

УНИВЕРЗИТЕТ У БЕОГРАДУ
МАШИНСКИ ФАКУЛТЕТ

Ивана Д. Илић

**НУМЕРИЧКО МОДЕЛИРАЊЕ ДЕЛОВА
СТРУКТУРЕ ЛЕТЕЛИЦЕ ОД
ВИШЕСЛОЈНИХ КОМПОЗИТНИХ
МАТЕРИЈАЛА У ПОДРУЧЈУ
ГЕОМЕТРИЈСКЕ НЕЛИНЕАРНОСТИ**

докторска дисертација

Београд, 2016.

UNIVERSITY OF BELGRADE
FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

Ivana D. Ilić

**NUMERICAL MODELING OF AIRCRAFT
STRUCTURAL PARTS MADE OF
LAMINATED COMPOSITE MATERIALS
IN THE AREA OF GEOMETRICAL
NONLINEAR BEHAVIOR**

Doctoral Dissertation

Belgrade, 2016.

Предговор

Истраживања моделирања структура од вишеслојних композитних материјала у подручју геометријске нелинеарности као и експериментална истраживања су реализована у Војнотехничком институту у Београду.

Захваљујем се свим сарадницима из Војнотехничког института који су ми на било који начин пружали помоћ током истраживања.

Посебну захвалност желим да искажем свом ментору професору др Златку Петровићу, уз чију подршку је овај рад добио коначно уобличење.

Београд, март 2016.

Ивана Д. Илић

НУМЕРИЧКО МОДЕЛИРАЊЕ ДЕЛОВА СТРУКТУРЕ ЛЕТЕЛИЦЕ ОД ВИШЕСЛОЈНИХ КОМПОЗИТНИХ МАТЕРИЈАЛА У ПОДРУЧЈУ ГЕОМЕТРИЈСКЕ НЕЛИНЕАРНОСТИ

Резиме

Циљ истраживања је успостављање погодне нумеричке процедуре за одређивање чврстоће и крутости главног стајног трапа Тактичке беспилотне летелице Пегаз. Главни стајни трап је типа гибња израђеног од вишеслојних композитних материјала, карбона и стакла, и представља један од најосетљивијих делова летелице. За одређивање померања и расподеле напона у гибњу је коришћена метода коначних елемената (МКЕ). Понашање гибња, под дејством оптерећења, залази у област геометријски нелинеарних проблема и при моделирању је коришћен нелинеарни тип анализе. Механичке карактеристике материјала који су коришћени за израду гибња су одређене експериментално. Ради верификације резултата добијених нумеричким путем гибња је испитан експериментално. Резултати померања као и чврстоћа добијени експерименталним путем су упоређени са нумерички добијеним резултатима и постигнуто је добро слагање. Радом је успостављен поуздан и ефикасан нумерички приступ прорачуна структуралних елемената израђених од композита чије понашање улази у подручје геометријске нелинеарности.

Кључне речи: Вишеслојни композити, Гибња, Геометријски нелинеарна анализа, Метода коначних елемената, Тактичка беспилотна летелица, Коефицијент иницијалног отказа, Tsai-Wu критеријум лома

Научна област: Машинство

Ужа научна област: Ваздухопловство

UDK 623.746-519:678-19:519.6 (043.3)

NUMERICAL MODELING OF AIRCRAFT STRUCTURAL PARTS MADE OF LAMINATED COMPOSITE MATERIALS IN THE AREA OF GEOMETRICAL NONLINEAR BEHAVIOR

Abstract

The goal of this research is to establish a suitable numerical procedure, for determining the strength and stiffness of the main landing gear, of the Tactical unmanned aerial vehicle, Pegaz. The main landing gear is of the leaf spring type and is made of layers of Carbon and Glass composite materials, and represents one of the most sensitive parts of UAV. For determining displacement and stress distribution in the leaf spring, the Finite Element analysis (FEA) was performed. Leaf spring behavior is geometrically nonlinear; therefore a nonlinear type of analysis was performed. Mechanical properties of the composite materials used for the leaf spring was experimentally determined. To verify the numerical results, experimental tests on leaf spring were performed. Experimental results of displacement and strength were compared with the numerical results, and a strong correlation was found. This work establishes a reliable and effective numerical approach for the calculation of structural elements made from a composite material, whose behavior is geometrically nonlinear.

Key words: Layered composite, Leaf spring, Geometrical nonlinear analysis, Finite element method, Tactical UAV, Failure index, Tsai-Wu failure criterion

Scientific discipline: Mechanical engineering

Scientific sub discipline: Aeronautical engineering

UDK 623.746-519:678-19:519.6 (043.3)

САДРЖАЈ

КОРИШЋЕНЕ ОЗНАКЕ	i
1 УВОДНА РАЗМАТРАЊА	1
2 ПРЕГЛЕД КОРИШЋЕНЕ ЛИТЕРАТУРЕ	3
3 ВИШЕСЛОЈНИ КОМПОЗИТНИ МАТЕРИЈАЛИ	6
3.1 Одређивање крутости вишеслојних композитних струкура применом ламинатне теорије	7
3.2 Одређивање чврстоће вишеслојних композитних структура	17
4 БЕСПИЛОТНЕ ЛЕТЕЛИЦЕ КОМПОЗИТНЕ СТРУКТУРЕ	24
4.1 Тактичка беспилотна летелица Пегаз	24
4.2 Специјалне слојевите опруге	27
5 КОМПОЗИТНИ ГИБАЊ ТАКТИЧКЕ БЕСПИЛОТНЕ ЛЕТЕЛИЦЕ ПЕГАЗ	30
5.1 Конструктивно решење композитног гибња	30
5.2 Одређивање механичких карактеристика материјала коришћених за израду гибња	36
5.2.1 Одређивање механичких карактеристика материјала Carbon fabric 200g/m ²	44
5.2.2 Одређивање механичких карактеристика материјала Carbon UD 310 g/m ²	46
5.2.3 Одређивање механичких карактеристика материјала Glass UD 310 g/m ²	48
6 ПРОРАЧУН КОМПОЗИТНОГ ГИБЊА ПРИМЕНОМ МЕТОДЕ КОНАЧНИХ ЕЛЕМЕНАТА	51
6.1 Основи методе коначних елемената	51
6.2 Оптерећења композитног гибња	52
6.3 Прорачун композитног гибња	55
6.3.1 Опис модела	55
6.3.2 Резултати прорачуна	70
7 ПОРЕЂЕЊЕ НУМЕРИЧКИХ И ЕКСПЕРИМЕНТАЛНИХ РЕЗУЛТАТА	105

7.1 Испитивање композитног гибња.....	105
7.2 Поређење нумеричких и експерименталних резултата.....	119
8 ЗАКЉУЧАК.....	123
ЛИТЕРАТУРА.....	125
ПРИЛОЗИ.....	128

КОРИШЋЕНЕ ОЗНАКЕ

σ_i, σ_{ij}	Нормални напон
τ_{ij}	Напон смицања
$\varepsilon_i, \varepsilon_{ii}, \gamma_{12}$	Деформације
E_{11}, E_{22}	Јангов модул еластичности
G_{12}	Модул клизања
ν_{12}, ν_{21}	Поасонов коефицијент
$C_{ij}, Q_{ij}, \bar{Q}_{ij}$	Коефицијенти еластичности
κ_i, κ_{ij}	Закривљеност средње равни
N_i, N_{ij}	Резултанте силе
M_i, M_{ij}	Резултанте момента
$[A_{ij}]$	Мембранска матрица крутости
$[B_{ij}]$	Матрица спрега између савијања и истезања
$[D_{ij}]$	Матрица савојне крутости
X_t, F_{11}^t	Затезна чврстоћа у правцу влакана
X_c, F_{11}^c	Притисна чврстоћа у правцу влакана
Y_t, F_{22}^t	Затезна чврстоћа нормално на правац влакана
Y_c, F_{22}^c	Притисна чврстоћа нормално на правац влакана
S, F_{12}	Чврстоћа смицања
F.I.	Коефицијент иницијалног отказа
t	Дебљина слоја вишеслојног композита
T_x, T_y, T_z	Померање у хоризонталном, бочном и вертикалном правцу
j	Ниво оптерећења, степен сигурности
\bar{x}	Средња вредност групе епрувета
CV	Коефицијент одступања узорка

1 УВОДНА РАЗМАТРАЊА

Савремене летелице, као и значајан број других конструкција, се производе од вишеслојних композитних материјала. Структурални елементи израђени од вишеслојних композитних материјала поседују изванредну чврстоћу и крутост због могућности аранжирања слојева. Током лета летелице су изложене дејству инерцијалних и аеродинамичких оптерећења. На основу тих оптерећења дефинише се шема слагања слојева ради постизања потребне чврстоће и крутости, при чему долази до значајне редукције масе. Још једна од предности коришћења композитних материјала у изради летелица је радарска невидљивост, што је од нарочитог значаја за тактичке беспилотне летелице.

Предмет истраживања овог рада је успостављање прорачунских процедура као и експериментална верификација чврстоће и крутости главног стајног трапа тактичке беспилотне летелице „Пегаз“ израђене од вишеслојних композитних материјала. Угиб гибња улази у подручје геометријске нелинеарности тако да је приликом успостављања прорачунске процедуре потребно укључити и утицај оваквог понашања.

Имајући у виду дагибањ има комплексну геометрију и граничне услове за његово моделирање понашања је неопходно користити савремене нумеричке методе попут методе коначних елемената (МКЕ). Током анализе понашања користиће се МКЕ као и одговарајуће теорије иницијалних отказа (лома).

Рад је подељен у осам поглавља.

У Поглављу 1 су дате уводне напомене, које говоре о предмету и циљу истраживања у оквиру рада.

Поглавље 2 даје преглед литературе која је коришћена у раду као и досадашњих истраживања из домена рада.

У Поглављу 3 је изложена општа ламинатна теорија вишеслојних композита са ортотропним карактеристикама слојева. Изведене су конститутивне зависности за вишеслојне композитне плоче изложене раванском напрезању и савијању. Изведене су и матрице крутости ламината. У овом поглављу је дат и приказ критеријума иницијалног отказа појединих слојева вишеслојних композитних

структура под дејством статичког оптерећења, са посебним акцентом на Tsai-Wu критеријум иницијалног отказа. Дефинисан је и коефицијент иницијалног отказа (F.I.).

У Поглављу 4 су дате основне карактеристике Тактичке беспилотне летелице „Пегаз“ и основне карактеристике опруга типагибањ, који представља главни стајни трап ове летелице.

У Поглављу 5 је детаљно приказано конструктивно решењегибања и процес његове производње. Експерименталним путем, применом стандарда ASTM D 3039, су одређене механичке карактеристике композитних материјала који су коришћени за израдугибања.

У Поглављу 6 је приказано моделирање композитноггибања методом коначних елемената у програмским пакетима FEMAP/ MSC NASTRAN. Дат је кратак осврт на методу коначних елемената. Приказана су оптерећења која делују на главни стајни трап приликом слетања, добијена применом стандарда JAR/VLA. Детаљно је описан модел коначних елемената. Објашњена је специфичност геометријски нелинеарне анализе која је коришћена током прорачуна. За одређивање нивоа оптерећења при којем долази до отказа структуре је коришћен Tsai-Wu критеријум иницијалног отказа. У овом поглављу су дати сви резултати прорачуна, за слетне случајеве оптерећења и случајеве оптерећења изведених из слетних случајева које је предвиђено експериментално испитати.

У Поглављу 7 су дати резултати експерименталног испитивањагибања у виду крутости (померања). Приказани су и резултати испитивањагибања до отказа ради верификације статичке чврстоћегибања. Сви резултати добијени експерименталних путем су упоређени са нумерички добијеним резултатима и добијено је добро слагање, чиме је потврђена оправданост коришћења приказане нумеричке процедуре за одређивање чврстоће и крутостигибања.

У Поглављу 8 су дата закључне напомене о резултатима постигнутим у раду. Истакнуте су могућности и предности процедуре за нумеричко моделирање композитних структура које су коришћене у овом раду. Дате су смернице за наставак истраживања у области која је предмет овог рада.

2 ПРЕГЛЕД КОРИШЋЕНЕ ЛИТЕРАТУРЕ

Основи дефинисања чврстоће и крутости вишеслојних композитних структура су постављени од стране *Jones*-а [1] и *Halpin*-а [2]. У њиховим радовима су детаљно дефинисане матрице крутости структуре као и критеријуми лома који се користе за дефинисање отказа структуре.

Када су се јавиле прве идеје за пројектовање композитних гибњева пракса је била да се анализа чврстоће и крутости изврши путем експерименталних испитивања. Након 1990. године, јављају се идеје о нумеричком моделирању композитних гибњева.

С обзиром на то да је дуго постојала пракса да се гибњеви производе од челика, велики број радова је посвећен поређењима челичних гибњева и гибњева израђених од композитних материјала. Оно што је заједничко свим овим радовима је да су композитни гибњеви израђени од материјала стакло/епокси и да је анализа понашања урађена применом МКЕ, програмским пакетом ANSYS.

Приликом нумеричке анализе композитних гибњева у досадашњим радовима су коришћена три приступа. Првим приступом уводи се претпоставка да јегибањ могуће моделирати применом гредних елемената, односно третирају као линијски проблем. Главна мана овог приступа је да се њиме занемарују различити модови деформација који су од значаја за овакав тип структуре. Такође, овим приступом је немогуће узети у обзир ефекат нелинеарног понашања гибња. Другим приступомгибањ се дели на изванредан број делова, који су дефинисани крутим елементима који се затим повезују опругама како би се симулирало флексибилно понашање гибња. Мана овог приступа је што се губи на прецизности симулирања реалне структуре и постоји опасност од грешке због великог броја степена слободе који се јављају. Трећим приступом се прави детаљни модел коначних елемената, који омогућава симулирање еластичних деформација.

Deshmukh и *Jaju* [3] говоре о предностима коришћења композитног гибња у односу на челични у аутомобилској индустрији у циљу смањења масе. Циљ рада је да се прикаже процес пројектовања, прорачуна и производње композитног гибња. Као најбољи начин за прорачун гибња предлажу МКЕ, коришћењем

програмског пакета ANSYS. Сматра се да бигибањ било погодно моделирати запреминским, солид, елементима. Основна карактеристикагибања је да је константне дебљине и ширине, односно да се његов попречни пресек не мења. Процес производње је ручни. Као исход тога се добија значајно смањење масе композитноггибања у односу на челични, али и смањење нивоа буке, и удобнија вожњу.

Shiva Shankar и *Vijayarangan* [4] су приказали поређење композитног и челичноггибања, а прорачун обагибања је урађен коришћењем програмског пакета ANSYS. Гибњеви су моделирани запреминским елементима. Композитнигибањ је израђен од унидирекционих слојева материјала стакло/епокси због добре способности складиштења енергије деформације. Гибанј је константног попречног пресека ради лакше производње. Добијено су знатно мањи напони у композитномгибању, веће природне фреквенције, а масагибања је мања за око 85%.

Shokrich и *Rezaei* [5] су најпре разматрали челичнигибањ израђен од четири слоја челика, који је анализиран применом МКЕ. Резултати МКЕ су дали податке о напонима и угибима а затим су они и потврђени експерименталним испитивањима. Применом програмског пакета ANSYS моделиран је композитнигибањ, од слојева стакло/епокси, по узору на челични, а затим је у истом програмском пакету урађена оптимизација геометријегибања. Циљ оптимизације је био добитигибањ минималне масе који је способан да издржи задата статичка оптерећења, а да не дође до лома. За одређивање нивоа оптерећења при којем долази до лома је коришћен Tsai-Wu критеријум иницијалног лома. Оптимизацијом је добијен хиперболички обликгибања променљиве дебљине.

Al-Qureshi [6] је приказао предности коришћењагибања израђеног од слојева стакла у поређењу сагибањем израђеним од слојева карбона. Основне предности су већа отпорност на појаву прелина као и на ударна оптерећења. Препоручује сегибањ параболичног облика, константне ширине и променљиве дебљине. Дата је аналитичка поставка зависности промене дебљинегибања по његовој дужини.

Проблем геометријске нелинеарности је обрађен у [7,8,9]. Newton-Raphson итеративна метода, која се користи за решавање нелинеарних једначина, је детаљно приказана у [10,11].

У овом раду ће акценат бити стављен на дефинисање поступка моделирања композитног гибња, применом комбинације програмских пакета FEMAP/MSC NASTRAN, израђеног од комбинације унидирекционог стакла, карбона и карбонског ткања, површинским елементима, уз утицај геометријски нелинеарног понашања.

3 ВИШЕСЛОЈНИ КОМПОЗИТНИ МАТЕРИЈАЛИ

Вишеслојни композитни материјали (ламинати) су састављени од танких слојева (ламина), различитих оријентација и израђених од различитих материјала, који имају ортотропне карактеристике. Ортотропне карактеристике материјала дефинишу ортотропни слој а представљају случај када су влакна у слоју аранжирана тако да буду или унидирекциона или је остварено такво ткање да су влакна у слоју постављана у два међусобно управна правца. У ова два случаја се све механичке карактеристике материјала могу изразити у два међусобно управна правца. Можемо разликовати два типа ортотропних слојева: ткања, која имају исте или приближне механичке карактеристике у оба правца материјала, и унидирекционе слојеве, који имају изванредне механичке карактеристике у подужном правцу материјала и изузетно лоше карактеристике у попречном правцу материјала.

Сваки слој у ламинату је састављен од влакана и матрице. Јака, крута влакна у сваком слоју обезбеђују способност ношења оптерећења док матрица штити влакна, даје им подршку и преноси оптерећења између влакана. Функција матрице је од посебног значаја уколико се влакна покидају.

Влакна која се најчешће користе у инжењерској пракси су стакло, карбон, кевлар и борон. Најчешће коришћена стаклена влакна су "Е" стакло. Овај тип стаклених влакана има високу чврстоћу и добре механичке карактеристике. Још бољу чврстоћу и крутост има "S" стакло али је његова цена разлог што није наишло на ширу употребу. Што се тиче карбонских влакана, она се могу поделити на два типа: карбонска влакна великог модула, чија је карактеристика да имају изузетно велики модул еластичности али малу чврстоћу, и карбонска влакна велике чврстоће, који имају мањи модул еластичности и већу чврстоћу. У поређењу са стакленим и карбонским влакнима кевлар и борон имају знатно лошије карактеристике и слабију примену у ваздухопловству.

Матрице које се користе су епокси, полиестер и полиамид. Као најчешће матрице у ваздухопловној индустрији се користе епокси матрице. Епокси смоле имају веома добру комбинацију карактеристика које их чине погодним за употребу код

напредних композита који имају употребу у ваздухопловству. Основне предности епокси смоле су:

- добро пријањају на влакна,
- смањују заостале напоне,
- имају добре механичке карактеристике, у поређењу са осталим полимерима,
- термички су стабилне,
- чине добру баријеру у влажној средини,
- имају могућност примене на високим температурама.

Неки специфични облици вишеслојних композита који имају широку примену у ваздухопловству су балансирани и симетрични композити. Балансиран композит подразумева да нпр. за сваки слој од 45° постоји слој од -45° . Симетричан композит подразумева слагање слојева као у огледалу. Балансирани и симетрични вишеслојни композити, за раванске случајеве оптерећења, могу бити у потпуности дефинисани познавањем четири или пет основних коефицијената еластичности за ортотропне материјале. На основу овога се може закључити да је за ортотропне материјале неопходно познавати дупло више независних раванских коефицијената него за изотропне материјале, због различитих карактеристика у равнима симетрије. То је опет далеко мањи број независних коефицијената него за композите анизотропне природе.

3.1 Одређивање крутости вишеслојних композитних структура применом ламинатне теорије

Класична ламинатна теорија дефинише понашање ламината уз следеће претпоставке:

- за дводимензиону анализу напона у равни деформација је константна по дебљини,
- за савијање, деформација се мења линеарно по дебљини,
- ламинат се сматра танким у поређењу са његове две преостале димензије,
- сваки слој је квази хомоген и ортотропан,
- померања су мала у поређењу са дебљином,
- понашање ламината је у линеарној области.

На основу теорије вишеслојних композита се успоставља веза између напона и деформација и критеријум лома за индивидуални слој. Зависност између напона и деформација у сваком слоју је дата следећом релацијом:

$$[\text{напони}] = [\text{крутост}] [\text{деформација}]$$

Већ је поменуто неколико различитих типова вишеслојних композита. У случају анизотропног материјала основна карактеристика овог материјала је да нема равни материјалне симетрије. Због ове особине број независних константи неопходних да би се дефинисао анизотропни материјал је 21. Матрица крутости је симетрична у односу на главну дијагоналу. За овај тип материјала релација напон-деформација има следећи облик:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.1)$$

За случај ортотропног материјала постоје три међусобно ортогоналне равни материјалне симетрије. Овај тип материјала је карактеристичан за унидирекционе слојеве. Број независних константи неопходних да би се дефинисао овај материјал се своди на девет. Матрица крутости је симетрична у односу на обе дијагонале.

Релација напон-деформација у овом случају је:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{12} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.2)$$

У случају да је овакав ортотропни материјал изложен дводимензионом стању напона, односно раванском напрезању, важи да је:

$$\begin{aligned} \sigma_{33} &= 0 & \gamma_{23} &= 0 \\ \tau_{23} &= 0 & \gamma_{13} &= 0 \\ \tau_{13} &= 0 & \varepsilon_{33} &= 0 \end{aligned} \quad (3.3)$$

па се релација напон-деформација своди на облик:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{12} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.4)$$

где фигуришу само четири независна коефицијента еластичности:

$$\begin{aligned} C_{11} &= \frac{E_{11}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \\ C_{12} &= \nu_{12}C_{21} \\ C_{22} &= \frac{E_{22}}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \\ C_{66} &= G_{12} \end{aligned} \quad (3.5)$$

За случај изотропног материјала све равни су уједно и равни симетрије. Тако да је јављају само два независна коефицијента еластичности (C_{11} и C_{22}).

Код вишеслојних композита су генерално влакна у слоју усмерена под неким углом у односу на референтне осе, да би се постигле жељене карактеристике у одређеном правцу. У овом случају се сматра да је слој "генерално ортотропан". За одређивање релација напон-деформација код генерално ортотропног слоја морамо да пратимо следеће кораке:

1. трансформација напона из једног координатног система у други,
2. трансформација деформације из једног координатног система у други,
3. релације напон-деформација за специјално ортотропни слој (који подразумева ортотропни слој код кога се главне осе материјала, дефинисане ортотропијом, поклапају са референтним осама, као што су осе у правцу у којем делује оптерећење).

Релација напон-деформација за слој

Релација напон-деформација у координатном систему који се поклапа са материјалним координатним системом, за ортотропни слој изложен раванском напрезању је:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad (3.6)$$

где су редуковане крутости Q_{ij} дефинисане помоћу инжењерских константи једначинама:

$$Q_{11} = \frac{E_{11}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad Q_{22} = \frac{E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}}$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_{22}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} = \frac{\nu_{21}E_{11}}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad Q_{66} = G_{12} \quad (3.7)$$

За било који други координатни систем који се налази у равни слоја наопни су:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.8)$$

где су \bar{Q}_{ij} крутости трансформације, дефинисане помоћу редукованих крутости,

Q_{ij} , следећим једначинама:

$$\begin{aligned} \bar{Q}_{11} &= Q_{11} \cos^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \sin^4 \theta \\ \bar{Q}_{22} &= Q_{11} \sin^4 \theta + 2(Q_{12} + 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{22} \cos^4 \theta \\ \bar{Q}_{12} &= (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{12} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \\ \bar{Q}_{66} &= (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^2 \theta \cos^2 \theta + Q_{66} (\sin^4 \theta + \cos^4 \theta) \\ \bar{Q}_{16} &= (Q_{11} + Q_{12} - 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta \\ \bar{Q}_{26} &= (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66}) \sin^3 \theta \cos \theta + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66}) \sin \theta \cos^3 \theta \end{aligned} \quad (3.9)$$

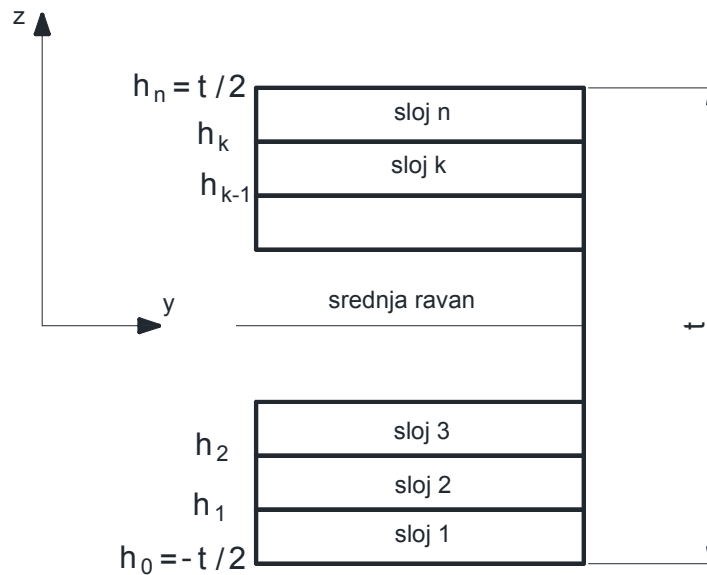
где угао θ представља угао између материјалног координатног система и неког другог координатног система за који се дефинишу напони.

Релација напон-деформација у произвољном координатном систему, односно једначина (3.8), је корисна за дефинисање крутости ламината због произвољне оријентације слојева који чине ламинат. Обе једначине, (3.7) и (3.8), се могу користити за одређивање релације напон-деформација за k -ти слој ламината. У општем облику једначина (3.8) за било који слој у ламинату може да се изрази на следећи начин:

$$\{\sigma\}_k = [\bar{Q}]_k \{\varepsilon\}_k \quad (3.10)$$

Расподела напона и деформације у ламинату

Да би се одредила крутост истезања и смицања у ламинату кључно је да се познаје расподела напона и деформација кроз дебљину ламината. С обзиром на то да се посматра расподела кроз читав ламинат позиција сваког слоја је веома важна. Уколико посматрамо ламинат који се састоји од n слојева са z координатом у правцу његове дебљине, мереном од геометријске средње равни ламината (геометријском средњом равни се сматра равна која се налази на средини дебљине), k -ти слој се налази између h_{k-1} и h_k , Сл. 3.1. Укупна дебљина ламината је означена са t [1,2].



Слика 3.1 Координате слоја у правцу дебљине ламината

Када је ламинат изложен раванском напрезању и/или савијању деформација се мења линеарно кроз дебљину и може да се запише као:

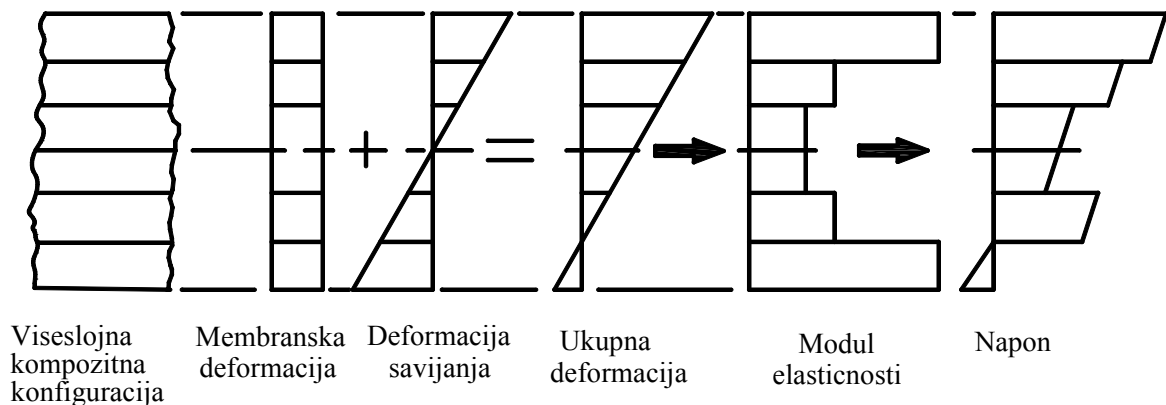
$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.11)$$

где ознака 0 представља деформације у средњој равни а $\kappa_x, \kappa_y, \kappa_{xy}$ представљају закривљеност средње равни. Ове величине су независне од z координате.

Заменом једначине (3.11) у једначину (3.10) добијају се напони у k -том слоју ламината:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{61} & \bar{Q}_{62} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left[\begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} \right] \quad (3.12)$$

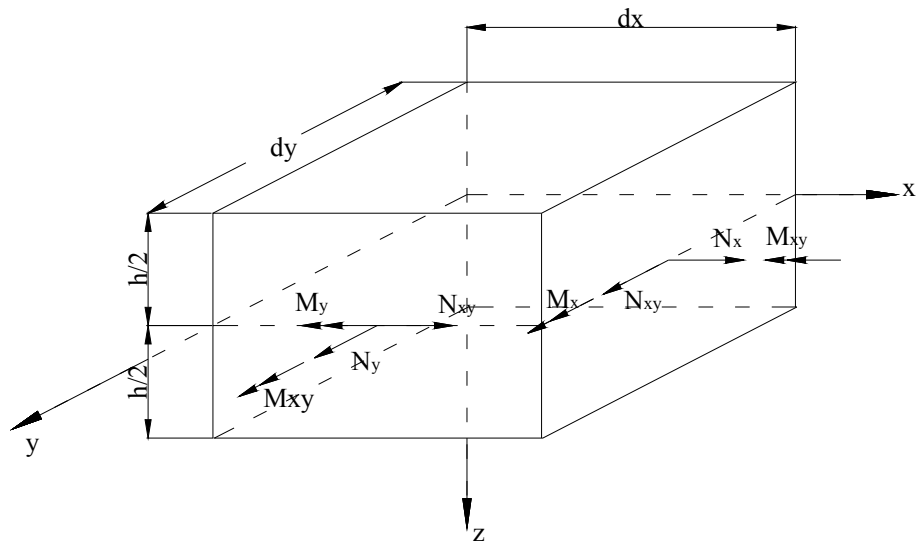
Вредности \bar{Q}_{ij} могу бити другачије за сваки слој ламината, тако да расподела напона кроз ламинат не мора да буде линеарна, чак и у случају да је расподела деформација кроз ламинат линеарна. Један од могућих случајева расподеле деформације и напона кроз ламинат је приказан на Сл. 3.2.



Слика 3.2 Деформација, модул еластичности и расподела напона и деформације дуж дебљине ламината

Дефинисање резултанти сила и момената

Као што је већ речено, напони у вишеслојном композиту варирају од слоја до слоја. Из овог разлога се користи еквивалентни систем сила и момената за попречни пресек ламината. За дефинисање сила и момената је коришћен елементарни паралелопипед композита. Резултанте сила и момената се састоје од по три компоненте које имају димензију сила по јединици дужине (резултанте силе) и момент по јединици дужине (резултанта момента). Заједно ових шест величина дају систем који је еквивалентан систему напона у вишеслојном композиту сведеном на геометријску средњу раван вишеслојног композита. Систем сила који делује на попречни пресек се редукује на систем који не садржи дебљину вишеслојног композита, или z координату, експлицитно.



Слика 3.3 Резултанте напона и деформација на елементарном паралелопипеду

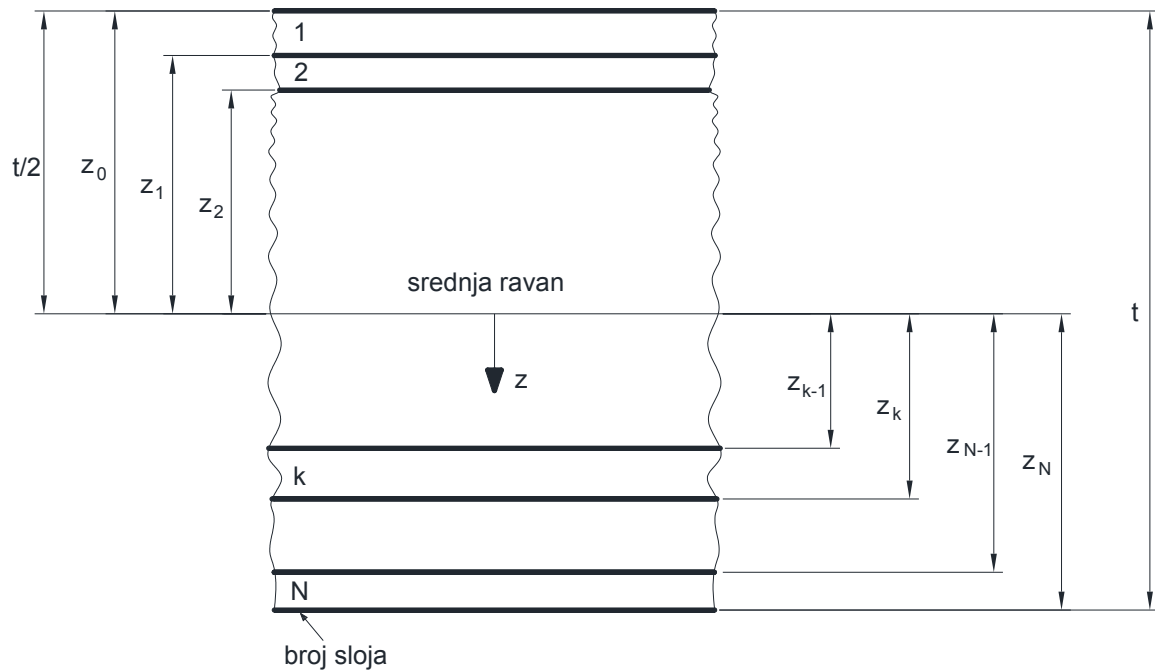
На Сл. 3.3 је приказан елементарни паралелопипед који је исечен из ламината. У општем случају на површинама паралелопипеда се јављају напони $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z, \tau_{xy}, \tau_{xz}$ и τ_{yz} . Будући да је вишеслојни композит изложен раванском напрезању узимају се у разматрање само напони σ_x, σ_y и τ_{xy} . Резултанте сила и момената које делују на ламинат су добијене интеграљењем напона у сваком слоју ламината кроз дебљину ламината:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k dz \quad (3.13)$$

и

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-t/2}^{t/2} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}_k z dz \quad (3.14)$$

где су z_k и z_{k-1} дефинисане на Сл. 3.4. Може се уочити да је z_i растојање, односно координата, позитивна на доле. Тако да када посматрамо к-ти слој у ламинату z_k је растојање доње површине к-тој слоја а z_{k-1} растојање горње површине к-тој слоја од средње равни ламината. После интеграљења силе и моменти не зависе од z координате, већ су функција од x и y , односно координата у средњој равни ламината.



Слика 3.4 Геометрија ламината сачињеног од N слојева

Једначине (3.13) и (3.14) могу да се преуреди јер матрица крутости слоја углавном има константну вредност по дебљини ламината па се може извући испред интеграла. У том случају добијамо једначине:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{61} & \bar{Q}_{62} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left[\int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} dz + \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} z dz \right] \quad (3.15)$$

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{61} & \bar{Q}_{62} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}_k \left[\int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} z dz + \int_{z_{k-1}}^{z_k} \begin{Bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{Bmatrix} z^2 dz \right] \quad (3.16)$$

У случају да матрица крутости слоја није константна по дебљини ламината претходне једначине се значајно усложњавају.

С обзиром да $\varepsilon_x^0, \varepsilon_y^0, \gamma_{xy}^0, \kappa_x, \kappa_y, \kappa_{xy}$ не зависе од z координате могу да се извуку из суме па једначине (3.15) и (3.16) могу да се запишу као:

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.17)$$

или

$$[N] = [A][\varepsilon^o] + [B][\kappa] \quad (3.18)$$

и

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

или

$$[M] = [B][\varepsilon^o] + [D][\kappa] \quad (3.20)$$

где су:

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k - z_{k-1}) \quad (3.21)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad (3.22)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k (z_k^3 - z_{k-1}^3) \quad (3.23)$$

A_{ij} је мембранска матрица крутости (матрица истезања), B_{ij} је матрица крутости која представља спрег између савијања и истезања, а D_{ij} је матрица савојне крутости. Присуство матрице B_{ij} показује да постоји веза између савијања и истезања вишеслојног композита. Спрег је проузрокован тиме што се неутрална оса и средња раван ламината не поклапају. То значи да је немогуће истезање вишеслојног композита који има матрицу B_{ij} без његовог истовременог савијања и/или увијања, тј. резултанта силе истезања не узрокује само издужење него и увијање и/или савијање ламината. Такође тај ламинат не може бити изложен моменту а да истовремено не дође до истезања средње равни.

Једначина (3.17) показује да код вишеслојне композитне плоче постоје momenti савијања или су дати у облику деформација средње равни и кривине плоче. То значи да истезање или притисак средње равни као и деформисање савијањем

изазива момент савијања. Моменти савијања M_x и M_y разложени су на део услед смицања средње равни и увијања плоче. Момент увијања M_{xy} је разложен на део услед нормалних деформација средње равни и деформације плоче услед савијања. Комбинујући једначине (3.14) и (3.18) једначина за вишеслојне плоче и љуске може да се напише у облику:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}^o \\ \boldsymbol{\kappa} \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

Ову једначину је за поједине карактеристичне случајеве могуће поједноставити:

1. Елиминација спрегнуте матрице $[\mathbf{B}]$ - слагањем слојева вишеслојног композита симетрично око средње равни може се елиминисати матрица $[\mathbf{B}]$. Са овим ограничењем једначина (3.25) се редукује на облик:

$$[\mathbf{N}] = [\mathbf{A}][\boldsymbol{\varepsilon}] \quad (3.26)$$

$$[\mathbf{M}] = -[\mathbf{D}][\boldsymbol{\gamma}] \quad (3.27)$$

2. Ако је вишеслојни композит формиран са једнаким бројем парова слојева са симетријом око координатних оса x и y (а такође и симетрично слаган у односу на средњу равн), мембранска матрица крутости $[\mathbf{A}]$ постаје ортотропна ($A_{16} = A_{26} = 0$), тј:

$$[\mathbf{A}] = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

$[\mathbf{D}]$ матрица савијања остаје потпуно попуњена и анизотропна је.

3. Ако је вишеслојни композит конструисан са једнаким бројем парова слојева под углом од 0^0 и 90^0 према координатним осама x и y и матрица савијања $[\mathbf{D}]$ ће постати ортотропне природе.

Коначно, поједностављена једначина вишеслојних композита може бити написана као:

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = [A] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

Ако се обе стране једначине поделе укупном дебљином вишеслојног композита, t , добија се следећа једначина:

$$\begin{bmatrix} \bar{\sigma}_x \\ \bar{\sigma}_y \\ \bar{\tau}_{xy} \end{bmatrix} = \frac{1}{t} [A] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = [\bar{A}] \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

Ова једначина има широку употребу из разлога што је већина вишеслојних композита који се користе за конструкције симетрична око средње равни, да се не би јавило витоперење [1,2,12].

3.2 Одређивање чврстоће вишеслојних композитних структура

У вишеслојних композитним структурама је прилично комплексно предвидети отказ структуре. Отказ не зависи само од типа оптерећења већ и од карактеристика влакана и карактеристика матрице, шеме слагања слојева у ламинату, утицаја околине. Иницијални отказ ће се јавити на локалном нивоу, што практично значи да ће најпре доћи до отказа индивидуалног слоја или на споју између слојева али је могуће да ће до ефективног отказа ламината доћи тек пошто се отказ прошири на неколико слојева.

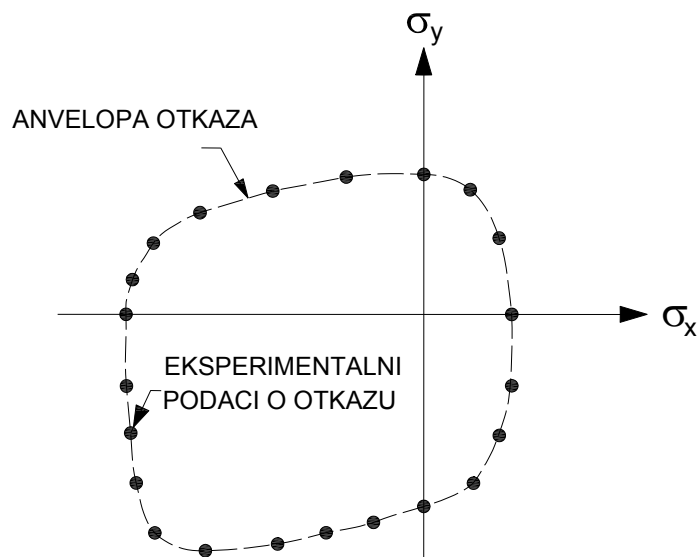
Већ је речено да су деформације у ламинату константне кроз дебљину ламината за случајеве напрезања у равни код симетричних ламината, или се мењају линеарно за случајеве када не делује раванско оптерећење. Напони у сваком слоју, дати једначинама (3.8) и (3.12) зависе од модула слоја и не варирају континуално кроз дебљину ламината. Отказ ламината, који се може описати помоћу главног напона усредњеног кроз дебљину ламината, ће се јавити само у одређеном слоју. Да би се предвидео отказ код ламината са више различитих усмерења слојева неопходно је одредити напоне и деформације за сваки слој у материјалном координатном систему слоја. Потом је неопходно пратити ширење иницијаног отказа кроз

ламинат да би се предвидео отказ ламината у целини. Када се одређује чврстоћа ламината потребно је размотрити низ могућих отказа:

- отказ матрице, који може имати значајни утицај на век ламината, а зависи од укупног стања напона и деформација у матрици,
- отказ првог слоја, који настаје када напон у једном слоју ламината достигне чврстоћу материјала од којег је израђен. Овај вид отказа не мора нужно да доведе до случаја када се ламинат у целини сматра неисправним. Крутост слоја који је отказао може да се смањи на одређени проценат од крутости коју је слој имао док је био неоштећен и потом да се поново анализира носивост ламината да би се утврдило да ли преостали слојеви могу да носе оптерећење. Тек када преостали слојеви више не могу да носе оптерећење сматра се да је дошло до отказа ламината у целини.
- прогресивни лом, када долази до отказа ламината у целини,
- раслојавање, када дође до одвајања слојева ламината. Овај вид отказа настаје у матрици, када до њеног отказа долази или услед смицања или услед истезања. Овакав отказ зависи од укупног стања напона и деформација у матрици, узимајући у обзир и напоне уведене приликом процеса производње ламината.

Чврстоћа композитне структуре се одређује на основу расподеле напона и деформација кроз сваки њен слој. Утицај на статичку чврстоћу вишеслојних композита имају и присуство преосталих напона, концентрација напона и интерламинарни напони који се јављају на слободним ивицама вишеслојног композита.

Приликом експерименталног одређивања чврстоће материјала испитивање је најчешће једноосно, што се не поклапа са случајевима који се јављају у пракси, када је напонско стање најчешће дводимензионо или тродимензионо. Због овог проблема успостављене су законитости, у виду тензорских трансформација карактеристика чврстоће, тзв. критеријуми лома. Неопходно је на неки начин описати област отказа уз помоћ криве или групе кривих (као што је приказано, за дводимензиони лом, испрекиданом линијом на Сл. 3.5).



Слика 3.5 Хипотетички дводимензиони лом

У овом истраживању пажња ће бити посвећена двоосном напрезању. Неке од теорија чврстоће, односно критеријуми лома, које описују двоосно напрезање су: теорија максималног напона, теорија максималне деформације, Tsai-Hill теорија, Tsai-Wu критеријум иницијалног отказа и др. У новије време се јављају критеријуми лома као што су: Grant-Sanders критеријум, Puro-Evansen критеријум, Puck критеријум.

Основна карактеристика свих ових критеријума је да материјал, иако је ортотропан, мора бити посматран као хомоген. Овакав приступ представља макроскопски приступ композитним материјалима, што значи да се сматра да је вишеслојни композит састављен од хомогених слојева. Микроскопским приступом слојеви нису хомогени већ се састоје од влакана и матрице и овакав приступ композитима је прилично компликован. Крајњи циљ је поклапање теоријске анvelope чврстоће са стварном анvelopом чврстоће да би се омогућило пројектовање структуралних елемената од композитних материјала.

Одабир критеријума лома, из мноштва критеријума који су на располагању, између осталог, зависи и од механичких карактеристика материјала којима се располаже. Посматрано са овога аспекта може се рећи да неки од критеријума лома захтевају познавање већег броја карактеристика материјала (чврстоћа) а неки мање. Програмски пакети FEMAP/NASTRAN, који ће бити коришћени за

одређивање чврстоће композитног гибња, имају имплементирани критеријуме лома Hill, Hoffman, Tsai-Wu и критеријум максималне деформације. Такође једна од могућности коју софтвер оставља је и да се не користи ни један од наведених критеријума лома већ да се као резултат из модела узму одговарајући напони па да се применом аналитичких метода користи неки од других критеријума лома. У овом истраживању биће коришћен Tsai-Wu критеријум лома.

Tsai-Wu тензорски критеријум иницијалног отказа

У поређењу са биаксијалним критеријума чврстоће као што су теорија максималног напона, теорија максималне деформације, Tsai-Hill критеријум, Tsai-Wu тензорски критеријум подразумева повећање степена апроксимативне једначине која даје бољу везу између теорије и експеримента. На тај начин се уводи неколико нових величина чврстоће и то су углавном величине које дају везу између напона и деформације у два правца. Tsai и Wu су површину лома, Сл 3.1, представили у следећем облику:

$$F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j = 1 \quad i, j = 1, 2, \dots, 6 \quad (3.31)$$

где је F_i тензор чврстоће другог реда а F_{ij} тензор чврстоће четвртог реда. За напон су коришћене уобичајене релације изузев што је $\sigma_4 = \tau_{23}$, $\sigma_5 = \tau_{31}$ и $\sigma_6 = \tau_{12}$. С обзиром на сложеност једначине (3.31) извршиће се редуковање ове једначине на случај ортотропног слоја изложеног раванском оптерећењу:

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_6 \sigma_6 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \sigma_6^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + 2F_{16} \sigma_1 \sigma_6 + 2F_{26} \sigma_2 \sigma_6 = F.I. \quad (3.32)$$

Чврстоћа смицања је независна од знака напона смицања, па сви линеарни напони смицања у претходној једначини могу да се занемаре. Добија се:

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_6 \sigma_6 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \sigma_6^2 + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 = F.I. \quad (3.33)$$

где је

$$F.I. \leq 1 \quad (3.34)$$

F.I. у претходној једначини представља коефицијент иницијалног отказа (Failure Index). Према Tsai-Wu критеријуму иницијалног отказа до лома (отказа) структуре ће доћи када коефицијент иницијалног отказа у било којем од слојева (односно првом слоју) достигне вредност 1 (F.I. = 1) [1,2,13].

Линеарни чланови напона у једначини (3.33) представљају чврстоћу истезања и притиска, док квадратни чланови представљају елипсоид поља напона. У једначини (3.33) се налази члан који садржи F_{12} и представља везу између нормалних напона у правцима 1 и 2.

Ако разматрамо једноосно оптерећену епрувету са оптерећењем у правцу 1, под дејством силе истезања добијамо чврстоћу на истезање X_t , а под дејством силе притиска чврстоћу на притисак X_c , у правцу 1. Тако да под дејством силе истезања имамо:

$$F_1 X_t + F_{11} X_t^2 = 1 \quad (3.35)$$

а под дејством силе притиска:

$$F_1 X_c + F_{11} X_c^2 = 1 \quad (3.36)$$

Одавде се добија да је:

$$F_1 = \frac{1}{X_t} + \frac{1}{X_c} \quad (3.37)$$

$$F_{11} = -\frac{1}{X_t X_c} \quad (3.38)$$

Аналогно овоме:

$$F_2 = \frac{1}{Y_t} + \frac{1}{Y_c} \quad (3.39)$$

$$F_{22} = -\frac{1}{Y_t Y_c} \quad (3.40)$$

На основу чињенице да је чврстоћа смицања у главном правцу материјала независна од знака напона смицања, долази се до:

$$F_6 = 0 \quad (3.41)$$

$$F_{66} = \frac{1}{S^2} \quad (3.42)$$

Преостало је одређивање тензора четвртог реда F_{12} . У основи, F_{12} не може бити одређено из једноосног испитивања у главном правцу материјала. Требало би урадити биаксијално испитивање зато што је F_{12} коефицијент у једначини критеријума лома који стоји и уз σ_1 и уз σ_2 .

За случај биаксијалног истезања, под условом да је $\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma$ а сви остали напони једнаки нули, добијамо:

$$(F_1 + F_2)\sigma + (F_{11} + F_{22} + 2F_{12})\sigma^2 = 1 \quad (3.43)$$

па коначно добијамо да је:

$$F_{12} = \frac{1}{2\sigma^2} \left[1 - \left(\frac{1}{X_t} + \frac{1}{X_c} + \frac{1}{Y_t} + \frac{1}{Y_c} \right) \sigma + \left(\frac{1}{X_t X_c} + \frac{1}{Y_t Y_c} \right) \sigma^2 \right] \quad (3.44)$$

Вредност F_{12} онда зависи од различитих чврстоћа и од нормалног напона, σ .

Tsai и Wu су такође разматрали коришћење једноосног експеримента за усмерење слојева различито од нула, $\theta \neq 0$, да се одреди чврстоћа смицања, F_{12} . Овде је, с обзиром на то да у Tsai-Wu критеријуму иницијалног отказа постоји веза између нормалних напона σ_1 и σ_2 и чврстоћа у правцу 1:

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} - \frac{\tau_{12}}{S^2} = 1 \quad (4.45)$$

Специфичне предности Tsai-Wu критеријума иницијалног отказа су:

- инваријантност у односу на ротацију или редефинисање координатног система,
- трансформација се врши применом тензорских трансформација,
- карактеристике симетрије су сродне карактеристикама крутости и сагласности [1,2,13,14,15].

Подаци о коефицијенту иницијалног отказа (F.I.) применом Tsai-Wu критеријума лома ће се директно добити из програмског пакета MSC/NASTRAN.

Критеријуми лома се односе на делимичан отказ ламината односно отказ првог слоја, што подразумева отказ појединог слоја/слојева. Отказ слоја не доводи нужно до отказа ламината у целини. У сваком случају, отказ слоја би требало избегавати, имајући у виду да оштећење може да се прошири и да се даље понашање ламината не може у потпуности предвидети. На Сл. 3.6 је приказан механизам отказа ламината.



Слика 3.6 Механизам отказа ламината

Приликом конструисања ламината основни захтеви су да се оствари максимална деформација у ламинату, да напон у сваком слоју не пређе дозвољену вредност чврстоће (односно да је $F.I. < 1$), тежити да ламинат буде балансиран и/или симетричан, и узети у обзир ограничења која би спречила појаву деламинације.

Крутост ламината, као и напони и деформације у сваком слоју, могу да се израчунају применом ламинатне теорије, односно теорије вишеслојних композита.

4 БЕСПИЛОТНЕ ЛЕТЕЛИЦЕ КОМПОЗИТНЕ СТРУКТУРЕ

Беспилотне летелице су ваздухопловне платформе широке намене (војне ненаоружане или наоружане и цивилне) најчешће као авиони и ређе као беспилотни хеликоптери. Војне беспилотне летелице извршавају извиђање у шпијунској или борбеним мисијама.

У случају војне употребе треба да се води рачуна да летелица има минимални радарски и ИЦ одраз и да је чујност што мања.

Цивилне беспилотне летелице извршавају мисије надзора саобраћаја, надгледање гасовода, нафтовода, пожарних или поплавних подручја и сл.

Беспилотне летелице могу бити полетне масе од 1 kg до неколико тона, покретане електромоторима или клипним, дизел, турбо моторима или на хибридни погон. Аутономија лета им је од неколико десетина минута до преко 40 сати са плафоном лета од 300 m до 30 km и дометом сигнала за управљање од 10 до 2000 km. Управљање БЛ је аутоматско, унапред програмирано, или вођењем из земаљске станице. Из земаљске станице се може управљати са више беспилотних летелица и тиме се истовремено могу прикупљати подаци са различитих локација.

Захваљујући својим предностима композитни материјали због односа чврстоћа/маса, отпорности на корозију, повећању перформанси због смањења отпора, продужетка животног века, значајном мањем броју делова у односу на структуре од лаких легура, данас се структуре беспилотне израђују скоро ислучиво од композитних материјала. Врло је велики број летелица у последњих педесетак година произведених за војну, а у последње време и за цивилну употребу. Најпознатије војне беспилотне летелице: Pointer, Pioneer, Orbiter, Hunter, Predator, Dark star, Global Hawk, UcaV Boeing X-45, а цивилне: Aerosonde, Altair, Altus, RMX, Scan Eagle, BML, BAT 4. У Србији се освајају две тактичке беспилотне летелице „Врабац“ кратког домета, и „Пегаз“ средњег долета.

4.1 Тактичка беспилотна летелица Пегаз

Пегаз припада класи тактичких беспилотних летелица средњег долета масе до 230 kg са 30 kg корисног терета и намењен је за прикупљање података дневним и

ноћним извиђањем, надгледањем и праћењем ваздушног простора. Радијус лета ове летелице је 50 km, оперативна висина лета 3000 m, трајање лета 8 часова, максимална брзина 200 km/h. Полетање и слетање је аутоматско и мануелно са и на полууређену писту. У случају принудног слетања могуће је слетање падобраном. Систем летелице се састоји од три летелице, земаљске станице, удаљеног видео терминала, три камиона и генератора AC/DC. Стајни трап летелице је типа трицикл, са увлачивом носном ногом. Главни стајни трап је типа гибња и израђен је од слојева материјала стакло/епокси ојачано карбонским слојевима. Летелица је највећим делом направљена од композитних материјала.



Слика 4.1 Тактичка беспилотна летелица средњег долета Пегаз

Приликом конструисања летелице доста пажње се придаје и модуларности конструкције како би се упростило теренско манипулисање и омогућило ношење алтернативних корисних терета. Змај тактичке беспилотне летелице средњег долета је аеродинамички конципиран као моноплан са левим и десним крилом. У саставу трупа је интегрисан центроплански део крила велике запремине, како би се обезбедио довољно велики простор за гориво и две репне греде које носе хоризонтални и два вертикална стабилизатора. Дужина појединачних елемената је готово идентична ради оптимизације простора за транспорт летелица. Змај летелице је произведен од савремених композитних материјала углавном од карбонских влакана у епокси смоли, чиме се омогућава постизање робусне геометрије уз малу масу (лаку конструкцију).

Погонска група је са потисном елисом, смештена између репних греда, и осигурава безбедан рад оператера при припреми за мисију. Мотор је

двоцилиндрични боксер мотор од 43 КС са алтернатором за снабдевање опреме електричном енергијом.

Лева и десна репна греда се умећу на крајеве центроплана, који је интегрални део трупа, а преко греда се, на исту везу, навлаче крила са аутоматском електричном конекцијом и једном бравом која повезује сва три елемента. Ово омогућава брже и једноставније склапање и расклапање летелице. На репне греде се поставља хоризонтални стабилизатор са брзораставном електричном конекцијом и бравама које га учвршћују. На крајевима хоризонталног стабилизатора се налазе два вертикална стабилизатора.

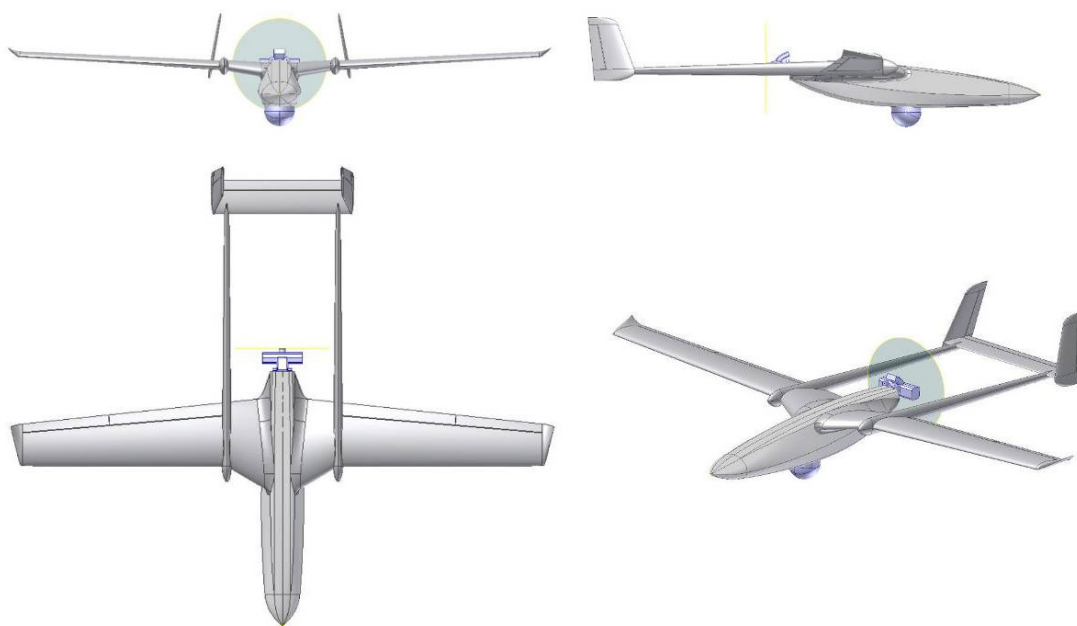
За склапање/расклапање целог система неопходан је само један оператер, при чему није потребан никакав специјалан алат за припрему летелице за мисију.

Све управљачке површине су удвојене ради повећања фактора сигурности:

- Свако крило има крилце, као примарну управљачку површину за командовање око уздужне осе. На унутрашњој страни се налазе обарајућа закрилца, ради повећања узгона на полетању и слетању. Закрилца су истовремено резервна крилца у случају отказа.
- Два вертикална стабилизатора имају по једну крму.
- Хоризонтална крма је подељена на два дела са независним механичким покретањем који у нормалним условима раде синхронизовано а у случају отказа једног од њих други би требало да буде довољно ефикасан да контролисано врати летелицу.

Конструктивно решење Тактичке беспилотне летелице средњег долета (ТБЛ) је приказано на Сл 4.2.

Систем беспилотне летелице функционише у реалном времену а поред тога постоји и могућност обраде и памћења прикупљених података добијених приликом оптоелектронског извиђања ради касније обраде и анализе. Записи о резултатима извиђања су у стандардном формату и садрже све битне параметре лета и објеката извиђања [16,17].



Слика 4.2 Основне пројекције ТБЛ Пегаз

4.2 Специјалне слојевите опруге

У овом истраживању акценат је стављен на главни стајни трап ТБЛ, композитни гивањ, који је типа опруге. Опруге представљају машинске елементе који имају изразито еластична својства, приликом деформације преузимају рад у виду акумулиране потенцијалне енергије, а у одређеном тренутку тај рад може да се ослободи повратком у почетни положај. Основна намена опруге је ублажавање удараца, акумулирање рада и сл. Најчешће се израђују од специјалне врсте челика за опруге чија је основна карактеристика велика еластичност и жилавост. За израду опруги се могу користити легуре, и други метали, али и неметали као шти су композитни материјали.

Специјалне слојевите, лиснате, опруге које су састављене од неколико међусобно повезаних ламела и служе за ублажавање удараца, а користе се на разним врстама возила, се називају гивањ. Употреба гивња је најпре започела у аутомобилској индустрији. Циљ употребе гивња у ауто индустрији је проистекао из потребе да се минимизују вертикалне вибрације, да се прихвате ударна оптерећења, која су последица ударних рупа и неправилности на путу као и да се обезбеди удобна возња. Основна карактеристика гивња је да је он дебљи у средишњем делу, како

би могао да прихвати савијање, а на крајевима је тањи, што су места на којима се везују точкови и на којима прихватају најразличитије врсте оптерећења која се могу јавити приликом експлоатације. Као најважнији задатак гибња може се истаћи способност прихватања вертикалног оптерећења [5,18].

У аутомобилској индустрији дуго времена су коришћени гибњеви направљени од челика. Композитни материјали су прво почели да се користе у авио индустрији и њихова употреба у овој грани индустрије сеже далеко у историју. Највећа корист од коришћења композитних материјала се огледа у редукцији масе. Када су у ауто индустрији почели да се производе гибњеви направљени од композитних материјала уочено је да су они до пет пута трајнији од челичних, па је General Motors 1981. године прешао на производњу гибњева направљених од стакло/епокси композита. На моделу Chevrolet Corvette C4 је заменом челичних гибњева масе 18.6 kg композитним гибњем масе 3.7 kg поред смањења масе уштедело се и на потрошњи горива. Ипак, с обзиром да захтеви у погледу квалитета производње композитних делова нису исти за ове две гране индустрије, сам процес пројектовања и производње композитних гибњева у аутомобилској индустрији је знатно једноставнији. Употреба композитних гибњева није у потпуности заживела у аутомобилској индустрији. Један од разлога је што за већину аутомобила уштеда на маси није приоритет. Још један од разлога да се остане на челичном гибњу је и чињеница да ће композитни гибња временом да се поломи док ће се то знатно ређе десити са челичним. Једина примена је могућа у категоријама лаких камиона и карго возила, као и код спортских аутомобила. Насупрот томе, у авио индустрији предност употребе композитног гибња у односу на челични се не доводи у питање. Уштеда на маси је од кључног значаја, поготово када се узме у обзир да се ова врста стајног трапа уграђује на ултра лаке летелице.

За израду гибњева у ваздухопловној индустрији најчешће се користе слојеви израђени од карбона и стакла. Композитни материјал Carbon/епoxy има способност складиштења велике количине енергије. Карактеристика овог материјала је и да има велику чврстоћу и крутост а малу масу. Али, са друге стране, он има малу ударну жилавост у случају контакта са металом, тако да би галванска корозија могла да представља проблем. Такође једна од мана је и цена

овог материјала. Стаклена влакна, у поређењу са карбонским влакнима, имају мању чрстоћу и крутост, већу густину, бољу отпорност на корозију, већу ударну жилавост и мању цену. Разликујемо два основна типа стаклених композитних материјала, E-Glass/епoxy и S2-Glass/епoxy. Упркос томе што S2 влакна имају боље механичке карактеристике него E влакна, цена E влакана је значајно нижа па се она чешће употребљавају.

Композитни материјали, као што је E-Glass/епoxy, имају доста добру могућност складиштења енергије деформације у правцу влакана. То је разлог за одабир унидирекционих слојева дуж правца гибња. Одабир унидирекционих слојева може ослабитигибањ у зони механичких спојева, па је могуће и да буде неопходно ојачавање гибња у овим зонама.

Имајући у виду да се приликом дејства оптерећења у гибњу јављају велики угиби сасвим је сигурно да понашање гибња улази у област великих деформација. Ова чињеница проблем прорачуна претвара у нелинеарни, што га значајно усложњава а постоји ризик да резултат неће конвергирати [5].

5 КОМПОЗИТНИ ГИБАЊ ТАКТИЧКЕ БЕСПИЛОТНЕ ЛЕТЕЛИЦЕ ПЕГАЗ

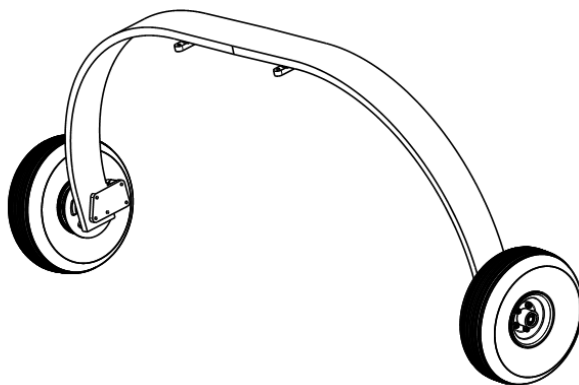
Због својих предности, мале масе, лаког одржавања, могућности оптимизације облика и једноставности израде, пројектант је изабрао за главни стајни трап гибња израђен од композитног материјала.

Током пројектовања гибња интерактивно су одређиване облик и димензије, највећа дебљина и ширина, сужавање и смањивање дебљина, односно дужина слојева, број слојева израђених од унидирекционог стакла, унидирекционог карбона и карбонског ткања. За више варијанти је вршен прорачун ради задовољења услова носивости и крутости, односно захтеваног вертикалног угиба за пријем кинетичке енергије током слетања. Када су задовољена оба услова пројектант је конструктивном документацијом дефинисао геометрију гибња и технологију израде. Овде ће бити приказано конструктивно решење дато у производњу и за експериментално испитивање.

Решења композитног гибња на претходним беспилотним летелицама су отказивала током испитивања или на слетању. У основи је најчешће долазило до раслојавања. Реализоване су разне варијанте, само од стаклених влакана, комбинацијом стакло-кевлар и др. Накнадним сазнањима и изучавањима дошло се до решења: комбинација унидирекционо стакло и карбон уз обавезно обмотавање платном ради избегавања раног раслојавања, најпре као последица несавршене технологије ручног слагања слојева (превише или премало смоле).

5.1 Конструктивно решење композитног гибња

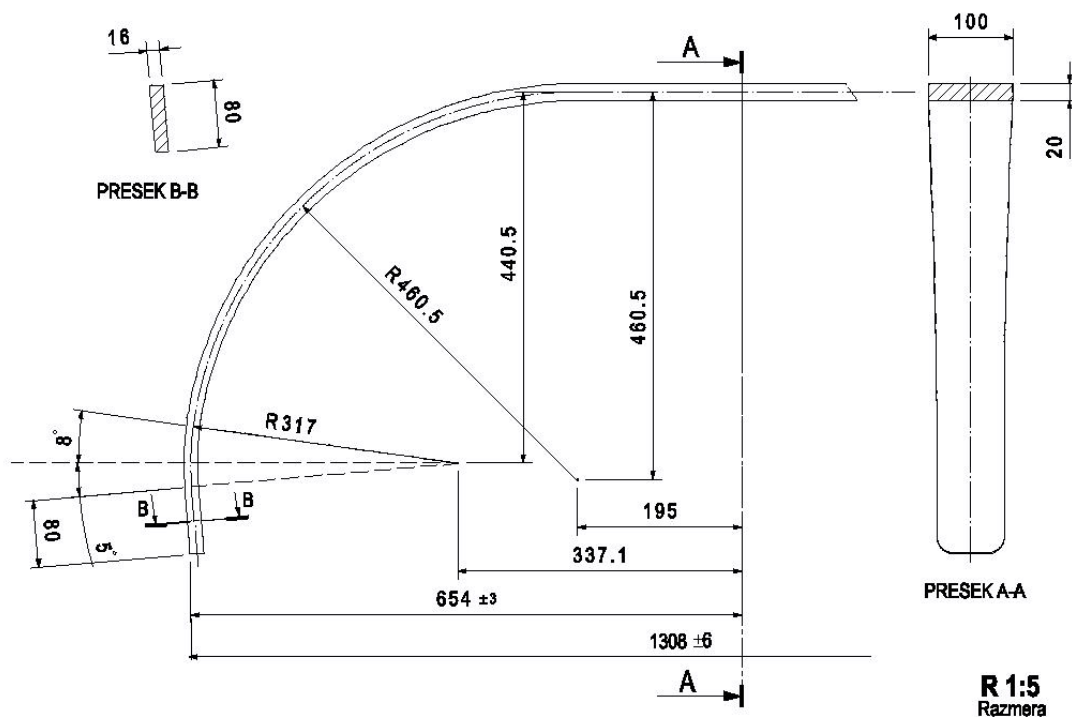
На Сл. 5.1 је приказан изглед композитног гибња тактичке беспилотне летелице Пегаз [16,17,19,20], а на Сл. 5.2 је дата геометрија гибња, при чему је приказана половина гибња. Друга половина је симетрична.



Слика 5.1 Изглед гибња Тактичке беспилотне летелице

Материјали коришћени за израду гибња су:

- карбонско ткање - Carbon fabric 200 g/m² (vlakna Torayca T300J)
- унидирекциони карбон - Carbon UD 310 g/m²
- унидирекционо стакло - Glass UD 310 g/m²



Слика 5.2 Геометрија гибња

У Табели 5.1 је дата шема слагања гибња. Према конструктивном решењу дебљина гибња се смањује континуално са 20 mm на 16 mm. Ова промена дебљине је технолошки остварена тако што су поједини слојеви, односно 10 слојева израђених од материјала Glass UD 310 g/m² и 1 слој израђен од материјала

Carbon UD 310 g/m², скраћивани. У равни симетрије гибња постоји 28 слојева израђених од материјала Glass UD 310 g/m² а онда су слојеви скраћивани тако да на крајевима гибња постоји 18 слојева израђених од овог материјала, што је дато као напомена у табели.

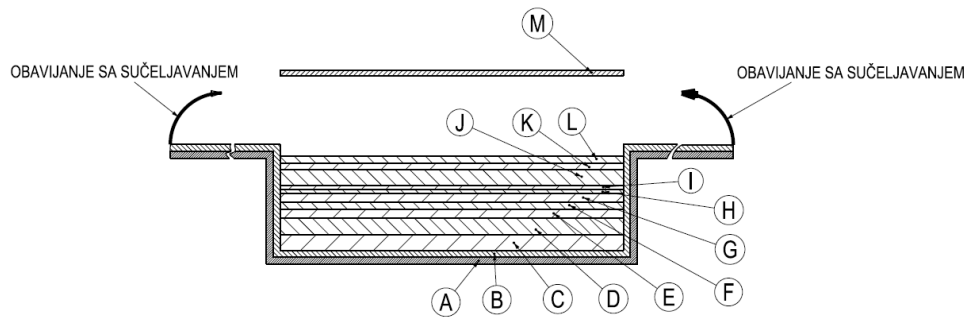
Табела 5.1 *Шема слагања слојева гибња*

Материјал	Број слојева	Усмерење слоја	Дебљина слоја	Напомена
Carbon fabric 200 g/m ²	1	0/90°	0.2 mm	естетски слој
Carbon fabric 200 g/m ²	2	0/90°	0.2 mm	
Carbon fabric 200 g/m ²	2	±45°	0.2 mm	
Carbon UD 310 g/m ²	16	0°	0.27 mm	
Carbon UD 310 g/m ²	1*	0°	0.27 mm	слој је краћи на оба краја за по 60 cm
Glass UD 310 g/m ²	1	0°	0.28 mm	слој је краћи на оба краја за по 70 cm
Glass UD 310 g/m ²	3	0°	0.28 mm	слој је краћи на оба краја за по 60 cm
Glass UD 310 g/m ²	2	0°	0.28 mm	слој је краћи на оба краја за по 40 cm
Glass UD 310 g/m ²	3	0°	0.28 mm	слој је краћи на оба краја за по 20 cm
Carbon UD 310 g/m ²	14	0°	0.27 mm	
Carbon fabric 200 g/m ²	2	±45°	0.2 mm	
Carbon fabric 200 g/m ²	2	0/90°	0.2 mm	

* краћи слој Carbon UD

Приликом формирања гибња коришћена је смола Ероху Hartz L-385, учвршћивач је 386 а време стврдњавања је 120 минута.

За разлику од унидирекционих слојева, који су слагани као ламинат, слојеви платна израђени од материјала Carbon fabric 200 g/m² су "обавијани" са сучељавањем око гибња (2+2 слоја), односно слагани према шеми приказаној на Сл 5.3. Улога ових слојева је да држе унидирекционе слојеве карбона и стакла на окупу. Након обавијања поставља се још један слој материјала Carbon fabric 200 g/m² који има естетску функцију.



Слика 5.3 Шема слагања гибња

Гибањ се формира у металном алату (Сл. 5.4), који је израђен НЦ технологијом на бази солид модела. На Сл. 5.5 и 5.6 је приказан процес производње и коначан изглед склопа (са уграђеним осовинама точкова) композитног гибња за статичку пробу.



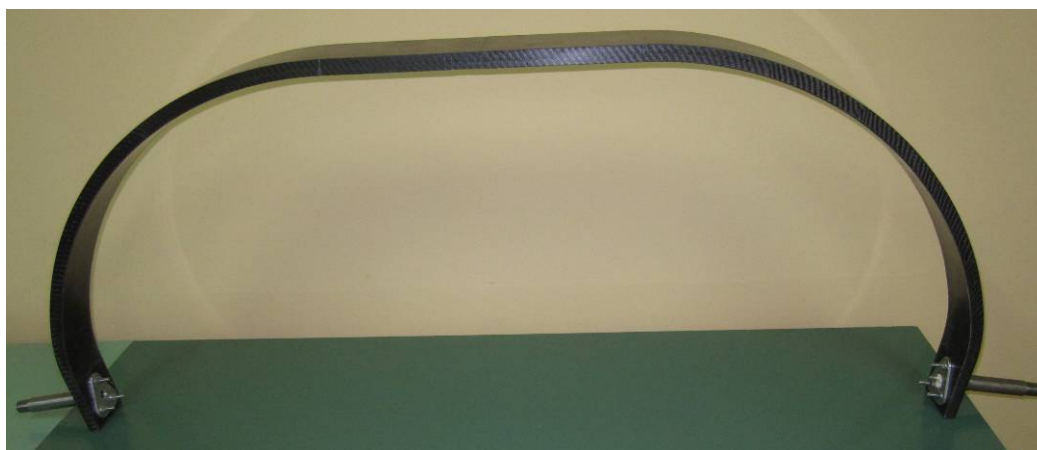
Слика 5.4 Метални алат за формирање композитног гибња



Слика 5.5 Процес производње гибња



Слика 5.5 Процес производње гибња, наставак



Слика 5.6 Изглед гивањ са уграђеним осовинама точкова

Процес производње гибња у многоме дефинише квалитет и цену производње. Стога би процес производње композитног гибња требало да буде што једноставнији. Најјефтинији процес производње се остварује ручним слагањем слојева. Овај процес са састоји од следећих фаза:

- слојеви се секу на жељене димензије, како би током процеса производње могли континуално да се слажу,
- током процеса слагања слојева, после сваког постављеног слоја наноси се слој смоле, помоћу четке, при чему се мора водити рачуна да процес наношења слојева буде континуалан,

- с обзиром на дуго време слагања слојева и да је време стврдњавања смоле 120 минута, прави се само мала количина смоле, па се током процеса процеса производње неколико пута меша нова количина,
- после сваког наношења смоле, вишак смоле се одмах одстрањује истискивањем чиме се и елиминише евентуални заостали ваздух између слојева,
- овај процес се континуално понавља до постизања коначне дебљине гибња, након чега се гибан затвара у челичном алату,
- по затварању алата он се додатно притиска стегама, које се повремено дотежу, како би истекао сав вишак смоле.

Процес производње гибња је трајао око 120 минута, при чему су ангажована два човека. Након завршеног процеса смола се полимеризује 24 часа на собној температури.

Предности коришћења композитног гибња:

- у поређењу са челичним гибњевима код композитних гибњева се значајно редукује тежина, и до 70%, и имају већу чврстоћу,
- сасвим једноставно га је могуће произвести у металном алату, коришћењем мануелне технике, помоћу четке, што смањује трошкове производње,
- за композитни гибан је могуће металним спојевима везати друге елементе, на пример осовину точка,
- након растерећења неће доћи до појаве заосталих деформација,
- има могућност апсорпције велике количине енергије па тиме штити остатак структуре летелице од преоптерећења,
- има одличну отпорност на корозију,
- мања је потрошња горива, с обзиром да је маса летелице смањена,
- има знатно већу енергију еластичних деформација.

Недостаци композитног гибња:

- виша цена,
- може доћи до појаве деламинације међу слојевима, која може довести и до лома гибња,
- најчешће има већу крутост него што је неопходно [21].

5.2 Одређивање механичких карактеристика материјала коришћених за израду гибња

За ортотропни материјал је неопходно извршити одређене експерименте, у циљу добијања механичких карактеристика у главном/главним правцима материјала. На основу ових експеримената се добијају подаци о чврстоћи и крутости материјала. Под крутости спадају:

E_{11} - Јангов модул еластичности у подужном, главном, правцу материјала, правац 1,

E_{11} - Јангов модул еластичности у попречном правцу материјала, правац 2,

$\nu_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1}$, за $\sigma_1 = \sigma$ док су сви остали напони нула -Поасонов коефицијент,

$\nu_{21} = -\frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_2}$, за $\sigma_2 = \sigma$ док су сви остали напони нула -Поасонов коефицијент,

G_{12} - модул смицања у равни 1-2.

При чему су четири карактеристике, $E_1, E_2, \nu_{12}, \nu_{21}$ независне, а механичке карактеристике које се тичу чврстоће су:

X - аксијална или подужна чврстоћа, чврстоћа у главном правцу материјала, правац 1,

Y - трансверзална или попречна чврстоћа, у попречном правцу, правац 2,

S - чврстоћа смицања, у равни 1-2.

Чврстоће X и Y имају различите вредности на истезање и притисак, односно могу се обележити са X_t, Y_t и X_c, Y_c , где индекс t означава истезање а индекс c притисак.

За већину композитних материјала, али не за све, крива напон-деформација је линеарна од нултог оптерећења до ломног оптерећења. Линеарно понашање је типично за стакло/епокси композитне материјале а овакво понашање је врло често и код борон/епокси и графит/епокси композитних материјала. У случају напона смицања понашање је изразито нелинеарно до лома. [22]

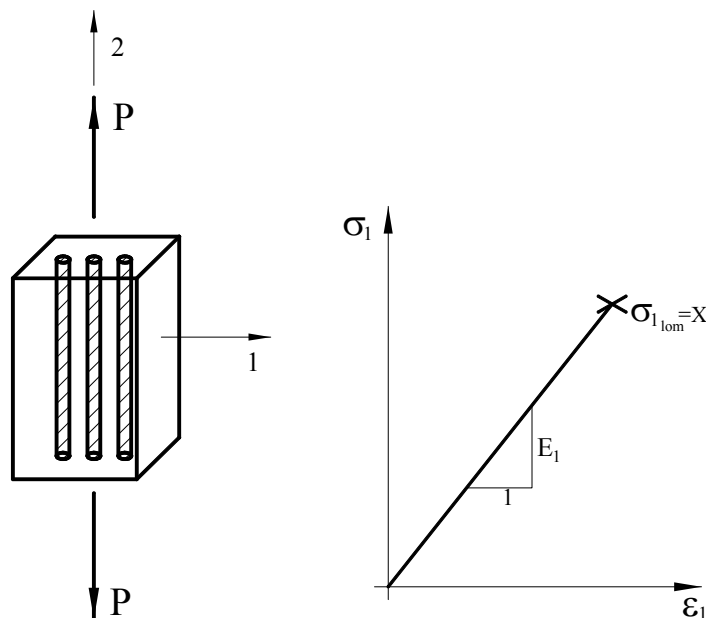
За разлику од изотропних материјала, код којих је расподела напона у епрувети униформна, код композитних материјала, услед ортотропије, јавља се зависност

између нормалних напона и деформација смицања као и између напона смицања и нормалних деформација и деформација смицања, када су оптерећени у правцу који се не поклапа са правцем главних оса материјала, као што је приказано у Поглављу 3.

Да би се добили подаци о модулу еластичности у главном правцу материјала најпре је потребно испитати епрувету усмерења слојева 0° на истезање, Сл. 5.7.

На основу овог испитивања најпре се добијају подаци о радном напону у главном правцу материјала, на основу силе и површине попречног пресека епрувете:

$$\sigma_1 = \frac{F}{A} \quad (5.1)$$



Слика 5.7 Једноосно оптерећење у правцу 1

Овај напон се читава у области линеарног понашања. На основу податка о деформацији која одговара израчунатом напону, добијају се подаци о модулу еластичности у главном правцу материјала, коришћењем следеће релације:

$$E_1 = \frac{\sigma_1}{\epsilon_1} \quad (5.2)$$

Поасонов коефицијент се одређује на основу релације:

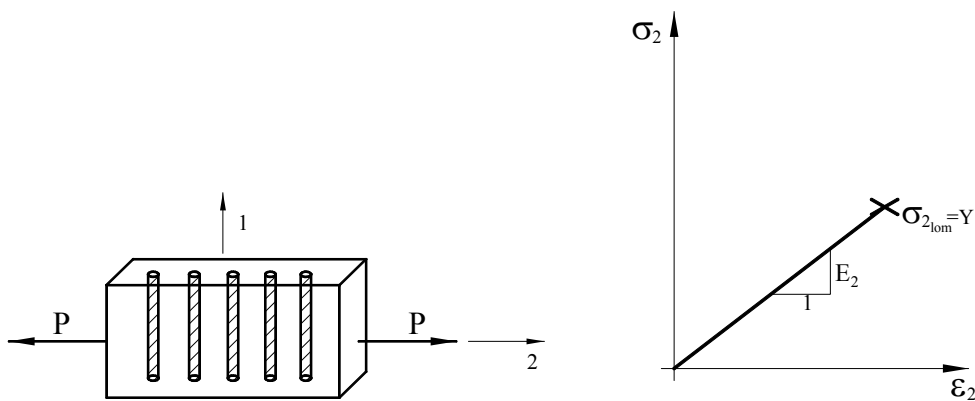
$$\nu_{12} = -\frac{\epsilon_2}{\epsilon_1} \quad (5.3)$$

На крају, гранично, ломно оптерећење на истезање, у главном правцу материјала се добија на основу ломног оптерећења:

$$X = \frac{P_{\text{lom}}}{A} \quad (5.4)$$

Механичке карактеристике материјала у попречном працу материјала добијају се идентичним поступком, испитивањем епрувете са усмерењем слојева 90° , Сл. 5.8, према следећим релацијама:

$$\sigma_2 = \frac{P}{A}, \quad E_2 = \frac{\sigma_2}{\varepsilon_2}, \quad \nu_{21} = -\frac{\varepsilon_1}{\varepsilon_2}, \quad Y = \frac{P_{\text{lom}}}{A} \quad (5.5)$$

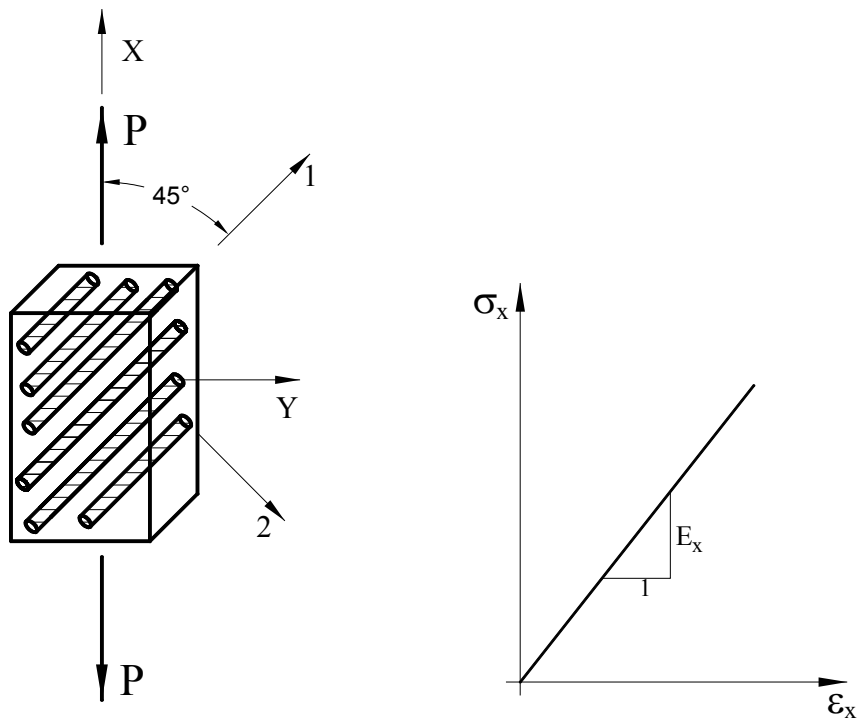


Слика 5.8 Једноосно оптерећење у правцу 2

Карактеристике крутости треба да задовоље релацију:

$$\frac{\nu_{12}}{E_1} = \frac{\nu_{21}}{E_2} \quad (5.6)$$

Да би се одредиле преостале механичке карактеристике, G_{12} и S , неопходно је испитати епрувету са усмерењем слојева 45° у односу на главни правац материјала, правац 1, на истезање, према Сл. 5.9.



Слика 5.9 Једноосно оптерећење које делује под углом од 45°

Овим испитивањем се добија модул еластичности E_x :

$$E_x = \frac{P/A}{\epsilon_x} \quad (5.7)$$

Помоћу једначине за одређивање инжењерских константи за ортотропни слој који је оптерећен у правцу који се не поклапа са главним правцима материјала

$$\frac{1}{E_x} = \frac{1}{E_1} \cos^4 \theta + \left[\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_1} \right] \sin^2 \theta \cos^2 \theta + \frac{1}{E_2} \sin^4 \theta \quad (5.8)$$

где је $\theta = 45^\circ$

добија се:

$$\frac{1}{E_x} = \frac{1}{4} \left[\frac{1}{E_1} + \frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_1} + \frac{1}{E_2} \right] \quad (5.9)$$

На основу ове једначине могуће је одредити модул смицања G_{12} .

$$G_{12} = \frac{1}{\frac{4}{E_x} - \frac{1}{E_1} - \frac{1}{E_2} + \frac{2\nu_{12}}{E_1}} \quad (5.10)$$

Имајући у виду да облик једначине типа (5.8) не постоји за чврстоће, из разлога што чврстоће није могуће трансформисати као крутости, немогуће је да се ово

испитивање искористи за добијање чврстоће смицања, S. Стога се мора користити други приступ за одређивање чврстоће смицања [1].

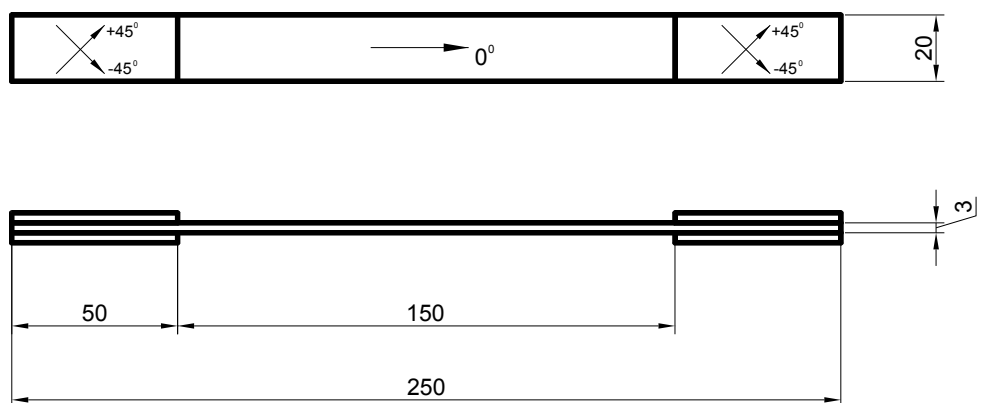
Испитивање епрувета на затезање у циљу одређивања механичких карактеристика материјала се дефинише стандардом ASTM D 3039/D 3039 M [23]. Овај стандард прописује методе испитивања композитних материјала, полимерних матрица ојачаних влакнима високог модула, ради добијања карактеристика истезања у равни. Један од услова је и да епрувета која се испитује има слагање слојева такво да је ламинат балансиран и симетричан. Према овом стандарду до расипања резултата може доћи из разлога као што су лоша припрема самог материјала или епрувете, чељусти за прихват епрувете, евентуалне појаве савијања приликом испитивања на истезање, лоше обрађених ивица епрувете и др. Прописано је и чиме све лабораторија за испитивање мора да буде опремљена (као што су микрометар и кидалица) као и шта све кидалица мора да испуни (дефинисане су покретна и непокретна глава машине, механизам за управљање покретном главом, индикатор силе, чељусти, систем за поравњање епрувете у кидалици, плочице на епрувети које иду у чељусти, да има могућност приказивања дијаграма оптерећење-деформација и сл.).

Механичке карактеристике материјала, у правцу уношења оптерећења приликом испитивања, које се одређују овим испитивањем су: затезна чврстоћа материјала, гранична затезна деформација, модули еластичности при истезању и Поасонов коефицијент. Стандард дефинише методе припреме материјала, шему слагања епрувете, припрему епрувете, спољашње услове испитивања, постављање и истезање епрувете у чељусти машине, брзину испитивања. Према захтеву овог стандарда је потребно користити микрометар за мерење дебљине и ширине епрувете. Такође је дефинисан и положај постављања мерних трака и екстензометри.

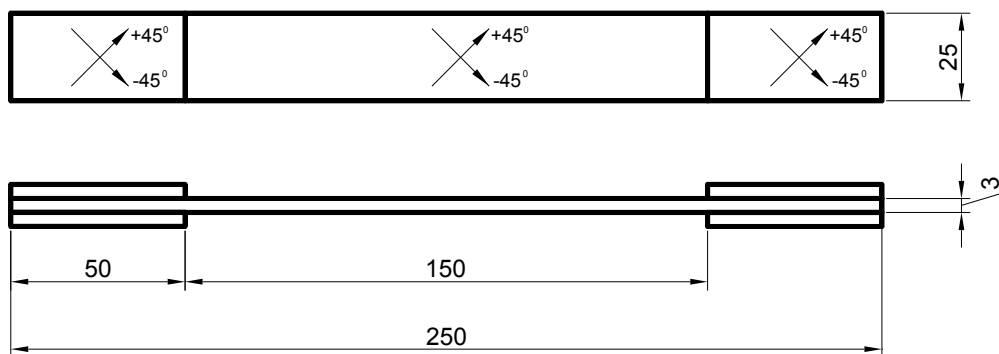
Према стандарду препорука је да се за свако испитивање користи најмање 5 епрувета, зато што је могуће да испитивање на мањем броју епрувета не би дало поуздане резултате.

На Сл. 5.10 су дате скице епрувета које су дефинисане стандардом, а служе за одређивање механичких карактеристика материјала на истезање. Испитиване су две различите групе епрувета:

- са усмерењем слојева 0° , које служе за одређивање механичких карактеристика у правцу влакана (затезна чврстоћа, моду еластичности у подужном правцу)
- са усмерењем слојева $\pm 45^\circ$, које служе за одређивање механичких карактеристика у правцу који се налази под углом од 45° у односу на правац влакана (на основу којих се применом одговарајућих трансформација добија моду смицања).



а.) Епрувета за испитивање на истезање, за одређивање механичких карактеристика материјала у правцу влакана (са усмерењем слојева 0°)



б.) Епрувета за испитивање на истезање, за одређивање механичких карактеристика материјала у правцу под углом 45° у односу на правац влакана (са усмерењем слојева $\pm 45^\circ$)

Слика 5.10

Плочике, односно ојачања, које служе за прихват епрувете у чељусти машине за испитивање су израђене од материјала Glass/епоху без обзира на материјал који се испитује.

Приликом испитивања нису коришћене мерне траке те није било могуће одредити вредност Поасоновог коефицијента. За одређивање Поасоновог коефицијента требало би одредити деформацију у оба правца (подужном и попречном).

За сваку групу епрувета је потребно урадити статистичку обраду података, израчунати средњу вредност, као и одредити стандардну девијацију (одступање) и коефицијент одступања (у %). Средња вредност за групу епрувета се одређује према:

$$\bar{x} = \frac{\left(\sum_{i=1}^n x_i \right)}{n} \quad (5.11)$$

Стандардно одступање сваке групе епрувета се одређује према:

$$s_{n-1} = \sqrt{\frac{\left(\sum_{i=1}^n x_i^2 - n\bar{x}^2 \right)}{n-1}} \quad (5.12)$$

А коефицијент одступања:

$$CV = 100 \cdot \frac{s_{n-1}}{\bar{x}} \quad (5.13)$$

где је:

\bar{x} - средња вредност групе епрувета,

s_{n-1} - стандардно одступање узорка,

CV - коефицијент одступања узорка, у процентима,

n - број узорака, епрувета,

x_i - измерена вредност на једном узорку [23].

Испитивање композитних епрувета

Епрувете за карактеризацију материјала који су коришћени за израду композитног гибња су испитане на истезање у Лабораторији за статичка и динамичка испитивања ВТИ Београд. Испитивање је изведено према стандарду ASTM D 3039. На крајеве свих епрувета су залепљена ојачања од стаклене тканине која се директно стављају у чељусти кидалице. Испитивање је обављено на кидалици SCHENCK TREBEL RM100 капацитета 100 kN. Брзина испитивања се кретала у интервалу од 1 до 3 mm/min, притисак на чељустима је био 50 bara. Мерни опсег

је 2 kN а ход 7.5 mm. Аквизиција је радила на 5v/sec. При испитивању је коришћен ектензометар HELLWIG TEMPOSONIC DBTM-24, са радним делом 50 mm, а мерење је извршено само у правцу дејства оптерећења. Испитивање је обављено у нормалним атмосферским условима. На Сл. 5.11 је приказана опрема на којој су извршена испитивања.



Слика 5.11 Кидалица SCHENCK TREBEL RM100

5.2.1 Одређивање механичких карактеристика материјала Carbon fabric 200 g/m²

За експериментално одређивање механичких карактеристика материјала Carbon fabric 200 g/m² израђено је и испитано две групе епрувета. Једну групу епрувета чине епрувете са усмерењем слојева 0/90° (епрувете са ознаком Е1 у Табели 5.1), а другу групу епрувете са усмерењем слојева ±45° (епрувете са ознаком Е2 у Табели 5.1). За обе групе епрувета је израђено по 3 епрувете. Епрувете су израђене и испитане на истезање према стандарду ASTM D 3039.

Епрувете са ознаком Е1 дају податке о модулима еластичности и чврстоћама у главном правцу материјала, правцу 1, и попречно на тај правац, а епрувете са ознаком Е2 дају податке у правцу који се налази под углом од 45° у односу на главни правац материјала и ови подаци се користе за добијање модула смицања.

Дијаграми напон-деформација који су добијени испитивањем материјала Carbon fabric 200 g/m² су дати у Прилогу 1.

Табела 5.1 Преглед механичких карактеристика материјала Carbon fabric 200 g/m²

Ознака епр.	Епрувета бр.	Ширина епрувете	Дебљина епрувете	Усмерење слојева	Максимална сила	Затезна чврстоћа	Модул еластичности	Деф.
		[mm]	[mm]		P [N]	F ₁₁ [MPa]	E ₁₁ =E ₂₂ [GPa]	ε _x [%]
E1	1	20.0	3.15	0/90°	25988	412.5	57.6	0.9
	2	20.1	3.33	0/90°	25234	377	36.3	1.4
	3	19.97	3.17	0/90°	22473	355	39.2	2.5
E2	1	25.13	3.25	±45°	22623	277	18.8	4.7
	2	24.98	3.18	±45°	17953	226	13.8	7.7
	3	25.0	3.13	±45°	16433	210	20.0	2.8

Статистичком обрадом података се добијају средња вредност, средње одступање и коефицијент одступања за затезну чврстоћу и модул еластичности у главном правцу материјала и нормално на њега, дато у Табели 5.2.

Табела 5.2 Средње вредности механичких карактеристика и статистичка одступања за материјал *Carbon fabric 200 g/m²*

Ознака епр.	Усмерење слојева	Средња вредност	Средње одступање	Коефицијент одступања [%]
Затезна чврстоћа F_{11} [MPa]				
E1	0/90 ⁰	381.5	29.0	7.6
E2	±45 ⁰	237.7	35.0	14.72
Модул еластичности $E_{11}=E_{22}$ [GPa]				
E1	0/90 ⁰	44.37	11.55	26.04
E2	±45 ⁰	17.53	3.29	18.75

Због великог коефицијента одступања модула еластичности, за случај епрувете E1, који износи 26.04%, урађена је нова анализа у којој је занемарена епрувета бр. 1. Подаци добијени овом анализом су представљени у Табели 5.3.

Табела 5.3 Средње вредности механичких карактеристика и статистичка одступања за материјал *Carbon fabric 200 g/m²*

Ознака епр.	Усмерење слојева	Средња вредност	Средње одступање	Коефицијент одступања [%]
Затезна чврстоћа F_{11} [MPa]				
E1	0/90 ⁰	366.0	15.6	4.25
E2	±45 ⁰	237.7	35.0	14.72
Модул еластичности $E_{11}=E_{22}$ [GPa]				
E1	0/90 ⁰	37.75	2.05	5.43
E2	±45 ⁰	17.53	3.29	18.75

Статистичком обрадом података добијених испитивањем средње вредности модула еластичности су:

$E_{11} = E_{22} = 37.75$ GPa - модул еластичности у подужном и попречном правцу материјала

$E_{x1} = 17.53$ GPa - модул еластичности епрувете са усмерењем слојева ±45

$F_{11} = F_{22} = 366$ MPa - затезна чврстоћа у подужном и попречном правцу материјала

На основу података из литературе усвојена је вредност Поасоновог коефицијента:

$$\nu_{12} = 0.33$$

Прорачуном, на основу једначине (5.10), добијена је вредност модула смицања, G_{12} :

$$G_{12} = 5.19 \text{ GPa} .$$

5.2.2 Одређивање механичких карактеристика материјала Carbon UD 310 g/m²

Као и за одређивање механичких карактеристика материјала Carbon fabric 200 g/m² и за материјал Carbon UD 310 g/m² је испитано и израђено две групе епрувета, са усмерењем слојева 0° (епрувете са ознаком Е3 у Табели 5.4) и са усмерењем слојева ±45° (епрувете са ознаком Е4 у Табели 5.4). За обе групе епрувета је израђено по 3 епрувете и оне су израђене и испитане на истезање према стандарду ASTM D 3039.

На основу испитивања директно су добијени подаци о модулу еластичности у главном правцу материјала и затезној чврстоћи у главном правцу материјала. За одређивање модула еластичности у правцу нормалном на главни правац материјала коришћени су подаци из литературе. За унидирекциони карбон однос између модула еластичности E_{11} и E_{22} износи приближно 15 [24]. Ова релација је искоришћена и на основу ње је претпостављена вредност модула еластичности у попречном правцу.

Епрувете са ознаком Е4 дају податке о материјалу у правцу који се налази под углом од 45° у односу на главни правац материјала и користе се за добијање модула смицања.

Табела 5.4 Преглед механичких карактеристика материјала Carbon UD 310 g/m²

Ознака епр.	Епрувета бр.	Ширина епрувете	Дебљина епрувете	Усмерење слојева	Максимална сила	Затезна чврстоћа	Модул еластичности	Деф.
		[mm]	[mm]		P [N]	F ₁₁ [MPa]	E ₁₁ [GPa]	ε _x [%]
Е3	1	20.0	3.15	0°	91000	1444.5	11.75	0.3
	2	20.0	3.10	0°	86270	1391.5	12.75	0.66
	3	20.0	3.10	0°	89060	1436.5	11.52	0.33
Е4	1	25.0	3.15	±45°	14285	181.4	16.56	0.31
	2	25.10	3.25	±45°	15650	191.9	20.4	0.26
	3	25.05	3.20	±45°	15170	189.2	17.2	0.74

Дијаграми сила-деформација за материјал Carbon UD 310 g/m² су дати у Прилогу 2.

Статистичком обрадом података се добијају средња вредност, средње одступање и коефицијент одступања за затезну чврстоћу и модул еластичности у главном правцу материјала, дато у Табели 5.5.

Табела 5.5 Средње вредности механичких карактеристика и статистичка одступања за материјал Carbon UD 310 g/m²

Ознака епр.	Усмерење слојева	Средња вредност	Средње одступање	Коефицијент одступања [%]
Затезна чврстоћа F ₁₁ [MPa]				
E3	0°	1424.2	28.6	2.01
E4	±45°	187.5	5.5	2.91
Модул еластичности E ₁₁ =E ₂₂ [GPa]				
E3	0°	120.07	6.54	5.45
E4	±45°	18.05	2.06	11.4

Статистичком обрадом података добијених испитивањем средње вредности модула еластичности су:

$E_{11} = 120.07 \text{ GPa}$ - модул еластичности у подужном (главном) правцу материјала

$E_{x1} = 18.05 \text{ GPa}$ - модул еластичности епрувете са усмерењем слојева ±45

$F_{11} = 1424.2 \text{ MPa}$ - затезна чврстоћа у подужном (главном) правцу материјала

На основу података из литературе усвојена је вредност Поасоновог коефицијента:

$$\nu_{12} = 0.3$$

На основу односа $\frac{E_{11}}{E_{22}} \sim 15$, усвојеног из литературе, вредност модула

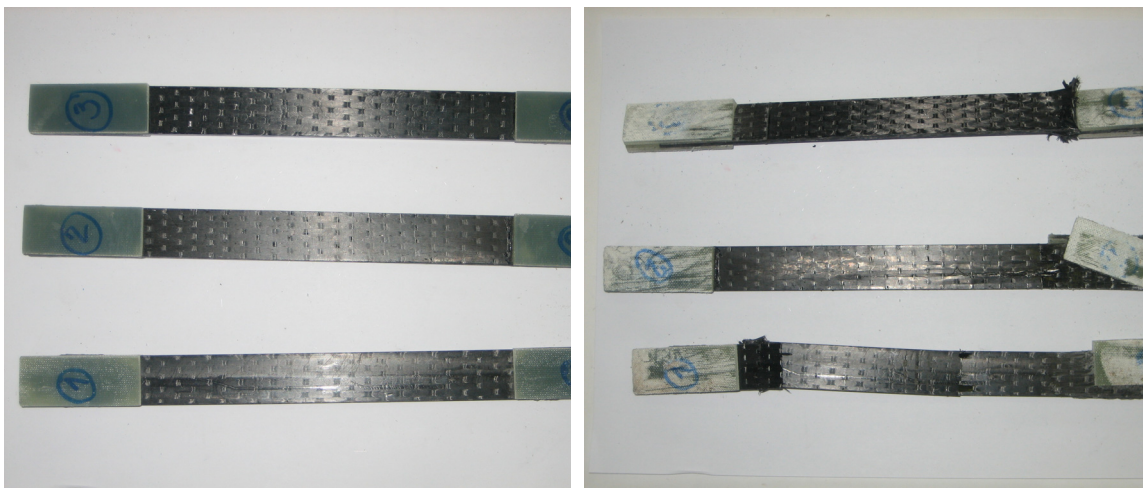
еластичности у попречном правцу је:

$$E_{22} = 8 \text{ GPa}$$

Прорачуном, на основу једначине (5.10), добијена је вредност модула смицања, G₁₂:

$$G_{12} = 10.72 \text{ GPa} .$$

На Сл. 5.12 су приказане неке од епрувета које су испитиване, пре и после испитивања.



Слика 5.12 Епрувете Carbon UD 310 g/m²

5.2.3 Одређивање механичких карактеристика материјала Glass UD 310 g/m²

У Табели 5.6 су дати механичке карактеристике материјала Glass UD 310 g/m² добијене испитивањем. Епрувете са усмерењем слојева 0° носе ознаку E5, а епрувете са усмерењем слојева ±45° ознаку E6. Укупно је испитано 6 епрувета, по 3 од сваке врсте. Добијени су подаци о модулу еластичности у главном правцу материјала и затезној чврстоћи у главном правцу материјала, а за модул еластичности у правцу нормалном на главни правац материјала коришћени су подаци из литературе. За унидирекционо стакло однос између модула еластичности E₁₁ и E₂₂ износи приближно 5 [25]. Ова релација је искоришћена и на основу ње је претпостављена вредност модула еластичности у попречном правцу. Епрувете са ознаком E6 дају податке који се користе за добијање модула смицања.

У Прилогу 3 су дати дијаграми сила-деформација добијени испитивањем.

Табела 5.6 Преглед механичких карактеристика материјала *Glass UD 310 g/m²*

Ознака епр.	Епр. бр.	Ширина епрувете	Дебљина епрувете	Усмерење слојева	Максимална сила	Затезна чврстоћа	Модул еластичности	Деф.
		[mm]	[mm]		P [N]	F ₁₁ [MPa]	E ₁₁ [GPa]	ε _x [%]
E5	1	20.0	3.15	0°	56385	895.0	46.24	0.53
	2	20.0	3.10	0°	57567	928.5	40.3	1
	3	20.0	3.10	0°	60636	978.0	46.75	0.72
E6	1	25.0	3.65	±45°	11926	130.7	16.8	0.49
	2	25.0	3.65	±45°	13003	142.5	18.26	0.13
	3	25.0	3.70	±45°	11974	129.45	15.45	0.157

Статистичком обрадом података се добијају средња вредност, средње одступање и коефицијент одступања за затезну чврстоћу и модул еластичности у главном правцу материјала, дато у Табели 5.7:

Табела 5.7 Средње вредности механичких карактеристика и статистичка одступања за материјал *Glass UD 310 g/m²*

Ознака епр.	Усмерење слојева	Средња вредност	Средње одступање	Коефицијент одступања [%]
Затезна чврстоћа F ₁₁ [MPa]				
E5	0°	933.8	41.8	4.47
E6	±45°	134.2	7.2	5.37
Модул еластичности E ₁₁ =E ₂₂ [GPa]				
E5	0°	44.43	3.59	8.07
E6	±45°	16.84	1.41	8.35

Статистичком обрадом података добијених испитивањем средње вредности модула еластичности су:

$E_{11} = 44.43 \text{ GPa}$ - модул еластичности у подужном (главном) правцу материјала

$E_{x1} = 16.84 \text{ GPa}$ - модул еластичности епрувете са усмерењем слојева ±45

$F_{11} = 933.8 \text{ MPa}$ - затезна чврстоћа у подужном (главном) правцу материјала

На основу података из литературе усвојена је вредност Поасоновог коефицијента:

$$\nu_{12} = 0.25$$

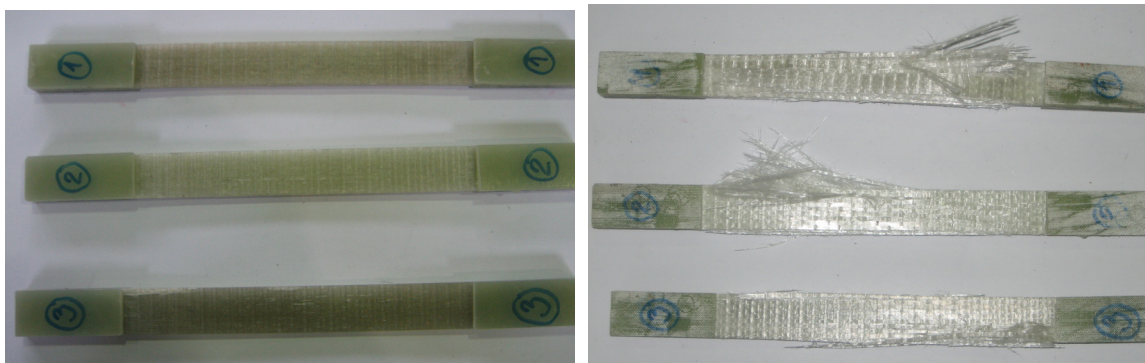
На основу односа $E_{11}/E_{22} \sim 5$, усвојеног из литературе, вредност модула еластичности у попречном правцу је:

$$E_{22} = 8 \text{ GPa}$$

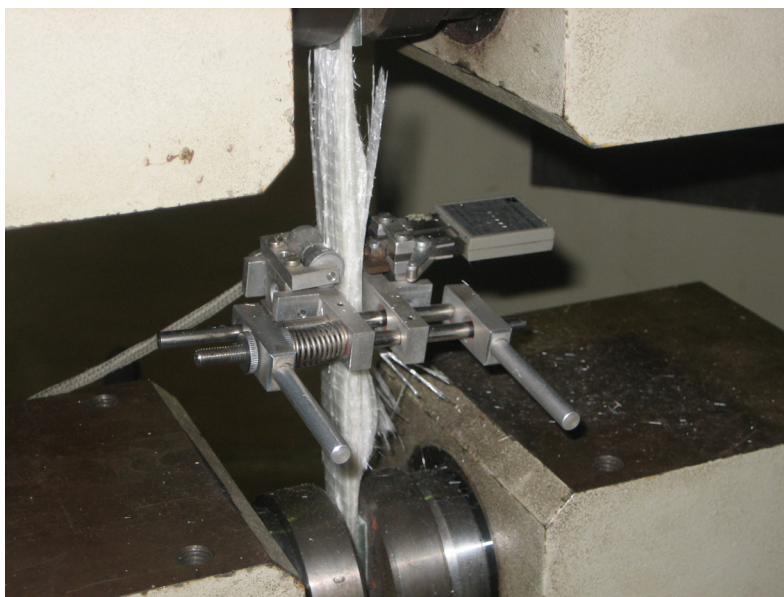
Прорачуном, на основу једначине (5.10), добијена је вредност модула смицања, G_{12} :

$$G_{12} = 9.87 \text{ GPa}.$$

На Сл. 5.13 су приказане неке од епрувета које су испитиване.



а.) Изглед епрувета пре и после испитивања



б.) Епрувета у кидалици, током испитивања

Слика 5.13 Епрувете Glass UD 310 g/m²

6 ПРОРАЧУН КОМПОЗИТНОГ ГИБЉА ПРИМЕНОМ МЕТОДЕ КОНАЧНИХ ЕЛЕМЕНАТА

6.1 Основи методе коначних елемената

Основна идеја методе коначних елемената (МКЕ) је да се континуална структура опише помоћу коначног броја генерисаних координата (степен слободе). Овом методом се конструкција дели на мање структуралне елементе који су међусобно повезани преко коначног броја тачака, чворова. У зависности од претпостављених степена слободе у чворовима за сваки елемент се јединствено дефинишу основна структурна својства, као што су веза између сила и померања, а затим се израчунавају еластичне особине целе конструкције.

Ова метода је заснована на принципу дискретизације али је опет од примарне важности да се у претпостављеном моделу сачува континуалност структуре. Иако делује да се решења добијена применом МКЕ односе само на коначан број уочених чворова, приликом усвајања законитости између променљивих води се рачуна да крајња решења дају задовољавајуће резултате за цео континуум [9].

Метода коначних елемената је најраспрострањенија као компјутерски алат, и као таква се користи валидацију перформанси структуре. Нарочиту примену има у решавању инжењерских проблема. Омогућава извршавање структуралне анализе која је неопходна у процесу пројектовања. Користи се за дефинисање померања, напона, вибрација, извијања (баклинга) структура који су изложени одређеном оптерећењу а израђени су било од метала или од композита.

Приликом структуралне анализе применом МКЕ могуће је узети у обзир различите материјале у конструкцији и евентуалну анизотропију материјала, нелинеарност и друга својсва материјала. Уколико је континуално тело које се посматра нехомогено, могуће је и ту препреку превазићи одабиром адекватних коначних елемената. Код композитних материјала ову методу је могуће применити на макроскопском нивоу, за анализу чврстоће и крутости целокупне структуре, или на микроскопском нивоу, ради проучавања интеракције између влакна и матрице.

У овом раду МКЕ је коришћена да би се добиле перформансе структуре. Примена МКЕ у оквиру структуралне анализе подразумева процес поделе структуре на панеле који се потом деле на дискретне елементе [26,27,28]. Елементи су међусобно повезани у дискретним тачкама, односно чворовима. Понашање сваког елемента је дефинисано релацијом између сила и померања у чворовима који су лоцирани на границама елемента. Ако дискретне елементе замислимо као градивне елементе, користећи особине сваког градивног елемента добијамо крутост структуре у целини. Оптерећења на структури су приказана у виду сила које делују на елементима или на границама елемената. Да би резултати МКЕ били што квалитетнији неопходно је поседовати довољно инжењерског искуства како би се одабрала права комбинација детаља приликом моделирања. Циљ је направити модел који је довољно прецизан али уз минимално ангажовање компјутерских ресурса.

У општем случају резултати добијени моделом коначних елемената неће се у потпуности поклапати са експерименталним резултатима. Разлог је што је процес моделирања заснован на нумеричкој апроксимацији која зависи од величине елемента, типа елемента, теоријских основа и типа анализе. Такође, приликом моделирања апроксимира се и геометрија што доприноси одступању од реалног стања [7,26].

6.2 Оптерећења композитног гибња

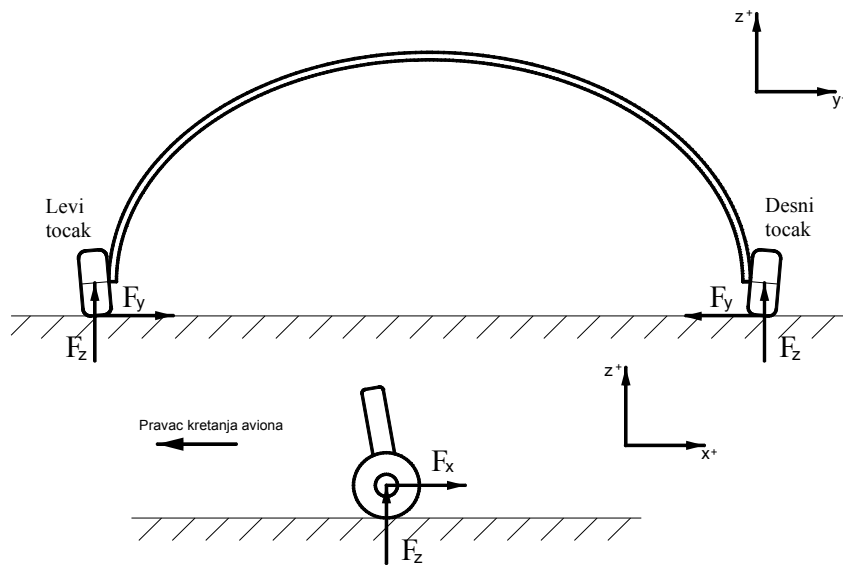
Оптерећења композитног гибња су одређена према JAR пропису, Секција 1 - Very light Airplanes (JAR-VLA) [29]. Према том пропису у оквиру одељка који се односе на оптерећења на земљи, на основу параграфа JAR-VLA 473 одређени су случајеви оптерећења главне ноге (композитног гибња), који могу да наступе током слетања. Приликом одређивања оптерећења на земљи узето је у обзир да стајни трап мора да прими одређену количину кинетичке енергије.

Укупно постоје четири различита слетна случаја оптерећења, при чему за сваки од ова четири случаја постоје две варијанте, слетање на влажну подлогу (траву) и слетање на суву подлогу (бетон). За четврти случај оптерећења смер силе у правцу лета може да буде у смеру лета и супротно од смера лета. Ови случајеви оптерећења су дати у Табели 6.1.

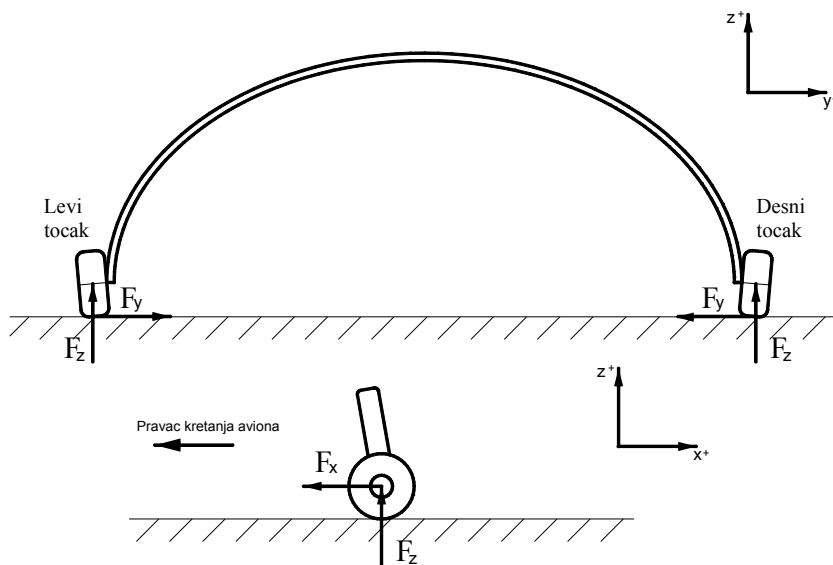
Табела 6.1 Слетни случајеви оптерећења композитног гибња

Сила [N]	Слетање на влажну подлогу, траву				Слетање на суву подлогу, бетон			
	Случај оптерећења ($j=1.0$)							
	1	2	3	4	1	2	3	4
F_x	1030	1400	-1140	0	840	1108	-900	0
F_y	700	350	350	± 870	2216	1108	1108	± 870
F_z	3500	1750	1750	1750	2770	1385	1385	1385

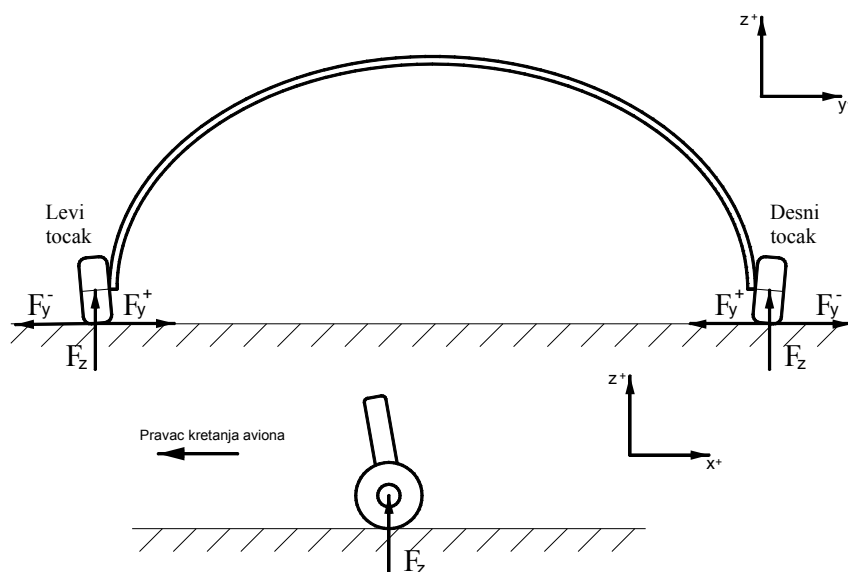
Силе дате у табели делују на левом точку главне ноге (гибња). На десном точку су силе симетричне. Ради јаснијег приказа оптерећења, смерови дејства оптерећења за све случајеве оптерећења су приказани на Сл. 6.1 - 6.3.



Слика 6.1 Случајеви оптерећења 1 и 2



Слика 6.2 Случај оптерећења 3

Слика 6.3 *Случај оптерећења 4*

На основу добијених оптерећења урађен је прорачун гибња тактичке беспилотне летелице, коришћењем МКЕ. Прорачун је урађен за све случајеве оптерећења.

Поред ових случајева, прорачун је урађен за још три случаја оптерећења. С обзиром да је одлучено да сегиба испита на максималне вредности силе које могу да наступе у сваком од правца, хоризонталном, бочном и вертикалном, урађени су и прорачуни за ова три случаја оптерећења. На основу овога, додатни случајеви оптерећења су:

1. **Случај оптерећења ВС** када делује *максимална вертикална сила* која може да се јави приликом слетања, $F_{\text{ver}} = 3500 \text{ N}$, по једном точку. Ова сила делује навише и одговара слетном случају оптерећења *слетање на влажну подлогу, траву*. Очекивани вертикални угиб у овом случају је 110 mm.
2. **Случај оптерећења БС** када делује *максимална бочна сила* која може да се јави приликом слетања, $F_{\text{бок}} = 2250 \text{ N}$, по једном точку. Ова сила делује на споља, односно њен правац је такав да се повећава траг точкава и одговара слетном случају оптерећења *слетање на суву подлогу, бетон*.
3. **Случај оптерећења ХС** када делује *максимална хоризонтална сила* која може да се јави приликом слетања, $F_{\text{hor}} = 1400 \text{ N}$, по једном точку. Ова сила делује супротно од правца лета и одговара слетном случају оптерећења *слетање на влажну подлогу, траву*.

6.3 Прорачун композитног гибња

Прорачун гибња је урађен коришћењем методе коначних елемената (МКЕ) у програмским пакетима FEMAP и MSC/NASTRAN. При моделирању елемената од композита у поређењу са металним структурама постоје четири основне разлике:

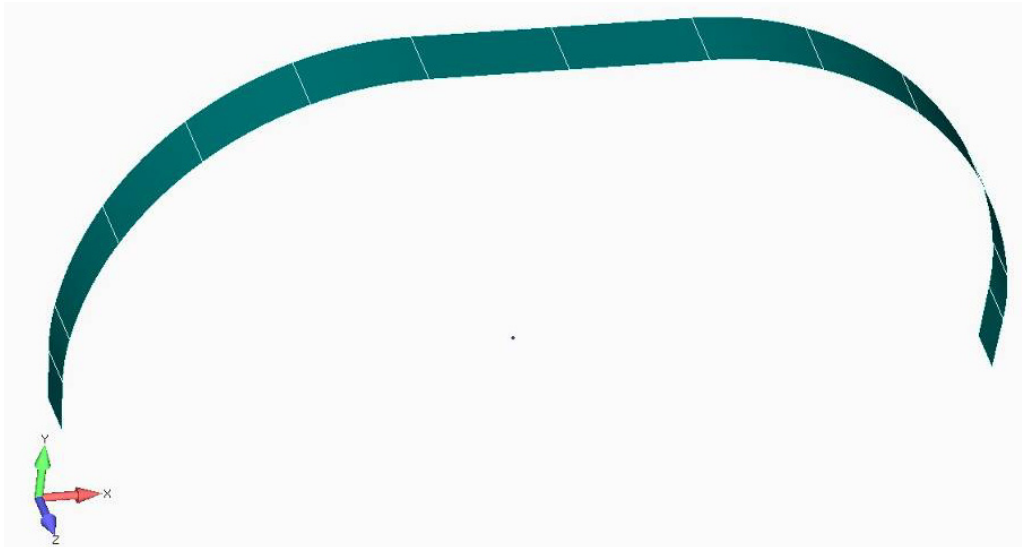
- композити имају ортотропну/анизотропну конфигурацију материјала,
- аранжирање слојева вишеслојне композитне структуре, што подразумева дефинисање дебљине сваког слоја и њихове оријентације у односу на референтну осу,
- дефинисање карактеристика попречног пресека за шему слагања дефинисану претходним кораком,
- дефинисање референтне осе (угла материјала).

У зависности од тога да ли се прави дводимензиони или тродимензиони модел могу се разликовати два поступка моделирања. Дефинисање картице материјала, шеме слагања и карактеристика попречног пресека је заједничко за 2D и 3D модел а постоје два присутна дефинисања угла материјала код 2D модела и само један код 3D модела. Код 2D модела угао материјала се може дефинисати на нивоу елемента и на нивоу карактеристика попречног пресека, док се код 3D модела дефинисање угла материјала врши само на нивоу карактеристика попречног пресека.

6.3.1 Опис модела

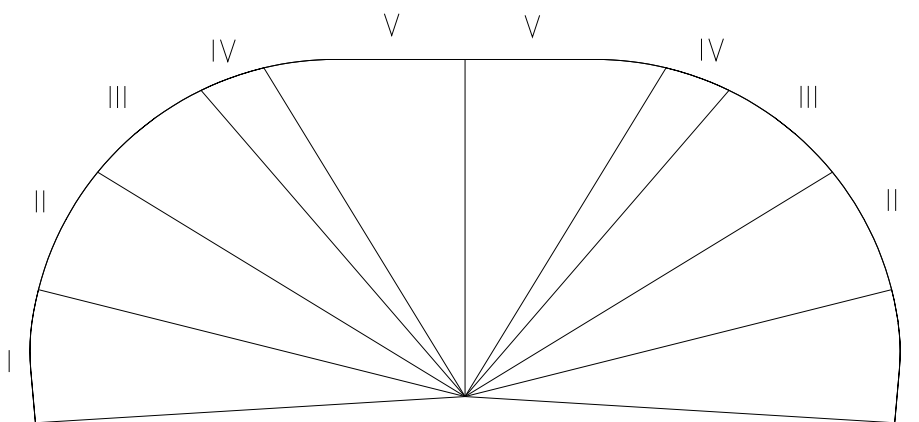
У програмском пакету FEMAP је направљен модел коначних елемената композитног гибња. На Сл. 6.4 је приказан геометријски модел гибња. Гибњ је моделиран као површина, без дебљине, променљиве ширине (од 100 mm, у равни симетрије, до 75 mm на крајевима).

Имајући у виду да је шема слагања гибња таква да има променљиву дебљину, од 20 mm у равни симетрије, до 16 mm на крајевима, и да је то постигнуто степенасто, модел коначних елемената је направљен поделом гибња на сегменте.



Слика 6.4 Геометрија гибња

Гибња је подељен на десет сегмената, односно пет различитих, када се узме у обзир симетрија гибња, Сл. 6.5. Разлика међу узастопним сегментима гибња је изведена тако да степенаста подела гибња није уочљива, већ он делује као да је континуално произведен.



Слика 6.5 Сегменти композитног гибња

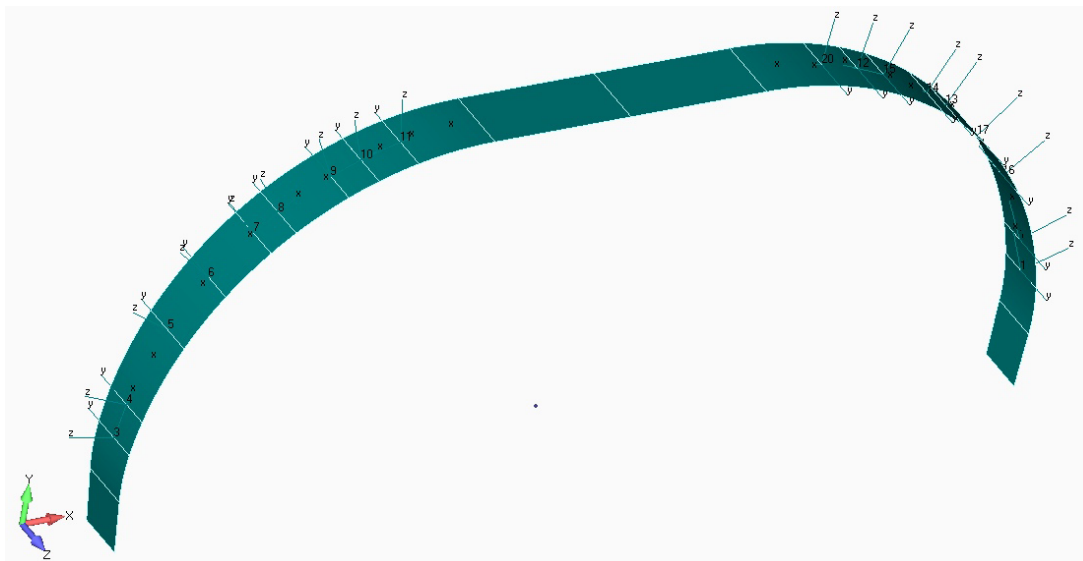
У Табели 6.2 је дата шема слагања гибња по сваком сегменту.

Табела 6.2 Шема слагања гибња по сегментима

Сегмент	Шема слагања слојева	
I	5 x Carbon fabric 200 g/m ² 16 x Carbon UD 310 g/m ² 18 x Glass UD 310 g/m ² 14 x Carbon UD 310 g/m ² 4 x Carbon fabric 200 g/m ²	CF [0 ₅ ^o / ±45 ^o], C UD [0 ₁₆ ^o], G UD [0 ₁₈ ^o], C UD [0 ₁₄ ^o], CF [∓45 ^o / 0 ₄ ^o]
II	5 x Carbon fabric 200 g/m ² 16 x Carbon UD 310 g/m ² 21 x Glass UD 310 g/m ² 14 x Carbon UD 310 g/m ² 4 x Carbon fabric 200 g/m ²	CF [0 ₅ ^o / ±45 ^o], C UD [0 ₁₆ ^o], G UD [0 ₂₁ ^o], C UD [0 ₁₄ ^o] CF [∓45 ^o / 0 ₄ ^o]
III	5 x Carbon fabric 200 g/m ² 16 x Carbon UD 310 g/m ² 23 x Glass UD 310 g/m ² 14 x Carbon UD 310 g/m ² 4 x Carbon fabric 200 g/m ²	CF [0 ₅ ^o / ±45 ^o], C UD [0 ₁₆ ^o], G UD [0 ₂₃ ^o], C UD [0 ₁₄ ^o], CF [0 ₃ ^o / ±45 ^o]
IV	5 x Carbon fabric 200 g/m ² 17 x Carbon UD 310 g/m ² 26 x Glass UD 310 g/m ² 14 x Carbon UD 310 g/m ² 4 x Carbon fabric 200 g/m ²	CF [0 ₃ ^o / ±45 ^o], C UD [0 ₁₇ ^o], G UD [0 ₂₆ ^o], C UD [0 ₁₄ ^o], CF [∓45 ^o / 0 ₃ ^o]
V	5 x Carbon fabric 200 g/m ² 17 x Carbon UD 310 g/m ² 27 x Glass UD 310 g/m ² 14 x Carbon UD 310 g/m ² 4 x Carbon fabric 200 g/m ²	CF [0 ₃ ^o / ±45 ^o], C UD [0 ₁₇ ^o], G UD [0 ₂₇ ^o], C UD [0 ₁₄ ^o], CF [∓45 ^o / 0 ₃ ^o]

Координатни системи:

Веома важан корак при моделирању је да се одабере неки од постојећих или формира одговарајући координатни систем за ламинат у целини. У већини случајева основни правоугаони координатни систем ће задовољити из разлога што је већина ламината нема изражену закривљеност површине. За ламинате са израженом кривином неопходан је пажљив одабир координатних система. Сваки слој ламината који се дефинише у картици шеме слагања је представљен својим углом, који представља угао слоја у односу на одабрани координатни систем. За моделирање геометрије композитног гибња осим глобалног координатног система коришћени су у помоћни (локални) координатни системи, Сл. 6.6, који су конструисани као тангентни на сегменте. Основна идеја је да х-оса локалног координатног система прати главни правац материјала. С обзиром на закривљеност гибња ово је било неизводљиво постићи само коришћењем глобалног правоугаоног координатног система, за већину сегмената.



Слика 6.6 Глобални и помоћни координатни системи

Због начина производње гибња, остварена дебљина слојева у гибњу у односу на остварену дебљину слојева у епруветама за карактеризацију материјала ће бити већа за 5.5% на крајевима гибња, односно 10.5 % у корену гибња. До тога ће доћи зато што је на таквој конструкцији, методом производње која се примењује, немогуће избацити сав вишак смоле. Са друге стране, ако би ова разлика у дебљини била занемарена током прорачуна момент инерције попречног пресека остварен на реалној конструкцији и момент инерције модела би се значајно разликовали, што би утицало на добијене резултате. Из тог разлога је одлучено да се између слојева стакла, што би оријентационо одговарало средњој равни гибња, убаци слој материјала чије су механичке карактеристике занемарљиве. Једини циљ увођења овог слоја је постизање реалне дебљине попречног пресека, ради остваривања коректног момента инерције.

Посматрано по сегментима дебљине “фиктивног” слоја су дате у Табели 6.3.

Табела 6.3 Дебљине “фиктивног” слоја по сегментима

Сегмент	Дебљина “фиктивног” слоја
I	0.88 mm
II	0.96 mm
III	1.58 mm
IV	1.97 mm
V	2.09 mm

Материјали:

Тип материјала одабран за овај случај геометрије је 2D материјал са ортотропним карактеристикама. За овај тип материјала све карактеристике се дају у односу на два међусобно нормална правца материјала: подужни и попречни. Механичке карактеристике материјала које су коришћене у прорачуну су дате у Табели 6.4. Меродавно одређивање чврстоће гибња ће бити урађено експерименталним путем. Ради добијања оријентационих вредности чврстоће усвојени су подаци о оним чврстоћама материјала које нису одређени експерименталним путем, приликом одређивања механичких карактеристика материјала. Ове чврстоће су усвојене на основу података из литературе као и сопствених података о материјалима који су испитивани у Војнотехничком институту. Поређене су оне карактеристике материјала које су одређене експериментално (као што су модул еластичности и затезна чврстоћа) са одговарајућим подацима о материјалима који су били доступни у литератури и на основу претходних сопствених испитивања, па су на основу тога усвајане карактеристике које су биле неопходне за прорачун.

Табела 6.4 Механичке карактеристике материјала коришћених за израду гибња

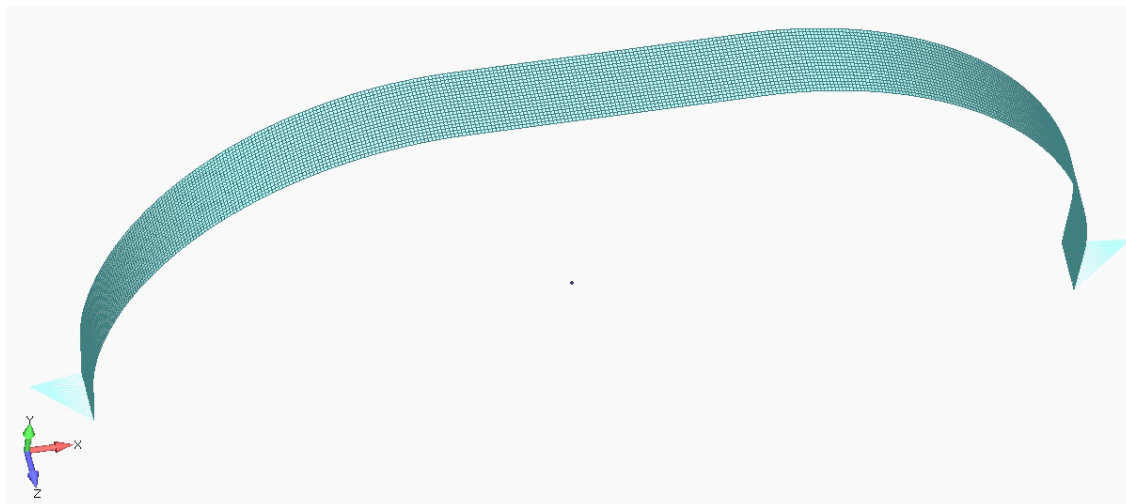
Материјал: Carbon fabric 200 g/m ²	
Модул еластичности у подужном правцу	$E_{11} = 37.75 \text{ GPa}$
Модул еластичности у попречном правцу	$E_{22} = 37.75 \text{ GPa}$
Модул смицања	$G_{12} = 5.19 \text{ GPa}$
Поасонов коефицијент	$\nu_{12} = 0.33$
Затезна чврстоћа у подужном и попречном правцу материјала	$F_{11}^t = F_{22}^t = 366 \text{ MPa}$
Притисна чврстоћа у подужном и попречном правцу материјала *	$F_{11}^c = F_{22}^c = 366 \text{ MPa}$
Чврстоћа смицања *	$S_{12} = 50 \text{ MPa}$
Дебљина једног слоја	$t = 0.22 \text{ mm}$

Табела 6.4 *Наставак*

Материјал: Carbon UD 310 g/m²	
Модул еластичности у подужном правцу	$E_{11} = 120.07 \text{ GPa}$
Модул еластичности у попречном правцу	$E_{22} = 8 \text{ GPa}$
Модул смицања	$G_{12} = 10.72 \text{ GPa}$
Поасонов коефицијент	$\nu_{12} = 0.3$
Затезна чврстоћа у подужном правцу материјала	$F_{11}^t = 1424.2 \text{ MPa}$
Затезна чврстоћа у попречном правцу материјала *	$F_{22}^t = 65 \text{ MPa}$
Притисна чврстоћа у подужном правцу материјала *	$F_{11}^c = 1200 \text{ MPa}$
Притисна чврстоћа у попречном правцу материјала *	$F_{22}^c = 80 \text{ MPa}$
Чврстоћа смицања *	$S_{12} = 50 \text{ MPa}$
Дебљина једног слоја	$t = 0.27 \text{ mm}$
Материјал: Glass UD 310 g/m²	
Модул еластичности у подужном правцу	$E_{11} = 44.43 \text{ GPa}$
Модул еластичности у попречном правцу	$E_{22} = 8 \text{ GPa}$
Модул смицања	$G_{12} = 9.87 \text{ GPa}$
Поасонов коефицијент	$\nu_{12} = 0.25$
Затезна чврстоћа у подужном правцу материјала	$F_{11}^t = 933.8 \text{ MPa}$
Затезна чврстоћа у попречном правцу материјала *	$F_{22}^t = 40 \text{ MPa}$
Притисна чврстоћа у подужном правцу материјала *	$F_{11}^c = 800 \text{ MPa}$
Притисна чврстоћа у попречном правцу материјала *	$F_{22}^c = 50 \text{ MPa}$
Чврстоћа смицања *	$S_{12} = 80 \text{ MPa}$
Дебљина једног слоја	$t = 0.28 \text{ mm}$

* подаци о чврстоћама који су усвојени поређењем са подацима из литературе и претходних сопствених испитивања [12,24,25].

Елементи: Модел коначних елемената гибња је направљен помоћу 8040 површинских елемената типа ламинат, 2 крута елемента (rigid element) и 8465 чворова, Сл. 6.7.

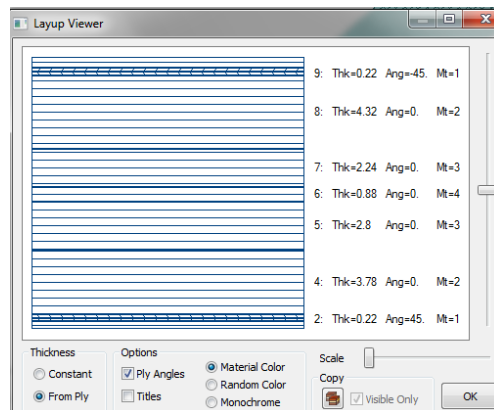
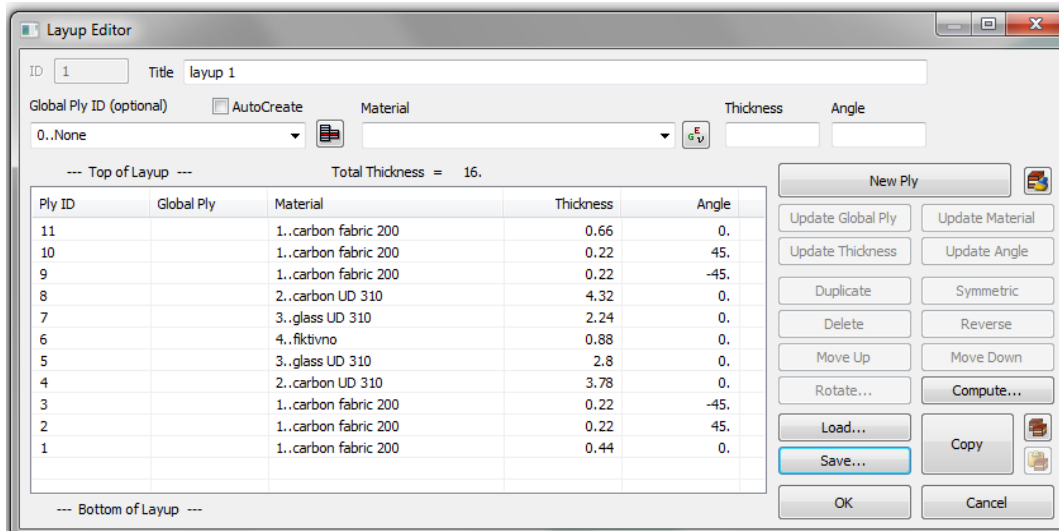


Слика 6.7 Елементи композитног гибња

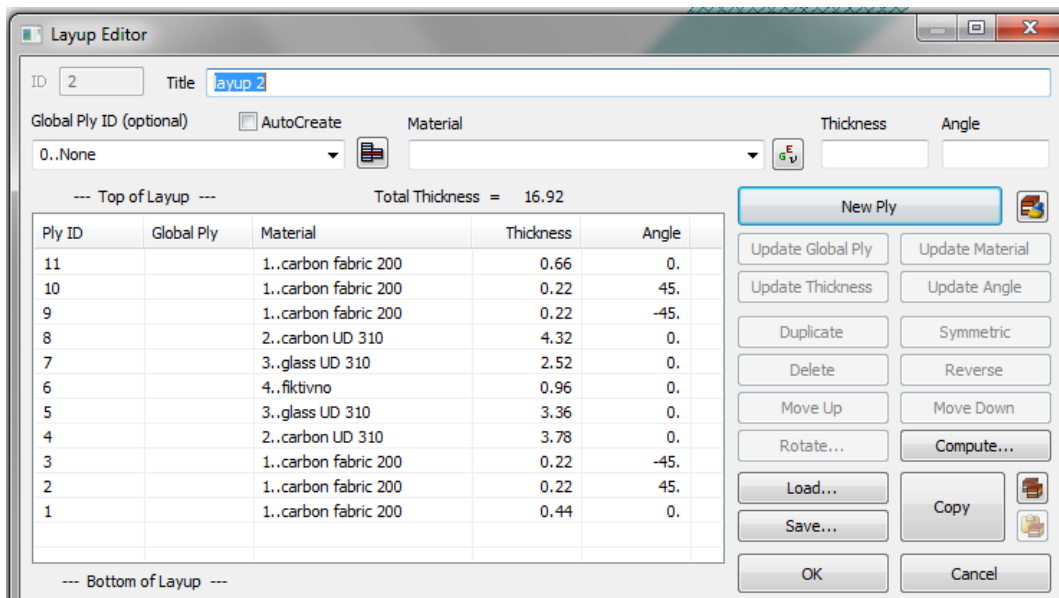
Површински елементи су четворочворни, типа Quad. Софтвер располаже посебном врстом површинских елемената, типа ламинат, који омогућавају симулирање слагања слојева ламината као на реалној конструкцији. Слојеви су слагани око геометријске средње равни која је заправо површина приказана на Сл. 6.4. Када се погледа шема слагања слојева види се да постоји велики број слојева израђених од истог материјала и постављених под истим углом, који иду један за другим, Табела 6.2. На пример, на сегменту I можемо уочити 16 слојева израђених од материјала Carbon UD 310 g/m², постављених под углом од 0° у односу на главни правац материјала и постављених један за другим. Приликом моделирања сви слојеви оваквих карактеристика су моделирани као један слој.

Слојеви платна Carbon fabric 200 g/m² су приликом производње гибња слагани обмотавањем. С обзиром да је гибња моделиран као дводимензиони елемент ови слојеви су такође посматрани као ламинат, односно додатни слојеви ламината и њихово обмотавање око гибња није узето у обзир.

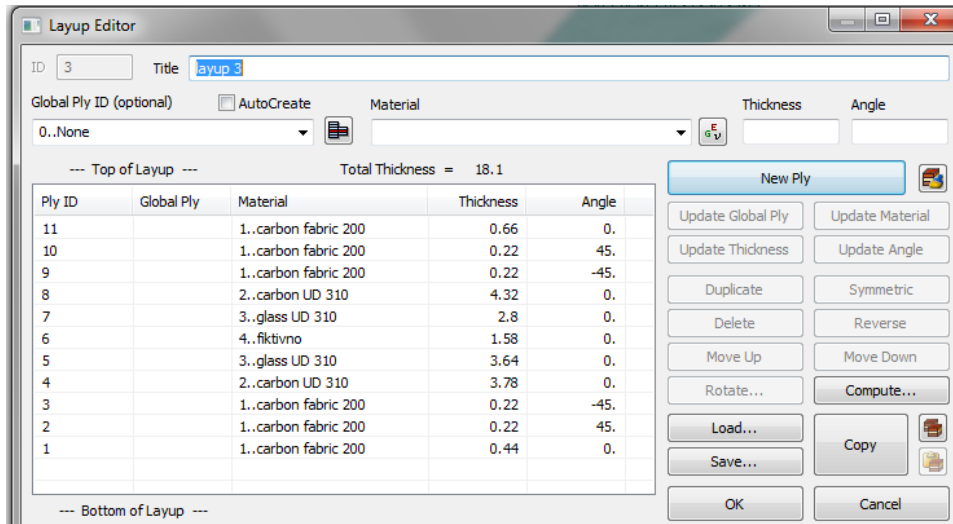
На Сл. 6.8-6.12 је дат приказ шеме слагања по сегментима, направљеног помоћу елемента типа ламинат.



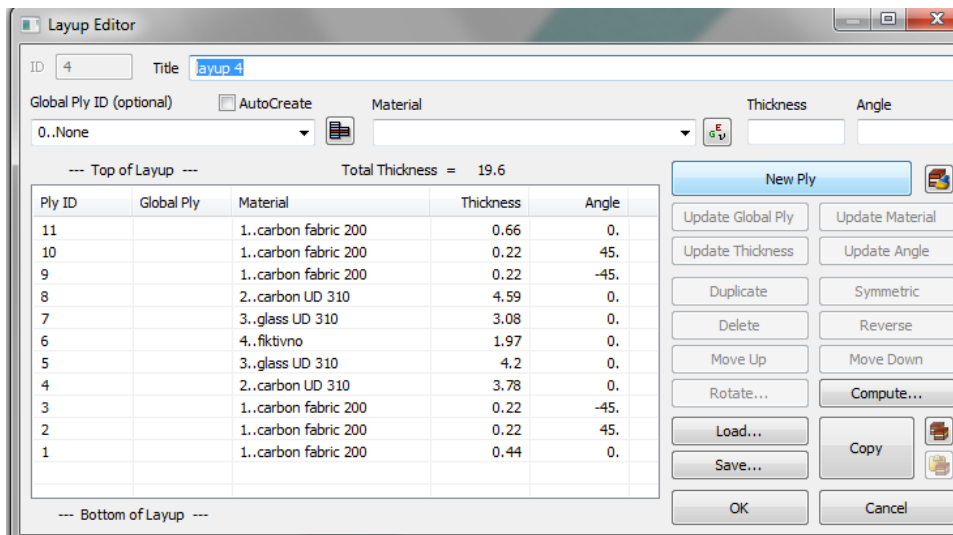
Слика 6.8 Шема слагања слојева сегмента I



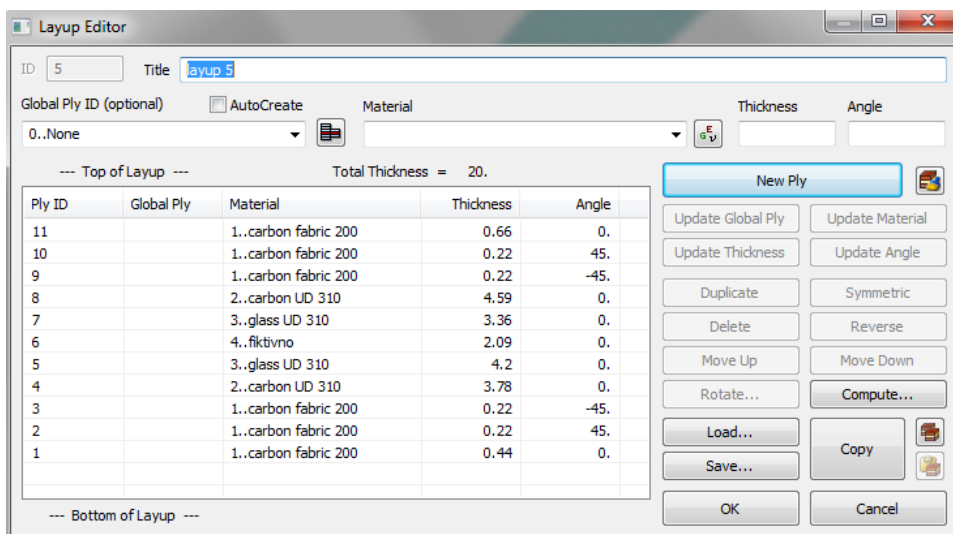
Слика 6.9 Шема слагања слојева сегмента II



Слика 6.10 Шема слагања слојева сегмента III



Слика 6.11 Шема слагања слојева сегмента IV



Слика 6.12 Шема слагања слојева сегмента V

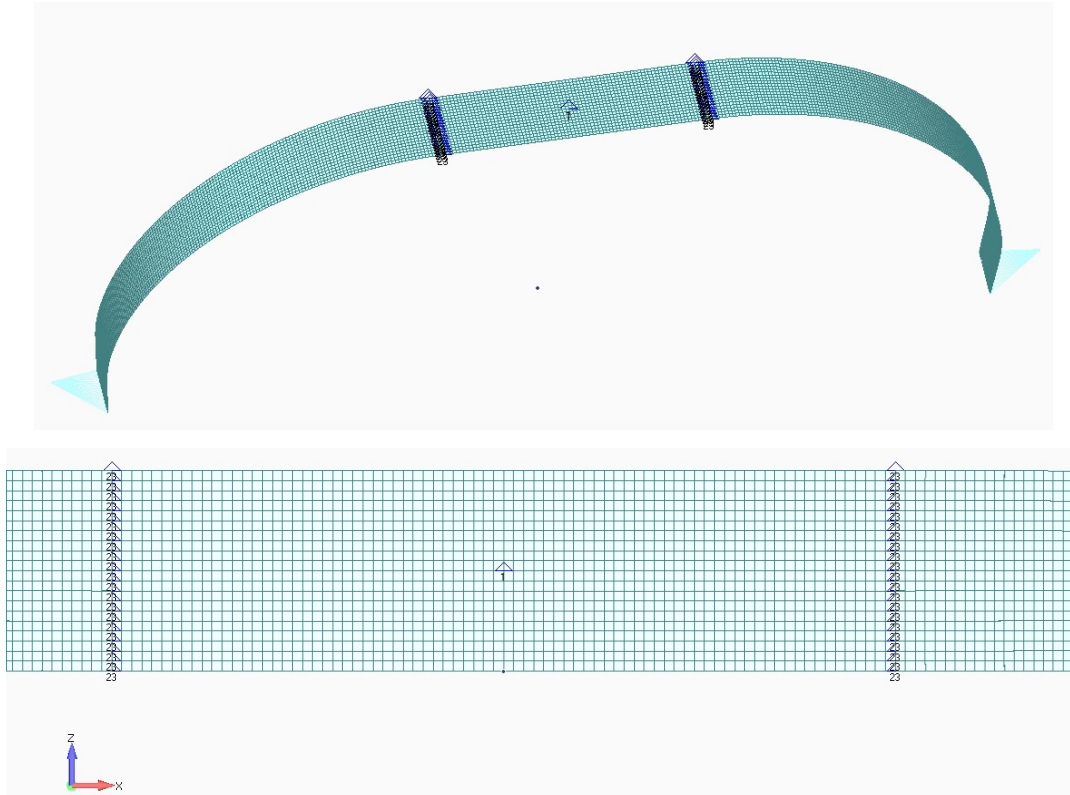
Угао приказан у картици материјала представља угао слоја у односу на главни правац материјала. Може се уочити и да је ламинат слаган тако да слој са ознаком 1 представља доњи слој ламината.

У случају када се структурални елементи моделирају као ламинати коришћењем 2D елемената напони који се јављају кроз дебљину ламината се занемарују. То је основно поједностављење оваквог начина моделирања. Ако је неопходно прецизно одредити напоне кроз дебљину ламината мора се урадити 3D модел коначних елемената, при чему је неопходно имати барем један запремински елемент по дебљини ламината за сваки слој.

У картици карактеристика попречног пресека је одабран тип "ламинат" и Tsai-Wu критеријум иницијалног лома, који ће бити коришћен приликом прорачуна чврстоће ламината.

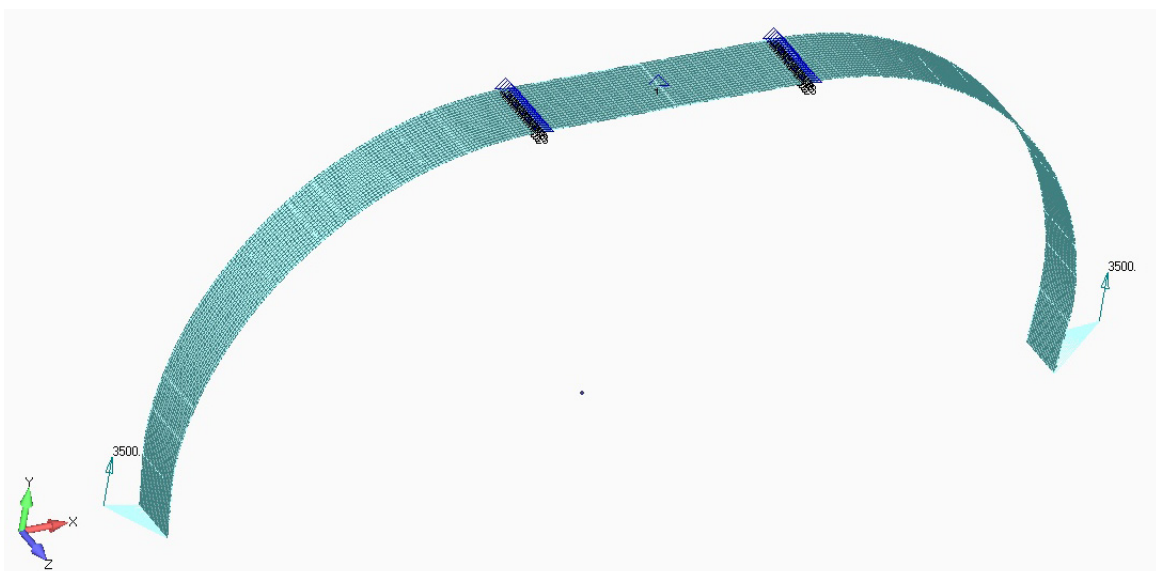
Веза између гибња и точка је остварена тако што су сви чворови на линијама које представљају крај гибња повезани крутим елементом (rigid element) са чвором који је постављен у центру сваког точка. На овај начин се оптерећење преноси из центра точка угибањ. Приликом дефинисања крутог елемента чвор који се налази у центру точка је независан док су чворови на крају гибња зависни, с обзиром на то да се оптерећење преноси са точка нагибањ. Оваквим начином дефинисања крутог елемента се постиже да сила делује у чвор који се налази у центру точка а затим од понашања тог чвора зависи понашање зависних чворова крутог елемента, који су постављени дуж линије која представља завршетак гибња.

Ослонци: Гибањ је са остатком структуре везан преко два ослонца, ширине 60mm. У моделу коначних елемената веза гибња-груп је остварена преко два реда ослонца, постављених симетрично у односу на вертикалну раван симетрије гибња, на растојању 195 mm од ове равни. Ослонци су уведени у чворовима по линији, тако да је спречено померање у хоризонталном и вертикалном правцу, док је дозвољено померање у бочном правцу. Да би модел био математички дефинисан у вертикалној равни симетрије у средишњем чвору је спречено померање у бочном правцу. Ослонци су приказани на Сл. 6.13.



Слика 6.13 Ослонци композитног гибња

Оптерећења: Оптерећења су уведена као концентрисане силе (преко три компоненте у правцима авионског координатног система) у чвор који представља центар тачка, Сл. 6.14.



Слика 6.14 Оптерећења у центру тачка

Анализа: Коришћен је **нелинеарни тип анализе**. Софтверски пакет MSC NASTRAN располаже типом анализе који се зове "нелинеарна статичка анализа".

У општем случају нелинеарност може да се разврста у две основне групе, материјалну нелинеарност и геометријску нелинеарност. Материјална нелинеарност се јавља због нелинеарне зависности између напона и деформација у области еластичности или због залажења у еласто-пластичну област. Геометријска нелинеарност настаје услед постојања великих (или коначних) унутрашњих компоненти померања због чега је неопходно повести рачуна о члановима вишег реда у изразима за дилатације и клизања. Заправо, овај вид нелинеарности настаје услед нелинеарних релација које повезују специфичне деформације са померањима и услед коначних промена у самој геометрији читавог тела. У пракси могу да наступе случајеви код којих долази до изражаја или нелинеарност између напона и деформација или геометријска нелинеарност или комбинација ова два случаја [9].

Линеарна анализа:

Да бисмо разумели нелинеарну анализу морамо да кренемо од линеарне анализе. Линеарна анализа подразумева да је зависност између оптерећења које се уводи у структуру и одговор структуре на то оптерећење линеарна. Крутост структуре при овом типу анализе зависи од њеног иницијалног недеформисаног стања. Проблеми из домена линеарне статике се решавају у једном кораку при чему је уведено низ претпоставки и ограничења. Понашање материјала је такво да је напон директно пропорционалан деформацији и оптерећењу као и да напон не прелази границу течења материјала (односно да понашање материјала остаје у еластичној области). Линеарна анализа је ограничена на ниво малих деформација система, у супротном крутост структуре би се мењала и у том случају би матрица крутости требало да се поново рачуна током анализе. Оптерећење се уводи полако да би структура остала у равнотежи.

У линеарној анализи равнотежна једначина је облика:

$$KU = R \tag{6.1}$$

где је K - матрица крутости система, U - вектор померања а R - вектор спољашњег оптерећења.

Линеарном анализом се уобичајено прорачунава композитна структура. Прорачун гибња који је предмет истраживања линеарном анализом је дао веће угибе, односно мање крутости, него применом геометријски нелинеарног прорачуна.

Нелинеарна статичка анализа:

Када се моделирају структуре које карактерише нелинеарно понашање, и када долази до појаве великих деформација, морају да се узму у обзир и нелинеарни ефекти. У овом случају крутост структуре зависи од померања, и одговор структуре на дејство оптерећења више није линеаран. Како се структура деформише, услед дејства оптерећења, тако се крутост мења а са променом крутости мења се и одговор структуре. Као резултат овога проблеми из домена нелинеарности захтевају одабир једне од две могуће методе решавања равнотежних нелинеарних једначина код статичке анализе: инкременталне и итеративне. Инкременталном шемом решавања проблем се дели на кораке у којима се решавају померања, па се потом прорачуна крутост. Сваки корак у инкременталном решавању користи резултате претходног корака као улазне. Стога се матрица крутости прорачунава неколико пута током процеса прорачуна, при чему се време трајања анализе продужава. Итеративне или Newton-ове методе [10] подразумевају примену методе итерације за решавање равнотежних једначина. Већина данас расположивих алгоритама за решавање нелинеарних равнотежних једначина користи комбинацију ове две методе.

Решавање нелинеарних проблема може наићи на низ препрека. Често не постоји јединствено решење, или уопште не постоји решење, најчешће услед некоректног дефинисања проблема. Нелинеарна анализа захтева одабир стратегије прорачуна која укључује поделу оптерећења на кораке, одабир методе прорачуна као и могућност промене стратегије решавања током анализе. Који ће метод прорачуна бити коришћен зависи од саме структуре, природе оптерећења, и нелинеарног понашања структуре. Нелинеарна анализа у највећој мери има примену у нуклеарној и ваздухопловној индустрији. Нелинеарност у ваздухопловној индустрији најчешће се јавља у виду геометријске нелинеарности и то углавном у виду "баклинга" чија је појава уобичајена за ваздухопловне структуре [7].

У нелинеарној статичкој анализи равнотежна једначина која мора бити решена је облика:

$${}^{t+\Delta t}\mathbf{R} - {}^{t+\Delta t}\mathbf{F} = 0 \quad (6.2)$$

где је ${}^{t+\Delta t}\mathbf{R}$ вектор спољашњих сила уведених у чворовима у тренутку $t + \Delta t$, а ${}^{t+\Delta t}\mathbf{F}$ је вектор силе који је еквивалентан напонима елемента у тренутку $t + \Delta t$. Оба вектора су одређена коришћењем методе виртуалних померања. Вредност ${}^{t+\Delta t}\mathbf{F}$ нелинеарно зависи од померања у чворовима те је неопходно једначину (6.2) решавати итеративним поступком. На основу модификоване Newton-Raphson итеративне методе, решавањем једначина за вредности $i = 1, 2, 3, \dots$ добија се:

$$\Delta \mathbf{R}^{(i-1)} = {}^{t+\Delta t}\mathbf{R} - {}^{t-\Delta t}\mathbf{F}^{(i-1)} \quad (6.3)$$

$${}^t\mathbf{K}\Delta \mathbf{U}^{(i)} = \Delta \mathbf{R}^{(i-1)} \quad (6.4)$$

$${}^{t+\Delta t}\mathbf{U}^{(i)} = {}^{t+\Delta t}\mathbf{U}^{(i-1)} + \Delta \mathbf{U}^{(i)} \quad (6.5)$$

при чему је:

$${}^{t+\Delta t}\mathbf{U}^{(0)} = {}^t\mathbf{U} \text{ и } {}^{t+\Delta t}\mathbf{F}^0 = {}^t\mathbf{F} \quad (6.6)$$

Ове једначине су добијене линеаризацијом одговора система коначних елемената у тренутку t . У свакој итерацији се рачуна једначина (6.3) и добија се део оптерећења који није у равнотежен и он узрокује инкремент померања добијен једначином (6.4), а потом се поступак итеративног рачунања једначина наставља све док се за укупно оптерећење не успоставе равнотежни услови. Итеративни поступак ће бити завршен када прираштаји померања постану занемарљиво мали. Главни недостатак итеративног поступка је што нисмо сигурни да ли ће исти тежити или неће егзактном решењу, односно да ли ће конвергирати [30,31,32].

У општем случају до нелинеарног понашања система може да дође из неколико разлога: карактеристика материјала, деформација које зависе од оптерећења, присуства контакта у моделу и др.

Најзначајнији ефекат геометријски нелинеарне анализе је у томе што има такав карактер да сила прати померања. То значи да сила мења свој правац како се структура деформише, док код малих померања сила задржава иницијални правац током читаве анализе. Све анализе које узимају у обзир велика померања у програмском пакету MSC/NASTRAN, имају одабрану опцију LGDISP (што је скраћено од large displacement - велика померања).

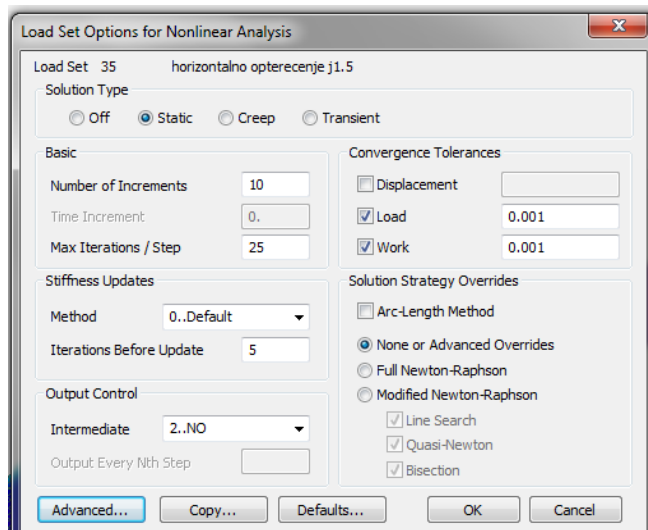
Овим типом анализе сваки случај оптерећења и ограничења је могуће поделити на одређени број инкремената, и то је основна разлика у односу на линеарну анализу. Може се рећи да нелинеарна анализа има другачији нумерички приступ у односу на линеарну анализу. При томе је ниво и тип оптерећења које се уноси у овом случају идентичан оном које се уноси у линеарној статичкој анализи, као што су силе, моменти, гравитација, температура итд. Програм располаже модулом, који је прилагођен нелинеарним улазним подацима, а има могућност контроле прорачуна инкрементално и итеративно.

Свако оптерећење које се уноси је подељено на кораке при чему број корака бира сам корисник програма. Затим се у оквиру сваког корака врши итеративни прорачун. И број итерација у оквиру корака бира сам корисник, али је услов да прорачун буде извршен у оквиру задатог броја итерација. Чим се достигне ниво оптерећења прописан одређеним кораком и изврши се број итерација који је неопходан да би били задовољени услови конвергенције прелази се на следећи корак оптерећења.

Програмски пакет MSC/NASTRAN дозвољава кориснику да изабере између неколико различитих метода (стратегија) прорачуна, као што су Newton-Rhapson метода, модификована Newton-Rhapson метода а могуће је и оставити аутоматски одабир методе.

Што се тиче метода конвергенције програм оставља могућност одабира метода као што су Crisfield, Riks, и модификована Riks метода. Сматра се да елементи имају константну површину.

На Сл. 6.15 су приказани задати параметри нелинеарне анализе. Они се односе на дефинисање оптерећења (силе). Усвојено је да се прорачун врши тако што ће сила бити подељена на 10 инкремената. У оквиру сваког инкремента прорачун се врши у максимално 25 итерација (корака). То значи да предвиђен ниво оптерећења треба да се достигне у 25 итерација и да решење при томе конвергира. Приказани су и параметри конвергенције а може се уочити и да је стављен аутоматски одабир методе.



Слика 6.15 Параметри нелинеарне анализе

6.3.2 Резултати прорачуна

Случај оптерећења 1

- слетање на влажну подлогу, траву:

Делују следеће силе ($j = 1.0$):

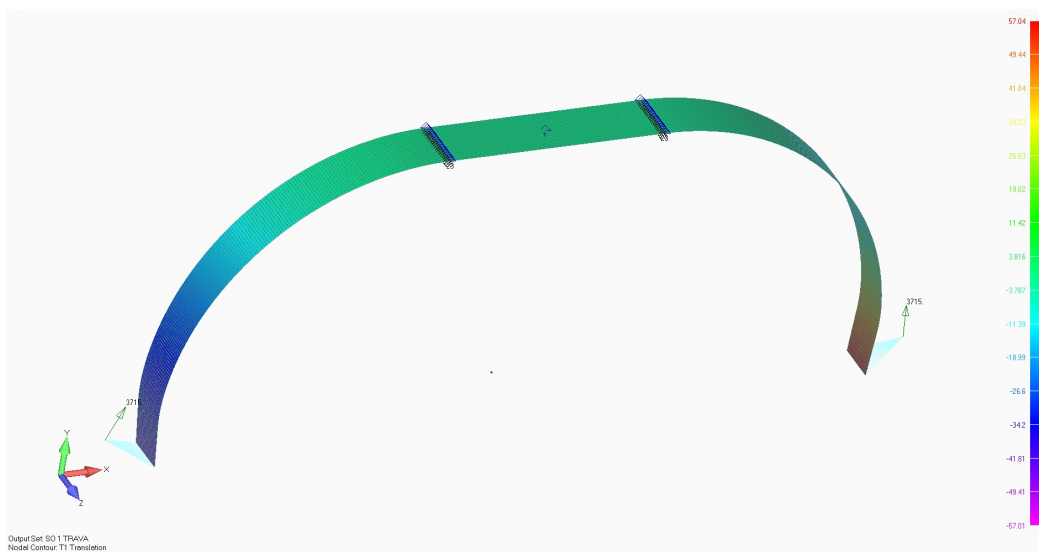
$F_{\text{hor}} = 1030 \text{ N}$ - сила у хоризонталном правцу, супротно од смера лета,

$F_{\text{boc}} = 700 \text{ N}$ - сила у бочном правцу, смер на унутра,

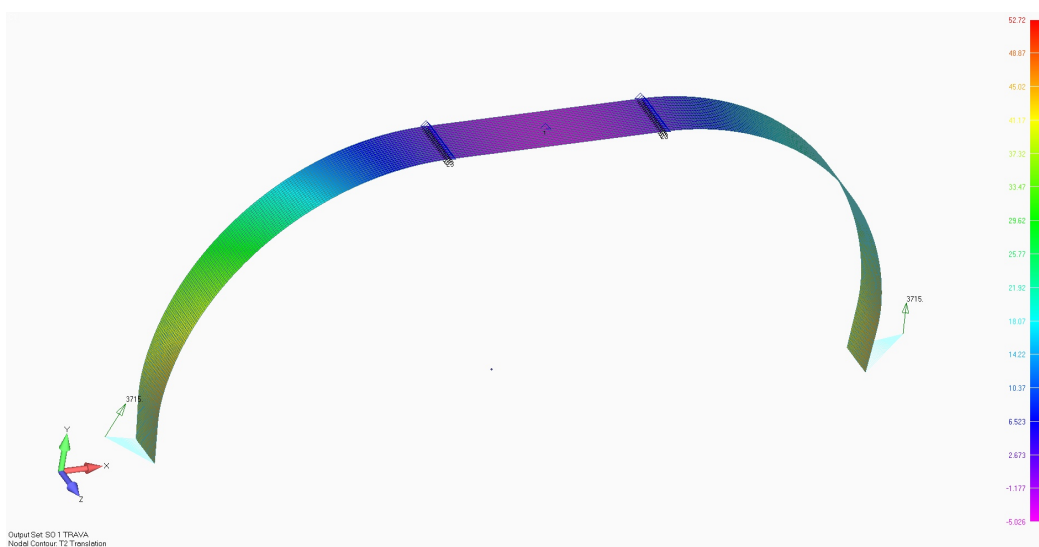
$F_{\text{ver}} = 3500 \text{ N}$ - сила у вертикалном правцу, смер на горе.

Прорачун је урађен за ниво оптерећења $j = 1.0$, а резултати су дати на Сл. 6.16-6.18 и у Табели 6.3.

Слика 6.16 Померања у хоризонталном правцу за ниво оптерећења $j = 1.0$

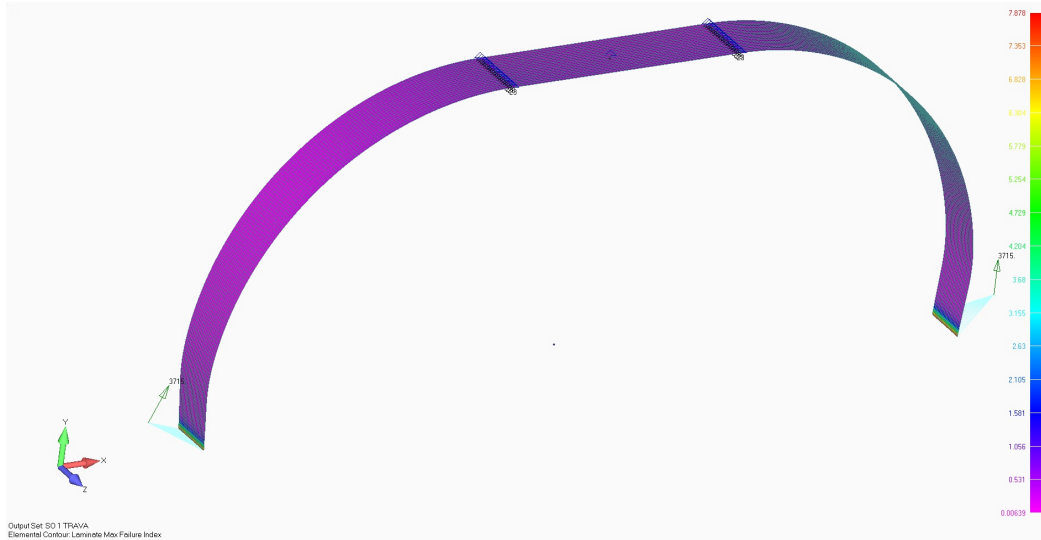


Слика 6.17 Померања у бочном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$



Слика 6.18 Померања у вертикалном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$

На Сл. 6.19 је дата расподела максималног коефицијента иницијалног отказа (F.I.) кроз ламинат.



Слика 6.19 Расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату

Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 7.878, али како се може уочити на слици он је лоциран на месту везе ламината (гибња) са крутим елементом и представља утицај ове везе. Ако се удаљимо из ове зоне видимо да је максимална вредност коефицијента иницијалног отказа:

$$F.I. = 0.17$$

Табела 6.3 Померања центра точка и максимални *F.I.* за случај оптерећења 1, трава

Ниво оптерећења	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу	Коефицијент иницијалног отказа
	T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]	F.I.
$j = 1.0$	18.7	52.3	52.6	0.17

- слетање на суву подлогу, бетон:

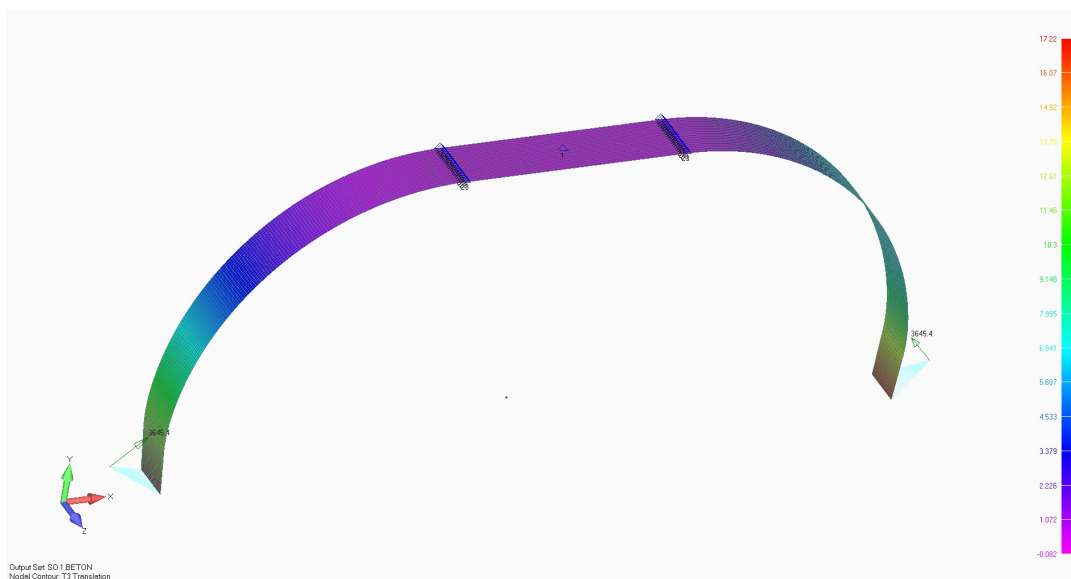
Делују следеће силе ($j = 1.0$):

$F_{hor} = 840 \text{ N}$ - сила у хоризонталном правцу, супротно од смера лета,

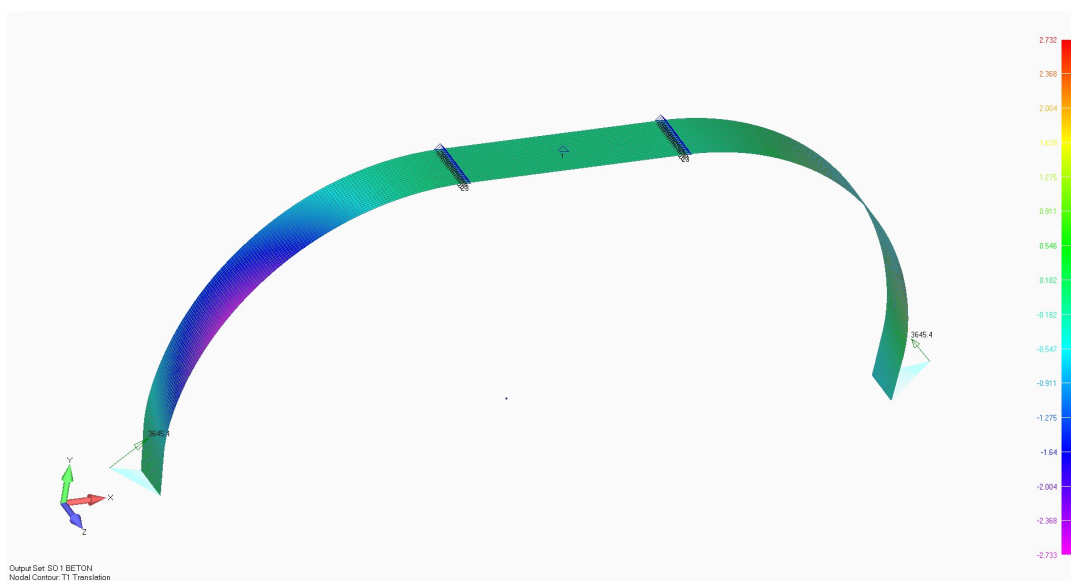
$F_{boc} = 2216 \text{ N}$ - сила у бочном правцу, смер на унутра,

$F_{ver} = 2770 \text{ N}$ - сила у вертикалном правцу, смер на горе.

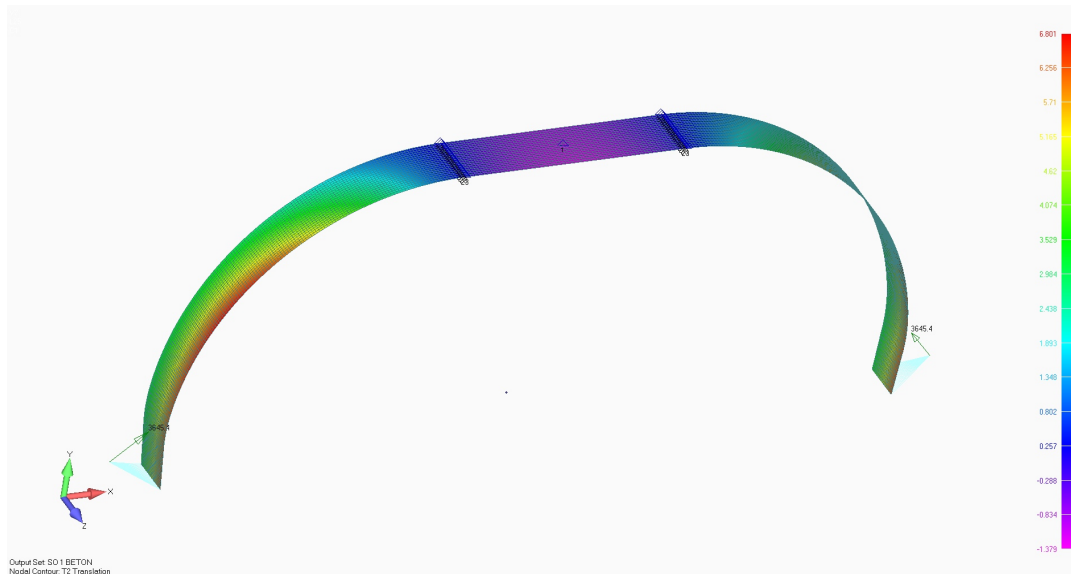
Прорачун је урађен за ниво оптерећења $j = 1.0$, а резултати су дати на Сл. 6.20 - 6.22 и у Табели 6.4.



Слика 6.20 Померања у хоризонталном правцу за ниво оптерећења $j = 1.0$

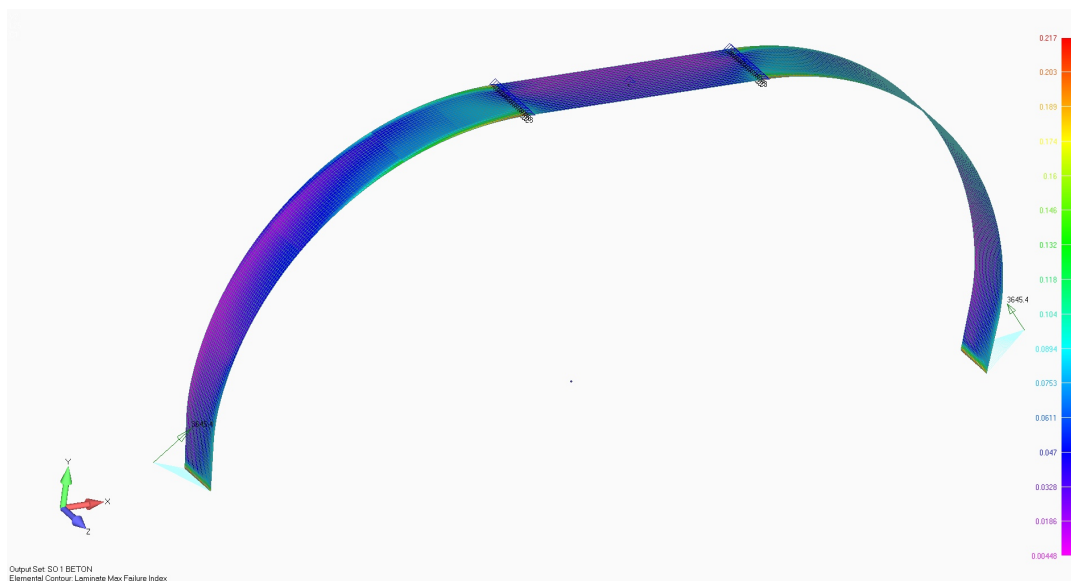


Слика 6.21 Померања у бочном правцу за ниво оптерећења $j = 1.0$



Слика 6.22 Померања у вертикалном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$

На Сл. 6.23 је дата расподела максималног коефицијента иницијалног отказа (F.I.) кроз ламинат.



Слика 6.23 Расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату, за ниво оптерећења $j=1.0$

Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 0.217 и лоциран је у зони ослонаца и везе ламината са крутим елементом. Меродавна вредност максималног F.I. ван ове зоне износи:

$$F.I. = 0.1$$

Табела 6.4 Померања центра точка и максимални F.I. за случај оптерећења 1, бетон

Ниво оптерећења	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу	Коефицијент иницијалног отказа
	T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]	
$j = 1.0$	15.4	-0.4	4.7	0.1

Случај оптерећења 2

- слетање на влажну подлогу, траву:

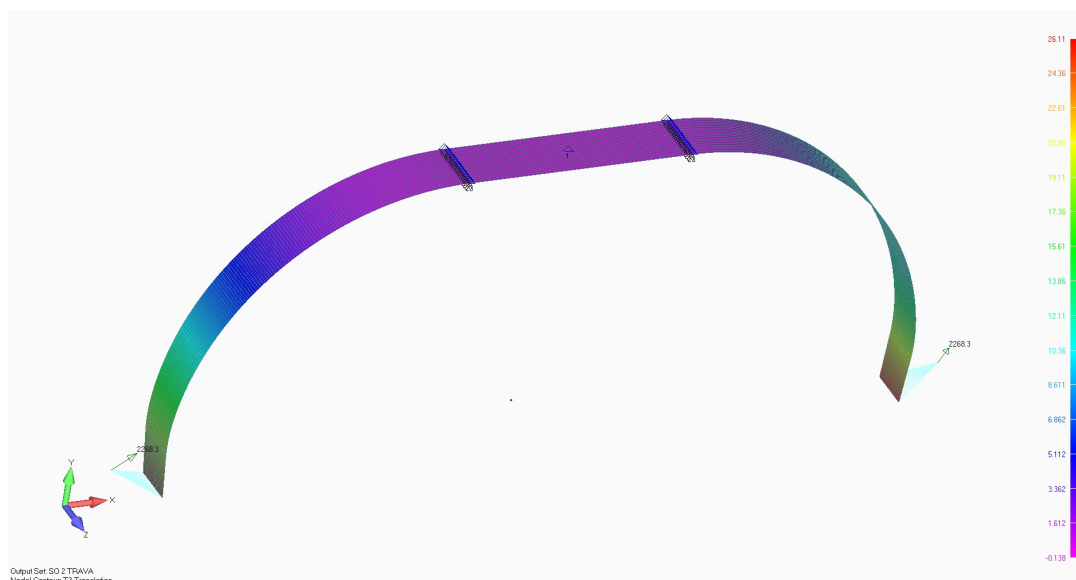
Делују следеће силе ($j = 1.0$):

$F_{hor} = 1400$ N - сила у хоризонталном правцу, супротно од смера лета,

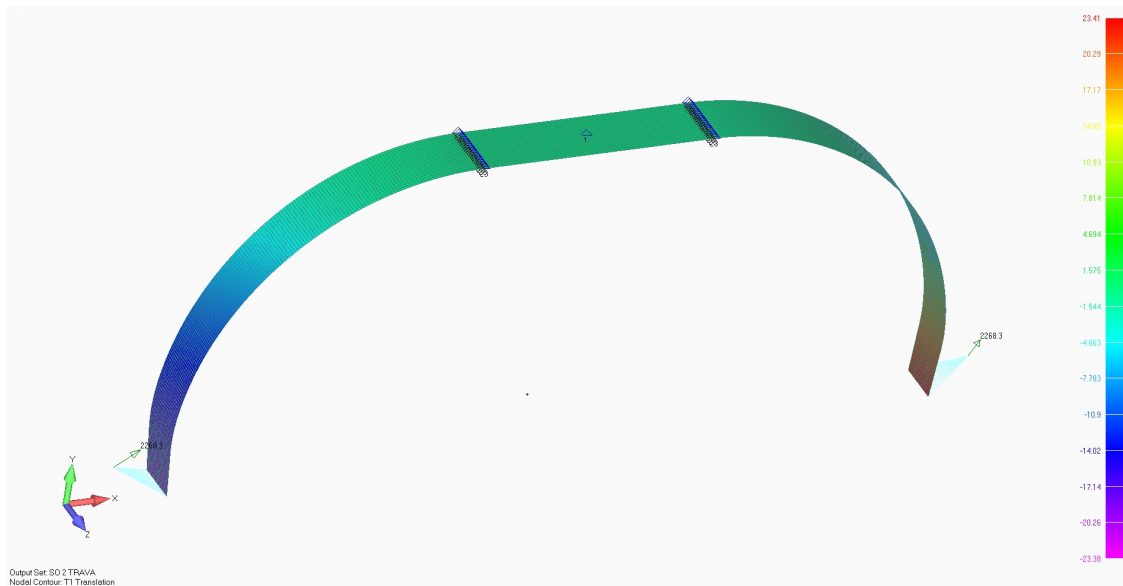
$F_{boc} = 350$ N - сила у бочном правцу, смер на унутра,

$F_{ver} = 1750$ N - сила у вертикалном правцу, смер на горе.

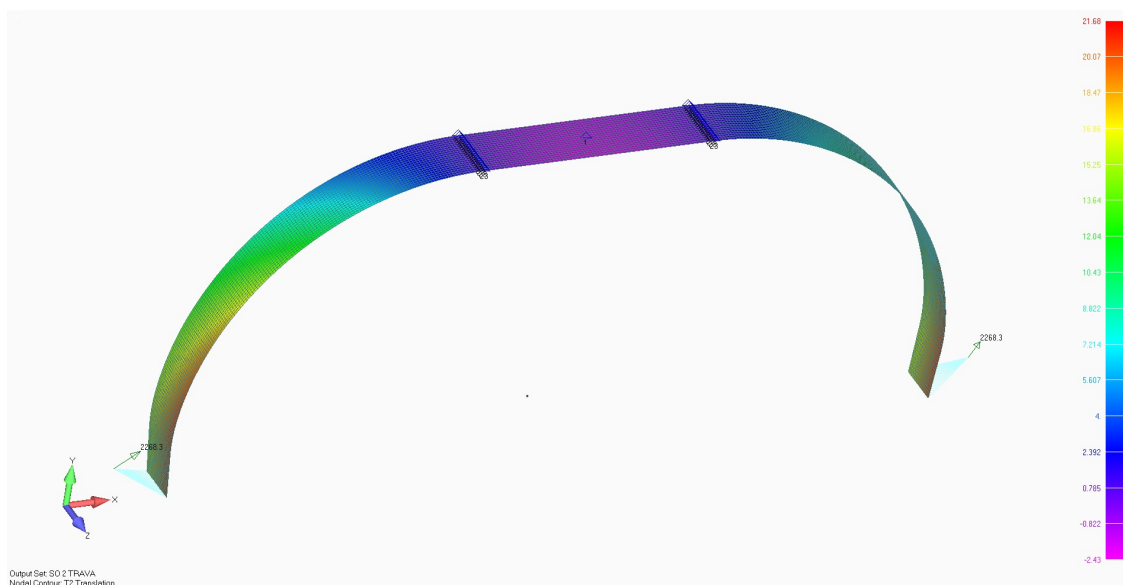
Прорачун је урађен за ниво оптерећења $j = 1.0$, а резултати су дати на Сл. 6.24 - 6.26 и у Табели 6.5.



Слика 6.24 Померања у хоризонталном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$

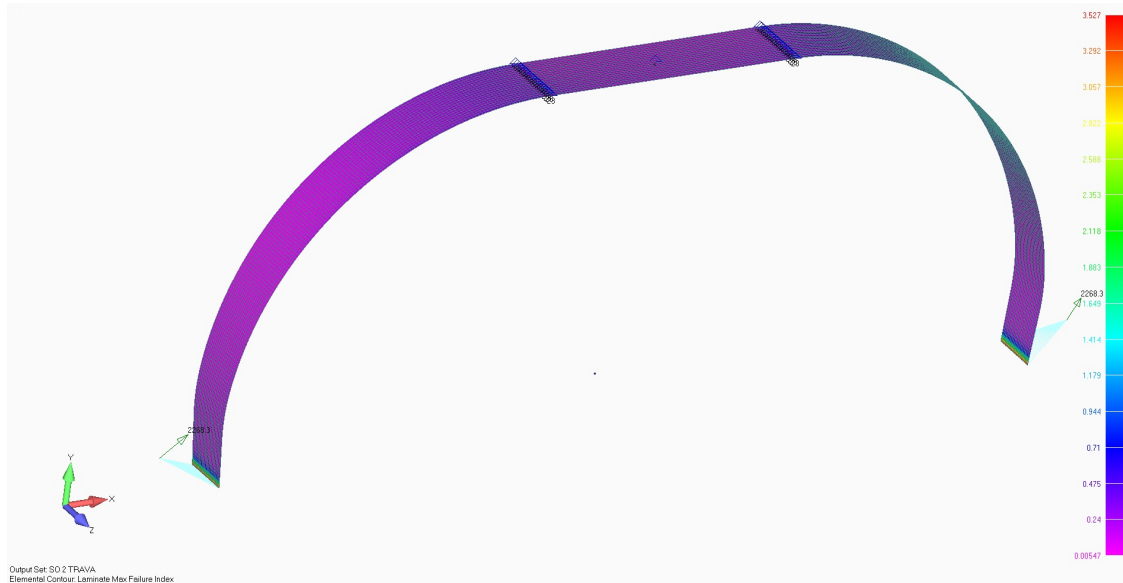


Слика 6.25 Померања у бочном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$



Слика 6.26 Померања у вертикалном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$

На Сл. 6.27 је дата расподела максималног коефицијента иницијалног отказа (F.I.) кроз ламинат.



Слика 6.27 Расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату, за ниво оптерећења $j=1.0$

Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 3.527, у зони ослонаца и везе ламината са крутим елементом. Меродавна вредност максималног F.I. ван ове зоне износи:

$$F.I. = 0.15$$

Табела 6.5 Померања центра точка и максимални F.I. за случај оптерећења 2, трава

Ниво оптерећења	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу	Коефицијент иницијалног отказа
	T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]	
$j = 1.0$	23.3	21.6	21.7	0.15

- слетање на суву подлогу, бетон:

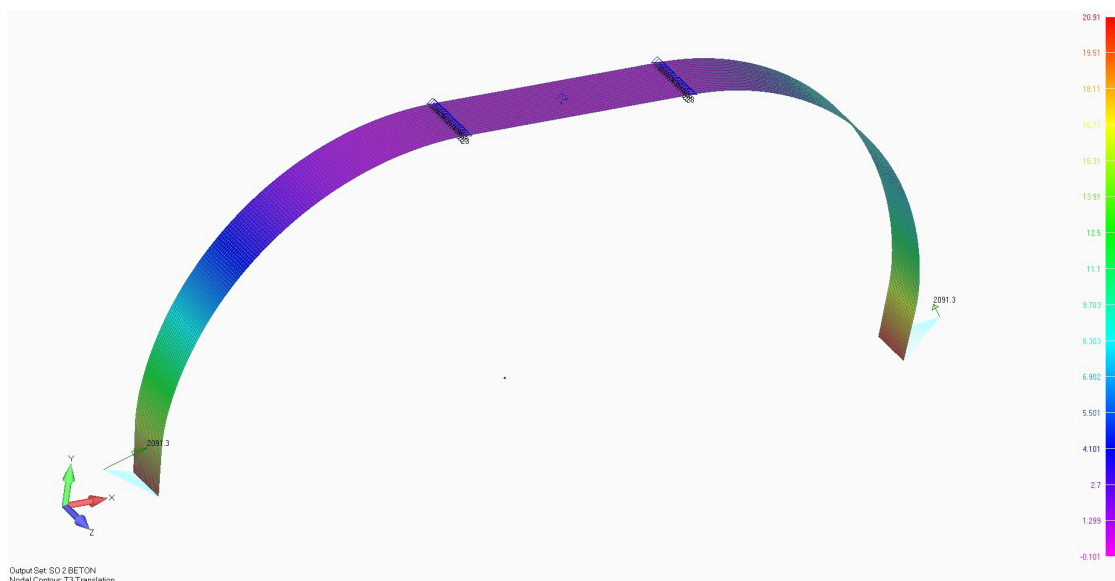
Делују следеће силе ($j = 1.0$):

$F_{hor} = 1108 \text{ N}$ - сила у хоризонталном правцу, супротно од смера лета,

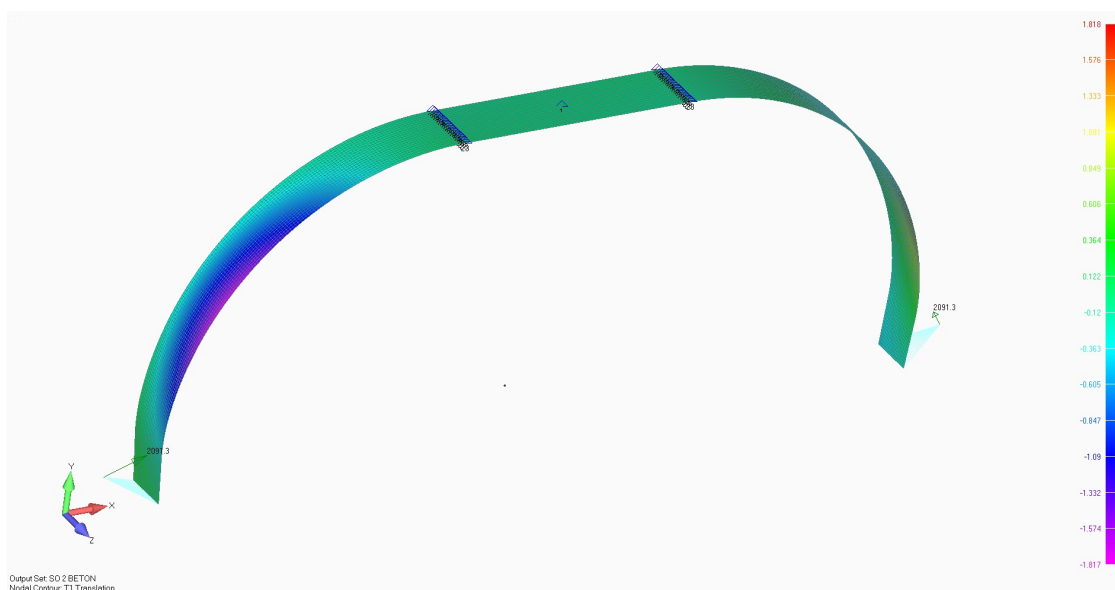
$F_{boc} = 1108 \text{ N}$ - сила у бочном правцу, смер на унутра,

$F_{ver} = 1385 \text{ N}$ - сила у вертикалном правцу, смер на горе.

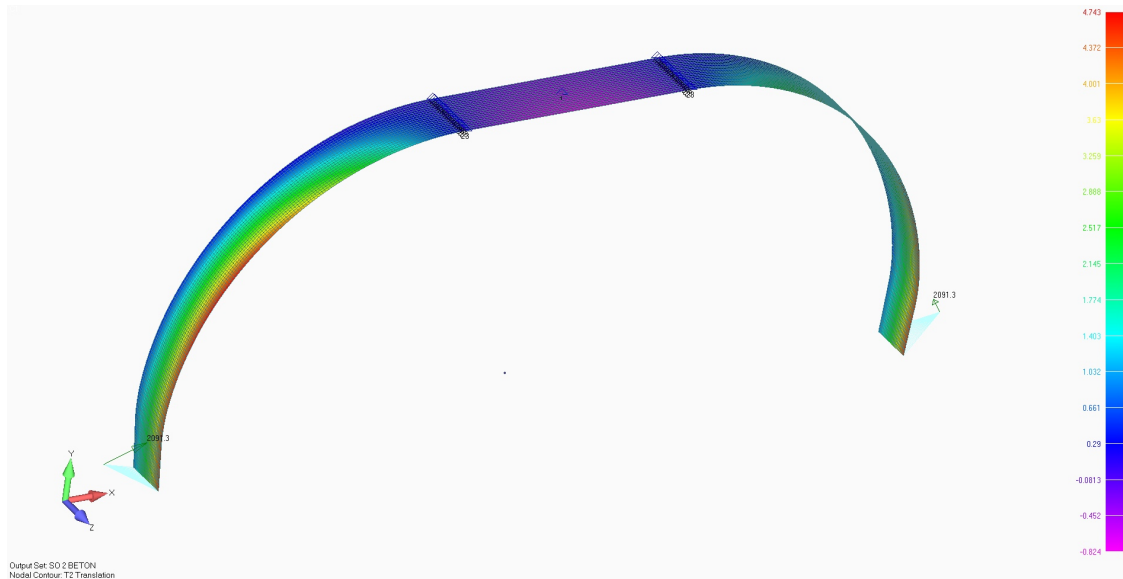
Прорачун је урађен за ниво оптерећења $j = 1.0$, а резултати су дати на Сл. 6.28 - 6.30 и у Табели 6.6.



Слика 6.28 Померања у хоризонталном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$

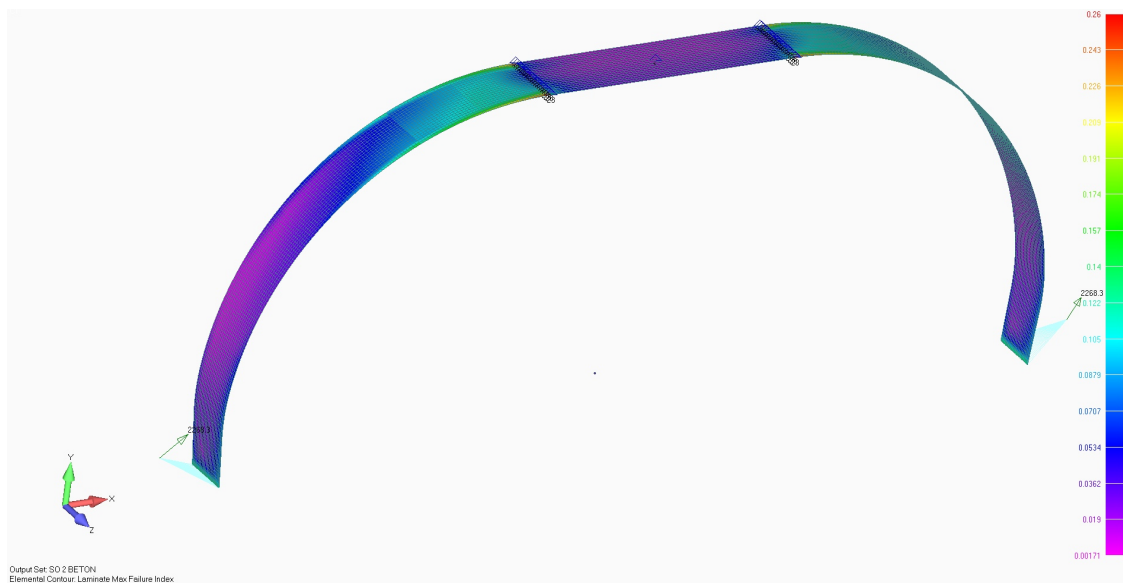


Слика 6.29 Померања у бочном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$



Слика 6.30 Померања у вертикалном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$

На Сл. 6.31 је дата расподела максималног коефицијента иницијалног отказа (F.I.) кроз ламинат.



Слика 6.31 Расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату, за ниво оптерећења $j=1.0$

Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 0.26 и лоциран је у зони ослонаца. Овај резултат представља утицај ослонаца и може се занемарити а за вредности максималног F.I. се узима вредност која се налази ван ове зоне и износи:

$$F.I. = 0.2$$

Табела 6.6 Померања центра точка и максимални F.I. за случај оптерећења 2, бетон

Ниво оптерећења	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу	Коефицијент иницијалног отказа
	T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]	F.I.
$j = 1.0$	18.7	-0.2	2.6	0.2

Случај оптерећења 3

- слетање на влажну подлогу, траву:

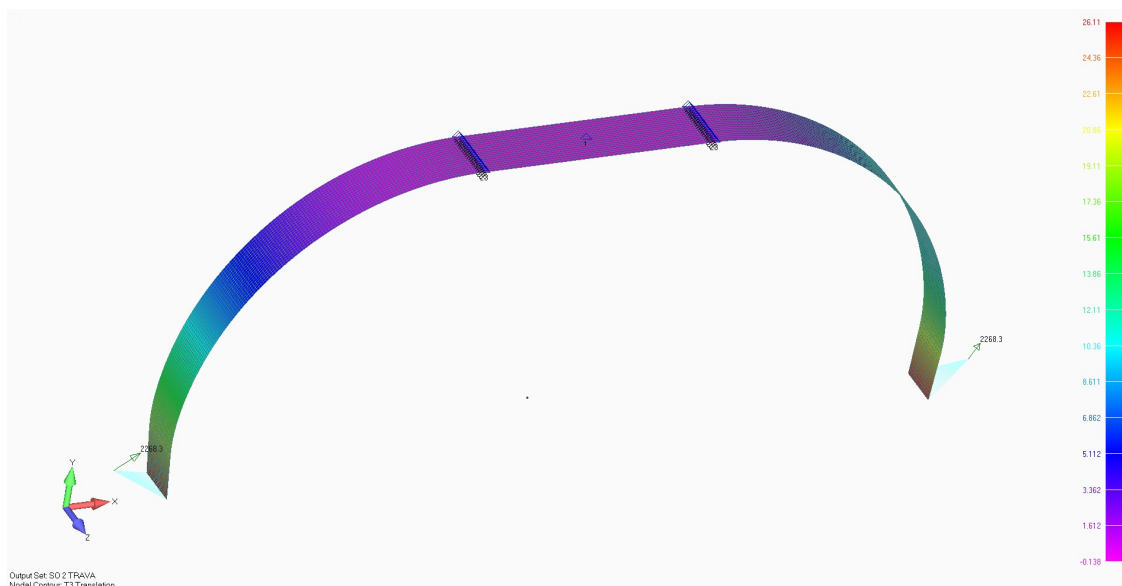
Делују следеће силе ($j = 1.0$):

$F_{hor} = -1140$ N - сила у хоризонталном правцу, у смеру лета,

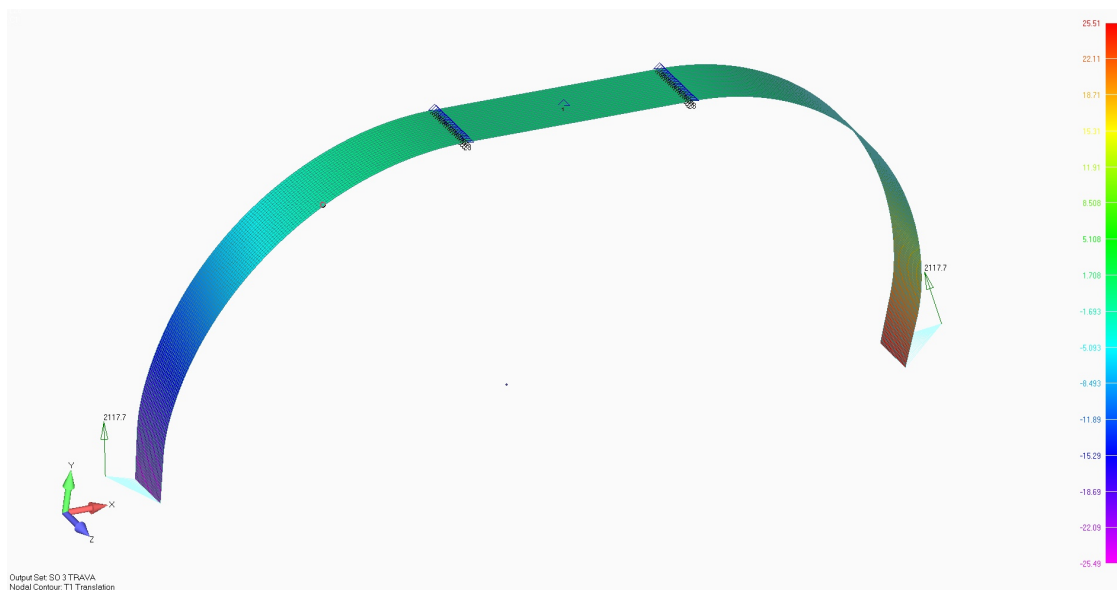
$F_{boc} = 350$ N - сила у бочном правцу, смер на унутра,

$F_{ver} = 1750$ N - сила у вертикалном правцу, смер на горе.

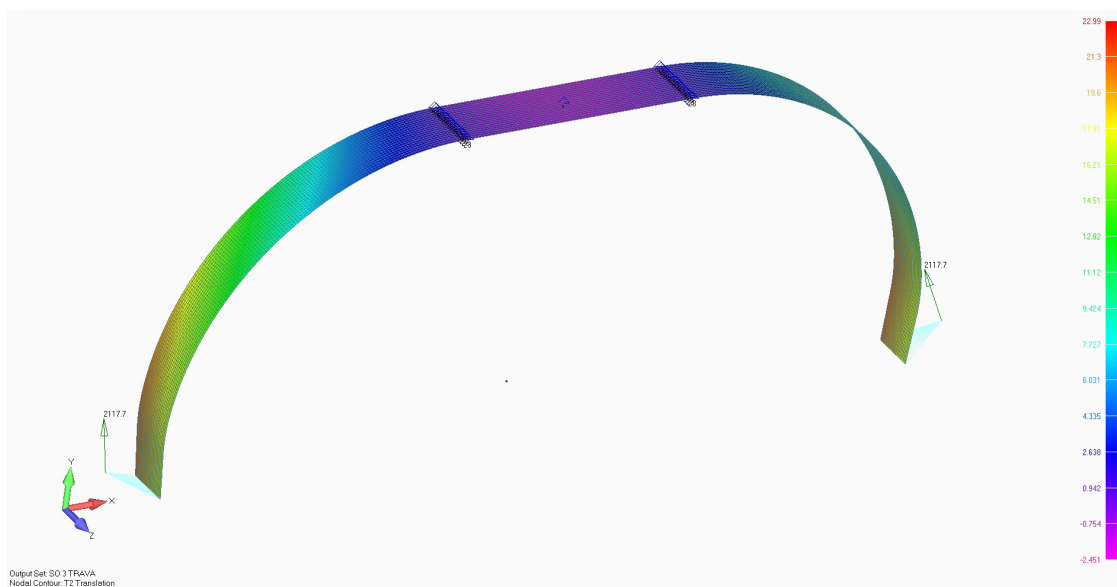
Прорачун је урађен за ниво оптерећења $j = 1.0$, а резултати померања су дати на Сл. 6.32 - 6.34 и у Табели 6.7. На Сл. 6.35 је дата расподела максималног коефицијента иницијалног отказа (F.I.) кроз ламинат.



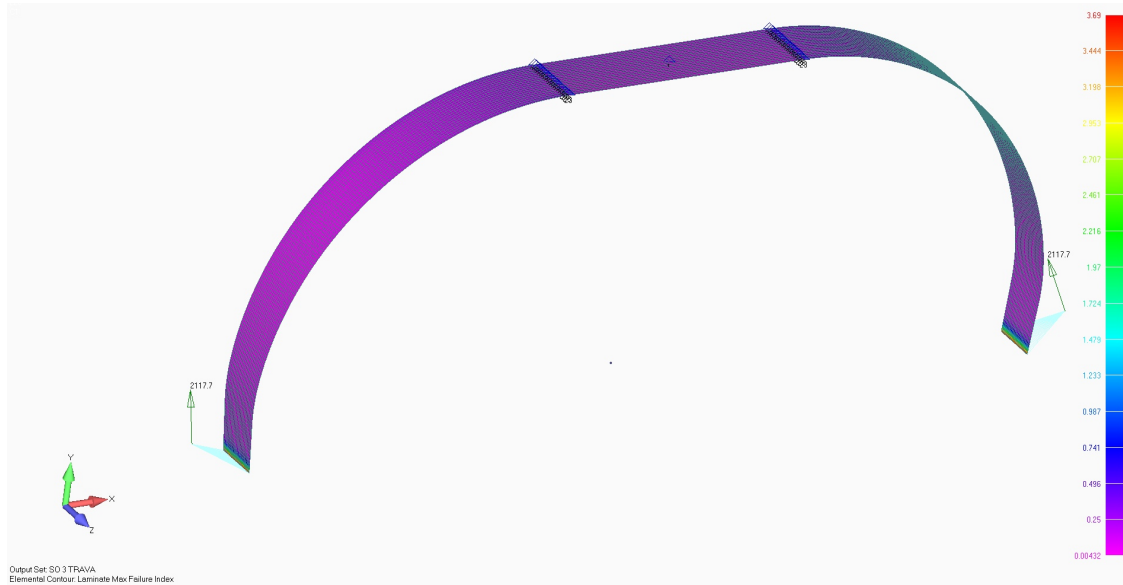
Слика 6.32 Померања у хоризонталном правцу за ниво оптерећења $j = 1.0$



Слика 6.33 Померања у бочном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$



Слика 6.34 Померања у вертикалном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$



Слика 6.35 Расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату, за ниво оптерећења $j=1.0$

Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 3.69, у зони везе ламината и крутог елемента. Када се елиминише утицај везе добија се вредност максималног F.I.:

$$F.I. = 0.17$$

Табела 6.7 Померања центра точка и максимални F.I. за случај оптерећења 3, трава

Ниво оптерећења	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу	Коефицијент иницијалног отказа
	T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]	F.I.
$j = 1.0$	19.2	23.5	23	0.17

- **слетање на суву подлогу, бетон:**

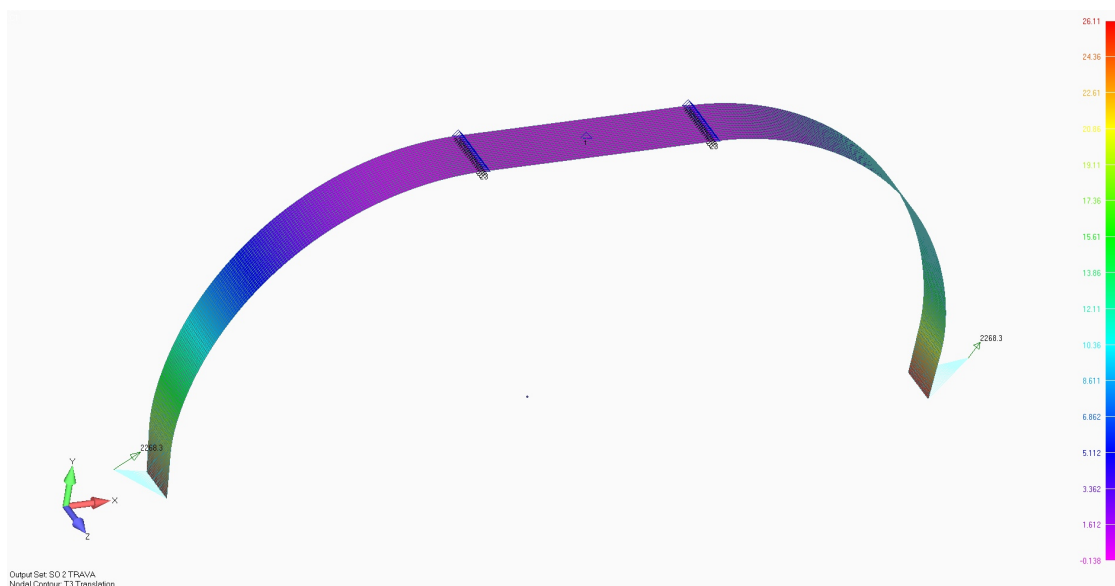
Делују следеће силе ($j = 1.0$):

$F_{hor} = -900$ N - сила у хоризонталном правцу, у смеру лета,

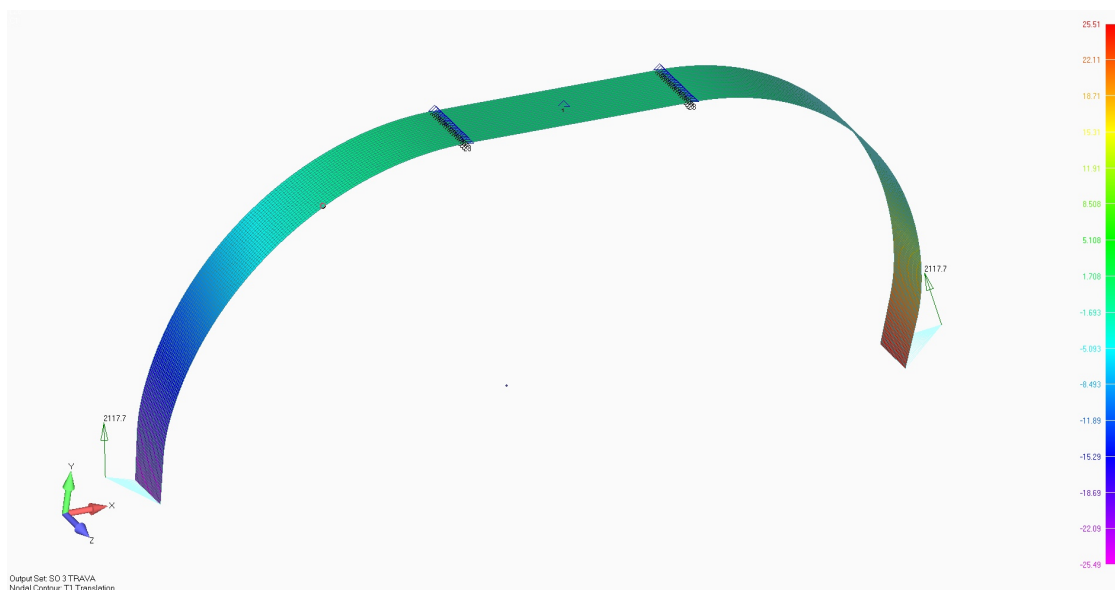
$F_{boc} = 1108$ N - сила у бочном правцу, смер на унутра,

$F_{ver} = 1385$ N - сила у вертикалном правцу, смер на горе.

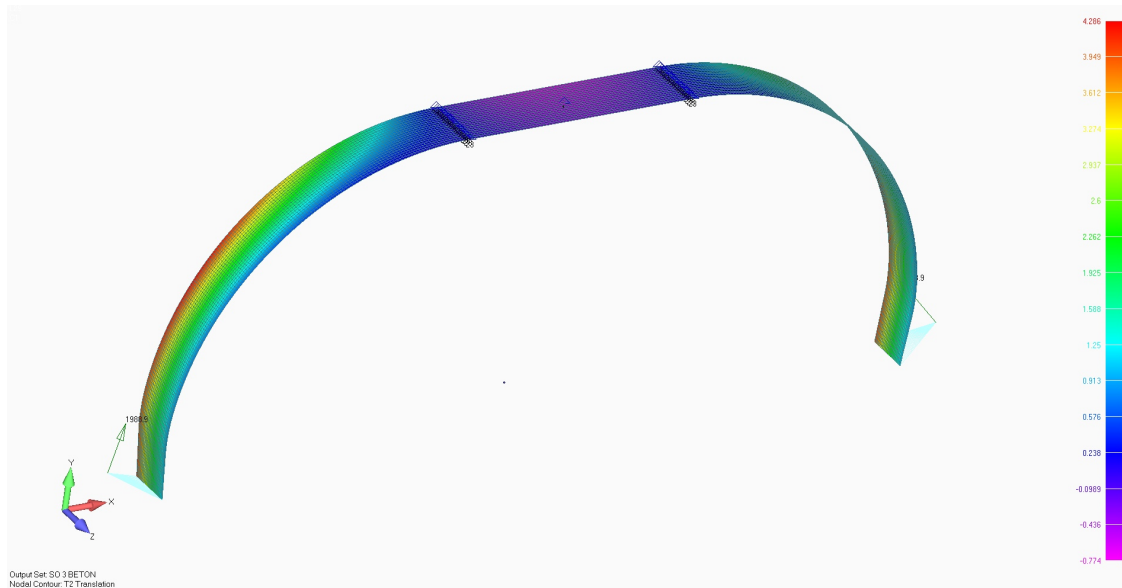
Прорачун је урађен за ниво оптерећења $j = 1.0$, а резултати су дати на Сл. 6.36 - 6.38 и у Табели 6.8.



Слика 6.36 Померања у хоризонталном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$

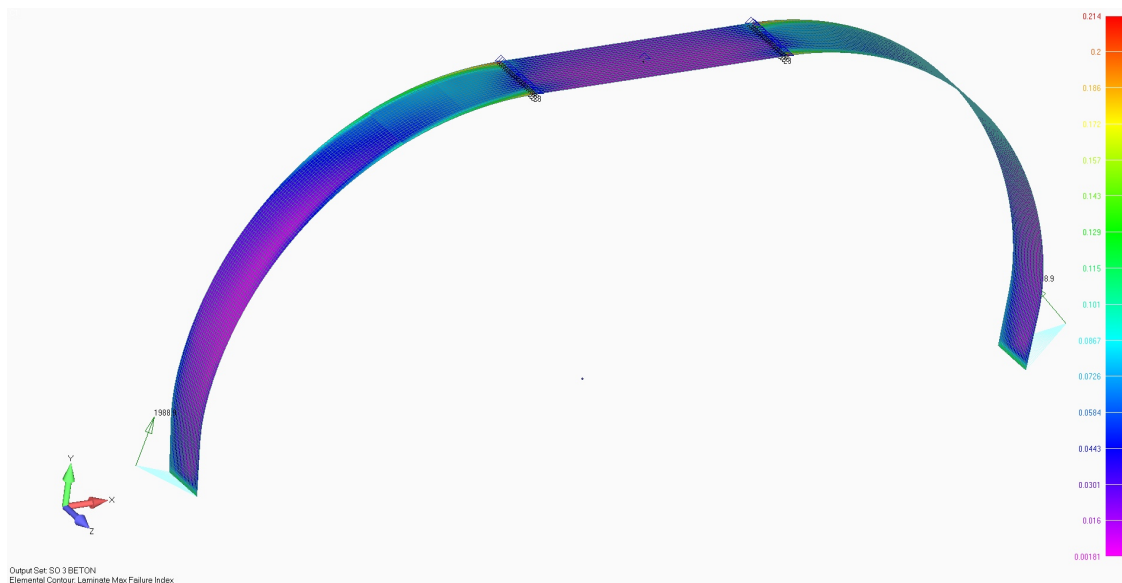


Слика 6.37 Померања у бочном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$



Слика 6.38 Померања у вертикалном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$

На Сл. 6.39 је дата расподела максималног коефицијента иницијалног отказа (F.I.) кроз ламинат.



Слика 6.39 Расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату, за ниво оптерећења $j=1.0$

Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 0.214, у зони везе ламината и крутог елемента, док је меродавна вредност максималног F.I., ван ове зоне:

$$F.I. = 0.1$$

Табела 6.8 Померања центра точка и максимални F.I. за случај оптерећења 3, бетон

Ниво оптерећења	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу	Коефицијент иницијалног отказа
	T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]	F.I.
$j = 1.0$	15.3	0.3	2.4	0.1

Случај оптерећења 4

- слетање на влажну подлогу, траву:

У овом случају оптерећења разликујемо две варијанте: када бочна сила делује на унутра и на споља.

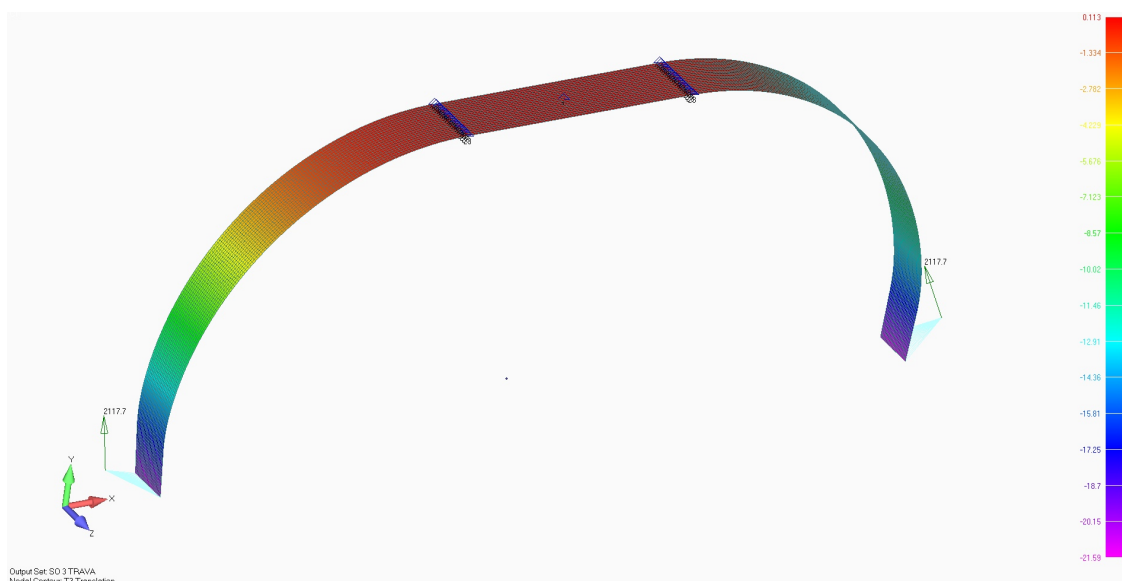
Варијанта 1

Делују следеће силе ($j = 1.0$):

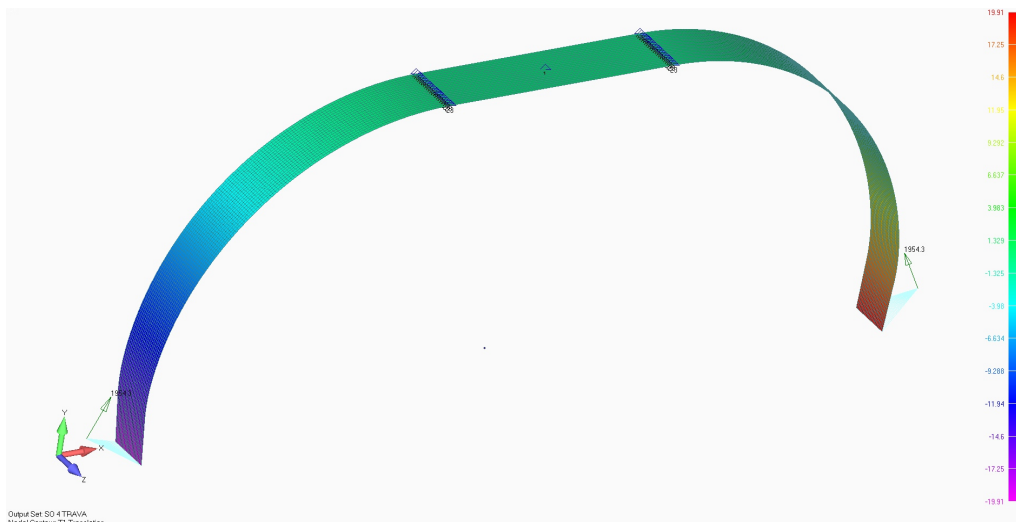
$F_{\text{бок}} = 870 \text{ N}$ - сила у бочном правцу, смер на унутра,

$F_{\text{вер}} = 1750 \text{ N}$ - сила у вертикалном правцу, смер на горе.

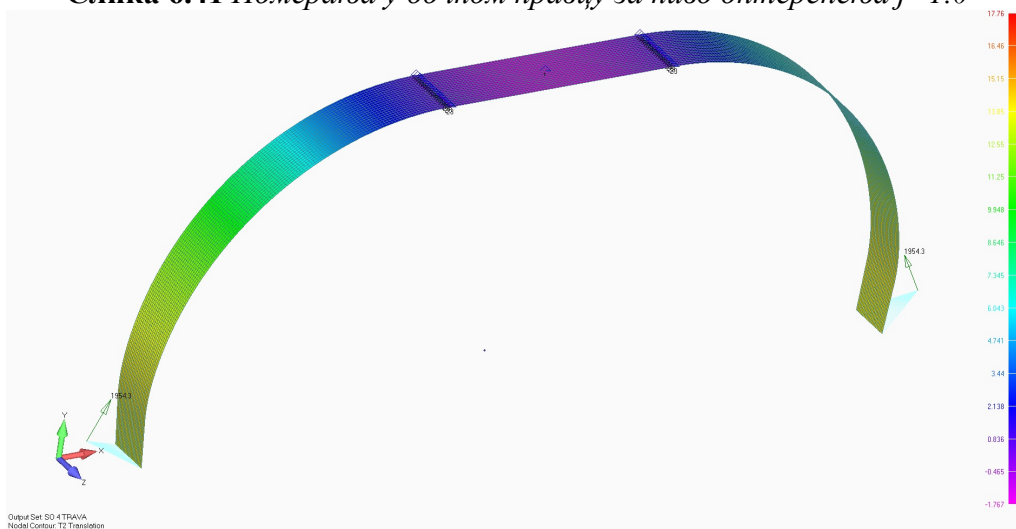
Прорачун је урађен за ниво оптерећења $j = 1.0$, а резултати померања су дати на Сл. 6.40 - 6.42. и у Табели 6.9, а на Сл. 6.43 је дата расподела максималног коефицијента иницијалног отказа (F.I.) у ламинату.



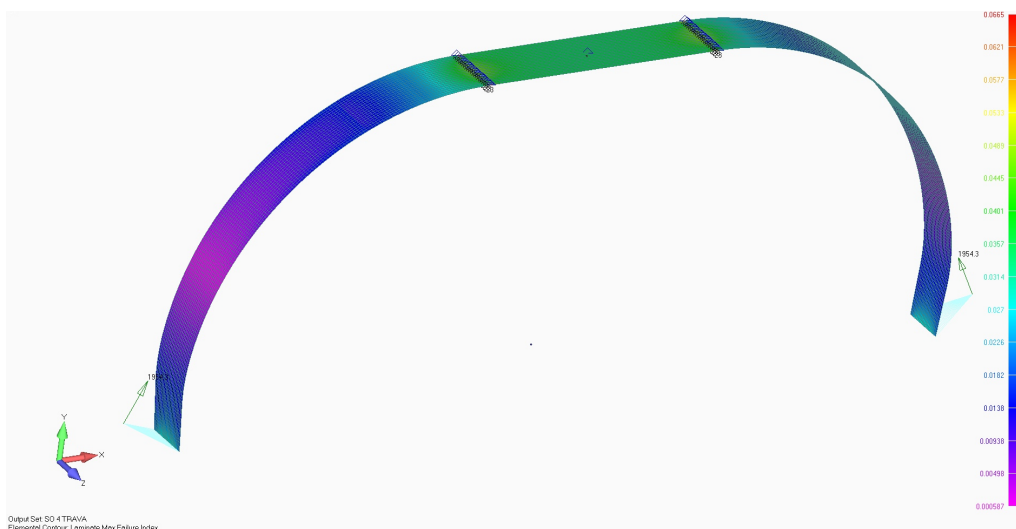
Слика 6.40 Померања у хоризонталном правцу за ниво оптерећења $j = 1.0$



Слика 6.41 Померања у бочном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$



Слика 6.42 Померања у вертикалном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$



Слика 6.43 Расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату, за ниво оптерећења $j=1.0$

Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 0.07.

Табела 6.9 Померања центра точка и максимални $F.I.$ за случај оптерећења 4, трава

Ниво оптерећења	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу	Коефицијент иницијалног отказа
	T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]	
$j = 1.0$	0	18.1	17.7	0.07

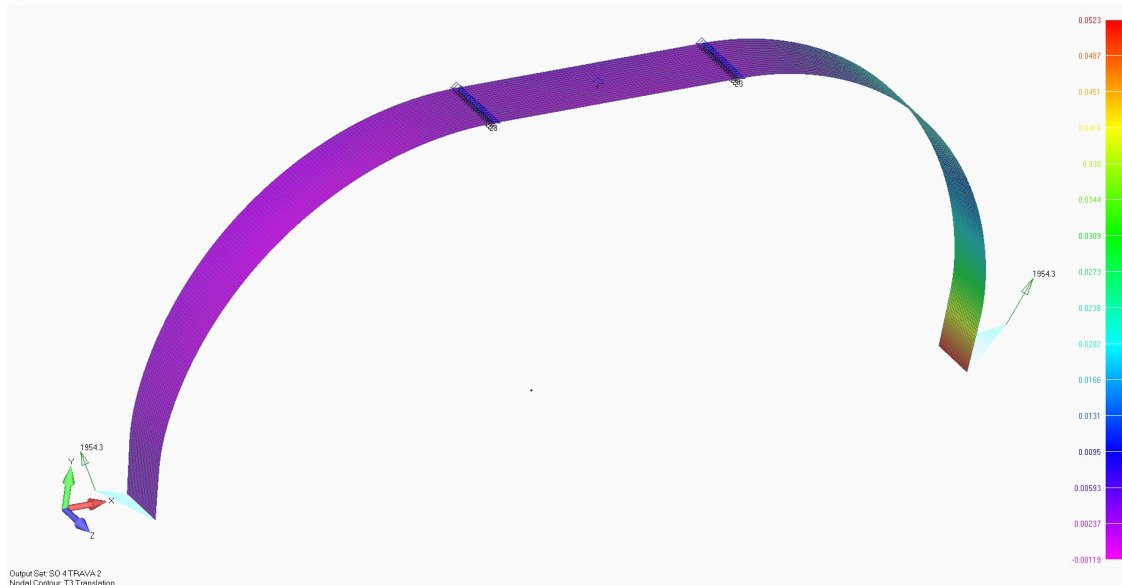
Варијанта 2

Делују следеће силе ($j = 1.0$):

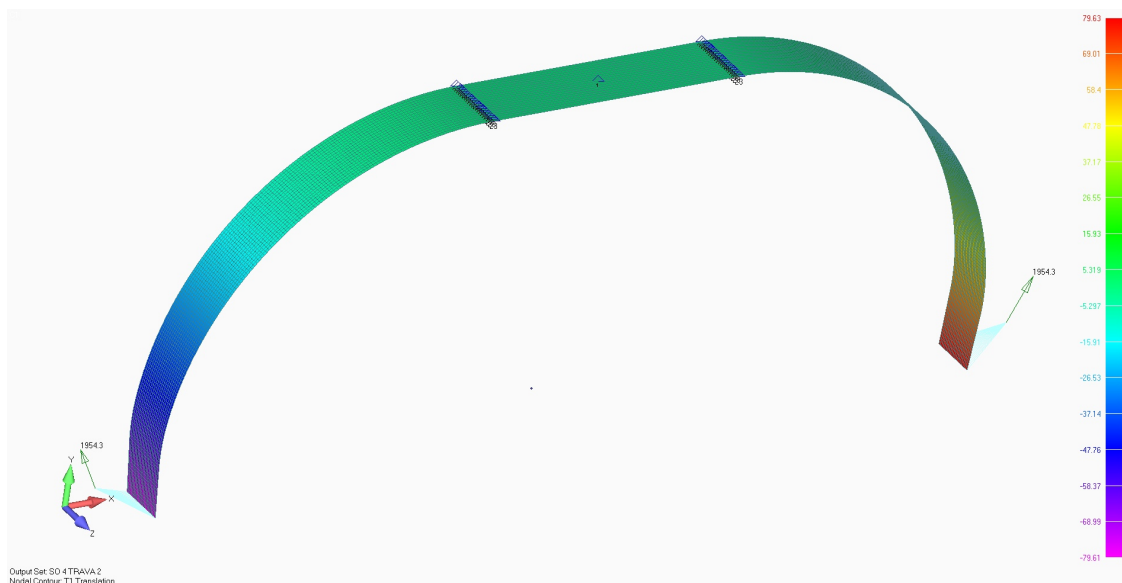
$$F_{\text{boc}} = -870 \text{ N} \quad \text{- сила у бочном правцу, смер на споља,}$$

$$F_{\text{ver}} = 1750 \text{ N} \quad \text{- сила у вертикалном правцу, смер на горе.}$$

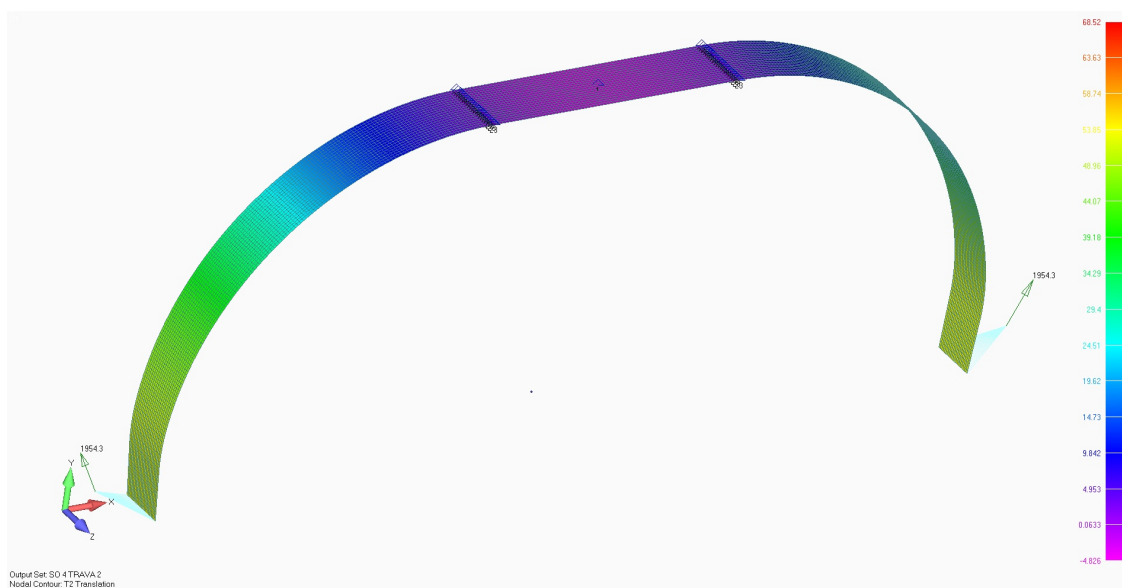
Прорачун је урађен за ниво оптерећења $j = 1.0$, а резултати померања су дати на Сл. 6.44 - 6.46 и у Табели 6.10, а на Сл. 6.47 је дата расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату.



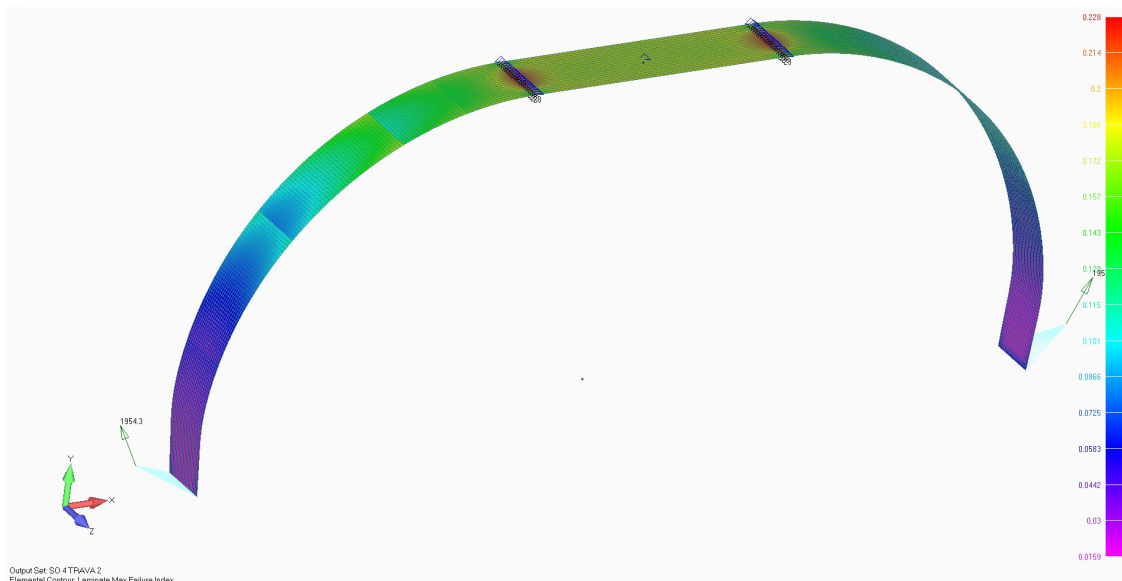
Слика 6.44 Померања у хоризонталном правцу за ниво оптерећења $j = 1.0$



Слика 6.45 Померања у бочном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$



Слика 6.46 Померања у вертикалном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$



Слика 6.47 Расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату, за ниво оптерећења $j=1.0$

Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 0.228 и лоциран је у зони ослонаца. Овај резултат представља утицај ослонаца и може се занемарити а за вредности максималног F.I. се узима вредност која се налази ван ове зоне и износи:

$$F.I. = 0.18$$

Табела 6.10 Померања центра точка и максимални F.I. за случај оптерећења 4, трава, варијанта 2

Ниво оптерећења	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу	Коефицијент иницијалног отказа
	T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]	
$j=1.0$	0	72	68.5	0.18

- слетање на суву подлогу, бетон:

У овом случају оптерећења разликујемо две варијанте: када бочна сила делује на унутра и на споља.

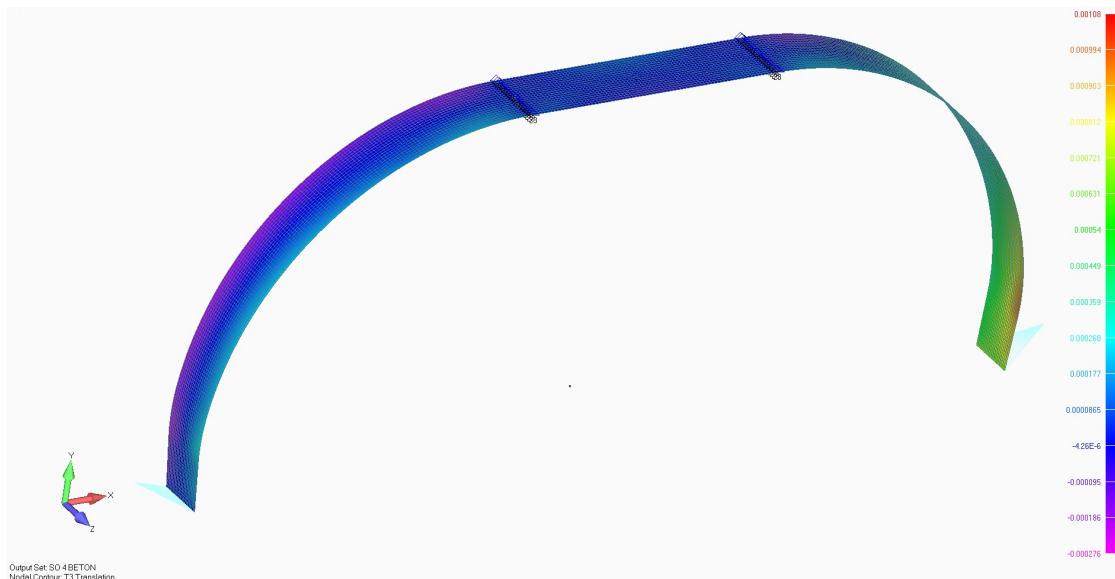
Варијанта 1

Делују следеће силе ($j = 1.0$):

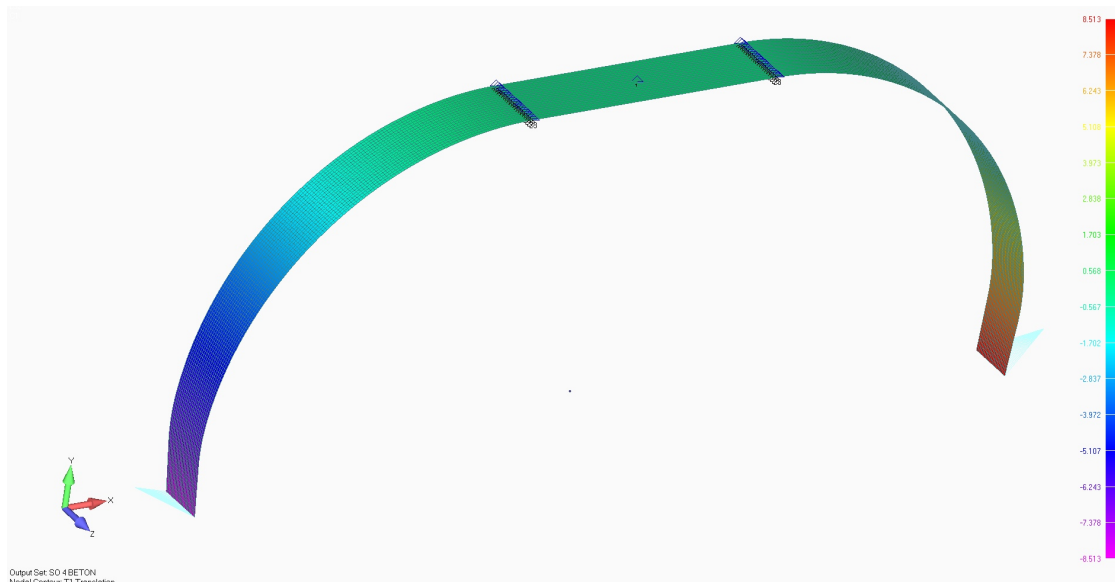
$F_{\text{boc}} = 870 \text{ N}$ - сила у бочном правцу, смер на унутра,

$F_{\text{ver}} = 1385 \text{ N}$ - сила у вертикалном правцу, смер на горе.

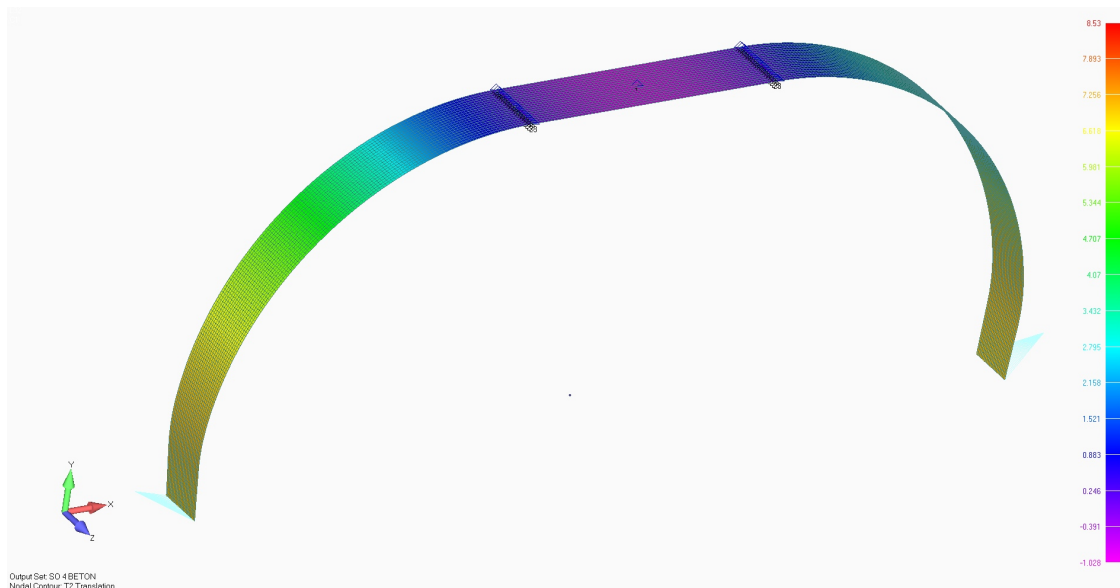
Прорачун је урађен за ниво оптерећења $j = 1.0$, а резултати померања су дати на Сл. 6.48 - 6.50 и у Табели 6.11.



Слика 6.48 Померања у хоризонталном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$

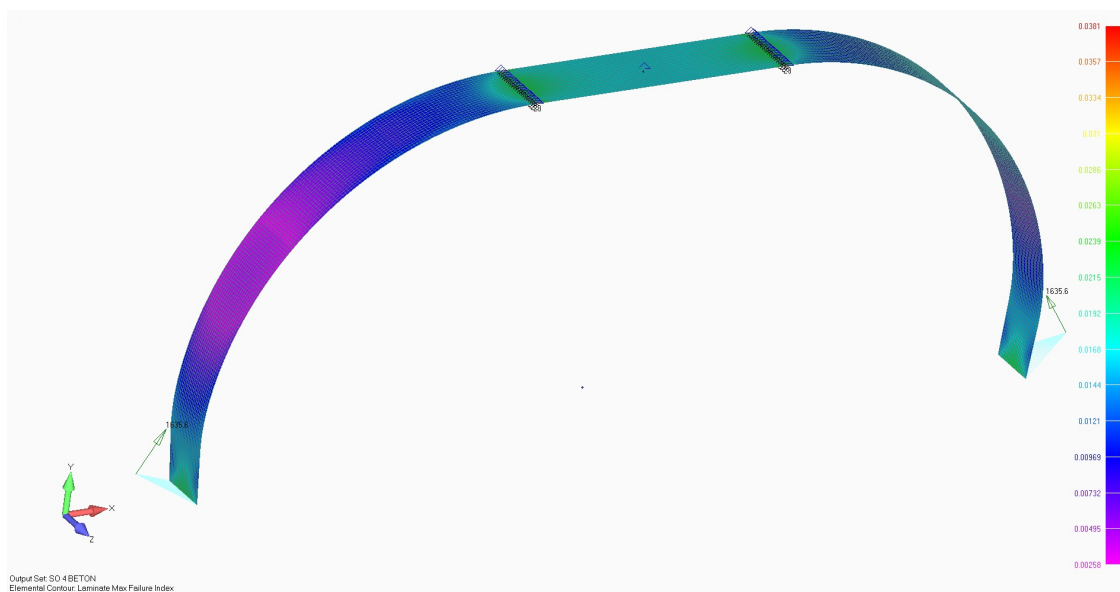


Слика 6.49 Померања у бочном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$



Слика 6.50 Померања у вертикалном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$

Расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату је дата на Сл. 6.51



Слика 6.51 Расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату, за ниво оптерећења $j=1.0$

Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 0.04.

Табела 6.11 Померања центра точка и максимални $F.I.$ за случај оптерећења 4, бетон

Ниво оптерећења	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу	Коефицијент иницијалног отказа
	T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]	$F.I.$
$j = 1.0$	0	7.8	8.5	0.04

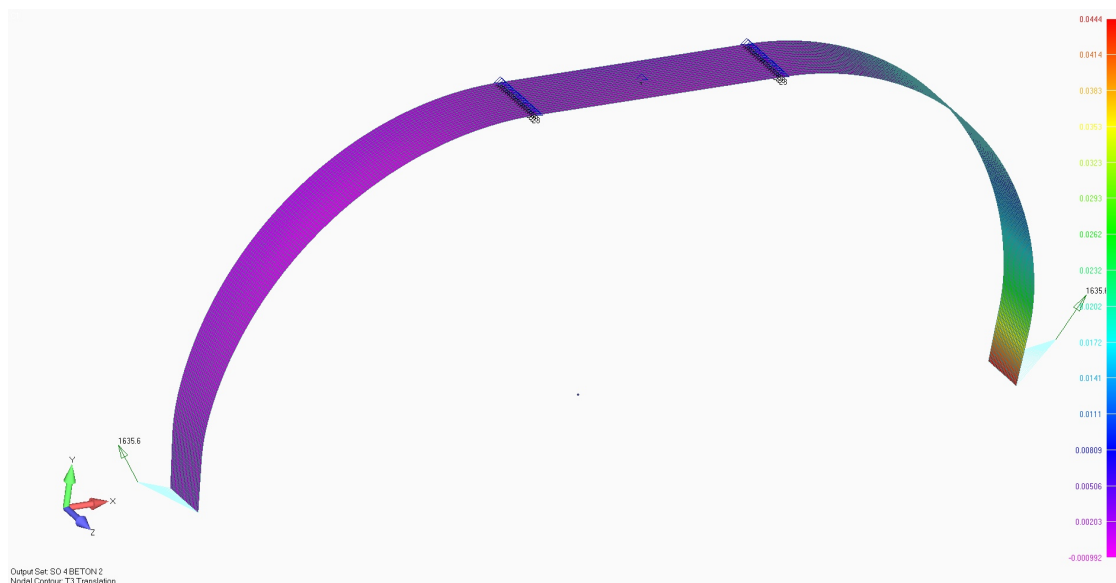
Варијанта 2

Делују следеће силе ($j = 1.0$):

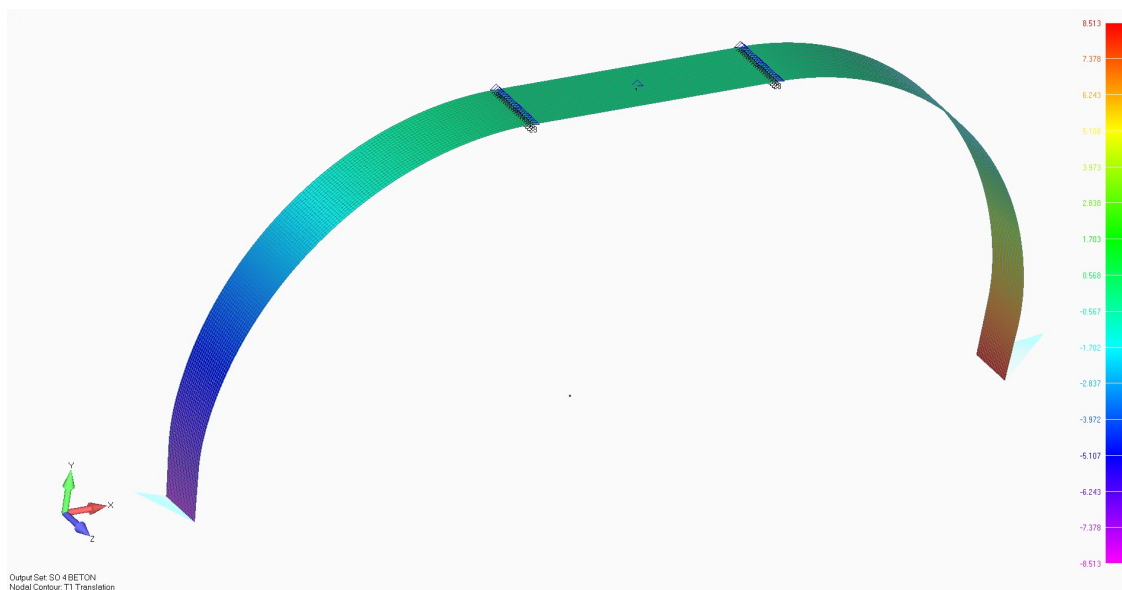
$$F_{\text{бок}} = -870 \text{ N} \quad - \text{ сила у бочном правцу, смер на споља,}$$

$$F_{\text{вер}} = 1385 \text{ N} \quad - \text{ сила у вертикалном правцу, смер на горе.}$$

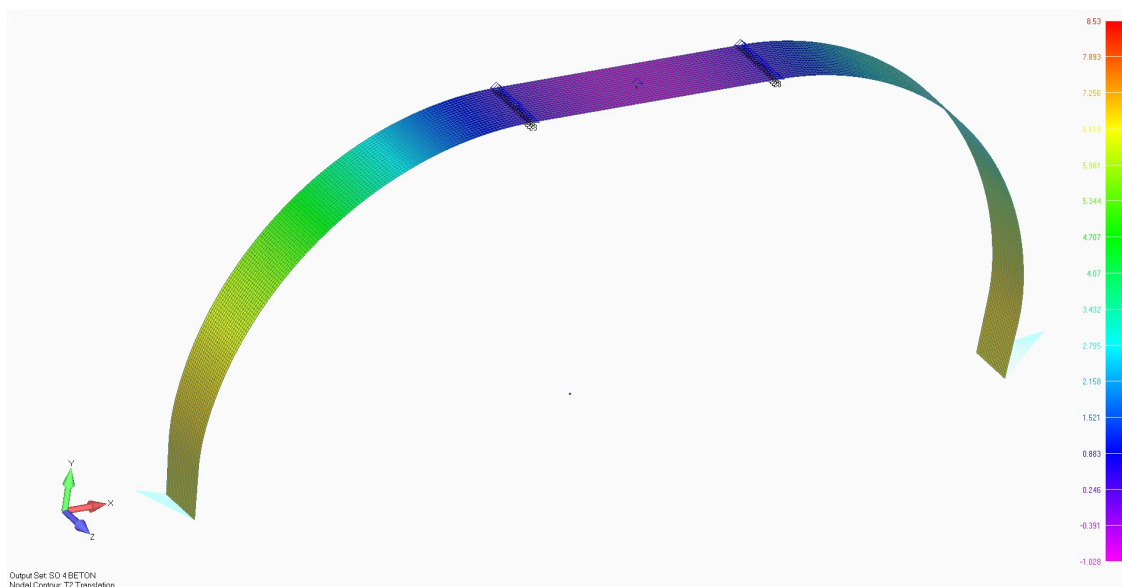
Прорачун је урађен за ниво оптерећења $j = 1.0$, а резултати померања су дати на Сл. 6.52 -6.54 и у Табели 6.12.



Слика 6.52 Померања у хоризонталном правцу за ниво оптерећења $j = 1.0$

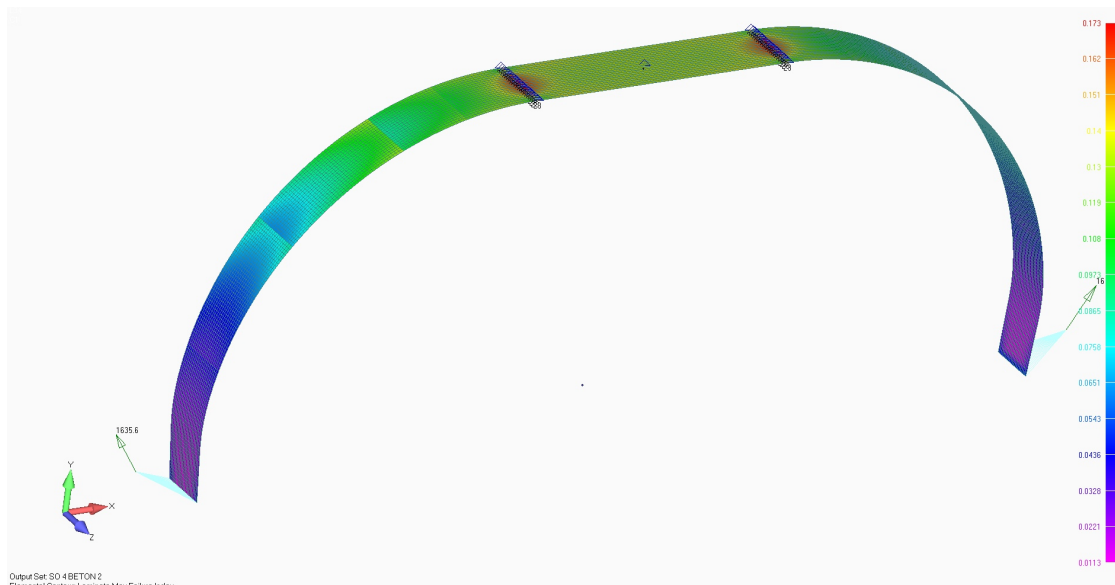


Слика 6.53 Померања у бочном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$



Слика 6.54 Померања у вертикалном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$

Расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату је дата на Сл. 6.55.



Слика 6.55 Расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату, за ниво оптерећења $j=1.0$

Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 0.173, у зони ослонаца. Овај резултат се занемарује, као утицај ослонаца и усваја се вредност:

$$F.I. = 0.12$$

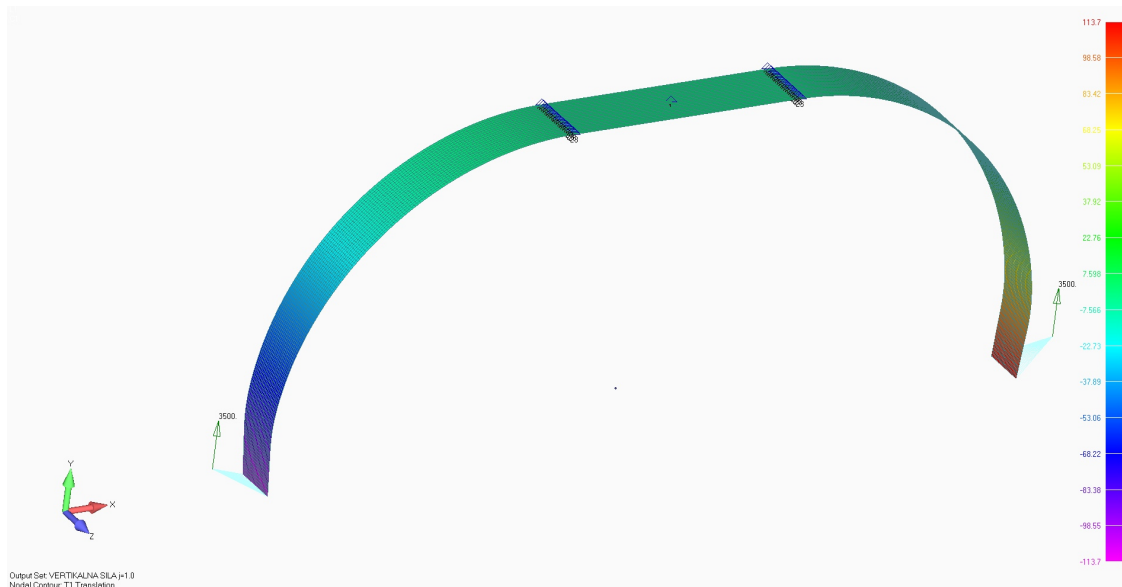
Табела 6.12 Померања центра точка и максимални $F.I.$ за случај оптерећења 4, бетон, варијанта 2

Ниво оптерећења	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу	Коефицијент иницијалног отказа
	T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]	
$j = 1.0$	0	61.7	57.2	0.12

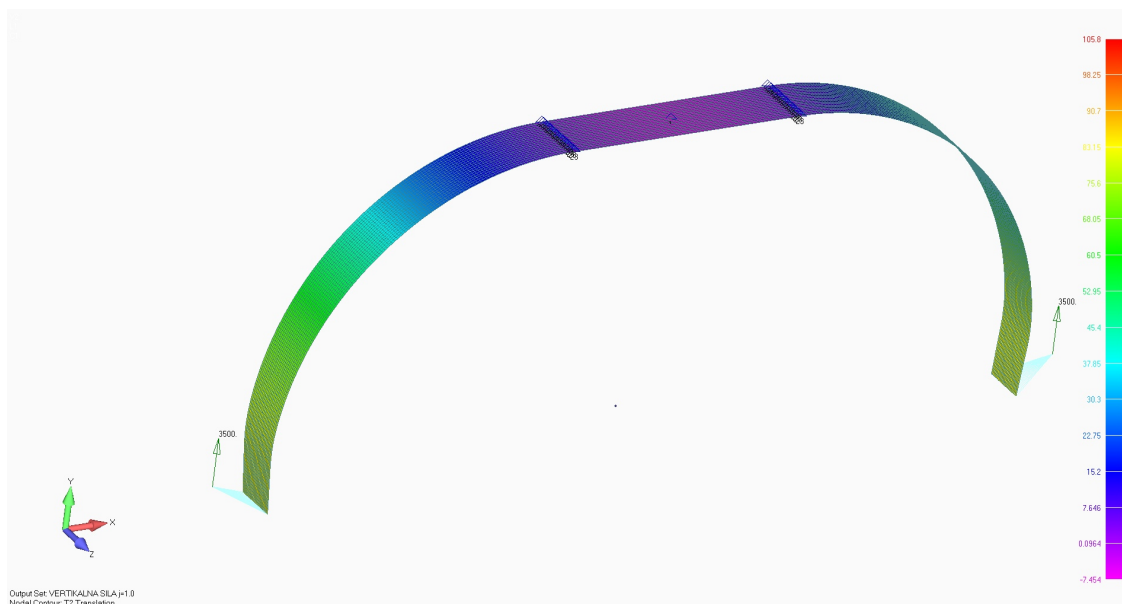
Случај оптерећења ВС

За случај оптерећења када делује максимална вертикална сила $F_{ver} = 3500 \text{ N}$ на горе, по једном точку, прорачун је урађен за два нивоа оптерећења, $j=1.0$ и $j=1.5$.

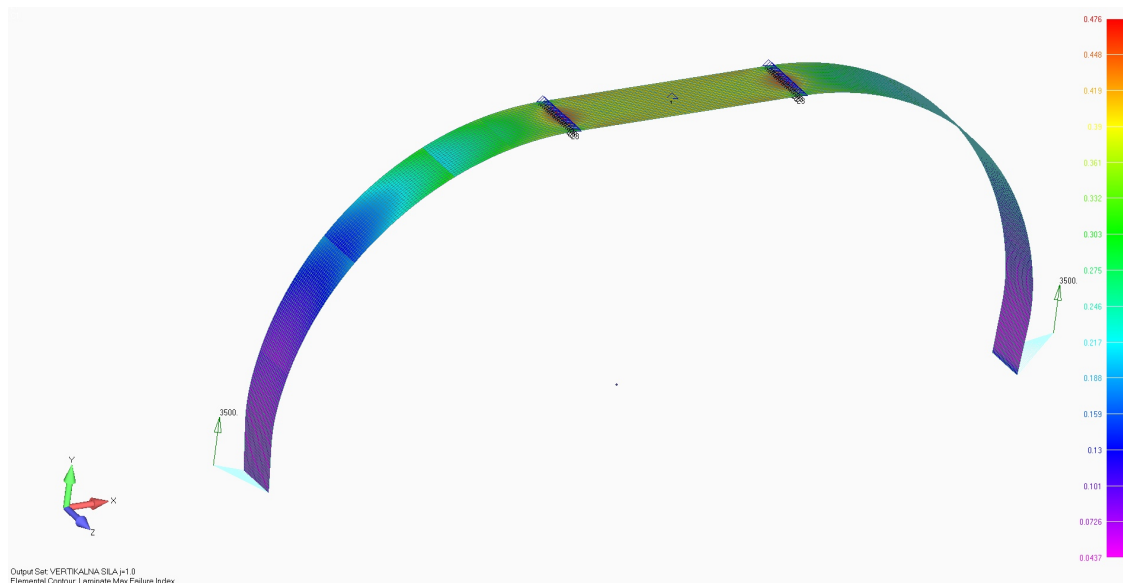
За ниво оптерећења $j=1.0$ резултати померања су дати на Сл. 6.56-6.57 и у Табели 6.13, а расподела максималног коефицијента иницијалог отказа у ламинату на Сл. 6.58.



Слика 6.56 Померања у бочном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$
(вертикална сила $F_{\text{ver}} = 3500 \text{ N}$)



Слика 6.57 Померања у вертикалном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$
(вертикална сила $F_{\text{ver}} = 3500 \text{ N}$)

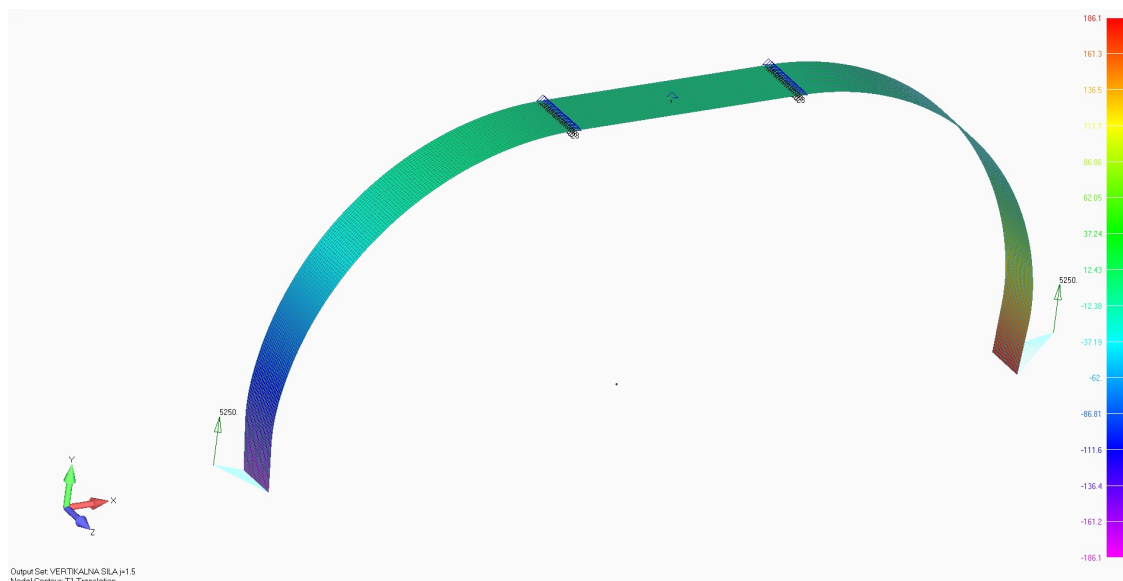


Слика 6.58 Расподела коефицијента иницијалног отказа у ламинату за ниво оптерећења $j=1.0$

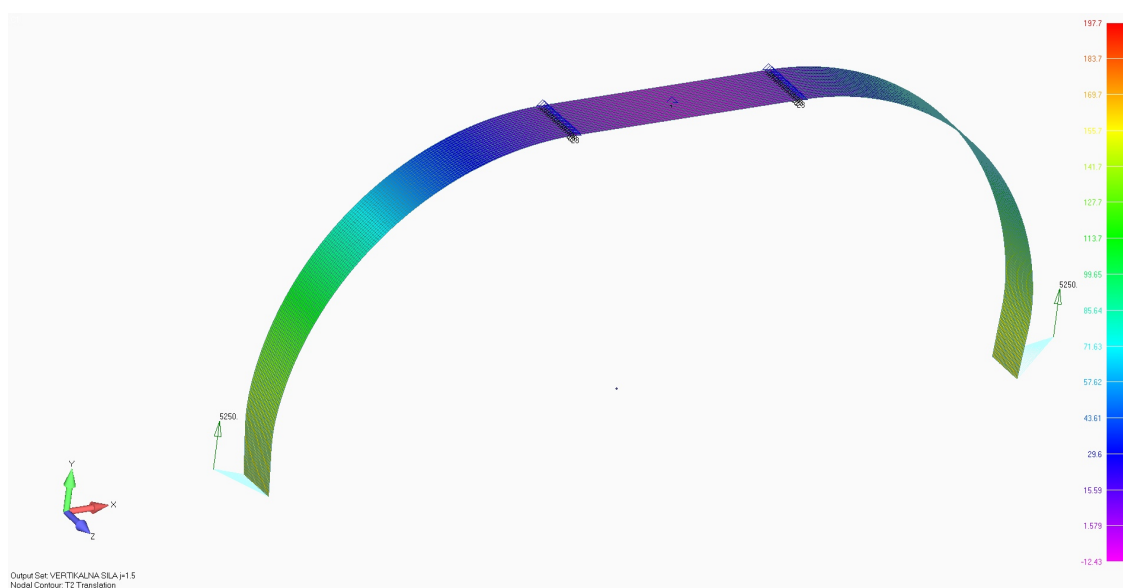
Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 0.476 и лоциран је у зони ослонаца. Овај резултат представља утицај ослонаца и може се занемарити а за вредности максималног F.I. се узима вредност која се налази ван ове зоне и износи:

$$F.I._{\max} = 0.348$$

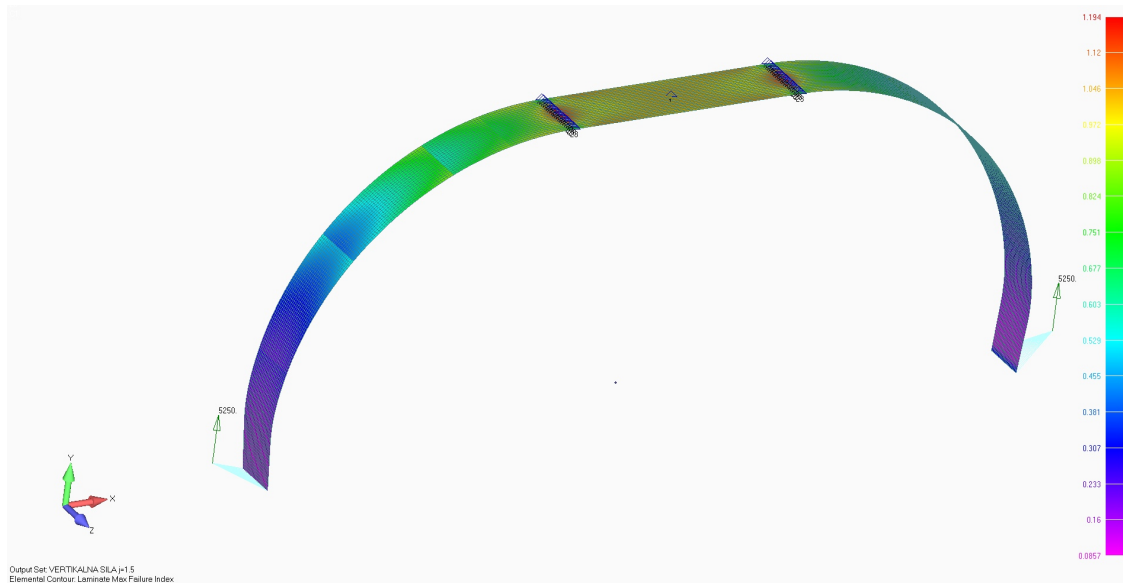
За ниво оптерећења $j=1.5$ резултати померања су дати на Сл. 6.59-6.60 и у Табели 6.13, а расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату на Сл. 6.61.



Слика 6.59 Померања у бочном правцу за ниво оптерећења $j=1.5$
(вертикална сила $F_{\text{ver}} = 5250 \text{ N}$)



Слика 6.60 Померања у вертикалном правцу за ниво оптерећења $j=1.5$
(вертикална сила $F_{\text{ver}} = 5250 \text{ N}$)



Слика 6.61 Расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату за ниво оптерећења $j=1.5$

Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 1.194 и лоциран је у зони ослонаца. Овај резултат представља утицај ослонаца и може се занемарити а за вредности максималног F.I. се узима вредност која се налази ван ове зоне и износи:

$$F.I._{\max} = 0.91$$

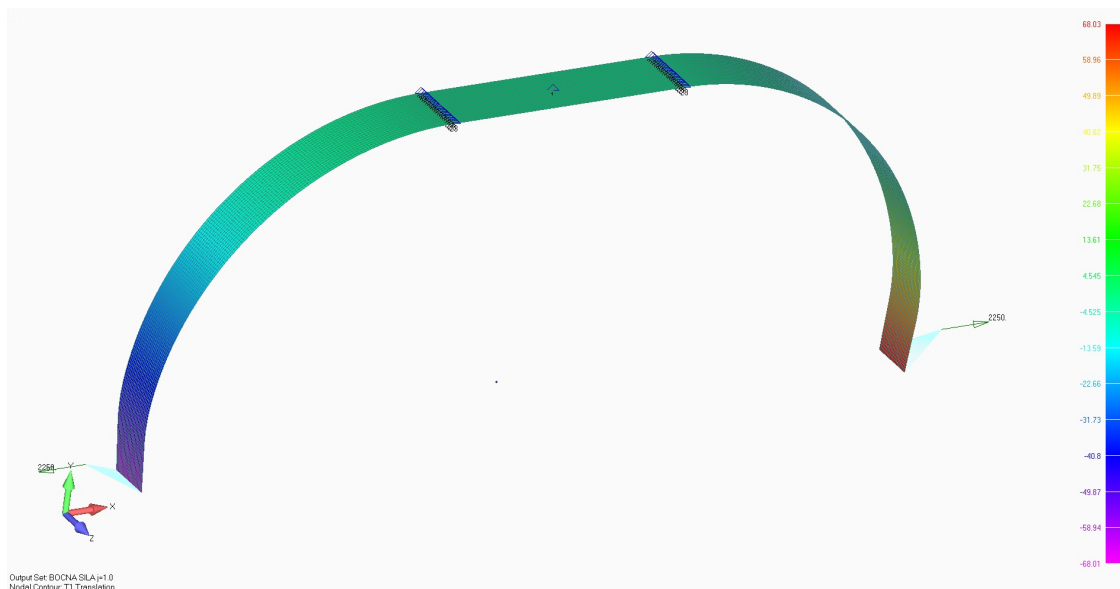
Табела 6.13 Померања центра тачка и максимални F.I. за случај оптерећења BC

Ниво оптерећења	Вредност вертикалне силе	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу	Коефицијент иницијалног отказа
		T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]	
$j = 1.0$	$F_{\text{ver}} = 3500 \text{ N}$	0	102.6	105.8	0.348
$j = 1.5$	$F_{\text{ver}} = 5250 \text{ N}$	0	166.7	197.7	0.91

Случај оптерећења BC

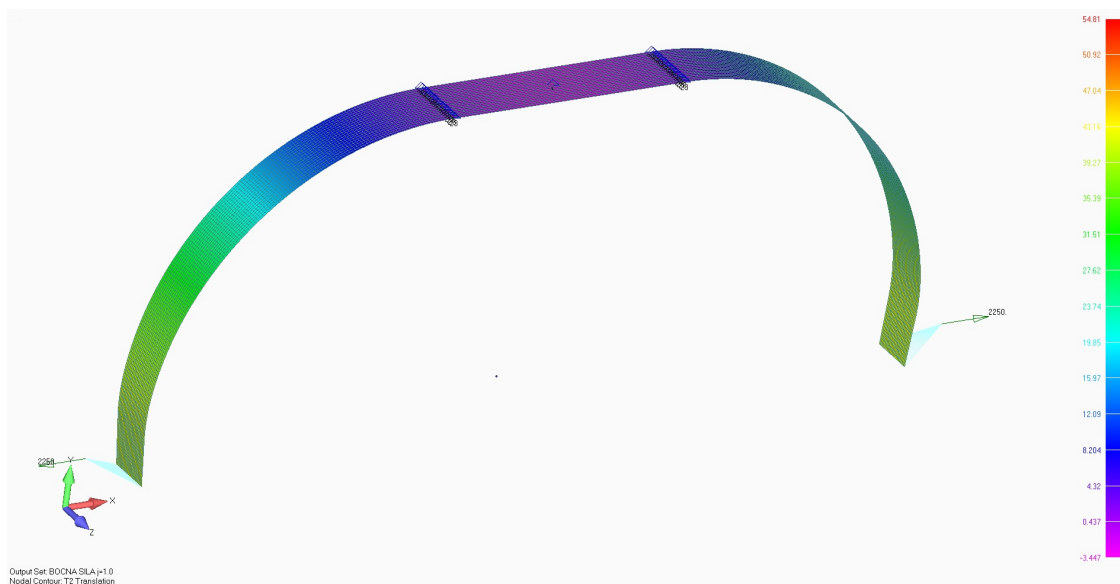
За случај оптерећења када делује максимална бочна сила $F_{\text{boc}} = 2250 \text{ N}$ на споља, по једном тачку, прорачун је урађен за два нивоа оптерећења, $j = 1.0$ и $j = 1.5$.

За ниво оптерећења $j=1.0$ резултати померања су дати на Сл. 6.62-6.63 и у Табели 6.14, а расподела максималног коефицијента иницијалог отказа у ламинату на Сл. 6.64.



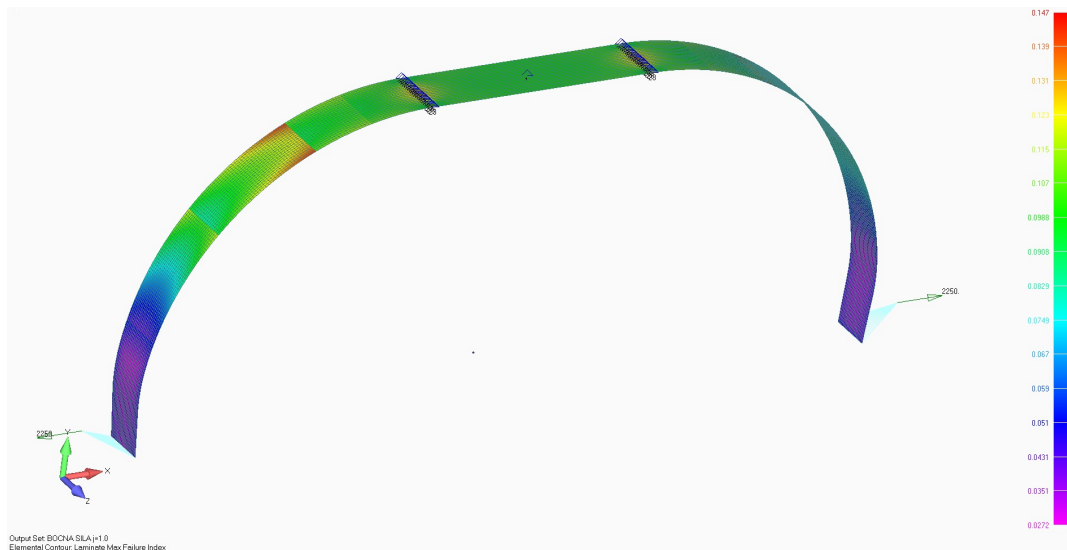
Слика 6.62 Померања у бочном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$

(бочна сила $F_{\text{бок}} = 2250 \text{ N}$)



Слика 6.63 Померања у вертикалном правцу за ниво оптерећења $j=1.0$

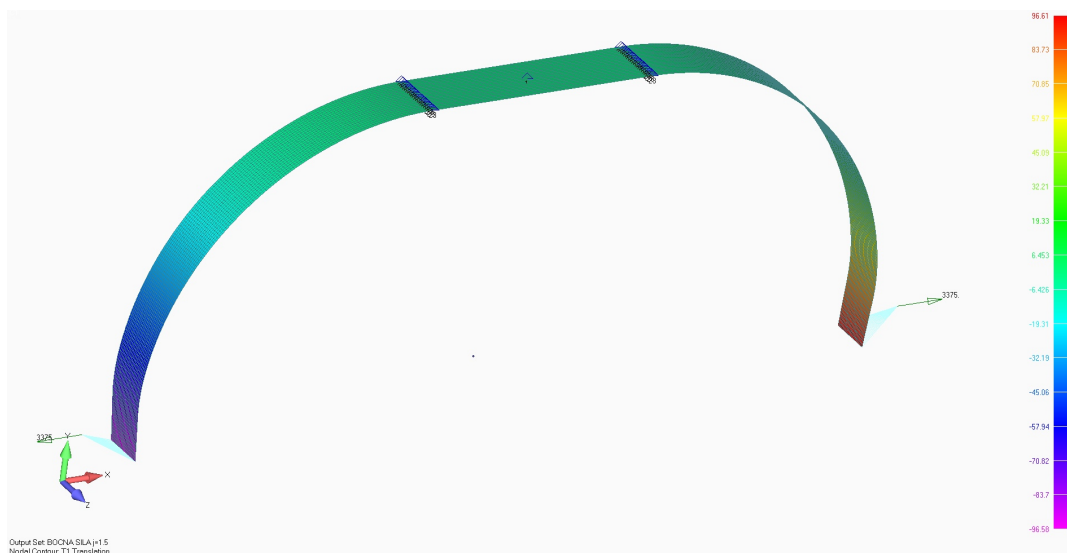
(бочна сила $F_{\text{бок}} = 2250 \text{ N}$)



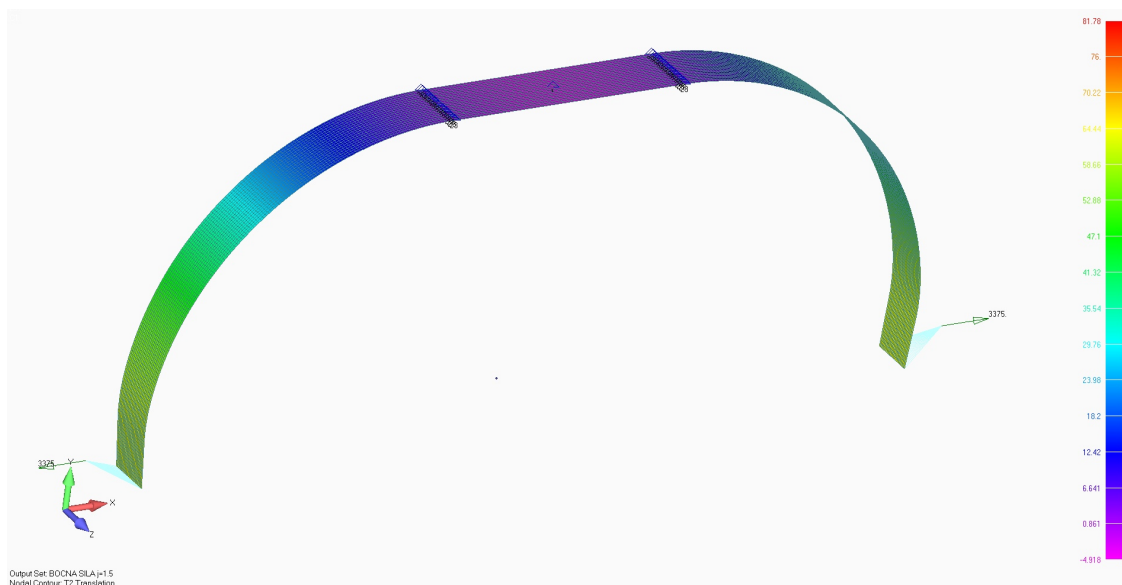
Слика 6.64 Расподела коефицијента иницијалног отказа у ламинату за ниво оптерећења $j=1.0$

Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 0.147 и лоциран је у зони ослонаца. Овај резултат представља утицај ослонаца и може се занемарити а за вредности максималног F.I. се узима вредност која се налази ван ове зоне и износи $F.I._{max} = 0.141$.

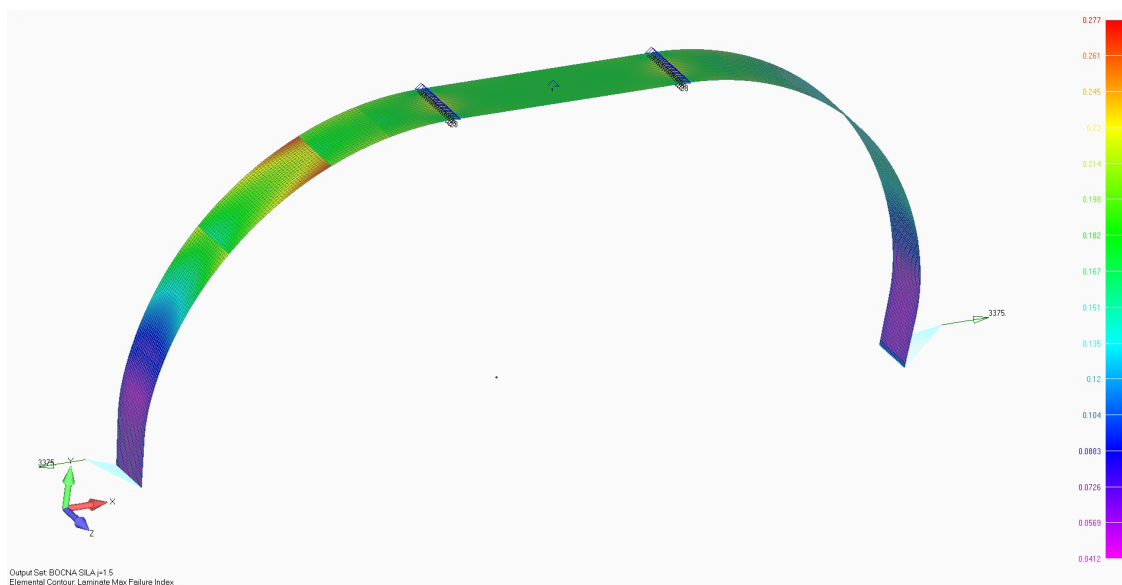
За ниво оптерећења $j=1.5$ резултати померања су дати на Сл. 6.65-6.66 и у Табели 6.14, а расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату на Сл. 6.67.



Слика 6.65 Померања у бочном правцу за ниво оптерећења $j=1.5$
(бочна сила $F_{бок} = 3375 \text{ N}$)



Слика 6.66 Померања у вертикалном правцу за ниво оптерећења $j=1.5$
(бочна сила $F_{\text{бок}} = 3375 \text{ N}$)



Слика 6.67 Расподела коефицијента иницијалног отказа у ламинату за ниво оптерећења $j=1.5$

Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 0.277, у зони ослонаца. Овај резултат представља утицај ослонаца и може се занемарити а за вредности максималног F.I. се узима вредност која се налази ван ове зоне и износи:

$$F.I._{\text{max}} = 0.266$$

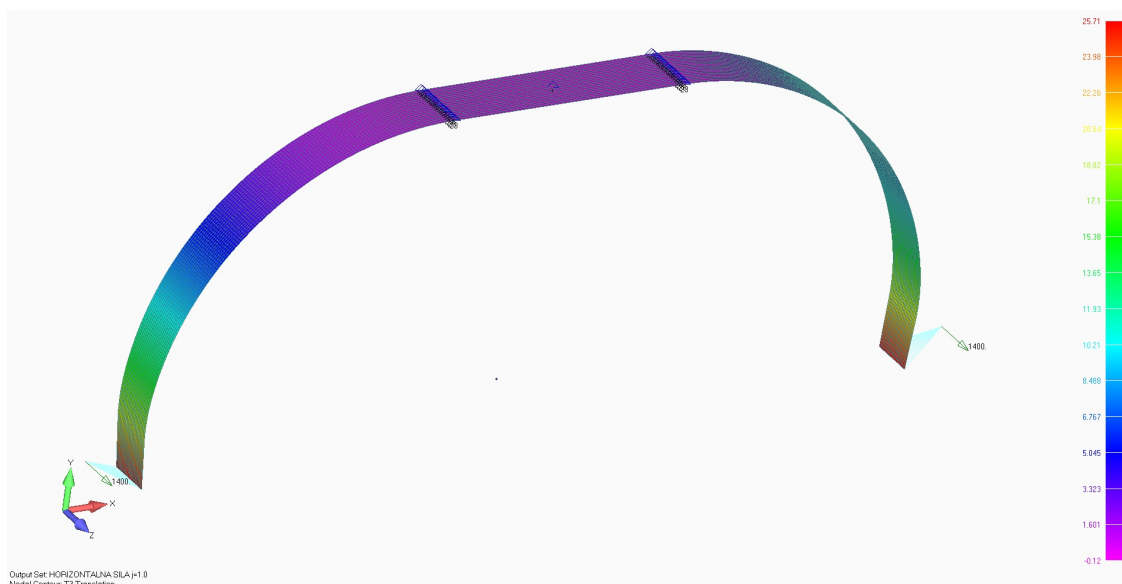
Табела 6.14 Померања центра точка и максимални *F.I.* за случај оптерећења *BC*

Ниво оптерећења	Вредност вертикалне силе	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу	Коефицијент иницијалног отказа
		T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]	<i>F.I.</i>
$j = 1.0$	$F_{\text{voc}} = 2250 \text{ N}$	0	61.6	54.8	0.141
$j = 1.5$	$F_{\text{voc}} = 3375 \text{ N}$	0	87.3	81.8	0.266

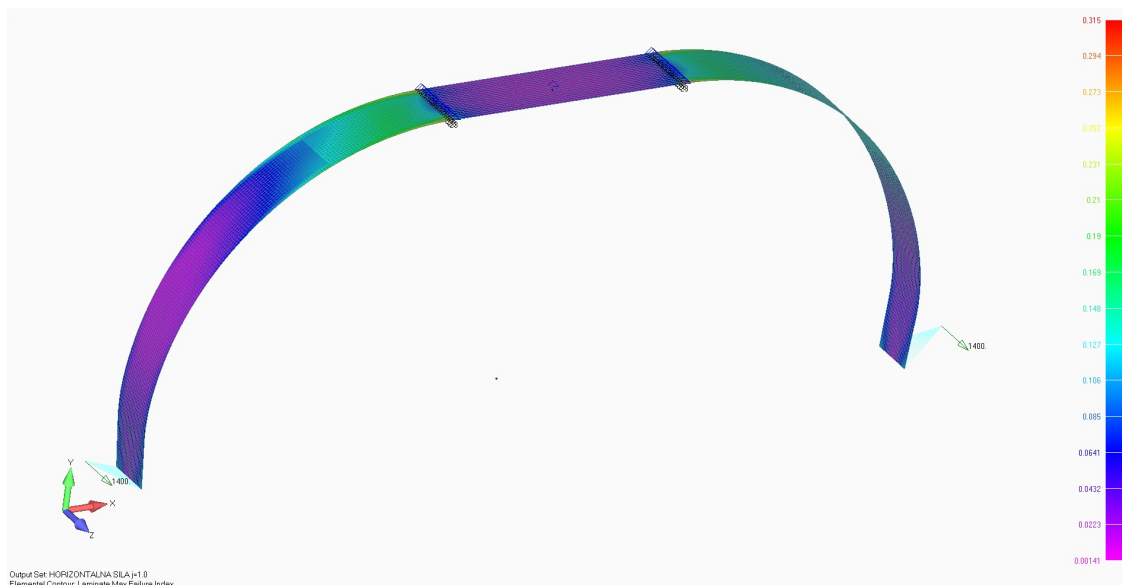
Случај оптерећења *XC*

За случај оптерећења када делује максимална хоризонтална сила $F_{\text{hor}} = 1400 \text{ N}$ на споља, по једном точку, прорачун је урађен за два нивоа оптерећења, $j = 1.0$ и $j = 1.5$.

За ниво оптерећења $j = 1.0$ резултати померања су дати на Сл. 6.68 и у Табели 6.15, а расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату на Сл. 6.69.

**Слика 6.68** Померања у хоризонталном правцу за ниво оптерећења $j = 1.0$

(хоризонтална сила $F_{\text{hor}} = 1400 \text{ N}$)

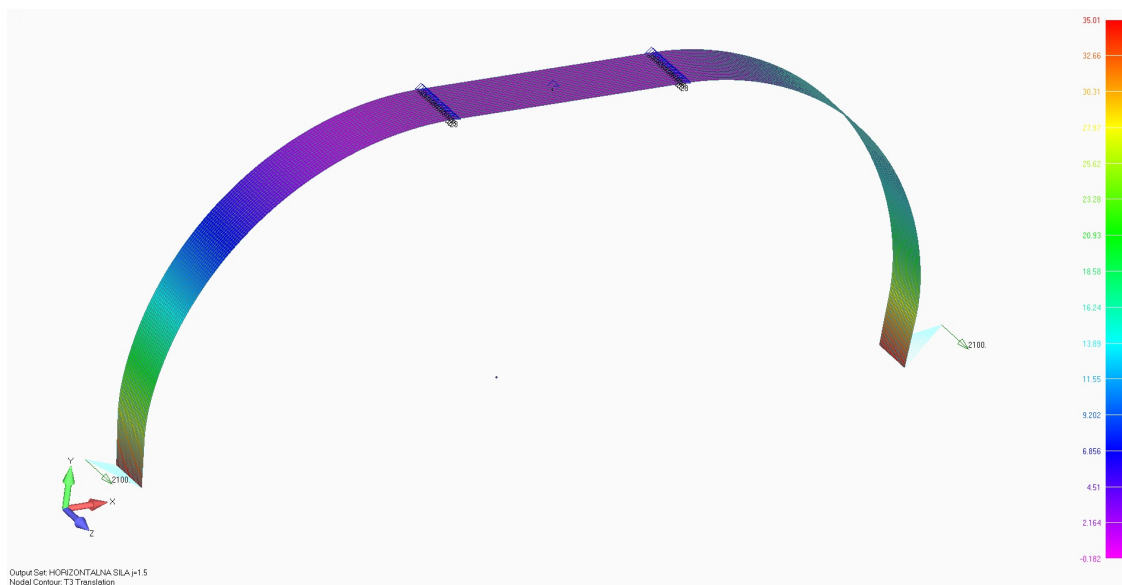


Слика 6.69 Расподела коефицијента иницијалног отказа у ламинату за ниво оптерећења $j=1.0$

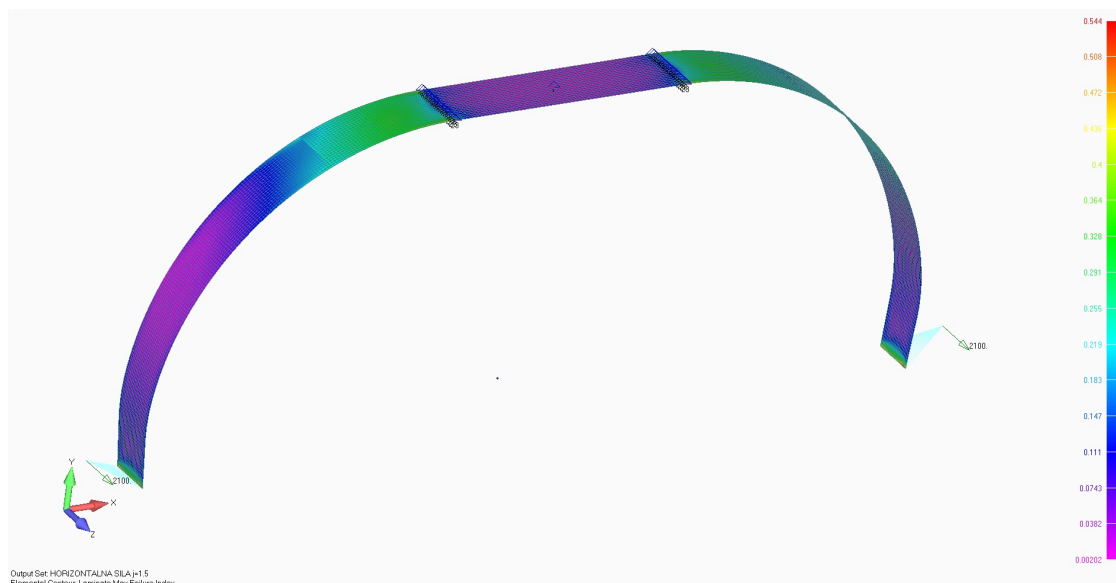
Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 0.315, у зони ослонаца, а меродаван је ван ове зоне и износи:

$$F.I._{\max} = 0.14$$

За ниво оптерећења $j=1.5$ резултати померања су дати на Сл. 6.70 и у Табели 6.15, а расподела максималног коефицијента иницијалног отказа у ламинату на Сл. 6.71.



Слика 6.70 Померања у хоризонталном правцу за ниво оптерећења $j=1.5$
(бочна сила $F_{\text{hor}} = 2100 \text{ N}$)



Слика 6.71 Расподела коефицијента иницијалног отказа у ламинату за ниво оптерећења $j=1.5$

Максимални коефицијент иницијалног отказа износи 0.277, у зони везе композитног гибња са крутим елементом, а изван утицаја ове везе вредност максималног F.I.:

$$F.I._{\max} = 0.33$$

Табела 6.15

Ниво оптерећења	Вредност вертикалне силе	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу	Коефицијент иницијалног отказа
		T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]	
$j = 1.0$	$F_{\text{hor}} = 1400 \text{ N}$	22.7	0	0	0.14
$j = 1.5$	$F_{\text{hor}} = 2100 \text{ N}$	31.5	0	0	0.33

За све приказане случајеве оптерећења вредност коефицијента иницијалног отказа (F.I.) не прелази вредност 1 (за ниво оптерећења $j=1.5$). То значи да је према условима чврстоће испуњена минимална вредност статичке чврстоће гибња и да не постоји опасност од преурањеног отказа структуре.

7 ПОРЕЂЕЊЕ НУМЕРИЧКИХ И ЕКСПЕРИМЕНТАЛНИХ РЕЗУЛТАТА

7.1 Испитивање композитног гибња

Након урађене структуралне анализе, а пре започињања серијске производње, урађена су статичка испитивања делова структуре летелице на "proof" и на гранична оптерећења. У оквиру ових испитивања испитан је и композитни гивањ. Крутост композитног гивња стајног трапа ТБЛ је испитана за максималне вредности хоризонталне, бочне и вертикалне компоненте сила узетих из три различита слетна случаја оптерећења стајног трапа:

1. **Случај оптерећења ВС** када делује *максимална вертикална сила*.
2. **Случај оптерећења БС** када делује *максимална бочна сила*.
3. **Случај оптерећења ХС** када делује *максимална хоризонтална сила*.

Ови случајеви оптерећења су одабрани да се испитају зато што представљају максималне вредности вертикалног, бочног и хоризонталног оптерећења, посматрано за све случајеве оптерећења који могу да настану током слетања па су самим тим и најнеповољнији, Поглавље 6.2.

Испитивање композитног гивња се врши у Лабораторији за статичка и динамичка испитивања ВТИ Београд. Испитивање је реализовано на наменски припремљеном алату у постављеној скели, на начин који представља реплику положаја и монтаже на летелици. Угао уградње је 9.5° (угао у односу на реперну линију летелице) с обзиром да је испитивањем третиран случај хоризонталног слетања. Веза гивња за алат је изведена идентичним алуминијумским оковима и позицијом према монтажи на летелици.

Приликом статичке провере аквизиција података се врши уређајем НВМ Spider 8. Давачи помераја су НВМ W10, на местима везе на труп (два комада) и НВМ W200 на крајевима гивња (два пута два комада).

Укупно су испитана четири композитна гивња. Испитивањем првог гивња је урађена верификација прорачунске методе, а испитивањем остала три гивња се верификује процес производње сваког појединачног гивња. Први композитни гивањ (гивањ бр. 1) испитан за сва случаја оптерећења ВС, најпре до нивоа

оптерећења $j=1.0$ а затим је испитивање извршено до лома структуре. Гибан бр. 4 је испитан за случајеве оптерећења ВС и ХС, до нивоа оптерећења $j=1.0$.

С обзиром на чињеницу да је процес производње гибња ручни и да постоји могућност неуједначеног квалитета осталих гибњева који се произведу постављен је и захтев да се након производње сваког гибња он статички провери за случај оптерећења ВС, до нивоа оптерећења $j=0.95$, и ако испитивање покаже да је крутост гибња у прописаним границама исти може да се користи у даљој експлоатацији. Тако да су гибњеви бр. 2-4 испитани за случај оптерећења ВС, до нивоа оптерећења $j=0.95$.

Случај испитивања ВС

Случај оптерећења ВС третира случај оптерећења 1 (слетање на влажну подлогу) у којем се јавља максимална вертикална сила која износи $F_{\text{ver}} = 3500 \text{ N}$, делује у центру сваког точка вертикално на горе.

Примарни циљ испитивања је одређивање крутости гибња, а испитивањем се добијају и подаци о чврстоћи гибња, зато што је за овај случај оптерећења гибан бр. 1 испитиван до лома. Гибан се поставља у алат и уводи се статичка сила по стандардној процедури испитивања статичких конструкција. Статичка сила се уводи хидрауличним цилиндром, који преко спојне полуге остварује вертикалну силу на обе стране гибња. Место увођења силе је оса точка, што је изведено помоћу дистантних чаура. Сила је током оптерећења и растерећења увођена дискретно, по претходно дефинисаним корацима. Тачке у којима се региструју силе и померања (тачке у које се постављају давачи померања) су претходно дефинисане.

Аквизиција података је рађена помоћу 6 давача помераја и силомера. Давачи помераја су стратешки распоређени у паровима и то:

- 2 давача вертикалног померања краја гибња, на оковима осовине;
- 2 давача хоризонталног померања краја гибња, на крајевима осовина;
- 2 давача вертикалног померања на месту везе гибан-скела, ради компензације деформација алата.

Током испитивања мери се вертикални угиб оба краја гибња. Према захтевима испитивања разлика угиба леве и десне стране гибња треба да буде мања од 10%

од укупног померања. Још један од захтева испитивања је дагибањ треба да се понаша тако да не буде угрожена његова чврстоћа, тј. да се не поломи. Услов којигибањ мора да испуни, са аспекта чврстоће, је да буде конструисан тако да може да издржи оптерећење које је минимум 50% веће од оптерећења за које је пројектован, односно да је резервни фактор већи или једнак 1.5 ($RF \geq 1.5$). То би у основи значило дагибањ мора да издржи минималну вертикалну силу

$$F = 1.5 \cdot F_{\text{ver}} = 1.5 \cdot 3500 = 5250 \text{ N}$$

по точку, а да се не поломи. За овај ниво оптерећења максимални коефицијент иницијалног отказа мора да буде $F.I. \leq 1.0$.

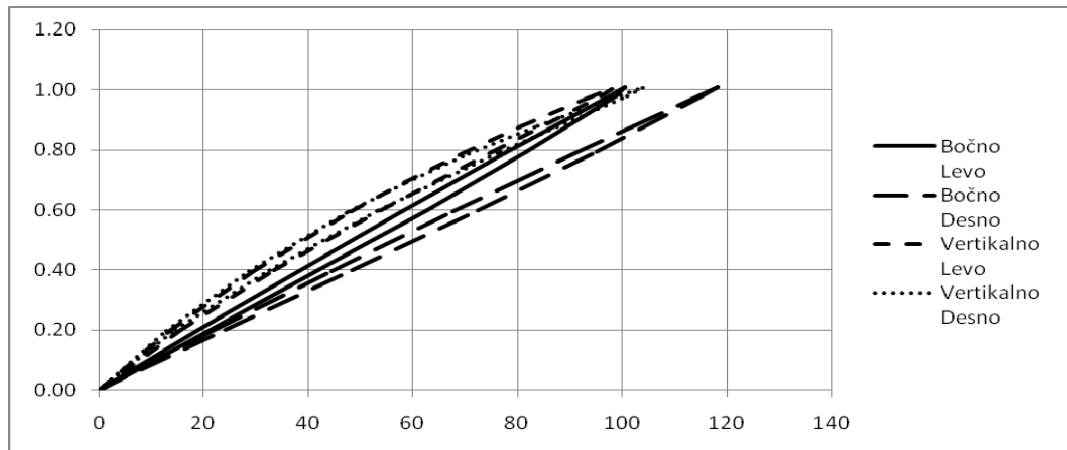
Резултати испитивања за случај оптерећења ВС

Композитнигибањ број 1

Загибањ бр. 1 су у Табели 7.1 и на дијаграму на Сл. 7.1 дати резултати мерења померања центара левог и десног точка у бочном и вертикалном правцу, до оптерећења нивоа $j = 1.01$.

Табела 7.1 Померања центара точкова у бочном и вертикалном правцу

F укупно (kN)	j	Бочно лево (mm)	Бочно десно (mm)	Вертикално лево (mm)	Вертикално десно (mm)
0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
1.38	0.20	18.69	21.89	13.65	13.01
2.76	0.39	38.16	44.52	29.62	28.81
4.17	0.60	57.90	67.70	48.16	47.85
4.84	0.69	67.58	79.30	58.44	58.72
5.50	0.79	77.30	90.72	69.30	70.68
6.16	0.88	87.03	102.23	80.76	83.84
6.80	0.97	96.74	113.64	93.28	98.20
7.07	1.01	100.56	118.17	98.51	104.25
6.86	0.98	98.70	115.26	95.97	100.89
5.55	0.79	81.61	95.15	75.21	76.74
4.18	0.60	62.57	72.33	53.74	53.35
2.80	0.40	41.85	48.40	33.51	32.51
1.41	0.20	21.40	24.23	15.76	14.63
-0.02	0.00	0.08	-0.36	0.04	-0.34
0.01	0.00	0.00	-0.22	0.13	-0.30



Слика 7.1 Вредности померања при испитивању гибња бр. 1 до оптерећења $j=1.01$

Овај гибањ је даље испитиван до лома, са циљем одређивања статичке чврстоће. Остварена сила по точку је износила 5324 N што одговара степену сигурности $j=1.52$. Сматра се да је гибањ идеално пројектован, зато што је захтев чврстоће да структура издржи оптерећење веће или једнако степену сигурности 1.5, а да се при том не поломи. На Сл. 7.2 су приказани детаљи испитивања гибња до лома, као и изглед и локација лома.





Слика 7.2 Испитивање гибња бр. 1 до лома (наставак)

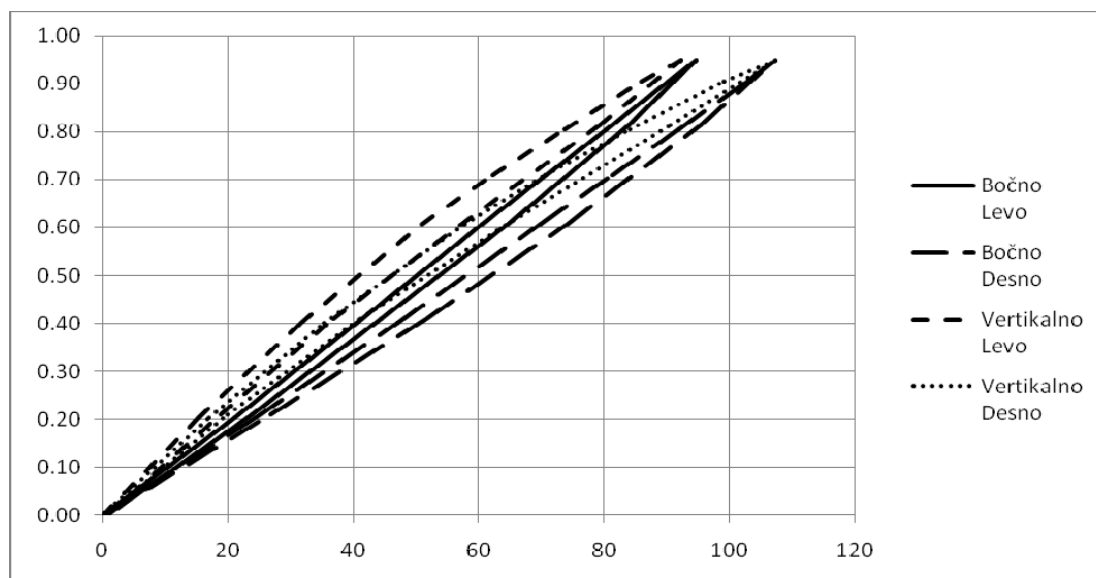
Композитни гибњеви бр. 2-4 су испитани до оптерећења нивоа $j = 0.95$, за случај оптерећења ВС, при чему су праћене вредности померања центара левог и десног точка у бочном и вертикалном правцу. У Табелама 7.2-7.4 и на дијаграмима на Сл. 7.3-7.5 су дати резултати мерења померања за ове гибњеве.

Композитни гивањ број 2

За гивањ бр. 2 су у Табели 7.2 и на дијаграму на Сл. 7.3 дати резултати померања у бочном и вертикалном правцу центара левог и десног точка, за ниво оптерећења $j=0.95$.

Табела 7.2 Померања центара левог и десног точка у бочном и вертикалном правцу

F укупно (kN)	j	Бочно лево (mm)	Бочно десно (mm)	Вертикално лево (mm)	Вертикално десно (mm)
0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
1.42	0.20	21.10	24.40	15.37	17.02
2.81	0.40	40.51	47.06	31.64	35.35
4.25	0.61	60.49	69.89	51.02	57.72
4.96	0.71	70.72	81.28	62.16	70.60
5.64	0.81	80.40	91.89	73.65	84.04
6.33	0.90	90.15	102.82	85.96	99.20
6.65	0.95	94.69	107.24	92.25	107.49
5.70	0.81	83.96	95.46	79.23	90.65
4.24	0.61	64.47	73.93	56.96	64.23
2.88	0.41	44.52	51.73	36.78	41.09
1.47	0.21	23.83	26.90	18.82	19.95
0.00	0.00	0.64	0.20	0.67	0.58



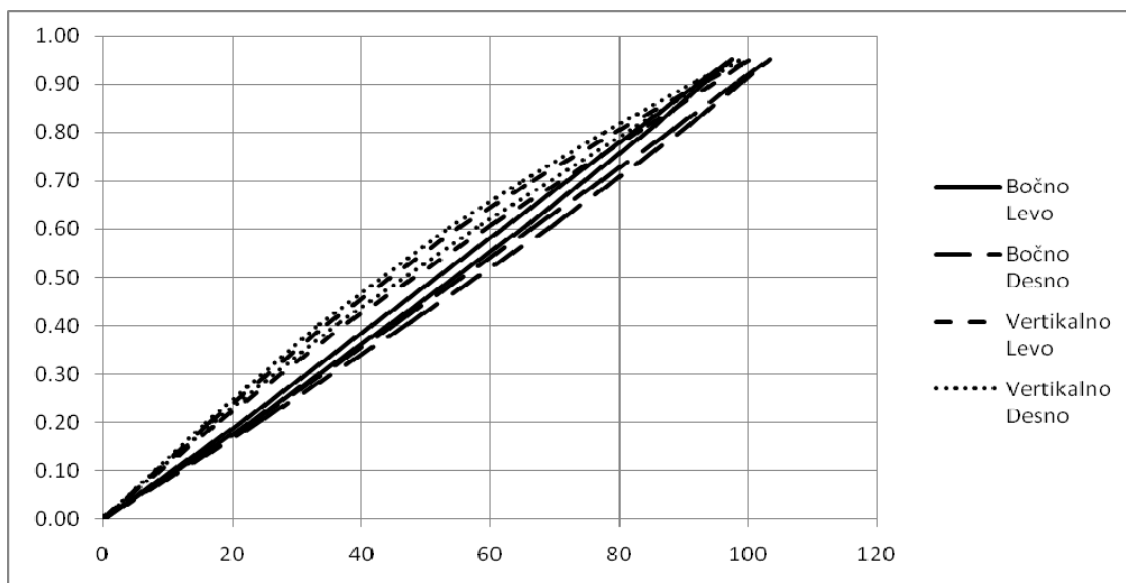
Слика 7.3 Вредности померања при испитивању гивња бр. 2 до оптерећења $j=0.95$

Композитни гивањ број 3

За гивањ бр. 3 су у Табели 7.3 и на дијаграму на Сл. 7.4 дати резултати померања центара левог и десног точка у бочном и вертикалном правцу, за ниво оптерећења $j=0.95$.

Табела 7.3 Померања центара левог и десног точка у бочном и вертикалном правцу

F укупно (kN)	j	Бочно лево (mm)	Бочно десно (mm)	Вертикално лево (mm)	Вертикално десно (mm)
0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
1.39	0.20	21.41	22.99	16.47	16.00
2.83	0.40	41.97	45.29	34.70	33.61
4.22	0.60	62.10	66.68	55.22	53.73
4.91	0.70	72.08	77.17	66.70	65.24
5.61	0.80	82.28	87.87	79.48	77.83
6.35	0.91	92.81	98.67	93.53	92.06
6.66	0.95	97.45	103.52	100.37	99.02
5.69	0.81	85.55	90.88	84.47	82.85
4.27	0.61	65.97	70.04	60.28	58.74
2.86	0.41	44.97	47.75	38.00	36.69
1.43	0.20	23.10	24.49	18.18	17.50
0.02	0.00	0.32	0.47	0.09	0.26
0.04	0.01	0.35	0.63	0.07	0.23



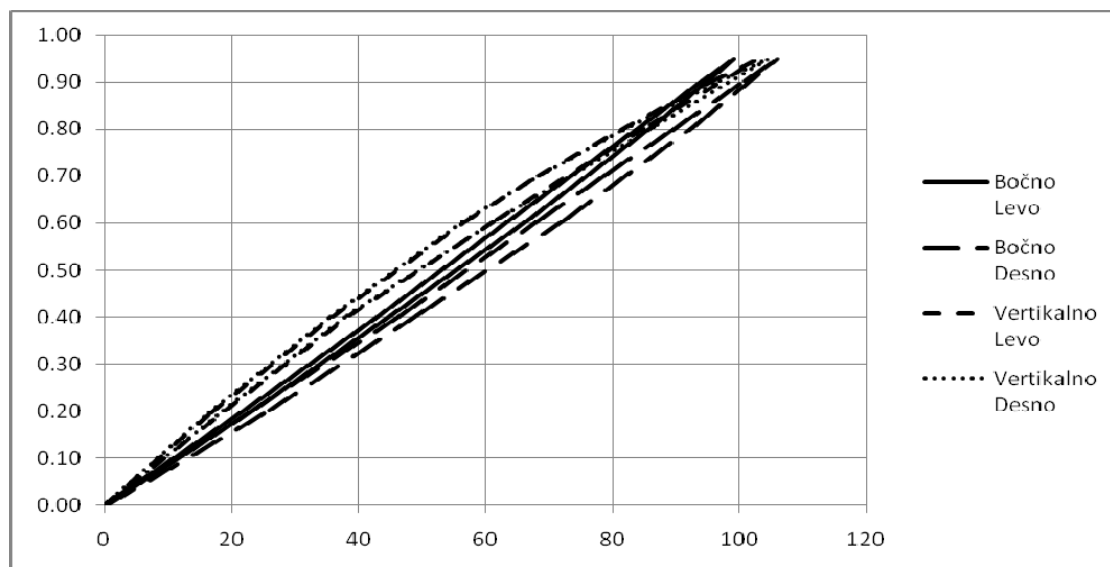
Слика 7.4 Вредности померања при испитивању гибња бр. 3 до оптерећења $j=0.95$

Композитни гибањ број 4

За гибањ бр. 4 су у Табели 7.4 и на дијаграму на Сл. 7.5 дати резултати померања центара левог и десног точка у бочном и вертикалном правцу, за ниво оптерећења $j=0.95$.

Табела 7.4 Померања центара левог и десног точка у бочном и вертикалном правцу

F укупно (kN)	j	Бочно лево (mm)	Бочно десно (mm)	Вертикално лево (mm)	Вертикално десно (mm)
0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
1.38	0.20	21.48	22.80	16.88	16.55
2.80	0.40	43.15	46.34	36.05	35.70
4.22	0.60	63.48	68.05	56.86	56.50
4.91	0.70	73.55	78.80	68.39	68.42
5.58	0.80	83.78	89.55	81.30	81.67
6.32	0.90	94.20	100.84	95.73	96.91
6.65	0.95	99.13	106.12	103.14	104.63
5.66	0.81	86.76	93.31	86.01	87.00
4.25	0.61	66.87	72.58	61.80	61.85
2.82	0.40	45.17	49.17	38.56	38.25
1.41	0.20	23.35	25.95	19.09	18.64
0.00	0.00	0.09	0.38	0.04	0.09
-0.02	0.00	-0.03	0.37	0.04	0.10



Слика 7.5 Вредности померања при испитивању гибња бр. 4 до оптерећења $j=0.95$

За гибње бр. 2, 3 и 4 је статистичком обрадом добијених резултата одређена средња вредност померања у вертикалном и бочном правцу за центар левог и центар десног точка, за ниво оптерећења $j=0.95$, према алгоритму приказаном у Поглављу 5.2 (једначине (5.11) - (5.13)). Резултати су дати у Табели 7.5.

Табела 7.5 Резултати статистичке обраде добијених резултата

Гибан бр.	ЛЕВИ ТОЧАК		ДЕСНИ ТОЧАК	
	Бочно померање	Вертикално померање	Бочно померање	Вертикално померање
	T_y [mm]	T_z [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]
2	94.69	92.25	107.24	107.49
3	97.45	100.37	103.52	99.02
4	99.13	103.14	106.12	104.63
Средња вредност, \bar{x} [mm]	97.1	98.6	105.6	103.7
Средње одступање, s_{n-1} [mm]	2.2	5.7	1.9	4.3
Коефицијент одступања, CV[%]	2.31	5.74	1.81	4.15

На основу приказаних резултата се види да постоји одступање у померањима центара левог и десног точка. Постоји неколико објашњења због чега је дошло до ове разлике:

- Један од могућих разлога је геометрија алата, односно да је алат направљен тако да није идентична дебљина левог и десног полугибња, односно да није идеално симетричан. Ова варијанта се чини као најмање могућа зато што је мерењем гибња утврђено да су дебљине једнаке на оба краја.
- Следећи разлог би могао да буде технологија слагања. С обзиром да је слагање вршено ручно и да су два мајстора наносила смолу свако на свој полугибањ, могуће је да нису идентично истискивали смолу после наношења сваког слоја, али је средња вредност укупно унете смоле на оба полугибња иста па су и дебљине полугибњева исте.
- Могуће је и да приликом испитивања нису унета идентична оптерећења на оба краја гибња. Постоји вероватноћа да су те разлике готово неприметне али да су се ипак одразиле на резултат испитивања.
- Комбинација ових разлога.

Није са сигурношћу утврђен разлог али је сигурно да је у питању људски фактор. Без обзира на разлику у померањима ова разлика је и даље у прописаним границама, односно није већа од 10% од померања (осим за гибњ бр. 2 где је разлика у померањима левог и десног точка, у случају оптерећења ВС, у бочном правцу приближно 12% а у вертикалном правцу .

Случај испитивања БС

Случај оптерећења БС подразумева случај када делује максимална бочна сила која износи $F_{\text{бок}} = 2250 \text{ N}$, у центру сваког точка, и делује у бочном правцу на споља, што значи да се под дејством ове силе повећава траг точкова. Ова вредност силе је изведена из случаја оптерећења 1, слетање на суву подлогу, Поглавље 6.2. Поставка испитивања је аналогна случају ВС, с тим да се хидрауличним цилиндром, преко спојне полуге уводи бочна сила. Током испитивања мери се бочни угиб оба краја гибња. Према захтевима испитивања, очекивани бочни угиб је 90 mm по точку а разлика угиба леве и десне стране гибња треба да буде мања

од 10% од оствареног угиба. Још један од захтева испитивања је да гивањ треба да се понаша тако да не буде угрожена његова статичка чврстоћа, тј. да се не поломи.

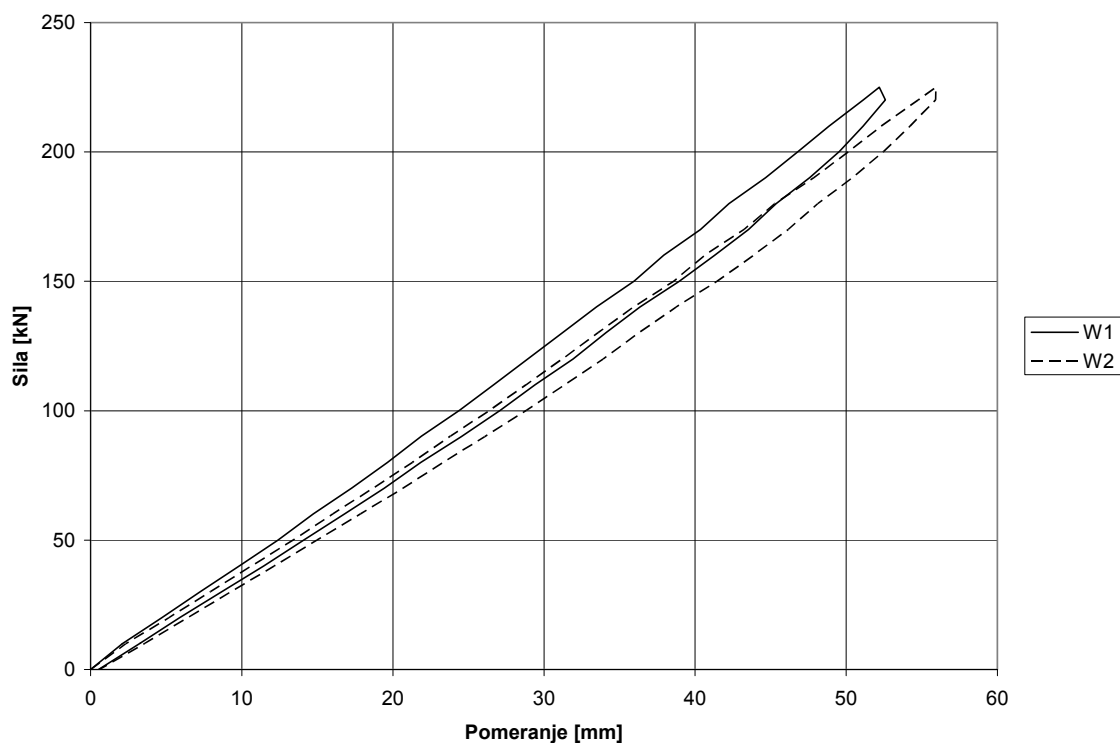
Резултати испитивања

Композитни гивањ број 4

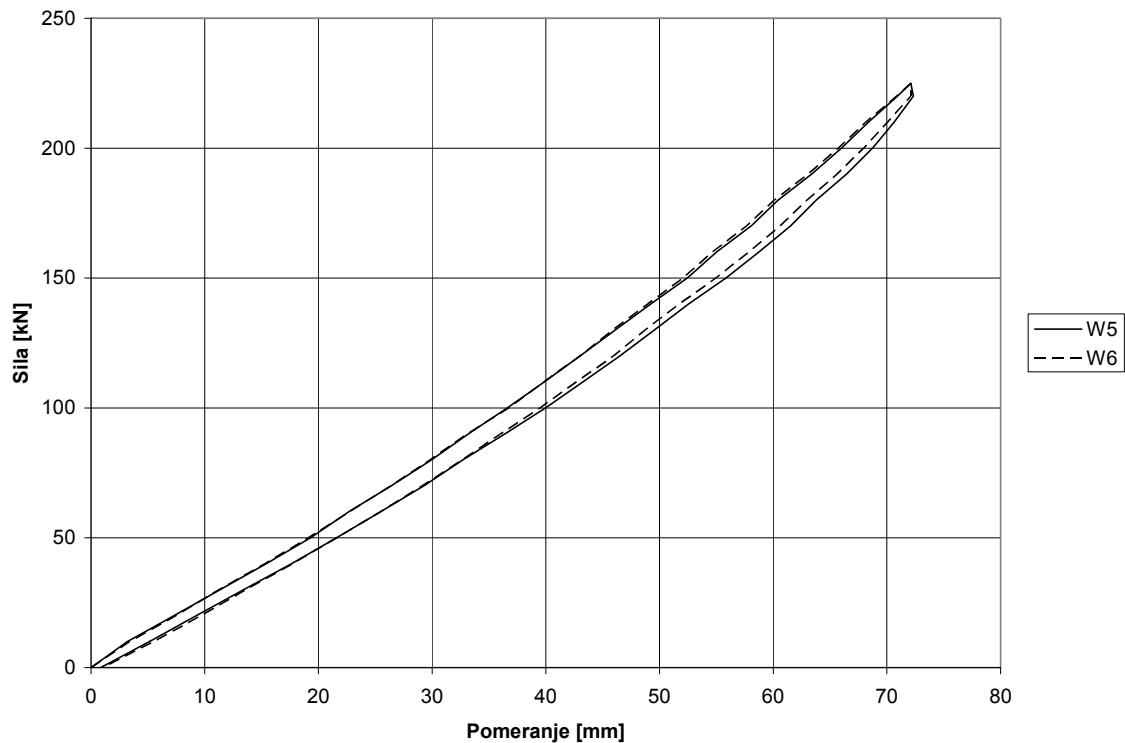
За овај случај оптрећења је испитан један гивањ, и то композитни гивањ бр. 4. Испитивање је урађено на крутост до оптерећења нивоа $j = 1.0$, што одговара бочној сили од 2250 N по точку. Смер дејства силе је на споља. У Табели 7.6 и на дијаграмима на Сл. 7.6-7.7 су дати резултати мерења померања. Мерна места W1 и W2 представљају вертикална померања на левом и десном точку, респективно, а W5 и W6 бочна померања на левом и десном точку.

Табела 7.6 Померања центара левог и десног точка у бочном и вертикалном правцу

F	W1	W2	W5	W6
daN	mm	mm	mm	mm
0	0	0	0	0
20	4.70	5.19	7.32	7.48
40	9.88	10.70	15.48	15.38
60	14.73	16.03	22.70	22.77
80	19.64	21.29	29.96	29.86
100	24.40	26.41	36.66	36.80
120	28.98	31.27	43.09	43.07
140	33.48	35.95	49.27	49.00
160	37.93	40.66	55.06	54.68
180	42.24	45.27	60.44	60.09
200	46.78	50.14	65.99	65.71
220	51.12	54.77	70.93	70.86
225	52.19	55.94	72.09	72.11
220	52.59	55.92	72.32	72.10
200	49.55	52.46	68.77	67.99
180	45.36	48.11	63.78	62.97
160	41.28	43.83	58.72	57.84
140	36.34	38.73	52.58	51.73
120	31.91	33.91	46.50	45.94
100	27.11	28.83	40.04	39.55
80	21.85	23.31	32.72	32.63
60	16.82	17.85	25.56	25.49
40	11.46	12.14	17.63	17.73
20	5.90	6.43	9.29	9.68
0	0.52	0.54	0.85	1.01



Слика 7.6 Вредности вертикалног померања точка при испитивању гибња бр. 4, до нивоа оптерећења $j=1.0$



Слика 7.7. Вредности бочног померања точка при испитивању гибња бр. 4, до нивоа оптерећења $j=1.0$

На Сл. 7.8 је приказано испитивање композитног гибња бр. 4 у бочном правцу.



Слика 7.8 Испитивање композитног гибња бр. 4 у бочном правцу

Случај испитивања ХС

Случај оптерећења ХС подразумева случај када делује максимална хоризонтална, отпорна сила која износи $F_{hor} = 1400\text{ N}$, у центру сваког точка. Ова сила је изведена из случаја оптерећења 2, слетање на влажну подлогу, Поглавље 6.2.

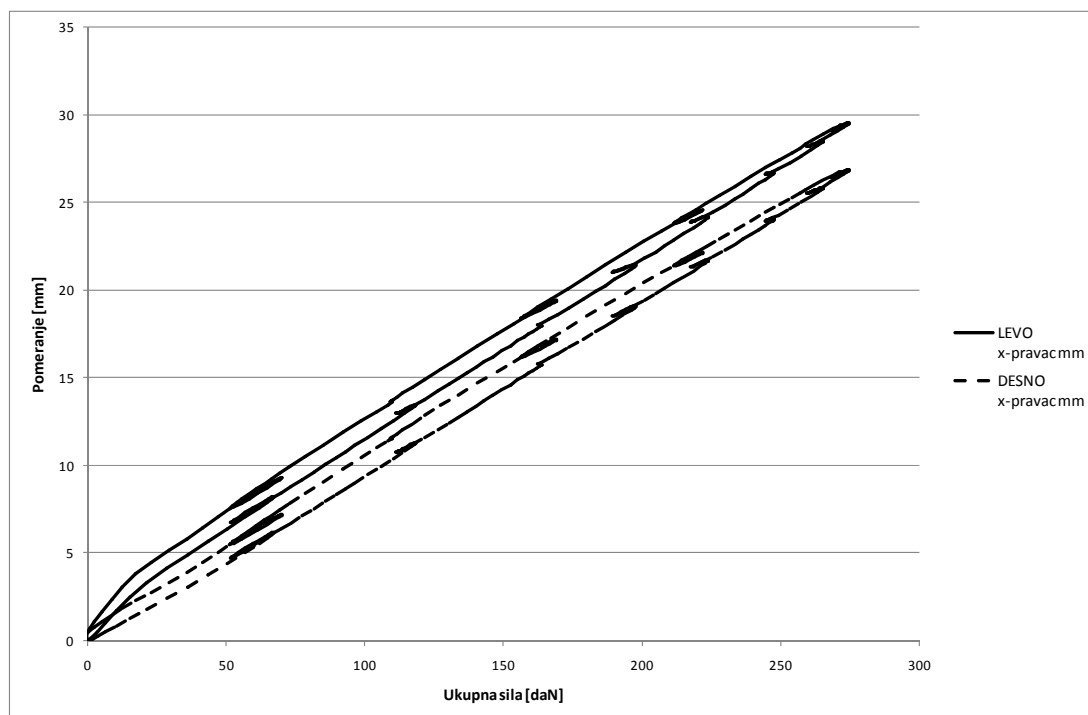
Као и у претходним случајевима испитивања, гибња се поставља у алат и уводи се статичка сила по стандардној процедури испитивања статичких конструкција. Циљ овог испитивања је одређивање крутости гибња за ниво оптерећења $j = 1.0$. У центар сваког точка су постављени по један давач померања који мере померања у хоризонталном правцу, x правцу авионског координатног система.

Резултати испитивања**Композитнигибањ број 4**

За овај случај оптерећења је испитангибањ бр. 4. Овајгибањ је испитан на крутост до оптерећења нивоа $j = 0.98$, што одговара укупној хоризонталној сили од 2730 N, односно 1365 N по точку. У Табели 7.7 и на дијаграму на Сл. 7.9 су дати резултати мерења померања у хоризонталном правцу.

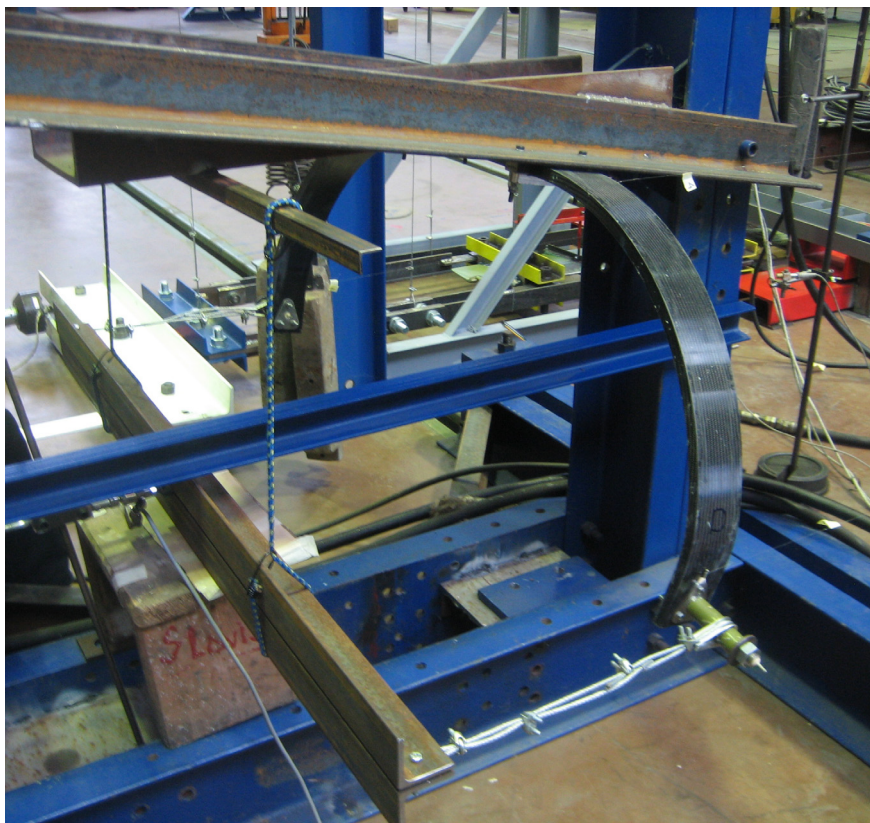
Табела 7.7 Померања центара левог и десног точка у хоризонталном правцу

F укупно (kN)	j	Хоризонтално лево (mm)	Хоризонтално десно (mm)
0.00	0.00	0.00	0.00
5.67	0.20	7.14	5.14
8.58	0.31	10.07	7.96
11.2	0.40	13.00	10.79
13.99	0.50	15.60	13.40
16.36	0.58	18.11	15.88
16.95	0.61	18.62	16.37
18.3	0.65	19.91	17.63
19.69	0.70	21.48	19.08
21.14	0.75	22.87	20.44
22.28	0.80	24.20	21.70
23.91	0.85	25.78	23.18
25.3	0.90	27.26	24.63
26.47	0.95	28.53	25.86
27.3	0.98	29.43	26.74
26.63	0.95	28.89	26.28
25.39	0.91	27.84	25.27
23.91	0.85	26.48	23.95
22.29	0.80	24.94	22.48
21.13	0.75	23.83	21.38
16.69	0.60	19.48	17.26
14.06	0.50	16.81	14.72
11.15	0.40	13.89	11.82
8.51	0.30	11.18	9.08
5.56	0.20	8.08	6.01
2.92	0.10	5.17	3.34
0	0	0.20	0.31



Слика 7.9 Вредности хоризонталног померања при испитивању гибња бр. 4, до оптерећења $j=0.98$

На Сл. 7.10 су приказани детаљи испитивања гибња.



Слика 7.10 Испитивање комозитног гибња бр. 4 у хоризонталном правцу

7.2 Поређење нумеричких и експерименталних резултата

У прогамском пакету MSC/NASTRAN је урађен прорачун гибња за сва три случаја оптерећења за које је урађено испитивање: ВС (максимална вертикална сила), БС (максимална бочна сила) и ХС (максимална хоризонтална сила).

Случај оптерећења ВС

Композитни гивањ број 1.

Гивањ бр. 1 је најпре испитан до нивоа оптерећења $j=1.01$, а потом до лома који је наступио при нивоу оптерећења $j=1.52$. За ниво оптерећења $j=1.52$ није рађено поређење резултата померања добијених нумеричким и експерименталним путем, јер је на овом нивоу оптерећења једино била од интереса вредност коефицијента иницијалног отказа. За нивое оптерећења $j=1.01$ и $j=1.52$ је поново урађен прорачун и њима одговара сила:

$$F_{\text{ver}} = 3535 \text{ N} \quad (j=1.01)$$

$$F_{\text{ver}} = 5320 \text{ N} \quad (j=1.52)$$

а резултати прорачуна су дати у Табели 7.8.

Табела 7.8 Резултати МКЕ

Ниво оптерећења	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу	Коефицијент иницијалног отказа
	T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]	
$j = 1.01$	0	103.8	107.3	0.38
$j = 1.52$	0	169.3	202.1	0.97

Поређење нумеричких и експерименталних резултата је приказано у Табели 7.9.

Табела 7.9 Поређење нумеричких и експерименталних резултата за гивањ бр. 1

Точак	МКЕ		Екперимент		Разлика [%]	
	Померање [mm]					
	Бочно	Вертикално	Бочно	Вертикално	Бочно	Вертикално
Леви	103.8	107.3	100.56	98.51	3.22	8.92
Десни			118.17	104.25	12.16	2.93

Када се упореде резултати померања добијени нумеричким и експерименталним путем види се да је разлика мања од 13%, при чему треба имати у виду да постоји знатна разлика између левог и десног точка, због разлике у експериментално добијеним резултатима. На пример разлика на десном точку је 12.16% али је за исте услове разлика на левом точку само 3.22%. За коефицијент иницијалног отказа, за ниво оптерећења $j=1.52$ при којем је дошло до лома гибња, применом МКЕ је добијена вредност 0.97, што је готово идентично експерименту. С тога се слагање нумеричких и експерименталних резултата за овај случај оптерећења сматра доста добрим.

Композитни гибњеви бр. 2-4

Композитни гибњеви бр. 2, 3 и 4 су, за случај оптерећења ВС, испитивани до нивоа оптерећења $j=0.95$. Приликом структуралне анализе овај ниво оптерећења није прорачунат па је пре поређења урађен прорачун за вредност вертикалне силе:

$$F_{\text{ver}} = 3325 \text{ N},$$

по точку. Резултати прорачуна су дати у Табели 7.10.

Табела 7.10 Резултати МКЕ

Ниво оптерећења	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу
	T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]
$j = 0.95$	0	96.6	98.4

Поређење нумеричких и средњих вредности експерименталних резултата за гибњеви бр. 2-4, за ниво оптерећења $j=0.95$, је дато у Табели 7.11.

Табела 7.11 Поређење нумеричких и експерименталних резултата гибњеви бр. 2-4

Точак	МКЕ		Експеримент		Разлика [%]	
	Померање [mm]				Бочно	Вертикално
	Бочно	Вертикално	Бочно	Вертикално		
Леви	96.6	98.4	97.1	98.6	0.51	0.2
Десни			100.56	103.7		

Слагање нумеричких и експерименталних резултата померања у бочном и вертикалном правцу је добро, с обзиром да разлика у померањима не прелази 6%.

Случај оптерећења БС

Композитнигибањ број 4.

Гигањ бр. 4 је за случај оптерећења БС испитан до нивоа оптерећења $j=1.0$. Приликом структуралне анализегибања прорачун је урађен за овај ниво оптерећења и резултати су дати у Поглављу 6.3.2, Табела 6.14 .

Поређење нумеричких и експерименталних резултата је приказано у Табели 7.12.

Табела 7.12 *Поређење нумеричких и експерименталних резултата загибањ бр. 4*

Точак	МКЕ		Експеримент		Разлика [%]	
	Померање [mm]					
	Бочно	Вертикално	Бочно	Вертикално	Бочно	Вертикално
Леви	61.6	54.8	72.09	52.19	14.55	5.00
Десни			72.11	55.94	14.58	2.04

На основу приказаних података може се закључити да је слагање нумеричких и експерименталних резултата добро.

Случај оптерећења ХС

Композитнигибањ број 4.

Гигањ бр. 4 је за случај оптерећења ХС испитан до нивоа оптерећења $j=0.98$. Приликом структуралне анализегибања, за овај ниво оптерећења није урађен прорачун, па је пре поређења урађен прорачун за ниво оптерећења $j=0.98$ којем одговара вредност хоризонталне силе:

$$F_{\text{hor}} = 1372 \text{ N} \quad (j=0.98)$$

по точку. Резултати прорачуна су дати у Табели 7.13.

Табела 7.13 Резултати МКЕ

Ниво оптерећења	Померање у хоризонталном правцу	Померање у бочном правцу	Померање у вертикалном правцу
	T_x [mm]	T_y [mm]	T_z [mm]
$j = 0.98$	21.4	0	0

Поређење нумеричких и експерименталних резултата је приказано у Табели 7.14.

Табела 7.13 Поређење нумеричких и експерименталних резултата за гивањ бр. 4

j		Хоризонтално померање [mm]		Разлика [%]
		МКЕ	Експеримент	
$j = 0.98$	Леви точак	21.4	29.42	27.3
	Десни точак	21.4	26.47	19.15

Слагање нумеричких и експерименталних резултата је нешто лошије на левом точку него на десном. Разлика у резултатима на десном точку која је мања од 20% може се сматрати прихватљивом. И у овом случају оптерећења је евидентна разлика у резултатима испитивања која је добијена између левог и десног точка.

Имајући у виду да је добијено добро слагање нумеричких и експерименталних резултата сматра се да је поступак за одређивање померања приказаном методом коначних елемената коректан и може се користити. Примарни циљ истраживања је било одређивање померања точка гивња а одређивање чврстоће је урађено да би се оријентационо добили подаци о чврстоћама. Коначан став о чврстоћи структуре се доноси на основу испитивања.

8 ЗАКЉУЧАК

У последње време код савремених летелица и других конструкција све је већи удео структура израђених од композитних материјала. Овладавање прорачуном чврстоће и крутости тих структура је од примарног значаја за правилно обликовање и димензионисање, чиме се значајно смањују трошкови пројектовања. Смањује се број неопходних експерименталних испитивања, која су прилично скупа, као и број елемената које је неопходно произвести у процесу пројектовања, за потребе испитивања.

Циљ истраживања је успостављање поузданог и ефикасног нумеричког приступа за прорачунску анализу чврстоће и крутости елемената конструкције беспилотних летелица израђених од вишеслојних композитних материјала, под дејством статичких оптерећења, са посебним акцентом на структуралне елементе чије понашање улази у подручје геометријске нелинеарности.

Рад је настао у процесу пројектовања, прорачуна, производње и верификације експерименталним испитивањима композитног гибња главног стајног трапа беспилотне летелице Пегаз. У раду је приказан један од могућих поступака моделирања гибња, чије понашање улази у област геометријске нелинеарности, што представља додатну специфичност моделирања.

Прорачун гибња који је предмет истраживања, без утицаја геометријске нелинеарности, односно линеарном анализом, је дао велике угибе, односно мање крутости.

Урађена су експериментална испитивања модела гибња и епрувета за карактеризацију материјала. Због немогућности да се све карактеристике материјала одреде експерименталним путем, неке од карактеристика су усвајане на основу података из литературе и претходних сопствених испитивања композитних епрувета.

Прорачуном по приказаној методи одређене су вредности коефицијента иницијалног отказа (не већи од 1) и угиби за неколико меродавних случајева оптерећења дефинисаних прописом JAR/VLA. Угиби добијени прорачуном су испунили претходно дефинисане захтеве.

Експериментом су потврђени прорачунски угиби. Слагање резултата добијених нумеричким путем и експерименталним испитивањима је добро, при чему се може уочити нешто мало већа разлика у померањима у случају оптерећења када делује максимална хоризонтална сила.

Испитивање гибња до лома је урађено за случај оптерећења када делује максимална вертикална сила из разлога што је овај случај оптерећења најнеповољнији са аспекта статичке чврстоће посматране структуре. До отказа структуре је дошло при нивоу оптерећења $j=1.52$, а прорачуном утврђен F.I. за тај случај износи 0.97. Тиме се потврђује да јегибањ оптимално пројектован.

Резултати прорачуна, са утицајем геометријске нелинеарности, су верификовани експерименталним испитивањима те је оправдано да се приказани модел прорачуна примени и на друге делове структуре летелица, на пример крила велике виткости као поузданији модел прорачуна.

У даљим истраживањима би требало моделиратигибањ применом тродимензионих елемента, солида, а да се око гибња слојеви карбонског платна обмотају елементима типа ламинат, што би више одговарало реалној структури, па да се овако добијени резултати упореде са нумеричким и експерименталним резултатима приказаним у овом истраживању.

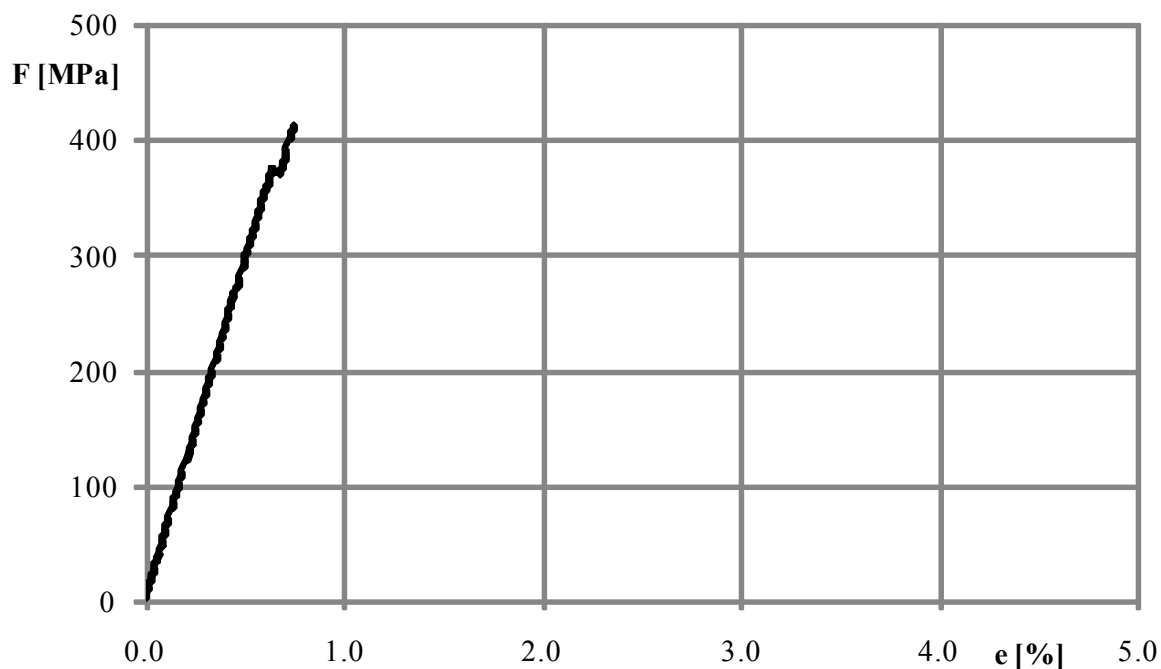
Радам на овој тези допуњена је и афирмисана метода прорачуна угиба и чврстоће. Овакав приступ омогућава шири приказ чврстоће и крутости структуре.

ЛИТЕРАТУРА

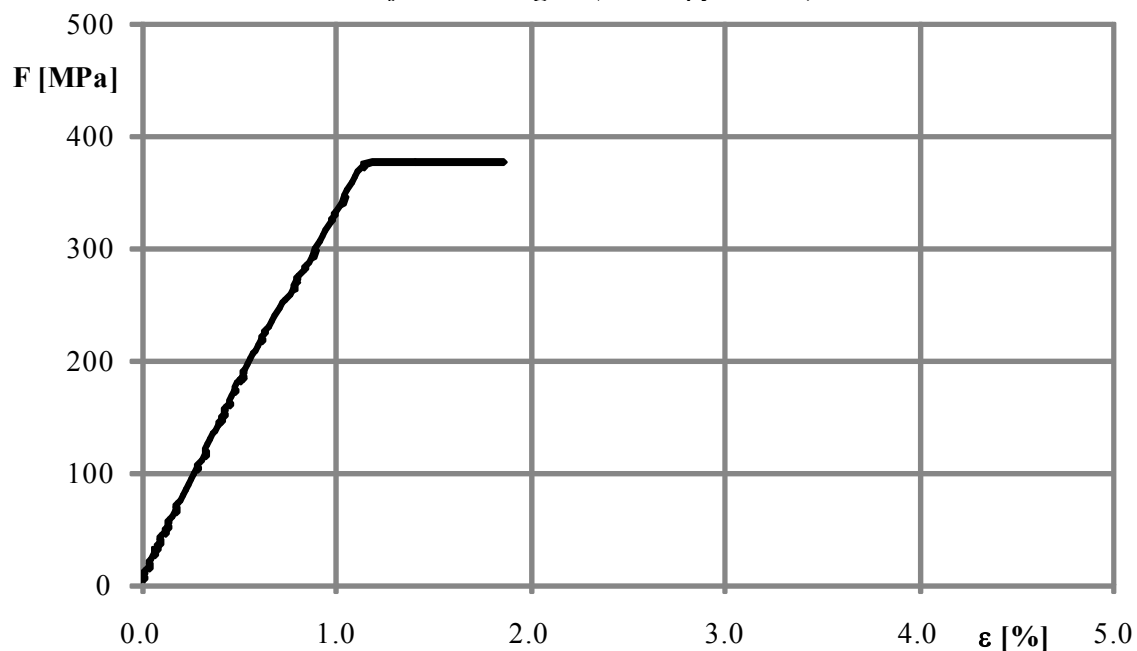
1. Jones, R.M., *Mechanics of Composite Materials, Second Edition*, Taylor & Francis Inc., 1999.
2. Ashton, J.E., Halpin, J.C., Petit, P.H., *Primer on Composite Materials: Analysis*, Techomic Publishing Co, Inc, 1984.
3. Deshmukh, B.B., Jaju, S.B., *Design and Analysis of Fiber Reinforce Polymer (FRP) Leaf Spring - A Review*, International Journal of Engineering and Technoscience, Vol 2(4), 2011, pp. 289-291
4. Shiva Shankar, G.S., Vijayarangan, S., *Mono Composite Leaf Spring for Light Weight Vehicle-Design and Joint Analysis and Testing*, ISSN 1392-1320 Materials Science (MEDŽIAGOTYRA), Vol. 12, No. 3, 2006.
5. Shokrich, M.M., Rezaei, D., *Analysis and Optimization of a Composite Leaf Spring*, Composite Structures Vol. 60, No. 3, 2003., pp. 317-325
6. Al-Qureshi, H.A., *Automobile Leaf Spring from Composite Materials*, Journal of Materials Processing Technology, 118, 2001, pp. 58-61
7. MSC NASTRAN Nonlinear User`s Guide
8. Bathe, K.J., *Finite Element Procedures in Engineering Analysis*, Prentice-Hall, Inc., 1982.
9. Јосифовић, М., *Основи структуралне анализе аеротехничких конструкција*, Машински факултет, Београд, 1979.
10. Арауџо, Ј.М., *Optimisation of Newton-Raphson Methods in RC Nonlinear Analysis*, Computers and Structures, Vol. 33, No. 3, pp. 735-741, 1989.
11. Crisfield, M.A., *A Faster Modified Newton-Raphson Iteration*, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol. 20, pp. 267-278, 1979.
12. Илић, И., *Анализа чврстоће вишеслојних композитних структура у зони механичких спојева*, Магистарски рад, Машински факултет, Београд, 2008.
13. Илић И., Петровић З., Максимовић М., Ступар С., Стаменковић Д., *Computation Method in Failure Analysis of Mechanically Fastened Joints at Layered Composites*, Journal of Mechanical Engineering Vol 58, No 9, 2012., pp 553-559

14. Niu, M.C.Y., *Composite Airframe Structures*, Hong Kong Conmilit Press Ltd., 1992.
15. Tsai, S.W., Hahn, H.T., *Introduction to Composite Materials*, Westport CT, Technomic Publishing Co., 1980.
16. Програм реализације за Тактичку беспилотну летелицу средњег домета "Пегаз", Технички извештај, Војнотехнички институт, Београд
17. Илић И., Илић Љ., Перковић С., Блажић М., *Strength Analysis Of Composite Structural Elements For Unmanned Aerial Vehicle*, Fourth Serbian (29th Yu) Congress on Theoretical and Applied Mechanics, Vrnjačka banja, 4-7 Jun 2013, pp. 431-436
18. Sancaktar, E., Gratton, M., *Design, Analysis and Optimization of Composite Leaf Spring for Light Vehicle Applications*, *Composite Structures*, 44, 1999, pp. 195-204
19. Peery, D.J., Azar, J.J., *Aircraft Structures*, Second Edition, McGraw-Hill Book Company, 1982.
20. Максимовић С., Илић И., Георгијевић Д., Васић З., Бојанић М., Стефановић В., *Structural Analysis and Static Testing of a Tactical Unmanned Aerial Vehicle*, *Scientific Technical Review*, Vol. 63, No. 2, 2013, pp. 58-62
21. Gaikwad, G., Sonkusare, R., Wagh, S., *Composite Leaf Spring for Light Weight Vehicle-Materials, Manufacturing Process, Advantages & Limitations*, *International Journal on Engineering Technology and Sciences*, Vol. 3, No. 2, 2012, pp. 410-413
22. Whitney, J.M., Daniel, I.M., Pipes, R.B., *Experimental Mechanics of Fiber Reinforced Composite Materials*, The Society for Experimental Stress Analysis, Prentice-Hall, Inc., 1982
23. Стандард ASTM 3039/D 3039M
24. www.acpsales.com
25. *Gordon Composites, Engineered Structural Materials*, www.gordoncomposites.com
26. Baker, A., Dutton, S., Kelly, D., *Composite Materials for Aircraft Structures*, Second Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc, 2004.

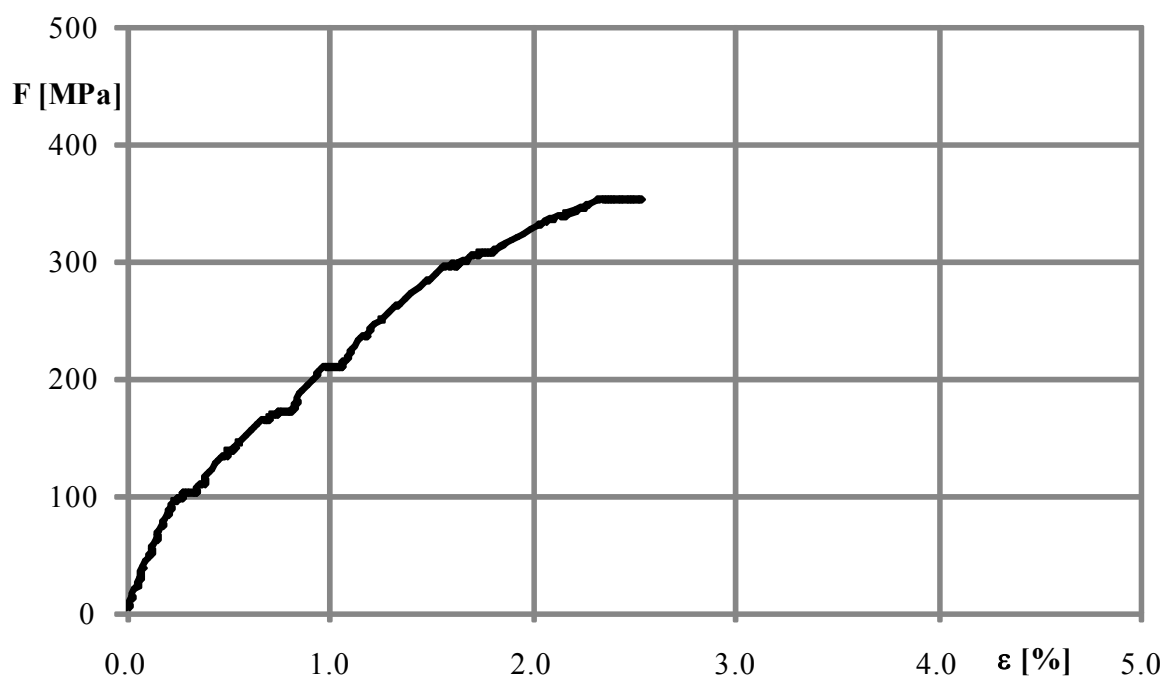
27. BheemReddy, V., Jensen A., Laird G., *Composite Laminate Modeling*, Predictive Engineering, www.predictiveengineering.com
28. Corvi, A., *A Preliminary Approach to Composite Beam Design Using FEM Analysis*, Composite Structures, 16, pp. 259-275, 1990.
29. JAR-VLA ваздухопловни прописи
30. Sugiyama, H., Shabana, A.A., Omar, M.A., Loh, W., *Development of Nonlinear Elastic Leaf Spring Model for Multibody Vehicle Systems*, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 195, 2006, pp. 6925-6941
31. Patunkar, M.M., Dolas, D.R., *Modeling and Analysis of Composite Leaf Spring Under the Static Load Condition by Using FEA*, International Journal of Mechanical and Industrial Engineering, Vol. 1, 2011.
32. Reddy, J.N., *A Simple Higher-order Theory for Laminated Composite Plates*, Journal of Applied Mechanics, Vol. 51, pp 745-752, 1984.

ПРИЛОЗИ**ПРИЛОГ А****ДИЈАГРАМИ ИСПИТИВАЊА МАТЕРИЈАЛА CARBON FABRIC 200 g/m²**

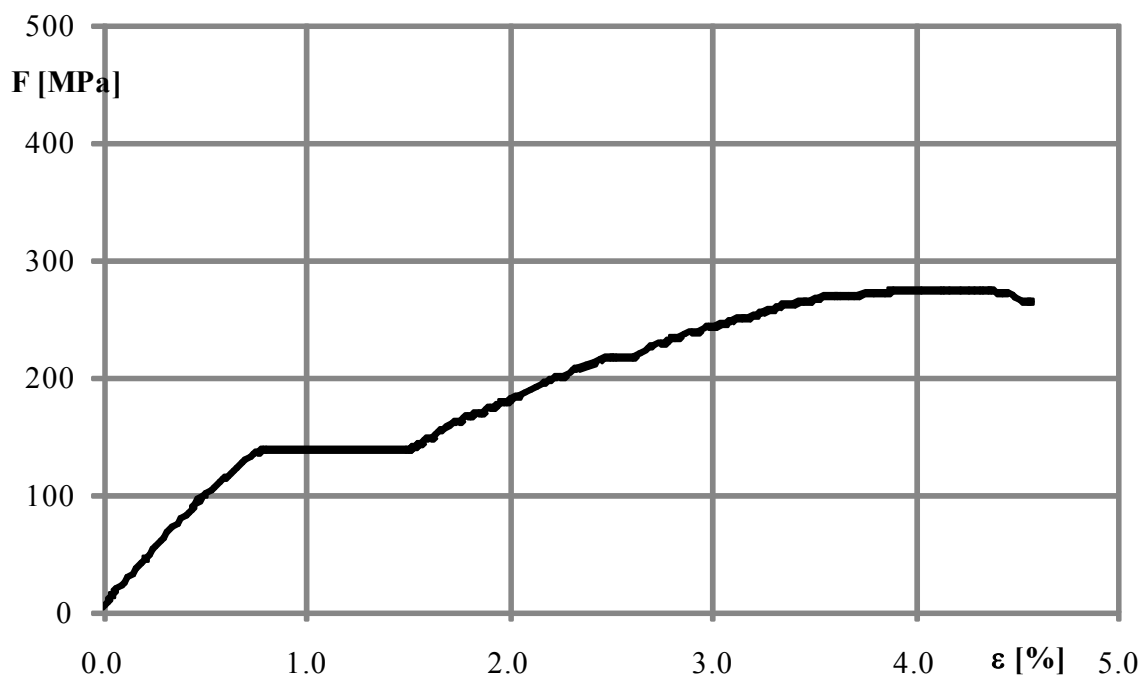
Слика 1. Дијаграм зависности напон-деформација материјала Carbon fabric 200 g/m² (E1- пружета 1)



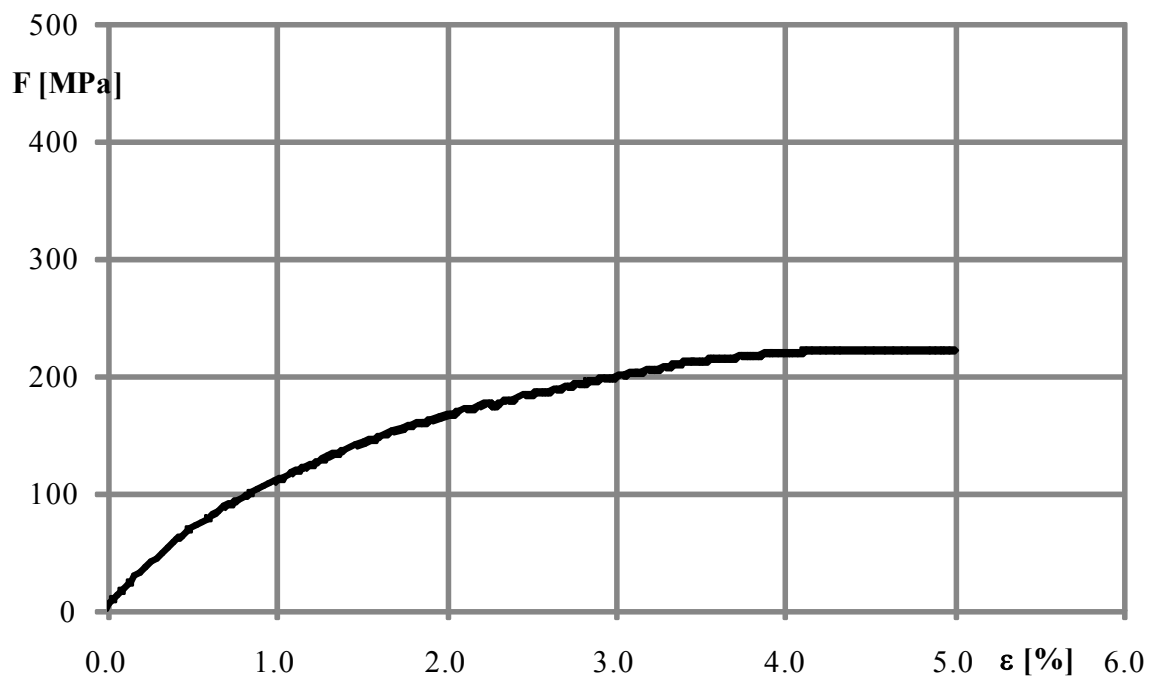
Слика 2. Дијаграм зависности напон-деформација материјала Carbon fabric 200 g/m² (E1- пружета 2)



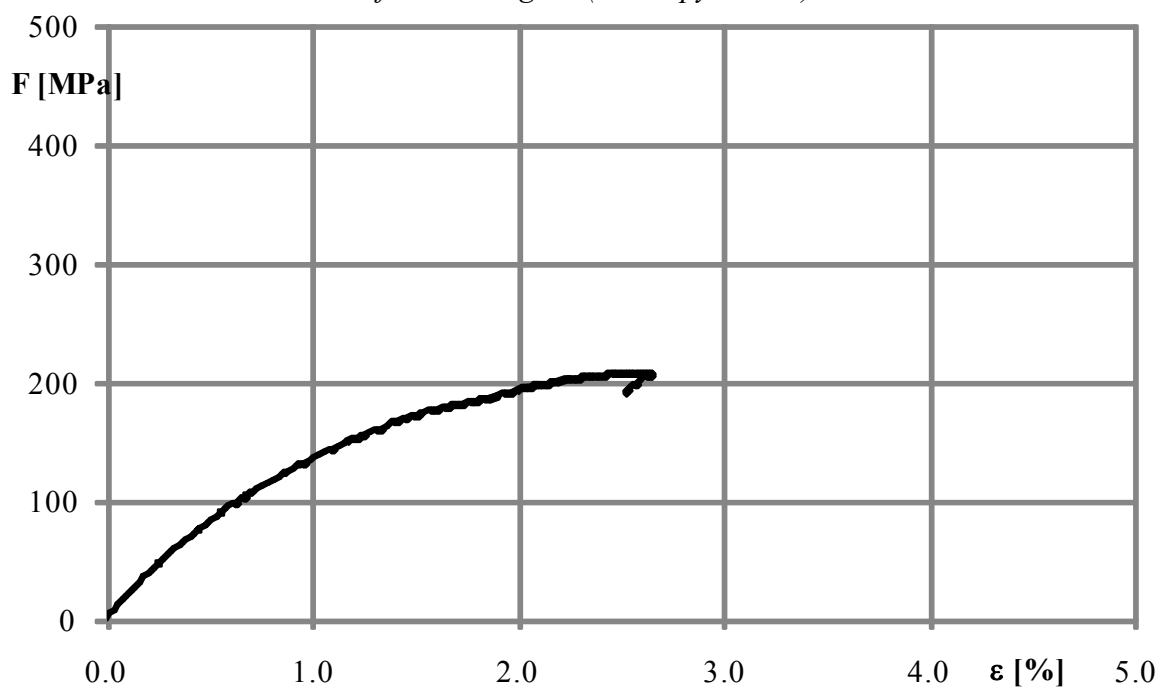
Слика 3. Дијаграм зависности напон-деформација материјала *Carbon fabric 200 g/m²* (E1- епрувета 3)



Слика 4. Дијаграм зависности напон-деформација материјала *Carbon fabric 200 g/m²* (E2- епрувета 1)

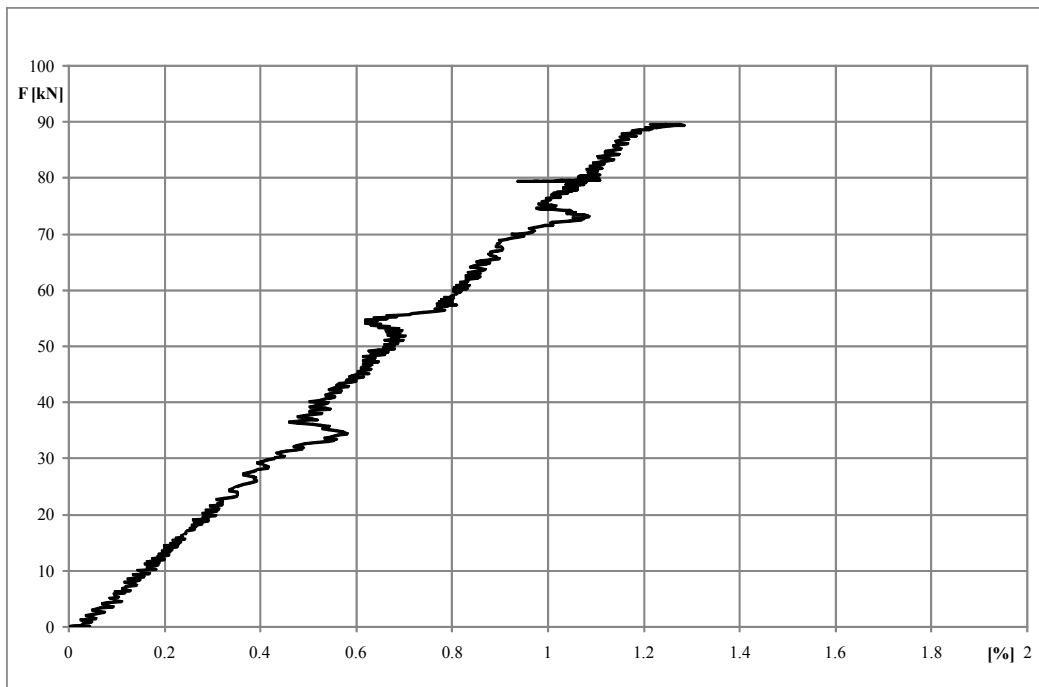


Слика 5. Дијаграм зависности напон-деформација материјала
Carbon fabric 200 g/m² (E1-прувета 2)

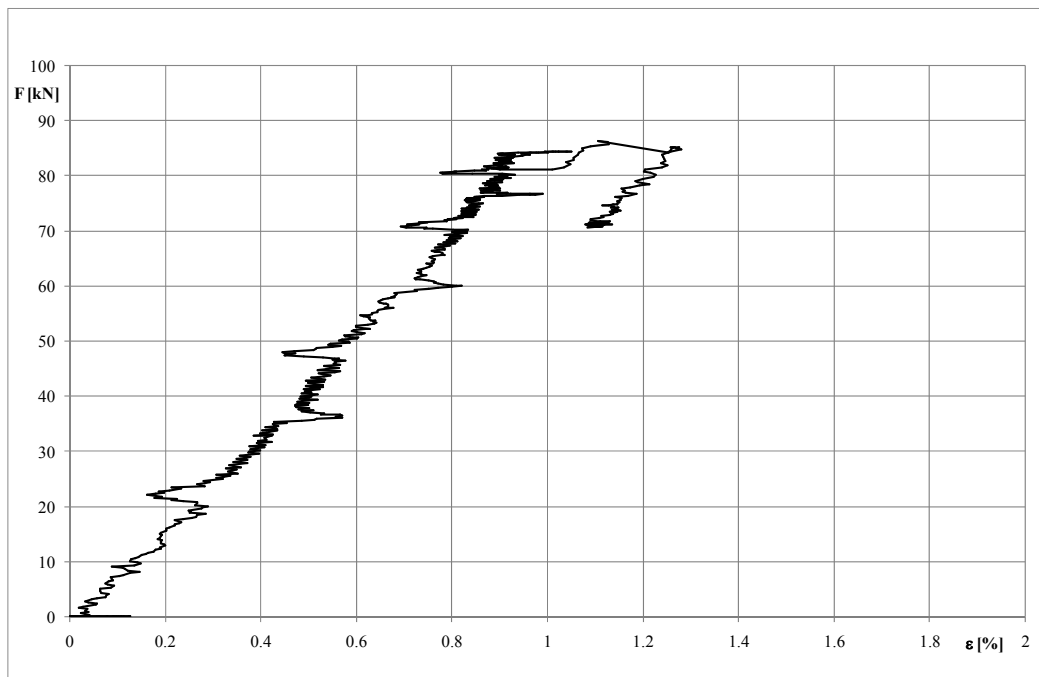


Слика 6. Дијаграм зависности напон-деформација материјала
Carbon fabric 200 g/m² (E1-прувета 3)

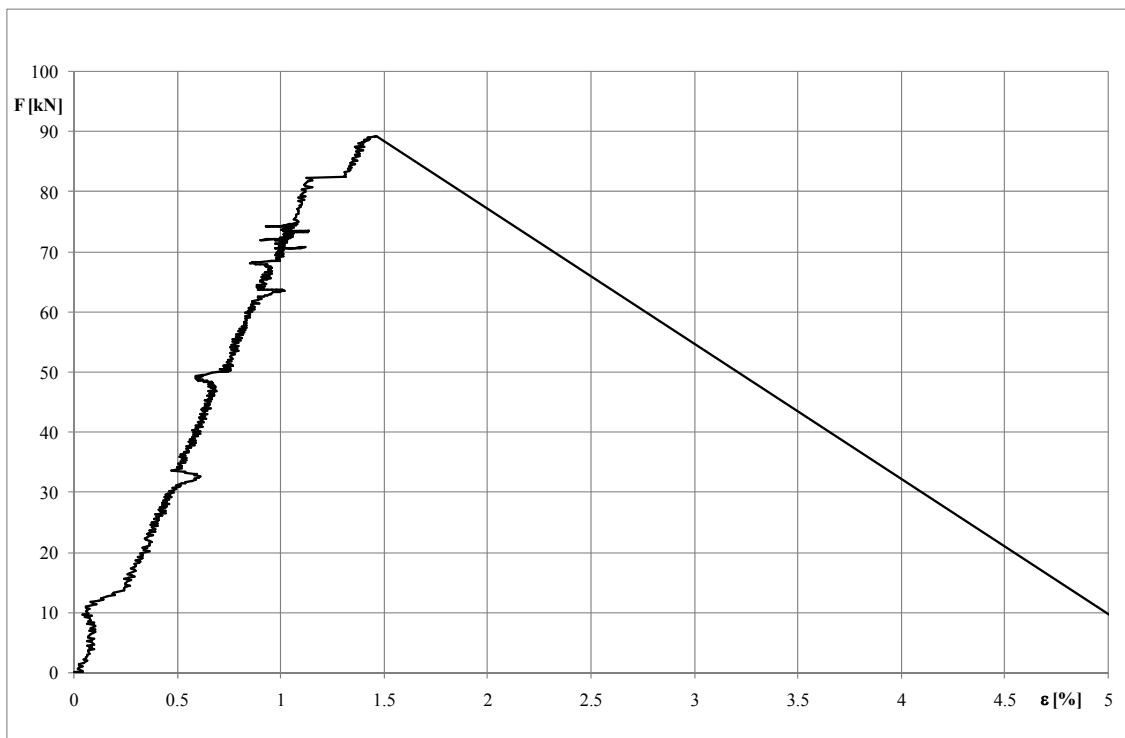
ПРИЛОГ Б

ДИЈАГРАМИ ИСПИТИВАЊА МАТЕРИЈАЛА CARBON UD 310 g/m²

Слика 7. Дијаграм зависности сила-деформација материјала Carbon UD 310 g/m² (E3- епрувета 1)



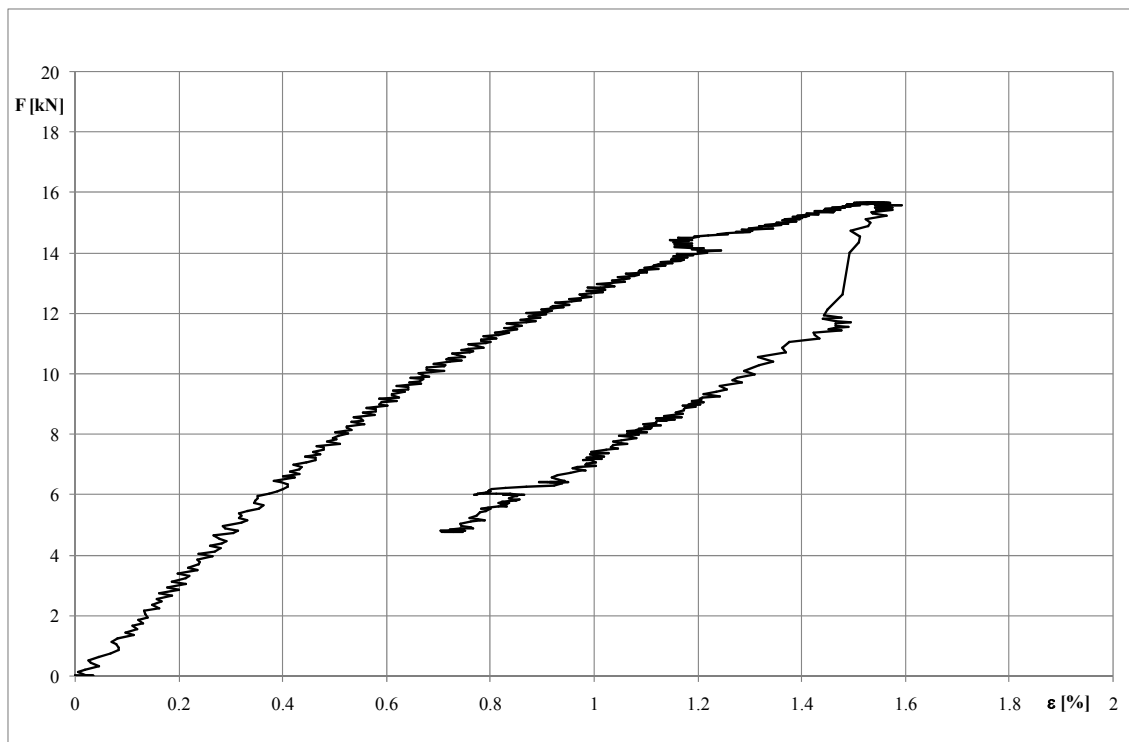
Слика 8. Дијаграм зависности сила-деформација материјала Carbon UD 310 g/m² (E3- епрувета 2)



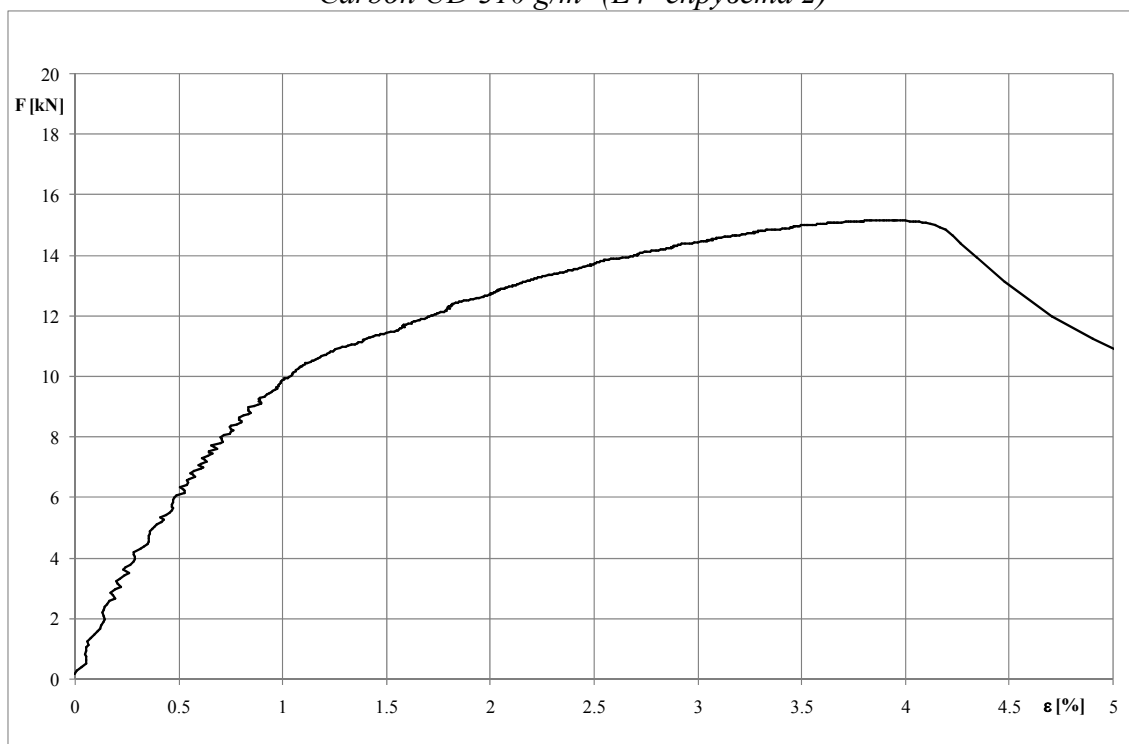
Слика 9. Дијаграм зависности сила-деформација материјала
Carbon UD 310 g/m² (E3- епрувета 3)



Слика 10. Дијаграм зависности сила-деформација материјала
Carbon UD 310 g/m² (E4- епрувета 1)

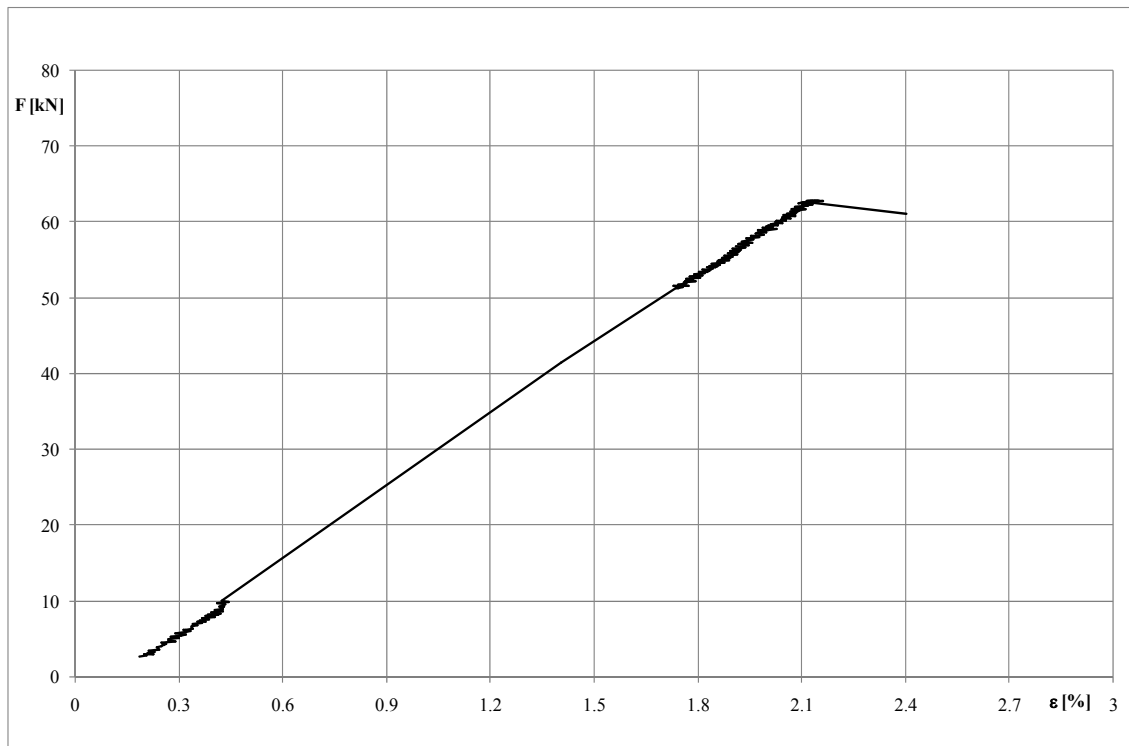


Слика 11. Дијаграм зависности сила-деформација материјала
Carbon UD 310 g/m² (E4- епрувета 2)

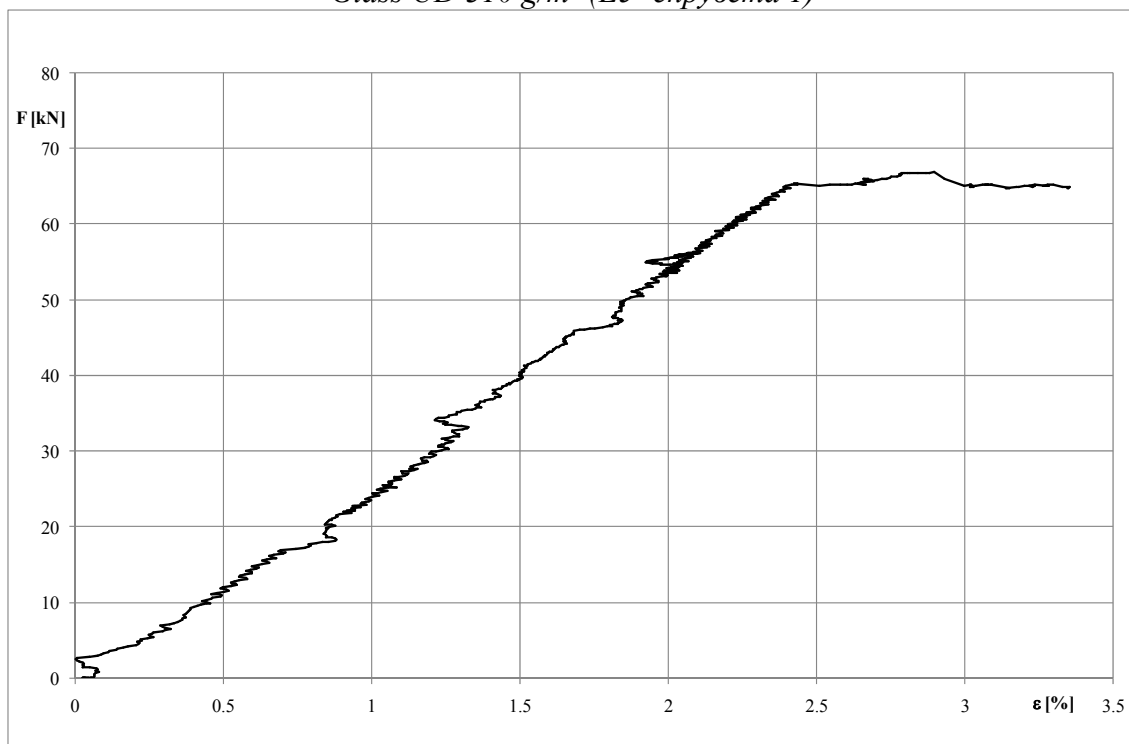


Слика 12. Дијаграм зависности сила-деформација материјала
Carbon UD 310 g/m² (E4- епрувета 3)

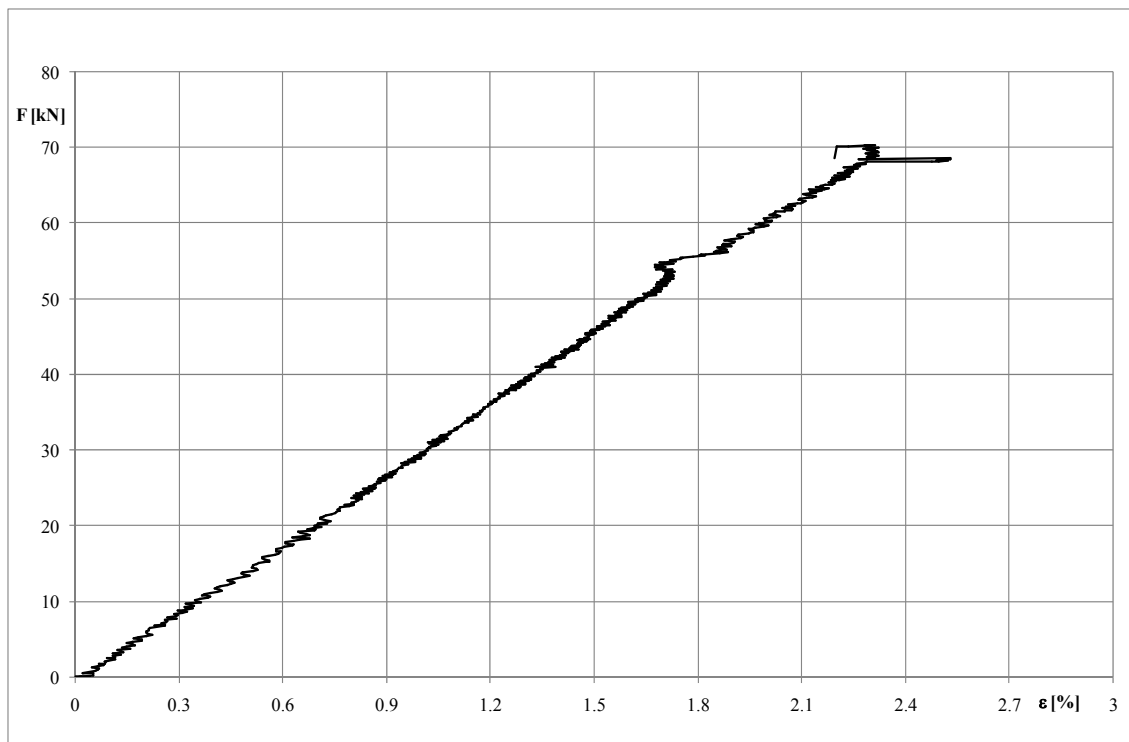
ПРИЛОГ В

ДИЈАГРАМИ ИСПИТИВАЊА МАТЕРИЈАЛА GLASS UD 310 g/m²

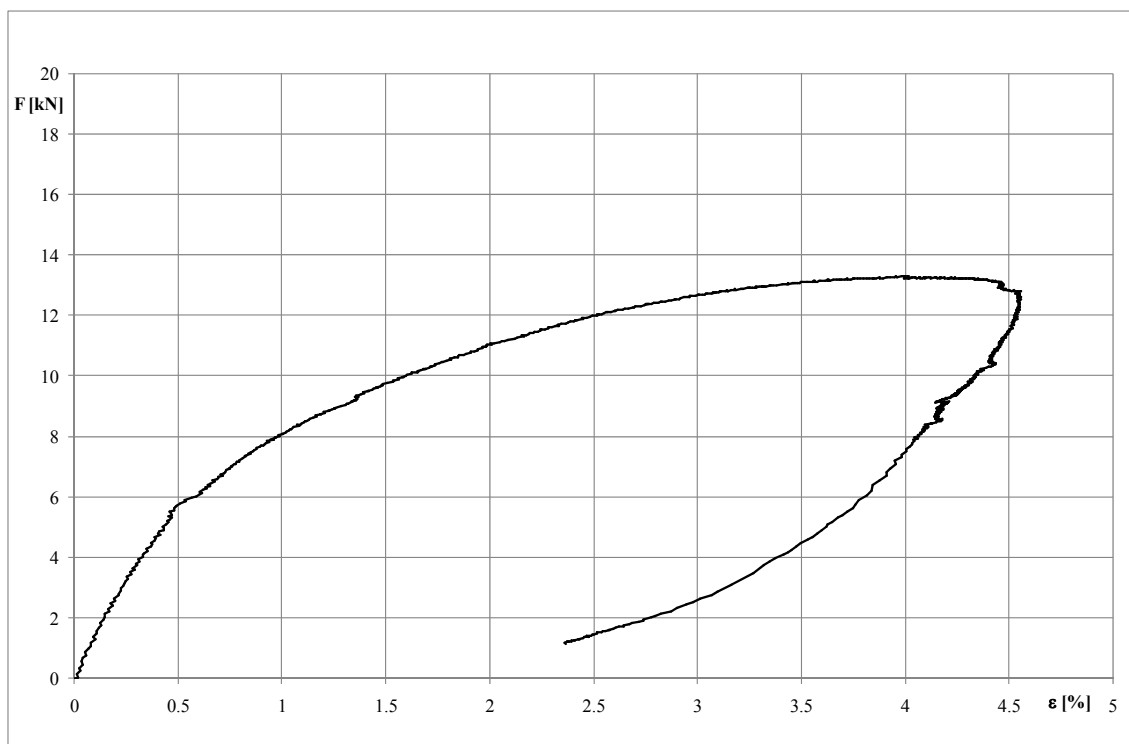
Слика 13. Дијаграм зависности сила-деформација материјала
Glass UD 310 g/m² (E5-прувета 1)



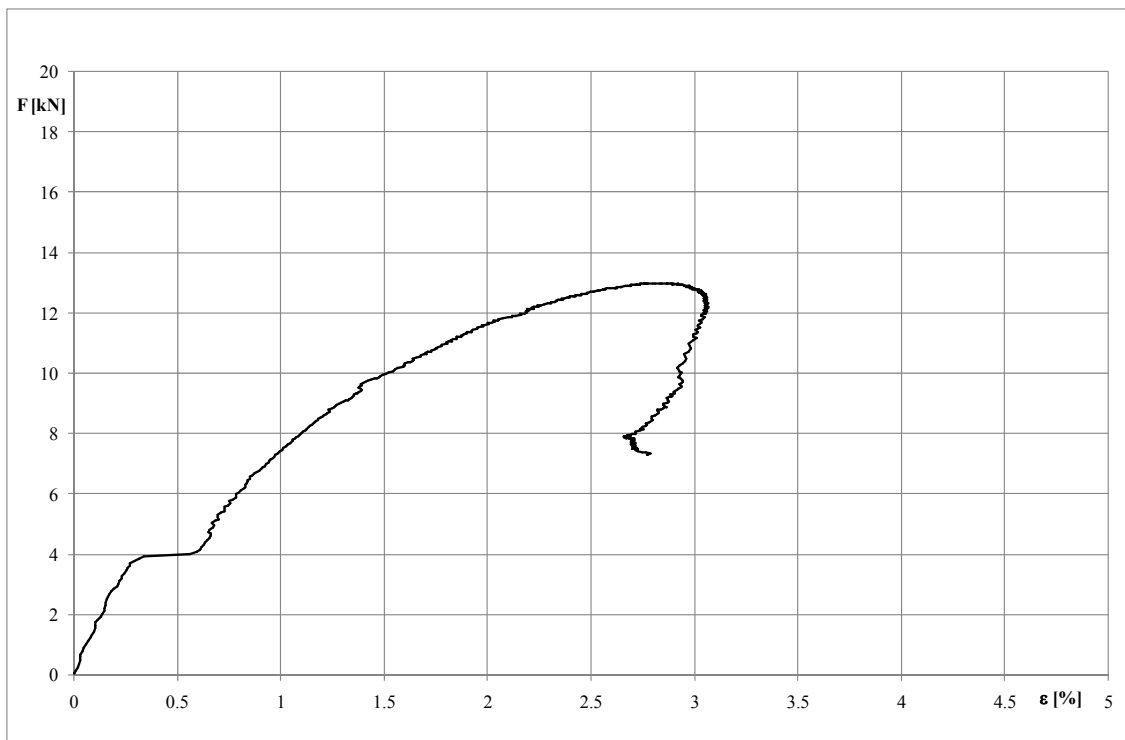
Слика 14. Дијаграм зависности сила-деформација материјала
Glass UD 310 g/m² (E5-прувета 2)



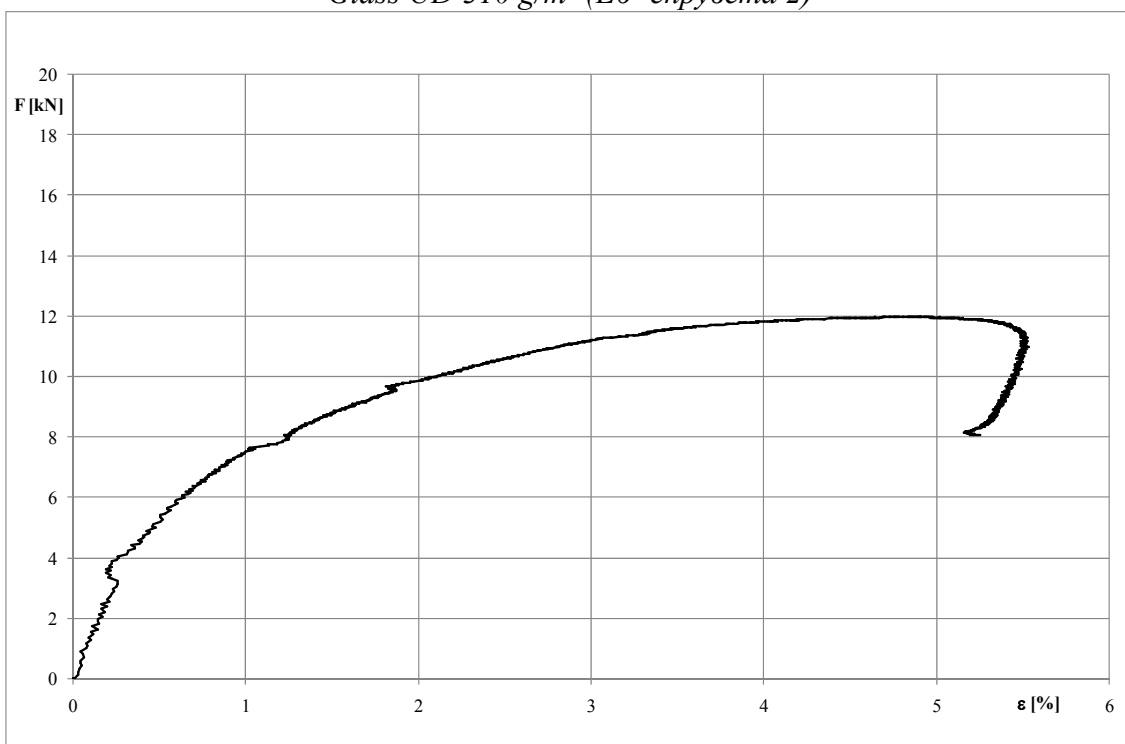
Слика 15. Дијаграм зависности сила-деформација материјала
Glass UD 310 g/m² (E5- епрувета 3)



Слика 16. Дијаграм зависности сила-деформација материјала
Glass UD 310 g/m² (E6- епрувета 1)



Слика 17. Дијаграм зависности сила-деформација материјала
Glass UD 310 g/m² (E6- епрувета 2)



Слика 18. Дијаграм зависности сила-деформација материјала
Glass UD 310 g/m² (E6- епрувета 3)

БИОГРАФИЈА

Име и презиме: Ивана Илић

Датум рођења: 19.04.1976.

Место рођења: Београд, Србија

Образовање: Магистар техничких наука, Машински факултет, Универзитет у Београду, 2009. године

Дипломирани машински инжењер, Одсек Ваздухопловство, Машински факултет, Универзитет у Београду, 2002. године

Тринаеста београдска гимназија, Београд, 1991-1995. година

Професионално искуство:

2003 - данас Војнотехнички институт, Београд, Одсек за прорачун чврстоће, Сектор за Ваздухопловство, Водећи истраживач

2013-2015. Војна академија, Београд, предмет Машински материјали, асистент

Завршени курсеви и обуке:

„Composite Material Structures - Continuing Professional Development course“, Cranfield University, United Kingdom

„CATIA V5 - Aerospace Industry Solution“, CAD-CAM Data, Београд

Члан Српског друштва за Механику.

Добитник похвале „Растко Стојановић“ на Првом интернационалном конгресу теоријске и примењене механике, 2007. године.

Аутор је више научно-стручних радова објављених у еминентним домаћим и страним часописима и презентованих на домаћим и међународним скуповима.

Добитник Златне плакете на изложби Проналазаштво 2008 и Бронзане медаље са ликом Николе Тесле, на изложби Проналазаштво 2009.

Течно говори енглески језик.

Прилог 1.

Изјава о ауторству

Потписани-а Ивана Д. Илић

број индекса _____

Изјављујем

да је докторска дисертација под насловом

НУМЕРИЧКО МОДЕЛИРАЊЕ ДЕЛОВА СТРУКТУРЕ ЛЕТЕЛИЦЕ ОД
ВИШЕСЛОЈНИ КОМПОЗИТНИХ МАТЕРИЈАЛА У ПОДРУЧЈУ ГЕОМЕТРИЈСКЕ

НЕЛИНЕАРНОСТИ

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

Потпис докторанда

У Београду, 10.05.2016.

Ивана Илић

Прилог 2.

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

Име и презиме аутора Ивана Д. Илић

Број уписа _____

Студијски програм _____

Наслов рада НУМЕРИЧКО МОДЕЛИРАЊЕ ДЕЛОВА СТРУКТУРЕ ЛЕТЕЛИЦЕ ОД
ВИШЕСЛОЈНИХ КОМПОЗИТНИХ МАТЕРИЈАЛА У ПОДРУЧЈУ ГЕОМЕТРИЈСКЕ
НЕЛИНЕАРНОСТИ

Ментор Проф. др Златко Петровић

Потписана Ивана Д. Илић

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

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

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

Потпис докторанда

У Београду, 10.05.2016.

Ивана Илић

Прилог 3.

Изјава о коришћењу

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

НУМЕРИЧКО МОДЕЛИРАЊЕ ДЕЛОВА СТРУКТУРЕ ЛЕТЕЛИЦЕ ОД ВИШЕСЛОЈНИХ
КОМПОЗИТНИХ МАТЕРИЈАЛА У ПОДРУЧЈУ ГЕОМЕТРИЈСКЕ НЕЛИНЕАРНОСТИ

која је моје ауторско дело.

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

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

① Ауторство

2. Ауторство - некомерцијално
3. Ауторство – некомерцијално – без прераде
4. Ауторство – некомерцијално – делити под истим условима
5. Ауторство – без прераде
6. Ауторство – делити под истим условима

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

Потпис докторанда

У Београду, 10.05.2016.

Ивана Мит