

Západočeská univerzita v Plzni

Fakulta aplikovaných věd

Disertační práce

2014

Ing. Petr Měšťánek

Západočeská univerzita v Plzni

Fakulta aplikovaných věd



ÚNAVOVÉ POŠKOZOVÁNÍ KOMPOZITNÍCH MATERIÁLŮ

Ing. Petr Měšťánek

disertační práce

k získání akademického titulu doktor
v oboru Aplikovaná mechanika

Školitel: Prof. Ing. Vladislav Laš, CSc.

Školitel specialista: Prof. Ing. Milan Růžička, CSc.

Katedra: Katedra mechaniky

PLZEŇ, 2014

University of West Bohemia in Pilsen

Faculty of Applied Sciences



FATIGUE DAMAGE OF COMPOSITE MATERIALS

Ing. Petr Měšťánek

A dissertation

submitted for the degree of Doctor of Philosophy in Applied
Mechanics

Principal Advisor: Prof. Ing. Vladislav Laš, CSc.

Advisor: Prof. Ing. Milan Růžička, CSc.

Department of Mechanics

PILSEN, 2014

Čestné prohlášení

Předkládám k posouzení a k obhajobě tuto disertační práci zpracovanou na závěr doktorského studia na Fakultě aplikovaných věd Západočeské univerzity v Plzni.

Čestně prohlašuji, že jsem tuto disertační práci vypracoval samostatně a s použitím odborné literatury a pramenů uvedených v seznamu, který je součástí této práce. Zároveň čestně prohlašuji, že jsem při vypracování této práce zachoval postupy ve vědecké práci obvyklé

.....

Podpis

Dedikace

Věnováno mým rodičům

Poděkování

Děkuji svému školiteli Prof. Ing. Vladislavu Lašovi, CSc. a školiteli specialistovi Prof. Ing. Milanu Růžičkovi, CSc. za vedení a podporu v průběhu doktorského studia.

Obzvláště děkuji Fulbrightově komisi a celému Fulbrightovu programu, díky jehož grantu jsem měl možnost strávit výjimečných 9 měsíců jako hostující výzkumný pracovník ve Structures and Composites Laboratory na Stanfordově Univerzitě v USA. Děkuji vedoucímu Structures and Composites Laboratory prof. Fu-Kuo Changovi a Dr. Cecílii Larrosa za velmi plodnou a přínosnou spolupráci.

V této souvislosti dále děkuji Nadaci „Nadání Josefa, Marie a Zdeňky Hlávkových“, Nadaci Sophia, evropskému programu mobility Freemovers a motivačnímu programu ZČU Talent za poskytnutou finanční podporu, bez níž by se stáž ve Structures and Composites Laboratory na Stanfordově Univerzitě v USA nemohla uskutečnit.

V neposlední řadě děkuji své rodině za veškerou podporu v průběhu celého mého dosavadního studia, zejména mojí přítelkyni Šárce.

Anotace

Disertační práce se zabývá postupným poškozováním dlouhováknových kompozitních materiálů se zaměřením na tvorbu příčných trhlinek v matrici a to jak z experimentálního hlediska, tak z hlediska výpočetní predikce iniciace příčných trhlinek v matrici, jejich hustoty a jejich vlivu na globální mechanické vlastnosti laminátu. První pokusné experimenty byly prováděny na C/E vzorcích v míjivém tahu a na stejných vzorcích v míjivém ohybu. Hlavní část práce se zabývá statickými a únavovými zkouškami vzorků ze skelného laminátu s epoxidovou matricí (E-glass/epoxy) v míjivém tahu, při kterých je monitorována nejen změna mechanické odezvy laminátu na zatížení, ale i módy a hustota poškození. Je ukázána analogie mezi postupným poškozováním laminátu při kvazi-statickém a cyklickém zatěžováním s konstantní amplitudou zatěžující síly. Je popsán způsob výpočetní predikce iniciace prvního poškození nejslabší vrstvy laminátu na úrovni vlákno-matrice a na úrovni vrstvy. Dále je popsána výpočetní predikce postupného poškozování při kvazi-statickém a cyklickém zatěžování, zejména predikce hustoty trhlinek v matrici a vliv těchto trhlinek na globální mechanické vlastnosti laminátu. Na základě provedené kritické rešerše současného stavu poznání bylo konstatováno, že nejslibnějším přístupem k modelování postupného poškozování u kompozitních materiálů je mikro-mechanický přístup, který umožňuje modelovat skutečný mód poškozování heterogenního materiálu a umožňuje zobecnění vstupních dat získaných experimentálně na jednoduchých vzorcích. To umožní redukci množství experimentů nutných k získání nezbytných vstupních experimentálních dat ve srovnání s empirickými přístupy. Mikro-mechanický přístup modelování byl dále doplněn o modelování skutečných módů poškozování na úrovni laminy.

Klíčová slova: kompozitní materiál, E-glass/epoxy, postupné poškozování, únavové poškozování, příčné trhlinky v matrici, módy poškozování, experimentální cyklické zatěžování, více-škálové modelování

Annotation

The dissertation deals with progressive damage of long-fibre composite material focusing on the formation of transverse matrix cracks both from the experimental point of view and in terms of computational prediction of transverse matrix cracking, its density and the impact on the global mechanical properties of the laminate. First tentative experiments were performed on the C/E specimens in repeated tension and repeated bending. The main part of the dissertation deals with the static and fatigue tests of E-glass/epoxy samples in repeated tension. Both mechanical properties degradation and progressive damage modes and damage density were monitored during testing. Analogies between the progressive damage and fatigue damage of the laminate are shown. First ply failure prediction is described on the constituent level (micro-level) and on the ply level. Numerical prediction of progressive damage and fatigue damage is described emphasising the prediction of transverse matrix cracks initiation and its density. The effect of transverse matrix cracks on the laminate mechanical properties is analysed. Based on the state of the art analysis it has been concluded that the most promising approach to predict progressive and fatigue damage of the laminate is the micro-mechanical approach. This approach simulates real damage mode of a heterogeneous material. This enables generalization of the experimental input data obtained employing simple specimens. This facilitates the reduction of the scope of experimental testing needed to obtain necessary input data compared to empirical methods. Micro-mechanical approach was supplemented by meso-mechanical approach, i.e. modelling real damage mode on the ply level.

Keywords: composite material, E-glass/epoxy, progressive damage, fatigue damage, transverse matrix cracking, damage modes, experimental fatigue testing, multi-level modelling

Obsah

Anotace	vi
Annotation	vii
Obsah	viii
Seznam obrázků	x
Seznam tabulek	xvi
Seznam použitého značení	xvii
Seznam zkratk	xix
1 Úvod	1
2 Cíle disertační práce	3
3 Teoretická východiska a současný stav problematiky	6
3.1 Statické porušení lamin	8
3.2 Progresivní poškození laminátů	11
3.3 Nedestruktivní zkoušení kompozitních materiálů	15
3.4 Současný stav problematiky v oblasti predikce postupného a únavového poškozování	17
3.5 Současný stav problematiky na Stanford University	26
3.5.1 Progresivní poškozování kompozitních materiálů	26
3.5.2 Únavové poškozování kompozitních materiálů	28
3.5.3 Mikro mechanické modelování poškození	29
3.5.4 Mikro mechanika porušení dlouhovláknových kompozitů	33
3.5.5 Predikce životnosti založená na mikro mechanickém modelování	35
4 Únava C/E laminátů a WFRP E-glass/epoxy laminátů	38
4.1 Namáhání míjivým tahem – C/E vzorky	38
4.2 Namáhání ohybem – C/E vzorky	39
4.2.1 Experimentální měření	40
4.2.2 Výsledky zkoušky	43
4.2.3 Diskuse výsledků provedených únavových zkoušek	44
4.3 Namáhání míjivým tahem – WFRP E-glass/epoxy	46
4.3.1 Popis experimentální zkoušky	47
5 Pracovní hypotézy a použité metody zkoumání	50

6	Progresivní a únavové poškození E-glass/epoxy laminátů	52
6.0	Obecně	52
6.1	Experimentální část	53
6.1.1	Uspořádání experimentálního měření	54
6.1.2	Zkušební materiál	59
6.1.3	Výsledky experimentálního měření – kvazi-statické zatěžování	62
6.1.4	Výsledky experimentálního měření – únavové poškození	68
6.2	Numerické modelování	80
6.2.1	První porušení nejslabší vrstvy na úrovni vlákno-matrice	82
6.2.2	První porušení nejslabší vrstvy na úrovni laminy – trhlinky v matrici	88
6.2.3	Postupné a únavové poškození – rozvoj trhlinek v matrici	91
6.2.4	Ostatní módy progresivního a únavového poškození	103
6.2.5	Závislost zbytkové tuhosti na hustotě příčných trhlinek v matrici	104
7	Přínosy disertační práce a doporučení pro další postup v bádání	114
8	Závěr	117
	Seznam použité literatury	120

Seznam obrázků

Obr. 1 Lamina (a), laminát (b)	- 6 -
Obr. 2 Mezní křivky pevnosti laminy podle kritéria τ_{\max} ve srovnání s kritériem Tsai-Wu (a). Analogické srovnání kritéria maximálního napětí s kritériem Tsai-Wu (b).....	- 10 -
Obr. 3 Analogie mezi poškozováním laminátů při kvazi-statickém zatěžování (modré symboly) a únavovým poškozováním (červené symboly).....	- 12 -
Obr. 4 Izolovaná trhlinka v homogenním materiálu - oceli (a), rozptýlené poškozování (trhlinky v matrici) v laminátu $[\pm 60]_s$ (b)	- 12 -
Obr. 5 Porovnání charakteru kumulace únavového poškozování u kompozitů a homogenních materiálů (kovů).....	- 13 -
Obr. 6 Mechanismy porušování vláknového kompozitu	- 13 -
Obr. 7 Fáze kumulace typického únavového poškozování (převzato z literatury [12]).....	- 14 -
Obr. 8 Souvislost poklesu normované tuhosti s kumulací poškozování.....	- 14 -
Obr. 9 Diagram únavové životnosti pro jednosměrový kompozit zatěžovaný ve směru vláken (pramen: [27]).....	- 20 -
Obr. 10 Filosofie mikro mechanického modelování (převzato z literatury [39])	- 25 -
Obr. 11 Koncept mikro mechanického modelování (zdroj: [41]).....	- 25 -
Obr. 12 Laminát zatížený deformací $\epsilon x' x'$ s hustotou trhlin $1/2l$ (a) Laminát zatížený deformací $\epsilon x' x'$ s hustotou trhlin $1/l$ (b). Obrázek je převzatý z literatury [43].....	- 27 -
Obr. 13 Názorné schéma dvojitého vetknutého nosníku (a), uspořádání experimentální zkoušky (b)	- 28 -
Obr. 14 Průběh kritické hodnoty míry uvolněné deformační energie G_{mc} v závislosti na délce delaminace	- 28 -
Obr. 15 Verifikační experimentální zkouška pro metodiku FPFA; uspořádání zkoušky (a) RTG detekování módů a hustoty poškozování (b).....	- 30 -
Obr. 16 Horní deformace při zátěžném cyklu pro vzorek s orientací vláken $[0_2/90_4/\pm 45/90]_s$. Červená křivka zobrazuje přímo data z tenzometrické růžice. Je patrné několikrát vynulování ústředny vždy, když byla zkouška přerušena. Modrá křivka představuje naměřenou deformaci včetně trvalé deformace. Žlutá křivka představuje naměřenou deformaci bez akumulované trvalé deformace, která může být použita jako měřítko tuhosti a tedy i poškozování.....	- 30 -
Obr. 17 Reálné náhodné rozmístění vláken (a), idealizovaný model (b), jednotková buňka (c). Převzato z literatury [41].....	- 31 -
Obr. 18 MKP model jednotkové buňky (a), napěťová odezva na jednotkové transversální napětí (b).....	- 33 -
Obr. 19 Schéma predikce životnosti pomocí propojení MMF a EOD: modrá pole označují vstupní data, žlutá pole označují výpočet MMF, zelená pole označují výpočty na mikroúrovni, červená výpočty na makroúrovni	- 37 -
Obr. 20 Tahové křivky pro C/E laminát	- 39 -
Obr. 21 Zkušební vzorky pro zatěžování míjivým tahem	- 39 -
Obr. 22 Schéma zatěžování zkušebních vzorků C/E laminátu (a) a měření ohybové tuhosti vzorků (b)	- 40 -
Obr. 23 Zkušební stroj pro únavové zkoušky C/E laminátu v ohybu.....	- 41 -
Obr. 24 Ustálená teplota v místě vetknutí zkušebních vzorků při cyklickém zatěžování	- 42 -

Obr. 25 Rozložení teploty po zahřátí zkušebních vzorků	- 42 -
Obr. 26 Průběhy poklesu normované tuhosti pro různé délky vzorků	- 43 -
Obr. 27 Detail poškození C/E vzorků po únavové zkoušce v ohybu. Porušení krajní vrstvy v místě vetknutí (a), delaminace krajní vrstvy u vetknutých vzorků (b)	- 44 -
Obr. 28 Rentgenový snímek poškození laminátu transversálními trhlinami ve vrstvě 90° (zdroj: [12]).....	- 45 -
Obr. 29 Tkaninové vzorky po tahové zkoušce. Porušení vzorků bez příložek (a), porušení vzorků s příložkami (b)	- 47 -
Obr. 30 Zkušební stroj použitý pro zkoušky tkaninových vzorků cyklickým tahem. Laminátový vzorek je světlý proužek	- 48 -
Obr. 31 Schéma měřicího řetězce únavové zkoušky WFRP laminátu. Převzato z literatury [7].	- 49 -
Obr. 32 Počet cyklů do porušení pro vzorky bez příložek (série A) a s příložkami (série B). Svislé úsečky znázorňují střední hodnotu deformace a amplitudu deformace. Obrázek převzatý z literatury [7].....	- 49 -
Obr. 33 Typická sekvence kvazi-statického a cyklického zatěžování a odpovídající poškození laminátu: <i>I.</i> kvazi-statické zatěžování bez poškození struktury laminátu, FPF je okamžik prvního poškození nejslabší vrstvy laminátu, <i>II.</i> statické zatěžování s probíhajícím postupným poškozováním, <i>III.</i> další statické zatěžování, dochází k saturaci poškození – CDS (Characteristic Damage State), <i>IV.</i> cyklické zatěžování doprovázené dalším nárůstem poškození	- 52 -
Obr. 34 Celkový pohled na zkušební sestavu.....	- 54 -
Obr. 35 Upnutí zkušebního vzorku do hydraulických čelistí stroje; snímek poškození laminátu pořízený mikrokamerou s 200 násobným zvětšením (jeden dílek měřítka představuje 0,5mm).....	- 55 -
Obr. 36 Měření poměrné deformace laminátového vzorku extenzometrem MTS; monitorování poškození vzorku mikro kamerou	- 55 -
Obr. 37 Detailní fotografie části vinutí nepoužitého tenzometru (a) a únavově porušeného vinutí tenzometru b). U porušeného tenzometru jsou patrné únavové trhliny v tištěném spoji.	- 56 -
Obr. 38 Záznam závislosti zatěžující síly a poměrné deformace na čase při cyklickém zatěžování (a), při statickém zatěžování (b).....	- 57 -
Obr. 39 Detailní fotografie vzorků se skladbou $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ v průběhu zatěžování (a) a po porušení vzorku (b).	- 58 -
Obr. 40 Snímky poškození vzorku pořízené mikrokamerou s 200 násobným zvětšením (a); laminát bez poškození (b); laminát s rozsáhlým vnitřním poškozením trhlinami v matrici ve vrstvách 90° a 45° (c). Jeden dílek na fotografiích odpovídá 0,5 mm.	- 58 -
Obr. 41 Mikroskop Nikon Eclipse LV100 a snímek vláken v okolí lomu vzorku $[\pm 30]_s$ pořízený tímto mikroskopem.....	- 59 -
Obr. 42 Výroba zkušebních vzorků. Struktura výztuhy (a) laminace desky (b).....	- 60 -
Obr. 43 Výroba zkušebních vzorků. Deska s příložkovými hliníkovými plechy ve vyrovnávacím přípravku (a), rozřezání desky včetně příložkových plechů na zkušební vzorky (b).....	- 60 -
Obr. 44 Nákres zkušebního vzorku včetně hliníkových příložek s úhlem sražení 90°.....	- 60 -

Obr. 45 Textura povrchu vzorku s obtisklým reliéfem separační fólie (a); vyhlazení povrchu vzorku dodatečnou tenkou vrstvou matrice (b). Na vzorcích jsou patrná zdrsňená místa připravená pro nalepení tenzometrů. Povrch vzorku po vyhlazení povrchové vrstvy (c).....	- 61 -
Obr. 46 Laminátové vzorky vybavené lineárními fóliovými tenzometry připravené ke zkoušení	- 61 -
Obr. 47 Tahový diagram pro vzorky $[\pm 60]_S$. Napětí v osové směru vzorku v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku.	- 62 -
Obr. 48 Snímky mikro poškození laminátu $[\pm 60]_S$ získané mikro kamerou v závislosti na osové deformaci ϵ_x . (a) $\epsilon_x = 0$, (b) $\epsilon_x = 0.0035$, (c) $\epsilon_x = 0.005$, (d) $\epsilon_x = 0.014$	- 63 -
Obr. 49 Nárůst hustoty příčných trhlinek v matrici v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku (hlavní osa grafu). Normovaný tečný modul pružnosti v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku (vedlejší osa grafu).....	- 63 -
Obr. 50 Tahový diagram pro vzorky $[\pm 30]_S$. Napětí v osové směru vzorku v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku.	- 64 -
Obr. 51 Snímky mikro poškození laminátu $[\pm 30]_S$ získané mikro kamerou v závislosti na osové deformaci ϵ_x . (a) $\epsilon_x = 0$, (b) $\epsilon_x = 0.02$	- 64 -
Obr. 52 Tahový diagram pro vzorky $[0]_B$. Napětí v osové směru vzorku v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku.	- 65 -
Obr. 53 Tahový diagram pro vzorky $[0/90_2/\pm 45/90]_S$. Napětí v osové směru vzorku v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku.	- 66 -
Obr. 54 Snímky mikro poškození laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_S$ získané mikro kamerou v závislosti na osové deformaci ϵ_x . (a) $\epsilon_x = 0$, (b) $\epsilon_x = 0.0035$, (c) $\epsilon_x = 0.005$ MPa, (d) $\epsilon_x = 0.014$	- 66 -
Obr. 55 Nárůst hustoty příčných trhlinek v matrici v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku (hlavní osa grafu) pro laminy s orientací 45° a 90° . Normovaný tečný modul pružnosti E laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_S$ (v grafu označeno jako L2) v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku (vedlejší osa grafu).	- 66 -
Obr. 56 Tahový diagram pro vzorky $[0_2/90_4]_S$. Napětí v osové směru vzorku v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku.	- 67 -
Obr. 57 Snímky mikro poškození laminátu $[0_2/90_4]_S$ získané mikro kamerou v závislosti na osové deformaci ϵ_x . (a) $\epsilon_x = 0$, (b) $\epsilon_x = 0.0028$, (c) $\epsilon_x = 0.005$ MPa, (d) $\epsilon_x = 0.014$	- 67 -
Obr. 58 Pokles normované tuhosti vzorků pro laminát $[\pm 60]_S$ pro vybrané úrovně zatěžování.	- 68 -
Obr. 59 Snímky mikropoškození laminátu $[\pm 60]_S$ získané mikro kamerou v závislosti na počtu zátěžných cyklů N pro horní napětí cyklu $70\% R_{mt}$ (a) $N = 0$, (b) $N = 1$, (c) $N = 40.000$, (d) $N = 100.000$	- 69 -
Obr. 60 Snímky vzorků laminátu $[\pm 60]_S$ v závislosti na počtu zátěžných cyklů N pro horní napětí cyklu $70\% R_{mt}$ a) $N = 1$, (b) $N = 80.000$, (c) finální porušení	- 69 -
Obr. 61 Nárůst hustoty trhlinek v matrici v závislosti na počtu zátěžných cyklů pro všechny úrovně zatěžování	- 70 -
Obr. 62 Pokles normované tuhosti vzorků v závislosti na rostoucí hustotě trhlinek v matrici horní napětí cyklu $70\% R_{mt}$	- 70 -
Obr. 63 Mikroskopické post mortem fotografie trhlin v matrici vzorku $[\pm 60]_S$ (a); vláken v okolí porušení vzorku při nejmenším zvětšení (b) a největší zvětšení mikroskopu (c).....	- 71 -

Obr. 64 Hustota trhlin v matrici v závislosti na horní osově deformaci cyklu při cyklickém zatěžování. Pro srovnání je uvedena závislost pro statické zatěžování.....	- 71 -
Obr. 65 Pokles normované tuhosti vzorků pro laminát $[\pm 30]_s$ pro všechny úrovně zatěžování.	- 72 -
Obr. 66 Snímky mikro poškození laminátu $[\pm 30]_s$ získané mikro kamerou v závislosti na počtu zátěžných cyklů pro horní napětí cyklu 58% R_{mt} a) $N = 0$, (b) $N = 1$, (c) $N = 40.000$, (d) $N = 80.000$. U laminátu $[\pm 30]_s$ nejsou patrné žádné trhlinky v matrici.	- 72 -
Obr. 67 Snímky vzorků laminátu $[\pm 30]_s$ v závislosti na počtu zátěžných cyklů pro horní napětí cyklu 58% R_{mt} $N = 1$ (a), $N = 80.000$ (b), finální porušení (c). Na snímku (b) je patrná počínající delaminace z volného okraje, která vede k finálnímu porušení.	- 73 -
Obr. 68 Mikroskopické snímky vláken v okolí porušení vzorku $[\pm 30]_s$ nejmenší zvětšení (a) největší zvětšení (b)	- 73 -
Obr. 69 Pokles normované tuhosti vzorků pro laminát $[0]_8$ pro všechny úrovně zatěžování.	- 74 -
Obr. 70 Snímky mikro poškození laminátu $[0]_8$ získané kamerou v závislosti na počtu zátěžných cyklů pro horní napětí cyklu 57% R_{mt} $N = 0$ (a), $N = 100.000$ (b), finální porušení (c). Na snímcích je patrná kontura separační fólie obtisklá do svrchní vrstvy matrice. Ani po 100.000 cyklech není patrné žádné mikro poškození.....	- 74 -
Obr. 71 Finální porušení vzorků $[0]_8$ po únavové zkoušce.....	- 75 -
Obr. 72 Mikroskopické fotografie vláken v okolí porušení vzorku $[0]_8$ nejmenší zvětšení (a) největší zvětšení (b)	- 75 -
Obr. 73 Pokles normované tuhosti vzorků pro laminát $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ pro všechny úrovně zatěžování.....	- 76 -
Obr. 74 Snímky mikropoškození laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ získané mikro kamerou v závislosti na počtu zátěžných cyklů N pro horní napětí cyklu 35% R_{mt} . Vzorky jsou pro lepší viditelnost podsvíceny kruhovou lampou, tvořící kruhový stín, který ne a) $N = 0$, (b) $N = 1$, (c) $N = 1000$, (d) $N = 10.000$, (e) $N = 60.000$, (f) $N = 100.000$ cyklů.	- 77 -
Obr. 75 Nárůst hustoty příčných trhlinek v matrici laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ v závislosti na počtu cyklů pro laminy s orientací 45° a 90° pro různé hladiny zatížení.	- 77 -
Obr. 76 Hustota trhlin v matrici v závislosti na horní osově deformaci zátěžného cyklu laminy při cyklickém zatěžování pro laminu s orientací 90° . Pro srovnání je uvedena závislost pro statické zatěžování.....	- 78 -
Obr. 77 Hustota trhlin v matrici v závislosti na horní osově deformaci zátěžného cyklu laminy ϵ_x při cyklickém zatěžování pro laminu s orientací 45° . Pro srovnání je uvedena závislost pro statické zatěžování.....	- 78 -
Obr. 78 Pokles normované tuhosti vzorků v závislosti na rostoucí hustotě trhlinek v matrici.....	- 79 -
Obr. 79 Ideové schéma modelování postupného poškození laminátu.....	- 81 -
Obr. 80 MKP model jednotkové buňky (a); okrajové podmínky pro podélný smyk aplikované na jednotkovou buňku (b). Fialovou barvou jsou znázorněny vazebné rovnice provazující posuvy uzlů na protilehlých plochách. Zelenou barvou jsou znázorněny vazebné rovnice provazující posuvy na ploše, kde je aplikovaná zatěžující síla. Ta je znázorněna červenými šipkami.....	- 83 -
Obr. 81 Smysl orientace souřadných systémů. Kartézský souřadný systém laminátu je označen O_{xy} , natočený souřadný systém jednotlivých vrstev je označen O_{LT}	- 84 -

Obr. 82 Algoritmus výpočtu pevnosti matrice $\sigma_m, HMHcr$ z experimentálních dat získaných na vzorcích s jednoduchou skladbou $[\pm 60]_s$. Zeleným rámováním jsou označeny operace na mikroúrovni (úroveň vlákno-matrice), modrým rámováním operace na mesoúrovni (úroveň laminy), červeně na úrovni laminátu.....	- 85 -
Obr. 83 Algoritmus výpočtu síly $N_x FPF$, tj. osově síly nutné k prvnímu porušení nejslabší vrstvy laminátu s obecnou orientací vrstev. Zeleným rámováním jsou označeny operace na mikroúrovni (úroveň vlákno-matrice), modrým rámováním operace na mesoúrovni (úroveň laminy), červeně na úrovni laminátu.....	- 86 -
Obr. 84 Hustota trhlinek v matrici v závislosti na horní osově deformaci zátěžného cyklu pro různé počty zátěžných cyklů pro laminu s orientací vláken 45°	- 89 -
Obr. 85 Hustota trhlinek v matrici v závislosti na horní osově deformaci zátěžného cyklu pro různé počty zátěžných cyklů pro laminu s orientací vláken 90°	- 89 -
Obr. 86 Rozložení redukovaného napětí v jednotkové buňce vlákno i matrice (a), zviditelněná pouze matrice (b), iniciace trhliny v matrici (modrá oblast) (c), postupné rozšíření trhliny vlivem redistribuce napětí (modrá oblast) (d).....	- 90 -
Obr. 87 Výpočtový model části laminy sestavený z několika RVE.....	- 90 -
Obr. 88 Redistribuce napětí v okolí buňky, kde dojde k prvnímu porušení matrice – vytvoření příčné trhliny v matrici. (a) matrice bez porušení (b) první porušení na RVE vede ke koncentraci napětí na sousedních RVE – trhlina se šíří i při konstantním napětí (c) příčná trhlina v matrici se vytvoří přes celou tloušťku laminy a zastaví se až na rozhraní vrstev.....	- 91 -
Obr. 89 Obecný laminát zatížený osovou silou, analyzovaná k-tá vrstva je zvýrazněna žlutě. V rovině k-té vrstvy působí deformace $\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_{xy}$	- 92 -
Obr. 90 Obecný laminát zatížený osovou deformací nebo napětím, analyzovaná k-tá vrstva je zvýrazněna žlutě, deformace ϵ_T, ϵ_L a ϵ_{LT} a jejich souřadný systém se vztahují ke k-té vrstvě.....	- 93 -
Obr. 91 Příčné trhlinky v matrici v k-té vrstvě zvýrazněné světle modrou barvou. (a) bez delaminace, (b) s počínající delaminací na čele příčných trhlín.....	- 93 -
Obr. 92 Periodický meso model k-té vrstvy orientované do 90° vůči zatížení (a), výpočetní MKP model (b), Výpočetní MKP model s aplikovanými periodickými okrajovými podmínkami (c).....	- 96 -
Obr. 93 Okrajové podmínky MKP modelu pro různé konfigurace trhlín. V levém sloupci je grafická interpretace modelu, v prostředním sloupci je vyobrazen MKP model a v pravém sloupci je rozložení napětí ve směru deformace ϵ_T . Zcela nahoře model k-té vrstvy bez trhlín (a), konfigurace s různou hustotou trhlín je na obrázkách (b) a (c).....	- 98 -
Obr. 94 Výpočetní simulace závislosti hustoty příčných trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 45° na osově deformaci ϵ_x vzorku laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ pro kvazi-statické zatěžování.....	- 99 -
Obr. 95 Výpočetní simulace závislosti hustoty příčných trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 45° na osově deformaci ϵ_x vzorku laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ pro cyklické zatěžování.....	- 100 -
Obr. 96 Výpočetní simulace závislosti hustoty příčných trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 60° na osově deformaci ϵ_x vzorku laminátu $[\pm 60]_s$ pro kvazi-statické zatěžování.....	- 101 -

Obr. 97 Výpočetní simulace závislosti hustoty příčných trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 60° na osově deformaci ε_x vzorku laminátu $[\pm 60]_s$ pro cyklické zatěžování	- 101 -
Obr. 98 Výpočetní simulace závislosti hustoty příčných trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 90° na osově deformaci ε_x vzorku laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ pro kvazi-statické zatěžování	- 102 -
Obr. 99 Výpočetní simulace závislosti hustoty příčných trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 90° na osově deformaci ε_x vzorku laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ pro cyklické zatěžování	- 103 -
Obr. 100 Ideové schéma algoritmu výpočtu poklesu tuhosti laminátu při kvazi-statickém a cyklickém zatěžování v závislosti na hustotě příčných trhlinek v matrici	- 105 -
Obr. 101 Periodický MKP meso model použitý pro výpočet degradované matice tuhosti k-té vrstvy v závislosti na hustotě trhlinek se znázorněným souřadným systémem prvků (a) a s aplikovanými okrajovými podmínkami (symetrie, periodičita, uchycení a zatížení) (b)	- 106 -
Obr. 102 Detailní vývojový diagram algoritmu pro výpočet deformace resp. tuhosti v závislosti na hladině zatížení resp. počtu cyklů	- 108 -
Obr. 103 Výpočetní simulace napětově deformační odezvy laminátu $[\pm 60]_s$ ve srovnání s experimentálním měřením	- 111 -
Obr. 104 Ukázka části výstupního souboru pro výpočetní simulaci napětově deformační odezvy laminátu $[\pm 60]_s$ včetně vysvětlivek (červeně)	- 111 -
Obr. 105 Výpočetní simulace napětově deformační odezvy laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ ve srovnání s experimentálním měřením	- 112 -
Obr. 106 Výpočetní simulace poklesu normované tuhosti laminátu v závislosti na počtu zátěžných cyklů na hladině zatěžování $\% R_{mt}$ pro laminát $[\pm 60]_s$ ve srovnání s experimentálními výsledky	- 112 -
Obr. 107 Výpočetní simulace poklesu normované tuhosti laminátu v závislosti na počtu zátěžných cyklů na hladině zatěžování $55\% R_{mt}$ pro laminát $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ ve srovnání s experimentálními výsledky	- 113 -

Seznam tabulek

Tabulka 1	Zbytkové pevnosti C/E laminátu po zatížení míjivým tahem	- 38 -
Tabulka 2	Elastické vlastnosti a pevnosti materiálu PANEX.....	- 40 -
Tabulka 3	Výsledky tahové zkoušky vzorků tkaninového laminátu E-glass/epoxy WFRP ..	- 48 -
Tabulka 4	Přehled experimentálního programu	- 53 -
Tabulka 5	Průměrné statické pevnosti laminátových vzorků odpovídající prvnímu porušení nejslabší vrstvy (FPF), finálnímu porušení celého vzorku (LPF) a průměrné podélné tuhosti vzorků odpovídající prvnímu porušení nejslabší vrstvy (FPF), finálnímu porušení celého vzorku (LPF).....	- 68 -
Tabulka 6	Shrnutí vstupů a cílových výstupů pro jednotlivé fáze analýzy	- 81 -
Tabulka 7	Mechanické vlastnosti jednotlivých složek kompozitu– vlákna a matrice.....	- 82 -
Tabulka 8	Okrajové podmínky aplikované na jednotkovou buňku (z literatury [49]).....	- 82 -
Tabulka 9	Výsledky mikromechanické analýzy pro laminát $[\pm 60]_s$ zatížený osovou silou $N_x = 596 \text{ N}$	- 87 -
Tabulka 10	Rozložení napětí v RVE, vypočítané hodnoty osové deformace vzorků při FPF pro laminy s orientací $0^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ a 90°	- 88 -
Tabulka 11	Hustota deformační energie pro různé hustoty trhlin	- 95 -
Tabulka 12	Vlastnosti ortotropního materiálu přiřazené všem prvkům mesomodelu.....	- 97 -

Seznam použitého značení

$\sigma_{ij}, \boldsymbol{\sigma}$	[MPa]	tenzor napětí
$\varepsilon_{kl}, \boldsymbol{\varepsilon}$	[-]	tenzor deformace
Q_{ijkl}, \boldsymbol{Q}	[MPa]	tenzor tuhosti, matice tuhosti
$\boldsymbol{Q}_{LT}, \boldsymbol{Q}_{xy}$	[MPa]	matice osové tuhosti, matice mimoosové tuhosti
S_{ijkl}, \boldsymbol{S}	[1/MPa]	tenzor poddajnosti, matice poddajnosti
$\boldsymbol{S}_{LT}, \boldsymbol{S}_{xy}$	[MPa]	matice osové poddajnosti, matice mimoosové poddajnosti
E_L, E_T	[MPa]	modul pružnosti laminy v tahu ve směru L resp. T
G_{LT}	[MPa]	modul pružnosti laminy ve smyku
μ_{LT}, μ_{TL}	[-]	Poissonovo číslo laminy LT, TL
\boldsymbol{T}	[-]	transformační matice
$N_{x,y,xy}$	[N/m]	vnější zatěžující síla laminátové desky na jednotku délky ve směrech x, y, xy
$M_{x,y,xy}$	[N]	vnější zatěžující moment laminátové desky na jednotku délky ve směrech x, y, xy
$\boldsymbol{\varepsilon}^0$	[-]	vektor deformace střední roviny laminátové desky
\boldsymbol{k}	[1/m]	vektor křivostí laminátové desky
\boldsymbol{A}	[N/m]	matice tahové tuhosti
\boldsymbol{B}	[N]	matice vazební tuhosti
\boldsymbol{D}	[Nm]	matice ohybové tuhosti
h	[mm]	souřadnice ve směru tloušťky laminátu
X	[MPa]	pevnost laminy ve směru L při statickém porušení
Y	[MPa]	pevnost laminy ve směru T při statickém porušení
S	[MPa]	smyková pevnost laminy při statickém porušení
R	[-]	součinitel nesouměrnosti cyklu
σ_a	[MPa]	amplituda napětí
σ_m	[MPa]	střední napětí kmitu
σ_{max}	[MPa]	horní napětí kmitu
σ_{min}	[MPa]	dolní napětí kmitu
N	[-]	počet zátěžných cyklů
N_f	[-]	počet cyklů do porušení
D	[-]	parametr poškození
E_0	[MPa]	počáteční hodnota modulu pružnosti v tahu
E	[MPa]	aktuální hodnota modulu pružnosti v tahu
U	[J]	deformační energie
G_m	[J/m ²]	míra uvolněné deformační energie SERR (z anglického Strain Energy Release Rate)
G_{mc}	[J/m ²]	kritická hodnota míry uvolněné deformační energie SERR
K	[MPa.m ^{1/2}]	součinitel intenzity napětí (mód I)
K_c	[MPa.m ^{1/2}]	lomová houževnatost (mód I)
R_{mt}	[MPa]	mez pevnosti laminátu v tahu
V_f	[-]	objemový podíl vláken
r_f	[μm]	poloměr vlákna
ϑ	[°]	úhel sklonu vláken v lamině vůči ose zatěžování
E_f	[MPa]	modul pružnosti vlákna
E_m	[MPa]	modul pružnosti matrice
μ_f	[-]	Poissonovo číslo materiálu vlákna
μ_m	[-]	Poissonovo číslo materiálu matrice

$\sigma_{m,HMH}$	[MPa]	redukováno napětí podle von Misesa v matrici
$\sigma_{m,HMH}^{cr}$	[MPa]	kritická hodnota redukováného napětí v matrici – pevnost matrice
N_x	[N/m]	osová síla zatěžující laminátový vzorek
N_x^{FPF}	[N]	osová síla zatěžující laminátový vzorek odpovídající FPF
ε_x^{FPF}	[-]	osová deformace náležící prvnímu porušení nejslabší vrstvy
σ_x^{FPF}	[MPa]	osové napětí náležící prvnímu porušení nejslabší vrstvy
h_k	[mm]	tloušťka k-té vrstvy laminátu
Oxy	[-]	globální kartézský souřadnicový systém laminátu, osa x je osa zatížení
O _{LT}	[-]	kartézský souřadnicový systém laminy, osa L je osa vláken
n	[-]	počet vrstev laminátu
d	[-]	degradační funkce lomově mechanických vlastností matrice
ρ_{cr}	[1/mm]	hustota příčných trhlinek v matrici
τ	[MPa]	smykové napětí
t	[s]	čas
T	[°C]	teplota
X_{ij}	[MPa]	pevnost ve směru ij
T	[MPa]	pevnost složky kompozitu v tahu (vlákna/matrice)
C	[MPa]	pevnost složky kompozitu v tlaku (vlákna/matrice)

Seznam použitého indexování

L	směr vláken
T	směr kolmo na vlákna v rovině laminy
T'	směr kolmo na vlákna a kolmo na rovinu laminy
LT	směr působení smykového napětí nebo smykové deformace v rovině
laminy	
I,II,III	mód porušení normálový, smykový a stříh
a	amplituda
f	vlákno
m	matrice
HMH	víceosá napjatost převedena na ekvivalentní jednoosou pomocí von Misesovy teorie
n	normálový směr
t	tangenciální směr
x	axiální směr

Seznam zkratek

FPF	první porušení nejslabší vrstvy laminátu (z anglického First Ply Failure)
LPF	porušení poslední vrstvy laminátu (z anglického Last Ply Failure); materiál ztrácí schopnost přenášet požadované zatížení
KLT	klasická laminátová teorie
CDS	charakteristický stav poškození (z anglického Characteristic Damage State)
NDT	nedestruktivní zkoušení (z anglického Non-destructive testing)
SHM	monitorování stavu konstrukce v reálném čase (z anglického Structural Health Monitoring)
CFRP	kompozitní materiál vyztužený uhlíkovým vláknem (z anglického Carbon Fiber Reinforced Plastic)
GFRP	kompozitní materiál vyztužený skelným vláknem (z anglického Glassfibre Reinforced Plastic)
WFRP	tkaninový laminát (z anglického Woven Fiber Reinforced Plastic)
CLD	diagram konstantní životnosti (z anglického Constant Life Diagram)
C/E	laminát s karbonovým vláknem a epoxidovou matricí (z anglického Carbon/Epoxy)
E-glass/epoxy	laminát se skelným vláknem (E-sklo) a polymerní epoxidovou matricí
MMF	mikro mechanika porušení (z anglického Micro Mechanics of Failure)
RUC	opakující se jednotková buňka (z anglického Repeated Unit Cell)
RVE	reprezentativní elementární objem (z anglického Representative Volume Element)
SERR	míra uvolněné deformační energie (z anglického Strain Energy Release Rate)
FPFA	metodika výpočetní simulace postupného poškozování při cyklickém zatěžování (Fatigue Progressive Failure Analysis)
APDL	Ansys Parametric Design Language

Úvod

Kompozitní materiály jsou v současné době využívány v širokém spektru aplikací, jako jsou součásti pro automobilový průmysl, části výrobních strojů a zařízení nebo části větrných elektráren. Aplikaci špičkových materiálů vyžaduje také moderní letecký a kosmický průmysl. Obecnou výhodou kompozitních materiálů je vynikající poměr jejich pevnosti a tuhosti k hustotě a dobré únavové vlastnosti. Další předností je možnost ovlivnit výsledné mechanické vlastnosti kompozitního materiálu volbou typu matrice a vyztužujícího materiálu a jeho orientací. Je tedy možné vytvořit specifický materiál pro konkrétní aplikaci. To s sebou přináší nutnost používat pro dimenzování a predikci poškození součástí z kompozitních materiálů takové nástroje, které jsou schopny zohlednit celou škálu typů materiálů matrice, druhů výztuhy, úhlů orientace vláken, skladeb vrstev, typů a druhů zatížení, vlivů prostředí, atd.

Jak je známo, většina strojních součástí je během provozu vystavena dynamickému namáhání. Nestačí proto tyto části posuzovat z hlediska statické únosnosti. Pro dynamicky namáhané konstrukce jsou rozhodující amplitudy namáhání a počet cyklů (doba) v provozu během plánované životnosti. Ne jinak je tomu u moderních kompozitních konstrukcí. Je proto třeba zabývat se vlastnostmi kompozitních materiálů při dlouhodobém cyklickém zatěžování a vytvořit nástroje, pomocí nichž bude možné únavové poškození posoudit a předpovědět.

Při poškozování kompozitních materiálů se na rozdíl od kovů uplatňuje více složek materiálu (např. vlákno a matrice) a poruchy, které se vyskytují na rozhraní těchto fází. Dochází k přerozdělování napětí uvnitř materiálu během procesu poškozování a tím se poruchy jednotlivých fází a jejich rozhraní navzájem ovlivňují. K postupnému rozvoji poškození navíc dochází u kompozitních materiálů i při statickém zatěžování. Proces posouzení únavového postupného poškozování je proto podstatně složitější než u kovových materiálů, protože všechny výše uvedené faktory musí být brány v potaz. Aplikace doposud existujících nástrojů pro posouzení únavového a postupného poškozování kompozitních materiálů je zpravidla vhodná jen pro omezenou třídu problémů. I přesto jsou obvykle tyto nástroje založeny na rozsáhlém a nákladném experimentálním měření. Proto je třeba se tímto problémem zabývat, aby mohly být vytvořeny nástroje pro predikci postupného a únavového poškození, jejichž použitelnost by nebyla podmíněna rozsáhlými a nákladnými experimenty.

Na rozdíl od konvenčních homogenních materiálů, jako je například ocel, kde se únavové poškození typicky projeví vznikem a šířením izolované trhliny z místa koncentrace napětí, je poškození kompozitu rozprostřeno do většího objemu materiálu. Poškození kompozitních materiálů nastává nejen u cyklicky zatěžovaných součástí, ale i u staticky zatěžovaných konstrukcí a to i při relativně nízkém zatížení. Toto poškození se typicky projeví změnou mechanických vlastností materiálu. Ke změně mechanických vlastností kompozitu dále přispívá změna mechanických vlastností jednotlivých konstituentů vlivem „stárnutí“. Ačkoliv jednotlivé složky kompozitu mohou utrpět poměrně závažné poškození, poškozená složka kompozitu může být z hlediska silového

přenosu nahrazena ostatními složkami, případně může být šíření únavové trhliny zastaveno na rozhraní složek kompozitu. Toto je velká výhoda kompozitních materiálů v oblasti únavového chování. Díky výše popsanému charakteru únavového poškození jsou kompozitní materiály odolnější vůči únavovému poškození než konvenční materiály. Říkáme, že jsou *'damage tolerant'*. To znamená, že součást může plnit svoji původní funkci i přesto, že je již *'částečně poškozena'*. Její životnost nekončí výskytem první únavové vady, ale až překročením kritické hranice poškození, které se kumuluje i v průběhu návrhové životnosti. Proto je klíčové mít výpočetní nástroje k predikci postupného rozvoje poškození způsobeného ať již zvyšujícím se zatížením v případě kvazi-statického zatěžování nebo rostoucím počtem cyklů v případě únavového zatěžování. V této práci bude pro výše uvedené případy použito termínů posupné poškození resp. únavové poškození.

Díky velkému množství proměnných (druh matrice, typ a materiál výztuhy, orientace vláken, skladba vrstev, typ a druh zatížení, vlivy prostředí atd.) nelze vyvodit obecně platné závěry z experimentálního výzkumu. Pro každý jednotlivý konkrétní případ by bylo nutno provést speciální experimentální měření, což je u únavového zkoušení velmi nákladné a vzhledem k velkému množství parametrů často téměř neproveditelné. Proto je třeba vyvinout výpočetní nástroje, jejichž vstupy jsou výsledky experimentálního měření na jednoduchých zkušebních vzorcích.

Cíle disertační práce

Na rozdíl od konvenčních homogenních konstrukčních materiálů se při postupném a únavovém poškození kompozitních materiálů uplatňuje mnoho mechanismů a módů poškození a následně porušení. To je dáno tím, že dochází k poškození jednotlivých složek kompozitu, jejich rozhraní, rozhraní vrstev, a k vzájemné interakci těchto dějů.

Předkládaná práce se zabývá postupným a únavovým poškozením dlouhovláknových vrstvených kompozitů – laminátů. Jak je popsáno v kap. 3, u laminátů zpravidla dochází k poškození vnitřní struktury již při relativně malých napětích nebo již na začátku únavového poškození. Jedná se zejména o tvorbu trhlinek v matrici a další módy poškození. Takové poškození nazýváme mikro poškození. V souladu s přístupem *'damage tolerance'* laminát splňuje funkční požadavky po většinu doby životnosti i s tímto poškozením. Příčinou ztráty schopnosti přenášet požadované zatížení ale zpravidla bývá vzájemné oddělování vrstev laminátu – delaminace. Případná funkční porucha však může nastat i v důsledku změn mechanických vlastností laminátu, zejména tuhosti, jejichž příčinou je právě postupný rozvoj mikro poškození.

Práce se zabývá právě změnou tuhosti u laminátů, která je způsobena postupným rozvojem mikro poškození, zejména tvorbou mikro trhlinek v matrici. Ty jsou považovány za hlavní příčinu vzniku delaminace a mohou navíc umožnit vnikání korozních činitelů do kompozitu a zapříčinit jeho stárnutí.

Na základě klasické laminátové teorie a kritérií pro statické porušení lamin lze relativně snadno předpovědět první porušení nejslabší vrstvy laminátu [1]. V této práci bude pro první porušení nejslabší vrstvy laminátu používána zkratka FPF (z anglického First Ply Failure). Po porušení první nejslabší vrstvy laminátu však dochází k přerozdělení napětí v důsledku vzniklého poškození a existující kritéria pro statickou pevnost již nemohou být použita, protože přerozdělení napětí vlivem postupného porušování nezohledňují. Vzhledem k tomu, že k porušení první vrstvy může dojít již při relativně malých zatíženích (například již kolem 30 - 40% statické meze pevnosti v prvním cyklu), je nutné v praxi připustit možnost kumulace mikro poškození uvnitř laminátu i při běžném provozu konstrukcí. Je proto nezbytné umět výpočetně předpovědět rozvoj tahového poškození a jeho vliv na mechanické vlastnosti konstrukce. Za mezní stav pevnosti u kompozitních materiálů tedy nebude považováno první porušení nejslabší vrstvy laminátu, ale porušení poslední vrstvy laminátu, po kterém materiál ztratí schopnost přenášet požadované zatížení. Pro porušení poslední vrstvy laminátu bude v této práci použita zkratka LPF (z anglického Last Ply Failure).

Disertační práce se zaměřuje na dlouhovláknové vrstvené lamináty, zejména na materiál E-glass/expoxy. Výztuhu tohoto laminátu tvoří skelné vlákno typu E-glass, které je zalito v termosetické polymerové epoxydové matrici. Cílem práce je

- a. vypracovat kritickou rešerši současného stavu problematiky v oblasti experimentálního a výpočetního posuzování postupného a únavového poškození dlouhovláknových vrstvených laminátů,
- b. na základě kritické rešerše a zkušeností z únavových zkoušek prováděných autorem na pracovišti Katedry mechaniky ZČU [3], [4], [5], [6] a zkušeností z únavových zkoušek prováděných na pracovišti VZLÚ, Praha [7] navrhnout postup výpočetní simulace vývoje postupného a únavového poškození dlouhovláknových laminátů a způsob experimentálního získání vstupních materiálových dat,
- c. provést statické a únavové zkoušky laminátových vzorků z materiálu E-glass/epoxy s různými orientacemi vláken a skladbami laminátu s cílem získat napěťově deformační odezvu při kvazi-statickém zatěžování a závislost zbytkové tuhosti laminátových vzorků na počtu zátěžných cyklů na dané hladině zatížení při měkkém cyklickém zatěžování,
- d. při experimentálním zkoušení sledovat módy poškození laminátových vzorků (poškození na úrovni vrstvy) a toto poškození korelovat s hodnotou deformace vzorku a jeho aktuální tuhostí vyjádřenou tečným modulem v případě kvazi-statického zatěžování a s počtem zátěžných cyklů, hladinou zatěžování a zbytkovou tuhostí v případě cyklického zatěžování,
- e. na základě experimentálně zjištěných módů poškození navrhnout způsob výpočetní simulace poškození laminátu na úrovni vrstvy a rozvoje postupného a únavového poškození se zaměřením na trhlinky v matici jako jednu z hlavních příčin iniciace delaminace,
- f. výpočetně simulovat vliv trhlinek na okamžitou tuhost laminátu vyjádřenou tečným modulem v případě kvazi-statického zatěžování a zbytkovou tuhost laminátu v případě cyklického zatěžování.

Na základě kritické rešerše literatury v oblasti posuzování a předpovědi postupného a únavového poškození kompozitních materiálů a změny jejich mechanických vlastností při cyklickém zatěžování bylo zjištěno, že dosavadní přístupy vychází buď z tradičních metod hodnocení únavy homogenních materiálů, které neberou v úvahu skutečný mechanismus porušení, nebo jde o metody, založené na experimentálních zkouškách konkrétního materiálu s danou orientací vláken a daným vrstvením. Takové metody jsou však použitelné jen pro materiál s danou konkrétní orientací vláken a jejich použití je tak velmi omezené.

Předkládaný způsob výpočetní simulace postupného rozvoje poškození je založen na skutečných mechanismech poškození na úrovni vlákno – matrice (v této práci ji nazýváme „mikro úroveň“), přerozdělování napětí a postupném poškození na úrovni vrstvy laminátu – laminy (v této práci ji nazýváme „meso úroveň“) a na vlivu tohoto poškození na globální mechanické vlastnosti laminátu, zejména na jeho tuhost (tuto úroveň nazýváme „makro úroveň“). Jedná se tedy o více-škálovou analýzu, kdy je hlavním výstupem je predikce mikro poškození laminátu a vlivu tohoto poškození na globální mechanické vlastnosti laminátu.

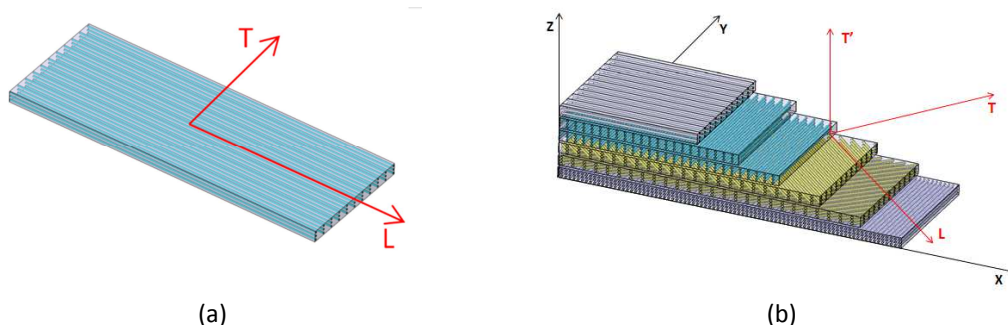
Disertační práce byla zpracována za předpokladu platnosti následujících předpokladů a omezení:

- a. pro odvození způsobu výpočetní simulace rozvoje poškození byl použit dlouhovláknový laminát s orientovanými vlákny z materiálu E-glass/epoxy,
- b. předpokládáme symetrickou skladbu laminátu,
- c. předpokládáme namáhání laminátu tahem resp. míjivým tahem s konstantní amplitudou zatěžující síly,
- d. z možných módů poškození jsou uvažovány pouze trhlinky v matici a rozptýlené porušení vláken; případnou iniciaci a šíření mezilaminární poruchy, např. delaminace je nutné řešit jiným postupem, například pomocí metod lomové mechaniky nebo kohezních elementů,
- e. všechny únavové zkoušky byly prováděny za pokojové teploty a normální vlhkosti, proto ani při výpočetní simulaci není uvažováno ovlivnění teplotou, vlhkostí, ani jinými degračními vlivy.

Disertační práce se zabývá počátečními fázemi poškozování, tj. prvním poškozením nejslabší vrstvy a následnou fází stabilního rozvoje poškození s důrazem na tvorbu trhlinek v matici. Nestabilní šíření mezilaminárních poruch a finální porušení laminátu není předmětem disertační práce. Výzkum se nezaměřoval na problematiku mezních stavů jako je např. vliv únavového zatěžování na zbytkovou pevnost, ale na problematiku změny mechanických vlastností, zejména tuhosti laminátu, vlivem kvazi-statického a cyklického zatěžování.

Teoretická východiska a současný stav problematiky

Obecně se kompozitní materiál neboli kompozit skládá ze dvou nebo více fází s rozdílnými mechanickými vlastnostmi. Tyto fáze nazýváme konstituenty nebo složky kompozitního materiálu. Předkládaná práce se zabývá vrstvenými kompozitními materiály s epoxydovou maticí, která je vyztužena dlouhými orientovanými vlákny. Vrstva kompozitu, která má jednu orientaci vláken se nazývá lamina [1], [2] – viz Obr. 1 (a). Směr vláken je označován dolním indexem L a směr kolmo na vlákna v rovině laminy je označován indexem T . Směr kolmo na vlákna a kolmo na rovinu laminy je označován indexem T' . Smykové napětí nebo deformace v rovině laminy jsou označovány dolním indexem LT . Složením více lamin vznikne laminát – Obr. 1 (b).



Obr. 1 Lamina (a), laminát (b)

Vztah mezi napětím a deformací u anizotropního tělesa je obecně definován rovnicí (1), kde tenzor tuhosti Q_{ijkl} má 81 prvků. Vzhledem k platnosti zákona o sdružených smykových napětích a k symetrii tenzoru tuhosti má Q_{ijkl} 21 nezávislých prvků. Lamina má tři na sebe kolmé roviny symetrie elastických vlastností, říkáme, že je ortotropní. Tenzor tuhosti ortotropního materiálu má devět nezávislých prvků. Vzhledem k tomu, že mechanické vlastnosti laminy ve směru T a T' jsou shodné, lze vztah mezi napětím a deformací u laminy popsat rovnicí (2) v souřadném systému O_{LT} a rovnicí (3) v obecném souřadném systému O_{xy} , který je odkloněn o úhel θ vzhledem k souřadnému systému O_{LT} [1], [2]. Matici tuhosti Q_{LT} lze rozepsat pomocí modulů pružnosti a Poissonových čísel ve směrech L, T a LT podle vztahu (4). Matice tuhosti Q_{LT} může být transformována do natočených souřadnic pomocí vztahu (5).

$$\sigma_{ij} = Q_{ijkl} \varepsilon_{kl} \quad (1)$$

$$\sigma_{LT} = \begin{bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \sigma_{LT} \end{bmatrix} = Q_{LT} \varepsilon_{LT} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \varepsilon_{LT} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\sigma_{xy} = \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} = Q_{xy} \varepsilon_{xy} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} \\ Q_{12} & Q_{22} & Q_{23} \\ Q_{13} & Q_{23} & Q_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{bmatrix} \quad (3)$$

Vztahy (1) - (5) platí na úrovni laminy a definují vztah mezi napětím a deformací u laminy. Lamina je ale zpravidla součástí laminátu a je žádoucí definovat vztah mezi

vnějším zatížením laminátové desky a napětím a deformací lamin. Takový nástroj poskytuje klasická laminátová teorie (KLT). Předpoklady klasické laminátové teorie jsou [1]:

- laminy jsou ortotropní a kvazi-izotropní
- tloušťka laminy je ve srovnání se šířkou a délkou velmi malá
- posunutí bodů ve všech směrech jsou malá, platí rovnice (1) - (5)
- posunutí v laminátu mezi vrstvami jsou spojitá
- řezy laminátu po deformaci jsou rovinné
- deformace i napětí v příčném směru jsou zanedbána

$$\sigma_{LT} = Q_{LT} \varepsilon_{LT} = \begin{bmatrix} \frac{E_L}{1-\mu_{LT}\mu_{TL}} & \frac{\mu_{LT}E_T}{1-\mu_{LT}\mu_{TL}} & 0 \\ \frac{\mu_{TL}E_L}{1-\mu_{LT}\mu_{TL}} & \frac{E_T}{1-\mu_{LT}\mu_{TL}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{LT} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \varepsilon_{LT} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$Q_{xy} = T_\sigma Q_{LT} T_\varepsilon^{-1} \quad (2)$$

$$T_\sigma = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & -2\sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & 2\sin\theta\cos\theta \\ \sin\theta\cos\theta & -\sin\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{bmatrix}$$

$$T_\varepsilon = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & -\sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & \sin\theta\cos\theta \\ 2\sin\theta\cos\theta & -2\sin\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{bmatrix}$$

Deformace laminátové desky, která je namáhána výslednicemi sil N a výslednicemi momentů M je součtem deformace střední roviny desky ε^0 a deformace vlivem zakřivení desky k (6), kde z je souřadnice ve směru tloušťky laminátu. Pro výslednice sil N a momentů M působících na laminátovou desku platí vztahy (7), kde index k označuje číslo vrstvy laminátu. Napětí v rovnicích (7) lze rozepsat pomocí matic tuhosti k -té vrstvy Q_k (8). Násobením integrálů s prvky matice Q_k a po provedení sumace přes celou tloušťku laminátu dostáváme rovnici (9), kde

A je matice tahové tuhosti,

B je matice vazební tuhosti,

D je matice ohybové tuhosti.

$$\varepsilon = \varepsilon^0 + kz \quad (3)$$

$$N = \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} dz \quad (4)$$

$$M = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \sum_{k=1}^n \int_{h_{k-1}}^{h_k} \begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{bmatrix} z dz$$

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \left[\sum_{k=1}^n \mathbf{Q}_k \int_{h_{k-1}}^{h_k} dz \right] \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} + \left[\sum_{k=1}^n \mathbf{Q}_k \int_{h_{k-1}}^{h_k} z dz \right] \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \left[\sum_{k=1}^n \mathbf{Q}_k \int_{h_{k-1}}^{h_k} z dz \right] \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \end{bmatrix} + \left[\sum_{k=1}^n \mathbf{Q}_k \int_{h_{k-1}}^{h_k} z^2 dz \right] \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \mathbf{N} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{B} & \mathbf{D} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}^0 \\ \mathbf{k} \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (Q_{ij})_k (h_k - h_{k-1})$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n (Q_{ij})_k (h_k^2 - h_{k-1}^2)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n (Q_{ij})_k (h_k^3 - h_{k-1}^3)$$

3.1 Statické porušení lamin

Pomocí výše uvedených konstitutivních vztahů a klasické laminátové teorie lze ze zadaného vnějšího zatížení laminátové desky vypočítat deformaci resp. napětí v jednotlivých laminách. Je nezbytné poznamenat, že předpoklady platnosti klasické laminátové teorie platí pouze do okamžiku prvního porušení laminy (FPF). To znamená, že níže uvedená kritéria statického porušení lamin lze použít pouze do porušení vrstvy laminátu s nejnižší únosností. To v praxi velice limituje použitelnost takových kritérií, protože u laminátů může nastat první porušení již při relativně malém zatížení a často nemusí limitovat funkčnost součásti a nemusí omezovat její únosnost.

Pevnost u kvazi-statického namáhání konvenčních materiálů se posuzuje srovnáním napětí s hodnotou smluvní meze pevnosti. Tato hodnota je zjišťována experimentálně při jednoosé napjatosti. Pokud se v posuzované součásti vyskytuje víceosá napjatost, existují teorie, podle kterých se víceosá napjatost převede na ekvivalentní jednoosou napjatost. Tu pak lze porovnat se smluvní mezí pevnosti. Nejvíce rozšířené jsou von Misesova nebo Trescova teorie (známá též jako τ_{max}). U lamin je díky jejich anisotropii stav napjatosti komplexní i při jednoosém zatížení. Proto není možné definovat 'jednoosou pevnost materiálu', ale je nutno definovat poškozující kritérium. Statická poškozující kritéria jsou u vláknových laminátů definována pro laminu a lze je dohledat v základní literatuře [1], [2]. Obecně lze statické kritérium pevnosti pro laminu zapsat ve tvaru (10):

$$F_a = F_a \left(\frac{\sigma_{ij}}{X_{ij}} \right), i, j = L, T, T', \quad (7)$$

kde σ_{ij} je napětí, X_{ij} jsou pevnosti v příslušných směrech, F_a leží mezi 0 a 1. Pokud $F_a=1$, dojde k porušení materiálu. Označme dále pevnost po směru vláken X , pevnost

ve směru kolmém na vlákna Y a smykovou pevnost S . Indexy L a T necht' označují směr vláken resp. směr kolmý na vlákna. Předpokládejme rovinnou napjatost.

i) Kritérium maximálního napětí

Kritérium maximálního napětí ani kritérium maximální poměrné deformace nejsou interaktivní kritéria. To znamená, že složky napětí resp. deformace i jejich kritické hodnoty, tj. pevnosti resp. tažnosti, jsou vzájemně nezávislé. O porušení laminy rozhoduje poměr napětí resp. deformace a jejich kritické hodnoty (11), (12).

$$F_a = \max \left\{ \frac{\sigma_L}{X}, \frac{\sigma_T}{Y}, \frac{\tau_{LT}}{S} \right\} \quad (8)$$

ii) Kritérium maximální poměrné deformace

$$\begin{aligned} \varepsilon_L &< \frac{X}{E_L} \\ \varepsilon_T &< \frac{Y}{E_T} \\ \gamma_{LT} &< \frac{S}{G_{LT}} \end{aligned} \quad (9)$$

iii) Tsai-Hillovo kritérium pevnosti

Na rozdíl od předchozích dvou kritérií Tsai-Hillovo kritérium zavádí vazbu mezi složkami napětí. Různé složky napětí jsou provázány jedním vztahem (13):

$$F_a = \frac{\sigma_L^2}{X^2} - \frac{\sigma_L \sigma_T}{X^2} + \frac{\sigma_T^2}{Y^2} + \frac{\tau_{LT}^2}{S^2} \quad (10)$$

Toto kritérium vykazuje poměrně dobrou shodu s experimentem, nerozlišuje ale pevnost v tahu a tlaku.

iv) Hoffmanovo kritérium pevnosti

Hoffman zobecnil Tsai-Hillovo kritérium tak, že zavedl rozdílné chování materiálů u v tahu a v tlaku. Index C necht' označuje tlak, index T tah. Pak

$$F_a = \frac{\sigma_L^2}{X_C X_T} + \frac{\sigma_T^2}{Y_C Y_T} - \frac{\sigma_L \sigma_T}{X_C X_T} + \frac{X_C - X_T}{X_C X_T} \sigma_L + \frac{Y_C - Y_T}{Y_C Y_T} \sigma_T + \frac{\tau_{LT}^2}{S^2} \quad (11)$$

v) Tsai-Wu kritérium

Tsai-Wu kritérium je pokusem o vytvoření obecné teorie porušení anizotropních materiálů. Tsai a Wu navrhli kritérium ve tvaru polynomu:

$$F_a = f_i \sigma_i + f_{ij} \sigma_i \sigma_j, \quad i, j = 1, 2, \dots, 6, \quad (12)$$

kde f_i , f_{ij} jsou tenzory pevnosti prvního a druhého řádu. Za předpokladu rovinné napjatosti pak lze psát

$$F_a = \left(\frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C} \right) \sigma_L + \left(\frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C} \right) \sigma_T + \frac{\sigma_L^2}{X_C X_T} + \frac{\sigma_T^2}{Y_C Y_T} + \frac{\tau_{LT}^2}{S^2} + 2f_{LT}^* \frac{\sigma_L \sigma_T}{X_C X_T}, \quad (13)$$

kde f_{12}^* je vazební koeficient, který lze dohledat v literatuře [1]. Jedná se o empirický koeficient.

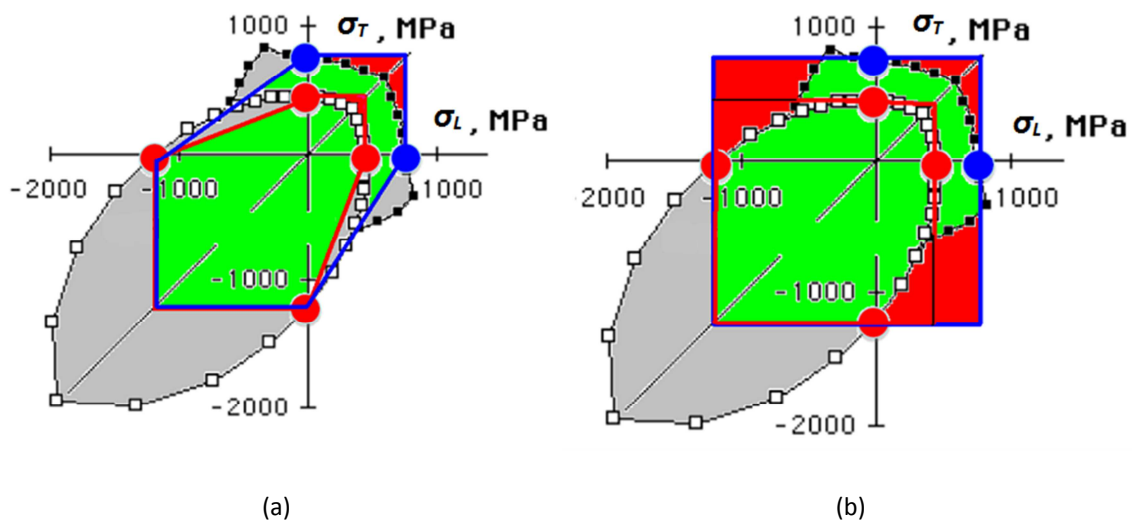
vi) Puckovo kritérium

Puck při formulaci svého kritéria tvrdí, že musí být současně aplikována dvě nezávislá kritéria porušení: kritérium pro porušení vláken (FF – fibre failure) a kritérium pro porušení mezi vlákny (IFF – inter-fibre failure). Důvodem je, že obě porušení jsou zcela odlišného charakteru, nelze je tedy spojit do jediné podmínky jako je např. Tsai-Hillovo kritérium. Puckovo kritérium rozlišuje jednotlivé módy porušení. Podrobnější informace o Puckovu kritériu lze získat v literatuře [1].

vii) LaRC04 kritérium

Kritérium LaRC04 bylo vyvinuto v NASA Langley Research Centre pro plně prostorový napěťový stav a má v sobě zahrnuto nelineární chování kompozitů při smykovém namáhání. Podrobné informace lze dohledat v literatuře [8]. Kritérium rozeznává šest módů porušení: *i)* roztržení matrice ve směru příčném na vlákna vlivem tahu, *ii)* porušení matrice ve směru příčném na vlákna pod určitým úhlem vlivem tlaku *iii)* přetržení vláken vlivem tahu *iv)* vlivem tlaku ve směru vláken dojde k vyosení těchto vláken a k jejich porušení *v)* vlivem tlaku ve směru vláken i ve směru kolmém na vlákna dochází k vyosení vláken a porušení matrice *vi)* vyosení vláken vlivem tlaku v ose vláken a porušení matrice vlivem tahu ve směru kolmém na vlákna. Konkrétní výrazy pro porušení v jednotlivých módech jsou uvedeny v literatuře [8].

Příklad porovnání mezních křivek porušení laminy jako součásti laminátu je vyobrazeno na Obr. 2. Na Obr. 2 (a) jsou vyobrazeny mezní křivky pevnosti laminy podle kritéria τ_{\max} pro první porušení laminy (FPF) červeně, pro finální porušení (LPF) modře ve srovnání s kritériem Tsai-Wu, FPF vyznačeno bílými značkami, LPF vyznačeno černými značkami. Analogické srovnání kritéria maximálního napětí s kritériem Tsai-Wu je na obrázku Obr. 2 (b).



Obr. 2 Mezní křivky pevnosti laminy podle kritéria τ_{\max} ve srovnání s kritériem Tsai-Wu (a). Analogické srovnání kritéria maximálního napětí s kritériem Tsai-Wu (b).

3.2 Progresivní poškození laminátů

Kritéria porušení pro laminy platí, i pokud lamina tvoří vrstvu laminátu. Je však třeba uvažovat skutečné namáhání dané vrstvy laminátu s ohledem na spojitost deformací sousedních vrstev. To znamená, že výše uvedená kritéria statického porušení lamin lze používat pouze do porušení vrstvy laminátu s nejnižší únosností. To v praxi velice limituje použitelnost takových kritérií, protože u laminátů může nastat první porušení již při relativně malém zatížení a často nemusí limitovat funkčnost součásti a nemusí omezovat její únosnost. Pokud je laminát dimenzován tak, aby nedošlo k porušení ani vrstvy s nejnižší únosností, jedná se o velice konzervativní dimenzování a laminát může být předimenzován.

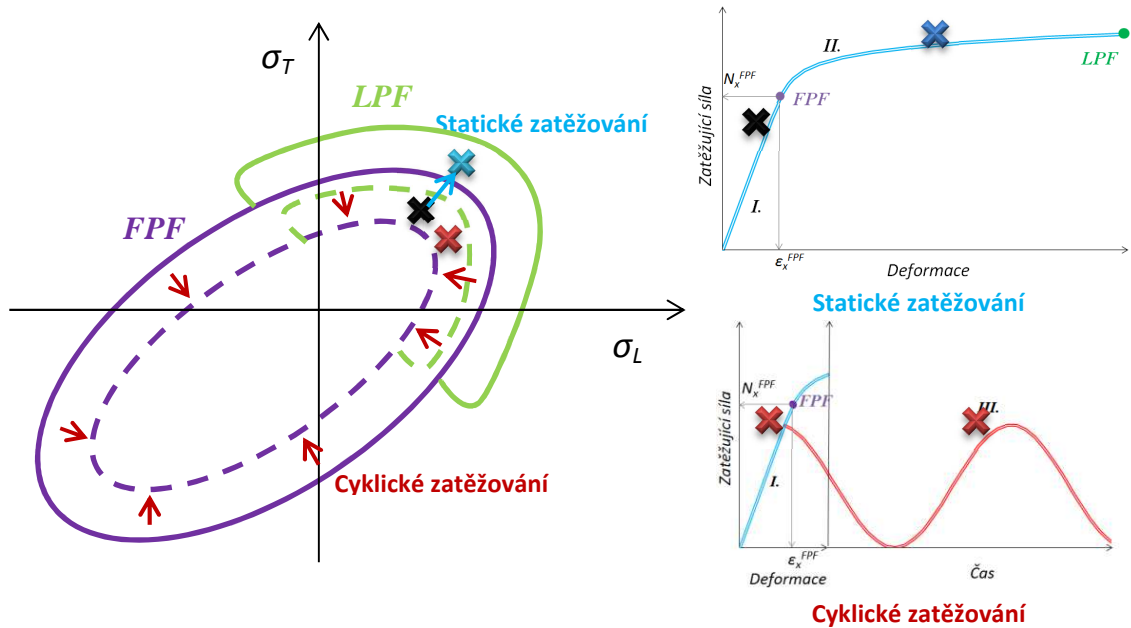
Porušení celého laminátu lze definovat jako porušení poslední vrstvy (laminy) – LPF. Mezi FPF a LPF je laminát stále schopen přenášet požadované zatížení. Situaci demonstruje Obr. 2. Dochází ale k postupnému poškozování laminátu, tj. postupnému porušování lamin. Během poškozování laminátu dochází k přerozdělování namáhání mezi složky laminátu, které je třeba brát v úvahu při výpočetní simulaci takového poškozování.

Obrázek 2 ukazuje porovnání kvazi statických kritérií při znalosti hodnot X_T , X_C , Y_T a Y_C (vyznačeny kulatými tečkami) v prostoru hlavních napětí. Zeleně je označena plocha shody pevnostního kritéria τ_{max} a Tsai-Wu resp. kritéria maximálních napětí a Tsai-Wu. Červenou barvou je vyznačena nebezpečná oblast, kdy kritérium τ_{max} resp. kritérium maximálních napětí povoluje vyšší napětí než kritérium Tsai-Wu.

K progresivnímu poškozování laminátů dochází jak při kvazi-statickém zatěžování za mezní křivku porušení vrstvy s nejnižší únosností (FPF) tak při cyklickém zatěžování, kdy vlivem čerpání únavové životnosti složek kompozitu a jejich rozhraní dochází k posunu mezní křivky FPF směrem k nižším napětím. Situace je schematicky naznačena na Obr. 3. Výchozí stav je pro kvazi-statické zatěžování označen černým křížkem a pro cyklické zatěžování červeným. V případě kvazi statického zatěžování se zvyšuje zatížení a zátěžný stav se může dostat přes mezní křivku FPF – modrý křížek. V tomto stavu dochází k iniciaci poškození, ale laminát stále přenáší požadované zatížení. V případě cyklického zatěžování (předpokládáme měkké zatěžování) se zátěžný stav nemění. Degradují ale pevnostní vlastnosti složek kompozitu a mezní křivky FPF i LPF se proto zmenšují, jak je naznačeno červenými šipkami v Obr. 3. I v tomto případě bude docházet k iniciaci poškození.

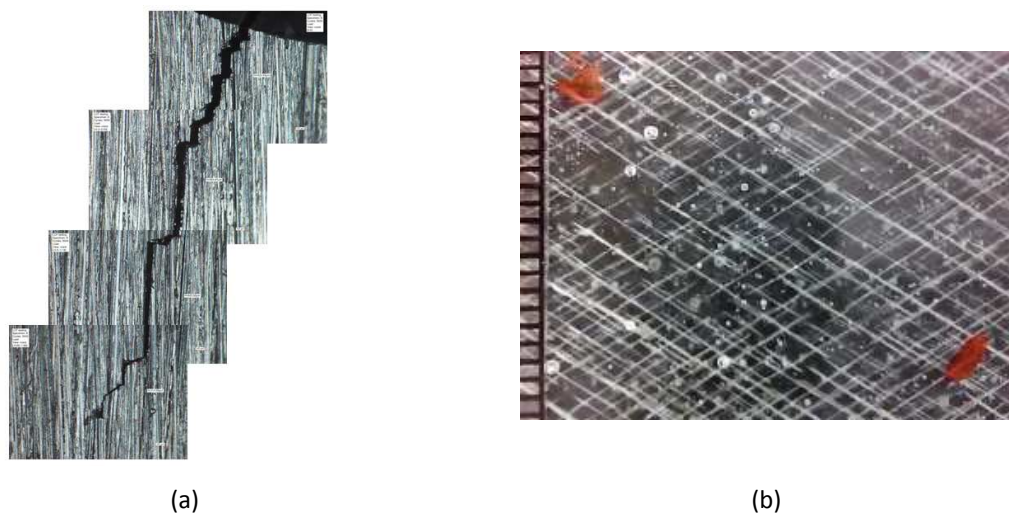
Na rozdíl od tradičních kovových materiálů, jako je například ocel, kde se únavové poškození typicky projeví vznikem a šířením izolované trhliny z koncentrátoru napětí, bývá poškození kompozitního materiálu stochasticky rozptýleno do celého kriticky zatíženého objemu – viz Obr. 4. Takové poškození se sice projeví změnou mechanických vlastností (tuhost, pevnost), ale nehrozí náhlá porucha tím, že izolovaná trhlina překročí svoji kritickou délku a dojde ke statickému dolomení nebo ke křehkému lomu. Šíření izolované trhliny v homogenním materiálu se nemusí projevit na globálních mechanických vlastnostech konstrukce a často zůstává neodhaleno až do katastrofální poruchy. Tím, že kompozitní materiály jsou “damage tolerant”, je jejich použití z hlediska únavy materiálu výhodnější než použití kovových materiálů

a mohou být s výhodou využívány například v letectví. Srovnání průběhu kumulace únavového poškození pro homogenní a kompozitní materiál je znázorněno na Obr. 5, převzatém z literatury [9].

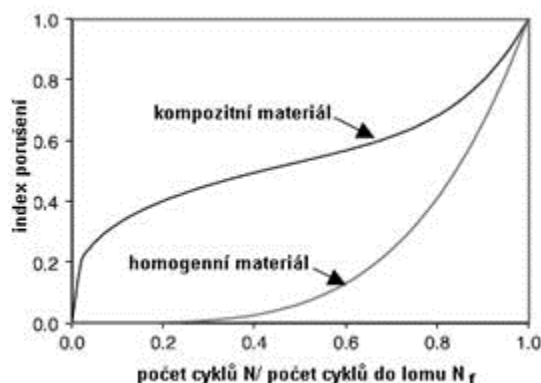


Obr. 3 Analogie mezi poškozováním laminátů při kvazi-staticém zatěžování (modré symboly) a únavovým poškozováním (červené symboly).

U homogenního materiálu prakticky nedochází k poškození, dokud není iniciována trhlinka. Ta se šíří tím rychleji čím je delší. Naopak u laminátů typicky dochází k rychlému nárůstu poškození již po relativně malém počtu cyklů. Po určitém počtu cyklů dochází ke zpomalení nárůstu poškození. Takovému stavu říkáme charakteristický stav poškození – CDS (z anglického Characteristic Damage State). Následuje fáze stabilního relativně pomalého nárůstu poškození. V poslední fázi opět dochází ke zrychlování nárůstu poškození až do konečného porušení.

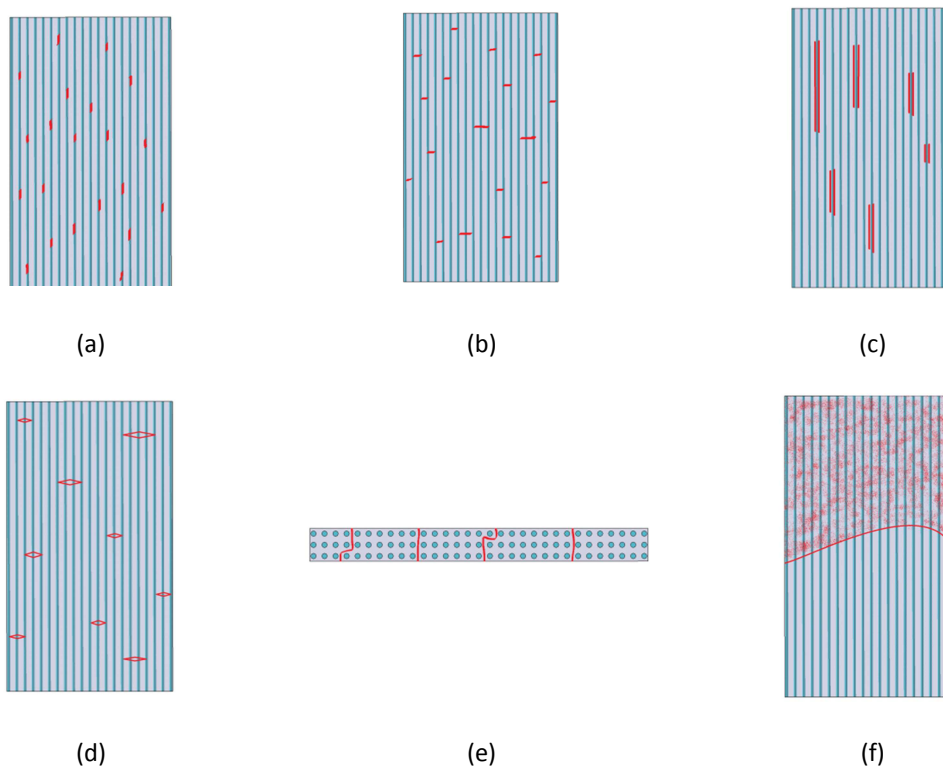


Obr. 4 Izolovaná trhlinka v homogenním materiálu - oceli (a), rozptýlené poškození (trhlinky v matici) v laminátu $[\pm 60]_s$ (b)



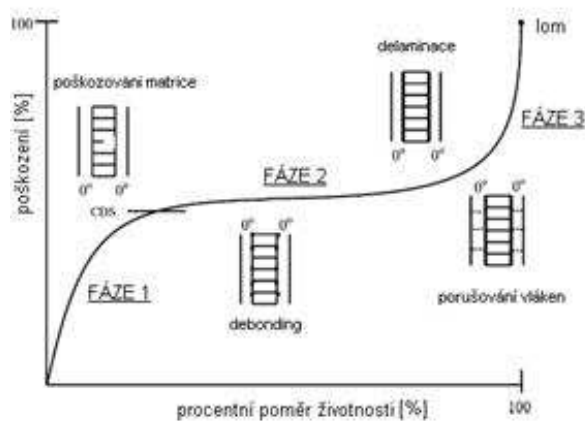
Obr. 5 Porovnání charakteru kumulace únavového poškození u kompozitů a homogenních materiálů (kovů)

Z hlediska mechanismu postupného a únavového poškozování je situace u laminátů složitější než u kovových materiálů. Díky tomu, že se tyto materiály skládají z více fází, vstupuje do procesu postupného poškozování porušování jednotlivých fází kompozitu, jejich rozhraní a vzájemná interakce módů porušení. Existuje hned několik hlavních mechanismů porušování – viz Obr. 6: přetržení vláken (a), praskliny v matrici (b), “debonding“ (“odlepování“ vlákna od matrice) a následné vytržení vlákna z matrice (fiber pullout) (c), “fibre bridging“ (“vláknové přemostění“) (d), příčné praskání vrstev (e) nebo delaminace (separace jednotlivých vrstev) (f). Tyto mechanismy a jejich kombinace se vyskytují v závislosti na typu materiálu vlákna, orientaci vláken, skladbě vrstev, druhu zatěžování, atd. Z mikro mechanického hlediska nedochází ke kontinuálnímu porušování, ale porušení je následkem souslednosti diskrétních událostí výše uvedeného typu.



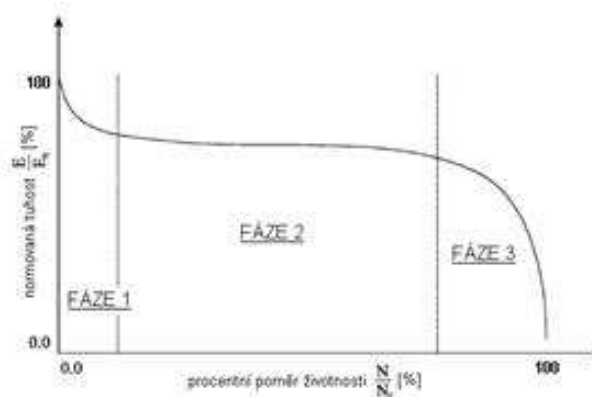
Obr. 6 Mechanismy porušování vláknového kompozitu

Aby bylo možné predikovat zbytkové mechanické vlastnosti kompozitu, je nezbytné znát mechanismy poškozování (tzn. mechanismy porušení složek kompozitu nebo jejich rozhraní) a hustotu takového poškozování. Typický proces únavového poškozování kompozitního materiálu lze rozdělit do tří fází, které jsou popsány např. Paepegem a Degrieckem [10] nebo Mucem [11]. První fáze nastává velmi brzy po několika desítkách cyklů a je provázena strmým nárůstem poškozování. Hlavním mechanismem poškozování bývá iniciace trhlinek v matrici. Ve druhé fázi dochází k postupnému nárůstu poškozování tak, jak je to znázorněno na Obr. 7 [12]. Hlavním mechanismem porušování je rostoucí hustota trhlinek v matrici, vyskytuje se vláknové přemostění, oddělování matrice od vlákna (tzv. “debonding“), rozptýlené porušení vláken a může být iniciována delaminace. V poslední fázi dochází k nestabilnímu růstu delaminace, masivnímu porušování vláken a globálnímu porušení.



Obr. 7 Fáze kumulace typického únavového poškozování (převzato z literatury [12])

Kumulující se poškozování kompozitního materiálu se promítá do změny jeho makroskopických mechanických vlastností. Obrázek Obr. 8 uvádí do souvislosti míru poškozování a míru změny normované tuhosti. Únavové poškozování se vyskytuje už v raných fázích zatěžování, již po několika desítkách či stovkách cyklů. Převažuje tvorba četných mikro trhlinek a porušování rozhraní vlákno-matrice. Dochází k rychlému nárůstu poškozování, který je doprovázen strmým poklesem tuhosti. Ve druhé fázi dochází k pozvolnému poklesu tuhosti. Ve fázi III tuhost opět strmě klesá, dochází k praskání vláken a k nestabilnímu šíření delaminace.



Obr. 8 Souvislost poklesu normované tuhosti s kumulací poškozování

3.3 Nedestruktivní zkoušení kompozitních materiálů

Jak bylo uvedeno výše, součásti a konstrukce z vyrobené z kompozitních materiálů jsou často dimenzovány podle filosofie „damage tolerant“. Připouští se tedy i za provozu určitá míra poškození. Vedle výpočetní predikce takového poškození je nezbytné umět monitorovat jeho skutečný aktuální stav. K tomu slouží nedestruktivní metody zkoušení (NDT).

Jednoduché metody vyhodnocení poškození jako je například vizuální inspekce nemohou být zpravidla u kompozitů s úspěchem použity, protože zpravidla neodhalí většinu typů únavového poškození kompozitního materiálu. Výjimku tvoří specifické případy, viz kapitola 7, kde je popsána metoda přímého pozorování mikro poškození. Další metodou přímého pozorování, která se používá k hodnocení únavového poškození je destruktivní metoda „rozebrání“ laminátu na jednotlivé vrstvy a přímé pozorování poškození [13]. Při tomto se ale laminát zničí a není jej možno dále použít. Je proto výhodné využít metod nedestruktivního zkoušení (NDT). Jejich cílem je určit typ, rozměr a umístění únavového poškození.

i) Akustické metody

Mouritz [14] uvádí nejpoužívanější metody NDT. Jednou z nejrozšířenějších metod NDE je ultrazvuk. Je používán k detekci poškození jak od mechanického tak teplotního namáhání. Existují dva základní druhy ultrazvukové detekce: odrazová (puls-echo) a průchodová. V případě odrazové metody je vysílač spojen s povrchem kontrolované součásti a vysílá rovinné ultrazvukové vlny ve směru kolmém na povrch. Alternativně lze použít směrových vysílačů. U neporušeného materiálu se rovinná vlna odráží od protilehlého povrchu a odezva je měřena pomocí senzoru, který je integrován ve vysílači. V případě výskytu poruchy uvnitř materiálu (dutina, delaminace, trhlinka v matici, atd.) dochází k odrazu a akustickému útlumu vlivem jiné akustické impedance vady. To je detekováno senzorem. Hloubka průchodu je závislá na frekvenci ultrazvuku. Průchodová metoda pracuje na podobném principu, ale vysílač a senzor jsou umístěny na protilehlých površích součásti a jsou měřeny charakteristiky při průchodu ultrazvuku skrz tloušťku materiálu. Výhodou ultrazvukových metod je, že jsou schopny určit 3D polohu poškození v reálném čase. Nevýhodou je pak to, že se jedná pouze o bodový monitoring. Měření musí být provedeno několikrát v různých bodech konstrukce, abychom získali představu o poškození celé konstrukce. Je známo, že rychlost šíření akustické vlny lze použít ke zjištění některých materiálových vlastností kompozitu. Studie dokonce uvádějí, že pomocí měření útlumového koeficientu ihned po výrobě kompozitu lze určit jeho únavovou životnost pro některé druhy namáhání [14]. Jedná se ale o empirický vztah a nelze jej proto univerzálně použít pro predikci únavové životnosti.

Další používanou metodou detekce poškození je akusto-ultrazvuk. Tato metoda je určena pro detekci poškození po nárazu, od mechanického zatěžování, změny modulu v tahu, tahové pevnosti a také pro detekci inicializace a šíření únavového poškození [14]. Širokopásmové akustické vlny jsou vysílány v posloupnosti diskretních pulsů pomocí vysílače, který je připevněn k povrchu. Tyto pulsy se odráží od protilehlých povrchů. Odražené pulsy jsou ovlivněny přítomností defektů a snímány senzorem.

Výhodou akusto-ultrazvukových metod je, že se pulzy šíří ve směru vláken a jsou schopny lehce detekovat i poškození jako např. trhliny v matrici, které lze těžko detekovat standardními ultrazvukovými metodami (trhliny v matrici jsou zpravidla kolmé na směr vláken). Pomocí akusto-ultrazvuku lze monitorovat stav konstrukce v provozu v reálném čase. Tato metoda může být použita k on-line monitorování stavu konstrukce - SHM.

Moderním přístupem NDT je akustografie [14], která je používána k plošné detekci poškození kompozitu. Náhodně generované vysokofrekvenční pulsy jsou vysílány do materiálu pomocí piezo aktuátoru. Unikátní je detekce signálu. Je používán plošný akusto-optický senzor, který má formu tenké vrstvy která je pokryta molekulami citlivými na akustické vlny. V závislosti na vystavení vrstvy ultrazvukem se mění její optický kontrast. Akustografie je používána k detekci plošných vad u kompozitů jako je delaminace nebo poškození od impaktu. Naopak je obtížné touto technikou odhalit příčné trhliny v matrici nebo poškození vláken.

Metoda akustické emise slouží k průběžnému monitorování rozvoje poškození. Může být také použita pro SHM. Použitím metody akustické emise za zabývá např. Kline [15]. Jedná se o metodu, kdy je používán pouze pasivní senzor, obvykle piezoelektrický. Metoda je vhodná pro detekci praskání vláken, matrice, porušení typu "debonding" a delaminace. Při vzniku a šíření těchto poruch vznikají akustické události, které se vlnově šíří materiálem a to i na velké vzdálenosti. Piezo senzorem je pak událost detekována. Pomocí většího počtu snímačů a známé rychlosti šíření zvuku a daném materiálu lze rozvíjející se defekt lokalizovat. Metoda je obzvláště vhodná pro velké součásti, jako jsou tlakové nádoby nebo velké části křídel letadel. Jedná se o plošnou případně prostorovou detekci. Naopak nevýhodou této metody je fakt, že akustické události vznikají pouze při rozvoji nových poškození.

ii) Radiografie

Princip radiografie spočívá v tom, že je vzorek nebo díl prozářen nějakou formou radioaktivního záření (nejčastěji RTG paprsky). Na opačné straně vzorku je záření, které prošlo vzorkem nebo dílem zachyceno na fluorescenční desku nebo citlivý film. Část záření je absorbována vzorkem nebo dílem. Míra absorpce je dána přítomností a rozložením poruch v materiálu. Rozdíly v absorpci radioaktivního záření se pak projeví na stínítku. Ke zvýšení kontrastu obrazu na stínítku se často používá (obzvláště u únavových trhlin) neprozařitelný penetrant jako například dijodobutan nebo jodid zinku. Radiografie se může použít pro detekci podélných, příčných a mimoosových trhlin, únavových delaminací, a poškození bórových vláken. Pro zjišťování poškození vláken z jiných materiálů nelze radiografii použít [14]. Radiografie je plošná metoda s velkým rozlišením. Nevýhodou je, že nedokáže snadno detekovat poškození, která nejsou zaplněna neprozařitelným penetrantem, tj. vnitřní vady. Další problém může nastat, stejně jako u ultrazvukových metod, pokud vady leží pod sebou ve směru tloušťky kompozitu. Nejsvrchnější vada pak vrhá stín na vady ležící pod ní. Navíc může přítomnost penetrantu velmi negativně ovlivnit další únavové chování materiálu.

iii) Termografické metody

Steinberger et. al. [16] publikovali použití dvou zkušebních technik pro zjišťování poškození kompozitových vzorků s karbonovým vláknem. Prvním je pasivní termografický přístup, kde je měřen nárůst teploty při cyklickém zatěžování v závislosti na míře poškození. Nárůst teploty vzniká vlivem hysteretického zahřívání. Druhým je aktivní přístup pulsní termografie, kdy je poškození kompozitu posuzováno na základě změn tepelné vodivosti materiálu ve směru tloušťky vzorku. Dosažené výsledky jsou porovnány s výsledky naměřenými pomocí ultrazvukové metody C-scan. Ukázalo se, že výsledky pulsní termografie se liší od výsledků získaných pomocí C-scan. Na druhou stranu, pasivní termografii použít lze.

Další metodou, kterou lze použít pro nedestruktivní hodnocení poškození laminátu může být digitální korelace obrazu, kdy z nehomogenity pole deformací na povrchu vzorku lze usuzovat na výskyt vnitřních strukturálních vad. Kompozitní materiály poskytují možnost integrovat senzory přímo do materiálu. Může se jednat například o optické senzory deformace atp. Moderním trendem je integrace sítí senzorů do struktury laminátu. Další způsoby evaluace únavového poškození kompozitních materiálů jsou metoda moiré interferometre [14], měření dynamické odezvy [17] nebo metoda obtiskování hrany - repliky [18]. U kompozitních materiálů s polymerní maticí naopak nelze použít metoda vířivých proudů ani magneticko-penetrační metoda. Přehledná tabulka možností použití jednotlivých metod je uvedena v literatuře [14].

Výše uvedené metody umožňují přímou detekci únavového poškození kompozitního materiálu na základě detekce nebo pozorování rozložení a druhu poškození. Toto poškození se zpravidla projeví i změnou tuhosti a zbytkové pevnosti. Proto je možné míru poškození určit i ze změny tuhosti nebo vlastní frekvence laminátové konstrukce. Jedná se však o metodu nepřímou, pro vyhodnocení míry poškození je nutné znát vztah mezi měřenou veličinou a módem a hustotou poškození. Pro poškození, které nelze detekovat pomocí metod NDT platí, že nesmí ovlivnit odezvu konstrukce ani její únosnost [19].

3.4 Současný stav problematiky v oblasti predikce postupného a únavového poškození

Zpočátku převažoval názor, že kompozitní materiály, konkrétně uhlíkové vláknové kompozity – CFRP (Carbon Fibre Reinforced Plastics), nejsou náchylné na únavové poškození. Tato domněnka vycházela z chování CFRP ve směru vláken. V tomto směru jsou kompozity díky vysokému modulu pružnosti uhlíku velice tuhé a i při velkých napětích se v nich vyskytují malé deformace, které nestačí na inicializaci poškození. Vlivem anizotropie ale i při jednoosém namáhání laminy vzniká napětí kolmé na osu zatížení a napětí na rozhraní vlákno-matrice. Tato napětí mohou i při malých hodnotách podélné deformace vyvolat poškození, které se sice nemusí projevit na odezvě ve směru vláken, ale může se projevit při zatěžování v jiných směrech. Předimenzovaná konstrukce z uhlíkových vláken, u které se konstruktéři a výpočtáři únavovým porušováním nemusí zabývat, není konkurenceschopná. Proto se ve velké míře používají jako výztuha levnější vlákna (například skelná), kde se již únavové poškození může projevit významně. Proto je nezbytné rozsah postupného a únavového poškození

kompozitního materiálu nejen detekovat (např. pomocí výše popsaných metod), ale je třeba ho i předpovědět.

Proces postupného a únavového poškození musí být brán v úvahu už při návrhové a konstrukční fázi a to zejména v dnešní době, kdy existuje silný tlak na co nejefektivnější využívání materiálu. Experimentální určování únavových vlastností na plnoměřítkových modelech konstrukcí nebo konstrukčních uzlů není v drtivé většině případů možné z ekonomických důvodů. Navíc díky velkému množství proměnných u cyklického zatěžování laminátů není možné získané experimentální výsledky zobecnit. Je tedy potřebné vytvořit spolehlivou výpočetní metodiku pro simulaci postupného poškození a určení zbytkových mechanických vlastností (tuhost, pevnost) a přitom minimalizovat množství dat, které je nutné získat experimentálně. Zároveň je třeba, aby tyto nutné experimenty byly co nejjednodušší a nejdostupnější. To může přinést řádové úspory v oblasti experimentálního získávání materiálových charakteristik.

V literatuře existuje několik rozdělení, které definují kategorie takových metod. Tay [20] rozlišuje pět kategorií přístupů:

- i. Metody degradace materiálových vlastností
 - a. metody založené na degradaci tuhosti
 - b. metody založené na zbytkové pevnosti
- ii. Metody mechaniky kontinua
- iii. Přístup lomové mechaniky
- iv. Použití kohezních elementů
- v. Metody porušení elementů (EFM – Element Failure Method)

Montesano [21] kategorizuje metody do třech skupin:

- i. Empirické / polo-empirické modely založené na únavových zkouškách, které nezohledňují skutečný mechanismus nebo mód porušení (např.: S-N křivky)
- ii. Metody založené na zbytkové tuhosti/pevnosti a na postupné akumulaci poškození
- iii. Metody postupného poškození, které jsou založeny na skutečném mechanismu porušování

Oba autoři u metod založených na zbytkové tuhosti uvádějí, že míra degradace mechanických vlastností analyzovaných laminátů musí být založena na experimentálním únavovém zkoušení takových laminátů nebo na metodách mechaniky kontinua.

Empirické nebo polo-empirické modely založené na únavových zkouškách, které nezohledňují skutečný mechanismus nebo mód porušení vycházely z tradiční zkušenosti s kovovými materiály. Byly převzaty jak experimentální metody, tak způsob hodnocení. Ovšem kvůli tomu, že mechanismy inicializace a šíření únavového poškození u kovů a kompozitních materiálů jsou odlišné, mohlo docházet k mylné interpretaci výsledků zkoušek. U kompozitních materiálů nelze a priori předpokládat, že pod určitou hranicí namáhání (u kovových materiálů se jedná o mez únavy) nebude docházet k únavovému poškození [22].

Na únavovém procesu u kompozitních materiálů se podílí jak únava jednotlivých složek materiálu (vlákno, matrice) tak poruchy, které se vyskytují na rozhraní těchto fází (delaminace, debonding,...) způsobené mechanickými, teplotními a chemickými vlivy. Takto složitý a komplexní děj nemůže být chápán jako “černá skříňka”, ale musí být zohledněny jednotlivé mechanismy a specifické podmínky konkrétního únavového procesu.

S-N křivky

Stejně jako u kovových materiálů, byly zpočátku snahy vytvářet S/N křivky – křivky závislosti amplitudy napětí σ_a nebo horního napětí cyklu σ_h na logaritmu počtu cyklů do porušení $\log N_f$ - za předpokladu, že mechanismy chování kompozitního materiálu a kovu jsou stejné. Jedná se tedy o empirický model založený převážně na experimentu. Většina prací předpokládala lineární závislost (amplitudy) napětí na logaritmu N_f tak, jako je tomu u kovových materiálů (Wöhlerova křivka). Typicky se uvádí vztah

$$\sigma_a = m \log N_f + b \quad (14)$$

kde m a b jsou materiálové parametry [9]. První pokusy byly prováděny s laminátem ze skelných vláken (GFRP). Sklon šikmé větve S-N křivky měl určovat míru odolnosti materiálu vůči únavovému poškození. Vztah $\sigma_a - \log N_f$ je ale zřídka lineární [22]. Tahová pevnost GFRP je totiž citlivá na rychlost deformace a teplotu. Při cyklování na vysokých hladinách zatěžování vzniká velké množství hysterezního tepla. Beamont a Harris [23] a Owen a Morris [24] sestavili S-N křivky jednosměrného karbon-epoxy a karbon-polyester kompozitu při únavovém zatěžování tahem a ohybem. Při ohybovém zatěžování je patrný pokles napětí spolu se zvyšujícím se počtem cyklů do porušení, zatímco v případě cyklického namáhání tahem zůstávají všechny hodnoty napětí v pásmu rozptylu statických pevností.

Diagram konstantní životnosti (CLD)

S-N křivka je závislost amplitudy napětí σ_a na počtu cyklů do porušení při určitém středním napětí σ_m . Součinitel nesouměrnosti cyklu R je definován jako $\sigma_{min}/\sigma_{max}$. S-N křivka je obvykle konstruována pro $R = 0$ nebo $R = -1$. V inženýrské praxi se ale často vyskytují kmity s jiným středním napětím. CLD jsou proto konstruovány jako závislost amplitudy napětí a středního napětí při konstantním počtu cyklů do porušení N_f .

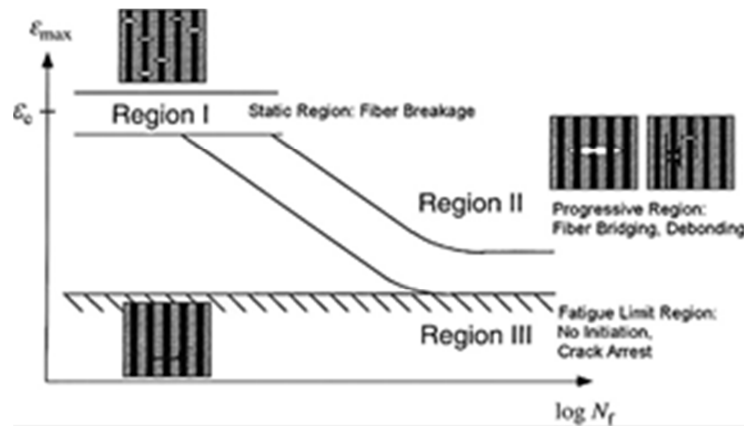
U kovových materiálů se předpokládá, že tlaková střední napětí uzavírají případné únavové trhliny a neovlivňují proto maximální amplitudu napětí pro danou životnost. V oblasti tahových středních napětí bývá CLD popisován Goodmanovou závislostí [25]. Harris et al. [22] ukázali, že vliv součinitele nesouměrnosti cyklu lze v CLD pro kompozitní materiál vyjádřit pomocí funkce

$$a = f(1-m)^u (c+m)^v \quad (15)$$

kde $a = \sigma_a/R_m$, $m = \sigma_m/R_m$ a $c = R_{mc}/R_m$, f je funkce, která určuje výšku CLD a je závislá na parametru c a exponenty u a v jsou funkce $\log N_f$. R_m je mez pevnosti pro daný laminát. Model byl vyvinut jako základ pro metodiku predikce životnosti.

Diagram únavové životnosti

V počátcích zkoumání poškozování kompozitních materiálů při cyklickém zatěžování existoval mylný předpoklad, že proces únavového poškození se stejně jako u kovů skládá z fáze inicializace a šíření defektu. U těchto přístupů nebyl zohledněn zásadní rozdíl mezi polymerní strukturou matrice kompozitu a krystalickou strukturou kovových materiálů ani nebyla zohledněna role jednotlivých složek kompozitu při únavovém poškozování. Jedním z prvních autorů, kteří se snažili osvětlit roli jednotlivých konstituentů a módů porušení v procesu únavy u jednosměrového kompozitu byl Dharan [26]. Sestavil diagram únavové životnosti (Fatigue life diagram) pro kompozit s polymerní matricí – viz Obr. 9 převzatý z literatury [27]. Jedná se o závislost počtu cyklů do úplného porušení (na vodorovné ose) na maximální deformaci při prvním cyklu při měkkém zatěžování. Diagram je rozdělen na tři oblasti. Oblast I odpovídá pásmu rozptylu statické pevnosti v tahu. Rozhodujícím mechanismem porušení je náhodné a náhlé porušení vláken. Nejedná se o postupné poškozování. Oblast II je oblastí postupného poškozování. Dochází k praskání matrice, trhlinky v matrici se šíří i přes rozhraní vlákno-matrice a dochází k “vláknovému přemostění”. Dále může docházet k porušení typu “debonding” nebo ke stabilnímu růstu delaminace. V oblasti III dochází k zastavení šíření mikrotrhlin v matrici na rozhraní vlákno-matrice, často za přítomnosti místního porušení typu “debonding”. U vysokotuhostních kompozitů ale může dojít k dezinterpretaci uvedeného diagramu. Deformace při lomu celého kompozitu je menší než mez únavy matrice. Pás rozptylu statické pevnosti leží pak celý v regionu III, takže může být diagram mylně interpretován tak, že u kompozitů s vysokotuhostním vláknem nedochází k únavovému poškození.



Obr. 9 Diagram únavové životnosti pro jednosměrový kompozit zatěžovaný ve směru vláken (pramen: [27])

Gamstedt a Talreja [28] zkoumali únavové chování dvou typů jednosměrového laminátu s karbonovým vláknem. První s termoplastickou matricí (polyetheretherketone – PEEK) a druhý s termosetickou matricí (carbon/epoxy – C/E). Makroskopické chování materiálů při cyklickém zatěžování bylo popsáno pomocí diagramu únavové životnosti. Otisky povrchu kompozitu byly pořizovány v průběhu namáhání, aby mohly být identifikovány mikro mechanismy porušení. Pomocí diagramu únavové životnosti byly dány mikro mechanismy porušení do souvislosti s hladinou zatěžování a únavovou životností. To určuje typ oblasti v diagramu únavové životnosti. Byly zjištěny rozdílné

mechanismy únavového poškození u obou typů laminátu. U C/E kompozitu převažovalo lokalizované šíření trhlin s vláknovým přemostěním, zatímco u C/PEEK bylo zjištěno rozsáhlé roztroušené poškození vlivem porušení typu “debonding“ na rozhraní vlákno-matrice. C/E kompozit proto vykázal větší odolnost vůči únavovému poškození.

Hypotézy kumulace únavového poškození

Většina prací, které se zabývají únavovým poškozením kompozitních materiálů, uvažuje namáhání s konstantní amplitudou síly nebo deformace. Zatěžovací spektrum ale často mívá několik úrovní zatěžování s rozdílnou hodnotou amplitudy. Někdy jde dokonce o stochastické zatěžování. Je proto třeba hledat způsob posouzení únavového poškození při zatěžování s proměnnou amplitudou. V počátcích zkoumání byly přístupy ovlivněny zkušenostmi s klasickými kovovými materiály. První hypotézy kumulace únavového poškození vycházely z Palmgren-Minerovy lineární teorie:

$$D = \sum \frac{n}{N} \quad (16)$$

kde n je počet cyklů zatížení materiálu na hladině zatížení, na které by materiál vydržel N cyklů do lomu, D je poškozující parametr, který je nulový u neporušeného materiálu a je roven jedné při lomu. Ze vztahu (19) plyne, že podle Palmgren-Minerovy teorie poškození nezávisí na sekvenci zátěžných cyklů, tedy na předchozí zatěžovací historii. I přesto, že tento fakt byl pro kompozitní materiály vyvrácen, stále zůstává Palmgren-Minerova teorie jednou z nejpoužívanějších. Únavová životnost materiálu na jednotlivých hladinách zatěžování musí být zjištěna experimentálně. Howe a Owen [29] vytvořili vztah pro kumulaci únavového poškození pro kompozit se skelným vlákem (GFRP):

$$D = \sum \left[A \left(\frac{n}{N} \right) + B \left(\frac{n}{N} \right)^2 \right] \quad (17)$$

kde A a B jsou konstanty. Použitelnost podobných modelů je omezena na specifické podmínky, při kterých byl daný model vytvořen. Některé modely kumulace poškození vycházejí ze změny tuhosti, vyjádřené modulem pružnosti v tahu. Přehledný souhrn hypotéz je k dispozici v literatuře [30].

Metody zbytkové tuhosti a pevnosti

Tvorba četných roztroušených mikrotrhlin a jiné mechanismy, které se typicky objeví při cyklickém namáhání, se projeví v poklesu tuhosti materiálu. Mao [9] uvádí jednoduchý poškozující parametr D (akumulované poškození), kde vystupuje počáteční hodnota modulu pružnosti v tahu E_0 a jeho aktuální hodnota E :

$$D = 1 - \frac{E}{E_0} \quad (18)$$

Hodnota poškozujícího parametru D by v okamžiku lomu měla být jedna, to ale není možné, protože aktuální modul pružnosti v tahu E není v okamžiku lomu nulový. Proto Mao [9] zavádí do tohoto parametru hodnotu modulu pružnosti v tahu při konečném porušení E_f :

$$D = \frac{E_0 - E}{E_0 - E_f} \quad (19)$$

Podle rovnice (22) se hodnota poškozujícího parametru pohybuje mezi 0 a 1. Za předpokladu, že akumulace poškození závisí na amplitudě napětí σ_a , součiniteli nesouměrnosti cyklu R a aktuální hodnotě parametru D , lze vyjádřit rychlost kumulace poškození [31]

$$\frac{dD}{dN} = f(\sigma, R, D). \quad (20)$$

Pak lze počet cyklů do porušení vyjádřit rovnicí (24) [31]. Volba funkce f závisí na vztahu D a E , který lze vyjádřit rovnicí (25). Funkci $g(D)$ je nutno zjistit experimentálně nebo na základě teoretických znalostí.

$$N_f = \int_{D_i}^{D_f} \frac{dD}{f(\Delta\sigma, R, D)} \quad (21)$$

$$E = E_0 g(D). \quad (22)$$

Některé modely poklesu tuhosti jsou zakomponovány do složitějších modelů pro určování (zbytkové) životnosti. Množství a typ únavového poškození bývá obvykle detekováno jednou z výše uvedených NDT metod a bývá korelováno k poklesu tuhosti. Rozvoj poškození vede spolu s klesající tuhostí i k přerozdělení namáhání. Napětí a deformace jsou provázány následujícím vztahem [32]

$$\bar{\sigma} = \frac{\sigma}{1-D} = E_0 \varepsilon, \quad (23)$$

kde $\bar{\sigma}$ je efektivní napětí, σ je nominální napětí, ε je nominální deformace, E_0 je počáteční hodnota modulu pružnosti v tahu a D je aktuální hodnota poškození.

Analogicky se kumulované poškození projeví v poklesu pevnosti materiálu. Halverson et al. [33] používali k hodnocení zbytkové pevnosti exponenciální vztah

$$F_r = 1 - (1 - F) \left(\frac{n}{N}\right)^j \quad (24)$$

kde F_r je normovaná zbytková pevnost (vůči statické pevnosti neporušeného materiálu) a F je normovaná zatěžující síla, j je materiálová konstanta. Poškozující parametr je pak vyjádřen vztahem (symboly mají výše uvedený význam).

$$D = (1 - F) \left(\frac{n}{N}\right)^j \quad (25)$$

Poklesem tuhosti kompozitních materiálů při cyklickém zatěžování se zabývá např. Van Paepegem a Degrieck [10]. Poškození, které uvažují, je omezeno na poškození uvnitř vrstvy (trhlínky v matici, porušení rozhraní vlákno-matrice, atd.). Přestože delaminace bývá jedním z dominantních módů porušování, není v jejich modelu zahrnuta. Delaminace je způsobena zatížením, které neleží v rovině laminy a smykovými napětími mezi vrstvami. Experimentální sestavu proto navrhli tak, aby se delaminace při zkouškách nevyskytovala. Jedná se o ohyb zkušebních vzorků, které jsou zatěžovány výchylnou. U vetknutého konce, kde je namáhání největší dochází k rychlému rozvoji poškození. Zkoušeným materiálem je epoxydová matrice vyztužená skelnou tkaninou. Byla měřena síla, potřebná k vychýlení vzorku na danou výchylnou. Tato síla klesala spolu s klesající tuhostí. Měřítkem tuhosti je podélný modul pružnosti u homogenizovaného ortotropního materiálu. Poškozující parametr je definován vztahem (21). Konstitutivní rovnice, upravující vztah mezi napětím, deformací a poškozením, jsou dány mechanikou kontinua. Do vztahů pro pokles tuhosti zavádí

parametr δ – průměrnou hustotu trhlinek v matici. Paepegem a Degrieck [10] vyvinuli model poklesu tuhosti pro inicializaci i šíření poškození, neznámé koeficienty jsou získány ohybovými zkouškami, nicméně se nejedná pouze o „curve fitting“ model. Platnost modelu byla zároveň na těchto ohybových zkouškách ověřena.

Poklesem tuhosti a trvalou deformací kompozitů se zabývají i Van Paepegem a Degrieck [34] a to u tkaných kompozitů se skelným vláknem a epoxidovou maticí, které jsou často používány v leteckém průmyslu. Vzorky materiálu s různou orientací tkaniny byly zatěžovány cyklickým ohybem jako vetknuté nosníky. Byl zaznamenáván pokles síly potřebné k vychýlení vzorku na požadovanou výchylku s rostoucím počtem cyklů. Vytvořený vícedimenzionální model simuloval výsledky zkoušek, tj. klesající zatěžovací sílu, redistribuci napětí a akumulaci trvalé deformace. Delaminace nebyla uvažována a experimentální zkouška byla navržena tak, aby nedocházelo k rozvoji delaminace ani při experimentu.

Podobná je práce [32]. Je vytvořen vícedimenzionální model poklesu tuhosti a akumulace trvalé deformace, který je schopen postihnout stav víceosé napjatosti, který se vytvoří i při jednoosém namáhání kompozitních materiálů se sklonem tkaniny nebo vláken jiným než 0° . Bylo ukázáno, že předchozí jednodimenzionální model není schopen spolehlivě simulovat pokles tuhosti vzorků s orientací vláken jinou než 0° . Jednodimenzionální model je publikován v [35].

De Baere, Van Paepegem a Degrieck [36] srovnávají různá uspořádání únavových zkoušek kompozitních materiálů – třibodový ohyb s natáčecími podpěrami, čtyřbodový ohyb, čtyřbodový ohyb vzorků s vetknutými konci a třibodový ohyb vzorků s vetknutými konci

Subramanian et. al. [37] se zabývají únavovou odezvou laminátů v tahu s ohledem na dlouhodobé chování rozhraní vlákno-matrice. Ukazuje se, že vlastnosti rozhraní mohou být jiné než vlastnosti samotné matrice a že i nepatrná změna elastických vlastností může vést ke změně únavové životnosti i módů porušení. Míra degradace rozhraní vlákno-matrice je posuzována z naměřeného poklesu tuhosti zkušebních vzorků.

Muc [11] analyzoval únavové poškození ploché destičky zatížené střídavým smykem a destičky s koncentrátorem zatížené střídavým tahem/tlakem. Definoval fiktivní časový parametr τ , který je přímo úměrný počtu cyklů N : $\tau = konst. * N$. Aktuální hodnota modulu pružnosti E (zbytkový modul pružnosti v tahu) tedy v závislosti na fiktivním časovém parametru charakterizuje momentální stav poškození. Modul pružnosti E je zde chápán jako veličina reprezentující mechanické vlastnosti kompozitu E_L , E_T , atd. Aktuální hodnota $E(\tau)$ je závislá na fiktivním čase, své počáteční hodnotě E_0 , stavu napjatosti, součiniteli nesouměrnosti cyklu, a parametru P (P je měřitelný parametr, např. hustota trhlinek v matici):

$$E(\tau) = f(E_0, \sigma(\tau), R, \tau, P). \quad (26)$$

U modelů degradace materiálových vlastností je parametr P soubor koeficientů, které je nutno určit experimentálně pro každý specifický typ materiálu. Muc [11] uvádí jako příklad následující vztah pro aktuální hodnotu $E(\tau)$:

$$E(\tau) = \left[1 - \left(\frac{\log(N) - \log(0.25)}{\log(N_f) - \log(0.25)} \right)^a \right]^{\frac{1}{b}} \left(E_0 - \frac{\sigma(\tau)}{\varepsilon_f} \right) + \frac{\sigma(\tau)}{\varepsilon_f} \quad (27)$$

kde a, b jsou experimentálně určené součinitele, $\sigma(\tau)$ je “časově” závislá hodnota napětí a ε_f je průměrná deformace při porušení.

Muc [11] tvrdí, že trhlinky v matrici se masově tvoří ve fázi I (viz Obr. 7) a ve fázi II se jejich počet téměř ustálí. Mechanismus tvoření těchto trhlinek tedy bude stejný v případě cyklického i kvazi-statického zatěžování. K analýze praskání matrice tedy může být použito výše uvedených statických kritérií pevnosti. Muc navrhuje popsanou myšlenku aplikovat i na inicializaci trhlín vláken a delaminace. Pokud po MKP výpočtu konkrétního namáhání analyzované součásti dojde k porušení podle kvazi-statických kritérií, je degradována matice tuhosti. Pokud ke kvazi-statickému porušení nedojde, je tuhost ponížena podle vztahu (30). Smyčka se opakuje až do prasknutí poslední vrstvy.

Metody mechaniky kontinua

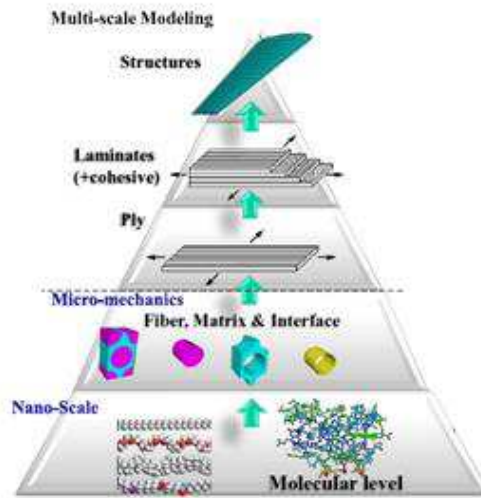
Metody mechaniky kontinua pro simulaci únavového poškození kompozitních materiálů byly vyvinuty na základě prací o creepu u kovových materiálů. Kompozit představuje homogenizované kontinuum, poškození reprezentují nevratné mikrostrukturální změny, například trhliny. Jednotlivá mikro poškození jsou homogenizována. Talreja [38] publikoval vektorovou charakteristiku mikrotrhlín v kompozitech s orientovanými vlákny. Tím dal termodynamický rámec vyjádření vztahu tuhosti a poškození pomocí vnitřních proměnných. Metody mechaniky kontinua narážejí na fakt, že je třeba identifikovat materiálové vlastnosti kompozitu a to jak v původním neporušeném stavu (lze určit i teoreticky pomocí klasické laminátové teorie), tak vlastnosti spojené s rozvojem poškození. Ty je nutné určit experimentálně.

Mikro mechanické modelování

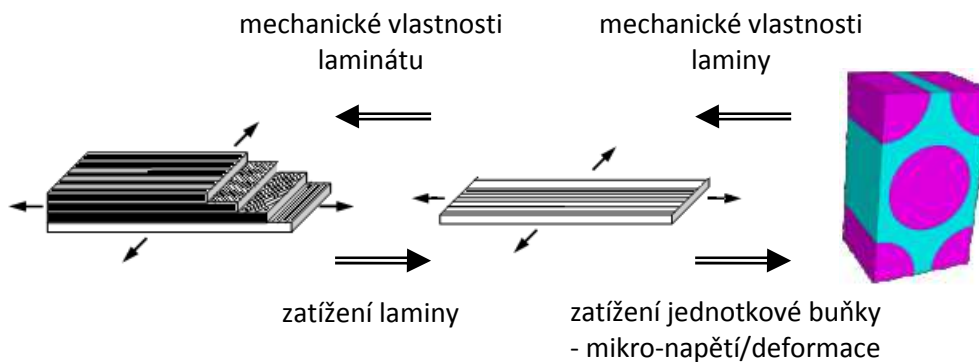
Princip mikro mechanického modelování je naznačen na Obr. 10, který je převzat z pramene [39]. Ze známých mechanických vlastností jednotlivých složek kompozitu, jejich objemového podílu a uspořádání lze usuzovat na globální mechanické vlastnosti laminy a dále laminátu a celé struktury. Stejně tak ze změn, které nastanou na úrovni vlákno-matrice během dlouhodobého cyklického zatížení lze usuzovat na změnu mechanických vlastností celé laminy nebo laminátu. Jiná interpretace může být, že ze známého zatížení struktury lze určit namáhání laminátu v libovolném místě konstrukce. Pokud je známé namáhání laminátu, lze dopočítat namáhání jednotlivých vrstev – lamin. Určitému zátěžnému stavu laminy lze jednoznačně přiřadit namáhání elementární periodicky se opakující buňky na mikroúrovni a určit její poškození. Situace je ilustrována na Obr. 11.

Mikro mechanické modelování, přesněji řečeno mechanika mikro poškození, se zaměřuje na zkoumání lokálních stavů napjatosti v průběhu inicializace a šíření poškození. Tyto modely se snaží explicitně modelovat konkrétní mechanismus porušení jednotlivých složek kompozitu a jejich rozhraní pomocí např. MKP simulace. Z hlediska výpočetní složitosti ale není možné explicitně modelovat všechny detaily v celé struktuře. Proto byl vytvořen koncept opakující se jednotkové buňky (repeated

unit cell – RUC) jako reprezentativní element namáhání i poškození vlákna, matrice i rozhraní [40].



Obr. 10 Filosofie mikro mechanického modelování (převzato z literatury [39])



Obr. 11 Koncept mikro mechanického modelování (zdroj: [41])

Talreja [42] publikoval přístup nazvaný “Synergistic damage mechanics“ (SDM). Jedná se o rozšíření metod mechaniky kontinua, které kombinuje přístup mechaniky kontinua s explicitním popisem mikrostruktury, který umožňuje mechanika mikro poškození.

Muc [41] analyzoval únavové poškození ploché destičky zatížené střídavým smykem a destičky s koncentrátorem zatížené střídavým tahem/tlakem. Pomocí popsaného algoritmu numericky vypočetl logaritmické kontury poškození, které kvantitativně udávají míru progresu poškození.

Zásadní nevýhoda uvedených přístupů tkví v tom, že periodičita struktury a tedy i možnost reprezentovat namáhání libovolného místa laminátu pomocí opakující se jednotkové buňky, platí pouze do okamžiku prvního porušení (FPF). První porušení lze přitom poměrně jednoduše předpovědět pomocí již existujících kritérií popsaných v podkapitole 3.1.

3.5 Současný stav problematiky na Stanford University

Oddělení letectví a kosmonautiky (Department of Aeronautics and Astronautics) na Stanford University v USA je jedním z předních světových pracovišť v oblasti kompozitních materiálů, jejich progresivního porušování a monitorování konstrukcí (Structural Health Monitoring – SHM). Autor předkládané práce měl možnost na tomto pracovišti strávit 9 měsíců v rámci vědecko-výzkumné stáže sponzorované Fulbrighovou komisí a osobně se pod vedením prof. Changa v praxi seznámit s projekty týkající se progresivního a únavového poškození kompozitních materiálů.

3.5.1 Progresivní poškození kompozitních materiálů

Shahid ve své práci “Progressive Failure Analysis of Laminated Composites Subjected to In-plane Tensile and Shear Loads“ [43] formuloval základní metodiku pro analýzu postupného poškození symetrických lineárně elastických laminátů při kvazi-statickém zatěžování.

Shahid pomocí klasické laminátové teorie odvodil vztahy pro degradaci mechanických vlastností laminátů v závislosti na degradaci jednotlivých vrstev laminátu. Metodika rozlišuje tyto základní módy porušení: porušení matrice, porušení vláken a vytržení vláken z matrice ve smyku. Shahid pomocí Hashinova kritéria porušení laminy předpovídá mód poškození laminátu – např. tvorbu trhlinek v matrici. V závislosti na módu a hustotě poškození pak odvodil vztahy pro zbytkovou tuhost a pevnost laminátu. Vztahy pro hustotu poškození odvodil Shahid pro trhlinky v matrici z kritické míry uvolněné deformační energie (SERR) G_{mc} . Uvažuje reprezentativní buňku podle Obr. 12, kde jsou souřadnice natočeny tak, aby analyzovaná vrstva měla sklon vláken 90° vůči deformaci $\bar{\epsilon}_{x'x'}$, kterou je laminát zatížen. Na Obr. 12 (a) má analyzovaná vrstva (m -tá vrstva) hustotu trhlin v matrici $1/2l$, na Obr. 12 (b) má analyzovaná vrstva dvojnásobnou hustotu trhlinek $1/l$. Deformační energii reprezentativní buňky ve stavu (a) je možno vyjádřit rovnicí (31), ve stavu (b) pak rovnicí (32), kde $E_{x'x'}$ je osová tuhost laminátu náležící dané hustotě trhlinek. Shahid předpokládal, že deformační energie potřebná pro vytvoření nové trhliny v matrici je stejná jako pokles potenciální energie v laminátu. Pak platí rovnice (33). Pro limitní stav, kdy $l \rightarrow \infty$ dostáváme deformaci pro první porušení (FPF).

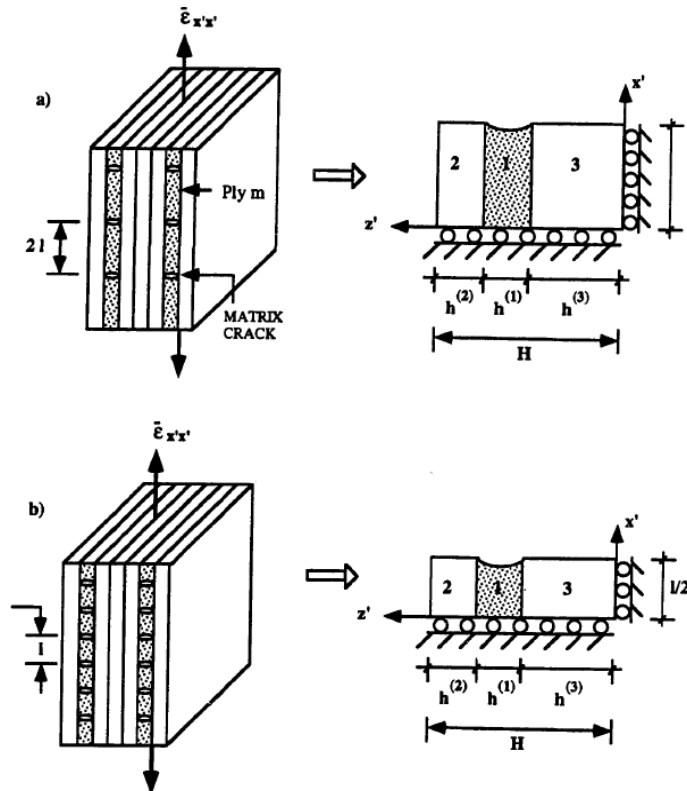
$$U_{2l} = \frac{1}{2} \bar{\epsilon}_{x'x'}^2 E_{x'x'} \left(\frac{1}{2l} \right) 2H2l \quad (28)$$

$$U_l = 2 \frac{1}{2} \bar{\epsilon}_{x'x'}^2 E_{x'x'} \left(\frac{1}{l} \right) 2H2l \quad (29)$$

$$2 \bar{\epsilon}_{x'x'}^2 Hl \left\{ E_{x'x'} \left(\frac{1}{l} \right) - E_{x'x'} \left(\frac{1}{2l} \right) \right\} = 2h^{(1)} G_{mc} \quad (30)$$

nebo

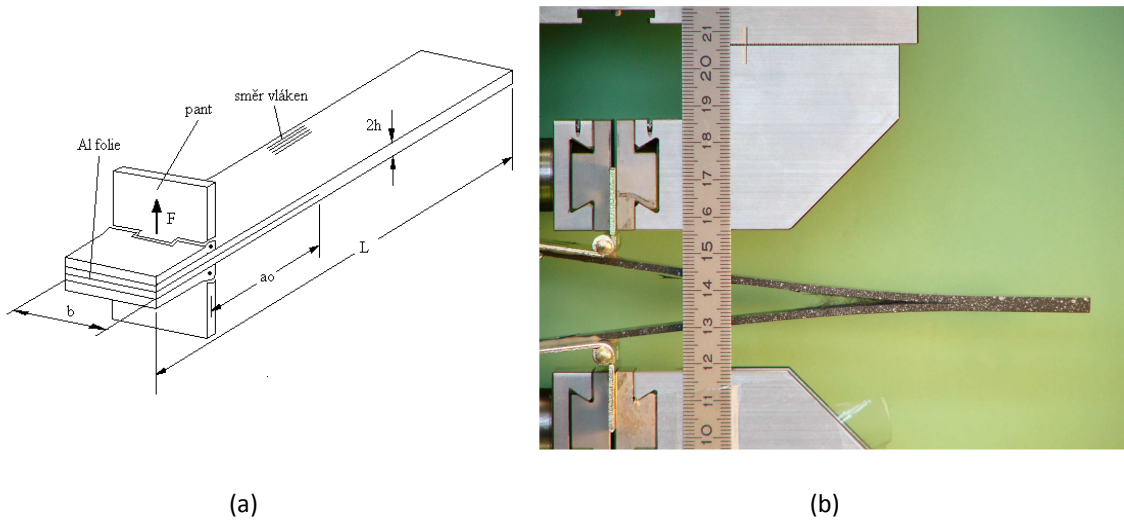
$$\bar{\epsilon}_{x'x'} = \sqrt{\frac{h^{(1)} G_{mc}}{Hl} \left\{ \frac{1}{E_{x'x'} \left(\frac{1}{l} \right) - E_{x'x'} \left(\frac{1}{2l} \right)} \right\}}$$



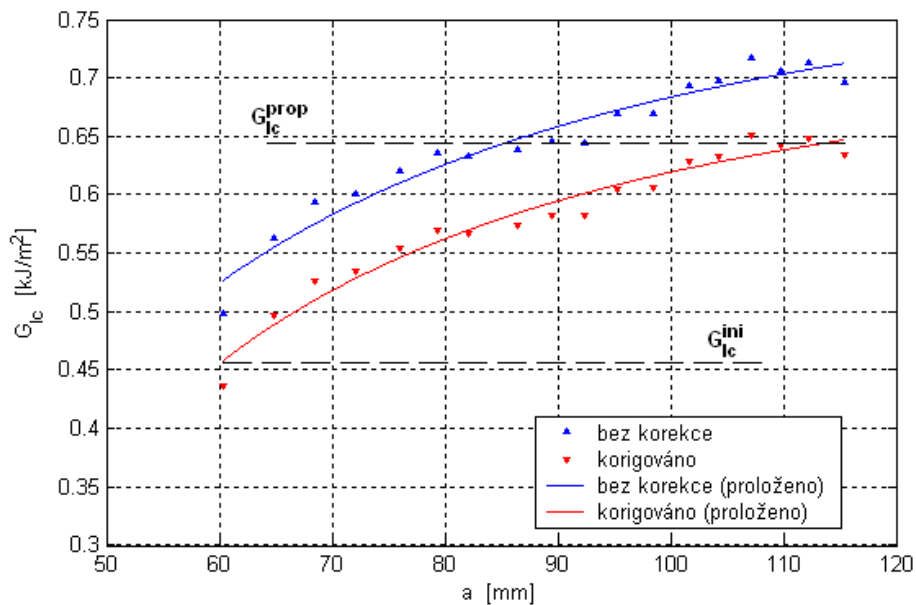
Obr. 12 Laminát zatížený deformací $\bar{\epsilon}_{x'x'}$ s hustotou trhlin $1/2l$ (a) Laminát zatížený deformací $\bar{\epsilon}_{x'x'}$ s hustotou trhlin $1/l$ (b). Obrázek je převzatý z literatury [43]

Shahid implementoval uvedenou metodiku do komerčního software Abaqus pomocí fortranovské subrutiny UMAT. Uvedenou metodiku verifikoval pomocí experimentů na hladkých i vrubovaných vzorcích z C/E laminátu (vlákna T300 a AS4, dva typy vrubu: trhliny a kruhový centrální otvor).

Zásadní veličinou, která rozhoduje o tvorbě nových trhlin v matrici je kritická hodnota míry uvolněné deformační energie G_{mc} . Touto problematikou se zabýval i Měšťánek a Laš, Zemčík a Měšťánek [44], [45], [47]. Zabývali se poškozením C/E laminátu (vlákno T600) mezi vrstvami. Pomocí dvojitého vetknutého nosníku, který je vyobrazen na Obr. 13, zkoumali hodnotu G_{mc} v závislosti na délce delaminace. Výsledky jsou vyobrazeny na Obr. 14. Zde je třeba podotknout, že v tomto případě se jedná o mezi laminární (inter laminární) hodnotu G_{mc} . Její hodnota roste s rostoucí délkou delaminace. Příčinou je pravděpodobně vláknové přemostění povrchů delaminace a s tím spojený zvyšující se odpor proti šíření delaminace a tím i zvyšující se hodnota G_{mc} . Shahid pracuje s intra laminární hodnotou pro iniciaci nové trhliny v matrici na úrovni laminy. Hodnota, se kterou pracuje Shahid tedy odpovídá hodnotě, která je na Obr. 14 označena jako G_{1c}^{ini} .



Obr. 13 Názorné schéma dvojitého vetknutého nosníku (a), uspořádání experimentální zkoušky (b)



Obr. 14 Průběh kritické hodnoty míry uvolněné deformační energie G_{mc} v závislosti na délce delaminace

3.5.2 Únavové poškozování kompozitních materiálů

Výše popsanou metodiku pro progresivní poškozování laminátů při kvazi-statickém zatěžování rozšířili pro cyklické zatěžování Larrosa, Chang et al [19], [46]. Metodiku nazvali FPFA (z anglického Fatigue Progressive Failure Analysis). Vycházejí z předpokladu, že kritická hodnota míry uvolněné deformační energie G_{mc} klesá s počtem cyklů podle funkce (34). A a C jsou experimentálně zjištěné koeficienty. Byla provedena i citlivostní analýza vlivu změn parametrů A a C na únavovou odezvu laminátu [46].

$$G_{mc} = A \log(N) + C \quad (31)$$

Uvedená metodika FPFA byla implementována do komerčního MKP software Abaqus pomocí fortranovské subrutiny UMAT. Verifikace proběhla pomocí experimentálního měření na C/E vzorcích s vrubem – viz Obr. 15 [19], [48]. Vzorky s orientací $[0_2/90_4]_s$,

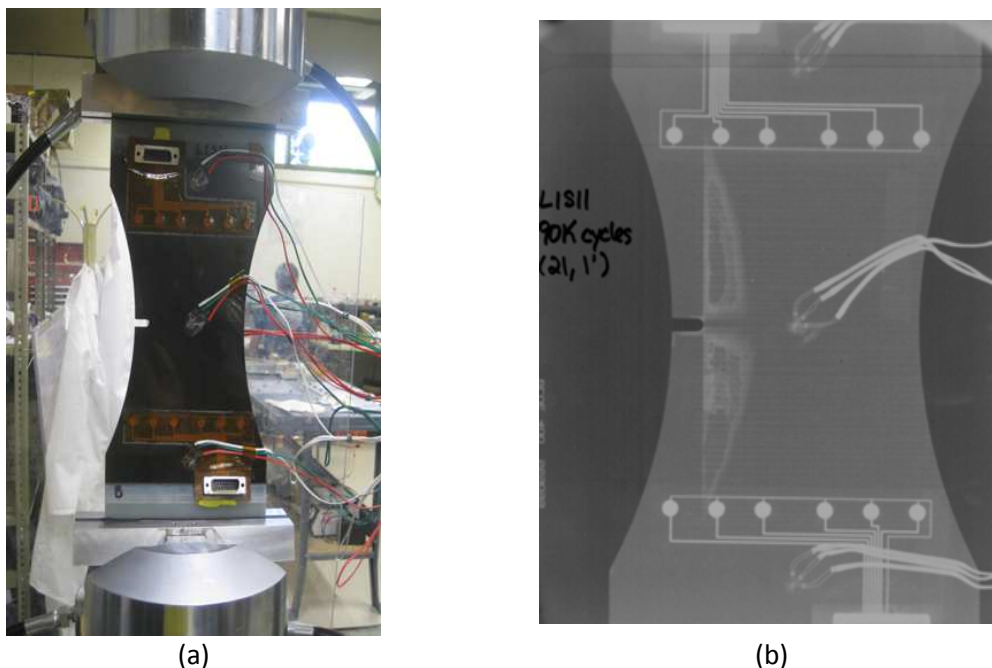
$[0_2/90_4/\pm 45/90]_S$ a $[90_2/\pm 45]_{2S}$ byly zatěžovány míjivým tahem v režimu měkkého zatěžování. Vždy po určitém počtu zatěžujících cyklů byla zkouška přerušena a pomocí rentgenu byl identifikován mód a hustota poškození – viz Obr. 15 (b). Deformace, které byly vyvolány konstantní amplitudou zatěžující síly, byly měřeny tenzometrickými růžicemi umístěnými v ose vzorku. Se zvyšující se hustotou poškození maximální deformace zátěžného cyklu rostla s tím, jak se vlivem mikro poškození snižovala zbytková tuhost vzorků. Rostoucí maximální deformace cyklu byla uvažována jako měřítko tuhosti a tedy i poškození. Při vyhodnocení signálů z tenzometrických růžic byla ale zjištěna akumulace trvalé deformace při cyklickém zatěžování. Změřená deformace byla proto v důsledku vyšší než deformace odpovídající zatěžující síle a tuhosti, protože obsahovala i akumulovanou trvalou deformaci. Tento fenomén byl výrazný zejména u vzorků obsahující vrstvu laminátu s orientací 45° . Aby mohla být změřená deformace považována za měřítko tuhosti vzorku a tedy i poškození, musela být akumulovaná trvalá deformace odečtena od naměřených hodnot. Situace je ilustrována na Obr. 16. Je zde však nutné poznamenat, že se metoda FPFA neukázala jako příliš robustní. Její výsledky značně závisely na kvalitě použité sítě v numerickém modelu a vypočítané pole poškození nebylo spojitě přes sousední elementy modelu.

3.5.3 Mikro mechanické modelování poškození

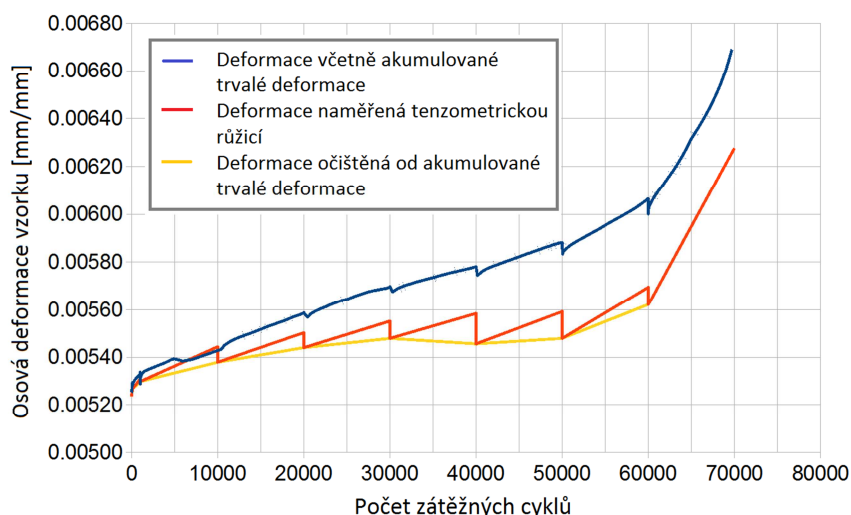
Mikro mechanické modelování se soustředí na porušení materiálu na mikro úrovni a z těchto lokálních změn usuzuje na změny globálních mechanických vlastností jako je zbytková pevnost, tuhost a životnost. V ideálním případě bychom mohli pouze ze znalosti mechanických vlastností jednotlivých složek kompozitu a geometrického uspořádání určit statické a únavové vlastnosti celého kompozitu. Ve skutečnosti se ale ani mikro mechanické modely neobejdou bez zkoušek globálních mechanických vlastností celého kompozitu. Cílem je však počet a náročnost těchto zkoušek minimalizovat.

Systematicky se mikro mechanickému poškozování kompozitních materiálů věnuje skupina “Composites Design Group” pod vedením prof. Tsaie. Cílem mikro mechanického modelování je vypočítat napětí a deformace na mikroúrovni, tj. ve vláknech, v matici a na jejich rozhraní, jako odezvu na mechanické nebo teplotní zatížení celé laminy a na základě toho posoudit poškození [41].

Další ambicí mikro mechanického modelování je umět z mechanických vlastností jednotlivých konstituentů (vlákna a matrice) určit mechanické vlastnosti laminy, potažmo celého laminátu. Předpona „makro-“ v tomto smyslu znamená „na úrovni vrstvy (laminy) resp. laminátu“, předpona „mikro-“ znamená „na úrovni jednotlivých složek (vlákna, matrice, rozhraní)“. Jednotlivé laminy nejsou uvažovány jako homogenizovaný ortotropní materiál, ale je bráno v úvahu skutečné geometrické uspořádání jednotlivých složek. Pro propojení makro- a mikro- úrovně se běžně používá reprezentativní objem materiálu (RVE – “Representative Volume Element“) neboli jednotková (elementární) buňka – viz Obr. 11 [41].

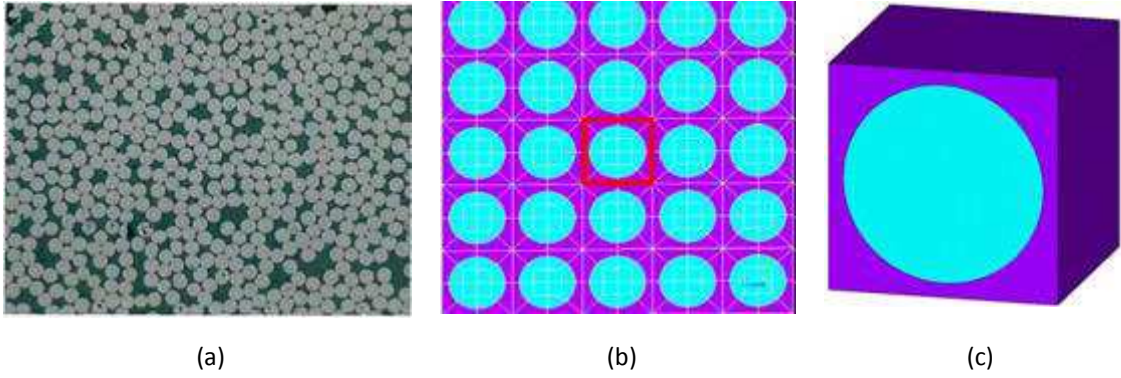


Obr. 15 Verifikační experimentální zkouška pro metodiku FPPA; uspořádání zkoušky (a) RTG detekování módů a hustoty poškození (b)



Obr. 16 Horní deformace při zátěžném cyklu pro vzorek s orientací vláken $[0_2/90_4/\pm 45/90]_5$. Červená křivka zobrazuje přímo data z tenzometrické růžice. Je patrné několikrát vynulování ústředny vždy, když byla zkouška přerušena. Modrá křivka představuje naměřenou deformaci včetně trvalé deformace. Žlutá křivka představuje naměřenou deformaci bez akumulované trvalé deformace, která může být použita jako měřítko tuhosti a tedy i poškození.

Obr. 17 převzatý z literatury [41] znázorňuje kolmý průřez skutečné laminy (a) s náhodně rozmístěnými vlákny, idealizovaný model (čtvercové pole) (b) a jednotkovou buňku čtvercového pole (c). V literatuře [41] je ukázáno, že skutečnou laminu s náhodně rozmístěnými vlákny lze modelovat periodickým modelem. Díky periodicitě a symetrii idealizovaného pole lze předpokládat, že je mechanická odezva každé buňky na vnější zatížení stejná. Pokud jsou pro dané zatížení jednotkové buňky použity vhodné okrajové podmínky symetrie, pak namáhání jednotkové buňky reprezentuje namáhání celé laminy.



Obr. 17 Reálné náhodné rozmístění vláken (a), idealizovaný model (b), jednotková buňka (c). Převzato z literatury [41]

Vztahy mezi napětím a deformací na mikro a makro úrovni

Materiálové vlastnosti laminy jsou dány vlastnostmi vlákna, matrice a objemovým podílem těchto složek. Tsai et al. [41] odvodili vztahy mezi napětími a deformacemi na úrovni vlákno-matrice a na úrovni laminy. Ze známého zatížení laminy je možné určit rozložení napětí v každém místě vlákna a matrice. Vztah mezi mechanickou a teplotní deformací a napětím na úrovni laminy je dán rovnicemi (35), kde σ^{mac} , ϵ^{mac}_{mech} je tenzor napětí a tenzor mechanické (primární) deformace na úrovni laminy, C^{mac} , S^{mac} je matice tuhosti resp. poddajnosti laminy, α^{mac} je vektor součinitelů teplotní roztažnosti laminy a ϵ^{mac}_{ther} je tenzor teplotní (sekundární) deformace na úrovni laminy.

$$\sigma^{mac} = C^{mac} \epsilon^{mac}_{mech} \quad (32)$$

$$\epsilon^{mac}_{mech} = S^{mac} \sigma^{mac}$$

$$\epsilon^{mac}_{ther} = \alpha^{mac} \Delta T$$

Celková deformace na úrovni laminy ϵ^{mac} je součtem mechanické a teplotní deformace (36). Vztahy (35) a (36) je možné přepsat do tvaru (37) resp. (38). Použité symboly mají obvyklý význam.

$$\epsilon^{mac} = \epsilon^{mac}_{mech} + \epsilon^{mac}_{ther} = S^{mac} \sigma^{mac} + \alpha^{mac} \Delta T \quad (33)$$

$$\epsilon^{mac}_{mech} = \epsilon^{mac} - \epsilon^{mac}_{ther}$$

$$\sigma^{mac} = C^{mac} \epsilon^{mac}_{mech} = C^{mac} (\epsilon^{mac} - \epsilon^{mac}_{ther}) \quad (34)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1^{mac} \\ \sigma_2^{mac} \\ \sigma_3^{mac} \\ \sigma_4^{mac} \\ \sigma_5^{mac} \\ \sigma_6^{mac} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11}^{mac} & C_{12}^{mac} & C_{13}^{mac} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21}^{mac} & C_{22}^{mac} & C_{23}^{mac} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31}^{mac} & C_{32}^{mac} & C_{33}^{mac} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44}^{mac} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55}^{mac} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66}^{mac} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon_1^{mac} - \alpha_1 \Delta T \\ \epsilon_2^{mac} - \alpha_1 \Delta T \\ \epsilon_3^{mac} - \alpha_1 \Delta T \\ \epsilon_4^{mac} \\ \epsilon_5^{mac} \\ \epsilon_6^{mac} \end{bmatrix}$$

$$\epsilon^{mac}_{mech} = S^{mac} \sigma^{mac} \quad (35)$$

$$\begin{aligned}
 E_1^{mac} &= \frac{1}{S_{11}^{mac}} & E_2^{mac} &= \frac{1}{S_{22}^{mac}} & E_3^{mac} &= \frac{1}{S_{33}^{mac}} \\
 E_4^{mac} = G_{23}^{mac} &= \frac{1}{S_{44}^{mac}} & E_5^{mac} = G_{13}^{mac} &= \frac{1}{S_{55}^{mac}} & E_6^{mac} = G_{12}^{mac} &= \frac{1}{S_{66}^{mac}} \\
 \nu_{21}^{mac} &= -\frac{S_{21}^{mac}}{S_{11}^{mac}} & \nu_{31}^{mac} &= -\frac{S_{31}^{mac}}{S_{11}^{mac}} & \nu_{32}^{mac} &= -\frac{S_{32}^{mac}}{S_{22}^{mac}}
 \end{aligned}$$

Tsai et al. [41] předpokládali platnost vztahů (35) i na mikro úrovni (úrovni vláknomatrice). Zároveň předpokládali, že složky napětí a deformace na mikroúrovni jsou lineárně závislé na napětí a deformaci na makroúrovni (úrovni laminy). Pak platí rovnice (39) a (40), kde \mathbf{M}_ε je “matice koncentrace” mechanické deformace a \mathbf{A}_ε je “matice koncentrace” teplotní deformace, \mathbf{M}_σ je “matice koncentrace” napětí a \mathbf{A}_σ je “matice koncentrace” teplotního napětí.

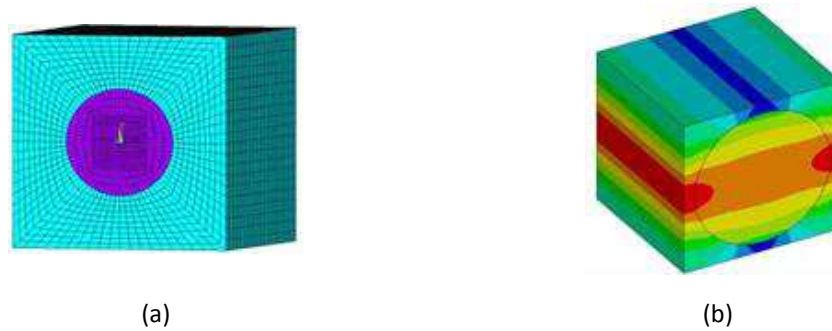
$$\boldsymbol{\varepsilon}_{mech} = \mathbf{M}_\varepsilon \boldsymbol{\varepsilon}^{mac}_{mech} + \mathbf{A}_\varepsilon \Delta T \quad (36)$$

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \varepsilon_{T'} \\ \varepsilon_{TT'} \\ \varepsilon_{LT'} \\ \varepsilon_{LT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ M_{21} & M_{22} & M_{23} & M_{24} & 0 & 0 \\ M_{31} & M_{32} & M_{33} & M_{34} & 0 & 0 \\ M_{41} & M_{42} & M_{43} & M_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & M_{55} & M_{56} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & M_{65} & M_{66} \end{bmatrix}_\varepsilon \begin{bmatrix} \varepsilon_1^{mac} \\ \varepsilon_2^{mac} \\ \varepsilon_3^{mac} \\ \varepsilon_4^{mac} \\ \varepsilon_5^{mac} \\ \varepsilon_6^{mac} \end{bmatrix}_{mech} + \begin{bmatrix} A_1 \\ A_2 \\ A_3 \\ A_4 \\ A_5 \\ A_6 \end{bmatrix} \Delta T$$

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{M}_\sigma \boldsymbol{\sigma}^{mac} + \mathbf{A}_\sigma \Delta T \quad (37)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \sigma_{T'} \\ \sigma_{TT'} \\ \sigma_{LT'} \\ \sigma_{LT} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} & M_{13} & M_{14} & 0 & 0 \\ M_{21} & M_{22} & M_{23} & M_{24} & 0 & 0 \\ M_{31} & M_{32} & M_{33} & M_{34} & 0 & 0 \\ M_{41} & M_{42} & M_{43} & M_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & M_{55} & M_{56} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & M_{65} & M_{66} \end{bmatrix}_\sigma \begin{bmatrix} \sigma_1^{mac} \\ \sigma_2^{mac} \\ \sigma_3^{mac} \\ \sigma_4^{mac} \\ \sigma_5^{mac} \\ \sigma_6^{mac} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} A_1 \\ A_2 \\ A_3 \\ A_4 \\ A_5 \\ A_6 \end{bmatrix} \Delta T$$

Matice \mathbf{M}_ε , \mathbf{A}_ε , \mathbf{M}_σ , \mathbf{A}_σ platí vždy v určitém bodě vlákna, matrice nebo rozhraní a jsou identifikovány pomocí 3D MKP analýzy jednotkové buňky. Z předchozích rovnic lze při znalosti matic \mathbf{M}_ε , \mathbf{A}_ε , \mathbf{M}_σ , \mathbf{A}_σ a zatížení laminy určit napětí v libovolném bodě vlákna, matrice nebo rozhraní. Příklad takového MKP výpočtu je na Obr. 18. V literatuře lze najít různé druhy uspořádání jednotkových buněk a různá řešení modelování rozhraní vlákno-matrice (pevné spojení uzlů vlákna a matrice, modely s pružným rozhraním, atd.) [49].



Obr. 18 MKP model jednotkové buňky (a), napěťová odezva na jednotkové transverzální napětí (b)

Pomocí popsaného mikro mechanického 3D MKP modelování lze určit vztah mezi makro zatížením (napětím, deformací nebo teplotou) a napěťovou a deformační odezvou na mikro úrovni, tj. napětí a deformaci ve vláknu, matici a na jejich rozhraní. Stejně tak lze postup použít pro zjišťování makro mechanických vlastností laminy z mechanických vlastností jednotlivých konstituentů. Při tomto postupu je respektována skutečná stavba kompozitu na mikroúrovni, nedochází k homogenizaci.

U klasického postupu výpočetního posuzování kompozitních materiálů, kdy je materiál laminy homogenizován a uvažován jako ortotropní, je zcela zanedbána nerovnoměrnost napěťového pole uvnitř laminy, která vzniká vlivem rozdílných mechanických vlastností vlákna a matrice. Právě tyto nehomogenity mohou být klíčové při inicializaci poškození. U mikro mechanického modelování je uvažována struktura laminy na mikro úrovni. Rozložení napětí a deformací na mikroúrovni bývá vypočteno pomocí idealizovaného modelu s pravidelným rozložením vláken. Ve skutečnosti jsou ale vlákna v příčném řezu uspořádána náhodně – viz Obr. 17 (a). Proto je třeba ověřit platnost výpočtů na idealizovaném pravidelném modelu. Ha et al. [49] vytvořili algoritmus pro sestavení 3D výpočetního modelu s náhodným rozložením vláken. Dále vytvořili 3D MKP model podle skutečného rozložení vláken a výsledky z těchto dvou modelů porovnávali. Kritériem porovnání obou modelů bylo statistické hodnocení složek napětí na rozhraní vlákno-matrice u všech vláken uvažovaných modelů. Výsledkem byla dobrá shoda modelu s reálným rozložením vláken a náhodně generovaným rozložením vláken. Tím byl verifikován výpočtový model s náhodně generovaným rozložením vláken. Výsledky tohoto modelu byly následně porovnávány s výsledky modelů s pravidelným rozložením vláken. Ha et. al. [49] zjistili, že výsledné rozložení složek mikro napětí a napětí na rozhraní vlákno-matrice se u modelu s náhodně generovaným rozložením vláken řídí Weibullovým rozdělením. Proto se i případný rozptyl pevností laminy bude řídit Weibullovým rozdělením. Dále bylo zjištěno, že odezva modelů s pravidelným rozložením vláken je v dobré shodě s modelem s náhodným rozložením vláken. Tím byla verifikována schopnost modelů s pravidelným rozložením vláken simulovat reálnou mechanickou odezvu laminy včetně pevnosti.

3.5.4 Mikro mechanika porušení dlouhovláknových kompozitů

Přístup mikro mechaniky porušení (MMF) [50] slouží k predikci počátečního porušení u dlouhovláknových kompozitních materiálů. Většina teorií uvažuje porušení systému vlákno-matrice jako poškození celku a jen málo teorií rozlišuje i mód porušení. Tyto

teorie se převážně věnují statickému porušení. Pro zahrnutí teplotních a časových vlivů jsou často tato kritéria upravována použitím koeficientů. Přístup mikro mechaniky porušení se snaží zohlednit nerovnoměrnost napěťového pole uvnitř laminy a rozlišit jednotlivé módy porušení při minimalizaci počtu vstupních materiálových parametrů.

Porušení vláken

Vlákna jsou uvažována jako příčně izotropní s řádově vyšší pevností ve směru délky vlákna než ve směru kolmém. Ha et. al. [50] používají pro porušení vlákna kvadratické kritérium porušení, které má formu známého Tsai-Wu kritéria

$$\sum_{j=1}^6 \sum_{i=1}^6 F_{ij} \sigma_i \sigma_j + \sum_{i=1}^6 F_i \sigma_i = 1, \quad (38)$$

kde F_{ij} jsou koeficienty vycházející z pevnosti materiálu vlákna v jednotlivých směrech. Vlákno přenáší většinu zatížení v osovém směru L , zatímco matrice přenáší většinu zatížení v příčných směrech T , T' a ve smyku. Při porušení laminy v příčném směru a smyku bude kritické porušení matrice. Proto lze z kritéria porušení vláken vypustit výrazy náležící příčnému směru a smyku a kritérium zjednodušit:

$$-C_f < \sigma_x < T_f. \quad (39)$$

Obecně lze porušení vláken v tahu nebo tlaku považovat za křehké, proto není potřeba žádný model, který by popisoval degradaci materiálu vlákna v čase.

Porušení matrice

Materiál matrice je ve většině případů izotropní s rozdílnými pevnostmi v tlaku a tahu. Mnoho studií naznačuje, že porušení matrice nezáleží jen na deviátorovém invariantu napětí (redukované napětí HMM), ale také na napjatosti na "změnu objemu" (prvním invariantu napětí). Běžně používaná kritéria porušení (Mohr-Coulomb nebo zobecněné HMM kritérium) je třeba modifikovat zahrnutím prvního invariantu napětí [50].

Porušení rozhraní vlákno-matrice

Odlepení vlákna od matrice ("debonding") je dáno působením normálového a smykových napětí na rozhraní vlákno-matrice. Camanho et. al. [51] uvádějí kvadratické kritérium porušení rozhraní vlákno-matrice:

$$\left(\frac{t_n}{Y_n}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{t_x}{Y_x}\right)^2 = 1, \quad (40)$$

kde t je napětí na rozhraní vlákno-matrice, indexy n , t , x označují normálový, tangenciální a axiální směr vlákna, Y jsou maximální dovolené hodnoty napětí na rozhraní. Po dosažení podmínky (43) nedojde k úplnému oddělení vlákna od matrice (tj. k náhlému poklesu napětí na rozhraní na nulu), ale k postupné degradaci rozhraní, kdy s postupujícím „debondingem“ postupně klesají hodnoty napětí t .

Pevnosti jednotlivých složek a rozhraní, které jsou nezbytné jako vstupní hodnoty do výše uvedených kritérií, jsou samy o sobě obtížně měřitelné. Obvykle jsou experimentálně měřeny pevnosti lamin nebo jednosměrných laminátů v jednotlivých

směrech. Z pevností lamin lze pevnosti jednotlivých složek získat opět pomocí mikro mechanického MKP modelování. Například pevnost matrice lze dopočítat z pevnosti laminy ve směru kolmém na vlákna, protože převládajícím módem porušení v tomto směru je porušení matrice.

Výhodou mikro mechanického přístupu modelování poškození kompozitních materiálů je schopnost výpočetně určit nejen kritický stav napjatosti, ale i mód porušení na úrovni složek kompozitu. Postup je založen na mikro mechanickém MKP modelování a na kritériích porušení jednotlivých složek. Omezení mikro mechanického přístupu je, že předpokládá porušení celé laminy v okamžiku, kdy dojde k porušení buď vlákna, matrice nebo rozhraní v jedné reprezentativní buňce. Takto definovaný přístup je tedy použitelný pouze pro předpověď prvního porušení, kdy je namáhání jednotkové buňky reprezentativní pro všechny jednotkové buňky, namáhané stejným zatížením. Po prvním porušení ztrácí struktura periodicitu.

Ha et. al. [50] navrhuje model postupného poškozování definovaný poškozujícím parametrem D , kde

$$D = \left(\frac{\sigma_{HMH}}{\sigma_{HMH}^{cr}} \right)^2 + \left(\frac{I_1}{I_1^{cr}} \right) - 1 \quad (41)$$

I_1 je první invariant napětí a I_1^{cr} je jeho kritická hodnota. Předpokladem tohoto modelu je, že bude poškození probíhat v matrici. Pro zbytkový modul pružnosti matrice E_m pak platí vztah

$$E_m = E_{m0}(1 - D) \quad (42)$$

kde pro D platí $0 < D < 1$. V MKP modelu po iniciaci poškozování prvky postupně degradují, dokud $D = 1$. Pak je element vyřazen z modelu (nebo je mu přiřazena nulová tuhost). Další modely progresivního poškozování, tj. poškozování mezi vznikem prvního porušení (FPF – first ply failure) a porušením poslední vrstvy (LPF last ply failure), uvádějí např. Tay et. al. [52].

3.5.5 Predikce životnosti založená na mikro mechanickém modelování

Ha et. al. [53] používají k hodnocení dlouhodobé spolehlivosti (tj. k predikci zbytkové tuhosti, pevnosti a životnosti) a k modelování progresivního poškozování software SuperMicMac – SMM. Ten předpokládá homogenní rozložení poškozování v lamině, to znamená, že se poruší celá vrstva při dosažení kritického stavu kdekoli v této vrstvě. Metoda je proto vhodná pro lamináty s homogenním rozložením napětí.

Pro součásti s koncentrátorem napětí byla vyvinuta metoda EOD – „Evolution of Damage“, kde degradace materiálových vlastností probíhá v jednotlivých elementech MKP modelu (například pokles tuhosti elementu). Spojením MMF a EOD je možno simulovat postupné poškozování laminátu element po elementu i u součástí s koncentrátorem napětí. Pokud je do modelu zahrnuta i časová změna mechanických vlastností složek kompozitu, nazývá se uvedený přístup MAE [54].

Pomocí výše popsaného postupu jsou vypočítány napětí na mikroúrovni ve všech elementech modelu. Přírůstek poškozování $D(t_i)$ v časovém kroku Δt_i je určen podle únavových křivek materiálu složek. Princip je znázorněn ve schématu na Obr. 19.

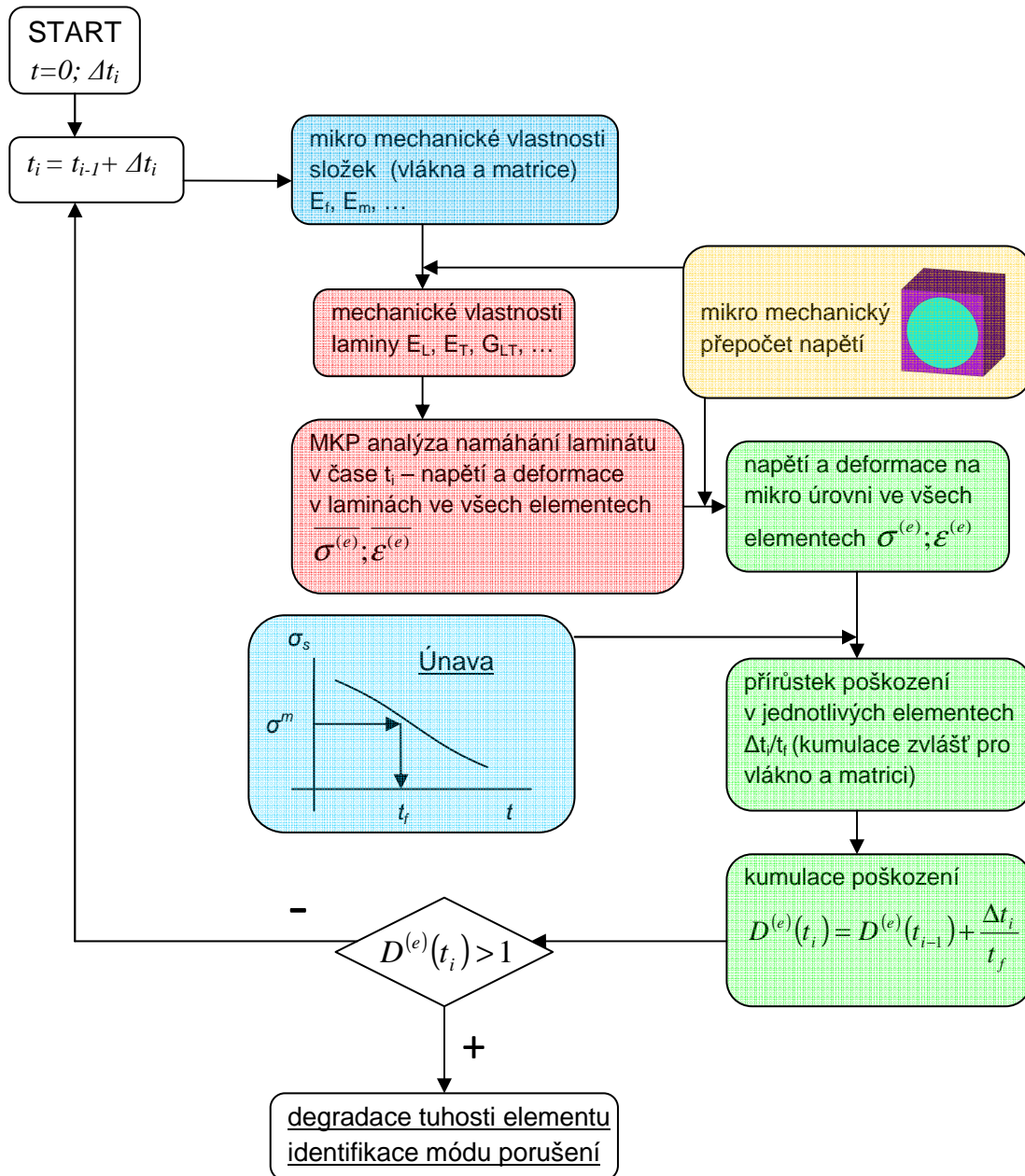
Poškození $D(t_i)$ se pro každý element kumuluje pro všechny časové kroky t_i . Sihna a Park [54] využívají lineární model kumulace únavového poškození:

$$D^{(e)}(t_i) = \sum_{j=1}^{i-1} D^{(e)}(t_{i-j}). \quad (43)$$

Počáteční hodnota kumulovaného poškození je 0 a hodnota při porušení je 1. Pokud kumulované poškození elementu přesáhne hodnotu 1, považuje se daný element za porušený. Poissonova čísla v přístupu Sihna a Parka [54] zůstávají během kumulace poškození nezměněna. Poškození se kumuluje zvláště pro vlákno, matrici a rozhraní, proto je snadné určit mód porušení. Určení přírůstku poškození $D^{(e)}(t_i)$ je klíčovým krokem analýzy simulace únavového poškození.

Omezením popsané metodiky je, že je velice obtížné získat únavové vlastnosti samotných složek kompozitu – vlákna, matrice a jejich rozhraní. Navíc metodika předpokládá, že únavové vlastnosti složek např. matrice budou stejné lokálně v kompozitu jako pro vzorky vyrobené jen z matrice. Největší nevýhodou je, že metodika předpokládá periodicitu struktury materiálu i po prvním poškození. Tzn., pokud dojde k poškození na jednotkové buňce, tj. v jednom místě struktury, díky předpokládané periodicitě by mělo dojít ke stejnému poškození ve všech jednotkových buňkách, tedy ve všech místech struktury. V praxi je ale periodičita na mikroúrovni porušena právě výskytem prvního poškození v místě s nejmenší únosností.

Mikro mechanickým modelováním progresivního poškození se zabývá i Liu et al. [55]. Na jednotkové buňce, jejíž namáhání simuluje namáhání laminátu ve stěně tlakové nádoby, simulují postupné poškození vlákna, matrice a rozhraní. Uvažují periodicky se opakující jednotkovou buňku s pěti vlákny.



Obr. 19 Schéma predikce životnosti pomocí propojení MMF a EOD: modrá pole označují vstupní data, žlutá pole označují výpočet MMF, zelená pole označují výpočty na mikroúrovni, červená výpočty na makroúrovni

Únava C/E laminátů a WFRP E-glass/epoxy laminátů

4.1 Namáhání míjivým tahem – C/E vzorky

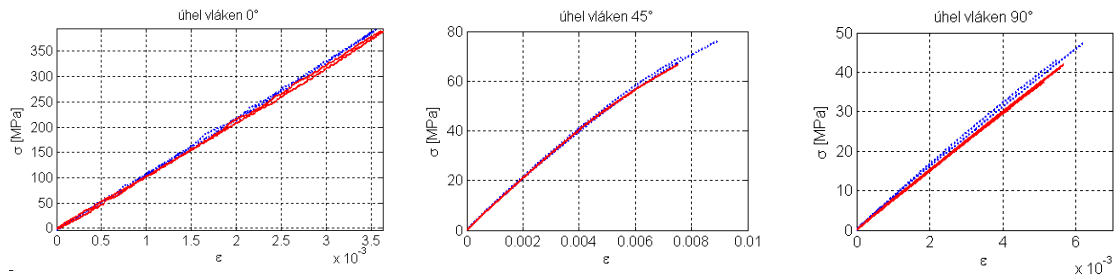
První pokusy s měřením poklesu tuhosti byly provedeny při zatěžování míjivým tahem ve spolupráci s ČVUT. Zkušební vzorky z jednosměrového karbon-epoxidového (C/E) prepregu měly orientaci vláken 0°, 45° a 90°. Experimentálně identifikované materiálové vlastnosti byly $E_L=107.95$ GPa; $E_T=7.59$ GPa; $G_{LT}=4.05$ GPa; $\nu_{LT}=0.3225$. Vzorky měly rozměry 20 x 2 x 200mm a 20 x 1 x 200mm pro případ vzorků 0°. Konce vzorků byly osazeny hliníkovými destičkami, aby se předešlo poškození vzorků tlakem upínacích čelistí. Nejprve bylo provedeno měření statické pevnosti všech typů zkušebních vzorků. Průměrná pevnost vzorků 0° byla 1251,6 MPa, pro vzorky 45° a 90° byly průměrné hodnoty pevností 72,9 MPa resp. 44,1 Mpa. Poté byly vzorky zatěžovány míjivým cyklem o frekvenci 20Hz. Zbytková pevnost pro zkoušené vzorky je uvedena v Tabulka 1 spolu s hodnotami pevnosti panenských vzorků. Relativní rozkmit napětí udává poměr mezi pevností před zatěžováním a rozkmitem napětí při zatěžování. Pokles pevnosti byl pozorován u vzorků 45°. Nicméně, u vzorků 0° a 90° nebyl pozorován významný pokles pevnosti. Výsledky navíc vykazují poměrně velký rozptyl.

orientace vláken	relativní rozkmit [-]	počet cyklů [-]	zbytková pevnost [MPa]
0°	-	0	1251,6
0°	0,55	10 ⁴	1179,1
0°	0,55	10 ⁵	1266,9
0°	0,55	10 ⁶	1331,5
45°	-	0	72,9
45°	0,42	500 000	59,1
45°	0,42	602 000	66,6
90°	-	0	44,1
90°	0,43	50 000	41,3
90°	0,43	210 000	37,5
90°	0,43	500 000	45,6

Tabulka 1 Zbytkové pevnosti C/E laminátu po zatížení míjivým tahem

Každých 50.000 cyklů byla také měřena zbytková tuhost. Záznamy z měření tuhosti jsou vyobrazeny na Obr. 20. Jak je vidět, nebyl zaznamenán téměř žádný pokles tuhosti. Pravděpodobný důvod je nízká zvolená úroveň zatěžování – hodnota horního napětí pouze v rozmezí 42 - 55% statické pevnosti nepoškozeného materiálu. Trhlinky v matici buď vůbec nevzniknou, nebo je jejich šíření zastaveno na rozhraní vlákno-matrice.

Navíc byl sledován pokles tuhosti a pevnosti v podélném směru u vysokomodulového vysokopevnostního materiálu, kde se případné mikro poškození matrice téměř



Obr. 20 Tahové křivky pro C/E laminát

neprojeví. V tomto případě by se únavové poškození více projevilo na změně torzní nebo ohybové tuhosti. Zkušební vzorky před zatěžováním a po statickém dotržení jsou vyobrazeny na Obr. 21. Výsledky experimentu byly publikovány kolektivem autorů Katedry mechaniky ZČU v Plzni např. v [5].



Obr. 21 Zkušební vzorky pro zatěžování mĳivým tahem

4.2 Namáhání ohybem – C/E vzorky

Většina únavových zkoušek kompozitních materiálů se provádí v jednoosém mĳivém tahu nebo střídavém tahu/tlaku. Zkoušky tohoto typu jsou upraveny normou ASTM D3479 [56]. Protože se ukázalo, že pokles tuhosti u vysokomodulových kompozitových prepregů je těžko pozorovatelný (mikro poškození matrice se neprojeví na změně tuhosti ve směru vláken při namáhání ve směru vláken), bylo rozhodnuto o provedení nestandardních únavových zkoušek v mĳivém ohybu. Ačkoliv únavové zkoušky kompozitních materiálů v ohybu nejsou normalizovány, mají celou řadu výhod [36]:

- i. ohybové namáhání se u reálných strojních součástí vyskytuje častěji, než čistě tahové namáhání,
- ii. u střídavého namáhání odpadá problém se vzpěrem u tlakového namáhání,
- iii. síly potřebné k vyvolání požadovaného namáhání jsou malé.

Nevýhodou je složitost namáhání vzorku a velmi náročné vyhodnocování zkoušek. Díky velkým posunutím je navíc úloha geometricky nelineární.

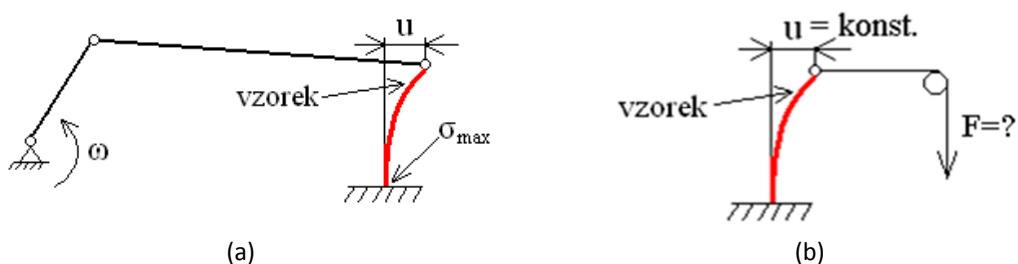
Pro vlastní únavové zkoušky v ohybu byl vybrán C/E materiál PANEX, vyrobený firmou LA composite. Jedná se o osmivrstevný karbonový prepreg. Všechny vrstvy mají stejnou orientaci. Elastické vlastnosti a pevnosti materiálu jsou uvedeny v Tabulka 2. Z desek o rozměru přibližně 500 x 500mm byly vodním paprskem vyřezány vzorky o rozměrech 200 x 10 x 2mm s orientací vláken 0° vůči podélné ose vzorků.

	E_L	E_T	G_{LT}	μ_{LT}	X^T	X^C	Y^T	Y^C	S^L
	[GPa]	[GPa]	[GPa]	[-]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]
PANEX	107,95	7,59	4,05	0,3225	1190,5	1160,0*	43,0	200,0*	62,3

Tabulka 2 Elastické vlastnosti a pevnosti materiálu PANEX

4.2.1 Experimentální měření

Únavová zkouška vychází z poznatků zveřejněných v literatuře [32], [34], [35], [57]. Byla provedena na zkušebním stroji, který je zobrazen na Obr. 23. Jednoduché schéma zatěžování je znázorněno na Obr. 22. Rotační pohyb je přenášen na kliku klínovým řemenem z jednofázového asynchronního motoru SIEMENS o výkonu 1,5kW/1430ot./min. Klikový mechanismus vychyluje horní konec vzorku o pevně danou hodnotu posunutí u . Jedná se o analogii čtyřkloubového mechanismu, kdy je čtvrtý kloub nahrazen tuhostí pružného vzorku. Vzorky jsou uspořádány po dvou, jsou tedy zatěžovány a měřeny dva vzorky najednou a výsledky se proto průměrují. Měření bylo omezeno na vzorky s orientací vláken 0° . Ohyb vzorků probíhá v rovině kolmé k podélným osám vzorků.



Obr. 22 Schéma zatěžování zkušebních vzorků C/E laminátu (a) a měření ohybové tuhosti vzorků (b)

Délka kliky není nastavitelná, hodnota výchylky u je proto konstantní. Požadovanou hodnotu namáhání lze získat změnou délky vzorku. Vetknutí vzorku je posuvné ve všech třech směrech, lze tedy nastavit i koeficient nesouměrnosti cyklu R . Ten byl u měření omezen hodnotami 0.02 - 0.06. Jednalo se tedy o míjivé zatěžování.

Vzhledem k nemožnosti ustavit vzorek přesně tak, aby vykazoval požadované namáhání, bylo třeba po upnutí vzorku změřit jeho skutečnou polohu vůči rámu stroje. To je prováděno laserovým měřičem výchylky Micro-Epsilon optoNCDT 2200. Získaná data jsou pak použita v numerické simulaci skutečného namáhání vzorku. Také byla určena skutečná hodnota součinitele nesouměrnosti cyklu R . Nevýhodou takového

způsobu je nutnost provádět nelineární MKP výpočty, aby mohlo být zpětně určeno skutečné namáhání zkušebních vzorků. MKP výpočty byly prováděny v software MSC.Marc.



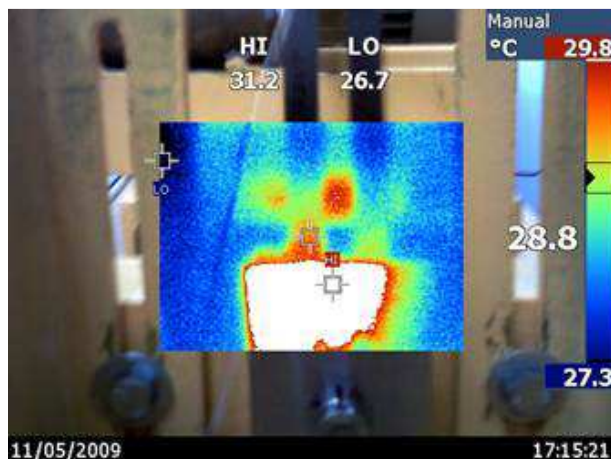
Obr. 23 Zkušební stroj pro únavové zkoušky C/E laminátu v ohybu

V průběhu zatěžování byla zaznamenávána zbytková tuhost vzorků v ohybu tak, jak je znázorněno na Obr. 22 (b). Byla zaznamenávána síla, která je nutná k vychýlení vzorků na určenou hodnotu výchylky. Tím byla zajištěna geometrická shodnost různých měření a tedy vzájemná porovnatelnost výsledků. Síla byla měřena digitálním siloměrem Lutron FG-5100. Výchylka byla snímána laserovým měřičem výchylky. Vždy po určitém počtu cyklů bylo desetkrát provedeno měření síly, z nich byla určena průměrná hodnota a směrodatná odchylka měření. Výstupem měření je závislost síly F , potřebné k vychýlení vzorku na předem určenou hodnotu výchylky, na počtu zátěžných cyklů. Aby bylo možno navzájem porovnat jednotlivá měření, je síla F přepočítána na tuhost, která je vyjádřena modulem pružnosti ve směru vláken E_L . Modul pružnosti byl určen pomocí iteračního nelineárního MKP výpočtu v softwaru MSC.Marc. Řídicí program, vytvořený v softwaru Matlab, nastaví startovací hodnotu E_L . Poté je proveden MKP výpočet a je vypočtena hodnota výchylky určeného uzlu při zadané síle změřené siloměrem. Podle porovnání naměřené a vypočítané hodnoty výchylky řídicí program upraví hodnotu E_L . Cyklus se zastaví, pokud vypočtená výchylka odpovídá změřené výchylce. Tomu odpovídající hodnota E_L pak reprezentuje momentální zbytkovou tuhost vzorku po určitém počtu zatěžujících cyklů. Pro účely názorného porovnání je zbytková tuhost normována podle hodnoty počáteční tuhosti: E_i/E_0 .

MKP model dvojice vzorků byl vytvořen v softwaru MSC.Marc pomocí 2D shellových kvadratických elementů. Materiál byl modelován jako vrstvený s ortotropními vlastnostmi vrstev. Kloub připojení ojnice byl modelován za použití prvků RBE2'S link. Vzorky byly na svém dolním konci vetknuty. Byla uvažována velká posunutí, problém byl geometricky nelineární.

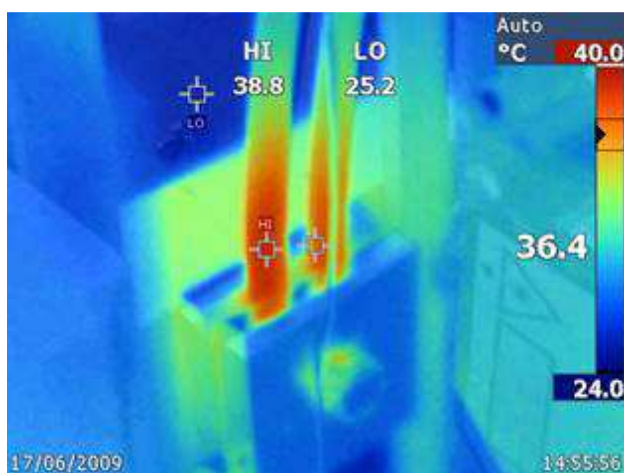
Regulace frekvence zatěžování je zajištěna předřazením regulačního autotransfornátoru před zkušební stroj. Transformátor reguluje napětí, které vstupuje do asynchronního motoru stroje a tím reguluje jeho otáčky. Frekvence zatěžování je 11,25Hz s plynulým nájzdem na provozní frekvenci. Plynulý nájzd vyloučí poškození materiálu od nežádoucích dynamických sil.

Kvůli viskoelastické povaze polymerních materiálů dochází při cyklickém namáhání kompozitu k fázovému posunu mezi napětím a deformací. V grafu napětí-deformace můžeme pozorovat hysterezní smyčku. Disipovaná energie se mění v teplo. Změna teploty může vést k následnému ovlivnění mechanických i únavových vlastností zkušebních vzorků. Nárůst teploty vzorků při cyklickém zatěžování vlivem autogenního zahřívání byl zkoumán pomocí termografické kamery Fluke TI25 Thermal Imager. Po 5000 cyklech při frekvenci zatěžování 11.25Hz došlo k nárůstu teploty o pouhých 1,5°C. Rozložení ustáleného teplotního pole při cyklickém zatěžování je znázorněno na Obr. 24 v infračerveném spektru.



Obr. 24 Ustálená teplota v místě vetknutí zkušebních vzorků při cyklickém zatěžování

Dalším analyzovaným jevem byl vliv teploty prostředí na ohybovou tuhost zkušebních vzorků. Protože laboratoř není klimatizována, pohybovala se teplota v místnosti mezi 20°C a 30°C. Nejprve byla změřena ohybová tuhost při 20°C. Poté byly vzorky zahřáty v místě největšího namáhání postupně na 30°C a 36°C pomocí horkovzdušného ventilátoru. Zvýšená teplota v této oblasti by měla tedy nejvíce ovlivnit ohybovou tuhost vzorků. Rozložení teploty po umělém zahřátí vzorků je znázorněno na Obr. 25.

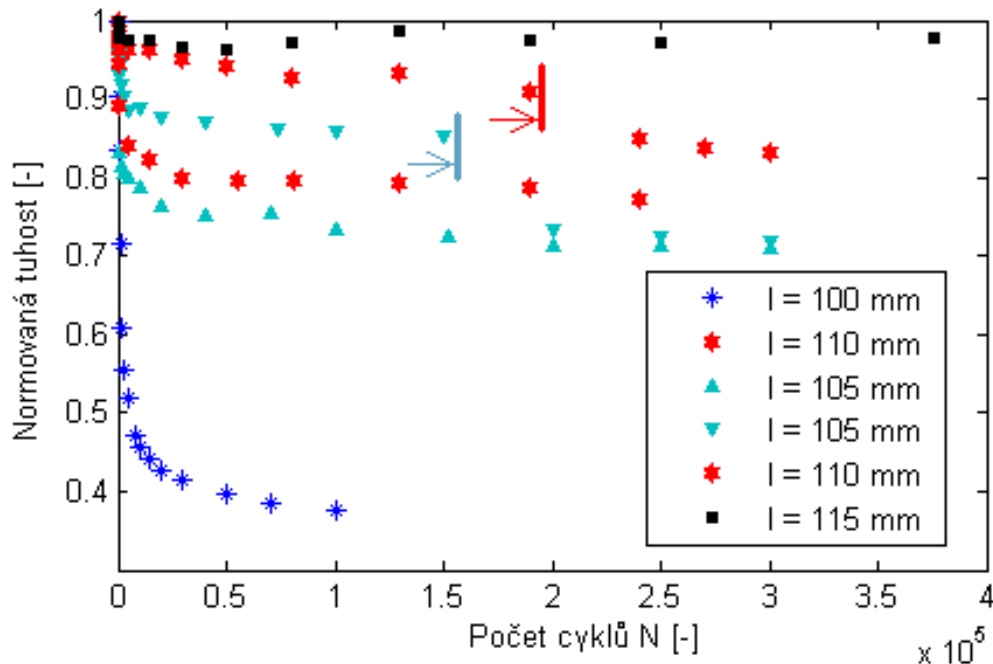


Obr. 25 Rozložení teploty po zahřátí zkušebních vzorků

Mezi první a druhou úrovní teploty tuhost klesla o 0.4%, mezi druhou a třetí úrovní se tuhost nezměnila. Vliv nárůstu teploty vzorků vlivem hystereze i vliv kolísání absolutní teploty v laboratoři na únavovou i mechanickou odezvu zkušebních vzorků byl proto z výše uvedených důvodů zanedbán.

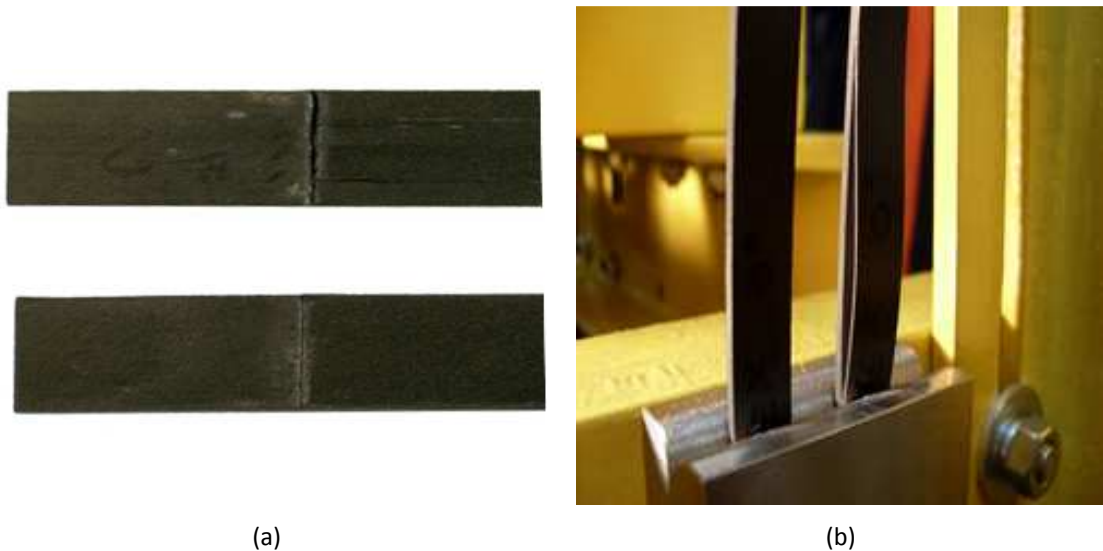
4.2.2 Výsledky zkoušky

Výsledkem zkoušek a následného vyhodnocení MKP výsledků je závislost zbytkového modulu pružnosti ve směru vláken (normováno podle počáteční hodnoty $E_{L0} - E_L/E_{L0}$) na počtu zátěžných cyklů pro určitou konstantní hodnotu amplitudy deformace a součinitele nesouměrnosti cyklu. Příklady průběhu poklesu tuhosti jsou uvedeny v grafu na Obr. 26 pro různé délky zkušebních vzorků (různé úrovně amplitudy napětí) při $R \in (0,02;0,06)$.



Obr. 26 Průběhy poklesu normované tuhosti pro různé délky vzorků

Všechny vzorky vykázaly předpokládané chování při cyklickém zatěžování tak, jak je znázorněno na Obr. 8. Pokles normované tuhosti odráží rozvíjející se poškození. Na začátku procesu dochází k prudkému poklesu tuhosti, v následné fázi je pokles tuhosti postupný. Většina poškození probíhá v krajních nejvíce namáhaných vrstvách. Po určitém počtu cyklů (v Obr. 26 vyznačeno svislou čarou a šipkou) zřejmě dochází k nestabilnímu porušení krajní vrstvy. Důsledkem toho tuhosti skokově poklesne. Následný pokles tuhosti je pak dán složitým procesem kombinace postupného poškozování vnitřních vrstev ve spojení s delaminací krajní vrstvy. Porušení krajní vrstvy vzorku a následná delaminace je znázorněna na Obr. 27. Maximální relativní rozdíl normované tuhosti pro jednu hladinu zatěžování je přibližně 15%. Důvodem může být rozptyl v mechanických a únavových vlastnostech kompozitních materiálů. Chování vzorku o délce 100mm (tedy nejvyšší úroveň namáhání) je ovlivněno tím, že horní napětí cyklu je blízko statické meze pevnosti. Proto se při cyklickém zatěžování objevují jiné mechanismy porušení jako praskání vláken. Výsledky zkoušek jsou publikovány např. v [58] nebo [4].



Obr. 27 Detail poškození C/E vzorků po únavové zkoušce v ohybu. Porušení krajní vrstvy v místě vetknutí (a), delaminace krajní vrstvy u vetknutých vzorků (b)

Pro zobecnění výsledků byl vytvořen empirický matematický model pro pokles tuhosti ve směru vláken [59]:

$$E_L(E_{L0}, \sigma_a, R, N) = E_{L0} \left(1 - \frac{\sigma_a}{a} N^{(b+R)} \right) \quad (44)$$

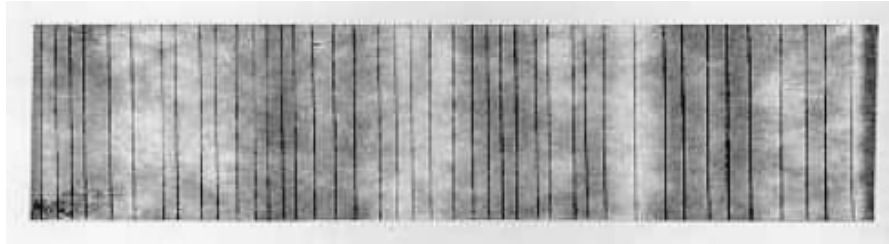
kde σ_a je amplituda napětí, R je součinitel nesouměrnosti cyklu (omezeno na 0,02-0,06), N je počet cyklů a a a b jsou empirické parametry získané proložení experimentálních výsledků. Pomocí rovnice (47) lze pro jakýkoliv počet cyklů určit momentální hodnotu zbytkové tuhosti, vyjádřenou hodnotou modulu pružnosti ve směru vláken E_L , v závislosti na amplitudě zatěžování. Předpokladem platnosti je, že ostatní parametry jsou stejné jako při experimentálním zkoušení. Model je platný do okamžiku prasknutí krajní vrstvy a s tím souvisejícím počátkem šíření delaminace a nezahrnuje poslední fázi nestabilního šíření delaminace a praskání vláken.

4.2.3 Diskuse výsledků provedených únavových zkoušek

Podle Tanga, Guo a Weitsmana [12] způsobuje únavové poškození od cyklického namáhání tahem pouze minimální změny podélné tuhosti laminátů po první fázi strmého poklesu tuhosti. Místo poklesu podélné tuhosti navrhuje použít jako měřítko únavového poškození pokles torzní tuhosti. Většina zatížení je totiž přenášena vrstvami s podélnou orientací vláken, zatímco únavové poškození se odehrává převážně ve vrstvách s kolmou orientací vláken. Na Obr. 28 převzatého z literatury [12] je rentgenový snímek použitých vzorků o skladbě $[0^\circ, 90^\circ]_s$. Je viditelné rozsáhlé poškození příčnými trhlinami, které se projeví na podélné tuhosti podstatně méně než na torzní nebo ohybové tuhosti.

Malé ovlivnění podélné tuhosti při zatěžování cyklickým tahem se potvrdilo i u provedených únavových zkoušek, popsanych v podkapitole 4.2. Proto nelze výsledky popsanych zkoušek použít pro smysluplnou predikci životnosti nebo zbytkové pevnosti. Obzvláště pak s ohledem na nízký počet provedených měření a velký rozptyl materiálových vlastností kompozitů. To potvrzuje i Mallick [60], který srovnává S-N křivky různých kompozitů při namáhání tah-tah nebo tah-tlak a potvrzuje,

že u vysokomodulárních uhlíkových kompozitů leží celá S-N křivka v pásmu rozptylu statických pevností.



Obr. 28 Rentgenový snímek poškození laminátu transversálními trhlinami ve vrstvě 90° (zdroj: [12])

Výhodou ohybových zkoušek je to, že se únavové poškození projeví u ohybové tuhosti i v případě analyzovaného materiálu C/E. Navíc se ohybové namáhání u reálných konstrukcí vyskytuje častěji než namáhání čistě tahové. Přístup zbytkové tuhosti ale přináší řadu omezení, nevýhod a nejasností.

Při sledování nebo simulování poklesu tuhosti je třeba určit kritérium pro posouzení konce životnosti. Zpravidla totiž tuhost neklesne na nulu ani při úplné destrukci. Je tedy třeba určit kritickou hodnotu tuhosti. Pokud zbytková tuhost poklesne pod tuto hodnotu, vyčerpala součást veškerou životnost. Paepgem a Degriek [10] navrhuje jako kritickou hodnotu tuhosti tu hodnotu, které odpovídá deformaci rovné kritické hodnotě deformace při statickém porušení. Alternativně se používají upravená statická kritéria. Úprava je nutná z toho důvodu, že zbytková pevnost při cyklickém zatěžování je funkcí času t (počtu cyklů N) a teploty T : $X=X(t, T)$.

Změna tuhosti je komplexní funkce stavu napjatosti, tvaru součásti (vzorku) a materiálu. Výpočetní modely založené na poklesu tuhosti jsou často založeny na proložení experimentálních dat, která vznikla za specifických podmínek. Tyto čistě empirické modely nelze spolehlivě užívat pro případy s obecným zatížením, stavbou a druhem materiálu. Značná část ohybových zkoušek je prováděna pouze na vzorcích s orientací vláken 0°, takže výsledky nezohledňují víceosé namáhání, které vzniká díky obecné anizotropii. Empirické koeficienty pak nelze použít pro analýzu skutečných součástí s obecnou skladbou materiálu. Je proto třeba použít rozšířené modely pro víceosé namáhání. Často je průběh tuhosti dáván do souvislosti s módy porušení, které jsou identifikovány některou nedestruktivní defektoskopickou metodou.

Obecným cílem je vytvořit model, který nezávisí na okrajových podmínkách, skladbě vrstev atd., a to s minimem vstupních hodnot, které je nutno získat experimentálně. Experimentální únavové zkoušky celých konstrukcí nebo jednotlivých konstrukčních uzlů není možné provádět kvůli velkému množství proměnných a z toho plynoucí obrovské finanční náročnosti. Výpočetní model založený na omezeném množství experimentálních dat musí být náležitě ověřen. Validace by měla být provedena experimentálně, ale na jiném experimentu, než pomocí kterého byl vytvořen model samotný. To v případě ohybového namáhání, popsaného v bodě 4.2.1 nemohlo být provedeno.

Výhodou popsaných ohybových zkoušek je, že postup je jednoduchý a zkoušky jsou relativně dostupné. Nevýhodou je nutnost poměrně složitě vyhodnocení experimentálních výsledků v podobě nelineárních MKP výpočtů. Zásadní nevýhodou je však to, že vytvořený matematický model je pouze proložení experimentálních výsledků, získaných při specifických podmínkách ohybových zkoušek. Empirické koeficienty tedy zřejmě nebudou nezávislé na typu zatěžování, skladbě vrstev atd. Navíc nebylo možné ověřit model experimentálně na jiném experimentu, než pomocí

kterého byl vytvořen model samotný. Je nutno uvést, že uvažování poklesu tuhosti je nezbytnou součástí modelování životnosti, ale samo o sobě nestačí k predikci životnosti. Navíc je platnost popsaného modelu omezena na specifické podmínky popsaného experimentálního měření.

Pro získání experimentálních dat, které by se daly použít pro predikci únavového poškození, je vhodnější použít experimentální zkoušky hladkých neutrubovaných vzorků, které jsou namáhány pouze tahem/tlakem. Poškození je v tom případě rovnoměrně rozprostřeno do celého objemu materiálu díky homogennímu poli deformací. Proto bylo rozhodnuto o provedení únavových zkoušek v míjivém tahu, které jsou blíže popsány v následující podkapitole 4.3

4.3 Namáhání míjivým tahem – WFRP E-glass/epoxy

Podkapitola 4.3 se zabývá únavovým poškozením E-glass/epoxy laminátu, kde výztuhu tvoří skelná tkanina (WFRP). Cílem projektu, který probíhal ve spolupráci Katedry mechaniky Západočeské univerzity v Plzni a Výzkumného a zkušebního leteckého ústavu v Praze, bylo provést únavové zkoušky vzorků z tkaninového laminátu, zaznamenávat pokles zbytkové tuhosti a pevnosti a počet cyklů do porušení vzorků. Výsledky publikovali Laš, Měšťánek, Hraška a Cagaň [7].

Materiál E-glass/epoxy WFRP je používán v širokém spektru aplikací díky tomu, že je tuhý a pevný v tahu i v tlaku a zároveň je levný. Nevýhodou je naopak jeho malá tuhost a pevnost ve smyku. Tkaninové kompozity jsou typické pro svoji velkou odolnost proti porušení impaktem, svojí velkou tolerancí poškození a jednoduchostí výroby. Typická součást vyrobená ze skelného tkaninového laminátu je tenkostěnná konstrukce jako například tlaková nádoba atp.

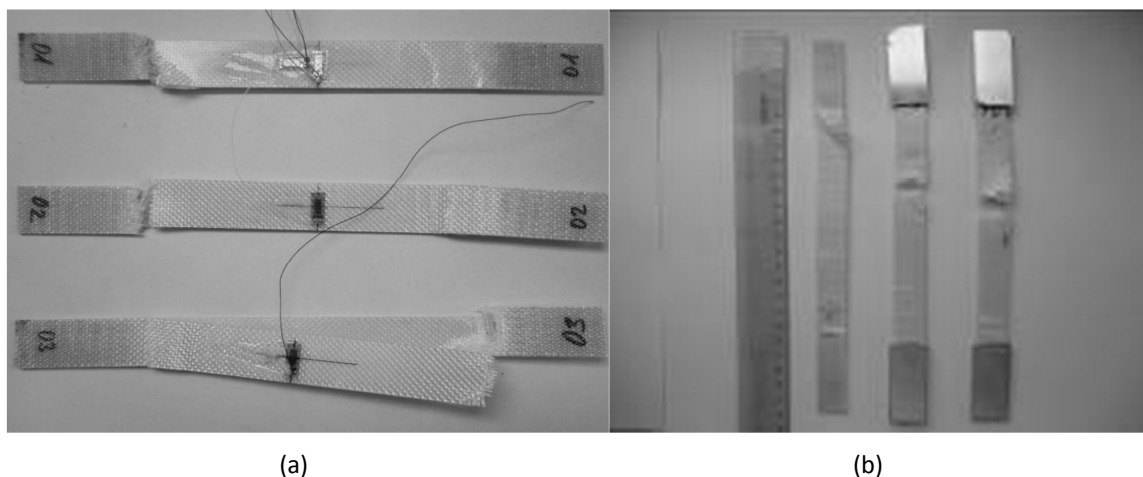
Analyzovaný materiál je E-glass/epoxy laminát s tkaninovou výztuží (WFRP). Tkaninová výztuž má dvouosou plátnovou vazbu s pravidelným propletením pramenců osnovy a útku. Plátnová vazba je vyvážená, proto má tkaninový laminát stejné mechanické vlastnosti ve směru osnovy i útku. Všechny vrstvy analyzovaného laminátu mají stejnou orientaci $0^\circ/90^\circ$.

U tkaninových laminátů je možné rozlišovat poškození na mikro úrovni (úroveň vlákno-matrice, tj. v rámci pramence), meso úrovni (úroveň osnova-útek) a makro úrovni (úroveň laminy nebo laminátu). Proces akumulace poškození u tkaninových laminátů je podobný jako u jednosměrových laminátů. V počáteční fázi únavového poškození tkaninového laminátu je nárůst poškození (pokles tuhosti) rychlejší než u jednosměrových kompozitů díky koncentraci napětí na meso úrovni vlivem propletení pramenců osnovy a útku. V této počáteční fázi dochází k rozvoji trhlinek v matici na úrovni pramence. Po určitém počtu cyklů dojde k saturaci poškození. Tento stav se nazývá charakteristický stav poškození (CDS). Druhá fáze poškození je charakterizována smykovým poškozením v místech křížení osnovy a útku, porušováním matrice v místech, kde vznikají kapsy matrice, a iniciací mezilaminární delaminace. Kumulace poškození v této fázi je postupná a pomalá. Ve třetí fázi dochází k nestabilnímu porušení laminátu.

4.3.1 Popis experimentální zkoušky

Materiál použitý pro výrobu vzorku je sedmivrstvý tkaninový laminát s tkaninovou výztuhou z E-skla a epoxidovou matricí. Byla použita epoxidová pryskyřice MGS LR385 a tužidlo MGS LH 385/386. Laminát byl vytvrzen při 50 ° C po dobu 8 hodin. Objemový podíl vláken je 40%-41%. Hustota laminátu je 1730 kg/m³. Rozměry vzorku jsou 240x20 mm. Tloušťka vzorků se pohybovala mezi 2,1 a 2,23 mm

Za účelem získání orientačních hodnot statických mechanických vlastností (tj. podélný modul pružnosti v tahu, Poissonovo číslo, statická podélná pevnost v tahu) byla provedena tahová zkouška vzorků. Byly měřeny dvě sady vzorků. V první sadě vzorky nebyly vybaveny příložkami. Vzorky po přetržení jsou vyobrazeny na Obr. 29 (a). Jak je z obrázku patrné, všechny vzorky praskly v místě upnutí do čelistí trhačického stroje. Tlak čelistí trhačického stroje vyvolal v místech upnutí vzorků víceosou napjatost a evidentně negativně ovlivnil pevnost vzorků. Výsledky pevnosti z těchto vzorků tedy nelze považovat za platné. Vzorky z druhé sady byly vybaveny hliníkovými příložkami, a jak je patrné z obrázku Obr. 29 (b), vzorky praskaly v dostatečné vzdálenosti od upínacích čelistí.



Obr. 29 Tkaninové vzorky po tahové zkoušce. Porušení vzorků bez příložek (a), porušení vzorků s příložkami (b)

Zkouška tahem potvrdila očekávanou nelineární odezvu tkaninového kompozitu. Z tohoto důvodu byl podélný modul pružnosti v tahu určen jako po částech lineární funkce v rozmezí deformace 0,1-0,3%, 0,2 - 0,4%, a 0 - 0,3%. Výsledky jsou uvedeny v Tabulka 3.

Byla provedena cyklická zkouška míjivým tahem při tvrdém zatěžování. Použitý zkušební stroj je znázorněn na Obr. 30. Vzorek (světlý pruh) je upnut v čelistech, které jsou umístěny v lineárním vedení. Vzorek je staticky předepnut pomocí šroubu (vpravo). Skutečné hodnoty střední deformace i amplitudy deformace jsou měřeny extenzometrem. Požadovaná amplituda deformace byla nastavena pomocí excentrické vačky (vlevo). Otočná vačka je poháněna elektrickým motorem (vlevo nahoře). Ke vzorku je připojen akcelerometr. Po porušení vzorku snímané vibrace překročí prahovou úroveň a stroj se zastaví. Schéma měřícího řetězce je znázorněno na obrázku Obr. 31, který byl převzat z literatury [7].

číslo vzorku	E_1 [MPa] (0.1-0.3%)	E_1 [MPa] (0.2-0.4%)	E_1 [MPa] (0-0.3%)	ν_{12}	R_{mt} [MPa]
1 (tenzometr)	20774.37	18241.05	21071.61	0.13	423.42
2 (tenzometr)	19799.51	18691.98	19989.39	0.1	432.19
3 (tenzometr)	17842.60	17234.37	20186.25	0.12	425.81
2 (extenzometr)	19548.28	18128.08	19647.65	0.12	-
3 (extenzometr)	18126.13	17055.00	20999.15	0.14	-
4 (extenzometr)	19362	18100	20179	-	457,3
5 (extenzometr)	17409	17514	17815	-	449,9
6 (extenzometr)	20281	18414	21486	-	472,6

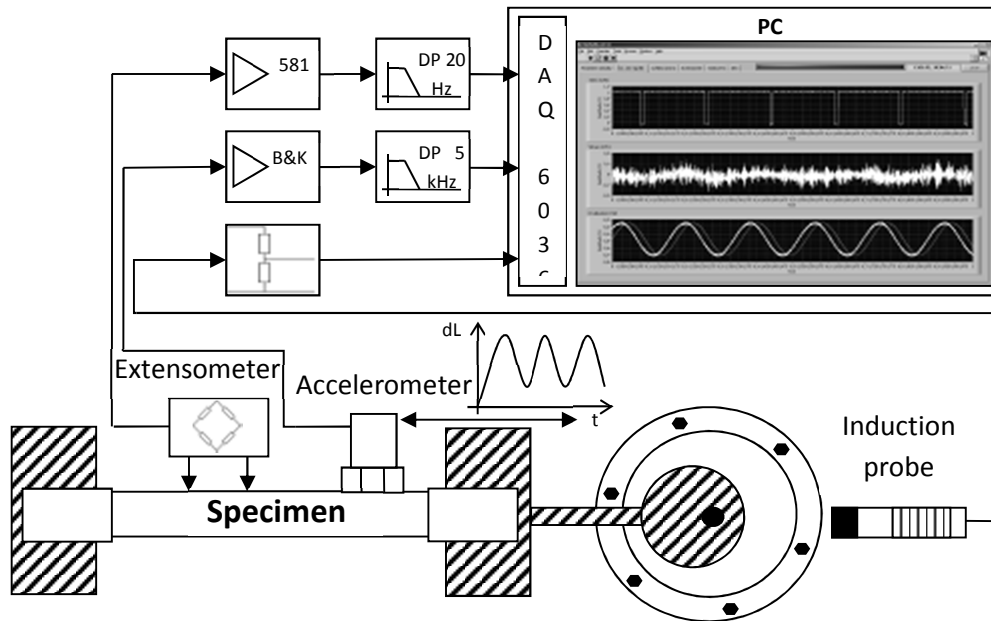
Tabulka 3 Výsledky tahové zkoušky vzorků tkaninového laminátu E-glass/epoxy WFRP

Frekvence a počet cyklů byly měřeny s použitím indukční sondy 872C-D4CP12-E2. Počet cyklů byl vypočten z měřeného kmitočtu. Signál z extenzometru byl zpracován pomocí tenzometrického zesilovače Peekel 581 DNH. Extenzometr byl kalibrován pomocí kalibrační sady MTS 650.03. Porušení vzorku bylo detekováno akcelerometrem B&K 8307. Signál z akcelerometru je zpracován zesilovačem B&K 2635.



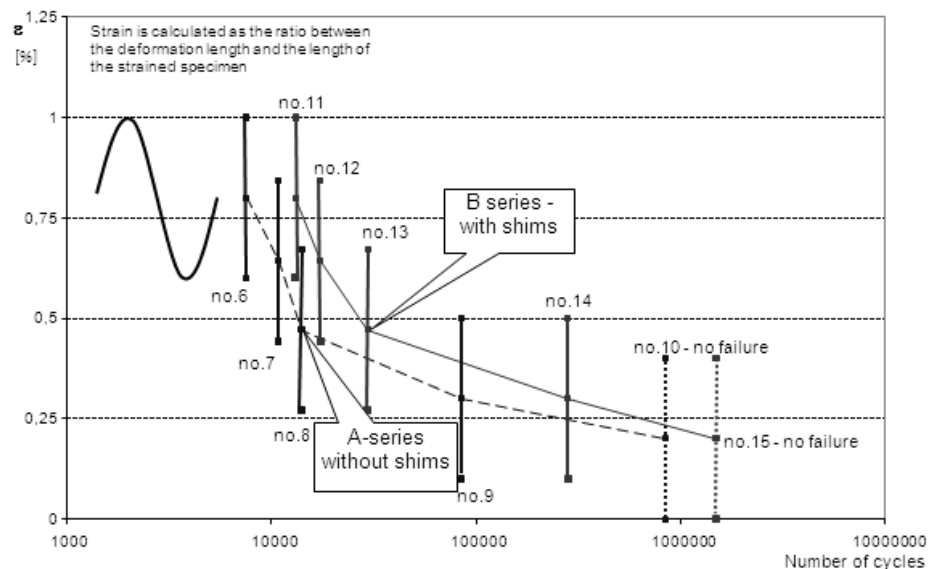
Obr. 30 Zkušební stroj použitý pro zkoušky tkaninových vzorků cyklickým tahem. Laminátový vzorek je světlý proužek

Cyklické namáhání probíhalo v režimu řízené deformace s konstantní amplitudou $\varepsilon = 0,2\%$ s frekvencí 15 Hz při pokojové teplotě. Střední hodnoty deformace se pohybovaly v rozmezí od 0,2% do 0,8%. Byl zaznamenáván počet cyklů do únavového porušení vzorků. Byly zkoušeny dvě sady vzorků: s hliníkovými příložkami (série B) a bez nich (řada A).



Obr. 31 Schéma měřicího řetězce únavové zkoušky WFRP laminátu. Převzato z literatury [7].

Hlavním cílem zkoušení bylo kvantifikovat vliv koncentrace napětí od upínacích čelistí na počet cyklů do porušení vzorků a získat počet cyklů do porušení v závislosti na střední deformaci a amplitudě deformace. Výsledky jsou znázorněny na Obr. 32, převzatém z literatury [7]. Únavová životnost se zlepšuje podle očekávání s tím, jak klesá střední napětí. Vzorky s příložkami prokázaly vyšší životnost než vzorky bez příložek. U vzorků bez příložek se projevil stejný problém jako v případě statických zkoušek.



Obr. 32 Počet cyklů do porušení pro vzorky bez příložek (série A) a s příložkami (série B). Svislé úsečky znázorňují střední hodnotu deformace a amplitudu deformace. Obrázek převzatý z literatury [7]

V průběhu výše popsaných únavových zkoušek byla zaznamenávána i zbytková tuhost vzorků. Nicméně bylo zjištěno, že hodnoty zbytkových modulů spadají do pásma rozptylu naměřených hodnot statického modulu. Při dalších zkouškách bylo instalováno online měření reziduální tuhosti a výsledky publikoval Král [61].

Pracovní hypotézy a použité metody zkoumání

Na základě provedené kritické rešerše, která je popsána podrobně v kapitole 3, bylo zjištěno, že v současné době existuje celá řada přístupů k výpočetnímu hodnocení postupného a únavového poškození kompozitních materiálů. Všechny popsané metody ale vyžadují velké množství vstupních dat, které je nezbytné získat pomocí statických a zejména únavových zkoušek kompozitních vzorků. Především únavové zkoušky jsou extrémně finančně a časově náročné, a jelikož u kompozitních materiálů existuje obrovské množství kombinací orientací vláken a skladeb laminátu, nelze zpravidla výsledky těchto zkoušek zobecnit. Proto je nezbytné provádět únavové zkoušky pro daný konkrétní typ laminátu, což bývá v mnoha případech mimo finanční a časové možnosti. Hlavním cílem práce je proto navrhnout takové výpočetní způsoby předpovědi rozvoje postupného poškození laminátu, které budou vyžadovat minimální množství vstupních dat, které není možné získat jinak než cyklickým zatěžováním experimentálních vzorků a případně tato data nahradit daty získanými pouze pomocí kvazi-statických zkoušek laminátu, které jsou řádově jednodušší a dostupnější.

Hlavním cílem práce proto není zvyšování přesnosti současných metod, ale nalezení takových způsobů predikce rozvoje postupného poškození, které budou co nejvíce dostupné i za cenu částečné ztráty přesnosti. Z hlediska zvolené metody bude kladen důraz na nalezení způsobu, jak pomocí invariantní veličiny reprezentovat poškození jednotlivých lamin. Taková veličina je nezávislá na orientaci vláken a skladbě laminátu a tedy experimentálně měřitelná za použití jednoduchých vzorků. Díky její invariantnosti pak mohou být výsledky zobecněny na libovolný sklon vláken a libovolnou skladbu laminátu.

Klíčem k nalezení takového postupu je monitorování a následná výpočetní simulace skutečného módu poškození na úrovni vlákno-matrice a následně na úrovni laminaty. Důraz je kladen na ukázání analogií mezi postupným poškozením laminátu při kvazi-statickém zatěžování (zvyšuje se zatěžující síla) a mezi únavovým poškozením při cyklickém zatěžování s řízenou amplitudou síly a součinitelem nesouměrnosti cyklu (zvyšuje se počet zátěžných cyklů, nikoliv hladina zatížení). Tyto analogie jsou ukázány jak v oblasti experimentální, tak v oblasti numerických simulací rozvoje postupného poškození.

První zkušenosti s cyklickým tahovým a ohybovým zatěžováním C/E laminátů ani cyklické zkoušky v míjivém tahu tkaninových E-glass/epoxy laminátů nepřinesly plánované výsledky. Rozptyl experimentálních výsledků byl velký, zejména kvůli nevhodně zvoleným experimentálním metodám a nedostatečnému přístrojovému vybavení. Proto bylo rozhodnuto o realizaci experimentálního programu za použití servo-hydraulického experimentálního stroje MTS na dlouhovláknovém E-glass/epoxy laminátu. Experimentální program je detailně popsán v následující kapitole 7. Hlavním přínosem experimentálního programu je kromě monitorování napěťově deformační odezvy a zbytkové tuhosti laminátu při cyklickém zatěžování i přímé optické

monitorování módů a hustoty poškození. Optické monitorování je realizováno pomocí instalované mikrokamery. To umožnilo získat informaci nejen o mechanické odezvě laminátu a jejích změnách, ale i o příčině těchto změn. Na základě těchto informací mohl být výpočetně modelován přímo mód poškození, nárůst hustoty poškození a vliv na zbytkové mechanické vlastnosti laminátu.

Na základě kritické rešerše současného stavu poznání byl vyhodnocen jako nejslibnější přístup mikro mechanického modelování, který je popsán v podkapitole 3.5, protože právě tento přístup modeluje přímo konkrétní módy poškozování. K tomu používá reprezentativní objemový element (RVE), zpravidla výseč části jednoho vlákna a jemu příslušící část matrice, u něhož předpokládá periodicitu rozložení napětí i periodicitu poškození. Periodicita se ale ztrácí vznikem prvního porušení nejslabší vrstvy (FPF) a popsání přístup tedy dále nelze použít. Poškození totiž nevzniká stejně v každém místě laminy, ale na určitém místě a jeho vznik je následován přerozdělením napětí. Proto je v této práci použit přístup mikro mechanického modelování doplněného tzv. meso-modelem, vytvořeným nikoliv na úrovni vlákno-matrice, ale na úrovni laminy. Tento model dokáže postihnout přerozdělování napětí vlivem postupného poškozování. Jedná se tedy o více-škálové modelování. Je modelována skutečná struktura poškození se zaměřením na příčné trhlinky v matrici, nedochází k homogenizaci poškození pomocí změny materiálových vlastností.

K modelování bylo použito metody konečných prvků. Výhodou takové metody je, že je možné použít nelineární materiálové modely pro matrici. To je u analytických přístupů velice obtížné. Protože primárním cílem bylo predikovat rozvoj poškození, nikoliv deformační odezvu, byly v této práci pro redukci výpočetní náročnosti použity lineární modely materiálu pro vlákno i matrici. Použití nelineárních modelů materiálu je nad rámec práce. Nevýhodou použití MKP je velká výpočetní náročnost, zejména u iteračního modelování postupného poškozování. Výpočty MKP byly implementovány pomocí programovacího jazyka APDL do komerčního výpočetního programu ANSYS. Výstupy MKP modelování byly použity jako vstupy do metod predikce vzniku příčných trhlínek v matrici. Tyto metody využívají poznatky lomové mechaniky.

Cílem je na základě experimentálně získaných informací o změně mechanické odezvy laminátových vzorků doplněných o informace o skutečném módu poškození a jeho hustotě

- i. modelovat první poškození nejslabší vrstvy laminátu na úrovni vlákno-matrice,
- ii. modelovat první poškození nejslabší vrstvy laminátu na úrovni laminy,
- iii. modelovat proces postupného poškozování a rozvoj hustoty poškození v laminátu a
- iv. modelovat vliv postupného rozvoje poškození na zbytkovou tuhost laminátu.

Cílem naopak není modelovat mezi laminární poruchy, nestabilní šíření poškození, fázi finálního porušení laminátu a změny zbytkové pevnosti laminátu.

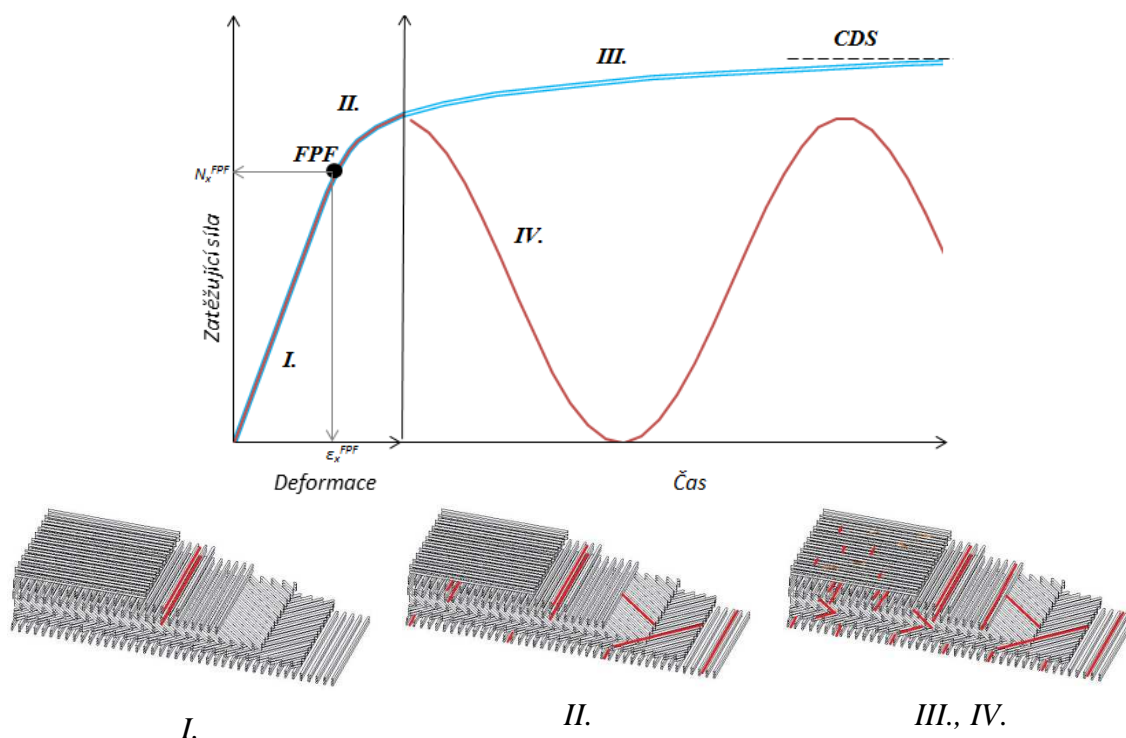
Progresivní a únavové poškození E-glass/epoxy laminátů

6.0 Obecně

Základním cílem hlavní části výzkumu bylo identifikovat mechanické a únavové vlastnosti E-glass/epoxy laminátu a najít způsob výpočetní predikce postupného a únavového poškození laminátů s obecnou orientací vláken a obecným vrstvením.

Materiál použitý pro výzkum byl laminát s výztuží z orientovaných vláken z materiálu E-sklo a epoxidovou pryskyřicí MGS LR385 a tužidlem MGS LH 385/386, který je certifikován pro letectví.

Na základě dostupných pramenů a dlouhodobě získaných zkušeností bylo rozhodnuto získat nezbytná vstupní materiálová data pomocí kvazi-statických a únavových zkoušek jednoduchých hladkých vzorků s různou orientací vláken vůči ose zatížení, což zaručuje různé kombinace normálového a smykového namáhání lamin. Vzorky byly namáhány velmi jednoduchým namáháním – míjivým tahem. Z toho vyplývají i omezení použitelnosti predikce uvedené v kapitole 5. Pro experimentální zkoušení byl po předchozích zkušenostech použit oficiálně kalibrovaný servohydraulický zkušební stroj MTS.



Obr. 33 Typická sekvence kvazi-statického a cyklického zatěžování a odpovídající poškození laminátu: *I.* kvazi-statické zatěžování bez poškození struktury laminátu, FPF je okamžik prvního poškození nejslabší vrstvy laminátu, *II.* statické zatěžování s probíhajícím postupným poškozováním, *III.* další statické zatěžování, dochází k saturaci poškození – CDS (Characteristic Damage State), *IV.* cyklické zatěžování doprovázené dalším nárůstem poškození

Na Obr. 33 je vyobrazena typická sekvence kvazi-statického a cyklického zatěžování a odpovídající poškození laminátu. Ve fázi *I.* dochází ke kvazi-statickému zatěžování bez poškození struktury laminátu (v obrázku předpokládáme lineární chování materiálu), bod FPF je okamžik prvního poškození nejslabší vrstvy laminátu. Tomu náleží kritická deformace ε_x^{FPF} a kritická hodnota napětí σ_x^{FPF} . Ve fázi *II.* se jedná o statické zatěžování s probíhajícím postupným poškozováním. Pokud zatěžování pokračuje kvazi-staticky (fáze *III.*), dochází k saturaci poškození, které označujeme jako CDS (Characteristic Damage State). Po překročení kritické hranice napětí σ_x^{LPPF} dojde k finálnímu dolomení laminátu. V případě cyklického zatěžování (fáze *IV.*) dochází k postupné akumulaci dalšího poškození laminátu. Struktura tedy obsahuje poškození vzniklé v prvním půlcyklu zatěžování a dále poškození vzniklé cyklickým zatěžováním

6.1 Experimentální část

I přes možnost použití nejpokročilejších simulačních a numerických metod se predikce poškození neobejde bez experimentálních dat. Protože je extrémně obtížné provést únavové zkoušky samotných složek kompozitu, tj. samotné matrice, vlákna a jejich rozhraní nebo samotných lamin, byly provedeny zkoušky jednoduchých vzorků se skladbou $[0^\circ]_8$, $[\pm 30]_s$, $[\pm 60]_s$. Označení úhlů platí vzhledem k podélné ose laminátových vzorků, která odpovídá ose zatížení. Tyto orientace byly voleny proto, aby byla získána experimentální data pro různé kombinace podélného napětí ve směru vláken, příčného napětí kolmo na vlákna a smykového napětí na úrovni laminy. Vzorky s orientací 90° zkoušeny nebyly, kvůli jejich velmi malé pevnosti. Aby byl eliminován vliv ohybového napětí vzniklého při osovém zatížení, byla volena vyvážená symetrická skladba laminátu. Jak je popsáno dále, během zkoušek byla monitorována nejen zbytková tuhost vzorků, ale i mód poškození a hustota poškození. Z těchto informací byly pak zpětně dopočítány vlastnosti složek laminátu a jednotlivých lamin, které mohou následně být použity pro laminát s obecnou orientací vláken. Tento přístup navíc respektuje skutečnou odezvu materiálu a vlákna jako součásti laminátu. To je rozdíl oproti přístupu, který publikovali Ha et al. [53], kde předpokládají stejné lokální vlastnosti materiálu matrice i vlákna jako součásti laminátu jako vlastnosti pro vzorky vyrobené jen z materiálu matrice nebo vlákna.

Zatížení	Skladba laminátu	Horní napětí vztahené k tahové pevnosti [%]	Počet platných zkoušených vzorků
STATICKÉ	$[\pm 60]_s$	100	4
	$[\pm 30]_s$	100	4
	$[0^\circ]_8$	100	4
	$[0/90_2/\pm 45/90]_s$	100	5
	$[0_2/90_4]_s$	100	5
CYKLICKÉ	$[\pm 60]_s$	50 / 70 / 85	1/3/2
	$[\pm 30]_s$	50 / 58 / 73	1/3/2
	$[0^\circ]_8$	50 / 60 / 75	1/3/1
	$[0/90_2/\pm 45/90]_s$	35 / 55 / 70	1/3/2

Tabulka 4 Přehled experimentálního programu

Dále byly provedeny statické a únavové zkoušky laminátů s obecnou orientací vláken a složitějším vrstvením: $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ a $[0_2/90_4]_s$.

Protože žádná materiálová data nebyla od výrobce k dispozici, bylo nezbytné mimo únavových zkoušek provést i základní tahové zkoušky laminátových vzorků a identifikovat jejich mechanické vlastnosti, zejména tuhost, resp. celou tahovou křivku a pevnost. Hlavní důraz byl ale kladen na únavové zkoušky. Cílem únavových zkoušek bylo monitorovat poškození, změnu tuhosti a počet cyklů do porušení při zatěžování v míjivém tahu v režimu řízené síly. Hladiny zatěžování byly voleny jako procentuální podíly statické meze pevnosti příslušného laminátu. Tabulka 4 uvádí přehled celého experimentálního programu včetně počtu zkoušených vzorků.

6.1.1 Uspořádání experimentálního měření

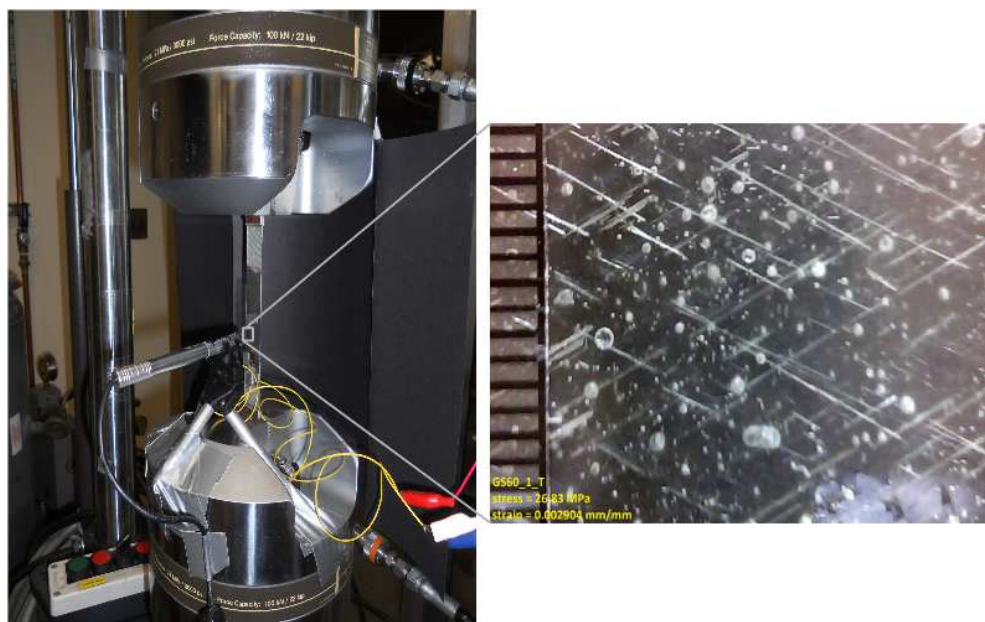
Samotné experimenty probíhaly v Structures and Composites Laboratory na Stanfordově univerzitě v USA a byly prováděny přímo autorem předkládané práce. Cílem zkoušek byla identifikace mechanických statických a především únavových materiálových vlastností včetně identifikace módů a hustoty poškození. Zkouška je v zásadě nestandardní, protože jedním z hlavních cílů je i identifikace módů a hustoty poškození, nicméně zásadní principy přebírá z norem ASTM D3039 [62] pro standardní zkoušku tahových vlastností kompozitů s polymerní matricí a ASTM D3479 [56] pro standardní únavovou zkoušku v tahu kompozitů s polymerní matricí.

Celkový pohled na zkušební sestavu je na Obr. 34. V levé části obrázku je použitý hydraulický univerzální zkušební stroj MTS810. Laminátový vzorek byl upnut ve svislém směru do hydraulických čelistí pro maximální sílu v tahu 100kN. Detail upnutí je na Obr. 35. Zkušební stroj byl řízen ústřednou MTS 458.20, která zároveň zpracovávala signály ze siloměru stroje a tenzometru případně extenzometru. Ústředna byla spojena s PC, kde byla ukládána data ve formátu .xls. Ústředna, PC a zesilovač signálu tenzometru je v pravé části Obr. 34.



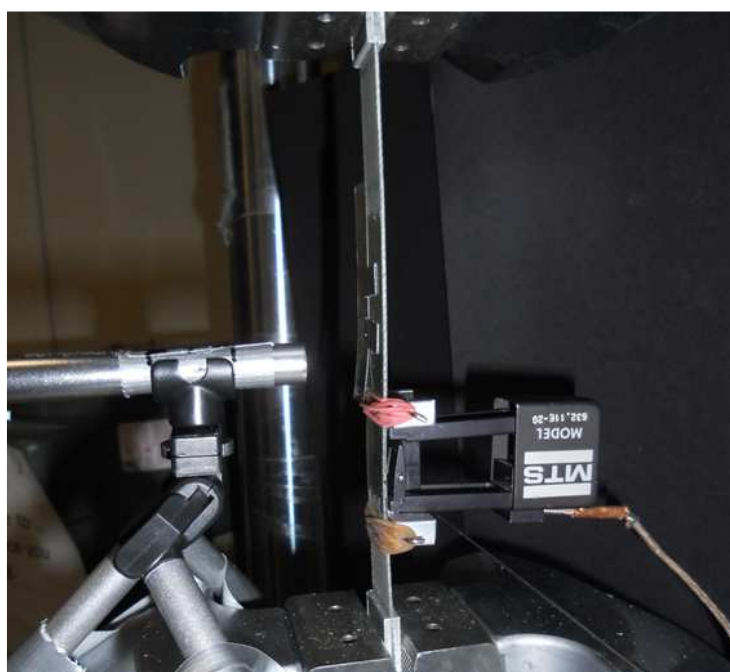
Obr. 34 Celkový pohled na zkušební sestavu

K monitorování módů a hustoty poškození laminátu byla použita mikrokamera s 200 násobným zvětšením. Kamera je vidět v Obr. 35 jako stříbrná trubička. Je umístěna na stativu, který je pevně spojen s dolní čelistí stroje a v průběhu zatěžování tedy míří stále na jedno místo vzorku a pořizuje fotografie poškození vzorku v závislosti na počtu zátěžných cyklů. Fotografie byly zpracovávány pomocí laptopu, který je vidět uprostřed Obr. 34.



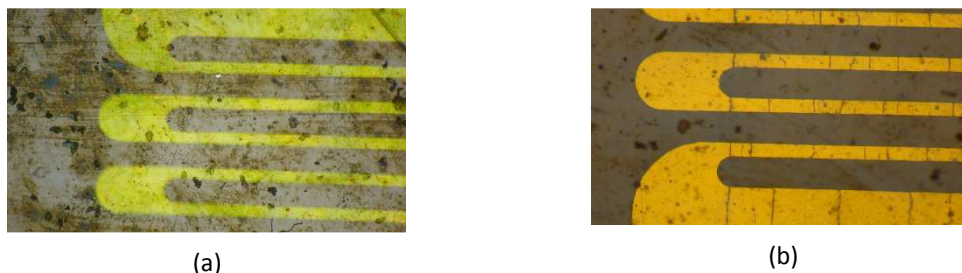
Obr. 35 Upnutí zkušební vzorku do hydraulických čelistí stroje; snímek poškození laminátu pořizený mikrokamerou s 200 násobným zvětšením (jeden dílek měřítka představuje 0,5mm)

Poměrná deformace u některých vzorků zatěžovaných kvazi-staticky byla měřena extenzometrem MTS Model 632.11E-20 – viz Obr. 36.



Obr. 36 Měření poměrné deformace laminátového vzorku extenzometrem MTS; monitorování poškození vzorku mikro kamerou

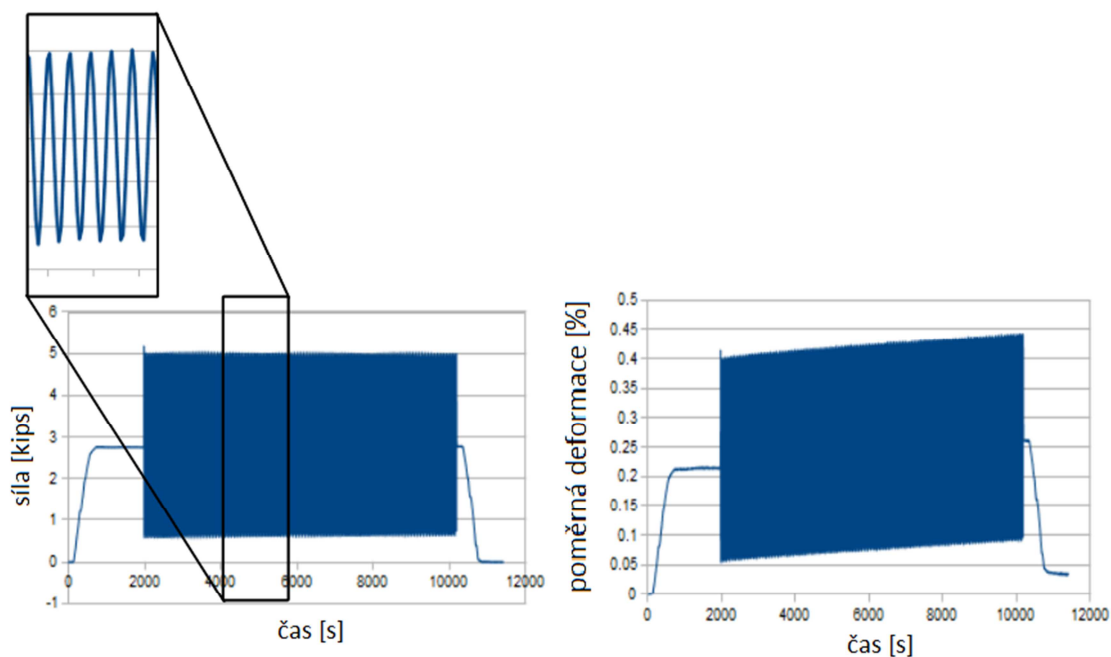
Pro měření poměrné deformace ostatních vzorků byly použity samokompenzační fóliové lineární tenzometry Omega SGD-7/350-LY43 o jmenovitém odporu 350 Ω . Signály z tenzometrů byly zesíleny zesilovačem a zpracovány měřicí ústřednou MTS 458.20. Vzhledem k tomu, že byly použity standardní tenzometry a maximální deformace vzorků byly relativně velké (řádově 2%), docházelo u některých tenzometrů k jejich únavovému porušení. To ale nastávalo až po několika desítkách tisíc cyklů ve fázi pomalého postupného poklesu tuhosti a jen u některých vzorků a proto to nepředstavovalo závažný problém. Detailní fotografie takto únavově porušeného tenzometru byly pořízeny optickým mikroskopem Nikon Eclipse LV100 (Obr. 37).



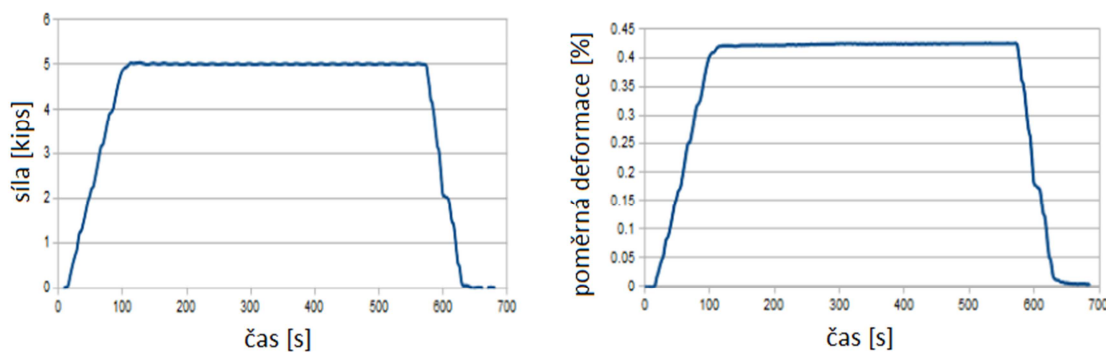
Obr. 37 Detailní fotografie části vinutí nepoužitého tenzometru (a) a únavově porušeného vinutí tenzometru b). U porušeného tenzometru jsou patrné únavové trhliny v tištěném spoji.

V případě statických zkoušek byly vzorky zatěžovány monotónním tahem s řízenou rychlostí posuvu příčnicku 0,5 mm/s až do přetržení vzorku. Byla zaznamenávána závislost deformace vzorku na zatížení vzorku a snímky rozvoje poškození v závislosti na zatěžující síle. V případě únavových zkoušek byly vzorky cyklicky zatěžovány na různých zátěžných hladinách v režimu měkkého zatěžování. Horní napětí zátěžných cyklů bylo voleno jako procentuální podíl statické meze pevnosti příslušného laminátu a je číselně uvedeno v Tabulka 4 pro všechny vzorky. Součinitel nesouměrnosti cyklu R byl ve všech případech roven 0,1. Typ zatěžování se blíží míjivému zatěžování v tahu. Frekvence zatěžování byla ve všech případech 5 Hz. Pro tuto frekvenci nebylo pro žádný vzorek ani úroveň zatížení pozorováno hysteretzní zahřívání vzorků. Všechny vzorky tedy měly během zkoušek pokojovou teplotu. Vzorky byly nejprve zatíženy staticky na střední hodnotu napětí a cyklické zatěžování začínalo ze statického středního napětí. Příklad záznamu závislosti zatěžující síly a poměrné deformace na čase při cyklickém zatěžování je vyobrazen na Obr. 38 (a). Je patrné, že horní síla cyklu zůstává konstantní (měkké zatěžování), zatímco horní poměrná deformace roste s počtem cyklů. To je dáno nejen snižováním tuhosti vzorku vlivem rozvoje poškození, ale i akumulací trvalé deformace. Naměřená akumulovaná trvalá deformace ale není měřítkem tuhosti vzorku a tedy ani poškození. Abychom z výsledků naměřené poměrné deformace eliminovali akumulovanou trvalou deformaci a získali tak hodnotu deformace, která je měřítkem zbytkové tuhosti vzorku a tedy i poškození, bylo měření vždy po určitém počtu zátěžných cyklů přerušeno a vzorek byl staticky zatížen horní silou cyklu a byla zaznamenána deformace odpovídající této síle – viz příklad na Obr. 38 (b). Mikrokamerou byly zároveň pořízeny aktuální snímky poškození materiálu. Byla tedy zaznamenávána statická zbytková tuhost vzorků a stav poškození po 1., 10., 100., 1000., 5000., 10000. a 20000. cyklu a dále pak každých 20000 cyklů.

Nedílným a důležitým výstupem experimentálních zkoušek byla informace o módu poškození jednotlivých vzorků a o hustotě poškození v závislosti na počtu zátěžných cyklů a velikosti zatížení. Jak módy poškození, tak jejich hustota byly určovány přímým optickým pozorováním. To bylo možné jen díky tomu, že laminát s epoxidovou maticí vyztužený skelným vláknem je průhledný. U neprůhledného laminátu nelze přímé optické pozorování použít. Je nutné v takovém případě použít některou z metod NDT popsanych v podkapitole 3.3.



(a)



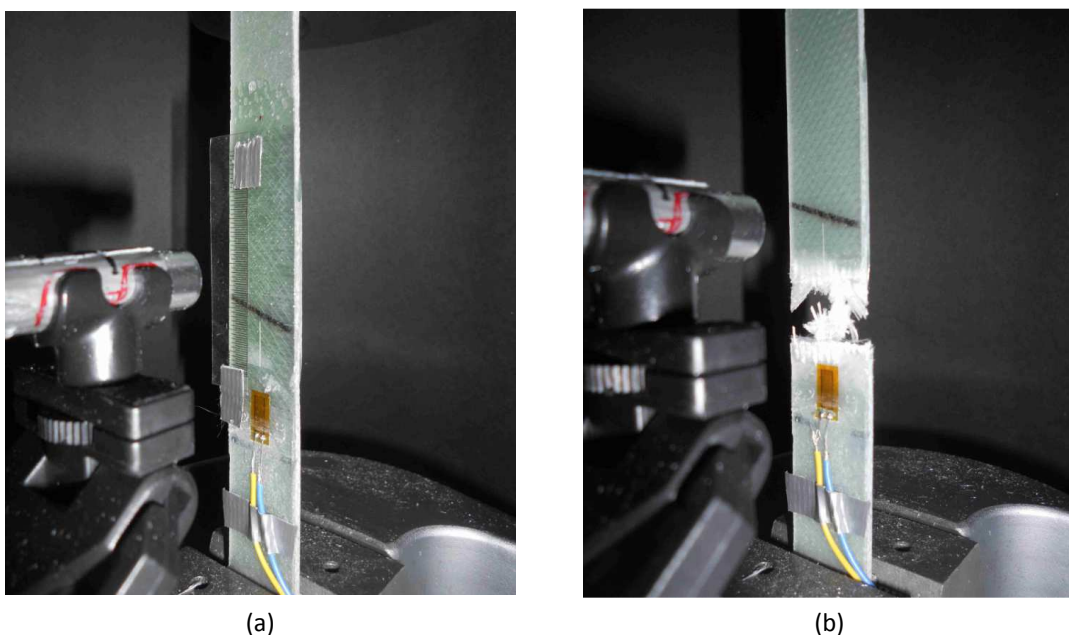
(b)

Obr. 38 Záznam závislosti zatěžující síly a poměrné deformace na čase při cyklickém zatěžování (a), při statickém zatěžování (b)

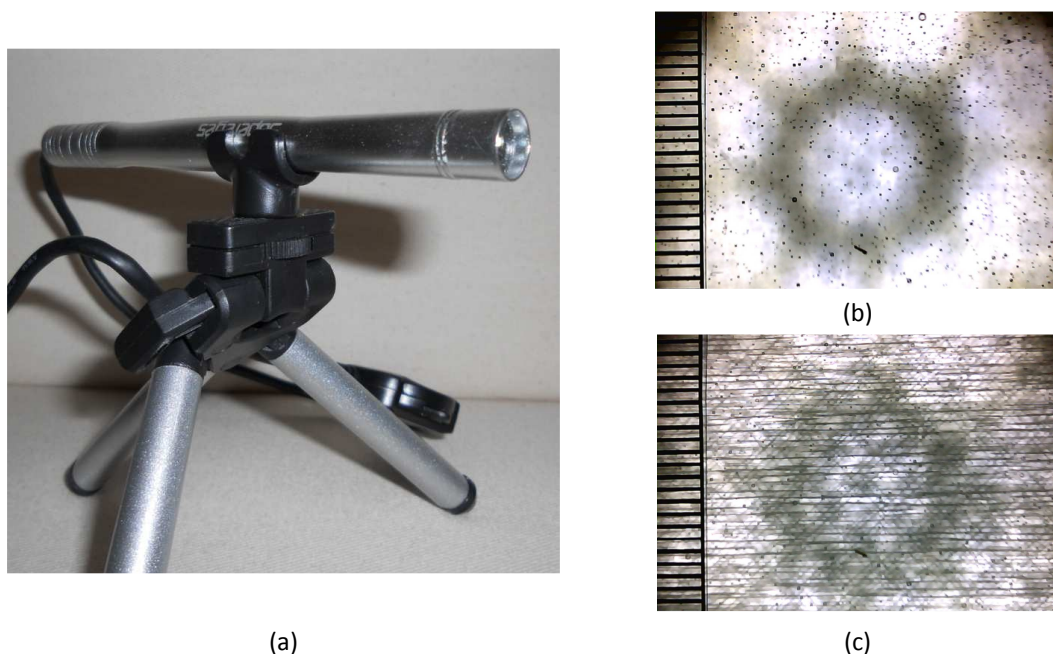
Standardním digitálním fotoaparátem byly pořizovány fotografie vzorku v upnutí v průběhu zatěžování a po jeho porušení. Příklad pro laminát se skladbou $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ je vyobrazen na Obr. 39.

Mikrokamerou s 200 násobným zvětšením, která je vyobrazena na Obr. 40 (a) byly pořízeny snímky laminátu bez poškození - Obr. 40 (b) - a poté v průběhu zatěžování snímky laminátu s poškozením. Poškození představuje tmavá barva na fotografiích. Na Obr. 40 (c) jsou patrné příčné trhliny v matici ve vrstvách s orientací vláken 90°

a 45°. Jeden dílek měřítka na fotografiích odpovídá 0,5 mm. Pro lepší kontrast byly vzorky podsvíceny LED lampou s kruhovým uspořádáním diod a jednou centrální diodou. Tmavý kruh uprostřed obrázků tedy nepředstavuje poškození vzorku, ale právě tvar LED lampy. Na fotografii nepoškozeného vzorku jsou patrné mikroskopické bublinky pod povrchovou vrstvou matrice. Ty ale neměly vliv na iniciaci poškození. Na fotografiích poškozených vzorků jsou patrné zejména příčné trhliny v matrici. Jejich hustota v závislosti na počtu zátěžných cyklů byla ručně vyhodnocena z pořízených fotografií.



Obr. 39 Detailní fotografie vzorků se skladbou $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ v průběhu zatěžování (a) a po porušení vzorku (b).



Obr. 40 Snímky poškození vzorku pořízené mikrokamerou s 200 násobným zvětšením (a); laminát bez poškození (b); laminát s rozsáhlým vnitřním poškozením trhlinami v matrici ve vrstvách 90° a 45° (c). Jeden dílek na fotografiích odpovídá 0,5 mm.

Mikroskopem Nikon Eclipse LV100 byly pořízeny post mortem snímky struktury laminátu v okolí lomu vzorku. Příklad je uveden na Obr. 41. Cílem bylo pro každou orientaci laminy zjistit, zda na vytržených vláknech ulpívají zbytky matrice. Pokud ano, pak je pevnost matrice menší než pevnost rozhraní vlákno-matrice pro danou konfiguraci normálového a smykového napětí na hranici vlákno-matrice. Poměr smykového a normálového napětí na rozhraní vlákno matrice je dán orientací laminy. V opačném případě je pro dané lokální namáhání kritická pevnost rozraní vlákno-matrice.

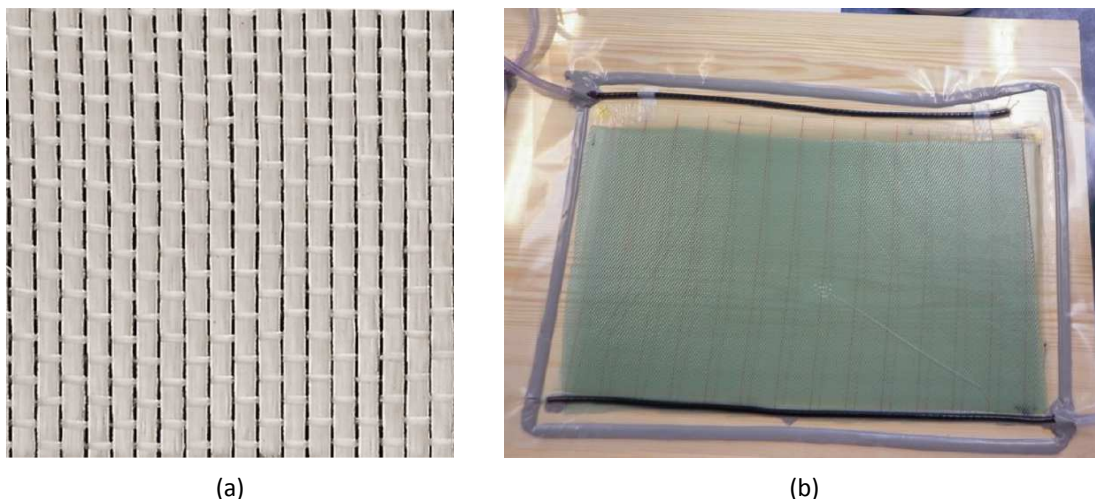


Obr. 41 Mikroskop Nikon Eclipse LV100 a snímek vláken v okolí lomu vzorku $[\pm 30]_s$, pořízený tímto mikroskopem.

6.1.2 Zkušební materiál

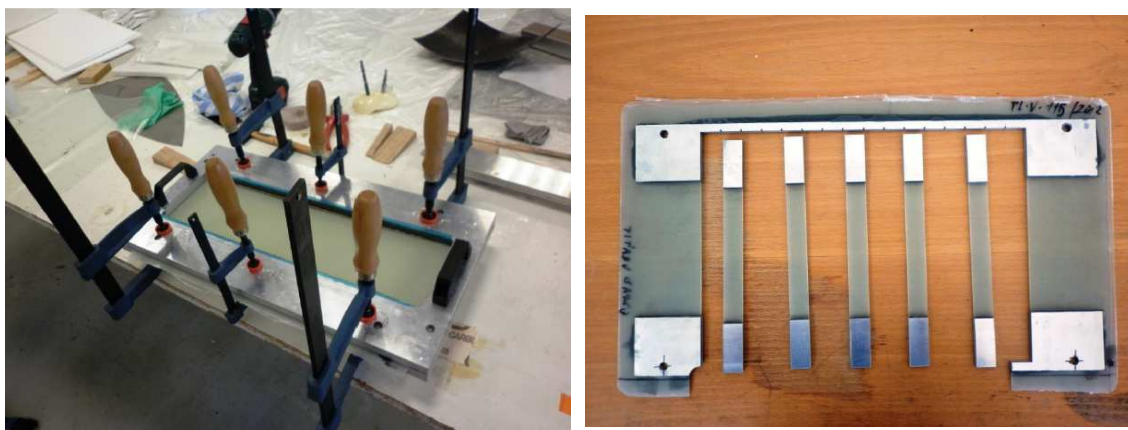
Výroba zkušebních vzorků probíhala ve Výzkumném a zkušebním leteckém ústavu v Praze. Pro výrobu vzorků bylo použito skelné vlákno Interglas 92145. Pramence skelného vlákna jsou sešité dohromady pomocí příčných vláken, aby se s materiálem dalo pracovat. Struktura výztuhy je patrná z Obr. 42 (a). 90-95% vláken je orientováno ve směru osnovy a zbylá vlákna použita k prošíání ve směru útku. Nejedná se tak o tkaninu a materiál je uvažován jako jednosměrová výztuha. Výztuha je zalita v epoxidové matrici MGS LR385. Jako tužidlo matrice bylo použito epoxidu MGS LH 385/386 (50%/50%). Samotná laminace probíhá technologií vakuové povrchové infuze. Polotovár desky je vyobrazen na Obr. 42 (b). Deska je následně vytvrzena 24 hodin na vzduchu a dotvrzena v peci.

Na okraje desky byly následně epoxidovým lepidlem nalepeny hliníkové plechy. Vyrovnání příložkových hliníkových plechů a vytvrzení lepidla následně proběhlo ve speciálním vyrovnávacím přípravku, který je znázorněn na Obr. 43 (a). Po vytvrzení byla deska s nalepenými hliníkovými příložkovými plechy vyjmuta z přípravku a byla jako celek rozřezána vodním paprskem na obdélníkové zkušební vzorky – viz Obr. 43 (b). Rozměry vzorků byly 20x240 mm, délka příložek byla 50 mm, činná délka vzorku tedy byla 140mm. Tloušťka jedné vrstvy laminátu je 0,25mm, tloušťka vzorků $[\pm 30]_s$ a $[\pm 60]_s$ je tedy 1 mm, vzorků $[0]_8$ 2mm a vzorků $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ a $[0_2/90_4]_s$ pak 3mm. Nákres zkušebního vzorku je vyobrazen na Obr. 44.

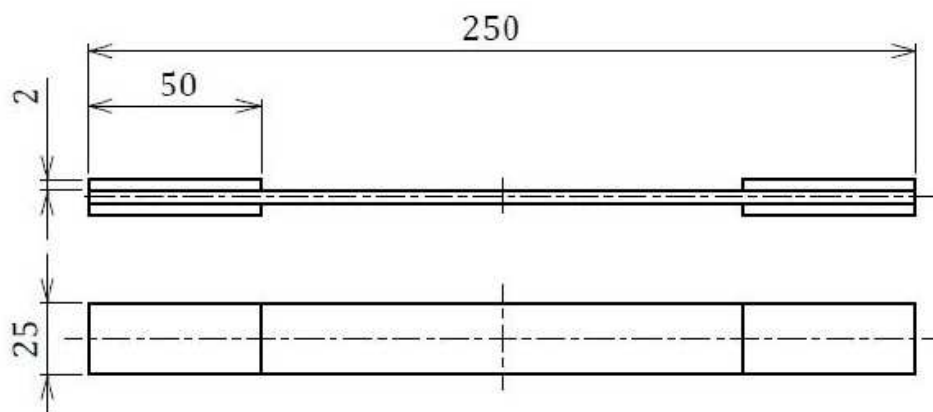


Obr. 42 Výroba zkušebních vzorků. Struktura výztuhy (a) laminace desky (b)

Jak je patrné, hliníkové příložky měly sražení hrany pod úhlem 90° . Úhel hrany příložky je důležitý parametr, který může ovlivnit odezvu vzorků, jak uvádí Adams [63]. Vzhledem k tomu, že v průběhu zkoušení nenastaly vážné problémy s porušováním zkušebních vzorků v blízkosti hrany příložky, nebyly použity vzorky s jiným úhlem sražení než 90° .

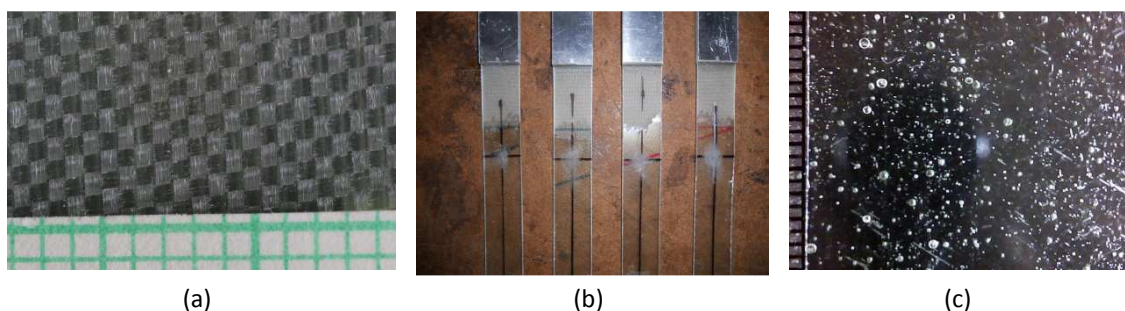


Obr. 43 Výroba zkušebních vzorků. Deska s příložkovými hliníkovými plechy ve vyrovnávacím přípravku (a), rozřezání desky včetně příložkových plechů na zkušební vzorky (b)



Obr. 44 Návrh zkušebního vzorku včetně hliníkových příložek s úhlem sražení 90°

Povrch vyrobených vzorků byl drsný s texturou, která vznikla obtisknutím reliéfu separační fólie do povrchu matrice, jak je znázorněno na Obr. 45 (a). Aby ale mohlo být opticky monitorováno poškození vzorku, bylo nutné povrch vzorků dodatečně vyhladit, aby byly vzorky průhledné. To bylo provedeno aplikací dodatečné vrstvy matrice na oba protilehlé povrchy střední části vzorků, jak je patrné z obrázku Obr. 45 (b). Dodatečná vrstva matrice má zanedbatelnou tloušťku, její efekt na mechanickou odezvu tedy může být zanedbán. Na obrázku Obr. 45 (c) je vyobrazen detail povrchu vzorku $[\pm 60]_s$ s vyhlazenou povrchovou vrstvou. Jsou patrné krátké trhlinky v matrici ve směru vláken, které vznikly pravděpodobně během vytvrzování laminátu. Dále je možné pozorovat bublinky pod povrchovou vrstvou, které ovšem, jak je ukázáno, neměly vliv na iniciaci poškození.



Obr. 45 Textura povrchu vzorku s obtisklým reliéfem separační fólie (a); vyhlazení povrchu vzorku dodatečnou tenkou vrstvou matrice (b). Na vzorcích jsou patrná zdrsňená místa připravená pro nalepení tenzometrů. Povrch vzorku po vyhlazení povrchové vrstvy (c).

Vzorky byly dále vybaveny lineárními fóliovými tenzometry pro měření poměrné deformace. Vzorky připravené pro experimentální zkoušení jsou vyobrazeny na Obr. 46.

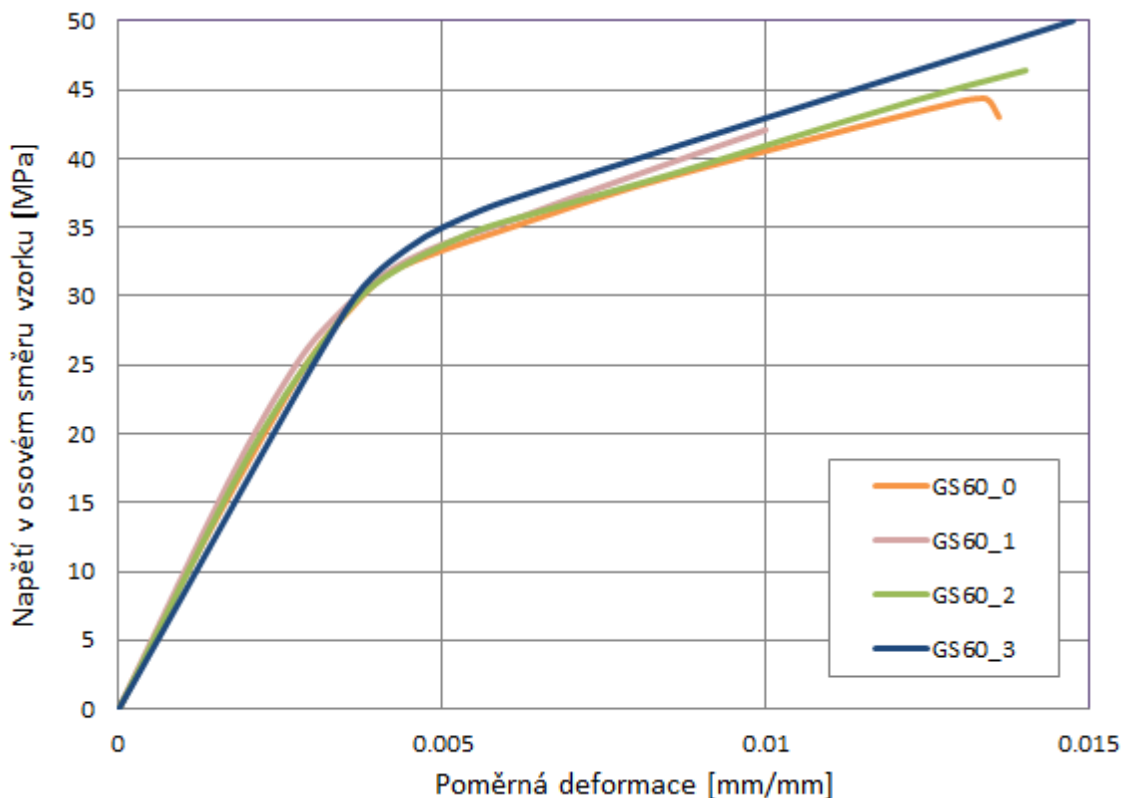


Obr. 46 Laminátové vzorky vybavené lineárními fóliovými tenzometry připravené ke zkoušení

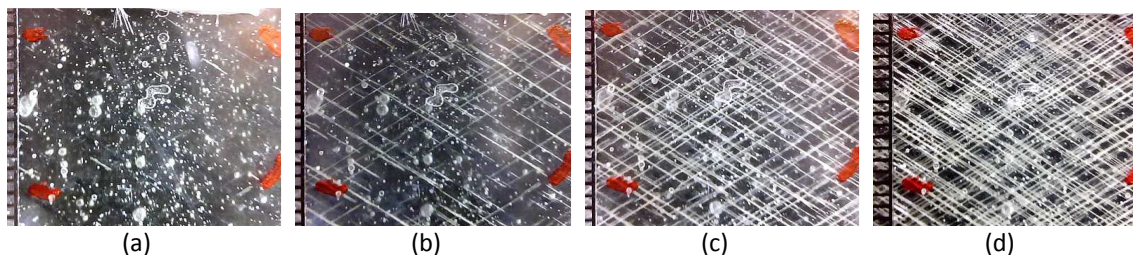
6.1.3 Výsledky experimentálního měření – kvazi-statické zatěžování

Laminát $[\pm 60]_s$

Na Obr. 47 je znázorněný tahový diagram vzorků se skladbou $[\pm 60]_s$. Napětí je v grafu na Obr. 47 definováno jako osová zatěžující síla podělená plochou průřezu laminátového vzorku. Stejně je napětí v osovém směru definováno i v dalších grafech odezvy laminátových vzorků. Fotografie poškození, které byly pořízeny mikrokamerou, jsou vyobrazeny v Obr. 48. V nezatíženém stavu jsou patrné bublinky pod svrchní vrstvou matrice. Jak je však vidět na obrázcích poškození při zvyšujícím se zatížení, trhlinky v matrici neinicují v blízkosti těchto bublinek. Proto lze vliv těchto bublinek na iniciaci poškození zanedbat. Dále jsou na stejné fotografii patrné málo četné a krátké trhlinky v matrici. Ty vznikly zřejmě při tvrdnutí matrice v průběhu laminace. Vzorek vykazuje při tahové zkoušce lineární chování až do okamžiku FPF (25 MPa). Při podélném tahovém namáhání vzorků $[\pm 60]_s$ je z hlediska odezvy dominantní odezva matrice, která je při sklonu vláken 60° namáhána kombinací příčného tahu a smyku. Vzhledem k linearitě odezvy celého laminátu (až do FPF) byl zaveden zjednodušující předpoklad linearity materiálu matrice. Poté inicují první trhlinky v matrici, což je doprovázeno poklesem podélné tuhosti vzorků. S rostoucím zatížením hustota trhlinek roste a podélná tuhost dále klesá. Kolem napětí 34 MPa dochází zřejmě k saturaci hustoty trhlinek v matrici. Rychlost nárůstu hustoty trhlinek v matrici se značně zpomalí stejně jako pokles podélné tuhosti, která může být vyjádřena tečným modulem.



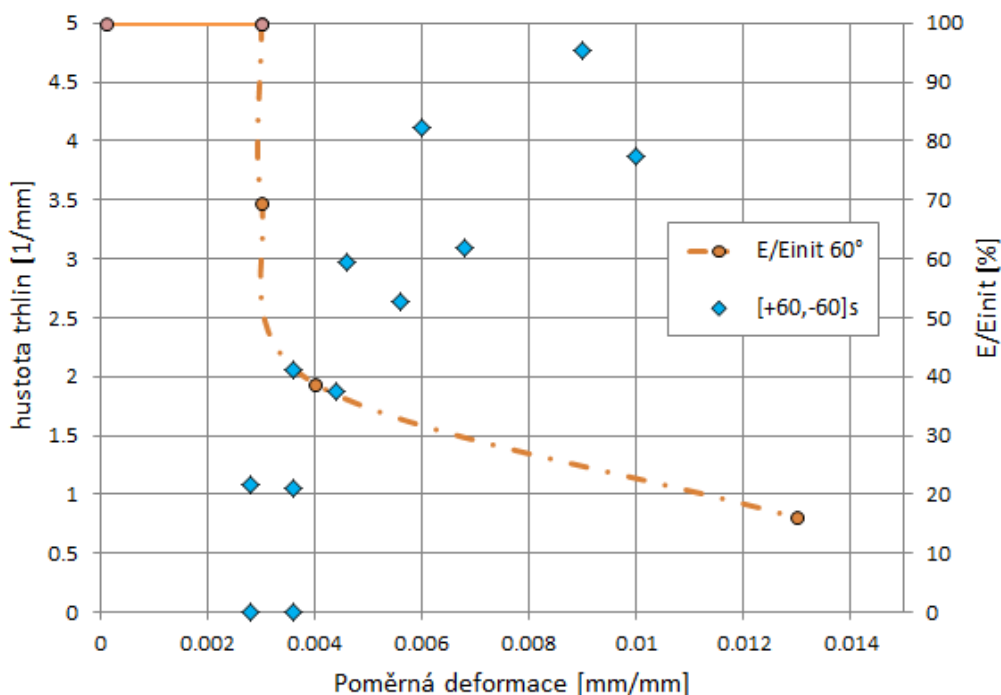
Obr. 47 Tahový diagram pro vzorky $[\pm 60]_s$. Napětí v osovém směru vzorku v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku.



Obr. 48 Snímky mikro poškození laminátu $[\pm 60]_s$ získané mikro kamerou v závislosti na osově deformaci ε_x . (a) $\varepsilon_x = 0$, (b) $\varepsilon_x = 0.0035$, (c) $\varepsilon_x = 0.005$, (d) $\varepsilon_x = 0.014$.

Dominantním módem poškození pro laminát $[\pm 60]_s$ jsou trhlinky v matici, které se tvoří podél vláken, tj. v příčném směru v souřadném systému laminy $L-T$. Tomu odpovídá i mód finálního porušení vzorků, které je stejného charakteru jako porušení při cyklickém zatěžování – viz Obr. 60 (b). Proces růstu hustoty trhlínek v matici při zvyšujícím se zatížení u progresivního statického poškození laminátu je analogický s procesy probíhajícími při únavovém poškození s konstantní amplitudou. Analogie mezi progresivním poškozením při zvyšujícím se zatížení a únavovým poškozením při zatížení konstantní amplitudou napětí je znázorněná na Obr. 3.

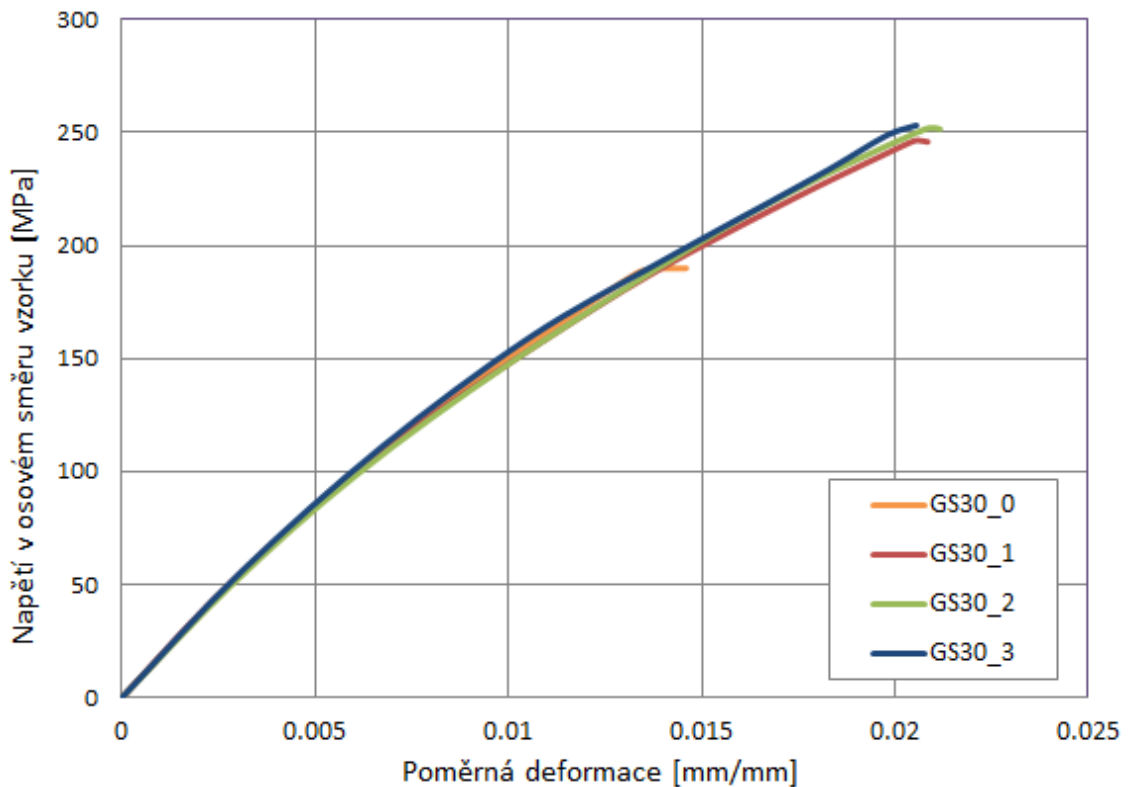
Na Obr. 49 je vyobrazen graf nárůstu hustoty příčných trhlínek v matici v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku (hlavní osa grafu). Hustota trhlínek byla vyhodnocována z pořízených mikro snímků vždy po určitém intervalu deformace. Normovaný tečný modul pružnosti v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku je vynesena na vedlejší osu grafu. Z grafu je patrná deformace ε_x^{FPF} , potřebná pro vznik první příčné trhlinky v matici. Dále je patrný strmý nárůst hustoty trhlínek těsně po iniciaci první trhlinky a následující stabilní nárůst hustoty trhlínek se zvyšující se osovou deformací. Se zvyšující se deformací rychlost nárůstu hustoty trhlínek klesá.



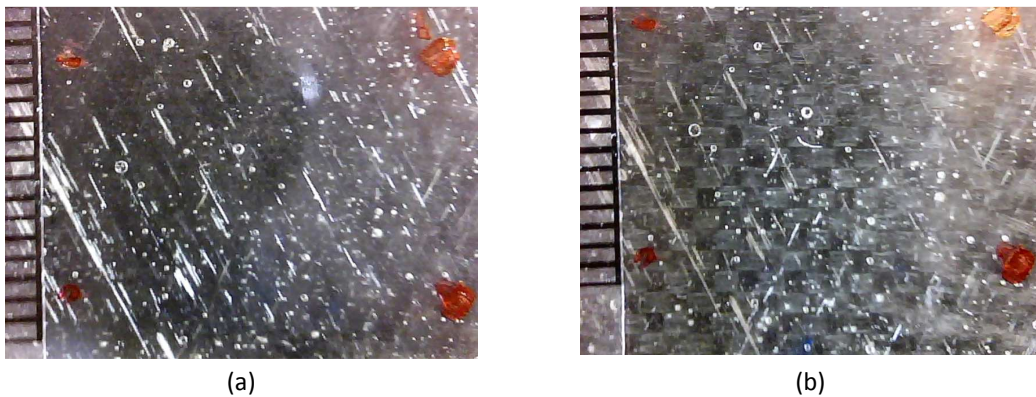
Obr. 49 Nárůst hustoty příčných trhlínek v matici v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku (hlavní osa grafu). Normovaný tečný modul pružnosti v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku (vedlejší osa grafu)

Laminát $[\pm 30]_S$

Na Obr. 50 je znázorněný tahový diagram vzorků se skladbou $[\pm 30]_S$. U nezatížených vzorků $[\pm 30]_S$ lze pozorovat stejně jako u vzorků $[\pm 60]_S$ trhlinky v matrici vzniklé při laminaci vzorků a bublinky v matrici, které ale nemají vliv na iniciaci poškození. U zatížených vzorků $[\pm 30]_S$ nelze pozorovat trhlinky v matrici. Nelineární odezva vzorků $[\pm 30]_S$ je dána zřejmě nelineární odezvou matrice ve smyku. Vzhledem ke stavbě laminátu a módu zatěžování se může vyskytovat i rozptýlené porušení vláken vlivem napětí ve směru vláken σ_L , případně následovaným smykovým „vytrháváním“ porušeného vlákna z matrice. Z Obr. 51 je patrné, že u laminátu se skladbou $[\pm 30]_S$ nelze opticky pozorovat žádné poškození.



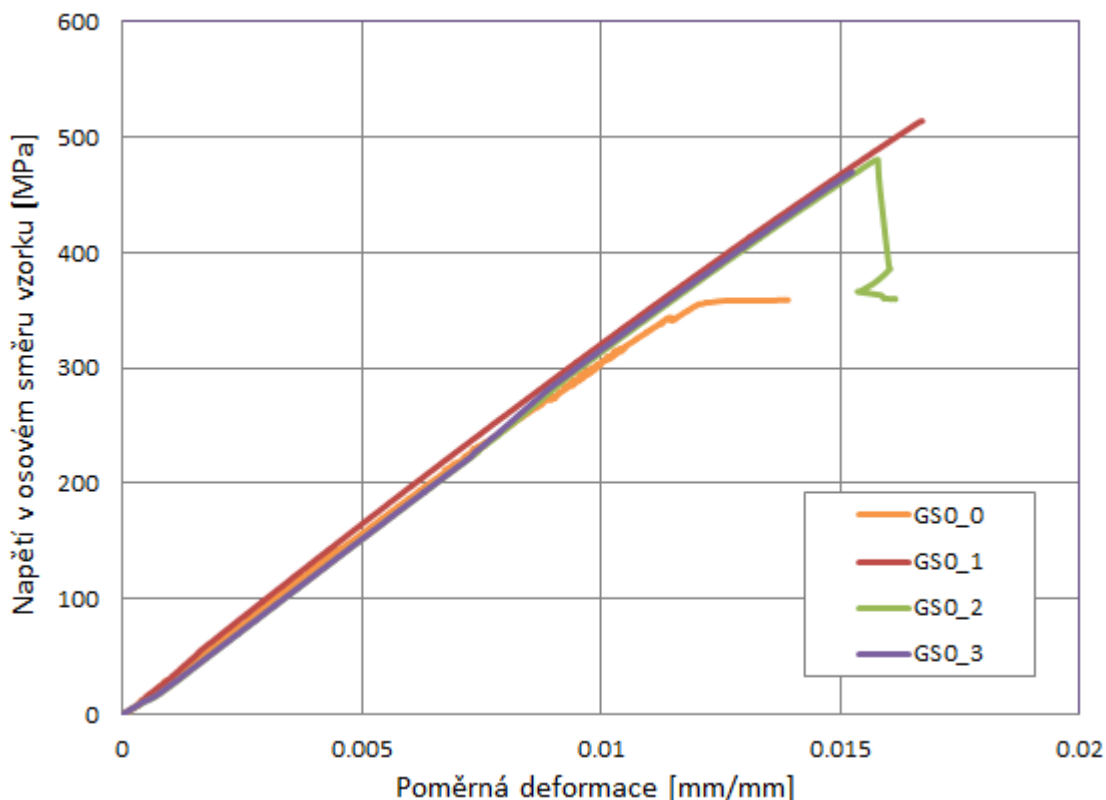
Obr. 50 Tahový diagram pro vzorky $[\pm 30]_S$. Napětí v osovém směru vzorku v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku.



Obr. 51 Snímky mikro poškození laminátu $[\pm 30]_S$ získané mikro kamerou v závislosti na osové deformaci ε_x . (a) $\varepsilon_x = 0$, (b) $\varepsilon_x = 0.02$.

Laminát $[0]_8$

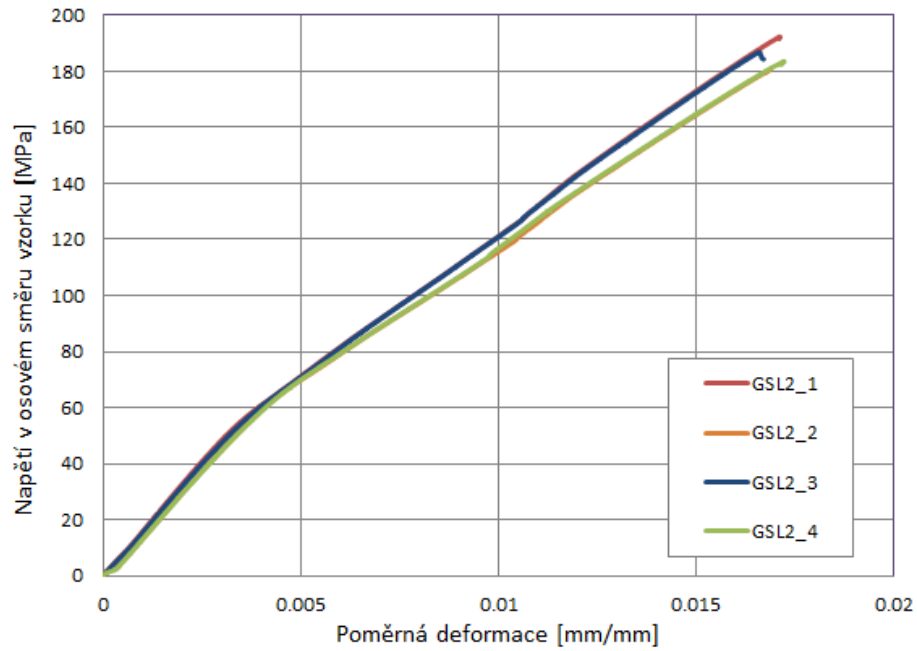
Na Obr. 52 je znázorněn tahový diagram vzorků se skladbou $[0]_8$. Odezva laminátu $[0]_8$ na namáhání v tahu ve směru vláken je lineární prakticky až do porušení vzorku. Vzhledem k tomu, že v případě zatěžování laminátu $[0]_8$ ve směru vláken je dominantní odezva vlákna, lze materiál vlákna uvažovat jako lineární v podélném směru. V případě laminátu se skladbou $[0]_8$ nelze opticky pozorovat žádné postupné poškození. Jak vyplývá i z grafu na Obr. 52, kdy odezva zůstává až do finálního porušení lineární, dochází k rozvoji poškození zřejmě až těsně před finálním porušením a má nestabilní charakter.



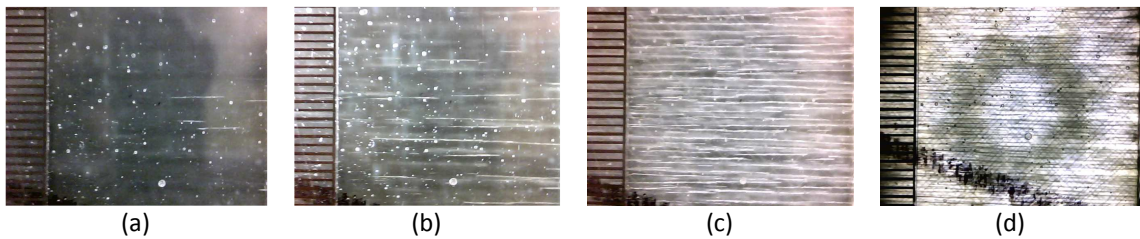
Obr. 52 Tahový diagram pro vzorky $[0]_8$. Napětí v osovém směru vzorku v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku.

Laminát $[0/90_2/\pm 45/90]_s$

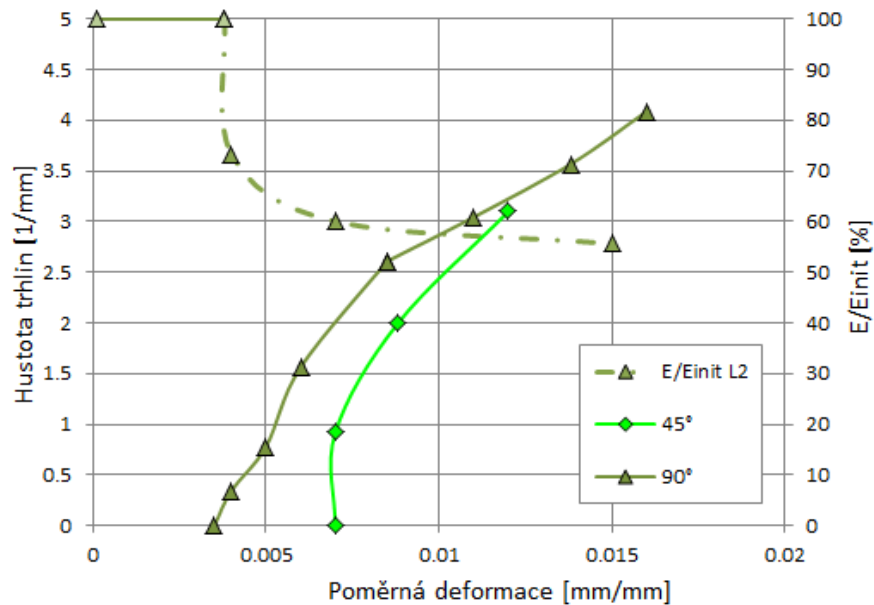
Odezva laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ je opět lineární až do okamžiku iniciace prvních trhlin v matici v nejslabší vrstvě. V tomto případě jde o vrstvu 90° . Jak je patrné z grafu na Obr. 53, k porušení první vrstvy dochází při napětí přibližně 42 MPa. Při dalším zvyšování napětí dochází k přerozdělování napětí uvnitř laminátu a na úrovni 58 MPa dochází k iniciaci trhlin v matici ve vrstvě s orientací 45° - viz fotografie poškození v obrázku Obr. 54 (c). Při dalším zvyšování napětí dochází k růstu hustoty trhlinek v matici ve vrstvách s orientací 90° i 45° až do stavu těsně před porušením vzorku - viz fotografie poškození v obrázku Obr. 54 (d). Na Obr. 55 je vyobrazen graf nárůstu hustoty příčných trhlinek v matici v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku (hlavní osa grafu) pro laminy s orientací 45° a 90° . Normovaný tečný modul pružnosti laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ (v grafu označeno jako L2) v závislosti na poměrné



Obr. 53 Tahový diagram pro vzorky $[0/90_2/\pm 45/90]_s$. Napětí v osovém směru vzorku v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku.



Obr. 54 Snímky mikro poškození laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$, získané mikro kamerou v závislosti na osově deformaci ϵ_x . (a) $\epsilon_x = 0$, (b) $\epsilon_x = 0.0035$, (c) $\epsilon_x = 0.005$ MPa, (d) $\epsilon_x = 0.014$.

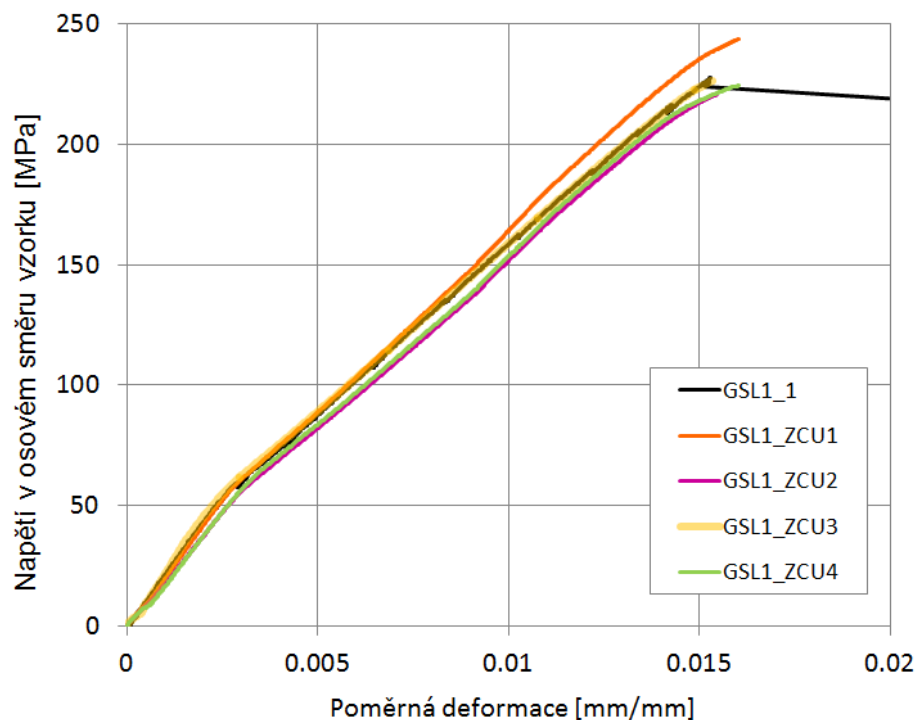


Obr. 55 Nárůst hustoty příčných trhlinek v matrici v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku (hlavní osa grafu) pro laminy s orientací 45° a 90° . Normovaný tečný modul pružnosti E laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ (v grafu označeno jako L2) v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku (vedlejší osa grafu).

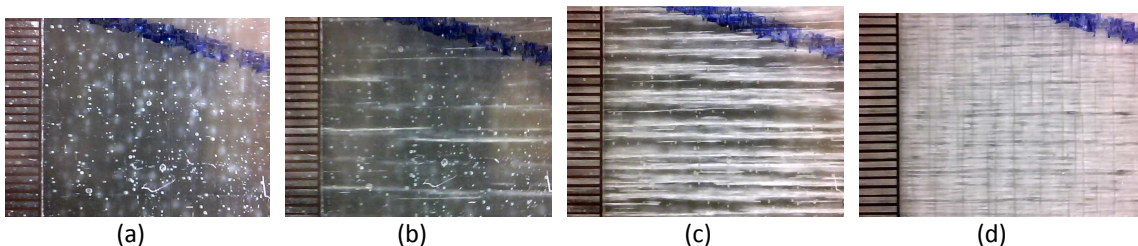
deformaci ve směru podélné osy vzorku je vyneseno na vedlejší osu grafu. Deformace ε_x^{FPF} , potřebná pro vznik první příčné trhlinky v matrici pro vrstvy s orientací vláken 90° je menší než pro vrstvy s orientací vláken 45° . To potvrzuje předpoklad, že rozhodující pro vznik příčných trhlinek je normálové namáhání laminy ve směru T (směr kolmý na vlákna). Dále je patrný strmý nárůst hustoty trhlinek těsně po iniciaci první trhlinky a následující stabilní nárůst hustoty trhlinek se zvyšující se osovou deformací.

Laminát $[0_2/90_4]_s$

Na Obr. 56 je znázorněný tahový diagram vzorků se skladbou $[0_2/90_4]_s$. Odezva laminátu je lineární až do okamžiku iniciace prvních trhlin v matrici v nejslabší vrstvě s orientací vláken 90° . Obr. 57 zobrazuje poškození laminátu $[0_2/90_4]_s$ v závislosti na podélné deformaci. Lze pozorovat trhlinky v matrici a jejich zvyšující se hustotu s rostoucí hodnotou deformace. Hustota trhlinek v laminátu $[0_2/90_4]_s$ nebyla číselně vyhodnocována.



Obr. 56 Tahový diagram pro vzorky $[0_2/90_4]_s$. Napětí v osovém směru vzorku v závislosti na poměrné deformaci ve směru podélné osy vzorku.



Obr. 57 Snímky mikro poškození laminátu $[0_2/90_4]_s$, získané mikro kamerou v závislosti na osovou deformaci ε_x . (a) $\varepsilon_x = 0$, (b) $\varepsilon_x = 0.0028$, (c) $\varepsilon_x = 0.005$ MPa, (d) $\varepsilon_x = 0.014$.

V Tabulka 5 jsou shrnuty tuhostní a pevnostní parametry zkoušených vzorků. Podélný modul pružnosti je zde definován jako podíl osového nominálního tahového napětí ve vzorku a poměrné deformace určené jako podíl prodloužení vzorku a jeho původní činné délky. Finální porušení celého vzorku (LPF) je zde definováno jako porušení poslední (nejsilnější) vrstvy, tj. separace obou částí vzorku.

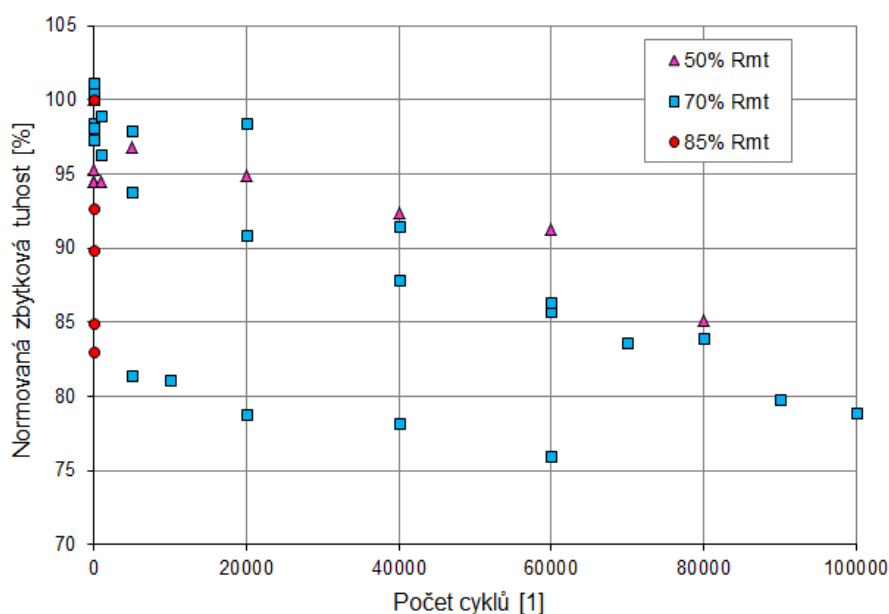
Skladba	Počet platných vzorků	Průměrná pevnost (LPF)	Podélný modul pružnosti před FPF	Přibližný podélný modul pružnosti před LPF
		[MPa]	[MPa]	[MPa]
[0] ₈	4	486,6	31.177	30.000
[-30/30] _S	4	249,4	17.482	9.500
[-60/60] _S	4	44,70	6.233	1.400
[0 ₂ /90 ₄] _S	5	228,5	14.474	13.529
[0;90 ₂ ;+45;-45;90] _S	5	186,6	15.765	10.000

Tabulka 5 Průměrné statické pevnosti laminátových vzorků odpovídající finálnímu porušení celého vzorku (LPF) a průměrné podélné tuhosti vzorků odpovídající prvnímu porušení nejslabší vrstvy (FPF) a finálnímu porušení celého vzorku (LPF)

6.1.4 Výsledky experimentálního měření – únavové poškození

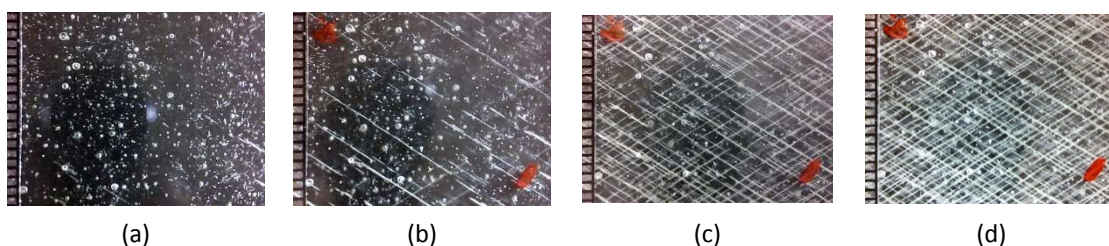
Laminát [± 60]_S

Na Obr. 58 je znázorněn pokles normované podélné tuhosti vzorků v závislosti na počtu zátěžných cyklů pro různé zátěžné hladiny. Podélná tuhost vzorku je zde definována jako podélný modul pružnosti celého laminátu, tzn. podíl osového nominálního tahového napětí ve vzorku a poměrné deformace vzorku stejně jako v případě kvazi-statického zatěžování. Podélná tuhost je normována vzhledem ke své počáteční hodnotě odpovídající nepoškozenému laminátu. Horní napětí zátěžných cyklů je vyjádřeno procentuálním poměrem ke statické mezi pevnosti laminátu v tahu R_{mt} .



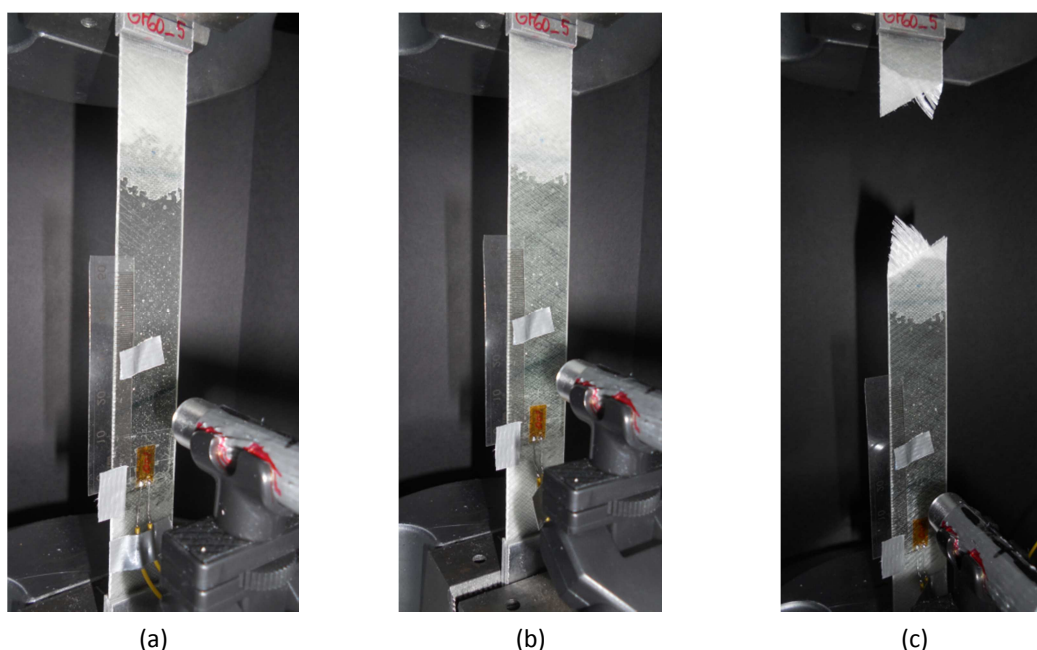
Obr. 58 Pokles normované tuhosti vzorků pro laminát [± 60]_S pro vybrané úrovně zatěžování.

Z grafu na Obr. 58 je patrný předpokládaný charakter poklesu tuhosti. Počáteční prudký pokles je následován postupným méně strmým poklesem. Lze pozorovat relativně velký rozptyl naměřených hodnot. Pásma rozptylu naměřených hodnot pro různé hladiny zatěžování se evidentně překrývají. Pro zpřesnění výsledků by bylo vhodné provést experimentální měření na více vzorcích a výsledky reprezentovat statistickými veličinami. Vzhledem k obrovské náročnosti únavových zkoušek je ale provedení většího počtu únavových zkoušek nad rámec disertační práce. Dalším důležitým poznatkem je, že i při relativně malých rozkmitech napětí (řádově 50% meze pevnosti v tahu) je životnost laminátu nižší než 100.000 zátěžných cyklů. Na hladině zatížení 85% tahové pevnosti je životnost pouze v řádu stovek cyklů.



Obr. 59 Snímky mikropoškození laminátu $[\pm 60]_s$ získané mikro kamerou v závislosti na počtu zátěžných cyklů N pro horní napětí cyklu 70% R_{mt} (a) $N = 0$, (b) $N = 1$, (c) $N = 40.000$, (d) $N = 100.000$

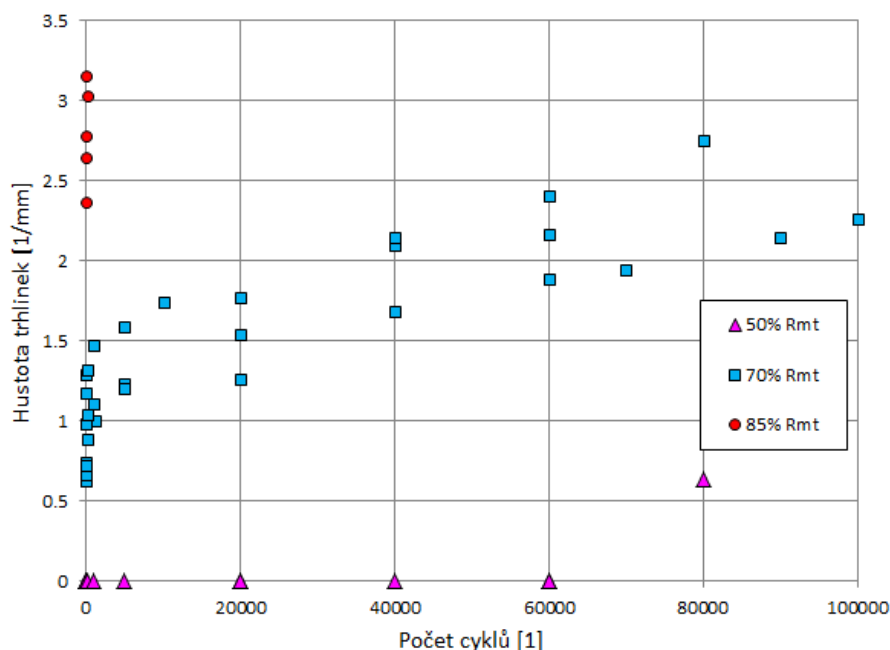
Na Obr. 59 jsou mikro fotografie poškození vzorku zatěžovaného rozkmitem napětí 70% R_{mt} v závislosti na počtu cyklů. Je patrné, že k iniciaci poškození dojde již v prvním půlcyklu. Poškození má formu příčných trhlinek v matrici a je analogické k poškození při statickém zatěžování. Se zvyšujícím se počtem cyklů dochází i při konstantním rozkmitu napětí k nárůstu hustoty trhlinek.



Obr. 60 Snímky vzorků laminátu $[\pm 60]_s$ v závislosti na počtu zátěžných cyklů N pro horní napětí cyklu 70% R_{mt} a) $N = 1$, (b) $N = 80.000$, (c) finální porušení

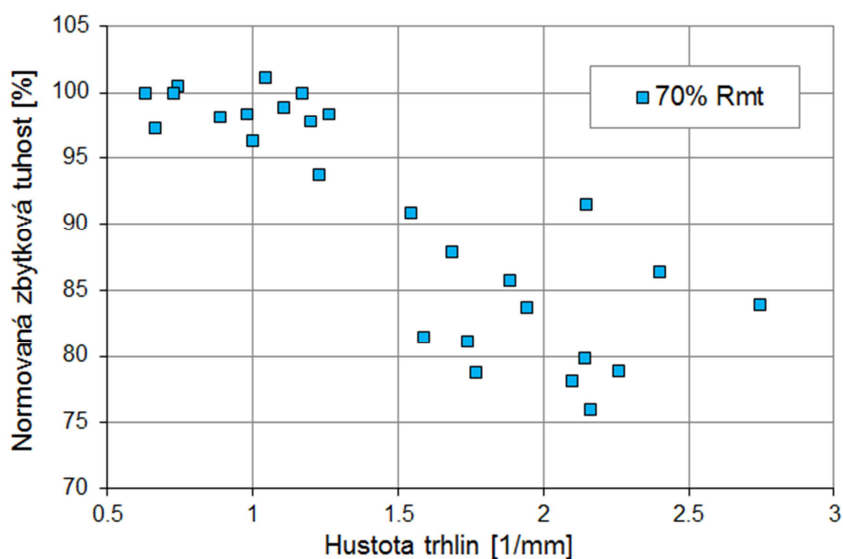
Snímky celých vzorků laminátu $[\pm 60]_s$ jsou vyobrazeny na Obr. 60 v závislosti na počtu zátěžných cyklů pro horní napětí cyklu 70% R_{mt} Na Obr. 60 (b) jsou patrné trhlinky

v matici, na Obr. 60 (c) je finální porušení vzorku. Je patrný příčný mód finálního dolomení v kombinaci s delaminací šířící se z okrajů vzorku.



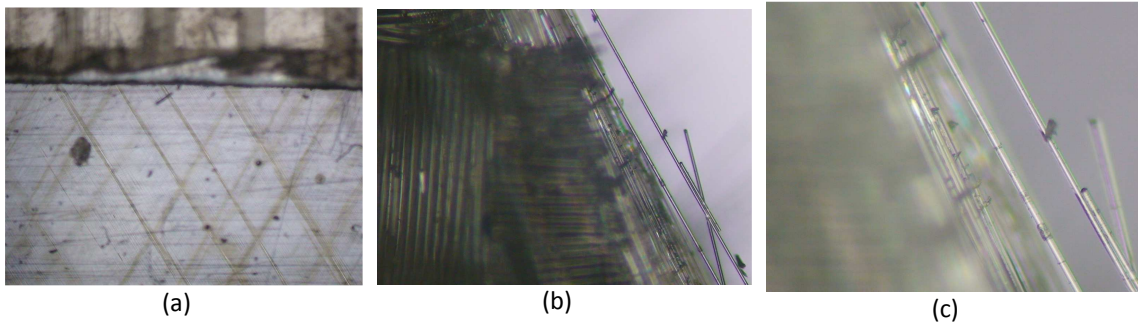
Obr. 61 Nárůst hustoty trhlinek v matici v závislosti na počtu zátěžných cyklů pro všechny úrovně zatěžování

Obr. 61 uvádí graf závislosti hustoty trhlinek na počtu cyklů pro všechny úrovně zatěžování. U úrovně zatěžování 70% R_{mt} dochází k iniciaci poškození už v začátku zatěžování a následuje fáze postupného růstu hustoty trhlinek. U úrovně zatěžování 50% R_{mt} dochází k iniciaci prvního poškození až po 60.000 zátěžných cyklech. Protože je rozkmit napětí konstantní po celou dobu cyklického zatěžování, je evidentní, že vlivem cyklického zatěžování dochází k degradaci pevnostních a únavových vlastností laminátu. U úrovně zatěžování 85% R_{mt} dochází k velmi rychlému nárůstu hustoty trhlinek a k rychlému porušení laminátu.



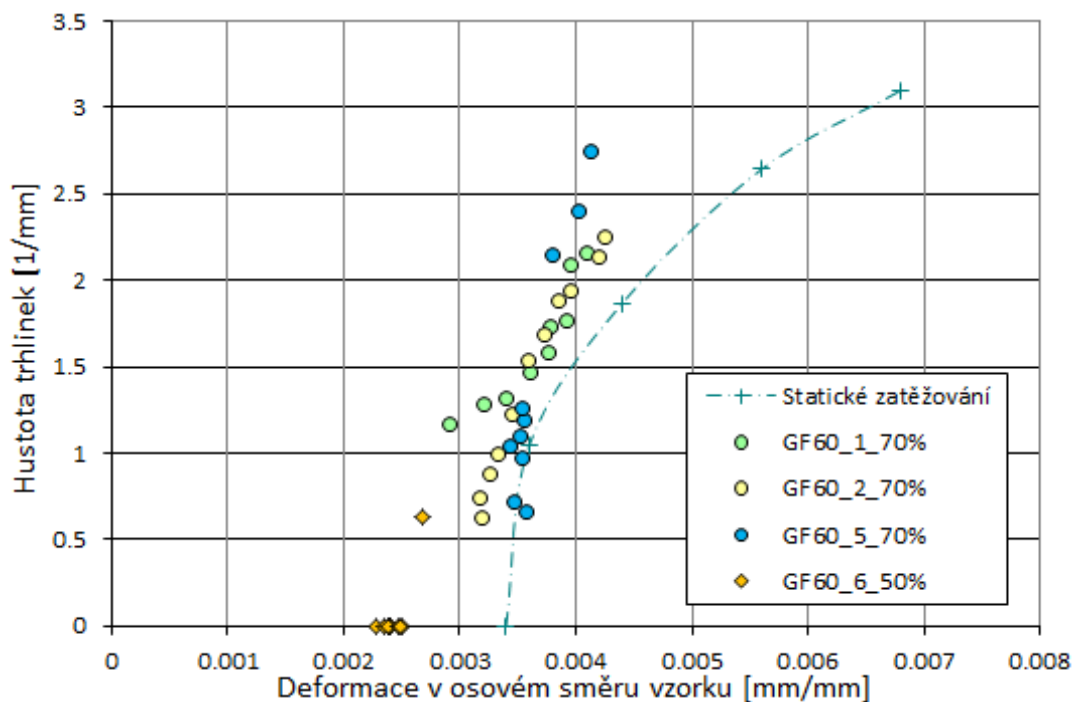
Obr. 62 Pokles normované tuhosti vzorků v závislosti na rostoucí hustotě trhlinek v matici horní napětí cyklu 70% R_{mt}

Iniciace trhlinek a nárůst jejich hustoty ovlivňují tuhost laminátu. Souvislost hustoty trhlinek a normované tuhosti laminátových vzorků ukazuje graf na Obr. 62.



Obr. 63 Mikroskopické post mortem fotografie trhlin v matrici vzorku $[\pm 60]_s$ (a); vláken v okolí porušení vzorku při nejmenším zvětšení (b) a největší zvětšení mikroskopu (c)

Optickým mikroskopem byly pořízeny post-mortem snímky struktury laminátu v okolí lomu vzorku viz Obr. 63. Jak je patrné, na některých vláknech ulpívají po porušení vzorku zbytky matrice. Z toho lze usuzovat, že pevnost rozhraní vlákno-matrice nebude výrazně menší, než pevnost samotné matrice pro podmínky namáhání laminátu $[\pm 60]_s$. Pevnost rozhraní byla proto při výpočetní simulaci uvažována stejná jako pevnost samotné matrice.



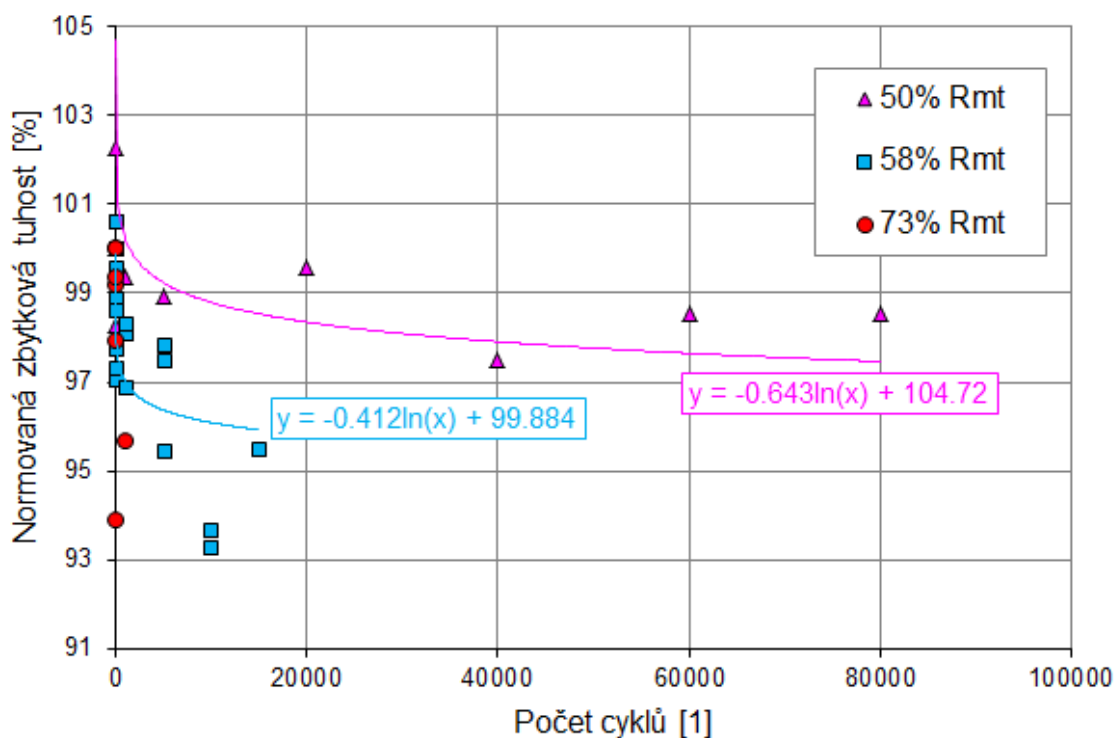
Obr. 64 Hustota trhlinek v matrici v závislosti na horní osově deformaci cyklu při cyklickém zatěžování. Pro srovnání je uvedena závislost pro statické zatěžování.

Zásadním výsledkem s ohledem na navržený způsob výpočetní simulaci rozvoje trhlin je závislost hustoty trhlinek na horní deformaci cyklu. Takovou závislost pro vzorky laminátu $[\pm 60]_s$ zobrazuje graf v Obr. 64 ve srovnání s výsledky pro statické zatěžování. Jak je patrné, při cyklickém zatěžování je pro danou deformaci hustota trhlinek větší než pro statické zatěžování. Horní deformace cyklu pro jednotlivé vzorky není konstantní, protože je při cyklickém zatěžování řízena síla. Vlivem kumulace poškození

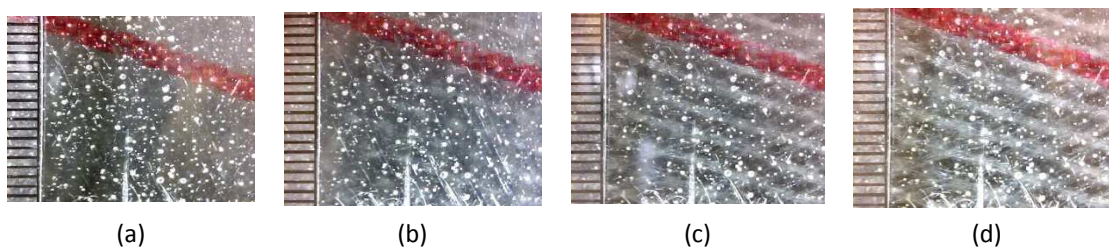
klesá tuhost vzorku, a tedy při konstantní horní zatěžující síle vzrůstá hodnota horní deformace, jak je patrné z Obr. 64.

Laminát $[\pm 30]_S$

Na Obr. 65 je znázorněn pokles normované podélné tuhosti vzorků v závislosti na počtu zátěžných cyklů pro různé zátěžné hladiny pro laminát $[\pm 30]_S$. Z grafu je patrné, že charakter poklesu tuhosti je analogický k poklesu u vzorků $[\pm 60]_S$. Zásadní je ale rozdíl v hodnotách poklesu normované zbytkové tuhosti. U laminátu $[\pm 30]_S$ neklesá zbytková tuhost pod 90% hodnoty původní tuhosti a to ani u velmi namáhaných vzorků na hladině zatížení 73% R_{mt} . To svědčí o tom, že nedochází k masivnímu rozvoji poškození, které by ovlivňovalo tuhost laminátu. Tomu odpovídají i snímky mikro poškození, pořízené pro laminát $[\pm 30]_S$ - viz Obr. 66. Na snímcích nejsou patrné žádné trhlinky v matrici. Pokles tuhosti u laminátu $[\pm 30]_S$ je tedy dán jinými módy poškození, zřejmě rozvíjející se delaminací z volných krajů vzorků.

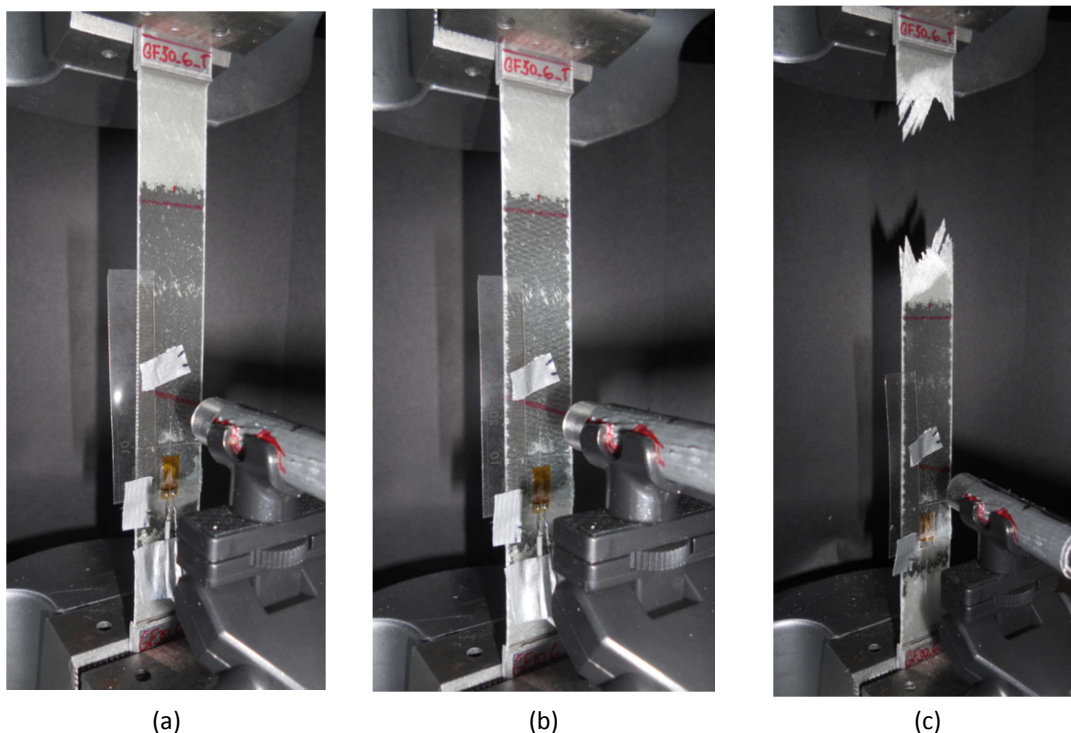


Obr. 65 Pokles normované tuhosti vzorků pro laminát $[\pm 30]_S$ pro všechny úrovně zatěžování.



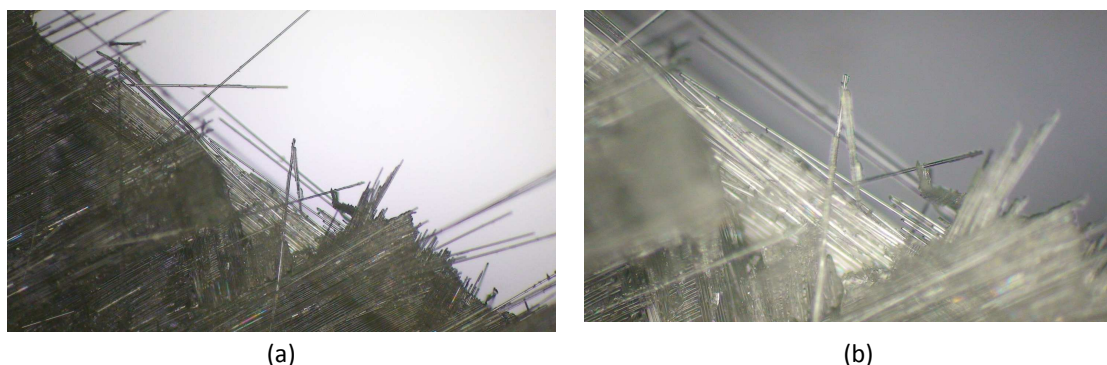
Obr. 66 Snímky mikro poškození laminátu $[\pm 30]_S$ získané mikro kamerou v závislosti na počtu zátěžných cyklů pro horní napětí cyklu 58% R_{mt} a) $N = 0$, (b) $N = 1$, (c) $N = 40.000$, (d) $N = 80.000$. U laminátu $[\pm 30]_S$ nejsou patrné žádné trhlinky v matrici.

Delaminace rozvíjející se z volných krajů vzorků je patrná na snímcích uvedených na Obr. 67 (b). Mód finálního porušení vzorků je zřejmě kombinací delaminace a smykového porušení lamin. Finální porušení vzorků je vyobrazeno na Obr. 67 (c). Zajímavé zjištění je, že opět dochází k relativně brzkému finálnímu porušení laminátu i při nízké úrovni zatěžování. Pro hladinu zatížení 73% R_{mt} již po několika stovkách cyklů.



Obr. 67 Snímky vzorků laminátu $[\pm 30]_S$ v závislosti na počtu zátěžných cyklů pro horní napětí cyklu 58% R_{mt} $N = 1$ (a), $N = 80.000$ (b), finální porušení (c). Na snímku (b) je patrná počínající delaminace z volného okraje, která vede k finálnímu porušení.

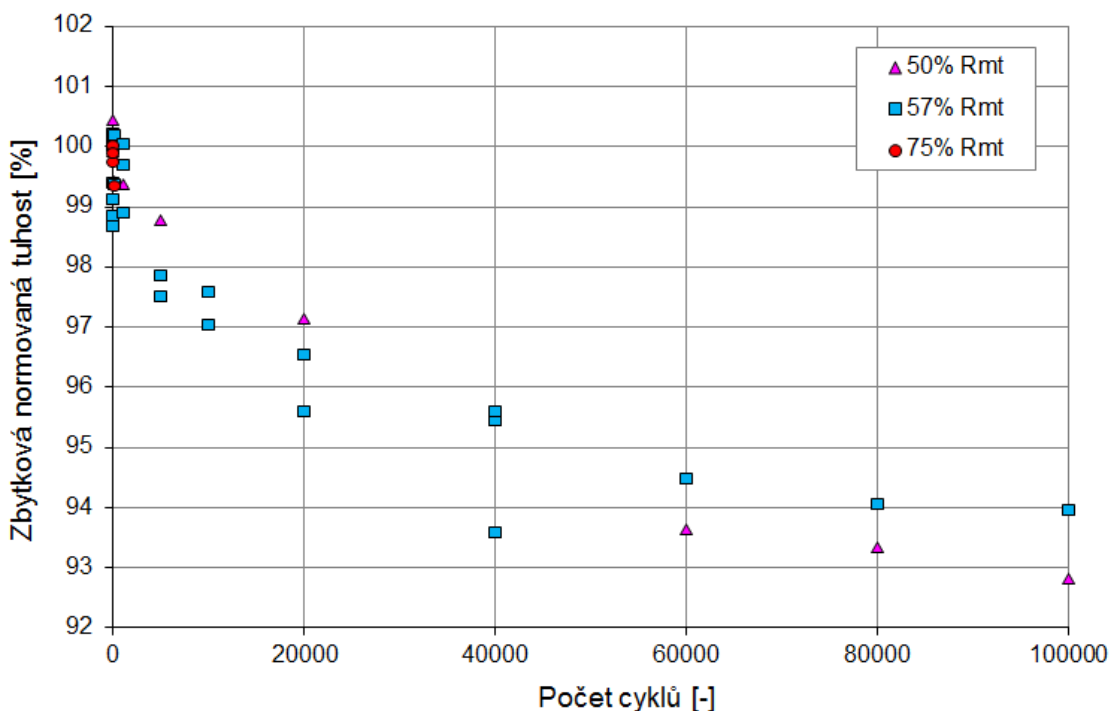
Mikroskopické post-mortem snímky struktury laminátu v okolí lomu vzorku viz Obr. 68. ukázaly analogické výsledky jako u laminátu $[\pm 60]_S$. Protože ale u laminátu $[\pm 30]_S$ nedochází při zatěžování k tvorbě trhlinek v matrici, je informace o poměru pevnosti matrice a pevnosti rozhraní vlákno-matrice irelevantní. Postupné poškození laminátu s takovou orientací vláken by bylo nutné posuzovat z hlediska šíření delaminace, což je nad rámec předkládané práce.



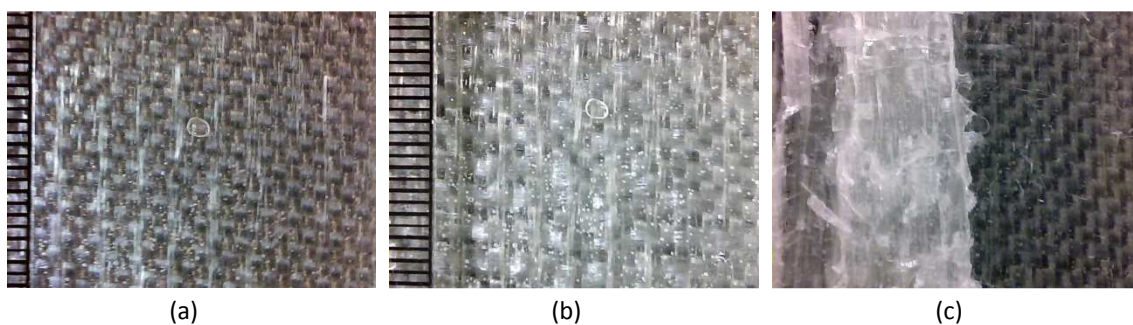
Obr. 68 Mikroskopické snímky vláken v okolí porušení vzorku $[\pm 30]_S$ nejmenší zvětšení (a) největší zvětšení (b)

Laminát $[0]_8$

Na Obr. 69 je znázorněn pokles normované podélné tuhosti vzorků v závislosti na počtu zátěžných cyklů pro různé zátěžné hladiny pro laminát $[0]_8$. Z grafu je patrné., že charakter poklesu tuhosti je analogický k poklesu u vzorků $[\pm 30]_S$. Rozdílem je ne tak prudký pokles tuhosti laminátu v počátcích cyklického zatěžování. To ukazuje na pravděpodobný mód poškození laminátu $[0]_8$, tj. rozptýlené porušování vláken.



Obr. 69 Pokles normované tuhosti vzorků pro laminát $[0]_8$ pro všechny úrovně zatěžování.

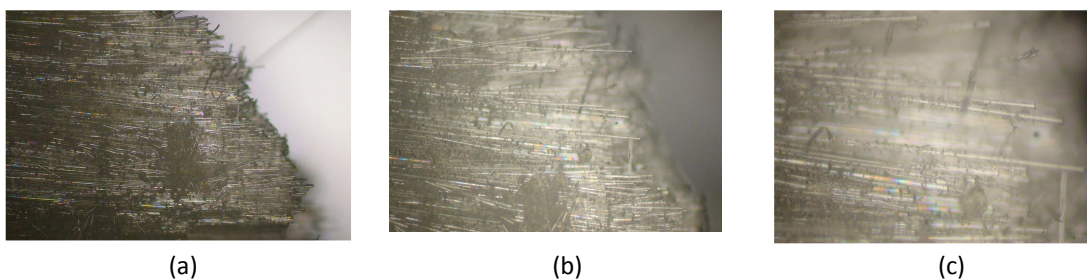


Obr. 70 Snímky mikro poškození laminátu $[0]_8$ získané kamerou v závislosti na počtu zátěžných cyklů pro horní napětí cyklu 57% R_{mt} $N = 0$ (a), $N = 100.000$ (b), finální porušení (c). Na snímcích je patrná kontura separační fólie obtisklá do svrchní vrstvy matrice. Ani po 100.000 cyklech není patrné žádné mikro poškození.

Obr. 71 ukazuje finální porušení vzorku $[0]_8$. Z hlediska módu se jedná o přetržení vláken doprovázené smykovým porušením na hranici jednotlivých pramenců. Na Obr. 72 jsou vyobrazeny mikroskopické fotografie vláken v okolí porušení vzorku $[0]_8$. Díky malé hloubce ostrosti fotoaparátu mikroskopu jsou jednotlivá vlákna těžko rozlišitelná.



Obr. 71 Finální porušení vzorků $[0]_8$ po únavové zkoušce

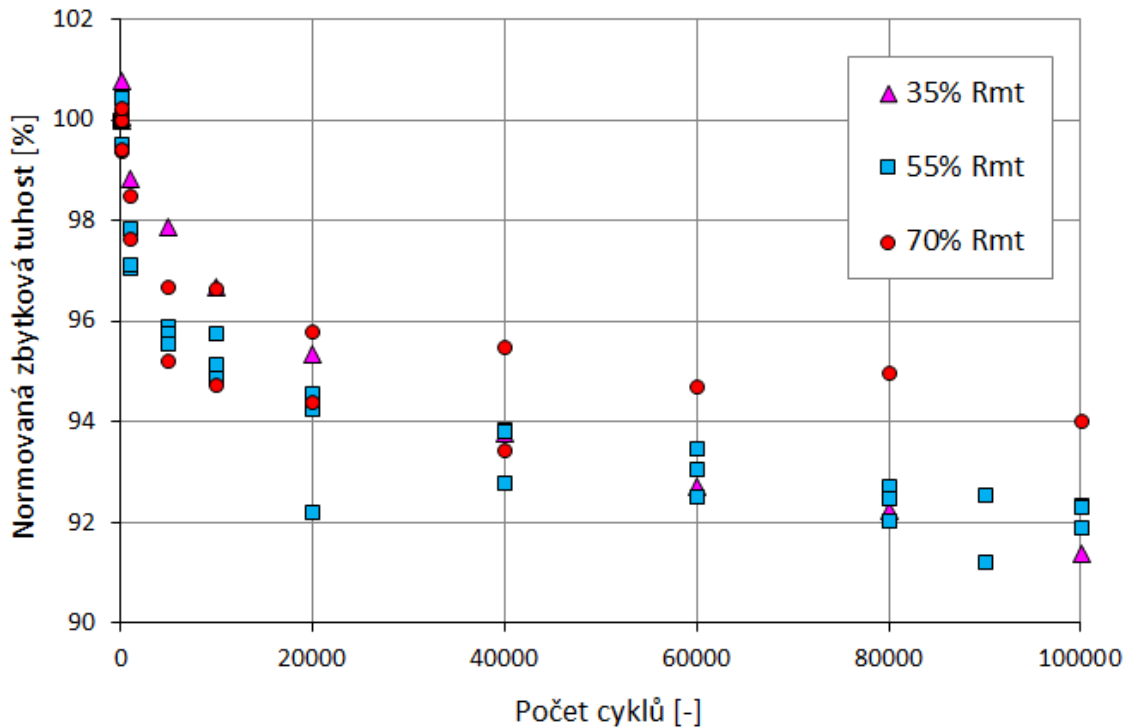


Obr. 72 Mikroskopické fotografie vláken v okolí porušení vzorku $[0]_8$ nejmenší zvětšení (a) největší zvětšení (b)

Laminát $[0/90_2/\pm 45/90]_s$

Na Obr. 73 je znázorněn pokles normované podélné tuhosti vzorků v závislosti na počtu zátěžných cyklů pro různé zátěžné hladiny. Z grafu je patrný předpokládaný charakter poklesu tuhosti. Počáteční prudký pokles je následován postupným méně strmým poklesem. Lze pozorovat menší rozptyl naměřených hodnot než u vzorků $[\pm 60]_s$. Pásma rozptylu naměřených hodnot se ale pro různé hladiny zatěžování opět překrývají. Pro zpřesnění výsledků by bylo stejně jako u vzorků $[\pm 60]_s$ vhodné provést experimentální měření na více vzorcích a výsledky reprezentovat statistickými veličinami. Vzhledem k obrovské náročnosti únavových zkoušek je ale provedení většího počtu únavových zkoušek nad rámec předkládané práce. Zbytková tuhost vzorků ani po cyklickém zatěžování neklesne pod 90% hodnoty panenské tuhosti.

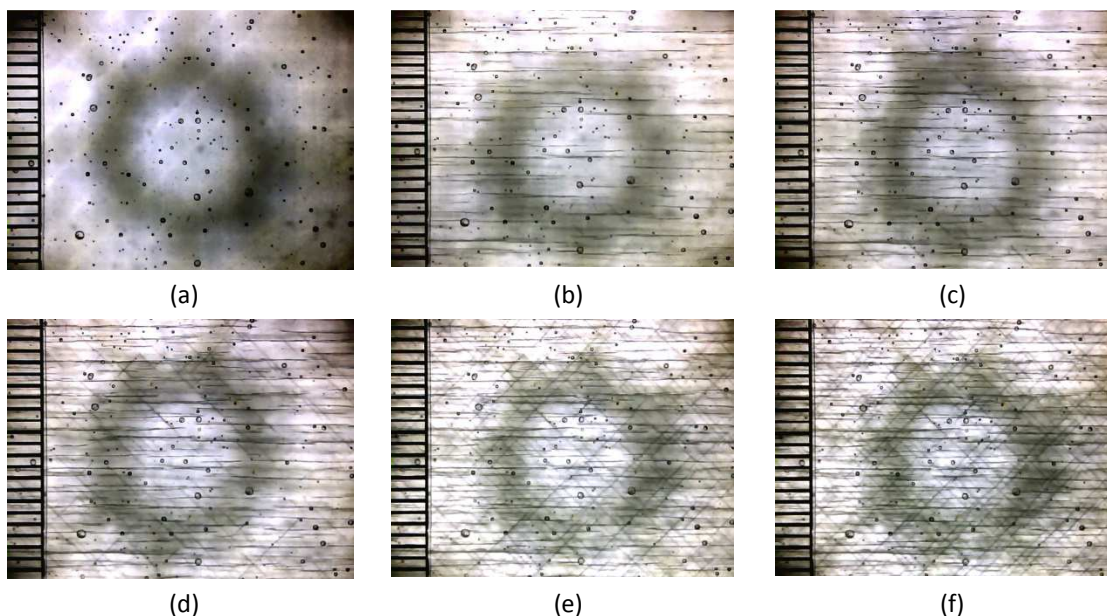
Vysvětlením může být, že do tuhosti vzorku významně přispívají vrstvy 0° , ve kterých díky nízkým hladinám zatěžování nedochází k rozvoji poškození a tedy ani k poklesu tuhosti.



Obr. 73 Pokles normované tuhosti vzorků pro laminát $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ pro všechny úrovně zatěžování.

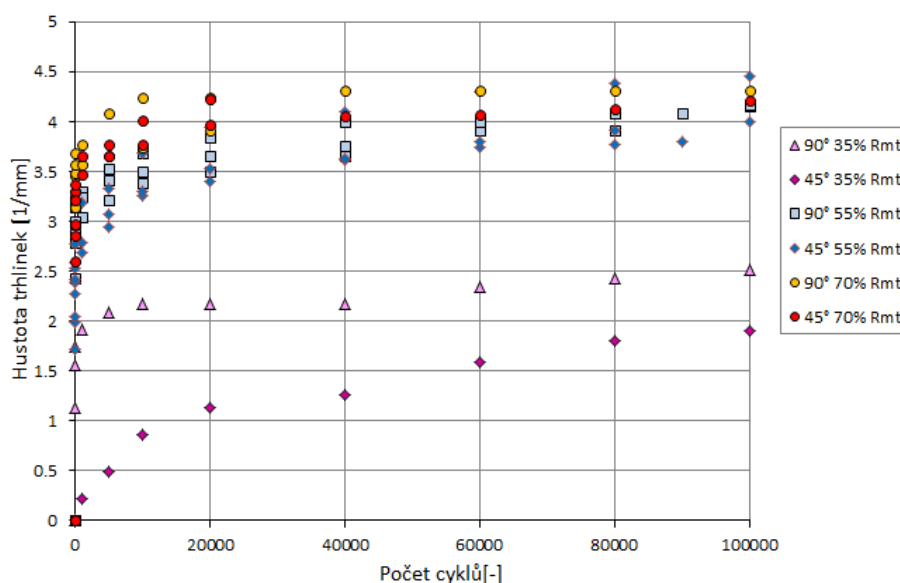
Na Obr. 74 jsou vyobrazeny snímky mikro poškození laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ získané mikro kamerou v závislosti na počtu zátěžných cyklů N pro horní napětí cyklu 35% R_{mt} . Vzorky jsou pro lepší viditelnost mikro poškození podsvíceny lampou s kruhově uspořádanými diodami a s jednou diodou uprostřed. Diody lampy tvoří kruhový stín, který neodpovídá žádnému poškození. Na Obr. 74 (a) je vyobrazen vzorek před zatížením. Není patrné žádné poškození kromě bublinek pod svrchní vrstvou matrice, které ale nemají vliv na iniciaci trhlinek, jak je patrné z obrázků Obr. 74 (b)-(f). Obr. 74 (b) odpovídá zatížení prvním cyklem. Jsou patrné trhlinky ve vrstvě 90° . Vzorek je zatížen silou, která vyvolá osovou deformaci vzorku větší než je minimální deformace potřebná pro FPF vrstvy 90° , ale menší, než je deformace potřebná pro FPF vrstvy 45° . Proto se vyskytují trhlinky jen ve vrstvě 90° . Na Obr. 74 (c), pořízeném po 1000 zátěžných cyklech je již patrná iniciace trhlinek i ve vrstvě 45° a to i přesto, že cyklické zatěžování probíhá na konstantní hladině zatěžující síly. Důvodem pro iniciaci trhlinek je zvyšování horní deformace cyklu vlivem degradace tuhosti vzorku (ta je způsobena vznikem trhlinek ve vrstvě 90°), ale především degradací vlastností matrice. Toto je patrné z Obr. 77, kdy horní axiální deformace vzorku GFL2_1_35% nepřekročí pro žádný počet cyklů deformaci potřebnou pro FPF vrstvy 45° při kvazi-statickém zatěžování. Na Obr. 74 (c)-(f) je patrný další rozvoj mikro poškození ve formě zvyšování hustoty trhlinek ve vrstvách 90° i 45° .

Obr. 75 uvádí graf závislosti hustoty trhlinek na počtu zátěžných cyklů pro všechny úrovně zatěžování pro vrstvy 45° i 90° . U vrstev 0° není stejně jako u vzorků $[0^\circ]_8$ patrné žádné poškození.

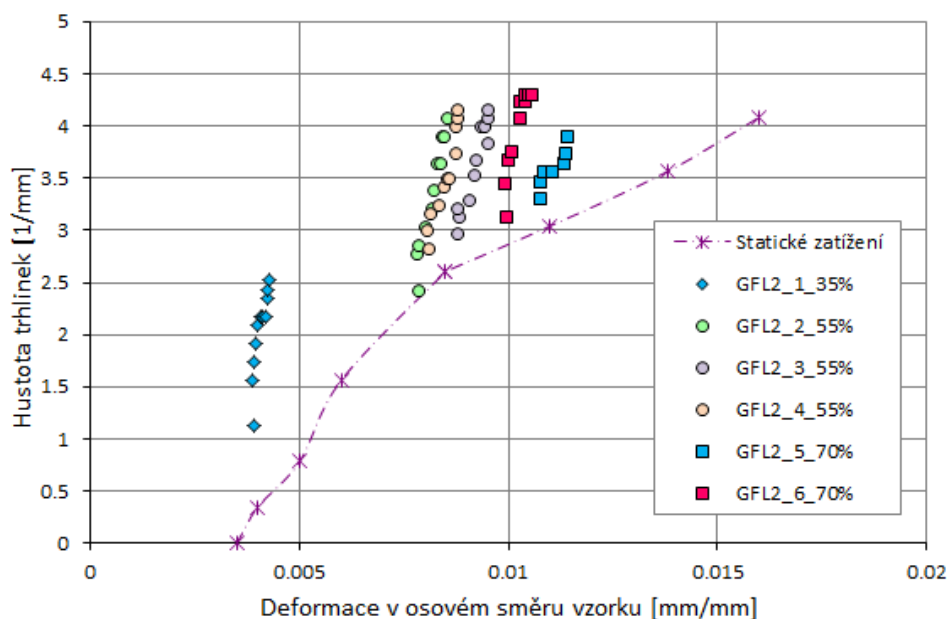


Obr. 74 Snímky mikropoškození laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ získané mikro kamerou v závislosti na počtu zátěžných cyklů N pro horní napětí cyklu $35\% R_{mt}$. Vzorky jsou pro lepší viditelnost podsvíceny kruhovou lampou, tvořící kruhový stín, který ne a) $N = 0$, (b) $N = 1$, (c) $N = 1000$, (d) $N = 10.000$, (e) $N = 60.000$, (f) $N = 100.000$ cyklů.

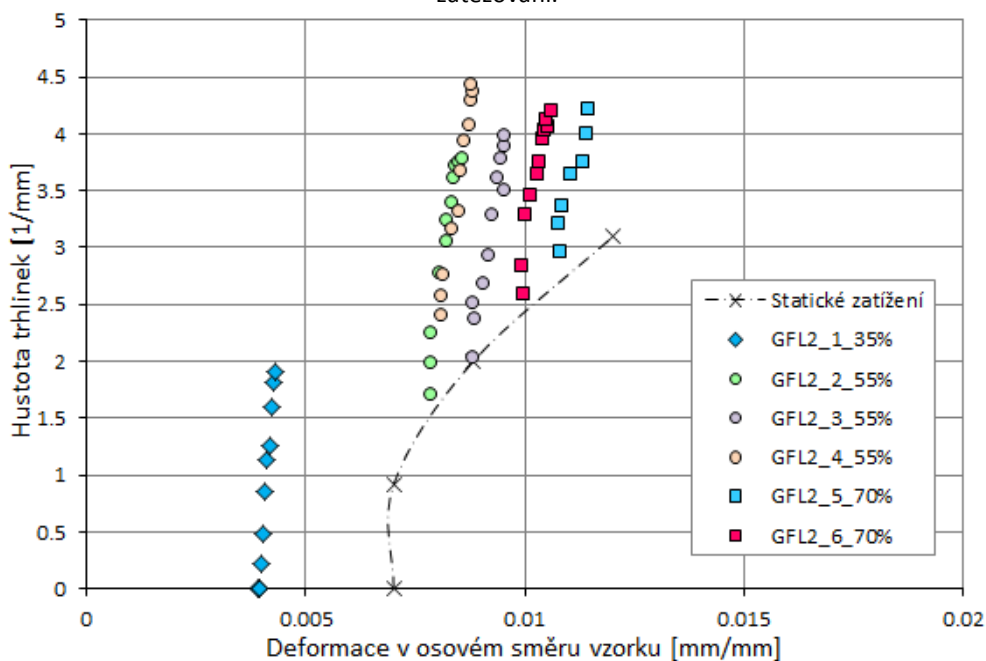
Zásadním výsledkem s ohledem na navržený způsob výpočetní simulaci rozvoje trhlin je závislost hustoty trhlinek na horní deformaci cyklu. Takovou závislost pro vzorky laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ zobrazují grafy v Obr. 76 a Obr. 77 pro vrstvy 90° resp. 45° . Pro srovnání jsou opět uvedeny experimentální výsledky pro statické zatěžování. Jak je patrné, při cyklickém zatěžování je pro danou deformaci hustota trhlinek větší než pro statické zatěžování. Horní deformace cyklu pro jednotlivé vzorky není konstantní, protože je při cyklickém zatěžování řízena síla. Vlivem kumulace poškození klesá tuhost vzorku, a tedy při konstantní horní zatěžující síle vzrůstá hodnota horní deformace. U vzorků v grafech je vyjádřena hladina zatěžování procentem k mezi pevnosti laminátu v tahu.



Obr. 75 Nárůst hustoty příčných trhlinek v matrici laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ v závislosti na počtu cyklů pro laminy s orientací 45° a 90° pro různé hladiny zatížení.

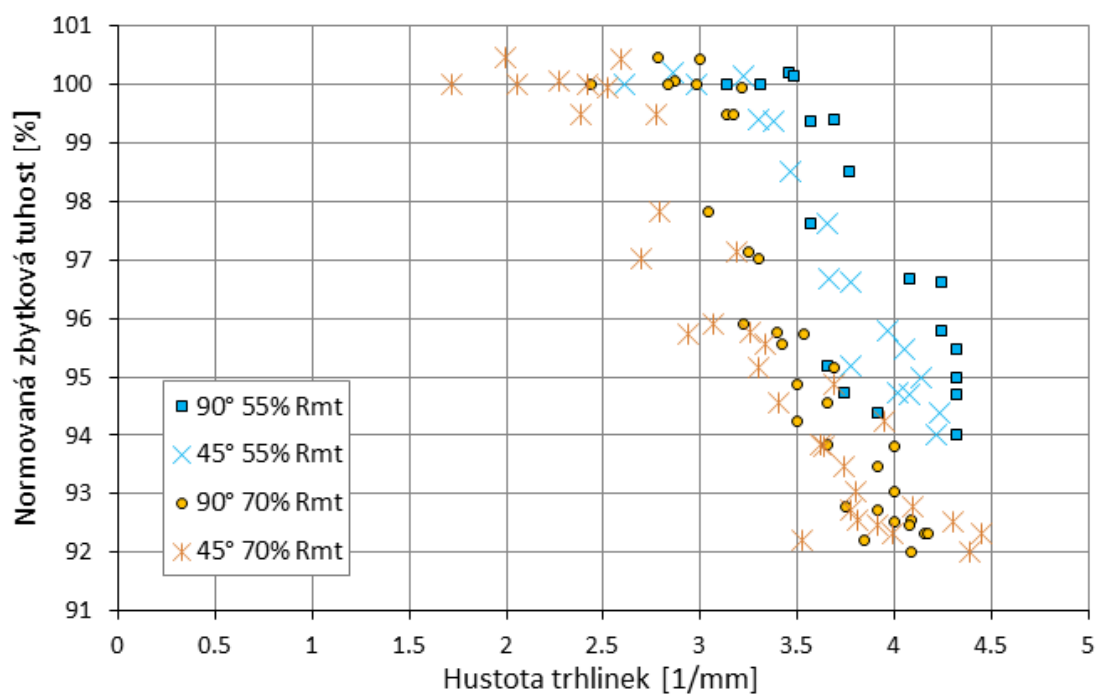


Obr. 76 Hustota trhlinek v matrici v závislosti na horní osové deformaci zátěžného cyklu laminy při cyklickém zatěžování pro laminu s orientací 90°. Pro srovnání je uvedena závislost pro statické zatěžování.



Obr. 77 Hustota trhlinek v matrici v závislosti na horní osové deformaci zátěžného cyklu laminy ϵ_x při cyklickém zatěžování pro laminu s orientací 45°. Pro srovnání je uvedena závislost pro statické zatěžování.

Z grafu na Obr. 77 je patrné, že pro vzorek GFL2_1_35% dochází k iniciaci trhlinek i přesto, že deformace vzorku je menší než statická hodnota ϵ_x^{FPF} . Graf na Obr. 78 uvádí souvislost hustoty trhlinek a normované tuhosti laminátu. Z obrázku je patrné, že trhlinky ve vrstvě 90° mají menší vliv na tuhost než trhlinky ve vrstvě 45°. To je zřejmě dáno tím, že příspěvek vrstev 90° do celkové tuhosti laminátu je relativně k ostatním vrstvám malý. Celková normovaná tuhost laminátu začíná významně klesat, až když se začínají tvořit trhlinky ve vrstvách 45°.



Obr. 78 Pokles normované tuhosti vzorků v závislosti na rostoucí hustotě trhlinek v matrici

6.2 Numerické modelování

Níže popsany způsob modelování předpokládá symetrické lamináty vyztužené dlouhými orientovanými vlákny s obecnou orientací vrstev. Zatěžování předpokládáme jednoosé jednou osamělou silou ležící na podélné ose laminátových vzorků, jak je popsáno v podkapitole 7.1.1.

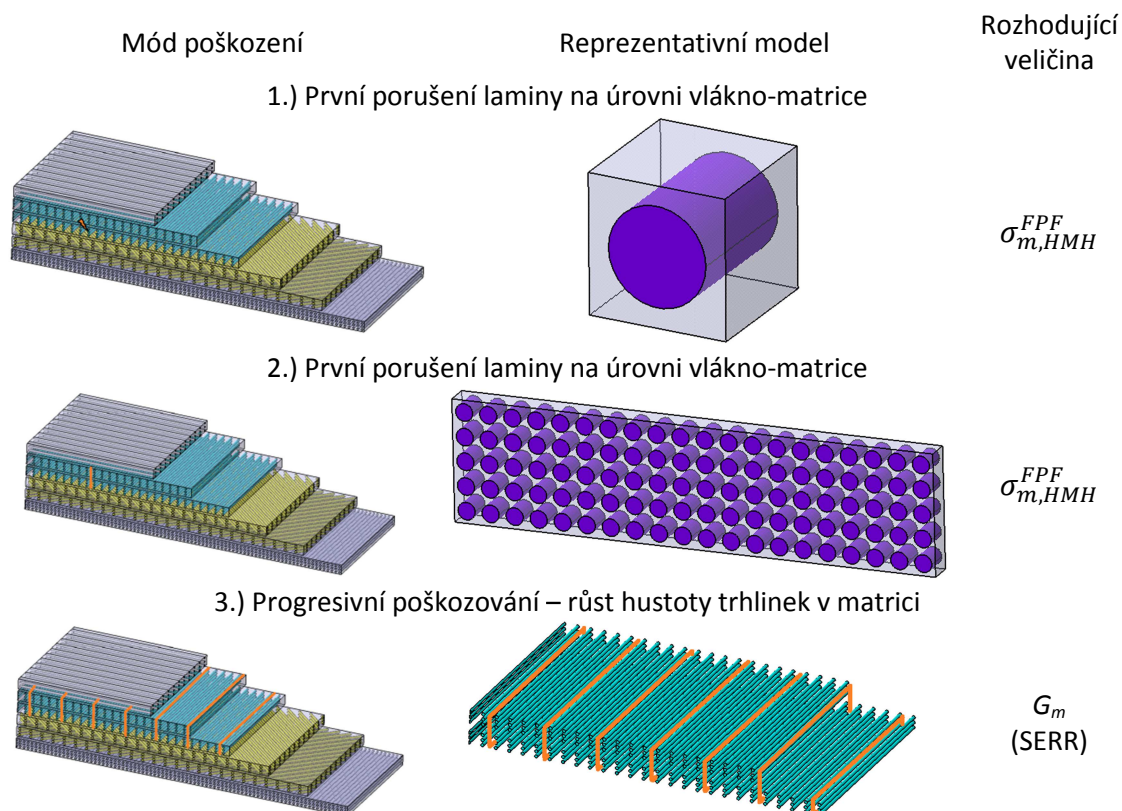
Jak je popsáno v kapitole 5, pro výpočetní predikci progresivního a únavového poškození analyzovaného laminátu byl použit více-škálový přístup. Z hlediska módů poškození byly uvažovány pouze příčné trhlinky v matrici, které se zpravidla objevují v počáteční fázi postupného a únavového poškození. Módy poškození související s porušováním vlákna, smykového vytrhávání vlákna s matrice a podobně nebyly modelovány. Finální porušení vlivem nestabilního šíření mikro poškození a vlivem vzniku a šíření delaminace nebylo předmětem výzkumu.

Pro modelování prvního porušení vrstvy na úrovni vlákno-matrice (dále mikro úroveň) byl použit mikro mechanický přístup, který využívá periodicitu struktury laminy, jak je ukázáno v Obr. 79. Namáhání (a tedy i poškození) libovolného místa laminy je reprezentováno jednotkovou buňkou (RVE), pokud jsou aplikovány vhodné podmínky periodicity. V jednotkové buňce byla modelována skutečná struktura laminy, tj. vlákno a matrice bez nutnosti homogenizace rozdílných materiálových vlastností jednotlivých fází. Rozhodující veličinou pro iniciaci prvního poškození laminy je maximální napětí v matrici redukováno podle hypotézy HMH $\sigma_{m,HMH}^{FPF}$. Po iniciaci prvního poškození (FPF) ztrácí struktura laminy periodicitu, tj. namáhání jednotlivých buněk se liší. Z důvodu velké výpočetní náročnosti nelze modelovat skutečnou strukturu laminy, ale bylo nutno homogenizovat materiálové vlastnosti jednotlivých fází a laminu reprezentovat jako ortotropní materiál. K homogenizaci poškození ale nedošlo, tj. byla modelována lamina včetně vzniklých trhlinek se zachováním původního ortotropního materiálového modelu. Tento přístup bude dále nazýván meso mechanický přístup a byl implementován společně s klasickou laminátovou teorií. Rozhodující veličinou pro iniciaci další trhlinky v matrici je míra uvolněné deformační energie SERR (Strain Energy Release Rate) – G_m .

Tabulka 6 shrnuje nutné vstupní parametry, které je nutno získat pomocí experimentu a očekávané výstupy popisovaných analýz. Nutným vstupem do mikro mechanické analýzy FPF je pevnost matrice σ_m^{FPF} , tj. kritická hodnota $\sigma_{m,HMH}^{FPF}$. Výstupem je síla, napětí a deformace, potřebná pro první porušení laminy. Místo mikro mechanické analýzy je možné použít některou z klasických kritérií porušení laminy jako např. kritérium maximální deformace, Tsai-Wu kritérium nebo Hashinovo kritérium, pokud jsou známy pevnosti laminy v jednotlivých směrech. V popisované analýze bylo ale prioritou porozumět módům poškození a jejich postupnému rozvoji. Proto byl vybrán popisovaný způsob, který umožňuje simulovat konkrétní mód poškození a jeho další rozvoj.

Vstupem do meso mechanického modelu postupného poškození laminátu je deformace prvního porušení dané laminy příčnou trhlinou v matrici a počáteční hustota trhlinek ρ_{cr}^{ini} . Alternativně lze použít kritickou hodnotu SERR G_{mc} . Výstupem je hustota

trhlinek ρ_{cr} v závislosti na deformaci a/nebo počtu cyklů a vliv ρ_{cr} na zbytkovou tuhost $E(\varepsilon, N)$.



Obr. 79 Ideové schéma modelování postupného poškození laminátu

K numerickému modelování byl použit programovací jazyk APDL (Ansys Parametric Design Language). APDL je vyšší programovací jazyk napsaný nad jazykem Fortran. Používá se především ke skriptování úloh v komerčním MKP programu ANSYS APDL. Programovací jazyk APDL byl použit k řízení algoritmu i k řešení dílčích výpočtů. Výpočty odezvy na mikroúrovni (úroveň vlákno-matrice) a meso úrovni (úroveň laminy) byly provedeny pomocí řešiče programu ANSYS. K vyhodnocení výsledků a vytváření obrázků byl použit ANSYS Postprocessor.

Vstupy analýzy		Výstupy analýzy
	Mikromechanická analýza	
σ_m^{FPF}		$N_x^{FPF}, \sigma_x^{FPF}, \varepsilon_x^{FPF}$
	Mesomechanická analýza	
$\varepsilon_x^{FPF}, \rho_{cr}^{ini}$ nebo G_{mc}		$\rho_{cr}(\varepsilon, N), E(\varepsilon, N)$

Tabulka 6 Shrnutí vstupů a cílových výstupů pro jednotlivé fáze analýzy

6.2.1 První porušení nejslabší vrstvy na úrovni vlákno-matrice

Pro predikci prvního porušení nejslabší vrstvy (FPF) bylo použito mikro mechanického modelování, které je popsáno v oddílu 3.5.3. Byla vytvořena jednotková buňka – viz Obr. 80 – sestávající se z kousku jednoho vlákna a jemu příslušejícího kousku matrice. Rozměry jednotkové buňky jsou jednotkové. Poloměr vlákna byl určen ze vzorce (48), kde V_f je objemový podíl vláken.

$$V_f = \pi r_f^2 \quad (45)$$

Byla použita jednotková buňka reprezentující čtvercové pole uspořádání vláken v matrici. V literatuře, např. Jin, Huang, Lee a Ha [41], lze dohledat jednotkové buňky reprezentující hexagonální pole a další typy polí. Porovnání odezvy jednotlivých typů jednotkových buněk lze dohledat také v literatuře [41]. Výpočtový MKP model jednotkové buňky byl vytvořen pomocí APDL skriptu v programu ANSYS. Materiál vlákna i matrice byl uvažován jako lineárně izotropní na základě experimentálních zkoušek vzorků laminátu $[\pm 60]_S$ a $[0^\circ]_8$, kde materiál prokázal lineární odezvu do okamžiku prvního porušení. Moduly pružnosti a Poissonova čísla materiálu vlákna a matrice byla převzata z literatury [64]. Jejich platnost byla ověřena porovnáním s experimentálně získanou odezvou vzorků při statickém zatěžování. Číselné hodnoty jsou uvedeny v Tabulka 7.

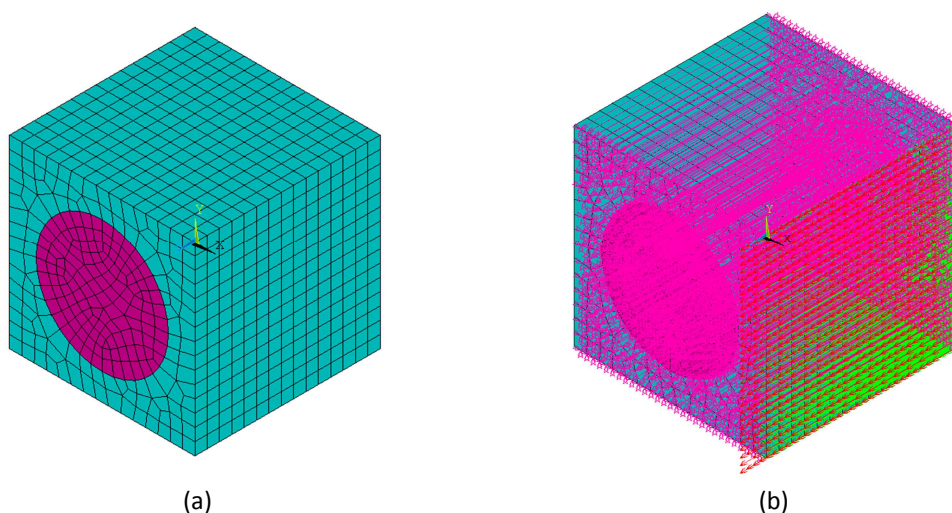
	E_f [MPa]	E_m [MPa]	μ_f [-]	μ_m [-]	V_f [%]
Interglass 92145	73.000	2.910	0.237	0.33	40

Tabulka 7 Mechanické vlastnosti jednotlivých složek kompozitu– vlákna a matrice.

Odezva jednotkové buňky reprezentuje odezvu celé laminy, pokud jsou na stěny jednotkové buňky aplikovány periodické okrajové podmínky. Použité periodické okrajové podmínky pro různé módy zatěžování jsou uvedeny v Tabulka 8, kde u , v a w jsou posuvy ve směru souřadných os x , y a z , δ_i jsou konstanty. Podmínky byly převzaty z literatury [49].

Normálové zatěžování	Příčný smyk	Podélný smyk
$u(0,y,z) = 0$	$v(0,z) = v(b,z)$	$u(0,y,z) = u(a,y,z)$
$u(a,y,z) = konst. = \delta_1$	$w(0,z) = w(b,z)$	$v(0,y,z) = v(a,y,z)$
$v(x,0,z) = 0$	$v(y,0) = v(y,c)$	$w(0,y,z) = w(a,y,z)$
$v(x,b,z) = konst. = \delta_2$	$w(y,0) = w(y,c)$	$u(x,0,z) = 0$
$w(x,y,0) = 0$	$w(0,z) = w(b,z) = \delta_1$	$v(x,0,z) = 0$
$w(x,y,c) = konst. = \delta_3$	$v(y,0) = v(y,c) = \delta_2$	$w(x,0,z) = 0$
		$u(a,b,z) = \delta$
		$v(a,b,z) = 0$

Tabulka 8 Okrajové podmínky aplikované na jednotkovou buňku (z literatury [49])



Obr. 80 MKP model jednotkové buňky (a); okrajové podmínky pro podélný smyk aplikované na jednotkovou buňku (b). Fialovou barvou jsou znázorněny vazebné rovnice provazující posuvy uzlů na protilehlých plochách. Zelenou barvou jsou znázorněny vazebné rovnice provazující posuvy na ploše, kde je aplikovaná zatěžující síla. Ta je znázorněna červenými šipkami.

Algoritmus výpočtu FPF

Cílem výpočtu je určit sílu působící na laminát s obecnou orientací vrstev, při které dojde k prvnímu porušení nejslabší vrstvy laminátu příčnou trhlinou v matrici, tedy nalézt takovou osovou sílu působící na laminát, která na mikroúrovni vyvolá v matrici takové napětí, které se rovná mezi pevnosti matrice σ_m^{CT} .

Zjištění mechanických vlastností včetně pevnosti materiálu matrice není jednoduchou záležitostí. Jednou z možností je provedení tahových a únavových zkoušek vzorků odlitých přímo z materiálu matrice. Statické i únavové vlastnosti takových vzorků mohou ale být jiné než vlastnosti matrice jako součásti laminátu. Navržená metoda zjištění pevnosti materiálu matrice proto vychází ze zkoušek laminátů s jednoduchou skladbou.

Níže je popsán algoritmus, pomocí kterého lze ze zadané osové síly N_x působící na laminát s libovolnou orientací vrstev určit napětí v matrici na mikroúrovni v jednotlivých vrstvách laminátu (laminách). Z experimentálních zkoušek laminátů s jednoduchou skladbou popsaných v podkapitole 6.1 známe sílu, která odpovídá vzniku prvního porušení matrice v nejslabší vrstvě - N_x^{FPF} . Pokud tedy výpočtový model jednotkové buňky zatížíme normálovou a smykovou deformací odpovídající této síle N_x^{FPF} a orientaci vláken dané vrstvy, dostaneme v jednotkové buňce napjatost, která odpovídá meznímu stavu pevnosti matrice v této vrstvě.

I při jednoosém zatěžování laminátu bude v jednotkové buňce vznikat vlivem heterogenity materiálu stav trojosé napjatosti. Stav této napjatosti bude záviset na orientaci vláken v dané lamině, tj. na natočení souřadného systému laminy O_{LT} vůči souřadnému systému laminátového vzorku, který označme O_{xy} , kde osa x je totožná s podélnou osou vzorku. Smysl orientace souřadných systémů je objasněn v Obr. 81. Porušení matrice ale musí být nezávislé na natočení souřadného systému laminy, pevnost matrice tedy musí být skalární veličina invariantní vůči souřadnému systému.

Předkládaná metodika používá pro vyjádření invariantní hodnoty pevnosti matrice σ_m^{cr} redukované napětí podle von Misesse $\sigma_{m,HMH}$ (49).

$$\sigma_{m,HMH} = \sqrt{I_1^2 - 3I_2}, \quad (46)$$

kde I_1 a I_2 jsou první resp. druhý invariant napětí. Pro pevnost matrice $\sigma_{m,HMH}^{cr}$ bude tedy platit

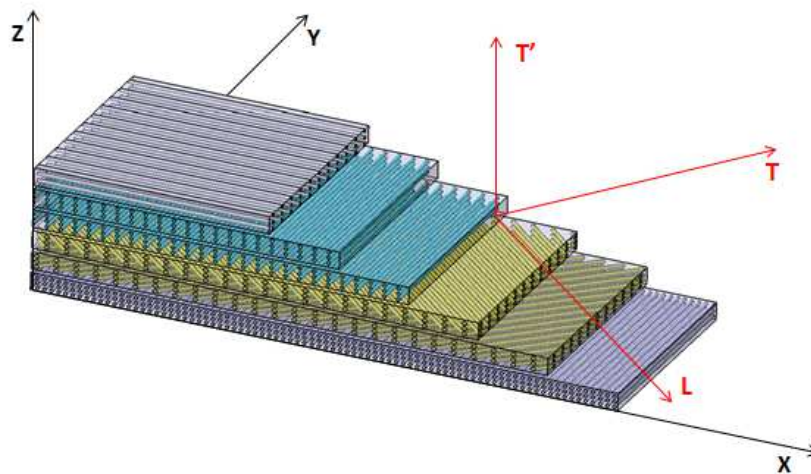
$$\sigma_{m,HMH}^{cr} = \sqrt{(I_1^{cr})^2 - 3I_2^{cr}}, \quad (47)$$

kde I_1^{cr} a I_2^{cr} jsou kritické hodnoty prvního resp. druhého invariantu napětí při působení síly, která odpovídá experimentálně zaznamenané síle při FPF - N_x^{FPF} .

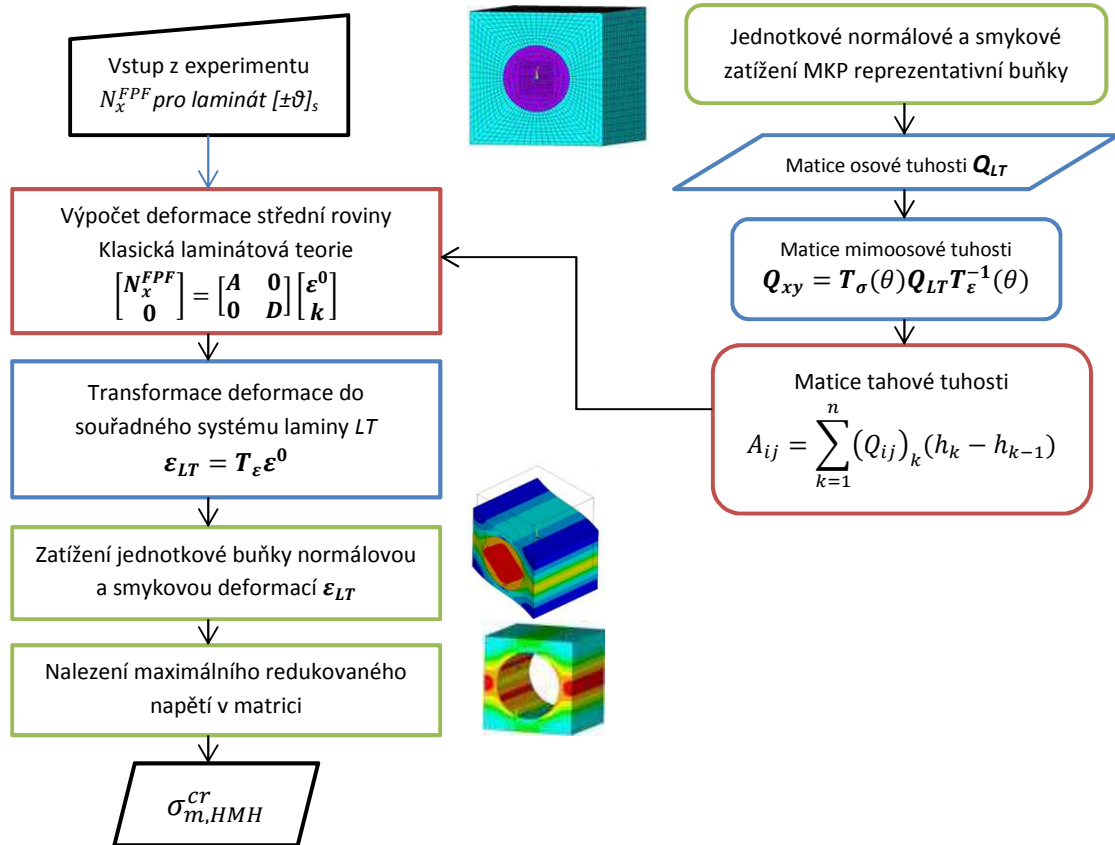
Algoritmus výpočtu pevnosti matrice z experimentálních dat získaných na vzorcích s jednoduchou skladbou $[\pm\theta]_s$ je vyobrazen ve vývojovém diagramu na Obr. 82.

Vstupem do algoritmu výpočtu pevnosti matrice $\sigma_{m,HMH}^{cr}$ je experimentálně zjištěná zatěžující síla N_x^{FPF} odpovídající prvnímu porušení nejslabší vrstvy. Zatížením reprezentativní buňky normálovou a smykovou jednotkovou silou lze zjistit deformační odezvu reprezentativní buňky (a tedy i laminy) ve směrech L , T a LT a lze sestavit matici osově tuhosti laminy Q_{LT} . Integrací přes všechny vrstvy laminátu dostaneme matici tahové tuhosti A . Tloušťka vrstvy laminátu je vyjádřena výrazem $(h_k - h_{k-1})$, n je počet vrstev laminátu. Matice vazební tuhosti B je nulová, protože je laminát symetrický a vyvážený. Laminát je zatížen pouze osovou silou, které leží v rovině vzorku, proto je nulový i vektor zatěžujících momentů. Pomocí klasické laminátové teorie je vypočten vektor deformace střední roviny laminátu ϵ^0 vyvolané silou N_x^{FPF} . Z obecně platného předpokladu spojitosti deformace přes všechny vrstvy laminátu a z charakteru zatížení plyne, že deformací ϵ^0 jsou zatíženy shodně všechny vrstvy laminátu. Deformace ϵ^0 je pro každou laminu transformována do souřadného systému laminy O_{LT} - ϵ_{LT} . Deformací ϵ_{LT} je zatížena jednotková buňka (normálovou i smykovou složkou deformace) a vypočtené maximální redukované napětí v matici odpovídá prvnímu porušení matrice. Jedná se tedy o pevnost matrice $\sigma_{m,HMH}^{cr}$.

Algoritmus výpočtu síly nutné k poškození nejslabší vrstvy obecného laminátu je znázorněn ve vývojovém diagramu v Obr. 83. Jedná se vlastně o inverzní algoritmus k algoritmu popsanému na Obr. 82. Použité symboly mají stejný význam.



Obr. 81 Smysl orientace souřadných systémů. Kartézský souřadný systém laminátu je označen O_{xy} , natočený souřadný systém jednotlivých vrstev je označen O_{LT} .



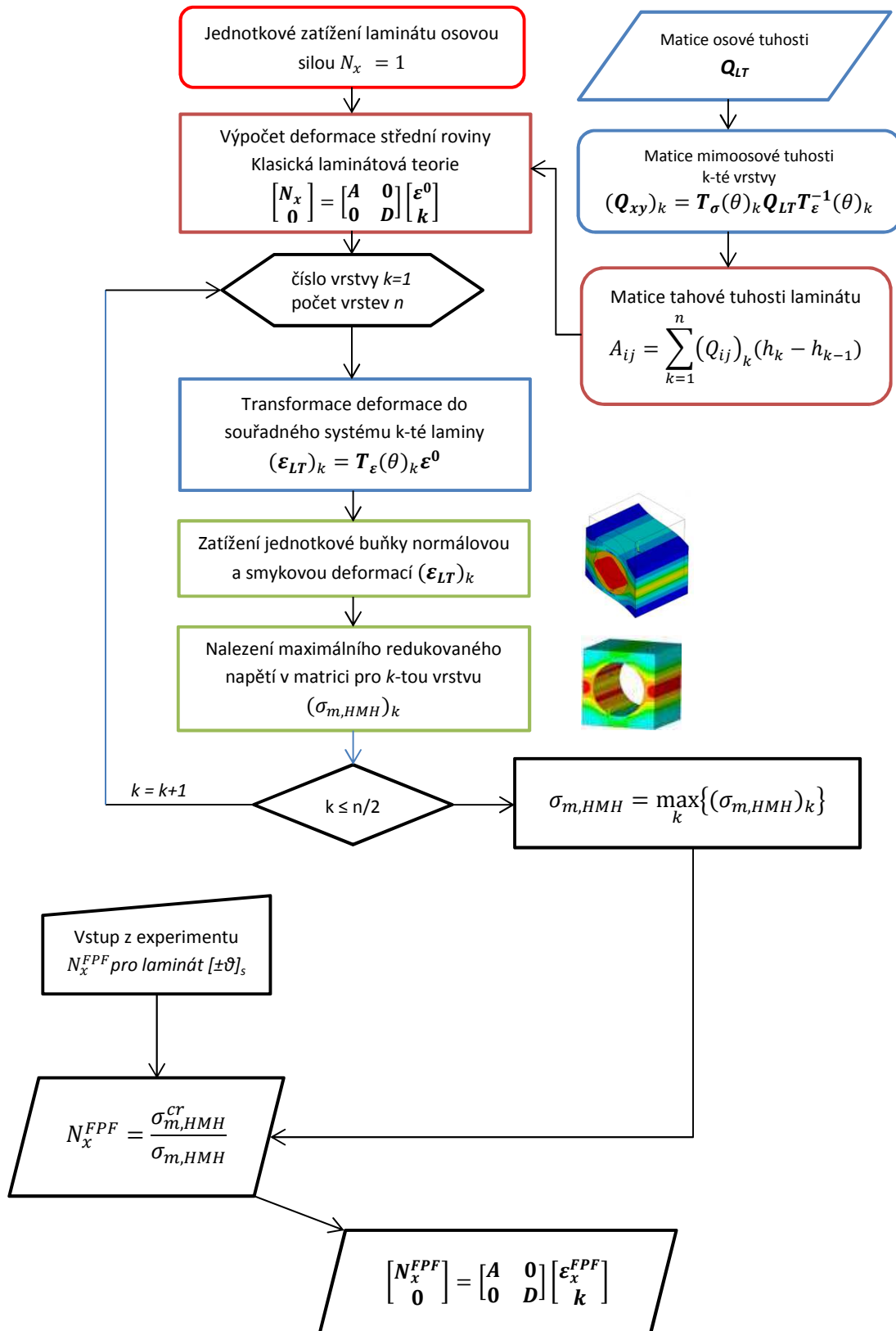
Obr. 82 Algoritmus výpočtu pevnosti matrice $\sigma_{m,HHM}^{cr}$ z experimentálních dat získaných na vzorcích s jednoduchou skladbou $[\pm 60]_s$. Zeleným rámováním jsou označeny operace na mikroúrovni (úroveň vlákno-matrice), modrým rámováním operace na mesoúrovni (úroveň laminy), červeně na úrovni laminátu.

Výsledky výpočtu FPF

Tabulka 9 uvádí výsledky mikro mechanické analýzy pro laminát $[\pm 60]_s$ zatížený osovou silou $N_x = 596$ N. Ta byla experimentálně změřena při výskytu první trhlinky v matici. Jednotková buňka laminy s orientací 60° je namáhána kombinací příčného tahu, podélného tahu a podélného smyku. Maximální redukované napětí v matici pro toho zatížení bylo vypočítáno 23 MPa. Tato hodnota byla ztotožněna s experimentálně zjištěnou pevností matrice $\sigma_m^{cr} = 23$ MPa.

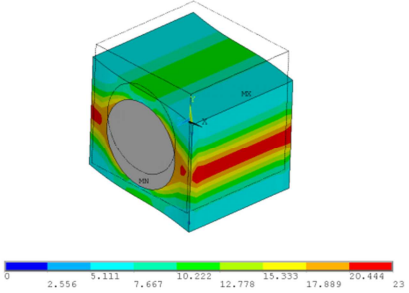
Tabulka 10 zobrazuje rozložení napětí v RVE pro laminy s orientací 0° , 30° , 45° , 60° a 90° společně s hodnotou osově deformace při FPF. Při mikro mechanické analýze byla hledána taková hodnota osověho zatížení N_x , která v matici laminy s danou orientací vyvolá napětí σ_m^{cr} . Redukované napětí je invariantní veličina, proto jeho velikost nezávisí na orientaci souřadného systému O_{LT} .

Jak je patrné z rozložení redukovaného napětí v jednotkových buňkách, maximum napětí nastává uprostřed mezi sousedními vlákny u lamin s orientací 90° , 60° a 45° . U těchto lamin byly pozorovány příčné trhliny v matici. Naopak u lamin s orientací vláken 30° , kde příčné trhliny pozorovány nebyly, nastává maximum redukovaného napětí na rozhraní vlákna a matrice. Protože maximální redukované napětí v matici pro zatížení odpovídající finálnímu porušení laminátu přesahuje hodnotu σ_m^{cr} , lze předpokládat, že bude docházet k porušování rozhraní vlákna a matrice (debonding)

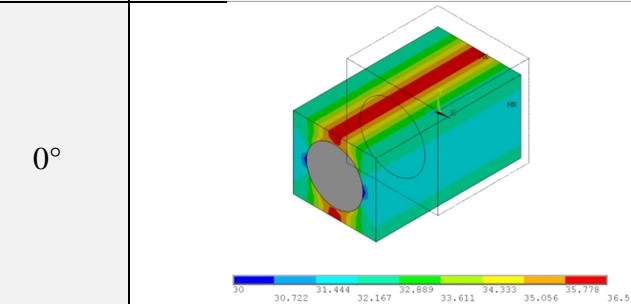
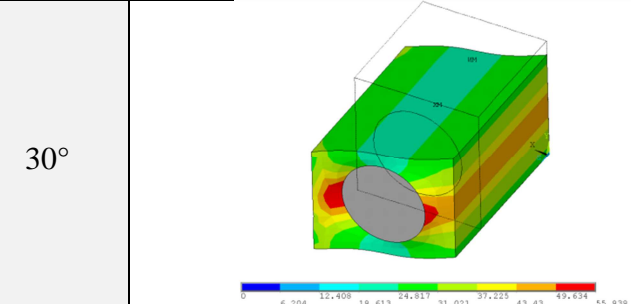
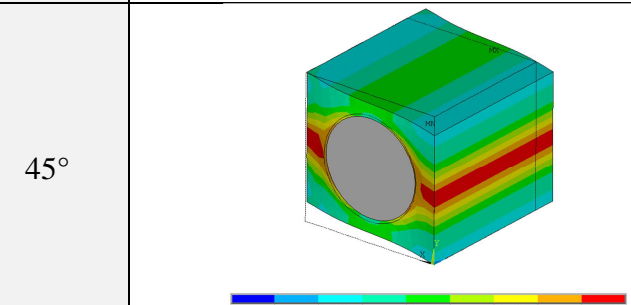


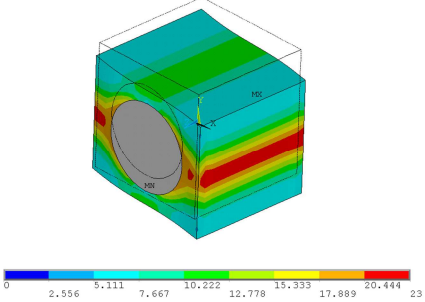
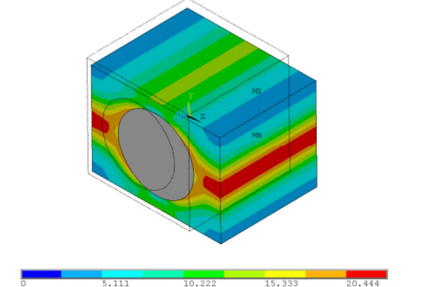
Obr. 83 Algoritmus výpočtu síly N_x^{FPF} , tj. osové síly nutné k prvnímu porušení nejslabší vrstvy laminátu s obecnou orientací vrstev. Zeleným rámováním jsou označeny operace na mikroúrovni (úroveň vlákno-matrice), modrým rámováním operace na mesoúrovni (úroveň laminy), červeně na úrovni laminátu.

ve spojení s rozptýleným porušováním vláken a dalšími módy poškození. U laminy s orientací vláken 0° je i matrice zatížena převážně v osovém směru a protože maximální napětí v matrici pro zatížení odpovídající finálnímu porušení laminátu přesahuje hodnotu σ_m^{cr} , lze předpokládat tvorbu trhlinek v matrici, které jsou kolmé na osu vláken.

Deformace RVE, Rozložení redukovaného napětí [MPa]	N_x	σ_m^{cr}	ε_x^{FPF}
	596 N	23 MPa	0,0032 mm/mm

Tabulka 9 Výsledky mikro mechanické analýzy pro laminát $[\pm 60]_s$ zatížený osovou silou $N_x = 596$ N

Orientace laminy	Deformace RVE, Rozložení redukovaného napětí [MPa]	ε_x^{FPF}
0°		Příčné trhlinky v matrici nebyly pozorovány
30°		Příčné trhlinky v matrici nebyly pozorovány
45°		0,0069 mm/mm

60°		0,0032 mm/mm
90°		0,00267 mm/mm

Tabulka 10 Rozložení napětí v RVE, vypočítané hodnoty osové deformace vzorků při PPF pro laminy s orientací 0°, 30°, 45°, 60° a 90°

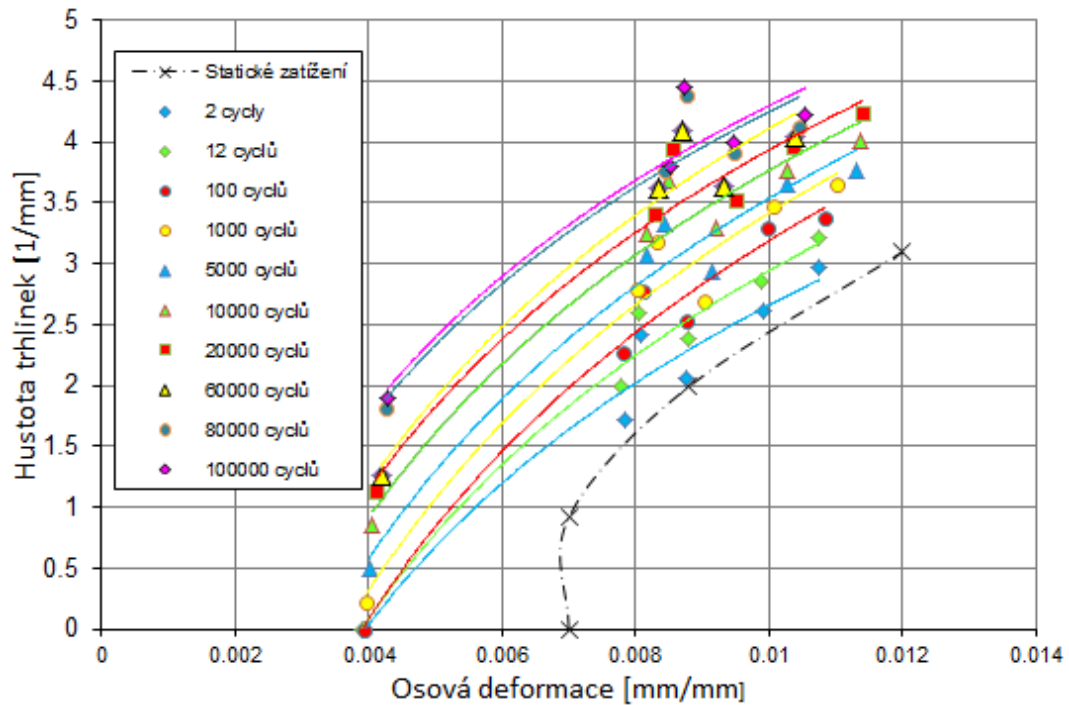
Tyto módy poškození laminátu nebyly pozorovány a ve výpočtovém modelu nejsou uvažovány. Trhlinky v matrici, které jsou kolmé na osu vlákna, nebudou mít výrazný vliv na zbytkovou tuhost nebo pevnost vrstvy, protože je většina tahového namáhání v takovém případě přenášena vlákny.

Výpočet FPF při cyklickém zatěžování

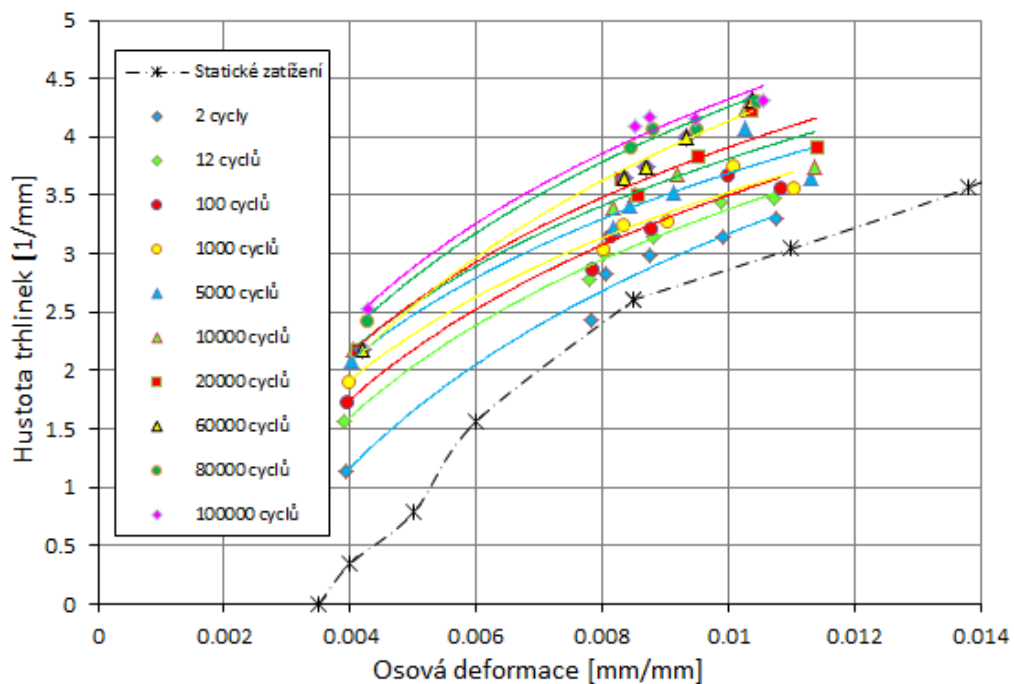
Jak je patrné z Obr. 64, Obr. 76 a Obr. 77, příčné trhlinky v matrici mohou vznikat i pro nižší deformace, než je deformace ε_x^{FPF} . Vlivem opakovaného zatěžování totiž degradují mechanické i únavové vlastnosti matrice a hodnota proto σ_m^{CT} klesá. Na Obr. 84 a Obr. 85. je uvedena hustota trhlinek v matrici v závislosti na osové deformaci vzorků pro různé počty zátěžných cyklů pro laminy s orientací vláken 45° a 90°. Experimentální data byla proložena logaritmickými křivkami. Hodnotu ε_x^{FPF} pro různé počty cyklů lze získat extrapolací uvedených křivek. Výše uvedeným způsobem lze jednoduše dopočítat hodnoty σ_m^{CT} pro různé počty cyklů. Protože u většiny únavově zkoušených vzorků došlo k prvnímu poškození nejslabší vrstvy již při prvním půlcyklu zatížení, nejsou zde tyto hodnoty vyčísleny.

6.2.2 První porušení nejslabší vrstvy na úrovni laminy – trhlinky v matrici

Po iniciaci prvního porušení v rámci jednotkové buňky přestává platit podmínka periodicity. Pokud by podmínka periodicity platila i při porušování matrice, znamenalo by to, že k porušení matrice dochází ve všech místech laminy, tj. poškození je rozprostřeno zcela rovnoměrně. To je ovšem v rozporu s experimentálním pozorováním, kdy vznikly izolované trhlinky v matrici o určité hustotě a tato hustota rostla s rostoucím zatížením nebo s rostoucím počtem cyklů. Po iniciaci prvního poškození dochází k přerozdělování napětí v rámci jednotkové buňky a následně i v rámci laminy. To je nutné brát v potaz, protože namáhání jednotkové buňky již nadále nereprezentuje namáhání libovolného místa v lamině.

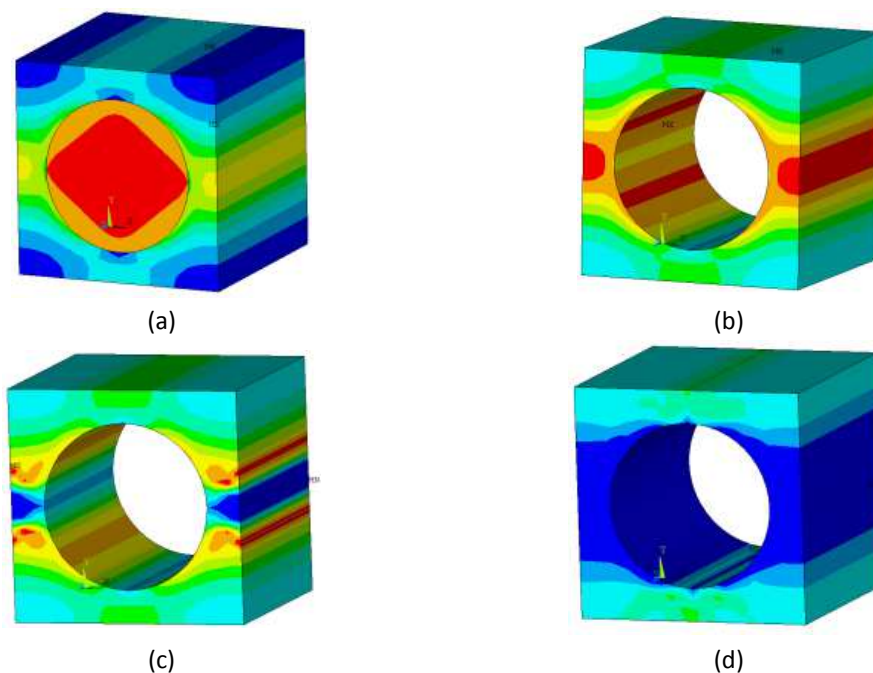


Obr. 84 Hustota trhlinek v matrici v závislosti na horní osově deformaci zátěžného cyklu pro různé počty zátěžných cyklů pro laminu s orientací vláken 45°.



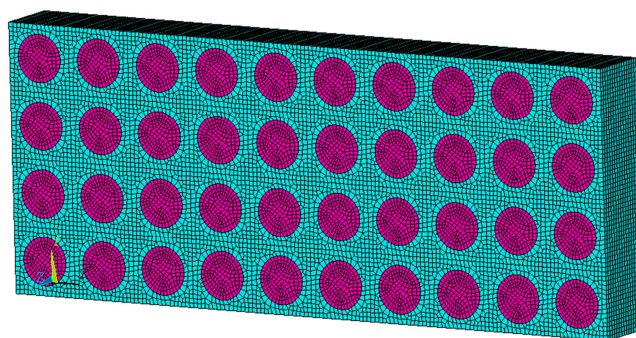
Obr. 85 Hustota trhlinek v matrici v závislosti na horní osově deformaci zátěžného cyklu pro různé počty zátěžných cyklů pro laminu s orientací vláken 90°.

Byla provedena výpočetní studie, jejíž výsledky jsou uvedeny na Obr. 86. RVE laminátu $[\pm 60]_S$ byl zatěžován takovým zatížením, aby hodnoty redukovaného napětí v matrici překračovaly hodnotu σ_m^{cr} . Elementy, kde toto nastalo, byly deaktivovány pomocí funkce EKILL a v Obr. 86 jsou vyznačeny modrou barvou. Na Obr. 86 (c) je znázorněno, jak iniciace první trhliny vede ke koncentraci napětí v okolí trhliny. To vede k jejímu dalšímu šíření v rámci RVE, jak je ukázáno na Obr. 86 (d).



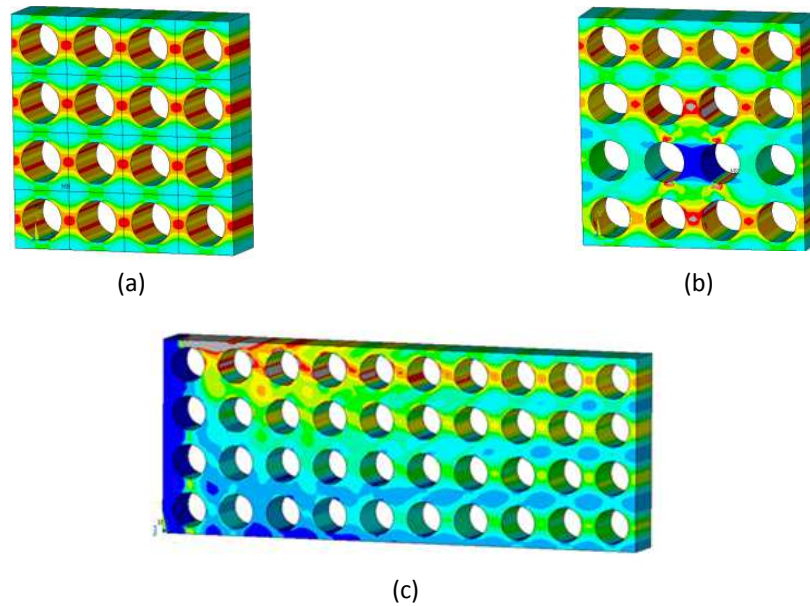
Obr. 86 Rozložení redukovaného napětí v jednotkové buňce vlákno i matrice (a), zviditelněná pouze matrice (b), iniciace trhliny v matrici (modrá oblast) (c), postupné rozšíření trhliny vlivem redistribuce napětí (modrá oblast) (d)

Jak bylo uvedeno, struktura ztrácí periodicitu iniciací prvního porušení. Proto byl sestaven výpočtový model z několika RVE – viz Obr. 87. Na tento výpočtový model byly aplikovány analogické okrajové podmínky jako na mikro model. Výsledky analýzy postupného šíření trhliny po tloušťce vrstvy jsou zobrazeny v Obr. 88.



Obr. 87 Výpočtový model části laminy sestavený z několika RVE

Iniciace trhliny v jednom RVE vede ke koncentraci napětí ve vedlejším RVE (viz Obr. 88 (b)) a proto se trhlina velmi rychle rozšíří po celé tloušťce vrstvy, zpravidla rovnoběžně s vlákny a příčně na směr zatížení. Proto ji nazýváme příčná trhlina v matrici. Protože je lamina obvykle součástí laminátu, jsou posuvy krajních buněk vrstvy určeny tuhostí sousedních vrstev. Šíření příčné trhlinky se obvykle zastaví na rozhraní vrstev, kde dojde k lokálnímu přerozdělení namáhání do sousedních vrstev laminátu. Taková struktura již není periodická a RVE již nadále nereprezentuje namáhání libovolného místa v lamině. Pro další poškození laminátu je třeba použít jiný model, který bude tuto skutečnost reflektovat. Může být tedy problematické posuzovat postupné poškození pomocí jedné RVE tak jako je to uváděno v literatuře, např. Liu et. al. [55].



Obr. 88 Redistribuce napětí v okolí buňky, kde dojde k prvnímu porušení matrice – vytvoření příčné trhliny v matrici. (a) matrice bez porušení (b) první porušení na RVE vede ke koncentraci napětí na sousedních RVE – trhlina se šíří i při konstantním napětí (c) příčné trhliny v matrici se vytvoří přes celou tloušťku laminy a zastaví se až na rozhraní vrstev

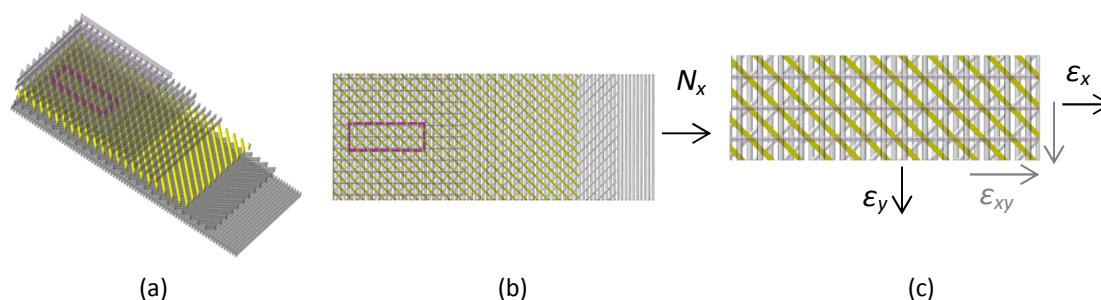
6.2.3 Postupné a únavové poškození – rozvoj trhlinek v matrici

Jako bylo uvedeno výše, výpočet prvního poškození k -té vrstvy laminátu zatíženého silou není složitým problémem. Lze použít některé z klasických kritérií porušení laminy jako např. kritérium maximální deformace, Tsai-Wu kritérium, Hashinovo kritérium nebo výše popsané mikro mechanické modelování, které dokáže předpovědět i konkrétní mód prvního porušení. Využívá se periodicity struktury a z toho vyplývajícího předpokladu shodného rozložení napětí ve všech opakujících se reprezentativních buňkách vystavených stejnému vnějšímu zatížení. Jak je ale uvedeno výše, po prvním poškození ztrácí struktura periodicitu a nelze dále považovat tento předpoklad za platný. Naopak dochází k přerozdělování napětí vlivem postupného poškození. To je nutné brát v úvahu při simulaci postupného a únavového poškození. V závislosti na směru a druhu zatížení, skladbě laminátu, orientaci vláken v jednotlivých laminách a dalších parametrech se mohou vyskytovat různé módy postupného poškození - trhlinky v matrici rovnoběžné s vlákny, trhlinky v matrici kolmé na vlákna, rozptýlené porušení vláken, odlepování vlákna od matrice, smykové vytrhávání porušeného vlákna z matrice nebo poruchy na rozhraní vrstev. Tato práce se zaměřuje na trhlinky v matrici rovnoběžné s vlákny v rámci každé laminy. Poškozením laminátu na rozhraní vrstev se práce nezabývá, ale poškození na úrovni vrstvy chápe jako primární příčinu vzniku poškození na rozhraní vrstev, které může vést k fatálnímu poruše celé konstrukce.

Rozvoj trhlinek v matrici je modelován pro všechny vrstvy laminátu za podmínek vzrůstajícího namáhání (kvazi-statické zatěžování) nebo vzrůstajícího počtu cyklů (cyklické namáhání s konstantní amplitudou síly). Cílem je najít vztah mezi hustotou trhlinek a zatížením v k -té vrstvě laminátu pro daný počet cyklů, $k = 1, \dots, n$, kde n je počet vrstev laminátu. Obecný laminát zatížený osovou silou je znázorněn na Obr. 89, kde analyzovaná k -tá vrstva je zvýrazněna žlutě. Pokud vytkneme fialově orámovaný

element v globálním souřadném systému laminátu Oxy , lze pomocí klasické laminátové teorie vypočítat normálové deformace laminátu (a tedy i k -té vrstvy) ve směrech x a y – ε_x , ε_y a smykovou deformaci ε_{xy} . V případě analyzovaných symetrických laminátů je smyková deformace ε_{xy} nulová. Stejným způsobem lze vytknout element v souřadném systému k -té laminy O_{LT}^k , jak je znázorněno na Obr. 90. Deformace k -té vrstvy v souřadnicovém systému O_{LT}^k , tj. ε_L , ε_T , ε_{LT} , lze získat transformací deformací v souřadnicovém systému Oxy .

Získáváme tak reprezentativní element, jehož souřadný systém odpovídá souřadnému systému analyzované laminy O_{LT}^k . Fyzikální model tohoto elementu je v této práci nazván „meso model“. Vlákna k -té vrstvy mají směr osy L a jsou kolmá na osu T . Orientace vláken ve zbylých laminách je obecná. To je rozdíl oproti ostatním autorům, např. Ladevése et. al. [65], Tang et. al. [12] nebo Henaff-Gardin et. al. [66] kteří uvažují pouze lamináty se skladbou $[0_x/90_y]$. Element je zatížen deformací ε_L , která bude způsobovat v k -té vrstvě zejména případné porušení vláken a vznik trhlinek v matrici, které budou kolmé na směr vláken. Tyto trhlinky ale nebudou mít významný vliv na mechanické vlastnosti laminy, protože v případě zatížení ve směru L jsou dominantní mechanické vlastnosti vlákna. Složka deformace ε_{LT} bude přispívat k tvorbě trhlinek v matrici rovnoběžných s vlákny a k odlepování vlákna od matrice. Složka deformace ε_T bude způsobovat především trhlinky v matrici rovnoběžné s vlákny.



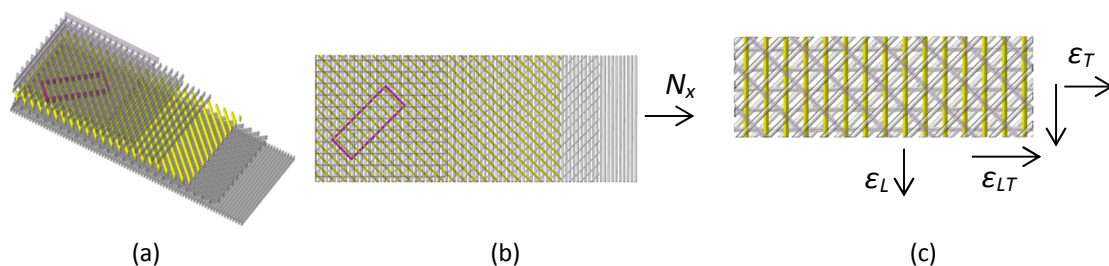
Obr. 89 Obecný laminát zatížený osovou silou, analyzovaná k -tá vrstva je zvýrazněna žlutě. V rovině k -té vrstvy působí deformace ε_x , ε_y , ε_{xy}

Na Obr. 91 je znázorněna typická porucha v k -té vrstvě vzniklá působením složek deformace ε_T a ε_{LT} – příčná trhlinka v matrici. V souladu s experimentálním pozorováním i se simulací popsanou v podkapitole 6.2.2 lze vznik jedné takové trhlinky považovat za velmi rychlý a náhlý proces. Postupný vznik dalších trhlinek je proto sérií diskretních událostí. Předpokládáme, že příčná trhlina v matrici vznikne přes celou tloušťku vrstvy a šířku laminy v jednom okamžiku.

Namáhání k -té vrstvy má deformační charakter, protože jsou deformace ε_T a ε_{LT} řízeny tuhostí nejen k -té laminy, ale i tuhostí sousedních lamin. Předpokládáme, že tuhost sousedních vrstev (všech vrstev kromě k -té vrstvy) je dominantní vůči tuhosti porušené k -té vrstvy. Proto předpokládáme, že vznikem poruchy v k -té vrstvě se hodnoty deformace ε_T a ε_{LT} integrované přes celou délku elementu nezmění.

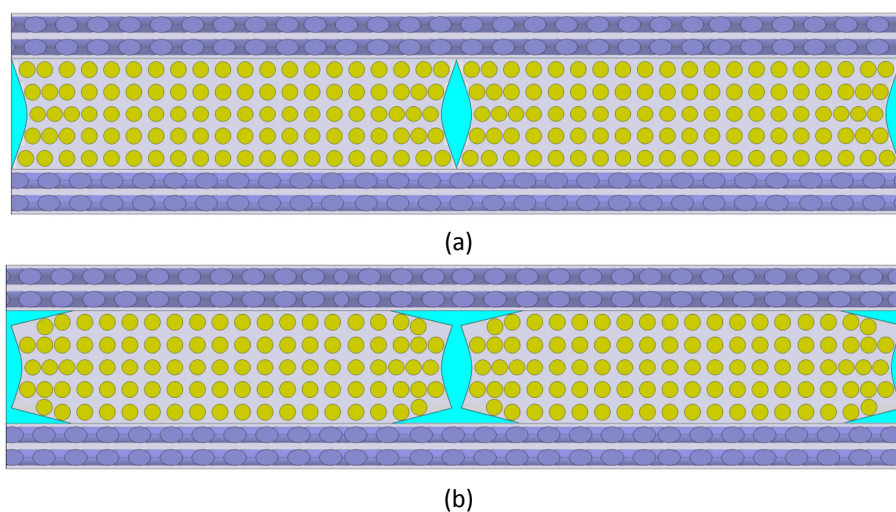
Talreja [27] uvádí dva scénáře vzniku příčné trhlinky v matrici vyobrazené na Obr. 91 (a) a (b). Uvádí, že scénář (a) je obvykle používán při modelování únavového poškození. Na obrázku (b) je patrné poškození na rozhraní vrstev, tedy počínající delaminace, která se bude rozvíjet v pokročilejších fázích postupného poškození.

Protože, jak již bylo zmíněno, je předmětem zájmu zejména počáteční stabilní fáze postupného poškození, není uvažováno poškození mezi vrstvami. Při simulacích je tedy uvažována konfigurace (a).



Obr. 90 Obecný laminát zatížený osovou deformací nebo napětím, analyzovaná k -tá vrstva je zvýrazněna žlutě, deformace ε_T , ε_L a ε_{LT} a jejich souřadný systém se vztahují ke k -té vrstvě

K -tá vrstva je v Obr. 91 vyznačena žlutými vlákny. Modrými vlákny jsou vyznačeny zbylé vrstvy laminátu. Ty zabraňují posuvu krajních vrstev k -té laminy. V okamžiku FPF proto nedojde k úplné separaci dvou částí k -té laminy, jak by tomu bylo v případě jednosměrného laminátu - laminy. V okolí vzniklé trhliny dojde k lokálnímu poklesu napětí v k -té vrstvě, které se přerozdělí do okolních vrstev s jinou orientací vláken. S rostoucí vzdáleností od trhliny napětí v k -té vrstvě roste a zdola se blíží kritické hodnotě, při které došlo k FPF. Aby mohlo dojít ke vzniku další trhlinky, musí vzrůst zatížení nebo musí degradovat lomově-mechanické vlastnosti matrice, např. vlivem cyklického zatěžování. Cílem modelování je najít takovou úroveň zatížení laminátu, při kterém dojde k tvorbě dalších trhlinek v případě kvazi statického zatěžování. U cyklického zatěžování může dojít ke tvorbě trhlinek už v prvním půlcyklu (viz Obr. 33 fáze II.). Ve fázi cyklického zatěžování degradují lomově-mechanické vlastnosti matrice a dochází ke tvorbě trhlinek i bez navyšování hladiny zatížení - Obr. 33 fáze III. Hladina zatížení zůstává konstantní, protože se jedná o měkké zatěžování. Mimo to dochází vlivem postupného poškození k nárůstu amplitudy deformace, jak je patrné z experimentálních výsledků, což také přispívá ke tvorbě nových trhlinek v matrici.



Obr. 91 Příčné trhlinky v matrici v k -té vrstvě zvýrazněné světle modrou barvou. (a) bez delaminace, (b) s počínající delaminací na čele příčných trhlin.

Pro modelování progresivní tvorby trhlinek v matrici byl zvolen přístup lomové mechaniky. Rozhodující veličinou pro tvorbu nových příčných trhlinek v matrici je míra uvolněné deformační energie (SERR) G_m . Ta je definována Griffithovou rovnicí energetické rovnováhy (51) [67], kde U je deformační energie a A je v tomto případě plocha povrchu nově vzniklé trhliny. Jak bylo pozorováno při experimentu, trhliny v křehké matrici (do této kategorie patří většina epoxydových matric) se po iniciaci prakticky okamžitě rozšíří přes celou tloušťku vrstvy. Proto lze parciální derivace v rovnici (51) nahradit diskretní změnou uvedených veličin. Pokud hodnota míry uvolněné deformační energie dosáhne svojí kritické hodnoty G_{mc} , dojde k vytvoření nové trhliny. Míru uvolněné deformační energie lze pro dvoudimenzionální problém, tedy pro rovinné trhliny dát do souvislosti s faktorem intenzity napětí pro mód I K_I rovnicí (52). Zde je nutné si uvědomit, že míra uvolněné deformační energie má rozměr energie na jednotku plochy, zatímco faktor intenzity napětí i jeho kritická hodnota - lomová houževnatost - mají rozměr zobecněného napětí.

$$G_m = \frac{\partial U}{\partial A} = \frac{\Delta U}{\Delta A} \quad (48)$$

$$G_m = \frac{K_I^2}{E'}$$

$$E' = E \text{ pro rovinnou napjatost} \quad (49)$$

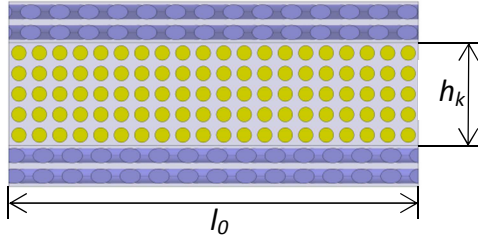
$$E' = E/(1 - \mu^2) \text{ pro rovinnou deformaci}$$

Deformační energie je definována vztahem (53), který je upraven pro lineární materiál. Jak je zmíněno výše, namáhání elementární buňky z Obr. 90 (c) má deformační charakter, přestože je laminát zatěžován silově. Předpokládáme, že složka deformace ε_L nepřispívá k tvorbě příčných trhlin v matrici, protože působí ve směru vláken. Při výpočtu deformační energie se proto uplatní jen složky ε_T a ε_{LT} .

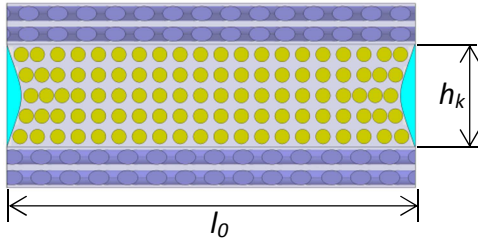
$$U = \frac{1}{2} \int_V \varepsilon \cdot \sigma dV = \frac{1}{2} E \varepsilon^2 V \quad (50)$$

Tabulka 11 uvádí vzorce pro výpočet deformační energie periodické elementární buňky o tloušťce t a délce l_0 , která odpovídá vzdáleností sousedních trhlin v matrici při FPF. U_i^{cr} je kritická hodnota deformační energie, při které při i -té konfiguraci trhlin dojde k vytvoření nové $i+1$. trhliny mezi již existujícími trhlinami. U_{i+1} je deformační energie po vzniku $i+1$. trhliny. To se děje při konstantní deformaci ε_{Ti} a ε_{LTi} . Složky deformace jsou během vzniku nové trhliny konstantní díky deformačnímu charakteru zatížení k -té vrstvy. E_i a G_i udávají normálovou a smykovou tuhost k -té vrstvy při i -té konfiguraci trhlin. E_i je definováno jako podíl reakční normálové síly ve směru deformace ε_T při zatížení deformací ε_T a součinu plochy příčného průřezu k -té vrstvy a příslušné složky deformace. G_i je definováno jako podíl reakční síly působící ve směru deformace ε_{LT} při zatížení deformací ε_{LT} a součinu plochy příčného průřezu k -té vrstvy a příslušné složky deformace. Pokud při i -té konfiguraci trhlin dojde k vytvoření nové trhliny mezi trhlínami stávajícími, poklesne reakční síla při dané konstantní deformaci. Tím dojde i k poklesu tuhosti E_i resp. G_i a tedy i k poklesu deformační energie $U_{i+1} < U_i$. Rozdíl energií se „spotřebuje“ na vytvoření nové trhliny. Pro vytvoření nových trhlin mezi stávajícími trhlínami (kterých je dvojnásobek) je třeba dodat do systému další deformační energii. Podle rovnic (51), (54) a (55) platí rovnice (57), kde A je plocha

povrchů nově vzniklých trhlin. Analogicky platí rovnice (58). Vzdálenost trhlin l_{i+1} je vždy poloviční než vzdálenost l_i . To znamená, že hustota trhlin se každou iterací zdvojnásobí. U meso modelu tedy předpokládáme periodicitu poškození na úrovni laminy.

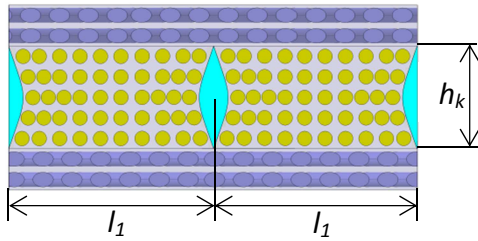


$$U_0^{cr} = \left(\frac{1}{2} E_0 \varepsilon_{T0}^2 + \frac{1}{2} G_0 \varepsilon_{LT0}^2 \right) l_0 h_k t \quad (51)$$



$$U_1 = \left(\frac{1}{2} E_1 \varepsilon_{T0}^2 + \frac{1}{2} G_1 \varepsilon_{LT0}^2 \right) l_0 h_k t \quad (52)$$

$$U_1^{cr} = \left(\frac{1}{2} E_1 \varepsilon_{T1}^2 + \frac{1}{2} G_1 \varepsilon_{LT1}^2 \right) l_0 h_k t$$



$$U_2 = \left(\frac{1}{2} E_2 \varepsilon_{T1}^2 + \frac{1}{2} G_2 \varepsilon_{LT1}^2 \right) 2l_1 h_k t \quad (53)$$

$$U_2^{cr} = \left(\frac{1}{2} E_2 \varepsilon_{T2}^2 + \frac{1}{2} G_2 \varepsilon_{LT2}^2 \right) 2l_1 h_k t$$

Tabulka 11 Hustota deformační energie pro různé hustoty trhlin

$$G_{m0} = \frac{\partial U_0}{\partial A} = \frac{\Delta U_0}{\Delta A} = \frac{1}{A} (U_0^{cr} - U_1) = \frac{1}{2A} l_0 h_k t [\varepsilon_{T0}^2 (E_0 - E_1) + \varepsilon_{LT0}^2 (G_0 - G_1)] \quad (54)$$

$$G_{m1} = \frac{\partial U_1}{\partial A} = \frac{\Delta U_1}{\Delta A} = \frac{1}{A} (U_1^{cr} - U_2) = \frac{1}{2A} l_0 h_k t [\varepsilon_{T1}^2 (E_1 - E_2) + \varepsilon_{LT1}^2 (G_1 - G_2)] \quad (55)$$

V průběhu kvazi-statického zatěžování předpokládáme, že je kritická hodnota SERR G_{mc} konstantní, platí rovnice (59). Zabihoor a Adibnazari [64] uvádí, že geometrické vlastnosti laminátu, tj. objemový podíl vláken, uspořádání vláken v matrici, tvar vlákna v řezu, atd., se během postupného nebo únavového poškození nemění, nebo se jen nepatrně liší od stavu před zatěžováním. Proto zůstává konstantní i poměr normálové a smykové deformace (60).

$$G_m = G_{m(i+1)} \quad (56)$$

$$\frac{\varepsilon_{LTi}}{\varepsilon_{Ti}} = konst. \quad (57)$$

Z rovnic (57) - (60) lze odvodit obecný vztah pro deformaci, potřebnou pro vytvoření dalších trhlinek v matrici, tj. pro nárůst hustoty trhlinek (61).

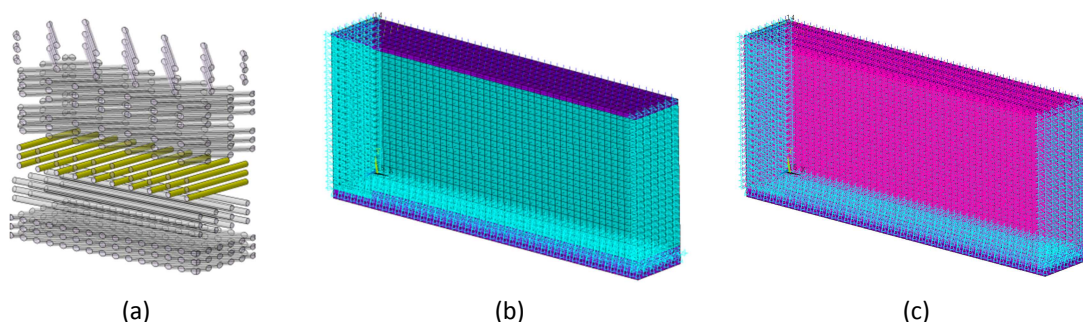
$$\varepsilon_{Ti}^2 = 2\varepsilon_{Ti-1}^2 \frac{\left[(E_{i-1} - E_i) + \frac{\varepsilon_{LT}}{\varepsilon_T} (G_{i-1} - G_i) \right]}{\left[(E_i - E_{i+1}) + \frac{\varepsilon_{LT}}{\varepsilon_T} (G_i - G_{i+1}) \right]} \quad (58)$$

V případě cyklického zatěžování neplatí rovnice (59). Jak je patrné z Obr. 64, Obr. 76 a Obr. 77, při cyklickém zatěžování roste hustota trhlinek, i pokud neroste hladina zatížení resp. horní deformace zátěžného cyklu. To je důsledkem degradace lomově-mechanických vlastností matrice vlivem cyklického zatěžování. Proto byla definována degradační funkce $d(N, N_{x,a})$ závislá na počtu zátěžných cyklů a amplitudě osové zatěžující síly. Rovnice (59) pak může být modifikována na rovnici (62). Degradační funkce $d(N, N_{x,a})$ musí být identifikována experimentálně, zvláště pro každý poměr normálové a smykové deformace analyzované vrstvy, tj. zvláště pro každou orientaci vláken v lamině.

$$G_{mi} = d(N, N_{x,a}) G_{m(i+1)} \quad (59)$$

Vstupem do rovnice (61) jsou tuhosti E_i a G_i , které jsou definovány jako podíl reakční síly ve směru deformace ε_T při zatížení k -té vrstvy deformací ε_T resp. reakční síly působící ve směru deformace ε_{LT} při zatížení deformací ε_{LT} a součinu plochy příčného průřezu k -té vrstvy a příslušné složky deformace. Reakční síly byly vypočteny pomocí MKP modelování. Na Obr. 92 je zobrazen použitý model, který je v této práci nazýván meso model. V něm bylo modelováno poškození k -té vrstvy příčnými trhlinami v matici.

Na Obr. 92 je vyobrazena reprezentace meso modelu, kde je analyzovaná k -tá vrstva orientovaná jako na Obr. 92 (a). Je modelována lineárními osmiuzlovými 3D elementy, které jsou v následujících obrázcích označeny modře. Všechny ostatní vrstvy laminátu kromě k -té vrstvy jsou v MKP modelu reprezentovány lineárními čtyřuzlovými 2D prvky typu shell. V Obr. 92 a Obr. 93 jsou označeny fialovou barvou. K -tá vrstva má v MKP modelu reálnou tloušťku, vrstvy reprezentované plošnými prvky mají tloušťku přiřazenou pomocí reálných konstant prvků. V Obr. 92 a Obr. 93 je tloušťka těchto prvků pro účely zobrazení měřítkována pro větší přehlednost. Všechny prvky mají přiřazený lineární materiál s ortotropními vlastnostmi, u plošných prvků pak v několika vrstvách. Souřadný systém 3D prvků byl natočen tak, aby hlavní materiálová osa prvků byla kolmá na nejdelší stranu modelu. Vlastnosti ortotropního materiálu přiřazené všem prvkům jsou shrnuty v Tabulka 12 a byly získány z hodnot v Tabulka 7 (rule of mixtures).



Obr. 92 Periodický meso model k -té vrstvy orientované do 90° vůči zatížení (a), výpočetní MKP model (b), Výpočetní MKP model s aplikovanými periodickými okrajovými podmínkami (c)

Na bočních plochách modelu byly aplikovány podmínky periodicity a symetrie. Jsou znázorněny modrými a fialovými symboly v Obr. 92 (b) a (c). Okrajové podmínky vychází z předpokladu periodicity poškození na úrovni laminy. A jsou analogické k okrajovým podmínkám aplikovaným na mikro model – viz Tabulka 8. Na spodní

stěnu meso modelu, která představuje rovinu symetrie laminátu, byla aplikována podmínka symetrie, protože jedním z hlavních předpokladů je symetrická skladba laminátu.

	E_L	E_T	E_{LT}	$E_{TT'}$	μ_{LT}	$\mu_{TT'}$
	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[MPa]	[-]	[-]
Interglass 92145	30.954	7.082	4.802	2.400	0.286	0.348

Tabulka 12 Vlastnosti ortotropního materiálu přiřazené všem prvkům mesomodelu

Byly provedeny výpočty pro všechny vrstvy laminátu, tj. pro všechny směry vláken, které se vyskytly u laminátů použitých při experimentálních zkouškách. Přiřazení počtu vrstev a orientace materiálu i aplikace okrajových podmínek probíhalo stejně jako částečné vyhodnocení výsledků pomocí APDL skriptů.

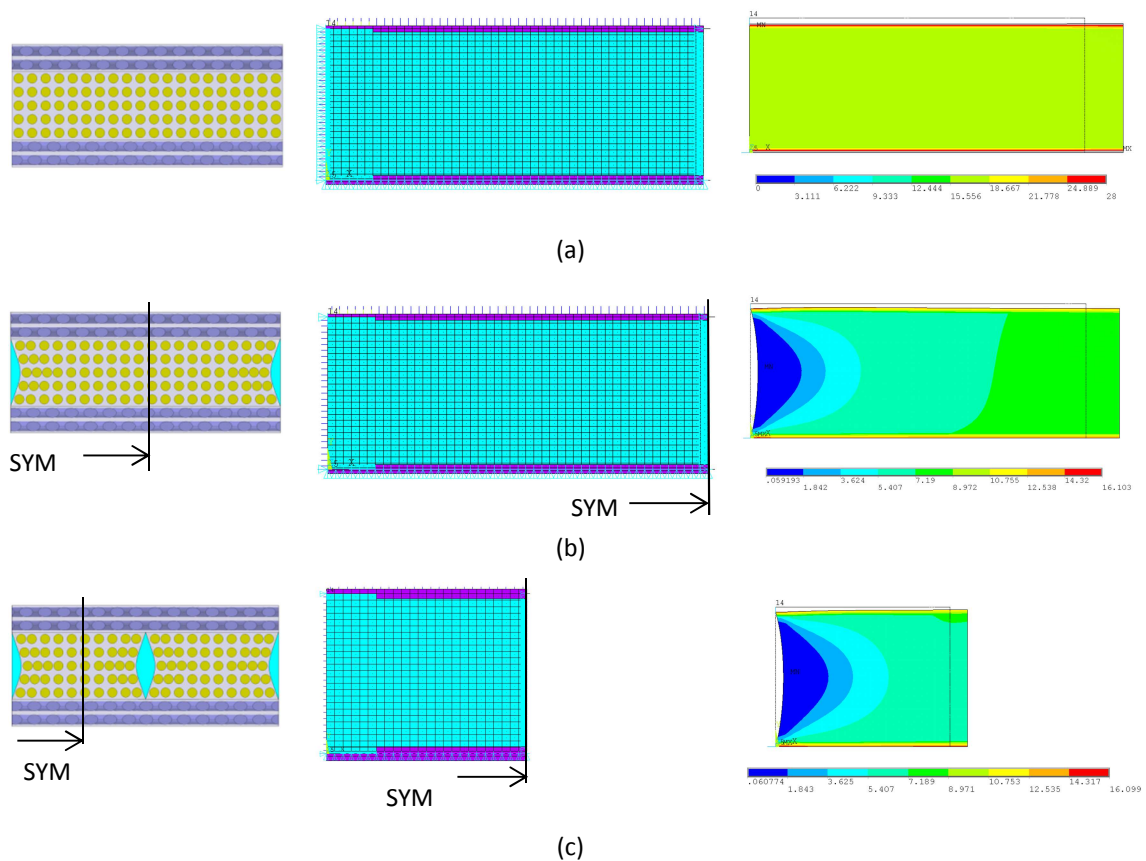
Model byl modifikován pro různé konfigurace trhlin pomocí okrajových podmínek tak, jak je ukázáno na Obr. 93. V části (a) je model bez trhliny, zleva grafická reprezentace, MKP model a rozložení napětí ve směru deformace ε_T při zatížení touto deformací. Na obou bočních svislých stranách modelu jsou aplikovány podmínky symetrie, resp. periodicity. Jedna strana je zatížena tahovou, resp. smykovou deformací, ε_T a ε_{LT} na druhé straně je zabráněno podélným posuvům. Předpokládáme, že složka deformace ve směru vláken k -té vrstvy ε_L nepřispívá k tvorbě příčných trhlinek v matici a proto nejsou její účinky uvažovány. Z rozložení napětí je patrné, že v k -té vrstvě je konstantní napětí. V sousedních vrstvách je díky vyšší tuhosti i vyšší napětí.

Při konfiguraci na Obr. 93 (b) není v místě trhliny zabráněno podélným posuvům – jedná se o volný povrch trhliny. Podélným posuvům je zabráněno pouze u vnějších vrstev. To se projeví i na rozložení napětí. Z obrázku je patrné, že vlivem vzniku volného povrchu došlo k poklesu napětí v blízkosti povrchu trhliny. Se vzdávající vzdáleností od volného povrchu trhliny napětí roste. V okolí čela trhliny na rozhraní vrstev, kde dochází ke koncentraci napětí lze očekávat nebezpečí iniciace mezilaminární poruchy.

Na modelu bez trhlin byla vypočítána referenční tuhost neporušeného systému v tahu ve směru T a ve smyku ve směru LT . Systém je analogický systému tří paralelně řazených lineárních pružin, z nichž jedna reprezentuje tuhost k -té vrstvy a zbylé dvě tuhosti všech přiléhajících vrstev. Předpokládáme, že v okamžiku vzniku trhliny v k -té vrstvě dojde k poklesu její tuhosti, zatímco tuhosti přiléhajících vrstev se v okamžiku vzniku trhliny v k -té vrstvě nemění. Jak bylo zmíněno výše, předpokládáme, že tuhost k -té vrstvy je ve srovnání s tuhostí všech ostatních vrstev malá. Proto má zatěžování deformační charakter, což znamená, že se průměrná deformace meso modelu při vzniku trhliny v k -té vrstvě nezmění. Je totiž daná převážně tuhostí přiléhajících vrstev, v nichž k porušení v tom okamžiku nedojde. Zmenší se ale reakční síla, kterou k -tá vrstva při zatížení deformací přenáší. Z toho plyne pokles tuhosti k -té vrstvy a tedy i pokles hustoty deformační energie v systému. Část deformační energie je spotřebována na vytvoření povrchu trhliny podle rovnice (51). Aby mohla vzniknout nová trhlina, musí být do systému dodána dodatečná deformační energie zvýšením zatížení, tedy nárůstem zatěžující deformace v případě monotónního kvazi-statického zatěžování.

V případě únavového zatěžování laminátu s konstantní amplitudou síly sice může narůstat hodnota horní deformace zátěžného cyklu vlivem kumulace poškození v sousedních vrstvách. Nicméně jak je patrné z experimentálních výsledků, při cyklickém zatěžování dojde k iniciaci mikrotrhlin i pokud horní deformaci cyklu vůbec nepřekročí hodnotu deformace nutnou k iniciaci trhlinky v matrici při kvazi-statickém zatěžování. Z toho plyne, že degradují lomově-mechanické vlastnosti matrice a trhlinky se mohou tvořit i při nižších hodnotách deformace. Podle experimentálních výsledků je tento degradační mechanismus dominantní.

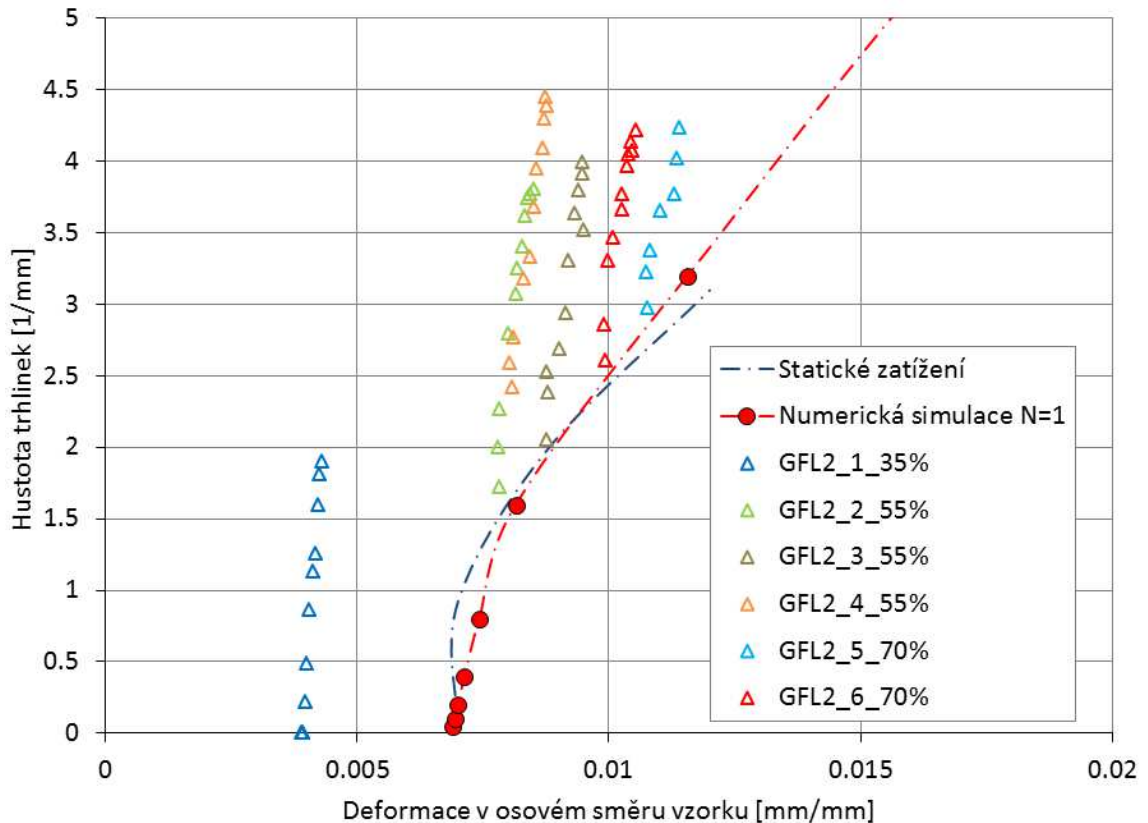
Protože jsou analyzovány změny deformační energie v celém systému meso modelu, nebyl podrobně analyzován stav koncentrace napětí na čele trhlinky, která se nachází na rozhraní vrstev. Protože se ale práce zabývá počáteční a následující stabilní fází kumulace únavového poškození, není uvažován rozvoj delaminace, který zpravidla následuje v další fázi právě jako důsledek příčných trhlinek v matrici. Proto je v MKP modelech uvažována konfigurace čela trhlinky tak, jak je ukázána na Obr. 91 (a).



Obr. 93 Okrajové podmínky MKP modelu pro různé konfigurace trhlin. V levém sloupci je grafická interpretace modelu, v prostředním sloupci je vyobrazen MKP model a v pravém sloupci je rozložení napětí ve směru deformace ε_T . Zcela nahoře model k -té vrstvy bez trhlin (a), konfigurace s různou hustotou trhlin na obrázcích (b) a (c).

Cílem popisované analýzy je nalézt takovou minimální hodnotu deformace, při které dojde k vytvoření další trhlinky uprostřed mezi stávajícími trhlinami – viz Obr. 93, přechod ze stavu (b) do stavu (c) podle rovnice (61). Hodnotu deformace pro první porušení nejslabší vrstvy (FPF) je nutno identifikovat experimentálně nebo určit ze známých pevností složek kompozitu postupem popsáním v podkapitole 6.2.1. Poměr

deformace ε_T a ε_{LT} je dán skladbou laminátu a orientací vláken a proto zůstává konstantní pro danou laminu. Reprezentativní veličinou, která je uváděna v grafech na Obr. 94 – Obr. 99., je proto deformace v podélném směru vzorku. ε_x . Mezi složkami deformace ε_T a ε_{LT} a ε_x existuje jednoznačný vztah definovaný klasickou laminátovou teorií.



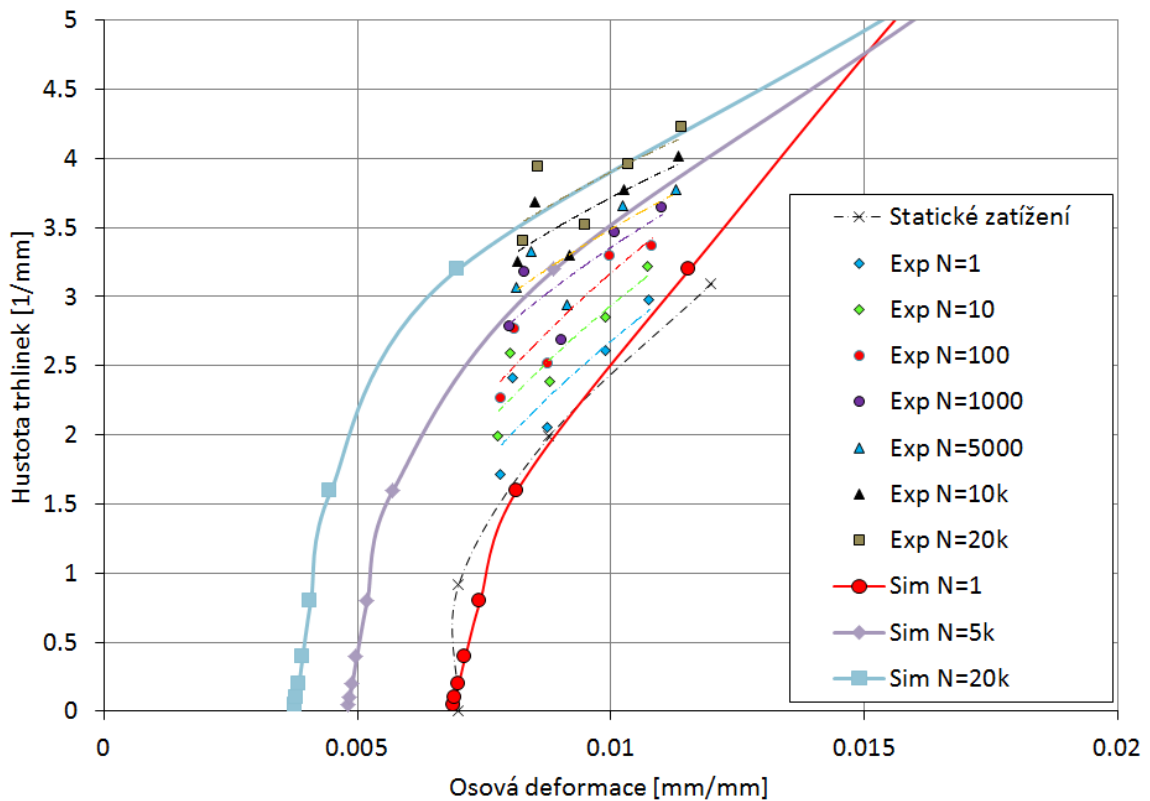
Obr. 94 Výpočetní simulace závislosti hustoty příčných trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 45° na osové deformaci ε_x vzorku laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ pro kvazi-statické zatěžování

Graf na Obr. 94 vyobrazuje výsledky výpočetní simulace závislosti hustoty příčných trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 45° na osové deformaci ε_x vzorku laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ pro kvazi-statické zatěžování. Výpočetní predikce je v grafu vyznačena červenou barvou a popiskem $N=1$, což značí statické zatěžování nebo první cyklus cyklického zatěžování. Ostatní symboly představují experimentálně zjištěné výsledky. Vrstva se sklonem vláken 45° je součástí laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ a protože je laminát symetrický a vrstvy $+45$ a -45 jsou obě vnitřní vrstvy laminátu, budou výsledky platit pro vrstvy $+45^\circ$ i -45° .

Jak bylo uvedeno výše, tvoření trhlinek v matrici není spojitým dějem, ale sousledností diskretních událostí, proto ani funkce nárůstu hustoty trhlinek nebude spojitá. Hustota trhlinek byla výpočetně vyčíslena pouze v bodech označených červenou tečkou. Čerchovaná čára je přidána pouze pro přehlednost. Body, ve kterých byla deformace vyčíslena, proto neudávají spojitou funkci, ale jak je popsáno níže, pouze intervaly deformace vzorku, ve kterých existuje určitá konfigurace trhlin.

Graf na Obr. 95 vyobrazuje výsledky výpočetní simulace závislosti hustoty trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 45° na osové deformaci ε_x vzorku laminátu

$[0/90_2/\pm 45/90]_s$ pro cyklické zatěžování. Experimentální výsledky jsou v grafu označeny jako „Exp“. Výsledky výpočetní simulace jsou označeny symbolem „Sim“ a byly vyčísleny pro první cyklus zatížení, 5000. cyklus a 20000. cyklus zatížení (označení „ $N=1$ “, „ $N=5k$ “ resp. „ $N=20k$ “).

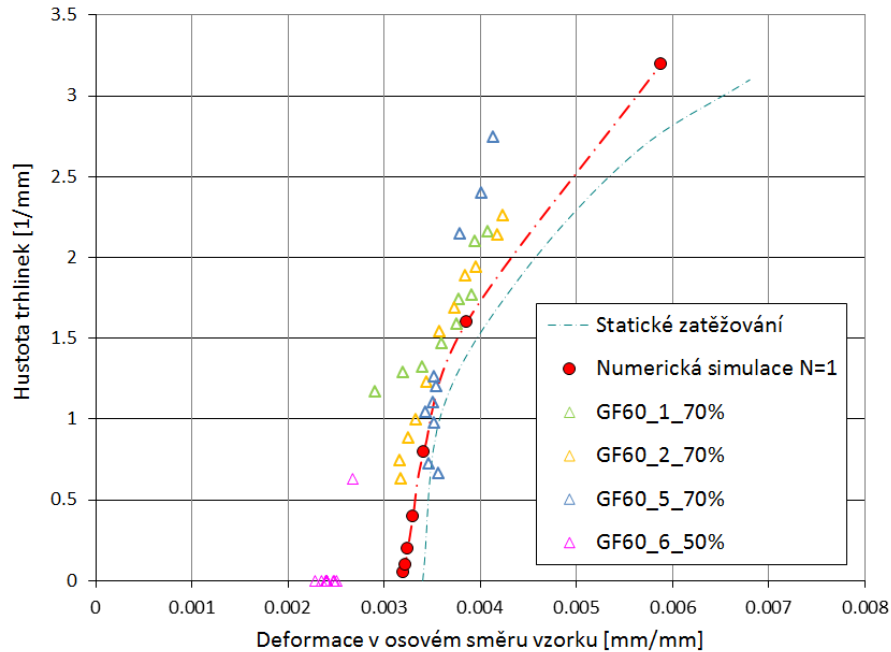


Obr. 95 Výpočetní simulace závislosti hustoty příčných trhlinek v matici ve vrstvě s orientací vláken 45° na osové deformaci ε_x vzorku laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ pro cyklické zatěžování

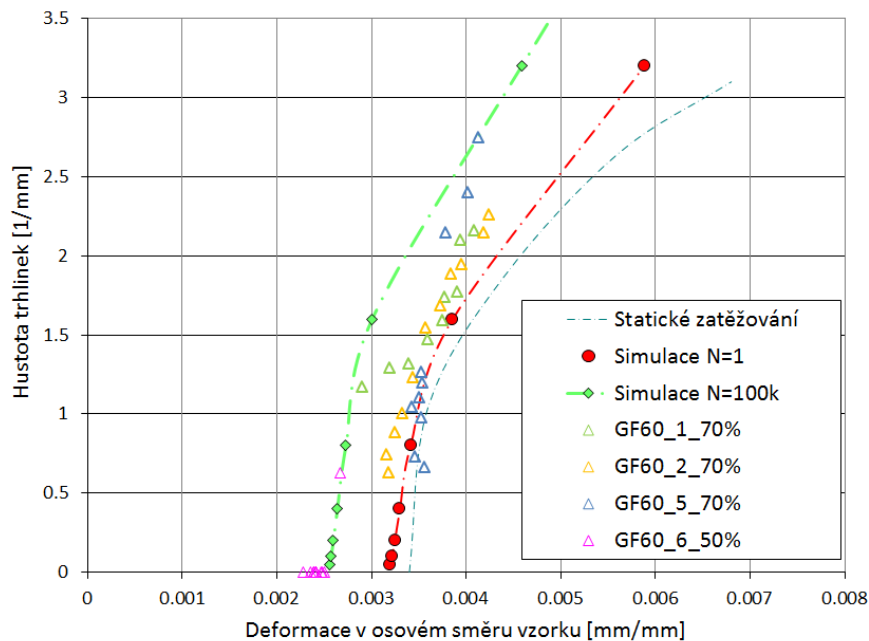
Pro vysoký počet zátěžných cyklů není k dispozici dostatek experimentálních dat pro identifikaci funkce $d(N, N_{x,a})$, protože u některých vzorků došlo k únavovému porušení. Pro vyšší počty cyklů by bylo proto třeba provést experimentální únavovou zkoušku na nižší hladině zatížení. To platí i pro identifikaci deformace ε_x^{FPF} při cyklickém zatěžování. Stávající experimentální výsledky jsou k dispozici pro relativně vysoké hladiny zatěžování, tedy pro vysoké hodnoty deformace a nízké počty cyklů. Proto je přesná identifikace funkce $d(N, N_{x,a})$ obtížná. U stávajících experimentálně zkoušených vzorků proběhla většina kumulace poškození buď v prvním půlcyklu zatěžování nebo v prvních několika desítkách cyklů. Proto se uplatňují zejména kvazi-statické mechanismy poškození a klíčové pro predikci poškození budou výsledky prezentované v grafech na Obr. 94, Obr. 96 a Obr. 98.

Hustota trhlinek navíc není spojitá veličina. Podle předpokladu periodicity výskytu trhlinek narůstá jejich hustota skokově při dosažení kritické hodnoty deformace pro vznik nových trhlinek mezi stávajícími trhlkami resp. kritického počtu cyklů pro vznik nových trhlinek. Určité hodnotě hustoty trhlinek proto odpovídá celý interval deformací resp. počtu cyklů. Tyto intervaly vyplývají z výše uvedených grafů. Například pro laminu s orientací vláken 90° a hustotě $\rho_{cr} = 1.6$ cr/mm, která je zatěžována kvazi-staticky, odpovídá interval deformace $\varepsilon_{x,i} \in (0.0057; 0.011)$. Teprve

při dosažení deformace 0.011 mm/mm dojde při výpočetní simulaci ke skokovému nárůstu hustoty trhlinek na další úroveň, tj. $\rho_{cr} = 3.2$ cr/mm. Z experimentálních výsledků vyplývá, že předpoklad periodicity poškození v k-té lamině neplatí zcela a přechod hustoty trhlinek na další úroveň není zcela diskrétní. Pokud by byl k dispozici větší soubor experimentálních výsledků, bylo by vhodné použít některou z metod statistického vyhodnocení hustoty trhlinek.

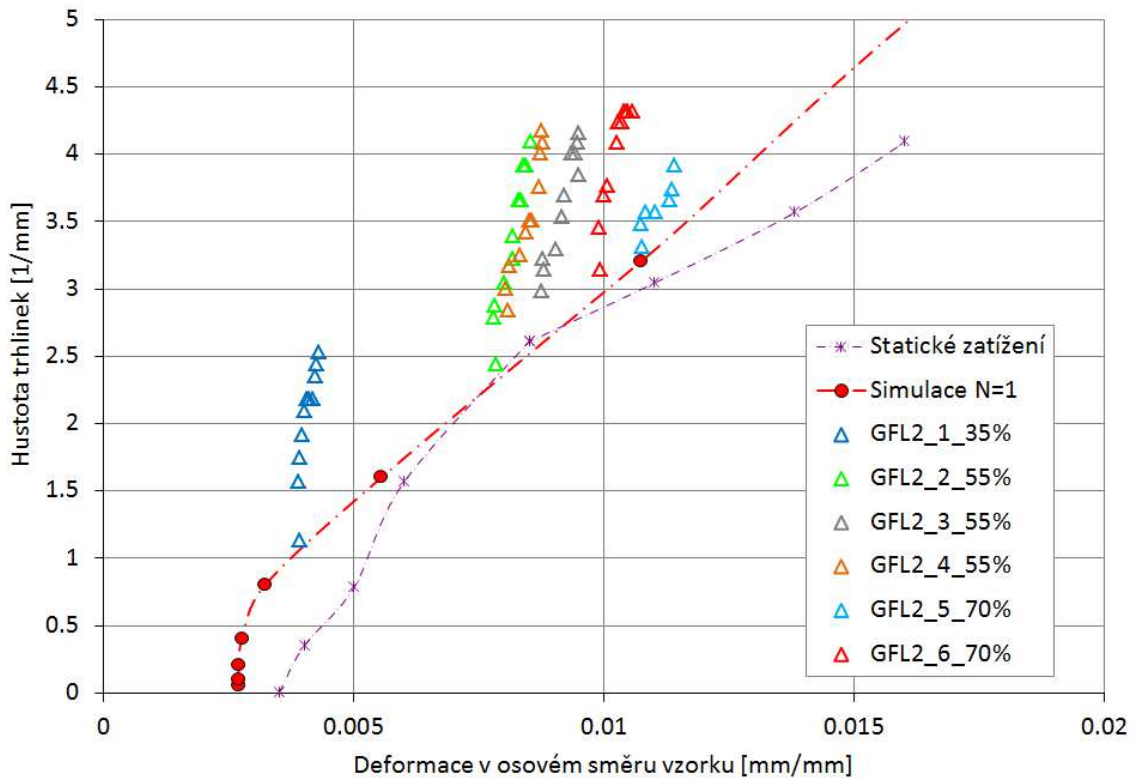


Obr. 96 Výpočetní simulace závislosti hustoty příčných trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 60° na osové deformaci ϵ_x vzorku laminátu $[\pm 60]_s$ pro kvazi-statické zatěžování



Obr. 97 Výpočetní simulace závislosti hustoty příčných trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 60° na osové deformaci ϵ_x vzorku laminátu $[\pm 60]_s$ pro cyklické zatěžování

Grafy na Obr. 96 a Obr. 97 zobrazují výsledky výpočetní simulace závislosti hustoty trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 60° na osovou deformaci ε_x vzorku laminátu $[\pm 60]_s$ pro kvazi-statické zatěžování a cyklické zatěžování. Výsledky byly opět vyčísleny jen v izolovaných bodech, spojující čáry slouží pouze pro přehlednost grafů. Grafy rovněž ukazují srovnání s experimentálními výsledky. Výsledky výpočetní simulace byly pro vrstvu s orientací vláken 60° vyčísleny pro první cyklus zatížení a 100000. cyklus zatížení. (označení „ $N=1$ “ a „ $N=100k$ “). Dostáváme tak horní a dolní omezení hustoty trhlinek pro cyklické zatěžování od jednoho do 100.000 cyklů.

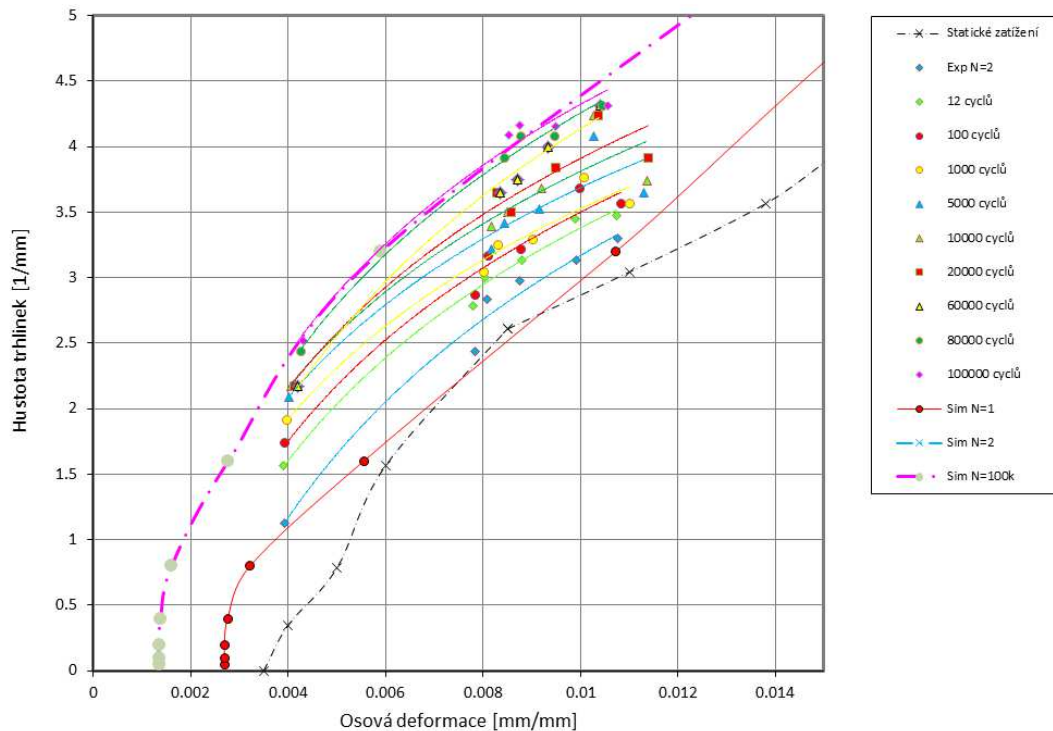


Obr. 98 Výpočetní simulace závislosti hustoty příčných trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 90° na osovou deformaci ε_x vzorku laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ pro kvazi-statické zatěžování

Grafy na Obr. 98 a Obr. 99 zobrazují výsledky výpočetní simulace závislosti hustoty trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 90° na osovou deformaci ε_x vzorku laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ pro kvazi-statické zatěžování a cyklické zatěžování. Výsledky byly opět vyčísleny jen v izolovaných bodech, spojující čáry slouží pouze pro přehlednost grafů. Grafy rovněž ukazují srovnání s experimentálními výsledky. Výsledky výpočetní simulace byly pro vrstvu s orientací vláken 90° vyčísleny pro první cyklus zatížení a 100000, cyklus zatížení. (označení „ $N=1$ “ a „ $N=100k$ “). Dostáváme tak horní a dolní omezení hustoty trhlinek pro cyklické zatěžování od jednoho do 100.000 cyklů.

Porovnáním průběhů nárůstu počtu trhlinek v matrici v závislosti na deformaci na Obr. 94, Obr. 96 a Obr. 98 zjistíme, že nejpomaleji narůstá hustota trhlinek u vrstvy s orientací vláken 45° vůči ose zatížení. Důvodem je, že při stejné osově deformaci se u laminy s orientací vláken 45° vyskytuje nejmenší normálová deformace ε_T působící kolmo na vlákna. Tato složka deformace bude mít největší vliv na iniciaci příčných

trhlinek v matrici. Naopak největší složka normálové deformace ε_T bude u vrstvy s orientací vláken 90° . Porovnáním Obr. 94, Obr. 96 a Obr. 98 ale zjistíme, že nárůst hustoty trhlinek u laminy 90° je pomalejší než u laminy s orientací vláken 60° . Důvodem je, že vrstva 90° je součástí laminátu se skladbou $[0/90_2/\pm 45/90]_s$, zatímco vrstva 60° je součástí laminátu se skladbou $[\pm 60]_s$. To znamená, že lamina 90_2 má dvojnásobnou tloušťku oproti lamině 60° . Proto je u laminy 90_2 nárůst hustoty trhlinek pomalejší než u laminy 60° . To je v naprostém souladu s poznatkem, které publikoval Nairn [68]. Uvádí, že čím je tloušťka laminy větší, tím pomaleji narůstá hustota trhlinek v matrici se vzrůstajícím napětím.



Obr. 99 Výpočetní simulace závislosti hustoty příčných trhlinek v matrici ve vrstvě s orientací vláken 90° na osové deformaci ε_x vzorku laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ pro cyklické zatěžování

6.2.4 Ostatní módy progresivního a únavového poškození

V případě laminátů, kde mají všechny vrstvy orientaci 0° vůči ose zatěžování lze pro predikci poklesu tuhosti při únavovém zatěžování přímo použít graf znázorněný na Obr. 69. Vyhodnocení ale nebylo provedeno z důvodu malého počtu experimentálních dat. Při simulaci poškození laminátu se skladbou $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ předpokládáme, že se poškozující ani degradační mechanismy ve vrstvě s orientací vláken 0° neuplatní díky tomu, že je její zatížení v tomto případě malé. Při postupném porušování vláken a jejich případném smykovém vytrhávání z matrice bude mít vliv zejména napětí ve směru vláken σ_L .

Pro predikci rozptýleného porušování vláken by bylo vhodné použít některý z pravděpodobnostních modelů odvozený z velkého souboru experimentálních zkoušek laminátu s orientací vláken 0° , pro mód vytrhávání vlákna z matrice modely, které jsou označovány jako „shear lag models“ a pro mezilaminární poškození (např. delaminaci) například některý z přístupů lomové mechaniky zabývající se šířením trhlin.

6.2.5 Závislost zbytkové tuhosti na hustotě příčných trhlinek v matrici

Zabihpoor a Adibnazari [64] uvádí, že geometrické vlastnosti laminátu, tj. objemový podíl vláken, uspořádání vláken v matrici, tvar vlákna v řezu, atd., se během postupného nebo únavového poškození nemění, nebo se jen nepatrně liší od stavu před zatěžováním. Jak uvádí Degrieck a Van Paepegem nebo Huang [69], [70], moduly pružnosti vlákna ani matrice E_f , E_m se během zatěžování výrazně nemění. Z tohoto důvodu, lze považovat za hlavní příčinu poklesu tuhosti laminátu postupný rozvoj mikro poškození. Mikro poškozením zde rozumíme poškození struktury lamin, ze kterých se skládá laminát.

Jak bylo uvedeno výše, práce se zaměřila na příčné trhliny v matrici, rovnoběžné se směrem vláken laminy. Rozvoj takových mikro trhlinek ovlivňuje mechanické vlastnosti laminátu a může být příčinou rozvoje delaminace. U laminátů se skladbou $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ a $[\pm 60^\circ]_s$ uvažujeme příčné trhlinky v matrici jako jediný mód poškození v analyzované oblasti – u kvazi-statického zatěžování do okamžiku vzniku nestabilních módů poškození a u únavového zatěžování do 100.000 cyklů nebo do vzniku delaminace. U laminátů se skladbou $[\pm 30^\circ]_s$ a $[0^\circ]_8$ předpokládáme jiné módy poškození popsané v podkapitole 6.2.4.

Rozhodujícím parametrem, který ovlivňuje zbytkovou tuhost laminátu je hustota trhlinek v jednotlivých vrstvách laminátu. Podle podkapitoly 6.2.3 je hustota trhlinek v případě kvazi-statického zatěžování funkcí deformace – viz rovnice (63) v případě cyklického zatěžování pak funkcí deformace a počtu cyklů – viz rovnice (64). Jelikož je zatížení silového charakteru, je ale i deformace funkcí hustoty trhlinek ρ_{cr} . I při konstantní amplitudě zatěžující síly v případě cyklického zatěžování amplituda deformace roste s tím, jak vlivem iniciace trhlinek klesá zbytková tuhost laminátu. Deformace je funkcí zatěžující síly, ale právě vlivem mikro poškození je tato funkce nelineární. Neplatí zde Hookův zákon ani při použití lineárního materiálového modelu. Úloha je proto řešena iteračně.

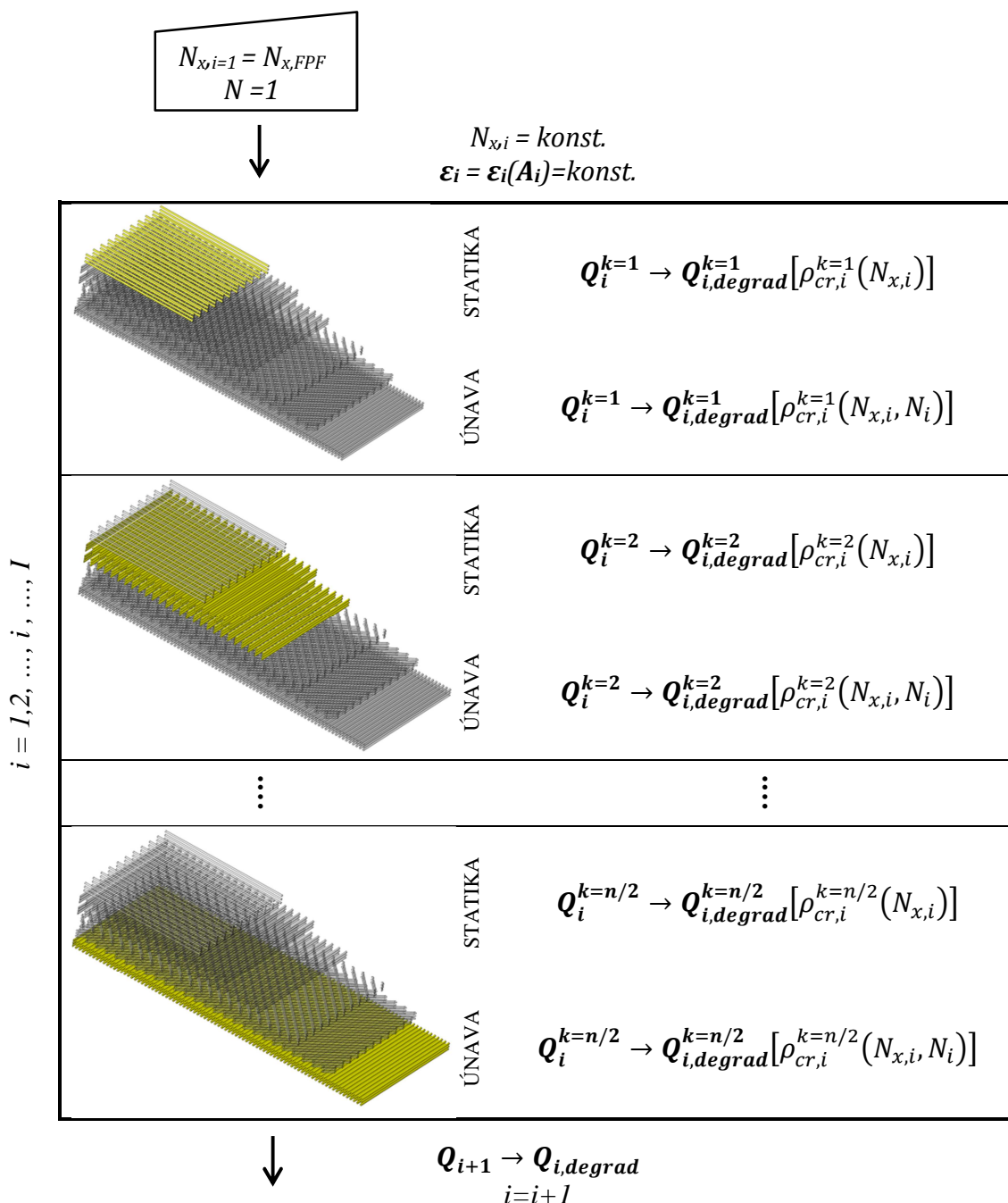
$$\rho_{cr} = \rho_{cr}(\varepsilon_x) = \rho_{cr}[\varepsilon_x(\rho_{cr}, N_x)] \quad (60)$$

$$\rho_{cr} = \rho_{cr}(\varepsilon_x, N) = \rho_{cr}[\varepsilon_x(\rho_{cr}, N_x), N] \quad (61)$$

V případě kvazi-statického zatěžování předpokládáme lineární odezvu až do iniciace prvního poškození v nejslabší vrstvě (FPF). Takovému stavu odpovídá osová zatěžující síla N_x^{FPF} . Porušení poslední vrstvy (LPF) a tedy celého laminátu odpovídá zatěžující síla N_x^{LPF} . V intervalu (N_x^{FPF}, N_x^{LPF}) zvolme I hodnot síly $N_{x,1}, N_{x,2}, \dots, N_{x,i}, \dots, N_{x,I}$, ve kterých budeme vyčíslit osovou deformaci laminátu $\varepsilon_{x,i}$ v závislosti na zatěžující síle a hustotě trhlinek. Deformační odezva laminátu v i -té iteraci výpočtu je závislá na síle $N_{x,i}$ a hustotě trhlinek $\rho_{cr,i}(\varepsilon_{x,i})$. Výpočetní predikce hustoty trhlinek v každé vrstvě (zde vrstvy $45^\circ, 60^\circ$ a 90°) v závislosti na deformaci je popsána v podkapitole 6.2.3.

V případě cyklického zatěžování předpokládáme konstantní amplitudu osově zatěžující síly $N_{a,x}$. Deformační odezva laminátu je ale závislá i na hustotě trhlinek, která je u cyklického zatěžování funkcí deformace a počtu zátěžných cyklů v i -té iteraci výpočtu N_i , proto $\rho_{cr,i}(\varepsilon_{x,i}, N_i)$. Výpočetní predikce hustoty trhlinek v každé vrstvě v závislosti na deformaci je popsána v podkapitole 6.2.3.

Ideové schéma algoritmu výpočtu je na Obr. 100. Vstupem do algoritmu je osová zatěžující síla N_x . Pro kvazi-statické zatěžování síla odpovídající prvnímu porušení nejslabší vrstvy laminátu. Pro cyklické zatěžování horní síla zátěžného cyklu. Protože se jedná o zatěžování mĳivým cyklem, odpovídá velikost horní síly dvojnásobku amplitudy, tedy rozkmitu síly. Pro cyklické zatěžování je vstupem také počáteční počet cyklů (typicky $N_{i=1}=1$). Výpočet je tak proveden na všech požadovaných zátěžných hladinách i resp. pro všechny zvolené počty cyklů. Pro cyklické zatěžování, kde horní deformace zátěžných cyklů překročí hodnotu ε_x^{FPF} je nutné první zátěžný půlcyklus řešit jako úlohu kvazi-statického poškození – viz Obr. 33 fáze II. V tom případě se v prvním půlcyklu nejedná o únavové poškození.

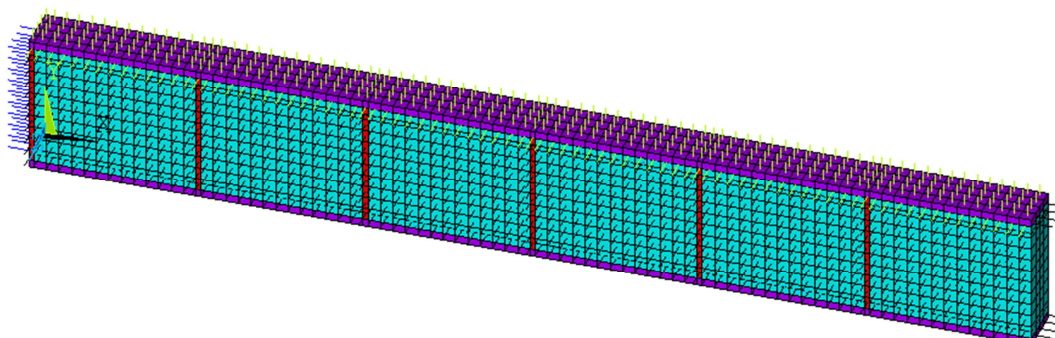


Obr. 100 Ideové schéma algoritmu výpočtu poklesu tuhosti laminátu při kvazi-statickém a cyklickém zatěžování v závislosti na hustotě příčných trhlinek v matrici

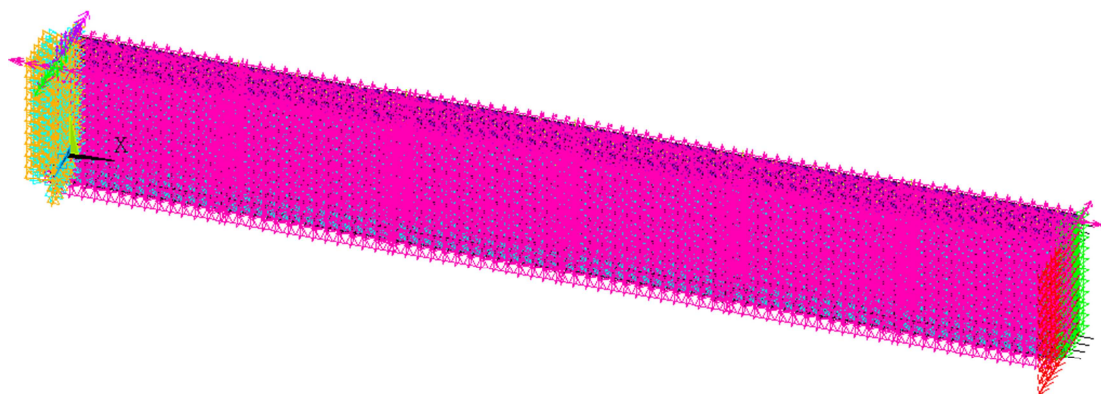
Zatěžující síla N_{xi} , resp. horní síla zátěžného cyklu, je v iteraci i konstantní a vyvolá deformaci laminátu ε_i . Hodnota této deformace je dána zatěžující silou a maticí tahové tuhosti laminátu A_i podle klasické laminátové teorie. Touto deformací jsou zatíženy všechny vrstvy laminátu. Pro každou k -tou vrstvu laminátu, kde $k=1, 2, \dots, n/2$ a n je počet vrstev laminátu je vyčíslena hustota příčných trhlin v matici podle postupu popsáno v podkapitole 6.2.3. Předpokládáme, že v dané iteraci i je deformace ε_i konstantní. Nárůst deformace vlivem vniku trhlinek se projeví v $i+1$. iteraci. I při konstantní hladině síly (u cyklického zatěžování) bude docházet k nárůstu hodnoty horní deformace zátěžného cyklu vlivem kumulace poškození. Právě tento nárůst horní deformace zátěžného cyklu je měřítkem poklesu zbytkové tuhosti tak, jak je znázorněn v Obr. 106 a Obr. 107.

Hladiny zatěžování resp. počty cyklů při iteračním výpočtu deformační odezvy musejí být voleny dostatečně hustě, aby byl vystihnout nelineární charakter napěťově deformační odezvy laminátu při kvazi-statickém zatěžování resp. nelineární charakter poklesu normované tuhosti při cyklickém zatěžování.

Původní matice tuhosti každé vrstvy laminátu $Q_i^{k=1}$ je degradována na matici $Q_{i,degrad}^{k=1}$ podle vyčíslené hustoty trhlinek. Do další iterace síly resp. počtu cyklů vstupují degradované matice tuhosti jednotlivých vrstev laminátu a jsou dále degradovány díky narůstající zatěžující síle nebo narůstajícímu počtu cyklů.



(a)



(b)

Obr. 101 Periodický MKP meso model použitý pro výpočet degradované matice tuhosti k -té vrstvy v závislosti na hustotě trhlinek se znázorněným souřadným systémem prvků (a) a s aplikovanými okrajovými podmínkami (symetrie, periodičita, uchycení a zatížení) (b).

K výpočtu degradované matice tuhosti $Q_{i,degrad}^{k=1}$ bylo využito MKP modelování. Byl použit MKP model analogický k modelu popsánému v podkapitole 6.2.3. Cílem bylo vypočítat degradovanou matici tuhosti k-té vrstvy v závislosti na známé hustotě trhlinek. Na Obr. 101 je vyobrazena reprezentace modelu, kde je analyzovaná k-tá vrstva orientovaná jako na Obr. 90 (c). Ta je reprezentována lineárními osmiuzlovými 3D elementy, které jsou v obrázcích označeny zelenou a červenou barvou. Všechny ostatní vrstvy laminátu kromě k-té vrstvy jsou v MKP modelu reprezentovány lineárními čtyřuzlovými 2D prvky typu shell a jsou označeny fialovou barvou. K-tá vrstva má v MKP modelu reálnou tloušťku, vrstvy reprezentované plošnými prvky mají tloušťku přiřazenou pomocí reálných konstant prvků. V Obr. 101 je tloušťka těchto prvků pro účely zobrazení měřítkována pro větší přehlednost. Všechny prvky mají přiřazený lineární materiálový model s ortotropními vlastnostmi, u plošných prvků pak v několika vrstvách. Elementový souřadný systém 3D prvků byl natočen tak, aby hlavní materiálová osa prvků byla kolmá na nejdelší stranu modelu tak, jak se znázorněno na Obr. 90 (c). Vlastnosti ortotropního materiálu přiřazené všem prvkům jsou shrnuty v Tabulka 12.

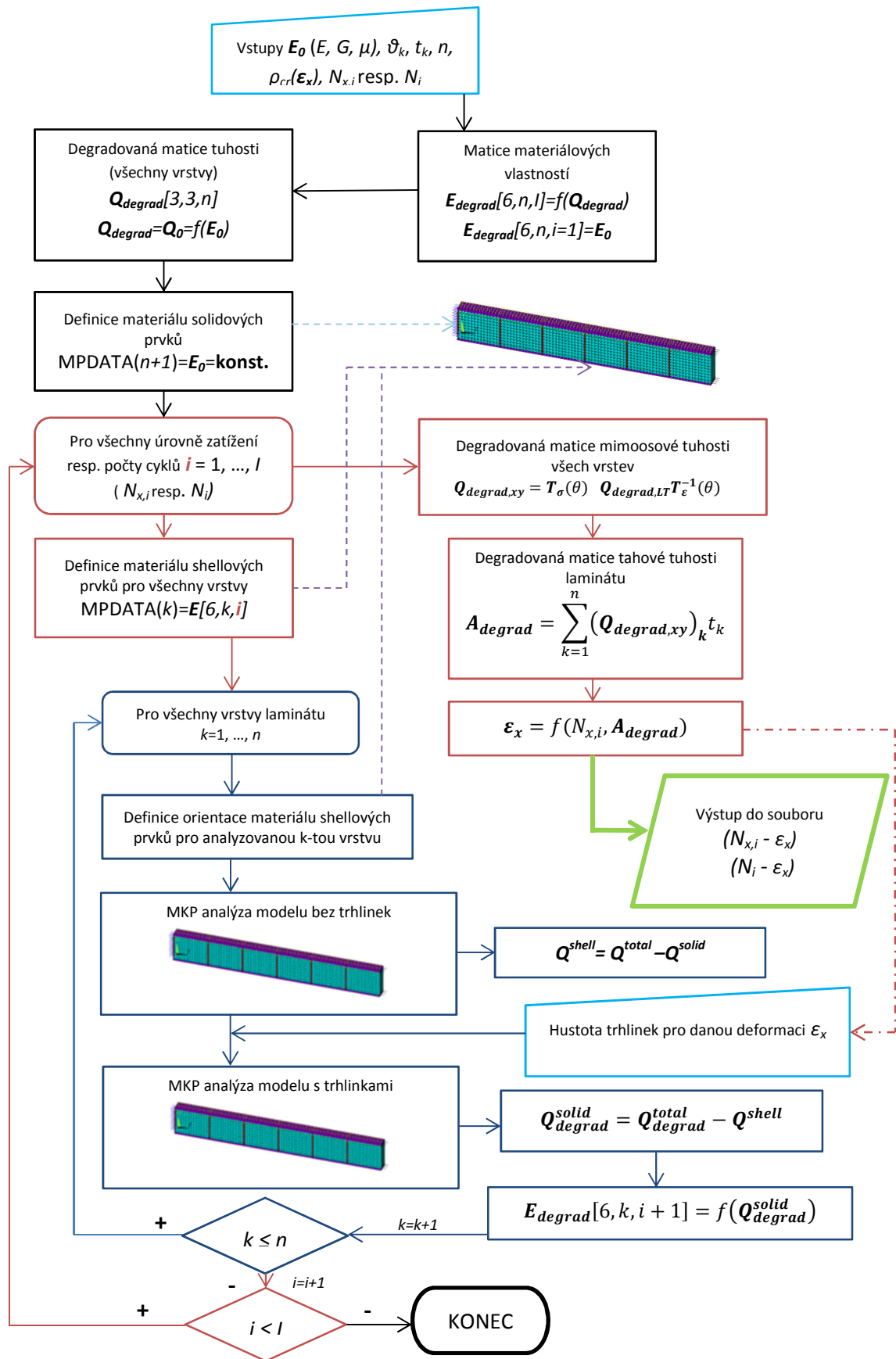
Na bočních plochách modelu byly aplikovány podmínky periodicity a symetrie. Jsou znázorněny zelenými a fialovými symboly v Obr. 101 (b). Okrajové podmínky jsou analogické k okrajovým podmínkám aplikovaným na mikro model – viz Tabulka 8. Na spodní stěnu meso modelu, která představuje rovinu symetrie laminátu, byla aplikována podmínka symetrie, protože jedním z hlavních předpokladů je symetrická skladba laminátu. Prvky označené v Obr. 101 červenou barvou reprezentují potenciální trhliny. Podle toho, jaká je aktuální vyčíslená hustota trhlinek jsou tyto prvky deaktivovány příkazem „EKILL“. Ten prvkům reprezentujícím trhlinu přiřadí nulovou tuhost. Tím se sníží i průměrná tuhost k-té vrstvy. Ta je vyhodnocována v souřadnicovém systému O_{LT} k-té vrstvy, aby mohla být přímo sestavena matice $Q_{i,degrad}^{k=1}$. Požadovaná deformace laminátu ε_i je poté při známých maticích tuhosti všech vrstev získána pomocí klasické laminátové teorie. Na Obr. 102 je detailní vývojový diagram popisovaného algoritmu.

Vstupem do algoritmu jsou:

- i. vlastnosti laminátu: rozměry vzorků, počet vrstev n a jejich tloušťky t_k , orientace vláken θ_k , skladba laminátu, materiálové vlastnosti E , G , μ
- ii. funkce definující závislost hustoty trhlinek na deformaci a počtu zátěžných cyklů ρ_{cr}
- iii. hladiny zatížení $N_{x,i}$ a počty cyklů N_i , ve kterých má být vyčíslována deformace (tuhost)

Výstupem z algoritmu je

- i. deformace $\varepsilon_{x,i}$ resp. tuhost $E_{x,i}$ v závislosti na hladině zatížení resp. počtu cyklů.



Obr. 102 Detailní vývojový diagram algoritmu pro výpočet deformace resp. tuhosti v závislosti na hladině zatížení resp. počtu cyklů

Po zadání vstupních parametrů je definována matice E_{degrad} , která má 6 řádků (6 parametrů definuje ortotropní materiál – laminu), n sloupců a I rovin. Parametr n udává počet vrstev laminátu, parametr I udává počet hladin zatížení resp. počtů cyklů, ve kterých je iteračně vyčíslována deformace resp. tuhost laminátu. Do první roviny matice E_{degrad} (stav před prvním porušením nejslabší vrstvy) jsou uloženy počáteční materiálové vlastnosti E_0 do všech sloupců (žádná z vrstev není poškozená). Do dalších rovin a sloupců matice E_{degrad} jsou pak ukládány materiálové vlastnosti, které odpovídají matici osově tuhosti poškozených vrstev Q_{degrad} . Ta je iniciována v dalším kroku. Má rozměr $[3,3,n]$, protože se jedná o matici osově tuhosti všech vrstev laminátu. Matice tuhosti jedné vrstvy laminátu má rozměr $[3,3]$, protože předpokládáme, že všechny působící síly leží v rovině vrstvy. Matice Q_{degrad} je aktualizována pro každou iteraci síly $N_{x,i}$ pro případ kvazi-statického zatěžování resp. pro každou iteraci počtu zátěžných cyklů pro případ cyklického zatěžování N_i .

V prvním kroku je matice iniciována maticí Q_0 , která je funkcí matice E_0 . 3D elementům v použitém MKP modelu, který je popsán výše, jsou přiřazeny materiálové vlastnosti z matice E_0 . Materiálové vlastnosti těchto prvků se v průběhu analýzy nemění, poškození vrstvy je reprezentováno přímo modelováním příčné trhlinky v matici.

V cyklu přes všechny iterace síly $N_{x,i}$ resp. pro všechny iterace počtu zátěžných cyklů N_i je matice osově tuhosti poškozených vrstev Q_{degrad} transformována do souřadného systému laminátu Oxy, aby mohla být vyčíslena aktuální matice tahové tuhosti laminátu A_{degrad} . Ta se mění s každou iterací síly resp. s každou iterací počtu zátěžných cyklů. Pokud je známa matice tahové tuhosti a zatěžující síla resp. horní síla zátěžného cyklu pro cyklické zatěžování, lze vypočítat deformaci, která odpovídá této síle. Tato deformace je hlavním výsledkem popisovaného algoritmu a spolu s odpovídající silou jsou její hodnoty zapisovány do výstupního textového souboru. Podíl zatěžující síly a součinu plochy kolmého průřezu laminátu a vypočítané deformace pak určuje tuhost laminátu resp. zbytkovou tuhost laminátu.

Matice Q_{degrad} je v každé iteraci zatěžující síly resp. počtu cyklů vyčíslena pomocí výše popsaného MKP modelu. Všem vrstvám laminátu jsou v i . iteraci přiřazeny aktuální materiálové vlastnosti vyplývající z matice Q_{degrad} v $i-1$. iteraci. Vliv počtu trhlinek v matici na matici osově tuhosti k -té vrstvy je vyčíslen v n iteracích pro všechny vrstvy laminátu ve všech iteracích zatěžující síly resp. počtu cyklů. K -tá vrstva je reprezentována 3D objemovými prvky. Hlavní materiálové osy materiálu přiřazeného 3D prvkům jsou shodné s hlavními osami celého MKP modelu. Směr vláken k -té vrstvy odpovídá směru nejkratší strany MKP modelu (osa Z na obrázku Obr. 101 (a)). Matici tuhosti k -té vrstvy zde značíme Q^{solid} . Matice Q^{solid} je v souřadném systému MKP modelu maticí osově tuhosti. Sousední vrstvy jsou reprezentovány plošnými 2D elementy. Hlavní materiálové osy přiřazeného ortotropního materiálu jsou natočeny podle skladby laminátu a podle natočení k -té vrstvy. Matici tuhosti všech vrstev vyjma k -té vrstvy zde značíme Q^{shell} . Matice Q^{shell} je v souřadném systému MKP modelu maticí mimoosové tuhosti. Zatížíme-li MKP model bez trhlin jednotkovým zatížením ve směru L , T a LT k -té vrstvy, dostaneme matici tuhosti celého laminátu v souřadném systému O_{LT} k -té vrstvy. Tuto matici zde značíme Q^{total} . Protože je matice Q^{solid} v souřadném systému O_{LT} k -té vrstvy maticí osově tuhosti a protože platí,

že materiálové parametry k-té vrstvy se nemění, platí Rovnice (65). Pak lze vyčíslit matici tuhosti laminátu bez analyzované k. vrstvy Q^{shell} v souřadnicovém systému k-té vrstvy podle Rovnice (66). Matice Q^{shell} se může měnit v každé i-té iteraci, protože nedegraduje pouze k-tá vrstva, ale mohou degradovat všechny vrstvy. Změna tuhosti sousedních vrstev zpětně ovlivňuje namáhání a tedy i poškození k-té vrstvy.

$$Q^{solid} = Q_0 \quad (62)$$

$$Q^{shell} = Q^{total} - Q^{solid} = Q^{total} - Q_0 \quad (63)$$

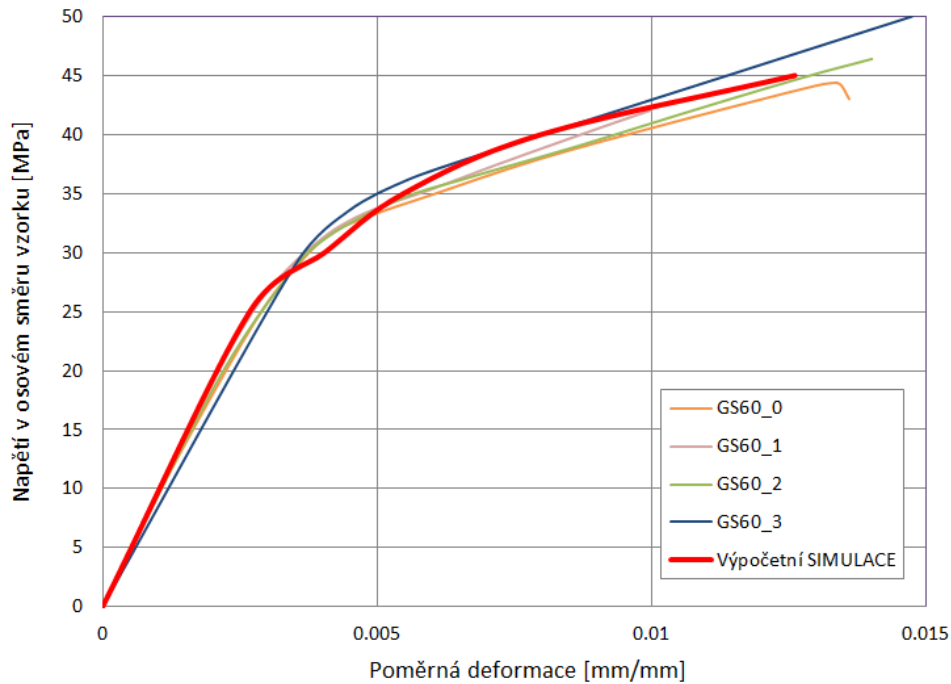
$$Q_{degrad}^{solid} = Q_{degrad}^{total} - Q^{shell} \quad (64)$$

Podle osové deformace ε_x je k-té vrstvě přiřazena hustota trhlinek v matici. Způsob výpočtu hustoty trhlinek v matici pro různou orientaci vláken je popsán v podkapitole 6.2.3. Protože se v každém kroku simulace deformace ε_x mění a je uvažována i změna tuhosti všech vrstev, lze tvrdit, že je respektováno přerozdělování napětí při postupném a únavovém poškození i nárůst deformace vlivem degradace mechanických vlastností všech vrstev.

Příslušná hustota trhlinek je do MKP modelu zavedena deaktivováním příslušných prvků, které reprezentují trhlinky v matici. To bylo provedeno pomocí funkce „EKILL“, která vybraným prvkům přiřadí nulovou tuhost. Takto modifikovaný MKP model byl zatížen jednotkovým zatížením ve směrech L , T a LT k-té vrstvy stejně jako v předchozím případě. Vypočítaná deformační odezva pak umožnila sestavení matice tuhosti degradovaného laminátu Q_{degrad}^{total} . Protože předpokládáme, že v okamžiku iniciace trhlinky v k-té vrstvě se stav poškození v ostatních vrstvách nemění, lze psát rovnici (64), kde matice Q^{shell} je známa z předchozího kroku analýzy. Matice Q_{degrad}^{solid} představuje degradovanou matici osové tuhosti k-té vrstvy v i-té iteraci. Z této matice lze zpětně dopočítat materiálové parametry odpovídající k-té vrstvě o určité hustotě trhlinek. Tyto parametry jsou uloženy do matice E_{degrad} a jsou jimi aktualizovány materiálové vlastnosti MKP modelu v i+1. iteraci.

V grafech na Obr. 103 a Obr. 105 jsou uvedeny výsledky výpočetní simulace napěťově deformační odezvy při kvazi-statickém zatěžování pro lamináty se skladbou $[\pm 60]_s$ a $[0/90_2/\pm 45/90]_s$. Nelinearita odezvy je zde dána čistě iniciací a rozvojem poškození příčnými trhlkami v matici. Modely materiálu jsou lineární. Výsledky výpočetní simulace v případě kvazi-statického zatěžování vykazují dobrou shodu s experimentálními výsledky. V grafech na Obr. 106 a Obr. 107 jsou vyobrazeny výsledky výpočetní simulace vývoje zbytkové tuhosti při cyklickém zatěžování pro lamináty se skladbou $[\pm 60]_s$ a $[0/90_2/\pm 45/90]_s$. Z výsledků je patrné, že zbytková tuhost se mění po příliš velkých krocích, což je dáno tím, že výpočetní model předpokládá periodicitu poškození na úrovni laminy. To znamená, že v okamžiku iniciace nových trhlín vznikají trhlíny mezi všemi stávajícími trhlínami a hustota trhlín se proto v každém kroku zdvojnásobí. Z experimentálních výsledků je patrné, že v praxi tento předpoklad neplatí plně a že by bylo vhodné provést větší počet experimentálních zkoušek a výsledky reprezentovat pomocí statistických veličin, jak je uvedeno výše.

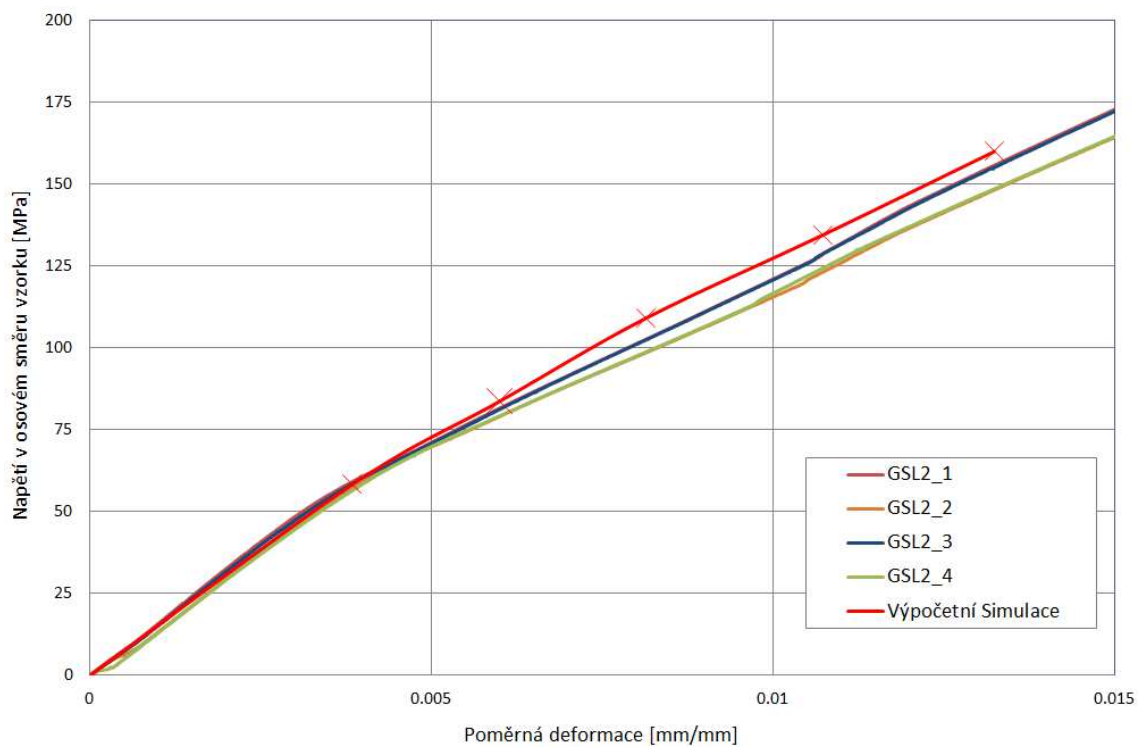
Obr. 104 vyobrazuje ukázkou části výstupního souboru pro výpočetní simulaci napětově deformační odezvy laminátu $[\pm 60^\circ]_s$ při kvazi-statickém zatěžování včetně vysvětlivek, které jsou doplněny červeně.



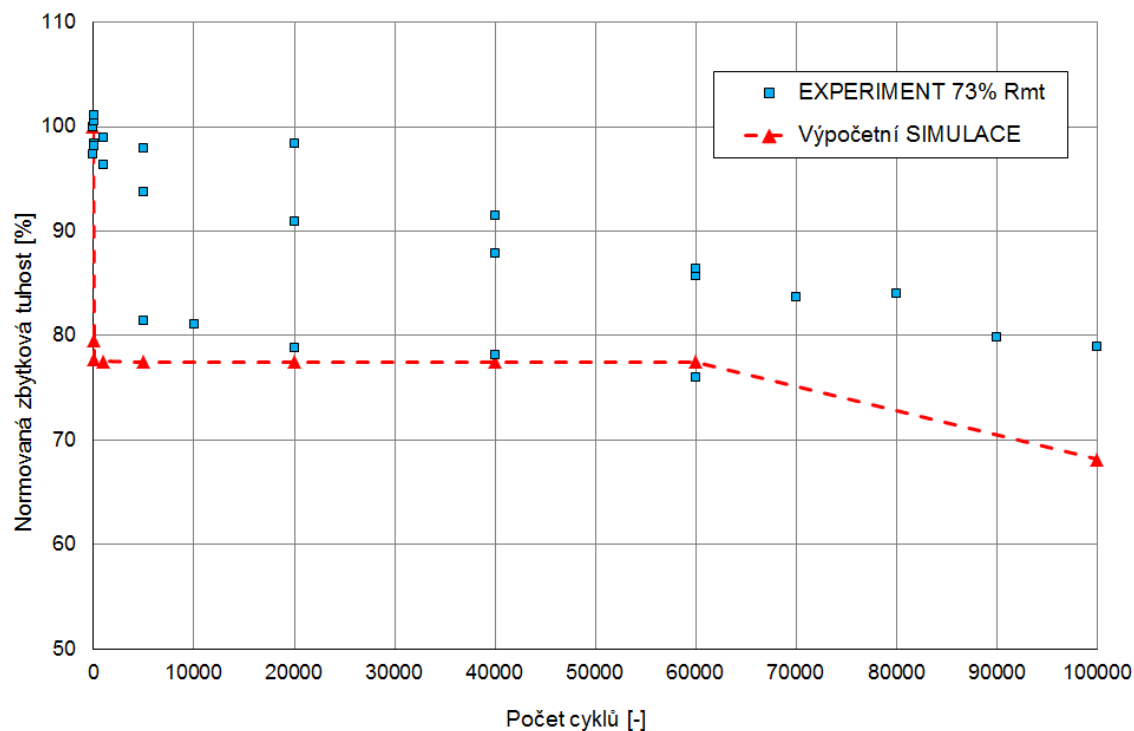
Obr. 103 Výpočetní simulace napětově deformační odezvy laminátu $[\pm 60^\circ]_s$ ve srovnání s experimentálním měřením.

CisloVrs	1.00		CisloVrs	2.00		číslo vrstvy laminátu "k"	
Qtotal	4.00		Qtotal	4.00		číslo iterace zatěžující síly "d"	
d	1.00		d	2.00		celková matice tuhosti	
k	36244.79	3314.74	0.00	36227.90	3296.52	0.00	elementu v d-té iteraci
	3314.74	17746.96	0.00	3296.52	17740.97	0.00	pro k-tou vrstvu
	0.00	0.00	13239.20	0.00	0.00	13235.17	
Qshell_k	4.00		Qshell_k	4.00		matice tuhosti vrstev	
d	1.00		d	2.00		mimo analyzovanou	
k	4698.59	1247.54	0.00	4681.70	1229.32	0.00	k-tou vrstvu
	1247.54	10529.46	0.00	1229.32	10523.47	0.00	
	0.00	0.00	8439.20	0.00	0.00	8435.17	
CrackDen	4.00		CrackDen	4.00		hustota trhlinek v matrici v d-té iteraci	
Qdegrad	4.00		Qdegrad	4.00		matice tuhosti k-té vrstvy	
d	1.00		d	2.00		degradované příčnými	
k	30562.88	791.61	0.00	30563.19	793.15	0.00	trhlinkami podle hustoty
	791.61	2782.15	0.00	793.15	2788.87	0.00	"CrackDen"
	0.00	0.00	1780.02	0.00	0.00	1779.32	
*****	5.00		*****	5.00		číslo iterace zatěžující síly "d+1"	
***#BODU	45.000		***#SIG	0.0126177		napětí ve směru zatěžující síly laminátu	
***#SIG	0.0126177		***#EPX	0.0126177		deformace ve směru zatěžující síly laminátu	
#EPX	0.0126177		**	0.0126177			
*****	0.0126177		*****	0.0126177			
E	30337.65		E	30337.62		degradované materiálové vlastnosti	
k	2761.65	1780.02	k	2768.29	1779.32	pro všechny vrstvy jako vstup do	
d	2400.00	0.28	d	2400.00	0.28	iterace síly "d+1"	
	0.35	0.35		0.35	0.35		

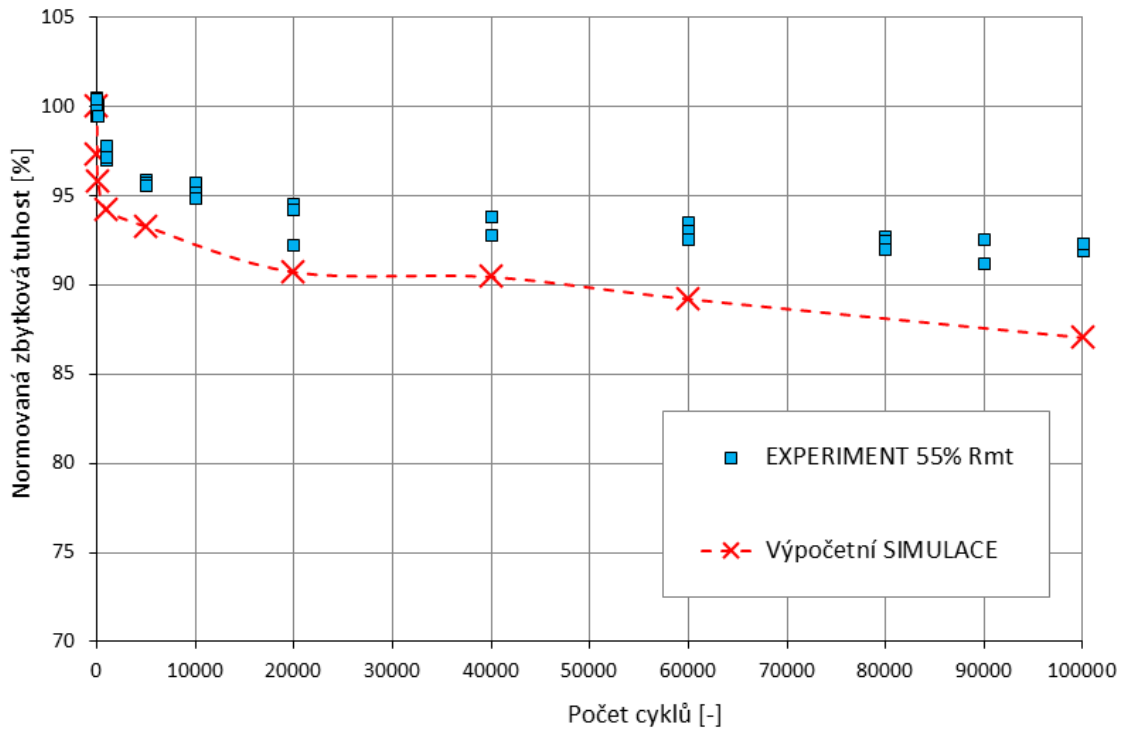
Obr. 104 Ukázkou části výstupního souboru pro výpočetní simulaci napětově deformační odezvy laminátu $[\pm 60^\circ]_s$ včetně vysvětlivek (červeně)



Obr. 105 Výpočetní simulace napěťově deformační odezvy laminátu $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ ve srovnání s experimentálním měřením.



Obr. 106 Výpočetní simulace poklesu normované tuhosti laminátu v závislosti na počtu zátěžných cyklů na hladině zatěžování $\% R_{mt}$ pro laminát $[\pm 60^\circ]_s$ ve srovnání s experimentálními výsledky.



Obr. 107 Výpočetní simulace poklesu normované tuhosti laminátu v závislosti na počtu zátěžných cyklů na hladině zatěžování 55% R_{mt} pro laminát $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ ve srovnání s experimentálními výsledky.

Přínosy disertační práce a doporučení pro další postup v bádání

Předkládaná práce se zabývá postupným poškozováním dlouhvláknových laminátů při kvazi-statickém a cyklickém zatěžování se zaměřením na tvorbu příčných trhlinek v matrici. Práce se zaměřuje na cyklické zatěžování s konstantní amplitudou napětí (měkké zatěžování). Cyklické zatěžování s konstantním zatížením se vyskytuje v praxi častěji a navíc v případě zatěžování s konstantní deformací poškození saturuje a dále se nerozvíjí. Hlavním přínosem práce je, že byl ukázán výpočetní postup predikce tvorby příčných trhlinek v matrici v závislosti na vnějším zatížení laminátu a na počtu zátěžných cyklů při měkkém míjivém zatěžování, který je založen pouze na experimentálních zkouškách velmi jednoduchých vzorků. To je rozdíl oproti existujícím metodikám. K získání vstupních dat je u existujících metod zpravidla zapotřebí provést velké množství nákladných experimentálních zkoušek konkrétní konfigurace materiálu z hlediska orientace vláken a skladby laminátu. Předkládaná práce prezentuje způsob provedení velmi jednoduchých experimentálních statických a únavových zkoušek, při kterých je monitorována nejen změna mechanické odezvy laminátu (zbytková tuhost), ale i příčina této změny, konkrétní módy poškození. Znalost konkrétního módu poškozování pro laminy s různým sklonem vláken a tedy s různou kombinací normálového a smykového zatěžování umožnila nalézt způsob predikce poškození laminátu pomocí invariantní veličiny, konkrétně míry uvolněné deformační energie (SERR). Tato veličina je nezávislá na orientaci vláken a experimentální výsledky tedy mohou být zobecněny na laminu s libovolnou orientací vláken.

Pomocí přímého pozorování poškození laminy bylo zjištěno, že tvorba trhlinek není spojitým procesem, ale jedná se o souslednost diskrétních událostí rozprostřených do celého exponovaného objemu laminátu. To se potvrdilo i při výpočetní simulaci porušení první vrstvy laminátu (FPF) a simulaci rozvoje první trhlinky. Výpočetní analýzou, která uvažovala přerozdělování napětí na úrovni laminy po iniciaci první poruchy na úrovni vlákno-matrice, bylo predikováno, že se trhlinka bude v okamžiku iniciace velmi rychle šířit přes celou tloušťku vrstvy a zastaví se na rozhraní vrstev, kde dojde k přerozdělení napětí do sousední vrstvy. To se potvrdilo přímým pozorováním. Ze znalosti módu poškození a namáhání v okamžiku poškození lze navíc zpětně dopočítat pevnosti složek laminátu. Ty lze jiným způsobem získat velmi těžko, např. experimentální zkouškou vzorků odlitých přímo z matrice, ale takové výsledky nemusí být vždy platné, protože mechanické vlastnosti matrice odlité do zkušební vzorku mohou být jiné než vlastnosti matrice jako součásti kompozitu.

Dalším přínosem jsou dosažené experimentální výsledky. Ty byly publikovány zejména v [74], [73], [72] Bylo zjištěno, že experimentální výsledky mají poměrně velký rozptyl a je proto třeba striktně dodržovat správné experimentální postupy a disponovat vhodným přístrojovým vybavením. V případě použití nevhodného přístrojového vybavení nejsou výsledky průkazné. Důležité je také volit odpovídající způsob namáhání zkušebních

vzorků. Zkušenosti autora s ohybovým namáháním zkušebních vzorků a s materiály C/E a WFRP E-glass/epoxy jsou popsány v kapitole 4 a byly publikovány v [3], [4], [5], [6], [7], [58].

Důležitým poznatkem z experimentální části práce je paralela mezi postupným poškozováním laminátu při kvazi-statickém zatěžování a cyklickém zatěžování s konstantní amplitudou síly a součinitelem nesouměrnosti cyklu. V prvním případě se poškození tvoří vlivem vzrůstajícího zatížení, ve druhém případě vlivem cyklického zatěžování. Přes rozdílné mechanismy vzniku jsou módy poškození u statického i únavového poškozování stejné a stejný je i vztah mezi hustotou poškození a zbytkovými mechanickými vlastnostmi. Toho může být využito k redukci počtu únavových zkoušek nutných k získání vstupních parametrů výpočetních modelů. Některé únavové zkoušky mohou být nahrazeny kvazi-statickými zkouškami. Z pozorovaného jevu, že se nové poškození při cyklickém zatěžování tvoří, aniž by rostlo zatížení, lze vyvodit, že materiálové pevnostní vlastnosti složek laminátu degradují vlivem cyklického zatěžování. Toho bylo využito i při numerické simulaci.

V průběhu experimentů byla monitorována i hustota poškození, konkrétně trhlinek v matici. Porovnáním průběhů nárůstu jejich hustoty v závislosti na deformaci pro vrstvy s orientací vláken 45°, 60° a 90° bylo zjištěno, že rychlost nárůstu nezávisí jen na orientaci vláken, ale i na tloušťce vrstvy. To se prokázalo i při numerické simulaci.

Dalším poznatkem experimentálního měření bylo, že i při relativně malých rozkmitech napětí (řádově 50% meze pevnosti v tahu) je životnost zkoušených laminátů nižší než 100.000 zátěžných cyklů. Na hladině zatížení 85% tahové pevnosti je životnost pouze v řádu stovek cyklů. Předkládaná práce se sice zbytkovou pevností laminátu nezabývá, ale z dosažených experimentálních výsledků je patrné, že by předpověď zbytkové pevnosti stejně jako iniciace a šíření delaminace měly být předmětem dalšího bádání.

Při vyhodnocování experimentálních dat bylo konstatováno, že by další postup bádání měl směřovat směrem k provedení dalších experimentálních zkoušek a rozšíření souboru experimentálních dat tak, aby mohly být reprezentovány pomocí statistických veličin tak, jak je to běžné u únavových zkoušek. Zejména by bylo vhodné provést větší počet únavových zkoušek v oblasti nižších namáhání, aby mohla být spolehlivě identifikována funkce $d(N, N_{x,a})$ v rovnici (59).

Přínosem v oblasti numerického modelování postupného poškozování je beze sporu použití více-škálového přístupu. Přístupy založené na empirických vztazích nebo na homogenizaci poškozování např. metodami mechaniky kontinua vyžadují velké soubory experimentální vstupních dat, protože zpravidla nepracují se skutečnými módy poškozování. Naopak mikro mechanický přístup popsaný v podkapitole 3.5 sice modeluje reálné módy poškozování, ale k modelování využívá koncept jednotkové buňky (RVE), který předpokládá periodicitu rozložení napětí na úrovni vlákno-matrice a zároveň i periodicitu poškozování. Jak je ale ukázáno v podkapitole 6.2, periodičita je porušena vznikem prvního poškozování. To se potvrdilo i experimentálním měřením, poškozování nevzniká zároveň a stejně v každém místě laminátu, ale projevuje se náhlým vznikem izolovaných trhlin, jejichž hustota se postupně zvyšuje. Předkládaná práce navrhuje

více-škálový přístup, kdy je pro první porušení vrstvy použit mikro model na úrovni vlákno-matrice. Tento model je možné použít do okamžiku prvního poškození, protože platí předpoklad periodicity. Tento způsob predikce prvního poškození vrstvy má oproti klasickým pevnostním kritériím pro laminu (jako je např. Kritérium maximální deformace, Hashinovo kritérium nebo Tsai-Wu kritérium) tu výhodu, že zároveň s kritickým zatížením laminy dokáže určit i mód prvního poškození a jeho rozvoj v rámci laminy –viz Tabulka 10 a Obr. 88. Pro predikci rozvoje postupného poškození po iniciaci první trhliny byl navržen meso model, který je detailně popsán v oddíle 6.2.2. Pro předpověď vlivu poškození laminátu na mechanické vlastnosti celého laminátu byl opět použit podobný meso model, detailně popsáný v oddílu 6.2.4. Pro mikro i meso modely byla použita metoda konečných prvků. To umožní aplikaci nelineárních materiálových modelů pro matici a případně i pro vlákno. Protože primárním cílem práce bylo predikovat rozvoj poškození, nikoliv deformační odezvu, byly v této práci pro redukci výpočetní náročnosti použity lineární modely materiálu pro vlákno i matici. Použití nelineárních modelů materiálu je ale vhodným námětem pro případný další postup bádání. Hlavním přínosem popsáného přístupu je spojení poškození laminy na úrovni vlákno-matrice, poškození na úrovni laminy a následně nárůst hustoty poškození v každé lamině laminátu a vliv tohoto poškození na globální mechanické vlastnosti celého laminátu. Je modelována přímo struktura včetně rozvíjejícího se poškození a je tedy zcela eliminována nutnost homogenizace poškození např. změnou materiálového modelu. Navržený více-škálový přístup byl publikován v [71], [75].

Hlavním směrem dalšího postupu v bádání by podle autora práce mělo být další zkoumání a prohlubování analogie postupného poškození při kvazi-statickém zatěžování a únavového poškození při cyklickém zatěžování s cílem co nejvíce redukovat potřebná vstupní data do výpočetních analýz, která nelze získat jinak než nákladnými únavovými zkouškami, a některé z těchto zkoušek nahradit kvazi-statickými zkouškami. Hlavním přínosem by pak bylo razantní snížení nákladů a podstatné zlepšení dostupnosti výpočetní predikce poškození laminátů při cyklickém zatěžování pro vědeckou i inženýrskou praxi.

Závěr

Disertační práce se zabývá postupným poškozováním laminátů vyztužených dlouhými orientovanými vlákny při kvazi-statickém a cyklickém zatěžování s konstantní amplitudou síly se zaměřením na tvorbu příčných trhlinek v matrici. Hlavní část prací byla zaměřena na skelný netkaný laminát s výztuhou Interglas 92145 (E-sklo) a epoxydovou matricí.

Na základě provedené kritické rešerše současného stavu problematiky v oblasti experimentálního a výpočetního posuzování postupného a únavového poškozování dlouhovláknových vrstvených laminátů bylo zjištěno, že stávající metody založené na homogenizaci poškozování spoléhají na rozsáhlé soubory experimentálních výsledků. Tyto metody totiž zpravidla neberou v potaz skutečné módy poškozování, ale pouze změny mechanické odezvy celého laminátu. Experimentální výsledky lze proto obtížně zobecnit na laminát s obecnou skladbou. Získání velkého množství experimentálních výsledků v oblasti cyklického zatěžování a únavového poškozování je ale velmi finančně i časově náročné. Tradiční metody hodnocení únavy založené na S-N křivkách nelze použít u anizotropních materiálů vůbec kvůli rozdílným mechanismům poškozování. Jako nejperspektivnější se na základě provedené kritické rešerše jeví mikro mechanický přístup modelování postupného a únavového poškozování. Ten totiž modeluje skutečný mód poškozování laminátu na mikro úrovni, tj. na úrovni vlákno-matrice. To umožní vyjádřit poškozující parametr jako invariantní veličinu (např. pevnost matrice), která není závislá na sklonu vláken v lamině. To umožní zobecnění experimentálních výsledků získaných na laminátu s určitým sklonem vláken pro lamináty s jiným sklonem vláken a jinou skladbou. V předkládané práci je mikro mechanický přístup modelování doplněn modelováním poškozování na úrovni vrstvy laminátu (meso úroveň).

Byly provedeny statické a únavové zkoušky laminátových vzorků z materiálu E-glass/epoxy s různými orientacemi vláken a skladbami laminátu s cílem získat napěťově deformační odezvu při kvazi-statickém zatěžování a závislost zbytkové tuhosti laminátových vzorků na počtu zátěžných cyklů na dané hladině zatížení při míjivém zatěžování s konstantní amplitudou zatěžující síly. Výsledky experimentálních zkoušek potvrdily, že na rozdíl od konvenčních homogenních materiálů je poškozování kompozitu rozprostřeno do celého exponovaného objemu materiálu. Napěťově deformační odezva laminátů vykazovala silně nelineární chování způsobené rozvojem poškozování, zejména u laminátů se skladbou $[\pm 60]_S$ a $[0/90_2/\pm 45/90]_S$, u nichž docházelo k masivnímu rozvoji příčných trhlinek v matrici. Výsledky únavových zkoušek vyjádřené poklesem zbytkové tuhosti v závislosti na počtu zátěžných cyklů prokázaly předpokládaný charakter kumulace poškozování. V počátku cyklického zatěžování docházelo u všech vzorků k prudkému poklesu zbytkové tuhosti, který se řádově po stovkách zátěžných cyklů změnil v pomalý a postupný pokles zbytkové tuhosti. Zajímavým poznatkem experimentálního měření bylo, že i při relativně malých rozkmitech napětí je životnost

zkoušených laminátových vzorků poměrně malá, dochází tedy k velkému poklesu zbytkové tuhosti.

Při statických i únavových zkouškách byl zároveň monitorován rozvoj poškození, tj. módy poškozování a hustota poškození. Bylo použito přímého optického pozorování pomocí instalované mikrokamery. Bylo zjištěno, že převažujícím módem při kvazi-statickém zatěžování i v počáteční fázi cyklického zatěžování je tvorba příčných trhlinek v matrici u lamin se sklonem vláken větším než 30° . Zároveň bylo zjištěno, že tvorba trhlinek není spojitým procesem, ale jedná se o souslednost diskrétních událostí rozprostřených do celého exponovaného objemu laminátu. Dále bylo zjištěno, že rozvoj trhlinek v matrici nezávisí jen na sklonu vláken v lamině, ale i na tloušťce vrstvy. Dalším důležitým poznatkem je, že k rozvoji poškození dochází při cyklickém zatěžování i pokud se nezvyšuje hladina zatěžující síly. To znamená, že materiálové vlastnosti složek kompozitu degradují vlivem cyklického zatěžování. Důkazem je experimentální pozorování, že dochází k rozvoji poškození i na nízkých hladinách zatížení, které by v případě kvazi-statického zatěžování žádné poškození nevyvolalo. Zajímavým zjištěním dále bylo, že módy poškození laminátu s danou skladbou jsou stejné v případě kvazi-statického poškozování i únavového poškozování. Z toho lze usoudit na analogii mezi poškozováním laminátu při kvazi-statickém zatěžování a poškozováním laminátu při cyklickém zatěžování s konstantní amplitudou zatěžující síly.

Na základě experimentálně zjištěných módů poškozování byl navržen více-škálový způsob výpočetní simulace poškození laminátu na úrovni vrstvy a rozvoje postupného a únavového poškození se zaměřením na trhlinky v matrici. Trhlinky v matrici jsou příčinou změny tuhosti materiálu a mohou být příčinou iniciace delaminace, která může následně vést k fatálnímu porušení konstrukce. Zásadní výhodou navrženého přístupu je, že modeluje skutečné módy poškozování na základě invariantních poškozujících parametrů (pevnost matrice, míra uvolněné deformační energie SERR). Zcela se tedy vyhýbá homogenizaci poškození.

Mikro mechanický přístup popsáný v podkapitole 3.5 sice modeluje reálné módy poškození, ale k modelování využívá koncept jednotkové buňky (RVE), který předpokládá periodicitu rozložení napětí na úrovni vlákno-matrice a zároveň i periodicitu poškození. Periodicita struktury je ale porušena vznikem prvního poškození. To se potvrdilo i experimentálním měřením. Poškození nevzniká zároveň a stejně v každém místě laminátu, ale projevuje se náhlým vznikem izolovaných trhlin, jejichž hustota se postupně zvyšuje. V navrženém více-škálovém přístupu je pro první porušení vrstvy použit mikro model na úrovni vlákno-matrice. Tento model je možné použít do okamžiku prvního poškození, protože platí předpoklad periodicity. Pro predikci rozvoje postupného poškozování po iniciaci první trhliny byl navržen meso model, který modeluje rozvoj poškození na úrovni laminy. Pro předpověď vlivu poškození laminátu na mechanické vlastnosti celého laminátu byl opět použit podobný meso model, který určuje zbytkovou tuhost jednotlivých lamin v průběhu postupného poškozování. Pro mikro i meso modely byla použita metoda konečných prvků. To umožní aplikaci nelineárních materiálových modelů pro matrici a případně i pro vlákno. Protože primárním cílem práce bylo predikovat rozvoj poškození, nikoliv

deformační odezvu, byly v této práci pro redukci výpočetní náročnosti použity lineární modely materiálu pro vlákno i matrici. Hlavním přínosem popsaného přístupu je propojení poškození laminy na úrovni vlákno-matrice, poškození na úrovni laminy a následně nárůst hustoty poškození v každé lamině laminátu a vliv tohoto poškození na globální mechanické vlastnosti celého laminátu. Cíle disertační práce vyjmenované v kapitole 2 byly splněny.

Seznam použité literatury

- [1] Laš, V., 2008. *Mechanika kompozitních materiálů*. Plzeň: Západočeská univerzita v Plzni.
- [2] Nettles, A. T., 1994. *Basic Mechanics of Laminated Composite Plates*. NASA Reference Publication 1351 editor MSCF, Alabama: National Aeronautics and Space Administration
- [3] Laš, V., Měšťánek, P., Kottner, R., Kroupa, T., Zemčík, R., 2008. Composite material properties degradation induced by the cyclic loading. *Computational Mechanics 2008, Extended Abstracts*, pp. 1-2.
- [4] Laš, V., Měšťánek, P. & Rustamov, A., 2010. Change of composite stiffness under cyclic loading. *Metalurgija*, 49(2), pp. 366-370.
- [5] Měšťánek, P. & Laš, V., Růžička, M., 2009. Změna mechanických vlastností kompozitového materiálu při cyklickém zatěžování. *Mechanika kompozitních materiálů a konstrukcí 2009*, pp. 50-55.
- [6] Laš, V., Měšťánek, P. & Rustamov, A., 2010. Degradation of Mechanical Properties of Composite Caused by Cyclic Loading. *Proceedings of 48th International Scientific Conference Experimental Stress Analysis 2010*, pp. 225-232.
- [7] Laš, V., Měšťánek, P., Hraška, M. & Cagáň, J., 2011. Mechanical properties degradation of a glass fibre laminates under cyclic tension. *Proceedings : 49th international scientific conference : Experimental stress analysis 2011*, pp. 183-190.
- [8] Kottner, R., 2007. *Spojování kompozitních a strojních částí z hlediska tuhosti a pevnosti*. Disertační práce editor Plzeň: Západočeská univerzita v Plzni.
- [9] Mao, H. & Mahadevan, S., 2002. Fatigue damage modelling of composite materials. *Composite Structures*, Issue 58, p. 405–410.
- [10] Van Paepegem, & Degrieck, J.W., 2002. A new coupled approach of residual stiffness and strength for fatigue of fibre-reinforced composites. *International Journal of Fatigue*, Issue 24, pp. 747-762.
- [11] Muc, A., 2000. Design of composite structures under cyclic loads. *Computers and Structures*, Issue 76, pp. 211-218.
- [12] Tang, R., Guo Y.-J., Weitsman. Y. J., 2004. An appropriate stiffness degradation parameter to monitor fatigue damage evolution composites. *International Journal of Fatigue*, Issue 26, pp. 421-427.
- [13] Harris, Ch. E., 1998. Damage Evaluation by Laminate Deply. *Manual on Experimental Methods for Mechanical Testing of Composites*. C.H. Jenkins, editor, Section V, Chapter 23.
- [14] Mouritz, A. P., 2003. Non-destructive evaluation of damage accumulation. *Fatigue in Composites*. Cambribge, UK: Woodhead Publishing Ltd., Bryan Harris, editor, Chapter 8.
- [15] Kline, R. A., 1998. Acoustic emission in composites. *Manual on Experimental Methods for Mechanical Testing of Composites*. C.H. Jenkins, editor, Section V, Chapter 20.
- [16] Steinberger, R., Valadas Lektal, T.I., Ladstätter, E., Pinter G., Billinger W., Lang R.W, 2006. Infrared thermographic techniques for non-destructive damage characterization of carbon fibre reinforced polymers during tensile fatigue testing. *International Journal of Fatigue*, Issue 28, pp. 1340-1347.

- [17] Jenkins, C. H., 1998. Damage detection in composites using Dynamic Response. *Manual on Experimental Methods for Mechanical Testing of Composites*. C.H. Jenkins, editor, Section V, Chapter 20.
- [18] Highsmith, A.L., 1998. Edge Replication for Laminated Composites. *Manual on Experimental Methods for Mechanical Testing of Composites*. C.H. Jenkins, editor, Section V, Chapter 25.
- [19] Larrosa, C., Chang, F.-K., 2013. Monitoring transverse matrix cracking in composite laminates using ultrasonic guided waves. *Proceedings, 9th International Workshop on Structural Health Monitoring*.
- [20] Tay, T. E., 2010. *Computational Progressive Failure of Composite Structures*. presentation at Composite Design Workshop II, Stanford Aero & Astro Dept.
- [21] Montesano, J., Behdian, K., Fawaz, Z., Poon, Ch., 2010. Considerations for Progressive Damage in Fiber-Reinforced Composite Materials Subject to Fatigue. *D.J.K. Mewhort et al. (Eds.): HPCS 2009*, Issue LNCS 5976, p. 148–164.
- [22] Harris, B., 2003. A historical review of the fatigue behaviour of fibre-reinforced plastics. *Fatigue in Composites*. Cambridge, UK, Woodhead Publishing Ltd., Bryan Harris, editor Chapter 1.
- [23] Beament P. W. R., Harris. B., 1972. The effect of environment and fatigue and crack-propagation in carbon-fibre reinforced epoxy resin. *Proceedings of an International Conference on Carbon Fibres: Their Composites and Applications (Plastics Institute, London)*, pp. 283-291.
- [24] Owen M. J., M. S., 1972. *Proceedings of an International Conference on Carbon Fibres: Their Composites and Applications (Plastics Institute, London)*, pp. 292-302.
- [25] Růžička, M., Hanke, M. & Rost, M., 1989. *Dynamická pevnost a životnost*. Praha: ČVUT.
- [26] Dharan, C., Fatigue failure mechanisms in a unidirectional reinforced composite material. *Fatigue of composite materials*, Issue ASTM STP 569, American Society of Testing and Materials, pp. 171-188.
- [27] Talreja, R., 2008 . Damage and fatigue in composites – A personal account. *Composite Science and Technology*, Issue xxx, pp. xxx-xxx.
- [28] Gamstedt, E. K. & Talreja, R., 1999. Fatigue damage mechanisms in unidirectional carbon-fibre-reinforced plastics. *Journal of Materials Science*, Issue 34, pp. 2535-2546.
- [29] Howe, J. & Owen, M., 1972. Accumulation of damage in a glass-reinforced plastic under tensile and fatigue loading. *Proceedings of the Eight International Reinforced Plastics Congress, British Plastics Federation, London*, pp. 137-148.
- [30] Post, N., Case, S. & Lesko, J., 2008. Modeling the variable amplitude fatigue of composite materials: A review and evaluation of the state of the art for spectrum loading. *International Journal of Fatigue*, Issue 30, pp. 2064-2086.
- [31] Heaumont, P., 2003. Physical modelling of damage development in structural composite materials under stress. V: e. Bryan Harris, editor *Fatigue in Composites*. Cambridge, UK: Woodhead Publishing Ltd., pp. Chapter 13, pp. 365 – 412.
- [32] Van Paepegem, W. & Degrieck, J., 2003. Modelling damage and permanent strain in fibre-reinforced composites under in-plane fatigue loading. *Composites Science and Technology*, Issue 63, pp. 677-694.

- [33] Halverson, H., Curtin, W. & Reifsnider, K., 1997. Fatigue life of individual composite specimens based on intrinsic fatigue behavior. *International Journal of Fatigue*, pp. 269-277.
- [34] Van Paepegem, W. & Degrieck, J., 2005. Simulating damage and permanent strain in composites under in-plane fatigue loading. *Computers and structures*, Issue 83, pp. 1930-1942.
- [35] Van Paepegem, W. & Degrieck, J., 2001. Fatigue degradation modeling of plain woven glass/epoxy composites. *Composites: Part A*, Issue 32, pp. 1433-1441.
- [36] De Baere, I., Van Paepegem, W. & Degrieck, J., 2008. Comparison of different setups for fatigue testing of thin composite laminates in bending. *International Journal of Fatigue*, Issue (Article in press).
- [37] Subramanian, S., Reifsnider, K. & Stinchcomb, W., 1995. A cumulative damage model to predict the fatigue life of composite laminates including the effect of a fibre-matrix interphase. *International Journal of Fatigue*, Issue 17, pp. 343-351.
- [38] Talreja, R., 1985. A continuum mechanics characterization of damage in composite materials. *Proceedings Royal Society London*, A399, pp. 195-216.
- [39] Ha, S., Jin, K., Huang, Y. & Tsai, S. W., 2010. *MMF based Fatigue life Prediction of Laminated Composites*. presentation at Composite Design Workshop II, Stanford Aero & Astro Dept.
- [40] Sun, C. & Vaidya, R., 1996. Prediction of Composite Properties from a Representative Volume Element. *Comp. Sci. Tech*, Issue 56, p. 171-179.
- [41] Jin, K., Huang, Y., Lee, Y. & Ha, K., 2008. Distribution of Micro Stresses and Interfacial Traction in Unidirectional Composites. *Strength and Life of Composites*. Chapter 1. Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, Stephen W. Tsai, editor
- [42] Talreja, R., 1996. A synergistic damage mechanics approach to durability of composite system. *Progress in durability analysis of composite systems*, Cardon AH et al., editors, pp. 117-129.
- [43] Shahid, M. M. I., 1993. *Progressive Failure Analysis of Laminated Composites Subjected to In-Plane Tensile and Shear Loads*. Dissertation Thesis, Stanford, CA: Stanford University.
- [44] Zemčík, R., Laš, V. & Měšťánek, P., 2006. Numerical and experimental analysis of delamination of unidirectional composite material. *Proceedings of 5th International congress of Croatian society of mechanics*, pp. 1-8.
- [45] Měšťánek, P., 2006. *Numerická simulace poškození laminátu mezi vrstvami*. Bakalářská práce editor Plzeň: Západočeská univerzita v Plzni.
- [46] Chang F-K, Larrosa C, Janapti V, Roy S, Lonkar K., 2008. *A robust health management system for composite airframe structures*. NRA Final Report to National Aeronautics and Space Administration (NASA), Stanford, Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University.
- [47] Laš, V., Zemčík, R. & Měšťánek, P., 2006. Numerical simulation of composite delamination with the support of experiment. *Acta Mechanica Slovaca*, 10(1), pp. 303-308.
- [48] Měšťánek, P., 2013. *Experimental strain measurement*. Stanford: interní zpráva Structures and Composites Laboratory, Stanford University.

- [49] Ha, K.S., Huang, Y. & Jin, K. K., 2008. Effects of Fiber Arrangement on Mechanical Behavior of Unidirectional Composites. S. W. Tsai, editor *Strength and Life of Composites*. Stanford, Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, Chapter 2.
- [50] Ha, K.S., Jin, K. K. & Huang, Y., 2008. Micro-Mechanics of Failure (MMF) for Continuous Fiber reinforced Composites. S. W. Tsai, editor *Strength and Life of Composites*. Stanford, Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, Chapter 3.
- [51] Camanho, P. P., Mayugo, A. J., Maimí, P. & Dávila, C. G., 2006. A Micromechanics-Based Damage Model for the Strength Prediction of Composite Laminates. *Proceedings of III. European conference on computational mechanics*.
- [52] Tay, T-E., Liu, G., Sun, X., Ridha, M., Tan, V., Pham D.C., Pham, T.H.T., 2010. *Computational Progressive Failure of Composite Structures*. místo neznámé: presentation at Composite Design Workshop II, Stanford Aero & Astro Dept.
- [53] Ha, S., Jin, K. K. & Huang, Y., 2008. Life Prediction of Composites using MMF and ATM. S. W. Tsai, editor *Strength and Life of Composites*. Stanford, Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, Chapter 7.
- [54] Sihn, S. & Park, J., 2008. MAE: An Integrated Design Tool for Failure and Life Prediction of Composites. S. W. Tsai, editor *Strength and Life of Composites*. Stanford, Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, Chapter 6
- [55] Liu, P. F., Chu, J. K., Hou, S. J. & Zheng, J. Y., 2012. Micromechanical damage modeling and multiscale progressive failure analysis of composite pressure vessel. *Computational Materials Science*, Issue 60, pp. 137-148.
- [56] ASTM D3479, *Standard Test Method for Tension-Tension Fatigue of Polymer Matrix Composite Materials*, ASTM Standard D 3479/D 3479M – 96 (Reapproved 2002).
- [57] Cabrnok, B., 2005. *Pokles tuhosti kompozitních materiálů při únavovém zatížení*. Disertační práce FS. Praha, ČVUT Praha.
- [58] Laš, V., Měšťánek, P. & Rustamov, A., 2009. Change of composite stiffness under cyclic loading. *Modelling of the mechanics and mechatronics systems*, pp. 285-289.
- [59] Rustamov, A., 2009. *Change of mechanical properties of composite under cyclic loading*. diplomová práce KME FAV Plzeň: ZČU v Plzni.
- [60] Mallick, P., 2007. *Fiber-reinforced composites Materials, Manufacturing and Design*. Taylor and Francis Group, LLC.
- [61] Král, M., 2012. *Vliv cyklického zatěžování na mechanické vlastnosti kompozitů*. diplomová práce FS ČVUT, Praha, ČVUT v Praze.
- [62] ASTM D3039, *Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials*, ASTM Standard D 3039/D 3039M – 00.
- [63] Adams, D., 2012. *Unidirectional composite axial tensile specimens*. [Online] Available at: <http://www.compositesworld.com/articles/unidirectional-composite-axial-tensile-specimens>
- [64] Zabihpoor, M. & Adibnazari, S., 2007. A Micromechanics Approach for Fatigue of Unidirectional Fibrous Composites. *Iranian Polymer Journal*, 4(16), pp. 219-232.

- [65] Ladevése, P., Lubineau, G., Violeau, D. & Marsal, D., 2006. A Computational Damage Micromodel for Laminate Composites. *Solid Mechanics and its Applications*, Svazek 135, pp. 1-12.
- [66] Henaff-Gardin, C. & Lafarie-Frenot, M.C., 2002. The use of a characteristic damage variable in the study of transverse cracking development under fatigue loading in cross-ply laminates. *International Journal of Fatigue*, Issue 24, pp. 389-395.
- [67] Barbero, E.J., Sgambitterra, G., Adumitroaiea, A. & Martineza, X., 2011. A discrete constitutive model for transverse and shear damage of symmetric laminates with arbitrary stacking sequence. *Composite Structures*, 93(2), pp. 1021-1030.
- [68] Nairn, J., 2000. *Matrix Microcracking in Composites*. [Online] Available at: <http://forestry.oregonstate.edu/cof/wse/faculty/Nairn/papers/CoComMat.pdf>
- [69] Huang, Z., 2002. Micromechanical modeling of fatigue strength of unidirectional fibrous composites. *International Journal of Fatigue*, Issue 24, pp. 659-670.
- [70] Degrieck, J. & Van Paepegem, W., 2001. Fatigue damage modelling of fibre-reinforced composite materials: Review. *Appl. Mech. Rev.*, Issue 54, pp. 279-300.
- [71] Měšťánek, P. & Laš, V., 2013. MODELING OF MICRO-DAMAGE OF E-GLASS/EPOXY COMPOSITE. *21st International Conference on Materials and Technology, Book of Abstracts*, p. 1.
- [72] Měšťánek, P., 2014. Stress-controlled Fatigue Testing of E-glass Epoxy Composite. *52nd Conference on Experimental Stress Analysis 2014*, pp. 1-8.
- [73] Měšťánek, P. L. V., 2014. Stress-controlled Fatigue Testing of E-glass Epoxy Composite. *Experimental Stress Analysis 2014, Book of Extended Abstracts*, pp. 79-80.
- [74] Měšťánek, P., in press. Stress-controlled Fatigue Testing of E-glass Epoxy Composite: Monitoring of Micro-damage. *Proceedings Applied Mechanics and Materials*, pp. 1-4.
- [75] Měšťánek, P. & Laš, V., in press. Modeling of Micro-damage of E-glass/epoxy Composite. *International Journal of Engineering Research and Technology*, 3(07), pp. 1-7.

Seznam všech publikovaných i nepublikovaných prací

Publikované práce

- [1] Laš, V., Zemčík, R. & Měšťánek, P., 2006. Numerical simulation of composite delamination with the support of experiment. *Acta Mechanica Slovaca*, 10(1), pp. 303-308. ISSN 1335-2393
- [2] Zemčík, R., Laš, V. & Měšťánek, P., 2006. Numerical and experimental analysis of delamination of unidirectional composite material. *Extended abstracts of the 5th International congress of Croatian society of mechanics*, pp. 119-120. ISBN 953-96243-8-X
- [3] Zemčík, R., Laš, V. & Měšťánek, P., 2006. Numerical and experimental analysis of delamination of unidirectional composite material. *Proceedings of 5th International congress of Croatian society of mechanics*, pp. 1-8. ISBN 953-96243-9-8

Publikované práce v průběhu doktorského studia

- [4] Měšťánek, P., 2008. Low cycle fatigue analysis of a last stage steam turbine blade. *Applied and Computational Mechanics 2*, pp. 71-82. ISSN: 1802-680X
- [5] Měšťánek, P., 2008. Low cycle fatigue analysis of a last stage steam turbine blade. *Computational Mechanics 2008, Extended Abstracts*, pp. 1-2. ISBN: 978-80-7043-712-4
- [6] Laš, V., Měšťánek, P., Kottner, R., Kroupa, T., Zemčík, R., 2008. Composite material properties degradation induced by the cyclic loading. *Computational Mechanics 2008, Extended Abstracts*, pp. 1-2. ISBN: 978-80-7043-712-4
- [7] Měšťánek, P., 2008. Sensitivity analysis of a fatigue life prediction: application to a steam turbine blade. *The 2nd Young Researchers Conference on Applied Sciences*, pp. 25-30. ISBN: 978-80-7043-698-1
- [8] Měšťánek, P., 2008. Vliv volby materiálového modelu na predikovanou životnost závěsu turbinové lopatky. *Výpočty 2008*, pp. 74-85. ISBN: 978-80-7043-735-3
- [9] Měšťánek, P., 2008. Životnost stromečkového závěsu NT lopatky. *Parní turbíny a jiné turbostroje 2008*, pp. 1-10.
- [10] Měšťánek, P. & Laš, V., 2008. Analýza životnosti nízkotlaké lopatky parní turbíny. *Studentská vědecká konference, Sborník abstraktů*, pp. 1-2.
- [11] Měšťánek, P. & Laš, V., Růžička, M., 2009. Změna mechanických vlastností kompozitového materiálu při cyklickém zatěžování. *Mechanika kompozitních materiálů a konstrukcí 2009*, pp. 50-55. ISBN: 978-80-7043-782-7
- [12] Laš, V., Měšťánek, P. & Rustamov, A., 2009. Change of composite stiffness under cyclic loading. *Modelling of the mechanics and mechatronics systems*, pp. 285-289. ISBN: 978-80-553-0288-1

- [13]Měšťánek, P. & Kubín, Z., 2010. Fatigue testing of the fir tree root of a turbine blade. *Proceedings : 48th international scientific conference : Experimental stress analysis 2010.* , pp. 261-268. ISBN: 978-80-244-2533-7
- [14]Laš, V., Měšťánek, P. & Rustamov, A., 2010. Degradation of Mechanical Properties of Composite Caused by Cyclic Loading. *Proceedings of 48th International Scientific Conference Experimental Stress Analysis 2010*, pp. 225-232. ISBN: 978-80-244-2533-7
- [15]Laš, V., Měšťánek, P. & Rustamov, A., 2010. Change of composite stiffness under cyclic loading. *Metalurgija*, 49(2), pp. 366-370. ISSN: 0543-5846
- [16]Laš, V., Měšťánek, P., Hraška, M. & Cagáň, J., 2011. Mechanical properties degradation of a glass fibre laminates under cyclic tension. *Proceedings : 49th international scientific conference : Experimental stress analysis 2011*, pp. 183-190. ISBN: 978-80-214-4275-7
- [17]Měšťánek, P. & Laš, V., 2013. MODELING OF MICRO-DAMAGE OF E-GLASS/EPOXY COMPOSITE. *21st International Conference on Materials and Technology, Book of Abstracts*, p. 1.
- [18]Měšťánek, P., 2014. Stress-controlled Fatigue Testing of E-glass Epoxy Composite. *52nd Conference on Experimental Stress Analysis 2014*, pp. 1-8. ISBN 978-80-231-0377-6
- [19]Měšťánek, P. L. V., 2014. Stress-controlled Fatigue Testing of E-glass Epoxy Composite. *Experimental Stress Analysis 2014, Book of Extended Abstracts*, pp. 79-80. ISBN 978-80-261-0376-9
- [20]Měšťánek, P., in press. Stress-controlled Fatigue Testing of E-glass Epoxy Composite: Monitoring of Micro-damage. *Proceedings Applied Mechanics and Materials*, pp. 1-4.
- [21]Měšťánek, P. & Laš, V., in press. Modeling of Micro-damage of E-glass/epoxy Composite. *International Journal of Engineering Research and Technology*, 3(07), pp. 1-7. ISSN: 2278-0181

Nepublikované práce

- [1] Laš, V., Měšťánek, P. & Janda, P., 2012. Výpočet nízkocyklové únavy. *Výzkumná zpráva pro Hutchinson*.

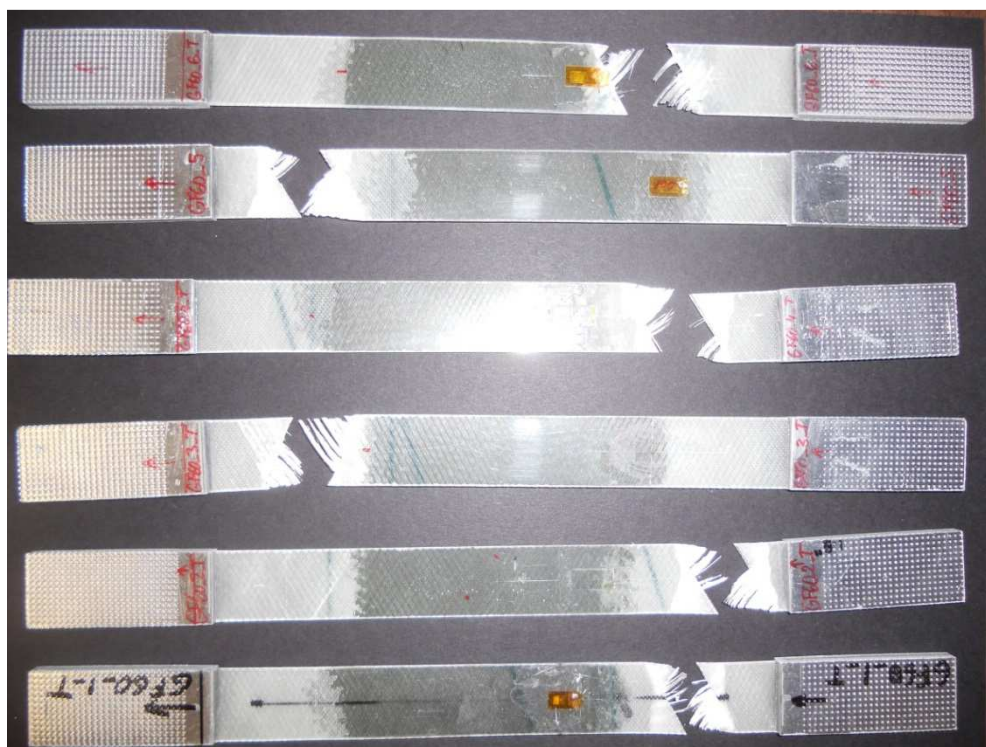
Seznam vystoupení na vědeckých setkáních

- [1] *Computational Mechanics 2008*, Hrad Nečtiny, 3.- 5.11.2008, prezentace příspěvku Low cycle fatigue analysis of a last stage steam turbine blade.
- [2] *Computational Mechanics 2008*, Hrad Nečtiny, 3.- 5.11.2008, prezentace příspěvku Composite material properties degradation induced by the cyclic loading.
- [3] *The 2nd Young Researchers Conference on Applied Sciences 2008*, Plzeň, 11.11.2008, prezentace příspěvku Sensitivity analysis of a fatigue life prediction: application to a steam turbine blade.
- [4] *Výpočty konstrukcí metodou konečných prvků 2008*, Plzeň, 20.11.2008, prezentace příspěvku Vliv volby materiálového modelu na predikovanou životnost závěsu turbinové lopatky.
- [5] *Parní turbíny a jiné turbostroje 2008*, Plzeň, 24.9.2008, prezentace příspěvku Životnost stromečkového závěsu NT lopatky.
- [6] *Studentská vědecká konference 2008*, Plzeň, 21.5.2008, prezentace příspěvku Analýza životnosti nízkotlaké lopatky parní turbíny.
- [7] *Mechanika kompozitních materiálů a konstrukcí 2009*, Břasy-Darová, 12. -13.3.2009, prezentace příspěvku Změna mechanických vlastností kompozitového materiálu při cyklickém zatěžování.
- [8] *48th international scientific conference : Experimental stress analysis 2010*, Velké Losiny, 31.5. – 3.6.2014, prezentace příspěvku Fatigue testing of the fir tree root of a turbine blade.
- [9] *48th international scientific conference : Experimental stress analysis 2010*, Velké Losiny, 31.5. – 3.6.2014, prezentace příspěvku Degradation of Mechanical Properties of Composite Caused by Cyclic Loading.
- [10] *49th international scientific conference : Experimental stress analysis 2011*, Znojmo, 6.6. – 9.6.2011, prezentace příspěvku Mechanical properties degradation of a glass fibre laminates under cyclic tension.
- [11] *21st International Conference on Materials and Technology*, Portorož, Slovinsko, 13. – 15.11.2013, prezentace příspěvku MODELING OF MICRO-DAMAGE OF E-GLASS/EPOXY COMPOSITE
- [12] *52nd Conference on Experimental Stress Analysis 2014*, Mariánské lázně, 1.6.-3.6.2014, prezentace příspěvku (poster) Stress-controlled Fatigue Testing of E-glass Epoxy Composite: Monitoring of Micro-damage.
- [13] Letní škola Mechaniky kompozitních materiálů a konstrukcí, Jičín, 10.-13.9.2013, **vyzvaná přednáška** na téma Mikromechanická analýza únavového poškození kompozitů

Porušené vzorky po experimentálním zkoušení



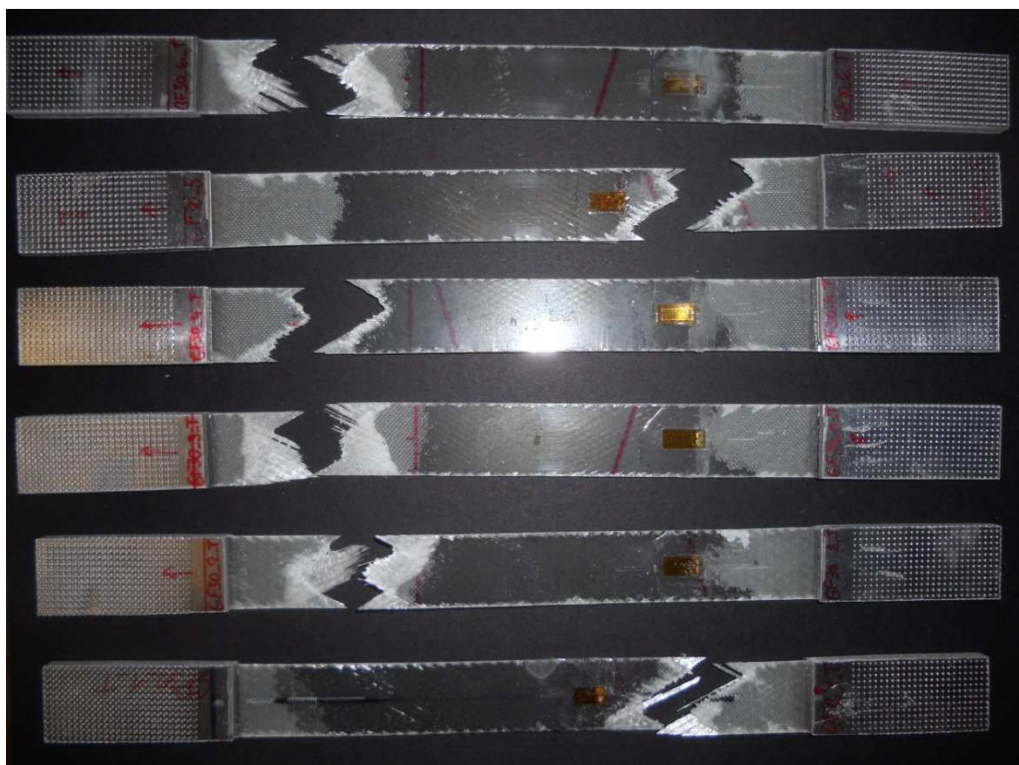
Obr. A. 1 Porušené vzorky [-60,60]_s po tahové zkoušce



Obr. A. 2 Porušené vzorky [-60,60]_s po únavové zkoušce



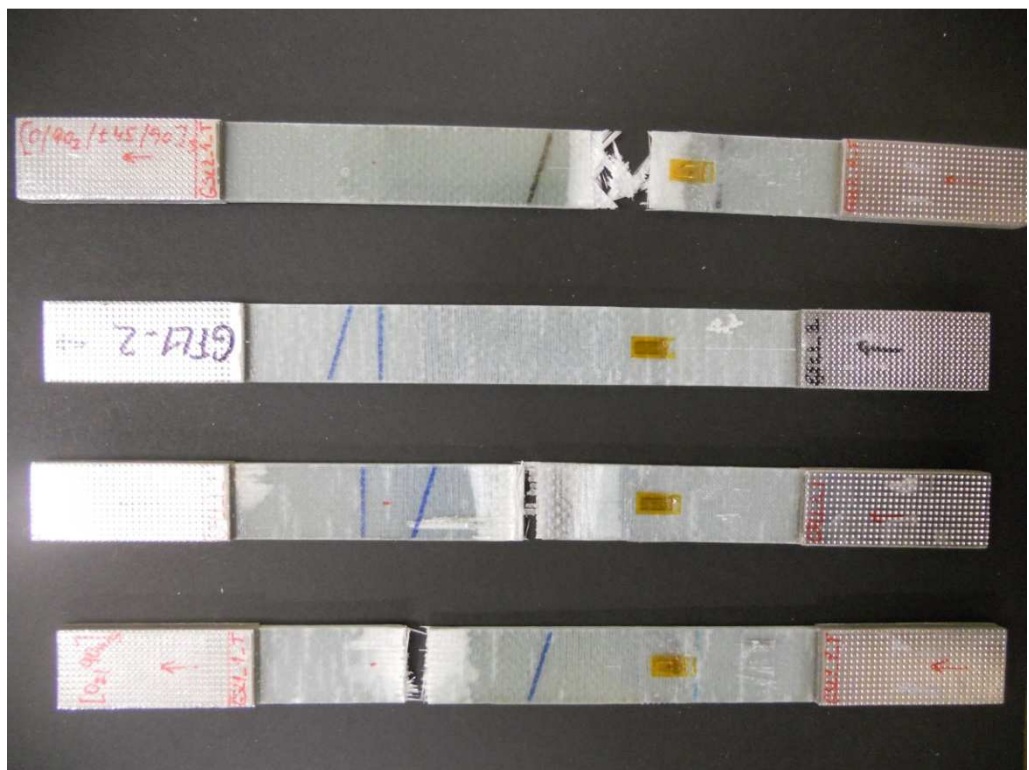
Obr. A. 3 Porušené vzorky [-30,30]_s po tahové zkoušce



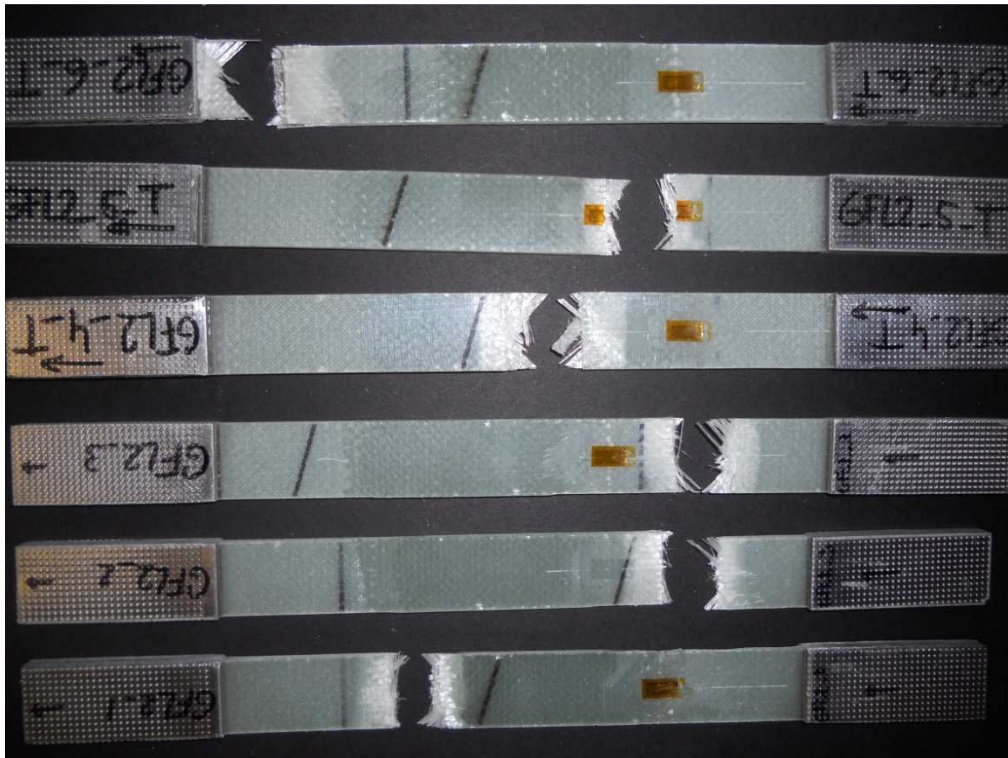
Obr. A. 4 Porušené vzorky [-30,30]_s po únavové zkoušce



Obr. A. 5 Porušené vzorky $[0^{\circ}]_8$ po tahové zkoušce



Obr. A.6 Porušené vzorky $[0_2/90_4]_s$ po únavové zkoušce



Obr. A.7 Porušené vzorky $[0/90_2/\pm 45/90]_s$ po únavové zkoušce