

**ČESKÉ VYSOKÉ  
UČENÍ TECHNICKÉ  
V PRAZE**

**FAKULTA  
STROJNÍ**



**BAKALÁŘSKÁ  
PRÁCE**

**2018**

**LADISLAV VOBORA**

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Vobora** Jméno: **Ladislav** Osobní číslo: **456922**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávající katedra/ústav: **Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky**  
Studijní program: **Teoretický základ strojního inženýrství**  
Studijní obor: **bez oboru**

## II. ÚDAJE K BAKALÁŘSKÉ PRÁCI

Název bakalářské práce:

**Deformační analýza části draku ultralehkého letounu**

Název bakalářské práce anglicky:

**Strain Analysis of an Ultralight Airframe Part**

Pokyny pro vypracování:

- (1) Seznámení (formou rešerše) s problematikou optických vláknových FBG snímačů deformací, jejich využití pro měření na malých civilních letounech.
  - (2) Výpočtová a experimentální analýza dvou zátěžných stavů draku letounu.
  - (3) Diskuse výsledků, závěr.
- Rozsah textové části do 40 stran.

Seznam doporučené literatury:

- [1] J. Michalec a kol.: Pružnost a pevnost I, skriptum
- [2] Ch. Boller, F.-K. Chang, Y. Fujino: Encyclopedia of Structural Health Monitoring
- [3] E.F. Bruhn: Analysis and Design of Flight Vehicle Structures

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) bakalářské práce:

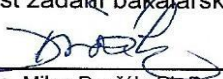
**Ing. Milan Dvořák, Ph.D., odbor pružnosti a pevnosti FS**


Jméno a pracoviště druhé(ho) vedoucí(ho) nebo konzultanta(ky) bakalářské práce:

Datum zadání bakalářské práce: **21.04.2018**

Termín odevzdání bakalářské práce: **17.08.2018**

Platnost zadání bakalářské práce: \_\_\_\_\_

  
Ing. Milan Dvořák, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) práce

  
prof. Ing. Milan Růžička, CSc.  
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry

  
prof. Ing. Michael Valášek, DrSc.  
podpis děkana(ky)

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

Student bere na vědomí, že je povinen vypracovat bakalářskou práci samostatně, bez cizí pomoci, s výjimkou poskytnutých konzultací. Seznam použité literatury, jiných pramenů a jmen konzultantů je třeba uvést v bakalářské práci.

30.4.2018  
Datum převzetí zadání

Vobora  
Podpis studenta

# Anotační list

<b>Jméno autora:</b>	Ladislav Vobora
<b>Název BP:</b>	Deformační analýza části draku ultralehkého letounu
<b>Anglický název:</b>	Strain Analysis of an Ultralight Airframe Part
<b>Akademický rok:</b>	2017 / 2018
<b>Studijní program:</b>	Teoretický základ strojního inženýrství
<b>Zadávací ústav:</b>	Ústav mechaniky, biomechaniky a mechatroniky
<b>Vedoucí DP:</b>	Ing. Milan Dvořák, Ph.D.
<b>Bibliografické údaje:</b>	<b>Počet stran:</b> 43 <b>Počet obrázků:</b> 38 <b>Počet tabulek:</b> 8 <b>Počet příloh:</b> 0
<b>Klíčová slova:</b>	FBG senzory, ultralight, poměrná deformace, drak letadla, konstrukce křídla, analýza, kalibrace, nosník, napětí, uhlíkový kompozit
<b>Keywords:</b>	FBG sensors, ultralight, strain, airframe, wing structure, analysis, calibration, spar, stress, carbon composite
<b>Anotace:</b>	Tato práce se zabývá FBG senzory deformací a jejich využitím při měření malých kompozitních civilních letounů. Dále se zabývá pozemní kalibrací FBG senzorů umístěných uvnitř struktury konstrukce křídla malého sportovního UL letounu. Hodnoty poměrné deformace změřené během kalibrace byly následně porovnány s hodnotami vypočtenými na základě zjednodušeného analytického modelu hlavního nosníku křídla.
<b>Abstract:</b>	This work deals with FBG sensors and their use in the measurement of small composite civil aircraft. It also deals with the ground calibration of FBG sensors embedded in the wing structure of the small UL airplane. The strain measured during the calibration was then compared with strain calculations based on the simplified analytical model of the wing spar.

## Čestné prohlášení

Prohlašuji, že jsem tuto bakalářskou práci vypracoval samostatně a pouze s použitím literatury uvedené v seznamu.

V Praze dne:

.....

## **Poděkování**

Děkuji vedoucímu bakalářské práce, panu Ing. Milanu Dvořákovi, Ph.D., za jeho věnovaný čas, veškerou pomoc a cenné připomínky, které mi při vypracování této práce poskytl. Dále bych chtěl poděkovat své rodině za podporu, které se mi dostávalo jak při psaní této práce, tak během celého předchozího studia.

## Obsah

Seznam použitých znaků a zkratk.....	2
1. Úvod .....	4
2. Optické FBG (Fiber Brag Grating) snímače deformací.....	5
2.1. Teplotní kompenzace .....	7
2.2. Výhody a nevýhody FBG senzorů .....	7
3. Využití FBG snímačů deformací v letectví .....	9
4. Letoun Phoenix Air U15.....	15
4.1. Konstrukce letounu .....	15
4.2. Konstrukce křídla.....	15
4.3. Konstrukce výměnných nástavců křídel .....	17
4.4. Vlastnosti letounu .....	17
5. Měřicí senzory v letounu.....	19
5.1. FBG senzory.....	19
5.2. Rozmístění FBG senzorů.....	19
5.3. Senzory pro měření letových parametrů .....	20
5.4. Měřicí jednotka .....	21
6. Pozemní kalibrace sensorického systému.....	23
6.1. Průběh měření.....	23
7. Analytický model křídla .....	24
7.1. Zjednodušení na vetknutý nosník .....	24
7.2. Výpočet ohybového momentu.....	25
7.3. Přenos sil uvnitř nosníku .....	27
7.4. Výpočet $\varepsilon$ .....	27
7.5. Vypočtené hodnoty.....	28
8. Změřené a zpracované hodnoty .....	31
8.1. Zpracování výstupu .....	31
8.2. Zpracované hodnoty .....	32
8.3. Porovnání naměřených a vypočtených hodnot .....	32
9. Diskuze .....	36
10. Závěr.....	38
Bibliografie .....	39
Seznam obrázků .....	41
Seznam tabulek .....	43

## Seznam použitých znaků a zkratek

$\Lambda$	[ nm ]	Mřížková konstanta
$n$	[ - ]	Index lomu
$\lambda$	[ nm ]	Vlnová délka
$\lambda_{Bragg}$	[ nm ]	Braggova vlnová délka
$k$	[ - ]	Citlivost
$\varepsilon$	[ $\mu\text{m}/\text{m}$ ]	Poměrná deformace
$\alpha_{\delta}$	[ $\text{K}^{-1}$ ]	Změny indexu lomu
$T$	[ K ]	Teplota
$p$	[ - ]	Fotoelastický koeficient
$\varepsilon_m$	[ $\mu\text{m}/\text{m}$ ]	Poměrná mechanická deformace
$\varepsilon_T$	[ $\mu\text{m}/\text{m}$ ]	Poměrná teplotní deformace
$\alpha_{sp}$	[ $\text{K}^{-1}$ ]	teplotní součinitel délkové roztažnosti materiálu
$\lambda_c$	[ nm ]	Kompenzační vlnová délka
$\lambda_m$	[ nm ]	Změřená vlnová délka FBG senzorem deformace
$\lambda_T$	[ nm ]	Změřená vlnová délka FBG senzorem teploty
$q_0^{(g)}$	[ N/mm ]	Spojité zatížení v místě vetknutí
$q_1^{(g)}$	[ N/mm ]	Spojité zatížení na konci nosníku
$Z$	[ N ]	Zátěž
$L$	[ m ]	Vzdálenost od kořenového do koncového žebra
$x_z$	[ m ]	Vzdálenost těžiště pytlů s pískem od konce křídla
$M_o$	[ N.mm ]	Ohybový moment
$T$	[ N ]	Posuvná síla ve stojně
$N_h$	[ N ]	Osová síla v horní pásnici
$N_d$	[ N ]	Osová síla v dolní pásnici
$N$	[ N ]	Osová síla v pásnici
$h$	[ mm ]	Výška nosníku
$h_e$	[ mm ]	Efektivní výška nosníku
$\sigma$	[ $\text{N}/\text{mm}^2$ ]	Mechanické napětí
$\tau$	[ $\text{N}/\text{mm}^2$ ]	Tečné napětí
$F$	[ $\text{mm}^2$ ]	Plocha průřezu pásnice
$F_h$	[ $\text{mm}^2$ ]	Plocha průřezu horní pásnice

$F_d$	[ mm <sup>2</sup> ]	Plocha průřezu dolní pásnice
$E$	[ N/mm <sup>2</sup> ]	Youngův modul
$\varepsilon_{\text{dolní}}$	[ μm/m ]	Poměrná deformace v dolní pásnici
$\varepsilon_{\text{horní}}$	[ μm/m ]	Poměrná deformace v horní pásnici
FBG		Fiber bragg gratings
UL		Ultralight
DLL		Design limit load



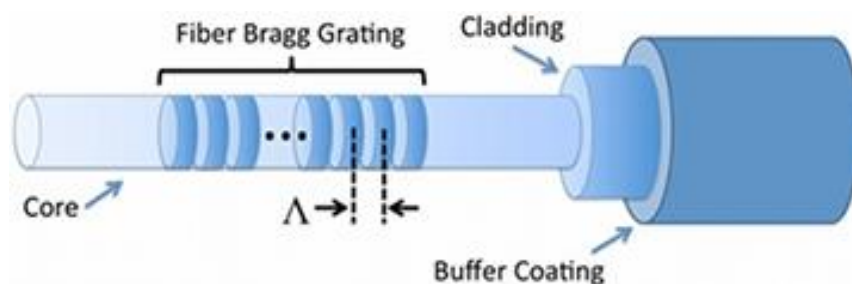
## 1. Úvod

Cílem této práce je zjistit chování křídla letounu Phoenix Air U15 AFL při pozemní kalibraci sensorického systému. Křídla letounu jsou vybavena FBG (Fiber Brag Grating) senzory deformací. Práce se dále zabývá samotnými FBG senzory, jejich výhodami a nevýhodami a jejich využitím při měření malých civilních kompozitních letounů. Práce také popisuje konstrukci a vlastnosti letounu Phoenix Air U15 AFL a popisuje měřicí senzory umístěné v letadle.

Křídla letounu Phoenix Air U15 AFL (Advanced Flying Laboratory) byla podrobena pozemnímu zatěžování, při kterém byla krokově zatěžována pomocí pytlů s pískem. Tento speciálně upravený malý sportovní letoun byl již při výrobě osazen desítkami FBG senzorů deformací. FBG senzory jsou v posledních letech v letectví využívány stále častěji. Tyto snímače ve formě optických vláken byly při výrobě křídel umístěny přímo do kompozitní struktury hlavního nosníku křídla. Snímače byly umístěny i v lepených spojích. Pokud jsou tyto spoje nekvalitní, mohou být kritickým bodem konstrukce křídla. V tomto případě senzory primárně slouží k letové kontrole stavu křídla a ke kontrole jeho lepených spojů. Data se během letu ukládají do měřicí jednotky umístěné uvnitř letadla. Zkouška byla provedena v rámci testování samotných senzorů a také kvůli jejich kalibraci. Ze zpracovaných dat můžeme posoudit, jak moc jsou jednotlivé části křídla namáhány a s jakou přesností odpovídá vytvořený analytický model skutečnému chování křídla. Data pak mohou sloužit při ladění výpočetního modelu, zesílení či naopak odlehčení konstrukce křídla. Data dále mohou sloužit jako podklad při vyhodnocování letových měření.

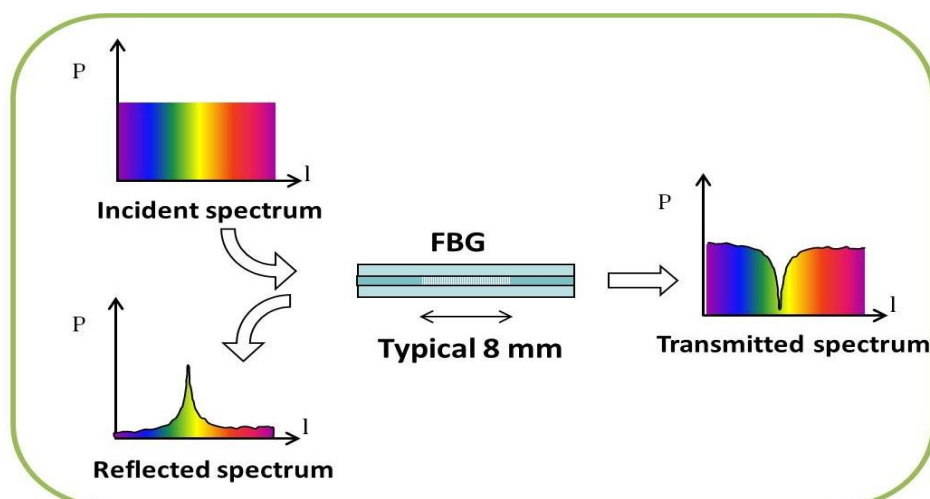
## 2. Optické FBG (Fiber Bragg Grating) snímače deformací

Optické FBG tenzometry jsou moderní snímače deformace na bázi optických vláken. Používají se také při měření teploty. FBG senzor se skládá z jednojádrového optického vlákna, které je opatřeno Braggovou mřížkou, tj. velkým množstvím vrypů periodicky rozmístěných v jádře optického vlákna. Vzdálenost mezi jednotlivými vrypy je v řádech stovek nanometrů. Tato mřížka je ve vlákne tvořena například pomocí UV laseru. [1]



Obrázek 1: Schéma FBG senzoru [3]

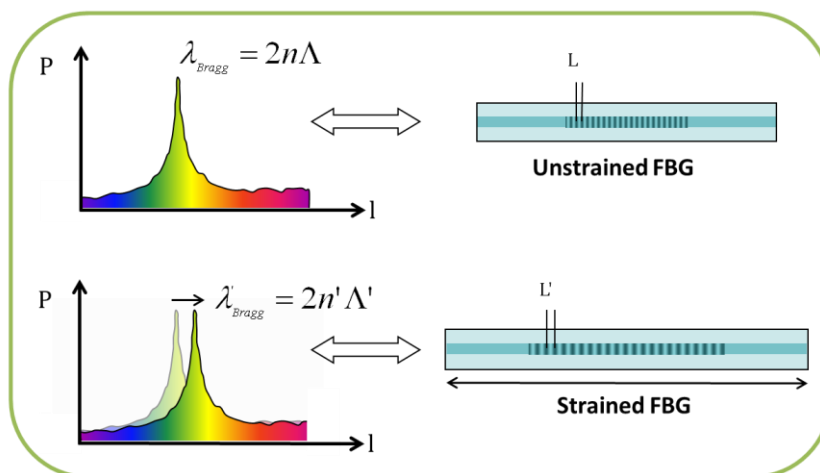
Světlo, které prochází optickým vláknem, interferuje v závislosti na vzdálenosti jednotlivých vrypů a malá část jeho vlnového spektra (0,01 – 0,1%) se odrazí od vrypů zpět. Zbytek pokračuje vláknem dále. Odražená vlnová délka se nazývá Braggova rezonanční vlnová délka a je výstupem FBG senzoru. Braggova rezonanční vlnová délka ( $\lambda_{Bragg}$ ) je závislá na periodě mřížky a materiálových vlastnostech optického vlákna. Závislost je vyjádřena v rovnici (2.1), kde  $n$  je index lomu a  $\Lambda$  je mřížková konstanta (vzdálenost mezi vrypy mřížky). Obě tyto veličiny se mění v závislosti na podélné deformaci vlákna. [2] [14]



Obrázek 2: Schéma světelného spektra před a po průchodu Braggovou mřížkou [2]

$$\lambda_{Bragg} = 2 \cdot n \cdot \Lambda \quad (2.1)$$

Při natažení vlákna se Braggova vlnová délka odraženého světla zvýší, naopak při stlačení vlnová délka poklesne. Pomocí spektrometru pak porovnáme původní a změněnou vlnovou délku. [3]



Obrázek 3: Posun odraženého spektra při natažení vlákna [2]

Změna vlnové délky není závislá jen na deformaci vlákna ale i na teplotě a můžeme ji vyjádřit pomocí vztahu [2]

$$\frac{\Delta\lambda}{\lambda_0} = k \cdot \varepsilon + \alpha_\delta \cdot \Delta T \quad (2.2)$$

Kde citlivost  $k$  je závislá na fotoelastickém koeficientu  $p$  ve tvaru

$$k = 1 - p \quad (2.3)$$

První člen  $k \cdot \varepsilon$  rovnice (2.2) vyjadřuje změnu způsobenou celkovou deformací, kterou tvoří mechanická a tepelná deformace, dle vztahu [2]

$$\varepsilon = \varepsilon_m + \varepsilon_T \quad (2.4)$$

Kde teplotní deformaci můžeme vyjádřit jako

$$\varepsilon_T = \alpha_{sp} \cdot \Delta T \quad (2.5)$$

Druhý člen  $\alpha_\delta \cdot \Delta T$  rovnice (2.2) popisuje změnu indexu lomu  $n$  způsobenou výhradně teplotou, kde  $\alpha_\delta$  můžeme vyjádřit jako [1]

$$\alpha_\delta = \frac{\delta n/n}{\delta T} \quad (2.6)$$

Po dosazení do vztahu (2.2) a vyjádření dostaneme vztah (2.7) charakterizující poměrnou deformaci změřenou FBG senzorem. [1]

$$\varepsilon_m = \frac{1}{k} \cdot \frac{\Delta\lambda}{\lambda_0} - \left( \alpha_{sp} + \frac{\alpha_\delta}{k} \right) \cdot \Delta T \quad (2.7)$$

## 2.1. Teplotní kompenzace

Jak bylo již výše řečeno, na výsledný signál senzoru má nezanedbatelný vliv teplota, pro přesnost měření ji se tedy musí kompenzovat. Existují dvě různé metody. Jednodušší metoda je použití kompenzačního FBG senzoru, který připevníme na místo s nulovou mechanickou deformací ( $\varepsilon_m = 0$ ). Výsledný signál pak získáme odečtením signálu kompenzačního senzoru od signálu měřicího senzoru. Měřenou deformaci pomocí kompenzačního senzoru pak vyjadřuje rovnice [1]

$$\varepsilon_m = \frac{1}{k} \cdot \left( \frac{\Delta\lambda}{\lambda_0} - \frac{\Delta\lambda_c}{\lambda_{0c}} \right) \quad (2.8)$$

Ne vždy ale je na vzorku možné najít místo s nulovou deformací. V tom případě použijeme FBG senzor jako čistý snímač teploty. Toho docílíme tím, že Braggova mřížka nebude namáhaná (optické vlákno je připevněno jen v jednom bodě dostatečně daleko od mřížky). Vlnová délka z tohoto snímače se tedy bude měnit jen v důsledku teplotní deformace vlastního optického vlákna a změnou indexu lomu  $n$  v závislosti na teplotě. Takovýto senzor je vhodný pro měření teploty, kde teplotu můžeme vyjádřit jako [1]

$$\Delta T = \frac{1}{k \cdot \alpha_{vlákna} + \alpha_\delta} \cdot \frac{\Delta\lambda}{\lambda_0} \quad (2.9)$$

Pro výpočet  $\varepsilon_m$  dosadíme do rovnice (1.7) takto vyjádřené  $\Delta T$ . Teplotní roztažnost  $\alpha_{vlákna}$  je však velmi malá, přibližně  $0,55 \cdot 10^{-6} \cdot K^{-1}$ , ve výsledku ji proto pro zjednodušení můžeme zanedbat. Měřenou deformaci pomocí senzoru na měření teploty pak můžeme vyjádřit vztahem [1]

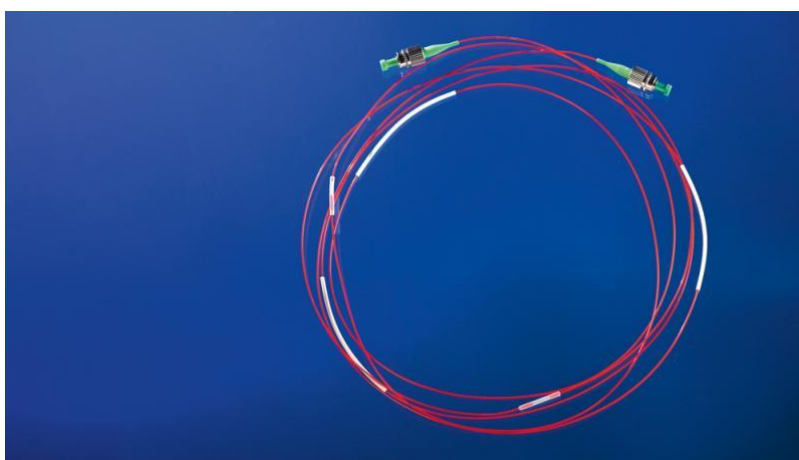
$$\varepsilon_m = \frac{1}{k} \cdot \left( \frac{\Delta\lambda_m}{\lambda_{0m}} - \frac{\Delta\lambda_T}{\lambda_{0T}} \cdot \left( \frac{k \cdot \alpha_{sp}}{\alpha_\delta} + 1 \right) \right) \quad (2.10)$$

## 2.2. Výhody a nevýhody FBG senzorů

Velkou výhodou FBG senzorů je jejich odolnost vůči magnetickému a elektromagnetickému poli a také to, že jsou elektricky pasivní. Modifikované druhy FBG senzorů dokáží odolat i náročným vnějším podmínkám. Například některé speciální FBG senzory dokáží pracovat i při teplotách vyšších než 700 °C, proto se hodí i do extrémních podmínek. Senzory jsou odolné vůči korozi a výhodná je také dlouhodobá stabilita, senzory jsou proto vhodné pro dlouhodobá měření. Při měření kompozitních materiálů nám malé rozměry vláken, na rozdíl od klasických odporových tenzometrů, umožňují umístit senzory přímo dovnitř měřeného vzorku kompozitu. Optická vlákna jsou také velmi lehká a na jednom optickém vlákně mohou i být i desítky senzorů. Optické ústředny dokáží měřit i více vláken a na jednom vlákně dokáží měřit více FBG senzorů. Signál můžeme přenášet i na

velké vzdálenosti a při jeho přenosu dochází k minimálním ztrátám. FBG senzory nám také umožňují měřit velké deformace (více než 10 000  $\mu\text{m}/\text{m}$ ), a jsou proto vhodné pro velmi namáhané konstrukce. [1][2]

FBG senzory jsou znatelně dražší než odporové tenzometry, hlavně přístroje na zpracování signálu jsou velmi drahé, cena je obvykle v řádů desítek tisíc dolarů. Při zapojení tenzometrických růžic jsme limitováni rádiusem, pod kterým můžeme vlákno ohýbat. Růžice pak nedosahují tak malých rozměrů. Citlivost  $k$  je nižší než u odporových tenzometrů, obvykle okolo 0,78, a může se i mírně lišit mezi jednotlivými vlákny. Právě tato malá citlivost zvyšuje vliv teploty na výstupu, je tedy třeba vliv teploty řádně kompenzovat. [1][2]



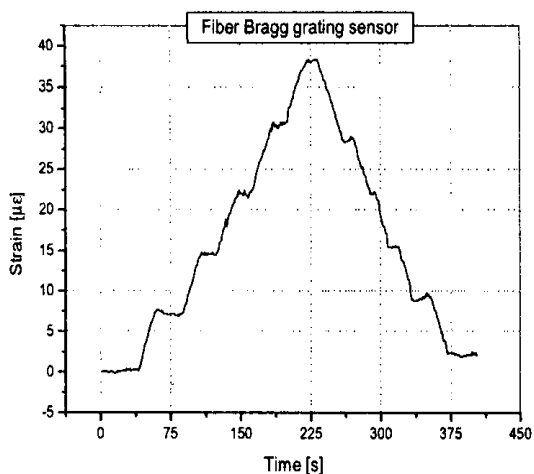
Obrázek 4: FBG snímač deformace [2]

Pro provedení našeho měření jsou FBG senzory deformací vhodné zejména kvůli dlouhodobé stabilitě, elektromagnetické odolnosti, ale také hustotě, se kterou můžeme letadlo snímači osadit. Kritický je pro naše účely průměr vláken, která můžeme umístit přímo do struktury kompozitu a do lepených spojů letadla. Limitujícím faktorem může být vysoká cena měřící jednotky.

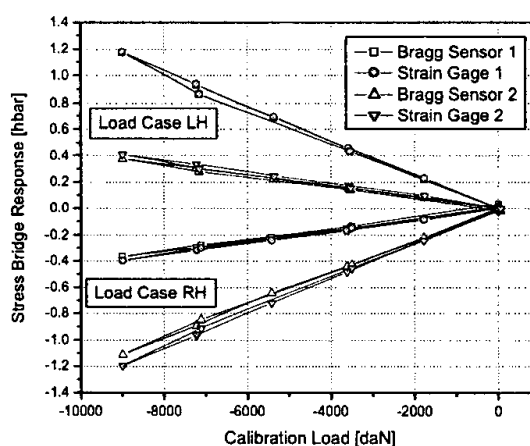
### 3. Využití FBG snímačů deformací v letectví

Různá měření využívající FBG senzory pro analýzu civilních leteckých kompozitních konstrukcí byla již v zahraničí provedena. Jednalo se o měření při letu nebo o měření v laboratořích. Dle dostupných zdrojů byly FBG senzory ve všech případech připevněny na povrch sledovaného komponentu, nebyly umístěny přímo uvnitř kompozitu tak jako v případě našeho měření. Níže je popsáno několik měření využívajících FBG senzorů.

Například při vývoji Airbusu A340-600 byly k trupu paralelně připevněny odporové tenzometry a FBG senzory, následně došlo ke kalibraci senzorů postupným zatěžováním trupu. Výsledná poměrná deformace během zatěžovací zkoušky změřená FBG senzorem je znázorněna na Obrázku 5. Dále byly porovnány výsledky FBG senzorů s výsledky, které dosáhly paralelně zapojené odporové tenzometry. Jak lze vyčíst z Obrázku 6 výsledky měření z obou druhů senzorů se lišily jen nepatrně, a to při dvou různých případech zatížení. [4]



Obrázek 5: Poměrná deformace v průběhu zkoušky [4]



Obrázek 6: Porovnání výsledků FBG senzorů a odporových tenzometrů (poměrná deformace byla v tomto případě přepočítána na zátěž v hbarech) [4]

V odlišném měření byly na povrch kompozitní pilotní kabiny dopravního letadla umístěny 4 okruhy, které dohromady tvořilo 24 FBG senzorů. Rozmístění okruhů je znázorněno na Obrázku 7. V blízkosti jednotlivých FBG senzorů byly umístěny tenzometry pro následné porovnání naměřených hodnot. Kabina byla vystavena tlakové zkoušce, při které byla zatěžována vnitřním přetlakem. Hodnota tlaku se po krocích zvyšovala od 1 psi (jednotka tlaku, libra síly na čtvereční palec,  $1 \text{ psi} \approx 6895 \text{ N/m}^2$ ) do maximální hodnoty 3 psi, poté následovalo snížení tlaku pomocí ventilů na hodnotu 0,29 psi, dále došlo k navýšení tlaku na hodnotu 1,5 psi a k následné kompletní dekompresi. Hodnoty měření z jednotlivých FBG senzorů jsou graficky znázorněny na Obrázku 8. Bylo zjištěno, že hodnoty naměřené FBG senzory a odporovými tenzometry se na většině míst nelišily. Pokud se lišily, bylo to způsobeno tím, že odporové tenzometry byly vzhledem ke konstrukci umístěny v některých

případech až o 15 cm jinde než FBG senzory, nebo byly umístěny ke koncentrátorům napětí jako například k oknu nebo ke dveřím. [5]

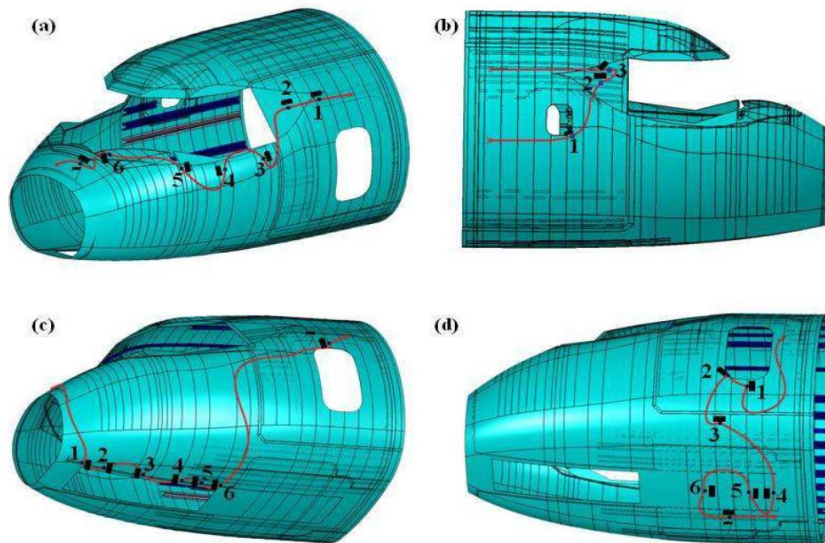


Figure 5: Fiber optic circuits: (a) line 1, (b) line 2, (c) line 3 and (d) line 4. Strain gauges positions are represented by rectangles.

Obrázek 7: Rozmístění snímačů deformace na kabině letadla, odporové tenzometry jsou zázorněny obdélníky, FBG senzory hnědou křivkou [5]

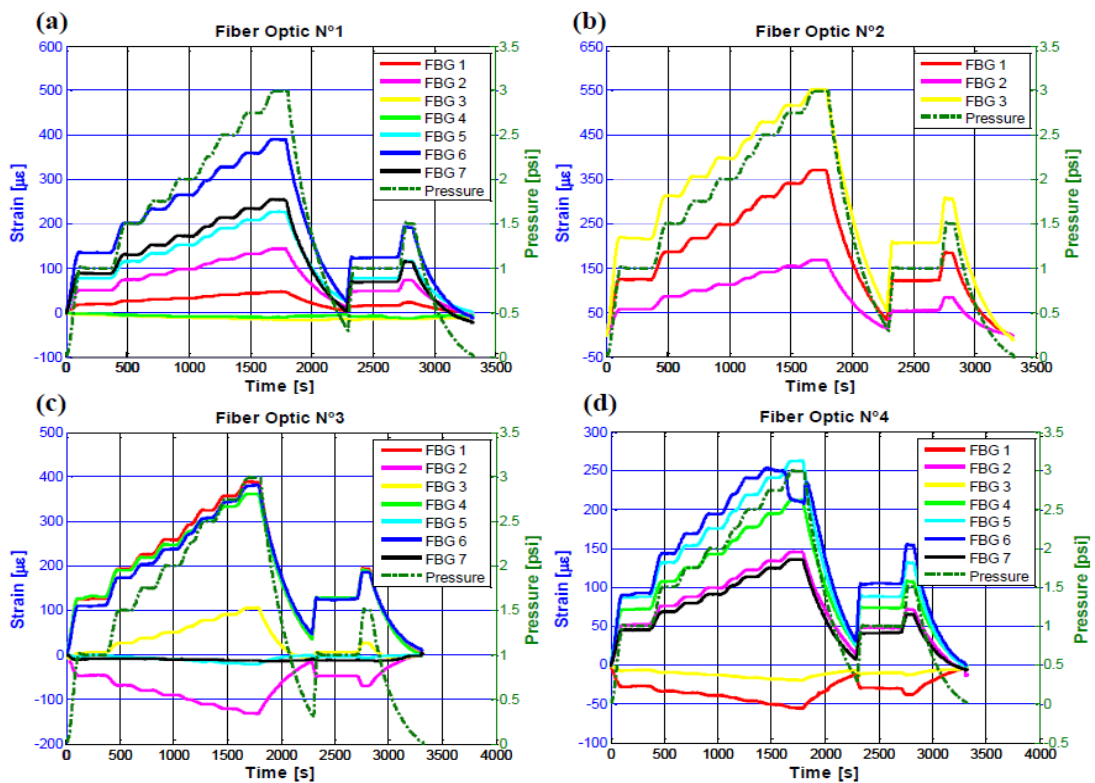
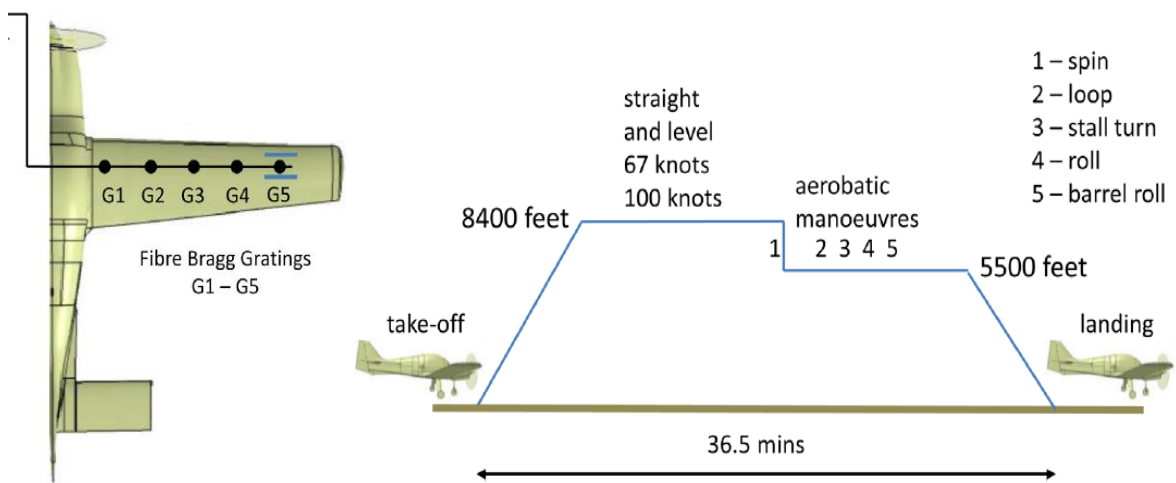


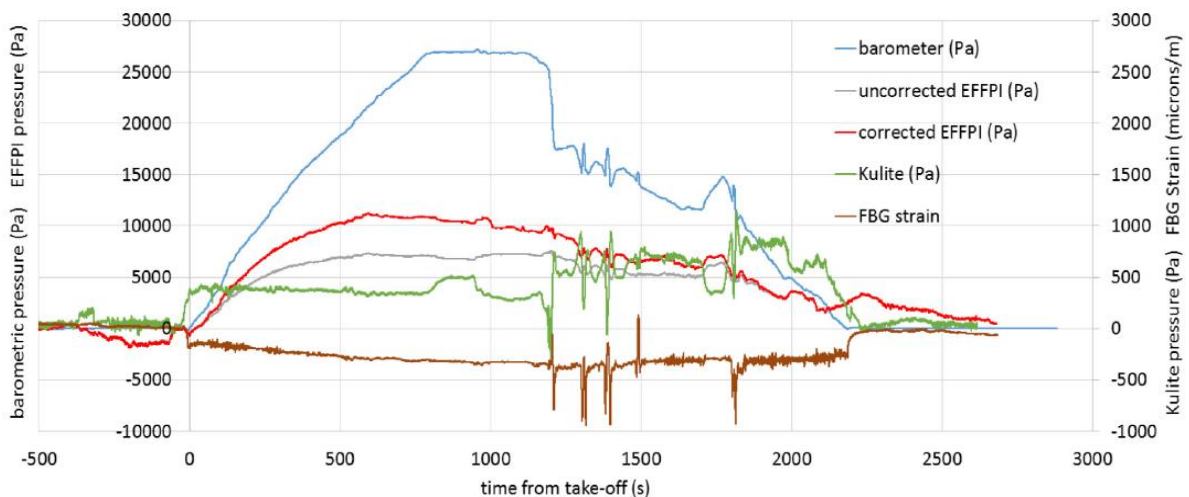
Figure 9: FBG sensor measurements during pressurization tests up to 3 psi.

Obrázek 8: Poměrná deformace změřena jednotlivými FBG senzory v průběhu tlakové zkoušky [5]

Dále také bylo provedeno měření během letu na cvičném letounu Bulldog SK-61, který se využívá i v letecké akrobacii. 5 FBG senzorů bylo připevněno k povrchu na horní straně křídla. 4 senzory sloužily k měření deformace a byly přilepeny kyanoakrylátovým lepidlem. Poslední senzor byl uložen ve válcovém pouzdře umístěném pod povrch křídla. Tato část vlákna byla tedy "volná" a nedeformovala se. Sloužila tedy jen jako snímač teploty, jehož změřená data byla použita při teplotní kompenzaci měření. Před letem byla optická vlákna přelepena hliníkovou lepící páskou "speed tape". Během letové zkoušky letoun po vzletu udržoval stálou výšku a zároveň zvýšil rychlost, poté následovalo snížení výšky a 5 akrobatických prvků, při kterých bylo dosaženo přetížení 1-4 g. Následoval sestup a přistání. Výsledná data byla zpracována a jsou znázorněna a Obrázku 10. Poměrná deformace je vyobrazena hnědou barvou. [6]



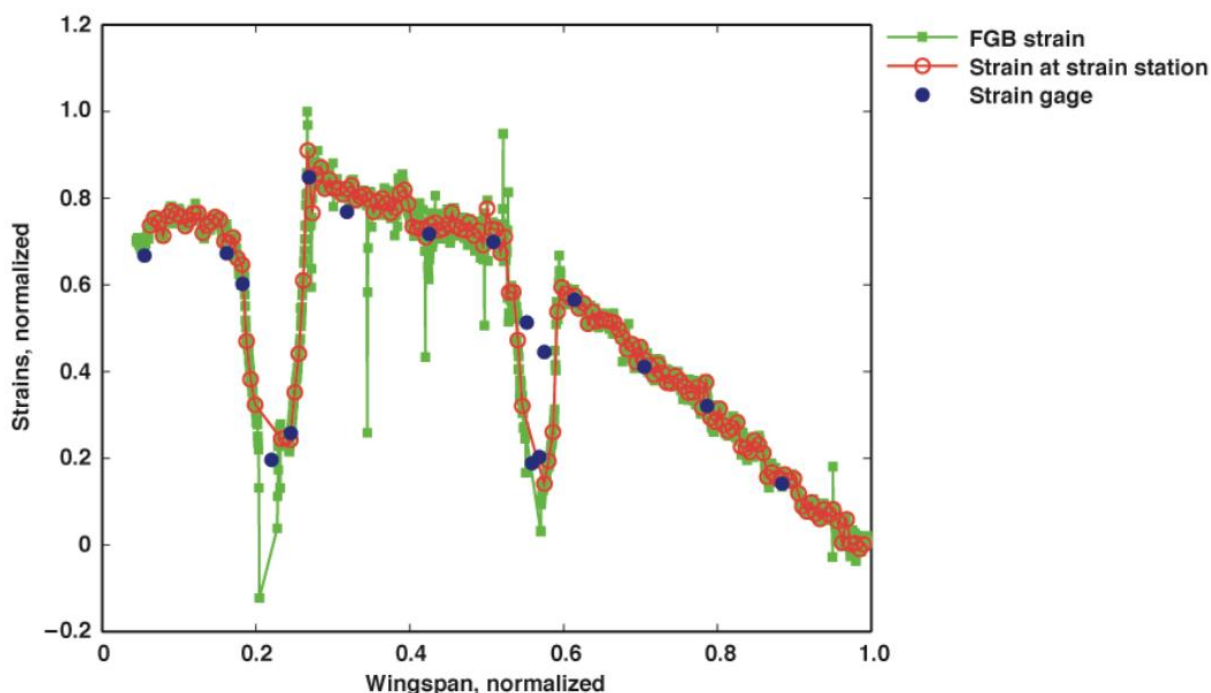
Obrázek 9: Rozmístění FBG senzorů na křídle a průběh letového měření [6]



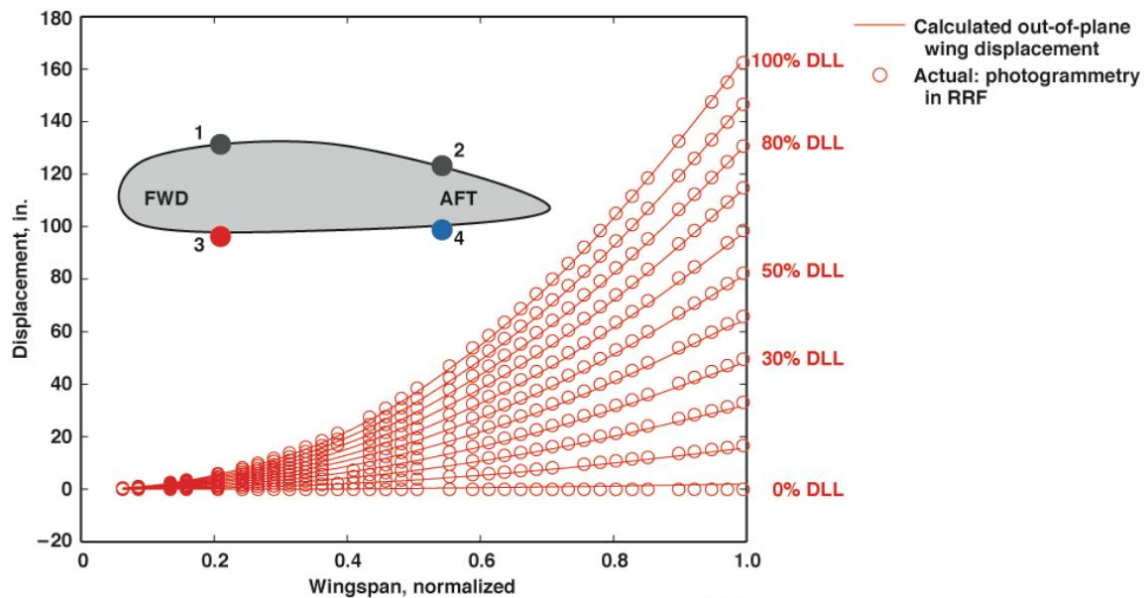
Obrázek 10: Výsledky leteckého měření na letounu Bulldog [6]



NASA na základě měření FBG senzory prováděla analýzu křídla letounu Global Observer. Jedná se o bezpilotní letoun s rozpětím křídel 53 metrů, který je určen pro lety ve vysokých výškách. Jednalo se o pozemní zatěžování křídel letounu až do konstrukčního mezního zatížení DLL (design limit load), při kterém byl trup fixován. Zátěž byla rovnoměrně zavedena vahadlovou konstrukcí a byla prováděna v několika krocích. Křídla byla zatěžována i v negativním směru, tedy odspoda nahoru. FBG senzory byly na horní i dolní povrch křídel umístěny velmi hustě. Na každém křídle byla 4 optická vlákna, každé z nich obsahovalo 960 senzorů. Výsledný počet byl tedy 7680 senzorů. Dále bylo měření provedeno i fotogrammetrickou metodou (určování deformace na základě fotografií) a odporovými tenzometry, ne však v tak hustém měřítku. Pro přesné provedení výpočtů byl vždy fotogrammetricky určen průhyb v místě konkrétního FBG snímače. Z Obrázku 11 můžeme vyčíst, že mezi výsledky FBG senzorů (zeleně) a odporových tenzometrů (modře) je minimální rozdíl. Dále byla deformace vypočtena na základě dat z FBG senzorů a porovnána se skutečnou deformací křídla změřenou fotogrammetrickou metodou. Například u levého dolního optického vlákna se tyto hodnoty téměř nelišily (Obrázek 12). Dále byly zjištěny chyby měření a jejich možné kompenzace. [7]

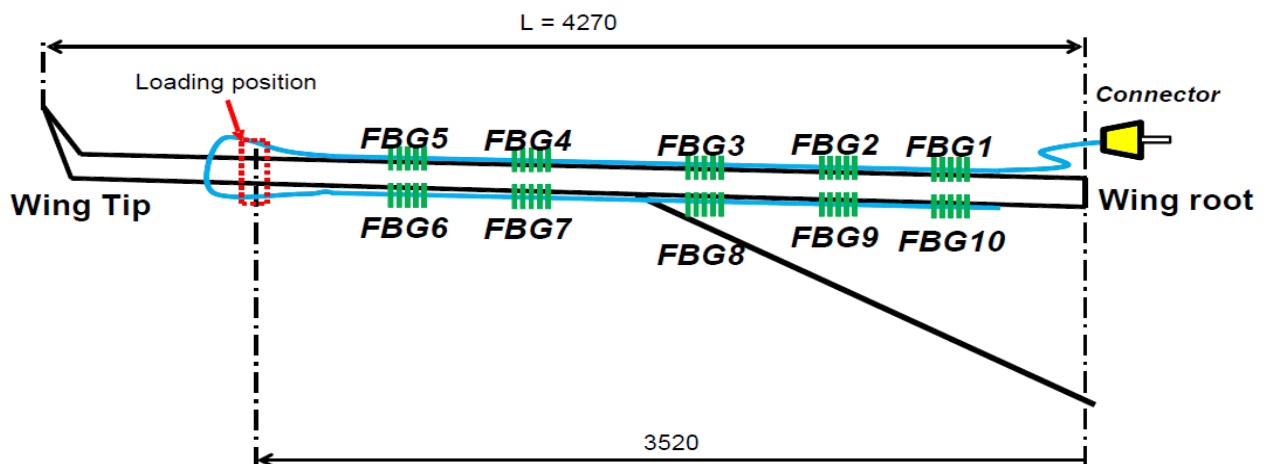


Obrázek 11: Poměrná deformace v závislosti na rozpětí křídla změřena FBG senzory a odporovými tenzometry [7]



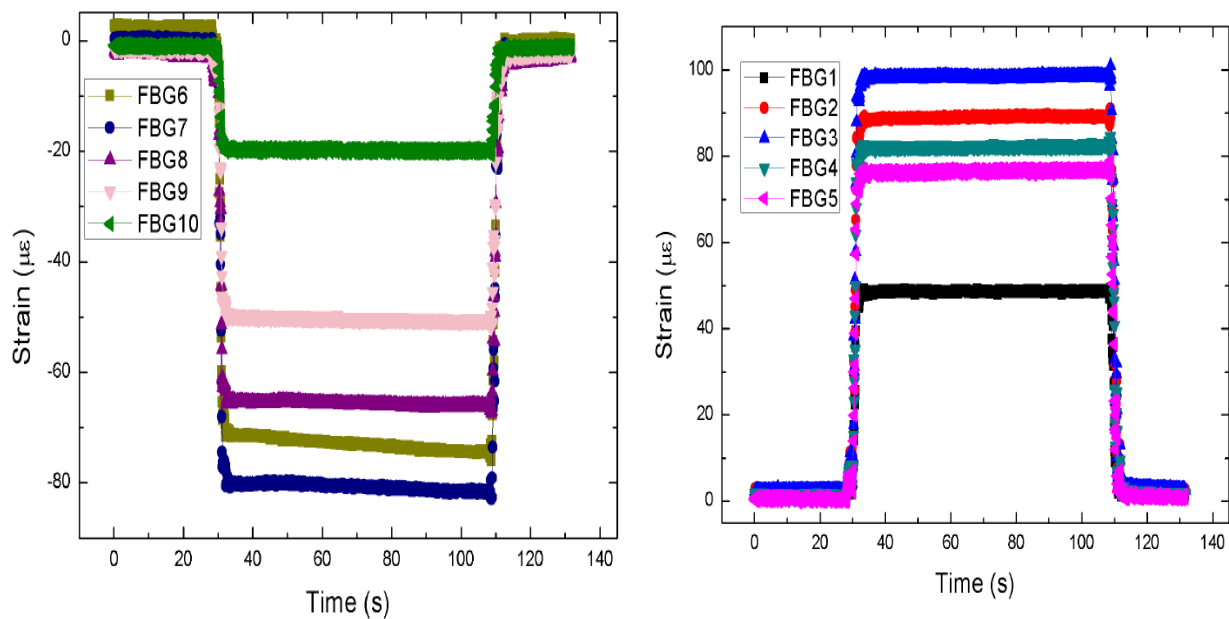
Obrázek 12: Porovnání vypočtené deformace z FBG sensorů (-) se skutečnou deformací (o) v závislosti na rozpětí křídla [7]

Při měření zabývajícím se statickou zkouškou křídla malého letounu bylo na povrch křídla upevněno 10 FBG sensorů (Obrázek 13) měřících deformaci a 1 FBG sensor na měření teploty. Ten byl připevněn volně v blízkosti snímače označeného jako FBG3. Zátěž o hmotnosti 23 kg byla připevněna blízko špičky křídla, poté následovalo ohřátí a následné ochlazení okolí snímače FBG3. Teplota byla nastavována pomocí horkovzdušné pistole. Z výsledků měření je patrné, že se rozložení deformace na horní a dolní straně křídla liší. To je způsobeno výztuhami křídla. Při změně teploty dochází i ke změně výstupu senzoru FBG3 a teplotního snímače, k tomu dochází kvůli teplotní deformaci vlákna. Pomocí rozdílu výstupu těchto dvou snímačů bylo možno dosáhnout teplotní kompenzace a zpřesnit měření. Z Obrázku 15 je patrné, že rozdíl mezi nekompenzovaným měřením a měřením, kde teplotní kompenzace byla využita, je veliký. Výsledky se místy liší až o 40 %. [8]

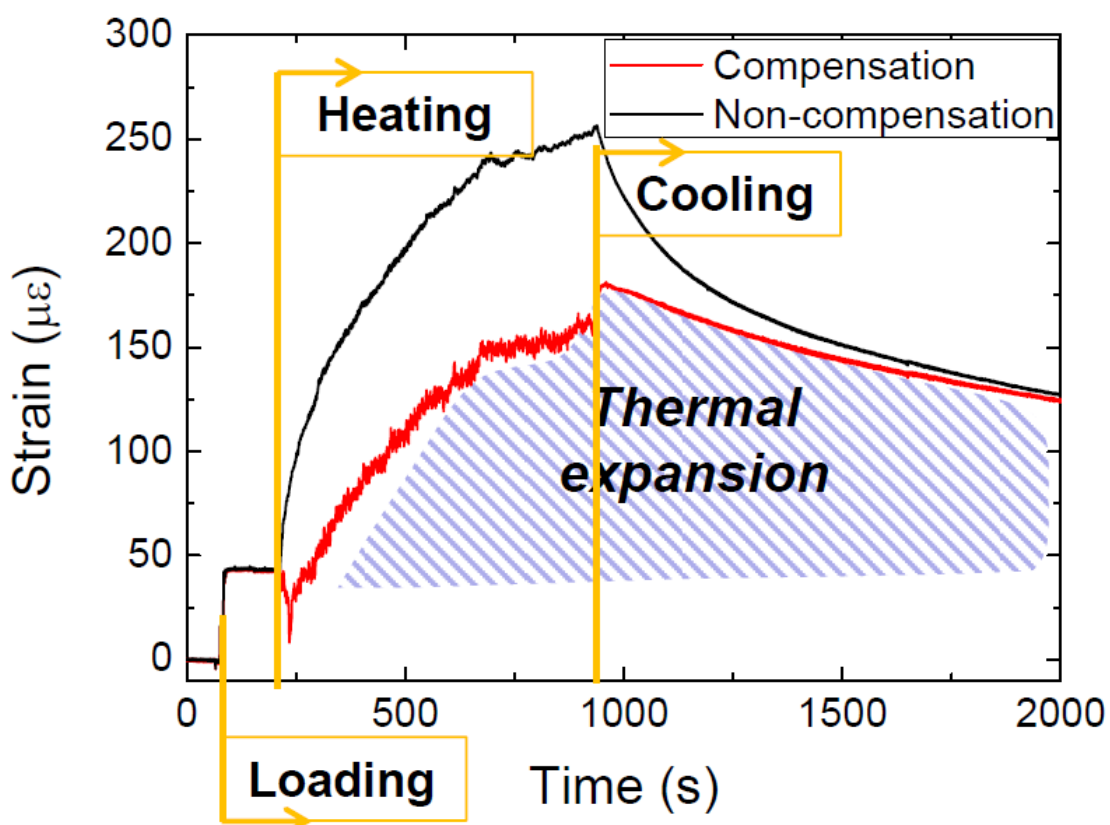


(b) Front view

Obrázek 13: Umístění FBG snímačů na křídle [8]



Obrázek 14: Poměrná deformace změřená FBG senzory během měření [8]



Obrázek 15: Porovnání výsledků FBG senzorů při změně teploty, bez kompenzace je vyznačen černě, teplotně kompenzovaný červeně [8]

Z výše uvedených článků je patrné, že FBG senzory jsou vhodné a dostatečně přesné pro naše měření. Nebyl nalezen případ, ve kterém by byly snímače umístěny uvnitř kompozitního materiálu a ve kterém by s nimi takto bylo provedeno letové měření.

## 4. Letoun Phoenix Air U15

FBG senzory byly umístěny a měření proběhlo na upraveném letounu Phoenix Air U15 od české firmy Phoenix Air. Phoenix Air U15 je dolnoplošník s charakterem motorového větroně pro dvojčlennou posádku vedle sebe. Je vhodný převážně pro rekreační létání. [9]



Obrázek 16: Letoun Phoenix Air U15 [11]

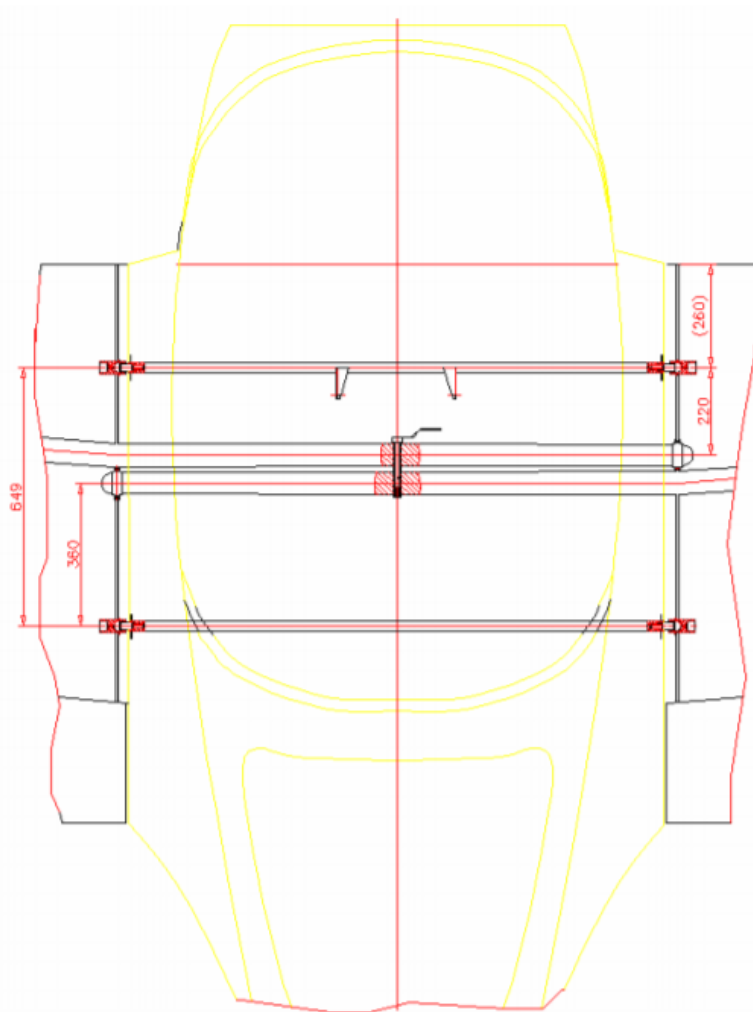
### 4.1. Konstrukce letounu

Drak letadla je celý postaven z uhlíkového kompozitu. Části draku jsou spojeny pomocí epoxidových lepených spojů. Konstrukci letounu dále tvoří pístová pohonná jednotka a pevný ostruhový podvozek. Skořepinový trup je tvořen nosným potahem z uhlíkového kompozitu, zesílenými přepážkami z uhlíkového kompozitu a pěnovými výztuhami. Průběžná vodorovná ocasní plocha je oddělitelná a je tvořena stabilizátorem a výškovým kormidlem. Výškové kormidlo je provedeno z jednoho nosníku z uhlíkového kompozitu a potahu ze sendviče z uhlíkového kompozitu a pěny. Stabilizátor se skládá ze dvou nosníků z uhlíkového kompozitu a z potahu ze sendviče z uhlíkového kompozitu a pěny, stejně je zkonstruován i dvounosníkový kýl, který je pevnou součástí trupu. Směrové kormidlo je vyrobeno z nosného potahu ze sendviče uhlíkového kompozitu a pěny. Přistávací zařízení tvoří hlavní podvozek a ostruhové kolo. Doplnující tlumící a pružící prvky nejsou potřebné, neboť průběžná hlavní podvozková noha z uhlíkového kompozitu je dostatečně pružná. Letadlo je standardně vybaveno zážehovým čtyřdobým plochým čtyřválcovým motorem Rotax 912 UL o výkonu 59 kW, nebo výkonnější variantou Rotax 912 ULS o výkonu 73,5 kW. [10] Momentálně probíhá vývoj delšího nástavce křídla a letounu s elektrickým pohonem.

### 4.2. Konstrukce křídla

„Čtyřdílné křídlo s půdorysem složeným z lichoběžníků se vyznačuje podél celého rozpětí vnitřního dílu laminárním profilem Somers Maughmer SM 701 tloušťky 16 %, tloušťka profilu se postupně

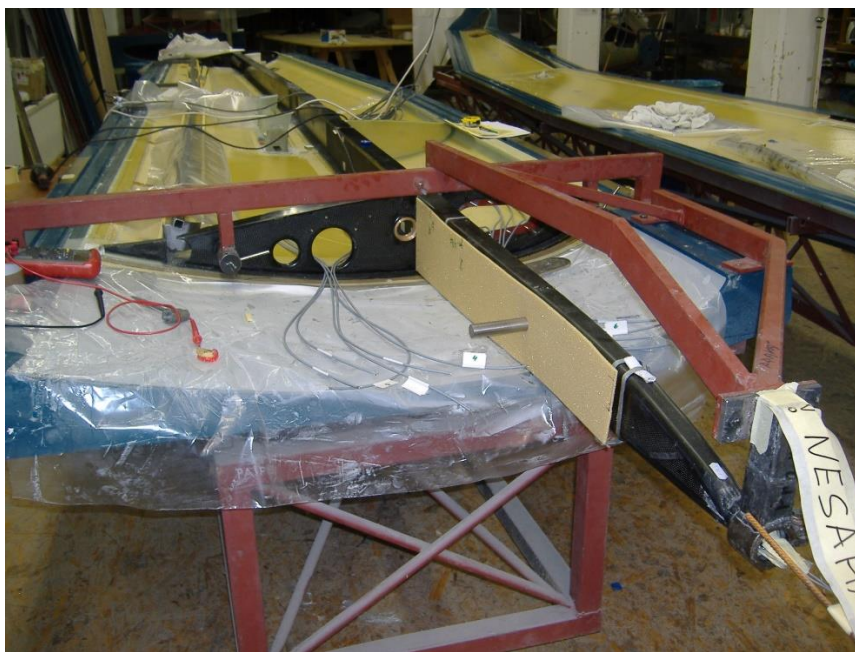
snižuje na 13 % na konci vnějšího dílu křídla. Konstrukčně je křídlo řešeno jako jednonosníkové se skříňovým krakorcem (prodloužený hlavní nosník) v části za kořenovým žebrem. Na většině délky má nosník průřez I, na konci průřez C. Pásnice jsou zhotoveny z uhlíkového kompozitu, stojina ze sendviče z uhlíkového kompozitu s pěnovým jádrem. Nosný potah je vyroben ze sendviče z uhlíkového kompozitu a pěny. Vnitřní díl křídla se s trupem spojí zasunutím dvou trnů vyčnívajících z kořenového žebra do pouzder v kořenovém žebru na trupu. Přitom se trn na konci krakorce zasune do pouzdra v kořenovém žebru protilehlého dílu křídla. Krakorce nosníků obou vnitřních dílů křídla se poté spojí podélným vodorovným čepem“ [10]. Schéma propojení obou krakorců křídel je zobrazeno na Obrázku 17. V tomto případě se jedná konkrétně o schéma letounu Lambada, ze kterého Phoenix Air U15 přímo vychází.



Obrázek 17: Schéma části trupu s krakorci křídel (Lambada) [11]

Konstrukčně se jedná o dělené křídlo. Jelikož jsou ale krakorce nasunuty na sebe a spojeny čepem orientovaným ve směru letu, tak se z pevnostního hlediska jedná o jakési pseudo průběžné křídlo. „Na kořenovém žebru jsou umístěna dvě kování, většinou čepy orientované kolmo na směr letu, které slouží k přenosu posouvajících sil a kroutícího momentu“ [11]. Toto provedení se široce

uplatňuje u sportovních letounů a letounů kategorie UL. Pomocí takovéto konstrukce se můžeme vyhnout přenesení velkých sil do laminátového trupu. Tyto síly mohou být u malých letadel kvůli oslabení draku trupu v blízkosti křídla velice nežádoucí. Toto oslabení je způsobeno otvorem pro kabinu. Další výhodou této konstrukce je snadná rozebíratelnost, která může být výhodná při manipulaci s letadlem v malých prostorech. [11]



Obrázek 18: Krakorec a hlavní nosník křídla při výrobě

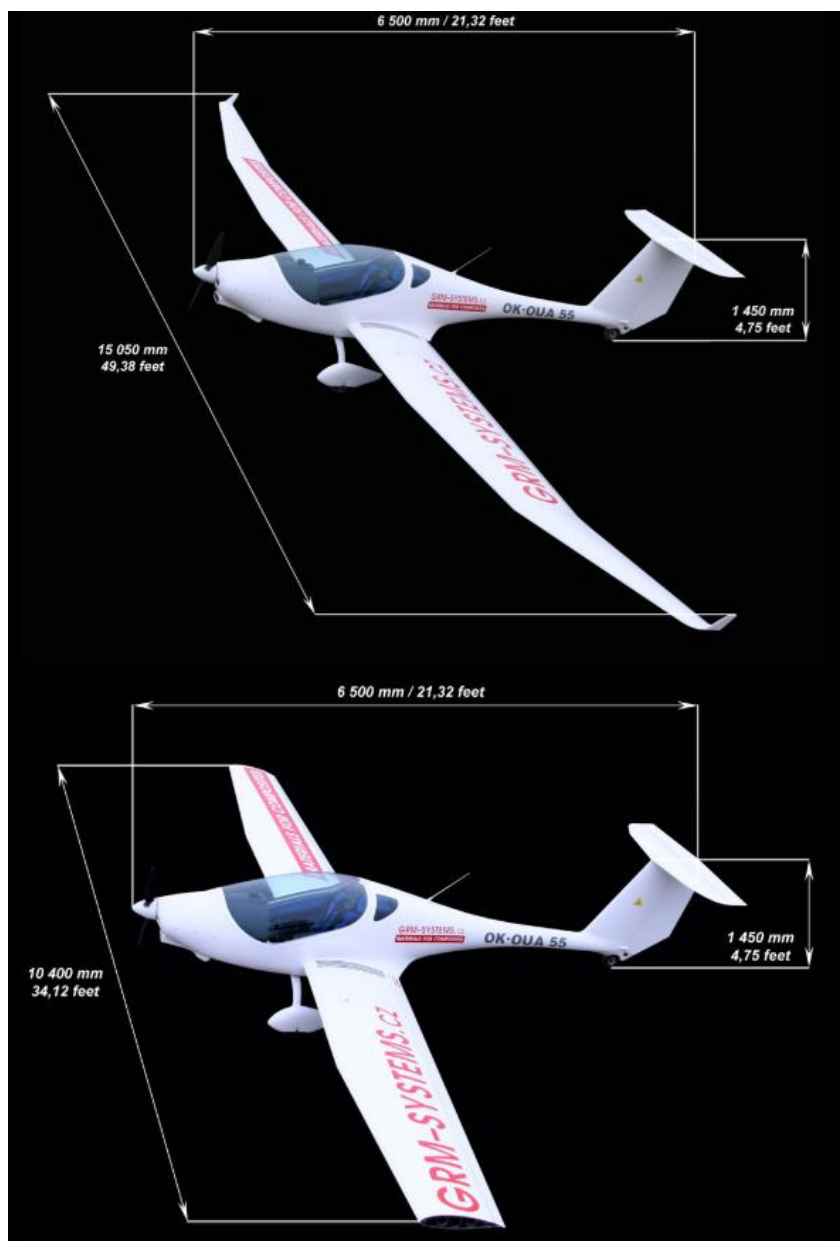
#### 4.3. Konstrukce výměnných nástavců křídel

Letoun je vybaven výměnnými nástavci křídel, které umožňují změnu rozpětí křídel dle potřeby. Kratší nástavec pro rozpětí 11 m je pouze koncový oblouk. Delší standardní nástavec je pro rozpětí 15 m. Bez jakéhokoliv nástavce (například při parkování v hangáru) je rozpětí křídel 10,4 m. Nástavce byly zhotoveny s nosníkem o obdélníkovém průřezu z uhlíkového kompozitu a s potahem ze sendviče z uhlíkového kompozitu a z pěny. Nástavec se nasune krakorcem do dutiny ve vnitřním dílu křídla, přitom se tři trny, jeden na konci krakorce a dva vyčnívající z kořenového žebra, zasunou do otvorů ve vnitřním dílu křídla. Nástavce se následně zajistí provlečením podélného vodorovného čepu krakorcem. Nástavce lze vyměnit během několika minut. [10]

#### 4.4. Vlastnosti letounu

Hmotnost prázdného letounu se pohybuje od 285 kg, maximální vzletová váha je buď 472,5 kg (UL), nebo 600 kg (USL). Cestovní rychlost je 200 km/h. Nepřekročitelná rychlost je 260 km/h, při jejím překročení může dojít k selhání konstrukce letadla. Klouzavost Phoenixu Air U15 je okolo 30, to

znamená, že při vypnutí motoru ve výšce 1 km letadlo doletí do vzdálenosti 30 km. Celkové rozměry letadla jsou vyznačeny na Obrázku 19. [9]



Obrázek 19: Rozměry letounu s dlouhými nástavci křídel (nahore) bez nástavců (dole) [9]

## 5. Měřící senzory v letounu

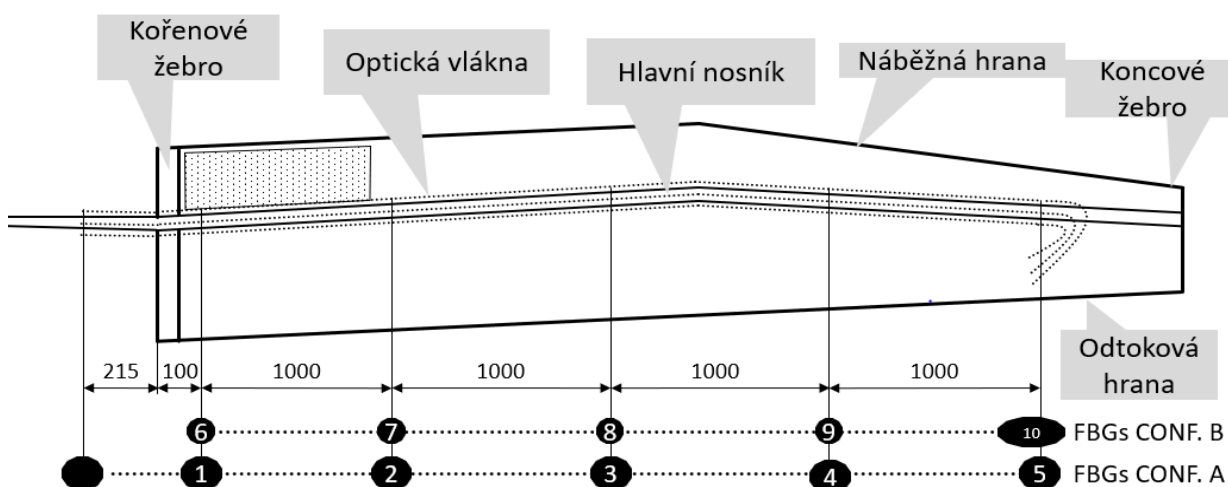
Měřící letoun je Phoenix Air U15 AFL byl vyroben na základě letounu Phoenix Air U15. Letadlo je vybaveno FBG senzory uvnitř kompozitní struktury křídla a uvnitř kompozitní struktury vertikálního a horizontálního stabilizátoru. Letadlo je také vybaveno dalšími senzory určenými pro měření letových parametrů.

### 5.1. FBG senzory

Při rozmístování FBG senzorů deformací byl kladen důraz na umísťování senzorů do lepených spojů kompozitní konstrukce draku letadla. Tyto spoje jsou často kritickou částí konstrukce letadla, dochází k případům, kdy špatný lepený spoj způsobí poškození konstrukce. Navíc, jak je dokázáno ve [12], optická vlákna uvnitř lepených spojů nemají vliv na únosnost a únavové vlastnosti spojů. Sám lepený spoj není po zkonstruování letounu přímo dostupný, a tak se velmi těžko kontroluje jeho kvalita. Někteří výrobci kontrolují jeho kvalitu pomocí malých kamer. Tato metoda ale není příliš vhodná pro dlouhodobou kontrolu a kontrolu během letu. [13]

### 5.2. Rozmístění FBG senzorů

Celkově je v letadle umístěno 102 FBG snímačů deformace. 4 senzory byly umístěny na povrch nosníku kýlové plochy. Další 4 senzory byly vsazeny do konstrukce horizontálního stabilizátoru. Senzory na křídlech byly rozděleny do dvou řetězových konfigurací A a B. V levém křídle uvnitř jeho struktury bylo rozmístěno 26 FBG snímačů, na povrchu vnitřního potahu křídla pak 2 teplotní FBG senzory. Jednalo se o snímače konfigurace A. Uvnitř struktury pravého křídla bylo umístěno 52 FBG snímačů a na povrchu vnitřního potahu křídla 4 FBG teplotní snímače, oba druhy s konfigurací A. Dále uvnitř struktury pravého křídla bylo umístěno 10 FBG snímačů s konfigurací B. [13]

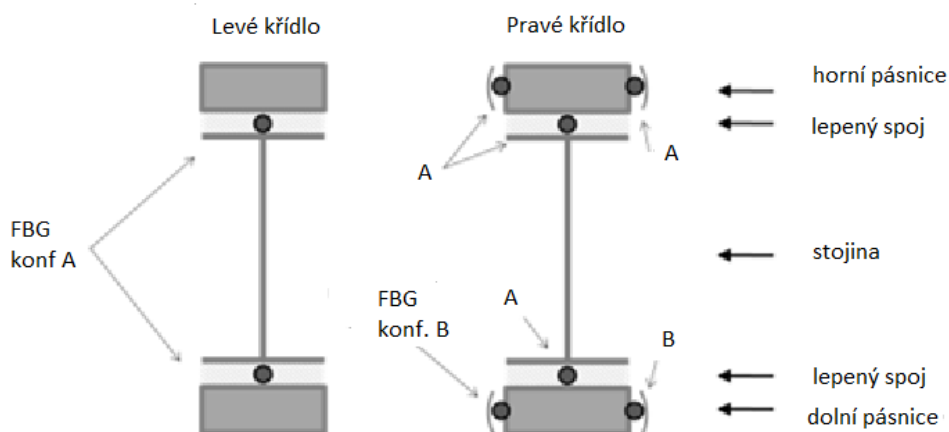


Obrázek 20:: Schématické rozmístění FBG senzorů na pravém křídle (pohled shora) [13]



Na Obrázku 20 je zobrazeno schéma rozmístění FBG senzorů na pravém křídle. Podobně jsou rozmístěny senzory i na levém křídle. Umístění optických vláken kopíruje hlavní nosník křídla. Na Obrázku 20 jsou znázorněny vzdálenosti konkrétních FBG snímačů. V experimentální části byla zpracována data ze snímačů označených čísly 1-10. Mezi snímači 1 a 2 jsou v intervalech rozmístěny další 4 FBG senzory. Rozměry z Obrázku 20 jsou v další části použity k výpočtům.

Na Obrázku 21 můžeme vidět řez hlavním nosníkem ve tvaru I, a to v obou křídlech. Ke stojině z uhlíkového kompozitu je pomocí epoxidové pryskyřice přilepena část pásnice tvořené pěnou. Jednalo se epoxidovou pryskyřici L285 která, aby při velké tloušťce nestékala, byla zahuštěna skleněnými mikrobaly. Kvalita tohoto spoje má velký vliv na bezpečnost letounu. Do těchto lepených spojů byla na obou křídlech umístěna optická vlákna. Vlákna procházejí horním spojem a poté se obloukem vracejí dolním spojem. Na náběžnou i odtokovou stranu pásnice byla umístěna další optická vlákna s FBG senzory. Senzory umístěné na dolní pásnici pravého křídla jsou v konfiguraci B, jinak všechny ostatní senzory jsou konfigurace A.



Obrázek 21: Průřez hlavním nosníkem s vyznačenými optickými vlákny [13]

Vlákna umístěná uvnitř lepených spojů byla nejdříve na povrch pásnice připevněna pomocí rychleschnoucího lepidla a poté byla pokryta vrstvou epoxidového lepidla. Pro ochranu byla vlákna na povrchu pásnice obalena tenkou vrstvou skleněné tkaniny. Optická vlákna a kabeláž uvnitř křídla byla chráněna trubicemi a krabicemi z tvrdé pěny. [13]

### 5.3. Senzory pro měření letových parametrů

Samotné FBG senzory, které sledují deformaci, nestačí pro detailní analýzu letových podmínek a pro analýzu zatížení a stavu letadla. Proto je letoun vybaven dalšími senzory snímajícími:

- Výšku (pitot-statický systém)
- Rychlost (pitot-statický systém)

- Otáčky motoru (pulsní čítač otáček)
- Tlak v sání motoru (snímač absolutního tlaku)
- Zrychlení v těžišti letounu (tříosý akcelerometr)
- Zrychlení v ocasu letadla (tříosý akcelerometr)
- Výchylka křidélek (lineární potenciometr)
- Výchylka výškového kormidla (lineární potenciometr)
- Výchylka směrového kormidla (lineární potenciometr)
- Výchylka klapek (lineární potenciometr)
- Výchylka vzdušných brzd (lineární potenciometr)

[13]

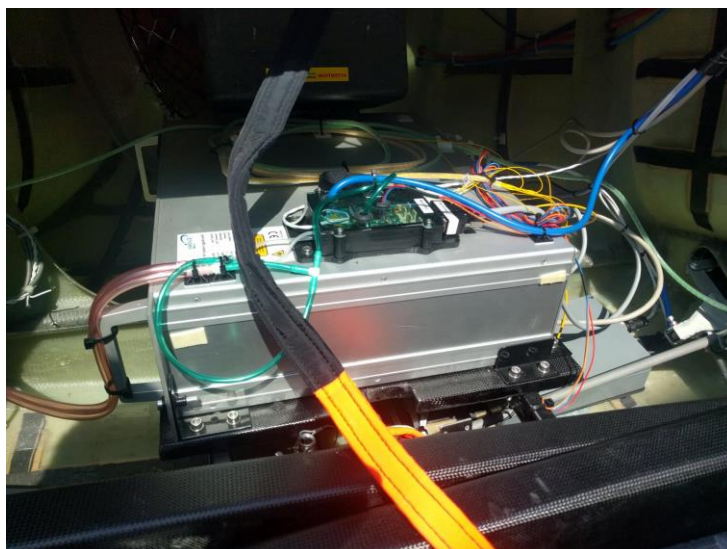
#### 5.4. Měřicí jednotka

Pro zpracování signálu byla použita verze měřicí jednotky Safibra FBGuard 1550 FAST. Ta bylo modifikována tak, aby dokázala měřit nejen optický, ale i analogový signál. Jednotka je vybavena osmi optickými kanály (měřicí frekvence až 250 Hz) a šestnácti analogovými vstupy (měřicí frekvence až 10 Hz). Jeden optický kanál zvládne měřit až 40 FBG snímačů. Měřicí jednotka synchronně zpracovává signály FBG snímačů a senzorů měřících další letové parametry. Je umístěna v trupu pod zavazadlovým prostorem. Připevněna je šrouby k části trupu a přístupná je po odejmutí sedadel v kabině. Přístroj je napájen z elektrického systému letadla. Změřená data se ukládají do vnitřní paměti přístroje, připojení k PC během měření tedy není potřeba. Data se do PC přenesou pomocí ethernetového nebo USB kabelu. [13][15]

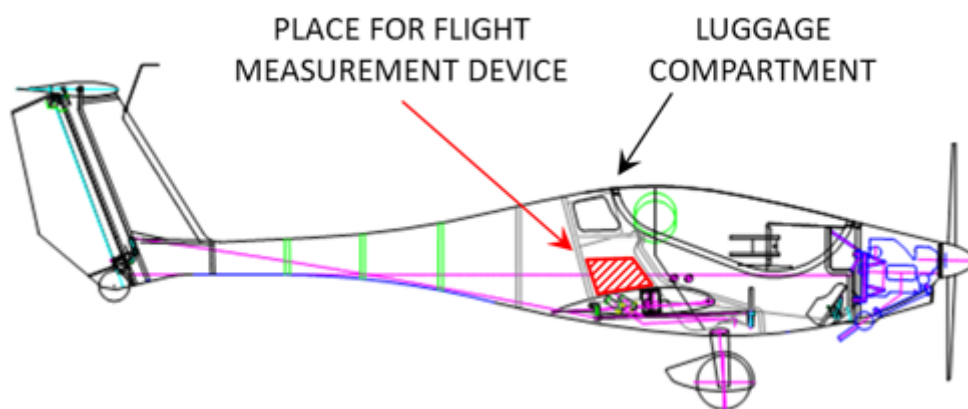
Vlastnosti měřicí jednotky Safibra FBGuard 1550 FAST:

- |  |                        |
|--|------------------------|
| ○ Rozsah vlnové délky                                    | 1510 – 1590 nm         |
| ○ Rozlišení vlnové délky                                 | $\leq 1$ pm            |
| ○ Přesnost vlnové délky                                  | $\pm 30$ pm            |
| ○ Maximální měřicí frekvence (pouze jeden optický kanál) | 11 kHz                 |
| ○ Hmotnost   | 4,5 kg                 |
| ○ Spotřeba   | < 50 W                 |
| ○ Rozměry  | 246 x 293.5 x 132.5 mm |

[15]



Obrázek 22: Fotografie zapojené měřicí jednotky umístěné v letadle



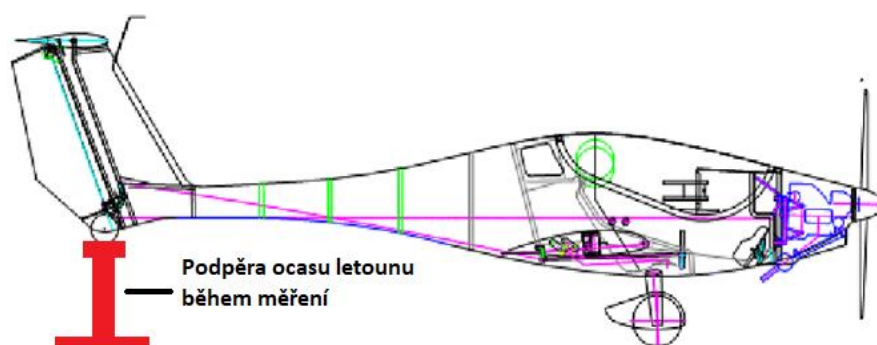
Obrázek 23: Umístění měřicí jednotky v trupu letadla (boční pohled) [13]

## 6. Pozemní kalibrace sensorického systému

Měření proběhlo v hangáru na letadle vybaveném dříve zmíněnými senzory. Při měření byly použity také rotační potenciometrické snímače posuvu pro měření průhybu křídla. Výstupem měření byla primárně data z FBG senzorů uvnitř hlavních nosníků křidel. Jednalo se o statickou zkoušku obou křídel. Na letoun nebyly umístěny žádné nástavce, takže rozpětí křídel činilo 10,4 m.

### 6.1. Průběh měření

Letadlo stálo na zemi v letové poloze, tedy vodorovně se zemí. Pod ocas byla umístěna podpěra (Obrázek 24), která umožňovala letadlu setrvat v této pozici po celou dobu měření.



Obrázek 24: Umístění podpěry letounu během měření [13]

Zatěžování probíhalo na každém křídle postupně v krocích 0-100 kg přidáváním 25 kg závaží, v podobě předem přesně zvážených pytlů s pískem. Pytle byly umísťovány naráz na konce obou křídel. Pytle byly postupně kladeny jeden na druhý. Po dosažení 100 kg byla křídla postupně v krocích odlehčována odebráním závaží, až se dosáhlo nulové zátěže. Každý krok měl pět opakování. Mezi jednotlivými kroky byly pauzy v rámci několika desítek sekund. Hlavním důvodem bylo kmitání křídel po umístění závaží, tudíž se muselo vyčkat na jejich ustálení.

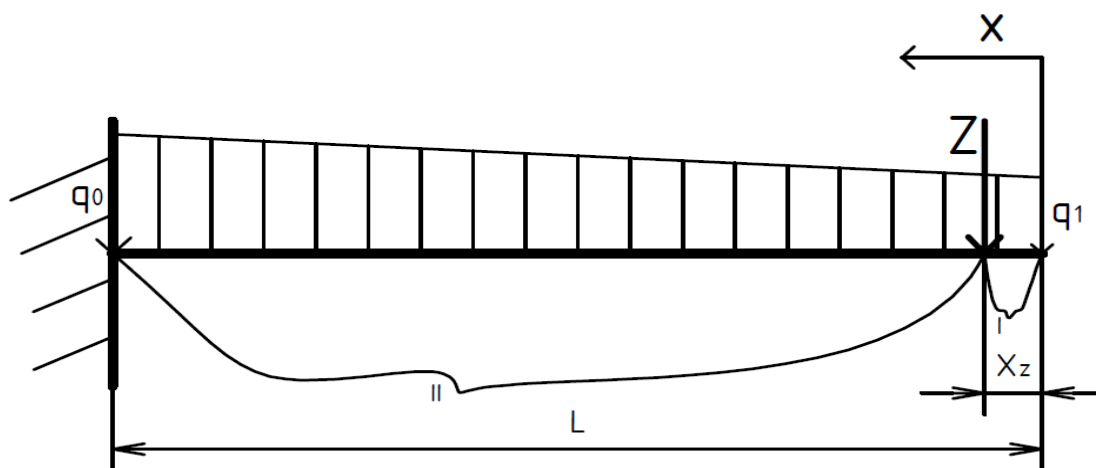


Obrázek 25: Umísťování závaží na křídlo letounu

## 7. Analytický model křídla

### 7.1. Zjednodušení na vetknutý nosník

Hlavní nosník křídla můžeme zjednodušit na nosník vetknutý do trupu v místě kořenového žebra. Při takovém zjednodušení je zanedbáno natočení křídla v místě kořenového žebra, které má vliv převážně na průhyb. Toto zjednodušení můžeme uplatnit jen pro výpočet napjatosti a poměrné deformace v pásnicích, pro výpočet průhybu už nikoliv. Průřez nosníku je tvaru I a tvoří ho stojina spolu s dolní a horní pásnicí. Průřez není konstantní, postupně se mění po rozpětí křídla. Výška profilu na konci křídla odpovídá zhruba 2/3 výšky profilu u kořenového žebra. Nosník je po celé délce zatížen vlastní hmotností křídla, která je 42 kg. Rozložení tohoto zatížení je ve tvaru lichoběžníku. Lze předpokládat, že poměr zatížení vlastní hmotností u kořenového žebra a na konci nosníku přibližně odpovídá poměru výšky profilů. Na základě tohoto předpokladu byla následně odhadnuta velikost zatížení vlastní hmotností a odhadnuty hodnoty spojitého zatížení  $q_0^{(g)}$  a  $q_1^{(g)}$ , tedy hodnoty zatížení ve vetknutí a na konci nosníku. Zátěž  $Z$  v podobě pytlů s pískem byla zjednodušena na bodovou sílu v jejich těžišti. Zátěž  $Z$  se přidáváním či odebráním pytlů měnila. Takto zjednodušený model hlavního nosníku je znázorněn na Obrázku 26, kde  $L$  je vzdálenost od kořenového do koncového žebra a  $x_z$  je vzdálenost těžiště pytlů s pískem od konce křídla.



Obrázek 26: Zjednodušený model hlavního nosníku

$$q_0^{(g)} = 0,11 \text{ N/mm} \quad q_1^{(g)} = 0,07 \text{ N/mm}$$

$$x_z = 300 \text{ mm}$$

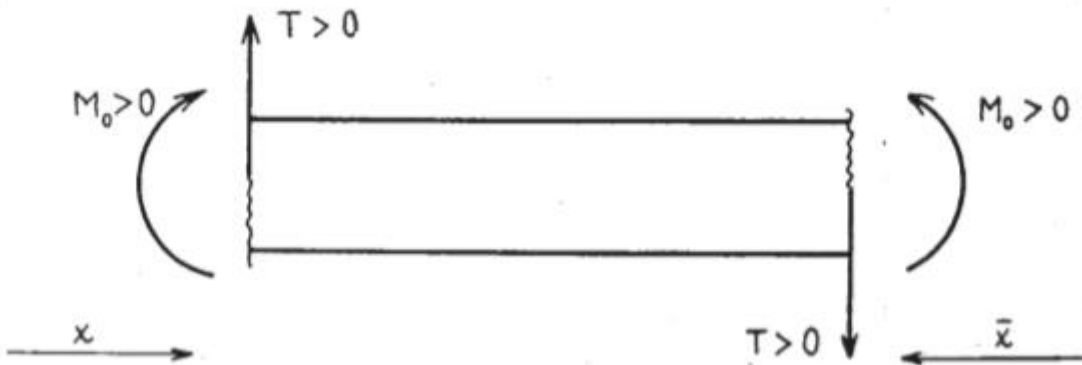
$$L = 4659 \text{ mm}$$

$$Z = (0; 250; 500; 750; 1000) \text{ N}$$

## 7.2. Vypočet ohybového momentu

Pro další výpočty poměrného prodloužení  $\varepsilon$  v horní a dolní pásnici bylo třeba získat ohybový moment  $M_o$ . Při výpočtu byl jako počátek souřadnic zvolen konec nosníku (viz Obrázek 26). Dále byl nosník pomyslně rozdělen na části I a II. (viz. Obrázek 26).

Výpočet momentu byl proveden pomocí metody řezu. Místem, kde chceme určit vnitřní silové účinky, vedeme pomyslný řez, a oddělíme tím jednu jeho část. Tato oddělená část musí být v rovnováze. Vnitřní ohybový moment  $M_o$  zabraňuje rotaci oddělené části nosníku a zabezpečuje splnění momentové rovnice. Ohybový moment je tedy roven součtu jednotlivých momentů všech vnějších sil a dvojic, které působí na jedné straně řezu až k místu řezu. Dále platí znaménková konvence, která říká, že ohybový moment je kladný, pokud natahuje spodní vlákna nosníku (viz. Obrázek 27). [16]



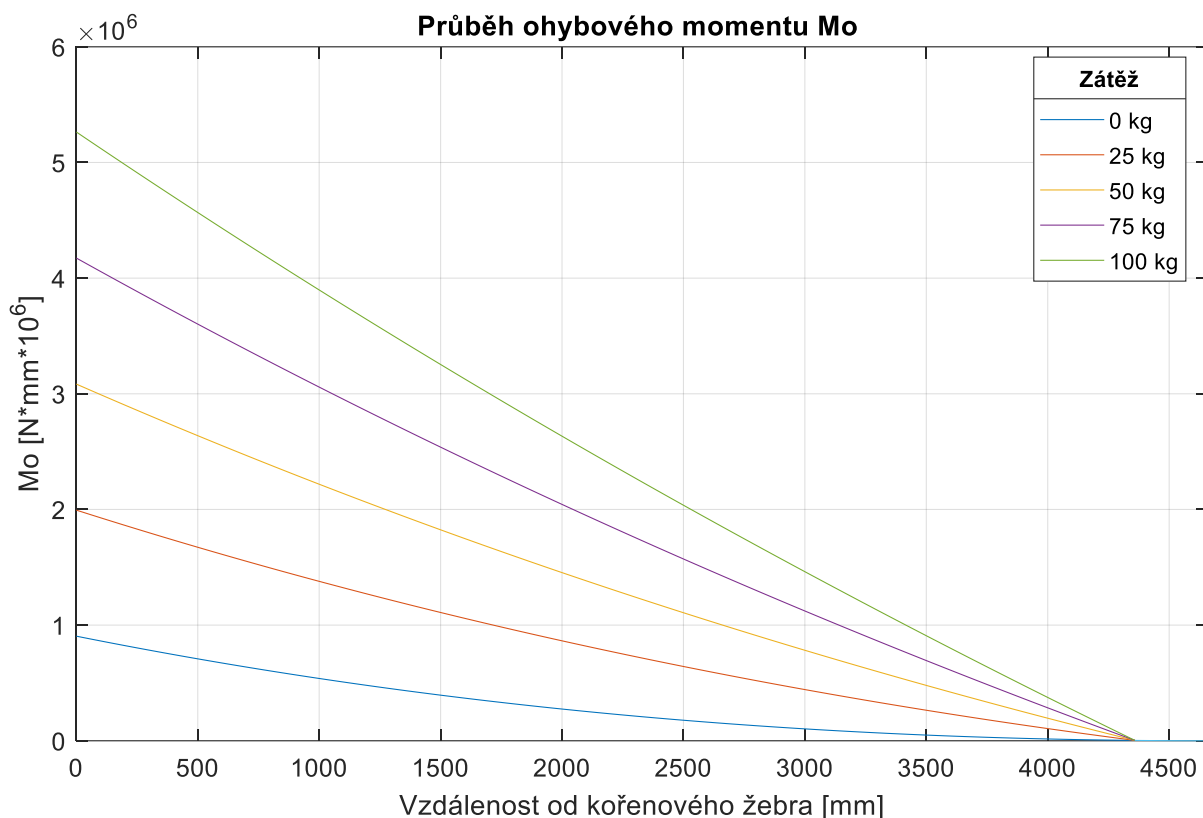
Obrázek 27: Kladné a záporné smysly posouvajících sil a ohybových momentů při metodě řezu [16]

Část nosníku I byla zatížena jen lichoběžníkovým spojitým zatížením vlastní hmotností. Při metodě řezu bylo lichoběžníkové spojitě zatížení rozděleno na obdélníkovou a trojúhelníkovou část a díky znalosti umístění těžiště byl vypočten ohybový moment.

$$M_o^I = -\frac{q_1^{(g)} \cdot x^2}{2} - \frac{(q_0^{(g)} - q_1^{(g)}) \cdot x}{L} \cdot \frac{x}{2} \cdot \frac{x}{3} = -\frac{q_1^{(g)} \cdot x^2}{2} - \frac{(q_0^{(g)} - q_1^{(g)}) \cdot x^3}{6 \cdot L} \quad (7.1)$$

V části II se k vlastní hmotnosti přidala bodová síla  $Z$  působící v těžišti zátěžných pytlů.

$$M_o^{II} = -\frac{q_1^{(g)} \cdot x^2}{2} - \frac{(q_0^{(g)} - q_1^{(g)}) \cdot x^3}{6 \cdot L} - Z \cdot (x - x_z) \quad (7.2)$$



Obrázek 28: Průběh ohybového momentu po celé délce křídla

Po dosažení byl zjištěn průběh ohybového momentu v celé délce nosníku viz. Obrázek 28. Sledované FBG senzory byly umístěny v místech v oblasti II, proto pro další výpočty byl použit moment  $M_o^{\text{II}}$  a výpočty byly prováděny jen v oblasti II.

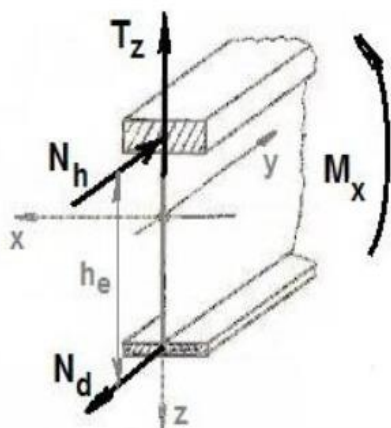
V dolní tabulce jsou uvedeny vypočtené hodnoty ohybového momentu v místech sledovaných FBG senzorů.

M <sub>o</sub> [N.mm]					
	0 kg	25 kg	50 kg	75 kg	100 kg
FBG 1 a 6	863 045	1 927 795	2 992 545	4 057 295	5 122 045
FBG 2 a 7	507 832	1 322 582	2 137 332	2 952 082	3 766 832
FBG 3 a 8	253 175	817 925	1 382 675	1 947 425	2 512 175
FBG 4 a 9	90 488	405 238	719 988	1 034 738	1 349 488
FBG 5 a 10	11 186	75 936	140 686	205 436	270 186

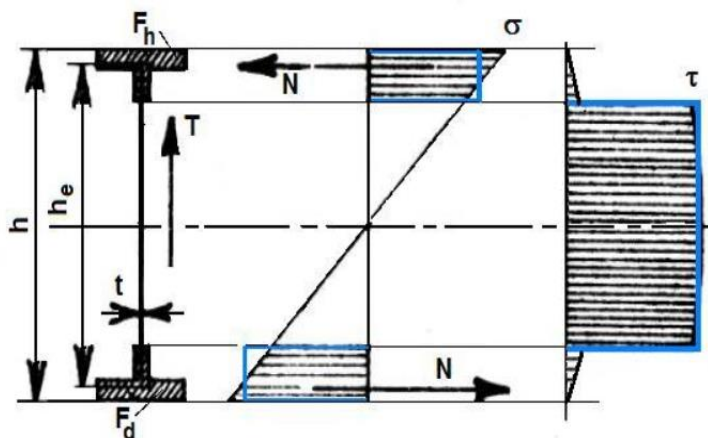
Tabulka 1: Vypočtené hodnoty  $M_o$  v místech FBG senzorů

### 7.3. Přenos sil uvnitř nosníku

Potah křídla vyrobený ze sklolaminátu je o mnoho tenčí než pásnice hlavního nosníku, a navíc E modul skleněných vláken je asi o třetinu menší než E modul uhlíkových vláken. Tyto potahy tak přenesou jen minimální ohybový moment. Můžeme tedy předpokládat, že nosník přenáší celý ohybový moment a vliv sklolaminátového potahu můžeme zanedbat. [17] Nosník je zatížen také posouvající silou T.



Obrázek 30: Silové zatížení nosníku [18]



Obrázek 29: Rozložení sil v nosníku, modrou čarou znázorněno zjednodušení [18]

Ohybový moment je vyvažován silovou dvojicí, kterou zachycují převážně pásnice. Zatížení stojiny těmito silami je prakticky zanedbatelné. Toto osové zatížení tvoří dvojice vnitřních sil N působící na rameni  $h_e$  (efektivní výška nosníku). Efektivní výška nosníku je vzdálenost těžišť horní a dolní pásnice. Posouvající síla je naopak zachycována převážně stojinou a podíl síly zatěžující pásnice je prakticky zanedbatelný. [18] „Můžeme tedy předpokládat, že všechny osové síly působí pouze v pásnicích a osové napětí  $\sigma$  v celém průřezu pásnice je konstantní a posouvající síla zatěžuje výhradně stojinu, při čemž v celé výšce stojiny je konstantní tečné napětí  $\tau$ .“ [18]

### 7.4. Výpočet $\varepsilon$

FBG snímače byly umístěny v pásnicích, proto je dále třeba dopočítat osové síly N, kterými jsou zatíženy. Ze vztahu (7.3.), který lze odvodit z Obrázku 30, lze vyjádřit napětí  $\sigma$ . F je plocha průřezu pásnice. [18]

$$N = \frac{M_o}{h_e} = F \cdot \sigma \quad (7.3)$$



$$\sigma = \frac{M_o}{h_e \cdot F} \quad (7.4)$$

Po vyjádření napětí (7.4) lze využít Hookův zákon ve tvaru

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} \quad (7.5)$$

Po dosazení vztahu (7.4) do Hookova zákona lze vyjádřit výsledný vztah (7.6), dle kterého byla dále dopočítána poměrná deformace  $\varepsilon$  v pásnicích nosníku. Jelikož se plocha průřezu horní a dolní pásnice liší, je třeba  $\varepsilon$  spočítat pro obě dvě pásnice. [18] Vlákna ve spodní pásnici se stlačují, proto je jejich poměrná deformace záporná. Naopak vlákna v horní pásnici se tahem natahují, proto je jejich poměrná deformace kladná.

$$\varepsilon = \frac{M_o}{h_e \cdot F \cdot E} \quad (7.6)$$

Níže jsou pro shrnutí uvedeny všechny předpoklady, které umožňují výpočet  $\varepsilon$  dle výše popsaného analytického modelu:

- Jedná se pouze o výpočet napjatosti a poměrné deformace v pásnicích
- Pásnice přenesou celé zatížení od ohybového momentu
- Posouvající sílu přenesou stojina
- Případný kroutící moment přenesou dutina křídla (potah spolu se stojinou)
- Sklolaminátový potah nepřenáší ohybový moment

### 7.5. Vypočtené hodnoty

Přesné rozměry pásnic, potřebné pro výpočet  $\varepsilon$ , nejsou v místech FBG senzorů známy, proto byly co nejpřesněji odhadnuty na základě známých rozměrů v jiných částech nosníku. Rozměry jsou uvedeny v Tabulce 2. Modul pružnosti v tahu  $E$  vychází dle zkoušek přibližně 100 000 N.mm<sup>-2</sup>.

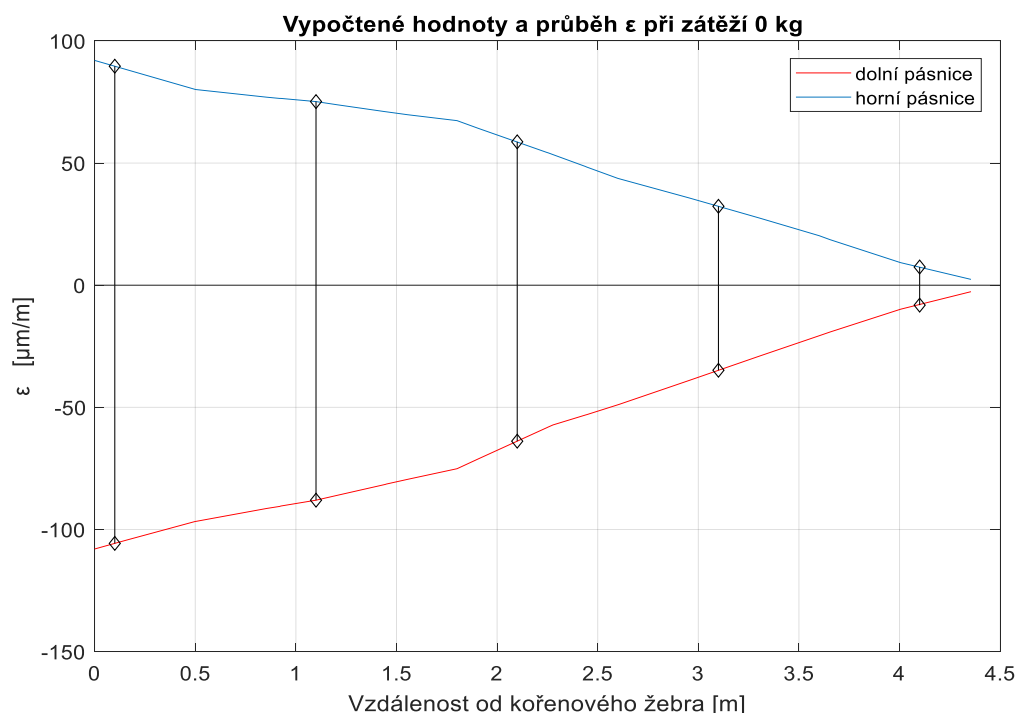
	Vzdálenost od kořenového žebra [m]	F <sub>d</sub> [mm <sup>2</sup> ]	F <sub>h</sub> [mm <sup>2</sup> ]	h <sub>e</sub> [mm]
FBG 5 a 10	4,1	131,845	144,251	104,066
FBG 4 a 9	3,1	210,589	226,873	123,440
FBG 3 a 8	2,1	284,301	309,242	139,467
FBG 2 a 7	1,1	410,455	480,495	140,585
FBG 1 a 6	0,1	573,736	676,375	142,313

Tabulka 2: Rozměry nosníku

Nejdříve byla zjištěna data při zátěži 0 kg, tedy v tom případě, kdy je křídlo zatíženo jen svojí vlastní vahou. Vypočtené hodnoty jsou zobrazeny v Tabulce 3. V grafu na Obrázku 31 je zachycen průběh poměrné deformace  $\varepsilon$  při zátěži 0 kg a poměrná deformace spočítaná v místech FBG senzorů. Pro vypočítání průběhu  $\varepsilon$  bylo použito přibližně 30 míst se známým průřezem nosníku.

FBG	5	4	3	2	1	10	9	8	7	6
$\varepsilon$ [ $\mu\text{m}/\text{m}$ ]	7,46	32,31	58,70	75,18	105,70	-8,15	-34,81	-63,85	-88,01	-105,70

Tabulka 3: Vypočtené hodnoty při zátěži 0 kg



Obrázek 31: Graf vypočteného průběhu a hodnot  $\varepsilon$  při zátěži 0 kg.

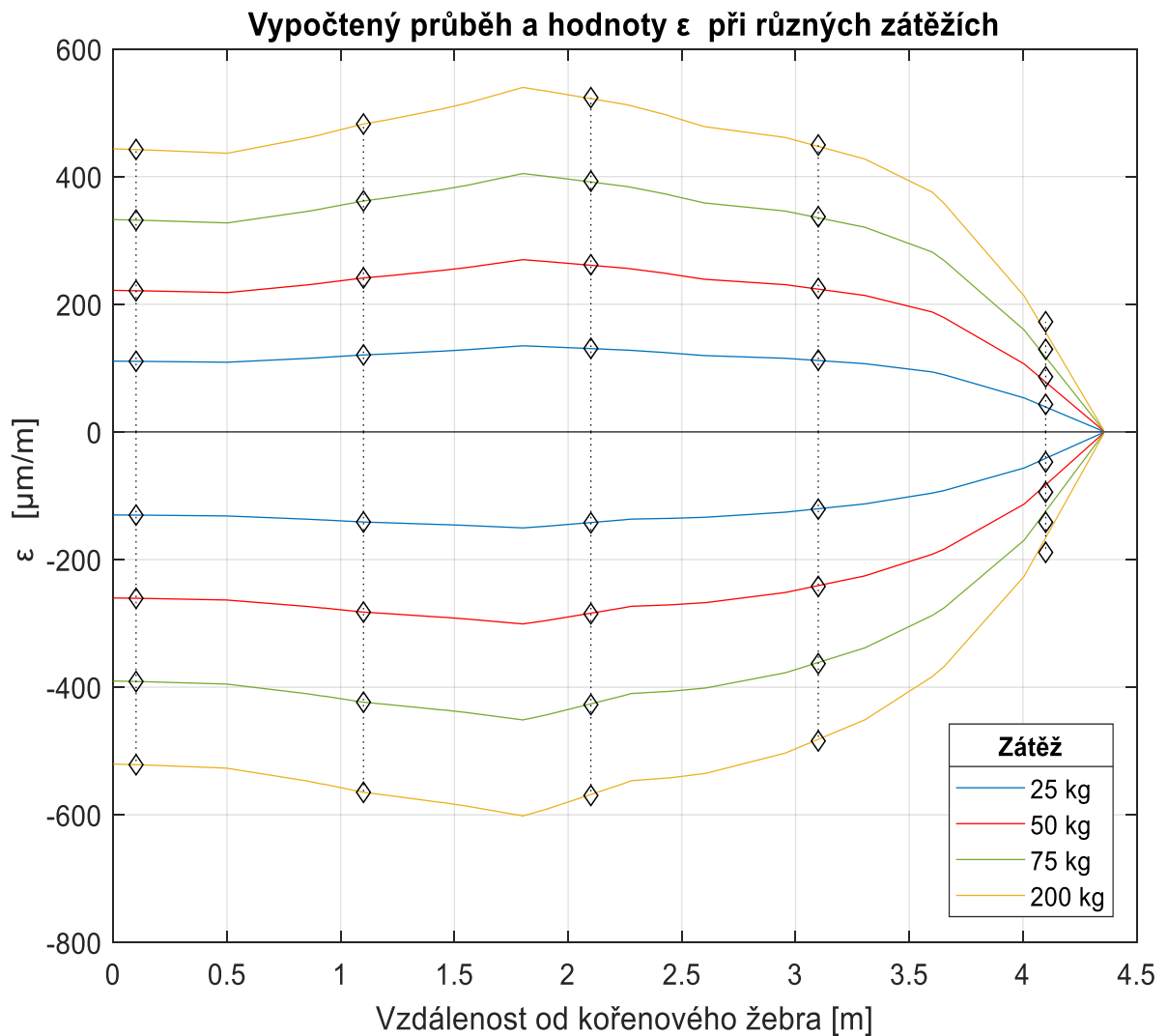
Jako počáteční hodnoty při měření a porovnávání byly stanoveny hodnoty  $\varepsilon$  při zátěži 0 kg. Proto od dalších vypočtených hodnot byla vždy odečtena hodnota  $\varepsilon$  při zátěži 0 kg. Vypočtené hodnoty  $\varepsilon$  v místech FBG senzorů pro další zátěžné stavy jsou uvedeny v Tabulkách 4 a 5. Hodnoty jsou dále znázorněny graficky na Obrázku 32 spolu s vypočtenými průběhy  $\varepsilon$  po délce nosníku.

$\varepsilon$ dolní [ $\mu\text{m}/\text{m}$ ]				
Zatěž	25 kg	50 kg	75 kg	100 kg
FBG 10	-47,193	-94,387	-141,580	-188,774
FBG 9	-121,080	-242,161	-363,242	-484,322
FBG 8	-142,432	-284,865	-427,297	-569,729
FBG 7	-141,200	-282,400	-423,601	-564,808
FBG 6	-130,405	-260,809	-391,214	-521,618

Tabulka 4: Vypočtené hodnoty  $\varepsilon$  v dolní pásnici

$\varepsilon_{\text{horní}} [\mu\text{m/m}]$				
Zátěž	25 kg	50 kg	75 kg	100 kg
FBG 5	43,148	86,297	129,445	172,593
FBG 4	112,389	224,779	337,169	449,559
FBG 3	130,945	261,889	392,834	523,778
FBG 2	120,6178	241,236	361,854	482,472
FBG 1	110,616	221,231	331,847	442,463

Tabulka 5: Vypočtené hodnoty  $\varepsilon$  v horní pásnici

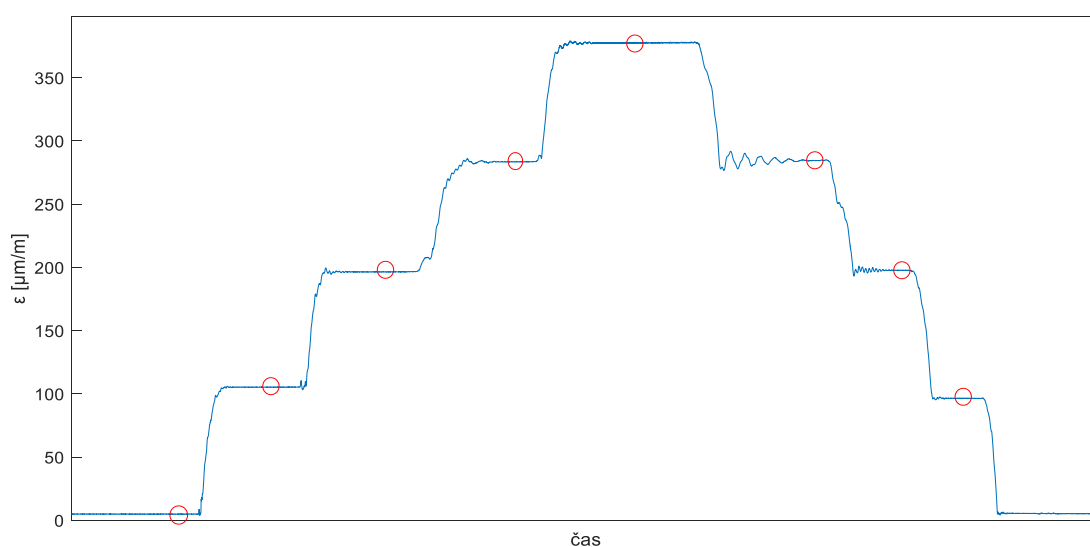


Obrázek 32: Graf vypočtených hodnot a průběhu  $\varepsilon$

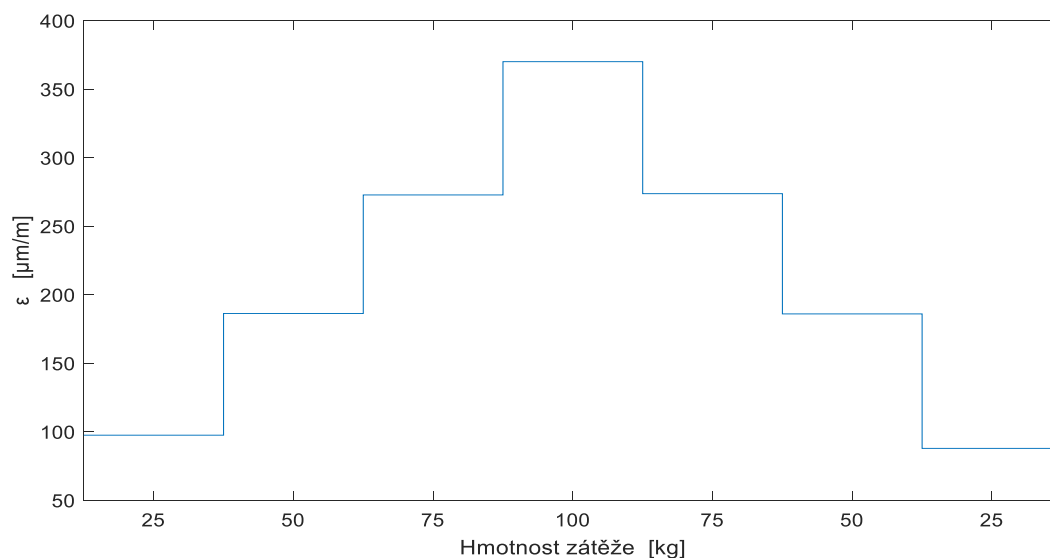
## 8. Změřené a zpracované hodnoty

### 8.1. Zpracování výstupu

Výstupem FBG senzorů jsou hodnoty poměrné deformace  $\epsilon$  změřené frekvencí až 250 Hz. Hodnoty jsou změřeny v „mikrostrainech“ tedy v  $\mu\text{m}/\text{m}$ . Číselná data byla nejdříve graficky zpracována, viz Obrázek 33. Dále byly vybrány hodnoty  $\epsilon$ , při kterých již došlo k jejich ustálení. Na Obrázku 33 je výběr znázorněn červenými kruhy. Tento postup byl proveden pro všechna opakování. Hodnoty z jednotlivých opakování byly zprůměrovány. Data tak byla zjednodušena na krokovou změnu  $\epsilon$  měnící se spolu se změnou zátěže. Zjednodušení je graficky znázorněno na Obrázku 34. Data z nulové zátěže byla použita jako počáteční, a proto byla od ostatních hodnot odečtena. Odečtena byla data senzorů viz. Obrázek 20.



Obrázek 33: Graf průběhu  $\epsilon$  snímače FBG 3 v reálném čase



Obrázek 34: Zjednodušení na krokovou změnu

## 8.2. Zpracované hodnoty

FBG senzory byly v každém místě umístěny ve dvojicích, jeden senzor na náběžné straně nosníku a druhý na jeho odtokové straně. Proto byla data z těchto dvou senzorů vždy zprůměrována, a zjištěna tak výsledná hodnota  $\epsilon$ . Toto bylo provedeno pro horní i dolní pásnici.

$\epsilon_{\text{dolní}} [\mu\text{m/m}]$							
Kroková zátěž	25 kg	50 kg	75 kg	100 kg	75 kg	50 kg	25 kg
FBG 10	-41,54	-60,05	-78,455	-120,02	-79,255	-60,835	-16,92
FBG 9	-86,035	-155,64	-229,135	-323,4	-230,485	-157,6	-71,65
FBG 8	-95,055	-178,47	-258,75	-353,8	-260,265	-180,955	-86,135
FBG 7	-102,03	-193,18	-284,435	-383,43	-286,1	-195,63	-93,85
FBG 6	-94,21	-182,28	-274,46	-365,01	-272,91	-184,095	-90,045

Tabulka 6: Naměřené hodnoty  $\epsilon$  v dolní pásnici

$\epsilon_{\text{horní}} [\mu\text{m/m}]$							
Kroková zátěž	25 kg	50 kg	75 kg	100 kg	75 kg	50 kg	25 kg
FBG 5	40,625	54,425	67,68	107	67,18	54,455	16,4
FBG 4	82,75	146,6	211,35	292,2	211,935	146,495	67,505
FBG 3	97,45	186,27	272,77	370,02	273,7	185,95	87,82
FBG 2	102,575	195,395	286,36	382,845	286,08	194,675	94,65
FBG 1	80,455	151,735	227,1	312,015	228,45	150,57	75,63

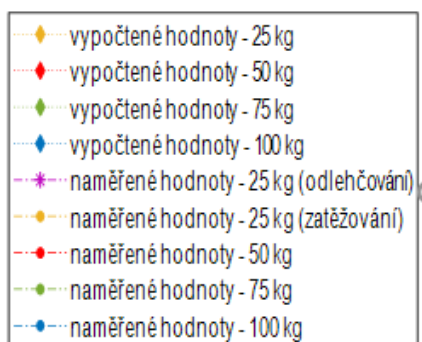
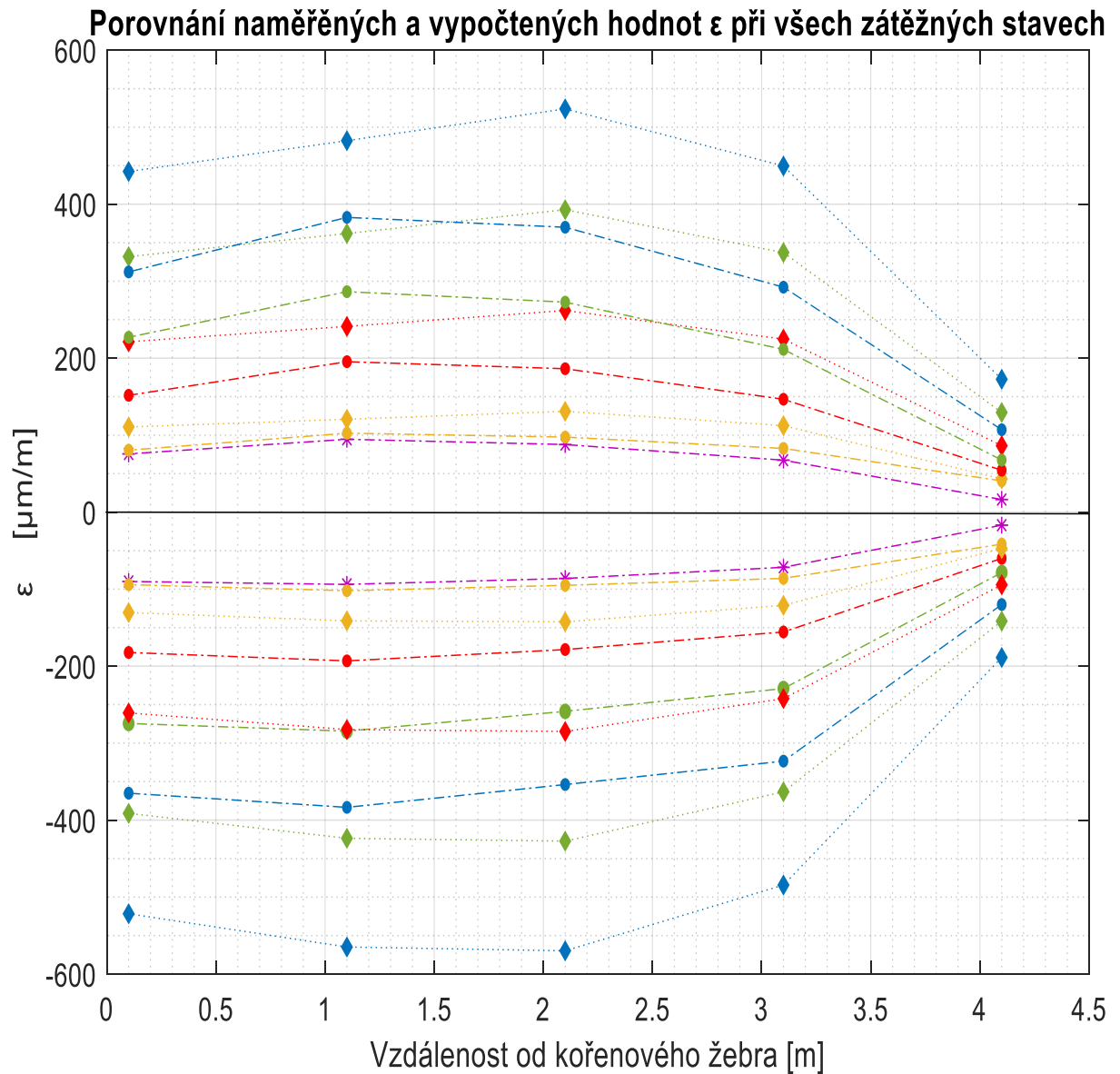
Tabulka 7: Naměřené hodnoty  $\epsilon$  v horní pásnici

## 8.3. Porovnání naměřených a vypočtených hodnot

Na Obrázku 35 je znázorněno grafické porovnání naměřených a vypočtených hodnot  $\epsilon$ . Z hodnot, při kterých docházelo k odlehčování křídla, byly vybrány jen hodnoty při odlehčení na 25 kg. Při jiných zátěžných stavech se hodnoty při odlehčení a při zatížení nelišily o více než 2 %.

Zátěž 100 kg se nejvíce blíží silám působícím na křídlo během letu. Za letu působí na křídlo ale mnohem větší síly, a to většinou na spodní stranu křídla, a působí tedy opačným směrem než síly během této statické zkoušky. Přesto nám tato data poskytnou představu o chování křídla a senzorů.

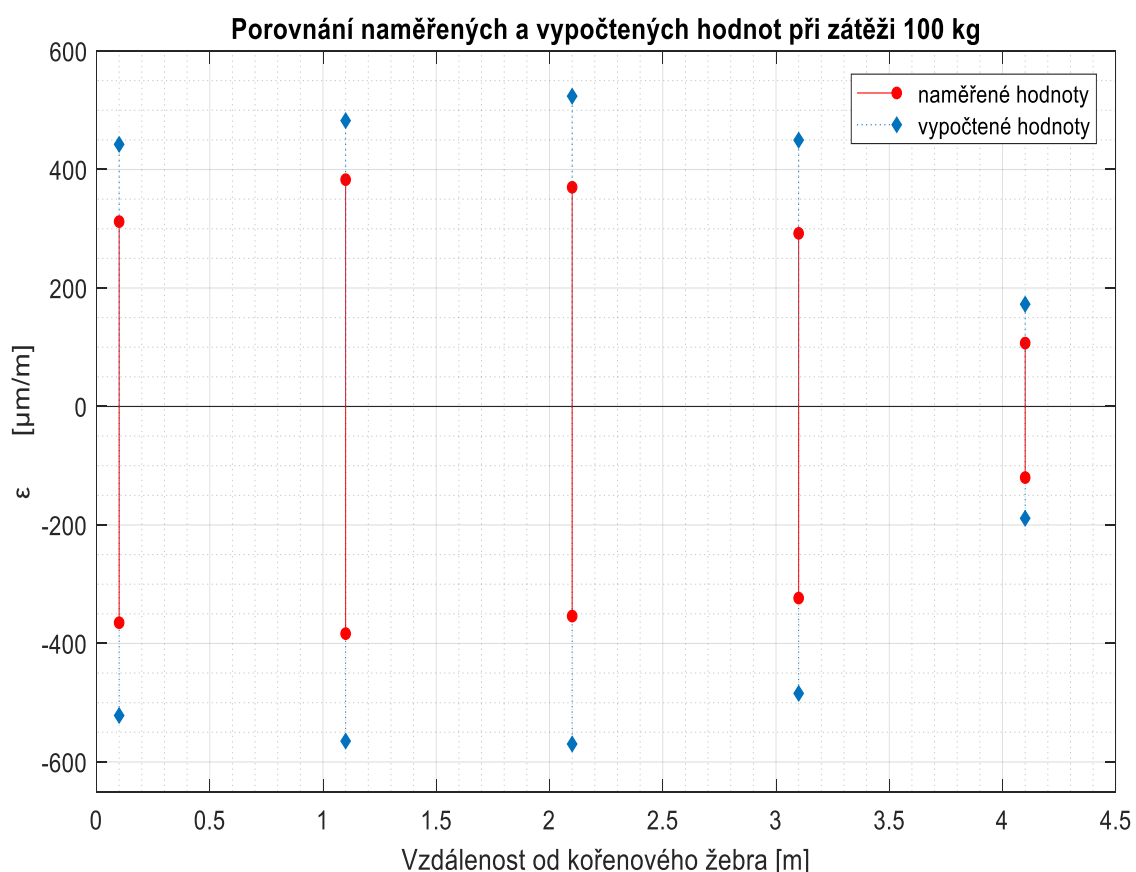
Data při zátěži 100 kg byla porovnána s hodnotami vypočtenými na základě analytického modelu. Byla také porovnána s hodnotami při nulové zátěži, tedy při zatížení pouze vlastní hmotností. Jelikož data při nulové zátěži byla použita jako počáteční (nulová), tvoří v grafu nulovou hodnotu souřadnice y. Porovnání je graficky znázorněno na Obrázku 36.



Obrázek 35: Porovnání naměřených a vypočtených hodnot při všech zátěžných stavech

Z porovnání na Obrázku 35 je patrné, že rozdíly mezi změřenými a vypočtenými hodnotami jsou větší v dolní pásnici. Naměřené hodnoty  $\epsilon$  v žádném místě nepřekračují hodnoty vypočtené na

základě analytického modelu. Je patrné, že hodnoty naměřené jednotlivými senzory rostou při přidávání zátěže v pravidelných intervalech, kromě senzorů na konci křídla. Naměřené a vypočtené průběhy  $\epsilon$  si přibližně odpovídají. Hodnoty  $\epsilon$  jsou směrem od vetknutí přibližně konstantní a na konci křídla klesají. To odpovídá předpokládanému chování křídla, které bylo navrženo tak, aby po délce křídla bylo napětí  $\sigma$  pokud možno konstantní, a tedy i konstantní poměrná deformace  $\epsilon$ . Je toho dosaženo zmenšující se plochou průřezu pásnic. Důvodem k tomuto řešení je úspora materiálu, která zmenší celkovou hmotnost křídla a letadla.



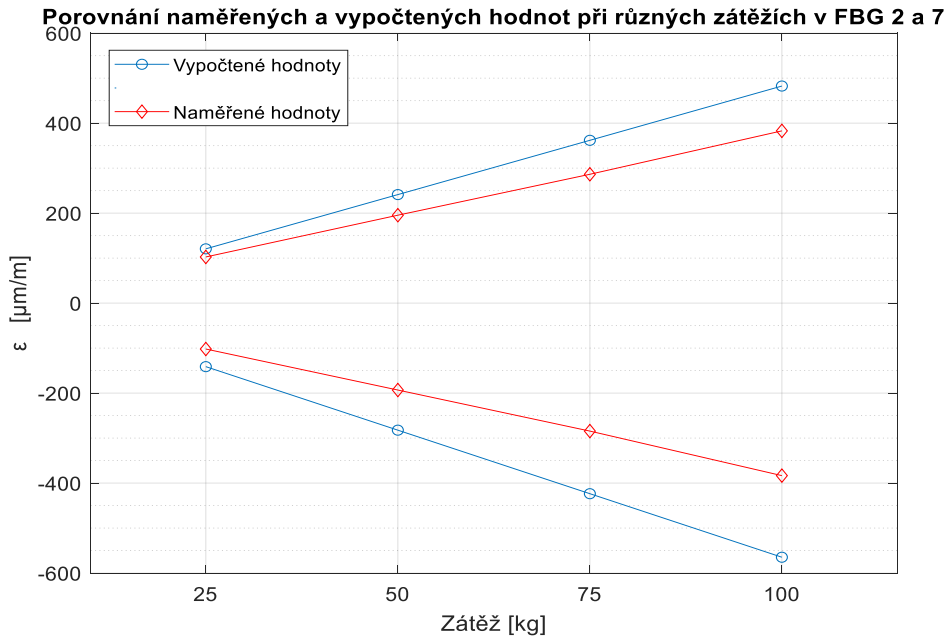
Obrázek 36: Graf porovnání naměřených a vypočtených hodnot při zátěži 100 kg

Při zátěži 100 kg je patrné, že největší rozdíl vypočtených a naměřených hodnot je v místě senzorů FBG 4 a 9. Průběhy  $\epsilon$  se téměř neliší. Nejdůležitější rozdíl je patrně jiné umístění teoretického maxima  $\epsilon$ , odchylku mezi maximy  $\epsilon$  lze ale jen velmi obtížně odhadnout. V Tabulce 7 jsou uvedeny odchylky v procentech mezi vypočtenými a naměřenými hodnotami.

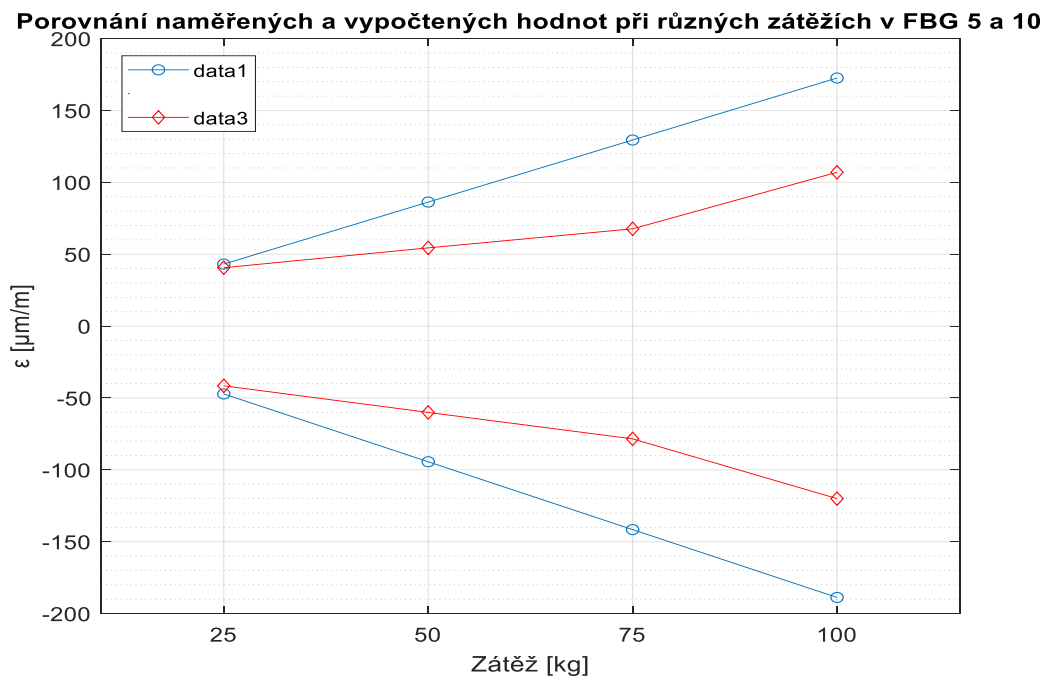
FBG	Horní pásnice					Dolní pásnice				
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Odchylka [%]	36,4	33,2	37,9	32,1	30	38	35	29,4	20,6	29,5

Tabulka 8: odchylky mezi naměřenými a vypočtenými hodnotami pro zátěž 100 kg

Dále byly porovnány změřené a vypočtené hodnoty  $\epsilon$  v konkrétních FBG senzorech pro různé zátěže Z. Na Obrázku 37 jsou porovnány hodnoty ze sensorů FBG 2 a 7. Je patrné, že vypočtené hodnoty  $\epsilon$  se zvyšují lineárně stejně jako hodnoty změřené, což potvrzuje správný odhad analytického modelu. Průběh  $\epsilon$  byl v ostatních senzorech velmi podobný, výjimku tvoří senzory FBG 6 a 10 umístěné na okraji křídla. U nich je skok v hodnotách  $\epsilon$  při zatížení na 100 kg 2x vyšší než u předchozích kroků viz. Obrázek 38.



Obrázek 37: Porovnání naměřených a vypočtených hodnot při různých zátěžích v FBG 2 a 7



Obrázek 38: Porovnání naměřených a vypočtených hodnot při různých zátěžích v FBG 5 a 10



## 9. Diskuze

Nejprve je třeba podotknout, že měření mechanických vlastností kompozitů je problematické a často se vyskytují odchylky i přes 30 %. Odchylky okolo 5 % lze považovat za výborné.

Rozdíly mezi naměřenými hodnotami a hodnotami vypočtenými z analytického modelu jsou v některých místech značné, ale vzhledem k tomu, že měřena byla kompozitní struktura a výsledná chyba se pohybuje do 40 %, tak jsou výsledky celkem dobré. Chyba mohla být způsobena více faktory.

Samotný analytický model je celkem přesný. Teoretické nepřesnosti by se mohly objevovat u propojení křídla s trupem, které bylo zjednodušeno na vetknutí. Nesprávně mohlo být odhadnuto rozložení vlastní hmotnosti křídla. O rozložení hmotnosti nejsou žádné informace, proto bylo určeno jen pomocí výšky profilu nosníku. Na rozložení hmotnosti mohly mít také vliv mechanizmy ovládacích ploch (táhla, páky apod.) umístěné v křídle. Jak je ale patrné z grafů, vlastní hmotnost křídla měla na hodnoty vypočtené z analytického modelu jen malý vliv. Další nepřesnost mohla být způsobena zjednodušením, že sklolaminátový potah křídla nepřenesl žádný ohybový moment.

Hodnota Youngova modulu  $E$  se může po délce nosníku nepatrně měnit. Stanovení  $E$  proběhlo pomocí ohybové zkoušky, při které byla tahově namáhána dolní vlákna uhlíkového kompozitu, ze kterého je konstrukce pásnice křídla. Takto změřený modul se může lišit od reálné hodnoty v křídle. Jelikož analytický model je měkčí než skutečné křídlo, je pravděpodobné, že skutečná hodnota modulu  $E$  je větší než 100 000 MPa zjištěných při ohybové zkoušce.

Chyba může být také způsobena skutečným umístěním senzorů. Uvedené rozměry jsou hlavně orientační, skutečná poloha senzorů se může lišit v rámci centimetrů a nelze ji s jistotou určit.

Problém umístění maxima průběhu  $\epsilon$  mezi FBG 2-3 a FBG 7-8 může být způsoben výše zmíněnými faktory. Jako nejpravděpodobnější se jeví rozdíl mezi skutečným a teoretickým umístěním senzorů. Problém by se teoreticky dal při výrobě letounu vyřešit zhuštěním sítě senzorů mezi senzory FBG 2-3 a FBG 7-8. Více senzorů poskytne přesnější informace.

Změřené hodnoty  $\epsilon$  při zatěžování a odlehčování křídla se u většiny zátěžných stavů téměř nelišily. Ve většině případů byly hodnoty poměrné deformace  $\epsilon$  větší při odlehčování, tento rozdíl byl ale menší než 2 %. Při odlehčení na zátěž 25 kg byla výsledná poměrná deformace naopak nižší než při zatížení křídla stejnou hmotností, jak lze vidět na Obrázku 35. Nejlépe to lze vidět u senzorů na konci křídla. Tyto rozdíly hodnot mohly být způsobeny velkým odlehčením, které v tomto případě činilo 50 % celkové zátěže. Rozdíly na kraji křídla mohly být způsobeny umístěním senzorů blízko těžiště zátěže pytlů s pískem. Těžiště se totiž mohlo během manipulování s pytlí mírně posunout.

Průběh  $\epsilon$  je při změnách zátěže  $Z$  pro naměřené i vypočtené hodnoty lineární. Vypočtené hodnoty stoupají rychleji, to ale odpovídá celkovým výsledkům měření. Nelineárnost  $\epsilon$  v místech senzorů FBG 5 a 10 může být způsobena také umístěním senzorů v blízkosti zátěžných pytlů. Mohlo ji tedy způsobit možná posunutí těžiště zátěže během manipulování s pytli.

Při porovnání celkových výsledků měření je patrné, že naměřené hodnoty vyšly ve všech případech nižší než hodnoty vypočtené. Křídlo tedy vychází měkčí než analytický model. Jako nejpravděpodobnější důvod se jeví málo přesná hodnota Youngova modulu  $E$ . Reálná hodnota  $E$  bude nejspíše vyšší. Dalším důvodem mohlo být zanedbání přenosu ohybového momentu sklolaminátovým potahem křídla, který nejspíše bude přenášet větší část momentu, než byl původní předpoklad. Dále mohlo mít vliv přílišné zjednodušení komplikované geometrie pásnic a nosníku.

## 10. Závěr

Změřená data byla porovnána s daty vypočtenými na základě analytického modelu. Důležité je, že hodnoty naměřené FBG senzory nebyly v žádném místě křídla vyšší než hodnoty vypočtené z analytického modelu. Celkový průběh poměrné deformace  $\epsilon$  odpovídá očekáváním. Data zjišťující chování křídla mohou být dále použita jako podklad při vyhodnocování letových měření či pro ladění výpočtového modelu a nebo pro zesílení či naopak odlehčení konstrukce.

Dle porovnaných dat poskytuje analytický model základní představu o chování křídla. Průběhy poměrné deformace  $\epsilon$  odpovídají průběhům zjištěným z naměřených hodnot. Samotné hodnoty se ale liší, a chyba 40 % není nezanedbatelná. Chyba by se dala zmenšit přesnějším určením modulu E, zahrnutím spolunosné šířky sklolaminátového potahu do analytického modelu, uvážením vlivu komplikované konstrukce nosníku a pásnic nebo uvážením vlivu stojiny na přenos ohybového momentu.

Použitelný analytický model je tedy funkční, použitelný a celkově měkčí než skutečné křídlo. Jeho přesnost je tedy možné zvýšit.

FBG senzory se ukázaly jako funkční a vhodné pro měření poměrné deformace na malých sportovních letounech a mohou být použity při letovém měření.

## Bibliografie

- [1] *Fundamentals of Fiber Bragg Grating (FBG) Optical Sensing - National Instruments* [online]. [vid. 2018-04-13]. Dostupné z: <http://www.ni.com/white-paper/11821/en/>
- [2] KREUZER, Manfred. *Strain Measurement with Fiber Bragg Grating Sensors; S2338-1.0 e*; HBM GmbH: Darmstadt, Germany, 2006.
- [3] *FBG principle* [online]. [vid. 2018-04-12]. Dostupné z: <http://www.fbgs.com/technology/fbg-principle/>
- [4] DANIEL BETZ. *Test of a fiber Bragg grating sensor network for commercial aircraft structures 15th Optical Fiber Sensors Conf. Technical Digest (OFS), 2002* [online]. nedatováno [vid. 2018-07-09]. Dostupné z: [http://www.uta.edu/rfmems/Teralum\\_old/D Betz.pdf](http://www.uta.edu/rfmems/Teralum_old/D Betz.pdf)
- [5] DÍAZ-MAROTO, Patricia F, Antonio FERNÁNDEZ, Rosario FERNÁNDEZ, Nicolás GUTIÉRREZ, Fernando LASAGNI a J Alfredo GÜEMES. *STRAIN MONITORING ON A COMPOSITE AIRCRAFT CABIN WITH FIBER OPTIC SENSORS*. 2016, (July), 5–8. ISBN 9781510827936
- [6] LAWSON, N.; CORREIA, R.; JAMES, S.; PARTRIDGE, M.; STAINES, S.; GAUTREY, J.; GARRY, K.; HOLT, J.; TATAM, R. *Development and application of optical fibre strain and pressure sensors for in-flight measurements*. *Meas. Sci. Technol.* 2016, 27, 104001.
- [7] JUTTE, Christine V, William L KO, Craig A STEPHENS, John A BAKALYAR, W Lance RICHARDS a Allen R PARKER. *Deformed Shape Calculation of a Full-Scale Wing Using Fiber Optic Strain Data from a Ground Loads Test*. NASA/TP-2011-215975
- [8] KIM, J H, Y G LEE, Y PARK, C G KIM, J H KIM, Y G LEE, Y PARK a C G KIM. *Temperature-compensated strain measurement of full-scale small aircraft wing structure using low-cost FBG interrogator*. In *Proc. SPIE 8692, Proceedings of the Sensors and Smart Structures Technologies for Civil, Mechanical, and Aerospace Systems 2013, San Diego, CA, USA, 10–14 March 2013*. Dostupné z: doi:10.1117/12.2011720
- [9] *Phoenix Air* [online]. [vid. 2018-07-31]. Dostupné z: <http://www.phoenixair.cz/>
- [10] *AeroHobby - 01/2018* [online]. [vid. 2018-08-01]. Dostupné z: <https://www.epredplatne.sk/kniznica/publikacia/941/index.html#35/z>
- [11] *Letecké kompozitové konstrukce* [online]. nedatováno [vid. 2018-08-03]. Dostupné z: [http://www.kompozity.info/seminar/pouzivane\\_konstrukcni\\_schema.pdf](http://www.kompozity.info/seminar/pouzivane_konstrukcni_schema.pdf)
- [12] DVORAK, M., M. RUZICKA, *Influence of Embedded Fiber Optic Sensor on Performance of*

- Single-lap Bonded Joint. In 52nd conference on experimental stress analysis 2014. Research and Testing Institute Plzen, 2014, ISBN 978-80-231-0377-6.
- [13] DVORAK, M., J. DEMUTH, M. STEPANEK, N. SCHMIDOVA a M. RUZICKA. Development of Structural Health Monitoring system for ultralight aircraft. *EAN 2016 - 54th International Conference on Experimental Stress Analysis*. 2016, 6–9.
- [14] BOLLER, C., Fu-Kuo CHANG a Yōzō FUJINO. *Encyclopedia of structural health monitoring*. Chichester, West Sussex, U.K.: John Wiley, 2009. ISBN 0470061626.
- [15] *FBGuard - interogační jednotka | Safibra, s.r.o.* [online]. [vid. 2018-08-02]. Dostupné z: <http://www.safibra.cz/fbguard-interrogacni-jednotka>
- [16] MICHALEC, Jiří. *Pružnost a pevnost I. 3. vyd. V Praze: České vysoké učení technické, 2009. ISBN 978-80-01-04224-3.*
- [17] BRUHN, Elmer Franklin. *Analysis and design of flight vehicle structures*. Cincinnati: Tri-State Offset Co, [1965].
- [18] *O letadlech - Dušan Slavětínský starší - Nosníková křídla* [online]. [vid. 2018-08-12]. Dostupné z: <http://www.slavetind.cz/stavba/konstrukce/kridlo/Kridlanosnikova.aspx#efektivni>

## Seznam obrázků

Obrázek 1: Schéma FBG senzoru [3] .....	5
Obrázek 2: Schéma světelného spektra před a po průchodu Braggovou mřížkou [2] .....	5
Obrázek 3: Posun odraženého spektra při natažení vlákna [2].....	6
Obrázek 4: FBG snímač deformace [2].....	8
Obrázek 5: Poměrná deformace v průběhu zkoušky [4].....	9
Obrázek 6: Porovnání výsledků FBG senzorů a odporových tenzometrů (poměrná deformace byla v tomto případě přepočítána na zátěž v hbarech) [4].....	9
Obrázek 7: Rozmístění snímačů deformace na kabině letadla, odporové tenzometry jsou znázorněny obdélníky, FBG senzory hnědou křivkou [5] .....	10
Obrázek 8: Poměrná deformace změřena jednotlivými FBG senzory v průběhu tlakové zkoušky [5] .....	10
Obrázek 9: Rozmístění FBG senzorů na křídle a průběh letového měření [6] .....	11
Obrázek 10: Výsledky leteckého měření na letounu Buldog [6] .....	11
Obrázek 11: Poměrná deformace v závislosti na rozpětí křídla změřena FBG senzory a odporovými tenzometry [7].....	12
Obrázek 12: Porovnání vypočtené deformace z FBG senzorů (-) se skutečnou deformací (o) v závislosti na rozpětí křídla [7] .....	13
Obrázek 13: Umístění FBG snímačů na křídle [8].....	13
Obrázek 14: Poměrná deformace změřená FBG senzory během měření [8] .....	14
Obrázek 15: Porovnání výsledků FBG senzorů při změně teploty, bez kompenzace je vyznačen černě, teplotně kompenzovaný červeně [8] .....	14
Obrázek 16: Letoun Phoenix Air U15 [11] .....	15
Obrázek 17: Schéma části trupu s krakorci křídel (Lambada) [11].....	16
Obrázek 18: Krakorec a hlavní nosník křídla při výrobě.....	17
Obrázek 19: Rozměry letounu s dlouhými nástavci křídel (nahore) bez nástavců (dole) [9].....	18
Obrázek 20: Schématické rozmístění FBG senzorů na pravém křídle (pohled shora) [13].....	19
Obrázek 21: Průřez hlavním nosníkem s vyznačenými optickými vlákny [13] .....	20
Obrázek 22: Fotografie zapojené měřící jednotky umístěné v letadle .....	22
Obrázek 23: Umístění měřící jednotky v trupu letadla (boční pohled) [13] .....	22
Obrázek 24: Umístění podpěry letounu během měření [13].....	23
Obrázek 25: Umísťování závaží na křídlo letounu .....	23
Obrázek 26: Zjednodušený model hlavního nosníku .....	24

Obrázek 27: Kladné a záporné smysly posouvajících sil a ohybových momentů při metodě řezu [16] .....	25
Obrázek 28: Průběh ohybového momentu.....	26
Obrázek 30: Silové zatížení nosníku [18].....	27
Obrázek 29: Rozložení sil v nosníku, modrou čarou znázorněno zjednodušení [18].....	27
Obrázek 31: Graf vypočteného průběhu a hodnot $\epsilon$ při zátěži 0 kg. ....	29
Obrázek 32: Graf vypočtených hodnot a průběhu $\epsilon$ .....	30
Obrázek 33: Graf průběhu $\epsilon$ snímače FBG 3 v reálném čase .....	31
Obrázek 34: Zjednodušení na krokovou změnu.....	31
Obrázek 35: Porovnání naměřených a vypočtených hodnot při všech zátěžných stavech .....	33
Obrázek 36: Graf porovnání naměřených a vypočtených hodnot při zátěži 100 kg.....	34

## Seznam tabulek

Tabulka 1: Vypočtené hodnoty $M_0$ v místech FBG senzorů .....	26
Tabulka 2: Rozměry nosníku .....	28
Tabulka 3: Vypočtené hodnoty při zátěži 0 kg .....	29
Tabulka 4: Vypočtené hodnoty $\varepsilon$ v <i>dolní pásnici</i> .....	29
Tabulka 5: Vypočtené hodnoty $\varepsilon$ v <i>horní pásnici</i> .....	30
Tabulka 6: Naměřené hodnoty $\varepsilon$ v <i>dolní pásnici</i> .....	32
Tabulka 7: Naměřené hodnoty $\varepsilon$ v <i>horní pásnici</i> .....	32
Tabulka 8: odchylky mezi naměřenými a vypočtenými hodnotami pro zátěž 100 kg .....	34