



**ČESKÉ  
VYSOKÉ  
UČENÍ  
TECHNICKÉ  
V PRAZE**

**Fakulta strojní**

**Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky**

**Experimentální zjišťování materiálových charakteristik  
typických skladeb kompozitů použitých v konstrukci křídla  
UL letounu**

**Experimental analysis of composite materials used for construction of UL  
aircraft wing**

**BAKALÁŘSKÁ PRÁCE**

**2019**

**MAREK REJENT**

**Studijní program:** Teoretický základ strojního inženýrství

**Vedoucí práce:** Ing. Dvořák Milan Ph.D.

## **PROHLÁŠENÍ**

Prohlašuji, že jsem bakalářskou práci s názvem: „Experimentální zjišťování materiálových charakteristik typických skladeb kompozitů použitých v konstrukci křídla UL letounu“ vypracoval samostatně pod vedením Ing. Milana Dvořáka, Ph.D. a s použitím literatury uvedené na konci mé bakalářské práce v seznamu použité literatury.

V Praze .....

.....

Jméno Příjmení

## **PODĚKOVÁNÍ**

Na tomto místě bych rád poděkoval vedoucímu mé bakalářské práce Ing. Milanovi Dvořákovi, Ph.D. za cenné rady, odborný dohled, vstřícnost a čas, který mi věnoval. Také bych rád poděkoval firmě Phoenix Air za poskytnutí vzorků a důležitých informací a také panu Ing. Miroslavovi Kábrtovi za odbornou konzultaci.

## ANOTAČNÍ LIST

Jméno autora:	Marek Rejent	
Název BP:	Experimentální zjišťování materiálových charakteristik typických skladeb kompozitů použitých v konstrukci křídla UL letounu	
Anglický název:	Experimental analysis of composite materials used for construction of UL aircraft wing	
Rok:	2019	
Studijní program:	Teoretický základ strojího inženýrství	
Zadávací ústav:	Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky	
Vedoucí BP:	Ing. Milan Dvořák, Ph.D.	
Bibliografické údaje:	Počet stran	55
	Počet obrázků	27
	Počet grafů	12
	Počet tabulek	13
	Počet příloh	4
Klíčová slova:	Youngův modul pružnosti, E modul, Poissonovo číslo, kompozitní materiály, UL, ultralight, čtyřbodová ohybová zkouška, uhlíkové pásnice, průhyb nosníku	
Keywords:	Young's modulus of elasticity, E modulus, Poisson number, composite materials, UL, ultralight, four-point bend test, carbon spars, beam deflection	
Anotace:	Tato bakalářská práce se zabývá zjišťováním materiálových charakteristik kompozitního křídla ultralehkého letounu, především pak Youngova modulu pružnosti a napětí na mezi pevnosti nosníku křídla. Tyto hodnoty pak zjišťuje experimentálně zkouškou čtyřbodovým ohybem.	
Annotation:	This bachelor's thesis deals with analysis of composite materials used in the construction of an UL aircraft wing, focusing on Young's modulus of elasticity and flexural strength. These values are determined experimentally during four-point bend tests.	

## OBSAH

1. Úvod.....	1
2. Kompozity.....	2
2.1. Anizotropní materiály [5] .....	2
2.2. Ortotropní materiály [5].....	3
2.3. Příčně izotropní materiály [5] .....	5
3. Letoun Phoenix Air U15 .....	6
3.1. Kompozitové prvky v konstrukci křídla letounu Phoenix Air U15 .....	7
4. Měření mechanických vlastností kompozitů v podmínkách UL letectví.....	9
4.1. Zkoušky prováděné při sériové výrobě.....	10
4.1.1. Měření hmotnosti kompozitu .....	10
4.1.2. Kontrola tuhnutí epoxidové pryskyřice .....	10
4.1.3. Zkouška třibodovým ohybem .....	10
4.2. Vývojové zkoušky .....	13
5. Návrh experimentu .....	15
5.1. Rešerše k ohybové zkoušce .....	16
5.1.1. Ohybová zkouška ASTM D7264/D7264M [9] .....	17
5.1.2. Vzorec pro výpočet modulu pružnosti .....	18
5.1.3. Ověření vzorce pro výpočet průhybu pomocí Mohrova integrálu .....	19
6. Analytický výpočet materiálových charakteristik .....	22
6.1. Výpočet objemového podílu vláken.....	22
6.1.1. Výpočet přes hmotnost vláken .....	23
6.1.2. Výpočet přes průřez vláken .....	23
6.2. Výpočet modulu pružnosti .....	24
7. Experiment .....	26
7.1. Dokumentace zkušebních vzorků.....	26
7.2. Instalace tenzometrů .....	27
7.3. Konfigurace zkoušky .....	29
7.4. Výsledky experimentu .....	31
8. Zpracování výsledků experimentu.....	35
8.1. Způsoby získávání materiálových charakteristik z naměřených hodnot.....	35
8.1.1. Stanovení modulu pružnosti E pomocí Hookova zákona .....	35
8.1.2. Stanovení modulu pružnosti E z průhybu nosníku.....	36
8.1.3. Stanovení Poissonova čísla $\nu$ .....	37
8.2. Shrnutí výsledků .....	38
8.2.1. Grafy .....	38
8.2.2. Materiálové charakteristiky stanovené z tahového namáhání .....	40
8.2.3. Materiálové charakteristiky v tlaku.....	41
8.2.4. Materiálové charakteristiky sendviče z potahu křídla .....	42
8.3. Statistické zpracování výsledků zkoušky .....	46
9. Zhodnocení výsledků .....	49
10. Závěr.....	51
Použité zdroje.....	53
Seznam obrázků .....	55

<b>Seznam grafů.....</b>	<b>55</b>
<b>Seznam tabulek.....</b>	<b>56</b>
<b>Seznam příloh.....</b>	<b>56</b>

## 1. Úvod

Cílem této bakalářské práce je zmapovat způsoby zjišťování materiálových charakteristik kompozitních struktur v prostředí ultralehkého letectví v České republice a na zjištěné informace navázat provedením experimentálních zkoušek vzorky uhlíkových pásnic získaných z křídla letounu Phoenix Air U15. Práce se dále zabývá způsoby, jimiž lze z provedených zkoušek stanovit potřebné materiálové charakteristiky zkoušeného materiálu.

Zjišťování materiálových charakteristik u kompozitů je náročnější než například u kovů. Jedním z důvodů, proč tomu tak je, je jejich anizotropie. O anizotropii bude řeč v 2. kapitole této bakalářské práce. Dalším důvodem je velká variabilita při konstruování kompozitních struktur, kdy je možné z jednoho konkrétního typu uhlíkové tkaniny vytvořit pomocí různého kladení vrstev řadu variant materiálu s rozdílnými vlastnostmi. Třetím důvodem jsou používané výrobní postupy v tomto průmyslu, kde se kompozity vyrábí ručním kladením do formy, takzvanou mokrou kontaktní laminací, která vede k rozdílným vlastnostem materiálu při výrobě každého dílu.

Malé podniky, jež se výrobou ultralehkých letadel zabývají, tak mají složitou situaci – kompozitní materiály, jež vyrábí, mají pokaždé trochu jiné vlastnosti, jejichž přesné určení je komplikované a často finančně nereálné. Velkou roli tak hrají zkušenosti, metoda pokus-omyl a dodržování zaběhnutých postupů, jejichž výsledky jsou již známé. Účelem této práce je navázat na praktikované postupy zjišťování materiálových charakteristik poté navrhnout a provést experiment, z něžž budeme schopni tyto charakteristiky přesněji určit.

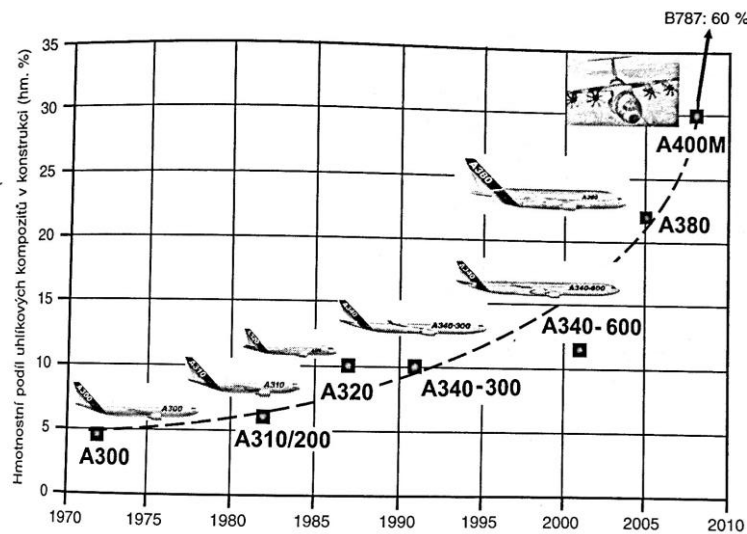
Hlavním nosným prvkem křídla je nosník, jenž je namáhán na ohyb. V nosníku realizují přenos ohybového napětí dvě pásnice, z nichž jedna je namáhána tahově, ta druhá pak tlakově.[12] Z toho vyplývá, že konstrukčně nejdůležitější materiálové charakteristiky, které je třeba o komponentech křídla znát, jsou modul pružnosti  $E$  v podélném směru a mez pevnosti pásnic. Z tohoto důvodu se tato práce soustředí zejména na stanovení těchto dvou hodnot.

## 2. Kompozity

Prvním krokem ve vypracování této bakalářské práce bylo seznámení se s kompozitními materiály, jejich vlastnostmi a strukturou.

Jako definici kompozitních materiálů můžeme užít toto tvrzení: „Kompozitní materiály jsou složeny ze dvou nebo více chemicky a fyzikálně odlišných složek (fází). Tvrdší, tužší a pevnější nespojitá složka se nazývá výztuž, spojitá a obvykle poddajnější složka, která zastává funkci pojiva výztuže, se nazývá matrice.“ [3]

Polymerní kompozitní materiály – tedy kompozitní materiály používající jako pojivo syntetické pryskyřice – se začaly objevovat v konstrukcích již ke konci druhé světové války, jejich pravý rozmach ovšem přišel až v druhé polovině 20. století. Význam kompozitů od té doby prudce narůstá a dnes se s nimi můžeme setkat téměř na každém kroku – používají se v leteckém průmyslu, při sportech, ve stavebnictví, v námořnictví, v automobilech nebo například také v mostních konstrukcích.[1][2]



Obrázek 1 - využití uhlíkových kompozitů v konstrukci letadel [4]

### 2.1. Anizotropní materiály [5]

Typickou vlastností kompozitních materiálů, která taktéž zapříčiňuje řadu jejich výhod a nevýhod, je jejich anizotropie. Anizotropní materiál je takový materiál, jehož materiálové charakteristiky jsou v každém směru různé. Pro popis elastických vlastností anizotropního



materiálu si nevystačíme s pouhými třemi charakteristikami  $E$ ,  $G$  a  $\mu$ . Byla proto zavedena matice tuhosti  $\mathbf{C}$ , jejíž tvar vychází ze zobecněného Hookova zákona

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{C} \cdot \boldsymbol{\varepsilon}, \quad (1)$$

kde

$\boldsymbol{\sigma}$ [N. mm <sup>-2</sup> ]	vektorový zápis tenzoru napětí
$\mathbf{C}$ [MPa]	matice tuhosti
$\boldsymbol{\varepsilon}$ [1]	vektorový zápis tenzoru deformací

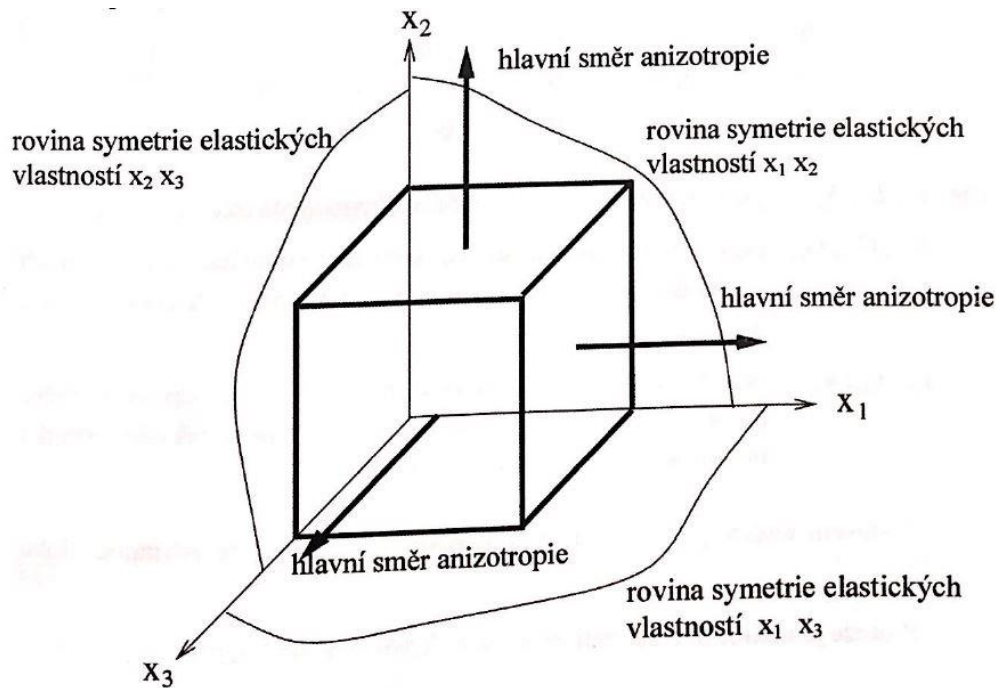
Ve složkovém zápisu vypadá rovnice pro obecný izotropní materiál následovně:

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

Protože je tato matice symetrická (platí  $C_{12} = C_{21}$ ), obsahuje celkem 21 nezávislých prvků.

## 2.2. Ortotropní materiály [5]

Kompozitní materiály uvažované v rámci této bakalářské práce lze označit za ortotropní. Ortotropní materiály jsou podmnožinou anizotropních materiálů, neboť jejich vlastnosti se mění ve směru souřadných os  $x_1$ ,  $x_2$ ,  $x_3$  – mají tedy tři hlavní roviny symetrie elastických vlastností.



Obrázek 2 – schéma ortotropního materiálu [5]

Matice tuhosti  $\mathbf{C}$  ortotropního materiálu vypadá následovně:

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

Pokud tyto prvky vyjádříme pomocí elastických konstant, dostáváme se ke tvaru

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1/E_1 & -\nu_{21}/E_2 & -\nu_{31}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{12}/E_1 & 1/E_2 & -\nu_{32}/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ -\nu_{13}/E_1 & -\nu_{21}/E_2 & 1/E_3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{13} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1/G_{12} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

Po zohlednění symetrie matice  $\mathbf{C}$  zbývá jen 9 nezávislých konstant.

$E_1, E_2, E_3$  moduly pružnosti v tahu v hlavních směrech anizotropie

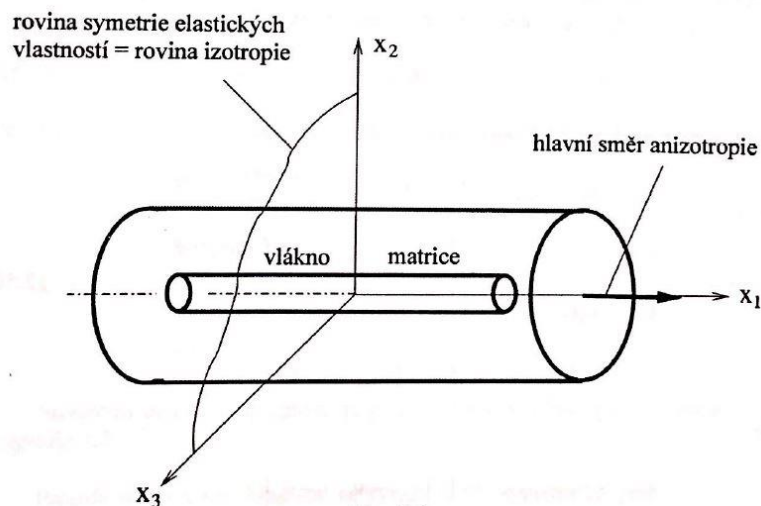
$G_{23}, G_{13}, G_{12}$  moduly pružnosti ve smyku v rovinách rovnoběžných s příslušnou rovinou symetrie elastických vlastností  $x_2x_3, x_1x_3, x_1x_2$

$\nu_{21}, \nu_{31}, \nu_{32}$  Poissonova čísla, u kterých první index odpovídá směru působícího normálového napětí a druhý směru, při němž vzniká příslušná deformace v příčném směru

Příkladem ortotropního materiálu ve struktuře křídla letounu Phoenix Air může být například sendvičový potah křídla nebo laminát z uhlíkové tkaniny použitý na výrobu žeber.

### 2.3. Příčně izotropní materiály [5]

V případě, že má materiál jeden hlavní směr anizotropie a jednu rovinu symetrie elastických vlastností, která je zároveň rovinou izotropie, tedy elastické vlastnosti jsou v této rovině ve všech směrech stejné, nazýváme ho příčně izotropní materiál.



Obrázek 3 – schéma příčně izotropního materiálu [5]

Pro tento materiál se matice tuhosti ještě více zjednoduší, obsahuje pouze 6 různých prvků z nichž jen 5 je nezávislých. Matice tuhosti takového materiálu vypadá následovně

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{2}(C_{22} - C_{23}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix}, \quad (5)$$

Příčně izotropní materiál ve struktuře křídla letounu Phoenix U15 představují pásnice z uhlíkového rovingu.

### 3. Letoun Phoenix Air U15

Testovací vzorky použité v rámci této bakalářské práce byly získány od české firmy Phoenix Air, sídlící v Ústí nad Orlicí. Firma se zabývá vývojem a výrobou letounů spadajících do kategorie ultralight. Firma vyrábí pouze jediný model letadla, kterým je právě letoun Phoenix Air U15 zobrazený na obrázku 4.



*Obrázek 4 - letoun Phoenix Air U15 [13]*

Základní parametry letounu U15 jsou shrnuty v následující tabulce:

*Tabulka 1 – parametry letounu Phoenix Air U15 [13]*

Rozpětí křídel (s prodlouženími křídel pro nejlepší klouzavý poměr)	15 m
Délka	6,5 m
Výška	1,45 m
Maximální povolená rychlost	260 km/h
Cestovní rychlost	240 km/h
Minimální rychlost	65 km/h
Prázdná hmotnost:	280 kg

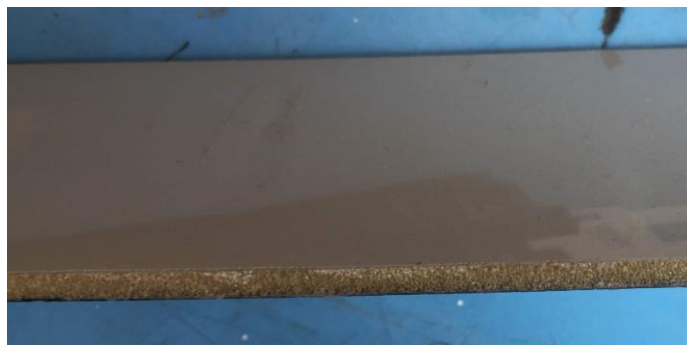
### 3.1. Kompozitové prvky v konstrukci křídla letounu Phoenix Air U15

Křídla letounu jsou samonosná – nemají tedy žádná vnější vyztužení. Všechno vnější zatížení působící na křídlo tedy působí na nosné prvky v jeho konstrukci.

Spojení křídla s trupem je realizováno pomocí prodlouženého nosníku – krakorce. Toto konstrukční řešení, které se nejčastěji používá u větroňů, skýtá část výhod jak křídel dělených, tak křídel průběžných, neboť umožňuje snadné rozebírání a zároveň nezavádí velké zatížení do laminátové skořepiny trupu. Křídla jsou poté připojena ke trupu pomocí válcových čepů a kulových misek a oba krakorce jsou následně spojeny dohromady čepem se závlačkami. Křídlo jako takové je jednonosíkové a obsahuje dvě žebra – kořenové žebro přímo sousedící s trupem letadla a koncové žebro. [4]

Všechny prvky křídla jsou realizovány součástmi vyrobenými z kompozitních materiálů.

**Potah křídla** je tvořen sendvičem složeným ze čtyřech průběžných a řady lokálních vyztužných vrstev. Vnější potah křídla tvoří dvě vrstvy tkaniny ze skelného vlákna 92110 kladené pod úhlem  $45^\circ$ , jádro sendviče je tvořeno pěnou Herex a vnitřní potah tvoří jedna vrstva taktéž ze skelného vlákna 92110 kladeného pod úhlem  $45^\circ$ . Tkanina je kladena pod úhlem  $45^\circ$  z důvodu odolnosti potahu vůči krutu, jež potah přenáší.



Obrázek 5 – struktura potahu křídla

**Žebra** jsou tvořena uhlíkovým kompozitem složeným z uhlíkové tkaniny kladené pod úhly  $45^\circ/-45^\circ$  prosycené epoxidovou pryskyřicí. Žebra pomáhají stojině nosníku v přenosu smykového namáhání a stejně tak dělají oporu potahu a stabilizují ho, čímž napomáhají přenosu krutu. Obě kořenová žebra jsou propojena krakorcem. Žebra také uzavírají dutinu křídla, v níž je umístěná nádrž.

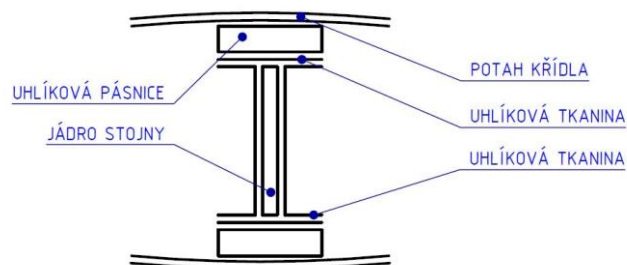


*Obrázek 6 – žebro v nástavci křídla*

**Nosník** je hlavní nosný prvek celého křídla – slouží k přenášení ohybového momentu i smyku a společně s potahem se podílí na přenosu kroutícího momentu [12]. Nosník můžeme rozdělit na dvě základní části – stojinu a pásnici. Stojina nosníku přenáší smykové napětí a skládá se z pěnového jádra tvořeného pěnou Herex, jež je obaleno dvěma vrstvami uhlíkové tkaniny 200 g/m<sup>2</sup> ve tvaru písmena C. Na horní a spodní stranu této struktury jsou přilepeny další dvě vrstvy uhlíkové tkaniny 200 g/m<sup>2</sup>, které tvoří podstavy pro uhlíkové pásnice, které jsou tvořeny z jednosměrného rovingu Torayca kladeného ve směru křídla z důvodu maximální odolnosti vůči ohybovému zatížení, které pásnice přenášejí. Jednotlivé struktury se k sobě lepí laminovací pryskyřicí MGS L285/287. Schéma celé struktury je naznačeno na obrázku 8.



Obrázek 7 – struktura nosníku tvaru C v nástavci křídla



Obrázek 8– schéma struktury nosníku

#### 4. Měření mechanických vlastností kompozitů v podmínkách UL letectví

Zkoušení kompozitních materiálů v podmínkách ultralehkého letectví je problematické. Letecká amatérská asociace České republiky, která v tuzemsku certifikuje ultralehká letadla, nepředepisuje žádné normy pro materiálové zkoušky. Každý model letounu pro své schválení potřebuje absolvovat jen statické a dynamické pevnostní zkoušky, po jejichž úspěšném zakončení je letadlo schváleno do provozu. [15]

Běžný postup návrhu nového letadla v prostředí ultralehkého letectví sestává z toho, že se vyrobený prototyp podrobí pevnostní zkoušce při početním zatížení a pokud při této zkoušce dojde k porušení konstrukce, konstruktéři danou součást posílí a zkoušku opakují. Tento postup pak probíhá do té doby, než letadlo úspěšně zakončí všechny zkoušky a poté je zařazeno do provozu. [16]

Dalším problémem, který zkoušení materiálů přináší je způsobem výroby kompozitních konstrukcí – samotný kompozit totiž vzniká teprve při výrobě a nelze tedy postupovat jako při použití například oceli, kde můžeme konkrétní ocel detailně vyzkoušet a získat její mechanické vlastnosti a s nimi potom dále pracovat. Naproti tomu vlastnosti kompozitu se při ruční výrobě díl od dílu liší v závislosti na kladení jednotlivých vrstev uhlíkových vláken do formy, poměru výztuže a matrice atd. Důkladný soubor materiálových zkoušek pro kompozitní konstrukce v letounu je tedy v podmínkách ultralehkého letectví finančně nemožné zrealizovat a malé firmy, které se výrobou těchto letounů zabývají, si proto samy vytvořily způsoby, jak alespoň přibližně stanovit materiálové charakteristiky vyrobených kompozitních struktur.

Vzhledem k povaze tohoto tématu je nemožné na internetu najít relevantní informace, na jejichž základě by si mohli čtenáři této práce udělat obrázek o stavu materiálových zkoušek v ultralehkém letectví. Autor této práce se proto sešel s Ing. Miroslavem Kábrtem a toto téma s ním probral – následující kapitola této práce byla sepsána na základě tohoto rozhovoru. Pan Kábrt je spoluzakladatel společnosti Vanessa Air, která se přes 20 let zabývá konstrukčními a výpočetními pracemi v oblasti ultralehkých a sportovních letadel a taktéž externě spolupracuje s dalšími významnými institucemi v oblasti letadlové techniky, jako je

Centrum leteckého a kosmického výzkumu, Výzkumný a zkušební letecký ústav či Letecká amatérská asociace ČR, ve spolupráci s nimiž publikoval řadu odborných výzkumů a článků.

Materiálové zkoušky v ultralehkém letectví můžeme rozdělit na dvě základní kategorie – **zkoušky prováděné při sériové výrobě a zkoušky vývojové.**

#### **4.1. Zkoušky prováděné při sériové výrobě**

Při sériové výrobě ultralehkého letounu se provádí následující zkoušky, jejichž výsledky nám umožňují alespoň částečně zaručit, že vyrobený kompozit má dostatečné materiálové charakteristiky. Tyto zkoušky byly přejaty od německé firmy Schempp-Hirth, která je používala na testování svých kompozitních kluzáků. Tyto zkoušky se provádějí při výrobě klíčových kompozitních komponentů, které přenášejí největší zatížení. V případě křídla letounu se jedná právě o pásnice.

##### **4.1.1. Měření hmotnosti kompozitu**

Vzhledem k tomu, že známe parametry uhlíkového rovingu a epoxidové pryskyřice, z nichž se pásnice vyrábí – v tomto případě zejména jejich hustotu, můžeme zvážením vyrobené uhlíkové pásnice o známých rozměrech zjistit, zda jsou hmotnostní podíly výztuže a matrice ve správném poměru pro optimální vlastnosti výsledného kompozitu.

##### **4.1.2. Kontrola tuhnutí epoxidové pryskyřice**

Epoxidová pryskyřice používaná k výrobě kompozitů se skládá ze dvou složek – samotné pryskyřice a tvrdidla. Tyto složky se před výrobou kompozitu smíchají a teprve poté začne pryskyřice tvrdnout, poté probíhá vytvrzování při teplotě 55°C po dobu 15 hodin. Aby bylo zaručeno, že pryskyřice a tvrdidlo bylo smícháno ve správném poměru, odebírá se ze smíchané směsi vzorek, na němž se kontroluje, zda vytvrzení pryskyřice proběhlo správně.

##### **4.1.3. Zkouška tříbodovým ohybem**

Uhlíkové pásnice se vyrábí mokrou laminací. Uhlíkový roving se protahuje sytícím strojem, který na roving rovnoměrně nanáší vrstvu pryskyřice. Sytící stroj se před výrobou



musí nastavit tak, aby dávkoval správné množství pryskyřice. Aby bylo zaručeno, že je sytící stroj správně nastaven, při výrobě každé sady pásnic se ze stejného rovingu při stejném nastavení sytícího stroje vyrobí také vzorek předepsaných rozměrů, který se po vytvrzení zkouší na třibodový ohyb. Tato zkouška je typu go-nogo. To znamená, že se vzorek zkouší na předepsané zatížení a výsledkem zkoušky je pouze fakt, jestli vzorek dané zatížení vydržel či nevydržel. Dále je popsána zkouška tak, jak probíhá na pásnicích, jež jsou externě vyráběny a zkoušeny pro firmu Phoenix Air. Protokol ke zkoušce je přiložen k práci. Podobné zkoušky probíhají i při výrobě pásnic pro další firmy v tomto oboru.

Předepsané zatížení bylo stanoveno následovně: Firma Vanessa Air, zabývající se pevnostními výpočty kompozitních konstrukcí pro letecký průmysl, stanovila maximální ohybový moment působící na křídlo  $M_{oMAX}=31\,716\text{ N.m}$ . Z toho se vzorcem

$$M_{oMAX} \cdot k = \sigma_d \cdot S \cdot r, \quad (6)$$

kde

$k=2,25$  uvažovaný bezpečnostní koeficient

$S=516,375\text{ mm}^2$  průřez pásnice v kritickém místě

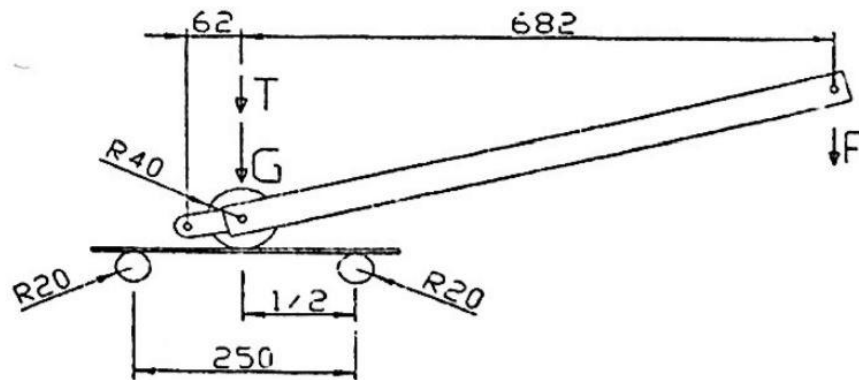
$r=148,5\text{ mm}$  vzdálenost těžiště průřezu pásnic

$\sigma_d$  dovolené napětí v pásnici

po úpravě do tvaru

$$\sigma_d = \frac{M_{oMAX} \cdot k}{S \cdot r} = 930,6\text{ N.mm}^{-2} \quad (7)$$

získá dovolené napětí v pásnici  $\sigma_d$ . Z tohoto napětí se poté s použitím rozměrů vzorku počítá síla, kterou je nutno vyvinout na pákovém mechanismu, aby bylo dosaženo právě dovoleného napětí. Schéma pákového mechanismu je na obrázku 9.



Obrázek 9 – schéma mechanismu zkoušky třibodovým ohybem (viz příloha 4)

Výpočet zkušební síly  $F$  probíhal pomocí maximálního ohybového napětí, které při třibodovém ohybu působí uprostřed vzorku a je rovno (viz obrázek 11)

$$M_o = \frac{GL}{4} \quad (8)$$

kde  $G$  je celková zatěžující síla, která se pomocí poměrů ramen spočítá jako

$$G = 11F + T \quad (9)$$

Po dosazení vztahu pro výpočet  $M_o$  do rovnice pro výpočet napětí

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o} \quad (10)$$

a vyjádření síly  $F$  dostaneme finální vzorec pro výpočet zkušební síly (za  $\sigma_o$  dosadíme  $\sigma_d$ )

$$F = \frac{1}{11} \left( \frac{4\sigma_d W_o}{L} - T \right) \quad (11)$$

kde

$$W_o = \frac{1}{6bh^2}$$

průřezový modul v ohybu

V průběhu prací na této bakalářské práci bylo ale zjištěno, že při výpočtu zkušební síly dle vztahu 8 bylo pro všechny vzorky pásnic, které představují celý průběh dosavadní výroby firmy Phoenix Air, počítáno s jednotným průřezovým modulem v ohybu  $W_o$ , což vzhledem k ruční výrobě vzorků, která způsobuje značnou rozměrovou proměnlivost,

zaprůčiňuje fakt, že každý vzorek je následně zkoušen na jiné napětí, které se může od početního dovoleného napětí  $\sigma_d = 930,6 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2}$  výrazně odlišovat. Proto bylo pro každý vzorek spočítáno napětí, na něž byl vzorek při této zkoušce reálně zatěžován, výsledky tohoto průzkumu jsou následující:

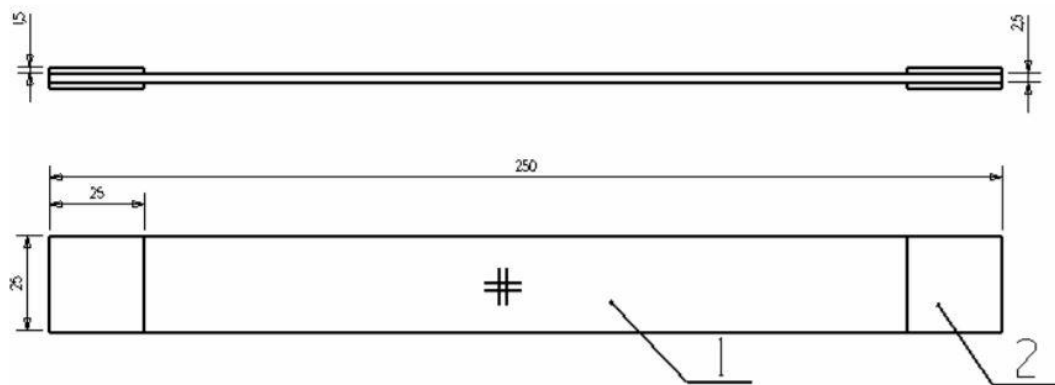
$\bar{\sigma} = 879,0 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2}$	průměrné zatěžující napětí
$\sigma_{MAX} = 1031,8 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2}$	maximální zatěžující napětí
$\sigma_{MIN} = 794,9 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2}$	minimální zatěžující napětí
$s_x = 35,2 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2}$	směrodatná odchylka souboru

Z výsledků tedy vyplývá, že vzorky byly průměrně zatěžovány na nižší než dovolené napětí, v extrémním případě dokonce na napětí o  $135 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-2}$  nižší než dovolené napětí. Dva vzorky byly naopak zatěžovány na napětí výrazně vyšší než bylo nutné.

Bezpečnostní koeficient  $k=2,25$  uvažovaný při výpočtu dovoleného napětí tyto výkyvy sice pokryje, s ohledem na dosažené závěry avšak autor práce doporučuje, aby při dalším zkoušení byla počítána zkušební síla  $F$  pro každý vzorek zvlášť s použitím přesných rozměrů vzorku pro výpočet průřezového modulu v ohybu  $W_o$ .

## 4.2. Vývojové zkoušky

Vývojové zkoušky se provádějí, jak již název napovídá, v průběhu vývoje nového typu letounu. Jejich základem jsou návrhové výpočty. Vezmeme-li si příklad uhlíkové pásnice, pak naším výchozím bodem bude vypočítané tahové/ tlakové napětí způsobené ohybovým momentem, který musí pásnice přenést. Dalším krokem je výběr materiálů. Konstruktor navrhne vhodné materiály na výrobu pásnice, přičemž u kompozitů je důležitý faktor kladení jednotlivých vrstev. Pro zvolené typy materiálů s předem daným kladením (například skelné vlákno kladení  $0^\circ$  a  $90^\circ$ ) si poté konstruktor nechá u specializované firmy vyrobit normalizované zkušební vzorky s nalepenými příložkami, které slouží k uchycení vzorku do kleštin zkušebního stroje (obrázek 10).



Obrázek 10 – kompozitní zkušební vzorek s příložkami [4]

Tyto vzorky se poté v sadách, které obsahují v ideálním případě alespoň 10 kusů, aby se výsledky daly statisticky zpracovat, zkoušejí v požadovaných zkouškách. Nejjednodušší jsou tahové zkoušky, ale můžou se provádět i náročnější zkoušky tlakové, smykové či ohybové. Výsledkem těchto zkoušek jsou pak přesné hodnoty materiálových charakteristik dané kompozitní struktury – moduly pružnosti, Poissonovo číslo a pevnosti. S těmito charakteristikami pak počítá konstruktér při návrhu letounu a stanovuje pomocí nich požadované rozměry konstrukcí při spočítaných hodnotách zatížení.

## 5. Návrh experimentu

Nejjednodušší a nejspolehlivější způsob na zjišťování Youngova modulu pružnosti  $E$ , Poissonovy konstanty  $\nu$  a meze pevnosti v tahu je zřejmě tahová zkouška. Vzhledem k charakteru kompozitních vzorků, jejichž testováním se tato práce zabývá, tato metoda ovšem nemohla být použita. Vzorky by se totiž rozdrtily v čelistech trhacího stroje dříve než by došlo k jejich přetržení, neboť jejich odolnost vůči tlakovému namáhání ve směru kolmo na vlákna je v porovnání s jejich modulem pružnosti výrazně nižší a mez pevnosti v tahu by se tedy nedala stanovit. Bylo tedy rozhodnuto zvolit pro určení materiálových charakteristik uhlíkových pásnic alternativní zkoušku a tou se stala zkouška ohybová. Během ohybové zkoušky je vrchní strana vzorku namáhána tlakově, zatímco spodní strana je namáhána tahově. Tímto způsobem se dá simulovat tahové namáhání materiálu. Problémem je však rozložení napětí. Zatímco při namáhání prostým tahem je napětí v celém průřezu konstantní, při namáhání ohybem je napětí v průřezu rozloženo nerovnoměrně (viz obrázek 11). Druhým problémem, který s sebou volba ohybové zkoušky nese, je přítomnost posouvající síly  $Q$ , která vyvolává smykové napětí. Posledním problémem jsou pak působící zatěžovací síly, pod nimiž se koncentruje napětí a může dojít k rozdrčení vzorků vlivem působícího tlaku.

Dále bylo nezbytné zjistit, jakým způsobem bude provedeno vyhodnocení provedeného experimentu. Jedním ze způsobů vyhodnocení zkoušky je nainstalování tenzometrů na vzorky a získávat modul pružnosti na základě měření napětí  $\sigma$  a poměrného prodloužení  $\varepsilon$  pomocí Hookova zákona [14]

$$\sigma = E \cdot \varepsilon \quad (12)$$

který můžeme snadno upravit do tvaru

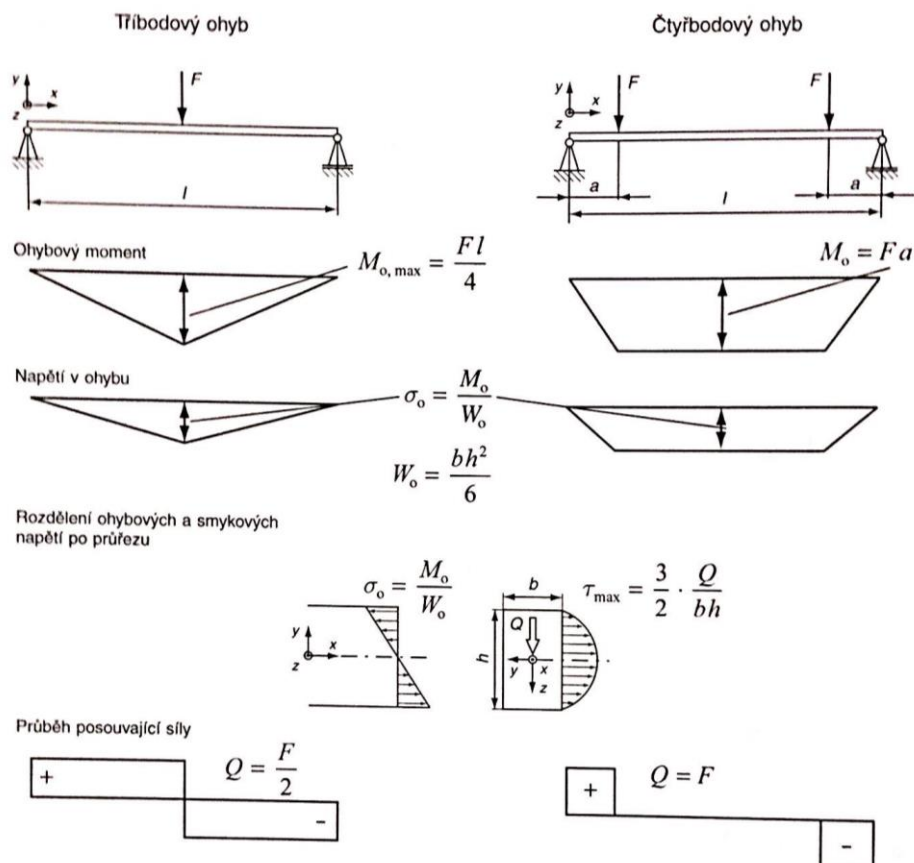
$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon} \quad (13)$$

z něhož můžeme přímo spočítat modul pružnosti. Aby se dal Youngův modul pružnosti stanovit tímto vztahem, je ovšem nutné měřit hlavní napětí.

Další možností vyhodnocení je výpočet modulu pružnosti z působící ohybové síly a průhybu vzorku. V tomto případě je nutné stanovit vztah pro výpočet modulu pružnosti v ohybu v závislosti na konfiguraci zkoušky.

### 5.1. Rešerše k ohybové zkoušce

Zkouška ohybem obvykle probíhá při tříbodovém nebo čtyřbodovém uložení. Porovnání obou metod lze vidět na obrázku 11. Výhodou čtyřbodového ohybu je fakt, že mezi místy, kde působí síly je konstantní moment a tím pádem i napětí, což vede k snadnějšímu a přesnějšímu stanovení modulu pružnosti. Z tohoto důvodu bylo rozhodnuto, že vzorky budou podrobeny právě čtyřbodové ohybové zkoušce (anglicky four-point bend, zkráceně 4PB). Nevýhoda použití čtyřbodové ohybové zkoušky je taktéž patrná z obrázku 11 – je jí vyšší velikost posouvající síly  $Q$ .



Obrázek 11 – porovnání tříbodového a čtyřbodového ohybu [8]

### 5.1.1. Ohybová zkouška ASTM D7264/D7264M [9]

Při zkoušení kompozitních materiálů se nejčastěji používají americké normy ASTM. Pro experiment provedený v této bakalářské práci bylo přihlédnuto k normě ASTM D7264/D7264M popisující ohybovou zkoušku polymerních kompozitních materiálů sloužící k získání modulu pružnosti v ohybu. Vzhledem k tomu, že obdržené zkušební vzorky nevyhovují rozměrům předepsaným normou, nebylo možné normu přesně dodržet a byla tedy použita jen jako předloha, pomocí níž byla stanovena konfigurace experimentu a bylo také přihlédnuto ke vzorci pro výpočet modulu pružnosti

$$E_f^{secant} = \frac{0,17L^3m}{bh^3} \quad (14)$$

kde

$b$ [mm]	šířka vzorku
$h$ [N]	tloušťka vzorku
$m$ [1]	sklon sečny křivky síla-průhyb
$L$ [mm]	vzdálenost mezi podporami
$E_f^{secant}$ [GPa]	sečný modul pružnosti v ohybu

Bylo plánováno použít také normovanou rychlost zatěžování, která je 1 mm/min, od čehož bylo nakonec upuštěno, když předběžné výpočty průhybu ukázaly, že by mohl dosáhnout hodnot i nad 30 mm, takže by touto rychlostí zkouška trvala příliš dlouho. Předpis normy rovněž upozorňoval na výše popsanou nevýhodu čtyřbodového ohybu, a totiž na vliv smyku způsobeného posouvající silou  $Q$ . Norma doporučuje pro tyto účely použít vzorky s vyšší štíhlostí, tedy vyšším poměrem délka/tloušťka.

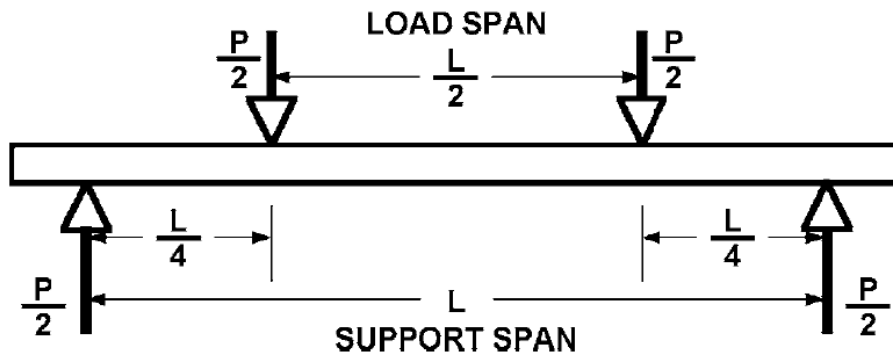


FIG. 2 Procedure B—Loading Diagram

Obrázek 12 – schéma konfigurace zatěžování dle normy ASTM D7264/D7264M [9]

### 5.1.2. Vzorec pro výpočet modulu pružnosti

Vztah pro výpočet modulu pružnosti byl převzat z odborného článku zabývajícího se stanovením modulu pružnosti anizotropního křemíku pomocí čtyřbodového ohybu. Článek následně porovnává hodnoty stanovené tímto vzorcem s hodnotami naměřenými při experimentu s hodnotami spočítanými pomocí rovnice 16. Z tohoto porovnání vyplývá, že vypočítané hodnoty odpovídají hodnotám naměřeným při experimentu a vzorec tedy lze použít i pro výpočet modulu pružnosti v této bakalářské práci.[6]

$$v = \frac{Fa \cdot (3L^2 - 4a^2)}{6EJ} \quad (15)$$

kde

$v$  [mm]

průhyb uprostřed vzorku

$F$  [N]

zatěžující síla

$a$  [mm]

vzdálenost působišť sil od podpor

$L$  [mm]

vzdálenost mezi podporami

$E$  [MPa]

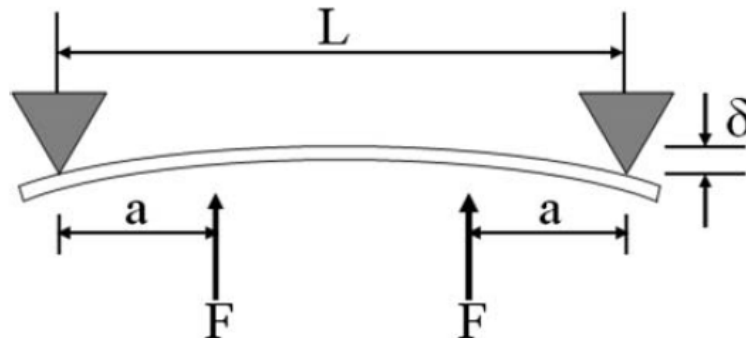
modul pružnosti

$J$  [mm<sup>4</sup>]

kvadratický moment průřezu



Schéma zatěžování je na obrázku x



Obrázek 13 – schéma zatěžování vzorku [6]

Aby se tento vzorec dal aplikovat na použité schéma zatěžování podle zkoušky ASTM D7264/D7264M, musíme provést substituci  $a = \frac{L}{4}$ . Provedením této substituce a vyjádřením modulu pružnosti E ze vztahu se získá vztah, který lze použít k určení modulu pružnosti E.

$$E = \frac{11}{384} \cdot \frac{Fl^3}{vJ} \quad (16)$$

Dále je nutno vyjádřit se kvadratický moment průřezu, který je pro obdélníkový průřez

$$J = \frac{1}{12bh^3} \cdot \quad (17)$$

kde

$b$  [mm]

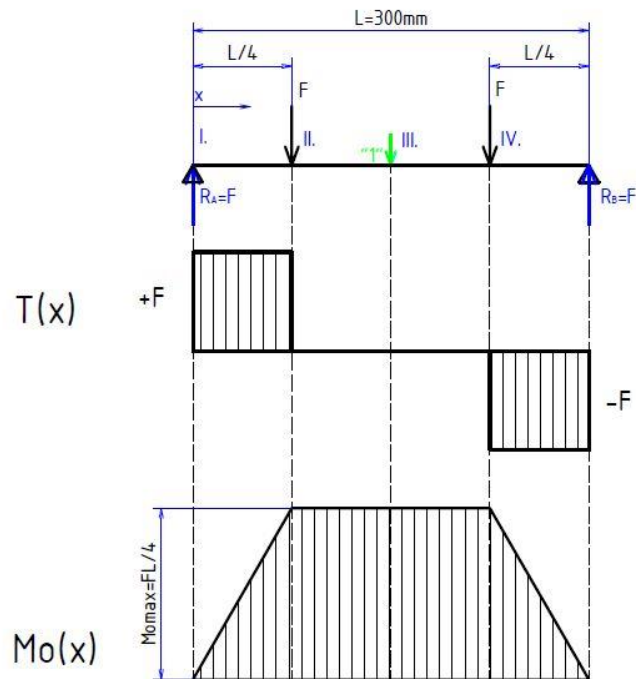
šířka vzorku

$h$  [mm]

výška vzorku

### 5.1.3. Ověření vzorce pro výpočet průhybu pomocí Mohrova integrálu

Pro ověření správnosti rovnice 8 byl proveden výpočet průhybu nosníku proveden také pomocí Mohrova integrálu. Nákres nosníku spolu s výslednými průběhy posouvající síly  $T(x)$ , ohybového momentu  $M_o(x)$ , určenými reakcemi  $R_A$  a  $R_B$  a rozdělením nosníku na pole je na obrázku 14.



Obrázek 14 – náčres nosníku s určenými průběhy  $T(x)$  a  $M_o(x)$

Nosník lze rozdělit dle působícího zatížení na tři pole, z důvodu výpočtu průhybu uprostřed je však nutné rozdělit i prostřední pole. Toto rozdělení také umožňuje snadněji počítat moment a poté i průhyb, neboť nosník je souměrný.

Pro výpočet průhybu v bodě C uprostřed nosníku obecně platí [14]

$$v_c = \frac{1}{EJ} \int_l M_o(x) m_o(x) dx \quad (18)$$

Pro rozepsání rovnice na jednotlivá pole se využije výše zmíněné souměrnosti nosníku, kde platí

$$M_{oIV}(x) = M_{oI}(x) \quad (19)$$

$$M_{oIII}(x) = M_{oII}(x) \quad (20)$$

$$m_{oIV}(x) = m_{oI}(x) \quad (21)$$

$$m_{oIII}(x) = m_{oII}(x) \quad (22)$$

Díky souměrnosti lze průhyb nosníku počítat integrováním prvních dvou polí a tento výsledek poté vynásobit dvěma

$$v_c = \frac{2}{EJ} \left( \int_0^{l/4} M_{oI}(x) m_{oI}(x) dx + \int_{l/4}^{l/2} M_{oII}(x) m_{oII}(x) dx \right) \quad (23)$$

Nyní se vyjádří jednotlivé ohybové momenty od zatížení stejně jako ohybové momenty od jednotkové síly připojené do bodu C uprostřed (na obrázku zelenou barvou)

$$M_{oI}(x) = R_A x = Fx \quad (24)$$

$$M_{oII}(x) = R_A \left( \frac{L}{4} + x \right) - Fx = F \left( \frac{L}{4} + x \right) - Fx = \frac{FL}{4} \quad (25)$$

$$m_{oI}(x) = \frac{1}{2} x \quad (26)$$

$$m_{oII}(x) = \frac{1}{2} x \quad (27)$$

Tyto momenty se dosadí do rovnice 20, integrují a posléze se dopočítá průhyb  $v_c$

$$\begin{aligned} v_c &= \frac{2}{EJ} \left( \int_0^{l/4} F \frac{x^2}{2} dx + \int_{l/4}^{l/2} F \frac{Lx}{8} dx \right) = \frac{2}{EJ} \left( \left[ \frac{Fx^3}{6} \right]_0^{L/4} + \left[ \frac{FLx^2}{16} \right]_{L/4}^{L/2} \right) \\ &= \frac{2}{EJ} \left( \frac{FL^3}{384} + \frac{FL^3}{64} - \frac{FL^3}{256} \right) = \frac{11}{384} \frac{FL^3}{EJ} \end{aligned} \quad (28)$$

Vychází tedy stejný vzorec jako v rovnici 16, což potvrzuje jeho správnost a umožňuje jeho použití v této bakalářské práci.

## 6. Analytický výpočet materiálových charakteristik

Paralelně k experimentálnímu zjišťování materiálových charakteristik vzorku uhlíkové pásnice bylo provedeno také analytické stanovení modulu pružnosti, ke kterému byly použity materiálové charakteristiky uhlíkového rovingu a epoxidové pryskyřice, z nichž je vzorek vyroben.

### 6.1. Výpočet objemového podílu vláken

Nejprve bylo nutné stanovit neznámý objemový podíl vláken. K tomu byly použity znalosti o procesu výroby vzorků. Vzorek obsahuje 5 vrstev pramenců a každý pramenec je utvářen ze 30 cívek rovingu TORAY T700SC 50C12K.

Vlastnosti rovingu TORAY dodané jeho výrobcem jsou patrné z obrázku 11.

#### *F I B E R P R O P E R T I E S*

	<i>English</i>	<i>Metric</i>	<i>Test Method</i>
Tensile Strength	711 ksi	4,900 MPa	TY-030B-01
Tensile Modulus	33.4 Msi	230 GPa	TY-030B-01
Strain	2.1 %	2.1 %	TY-030B-01
Density	0.065 lbs/in <sup>3</sup>	1.80 g/cm <sup>3</sup>	TY-030B-02
Filament Diameter	2.8E-04 in.	7 μm	
Yield			
6K	3,724 ft/lbs	400 g/1000m	TY-030B-03
12K	1,862 ft/lbs	800 g/1000m	TY-030B-03
24K	903 ft/lbs	1,650 g/1000m	TY-030B-03

*Obrázek 15 – výňatek z technických dat k rovingu TORAY T700 [10]*

K výpočtu objemového podílu vláken se lze dopracovat dvěma metodami, pro úplnost jsou zde uvedeny obě, neboť s každou bylo dosaženo mírně odlišných výsledků. Pro výpočet se uvažuje vzorek číslo 008 – nejstarší vzorek z dodaného souboru. Výsledky výpočtů pro ostatní vzorky lze nalézt v tabulce, která je přiložena v příloze této práce.

Parametry vzorku 8:

*Tabulka 2 – parametry vzorku 8*

m [g]	L [mm]	b [mm]	h [mm]	S [mm <sup>2</sup> ]	V [cm <sup>3</sup> ]
59,2	368	20,04	5,81	116,38	42,86

### 6.1.1. Výpočet přes hmotnost vláken

Jedna z možností výpočtu objemového podílu vláken spočívá ve využití hmotnosti vláken z 1 špulky rovingu vztažené na délku

$$y = \frac{800g}{1000m} = 8 \cdot 10^{-4} \frac{g}{mm}$$

Každý vzorek obsahuje celkem 5 vrstev po třiceti cívkách, tedy 150 cívek. Celková hmotnost vláken ve vzorku je tedy

$$m_f = 150 \cdot y \cdot L = 44,16 g \quad (29)$$

Jejich objem posléze spočítáme pomocí známé hustoty vláken  $\rho_f$

$$v_f = \frac{m_f}{\rho_f} = 24,53 \text{ cm}^3 \quad (30)$$

a z objemu snadno stanovíme objemový podíl [5]

$$V_{f1} = \frac{v_f}{v} = 0,57 \quad (31)$$

### 6.1.2. Výpočet přes průřez vláken

Druhá možnost výpočtu objemového podílu vláken vede přes průřez 1 vlákna

$$S_{vl} = \frac{\pi d^2}{4} = 1,54 \cdot 10^{-4} \text{ mm}^2 \quad (32)$$

který se vynásobí počtem vláken ve vzorku, kde se stejně jako v předchozím případě uvažuje 150 cívek, přičemž 1 cívka obsahuje 12 000 vláken (proto označení 12K). Tímto získáme průřez vláken ve vzorku

$$S_f = 12\,000 \cdot 150 S_{vl} = 69,27 \text{ mm}^2 \quad (33)$$

Z nějž poté stanovíme objemový podíl [5]

$$V_{f2} = \frac{v_f}{v} = \frac{S_f L}{S L} = \frac{S_f}{S} = 0,60 \quad (34)$$

Objemový podíl určený pomocí průřezu vláken vychází vyšší než ten určený pomocí hmotnosti vláken, protože mezi vlákny ve svazku jsou mezery, které se nemusí zcela zaplnit pryskyřicí.

## 6.2. Výpočet modulu pružnosti

Ke stanovení modulu pružnosti pásnice byl použit vzorec pro jednosměrové kompozity [5]

$$E_L = V_f E_f + (1 - V_f) E_m \quad (35)$$

kde

$E_L$ [GPa]	modul pružnosti v podélném směru
$E_f$ [GPa]	modul pružnosti vlákna
$E_m$ [GPa]	modul pružnosti matrice
$V_f$ [1]	objemový podíl vláken

Modul pružnosti vlákna je znám ze souboru technických dat udávaných výrobcem rovingu, viz obrázek 11.

$$E_f = 230 \text{ GPa}$$

Modul pružnosti použité epoxidové pryskyřice MGS L285 byl získán obdobně ze stránek výrobce.[7]

$$E_m = 3,0 - 3,3 \text{ GPa}$$

Po dosazení těchto hodnot do rovnice 36 vychází moduly pružnosti v podélném směru pro vzorek 008 v závislosti na použitém objemovém podílu vláken

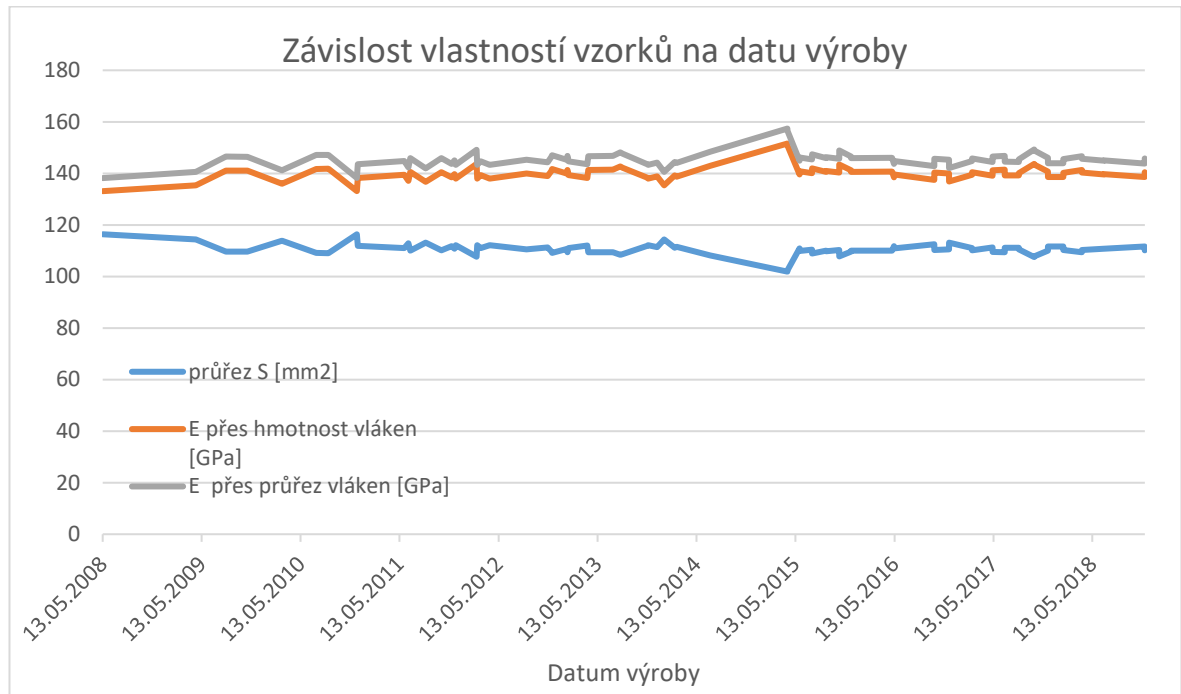
$$E_{L1} = 133,1 \text{ GPa}$$

při použití objemového podílu vláken určeného z hmotnosti vláken nebo

$$E_{L2} = 138,2 \text{ GPa}$$

při použití objemového podílu vláken určeného z průřezu vláken.

Zajímavou statistikou, která se dala z analyticky vypočítaných hodnot vytvořit, je změna těchto hodnot v závislosti na datu výroby vzorku.



*Graf 1 – závislost vlastností zkušebních vzorků na čase*

V grafu je vidět, že vlastnosti vzorků jsou poměrně stálé i v průřezu desetiletým horizontem, z řady však vybočují občasné nepovedené vzorky. Vzhledem k tomu, že ve všech vzorcích by mělo být stejné množství vláken, objemový podíl vláken a tím pádem i E modul spočítaný analytickým modelem je nepřímo úměrný průřezu vzorku.

Graf také dobře ukazuje, že rozdíl hodnot E modulů spočítaných podle průřezu vláken či podle jejich hmotnosti je u všech vzorků podobný.

## 7. Experiment

Experiment byl realizován na souboru zkušebních vzorků zapůjčených společností Phoenix Air. Jednalo se o zkušební vzorky vyrobené při výrobě pásnic a následně testovaných na tříbodový ohyb. Podmínkou zapůjčení vzorků byla jejich dokumentace, což byl následně první krok práce s těmito vzorky. Následně se pro širší záběr této práce vydal autor práce přímo do provozu firmy, kde mu byla dána k dispozici část nástavce křídla, z něhož byly nařezány další vzorky, tentokrát sendvičového potahu křídla. Průběh tvorby vzorků z potahu křídla je znázorněn na obrázku 16.



*Obrázek 16 – Řezání zkušebních vzorků sendvičového potahu křídla*

### 7.1. Dokumentace zkušebních vzorků

U každého ze vzorků byly změřeny všechny rozměry – mikrometrem byla změřena šířka a výška, provedeny byly vždy tři měření na třech místech vzorku. Délka nebyla pro experiment důležitá, změřila se tedy pouze ocelovým měřítkem. Vzorky byly následně ještě zváženy a byly opsány všechny informace, které na sobě vzorky obsahovaly – jednalo se o datum výroby, výrobní číslo, datum provedení zkoušky ohybem a také výrobní číslo. Všechny tyto informace byly zpracovány v programu MS Excel. Soubor obsahující naměřené a opsané hodnoty je v příloze této bakalářské práce, stejně jako dokumentační fotografie všech vzorků.



## 7.2. Instalace tenzometrů

V experimentu byly používány odporové tenzometry HBM 1-LY-6/350. Tenzometry mají elektrický odpor  $R=350\Omega$  a dvě různé deformační citlivosti  $k_1=2,04$   $k_2=2,05$  podle konkrétní použité sady tenzometrů. Hodnoty těchto konstant byly napsány na každý jednotlivý vzorek, aby nedošlo k jejich zaměnění. Na vzorky uhlíkové pásnice byly nainstalovány dva tenzometry, oba na spodní stranu pod úhly  $0^\circ$  a  $90^\circ$  do tvaru písmene T – viz obrázek 18. Tato konfigurace nám umožňuje měřit relativní prodloužení v tahu a to v příčném i podélném směru. Na vzorek číslo 8, což je nejstarší vzorek ze sady, byly nainstalovány dva tenzometry i na vrchní stranu, také v konfiguraci  $0^\circ/90^\circ$ , z nichž bude poté provedeno vyhodnocení namáhání v tlaku. Všechny tenzometry byly lepeny na podélnou osu vzorků a byly posunuty o 10 mm ze středu z důvodu měření průhybu součásti, které probíhalo uprostřed. Na vzorek sendviče bylo nainstalováno po jednom tenzometru na každou stranu pod úhlem  $0^\circ$ . Lepení tenzometrů proběhlo s použitím sady na lepení tenzometrů od firmy HBM – čisticího prostředku RMS1 a lepidla X60.

Instalace tenzometrů probíhala podle následujícího postupu:

1. Hrubé očištění vzorku provedené izopropylalkoholem
2. Zdrsnění povrchu pod tenzometrem brusným papírem (v případě sendviče) a brusnou houbou (v případě pásnice)
3. Jemné očištění vzorku provedené čisticím prostředkem RMS 1. Po očištění je nutno rychle postupovat dále, aby očištěná plocha nezůstala dlouho odkryta, čímž by se zvýšila šance, že se znovu znečistí.
4. Přilepení tenzometrů horní stranou na lepicí pásku v požadované konfiguraci.
5. Příprava lepicí pásky s nalepenými tenzometry na požadované místo na vzorku. Páska se z jedné strany přilepila a druhá strana se odchlípla, čímž se zajistilo správné umístění tenzometrů a zároveň byla odkryta plocha, kam bude nanášeno lepidlo.
6. Smíchání lepidla X60 z dvou složek – kapalných složek A a práškových složek B. Použitý poměr složek sestával z  $\frac{3}{4}$  odměrky složky B a 16

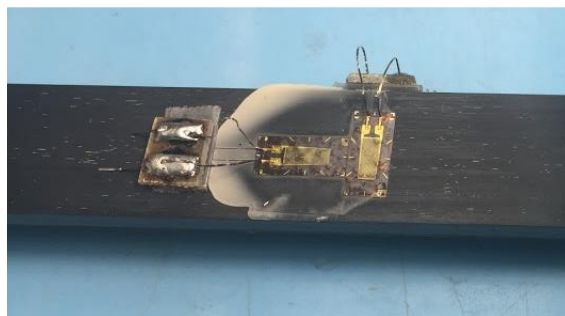
kapek komponenty A. Lepidlo se po smíchání složek míchalo po dobu přibližně jedné minuty.

7. Nanesení lepidla na vzorek a následné přitlačení lepící pásky s přilepenými tenzometry po celé ploše tenzometrů tak, aby pod nimi nezůstala příliš silná vrstva lepidla. Přitlačení se poté udržovalo po dobu přibližně 7 minut než lepidlo zcela zatuhlo.

Po instalaci tenzometrů bylo nezbytné na součást přilepit pájecí body, což bylo učiněno pomocí oboustranné lepící pásky a na pájecí body připájet připojovací vodiče tenzometru. Toto bylo učiněno proto, že na pájecí body během měření připájíme kontakty vedoucí do měřící ústředny. Výsledná podoba vzorku je zobrazena na obrázku 17, detail tenzometrů po připájení jejich připojovacích vodičů na pájecí body potom na obrázku 18.



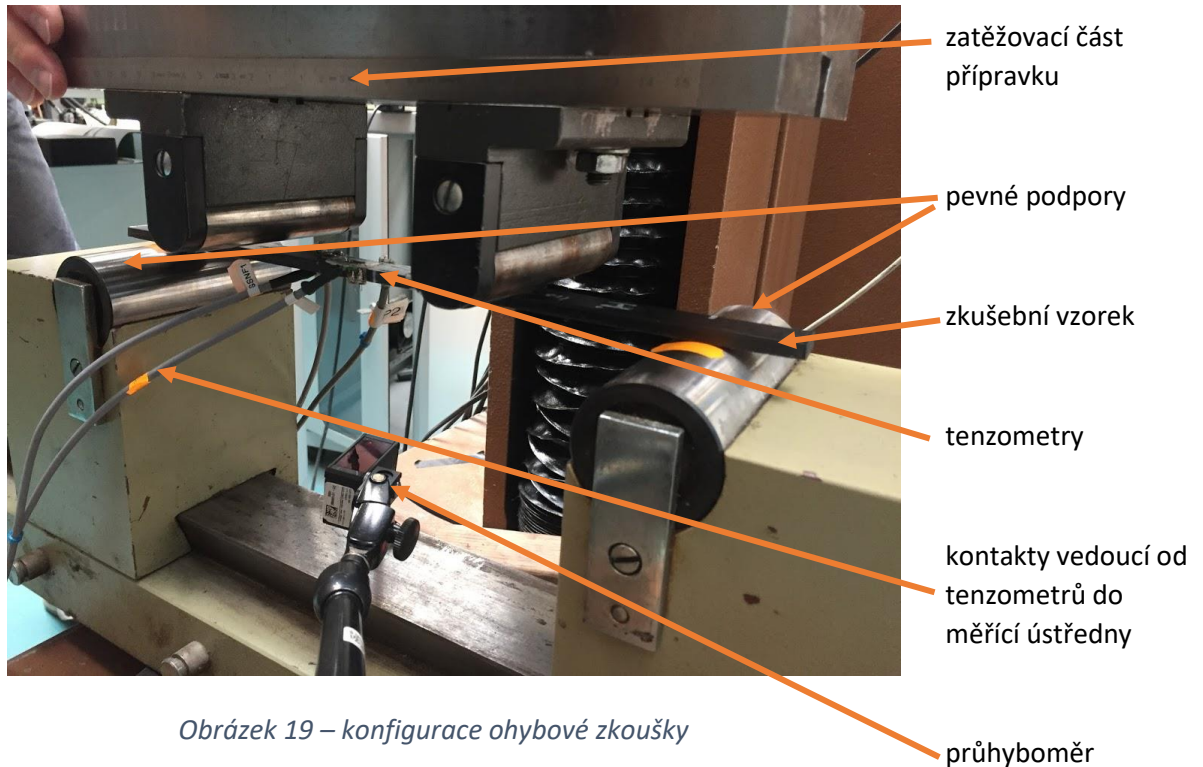
*Obrázek 17 – vzorek 040 s nainstalovanými tenzometry*



*Obrázek 18 – detailní pohled na tenzometry a připájené připojovací vodiče*

### 7.3. Konfigurace zkoušky

Zkouška byla provedena na stroji Heckert FPZ 100/1, na němž bylo nutno nastavit zvolené parametry zkoušky – zkušební sílu  $F$ , vzdálenost mezi podpěrami  $L=300$  mm a rozteč zatěžujících sil  $L/2=150$  mm. Konfigurace zkoušky je vidět na obrázku 19.



Obrázek 19 – konfigurace ohybové zkoušky

Dalším krokem bylo nastavení a kalibrace jednotlivých senzorů, které byly přes měřící ústřednu HBM Spider8 poté připojeny do počítače. Celkem se měřilo v 7 kanálech:

Tabulka 3 – seznam veličin měřených během experimentu

kanál	měřená veličina	senzor
1	zatěžující síla $F_c$ [kN]	siloměr stroje FPZ 100/1
2	posuv příčnicku [mm]	stroj FPZ 100/1
3	$\epsilon_{xTL}$ [ $\mu\text{m}/\text{m}$ ]	odporový tenzometr HBM
4	$\epsilon_{yTL}$ [ $\mu\text{m}/\text{m}$ ]	
5	$\epsilon_{xTAH}$ [ $\mu\text{m}/\text{m}$ ]	

6	$\epsilon_{yTAH}$ [ $\mu\text{m}/\text{m}$ ]	
7	průhyb $v_c$ [mm]	průhyboměr optoNCDT

kde

$\epsilon_{xTL}$  [ $\mu\text{m}/\text{m}$ ] poměrné prodloužení v podélném směru na tlačené straně vzorku

$\epsilon_{yTL}$  [ $\mu\text{m}/\text{m}$ ] poměrné prodloužení v příčném směru na tlačené straně vzorku

$\epsilon_{xTAH}$  [ $\mu\text{m}/\text{m}$ ] poměrné prodloužení v podélném směru na tažené straně vzorku

$\epsilon_{yTAH}$  [ $\mu\text{m}/\text{m}$ ] poměrné prodloužení v příčném směru na tažené straně vzorku

Zatěžovací síla byla stanovena tak, aby byl působící moment stejný jako při třibodové ohybové zkoušce, již byly vzorky podrobeny v rámci výstupní kontroly provedené výrobcem pásnic. Velikost tohoto momentu je (rovnice 8):

$$M_o = \frac{GL}{4}$$

Po dosazení hodnot, s nimiž bylo počítáno při dimenzování trojbodové ohybové zkoušky

$$G=1432,3 \text{ N}$$

$$L=250 \text{ mm,}$$

se získá výsledný působící ohybový moment

$$M_o = 89\,516 \text{ N}\cdot\text{mm}$$

Pro čtyřbodový ohyb je velikost konstantního momentu mezi zatěžujícími silami dána vzorcem (viz obrázek 11)

$$M_o = \frac{FL}{4} \quad (36)$$

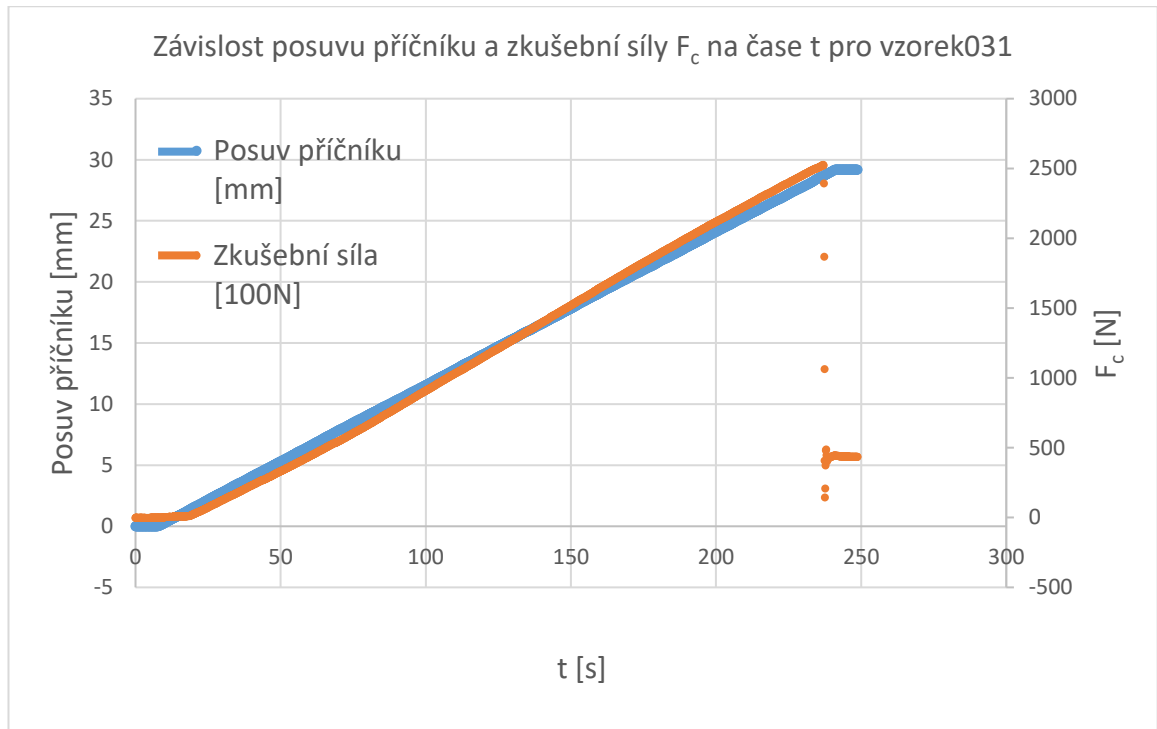
z něž se určí celková zatěžovací síla stroje jako dvojnásobek této hodnoty (tato síla se rozloží na poloviny mezi obě podpory).

$$F_c = 2 \frac{4M_o}{L} = \frac{8M_o}{L} = 2387,1 \text{ N} \quad (37)$$

Podle této síly byl určen rozsah zkušebního stroje na 10 kN, což je zároveň minimální možná hodnota rozsahu siloměru zkušebního stroje.

#### 7.4. Výsledky experimentu

Zatěžování probíhalo při konstantním posuvu příčnicku 7,5 mm/min až do lomu. Frekvence sběru dat byla nastavena na 10 Hz pro všechny měřící kanály. Průběh zkoušky je patrný z následujícího grafu.

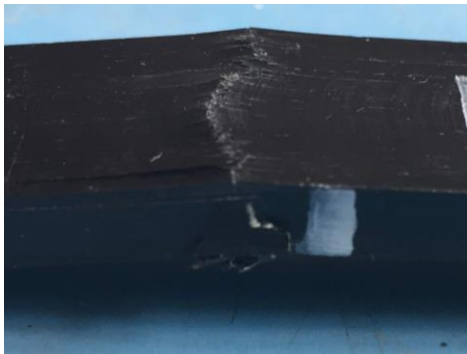


Graf 2 – závislost posuvu příčnicku a zkušební síly na čase pro vzorek 031

Lom nastal u vzorků uhlíkové pásnice 026, 027 a 040 pod jednou ze zatěžujících sil, kde došlo k rozdrčení pod tlakem pohyblivé části zatěžovacího přípravku zkušebního stroje, u vzorku 031 pak dokonce pod oběma silami zároveň. Všechny tyto lomy nastaly v lineární oblasti grafu  $\sigma=f(\epsilon_x)$ , nejednalo se tedy o lom při napětí na mezi pevnosti v ohybu, nýbrž o poruchové napětí při konkrétní konfiguraci zkoušky.



Obrázek 20 – fotografie vzorku 026 po zkoušce



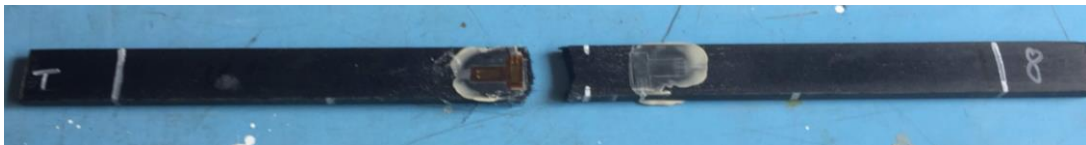
*Obrázek 22 – detail spodní strany vzorku 026 po zkoušce*



*Obrázek 21 – detail horní strany vzorku 026 po zkoušce*

Jak je vidět z přiložených obrázků, horní strana vzorku byla rozdracena pod tlakem pohyblivé části zatěžovacího přípravku zkušebního stroje (obrázek 21) a po narušení vzorku došlo k dolomení zbytku součásti houževnatým lomem (obrázek 22).

U vzorku 008 došlo k lomu v prostřední části vzorku, mezi působišti zatěžujících sil (obrázek 23). Z toho vyplývá, že maximální naměřené napětí u tohoto vzorku je skutečně mez pevnosti vzorku 008 v ohybu.



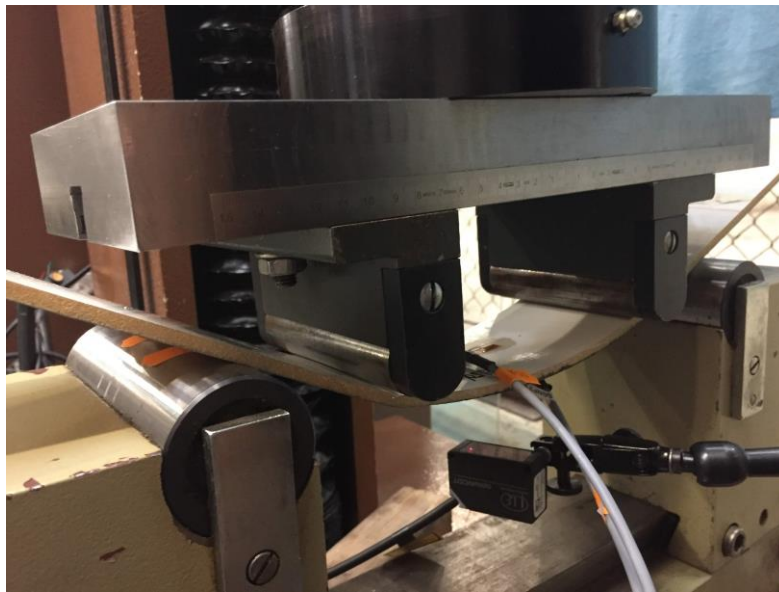
*Obrázek 23 – vzorek 008 po zkoušce*



*Obrázek 24 – detail na lom vzorku 008, vzorek je položen horní stranou na stůl*

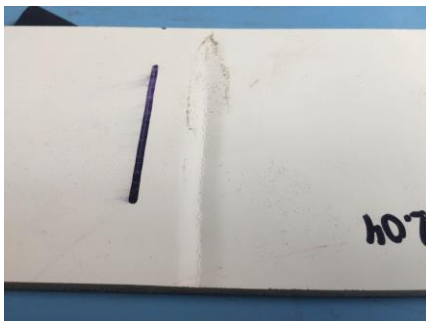
Jak je vidět z obrázku 24, většinu lomové plochy představuje křehký lom, spodní strana vzorku je však ještě soudržná a byla rozlomena houževnatě.

Vzorek sendviče byl zkoušen do bodu lokální ztráty stability, která se projevila prohnutím potahu pod zatěžujícími silami.



*Obrázek 25 – prohnutí vzorku sendviče při ukončení experimentu*

Prohnutí pod zatěžujícími silami nebylo symetrické, což bylo způsobeno jednak tím, že vzorek sendviče z potahu křídla byl zakřiven a také tím, že při nízkém modulu pružnosti  $E$  sendviče se zatěžující příčnick na vzorku nesrovnal do vodorovné polohy – vzorek byl tedy zatěžován nesymetricky, což je dobře patrné z porovnání obrázků 26 a 27.



*Obrázek 27 – detail prohnutí sendviče pod příčnickem zatěžujícího stroje, více zatěžovaná strana*



*Obrázek 26 – detail prohnutí sendviče pod příčnickem zatěžujícího stroje, méně zatěžovaná strana*



## 8. Zpracování výsledků experimentu

Data naměřená při experimentu byla následně zpracována programem MS Excel. Byly vytvořeny grafy klíčových závislostí, z nichž byly následně určeny materiálové charakteristiky vzorků.

### 8.1. Způsoby získávání materiálových charakteristik z naměřených hodnot

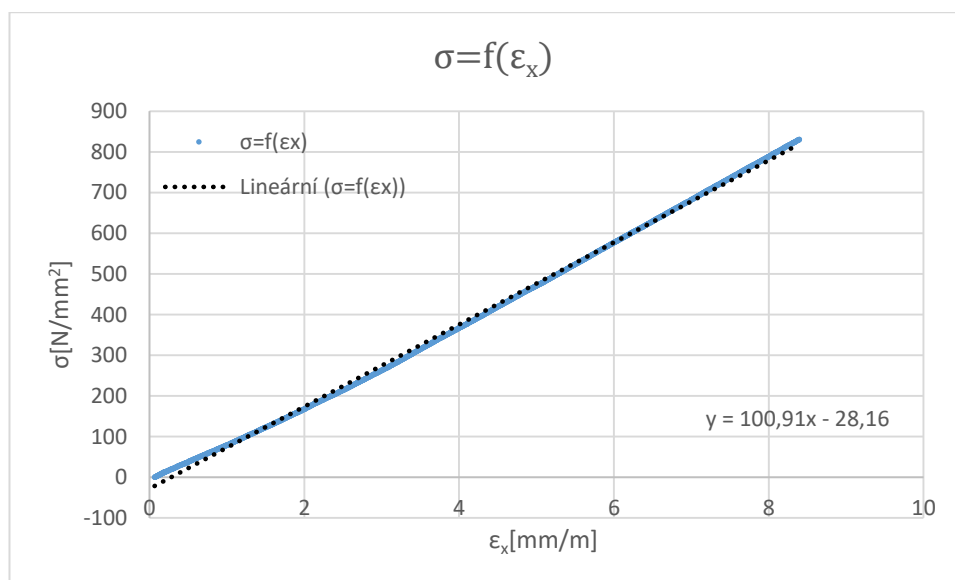
V následující podkapitole jsou popsány způsoby, jež byly použity ke stanovení materiálových charakteristik měřených vzorků. Jako příklad je uveden konkrétní výpočet těchto vlastností pro vzorek 008.

#### 8.1.1. Stanovení modulu pružnosti E pomocí Hookova zákona

Ze siloměru zkušebního stroje byly získány hodnoty zatěžující síly, z níž bylo následně spočítáno napětí dosazením ohybového momentu  $M_o$  z rovnice 30 do rovnice 10

$$\sigma_o = \frac{M_o}{W_o} = \frac{F_c L}{8W_o} \quad (38)$$

Ohybové napětí se následně promítne do grafu v závislosti na relativním prodloužení v tahu v podélném směru.



Graf 3 – závislost ohybového napětí na podélném prodloužení pro vzorek 008

Tato závislost se následně proloží přímkou, získáváme přímkou, jejíž směrnice má rovnici

$$y = \frac{\sigma}{\varepsilon_x} = 100,91 \quad (39)$$

Pokud se do této rovnice dosadí vztah z rovnice 10, získá se hodnota modulu pružnosti v podélném směru

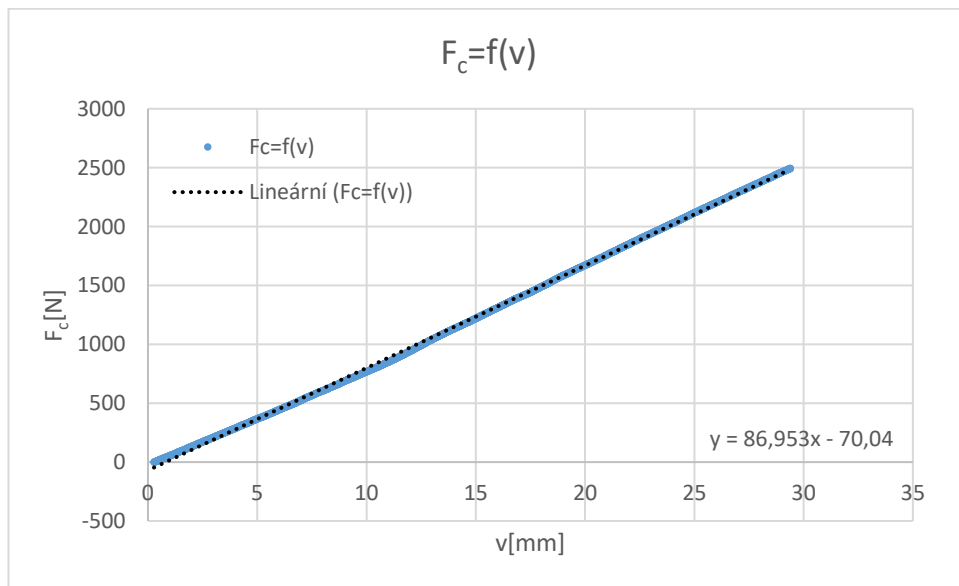
$$y = E = 100,9 \text{ GPa}$$

### 8.1.2. Stanovení modulu pružnosti E z průhybu nosníku

Další způsob určování modulu pružnosti z provedené zkoušky spočívá v závislosti zkušební síly  $F_c$  na průhybu  $v$  dle rovnice 16 nebo 28.

Do grafu se vynese závislost  $F_c = f(v)$  a proloží přímkou se směrnicí  $y$ , jež má rovnici

$$y = \frac{F_c}{v} = \frac{2F}{v} = 86,953 \quad (40)$$



Graf 4 – závislost zkušební síly  $F$  na průhybu  $v$  pro vzorek 008

Směrnice  $y$  se následně dosadí do rovnice 29, čímž se získává vztah

$$E = \frac{11}{768} \cdot \frac{yL^3}{J} \quad (41)$$

Z něhož se dosazením a výpočtem získává hodnota

$$E = 102863 \text{ MPa} = 102,9 \text{ GPa}$$

Pokud se k výpočtu E modulu pomocí síly a průhybu použije vzorec dle normy ASTM D7264/D7264M (rovnice 11), po dosazení příslušných proměnných (pokud se tato závislost uvažuje jako lineární, za člen m lze dosadit směrnici y), získá se hodnota sečného modulu pružnosti v ohybu

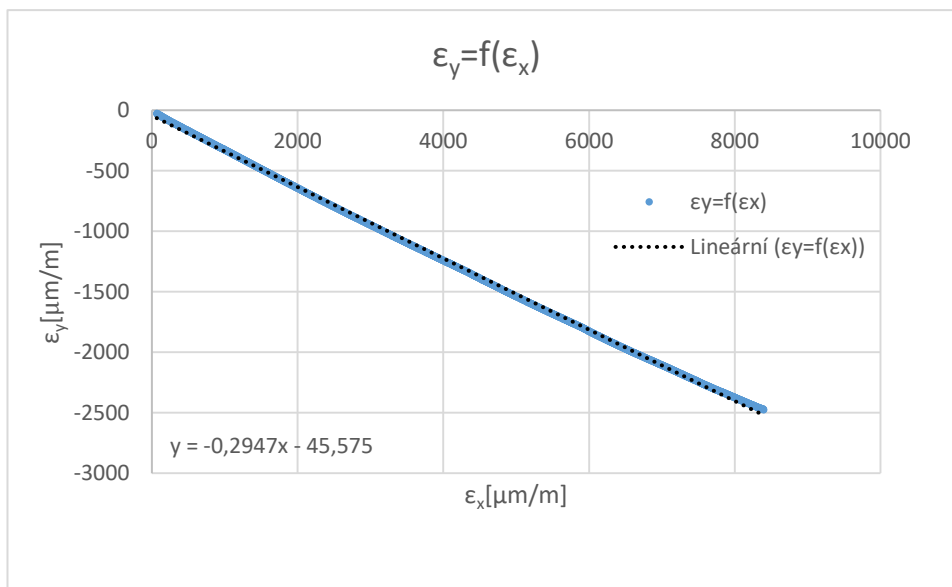
$$E_f^{secant} = \frac{0,17L^3m}{bh^3} = 101,7 \text{ GPa}$$

### 8.1.3. Stanovení Poissonova čísla $\nu$

Poissonovo číslo je pro izotropní materiály definováno vztahem [14]

$$\nu = -\frac{\varepsilon_y}{\varepsilon_x} \quad (42)$$

Stanovení Poissonova čísla probíhá ze závislosti příčné deformace na podélné.



Graf 5 – závislost příčné relativní deformace na podélné pro vzorek 008

Graf této závislosti se proloží přímkou, jejíž směrnice má rovnici

$$y = \frac{\varepsilon_y}{\varepsilon_x} \quad (43)$$

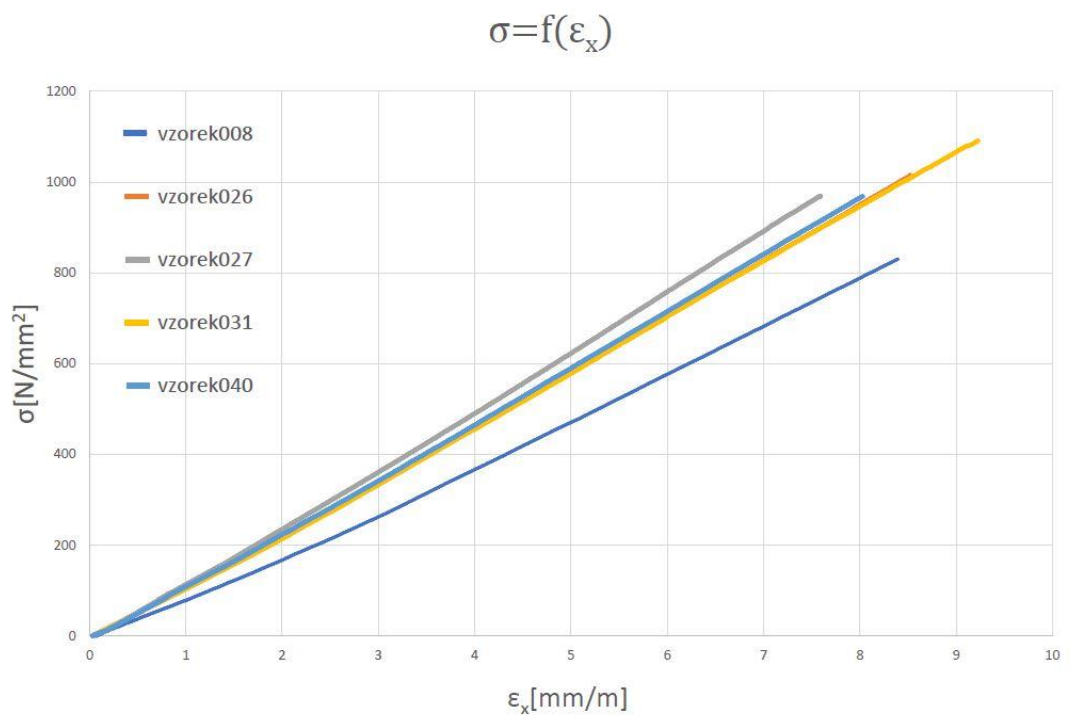
Porovnáním tohoto vztahu s rovnicí 43 se získá hodnota Poissonova čísla

$$\nu = -\gamma = 0,295$$

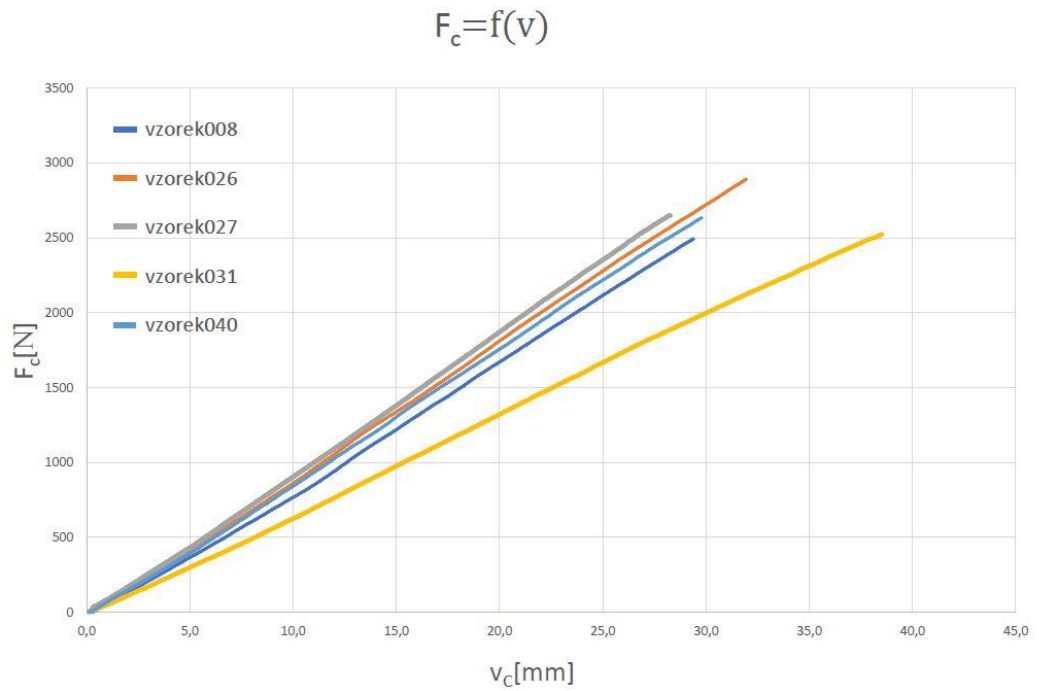
## 8.2. Shrnutí výsledků

### 8.2.1. Grafy

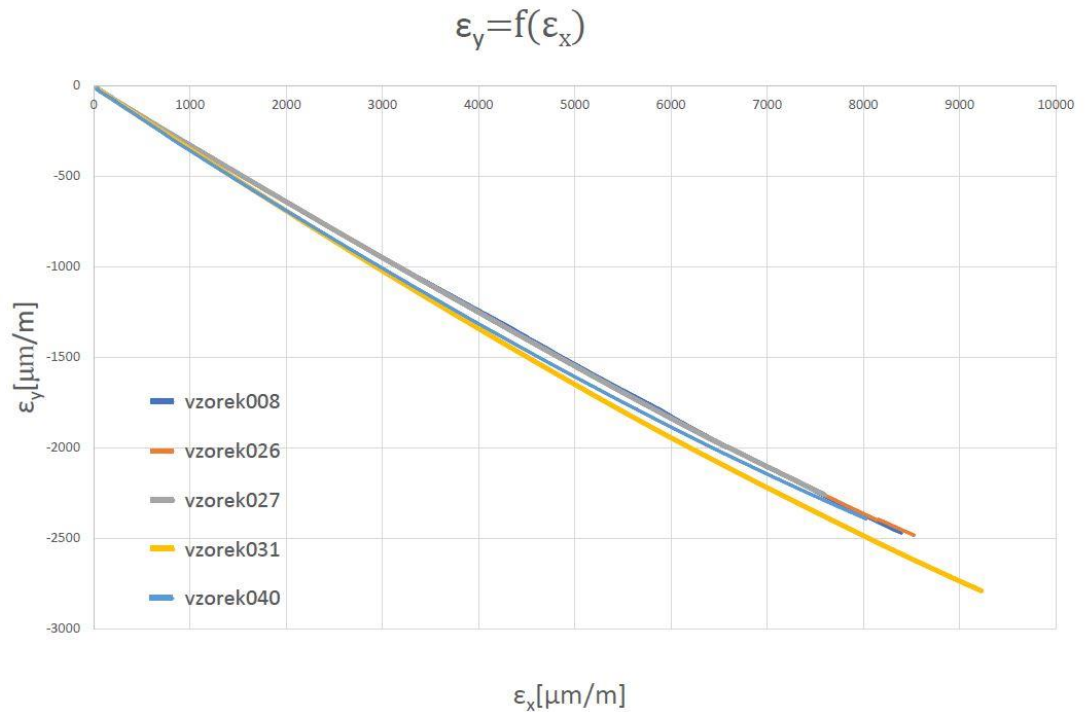
Výše zmíněné postupy byly použity pro všechny vzorky uhlíkové pásnice a následně shrnuty do společných grafů, aby bylo možné je lépe porovnat.



Graf 6– závislost napětí na podélné deformaci



Graf 7 – závislost zatěžující síly na průhybu



Graf 8 – závislost příčné deformace na podélné deformaci

### 8.2.2. Materiálové charakteristiky stanovené z tahového namáhání

Po provedení matematických operací uvedených v kapitole 8.1. byly materiálové vlastnosti všech vzorků pásnice shrnuty do jedné tabulky spolu s hodnotami stanovenými analytickým výpočtem v kapitole 6.

*Tabulka 4 – moduly pružnosti E*

číslo vzorku	Získané z experimentu [GPa]			Analytický výpočet [GPa]	
	Hookův zákon	průhyb nosníku	ASTM norma	výpočet přes hmotnost	výpočet přes průřez
8	100,9	102,9	101,7	133,1	138,2
26	121,0	118,5	117,2	136,8	142,0
27	129,0	128,9	127,5	139,6	145,0
31	120,7	117,5	116,2	151,6	157,4
40	122,0	123,6	122,3	140,6	145,4

*Tabulka 5 – Poissonova čísla*

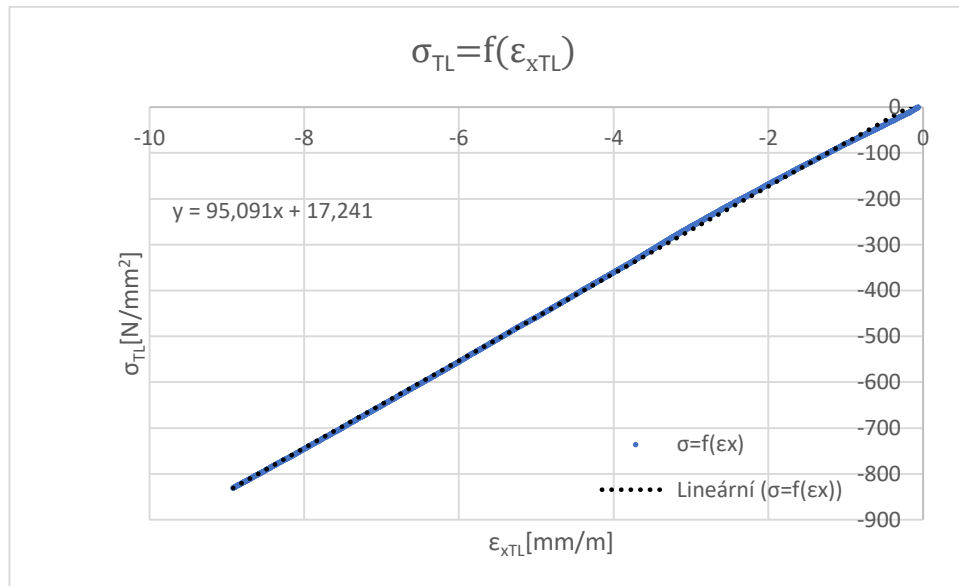
číslo vzorku	Poissonovo číslo [1]
8	0,295
26	0,293
27	0,299
31	0,303
40	0,299

*Tabulka 6 – lomové napětí  $\sigma_{MAX}$*

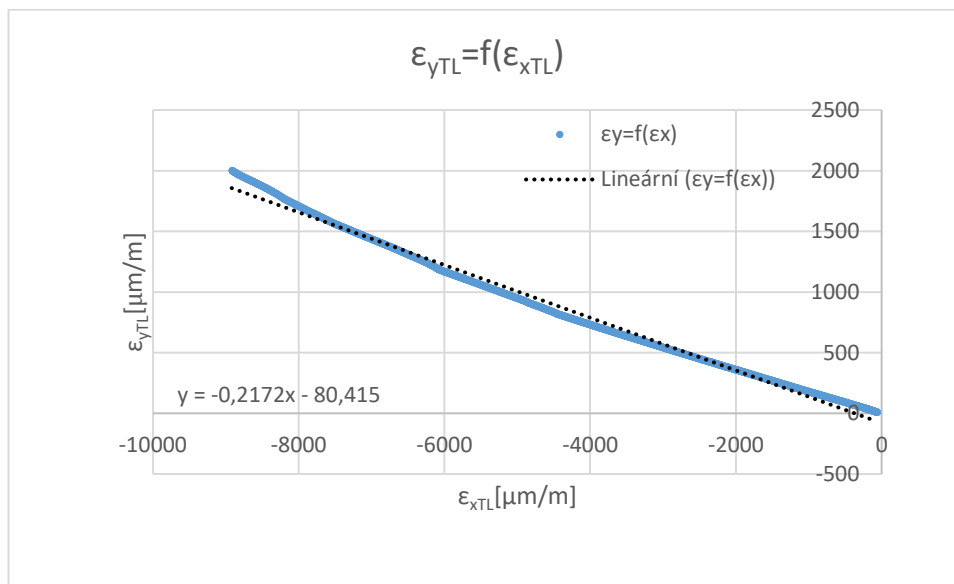
číslo vzorku	$\sigma_{MAX}$ [N.mm <sup>-2</sup> ]	komentář
8	830,5	napětí na mezi pevnosti v ohybu
26	1016,7	poruchové napětí pro danou konfiguraci zkoušky
27	969,0	
31	1091,0	
40	968,9	

### 8.2.3. Materiálové charakteristiky v tlaku

Jak bylo zmíněno v kapitole 7.2., na vzorek 008 byly umístěny tenzometry také na horní, tlakově zatěžovanou stranu vzorku. V této kapitole je uvedeno vyhodnocení hodnot naměřených právě při tlakovém zatěžování. Zpracování naměřených dat probíhalo totožně jako v předchozí kapitole, jediným rozdílem bylo tlakové napětí  $\sigma_{TL}$ , které velikostí odpovídá napětí tahovému, liší se však znamínkem (viz průběh napětí po průřezu na obrázku 10).



Graf 9 – závislost tlakového napětí na relativním prodloužení



Graf 10 – závislost příčné deformace na podélné deformaci na tlakově zatěžované straně vzorku

Z těchto závislostí byly stanoveny materiálové charakteristiky vzorku 008 měřené při tlakovém namáhání:

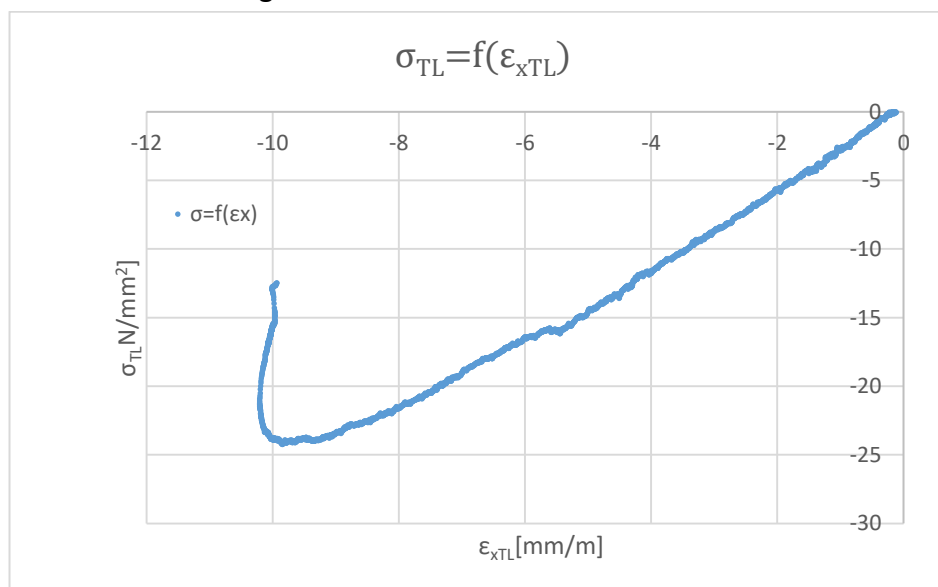
$$E = 95,1 \text{ GPa}$$

$$\nu = 0,217$$

#### 8.2.4. Materiálové charakteristiky sendviče z potahu křídla

Paralelně se vzorky uhlíkové pásnice byl zkoušen také vzorek sendviče z potahu křídla. Výsledky této zkoušky mají informativní charakter, neboť vzorek získaný z křídla byl prohnutý, pro průkaznou zkoušku by bylo nutné vyrobit si vzorky vlastní a taktéž způsob zatěžování pro tento typ materiálu není prakticky využitelný, protože potah křídla je zatěžován převážně smykově. Smyslem provedeného experimentu bylo ověření materiálových charakteristik používaných při pevnostních výpočtech sendviče a tvorbě MKP modelů.

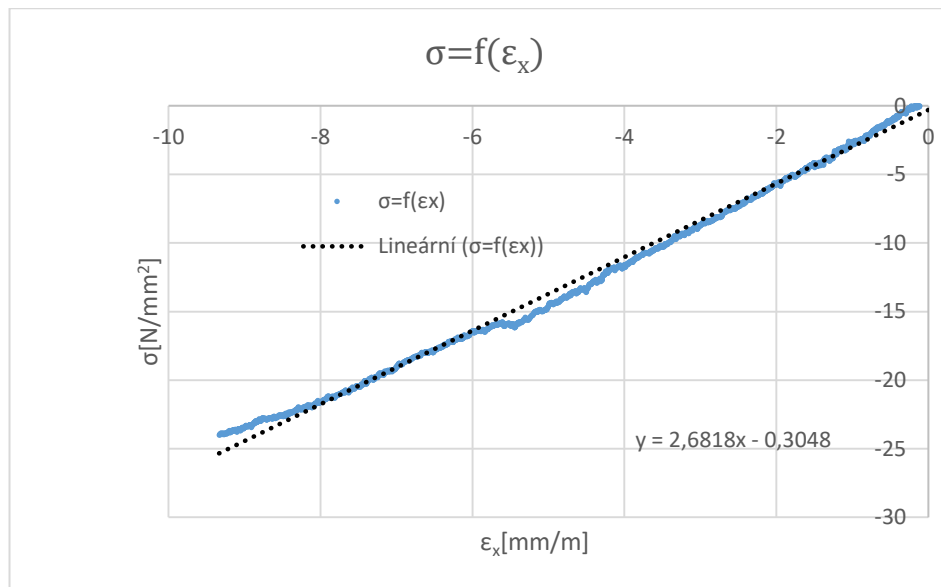
Vzorek sendviče nebyl zatěžován až do lomu, zatěžování probíhalo do bodu, kdy došlo k lokální ztrátě stability v místě působení zatěžující síly. Ztráta stability je dobře patrná z grafu závislosti působícího napětí na podélném relativním prodloužení v tlakově zatěžované straně vzorku – viz graf 6



Graf 11 – ztráta stability patrná ze závislosti tlakového napětí na podélném prodloužení

Hodnoty modulu pružnosti byly určovány z lineární oblasti grafu (viz graf 7) a to jak v tahu, tak také v tlaku. Vyzkoušeny byly též vzorce pro určování modulu pružnosti z průhybu.





Graf 12 – lineární oblast grafu závislosti tlakového napětí na podélném prodloužení

Výsledné hodnoty modulu pružnosti  $E$  a maximálního ohybového napětí pro vzorek sendviče jsou uvedeny v následující tabulce.

Tabulka 7 – stanovené hodnoty materiálových charakteristik pro vzorek sendviče

E z Hookova zákona [GPa]		E z průhybu nosníku [GPa]		$\sigma_{oMAX}$ [N.mm <sup>-2</sup> ]
Tah	Tlak	Analytický vzorec	ASTM norma	
3,7	2,7	2,8	2,8	

Ověření zkušebně stanovených hodnot modulů pružnosti  $E$  bude provedeno pomocí vzorců pro průhyb laminátového nosníku převzatých ze zdroje [5].

Průhyb tenkého laminátového nosníku bez uvažování vlivu smykových sil se spočítá pomocí vztahu

$$w_F = \frac{Fl^3}{48b} D_{11}^* \quad (44)$$

kde

$F = 206,1 N$	zatěžující síla
$l = 300 mm$	délka mezi podpěrami
$b = 80,06 mm$	šířka vzorku
$D_{11}^* [N \cdot mm^{-1}]$	koeficient ohybové tuhosti

koeficient  $D_{11}^*$  je prvek matice  $\mathbf{D}^*$ , inverzní matice k matici ohybové tuhosti  $\mathbf{D}$ . Určuje se podle následujícího vztahu

$$D_{11}^* = \frac{1}{\Delta} (D_{22}D_{66} - D_{26}^2) \quad (45)$$

kde

$\Delta [N \cdot mm^{-1}]$	determinant matice ohybové tuhosti $\mathbf{D}$
$D_{22}, D_{66}, D_{26} [N \cdot mm^{-1}]$	prvky matice ohybové tuhosti $\mathbf{D}$

matice ohybové tuhosti  $\mathbf{D}$  vypadá následovně

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{21} & D_{22} & D_{26} \\ D_{61} & D_{62} & D_{66} \end{bmatrix} \quad (46)$$

Prvky matice  $\mathbf{D}$  jsou různé pro každou konkrétní skladbu kompozitu a určí se pomocí materiálových charakteristik dané skladby. Matice  $\mathbf{D}$  v této bakalářské práci byla určena pomocí online kalkulátoru [11], do něž byly zadány elastické vlastnosti jednotlivých vrstev sendviče, které byly převzaty ze společnosti Phoenix Air a jsou uvedeny v následující tabulce.

*Tabulka 8 – materiálové charakteristiky vrstev sendviče z potahu křídla*

Vrstva	$E_L$ [GPa]	$E_T$ [GPa]	$G_{LT}$ [GPa]	$\nu_{LT}$ [1]	$\theta$ [°]	t [mm]
1	16,6	16,6	2,5	0,137	45	0,179
2	16,6	16,6	2,5	0,137	-45	0,179
3	0,045	0,045	0,022	0,3	0	4,378

4	16,6	16,6	2,5	0,137	45	0,179
---	------	------	-----	-------	----	-------

kde

$E_L$ [GPa]	modul pružnosti v tahu v podélném směru
$E_T$ [GPa]	modul pružnosti v tahu v příčném směru
$G_{LT}$ [GPa]	modul pružnosti ve smyku
$\nu_{LT}$ [1]	Poissonovo číslo
$\theta$ [°]	úhel kladení
$t$ [mm]	tloušťka vrstvy

Toto složení odpovídá tomu popsanému v třetí kapitole této bakalářské práce – sendvič se skládá z celkem 4 vrstev, kde horní potah je tvořen dvěma vrstvami tkaniny ze skleněného vlákna 92 110, dolní potah jednou vrstvou téže tkaniny a jádro tvoří pěna Herex.

Vyčíslená matice tuhosti  $\mathbf{D}$  vypadá následovně:

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 35,11 & 20,53 & 0 \\ 20,53 & 35,11 & 0 \\ 0 & 0 & 21,1 \end{bmatrix}$$

Posledním krokem před provedením výpočtu je upravením vztahu 46 tak, aby odpovídal čtyřbodovému ohybu, vztah 46 totiž popisuje ohyb třibodový. Ve vztahu se změní pouze koeficient  $\frac{1}{48}$ , který se pro čtyřbodový ohyb změní na koeficient z rovnice 26,  $\frac{11}{384}$ , který je nutno ještě vydělit dvěma vzhledem k tomu, že siloměr stroje měří celkovou zatěžovací sílu místo síly. Výsledný vztah pak vypadá následovně

$$w_F = \frac{11Fl^3}{768b} D_{11}^* \quad (47)$$

Po dosazení a dopočítání vychází průhyb

$$w_F = 43,09 \text{ mm}$$

Pokud se bude uvažovat působení příčných smykových sil, vztah 46 přejde v následující rovnici

$$w_F = \frac{11Fl^3}{768b} D_{11}^* \left( 1 + 12 \frac{F_{55}^*}{D_{11}^*} \frac{1}{l^2} \right) \quad (48)$$

kde přibývá člen  $F_{55}^*$ , což je jeden z prvků matice inverzní k matici ohybové tuhosti  $\mathbf{F}$ . Při zjednodušení výpočtu předpokladem, že smykové síly přenáší pouze jádro tvořené izotropním materiálem lze člen  $F_{55}^*$  stanovit vztahem

$$F_{55}^* = \frac{1}{t_c G_c} \quad (49)$$

kde

$t_c$  [mm]

tloušťka jádra

$G_c$  [GPa]

modul pružnosti ve smyku jádra

jsou vlastnosti jádra sendviče, které jsou uvedené v tabulce 8.

Při výpočtem tímto vztahem je výsledný průhyb od síly  $F$

$$w_F = 44,32 \text{ mm}$$

Porovnání naměřených a spočítaných hodnot je v následující tabulce

*Tabulka 9 – porovnání naměřených a spočítaných hodnot průhybu*

použitá metoda	průhyb [mm]
hodnota naměřená při experimentu	37,51
ohyb tenkého laminátového nosníku	43,09
ohyb tenkého laminátového nosníku s uvažováním smykových sil	44,32

### 8.3. Statistické zpracování výsledků zkoušky

Při zkoušení kompozitních materiálů je důležitou částí zkoušky statistické zpracování naměřených dat. Po vzoru normy ASTM byly proto spočítány následující hodnoty:

Průměrná hodnota sady

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} \quad (50)$$

Směrodatná odchylka

$$s_{n-1} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n x_i^2 - n \cdot (\bar{x})^2}{n-1}} \quad (51)$$

Variační koeficient

$$CV = 100 \cdot \frac{s_{n-1}}{\bar{x}} \quad (52)$$

kde

$x_i$  hodnota zpracovávané veličiny

$n$  počet zpracovávaných vzorků

Tyto výpočty byly provedeny pro všechny materiálové charakteristiky stanovené v kapitole 7 a jejich shrnutí je v následující tabulce:

*Tabulka 10 – výsledky statistických výpočtů pro stanovené materiálové charakteristiky*

Veličina	$\bar{x}$	$s_{n-1}$	CV [%]
E modul určený pomocí Hookova zákona [GPa]	118,7	10,5	8,9
E modul určený vzorcem pro průhyb nosníku [GPa]	118,7	9,8	8,2
E modul určený vzorcem dle normy ASTM [GPa]	117,0	9,6	8,2
Poissonovo číslo $\nu$ [1]	0,30	0,004	1,3
Modul pružnosti ve smyku G [GPa]	45,7	4,0	8,7
Maximální dosažené ohybové napětí $\sigma_{oMAX}$ [N.mm <sup>-2</sup> ]	975,2	95,1	9,8

Stejným způsobem byly vyhodnoceny též analyticky spočítané hodnoty modulů pružnosti z kapitoly 6:

Tabulka 11 – výsledky statistických výpočtů pro analyticky spočítané moduly pružnosti  $E$

Veličina	$\bar{x}$	$s_{n-1}$	CV [%]
E modul určený přes hmotnost vláken [GPa]	140,	2,8	2,0
E modul určený přes průřez vláken [GPa]	145,4	2,9	2,0

## 9. Zhodnocení výsledků

U čtyřech z pěti zkoušených vzorků uhlíkové pásnice došlo k lomu vlivem kontaktního tlaku mezi pohyblivou částí zatěžovacího přípravku zkušebního stroje a vzorkem, nebyl u nich tedy zjištěn mez pevnosti v ohybu. Lomová napětí přesto dosáhla hodnot vyšších než je předepsané dovolené napětí, vzorky jsou tedy předimenzovány a jejich pevnost je vyšší než je třeba.

Poslední vzorek, vzorek 008, se zlomil v prostřední části a bylo u něj změřeno napětí na mez pevnosti v ohybu, které bylo nižší než analyticky spočítané konstrukční napětí, tento vzorek tedy pevnostně nevyhovuje.

Co se týče stanovených hodnot modulu pružnosti  $E$ , hodnoty vyšly vyšší než se očekávalo z dodaných výsledků tříbodové ohybové zkoušky (viz tabulka 10).

*Tabulka 12 – porovnání hodnot z tříbodového a čtyřbodového ohybu*

veličina	$E$ modul [GPa]	$\sigma_{oMAX}$ [N.mm <sup>-2</sup> ]
hodnoty ze zkoušky trojbodovým ohybem dodané Ing. Miroslavem Kábrtem	100,4	947
hodnoty ze zkoušky čtyřbodovým ohybem změřené v rámci této bakalářské práce	118,7	975

Z porovnání hodnot  $E$  modulu získaných různými metodami a vzorci vyplývá, že všechny použité vztahy reflektují skutečnost poměrně přesně a rozdíly mezi stanovenými hodnotami jsou minimální (viz tabulka 8).

Oproti tomu analyticky stanovené  $E$  moduly vyšly výrazně vyšší než skutečně jsou.

Další zajímavé zjištění, které z experimentu vyplývá, je fakt, že hodnoty materiálových charakteristik pro vzorek 008 stanovených v tahu se liší od hodnot stanovených v tlaku (viz tabulka 11).

*Tabulka 13 – porovnání materiálových charakteristik vzorku 008 naměřených v tahu a v tlaku*

veličina	$E$ [GPa]	$\nu$ [1]

stanoveno v tahu	100,9	0,295
stanoveno v tlaku	95,1	0,217

U grafů vyjadřujících závislost příčné deformace na podélné lze pozorovat, že při vyšších hodnotách zkušební síly tato závislost přestává být lineární. Tuto odchylku od linearitu lze zdůvodnit použitou konfigurací tenzometrů, která je tvořena pouze slepeným křížem. Při působení vyšších sil se mohou úhly tenzometrů měnit a měření tak neprobíhá ve dvou kolmých rovinách. Řešením tohoto problému by mohlo být použití tenzometrického kříže, i poté by ovšem byla nejistota vůči směru vláken. Kdyby byla na vzorky nainstalována tenzometrická růžice, byly by garantovány nejen úhly mezi jednotlivými tenzometry, ale zároveň by také byly známy hlavní směry napětí, čímž by bylo zaručeno přesnější měření deformací.

U vzorku sendviče se hodnoty modulu pružnosti stanovené dle Hookova zákona od hodnot stanovených vzorci pro průhyb nosníku liší, což je způsobeno zejména výše zmíněnou nesouměrností zatěžování, přičemž vliv na výsledek může mít i prohnutí vzorku. Rozdílné jsou též hodnoty E modulu naměřené na tažené a tlačené straně vzorku, kde tlačená strana vychází jako znatelně méně odolná. Porovnáním naměřených hodnot průhybu s hodnotami spočítanými pomocí rovnic pro ohyb tenkého laminátového nosníku bylo zjištěno, že výpočtové hodnoty materiálových charakteristik poměrně dobře reflektují jeho reálné ohybové vlastnosti.



## 10. Závěr

Cílem této bakalářské práce bylo stanovit materiálové charakteristiky kompozitních struktur v křídle UL letounu pomocí experimentu. Pro dosažení těchto cílů byla nejprve zpracována krátká rešerše s cílem seznámit se s kompozitními materiály a jejich materiálovými charakteristikami stejně jako se zkoumaným křídlem ultralightu Phoenix Air U 15. Dalším krokem ve vypracování této práce bylo shrnutí běžných metod, jimiž se materiálové charakteristiky v tomto průmyslovém odvětví zjišťují a návrh experimentální metody.

Vzhledem k povaze vzorků zapůjčených od společnosti Phoenix Air, bylo rozhodnuto o provedení experimentu čtyřbodovým ohybem. Touto metodou byly experimentálně zjištěny E moduly vzorků, Poissonovo číslo a maximální dosažené ohybové napětí ve směru vláken. Paralelně byly E moduly stanoveny také pomocí analytického výpočtu pro jednosměrové kompozity.

Výsledky těchto experimentů přinesly řadu poznatků, které lze využít při dalším studiu této problematiky:

1. Všechny tři použité metody pro vyhodnocení E modulu z provedené zkoušky (tenzometrické měření, určování E modulu ze vzorce pro průhyb nosníku a použití vzorce z normy ASTM) přináší podobné výsledky. Tyto výsledky mohou následně posloužit například při tvorbě MKP modelů křídla, kde je přesná znalost E modulu velkou výhodou.
2. Analyticky stanovené E moduly vychází přibližně o 15% vyšší než hodnoty reálné. Při dalším zkoumání těchto vzorků by bylo vhodné ověřit si reálný počet vláken kompozitu ve vzorku a to spočítáním vláken buďto ve vybroušeném řezu nebo po spálení vzorku.
3. Při zkoušce čtyřbodovým ohybem nelze u většiny vzorků stanovit napětí na mezi pevnosti v ohybu, neboť při této zkušební konfiguraci dochází k rozdrčení vzorků tlakem v místě působení zatěžující síly vlivem zatěžovacího přípravku zkušebního stroje. Tyto výsledky nám sice umožňují posoudit bezpečnost konstrukce, neboť u všech vzorků kromě vzorku 008 došlo k lomu při napětích vyšších než je analyticky

spočítané konstrukční napětí, nemůžeme z nich však posoudit, jak velkou rezervu vzorky mají a jak hodně jsou předimenzovány.

4. Elastické vlastnosti vzorku 008 měřené v tahu i v tlaku vycházejí horší v tlaku než v tahu, což odpovídá technickým datům, které udává výrobce rovingu [10]. V dalších experimentech by bylo vhodné instalovat tenzometry na taženou i tlačnou stranu u všech vzorků.
5. Porovnáním výsledků získaných od pana Ing. Kábrta bylo zjištěno, že při ohybu čtyřbodovém vychází hodnoty materiálových charakteristik vyšší než při ohybu třibodovém.

Ačkoliv se tedy v této práci podařilo v určeném rozsahu a záběru odpovědět na otázky, které byly položeny, téma materiálových charakteristik kompozitních materiálů v UL letectví rozhodně nebylo vyčerpáno a autor této práce by na ně rád navázal v práci diplomové, v níž se jako vhodný další krok jeví výroba vlastních vzorků, které by se daly zkoušet při tahové a tlakové zkoušce.

## Použité zdroje

- [1] History of composites. *Thoughtco.com* [online]. 1500 Broadway, New York, NY 10036 [cit. 2019-08-14]. Dostupné z: <https://www.thoughtco.com/history-of-composites-820404>
- [2] Where are Composites Used. *MAR-BAL* [online]. Chagrin Falls, OH [cit. 2019-08-14]. Dostupné z: <https://www.mar-bal.com/language/en/applications/composites/>
- [3] *Kompozity - Doc. Ing. Zdeněk Kořínek, CSc.* [online]. 2016 [cit. 2019-08-14]. Dostupné z: <https://kompozity.webnode.cz/>
- [4] *Kompozity.info* [online]. Praha, 2016 [cit. 2019-08-14]. Dostupné z: <http://www.kompozity.info/>
- [5] LAŠ, Vladislav. *Mechanika kompozitních materiálů*. 2., přeprac. vyd. V Plzni: Západočeská univerzita, 2008. ISBN 978-80-7043-689-9.
- [6] Characterization of Young's modulus of silicon versus temperature using a "beam deflection" method with a four-point bending fixture. *Current Applied Physics* [online]. 2008, 15 May 2008, 9(2), Pages 538-545 [cit. 2019-08-14]. Dostupné z: <https://www-sciencedirect-com.ezproxy.techlib.cz/science/article/pii/S1567173908000850>
- [7] Laminating resin MGS® L 285. *Aircraftspruce.com* [online]. 225 Airport Circle Corona, CA92880 [cit. 2019-08-14]. Dostupné z: <https://m.aircraftspruce.com/catalog/pdf/mgs285tech.pdf>
- [8] EHRENSTEIN, Gottfried W. *Polymerní kompozitní materiály*. V ČR 1. vyd. Praha: Scientia, 2009. ISBN 978-80-86960-29-6.
- [9] *Standard Test Method for Flexural Properties of Polymer Matrix Composite Materials*. 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA 19428-2959, United States: ASTM International.
- [10] Torayca T700s DATA SHEET. *Toraycma.com* [online]. Santa Ana, California, USA [cit. 2019-08-14]. Dostupné z: [https://www.toraycma.com/file\\_viewer.php?id=4459](https://www.toraycma.com/file_viewer.php?id=4459)

- [11] ABD. *Tom Mares's webpage* [online]. [cit. 2019-08-14]. Dostupné z: <http://drone.fsid.cvut.cz/stiffness/ABD.php>
- [12] *O letadlech* [online]. Malinovského 879 686 01 Uherské Hradiště, 2006 [cit. 2019-08-14]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz>
- [13] *Phoenix Air* [online]. Ústí nad Orlicí [cit. 2019-08-14]. Dostupné z: <http://www.phoenixair.cz/>
- [14] ŠUBRT, Ladislav, Jan ŘEZNÍČEK a Milan RŮŽIČKA. *Příklady z pružnosti a pevnosti I.* V Praze: České vysoké učení technické, 2011. ISBN 978-80-01-04695-1.
- [15] Požadavky letové způsobilosti SLZ: Ultralehké letouny řízené aerodynamicky. In: . Praha: LAA ČR, 2019. Dostupné také z: [http://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/UL2%20%C4%8D%C3%A1st%20I\\_26.3.2019.pdf](http://www.laacr.cz/SiteCollectionDocuments/predpisy/UL2%20%C4%8D%C3%A1st%20I_26.3.2019.pdf)
- [16] TRANSFER: Výzkum a vývoj pro letecký průmysl [online]. Praha: Výzkumný a zkušební letecký ústav, 2006, 1.(1) [cit. 2019-08-14]. ISSN 1801-9315. Dostupné z: <https://www.vzlu.cz/cs/1-s955.pdf>

## Seznam obrázků

Obrázek 1 - využití uhlíkových kompozitů v konstrukci letadel [4] .....	2
Obrázek 2 – schéma ortotropního materiálu [5] .....	4
Obrázek 3 – schéma příčně izotropního materiálu [5] .....	5
Obrázek 4 - letoun Phoenix Air U15 [13] .....	6
Obrázek 5 – struktura potahu křídla .....	7
Obrázek 6 – žebro v nástavci křídla .....	8
Obrázek 7 – struktura nosníku tvaru C v nástavci křídla .....	8
Obrázek 8– schéma struktury nosníku .....	8
Obrázek 9 – schéma mechanismu zkoušky třibodovým ohybem (viz příloha 4) .....	12
Obrázek 10 – kompozitní zkušební vzorek s příložkami [4] .....	14
Obrázek 11 – porovnání třibodového a čtyřbodového ohybu [8] .....	16
Obrázek 12 – schéma konfigurace zatěžování dle normy ASTM D7264/D7264M [9] .....	18
Obrázek 13 – schéma zatěžování vzorku [6] .....	19
Obrázek 14 – náčrt nosníku s určenými průběhy $T(x)$ a $M_o(x)$ .....	20
Obrázek 15 – výňatek z technických dat k rovingu TORAY T700 [10] .....	22
Obrázek 16 – Řezání zkušebních vzorků sendvičového potahu křídla .....	26
Obrázek 17 – vzorek 040 s nainstalovanými tenzometry .....	28
Obrázek 18 – detailní pohled na tenzometry a připájené připojovací vodiče .....	28
Obrázek 19 – konfigurace ohybové zkoušky .....	29
Obrázek 20 – fotografie vzorku 026 po zkoušce .....	32
Obrázek 21 – detail horní strany vzorku 026 po zkoušce .....	33
Obrázek 22 – detail spodní strany vzorku 026 po zkoušce .....	33
Obrázek 23 – vzorek 008 po zkoušce .....	33
Obrázek 24 – detail na lom vzorku 008, vzorek je položen horní stranou na stůl .....	33
Obrázek 25 – prohnutí vzorku sendviče při ukončení experimentu .....	34
Obrázek 26 – detail prohnutí sendviče pod příčnickem zatěžujícího stroje, méně zatěžovaná strana ....	34
Obrázek 27 – detail prohnutí sendviče pod příčnickem zatěžujícího stroje, více zatěžovaná strana .....	34

## Seznam grafů

Graf 1 – závislost vlastností zkušebních vzorků na čase .....	25
Graf 2 – závislost posuvu příčnicku a zkušební síly na čase pro vzorek 031 .....	32
Graf 3 – závislost ohybového napětí na podélném prodloužení pro vzorek 008 .....	35
Graf 4 – závislost zkušební síly $F$ na průhybu $v$ pro vzorek 008 .....	36
Graf 5 – závislost příčné relativní deformace na podélné pro vzorek 008 .....	37
Graf 6– závislost napětí na podélné deformaci .....	38
Graf 7– závislost zatěžující síly na průhybu .....	39
Graf 8 – závislost příčné deformace na podélné deformaci .....	39
Graf 9 – závislost tlakového napětí na relativním prodloužení .....	41
Graf 10 – závislost příčné deformace na podélné deformaci na tlakově zatěžované straně vzorku .....	41
Graf 11 – ztráta stability patrná ze závislosti tlakového napětí na podélném prodloužení .....	42
Graf 12 – lineární oblast grafu závislosti tlakového napětí na podélném prodloužení .....	43

## Seznam tabulek

Tabulka 1 – parametry letounu Phoenix Air U15 [13] .....	6
Tabulka 2 – parametry vzorku 8 .....	22
Tabulka 3 – seznam veličin měřených během experimentu .....	29
Tabulka 4 – moduly pružnosti E.....	40
Tabulka 5 – Poissonova čísla.....	40
Tabulka 6 – lomové napětí $\sigma_{MAX}$ .....	40
Tabulka 7 – stanovené hodnoty materiálových charakteristik pro vzorek sendviče .....	43
Tabulka 8 – materiálové charakteristiky vrstev sendviče z potahu křídla .....	44
Tabulka 9 – porovnání naměřených a spočítaných hodnot průhybu .....	46
Tabulka 10 – výsledky statistických výpočtů pro stanovené materiálové charakteristiky .....	47
Tabulka 11 – výsledky statistických výpočtů pro analyticky spočítané moduly pružnosti E.....	48
Tabulka 12 – porovnání hodnot z tříbodového a čtyřbodového ohybu .....	49
Tabulka 13 – porovnání materiálových charakteristik vzorku 008 naměřených v tahu a v tlaku.....	49

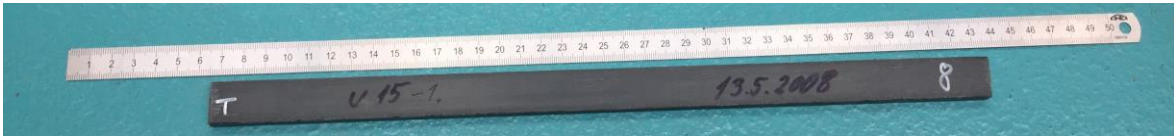
## Seznam příloh

Příloha I.	Fotodokumentace zkoušených vzorků
Příloha II.	Tabulka obsahující naměřené a spočítané parametry vzorků
Příloha III.	Fotodokumentace všech zapůjčených vzorků
Příloha IV.	Stanovení zkušební síly na zatěžovacím mechanismu pro testování vzorků pásnic

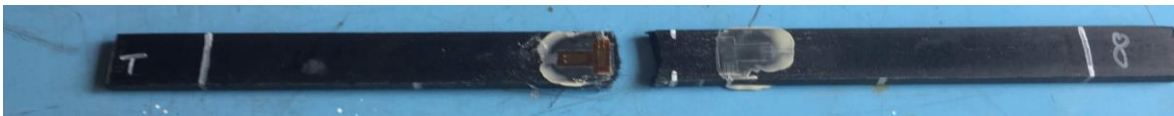
## PŘÍLOHA I: Fotodokumentace zkoušených vzorků

### Vzorek 008

Před zkouškou

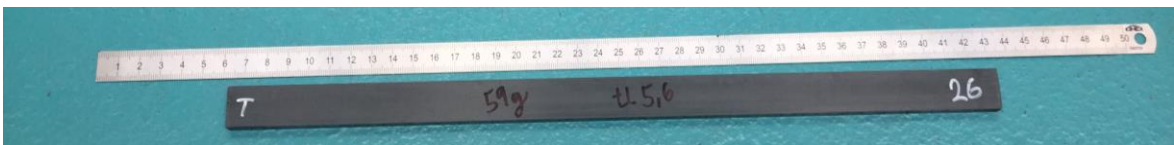
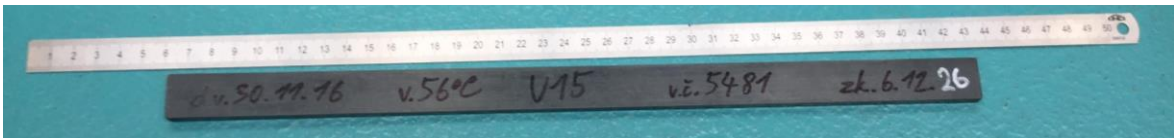


Po zkoušce



### Vzorek 026

Před zkouškou

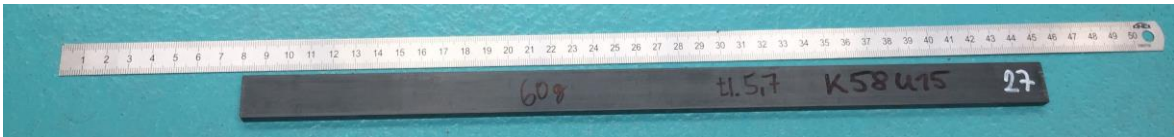
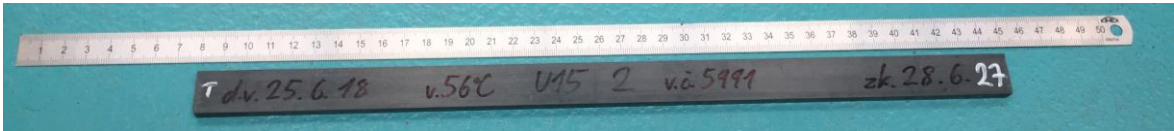


Po zkoušce



## Vzorek 027

Před zkouškou



Po zkoušce

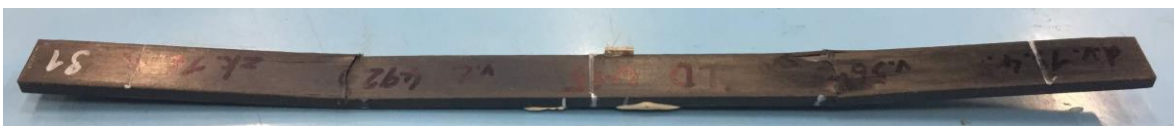


## Vzorek 031

Před zkouškou



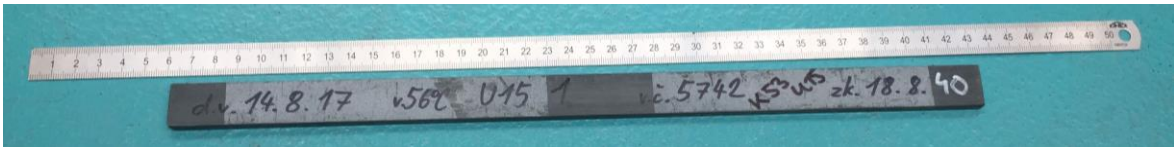
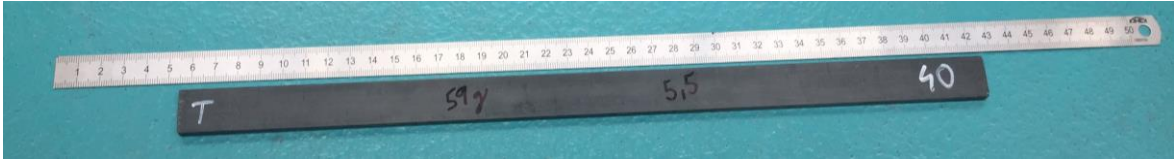
Po zkoušce





## Vzorek 040

Před zkouškou



Po zkoušce

