



Aplikace pevnostních kritérií pro dlouhovláknenné kompozitní materiály na případu letecké vzpěry

Diplomová práce

Studijní program:

N3901 Aplikované vědy v inženýrství

Studijní obor:

Aplikované vědy v inženýrství

Autor práce:

Bc. Václav Vomáčko

Vedoucí práce:

doc. Ing. Petr Šidlof, Ph.D.

Ústav nových technologií a aplikované informatiky

Konzultant práce:

Ing. Jan Kolář, Ph.D.

VÚTS a.s.





Zadání diplomové práce

Aplikace pevnostních kritérií pro dlouhovláknenné kompozitní materiály na případu letecké vzpěry

Jméno a příjmení: **Bc. Václav Vomáčko**
Osobní číslo: M18000179
Studijní program: N3901 Aplikované vědy v inženýrství
Studijní obor: Aplikované vědy v inženýrství
Zadávací katedra: Ústav nových technologií a aplikované informatiky
Akademický rok: **2019/2020**

Zásady pro vypracování:

1. Rozbor dlouhovláknenných kompozitních materiálů a vybraných pevnostních kritérií.
2. Výroba zkušebních vzorků a provedení vybraných typů mechanických zkoušek.
3. Počítačové modely experimentálních zkoušek zkušebních vzorků.
4. Aplikace poznatků
 - predikce porušení kompozitní letecké vzpěry na základě počítačového modelu
 - výroba modelu letecké vzpěry a provedení experimentu.
5. Zhodnocení výsledků.

Rozsah grafických prací:
Rozsah pracovní zprávy:
Forma zpracování práce:
Jazyk práce:

dle potřeby
40-50 stran
tištěná/elektronická
Čeština



Seznam odborné literatury:

- [1] ZBONČÁK Radek. *Pevnostní kritéria pro kompozitní materiály*. První vydání. Liberec: VÚTS a.s., 2018. ISBN 978-80-87184-82-0.
[2] LAŠ, Vladislav. *Mechanika kompozitních materiálů*. 2. přepracované vydání. Plzeň: Západočeská univerzita, 2008. ISBN 978-80-7043-689-9.

Vedoucí práce:

doc. Ing. Petr Šidlof, Ph.D.
Ústav nových technologií a aplikované informatiky

Konzultant práce:

Ing. Jan Kolář, Ph.D.
VÚTS a.s.

Datum zadání práce:

9. října 2019

Předpokládaný termín odevzdání:

18. května 2020

prof. Ing. Zdeněk Plíva, Ph.D.
děkan

L.S.

Ing. Josef Novák, Ph.D.
vedoucí ústavu

Prohlášení

Prohlašuji, že svou diplomovou práci jsem vypracoval samostatně jako původní dílo s použitím uvedené literatury a na základě konzultací s vedoucím mé diplomové práce a konzultantem.

Jsem si vědom toho, že na mou diplomovou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb., o právu autorském, zejména § 60 – školní dílo.

Beru na vědomí, že Technická univerzita v Liberci nezasahuje do mých autorských práv užitím mé diplomové práce pro vnitřní potřebu Technické univerzity v Liberci.

Užiji-li diplomovou práci nebo poskytnu-li licenci k jejímu využití, jsem si vědom povinnosti informovat o této skutečnosti Technickou univerzitu v Liberci; v tomto případě má Technická univerzita v Liberci právo ode mne požadovat úhradu nákladů, které vynaložila na vytvoření díla, až do jejich skutečné výše.

Současně čestně prohlašuji, že text elektronické podoby práce vložený do IS/STAG se shoduje s textem tištěné podoby práce.

Beru na vědomí, že má diplomová práce bude zveřejněna Technickou univerzitou v Liberci v souladu s § 47b zákona č. 111/1998 Sb., o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších předpisů.

Jsem si vědom následků, které podle zákona o vysokých školách mohou vyplývat z porušení tohoto prohlášení.

30. května 2020

Bc. Václav Vomáčko

Aplikace pevnostních kritérií pro dlouhovlákné kompozitní materiály na případu letecké vzpěry

Abstrakt

Cílem práce je ověřit funkčnost letecké vzpěry z uhlíkového laminátu. Tento cíl je naplňován v několika krocích. První část práce se věnuje teorii dlouhovlákných kompozitních materiálů se zaměřením na jejich pevnostní kritéria. Jsou provedeny zkoušky tahem, tlakem a ohybem pro tři typy skladby laminátu. Je vytvořena simulace ohybové zkoušky, která je na základě naměřených dat validována a jsou porovnány indexy porušení pevnostních kritérií. V další části je popsána výroba modelu křídla, které je použito ve dvou typech reálných testů, jimž předchází konečněprvková simulace. Mechanismy porušení a odhady zatížení, při kterém dojde k porušení, byly v simulacích dobře predikovány a funkčnost vzpěry byla ověřena.

Klíčová slova: kompozitní materiál, uhlíková vlákna, pevnostní kritérium, MKP, Ansys, měření, vakuová infuze

Abstract

The aim of this thesis is to verify functionality of an airplane strut made of carbon fiber laminate. This goal was achieved in several steps. Firstly, the thesis describes the theory of continuous composite materials with focus on failure criteria. Tensile, compressive and flexural tests are made for three layups of laminate. A simulation of flexural test was performed to validate FEM model with measured values. The results of failure criteria were compared. The next part describes the manufacturing of the airplane strut model, which is used for two types of mechanical tests. Prior to the tests, FEM simulations had been executed. The simulations predicted the failure mechanism correctly and offered good estimation of critical load. The functionality of the airplane strut was verified.

Keywords: composite material, carbon fiber, failure criteria, FEM, Ansys, measuring, vacuum infusion process

Poděkování

Rád bych poděkoval Ing. Janu Kolářovi, Ph.D. za umožnění vzniku této práce a ostatním kolegům z VÚTS, a.s., především z oddělení Výpočtů a modelování a oddělení Měření, za cenné rady a pomoc při měření. Dále děkuji doc. Ing. Petru Šidlofovi, Ph.D. za vedení práce a v neposlední řadě děkuji své rodině a přítelkyni za podporu po celou dobu studia.

Obsah

Seznam zkratek	12
1 Úvod	13
1.1 Projekt Alice	13
2 Dlouhovlákné kompozitní materiály s polymerní matricí	15
2.1 Definice kompozitu	15
2.2 Rozdělení kompozitních materiálů	16
2.3 Dlouhovlákné kompozity	16
2.3.1 Typy vláken	16
2.4 Uspořádání vláken	17
2.5 Typy polymerních matric	18
2.6 Vlastnosti dlouhovlákných kompozitů	19
2.7 Výrobní technologie	19
2.7.1 Ruční laminace	19
2.7.2 Vakuová infuze	20
2.7.3 RTM - Resin Transfer Molding	20
2.7.4 Prepreg a autokláv	20
2.7.5 Ostatní technologie	21
3 Mechanika laminátu	22
3.1 Značení souřadnicových systémů	22
3.2 Materiálové charakteristiky laminátů	22
3.2.1 Anizotropie	22
3.2.2 Objemový podíl vláken	23
3.3 Konstrukční zásady pro skládání vrstev laminátu	24
3.4 Mechanismy porušení laminátů	25
3.4.1 Porušení podélným tahovým namáháním	25
3.4.2 Porušení podélným tlakovým namáháním	25
3.4.3 Porušení příčným tahovým namáháním	26
3.4.4 Porušení příčným tlakovým namáháním	26
3.4.5 Porušování laminátu smykem	26
3.4.6 Delaminace laminátu	26
3.5 Pevnostní kritéria	26
3.6 Rozdělení pevnostních kritérií	28
3.7 Vybraná pevnostní kritéria	28
3.7.1 Kritérium maximálního napětí	29

3.7.2	Kritérium maximální deformace	29
3.7.3	Tsai - Hillovo kritérium	30
3.7.4	Hoffmanovo kritérium	31
3.7.5	Hashinovo kritérium	31
4	Měření mechanických vlastností	33
4.1	Vzorky	33
4.2	Zvolené skladby laminátů	34
4.3	Výroba vzorků	35
4.3.1	Vakuová infuze	35
4.3.2	Objemový podíl vláken ve vyrobených deskách	37
4.3.3	Frézování vzorků	38
4.3.4	Lepení příložek	38
4.4	Zkouška tahem	38
4.4.1	Naměřené hodnoty ze zkoušky tahem	39
4.5	Zkouška tlakem	40
4.6	Zkouška ohybem	42
4.6.1	Naměřené hodnoty ze zkoušky ohybem	42
4.7	Celkový přehled naměřených hodnot	44
5	Simulace ohybové zkoušky	45
5.1	Materiálové vlastnosti	45
5.2	Nastavení modelu	45
5.3	Výstupy ze simulace ohybové zkoušky	47
5.4	Porovnání simulací a mechanických zkoušek	49
6	Výroba křídla	51
6.1	Postup výroby křídla	51
6.2	Výroba closing skinu	52
6.3	Kompletace křídla	52
7	Simulace testu křídla	55
7.1	Simulační model testu křídla	56
7.2	Výsledky simulace testu křídla	59
8	Test křídla	62
8.1	Výsledky testu křídla	63
8.2	Diskuze výsledků testu a simulace křídla	65
9	Simulace testu vzpěry	67
9.1	Simulační model testu vzpěry	67
9.2	Výsledky simulace testu vzpěry	68
9.3	Studie konvergence sítě	70
10	Test vzpěry	73
10.1	Výsledky testu vzpěry	75

10.2	Diskuze výsledků testu a simulace vzpěry	75
11	Závěr	78
11.1	Možný další postup	80
	Použitá literatura	83

Seznam obrázků

1.1	Elektroletadlo Alice na Air Show v Paříži v roce 2019.	14
1.2	Uchycení ocasních ploch k trupu a detail vzpěry na letadle Alice. . .	14
2.1	Typy uspořádání vláken, zleva: jednosměrně orientovaná vlákna (UD - unidirectional), plátňová, keprová a saténová vazba. Převzato z [11].	18
2.2	Schéma ruční laminace. Převzato z [17].	20
3.1	Polární grafy laminátu s jednosměrně orientovanými vlákny (vlevo), laminátu se skladbou $[0, 45, -45, 0]$ (uprostřed) a laminátu se skladbou $[0, 45, 90, -45]$ (vpravo). E_L a E_T jsou moduly pružnosti v tahu v podélném a příčném směru a G_{LT} je modul pružnosti ve smyku. . .	23
3.2	Způsob kladení lamin pro dosažení: symetrického (vlevo), vyváženého (uprostřed) a symetrického vyváženého laminátu (vpravo).	24
3.3	Mezní plochy kritéria maximalního napětí. V grafu vlevo v souřadnicích σ_L, σ_T , v grafu vpravo v souřadnicích σ_T, σ_{LT}	29
3.4	Mezní plochy kritéria maximální deformace pro laminát s jednosměrně orientovanou výztuží. V grafu vlevo v souřadnicích σ_L, σ_T , v grafu vpravo v souřadnicích σ_T, σ_{LT}	30
3.5	Mezní plochy Tsai - Hillova kritéria. V grafu vlevo v souřadnicích σ_L, σ_T , v grafu vpravo v souřadnicích σ_T, σ_{LT}	30
3.6	Mezní plochy Hoffmanova kritéria. V grafu vlevo v souřadnicích σ_L, σ_T , v grafu vpravo v souřadnicích σ_T, σ_{LT}	31
3.7	Mezní plochy Hashinova kritéria. V grafu vlevo v souřadnicích σ_L, σ_T , v grafu vpravo v souřadnicích σ_T, σ_{LT}	32
4.1	Geometrie vzorků pro měření mechanických vlastností: a) tah, b) tlak, c) ohyb.	34
4.2	Zatěžování v podélném směru L (nahore) a v příčném směru T (dole).	34
4.3	Schéma vakuové infuze.	35
4.4	Vlevo: nařezaná UD vlákna. Vpravo: laminační stůl (skleněná tabule) a naskládání UD vláken - Layup 1.	36
4.5	Vlevo: odtrhová vrstva. Vpravo: rozvodná mřížka.	36
4.6	Těsnění, pryskyřice a vývěva s nádobou pro přebytečnou pryskyřici. .	37

4.7	Systém pro vakuovou infuzi. A - laminát, B - utěšňovací kleště, C - nádoba pro přebytečnou pryskyřici, D - vývěva, E - zásoba pryskyřice chlazená vodou.	37
4.8	Kompozitní deska po laminaci, frézování vzorků a obrobené tahové vzorky.	38
4.9	Vlevo: trhací zařízení Instron. A - měřený vzorek, B - siloměrná hlava, C - čelist, D - videoextenzometr. Vpravo: detail tahového vzorku upnutého v čelistech.	39
4.10	Tahová zkouška, vlevo vzorek upnutý v čelistech před zkouškou a vpravo porušený po provedené zkoušce.	39
4.11	Porušené vzorky laminátu z plátňové tkaniny - L2.	40
4.12	Tahové diagramy vzorků L2.	41
4.13	Čelisti pro zkoušku tlakem. A - měřený vzorek, B - tlakové čelisti, C - tlaková čelist.	42
4.14	Porušený ohybový vzorek umístěný mezi podporami a přítlačným trnem.	43
4.15	Ohybové diagramy vzorků L2.	43
5.1	Materiálové vlastnosti, vlevo jednosměrně orientovaných vláken - UD $125g/m^2$ (L1) a vpravo plátňové tkaniny F $125g/m^2$ (L2).	46
5.2	Ohybová zkouška - kontakt se třením.	47
5.3	Ohybová zkouška - vazby a zatížení.	48
5.4	Ohybová zkouška - posuv ve směru y.	48
5.5	Ohybová zkouška - index porušení dle Hoffmana.	49
6.1	CAD model křídla.	51
6.2	Detail křídla a jeho jednotlivé části.	52
6.3	Postup výroby closing skinu: CAD model formy (vlevo nahoře), vyrobená forma (vpravo nahoře), vakuování po laminaci (vlevo dole) a vyrobená vzpěra (vpravo dole).	53
6.4	Lepení vzpěry na střední skin (vlevo). Ruční frézování (vpravo).	54
6.5	Značení míst a zhotovené díry pro úchyt.	54
6.6	Vyrobené křídlo.	54
7.1	Schéma testu křídla.	55
7.2	Geometrie testu křídla v simulaci.	57
7.3	Detail sítě v místě napojení vzpěry na křídlo.	57
7.4	Kontakt se třením mezi trupem a vzpěrou.	58
7.5	Vazba zamezením posuvů ve všech směrech v testu křídla.	58
7.6	Zatížení silou v simulaci testu křídla.	59
7.7	Posuv křídla ve směru Y.	60
7.8	Smykové napětí v rovině XY v jádru při maximální hodnotě zatížení 560 N.	60
7.9	Index porušení dle Hoffmana. Pohled na vnitřní radius closing skinu.	61
8.1	Snímače síly a laserové snímače posuvu.	62

8.2	Konfigurace experimentu. A - křídlo, B - testovací zařízení, C - testovací rám, D - snímač síly 3, E - optický měřicí systém, F - vysokorychlostní kamera, G - měřicí analyzátor.	63
8.3	Úchyt křídla k trupu a detail uchycení snímače síly.	64
8.4	Průhyb zatíženého křídla.	64
8.5	Posuv na laserovém snímači 1 a 2 v závislosti na čase (vlevo). Síla v závislosti na čase na snímačích 1, 2 a 3 (vpravo).	64
8.6	Detail praskliny v jádře.	65
8.7	Porovnání experimentu a simulace. Posuv ze snímače 1 uy_1 a ze snímače 2 uy_2 v závislosti na celkové síle ze snímače 3.	66
9.1	Schéma testu vzpěry. A - křídlo, B - přípravek pro uchycení ložisek, C - úchyty k T drážkovému stolu, D - ložiska, E - příčnick zkušebního zařízení, F - síla vyvozená pohybem příčnicku.	67
9.2	Upravená geometrie pro simulaci testu vzpěry.	68
9.3	Detail sítě v oblasti napojení středního, spodního a closing skinu.	69
9.4	Vazby a zatížení v simulaci testu vzpěry.	69
9.5	Posuv ve směru Y při maximálním zatížení 230 N.	70
9.6	Normálové napětí ve směru kolmém na zobrazenou plochu (styk spodního skinu s oblastí vyplněnou pryskyřicí a UD vlákny) v oblasti mezi středním, spodním a closing skinem při zatížení 230 N.	71
9.7	Index porušení dle Hoffmana na closing skinu, pohled na vnitřní radius.	71
9.8	Vliv jemnosti sítě na vypočtené výsledky.	72
10.1	CAD model a vyrobený přípravek pro uchycení ložisek.	73
10.2	Sestava pro test vzpěry. A - křídlo, B - přípravek pro uchycení ložisek, C - úchyty k T-drážkovému stolu, D - tlaková čelist, E - snímač síly, F - optický měřicí systém Sobriety Monet.	74
10.3	Pět snímaných bodů optickým měřicím systémem Sobriety Monet pro posuv, nahoře T1, dole T5.	74
10.4	Delaminace mezi spodním a středním skinem.	75
10.5	Detail delaminace mezi spodním a středním skinem.	76
10.6	Porovnání ideální geometrie použité v simulaci a reálné na vyrobeném křídle.	77
10.7	Porovnání posuvu bodu T1 mezi simulací a experimentem ve směru X (vlevo) a ve směru Y (vpravo).	77
11.1	Smykové napětí v jádře ze simulace indikující kritickou hodnotu a porušení jádra smykem při testu.	79
11.2	Porovnání posuvu ve směru Y ze simulace a snímaného bodu T1 (vlevo). Detail delaminace mezi spodním a středním skinem (vpravo).	80
11.3	Vývojový diagram zadávání modulů pružnosti v tahu a tlaku.	80

Seznam tabulek

2.1	Objemový podíl vláken v závislosti na vybraných technologiích výroby [22].	21
4.1	Layup 1 [0, 0, 0, 0] - celkem 40 měření.	35
4.2	Layup 2 [0F, 0F, 0F, 0F] a Layup 3 [0F, 0, 0, 0F] - celkem 2 x 25 měření.	35
4.3	Tloušťky laminátu a odhad objemového podílu vláken ve vyrobených kompozitních deskách.	38
4.4	L2 [F0, F0, F0, F0], zkouška tahem - mez pevnosti, modul pružnosti v tahu, poměrná deformace na mezi pevnosti a Poissonovo číslo. . . .	40
4.5	Zkouška tlakem, pevnosti v tlaku X_c	41
4.6	L2 [F0, F0, F0, F0], zkouška ohybem - mez pevnosti v ohybu, zatížení na mezi pevnosti, modul pružnosti v ohybu (segment 0,1 - 0,3 % deformace).	44
4.7	Přehled naměřených středních hodnot mechanických vlastností. . . .	44
5.1	Fit tlakového modulu pružnosti.	49
5.2	Výsledky simulace ohybové zkoušky v porovnání s naměřenými hodnotami.	50
7.1	Materiálové vlastnosti Airex T90.100.	56
9.1	Parametry sítí pro studii konvergence.	72
11.1	Odchytky pevnostních kritérií ze simulace ohybové zkoušky v porovnání se střední hodnotou naměřených hodnot.	79

Seznam zkratek

TUL	Technická univerzita v Liberci
FM	Fakulta mechatroniky, informatiky a mezioborových studií Technické univerzity v Liberci
PMC	Polymer Matrix Composite
MMC	Metal Matrix Composite
CMC	Ceramic Matrix Composite
CRFP	Carbon Fiber Reinforced Polymers
GF	Glass Fiber
AF	Aramid Fiber
CF	Carbon Fiber
HS	High Strength
IM	Intermediate elastic Modulus
HM	High elastic Modulus
UHM	UltraHigh elastic Modulus
UD	Unidirectional
VIP	Vacuum Infusion Process
RTM	Resin Transfer Molding
L - RTM	Light Resin Transfer Molding
SMC	Sheet Metal Compound
HMH	Huber–Hencky–von Mises theory
CNC	Computer Numerical Control
ACP	ANSYS Composite Prep / Post
CAD	Computer Aided Design
PET	Polyethylentereftalát

1 Úvod

Kompozitní materiály se stávají stále častěji volbou pro strukturální součásti a už neplatí, že jediným konstrukčním materiálem je ocel, jak tomu bylo za dob dřívějších. Často používanou skupinou kompozitů jsou dlouhvláknenné lamináty. A ačkoliv se již v poslední době intenzivně vyvíjejí nové typy mechanických metamateriálů a roste podíl 3D tisku ve výrobě, tak použití klasických laminátů ať už ze skelných, či uhlíkových vláken je stále na vzestupu.

Největší výhodou dlouhvláknenných laminátů jsou dobré mechanické vlastnosti a nízká hustota v porovnání s kovy. Dále pak možnost ovlivnit mechanické vlastnosti v různých směrech dle konkrétní aplikace skladbou jednotlivých vrstev laminátu. Tyto vlastnosti vedou k snížení hmotnosti součásti při zachování stávajících mechanických vlastnostech, či naopak zlepšení mechanických vlastností při zachování stávající hmotnosti. Důsledkem toho může být například snížení spotřeby aut, či letadel.

1.1 Projekt Alice

Na oddělení Výpočtů a modelování ve VÚTS, a.s. byly konstruovány ocasní plochy (v práci dále označováno jako křídlo) letadla Alice Izraelské společnosti Eviation (obrázek 1.1). Alice je první plně elektrické letadlo pro devět pasažérů a dva členy posádky, které bude využíváno pro vnitrozemní lety. Dolet letadla je plánován na 1050 km. Uvedení letadla do provozu se chystá na rok 2022 [1].

Pro pevnostní návrh ocasních ploch (obrázek 1.2) byly využívány numerické simulace. Mezi sledované parametry výsledků patřila i konstrukční bezpečnost, která je poměrem vypočteného zatížení a pevnostních parametrů použitého materiálu. V případě ortotropních materiálů jako jsou dlouhvláknenné kompozity je třeba vyhodnocovat bezpečnost pro každý směr ortotropie a typ zatížení zvlášť. U vícevrstevných laminátů navíc dochází k distribuci napětí napříč vrstvami v závislosti na orientaci a materiálu jednotlivých vrstev. Vyhodnocení bezpečnosti je proto u laminátových konstrukcí krajně náročnou a přitom kritickou aktivitou. Aby bylo možné vyhodnocovat návrhy rozměrných a komplexních konstrukcí, jako například letecké konstrukce, byla vyvinuta tzv. pevnostní kritéria. Obecných i specifických pevnostních kritérií byla v historii vyvinuta celá řada, všechny se však vyznačují omezenou oblastí platnosti. Ve specifických a zároveň kritických případech je proto



Obrázek 1.1: Elektroletadlo Alice na Air Show v Paříži v roce 2019.

nutné platnost použitých kritérií ověřit.



Obrázek 1.2: Uchycení ocasních ploch k trupu a detail vzpěry na letadle Alice.

V některých případech, jako v případě vzpěry ocasních ploch Alice, se navíc výsledky simulace výrazně rozcházejí s empirickými zkušenostmi odborníků. Z uvedených důvodů vznikla potřeba ověření platnosti pevnostních kritérií dlouhovlákněných kompozitů na případu vzpěry nosné ocasní plochy letounu.

2 Dlouhovláknenné kompozitní materiály s polymerní matricí

2.1 Definice kompozitu

Jako kompozitní materiál bývá nejčastěji definován takový, který se skládá ze dvou, či více chemicky a mechanicky rozdílných složek, které jsou odděleny rozhraním. Obvykle jde o jednu nebo více nespojitých fází (vlákna, částice) nazývaných výztuže (či disperze) uložených ve fázi spojitě – matrici. Kombinací těchto složek vznikne materiál s jinými vlastnostmi, než mají jednotlivé složky. Tuto odlišnost složek je nutno chápat z hlediska makrostruktury, neboť při pohledu z hlediska mikrostruktury bychom museli brát jako kompozitní téměř všechny materiály [2]. Z tohoto důvodu byly zavedeny podmínky, které jasně vymezí kompozity od vícefázových materiálů [3]:

- Výsledný kompozit musí být připraven mechanickým mísením složek
- Vlastnosti jednotlivých složek musí být rozdílné
- Podíl výztuhy musí být větší než 5%

Cílem vytváření kompozitních struktur je dosažení tzv. synergického efektu - stavu, kdy výsledný materiál vykazuje lepší vlastnosti než vlastnosti dané součtem jeho jednotlivých složek. Synergický efekt výstižně charakterizuje „rovnice“ $5 + 2 = 10$.

Kompozitní materiály se v přírodě vyskytují od nepaměti, typickým příkladem je dřevo (celulózová vlákna v ligninové matrici), či kosti (krystaly fosforečnanu vápenatého vázané na kolagenová vlákna uložené v kostní tkáni). Časem se i lidé naučili využívat výhody kompozitů. Jedním z prvních příkladů jsou hliněné cihly vyztužené slámou [4]. Ve strojírenství se začaly kompozitní materiály používat v průběhu 20. století s vynalezením skelného vlákna a rozvojem plastů [5].

2.2 Rozdělení kompozitních materiálů

Nejčastějšími způsoby rozdělení kompozitních materiálů jsou podle geometrie výtvaru na

- vláknové,
- částicové,
- deskové,

a podle materiálu matrice na

- polymerní matrice (PMC – polymer matrix composite),
- kovová matrice (MMC – metal matrix composite),
- keramická matrice (CMC – ceramic matrix composite),
- přírodní matrice.

V této práci se dále budeme zabývat výhradně uhlíkovými dlouhovláknovými kompozitními materiály s polymerní maticí (CRFP – carbon fiber reinforced polymers). Tyto kompozity jsou při výrobě skládány po vrstvách (laminách) a jsou nazývány lamináty [6].

2.3 Dlouhovláknové kompozity

Oproti krátkým vláknům je u dlouhých lépe využít jejich potenciál přenášet mechanické namáhání, jelikož vlákno v kompozitním materiálu z majoritní části určuje výslednou pevnost. To je při správném navržení, kdy dochází namáhání tahem ve směru vláken. Průměr většiny vyráběných vláken je mezi 1 a 10 μm . Průměr vláken je jedním z parametrů, na kterém závisí jejich pevnost. Čím je menší průměr vlákna v kompozitu, tím je vlákno pevnější. Naopak výhodou vláken větších průměrů je menší tendence ke vzpěrové nestabilitě [6].

2.3.1 Typy vláken

Při výrobě kompozitů se používají různé druhy materiálu vláken, např. kovová, keramická, přírodní (jutová, konopná, ad.). Pro kompozity s polymerní maticí používané v technické praxi jsou nejběžnějšími typy vláken skelná, aramidová a uhlíková. To z důvodu nejlepších mechanických vlastností.

Skelná vlákna

Skelná vlákna (GF – glass fiber) jsou standardně rozdělována na několik typů, podle jejich vlastností. Nejčastěji používanými (zároveň nejlevnějšími) jsou vlákna

označovaná jako E-glass (E protože jsou vynikajícím elektrickým izolantem). Dalším typem jsou vlákna s vyšší pevností označovaná jako S - glass (S - strength). Modul pružnosti v tahu se pohybuje kolem 80 MPa, přibližně jako hliník. Pevnost v tahu skelných vláken pro typ E je zhruba 2400 MPa a pro typ S je 3500 MPa. Z hlediska mechanických vlastností se jedná o izotropní materiál. Vlákna jsou houževnatá, ohnivzdorná a dlouhodobě snáší teploty až 450 °C. Hustota skelných vláken se pohybuje kolem 2500 kg m⁻³. Ve prospěch skelných vláken hraje jejich nízká cena [6], [7].

Aramidová vlákna

Aramidová vlákna (AF – aramid fiber) jsou z trojice nejpoužívanějších vláken nejlehčími vyztužovacími vlákny, jejich hustota je 1450 - 2500 kg m⁻³. Díky tomu se pyšní velkou měrnou pevností v tahu. Dalšími přednostmi jsou vysoká odolnost proti abrazi, velká houževnatost, a tedy schopnost pohltit velké množství energie před porušením. Nevýhodou je nutná povrchová úprava vláken (fluorace), kvůli špatné adhezi vláken a matrice [8]. Při návrhu součásti musí být brán zřetel na to, že pevnost aramidových vláken v tlaku je znatelně menší než pevnost v tahu. Pevnost v tahu je zhruba 2000 MPa a pevnost v tlaku 250 MPa. [6]. Existuje více druhů aramidových vláken. Prodávají se pod obchodními názvy Kevlar, Twaron, či Nomex.

Uhlíková vlákna

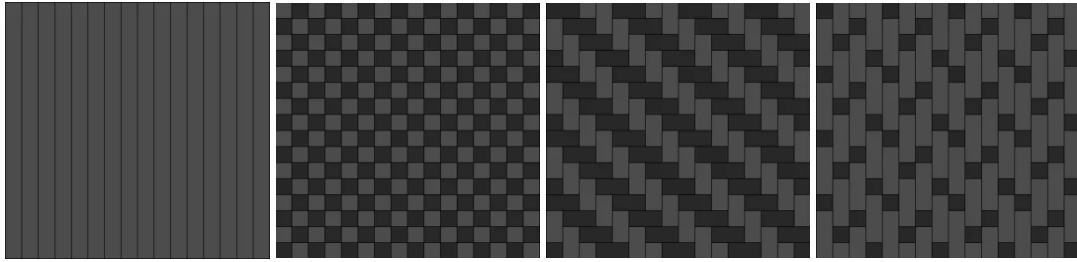
Uhlíková vlákna (CF – carbon fiber) mají velmi vysoké hodnoty modulu pružnosti v tahu i pevnosti až do teplot kolem 500 °C. Výhodnými vlastnostmi dále jsou vysoká korozní odolnost, nízká hustota (1800 kg m⁻³), či skvělá odolnost proti dlouhodobému dynamickému zatěžování. Nevýhodou uhlíkových vláken je jejich vyšší cena, především v porovnání se skelnými vlákny. Dalšími vlastnostmi uhlíkových vláken jsou křehkost a charakter příčně izotropního materiálu. To znamená, že mechanické vlastnosti jsou daleko vyšší v podélném, než v příčném směru vláken. Standardně jsou uhlíková vlákna označována podle hodnoty modulu pružnosti:

- HS - vysoká pevnost (High Strength)
- IM - střední modul pružnosti (Intermediate elastic Modulus)
- HM - vysoký modul pružnosti (High elastic Modulus)
- UHM - ultravysoký modul pružnosti (UltraHigh elastic Modulus)

Největším producentem surových uhlíkových vláken je japonská značka Toray, která představuje zhruba 30 % trhu (data 2017) [9].

2.4 Uspořádání vláken

Základním prvkem jsou vlákna, ze kterých se vyrábí buď příze, či rovingy. Příze vznikne spřádáním vláken, vzniknou tedy zákruty a kvůli tomu nejsou příze vhodné pro mechanicky namáhané součásti. Roving vzniká sdružením rovnoběžně uložených



Obrázek 2.1: Typy uspořádání vláken, zleva: jednosměrně orientovaná vlákna (UD - unidirectional), plátnová, keprová a saténová vazba. Převzato z [11].

nestočených vláken, či přímým tažením vláken z taveniny. Hmotnostní vlastnosti vláken jsou popisovány veličinou označovanou jako jemnost (dévková hmotnost), jejíž jednotkou je $1 \text{ tex} = 1 \text{ g} / \text{km}$. Alternativně jsou rovingy označovány podle počtu vláken v tisících, obvykle 1 - 50K [10]. Z rovingů se dále vyrábějí tkaniny, jejichž typy jsou k vidění na obrázku 2.1.

2.5 Typy polymerních matic

Matrice v dlouhvlákněném kompozitu má za úkol zajistit tvarovou stálost součásti, chránit vlákna před vlivy okolí a převést namáhání z vlákna na vlákno (matrice by měla plnit formu pojiva i po porušení prvních vláken). Aby mělo vyztužení vlákny smysl, musí být mezní poměrná deformace matrice vyšší než vláken (při mezním zatížení praskají vlákna). Tuto podmínku splňují pouze kovové a polymerní matrice [12]. Kovové matrice jsou příliš těžké a vyžadovaly by zpracování při vysokých teplotách.

Pro dlouhvlákněné kompozitní materiály se z polymerů používají především reaktoplasty. To z důvodu nízké viskozity (to je důležitá vlastnost pro úplné prosycení kompozitu), dobré tepelné a chemické odolnosti. Z reaktoplastických matic se pro strukturální součásti nejčastěji používají epoxidové pryskyřice. Jsou vhodné kvůli dobrým mechanickým vlastnostem (vysoký modul pružnosti), dobré smáčivosti a adhezi. Díky tomu se často používají jako lepidla. Při vytvrzování epoxidů dochází k malému objemovému smrštění. Nevýhodou je delší doba vytvrzování (typicky 24 h) a nemožnost recyklace. Termoplastické matrice se používají především v kombinaci s krátkými vlákny (0,2 mm) pro vstřikování [6].

Poznámka: směs na bázi epoxidové pryskyřice se na vlákna nanáší již při jejich výrobě, aby byla zajištěna dobrá přilnavost k matici.

2.6 Vlastnosti dlouhvláknenných kompozitů

Hlavním důvodem pro používání dlouhvláknenných kompozitních materiálů je jejich vysoká pevnost a tuhost při nízké hmotnosti (specifická pevnost, resp. specifická tuhost). Je proto možné snižovat hmotnosti letadel, či automobilů při zachování stejné pevnosti jako při použití konvenčních materiálů, a tím snižovat spotřebu paliva a vznik emisí. Především díky těmto výhodným vlastnostem stále roste podíl kompozitních součástí.

Další typickou vlastností dlouhvláknenných kompozitních materiálů související s nízkou hmotností a vysokou pevností je anizotropie různé míry. Správným návrhem kompozitní součásti (namáhání tahem ve směru vláken) lze maximálně využít potenciál materiálu [2].

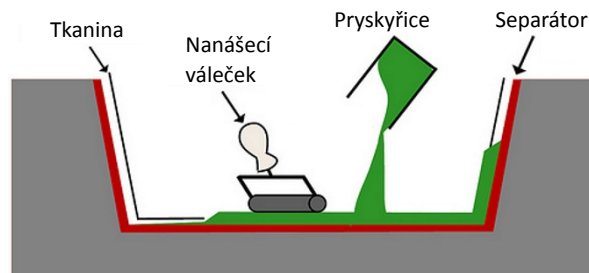
Výhodou je také rozměrová stálost výrobků při změně teploty díky nízkému součiniteli délkové teplotní roztažnosti. Za zmínku také stojí vysoká odolnost proti stárnutí a korozi, či odolnost vůči dynamickému namáhání.

Správným použitím kompozitních materiálů lze kladně ovlivnit dynamické účinky strojů a konstrukcí. Vlastní frekvence volného kmitání hmotného bodu je dána vztahem $\Omega = \sqrt{\frac{k}{m}}$, kde k je tuhost a m je hmotnost. To znamená, že použitím lehkých a tuhých kompozitů dochází ke zvýšení vlastní frekvence strojní součásti, což je často žádoucí z hlediska jejího posunutí nad provozní otáčky stroje [13].

2.7 Výrobní technologie

2.7.1 Ruční laminace

Jde o nejjednodušší technologii výroby dlouhvláknenných kompozitů (viz. obrázek 2.2). Na formu se nanese tzv. gelcoat, který tvoří pohledovou vrstvu. Po jeho zaschnutí se na sebe vrství jednotlivé tkaniny a jsou prosycovány pryskyřicí. Následně se válečkem vytlačí vzduchové bubliny, které vznikly v průběhu pokládání mezi vrstvami. Zhotovený laminát je ponechán vytvrdnout, nebo lze jeho kvalitu zvýšit následným vakuováním. V tom případě je na laminát položena vzduchově nepropustná fólie, která je utěsněna, připevní se ventil a pomocí vývěvy je vytvořeno vakuum. Tento proces zvýší objemový podíl vláken v laminátu, jelikož dojde k vytlačení přebytečné pryskyřice a vzduchových bublin. Výhodou této metody jsou přijatelné náklady i při malosériové výrobě. Anglicky je technologie ruční laminace označována jako wet layup. [14, 15, 16]



Obrázek 2.2: Schéma ruční laminace. Převzato z [17].

2.7.2 Vakuová infuze

Vakuová infuze byla v této práci použita a její postup je podrobněji popsán v sekci 4.3.1. Její výhodou je dosažení vysokého podílu vláken v laminátu oproti ručnímu kladení. Přehled rozsahu objemového podílu vláken v závislosti na technologii výroby je k vidění v tabulce 2.1. Další výhodou jsou nízké náklady na výrobu. Nevhodná je tato metoda pro sériovou výrobu z důvodu velké časové náročnosti. Anglicky je technologie vakuová infuze nazývána "vacuum infusion process" (VIP).

2.7.3 RTM - Resin Transfer Molding

Resin transfer molding (RTM) je technologie pro výrobu kompozitů, které využívá vstřikování pryskyřice do formy. RTM se skládá z několika operací. Dutina otevřené formy se opatří separátorem, do formy se vloží tkanina podle žádaného uspořádání. Forma se uzavře a pod tlakem (cca 0,3 MPa) se vstříkne směs pryskyřice a tvrdidla. Pro únik vzduchu je forma opatřena odvodušňovacími ventily, buď v nejvyšších bodech dutiny, či nejzazších místech toku pryskyřice. Pryskyřice vytvrdne za teploty okolí, případně je možno urychlit vytvrzení dodatečným ohřevem. Po vytvrzení je forma otevřena a výrobek vyjmut. Technologie RTM je vhodná jak pro kusovou, tak sériovou výrobu [18].

Jednou z modifikací je Light - RTM (L - RTM). Rozdíl oproti klasickému RTM je, že vstřikovací tlak je suplován atmosférickým tlakem. Po uzavření formy je odsávacími ventily vytvořeno vakuum, tím dojde k prosycení součásti. Princip prosycení je tedy velmi podobný technologii VIP s tím rozdílem, že u L - RTM je namísto fólie pevná vrchní část formy [19].

2.7.4 Prepreg a autokláv

Prepregy jsou předimpregnované tkaniny nejčastěji z uhlíkových vláken [20]. Tkanina je tedy již z výroby nasycena pryskyřicí i s tvrdidlem. Aby nedošlo k částečnému vytvrzení dřív, než je žádoucí, je nutné skladovat prepregy při teplotách kolem -20°C .

Při výrobě kompozitní součásti jsou prepregy vrstveny do formy, tak jako u ruční

laminace, avšak bez nanášení pryskyřice. Poté je součást zabalena do vakuového pytle a je odsán vzduch. Tím se vytlačí vzduchové bublinky, které vznikly mezi vrstvami při laminaci. Následně je nutné vytvrdit pryskyřici. To je možné provést buď v peci, či ideálně v autoklávu, kde je působením tlaku umocněn efekt vakuování. Vytvrzovací cyklus se obecně skládá z postupného ohřevu definovanou rychlostí, výdrže na teplotě po určitý čas a následného postupného snižování teploty [21].

Největší výhodou prepregů je dosažení velkého objemového podílu vláken (50 - 85 %), a tedy vysoké měrné pevnosti. Další výhodou je reprodukovatelnost, jelikož jsou eliminována místa v laminátu, kde se vyskytuje buď málo, či příliš pryskyřice a je tak možné dodržet stejnou tloušťku na celé součásti. Také nedochází plýtvání pryskyřicí jako u ruční laminace, či infuze, kde je potřeba počítat s větším množstvím pryskyřice pro dostatečné prosycení a vtokovou a odtokovou soustavu (infuze).

Nevýhodou je již zmíněná nutnost skladování v nízkých teplotách, vysoká cena prepregů oproti standardním tkaninám a hlavně velmi vysoké počáteční pořizovací náklady na autokláv [21].

2.7.5 Ostatní technologie

Pro výrobu především polotovarů se používají technologie jako navíjení, pultruze, či plošné lisovací materiály (SMC - Sheet Metal Compound). Více se lze dočíst například v [15, 6].

Tabulka 2.1: Objemový podíl vláken v závislosti na vybraných technologiích výroby [22].

Ruční laminace	20 - 40 %
Vakuová infuze	15 - 65 %
Lisování	15 - 25 %
RTM	15 - 65 %
Prepreg	50 - 85 %
Pultruze	30 - 65 %
Navíjení	50 - 75 %

3 Mechanika laminátu

Vzhledem ke způsobu výroby laminátů, kdy jsou jednotlivé vrstvy dlouhvlákněných tkanin skládány na sebe a vznikají tak skořepinové struktury (jeden rozměr je o mnoho menší než další dva), budou následující vztahy uváděny pouze ve 2D pro rovinnou napjatost - napětí ve směru normály roviny laminy zanedbáváme.

3.1 Značení souřadnicových systémů

Pro souřadnicové systémy kompozitních materiálů je možné použít běžně zažitě označování pomocí písmen $O(x, y, z)$, či číslic $O(x_1, x_2, x_3)$. Alternativním způsobem popisu je značení $O(L, T, T')$, kde L je podélný směr (longitudinal), T je příčný směr v rovině laminátu (transverse) a T' je směr kolmý na oba předchozí.

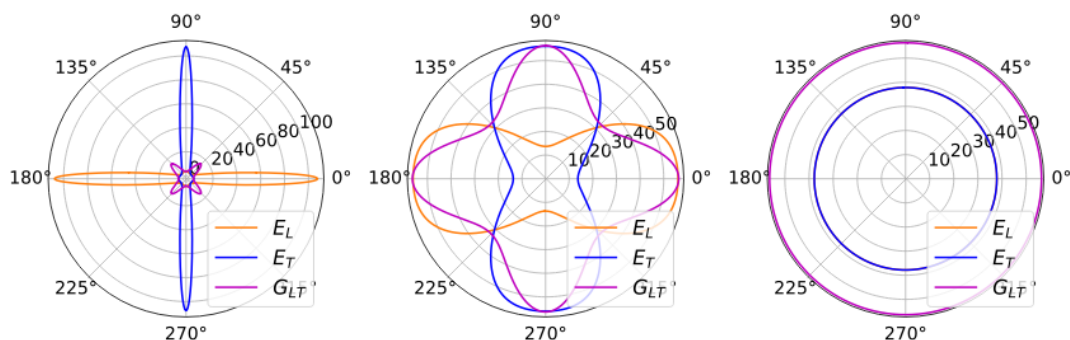
Běžně se k popisu kompozitů používá označení os L, T, T' , kdy směr L je shodný se směrem vláken v lamině, a označení os x, y, z (x_1, x_2, x_3) se používá pro pootočené souřadnicové systémy [22].

3.2 Materiálové charakteristiky laminátů

3.2.1 Anizotropie

Obecně jsou dlouhvlákněné kompozitní materiály ze své podstaty anizotropní. To znamená, že mechanické vlastnosti materiálu se v různých směrech liší. U obecně anizotropního materiálu neexistuje jediná rovina symetrie elastických vlastností a k celkovému popisu tenzoru elastických konstant \mathbf{C} je potřeba 21 nezávislých konstant. V praxi existují materiály, které mají elastické vlastnosti v některých směrech shodné (nalezneme v nich roviny symetrie). Tím se redukuje počet nezávislých prvků matice tuhosti a hovoříme pak o různé míře anizotropie [2]. Na obrázku 3.1 jsou zobrazeny polární grafy pro různé skladby laminátu. Pomocí polárních grafů se zobrazují mechanické vlastnosti (nejčastěji moduly pružnosti a Poissonova čísla) v závislosti na směru zatěžování.

Poznámka: na obrázku s polárními grafy 3.1 pro skladbu laminátu $[0, 45, 90, -45]$ se křivky pro modul pružnosti v podélném E_L a příčném E_T směru překrývají.



Obrázek 3.1: Polární grafy laminátu s jednosměrně orientovanými vlákny (vlevo), laminátu se skladbou $[0, 45, -45, 0]$ (uprostřed) a laminátu se skladbou $[0, 45, 90, -45]$ (vpravo). E_L a E_T jsou moduly pružnosti v tahu v podélném a příčném směru a G_{LT} je modul pružnosti ve smyku.

Nejčastějšími případy u dlouhovláknenných laminátů jsou ortotropní a příčně izotropní materiál. U ortotropního materiálu existují tři navzájem kolmé roviny symetrie - mechanické vlastnosti se v každém bodě liší ve třech vzájemně kolmých směrech [22]. K celistvému popisu tenzoru elastických konstant je třeba 9 nezávislých konstant (3 moduly pružnosti v tahu, 3 moduly pružnosti ve smyku a 3 Poissonova čísla). Příčně izotropní materiál je typickým případem pro UD lamináty. Existuje jedna rovina symetrie, která je zároveň rovinou izotropie, v této rovině jsou v materiálu vlastnosti shodné - radiální směr vlákna u UD laminátu. K popisu příčně izotropního materiálu je třeba 5 nezávislých konstant.

Anizotropie kompozitních laminátů je výhodou i nevýhodou zároveň. Na jedné straně přináší velkou variabilitu při návrhu součásti, kdy skladba vrstev laminátu může být navržena přesně podle potřeby součásti, a materiál tak může být plně využit. Na straně druhé je matematický popis takového materiálu značně složitější, než je tomu u izotropního, což přináší komplikace při konstrukci a výpočtech.

3.2.2 Objemový podíl vláken

Na pevnost laminátu má vliv především výztuž a její množství. To lze vyjádřit pomocí objemového podílu vláken V_f :

$$V_f = \frac{v_f}{v_f + v_m},$$

kde v_f je objem vláken a v_m je objem matrice v laminátu. Obecně platí, že čím vyšší je objemový podíl vláken, tím vyšší mechanické vlastnosti (modul pružnosti, pevnost) má výsledný laminát. Toto platí za předpokladu, že všechna vlákna jsou prosycena pryskyřicí, což je přibližně do objemového podílu vláken $V_f = 0,8$.

V praxi můžeme objemový podíl vláken odhadnout z tloušťky laminátu. Tloušťku vrstvy vláken t_f můžeme vyjádřit následovně:

$$t_f = \frac{m_f}{\rho_f A} = \frac{\frac{m_f}{A}}{\rho_f} = \frac{\text{gramáž}}{\rho_f} = \left[\frac{\frac{\text{g}}{\text{m}^2}}{\frac{\text{kg}}{\text{m}^3}} \right] = [mm],$$

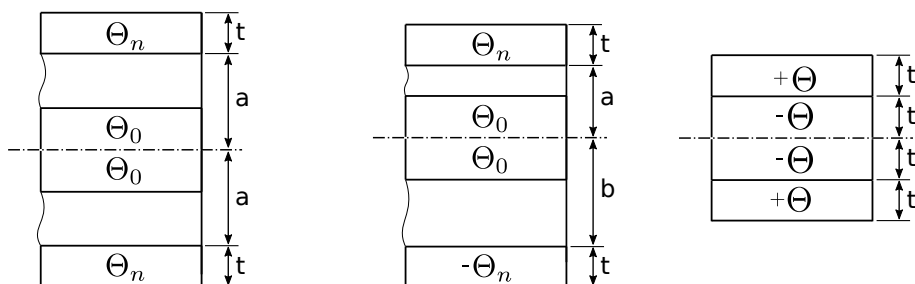
kde m_f je hmotnost vláken, ρ_f je hustota vláken, A je plocha laminátu [22]. Objemový podíl vláken pak vypočteme z teoretické tloušťky vláken t_f a naměřené celkové tloušťky laminátu t :

$$V_f = \frac{t_f}{t}.$$

3.3 Konstrukční zásady pro skládání vrstev laminátu

Nejdůležitějším pravidlem při návrhu laminátu je skládání jednotlivých vrstev tak, aby byla vlákna, pokud možno, namáhána tahem v podélném směru. Krom toho je dobré dodržovat další zásady. Ideální je skladbou lamin dosáhnout tzv. symetrického vyváženého laminátu. Těmito dvěma vlastnostmi odstraníme nechtěné vazby mezi tahem a ohybem a tahem a krutem. V opačném případě by se laminát při vytvrzování, či jiných teplotních změnách mohl zdeformovat. Nebo by v něm při vytvrzování ve formě vzniklo vnitřní pnutí.

Symetrického laminátu dosáhneme tím, že každá vrstva nad střední plochou musí odpovídat vrstvě pod střední plochou jak umístěním od střední plochy tak směrem vláken. Vyvážený laminát získáme tím, že vrstvě nad střední plochou pod kladným úhlem odpovídá vrstva pod střední plochou o stejné tloušťce se stejným záporným úhlem (nehledě na umístění vrstvy) [2]. Dosažení symetrického vyváženého laminátu je znázorněno na obrázku 3.2. Θ_n je vrstva nejbližší k střední ploše, Θ značí úhel natočení oproti vztáženému směru 0° . Θ_n je n-tá vrstva laminátu.



Obrázek 3.2: Způsob kladení lamin pro dosažení: symetrického (vlevo), vyváženého (uprostřed) a symetrického vyváženého laminátu (vpravo).

3.4 Mechanismy porušení laminátů

Na porušení laminátu lze nahlížet z několika hledisek. Na makroskopické úrovni dochází k porušení ve chvíli, kdy průměrné napětí v laminátu dosáhne určité mezní hodnoty. Když se posuneme o úroveň níže, můžeme vyšetřovat napětí v jednotlivých vrstvách (laminách). Porušení jedné z vrstev ovlivní tuhost, ale nemusí vést nutně k destrukci celé součásti [23]. Stejný jev lze pozorovat na mikroskopické úrovni, kdy při zatěžování laminátu s jednosměrně orientovanými vlákny dochází v průběhu zatěžování k praskání "nejslabších" vláken již při malém zatížení a lze slyšet tzv. "vypraskávání".

V následujících řádcích jsou shrnuty základní mechanismy porušení lamin s jednosměrně orientovanými vlákny. Tyto mechanismy nejsou nezávislé a k porušení může docházet jejich kombinací [23].

3.4.1 Porušení podélným tahovým namáháním

Při porušení podélným tahovým namáháním je plně využit potenciál vláken, čehož se při konstrukci laminátu vždy snažíme dosáhnout. Základní mechanismy porušení podélným tahovým namáháním jsou tři [24]:

- křehké porušení (typické pro lamináty s $V_f < 0,4$),
- křehké porušení s vytažením vláken (typické pro lamináty s $0,4 < V_f < 0,65$),
- křehké porušení s oddělením složek, nebo porušením matrice (typické pro lamináty s $0,65 < V_f$),

kde V_f je objemový podíl vláken.

3.4.2 Porušení podélným tlakovým namáháním

Podélné tlakové namáhání charakterizují tyto 4 základní mechanismy porušení:

- mikrovzpěr vláken s extenzní deformací,
- mikrovzpěr vláken se smykovou deformací,
- porušení smykem,
- porušení vlivem příčné tahové deformace.

Mikrovzpěr vláken s extenzní deformací nastává u laminátů s nízkým objemovým podílem vláken, kdy se sousední vlákna bortí nezávisle na sobě. Naopak mikrovzpěr vláken se smykovou deformací nastává ve chvíli, kdy jsou vlákna těsně uspořádána (vysoký objemový podíl vláken) a deformují se tak "ve fázi". Při porušení smykem dochází k porušení v rovině maximálního smykového napětí. Posledním základním mechanismus porušení je důsledkem Poissonova efektu, kdy dochází k rozdělení vlákna a matrice na mezifázovém rozhraní vlivem příčné tahové deformace [23].

3.4.3 Porušení příčným tahovým namáháním

Při příčném tahovém namáhání dochází k porušení vlivem koncentrace napětí v matici, či mezifázovém rozhraní. Základní mechanismy porušení jsou:

- porušení matrice tahovým napětím,
- oddělení složek na mezifázovém rozhraní,
- štěpení vláken.

Poznámka: K porušení oddělením složek na mezifázovém rozhraní dochází ve chvíli, kdy pevnost na mezifázovém rozhraní je menší než pevnost samotné matrice (většina případů).

3.4.4 Porušení příčným tlakovým namáháním

Při příčném tlakovém namáhání dochází k smykovému porušování matrice, které je někdy doprovázeno oddělováním složek na mezifázovém rozhraní, či štěpením vláken. K lomu dochází v rovině největšího smykového napětí, která je pootočena o 45° vůči směru zatěžování [24].

3.4.5 Porušování laminátu smykem

K porušování smykem v rovině laminátu dochází buď z důvodu smykového porušení matrice, oddělení složek, nebo kombinací obou [23].

3.4.6 Delaminace laminátu

Delaminace laminátu je rozdílného charakteru než předchozí mechanismy porušení. Nejedná se o porušení v jedné z vrstev, ale jde o porušení soudržnosti dvou sousedních vrstev (lamin). Delaminace je způsobena mezilaminárním smykovým nebo normálovým napětím. Tato problematika je řešena pomocí vztahů lomové mechaniky, jelikož delaminace prakticky představuje šíření trhliny [2].

Podrobněji jsou mechanismy porušení rozebrány v [23]. V českém jazyce se lze více dočíst z [24]. V obou uvedených publikacích jsou zobrazeny přehledné ilustrace ukazující jednotlivé mechanismy porušení.

3.5 Pevnostní kritéria

Použití pevnostních kritérií je nedílnou součástí návrhu velkého počtu součástí. Cílem použití pevnostních kritérií je definice oblasti pro bezpečné použití součástí.

Obecně pevnostní kritérium porovnává stav napjatosti s referenční hodnotou. Mějme vypočtený tenzor napětí v určitém místě součásti, aplikací pevnostního kritéria získáme z tenzoru napětí jednu hodnotu, kterou následně porovnáváme s hodnotou mezní. Tu získáme z mechanických zkoušek materiálu (např. tahová zkouška), z normy, atd. Pevnostní kritéria jsou vizualizována pomocí tzv. mezní plochy, která odděluje bezpečné stavy napjatosti od kritických.

Pro homogenní a izotropní materiály (oceli, atd.) jsou pevnostní kritéria vcelku snadno použitelná. Rozlišují se podle charakteru chování materiálu při deformaci na kritéria pro houževnaté materiály (předpokládá se shodná mez pevnosti v tahu a tlaku) a kritéria pro křehké materiály (mez pevnosti v tahu a tlaku se liší). Nejpoužívanějšími kritérii pro houževnaté izotropní materiály jsou von Misesova podmínka měrné deformační energie potřebné pro změnu tvaru (někdy označované jako HMM) a Guestova podmínka největších smykových napětí τ_{\max} . Tato pevnostní kritéria jsou zaimplementována do každého výpočetního softwaru na bázi konečných prvků a definují tzv. ekvivalentní (redukované) napětí - skalár, který je možné porovnat s mezní hodnotou.

Pro dlouhovláknenné kompozitní materiály je použití pevnostních kritérií daleko složitější. To je dáno charakterem kompozitu, který se většinou skládá ze dvou složek (vláken a pryskyřice) a také anizotropií výsledného kompozitu [25]. Máme-li tenký UD kompozit (kompozit s jednosměrně orientovanou výztuží), pak potřebujeme k celkovému popisu pevnosti pět hodnot - mez pevnosti v tahu a tlaku v podélném a příčném směru a mez pevnosti ve smyku. Naproti tomu si u oceli (houževnatý, izotropní materiál) většinou vystačíme s mezí pevnosti, resp. mezí kluzu v tahu.

Pro kompozitní materiály neexistuje univerzální kritérium a je vždy doporučeno kombinovat více pevnostních kritérií. Další rady pro výběr pevnostního kritéria jsou uvedeny v dokumentaci softwaru ANSYS [26]:

- Je doporučeno použít kritérium, které rozlišuje mezi módy porušení (např. porušení vláken, či porušení matrice).
- Nedoporučuje se používat fenomenologická pevnostní kritéria (Tsai-Wu, Tsai-Hill, nebo Hoffman). Jsou ve většině případů méně přesná a nerozlišují mezi typy porušení.
- Měla by být brány v úvahu i interlaminární napětí (out of plane interlaminar stresses).
- Pro tenké lamináty nemusí být brány v úvahu napětí kolmá k rovině laminátu.
- Pro sendvičové struktury by mělo být vyhodnoceno zvrásnění (wrinkling) a porušení jádra (core failure).

3.6 Rozdělení pevnostních kritérií

Různá pevnostní kritéria často dávají rozdílné výsledky, a tak je dobré je rozdělit do určitých kategorií, podle kterých můžeme očekávat typ výsledku daného kritéria. První možností rozdělení pevnostních kritérií je z hlediska měřítka pohledu na kompozit:

1. **Mikromechanická** - popisují pevnost kompozitu z hlediska jednotlivých složek - vlákno, matrice, rozhraní vlákna a matrice. Mikromechanickými kritérii se v této práci dále nebudeme zabývat.
2. **Makromechanická** - pohlíží na kompozit jako na homogenní materiál a předpokládají lineární průběh napětí až do porušení.

Dalším způsobem rozdělení je na kritéria fenomenologická a mechanistická:

1. **Fenomenologická** - nahlízejí na kompozit jako na celek a nerozlišují způsob porušení. Výhodou je jednoduchost a srozumitelnost.
2. **Mechanistická** - vychází ze znalosti struktury kompozitu a zohledňují mechanismus porušení. Tato kritéria jsou vhodnější, ale složitější a často není k dispozici dostatek potřebných materiálových dat.

Dalším způsobem rozdělení pevnostních kritérií je podle vazby jednotlivých typů napětí (normálové \sim smykové):

1. **Neinteraktivní** - nezahrnují vazbu mezi složkami normálových napětí a mezi normálovými a smykovými napětími.
2. **Interaktivní** - zahrnují vazbu mezi normálovými a smykovými složkami napětí.

3.7 Vybraná pevnostní kritéria

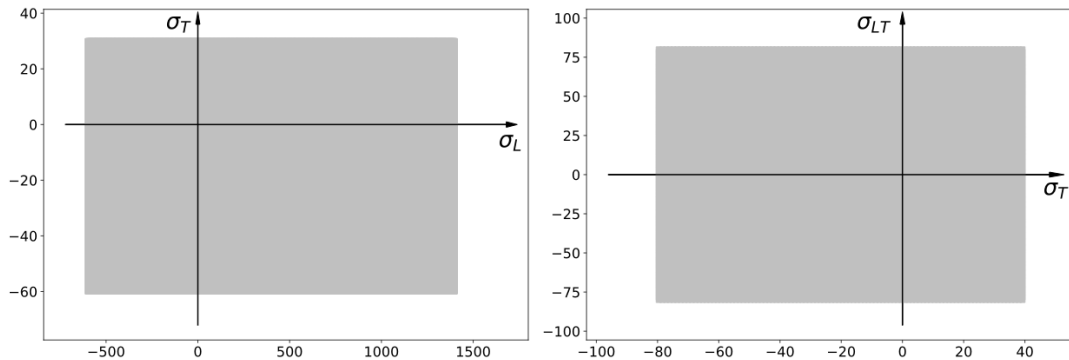
Pevnostní kritéria dávají tzv. index porušení (failure index), který predikuje porušení v případě, že dosáhne hodnoty 1. Pro výpočet indexu porušení jednotlivých pevnostních kritérií je třeba vždy nejprve určit vstupní parametry. Těmi jsou složky tenzoru napětí, které získáme výpočtem, nejčastěji pomocí metody konečných prvků: napětí ve směru vláken σ_L , napětí v příčném směru k vláknům σ_T a smykové napětí v rovině laminy σ_{LT} . Parametry, které je třeba určit měřením, jsou: pevnosti v tahu a tlaku ve směru vláken X_t , resp. X_c , pevnosti v tahu a tlaku v směru příčném k vláknům Y_t , resp. Y_c , pevnost ve smyku S a Poissonovo číslo v rovině laminy ν_{LT} . Tyto mechanické vlastnosti lze velmi přibližně odhadnout pomocí mikromechanických modelů, jejichž podrobný popis lze najít v [22].

Pro zobrazení mezních ploch, díky kterým je dobře vidět rozdíl mezi jednotlivými kritérii byly napsány skripty v programovacím jazyce Python. Mezní plochy pro jednotlivá kritéria jsou znázorněny na obrázcích 3.3, 3.4, 3.5, 3.6 a 3.7.

3.7.1 Kritérium maximálního napětí

Kritérium maximálního napětí (Max stress) patří do kategorie neinteraktivních a mechanistických kritérií. Je nejjednodušším kritériem. Je předpokládáno, že k porušení dochází vždy jedním způsobem - porušením vlákna, porušením matrice, či porušením na rozhraní vlákna a matrice [25]. Kritérium maximálního napětí můžeme zapsat podmínkou:

$$\left| \max \left\{ \frac{\sigma_L}{X_t}, \frac{\sigma_L}{X_c}, \frac{\sigma_T}{Y_t}, \frac{\sigma_T}{Y_c}, \frac{\sigma_{LT}}{S} \right\} \right| \leq 1. \quad (3.1)$$



Obrázek 3.3: Mezní plochy kritéria maximalního napětí. V grafu vlevo v souřadnicích σ_L , σ_T , v grafu vpravo v souřadnicích σ_T , σ_{LT} .

3.7.2 Kritérium maximální deformace

Kritérium maximální deformace (Max strain) patří také do kategorie neinteraktivních a mechanistických kritérií. Princip je obdobný jako u kritéria maximálního napětí - k porušení dojde ve chvíli, kdy jedna z deformací v hlavních materiálových směrech dosáhne mezní hodnoty. Kritérium maximální deformace je zapsáno podmínkami:

$$\frac{\sigma_L - \nu_{LT} \sigma_T}{X_t} \leq 1, \quad \text{pro } \epsilon_L > 0, \quad (3.2)$$

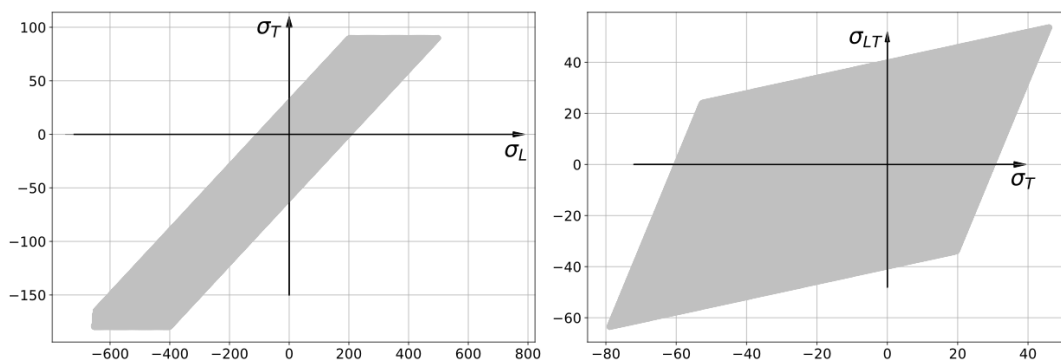
$$\frac{\sigma_L - \nu_{LT} \sigma_T}{X_c} \leq 1, \quad \text{pro } \epsilon_L < 0, \quad (3.3)$$

$$\frac{\sigma_T - \nu_{TL} \sigma_L}{Y_t} \leq 1, \quad \text{pro } \epsilon_T > 0, \quad (3.4)$$

$$\frac{\sigma_T - \nu_{TL} \sigma_L}{Y_c} \leq 1, \quad \text{pro } \epsilon_T < 0, \quad (3.5)$$

$$\frac{\sigma_{LT}}{S} \leq 1. \quad (3.6)$$

Poznámka: Pro laminát s jednosměrně orientovanou výztuží definuje kritérium maximální deformace zvláštní mezní plochu (viz. obrázek 3.4). To je způsobeno velikými



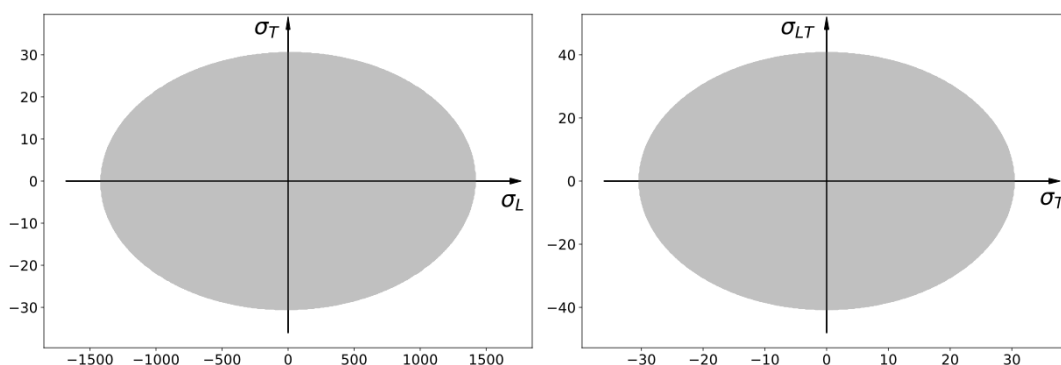
Obrázek 3.4: Mezní plochy kritéria maximální deformace pro laminát s jednosměrně orientovanou výztuží. V grafu vlevo v souřadnicích σ_L , σ_T , v grafu vpravo v souřadnicích σ_T , σ_{LT} .

rozdíly mezi pevnostmi v podélném a příčném směru - zatížení v podélném směru může způsobit napětí v příčném směru větší, než je pevnost v příčném směru (Poissonův efekt).

3.7.3 Tsai - Hillovo kritérium

Tsai - Hillovo kritérium vzniklo upravením von Misesova kritéria pro ortotropní materiál [27]. Patří do kategorie fenomenologických a interaktivních kritérií. Tedy nerozeznává jednotlivé druhy porušení a mezní plocha je hladká, ale bere v potaz vazbu mezi normálovými a smykovými napětími. Nevýhodou je, že toto kritérium nezohledňuje rozdílnou pevnost v tahu a tlaku:

$$\left(\frac{\sigma_L}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_T}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{LT}}{S}\right)^2 - \frac{\sigma_L\sigma_T}{X^2} \leq 1. \quad (3.7)$$

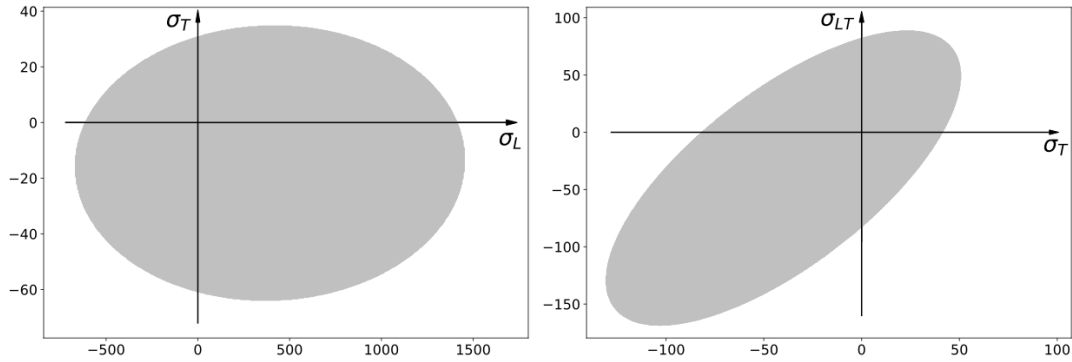


Obrázek 3.5: Mezní plochy Tsai - Hillova kritéria. V grafu vlevo v souřadnicích σ_L , σ_T , v grafu vpravo v souřadnicích σ_T , σ_{LT} .

3.7.4 Hoffmanovo kritérium

Hoffmanovo kritérium je velmi podobné Tsai - Hillovu. Stejně tak patří mezi fenomenologická a interaktivní kritéria, ale oproti Tsai - Hillovu kritériu uvažuje rozdílnou pevnost v tahu a tlaku, což je charakteristická vlastnost dlouhovlákněných kompozitů [25]. Obecnější formou Hoffmanova kritéria je Tsai - Wuovo kritérium, které však vyžaduje hodnoty pevnosti při biaxiálním zatěžování [28], které jsou obtížně získatelné.

$$\frac{\sigma_L^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_T^2}{Y_t Y_c} - \frac{\sigma_L \sigma_T}{X_t X_c} + \frac{X_c - X_t}{X_t X_c} \sigma_L + \frac{Y_c - Y_t}{Y_t Y_c} \sigma_T + \frac{\sigma_{LT}^2}{S^2} \leq 1 \quad (3.8)$$



Obrázek 3.6: Mezní plochy Hoffmanova kritéria. V grafu vlevo v souřadnicích σ_L , σ_T , v grafu vpravo v souřadnicích σ_T , σ_{LT} .

3.7.5 Hashinovo kritérium

Hashinovo kritérium rozlišuje čtyři módy porušení a řadí se do skupiny mechanistických, interaktivních kritérií. Porušení je predikováno, pokud některý z indexů porušení f_{ft} , f_{fc} - porušení vláken tahem, resp. tlakem, f_{mt} , f_{mc} porušení matrice tahem, resp. tlakem, dosáhne hodnoty větší než 1 [29]. V softwaru ANSYS lze Hashinovo kritérium použít pouze pro laminy z UD vláken.

Porušení vláken (Fiber Failure)

$$f_{ft} = \left(\frac{\sigma_L}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{LT}}{S}\right)^2, \quad \text{pro } \sigma_L > 0 \quad (3.9)$$

$$f_{fc} = \frac{\sigma_L}{X_c}, \quad \text{pro } \sigma_L < 0 \quad (3.10)$$

Porušení matrice (Matrix Failure)

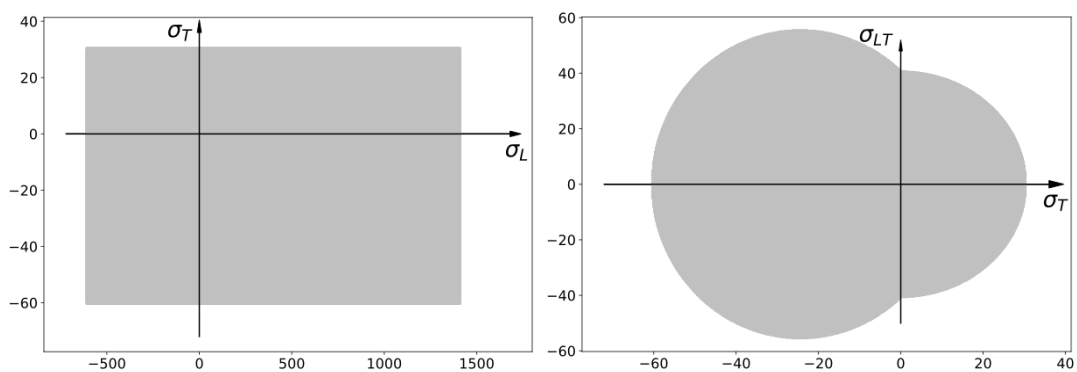
$$f_{mt} = \left(\frac{\sigma_T}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{LT}}{S}\right)^2, \quad \text{pro } \sigma_T > 0 \quad (3.11)$$

$$f_{mc} = \left(\frac{\sigma_T}{2S_{TT'}}\right)^2 + \left(\left(\frac{Y_c}{2S_{TT'}}\right)^2 - 1\right) \frac{\sigma_T}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{LT}}{S_{LT}}\right)^2, \quad \text{pro } \sigma_T < 0 \quad (3.12)$$

Stanovení smykové pevnosti $S_{TT'}$ je v praxi složité, a proto se používá vzorec:

$$S_{TT'} = Y_c \cos(\alpha) \left(\sin(\alpha) + \frac{\cos(\alpha)}{\tan(2\alpha)} \right),$$

kde úhel α je úhel lomové roviny [25].



Obrázek 3.7: Mezní plochy Hashinova kritéria. V grafu vlevo v souřadnicích σ_L , σ_T , v grafu vpravo v souřadnicích σ_T , σ_{LT} .

4 Měření mechanických vlastností

Pro popis mechanických vlastností laminátu v simulacích bude dále použit ortotropní materiálový model. Pro úplný popis takového materiálového modelu je nezbytné měřením určit následující veličiny (o některých z nich bylo blíže psáno již v částech 3.2 a 3.7):

- moduly pružnosti v tahu: $\mathbf{E}_L, \mathbf{E}_T, E_{T'}$,
- moduly pružnosti ve smyku: $G_{LT}, G_{TT'}, G_{LT'}$,
- Poissonova čísla: $\nu_{LT}, \nu_{TT'}, \nu_{LT'}$,
- pevnosti v tahu: $\mathbf{X}_t, \mathbf{Y}_t, Z_t$,
- pevnosti v tlaku: \mathbf{X}_c, Y_c, Z_c ,
- pevnosti ve smyku: $S_{LT}, S_{TT'}, S_{LT'}$,
- poměrné deformace při porušení v tahu: $\epsilon_{Lt}, \epsilon_{Tt}, \epsilon_{T't}$,
- poměrné deformace při porušení v tlaku: $\epsilon_{Lc}, \epsilon_{Tc}, \epsilon_{T'c}$,
- poměrné smykové deformace při porušení: $\gamma_{LT}, \gamma_{TT'}, \gamma_{LT'}$.

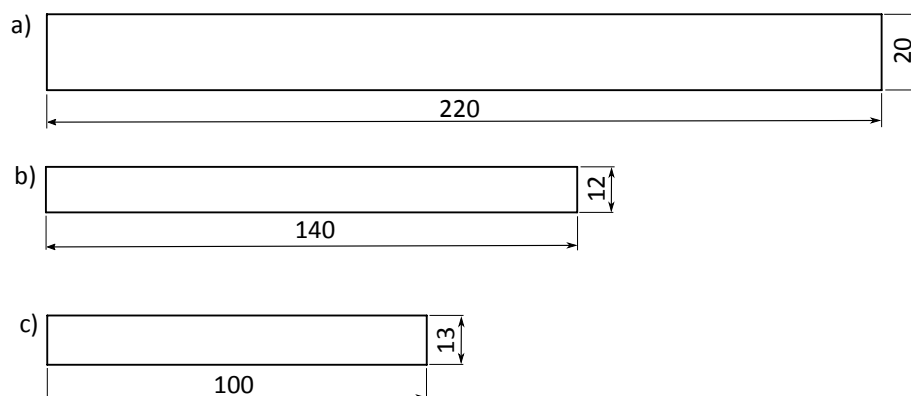
Měření všech těchto vlastností by bylo příliš finančně a časově nákladné, a často by ani nepřispělo k zpřesnění simulačního modelu. Z tohoto důvodu byly pro měření vybrány jen tučně zvýrazněné mechanické vlastnosti. Pro ostatní veličiny budou uvažovány defaultní hodnoty softwaru ANSYS, které dobře korespondují s materiálovými vlastnostmi uváděnými v literatuře. Ucelený přehled materiálových dat lze najít třeba v [22].

4.1 Vzorky

Zvoleným materiálem výztuže jsou uhlíková vlákna, konkrétně jednosměrně orientovaná vlákna o gramáži $125 \frac{\text{g}}{\text{m}^2}$ s počtem vláken v rovingu 50K a plátňová tkanina o gramáži $160 \frac{\text{g}}{\text{m}^2}$. Zvoleným materiálem matrice byla epoxidová pryskyřice LH 385 s tužidlem H 286.

Pro měření mechanických vlastností byly vybrány normy: ASTM D3039/D3039M pro zkoušku tahem, ASTM D6641/D6641M pro zkoušku tlakem a ASTM

D7264/D7264M pro zkoušku ohybem. Geometrie vzorků podle jednotlivých norem jsou k vidění na obrázku 4.1.

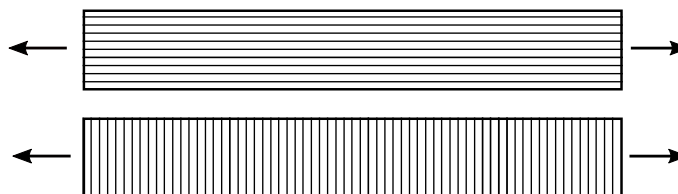


Obrázek 4.1: Geometrie vzorků pro měření mechanických vlastností: a) tah, b) tlak, c) ohyb.

4.2 Zvolené skladby laminátů

Pro měření mechanických vlastností byly vybrány 3 skladby laminátu. Lamináty jsou skládány ze 4 vrstev, což je optimum pro výrobu vakuovou infuzí při velikosti laminační desky 150 x 50 cm a použité vývěvě. První skladba, která bude dále označována jako Layup 1, je složená pouze z jednosměrně orientovaných vláken pod úhlem 0° , značíme $[0, 0, 0, 0]$. Druhou variantou je Layup 2, laminát složený pouze z plátňové tkaniny pod úhlem 0° , značíme $[0F, 0F, 0F, 0F]$ (F jako fabric - tkanina). Layup 3 je pak kombinací prvních dvou a bude dále používán v této práci při výrobě vzpěry. Jeho skladba je $[0F, 0, 0, 0F]$, tedy na vrchu a vespod plátňová tkanina a mezi tím dvě vrstvy UD vláken.

Návrh počtu vzorků je shrnut v tabulkách 4.1 a 4.2. Orientací vzorku L je myšleno, že vzorek je zatěžován shodně s orientací skladby vrstev a orientací vzorku T je myšleno, že vzorek je zatěžován kolmo k orientaci skladby vrstev (obrázek 4.2).



Obrázek 4.2: Zatěžování v podélném směru L (nahore) a v příčném směru T (dole).

Tabulka 4.1: Layup 1 [0, 0, 0, 0] - celkem 40 měření.

Typ měření	Orientace vzorku	Počet vzorků
Zkouška tahem	L	10
Zkouška tahem	T	10
Zkouška tlakem	L	10
Zkouška ohybem	L	10

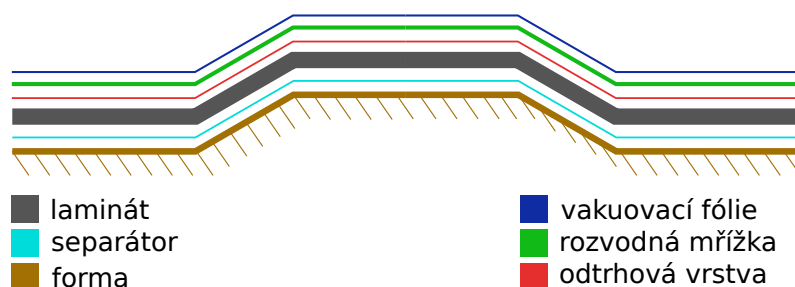
Tabulka 4.2: Layup 2 [0F, 0F, 0F, 0F] a Layup 3 [0F, 0, 0, 0F] - celkem 2 x 25 měření.

Typ měření	Orientace vzorku	Počet vzorků
Zkouška tahem	L	10
Zkouška tlakem	L	5
Zkouška ohybem	L	10

4.3 Výroba vzorků

4.3.1 Vakuová infuze

Zvolenou technologií výroby kompozitních desek, z nichž byly vyrobeny vzorky, je vakuová infuze, která již byla stručně zmíněna v části 4.3.1.



Obrázek 4.3: Schéma vakuové infuze.

Prvním krokem je nařezání vláken z role na požadované rozměry (náštíhy), jak je vidět na obrázku 4.4. Následuje aplikace separátoru Frekote 770 NC na laminační desku a naskládání jednotlivých lamin. Navrch jsou umístěny dvě pomocné tkaniny (obrázek 4.5). První je tzv. odtrhová vrstva (peel ply) - vrstva sloužící pro snadné odtrhnutí rozvodné mřížky (resin distribution ply). Rozvodná mřížka slouží k rozvedení pryskyřice do všech míst laminátu.

Dalším krokem je oblepení laminátu těsnící páskou a vložení hadic pro přívod a odvod pryskyřice. Na vrch je přiložena vakuová fólie. Je namícháno potřebné množství pryskyřice a přívodná trubička je do ní ponořena. Na opačné straně laminátu je odvodná trubička zapojena do vývěvy, která generuje podtlak, a tím



Obrázek 4.4: Vlevo: nařezaná UD vlákna. Vpravo: laminační stůl (skleněná tabule) a naskládaná UD vlákna - Layup 1.



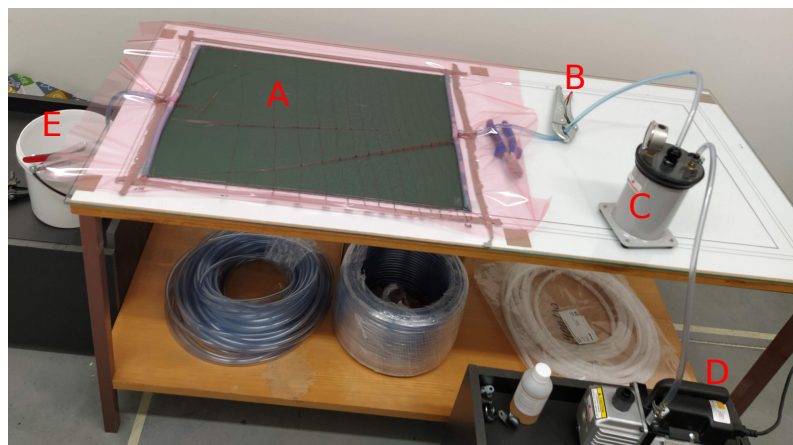
Obrázek 4.5: Vlevo: odtrhová vrstva. Vpravo: rozvodná mřížka.

je pryskyřice nasávána skrz laminát do nádoby, kde se ukládá její přebytek. Na obrázku 4.6 je vidět detail těsnění okolo vtokové soustavy, připravená pryskyřice a vývěva s nádobou pro přebytečnou pryskyřici.



Obrázek 4.6: Těsnění, pryskyřice a vývěva s nádobou pro přebytečnou pryskyřici.

Poté, co je laminát dostatečně prosycen, tj. nejsou v něm viditelné vzduchové bubliny, je třeba nechat pryskyřici 24 hodin vytvrdnout. Celý systém pro laminaci vakuovou infuzí je na obrázku 4.7.



Obrázek 4.7: Systém pro vakuovou infuzi. A - laminát, B - utěšňovací kleště, C - nádoba pro přebytečnou pryskyřici, D - vývěva, E - zásoba pryskyřice chlazená vodou.

4.3.2 Objemový podíl vláken ve vyrobených deskách

V tabulce 4.3 je odhad objemových podílů vláken V_f pro kompozitní desky, z nichž jsou vyrobeny vzorky. Objemový podíl vláken v těchto deskách se pohybuje kolem 45 %, což je nadprůměrná hodnota pro technologii vakuové infuze (viz. tabulka 2.1), a indikuje tak dobrou kvalitu vyrobených desek.

Tabulka 4.3: Tloušťky laminátu a odhad objemového podílu vláken ve vyrobených kompozitních deskách.

	t [mm]	V_f [%]
L1	0,58	48
L2	0,85	42
L3	0,7	45

4.3.3 Frézování vzorků

Pro dosažení požadovaných tvarů vzorků byla vylaminovaná deska rozdělena na menší části dle typů měření. Z těchto desek pak byly frézovány jednotlivé vzorky, obrázek 4.8. K výrobě vzorků byla použita CNC frézka SLV EDU.



Obrázek 4.8: Kompozitní deska po laminaci, frézování vzorků a obrobeneé tahové vzorky.

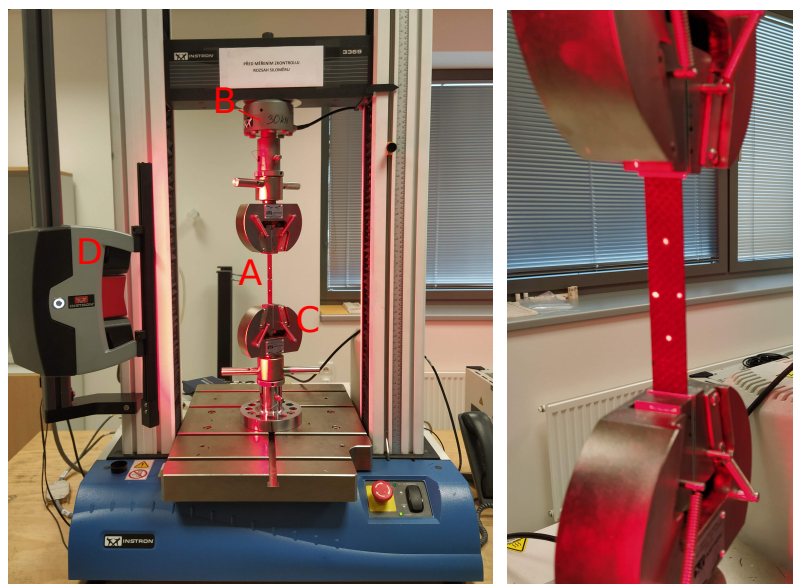
4.3.4 Lepení příložek

Pro tahové a tlakové zkoušky je nutné opatřit vzorky hliníkovými příložkami. To z důvodu rovnoměrného přenesení tlaku z upínacích čelistí trhačského zařízení na vzorek. K lepení bylo použito lepilo Ceys Epoxi, obrázek 4.11.

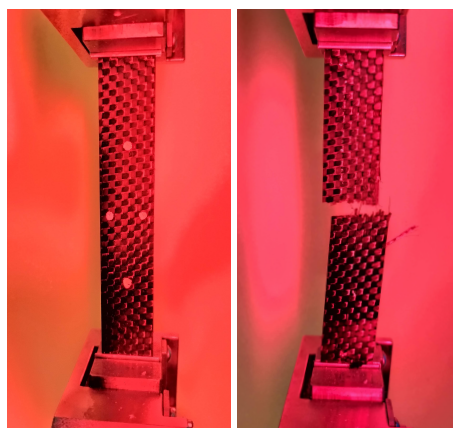
4.4 Zkouška tahem

Zkouška tahem byla realizována dle normy ASTM D3039/D3039M. Zkoušky byly provedeny na trhačím zařízení Instron 3369 se snímací hlavou o nominální hodnotě 30 kN. Na testovací vzorky byly naneseny kontrastní body pro snímání deformace optickým extenzometrem Instron AVE 2. Byly nastaveny zkušební parametry: rychlost zatěžování $v = 2 \text{ mm/min}$, počáteční měřená délka $L_0 = 50 \text{ mm}$, velikost předpětí a rozměry zkušební vzorku (šířka a tloušťka), které byly změřeny před každým měřením pomocí posuvného měřítka a mikrometru.

Pro statistické zpracování všech naměřených dat je předpokládáno normální rozdělení. Hodnoty zvýrazněné tučným písmem uváděné v tabulkách jsou střední hodnotou souboru měření, za touto hodnotou jsou uváděny krajní meze na hladině spolehlivosti 95 %.



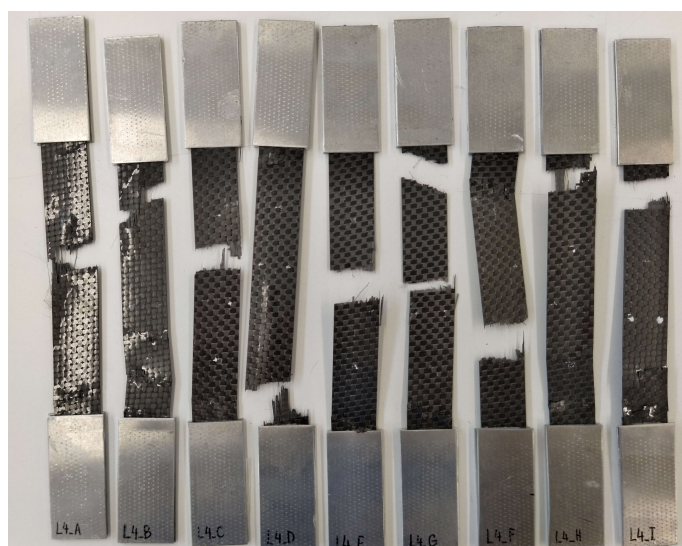
Obrázek 4.9: Vlevo: trhací zařízení Instron. A - měřený vzorek, B - siloměrná hlava, C - čelist, D - videoextenzometr. Vpravo: detail tahového vzorku upnutého v čelistech.



Obrázek 4.10: Tahová zkouška, vlevo vzorek upnutý v čelistech před zkouškou a vpravo porušený po provedené zkoušce.

4.4.1 Naměřené hodnoty ze zkoušky tahem

Na obrázku 4.12 jsou tahové diagramy pro laminát L2. Naměřené hodnoty jsou shrnuty v tabulce 4.4. Pro další skladby laminátu jsou naměřené hodnoty uvedeny v přílohách A, B, C, D, E a F.



Obrázek 4.11: Porušené vzorky laminátu z plátnové tkaniny - L2.

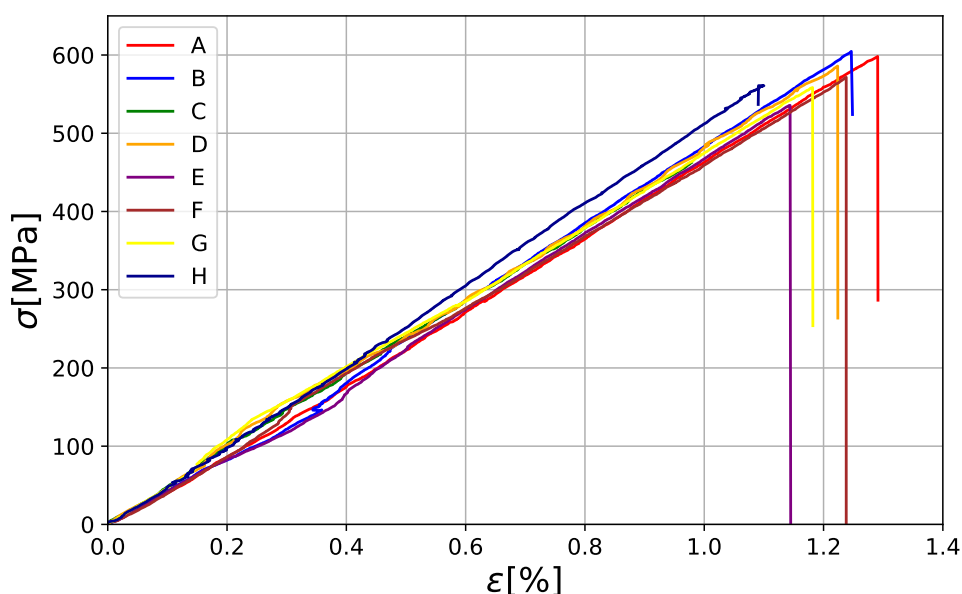
Pro laminát s jednosměrně orientovanými vlákny (L1) v příčném směru se podařilo změřit pouze 7 vzorků, jelikož byly příliš křehké a praskaly již při manipulaci. Pro pevnost v tahu v příčném směru Y_t laminátu L1 byla naměřena střední hodnota 12,8 MPa, což je zhruba 45% pevnosti samotné pryskyřice. To je z důvodu koncentrace napětí v matici na rozhraní s vláknem, které je způsobeno velkým rozdílem modulů pružnosti vlákna a matrice [6].

Tabulka 4.4: L2 [F0, F0, F0, F0], zkouška tahem - mez pevnosti, modul pružnosti v tahu, poměrná deformace na mezi pevnosti a Poissonovo číslo.

Vzorek	X_t [MPa]	E_L [MPa]	ϵ_{Xt} [1]	ν_{LT} [1]
A	598	44700	1,29	0,039
B	604	37600	1,25	0,082
C	462	48700	0,98	0,057
D	585	56300	1,22	0,03
E	535	36600	1,14	0,044
F	571	49200	1,24	-
G	558	58500	1,18	0,087
H	560	49100	-	-
	560 ± 32	47600 ± 5400	1,18 ± 0,08	0,056 ± 0,019

4.5 Zkouška tlakem

Zkouška tlakem byla realizována dle normy ASTM D6641/D6641M. Zkoušky byly provedeny na trhacím zařízení Instron 3369 se snímací hlavou o nominální hodnotě

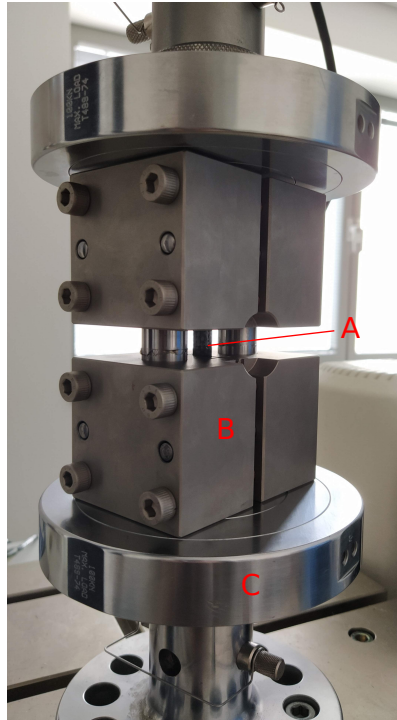


Obrázek 4.12: Tahové diagramy vzorků L2.

30 kN. Byly nastaveny zkušební parametry: rychlost zatěžování $v = 1,3 \text{ mm/min}$, počáteční měřená délka $L_0 = 13 \text{ mm}$, velikost předpětí a rozměry zkušební vzorku (šířka a tloušťka), které byly změřeny před každým měřením. Čelisti pro zkoušku tlakem s upnutým vzorkem jsou vidět na obrázku 4.13. Deformace byla určena pouze z posuvu příčnicku, jelikož videoextenzometr přes vodící kolíky tlakových čelistí "nevidí" na vzorek. Z tohoto důvodu se nepodařilo spolehlivě změřit modul pružnosti v tlaku. Naměřené hodnoty pevnosti pro všechny tři skladby laminátu jsou shrnuty v tabulce 4.5.

Tabulka 4.5: Zkouška tlakem, pevnosti v tlaku X_c .

Vzorek	L1 X_c [MPa]	L2 X_c [MPa]	L3 X_c [MPa]
A	442	359	317
B	591	325	304
C	491	350	255
D	465	339	299
E	434	364	322
F	430	-	-
G	484	-	-
H	486	-	-
I	505	-	-
	481 ± 32	348 ± 15	299 ± 23



Obrázek 4.13: Čelisti pro zkoušku tlakem. A - měřený vzorek, B - tlakové čelisti, C - tlaková čelist.

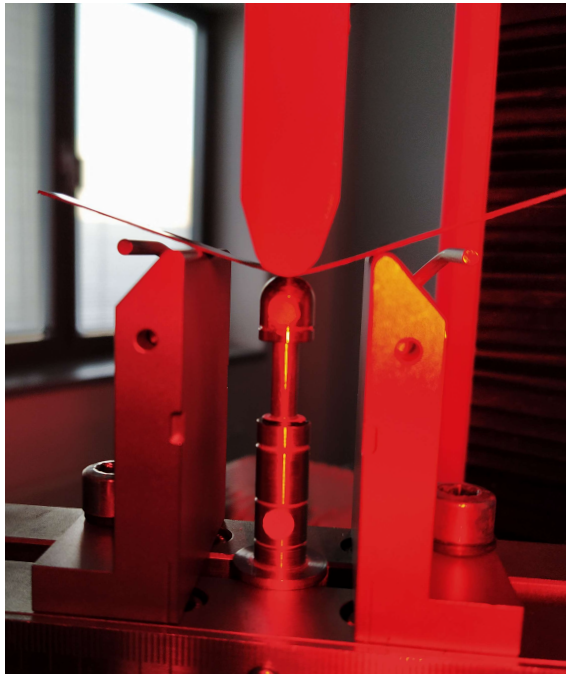
4.6 Zkouška ohybem

Zkouška tříbodovým ohybem byla provedena dle normy ASTM D7264/D7264M na trhačím zařízení Instron 3369 se snímací hlavou o nominální hodnotě 1 kN. V případě, že jsou u materiálu provedeny tahové a tlakové zkoušky, tak ohybová zkouška nepřináší příliš dalších informací, je tzv. doplňkovou zkouškou. Jinak je tomu v tomto případě, kdy ohybové zkoušky poslouží při porovnání pevnostních kritérií v provedených simulacích.

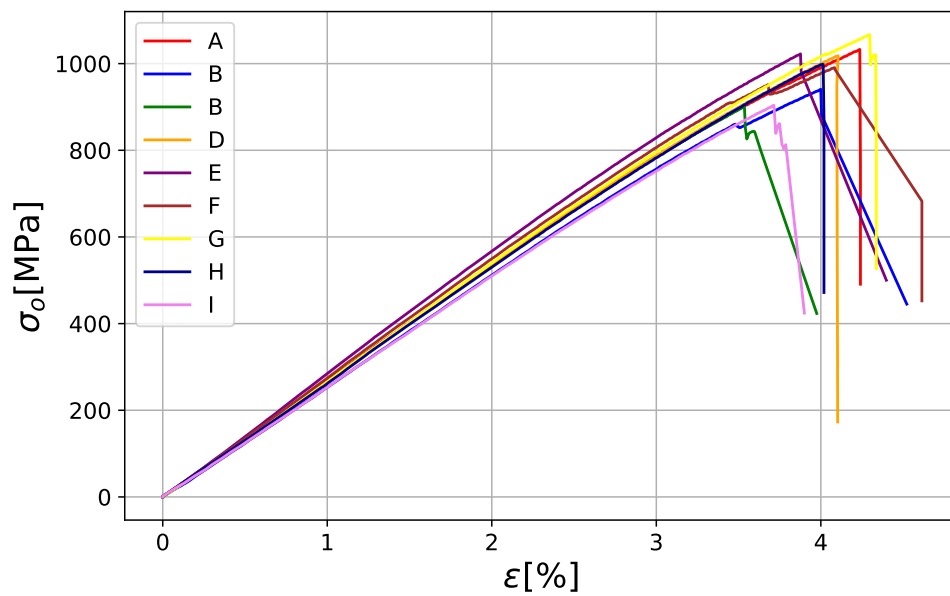
Byly nastaveny zkušební parametry: rychlost zatěžování $v = 4 \text{ mm/min}$, vzdálenost podpor $L = 32 \text{ mm}$, velikost předpětí a rozměry zkušebního vzorku (šířka a tloušťka), které byly změřeny před každým měřením. Sestava pro zkoušku ohybem jsou vidět na obrázku 4.14.

4.6.1 Naměřené hodnoty ze zkoušky ohybem

Na obrázku 4.15 jsou ohybové diagramy pro laminát z tkaniny L2 a v tabulce 4.6 jsou shrnuty naměřené hodnoty. Pro další skladby laminátu jsou naměřené hodnoty uvedeny v přílohách G, H, I a J.



Obrázek 4.14: Porušený ohybový vzorek umístěný mezi podporami a přítlačným trnem.



Obrázek 4.15: Ohybové diagramy vzorků L2.

Tabulka 4.6: L2 [F0, F0, F0, F0], zkouška ohybem - mez pevnosti v ohybu, zatížení na mezi pevnosti, modul pružnosti v ohybu (segment 0,1 - 0,3 % deformace).

Vzorek	σ_o [MPa]	F [N]	E_o [MPa]
A	689	151	34200
B	627	139	32000
C	600	132	33100
D	679	154	32700
E	682	146	36200
F	661	132	36300
G	666	152	33400
H	711	152	31800
I	602	140	30900
	657 ± 26	144 ± 16	33400 ± 1200

4.7 Celkový přehled naměřených hodnot

V tabulce 4.7 je celkový přehled naměřených hodnot ze zkoušek tahem, tlakem a ohybem, které jsou dále použity v simulacích.

Tabulka 4.7: Přehled naměřených středních hodnot mechanických vlastností.

	L1 [0] ₄	L2 [F0] ₄	L3 [F0, 0] _{2S}
X_t [MPa]	1385	560	943
X_c [MPa]	481	348	299
Y_t [MPa]	12,8	560	-
Y_c [MPa]	-	348	-
ν_{LT} [1]	-	0,056	0,076
E_L [MPa]	94200	47600	66100
E_T [MPa]	8300	47600	-
F_o [N]	73,7	144	70
E_o [MPa]	73400	33400	34200

5 Simulace ohybové zkoušky

Simulací ohybových zkoušek získáme základní porovnání simulačního modelu s naměřenými daty a především porovnání jednotlivých pevnostních kritérií mezi sebou.

Počítačové modely jsou vytvořeny v softwaru ANSYS verzi 2019 R3, který funguje na základě metody konečných prvků. Pro definování vlastností laminátu byl použit modul ACP (Ansys Composite PrepPost).

5.1 Materiálové vlastnosti

Zadané materiálové vlastnosti jsou vidět na obrázku 5.1.

Z naměřených hodnot v tabulce 4.7 je zřejmé, že modul pružnosti v tahu E_L a v ohybu E_o se značně liší. To ukazuje na fakt, že modul pružnosti v tlaku E_{Lc} bude výrazně nižší než modul tahový E_L .

Software ANSYS bohužel neumí kombinovat ortotropní a nelineární model, tedy zadat rozdílný modul pružnosti v tahu a tlaku. Zadání stejné hodnoty pro tahový i tlakový modul pružnosti by způsobilo při namáhání ohybem obrovskou chybu a devalvovalo tak celý model.

Tento problém byl vyřešen následujícím způsobem:

1. Byla provedena simulace s modulem pružnosti v tahu $E_L = E_{Lt}$ ve všech laminách.
2. Byly detekovány laminy, které jsou namáhány na tlak v podélném směru vláken.
3. V těchto laminách byl definován nový materiál s modulem pružnosti v tlaku $E_L = E_{Lc}$.

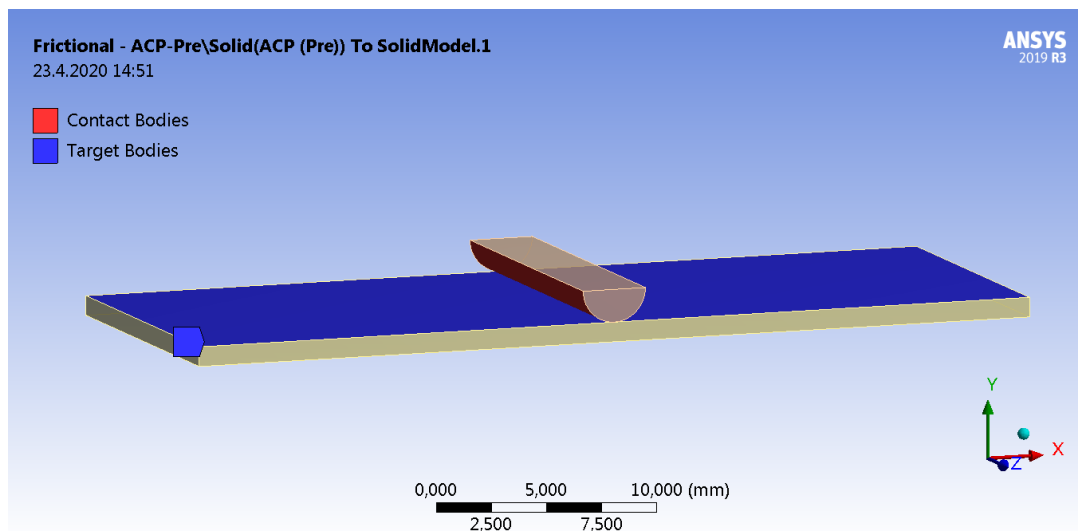
5.2 Nastavení modelu

Na obrázku 5.2 je vidět geometrie modelu a nastavení kontaktu se třením mezi vzorkem (modrá plocha) a přítlačným trnem (červená plocha). Kontakt se třením

Properties of Outline Row 6: UD Ex_TAH				Properties of Outline Row 3: F Ex_TAH			
	A	B	C		A	B	C
1	Property	Value	Unit	1	Property	Value	Unit
2	Density	1518	kg m ⁻³	2	Density	1451	kg m ⁻³
3	Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion			3	Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion		
8	Orthotropic Elasticity			8	Orthotropic Elasticity		
9	Young's Modulus X direction	94200	MPa	9	Young's Modulus X direction	47600	MPa
10	Young's Modulus Y direction	8300	MPa	10	Young's Modulus Y direction	47600	MPa
11	Young's Modulus Z direction	8300	MPa	11	Young's Modulus Z direction	6000	MPa
12	Poisson's Ratio XY	0,27		12	Poisson's Ratio XY	0,05	
13	Poisson's Ratio YZ	0,42		13	Poisson's Ratio YZ	0,3	
14	Poisson's Ratio XZ	0,27		14	Poisson's Ratio XZ	0,3	
15	Shear Modulus XY	5000	MPa	15	Shear Modulus XY	3300	MPa
16	Shear Modulus YZ	3080	MPa	16	Shear Modulus YZ	2700	MPa
17	Shear Modulus XZ	5000	MPa	17	Shear Modulus XZ	2700	MPa
18	Orthotropic Stress Limits			18	Orthotropic Stress Limits		
19	Tensile X direction	1385	MPa	19	Tensile X direction	560	MPa
20	Tensile Y direction	29	MPa	20	Tensile Y direction	560	MPa
21	Tensile Z direction	29	MPa	21	Tensile Z direction	50	MPa
22	Compressive X direction	-481	MPa	22	Compressive X direction	-347	MPa
23	Compressive Y direction	-54	MPa	23	Compressive Y direction	-347	MPa
24	Compressive Z direction	-54	MPa	24	Compressive Z direction	-120	MPa
25	Shear XY	35	MPa	25	Shear XY	66	MPa
26	Shear YZ	24	MPa	26	Shear YZ	30	MPa
27	Shear XZ	35	MPa	27	Shear XZ	30	MPa
28	Orthotropic Strain Limits			28	Orthotropic Strain Limits		
29	Tensile X direction	0,0134		29	Tensile X direction	0,0117	
30	Tensile Y direction	0,0026		30	Tensile Y direction	0,0117	
31	Tensile Z direction	0,0026		31	Tensile Z direction	0,0078	
32	Compressive X direction	-0,0118		32	Compressive X direction	-0,0192	
33	Compressive Y direction	-0,0146		33	Compressive Y direction	-0,0192	
34	Compressive Z direction	-0,0146		34	Compressive Z direction	-0,011	
35	Shear XY	0,016		35	Shear XY	0,02	
36	Shear YZ	0,012		36	Shear YZ	0,015	
37	Shear XZ	0,016		37	Shear XZ	0,015	

Obrázek 5.1: Materiálové vlastnosti, vlevo jednosměrně orientovaných vláken - UD 125g/m² (L1) a vpravo plátnové tkaniny F 125g/m² (L2).

(frictional) představuje nelineární typ kontaktu, tedy vyžaduje iterační řešení metodou Newton - Rhapson. Pro urychlení konvergence iteračního procesu byla snížena vzájemná tuhost kontaktního páru (Normal stiffness factor - K_f) z hodnoty defaultní 1 na 0,1. Normálová síla mezi kontakty je dána tuhostí kontaktního páru a velikostí penetrace $F_{normal} = K_{normal} x_{penetration}$. V reálném kontaktu do sebe tělesa nepronikají ($x_{penetration} = 0$) a vzájemná tuhost je nekonečně velká (F_{normal}). Pro umožnění numerického výpočtu je normálová tuhost nastavena na velkou hodnotu a je umožněna malá penetrace. Pro zajištění konvergence výpočtu pomůže tuhost páru K_{normal} vynásobit faktorem $K_f \in (0, 1)$, čímž dojde k umožnění penetrace. To je přípustné v případě, že jeden prvek kontaktního páru je ohýbán [30].

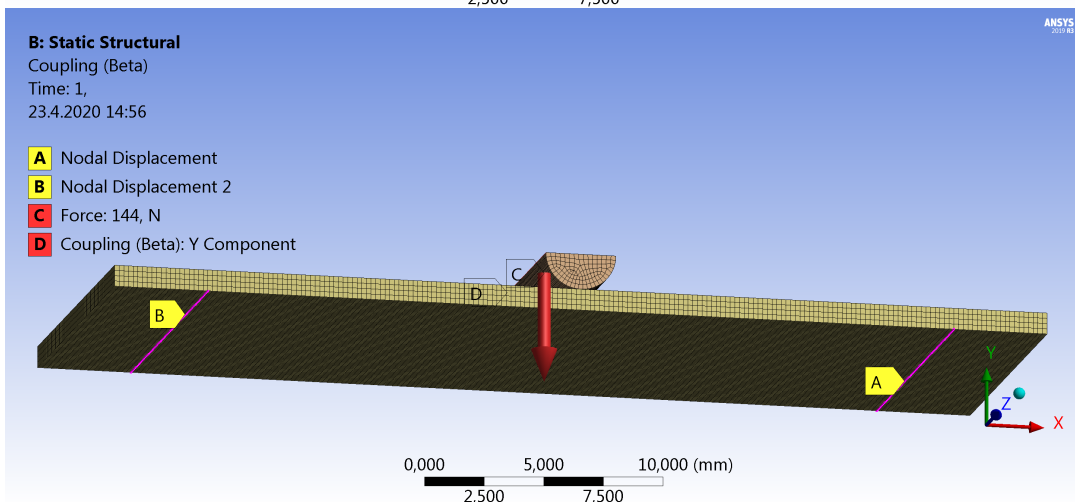
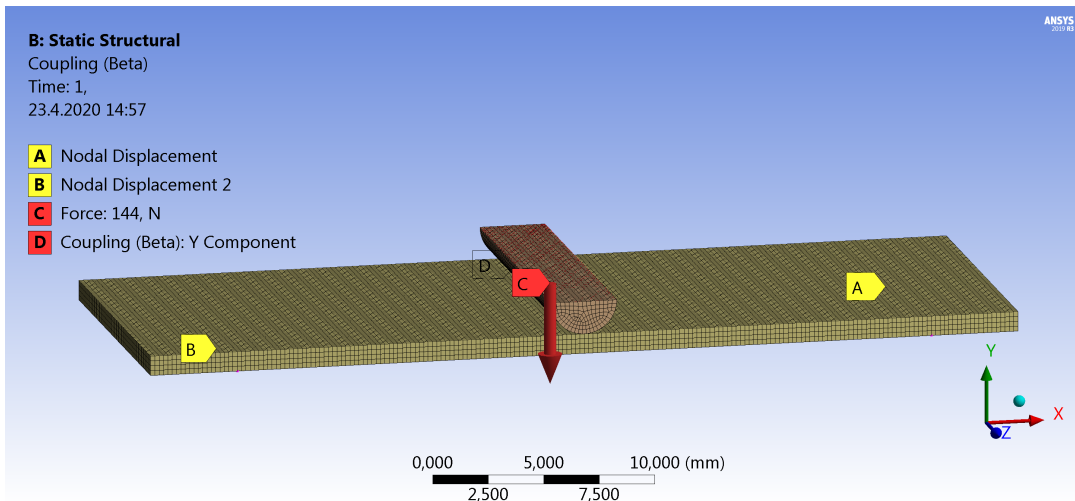


Obrázek 5.2: Ohybová zkouška - kontakt se třením.

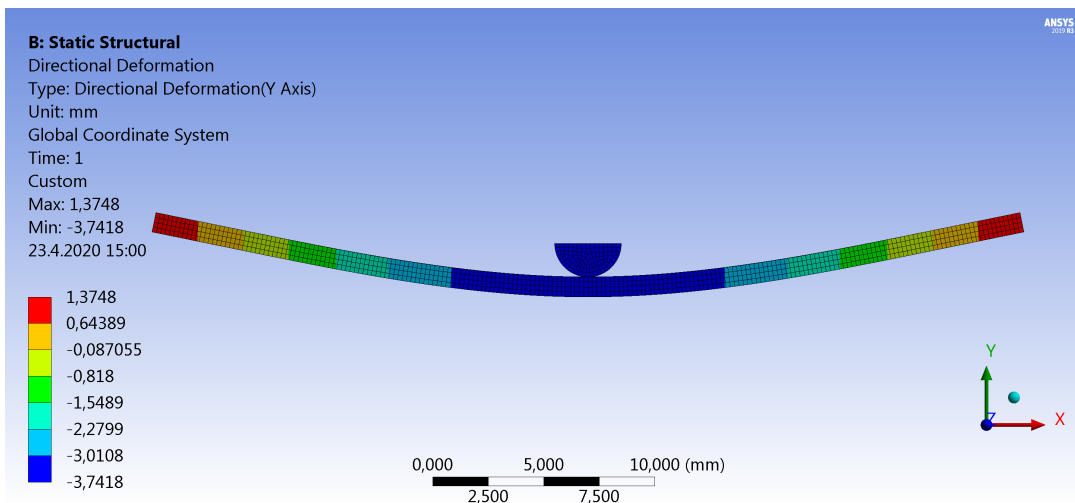
Na obrázku 5.3 je vidět síť, vazby a působící síla. Pro podpory A a B je vazba zjednodušena na typ "Nodal Displacement", kdy jednotlivým prvkům nad spodními podporami jsou odebrány stupně volnosti. Podpora A je vazbou rotačně - posuvnou, tj. zamezí posuv ve směru Y . Podpora B je rotační vazbou, tj. zamezí posuv ve směru X a Y . Přítlačnému trnu je umožněn posuv pouze ve směru Y - vazba "Coupling". A na vrchní stranu trnu je aplikována síla.

5.3 Výstupy ze simulace ohybové zkoušky

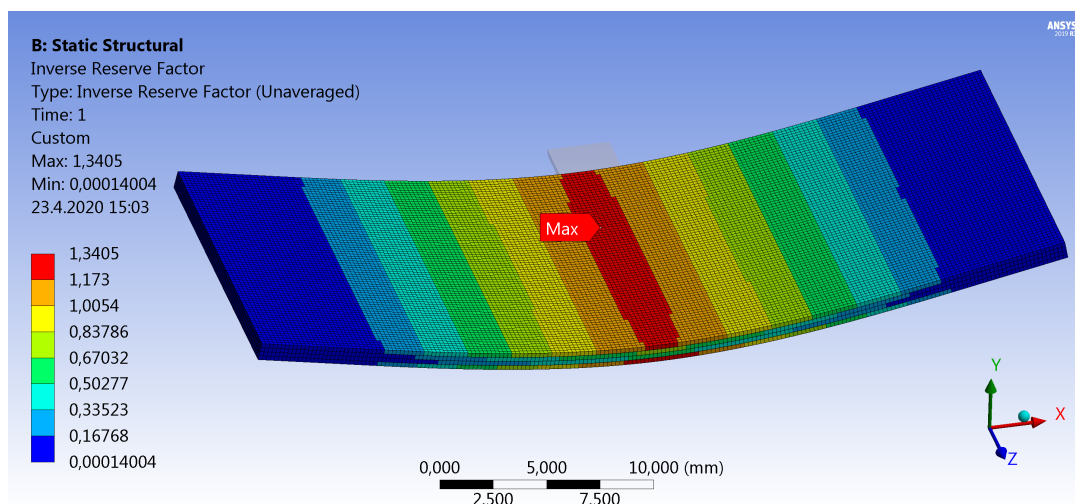
Z vypočtených výsledků je důležitý průhyb (posuv ve směru Y), ten je pro laminát L2 zobrazen na obrázku 5.4. Dále jsou důležité indexy porušení, které ve všech případech predikují porušení tlakem na horní straně vzorků, stejně jako tomu bylo v případě měření. To koresponduje s nižší pevností vláken v tlaku než v tahu. Vizualizace indexu porušení dle Hoffmanova kritéria (podrobněji v části 3.7.4) je na obrázku 5.5.



Obrázek 5.3: Ohybová zkouška - vazby a zatížení.



Obrázek 5.4: Ohybová zkouška - posuv ve směru y.



Obrázek 5.5: Ohybová zkouška - index porušení dle Hoffmana.

5.4 Porovnání simulací a mechanických zkoušek

Tlakový modul E_{Lc} se nepodařilo spolehlivě změřit, a tak jeho hodnoty byly nafitovány na naměřený průhyb. To bylo provedené pro skladby laminátu L1 a L2 a zpětně ověřeno na skladbě L3, kdy bylo dosaženo odchylky průhybu kolem 5 %, jak je vidět v tabulce 5.1. Pro další výpočty jsou uvažovány moduly pružnosti v tlaku E_{Lc} o hodnotách 42000 MPa pro skladbu L1 a 17500 MPa pro skladbu L2.

Tabulka 5.1: Fit tlakového modulu pružnosti.

	L1	L2	L3
E_{Lc} [MPa]	42000	17500	-
Průhyb - měření [mm]	3,24	3,72	3,63
Průhyb - simulace [mm]	3,29	3,82	3,5
Odchylka	-2%	-2,6 %	3,7 %

V tabulce 5.2 jsou porovnávána pevnostní kritéria při simulaci zkoušky ohybem. Střední hodnota naměřené síly, při které došlo k porušení vzorku, F_p je porovnávána s hodnotou síly ze simulace, při které dosáhne jednotlivý index porušení hodnoty 1 (je predikováno porušení). V tabulce 5.2 jsou uvedeny odchylky těchto sil.

Odchylky pevnostních kritérií v porovnání s realitou nepřesahují v žádném z případů 30 %. To se může na první pohled zdát jako vysoká hodnota, nicméně pro ručně vyráběné kompozity je odpovídající. Dobrou shodu dává kritérium maximálního napětí, Hoffmanovo a Hashinovo kritérium pro laminát s jednosměrně orientovanou

Tabulka 5.2: Výsledky simulace ohybové zkoušky v porovnání s naměřenými hodnotami.

	L1	L2	L3
F_p	73,7N	144N	67,7N
Max stress	16,6 % (61,5N)	26,88 % (105,3 N)	2,36 % (66,1 N)
Max strain	28,2 % (52,9N)	26,53 % (105,8 N)	24,96 % (50,8 N)
Tsai - Hill	22,9 % (56,8N)	22,71 % (111,3 N)	-2,95 % (69,7 N)
Hoffman	16,0 % (61,9N)	26,25 % (106,2 N)	1,62 % (66,6 N)
Hashin	16,5 % (61,5N)	-	-

výztuží L1, kdy je odchylka kolem 16 %. Pro laminát z tkaniny je shoda o něco horší, všechna kritéria předpovídají porušení při síle zhruba o 25 % nižší než při měření. Vyšší hodnoty pro tkaninu mohou být dány způsobem navrhování pevnostních kritérií, která byla prvotně designována pro jednosměrně orientovaná vlákna. Pro laminát L3, který je složený z kombinace jednosměrně orientovaných vláken a plátňové tkaniny dávají kritéria (Max stress, Tsai - Hill, Hoffman) nejlepší výsledky s odchylkou do 3 %. To je pravděpodobně dáno vzájemnou eliminací chyb od jednosměrně orientovaných vláken a tkaniny, jelikož jednotlivě tak dobré výsledky nevykazují.

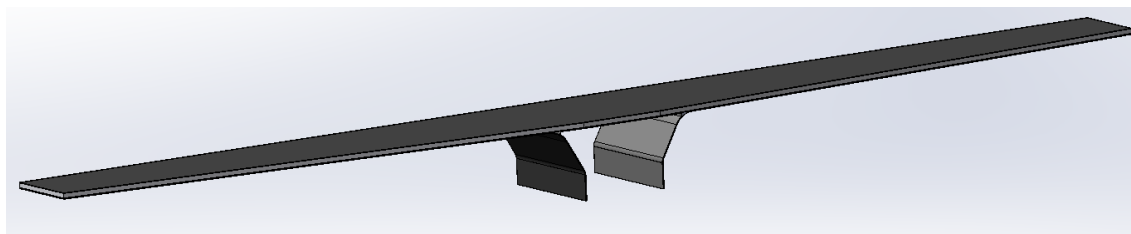
Obecně dávají pevnostní kritéria konzervativní výsledky - predikují porušení dříve, než k němu skutečně dojde. To je pozitivní vlastnost, která eliminuje možnost poddimenzování součástí při jejím návrhu.

6 Výroba křídla

V této části je podrobněji popsána výroba křídla. V první fázi byl navržen CAD model křídla v softwaru Solidworks 2018 (obrázek 6.1). Detail a popis jednotlivých částí křídla je na obrázku 6.2. Vrchní část křídla je tvořena sendvičovou strukturou. Vrchní a střední skin jsou od sebe odsazeny vlepáním jádra, což vede ke značné zvýšení tuhosti. Použitým jádrem je v tomto případě PET pěna AIREX T90.100. Každá z kompozitních částí, tj. horní, střední, spodní a closing skin se skládá ze čtyř vrstev - po stranách plátňové tkaniny a uvnitř UD vlákna [0F, 0, 0, 0F], tedy Layup 3.

Poznámka: termín skin by mohl být nahrazen českým výrazem "potah", ale je používán více zažitý termín "skin". Pro termín "closing skin" se dobře vystihující český ekvivalent nepodařilo objevit.

Zřetel bude brán na vzpěru, která se skládá z closing skinu a části spodního skinu v místě uchycení k trupu. Closing skin má sloužit jako styková plocha pro upnutí k trupu, a také jako prvek, který při namáhání zabraňuje odlupu spodního od středního skinu.

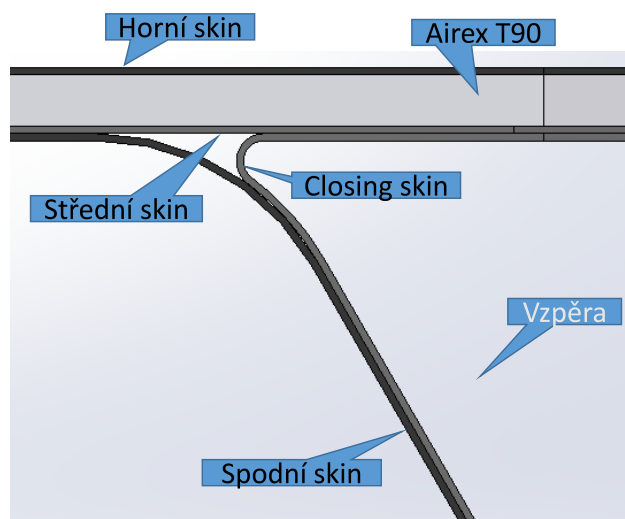


Obrázek 6.1: CAD model křídla.

6.1 Postup výroby křídla

Postup výroby křídla probíhal v následujících krocích.

1. Vakuová infuze desky pro horní a střední skin (tak jako u výroby desek pro vzorky k měření).
2. Ruční laminace closing skinu, podrobněji v 6.2.



Obrázek 6.2: Detail křídla a jeho jednotlivé části.

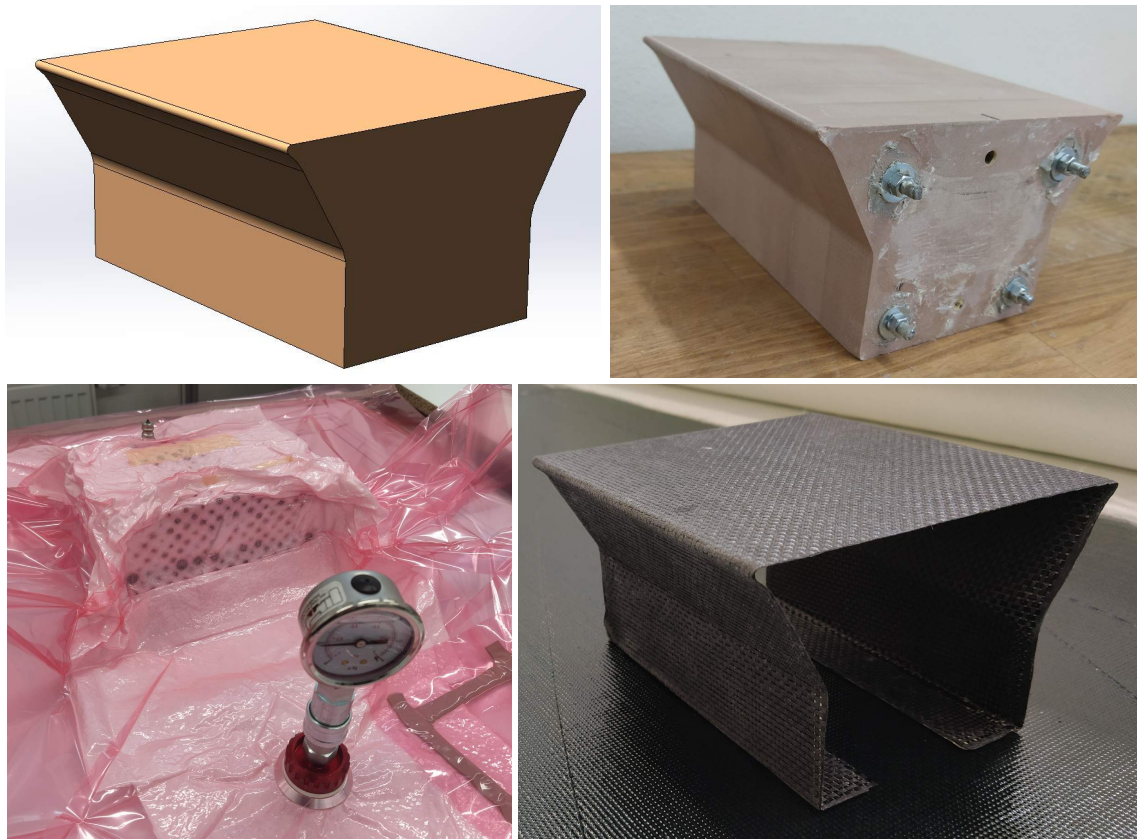
3. Oříznutí jádra s rozdělením desky na horní a střední skin, slepení k sobě (nanesení pryskyřice + vakuování).
4. Přilepení closing skinu na střední skin.
5. Ruční laminace spodního skinu.
6. Frézování ruční frézou do požadovaného tvaru.
7. Vrtání děr pro úchyt.

6.2 Výroba closing skinu

Pro výrobu vzpěry byly vyfrézovány jednotlivé části formy z umělého dřeva Ebaboard 0600, které se závitovou tyčí spojily v jeden celek. Před ruční laminací byl na formu nanesen separační vosk pro snadné odformování. Následně byl closing skin vyroben ruční laminací způsobem popsáním v 2.7.1. Tento postup je názorně vidět na obrázku 6.3.

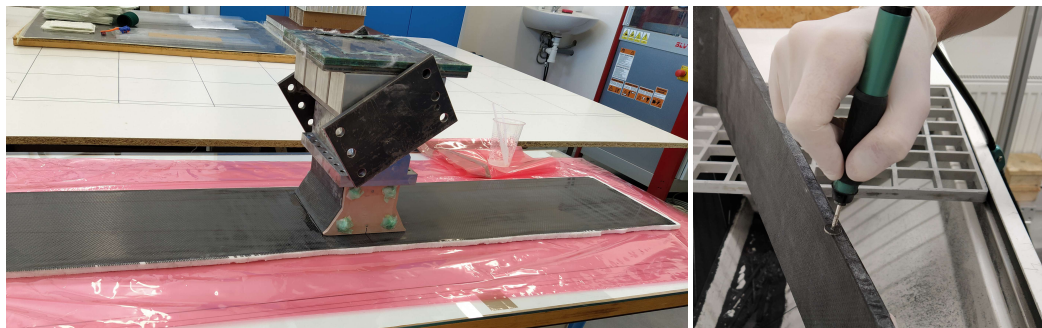
6.3 Kompletace křídla

Části vyrobené odděleně (tj. horní, střední a closing skin) je potřeba spojit. V první fázi byl pryskyřicí LH 385 s tvrdidlem H 286 (použito při laminaci) slepen horní skin, jádro a střední skin. Tato vzniklá část pak byla vakuována pro vytlačení přebytečné pryskyřice. V dalším kroku byl na střední skin přilepen closing skin. Byla použita pryskyřice Epoxy 1200 s tvrdidlem Chs P11, která je viskóznější, a tudíž vhodnější k lepení bez vakuování (obrázek 6.4 vlevo). Pro dokonalé přilnutí bylo na vrch vzpěry přidáno závaží. Nakonec byla provedena ruční laminace spodního



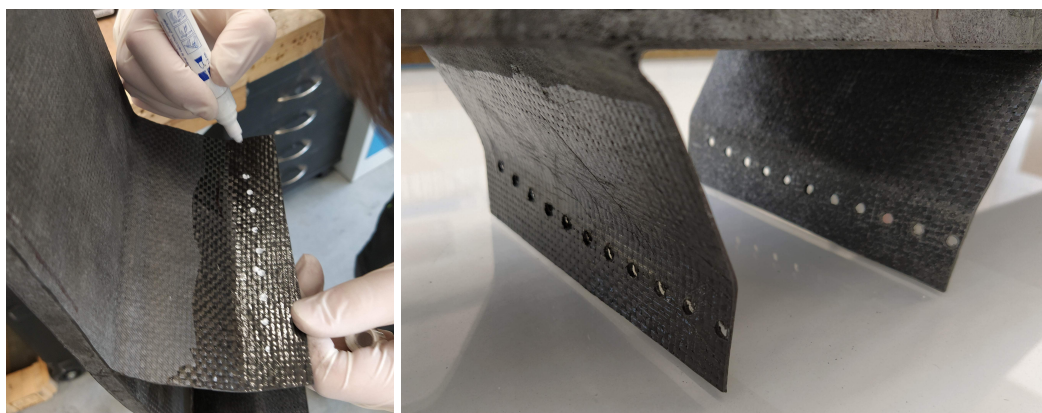
Obrázek 6.3: Postup výroby closing skinu: CAD model formy (vlevo nahoře), vyrobená forma (vpravo nahoře), vakuování po laminaci (vlevo dole) a vyrobená vzpěra (vpravo dole).

skinu, při níž byl do prostoru mezi středním, spodním a closing skinem vložen roving z uhlíkových vláken. To proto, aby do tohoto prostoru zatekla pryskyřice, a nevzniklo tak ničím nevyplněné místo, které by způsobovalo skok v tuhosti, a tím pádem koncentraci napětí.



Obrázek 6.4: Lepení vzpěry na střední skin (vlevo). Ruční frézování (vpravo).

Po slepení všech částí a laminaci spodního skinu je křídlo obrobena ruční frézou do finálního tvaru (obrázek 6.4 vpravo). Následně byly vyvrtány díry pro úchyt k trupu. Při vrtání je důležité si podložit spodní stranu dřevěnou deskou, aby při provrtání nedošlo k delaminaci v okolí díry. Kvalitní provedení děr je vidět na obrázku 6.5. Finální výrobek je vidět na obrázku 6.6.



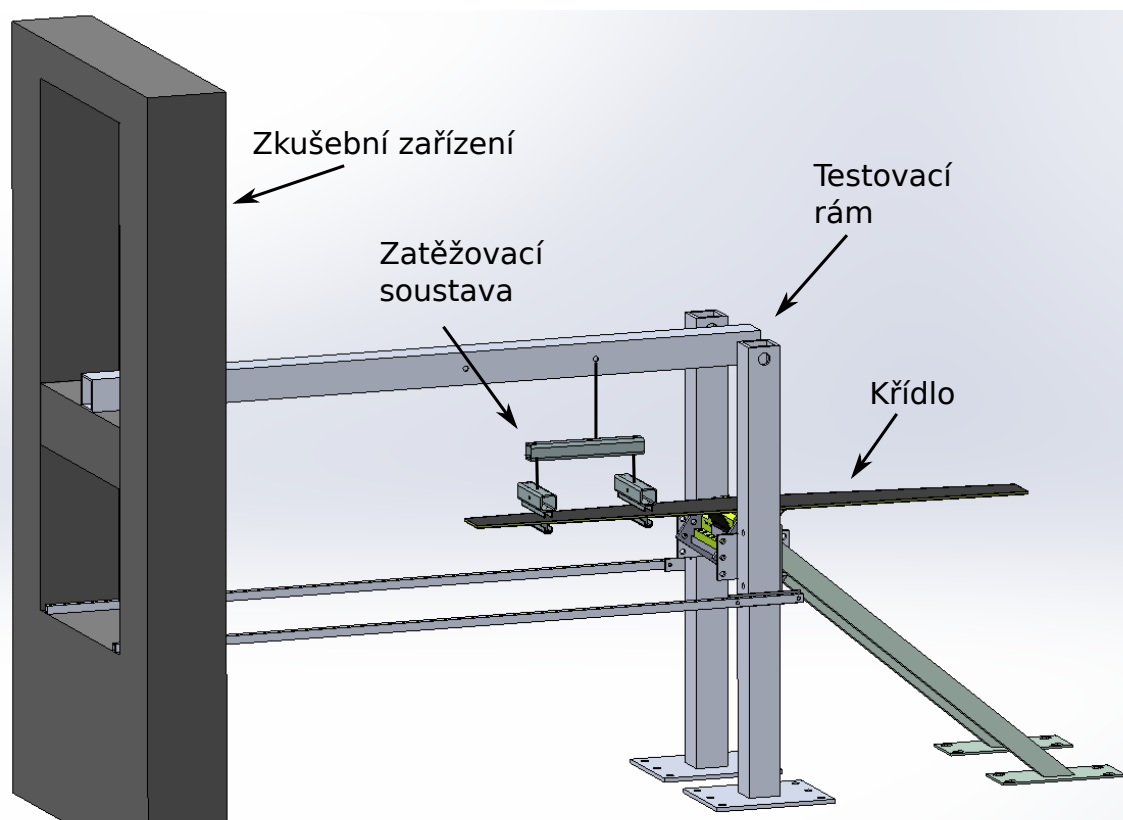
Obrázek 6.5: Značení míst a zhotovené díry pro úchyt.



Obrázek 6.6: Vyrobené křídlo.

7 Simulace testu křídla

Ověření únosnosti vzpěry bylo provedeno ve dvou krocích. V prvním testu bylo napodobeno zatížení vztlakem, ke kterému dochází na reálném křídle. Návrh testu je vidět na obrázku 7.1. Křídlo bylo přišroubováno na ocelovou kostku, která nahrazuje tuhý trup letadla, a ta byla spojena s testovacím rámem. Vztlak byl simulován pomocí závěsné soustavy dvou upnutí, která byla přes páku zvedána. To je podrobněji popsáno v části 8.



Obrázek 7.1: Schéma testu křídla.

7.1 Simulační model testu křídla

V této části je popsáno nastavení simulačního modelu testu křídla. Na obrázku 7.2 je vidět geometrie křídla, úchytu k trupu a upnutí pro zatěžování. Detail konečněprvkové sítě je vidět na obrázku 7.3. Pro laminátové části křídla byl zvolen typ modelu "solid" - každá lamina je síťována jednou vrstvou elementů. Druhou možností je shell (skořepinový) model, kdy je celý laminát síťován jedinou vrstvou elementů. Ve složitějších případech, kdy se projeví tříosá napjatost, je použití solid modelu přesnější. Nevýhodou je ovšem zvýšení výpočetního času, což je důsledkem většího množství stupňů volnosti. Byly uvažovány velké deformace a byly použity kvadratické konečné prvky, většinou šestistěny tzv. bricky. Materiálové vlastnosti laminátu byly nastaveny stejně jako v části 5 a jsou vidět na obrázku 5.1. Pro jádro Airex T90.100 jsou uvažovány materiálové vlastnosti z [31], a ty potřebné pro definici materiálu v simulaci jsou shrnuty v tabulce 7.1.

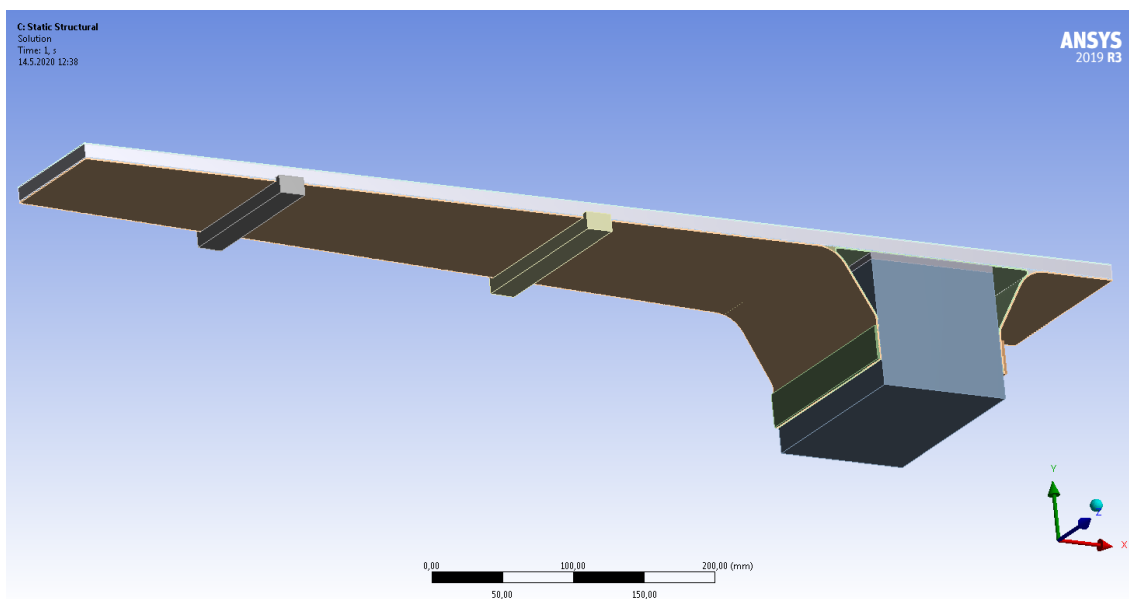
Tabulka 7.1: Materiálové vlastnosti Airex T90.100.

Modul pružnosti v tahu	120 MPa
Modul pružnosti v tlaku	80 MPa
Modul pružnosti ve smyku	20 MPa
Pevnost v tahu	2,2 MPa
Pevnost v tlaku	1,4 MPa
Pevnost ve smyku	0,8 MPa

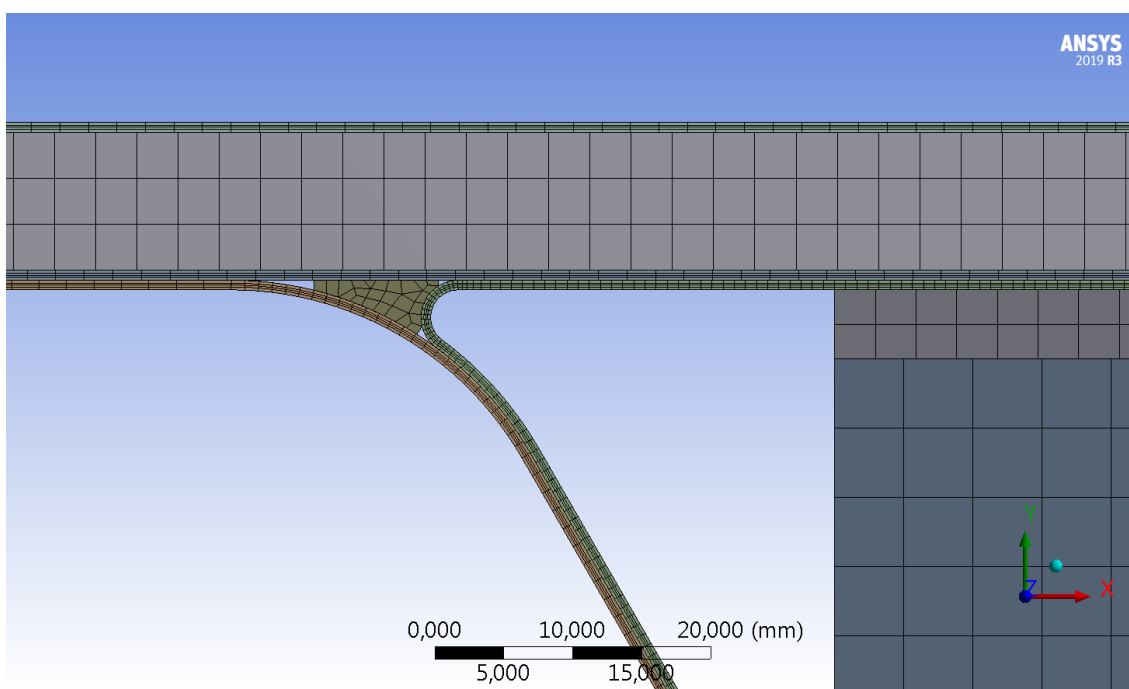
Mezi ocelovou kostkou simulující trup letadla a stykovou plochou vzpěry byl nastaven kontakt se třením (viz. obrázek 7.4). Byla snížena vzájemná tuhost kontaktního páru (Normal stiffness) na hodnotu 0,1 (podrobněji v části 5.2). To povoluje penetraci součástí, čímž je umožněna konvergence simulace. Po výpočtu je nutné velikost penetrace zkontrolovat. V tomto případě byla maximální hodnota penetrace 0,05 mm, což bylo vyhodnoceno jako přijatelná hodnota neovlivňující výsledky simulace. Ostatní kontakty mezi součástmi byly nastaveny na typ bonded - "slepené sítě".

Na obrázku 7.5 je vidět zavazbení posuvů ve všech směrech (fixed support) na spodní straně "trupu" a na příložkách po stranách, čímž je nahrazeno uchycení pomocí šroubů.

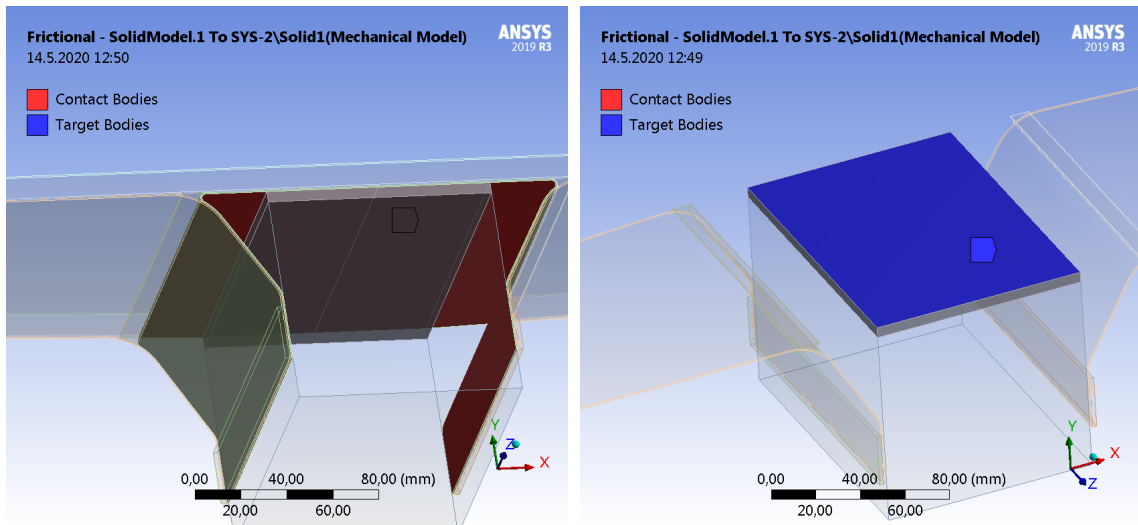
Zatížení silou na spodní stranu úchytů závěsné soustavy je vidět na obrázku 7.6. Tyto úchyty jsou oproti reálnému testu zjednodušeny a je uvažována pouze jejich spodní styková část. Jsou zadány síly, které byly naměřeny při testu na snímačích síly 1 a 2 (viz. část 8), aby bylo možné porovnání simulace s testem při ekvivalentním zatížení.



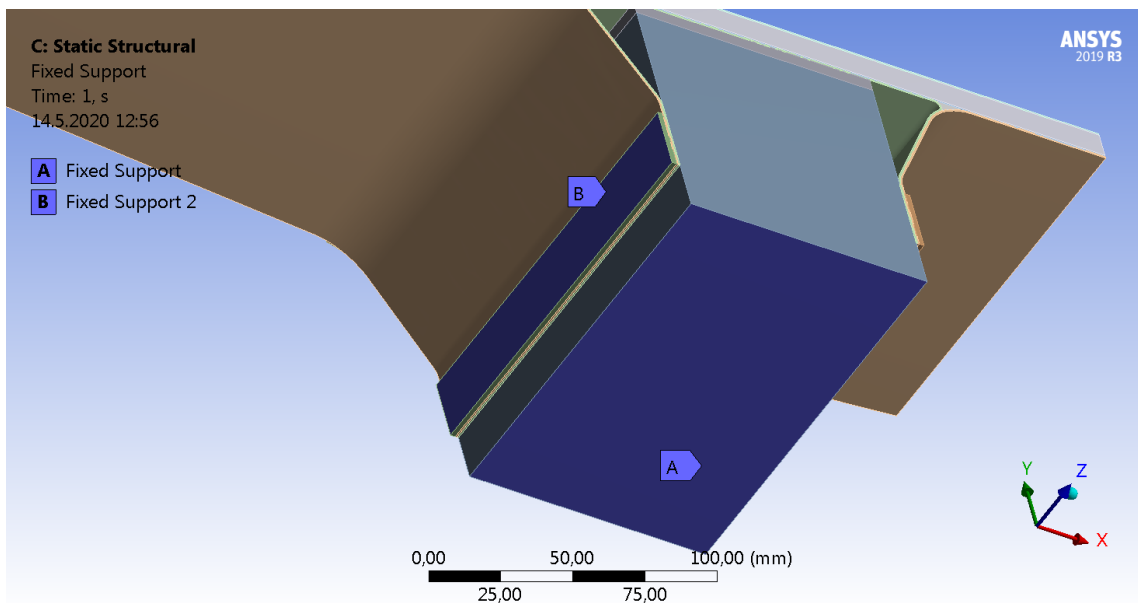
Obrázek 7.2: Geometrie testu křídla v simulaci.



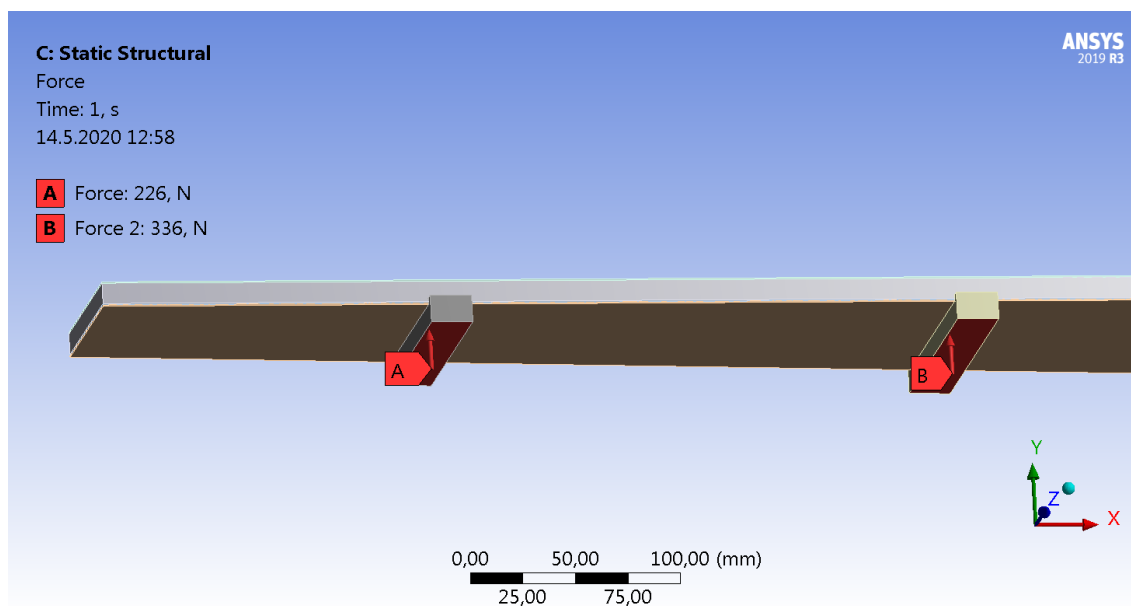
Obrázek 7.3: Detail sítě v místě napojení vzpěry na křídlo.



Obrázek 7.4: Kontakt se třením mezi trupem a vzpěrou.



Obrázek 7.5: Vazba zamezením posuvů ve všech směrech v testu křídla.



Obrázek 7.6: Zatížení silou v simulaci testu křídla.

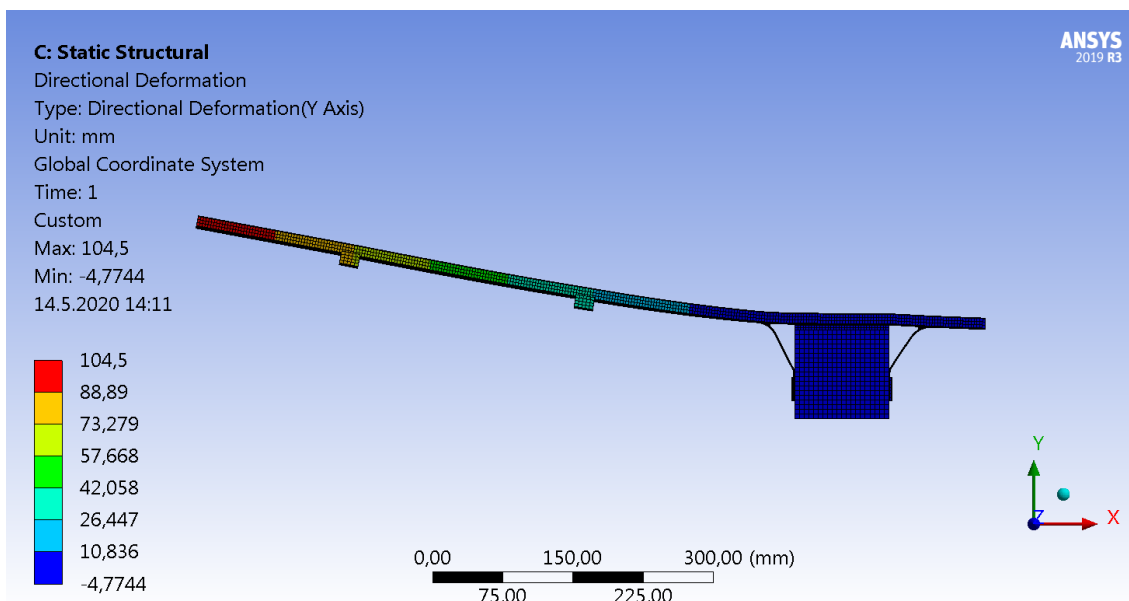
Konečněprvková síť se skládala z 687000 elementů o 1082000 uzlech. Výpočet běžel na 16 jádrech procesoru výpočetního serveru Vamsver3 oddělení Výpočtů a modelování ve VÚTS, a.s. Doba výpočtu byla 6 h 43 min.

7.2 Výsledky simulace testu křídla

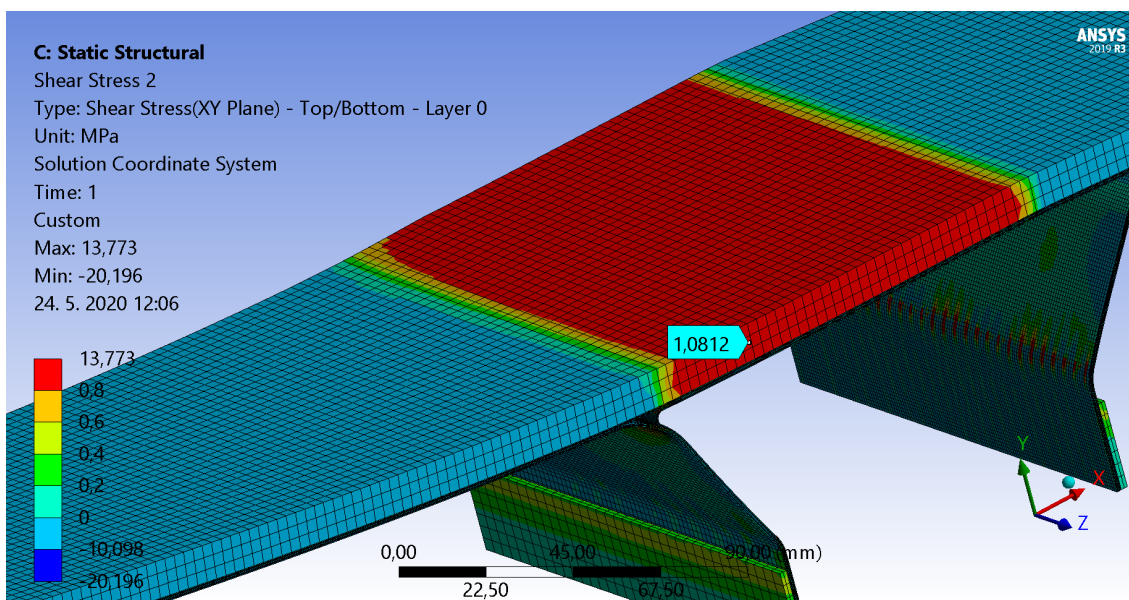
Posuv ve směru Y (směr zatěžování silou) je na obrázku 7.7 a bude sloužit pro hlavní porovnání deformace s testem.

Na obrázku 7.8 je vidět smykové napětí v rovině XY v jádře Airex T90. Při celkovém zatížení 560 N (součet sil 1 a 2) je maximální hodnota smykového napětí v místě nad úchytem k trupu, kde dosahuje hodnoty 1,1 MPa, což je více než pevnost jádra ve smyku (0,8 MPa). **Simulace tak ukazuje na porušení smykem v jádře v oblasti nad upnutím k trupu.**

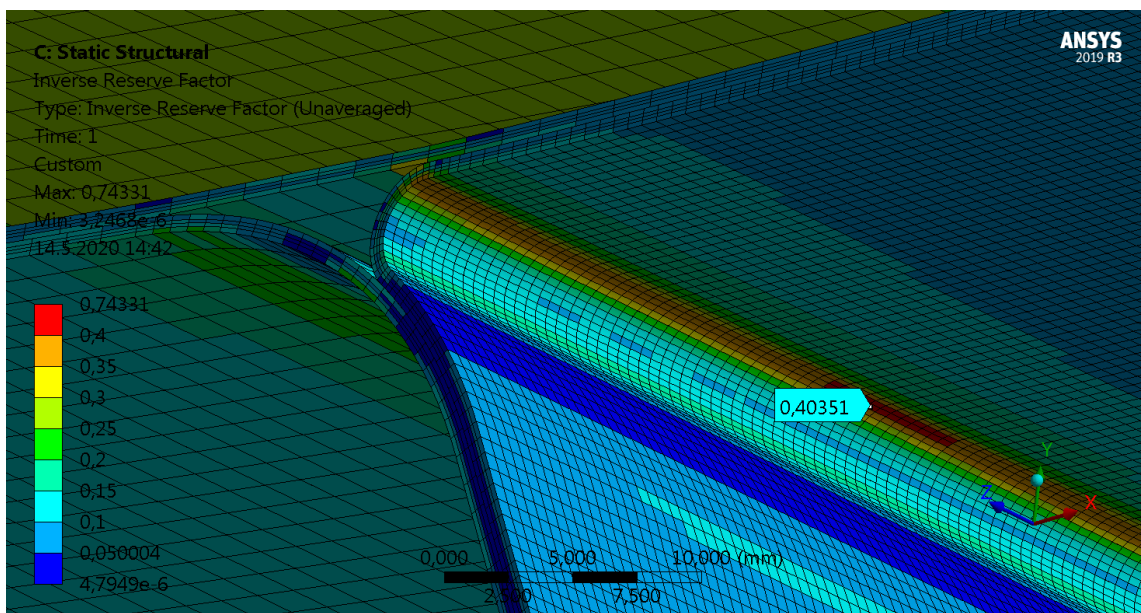
Maximální hodnota indexu porušení podle všech zkoumaných kritérií (Max stress, Max strain, Tsai - Hill, Hoffman, Hashin) v žádném místě nepřesahuje kritickou hodnotu 1. Maximální hodnota indexu porušení na vzpěře podle Hoffmanova kritéria dosahuje hodnoty kolem 0,4 a je vidět na obrázku 7.9.



Obrázek 7.7: Posuv křídla ve směru Y.



Obrázek 7.8: Smykové napětí v rovině XY v jádru při maximální hodnotě zatížení 560 N.

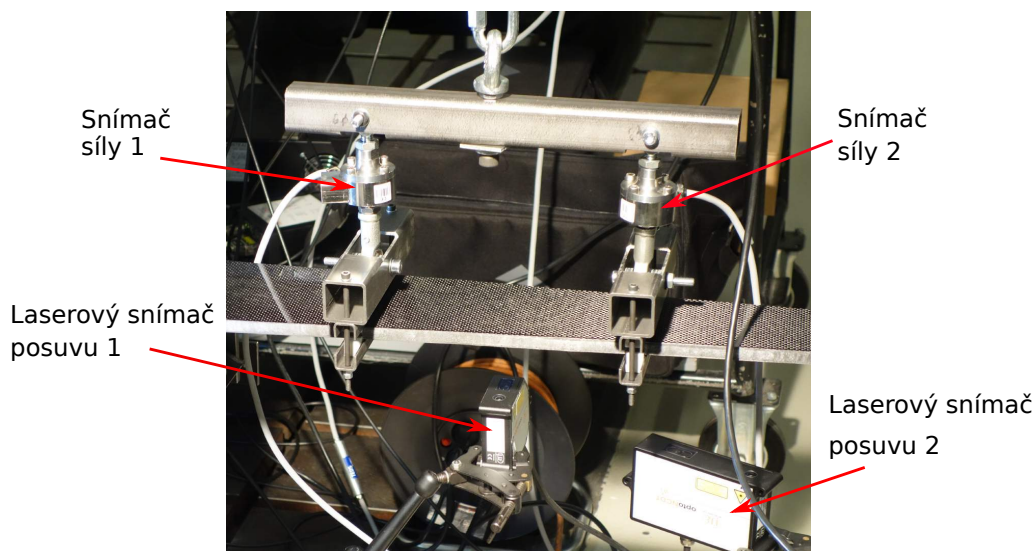


Obrázek 7.9: Index porušení dle Hoffmana. Pohled na vnitřní radius closing skinu.

8 Test křídla

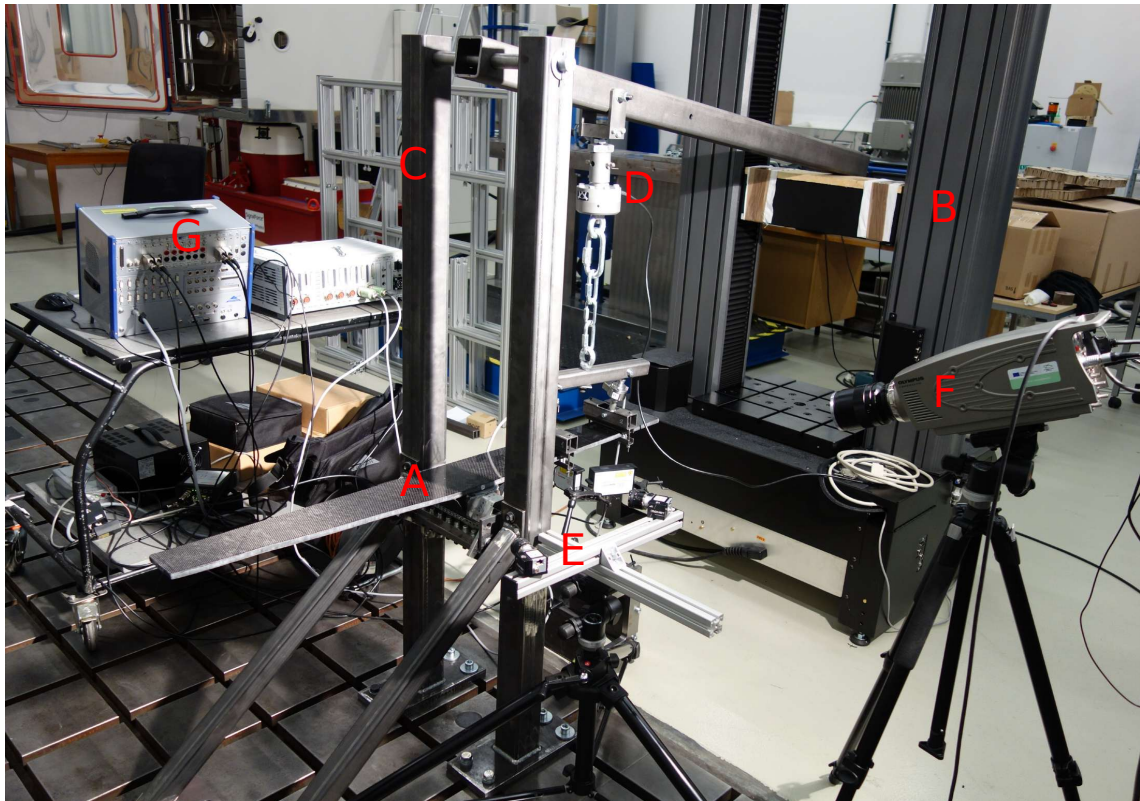
Pro test křídla byla využita velká část přípravků použitých při testu subscale modelu křídla pro letadlo Alice společnosti Eviation, který se v minulosti prováděl ve VÚTS. Kvůli jinému sklonu křídla (je vodorovné) a délce oproti originálnímu subscale bylo provedeno několik úprav původního zařízení. Byly vyvrtány díry do úchyty "trupu" k rámu a do zatěžovací páky. Dále byly vytvořeny nové dosedací plochy křídla k "trupu" a byla modifikována závěsná soustava.

Test křídla byl proveden v laboratoři ve VÚTS, a.s. s využitím univerzálního testovacího zařízení Instron 5982 100kN. Pro měření posuvů byly použity laserové snímače Micro-Epsilon optoNCDT model ILD2220 o maximálním zdvihu 100 a 200 mm. Síla byla měřena ve třech místech. Dva snímače síly HBM U2B 10kN byly umístěny přímo nad úchyty zatěžovací soustavy ke křídlu, viz obrázek 8.1. Snímač síly 3 byl umístěn v horní části zatěžovací soustavy, a měřil tak celkovou sílu, obrázek 8.2. Měřené posuvy a síly byly zpracovávány měřicím analyzátozem Dewetron.



Obrázek 8.1: Snímače síly a laserové snímače posuvu.

Na obrázku 8.3 je v levé části vidět uchycení křídla ke kostce simulující trup letadla a vpravo detail zatěžovací soustavy s uchycením snímače síly. Celá sestava pro test křídla je pak na obrázku 8.2.

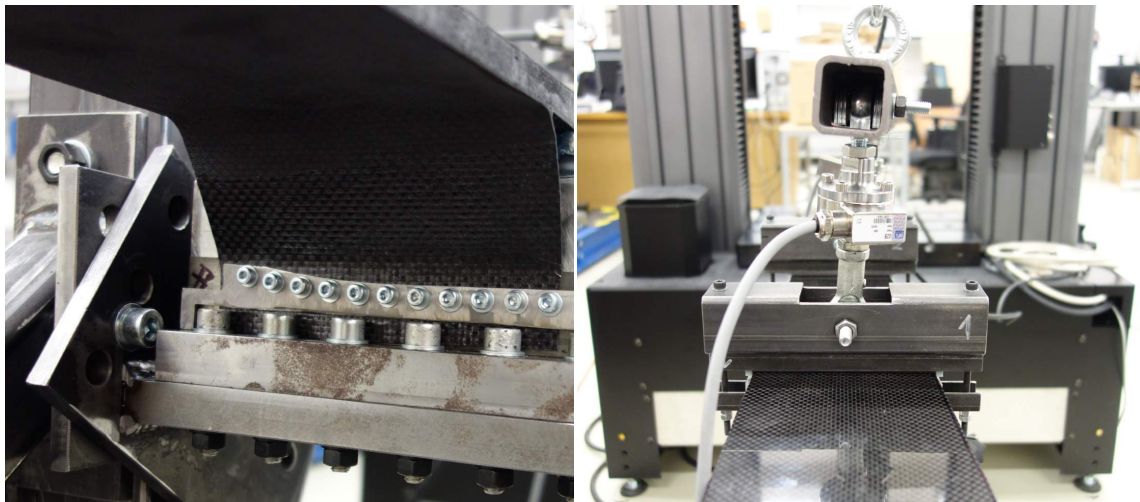


Obrázek 8.2: Konfigurace experimentu. A - křídlo, B - testovací zařízení, C - testovací rám, D - snímač síly 3, E - optický měřicí systém, F - vysokorychlostní kamera, G - měřicí analyzátor.

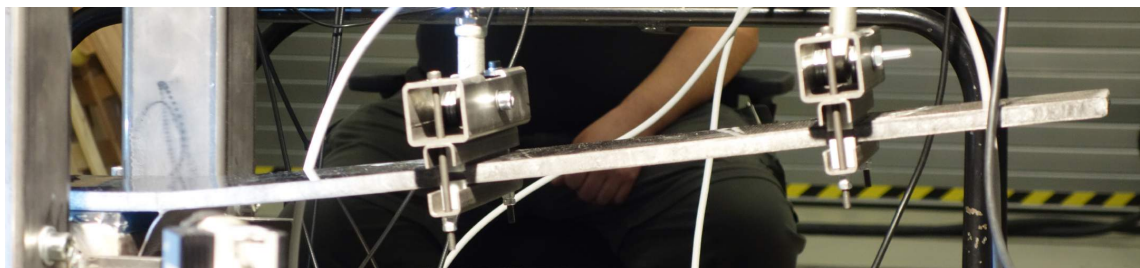
8.1 Výsledky testu křídla

Zatížené křídlo v průběhu testu ukazuje obrázek 8.4. Test byl řízen posuvem, s rychlostí posuvu příčnicku testovacího zařízení 50 mm/min. To lze vidět i na lineárním průběhu posuvů na laserových snímačích na obrázku 8.5. Na stejném obrázku vpravo je graf průběhu síly v čase. Průběh celkové síly ze snímače 3 je lineární zhruba do zatížení 400 N. Při dalším narůstajícím zatížení je linearita porušena, což lze přisuzovat nelineárnímu chování jádra.

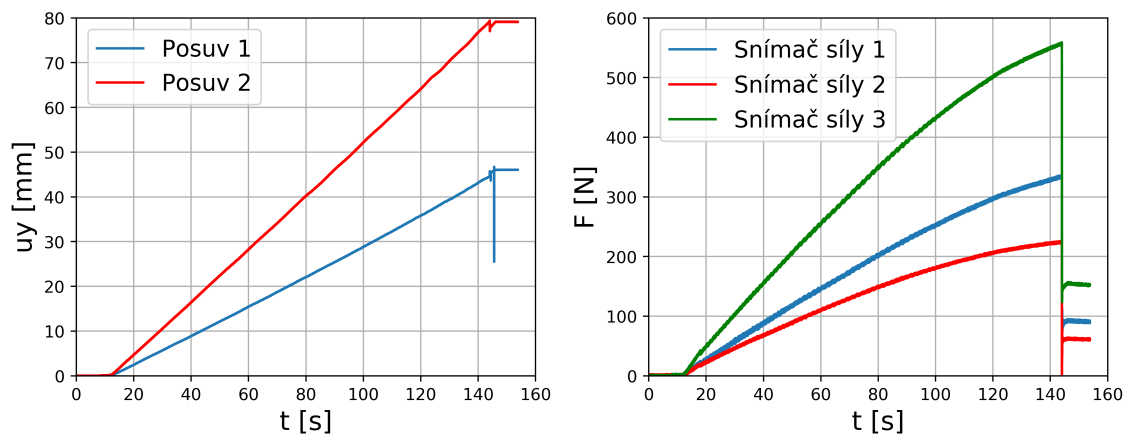
Detail porušení je vidět na obrázku 8.6. Prasklina je pod úhlem 45°, což signalizuje porušení smykem, tak jak predikovala simulace.



Obrázek 8.3: Úchyt křídla k trupu a detail uchycení snímače síly.



Obrázek 8.4: Průhyb zatíženého křídla.



Obrázek 8.5: Posuv na laserovém snímači 1 a 2 v závislosti na čase (vlevo). Síla v závislosti na čase na snímačích 1, 2 a 3 (vpravo).



Obrázek 8.6: Detail praskliny v jádře.

8.2 Diskuze výsledků testu a simulace křídla

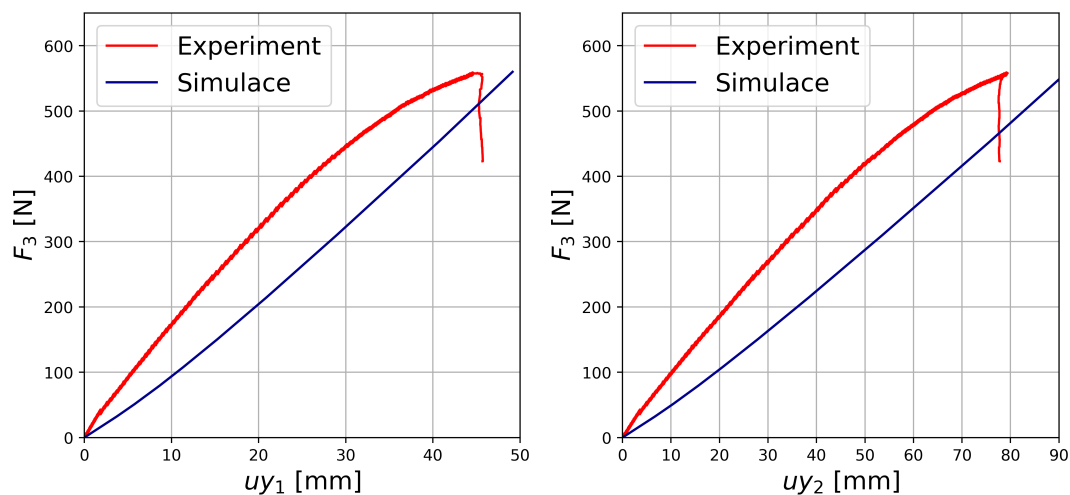
Simulace je oproti testu "řízena" opačně - je zadána lineárně se zvyšující síla. Při kvazistatickém zatížení nehraje významný vliv rychlost deformace [32], a lze tedy test se simulací vzájemně porovnat. Srovnání je znázorněno na obrázku 8.7, kde jsou závislosti celkové síly na posuvu v místě laserového snímače 1 (vlevo) a 2 (vpravo).

V simulaci není zachyceno nelineární chování po překročení hranice zatížení 400 N, to je způsobeno použitým lineárně elastickým modelem pro popis jádra v simulaci. Model by bylo možné zpřesnit změřením mechanických vlastností jádra a použitím například multilineárního modelu. Zajímavé je, že v simulaci vzroste smykové napětí v rovině XY v jádře nad kritickou hodnotu 0,8 MPa při celkovém zatížení 410 N. To odpovídá hranici ztráty linearity 400 N při testu. Lze tedy konstatovat, že po překročení hranice 400 N začíná docházet k nevratnému porušení jádra. Z tohoto hlediska byla dosažena výborná shoda testu se simulací.

Porušení součásti lze chápat dvěma způsoby. Prvním z nich je úplná destrukce součásti, kdy už není schopna přenášet další zatížení. Druhým způsobem vyhodnocení porušení je právě ztráta lineárního chování.

Co se týče laminátových částí křídla, indexy porušení neindikují v žádném místě destrukci, což koresponduje s testem, při kterém nedošlo k žádnému viditelnému porušení vláken.

U posuvů ve svislém směru (Y) nastala odchylka simulace od testu především v první části zatěžování do celkové síly zhruba 100 N. Po překročení této hodnoty roste závislost síly na posuvu z testu a simulace (obrázek 8.7) s podobným sklonem



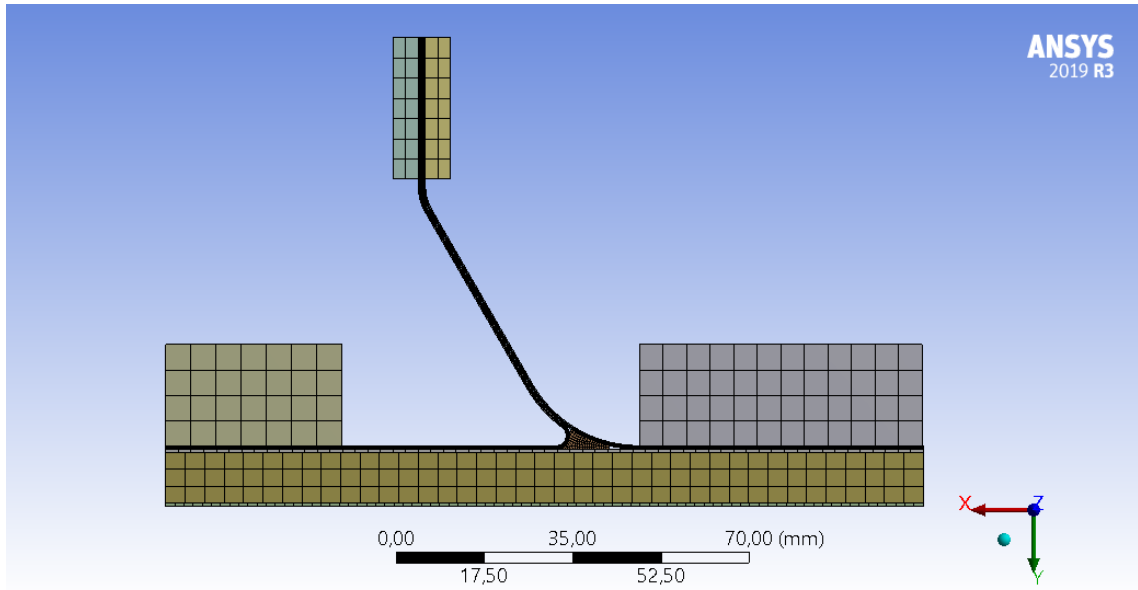
Obrázek 8.7: Porovnání experimentu a simulace. Posuv ze snímače 1 uy_1 a ze snímače 2 uy_2 v závislosti na celkové síle ze snímače 3.

až k hodnotě síly cca 400 N, kdy se v testu projevila nelinearita daná začátkem porušování jádra. To mohlo být způsobeno typem uložení křídla na horní straně "trupu", kdy vrchní část byla volně položena, a při nesymetrickém zatěžování křídla byl umožněn posuv. Vyšší tuhost reálného testu oproti simulaci tak mohla být způsobena překonáváním statického tření v první fázi zatěžování, což v simulaci nebylo postiženo.

Nepřesností zavedenou do modelu, která ovlivňuje deformaci, je nemožnost zadat rozdílný modul pružnosti v tahu a tlaku. Tento problém byl sice vyřešen, ale pouze částečně, jak je popsáno v kapitole 5. Tahový resp. tlakový modul pružnosti byl zadán do vrstev, které jsou namáhány majoritně tahem resp. tlakem. Nicméně ve struktuře křídla existují vrstvy, kde tahové namáhání přechází v tlakové, a to není v tomto fyzikálním modelu respektováno.

Při laminaci křídla bylo možné snáze dosáhnout nulového směru vláken než při výrobě vzorků, se kterými je několikrát manipulováno (nejprve při laminaci a následně při upnutí desky pro obrábění vzorků). Toto mohlo vést ke změření nižších modulů pružnosti oproti skutečnosti. Dále je třeba poznamenat, že zkušební vzorky a closing skin byly vyrobeny z jiné role (stejně) uhlíkové tkaniny, než ostatní části, což taky může hrát roli v hodnotách elastických modulů, které se promítnou do vypočtených posuvů. To by vysvětlovalo, proč odchylka od posuvů je jen v testu křídla, jelikož při testu vzpěry (popsán v kapitole 10) hraje hlavní roli closing skin.

Přes výše uvedené skutečnosti, které mohou vysvětlovat rozdíl ve vypočtených posuvech v simulaci a změřených při reálném testu, nejsou odchylky velké. Je totiž třeba brát v potaz, že se jedná o kompozit vyráběný s "ruční" přesností. Lepší verifikaci modelu by jistě přineslo provedení více reálných testů. To je ale z hlediska finančních i časových nároků neproveditelné.



Obrázek 9.2: Upravená geometrie pro simulaci testu vzpěry.

Detail sítě v oblasti napojení středního, spodního a closing skinu je na obrázku 9.3. Zde vzniká problém v síti z důvodu způsobu síťování kompozitních částí. Oblast mezi středním, spodním a closing skinem je reálně vyplněna pryskyřicí a rovingem. V modelu jsou rohy mezi spojením dvou částí nevyplněné. Není totiž možné vytvořit síť až do bodu spojení dvou skinů, jelikož by v těchto místech vznikaly elementy s vysokou hodnotou "aspect ratio" a v průběhu zatěžování by se z nich stávaly tzv. inside-out elementy (propadly by se samy do sebe). To by ovlivnilo výsledky, či úplně znemožnilo konvergenci výpočtu.

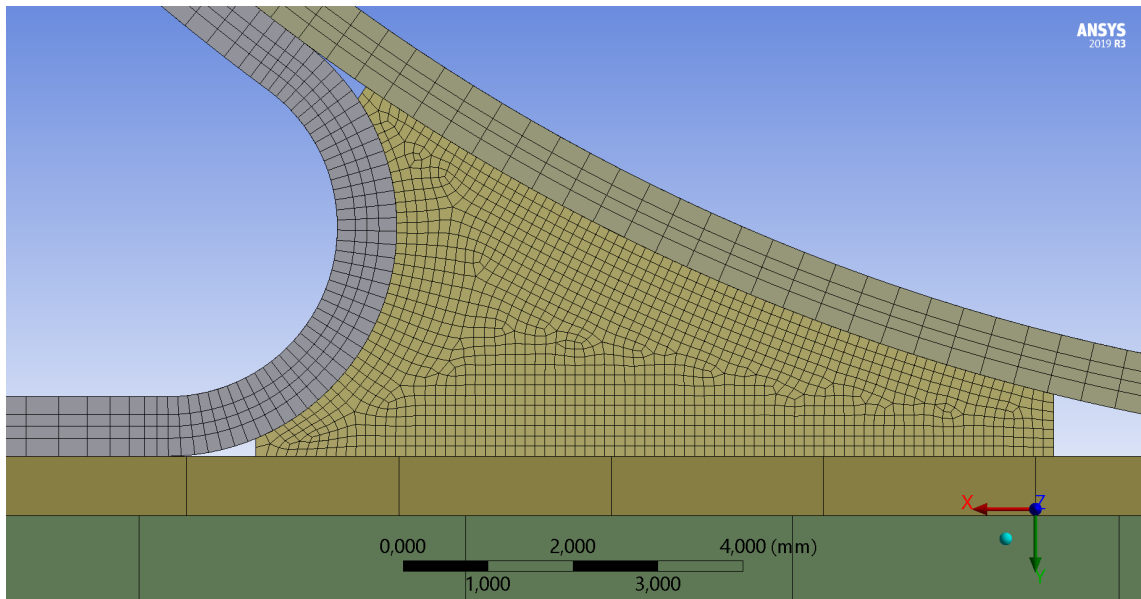
Vazby a zatížení vzpěry je na obrázku 9.4. Na modrých plochách (vrchní strana desek uchycená upínkami) a na horním skinu je zamezen posuv ve všech směrech (fixed support). Síla je aplikovaná na červeně zvýrazněné plochy ve svislém směru (+Y).

Konečněprvková síť se skládala z 1534000 elementů o 2472000 uzlech. Výpočet běžel na 12 jádrech procesoru výpočetního serveru Vamsver3 oddělení Výpočtů a modelování ve VÚTS, a.s. Doba výpočtu byla 25 h 41 min.

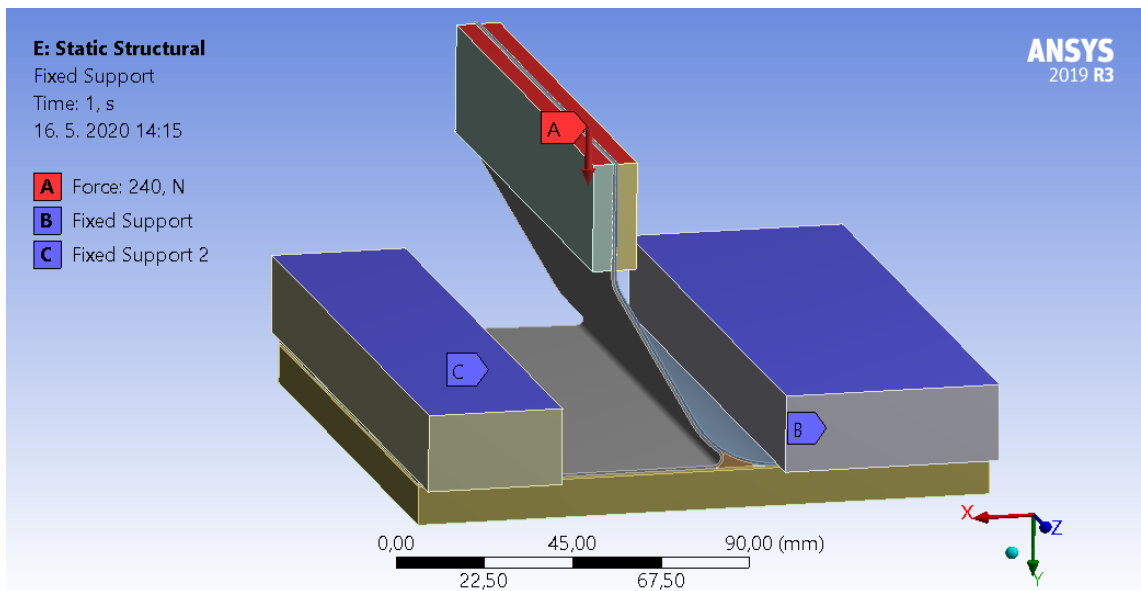
9.2 Výsledky simulace testu vzpěry

Pro porovnání s testem jsou důležité posuvy ve směru X a Y. Posuv ve směru Y je vidět na obrázku 9.5.

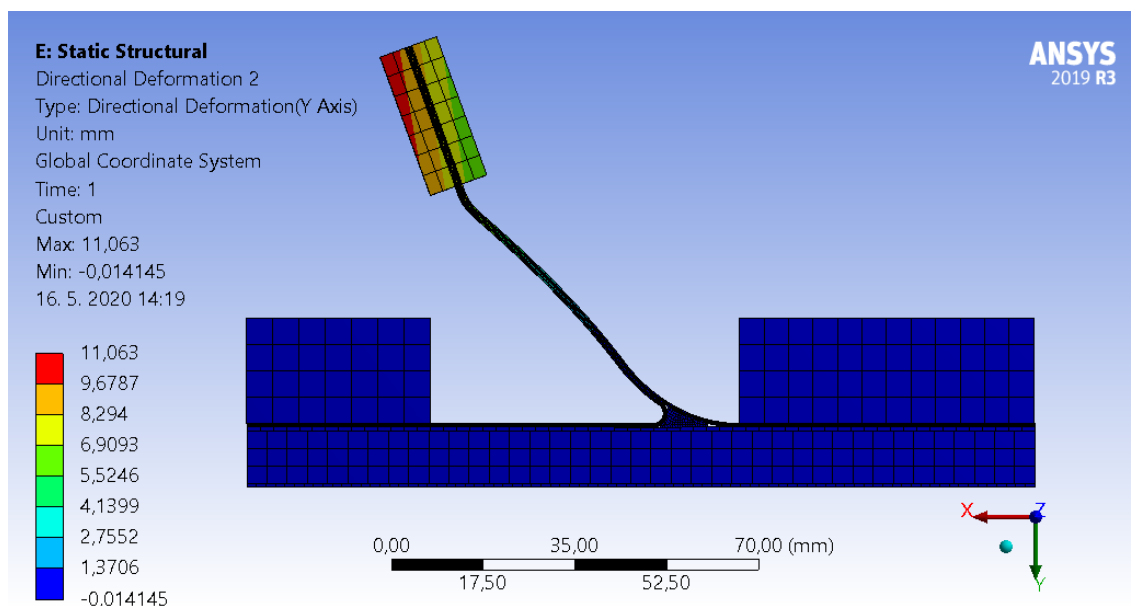
Kritickým místem se jeví oblast vyplněná pryskyřicí a rovingem mezi středním, spodním a closing skinem (obrázek 9.6). V této oblasti normálové napětí ve směru Z (modrá šipka v obrázku 9.6) dosahuje ve většině oblasti maximální hodnoty



Obrázek 9.3: Detail sítě v oblasti napojení středního, spodního a closing skinu.



Obrázek 9.4: Vazby a zatížení v simulaci testu vzpěry.



Obrázek 9.5: Posuv ve směru Y při maximálním zatížení 230 N.

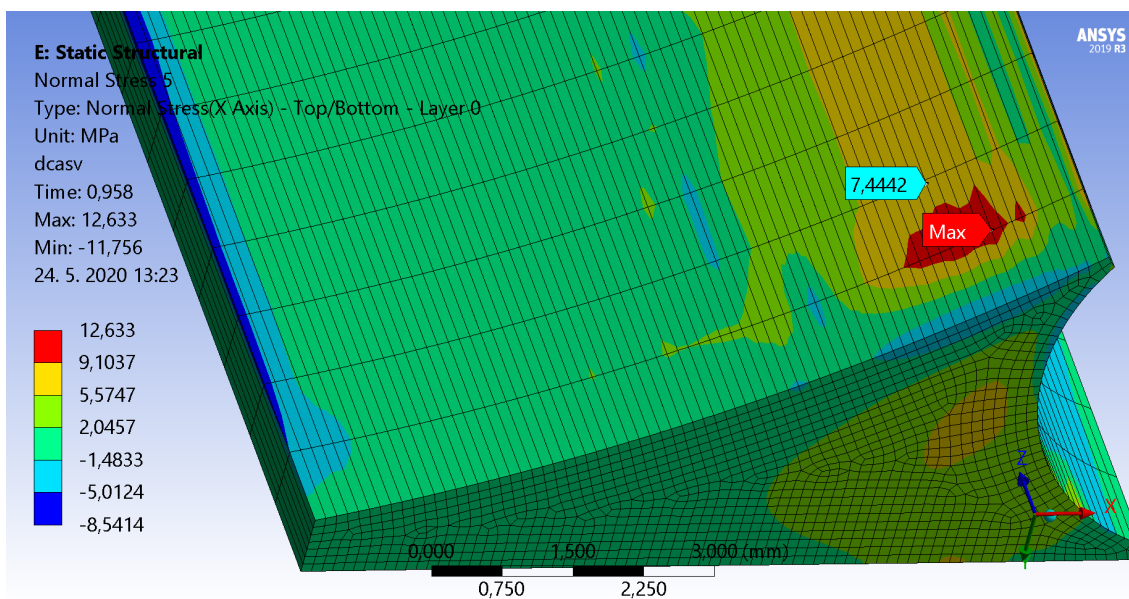
7,5 MPa. V malé oblasti (červená oblast na obrázku 9.6) je špička normálového napětí ve směru Z $\sigma_{Zlok} = 12,6$ MPa. To je hodnota velmi blízká pevnosti laminátu z jednosměrně orientovaných vláken v příčném směru, kde byla naměřena hodnota $Y_t = 12,8$ MPa. Tato hodnota odpovídá pevnosti na rozhraní vlákno - pryskyřice, což je právě případ oblasti mezi pryskyřicí s rovingem a spodním skinem.

Hodnota normálového napětí ve směru Z $\sigma_{Zlok} = 12,8$ MPa by způsobila poruchu rozhraní mezi spodním, středním a closing skinem a došlo by k delaminaci, viz. část 3.4.6. Na toto místo je nutné se zaměřit při reálném testu.

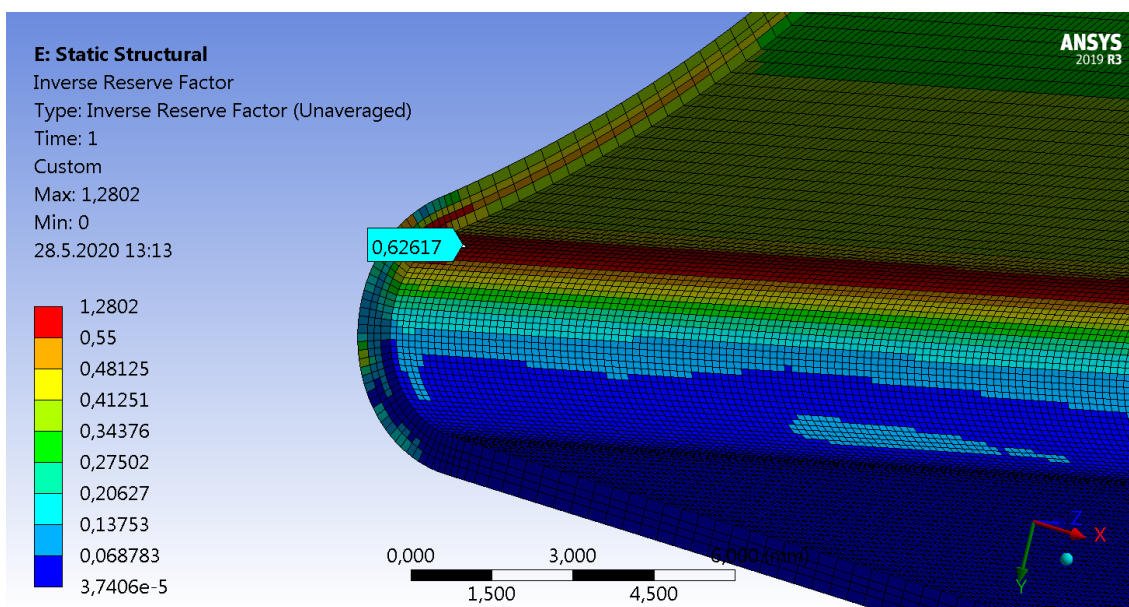
Porušení v žádném místě pevnostní kritéria nepředikují. Maximální hodnoty indexů porušení se pohybují kolem hodnoty 0,65. Na obrázku 9.7 je vidět nejvíce namáhaná část, kterou je vnitřní radius closing skinu.

9.3 Studie konvergence sítě

Studie konvergence sítě dává informaci o tom, zda použitá konečně prvková síť je dostatečně jemná, či zda další zjemnění přinese rozdílné výsledky. Tedy jestli aproximace danou sítí je dostačující.



Obrázek 9.6: Normálové napětí ve směru kolmém na zobrazenou plochu (styk spodního skinu s oblastí vyplněnou pryskyřicí a UD vlákny) v oblasti mezi středním, spodním a closing skinem při zatížení 230 N.



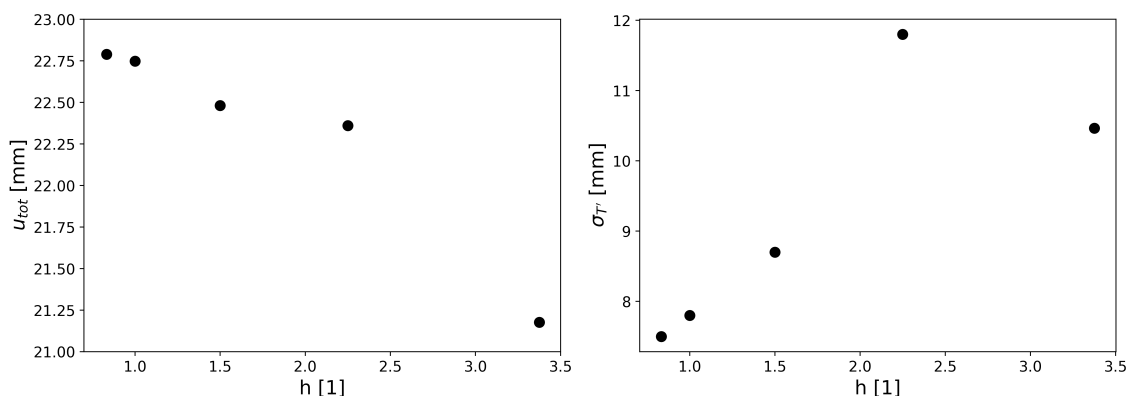
Obrázek 9.7: Index porušení dle Hoffmana na closing skinu, pohled na vnitřní radius.

Pro simulaci testu vzpěry byla měněna velikost sítě následujícím způsobem:

- byl proveden výpočet na výchozí velikosti sítě $h = 1$,
- velikost sítě byla zvětšena 1,5x ve 3 krocích ($h = 1,5$, $h = 2,25$ a $h = 3,375$),
- velikost sítě byla zmenšena 1,2x ($h = 0,83$),

kde h je relativní velikost sítě.

Vlevo na obrázku 9.8 je graf závislosti velikosti maximálního posuvu u_{tot} na relativní velikosti sítě. Vpravo je vidět závislost normálového napětí v místě označeném štítkem (s hodnotou 7,4442) na obrázku 9.6 na relativní velikosti sítě. Černé body představují vypočtené hodnoty.



Obrázek 9.8: Vliv jemnosti sítě na vypočtené výsledky.

Při zjemnění sítě na relativní velikost sítě $h = 0,83$ již nedošlo k významné změně vypočtených hodnot, a tudíž lze prohlásit síť za vyhovující. V části 9.2 jsou zobrazeny výsledky pro nejjemnější síť $h = 0,83$. Velikosti jednotlivých sítí jsou shrnuty v tabulce 9.1.

Tabulka 9.1: Parametry sítí pro studii konvergence.

h [-]	0,83	1	1,5	2,25	3,375
Počet uzlů	2 470 000	1 740 000	790 000	410 000	220 000

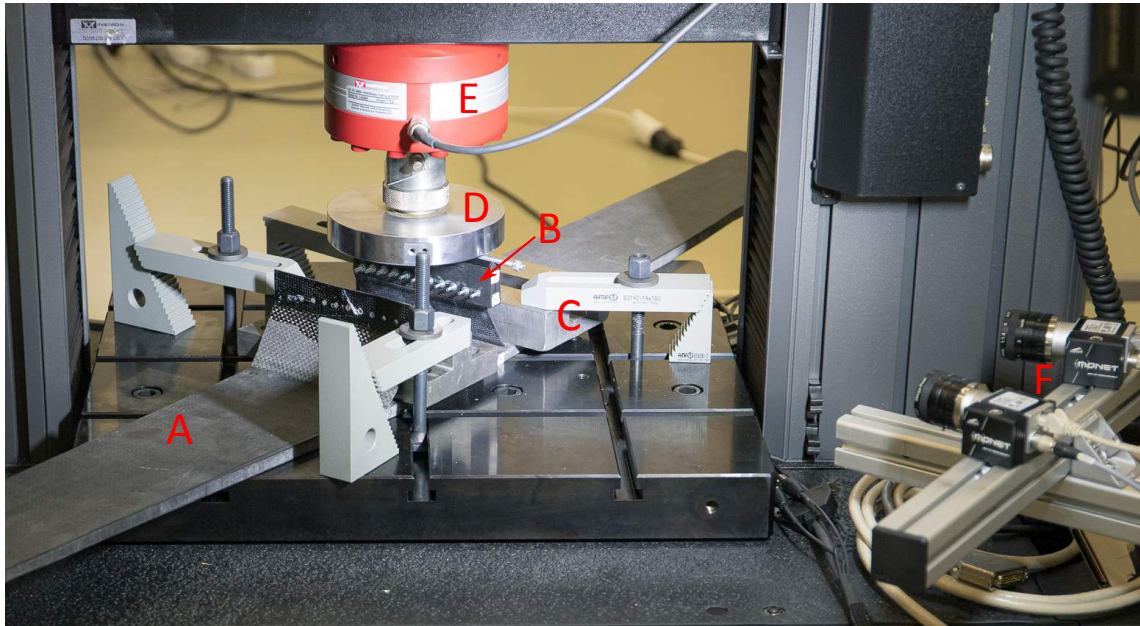
10 Test vzpěry

Test vzpěry byl opět proveden v laboratoři ve VÚTS, a.s. s využitím univerzálního testovacího zařízení Instron 5982 100kN. Principem testu vzpěry je její ohýbání tlakovým působením čelistí testovacího zařízení. Při pohybu příčnicku směrem dolů nedochází k posuvu vzpěry pouze ve vertikálním, ale i v horizontálním směru. Z tohoto důvodu je nutné vzpěře posuv v horizontálním směru umožnit. Toho bylo docíleno vytvořením přípravku pro uchycení ložisek (obrázek 10.1), která se odvalují po tlakovém talíři. Přípravek pro uchycení ložisek byl vyroben na tiskárně Markforged Mark Two z materiálu Onyx s vyztužením uhlíkovými vlákny.

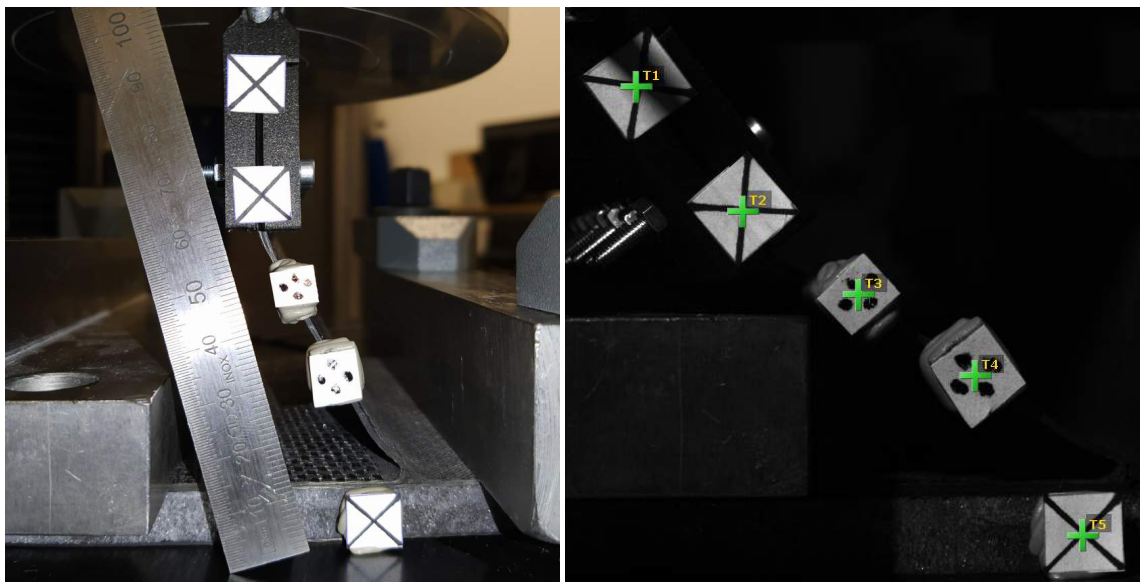
Celá sestava pro test vzpěry je vidět na obrázku 10.2. Křídlo bylo ukotveno pomocí dvou ocelových desek, které byly staženy upínkami k T-drážkovému stolu. Síla byla měřena siloměrnou hlavou Instron 2580-100 kN. Pro měření posuvů byl použit optický měřicí systém Sobriety Monet, snímané body jsou vidět na obrázku 10.3.



Obrázek 10.1: CAD model a vyrobený přípravek pro uchycení ložisek.



Obrázek 10.2: Sestava pro test vzpěry. A - křídlo, B - přípravek pro uchycení ložisek, C - úchyty k T-drážkovému stolu, D - tlaková čelist, E - snímač síly, F - optický měřicí systém Sobiety Monet.



Obrázek 10.3: Pět snímaných bodů optickým měřicím systémem Sobiety Monet pro posuv, nahoře T1, dole T5.

10.1 Výsledky testu vzpěry

K porušení došlo delaminací v již zmíněné oblasti mezi středním, spodním a closing skinem. Maximální působící síla byla 230 N. Porušení je vidět na obrázku 10.4 a jeho detail na obrázku 10.5.



Obrázek 10.4: Delaminace mezi spodním a středním skinem.

10.2 Diskuze výsledků testu a simulace vzpěry

Porovnání simulace a testu vzpěry je vidět na obrázku 10.7. Grafy na obrázku 10.7 zobrazují posuv ve směru X (vlevo) a Y (vpravo) pro snímaný bod T1 na konci vzpěry. Vypočtené a naměřené posuvy jsou v dobré shodě i pro další snímané body, pro které jsou grafy uvedeny v příloze K.

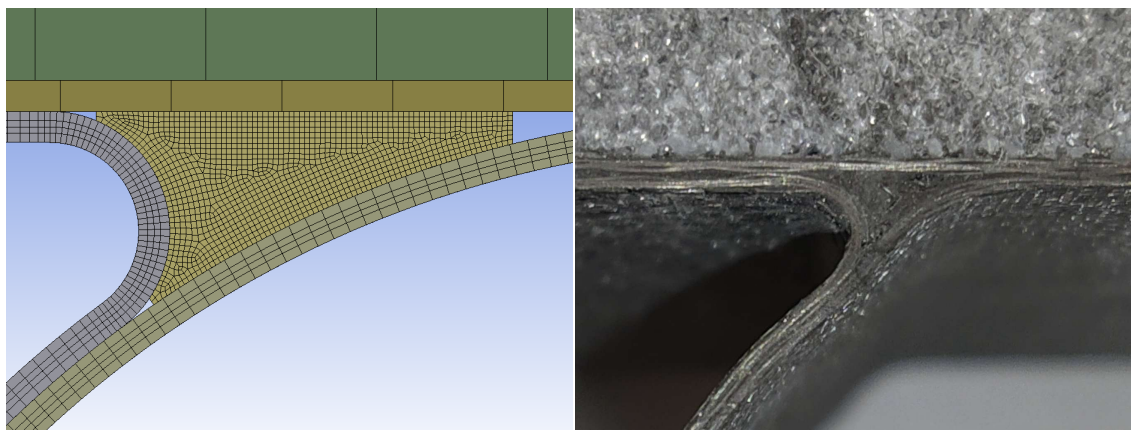
Při maximální hodnotě síly z testu $F = 230 \text{ N}$ nepredikuje simulace porušení. Nicméně vypočtená hodnota normálového napětí v oblasti vyplněné pryskyřicí a rovingem je 12,6 MPa, což je velmi blízko mezní hodnotě 12,8 MPa. Identifikace tohoto místa jako kritického se ukázala jako správná, jelikož k porušení došlo právě delaminací v této oblasti.

Ideální geometrie křídla v oblasti napojení spodního, středního a closing skinu se mírně liší od reálné geometrie vyrobeného křídla (obrázek 10.6). Simulační model



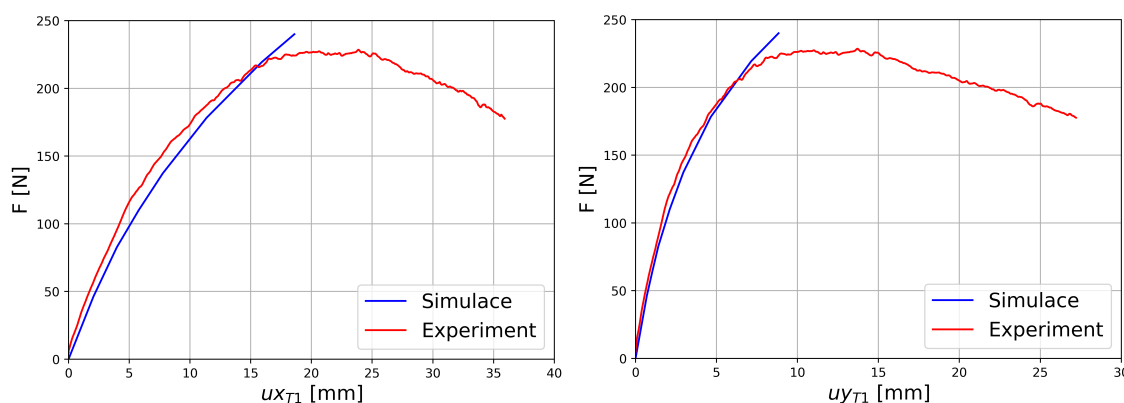
Obrázek 10.5: Detail delaminace mezi spodním a středním skinem.

by bylo možné v případě potřeby zpřesnit provedením 3D skenu křídla a tvorbou nového CAD modelu pro simulaci.



Obrázek 10.6: Porovnání ideální geometrie použité v simulaci a reálné na vyrobeném křídle.

Indexy porušení v simulaci nikde nepřesáhly kritickou hodnotu a při testu nebyla v žádném místě křídla porušena vlákna, což vzájemně koresponduje.



Obrázek 10.7: Porovnání posuvu bodu T1 mezi simulací a experimentem ve směru X (vlevo) a ve směru Y (vpravo).

V tomto testu a simulaci se podařilo dosáhnout lepší shody posuvů, než u testu křídla. To lze vysvětlit lépe definovaným upnutím v testu vzpěry, které bylo v simulaci možno přesněji zadat. Dalším důvodem může být změření modulů pružnosti na laminátu z totožné role UD vláken, jako ze které byl vyroben closing skin, který hraje v testu vzpěry významnou roli.

11 Závěr

Cílem diplomové práce bylo ověření funkčnosti vzpěry leteckého křídla, která je vyrobena z uhlíkového laminátu. A to jak z hlediska vytvoření počítačového modelu, tak vyrobením vlastního modelu křídla a provedením experimentu.

První část práce je věnována uvedení do problematiky uhlíkových kompozitů se zaměřením na pevnostní kritéria. Rovnice popisující vybraná pevnostní kritéria byly doplněny vlastními skripty pro vizualizaci mezních ploch.

Další část práce se věnuje výrobě zkušebních vzorků a měření mechanických vlastností (modulů pružnosti a pevností) třech typů uhlíkových laminátů. První laminát byl vytvořen z vláken s jednosměrně orientovanou výztuží o skladbě $[0, 0, 0, 0]$, druhý laminát byl vytvořen z plátnové tkaniny $[0F, 0F, 0F, 0F]$ a třetí byl jejich kombinací $[0F, 0, 0, 0F]$. Provedeny byly zkoušky tahem, tlakem a ohybem dle příslušných ASTM norem.

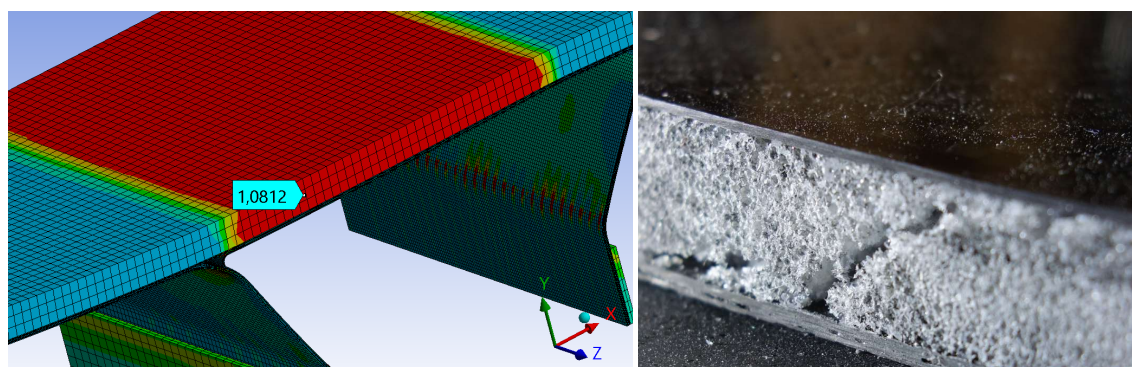
Naměřené mechanické vlastnosti se staly vstupem do simulace ohybové zkoušky, kde byl validován simulační model a byla získána představa o výsledcích poskytnutých pevnostními kritérii (Max stress, Max strain, Tsai - Hill, Hoffman, Hashin). Všechna kritéria nepřesahují odchylku od měření vyšší než 30 %. Přesnější výsledky dávají pevnostní kritéria pro laminát s jednosměrně orientovanou výztuží (odchylka zhruba 20 %) oproti laminátu z plátnové tkaniny (odchylka zhruba 25 %). To je v souladu s teoretickými předpoklady, jelikož původně byla pevnostní kritéria navržena pro lamináty s jednosměrně orientovanou výztuží. Pro tkaninu dávalo nejpřesnější výsledky Tsai - Hillovo kritérium (22,7 %) a pro laminát s jednosměrně orientovanou výztuží dávalo nejpřesnější výsledky Hoffmanovo kritérium (16 %). Výsledky jsou shrnuty v tabulce 11.1. Ve většině případů udávají pevnostní kritéria nižší hodnotu, při které dojde k porušení, než při měření. To je pozitivní vlastnost, jelikož se při návrhu součásti pohybujeme na straně bezpečnosti.

Z uhlíkového laminátu a PET jádra je vyrobeno křídlo, na kterém jsou provedeny dva testy. V prvním testu je co nejvíce napodobeno reálné zatížení vztlakem. Před provedením testu je vytvořen simulační model a jsou prezentovány vypočtené výsledky. Na to navazuje samotný test křídla, kde je popsán způsob zatěžování a měření. Simulace ukazovala na porušení jádra smykem při hodnotě 410 N, což odpovídá ztrátě linearitu při testu. Prasklina v jádře při testu viditelně vznikla pod úhlem 45° , což odpovídá smykovému porušení (obrázek 11.1). Mechanismus

i hodnota, při které dojde k porušení, byly tedy simulací správně predikovány.

Tabulka 11.1: Odchytky pevnostních kritérií ze simulace ohybové zkoušky v porovnání se střední hodnotou naměřených hodnot.

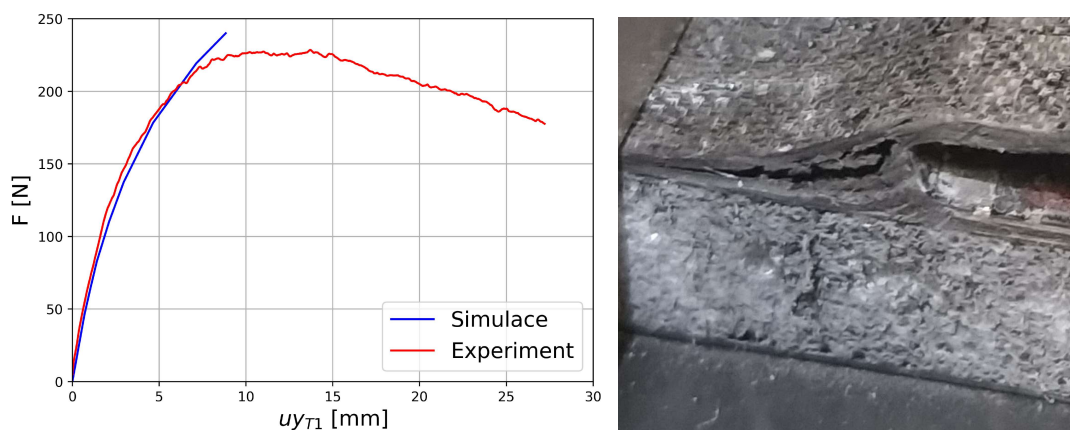
	[0, 0, 0, 0]	[0F, 0F, 0F, 0F]	[0F, 0, 0, 0F]
Max stress	16,6 %	26,88 %	2,36 %
Max strain	28,2 %	26,53 %	24,96 %
Tsai - Hill	22,9 %	22,71 %	-2,95 %
Hoffman	16,0 %	26,25 %	1,62 %
Hashin	16,5 %	-	-



Obrázek 11.1: Smykové napětí v jádře ze simulace indikující kritickou hodnotu a porušení jádra smykem při testu.

Další část se věnuje návrhu a provedení testu vzpěry a jeho simulaci. Principem testu je ohýbání vzpěry tlakovým působením čelisti testovacího zařízení. K tomu byl zkonstruován přípravek pro umožnění posuvu po tlakovém talíři pomocí kuličkových ložisek. Byla provedena simulace a následně na to reálný test vzpěry. V simulaci se jako kritické ukázalo normálové napětí v oblasti mezi spodním, středním a closing skinem, které predikuje porušení delaminací, tak jak tomu bylo i v případě testu. Při porovnání posuvů vypočtených v simulaci a změřených při testu bylo dosaženo vynikající shody, jak je vidět na obrázku 11.2.

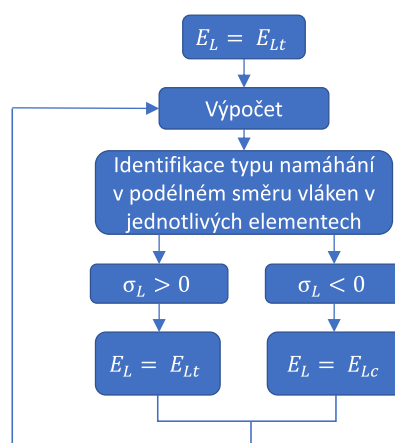
V simulaci testu křídla i vzpěry pevnostní kritéria neindikovala porušení laminátových částí křídla. Stejně tomu bylo i při reálných testech, kdy k porušení laminátových částí ani v jednom případě nedošlo, čímž byla ověřena funkčnost vzpěry a splněn cíl práce.



Obrázek 11.2: Porovnání posuvu ve směru Y ze simulace a snímaného bodu T1 (vlevo). Detail delaminace mezi spodním a středním skinem (vpravo).

11.1 Možný další postup

Budoucím zlepšením přesnosti simulačních modelů by mohl být systematictější způsob zadávání rozdílných modulů pružnosti v tahu a tlaku. To by mohlo být provedeno vytvořením skriptu, který by fungoval následujícím způsobem. Do simulace by byl zadán modul pružnosti v tahu v celém modelu a byl by proveden výpočet. Následovala by identifikace elementů, v kterých je napětí v podélném směru vláken kladné (tah), a kde záporné (tlak). Podle toho by byl do každého elementu zadán příslušný modul pružnosti. S nově definovanými materiálovými vlastnostmi by byl výpočet spuštěn celý znovu. Tímto způsobem by byla pokaždé opravena definice materiálových vlastností a čím více by takovýchto iterací proběhlo, tím by byl model přesnější. Výše popsané je přehledně znázorněno na obrázku 11.3.



Obrázek 11.3: Vývojový diagram zadávání modulů pružnosti v tahu a tlaku.

Počítačovými simulacemi dlouhovlákněných kompozitních materiálů se bude autor této práce zabývat i nadále v zaměstnání, či případně v doktorském studiu.

Použitá literatura

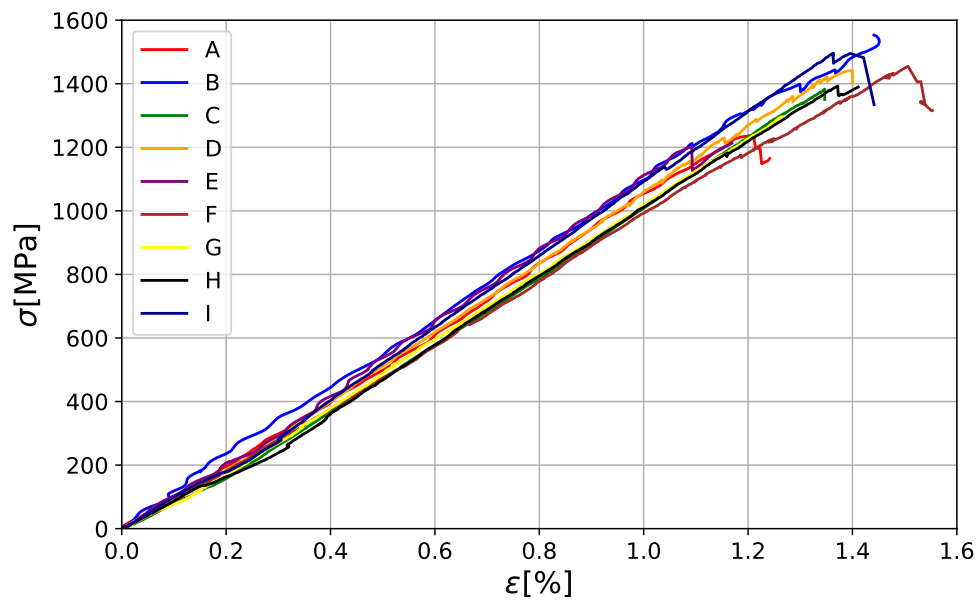
- [1] EVIATION. *ALICE SPECIFICATION*. 2020. Dostupné také z: <https://www.eviation.co/aircraft/>.
- [2] LAŠ, Vladislav. *Mechanika kompozitních materiálů*. 2. vyd. Plzeň: Západočeská univerzita v Plzni, 2008. ISBN 978-80-7043-689-9.
- [3] PTÁČEK, Luděk. *Nauka o materiálu II*. 2. vyd. Brno: Cerm, 2002. ISBN 80-7204-130-4.
- [4] CHEMICAL SCIENCES, RSC Advancing the. *Composite materials*. 2019. Dostupné také z: <https://www.rsc.org/Education/Teachers/Resources/Inspirational/Resources/4.3.1.pdf>.
- [5] CORNING, Owens. *Owens Corning Milestones*. 2017. Dostupné také z: https://www.owenscorning.com/owenscorning.com/assets/sustainability/about-us/our-story/Milestones__4-b4968e25a428aebbaa6022423803a8fab9075abdfdd9681346f7e6229c6e1ffd.pdf.
- [6] EHRENSTEIN, Gottfried W. *Polymerní kompozitní materiály*. 1. vyd. Praha: Scientia, 2009. ISBN 978-80-86960-29-6.
- [7] WEI, Bin; CAO, Hailin; SONG, Shenhua. *RETRACTED: environmental resistance and mechanical performance of basalt and glass fibers*. Elsevier, 2010.
- [8] JEDINÁK, PETR. *Analýza mechanických vlastností kompozitů vyrobených technologií HP-RTM*. 2017. Diplomová práce. Technická Univerzita v Liberci, Liberec. Vedoucí práce Ph. D. ING. LUBOŠ BĚHÁLEK.
- [9] GARSIDE, M. *Production capacity for carbon fiber top companies worldwide 2017*. 2017. Dostupné také z: <https://www.statista.com/statistics/380543/production-capacity-of-top-carbon-fiber-manufacturers>.
- [10] KULHAVÝ, PETR. *Konstrukce prototypových kompozitních rámců z před impregnovaných vláken*. 2019. Technická Univerzita v Liberci, Liberec. Vedoucí práce CSc. doc. ING. VÍTĚZSLAV FLIEGEL.
- [11] PETER LATTEIER, ELEVATED MATERIALS. *Carbon Fiber Weaves: What they are and why to use them*. 2019. Dostupné také z: <https://www.elevatedmaterials.com/carbon-fiber-weaves-what-they-are-and-why-to-use-them/>.
- [12] ČVUT., UMI FS. *6. KOMPOZITNÍ MATERIÁLY*. 2014. Dostupné také z: http://umi.fs.cvut.cz/wp-content/uploads/2014/08/6_kompozitni-materialy.pdf.

- [13] VLACH, JARMIL. *Metodika náhrady kovových součástí strojů kompozitními díly*. 1. vyd. Liberec: VÚTS, a.s., 2015.
- [14] PLASTIC, Miroslav Popov -. *Ruční laminace*. 2017. Dostupné také z: http://www.plastic.cz/technologie-rucni_laminace.
- [15] PREFA KOMPOZITY, a.s. *Technologie výroby*. 2018. Dostupné také z: <https://www.prefa-kompozity.cz/technologie-vyroby/>.
- [16] S.R.O., FORM. *Ruční laminace*. 2020. Dostupné také z: <https://www.form-composite.com/rucni-laminace>.
- [17] PLASTIC, Miroslav Popov -. *Ruční laminace*. 2017. Dostupné také z: http://plastic.cz/technologie-rucni_laminace.
- [18] AUSPERGER, Aleš. *Technologie zpracování plast*. Dostupné z: <https://publi.cz/books/183/17.html>. 2016.
- [19] PLASTIC, Miroslav Popov -. *Lehké RTM*. 2017. Dostupné také z: http://www.plastic.cz/technologie-lehke_rtm.
- [20] PLASTIC, Miroslav Popov -. *Autokláv*. 2017. Dostupné také z: <http://www.plastic.cz/technologie-autoklav>.
- [21] CORP., Fibre Glast Developments. *What Are Prepregs?* 2019. Dostupné také z: https://www.fibreglast.com/product/about-prepregs/Learning_Center.
- [22] ZBONČÁK, RADEK. *Metody odhadu mechanických vlastností dlouhovlákněného kompozitu*. 1. vyd. Liberec: VÚTS, a.s., 2017. ISBN 978-80-87184-71-4.
- [23] DANIEL, IM. *Failure mechanisms in fiber-reinforced composites*. 1978. Dostupné také z: <https://www.semanticscholar.org/paper/Failure-Mechanisms-in-Fiber-Reinforced-Composites-Daniel/348d40e196aa704c03e73b925c3ae39d145370e3>.
- [24] VRBKA, Jan. *Mechanika kompozitů*. Brno: Fakulta strojního inženýrství VUT v Brně, 2008.
- [25] ZBONČÁK, RADEK. *Pevnostní kritéria pro kompozitní materiály*. 1. vyd. Liberec: VÚTS, a.s., 2018. ISBN 978-80-87184-82-0.
- [26] ANSYS, Inc. *Guide to Composite Failure Criteria*. 2019. Dostupné také z: https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secured/corp/v195/acp_ug/acp_compmodel_compfailure.html.
- [27] CAMBRIDGE, University of. *Failure of laminates and the Tsai–Hill criterion*. Dostupné také z: https://www.doitpoms.ac.uk/tlplib/fibre_composites/laminate_failure.php.
- [28] TSAI, Stephen W; WU, Edward M. *A general theory of strength for anisotropic materials*. Journal of composite materials: Sage Publications Sage CA: Thousand Oaks, CA, 1971.

- [29] INC., Autodesk. *Hashin Criterion*. 2016. Dostupné také z: <https://knowledge.autodesk.com/support/helius-composite/learn-explore/caas/CloudHelp/cloudhelp/2017/ENU/ACMPDS/files/GUID-DE9C1682-B978-444F-A0BF-029CD80FEB5A-htm.html>.
- [30] ANSYS, Inc. *ANSYS Workbench - Simulation Structural Nonlinearities*. 1. edice. 2005.
- [31] MATERIALS, Core. *Airex T90 datasheet 11.2018*. 2018. Dostupné také z: <https://www.havel-composites.com/uploads/files/products/3773/57fb9d49a5a8b23b4c6c65b6aa8833d6b026aa3f.pdf>.
- [32] AL-MOSAWE, Alaa; AL-MAHAIDI, Riadh; ZHAO, Xiao-Ling. Engineering properties of CFRP laminate under high strain rates. *Composite Structures*. 2017, roč. 180.

Seznam příloh

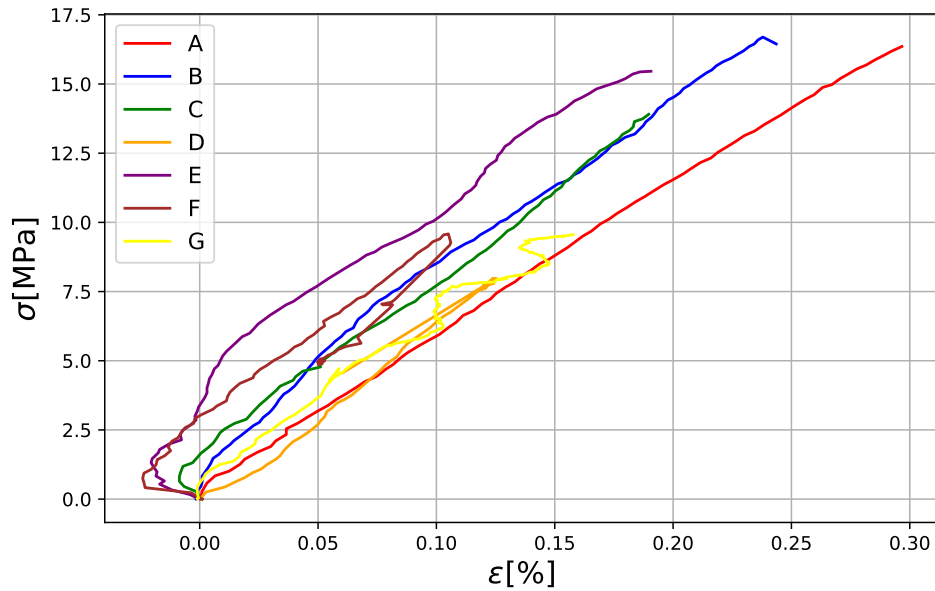
A	Tahové diagramy vzorků L1 s orientací vláken v podélném směru.	84
B	L1 [0, 0, 0, 0], zkouška tahem - mez pevnosti, modul pružnosti v tahu a poměrná deformace na mezi pevnosti.	84
C	Tahové diagramy vzorků L1 s orientací vláken v příčném směru.	85
D	L1 [0, 0, 0, 0], zkouška tahem ve směru příčném na vlákna - mez pevnosti, modul pružnosti v tahu a poměrná deformace na mezi pevnosti.	85
E	Tahové diagramy vzorků L3.	86
F	L3 [0F, 0, 0, 0F], zkouška tahem - mez pevnosti, modul pružnosti v tahu, poměrná deformace na mezi pevnosti a Poissonovo číslo.	86
G	Ohybové diagramy vzorků L1.	87
H	L1 [0, 0, 0, 0], zkouška ohybem - mez pevnosti v ohybu, zatížení na mezi pevnosti, modul pružnosti ve ohybu (segment 0,1 - 0,3 % deformace). Vzorek I byl vyřazen ze statistiky.	87
I	Ohybové diagramy vzorků L3.	88
K	Vzpěra: porovnání posuvu bodů T2, T3 a T4 mezi simulací a experimentem ve směru x (vlevo) a ve směru y (vpravo).	89



Příloha A. Tahové diagramy vzorků L1 s orientací vláken v podélném směru.

Příloha B. L1 [0, 0, 0, 0], zkouška tahem - mez pevnosti, modul pružnosti v tahu a poměrná deformace na mezi pevnosti.

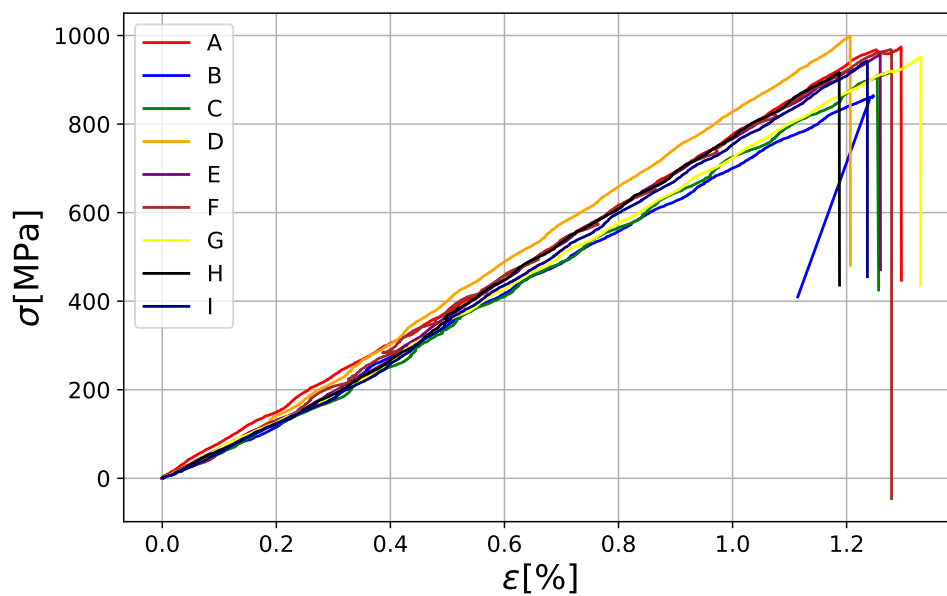
Vzorek	X_t [MPa]	E_L [MPa]	ϵ_{Xt} [1]
A	1236	103400	1,19
B	1553	111900	1,45
C	1382	93300	1,35
D	1442	96600	1,39
E	1212	91900	1,17
F	1454	97100	1,51
G	1295	99300	1,26
H	1392	71000	1,37
I	1496	83200	1,36
	1385 ± 76	94200 ± 7700	1,34 ± 0,07



Příloha C. Tahové diagramy vzorků L1 s orientací vláken v příčném směru.

Příloha D. L1 [0, 0, 0, 0], zkouška tahem ve směru příčném na vlákna - mez pevnosti, modul pružnosti v tahu a poměrná deformace na mezi pevnosti.

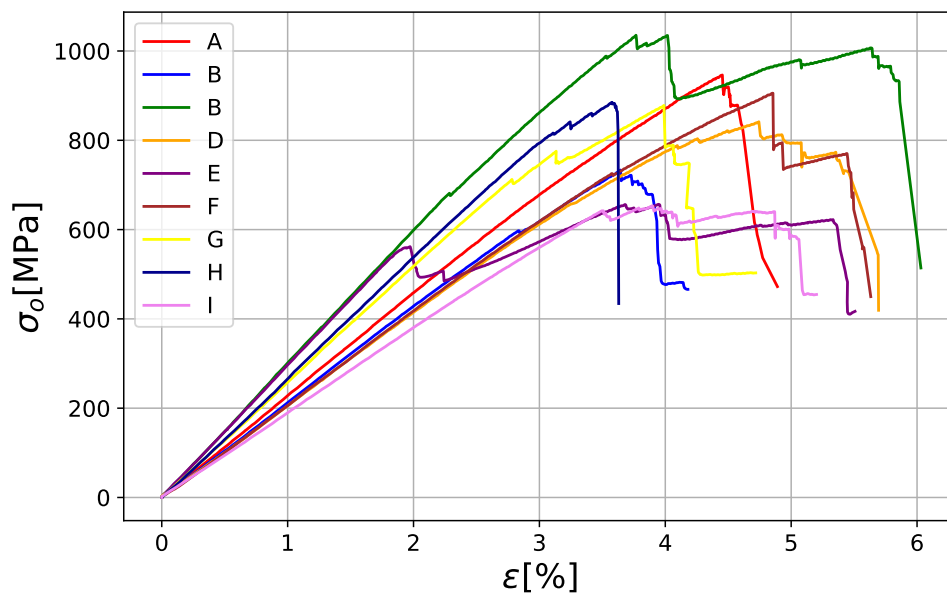
Vzorek	Y_t [MPa]	E_T [MPa]	ϵ_{Yt} [1]
A	16,4	5800	0,3
B	16,7	8300	0,24
C	13,9	7300	0,19
D	8	7600	0,13
E	15,5	13700	0,19
F	9,6	8200	0,11
G	9,6	7300	0,16
	12,8 ± 2,7	8300 ± 1900	0,19 ± 0,05



Příloha E. Tahové diagramy vzorků L3.

Příloha F. L3 [0F, 0, 0, 0F], zkouška tahem - mez pevnosti, modul pružnosti v tahu, poměrná deformace na mezi pevnosti a Poissonovo číslo.

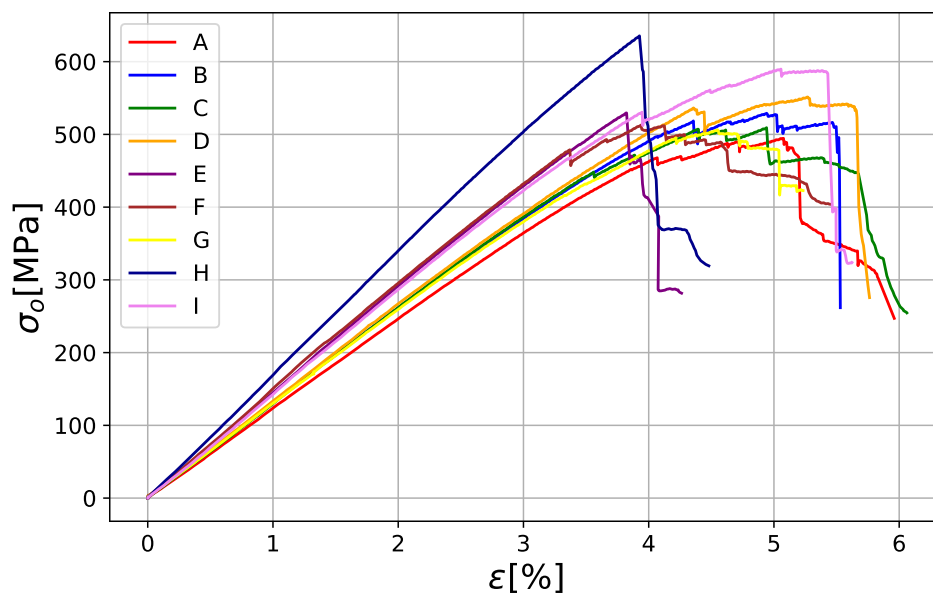
Vzorek	X_t [MPa]	E_L [MPa]	ϵ_{Xt} [1]	ν_{LT} [1]
A	974	75700	1,3	0,092
B	864	67500	1,25	0,069
C	919	60400	1,28	0,035
D	998	77400	1,21	0,118
E	957	61700	1,26	-
F	968	71700	1,28	0,093
G	951	57600	1,33	0,046
H	916	63500	1,19	-
I	942	59600	-	1,24
	943 ± 26	66100 ± 4800	1,26 ± 0,028	0,076 ± 0,025



Příloha G. Ohybové diagramy vzorků L1.

Příloha H. L1 [0, 0, 0, 0], zkouška ohybem - mez pevnosti v ohybu, zatížení na mezi pevnosti, modul pružnosti ve ohybu (segment 0,1 - 0,3 % deformace). Vzorek I byl vyřazen ze statistiky.

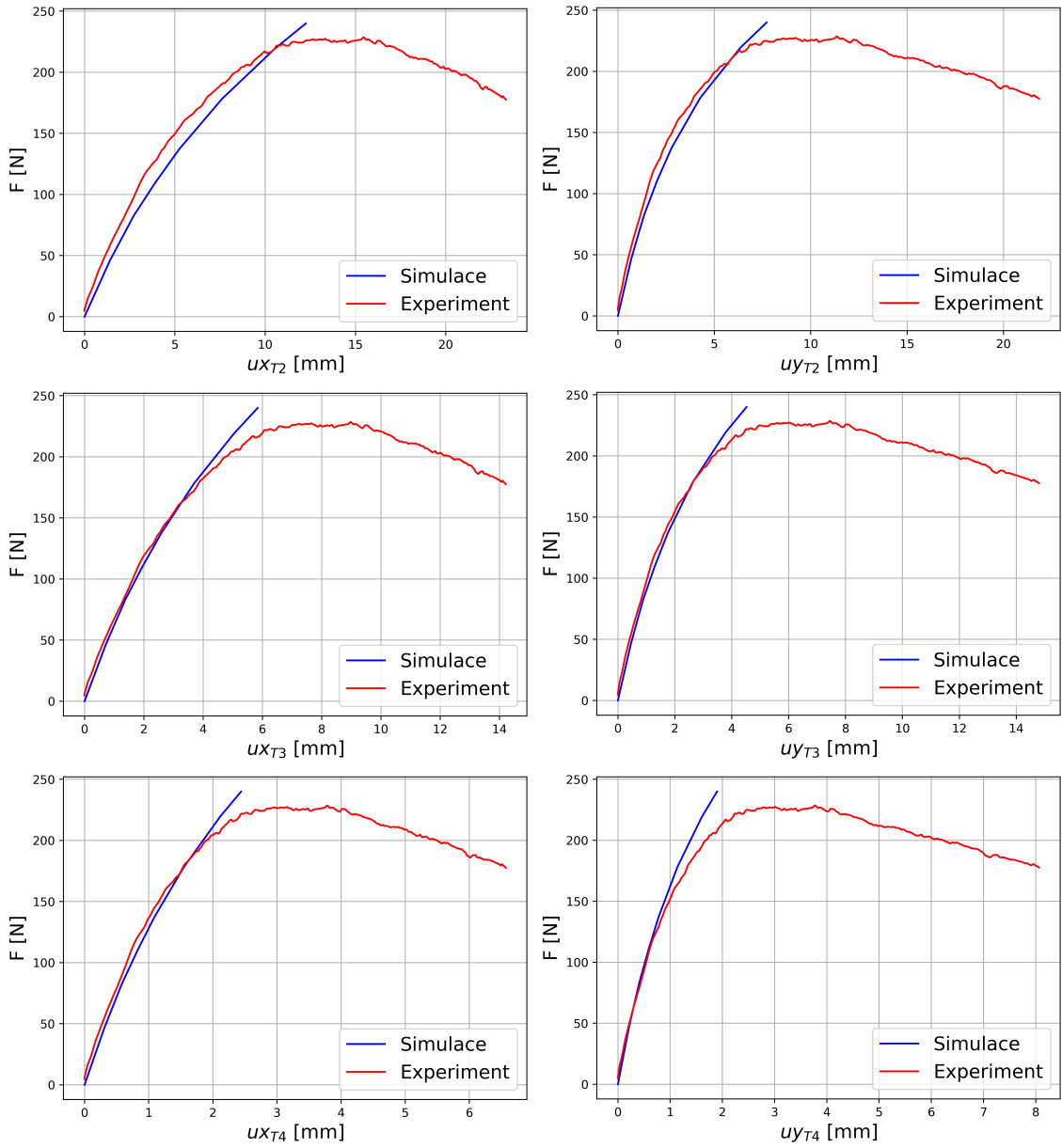
Vzorek	σ_o [MPa]	F [N]	E_o [MPa]
A	1032	68	76000
B	733	69	61100
C	1035	88	92600
D	841	71	63100
E	656	68	81800
F	905	93	58200
G	878	78	80000
H	885	83	74300
I	653	44	64500
	860 ± 82	73,7 ± 6,9	73400 ± 8200



Příloha I. Ohybové diagramy vzorků L3.

Příloha J. L3 [0F, 0, 0, 0F], zkouška ohybem - mez pevnosti v ohybu, zatížení na mezi pevnosti, modul pružnosti ve ohybu (segment 0,1 - 0,3 % deformace).

Vzorek	σ_o [MPa]	F [N]	E_o [MPa]
A	495	58	32200
B	529	68	32000
C	509	67	33400
D	551	60	33200
E	530	68	35700
F	513	72	34900
G	506	69	30900
H	635	87	40500
I	590	78	35000
	540 ± 30	70 ± 6	34200 ± 1900



Příloha K. Vzpěra: porovnání posuvu bodů T2, T3 a T4 mezi simulací a experimentem ve směru x (vlevo) a ve směru y (vpravo).