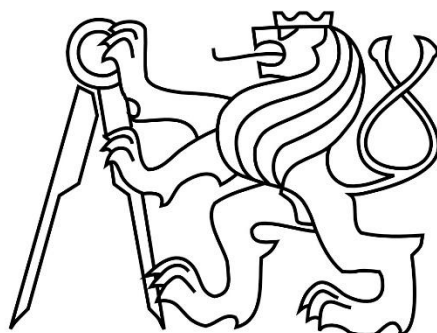


České vysoké učení technické v Praze

Fakulta strojní

Ústav letadlové techniky



## DIPLOMOVÁ PRÁCE

Dimenzování trupu letounu UL-39

Vedoucí práce: Ing. Karel Barák

Vypracoval: Vojtěch Malý

Praha 2018



## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Malý** Jméno: **Vojtěch** Osobní číslo: **408796**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**  
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**  
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

## II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

**Dimenzování trupu letounu UL-39**

Název diplomové práce anglicky:

**Fuselage dimensioning of the airplane UL-39**

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování proveďte:

- Idealizovaný model trupu
- Konečně prvkový model trupu
- Dimenzování trupu s vlivem ztráty stability konstrukce MKP

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

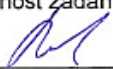
**Ing. Karel Barák, ústav letadlové techniky FS**

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

Datum zadání diplomové práce: **30.04.2018**

Termín odevzdání diplomové práce: **13.08.2018**

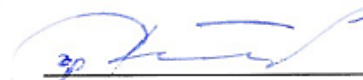
Platnost zadání diplomové práce:



Ing. Karel Barák  
podpis vedoucí(ho) práce



Ing. Robert Theiner, Ph.D.  
podpis vedoucí(ho) ústavu/katedry



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

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

**30.4.2018**

Datum převzetí zadání



Podpis studenta



## Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svou diplomovou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze citované podklady (literaturu, projekty, SW atd.).

Nemám závažný důvod proti užití tohoto školního díla ve smyslu § 60 Zákona č.121/2000 Sb., o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon).

V Praze dne .....

.....  
podpis

## Poděkování

V první řadě děkuji svému vedoucímu práce Ing. Karlu Barákovi za pomoc při materiálových měřeních, za trpělivost při častých konzultacích a především za vhléd do praktického i teoretického užití kompozitních materiálů v leteckých konstrukcích, o který mě za poslední rok obohatil.

Dále děkuji kolegovi Alexis Coterel za pomoc s vybranými částmi tohoto projektu a přátelskou atmosféru při našich společných debatách. Během své odborné stáže na ÚLT FS ČVUT Alexis úspěšně vymodeloval čtyřbodovou ohybovou zkoušku pomocí MKP a na základě naměřených dat verifikoval správnost metod použitých na kontrolu trupu letounu. Součástí jeho práce je také tuhostní náhrada statoru.

Mé díky také patří všem kolegům z letecké a výpočtové praxe, kteří se mnou v průběhu projektu ochotně sdíleli své mnohaleté zkušenosti a názory na mnou zvolený postup.

## Anotace

MALÝ, V.: Dimenzování trupu letounu UL-39: diplomová práce. Praha: ČVUT – České vysoké učení technické, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky, 2018, 82s. Vedoucí práce: Barák, K.

Cílem práce je pevnostní kontrola a dimenzování trupu nové verze letounu UL-39 Albi. K tomuto účelu je vytvořen model idealizované geometrie, který je dále vysítován a podroben MKP analýze zahrnující kritické zatěžovací případy. Na základě pevnostní analýzy a kontroly na ztrátu stability jsou navrženy úpravy původního konstrukčního návrhu. Součástí práce jsou také zkoušky nově použitých materiálů.

## Abstract

MALÝ, V.: Fuselage dimensioning of the airplane UL-39: master thesis. Prague: CTU – Czech Technical University, Faculty of Mechanical Engineering, Department of Aerospace Engineering, 2018, 82p. Thesis head: Barák, K.

Thesis purpose is to provide a strength check and dimensioning of UL-39 fuselage. First idealized geometry model is prepared to be further meshed and subjected to FEM analysis covering the critical load cases. Results of strength and buckling analysis are then used for dimensioning of the original fuselage design. Furthermore the thesis contains tests of newly introduced materials.

# Obsah

1	Úvod.....	1
2	Rešerše .....	2
2.1	Konstrukce trupu letounu UL-39.....	2
2.2	Stavební předpisy .....	3
2.3	Výpočetní metody .....	4
2.3.1	Pevnostní analýza .....	4
2.3.2	Analýza na ztrátu stability .....	5
2.3.3	Únavová analýza .....	5
3	Materiálové zkoušky .....	7
3.1	Použité materiály a jejich vlastnosti.....	7
3.2	Normy.....	8
3.3	Tahová zkouška ASTM D3039.....	9
3.3.1	Popis zkoušky.....	9
3.3.2	Vzorky .....	9
3.3.3	Měřicí přístroje .....	10
3.3.4	Postup měření .....	11
3.3.5	Výpočty .....	11
3.3.6	Výsledky měření.....	13
3.4	Zkouška čtyřbodovým ohybem ASTM C393 .....	19
3.4.1	Popis zkoušky.....	19
3.4.2	Zatěžování .....	20
3.4.3	Vzorky .....	20
3.4.4	Měřicí přístroje .....	22
3.4.5	Postup měření .....	22
3.4.6	Výpočty .....	22
3.4.7	Výsledky měření.....	24
4	Idealizace geometrie.....	29
4.1	Prostředí softwaru NX10 Nastran .....	29
4.2	Redukce 3D částí na plochy .....	30
4.3	Odstranění děr a zaoblení .....	31
4.4	Podélníky - výztuhy z jednosměrného kompozitu .....	32
4.5	Zanedbání nenosných celků .....	34
4.6	Motor a motorové lože .....	34
4.7	Závěsy křídla .....	35
4.8	Stator a lopatky předstatoru.....	35
4.9	Příklad idealizace geometrie – přepážka č. 6 .....	38



5	Materiály .....	39
5.1	Prepreg GG160T DT120-47 .....	39
5.2	Textreme 1000 DT120 .....	39
5.3	Prepreg UTS-150 DT120-36 .....	41
5.4	Prepreg GGBD 0811F .....	41
5.5	Rohacell 51A .....	42
5.6	Airex R82.80 .....	42
5.7	Nomexová voština ECA 48 .....	43
5.8	Překližka, hliník a ocel .....	45
6	Výpočtová síť .....	46
6.1	0D elementy .....	46
6.2	1D elementy .....	47
6.3	2D elementy .....	48
7	Zatížení .....	52
7.1	Osamělé síly .....	52
7.2	Rozložení hmot .....	53
7.3	Setrvačné síly .....	55
8	Okrajové podmínky .....	57
9	Lineární pevnostní výpočet .....	58
10	Výsledky pevnostní analýzy a dimenzování .....	59
10.1	Oblast 1: Přepážka podvozkové šachty .....	63
10.2	Oblast 2: Kořen kýlu .....	64
10.3	Oblast 3: Uložení VOP, přepážka číslo 7 .....	65
10.4	Oblast 4: Motorové lože .....	65
10.5	Kritická oblast 5: Okolí třetí a čtvrté přepážky .....	66
10.5.1	Konstrukční úpravy a dimenzování kritické oblasti .....	68
11	Výsledky pevnostní analýzy pro vyztužený model .....	71
12	Analýza na ztrátu stability .....	76
12.1	Nelineární MKP analýza .....	76
12.2	Lineární MKP analýza .....	77
12.3	Analytický výpočet .....	77
13	Závěr .....	82

# 1 Úvod

Trup letounu UL-39 Albi zaznamenal od prvního vzletu a posledních certifikačních zkoušek řadu změn. Mezi ty hlavní patří celkové zúžení trupu a předimenzování vstupních kanálů, změna řízení ze side-stick na klasickou řídicí páku v rovině symetrie, změna uložení vodorovné ocasní plochy, změna konstrukce některých přepážek včetně motorového lože a v neposlední řadě změna některých použitých materiálů. Již tyto změny jsou dostačujícím důvodem k vytvoření nové pevnostní analýzy potvrzující schopnost konstrukce přenést početní zatížení.

Dalším faktorem, který vede k rozhodnutí podrobit trup této analýze, je charakter předchozích pevnostních výpočtů. Dosavadní pevnostní analýzy jsou hrubé a slouží pouze k orientačnímu dimenzování některých nosných prvků konstrukce. Nedávají tudíž jasnou představu o tuhostních poměrech a tocích napětí.

Posledním a možná nejdůležitějším důvodem je poměrně oprávněný odhad, že oblast mezi třetí a čtvrtou trupovou přepážkou je kritickým místem konstrukce, které je poddimenzované. Vzhledem ke složitosti okolní konstrukce nelze odhadnout zatížení pouze v tomto místě, a proto bylo přistoupeno k řešení skrze modelování celého trupu letounu.

Celokompozitová konstrukce trupu v kombinaci se složitými tvary jednotlivých částí a neúplným podélným systémem jasně vede ke zvolení metody konečných prvků jakožto řešiče pevnostní analýzy. Čistě kompozitové konstrukce s sebou přinášejí výhodu v modelování a tou je tenkostěnnost, tyto plochy se s výhodou modelují 2D prvky a není nutné model zesložit'ovat 3D elementy. Nevýhodou je na druhou stranu jejich nestálost materiálových vlastností, co se technologie týče, a proto je v úvodu práce provedeno měření mechanických vlastností uhlíkové tkaniny Textreme 1000, která zatím nebyla testována. Součástí měření je i zkouška lepeného spoje mezi uhlíkovými tkaninami a použitými jádry sandwichových struktur.

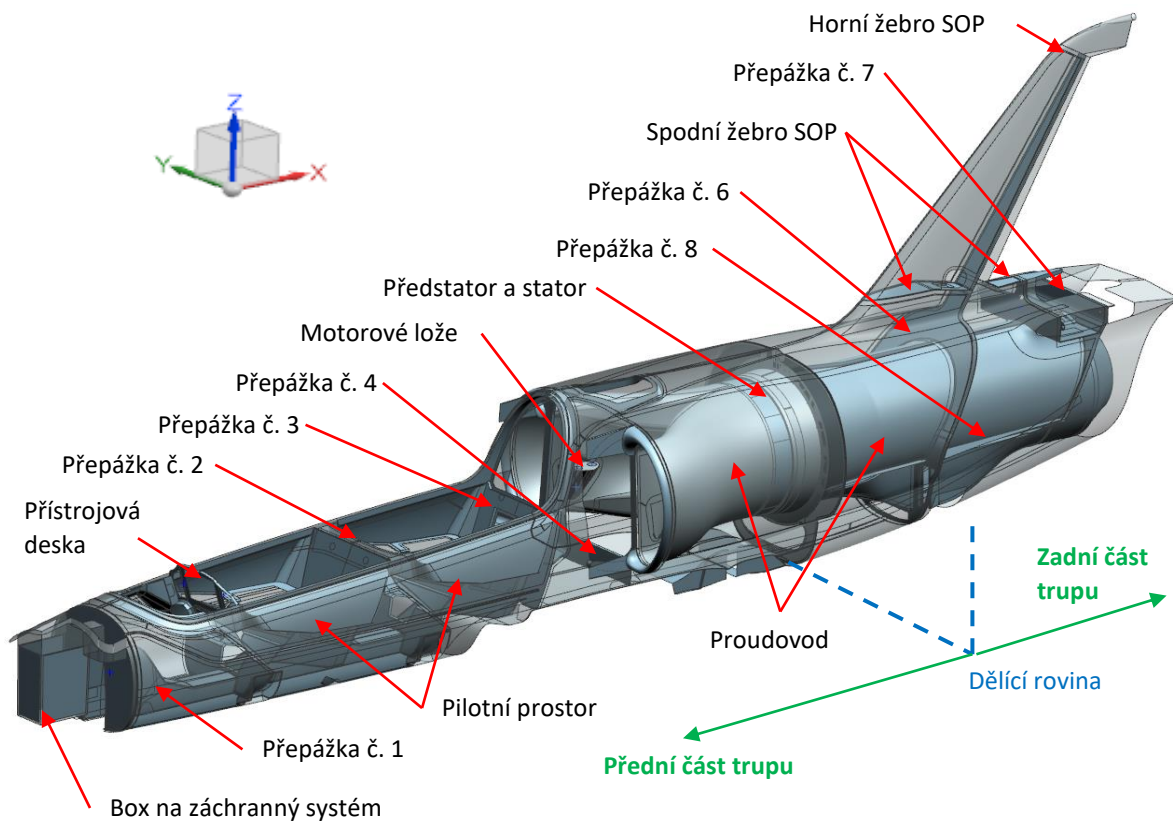
Hned úvodem je nutné upozornit, že tato práce není podkladem k certifikaci letounu. Cílem je především odhalit chování konstrukce při kritických zatěžovacích případech, odhalit slabá místa, která jsou potenciálním zdrojem poruch a navrhnout změny, které těmto poruchám zabrání. K tomu je v první řadě nutné naměřit materiálová data, vytvořit idealizovanou geometrii, postavit výpočtovou síť s okrajovými podmínkami i zatížením a tento model podrobit pevnostní analýze. Na základě této analýzy a kontroly na ztrátu stability je teprve možné usuzovat kritická místa a dále řešit jejich úpravy, jedná se tedy spíše o nástroj ke kontrole a dimenzování, případně pozdější optimalizaci. Jakožto podklad k certifikaci bude sloužit pevnostní zkouška, která je však plánována na termín pozdější, než je časový rámec této práce.

## 2 Rešerše

### 2.1 Konstrukce trupu letounu UL-39

Konstrukce trupu letounu UL-39 je celokompozitového charakteru s nosným potahem a soustavou přepážek, viz Obrázek 2.1. Hlavním specifikem trupu je zdvojení v zadní části, které je dáno dmychadlovým pohonem letounu. Tento proudovod je vnořen do trupu a ve své podstatě představuje nový vnitřní potah. Z montážních a servisních důvodů je proudovod i potah trupu rozdělen dělicí rovinou v místě statoru, kde spojení mezi přední a zadní částí trupu je zajištěno rozebíratelným šroubovým spojem ve čtyřech místech. Tato místa se shodují s rozmístěním čtyř podélníků přenášejících ohybový moment na trupu. Podélníky jsou spojitě vedeny přes celou délku trupu a tvoří je prepreg z jednosměrných uhlíkových vláken. Potah z uhlíkové tkaniny je kladen pod úhlem  $\pm 45^\circ$  pro přenos krouticího momentu a v plochách mezi přepážkami je dále vyztužen přidáním jádra (sandwichová struktura). Důležitým charakterem trupu je také tandemové uspořádání pilotní kabiny. Pilotní prostor (interiér) je spojen s okolními přepážkami i potahem trupu a podílí se na přenosu zatížení. Achillovou patou této nekonvenční (zejména v kategorii ultralehkých letounů) konstrukce trupu je prostor mezi třetí a čtvrtou přepážkou, tedy za zády zadního pilota. Zde se schází redukce průřezu trupu v pilotním prostoru, otvor pro ventilaci a servisní otvor motorového prostoru. Situaci v tomto místě nepomáhá ani přítomnost závěsů křídla.

Obrázek 2.1 níže zobrazuje již idealizovanou geometrii trupu letounu bez krytů. Potah je zobrazen jako transparentní pro zviditelnění vnitřní nosné struktury trupu. Počátek souřadnicového systému se nachází v rovině symetrie před a pod kuzelem špičky trupu, směry jednotlivých os jsou shodné s modelem a jednotné pro celou zprávu.



Obrázek 2.1: Konstrukce trupu letounu UL-39 (transparentní potah)

## 2.2 Stavební předpisy

Letoun UL-39 je stavěn dle českých i zahraničních předpisů vztahujících se k ultralehkým letounům. Konkrétně se jedná o český předpis UL2<sup>1</sup>, německý LTF-UL<sup>2</sup> a mezinárodní ASTM F2245-16c<sup>3</sup>. Z pevnostního hlediska a zatížení trupu jsou požadavky těchto předpisů identické s případnými dodatky (např. předpis ASTM F2245-16c zmiňuje kontrolu na únavu pouze u letadel používaných také k pozemní dopravě). Výše zmíněné předpisy mají spíše informativní charakter, podávají obecná doporučení a odkazují se na nutné schválení postupu zodpovědnou osobou. V této kapitole jsou citovány a komentovány pouze části relevantní k pevnostní kontrole trupu.

Základem k udělení průkazu pevnosti konstrukce je splnění následujících pevnostních a deformačních podmínek. Konstrukce musí být schopna přenést provozní zatížení bez trvalých deformací, až do početního zatížení nesmí vzniklé deformace omezit bezpečný provoz a početní zatížení musí konstrukce přenést po dobu 3 sekund, aniž by došlo k poruše. Tyto podmínky musejí být splněny pro všechny kritické případy zatížení. Pro teoretický (početní) průkaz smějí být použity pouze metody, které na základě zkušeností dávají pro daný typ konstrukce spolehlivé výsledky.

Provozní zatížení je definováno jako nejvyšší očekávané zatížení v provozu a početní zatížení představuje provozní zatížení násobené předepsaným součinitelem bezpečnosti. Ten má v případě letounu UL-39 hodnotu 1,875 a dále je zvýšen pro kritické části konstrukce, viz Tabulka 2.1.

Část konstrukce	Dodatečný souč. bezp.
šroubové spoje	×2
závěsy kormidel	×6,7
kování	×1,2
uchycení pásů	×1,5
seadačkové závěsy	×2

Tabulka 2.1: Doplnující součinitele bezpečnosti pro konstrukční celky

Vzdušná a pozemní zatížení jsou vždy vyvážená setrvačnými silami, u kterých se uvažují všechny větší osamělé hmoty. Rozložení zatížení musejí odpovídat skutečnosti nebo se jim blížit z bezpečné strany. Speciálními případy zatížení jsou nouzové přistání a zachycení záchranným systémem. Ačkoliv při nouzovém přistání může dojít k poškození konstrukce, musí každá osoba na palubě mít dobrou šanci uniknout vážnému zranění a být chráněna před účinky těchto násobků:

Nahoru	4,5g
Dopředu	9g
Do strany	3g
Dolů	4,5g

Tabulka 2.2: Násobky při nouzovém přistání

Tyto násobky působí na všechny osamělé hmoty a jsou na sobě nezávislé (tzn. vytváří 4 různé případy zatížení). V případě zachycení záchranným systémem musí jeho hlavní závěsy přenést bezpečnou zátěž (celková hmotnost × dynamický ráz × 1,5) podělenou jejich počtem a přenásobenou koeficientem 1,33. Stabilizační závěsy se počítají stejně s tím rozdílem, že zatížení se dělí celkovým počtem závěsů záchranného systému.

Materiálové vlastnosti musí být podloženy takovým počtem zkoušek, aby mohli být statisticky zpracovány, přičemž pravděpodobnost poruchy s uvažováním rozptylu musí být velmi nízká. Pokud

<sup>1</sup> UL 2: Požadavky letové způsobilosti SLZ. Ultralehké letouny řízené aerodynamicky. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 2005.

<sup>2</sup> LTF-UL: Stavební předpisy pro aerodynamicky řízené ultralehké letouny, překlad Ing. P. Profous. 2003.

<sup>3</sup> ASTM F2245 - 16c: Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2016.

teplota v některé části konstrukce překročí teplotu 54°C, musí se tento vliv projevit v materiálových vlastnostech.

Předpisy nepředepisují kontrolu na únavu. Konstrukce letounu musí být navržena bez koncentrátorů napětí a s ohledem na účinky vibrací. Nesmí být použity materiály, které mají špatné vlastnosti při šíření trhliny. Všechny sestavy, především nosná konstrukce, musí být kontrolovatelné (dostupné pro kontrolu, zákaz použití elastického laku atd.).

## 2.3 Výpočetní metody

Základním pramenem pro volbu výpočetní metody je stavební předpis, dle kterého je letoun certifikován. V případě ultralehkých letounů předpis pouze poukazuje na skutečnost, že výpočetní metoda musí na základě zkušeností dávat spolehlivé výsledky, jinak musí být pevnostní průkaz podložen pevnostní zkouškou. Z toho vyplývá, že předpis v první fázi nijak neomezuje výběr početní metody. Dalším důležitým faktorem je typ konstrukce (použité konstrukční celky) a použitý materiál, jejich vlivy jsou dále diskutovány v této kapitole.

Obecně lze výpočty leteckých konstrukcí rozdělit do tří hlavních podkategorií:

- a) Pevnostní analýza
- b) Analýza na ztrátu stability
- c) Únavová analýza

Příčemž u všech kategorií je možné využít tyto výpočetní metody:

- a) Analytické metody
- b) Metody konečných prvků (MKP)
- c) Kombinace analytických metod a MKP

Spolehlivost těchto metod primárně závisí na použitém výpočtovém modelu, který nedokáže reprezentovat skutečné podmínky, a proto se musí blížit skutečnosti alespoň z bezpečné strany (model je konzervativní). Volba modelu také zásadně ovlivňuje časovou náročnost výpočtu. Zásadou pro použití analytických výpočtů je čerpání z ověřených zdrojů založených na letecké praxi, např. Bruhn<sup>4</sup>, Niu<sup>5</sup> nebo MIL HDBKs<sup>6</sup>. MKP výpočty je zase nutné v průběhu vývoje ověřit pevnostními zkouškami jak jednotlivých dílů, tak i celých konstrukčních celků.

### 2.3.1 Pevnostní analýza

Pevnostní výpočet srovnává kombinovaná napětí (tahová, tlaková a smyková) a deformace dosažené na konstrukci s materiálovými vlastnostmi. Pro početní zatížení se zpravidla jedná o mez pevnosti materiálu. U kompozitních materiálů se dále využívají tzv. kritéria porušení, která zohledňují kombinaci tahových/tlakových napětí se smykovým a také jejich směry vůči skladbě vláken.

Vzhledem k tomu, že trup letounu UL-39 je vyroben z kompozitních materiálů, hraje materiál zásadní roli v rozhodování o volbě výpočetní metody. Laminační teorie rozšířená o modely sandwichových struktur včetně kritérií porušení sice dávají uspokojivé výsledky, ale jejich aplikace pro tak velký a konstrukčně složitý celek, jako je trup letounu, by vedla k nadměrně složitému modelu pro analytický výpočet. Této skutečnosti nepomáhá ani konstrukce trupu, která by taktéž znesnadňovala

---

<sup>4</sup> BRUHN, E.F. Analysis and Design of Flight Vehicle Structures. Latest printed edition. Jacobs Publishing, 1973. ISBN 978-0961523404.

<sup>5</sup> NYU, M.C.Y. Airframe Stress Analysis and Sizing. 3rd edition. Adastra Engineering Center, 2011. ISBN 978-9627128120.

<sup>6</sup> Například: MIL HDBK17-1F: Polymer Matrix Composites Guidelines for Characterization of Structural Materials. US Department of Defense, 2002.

analytický výpočet. Krom jiného můžeme jmenovat sandwichové panely přecházející v klasický kompozit následovaný lepeným spojem, systém pásnic integrovaný do potahu trupu, zástavba motorového lože uprostřed trupu a zdvojení trupu v jeho zadní části.

Už jen tyto argumenty směřují k jasnému závěru, že pevnostní výpočet trupu je vhodné provést MKP výpočtem (SOL101). S výhodou lze také použít speciálních elementů PCOMP reprezentujících laminát, které umožňují analyzovat každou vrstvu laminátu zvlášť a také spoj mezi jednotlivými vrstvami. Nevýhodou je nedostatek pevnostních zkoušek trupu, které by sloužily ke kalibraci modelu a potvrzovaly jeho správnost.

### 2.3.2 Analýza na ztrátu stability

Při kontrole na ztrátu stability se porovnává kombinované tlakové a smykové napětí nebo síla s kritickým napětím, respektive silou. Kritické napětí je nejenom funkcí materiálu, ale také geometrie dílu a jeho okrajových podmínek (uložení). Jelikož se v letectví používají převážně lehké tenkostěnné konstrukce, považuje se ztráta stability za zásadní výpočet. Nutné je ale mít na paměti, že ztráta stability dílu neznamená jeho poruchu, díl dále přenáší napětí, při kterém došlo k jeho vybočení a otázkou zůstává, jestli zvyšující se zatížení dále přenesou okolní nosná konstrukce. Pro kontrolu na ztrátu stability je možné použít těchto metod:

- a) Analytický výpočet kritických napětí
- b) Lineární MKP analýza na ztrátu stability
- c) Nelineární MKP analýza na ztrátu stability

Analytický výpočet na ztrátu stability je dobře zmapovaný u konstrukcí sestávajících ze systému podélníků, přepážek a nosného potahu a to hlavně díky snadnému rozdělení potahu na jednotlivé desky s případným zakřivením. Trup UL-39 však nemá klasický systém podélníků a desky mezi přepážkami ve většině případů mění svoji křivost a střídá se v nich klasický laminát se sandwichovou strukturou. Těmto deskám se velice těžko určují materiálové a geometrické vstupy i okrajové podmínky, a proto se ani nelze spolehnout na výsledky takového výpočtu.

Výsledkem lineární MKP analýzy na ztrátu stability (SOL105) jsou vlastní čísla, na základě kterých se vypočítá kritické napětí. Tato analýza slouží převážně jako první odhad, její přesnost není nijak vysoká a přeceňuje skutečnou nosnost konstrukce (není na bezpečné straně). Nelineární MKP výpočet na ztrátu stability (SOL106, buckling type analysis) dává lepší výsledky, ale jeho spolehlivost se dá prokázat pouze u geometricky jednoduchých částí. U takto velkých sestav jsou navíc očekávány problémy s konvergencí.

Výstupem obecného nelineárního MKP výpočtu (SOL106) jsou napětí a deformace v průběhu času (iterací), přičemž deformace jsou reálné a dá se z nich usoudit ztráta stability daného dílu. Tímto způsobem lze postihnout nelinearitu materiálových vlastností (především plastickou část tahového diagramu) a změnu geometrie vlivem deformací. Co se tvaru a velikosti deformací týče, je tato metoda přesnější, ale také náročnější na přípravu modelu a na výpočtový čas.

Jelikož není možné prokázat ztrátu stability trupu čistě analyticky a lineární MKP řešič dává nepřesné výsledky, je nutné provést nelineární MKP analýzu. Tu je v kritických místech nutné doplnit o další analytickou kontrolu nosnosti konstrukce po ztrátě stability. Vzhledem k výpočtové náročnosti této metody je možné analyzovat pouze ten nejkritičtější případ zatížení, stanovený např. na základě výsledků pevnostní analýzy nebo lineární MKP analýzy na ztrátu stability.

### 2.3.3 Únavová analýza

Únavový výpočet bere v úvahu cyklické namáhání struktury, ze kterého stanovuje bezpečnost vůči mezi únavy nebo počet cyklů do poruchy. V letecké praxi se hovoří zejména o konstrukcích s přípustným poškozením (damage-tolerance), které nahrazují výše zmíněný klasický únavový výpočet.

Typ konstrukce (např. redundance přenosu zatížení), materiál a charakter cyklického zatěžování potom vede k výpočtu délky časového intervalu mezi pravidelnými kontrolami.

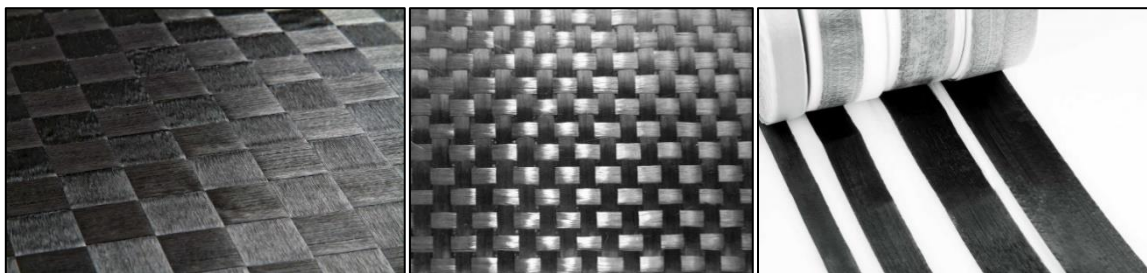
Nicméně tento výpočet není předpisy vyžadován a také není směrodatný pro vláknové kompozity. S-N křivky těchto materiálů jsou ploché a při zahrnutí statistických odchylek se životnost může lišit o  $\pm 2$  řády. Také nosnost dílu s vrubem se s rostoucím počtem cyklů výrazně nemění (především v porovnání s hliníkovými slitinami). Na druhou stranu se u kompozitů uvažuje zbytková pevnost po impaktním zatížení, která je ale definována pouze pro dospělé letouny.

### 3 Materiálové zkoušky

Správnost a přesnost výpočtu závisí především na přesnosti vstupů, které můžeme rozdělit do tří hlavních kategorií. První je řešič, geometrie a okrajové podmínky. Druhá je zatížení, které ze zkušenosti vykazuje u letounů největší míru nejistoty. Jako poslední kategorii můžeme jmenovat vlastnosti materiálů a to jak mechanické, tak fyzikální. Ty lze z velké části získat z materiálových listů výrobce nebo dopočítat vhodnými teoriemi (např. laminační teorie). Na druhou stranu existují materiály, na jejichž mechanické vlastnosti má obrovský vliv technologie a přesnost výroby. Mezi takové patří zejména vláknové kompozity a sandwiche, ze kterých je letoun UL-39 primárně vyroben. Následující kapitola popisuje zkoušky těch vlastností materiálu, které není možné získat z materiálových listů.

#### 3.1 Použité materiály a jejich vlastnosti

Nosné části trupu letounu UL-39 jsou primárně vyrobeny kombinací třech základních materiálů: uhlíková tkanina Textreme 1000 sycená pryskyřicí DT120, jemnější uhlíková prepregovaná tkanina GG160T-DT120, jednosměrný uhlíkový prepreg UTS150-DT120, pěnové jádro Rohacel 51A, pěnové jádro Airex R82.80 a nomexová voština ECA 48. Tkanina Textreme se vyznačuje velkou roztečí mezi jednotlivými osnovami a útky tkaniny (viz Obrázek 3.1), která zvyšuje celkovou tuhost díky menšímu zvlnění a dodává atraktivní design. Na trupu letounu je použit na potahu. Prepreg GG160 je na druhou stranu schopný kopírovat plochy s vyšší křivostí, tudíž je použit na tvarově složité díly. Obecnou výhodou prepregové tkaniny je relativní (např. v porovnání s kontaktní laminací) stálost mechanických vlastností vzhledem k technologii.



Obrázek 3.1: Použité uhlíkové kompozity, zleva: Textreme1000, GG160 a UTS150<sup>7</sup>

Výše zmíněné uhlíkové kompozity a voština mají ortotropní charakter, zatím co pěnová jádra se chovají izotropně. Příklad mechanických vlastností obou druhů materiálů, které je k výpočtu nutné znát, jsou sepsány v Tabulka 3.1 a Tabulka 3.2.

Hustota:	$\rho$	52	[kg/m <sup>3</sup> ]
Youngův modul pružnosti:	E	70	[MPa]
Poissonovo číslo:	NU	0,25	[-]
Modul pružnosti ve smyku:	G	19	[MPa]
Maximální napětí v tahu:	ST	1,9	[MPa]
Maximální napětí v tlaku:	SC	0,9	[MPa]
Maximální napětí ve smyku:	SS	0,8	[MPa]

Tabulka 3.1: Příklad izotropního materiálu - Rohacel 51A

<sup>7</sup> Produkty Textreme [online]. [cit. 2018-02-25]. Dostupné z: <http://www.textreme.com/what-we-do/spread-tow-products/>



Hustota:	$\rho$	1550	[kg/m <sup>3</sup> ]
Youngův modul pružnosti:	E1	61562	[MPa]
	E2	61562	[MPa]
	E3	7312	[MPa]
Poissonovo číslo:	NU12	0,062	[-]
	NU23	0,062	[-]
	NU13	0,03	[-]
Modul pružnosti ve smyku:	G12	4207,54	[MPa]
	G13	4207,54	[MPa]
	G23	2100	[MPa]
Maximální napětí v tahu:	ST1	656	[MPa]
	ST2	656	[MPa]
	ST3	46	[MPa]
Maximální napětí v tlaku:	SC1	481	[MPa]
	SC2	481	[MPa]
	SC3	80	[MPa]
Maximální napětí ve smyku:	SS	57	[MPa]

Tabulka 3.2: Příklad ortotropního materiálu - prepregová tkanina GG160T

Výše specifikované materiálové vlastnosti postačují pro pevnostní analýzu při použití kritéria maximálních napětí. Pro použití kritéria maximálních deformací by bylo potřeba naměřených hodnot maximálních deformací v jednotlivých směrech, které se nemusí shodovat s těmi vypočítanými přes modul pružnosti. Problém nastává u nelineární analýzy, kde je pro nelineární chování materiálu (plasticita) potřeba znát celý tahový diagram materiálu včetně jeho meze pružnosti. Tyto údaje budou měřeny pro tkaninu Textreme 1000 tahovou zkouškou. Tento materiál je ze všech nejnáchylnější na technologii výroby a jeho vlastnosti zatím nebyly ověřeny měřením. V rámci zkoušky bude také měřen Youngův modul pružnosti a mez pevnosti ve směrech 1 a 2 (v rovině vláken tkaniny). Ve 3. směru bude uvažován stejný, jako u výše zmíněné uhlíkové tkaniny.

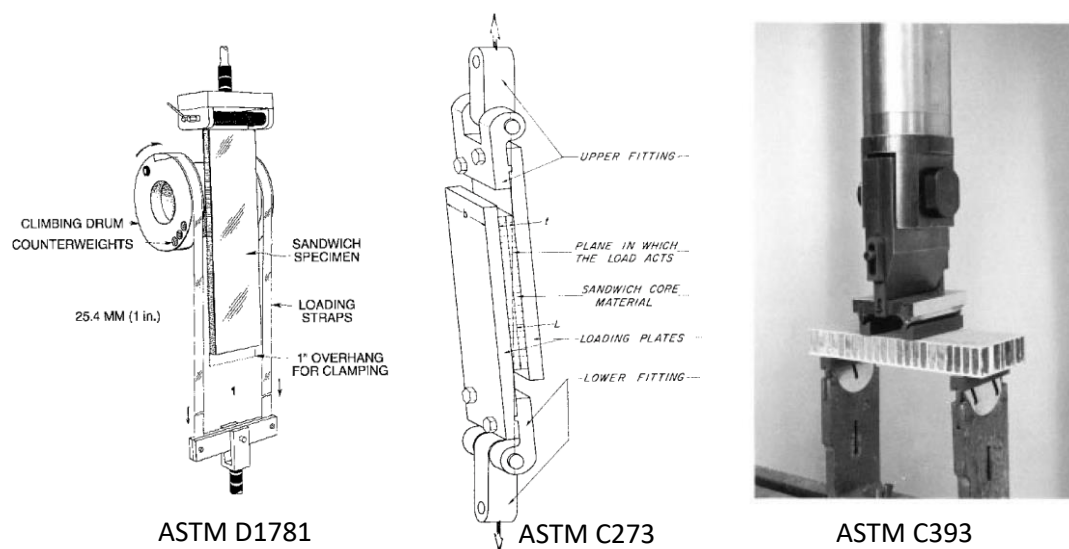
Dalšími vlastnostmi, které nejsou a ani nemohou být obsaženy v materiálových listech, jsou vlastnosti charakterizující sandwichovou strukturu. Většina těchto vlastností je automaticky dopočítána softwarovým doplňkem Laminate Modeler programu NX 10 skrze laminační teorii. I z technologického pohledu je ale kritický lepený spoj mezi jádrem a vnějšími vrstvami, ten bude testován čtyřbodovou ohybovou zkouškou.

## 3.2 Normy

Tahové zkoušky kompozitních materiálů s polymerovou pryskyřicí jsou popsány v normě ASTM D3039/D3039M - 08. V závislosti na způsobu měření je tak možné získat pevnost materiálu v tahu, maximální relativní prodloužení v tahu, Youngův modul pružnosti a poissonovo číslo.

Stanovení pevnosti lepeného spoje mezi jádrem a vnější vrstvou sandwichového panelu není přímo popsáno v žádné dnes známé normě. Nejbližší tomuto měření je norma ASTM D1781, která popisuje měření odporu materiálu vůči odtržení vnější vrstvy navíjením na válec, viz Obrázek 3.2. Tato zkouška je pouze srovnávací, poskytuje např. informaci, jestli je zachována technologická kázeň při slepování sandwiche. Další použitelnou normou je ASTM C273, která stanovuje mez kluzu jádra čistě smykovým zatěžováním. V případě, že spoj je slabší než samotné jádro, dojde k jeho porušení a je možné odečíst pevnost spoje. V druhém případě je potvrzeno, že je minimálně tak silný, jako jádro. Poslední možností je norma ASTM C393 popisující ohybovou zkoušku sandwichového panelu. V tomto případě je možnost stanovení pevnosti spoje zmíněno přímo v normě, ale není dále specifikováno její určení. Při vhodně zvolené geometrii vzorku dojde vždy dříve k porušení jádra, než vnějších vrstev a minimálně pevnost spoje může být dopočítána stejným způsobem jako u ASTM C273. Výhodou této zkoušky je také bohatší výstup a otestování reálného konstrukčního celku, který může být použit ke

korelaci MKP výpočtu. To jsou důvody, proč je posledně zmíněná zkouška využita ke stanovení pevnosti lepeného spoje mezi jádrem a vnějšími vrstvami.

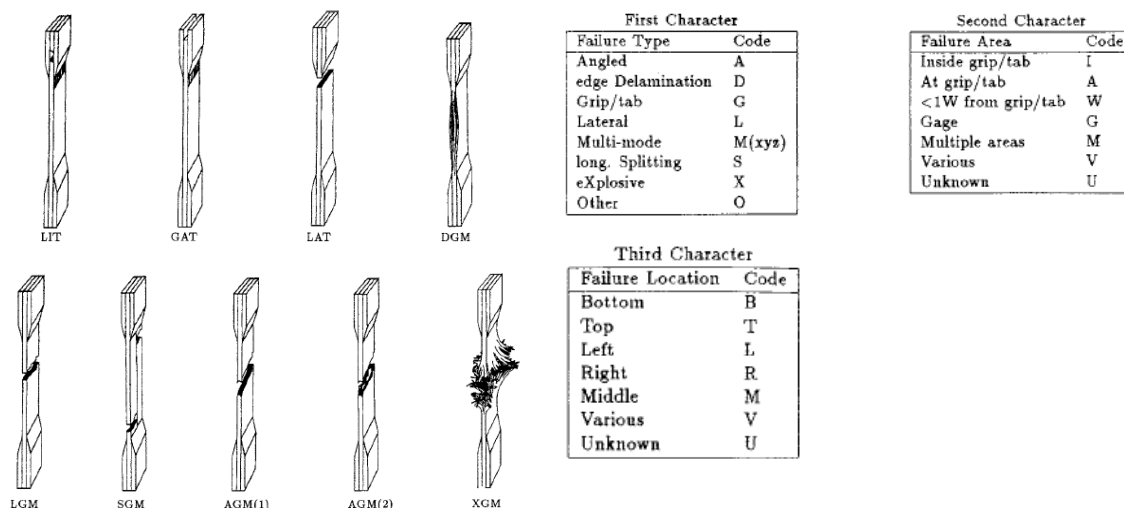


Obrázek 3.2: Srovnání měření dle norem ASTM D1781, C273 a C393

### 3.3 Tahová zkouška ASTM D3039

#### 3.3.1 Popis zkoušky

Tato norma je určena pro získání rovinných mechanických vlastností kompozitních materiálů s polymerovou pryskyřicí a vlákny s vysokým modulem pružnosti. Poskytuje doporučení pro rozměry vzorku, specifikuje postup měření a následných výpočtů a na závěr definuje módy porušení kompozitu, viz Obrázek 3.3.



Obrázek 3.3: Módy porušení při tahové zkoušce ASTM D3039

#### 3.3.2 Vzorky

Vzorky jsou vyrobeny z tkaniny Textreme 1000 a pryskyřice DT120 firmou LA Composite sro (výrobce kompozitových dílů pro letoun UL-39). Rozměry vzorku jsou stanoveny dle doporučení normy pro vyrovaný symetrický laminát: délka 250mm, šířka 25mm a tloušťka 2,5mm. Finální tloušťka byla zvolena 2,8mm kvůli použité gramáži materiálu a technologii. Ze statistických důvodů je vyrobeno 8

stejných vzorků, z čehož jeden není možné použít kvůli technologické vadě (viditelná delaminace jedné z vrstev na povrchu).

Vzorky jsou dále osazeny koncovými příložkami sloužícími k upnutí do čelistí trhacího stroje, viz Obrázek 3.4. Čtyři z osmi vzorků jsou také vybaveny dvojicí tenzometrů (z přední i zadní strany pro eliminaci ohybového momentu). Jedním z těchto vzorků je již zmíněný vzorek s defektem, který slouží jako tepelná kompenzace pro zbývající tři. Tyto čtyři vzorky slouží k přesnému vynesení tahového diagramu a zbývající čtyři bez tenzometrů k získání dostatečného počtu dat ke statistickému zpracování pevnosti materiálu v tahu.



Obrázek 3.4: Vzorek pro tahovou zkoušku vybavený tenzometrem

Rozměry (šířka  $w$  a tloušťka  $h$ ) jsou měřeny ve třech místech podél vzorku. Z nich je stanoven průřez vzorku jakožto průměr ploch v jednotlivých místech měření. Tyto rozměry jsou vypsány v Tabulka 3.3.

TS/N	h1	h2	h3	w1	w2	w3	A
[-]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm <sup>2</sup> ]
01	2,820	2,806	2,820	24,839	25,002	24,911	70,150
02	2,825	2,835	2,847	24,871	24,995	24,989	70,755
03	2,821	2,837	2,829	24,878	24,979	24,914	70,509
04	2,807	2,816	2,814	24,825	24,928	24,841	69,928
05	2,819	2,825	2,831	24,886	25,076	24,843	70,441
06	2,795	2,801	2,800	24,840	25,052	24,837	69,714
07	2,797	2,822	2,793	24,986	25,074	24,897	70,061
08	2,810	2,815	2,802	24,879	25,025	24,860	70,004

Tabulka 3.3: Rozměry tahových vzorků

### 3.3.3 Měřicí přístroje

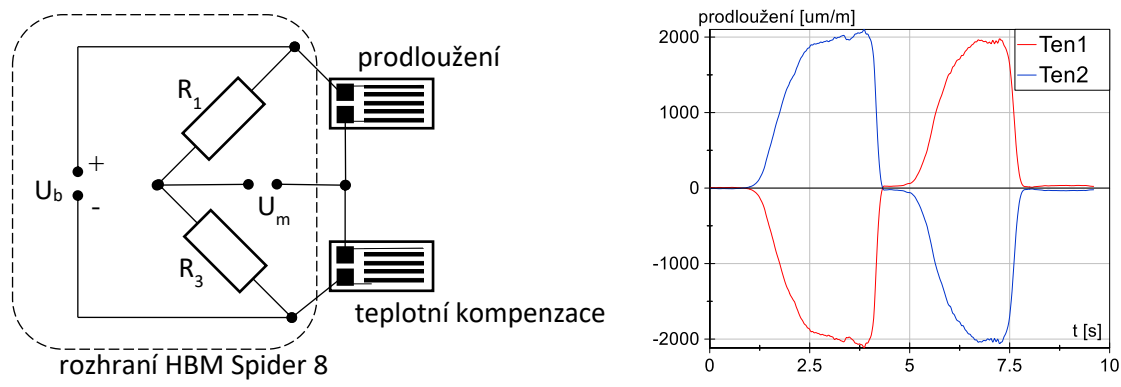
#### Tenzometry

Tenzometry použité k měření tahové diagramu jsou vybrány dle doporučení normy, tedy s odporem 350  $\Omega$ . Délka tenzometru je zvolena na základě zkušenosti s předchozími měřeními, kde pro daný materiál nedávaly delší tenzometry nijak lepší výsledky i přesto, že rozteč mezi osnovami je v tomto případě větší, než délka tenzometru. Charakteristika tenzometrů je vypsána v Tabulka 3.4.

Typ tenzometru	HBM 6/350LY43
Odpor	350 $\pm$ 0,3% [ $\Omega$ ]
K - faktor	2,08 $\pm$ 1%
Citlivost v příčném směru	-0,1%
Tepelný koeficient K-faktoru	126 $\pm$ 10 [ $10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ ]
Délka měřicí plochy	6 mm

Tabulka 3.4: Specifikace použitých tenzometrů

Původní zapojení do plného můstku se při prvním měření neosvědčilo hlavně z důvodu rozsahu měřeného prodloužení (pouze 3000 $\mu\text{m}/\text{m}$ ). Proto je od druhého měření použito zapojení do půl můstku s buzením 12V, viz schéma na Obrázek 3.5. Výhodou tohoto zapojení je také možnost porovnání prodloužení obou stran vzorku, tzn. odhalení případného ohybového momentu, který zapojení do plného můstku automaticky eliminovalo. Správnost zapojení bylo ověřeno zkušebními ohnutím vzorku na obě strany a vynesení prodloužení protilehlých tenzometrů, viz Obrázek 3.5 vpravo.



Obrázek 3.5: Zapojení a zkouška funkce tenzometrů

### Mikrometr

Měření rozměrů vzorku musí být provedeno mikrometrem s dostatečným rozsahem a přesností  $\pm 2,5 \mu\text{m}$ . Tloušťka vzorku je měřena s pomocí kuliček o průměru 5mm na obou stranách mikrometru a šířka vzorku přímo mezi rovinnými plochami mikrometru. K měření byl použit mikrometr Kinex IP65 (evidence: Mikrometr DG/0, 001 DIN863, Z2-12105287/000) s rozsahem 25 mm a přesností 1  $\mu\text{m}$ .

### Trhací stroj

K zatížení vzorku je použit trhací stroj Inova ZUZ 200 s pneumohydraulickými čelistmi a siloměrem Inova EU 3000, S/N: 2011 1097. Zařízení je permanentně umístěno v laboratořích ÚLT. Rychlost zatěžování je řízena počítačem a sběr dat je uskutečněn skrze sběrnici HBM Spider 8.

### 3.3.4 Postup měření

Norma popisuje tyto kroky měření:

- 1) Změřit průřez vzorků dle kapitoly 3.3.2. Zapsat vnější podmínky měření (vlhkost a teplotu vzduchu).
- 2) Upnutí vzorku do čelistí trhacího stroje. Příložky musí přesahovat hranu čelistí minimálně o 10 mm. Při upnutí je nutné dbát na souosost vzorku s přípravkem trhacího stroje, aby nevznikaly přídavné ohybové momenty.
- 3) V případě měření prodloužení je nutné umístit extenzometr, nebo zapojit tenzometry.
- 4) Rychlost zatěžování by měla umožnit lineární změnu prodloužení v čase. K porušení má dojít v rozmezí jedné až deseti minut.
- 5) Při měření je nutné zapisovat data s minimální frekvencí 3 Hz. Zaznamenává se síla aplikovaná na vzorek a posuv hlavy trhacího stroje, případně síla a relativní prodloužení.
- 6) Po přetržení vzorku se zaznamená mód poruchy – viz Obrázek 3.3.

### 3.3.5 Výpočty

Smluvní napětí v jednotlivých bodech měření se vypočte dle následujícího vzorce:

$$\sigma_i = \frac{F_i}{A} \quad (3.1)$$

Kde  $F_i$  je síla odpovídající bodu měření a  $A$  je původní průřez vzorku.

Stejným způsobem se vypočítá pevnost materiálu:

$$Rm = \frac{F_{max}}{A} \quad (3.2)$$

Kde  $F_{\max}$  je maximální naměřená síla, při které došlo k poruše materiálu.

Youngův modul pružnosti se stanoví ze dvou bodů měření nacházejících se na elastické části diagramu a vypočte se jako:

$$E = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon} \quad (3.3)$$

Kde  $\Delta\sigma$  je rozdíl napětí mezi zvolenými body a  $\Delta\varepsilon$  je rozdíl relativních prodloužení mezi stejnými body získanými z tenzometrického měření.

Pevnost i Youngův modul pružnosti je dále možné zpracovat statisticky, aritmetický průměr:

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} \quad (3.4)$$

Dále směrodatná odchylka:

$$s_{n-1} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n-1}} \quad (3.5)$$

Variační součinitel:

$$CV = \frac{s_{n-1}}{\bar{x}} \cdot 100 [\%] \quad (3.6)$$

A na závěr A a B báze:

$$\begin{aligned} A &= \bar{x} - k_A \cdot s_{n-1} \\ B &= \bar{x} - k_B \cdot s_{n-1} \end{aligned} \quad (3.7)$$

Kde koeficienty  $k_A$  a  $k_B$  jsou pro normální rozdělení určeny exponenciálními rovnicemi<sup>8</sup>:

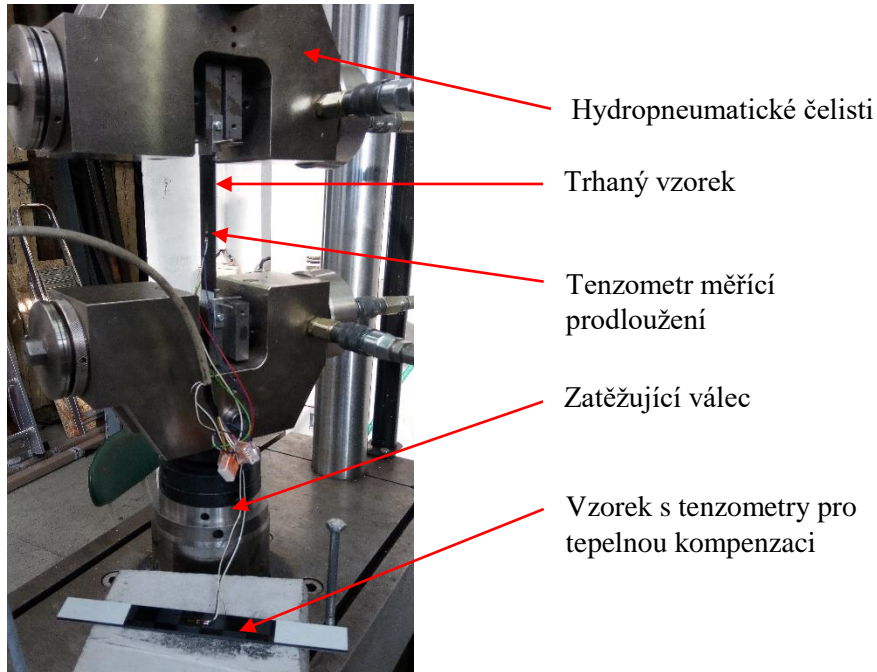
$$\begin{aligned} k_A &= 2,326 + \exp\left(1,34 - 0,522 \ln(n) + \frac{3,87}{n}\right) \\ k_B &= 1,282 + \exp\left(0,958 - 0,52 \ln(n) + \frac{3,19}{n}\right) \end{aligned} \quad (3.8)$$

---

<sup>8</sup> MIL HDBK17-1F: Polymer Matrix Composites Guidelines for Characterization of Structural Materials. US Department of Defense, 2002.

### 3.3.6 Výsledky měření

Měření bylo provedeno dne 1.3.2018 ve zkušebních laboratořích Ústavu letadlové techniky Fakulty strojní ČVUT v Praze. Obrázek 3.6 ukazuje uspořádání měřící aparatury, tedy upnutí vzorku do čelistí trhačího stroje a připojení tenzometrů včetně teplotní kompenzace. Zaznamenaná teplota v místnosti během měření je 21°C a vlhkost 50%.



Obrázek 3.6: Fotografie - tahová zkouška

Tabulka 3.6 ukazuje módy porušení vzorků včetně označení dle normy (viz Obrázek 3.3). Vzorky jsou porušeny nerozštěpeným lomem kolmo na osu zatížení, což je typické pro uhlíkové kompozity. Porušení na více místech je vyvoláno uvolněním energie po prvotním prasknutí. Většina porušení je lokalizována hned vedle ukončení příložek, kde je také viditelný tuhostní skok. Tento efekt je možné eliminovat zkosením příložek. Výsledky měření pevnosti materiálu jsou shrnuty v Tabulka 3.5.

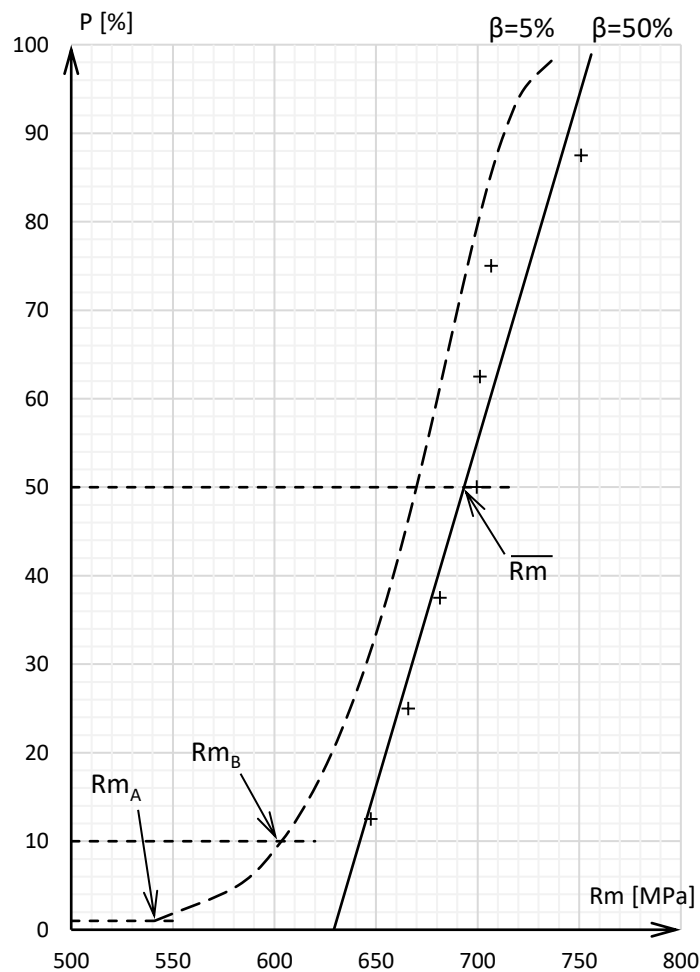
TS/N	A	$F_{\max}$	Rm
[-]	[mm <sup>2</sup> ]	[N]	[MPa]
01	70,15	49070	699,50
02	70,76	50000	706,66
03	70,51	48050	681,47
04	69,93	52510	750,92
05	70,44	45610	647,49
06	69,71	46420	665,86
07	70,06	49120	701,11
Aritmetický průměr		$\bar{R}_m$	693,29 [MPa]
Směrodatná odchylka		$S_{n-1}$	33,14 [MPa]
Báze A		$R_{m_A}$	536,55 [MPa]
Báze B		$R_{m_B}$	601,28 [MPa]

Tabulka 3.5: Výsledky měření pevnosti materiálu Textreme 1000

TS/N 01		LAT
TS/N 02		LMV
TS/N 03		LWV
TS/N 04		LMV
TS/N 05		LMV
TS/N 06		LAB
TS/N 07		LAV

Tabulka 3.6: Módy porušení vzorků tahové zkoušky

V pravděpodobnostním papíru na Obrázek 3.7 jsou vidět naměřené hodnoty pevnosti, aritmetický průměr a hodnoty A a B báží pevnosti. Tento diagram také vysvětluje podstatu těchto statistických veličin. Aritmetický průměr udává hodnotu pevnosti, kterou dosáhne (bude mít stejnou nebo vyšší) 50% vzorků s rizikem 50%. V případě báze A, bude mít 99% vzorků vyšší pevnost než  $R_{mA}$  s rizikem 5% (tj. mírou spolehlivosti 95%). Tento údaj je předepsán pro primární struktury dospělých letounů, a proto bude dále použit i ve výpočtech v následujících kapitolách.

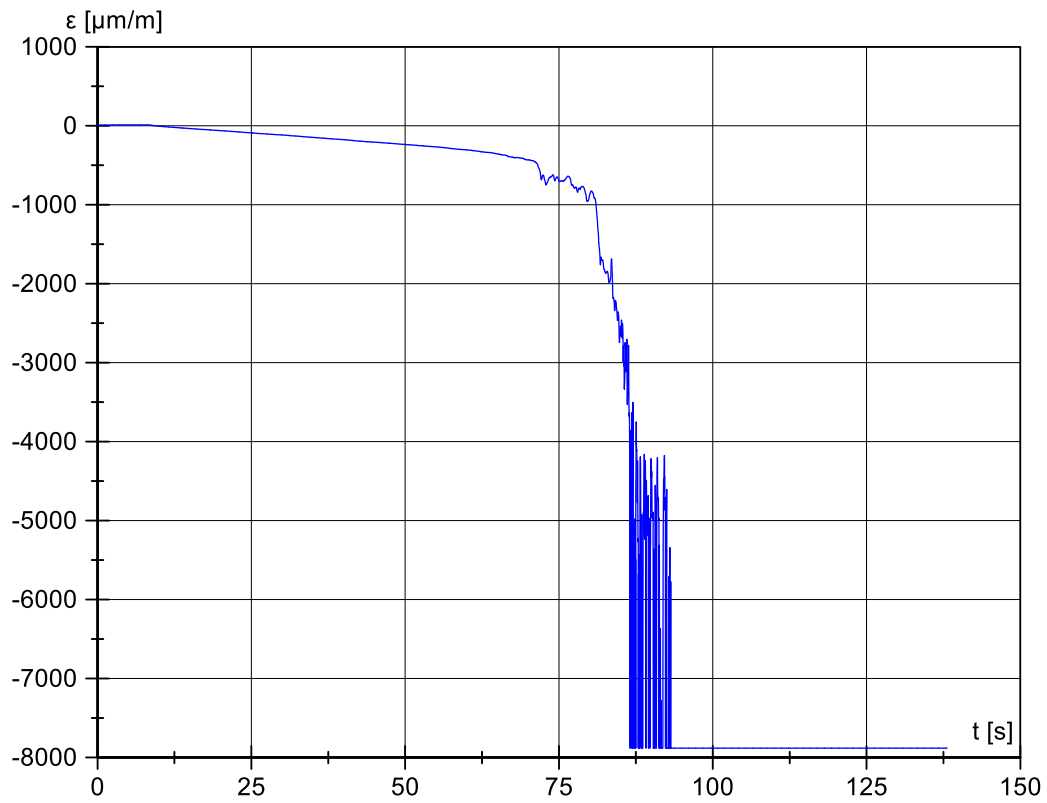


Obrázek 3.7: Pravděpodobnostní papír pevnosti materiálu Textreme 1000

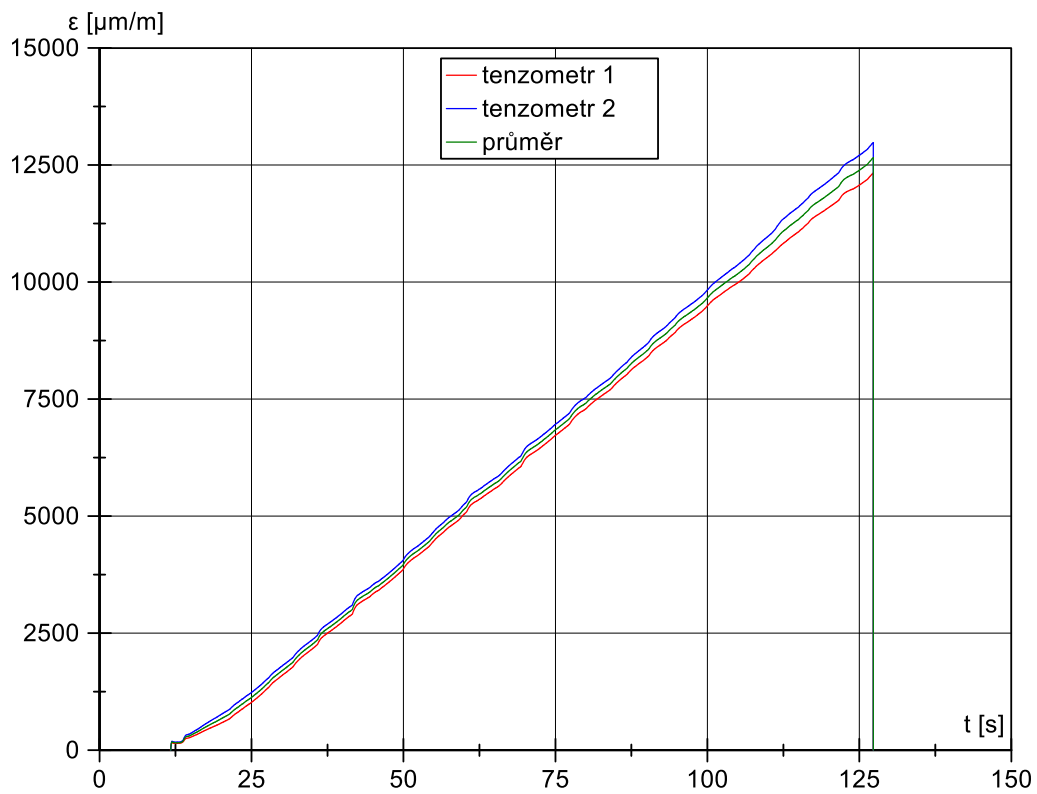
První z měřených vzorků vybavených tenzometry je vzorek TS/N 07. Jediný vykazoval viditelné nečistoty pod měřicí částí tenzometrů, a proto byl zvolen k prvotnímu měření a odladění metody.

Obrázek 3.8 ukazuje neúspěšný první pokus, který vedl k rozhodnutí zapojení tenzometrů do půlmůstku a zvýšení budícího napětí pro zvýšení rozsahu. Druhý měřený vzorek TS/N 05 již dává reprezentativní výsledky prodloužení, viz Obrázek 3.9. Vynesené prodloužení ukazuje mírnou rozbíhavost výsledků typickou pro přídavný ohyb, na konci měření je rozdíl 5,3%. Měření vzorku TS/N 06 ukazuje rozbíhavost, která se při přiblížení k lomu uzavírá, viz Obrázek 3.10. Toto chování lze vysvětlit pouze samovolným srovnáním se vzorku v čelistech v průběhu zatěžování.

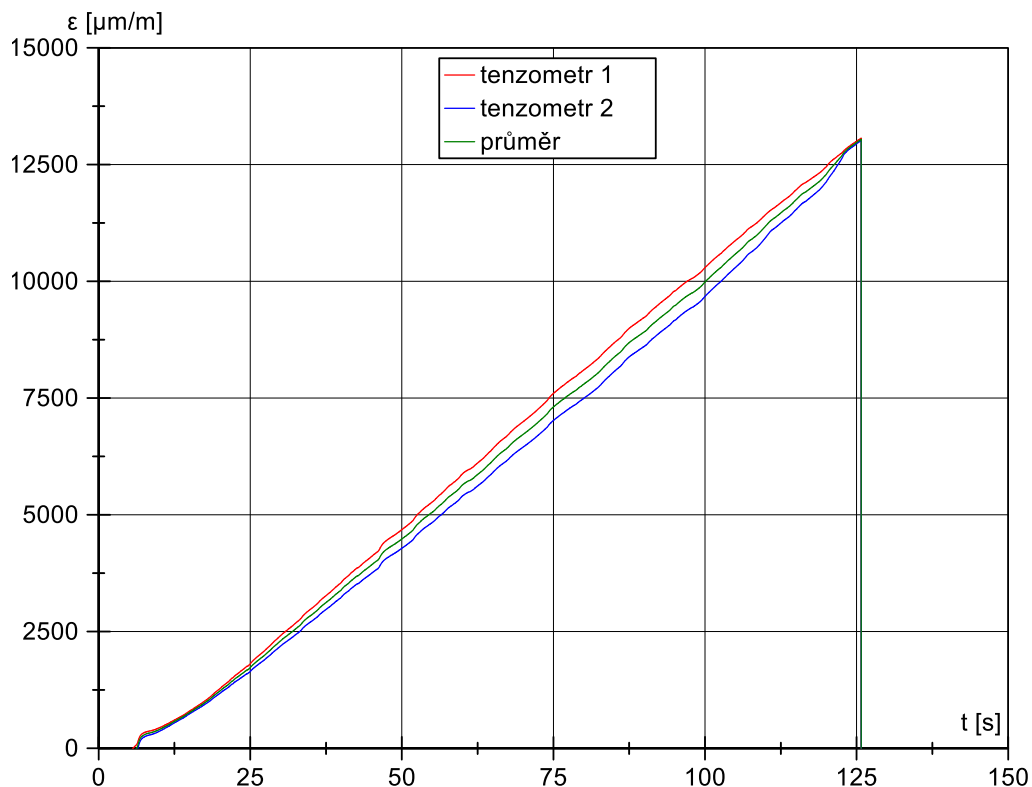




Obrázek 3.8: Prodloužení snímané plným můstkem u vzorku TS/N 07



Obrázek 3.9: Prodloužení tenzometrů při zkoušce vzorku TS/N 05

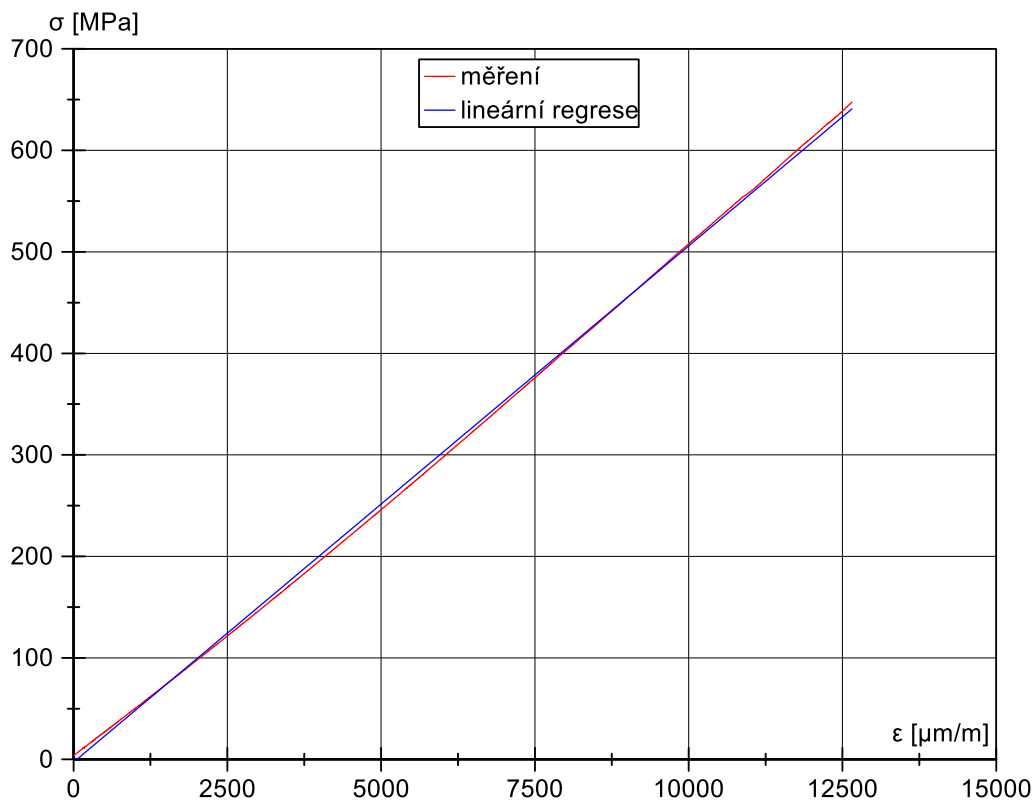


Obrázek 3.10: Prodloužení tenzometrů při zkoušce vzorku TS/N 06

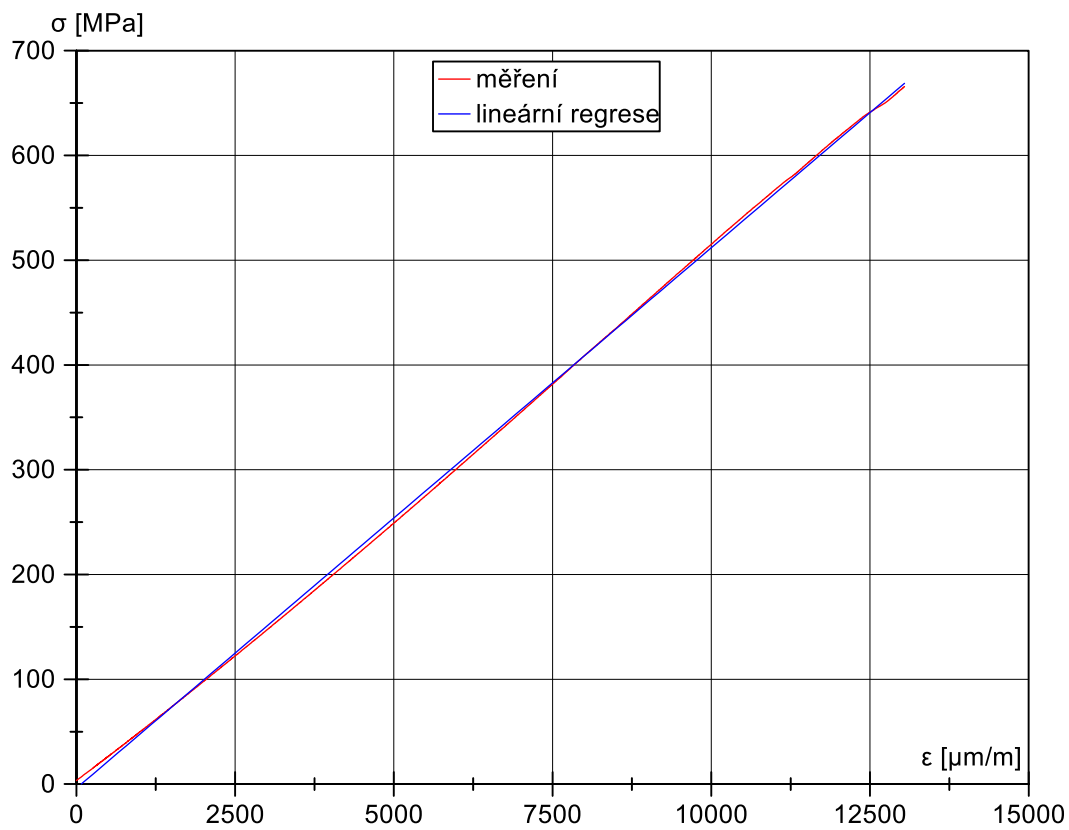
Průměrné hodnoty prodloužení ze dvou protilehlých tenzometrů jsou použity k vynesení tahového diagramu, viz Obrázek 3.11 a Obrázek 3.12. Oba diagramy jsou navíc doplněny o jejich lineární regrese, které se téměř překrývají s měřenými daty. Můžeme tedy konstatovat, že materiál se chová zcela lineárně až do lomu bez viditelného zplastizování (lom je tedy křehký). Obrázek 3.13 ukazuje srovnání směrnice tahových diagramů obou měření, potažmo rozdíl mezi Youngovým modulem pružnosti. Ten je číselně vyjádřen v Tabulka 3.7.

TS/N	E
[-]	[N/mm <sup>2</sup> ]
05	50857,69
06	51583,77
průměr	51220,73

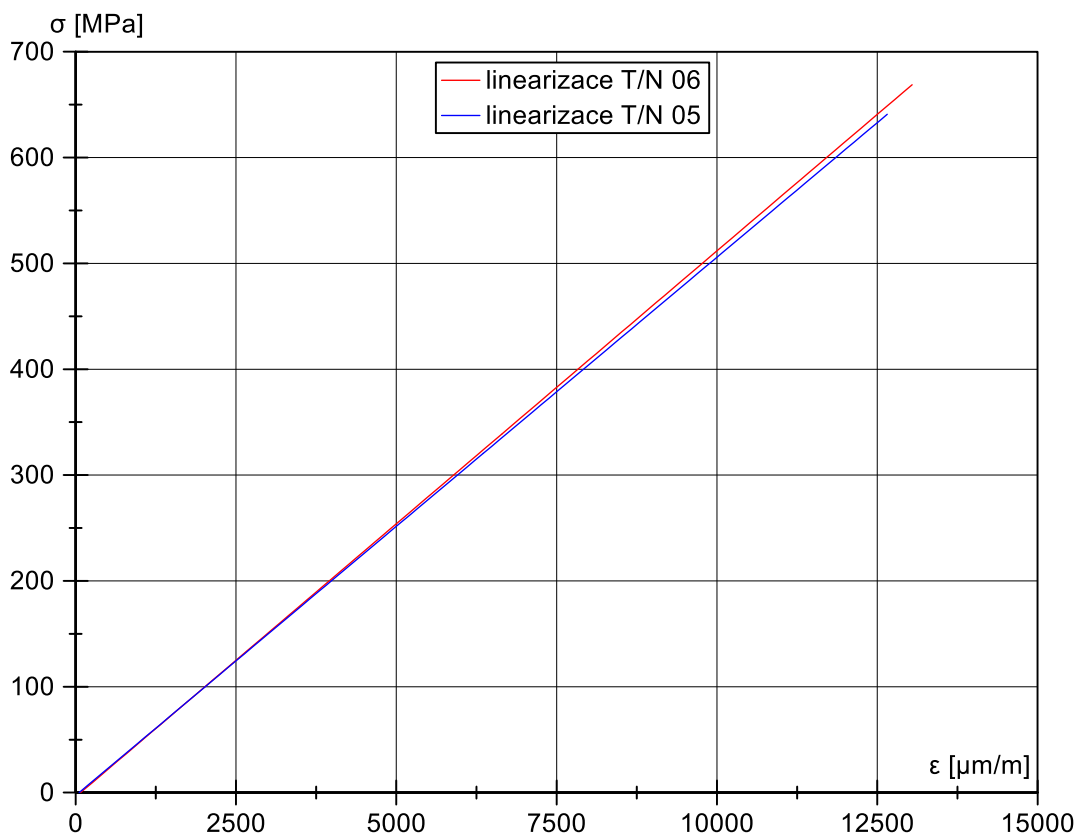
Tabulka 3.7: Youngův modul pružnosti materiálu Textreme 1000



Obrázek 3.11: Tahový diagram vzorku TS/N 05 včetně lineární regrese



Obrázek 3.12: Tahový diagram vzorku TS/N 06 včetně lineární regrese



Obrázek 3.13: Srovnání sklonu tahových diagramů vzorků TS/N 05 a 06

Pro shrnutí tahové zkoušky můžeme připomenout naměřené vlastnosti materiálu. Báze A pevnosti v tahu materiálu Textreme 1000 DT120 je  $R_{m_A}=536,55$  MPa a Youngův modul pružnosti v tahu  $E=51220,73$  MPa. Materiál se chová lineárně až do lomu, který je křehký bez viditelné známky zplastizování.

### 3.4 Zkouška čtyřbodovým ohybem ASTM C393

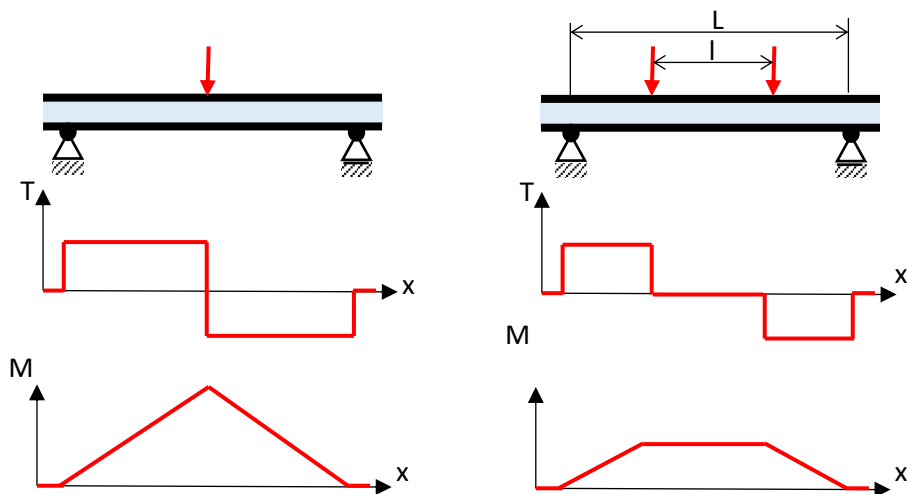
#### 3.4.1 Popis zkoušky

Zkouška ASTM C393 slouží k určení pevnostních a tuhostních vlastností sandwichových kompozitních materiálů. Konkrétně ohybovou tuhost sandwichové struktury, smykovou pevnost jádra, tahovou i tlakovou pevnost vnější vrstvy a pevnost spoje mezi jádrem a vnější vrstvou. Norma také popisuje způsob zatěžování, doporučení pro geometrii vzorku, postup měření a výpočty pro stanovení výše zmíněných vlastností z naměřené zatěžující síly a maximálního průhybu (deflektce).

Jak již bylo zmíněno výše, hlavním výstupem měření je potvrdit pevnost ve smyku lepeného spoje mezi jádrem a vnějšími vrstvami. Důvodem je technologický postup. Vnější vrstva je lepena k pěnovému jádru bez použití přídavné vrstvy lepidla, která je v těchto případech doporučována. Přidáním vrstvy polymeru by byla zajištěna spolehlivost spoje a rovnoměrnost pohledové vrstvy, na druhou stranu by tento zásah vedl ke zvýšení hmotnosti celého letounu. Pevnost tohoto spoje je rozhodující pro pevnost celé struktury, proto je tato zkouška nezbytnou součástí pevnostní kontroly letounu.

### 3.4.2 Zatěžování

Druh a pozici porušení lze teoreticky určit správným zvolením geometrie vzorku a přípravků k zatěžování. V případě zatěžování nabízí norma dvě možnosti, tří a čtyřbodový ohyb. Vzhledem k tomu, že se snažíme zajistit porušení vzorku smykem jádra, budeme usilovat o co největší posouvající sílu a co nejmenší ohybový moment (vysvětleno v kapitole 3.4.3). Posouvající síla je v obou případech zatěžování stejná, ale u čtyřbodového ohybu je maximum ohybového moment výrazně nižší, viz Obrázek 3.14. Navíc při použití čtyřbodového schématu se redukuje lokální zavádění síly na polovinu, takže nehrozí tak velké nebezpečí promáčknutí zatěžovacího válečku do vnější vrstvy vzorku. Pokud při zatěžování dochází k tomuto porušení, je možné použít gumové podložky či tenké podložky z tvrdšího materiálu. Při zachování stejných tuhostí obou podložek by nemělo dojít k ovlivnění výsledného maximálního ohybového momentu ani posouvající síly.



Obrázek 3.14: Průběh posouvající síly a ohybového momentu pro tří a čtyřbodový ohyb

Dále lze porušení ovlivnit polohou podpór a zatěžovacích sil, ty jsou zahrnuty do iteračního výpočtu v odstavci 3.4.3 níže.

### 3.4.3 Vzorky

Zvolená geometrie vzorku má zásadní vliv na druh porušení, proto byla iteračním způsobem dopočítána tak, aby nastalo porušení jádra (nebo ideálně lepeného spoje) ve smyku. Pro výpočet platí tato omezení:

- Smykové napětí v jádře musí být vyšší než jeho dovolené napětí uvedené v materiálových listech, tedy 0,8 MPa.
- Tlakové napětí ve vnější vrstvě nesmí přesáhnout dovolené napětí v tlaku 481 MPa.
- Vzdálenost mezi zatěžujícími silami  $l$  nemůže přesáhnout 98 mm (maximální rozpětí přípravku).
- Vzdálenost podpór  $L$  nemůže přesáhnout 129,6 mm (maximální rozpětí přípravku) a zároveň by měla být menší než  $20 \cdot d$  (pro zachování základní teorie sandwichového nosníku), kde  $d = t_c + 2 t_f$  je tloušťka sandwiche.
- Šířka vzorku  $b$  by měla být větší než  $2 \cdot d$  (taktéž kvůli teorii SN).

Ze základní teorie sandwichových nosníků<sup>9</sup> lze vypočítat smykové napětí v jádře a tahové napětí ve vnější vrstvě, aby mohli být porovnány s limity specifikovanými výše:

$$\tau_c = \frac{T}{d b} = \frac{P}{2 d b} \quad (3.9)$$

<sup>9</sup> ZENKERT, Dan. An Introduction to Sandwich Structures. Student edition. Stockholm, 2005. Kapitola 3.6

$$\sigma_f = \frac{M}{t_f d b} = \frac{P(L-l)}{4 t_f d b} \quad (3.10)$$

Pro kombinaci rozměrů a zatížení vypsanych v Tabulka 3.8 vychází porušení jádra ve smyku a bezpečnost vůči porušení vnější vrstvy  $k=4,19$ .

Tloušťka vzorku:	d	6,48	[mm]
Vzdálenost zatěžujících sil:	l	60	[mm]
Vzdálenost podpor:	L	128	[mm]
Šířka vzorku:	b	20	[mm]
Zatěžovací síla:	F	210	[N]
Tloušťka vnější vrstvy:	$t_f$	0,24	[mm]

Tabulka 3.8: Vypočítané rozměry vzorku a zatížení pro vyvolání poruchy ve smyku

Norma doporučuje, aby vzorek přesahoval podpory z každé strany o 25 mm. Dodávaná tloušťka jádra odpovídá vypočítaným 6 mm, tloušťka jedné vrstvy Textreme 1000 je zhruba 0,12 mm. Výsledné předepsané rozměry vzorků jsou tedy:

Délka vzorku:	a	178	[mm]
Šířka vzorku:	b	20	[mm]
Tloušťka jádra:	$t_c$	6	[mm]
Tloušťka vnější vrstvy:	$t_f$	0,24	[mm]

Tabulka 3.9: Předepsané rozměry vzorků pro čtyřbodový ohyb

Základní sada vzorků obsahuje 6 vzorků s pěnovým jádrem Rohacel 51-A a dvěma vrstvami uhlíkového laminátu Textreme 1000 DT120 z obou stran (UL-39\_TEX-BEND0/01). Tato sada je dále doplněna o stejně početné 2 sady s laminátem GG160 DT120 (UL-39\_GG160-BEND0/01). Jedna z těchto sad má také přidanou vrstvu skleněného laminátu s vysokým obsahem pryskyřice (UL-39\_AG/GG160-BEND0/01). Všechny tyto varianty jsou vyrobeny i v provedení s nomexovou voštinou místo pěnového jádra (UL-39\_TEX/HC-BEND0/01, UL-39\_AG/GG160/HC-BEND0/01, UL-39\_GG160/HC-BEND0/01). Rozměry dodaných vzorků jsou změřeny a vypsány v Tabulka 3.10.

VYP. 1512/2018			
B/N: UL-39_TEX-BEND0/01			
TS/N	d	b	
[-]	[mm]	[mm]	[mm]
01	6,075	20,134	
02	6,018	20,015	
03	6,091	20,124	
04	6,084	20,121	
05	6,067	20,101	
06	6,066	20,111	

VYP. 1513/2018			
B/N: UL-39_AG/GG160-BEND0/01			
TS/N	d	b	
[-]	[mm]	[mm]	[mm]
01	6,071	20,115	
02	6,072	20,124	
03	5,956	20,102	
04	6,055	20,110	
05	5,995	19,963	
06	6,070	20,145	

VYP. 1514/2018			
B/N: UL-39_GG160-BEND0/01			
TS/N	d	b	
[-]	[mm]	[mm]	[mm]
01	5,930	20,040	
02	5,928	20,141	
03	5,978	20,125	
04	5,994	20,096	
05	5,977	20,076	
06	6,001	20,121	

VYP. 1516/2018			
B/N: UL-39_TEX/HC-BEND0/01			
TS/N	d	b	
[-]	[mm]	[mm]	[mm]
01	6,423	20,108	
02	6,439	20,045	
03	6,426	20,103	
04	6,411	20,094	
05	6,414	20,036	
06	6,417	19,967	

VYP. 1517/2018			
B/N: UL-39_AG/GG160/HC-BEND0/01			
TS/N	d	b	
[-]	[mm]	[mm]	[mm]
01	6,376	20,098	
02	6,388	20,065	
03	6,385	20,099	
04	6,387	20,116	
05	6,374	20,057	
06	6,384	20,054	

VYP. 1518/2018			
B/N: UL-39_GG160/HC-BEND0/01			
TS/N	d	b	
[-]	[mm]	[mm]	[mm]
01	6,351	20,067	
02	6,355	20,083	
03	6,357	20,084	
04	6,347	20,084	
05	6,356	20,013	
06	6,367	20,094	

Tabulka 3.10: Naměřené rozměry dodaných vzorků pro zkoušky čtyřbodovým ohybem

Pro každou ze sad je nutné doplnit geometrické a mechanické vlastnosti použitých vnějších vrstev, viz Tabulka 3.11. U první sady jsou data převzata z měření popsaného v kapitole 3.3.6, druhá sada má nesymetrické vrstvení (vrstva skla je pouze na horní straně sandwiche) a tudíž je modul pružnosti horní vrstvy zprůměrován přes tloušťky skleněné a uhlíkové vrstvy. Spodní vrstva je shodná s poslední sadou, zde jsou data převzata ze starších měření (viz Tabulka 3.2).

VYP. 1512/2018; 1516/2018			
B/N: UL-39_TEX-BEND0/01; UL-39_TEX/HC-BEND0/01			
Modul pružnosti vnější vrstvy	$E_f$	51220,73	[N/mm <sup>2</sup> ]
Tloušťka vnější vrstvy	$t_f$	0,282	[mm]

VYP. 1513/2018; 1517/2018			
B/N: UL-39_AG/GG160-BEND0/01; UL-39_AG/GG160/HC-BEND0/01			
Modul pružnosti horní vrstvy	$E_{f1}$	55397	[N/mm <sup>2</sup> ]
Tloušťka horní vrstvy	$t_{f1}$	0,24	[mm]
Modul pružnosti dolní vrstvy	$E_{f2}$	61562	[N/mm <sup>2</sup> ]
Tloušťka dolní vrstvy	$t_{f2}$	0,2	[mm]

VYP. 1514/2018; 1518/2017			
B/N: UL-39_GG160-BEND0/01; UL-39_GG160/HC-BEND0/01			
Modul pružnosti vnější vrstvy	$E_f$	61562	[N/mm <sup>2</sup> ]
Tloušťka vnější vrstvy	$t_f$	0,2	[mm]

Tabulka 3.11: Tloušťky a moduly pružnosti vnějších vrstev jednotlivých sad vzorků

### 3.4.4 Měřicí přístroje

Mikrometr použitý na měření rozměrů vzorků je shodný s tím použitým na tahové vzorky (viz kapitola 3.3.3). Ke změření rozteče podpěr a zatěžujících sil je použito posuvné měřítko Kinex s přesností 0,03 mm (požadovaná přesnost je 0,5% měřené délky, v našem případě 0,3 mm).

Trhací stroj je v případě čtyřbodového ohybu navíc vybaven siloměrem GTM 10kN, S/N: 62914 (výr. č. 58259) s třídou přesnosti 0,1 a průhyboměrem vyrobeným na ÚLT. Ten je založen na principu tenzometricky měřeného průhybu tenkého plechového nosníku. Průhyboměr je zkalibrován vůči pohybu hlavy trhacího stroje ve dvou bodech, které jsou dostačující pro jeho lineární charakteristiku.

### 3.4.5 Postup měření

Norma popisuje tyto body měření:

- 1) Změřit šířku i tloušťku vzorku a rozteč horního i spodního přípravku (podpěry a zatěžovací síly).
- 2) Vložit vzorek do přípravků. Pokud se při prvním pokusu projeví vtlačení válečků do vzorku, je možné je podložit gumovými podložkami.
- 3) Zatěžovat takovou rychlostí, aby porucha nastala mezi 3 až 6 minutami.
- 4) Zaznamenat maximální sílu a průhyb ve středu vzorku.

### 3.4.6 Výpočty

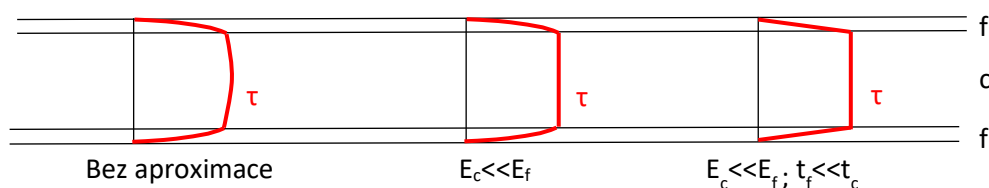
Norma rozděluje výpočty pro tří a čtyřbodový ohyb. V našem případě pro čtyřbodový ohyb uvádí tento vzorec pro stanovení smykového napětí v jádře:

$$\tau_c = \frac{P}{(d + c) b} \quad (3.11)$$

Kde  $P$  je celková zatěžující síla,  $d$  je celková tloušťka sandwiche,  $c$  je tloušťka jádra a  $b$  šířka vzorku. Vzhledem k tomu, že výška jádra tvoří převážnou část tloušťky sandwiche, dává tento vzorec poloviční hodnoty napětí oproti výpočtu běžně se vyskytujícímu v literatuře<sup>10</sup>:

$$\tau_c = \frac{P}{d b} \quad (3.12)$$

Jelikož se výsledky za použití vzorce (3.12) téměř shodují s údaji výrobce pěny a není pravděpodobné, že by technologie způsobila snížení smykové pevnosti jádra na méně než polovinu, bude nadále použit tento vzorec pro výpočet pevnosti jádra ve smyku. Vzhledem k průběhu smykového napětí ve vzorku (viz Obrázek 3.15) je stejná hodnota použita jako minimální mezní napětí spoje mezi jádrem a vnější vrstvou.



Obrázek 3.15: Průběh smykového napětí po tloušťce sandwiche

Výpočet modulu pružnosti ve smyku jádra stanovuje norma pouze pro předepsané vzdálenosti podpor a sil, proto musí být tento výpočet odvozen z rovnice pro maximální průhyb sandwiche pro případ čtyřbodového ohybu<sup>11</sup>:

$$w_{max} = |w_b + w_s|_{(L/2)} = \frac{P(L-l)}{96 D} (2L^2 + 2Ll - l^2) + \frac{P(L-l)}{4 S} \quad (3.13)$$

Kde  $D$  je ohybová tuhost a  $S$  smyková tuhost:

$$D = \frac{E_f t_f d^2 b}{2} \quad (3.14)$$

$$S = \frac{G_c d^2 b}{t_c} \quad (3.15)$$

Zde index  $f$  označuje modul pružnosti a tloušťku vnější vrstvy (face), zatímco  $c$  je použit pro jádro (core). Z vzorců (3.13) až (3.15) je možné vyjádřit modul pružnosti ve smyku jádra jako:

$$G_c = \frac{P(L-l)t_c}{4 d^2 b w_{max} - \frac{P(L-l)}{12 E_f t_f} (2L^2 + 2Ll - l^2)} \quad (3.16)$$

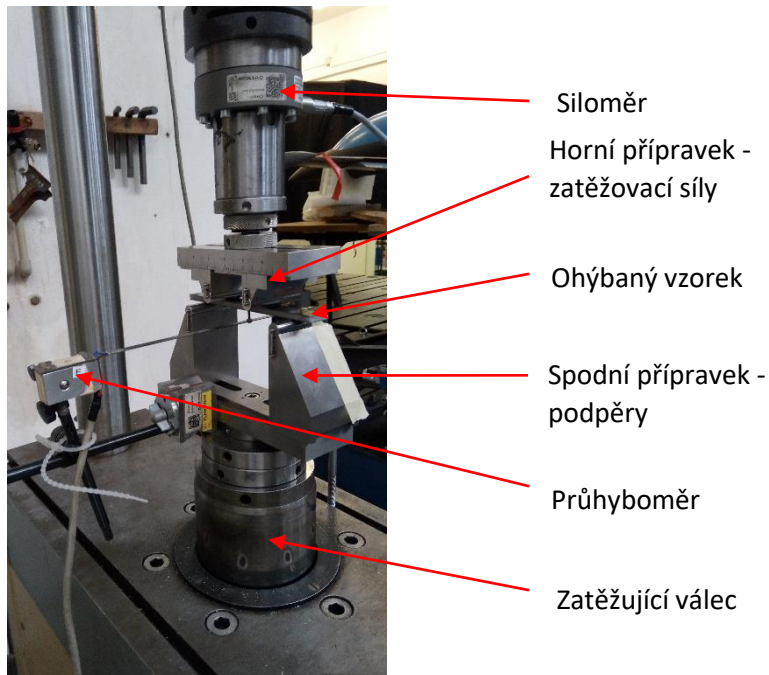
<sup>10</sup> ZENKERT, Dan. An Introduction to Sandwich Structures. Student edition. Stockholm, 2005. Kapitola 3.6

<sup>11</sup> Machinery's Handbook. 27th Edition. USA: Industrial Press, 2004, s. 262. ISBN 0831127007.



### 3.4.7 Výsledky měření

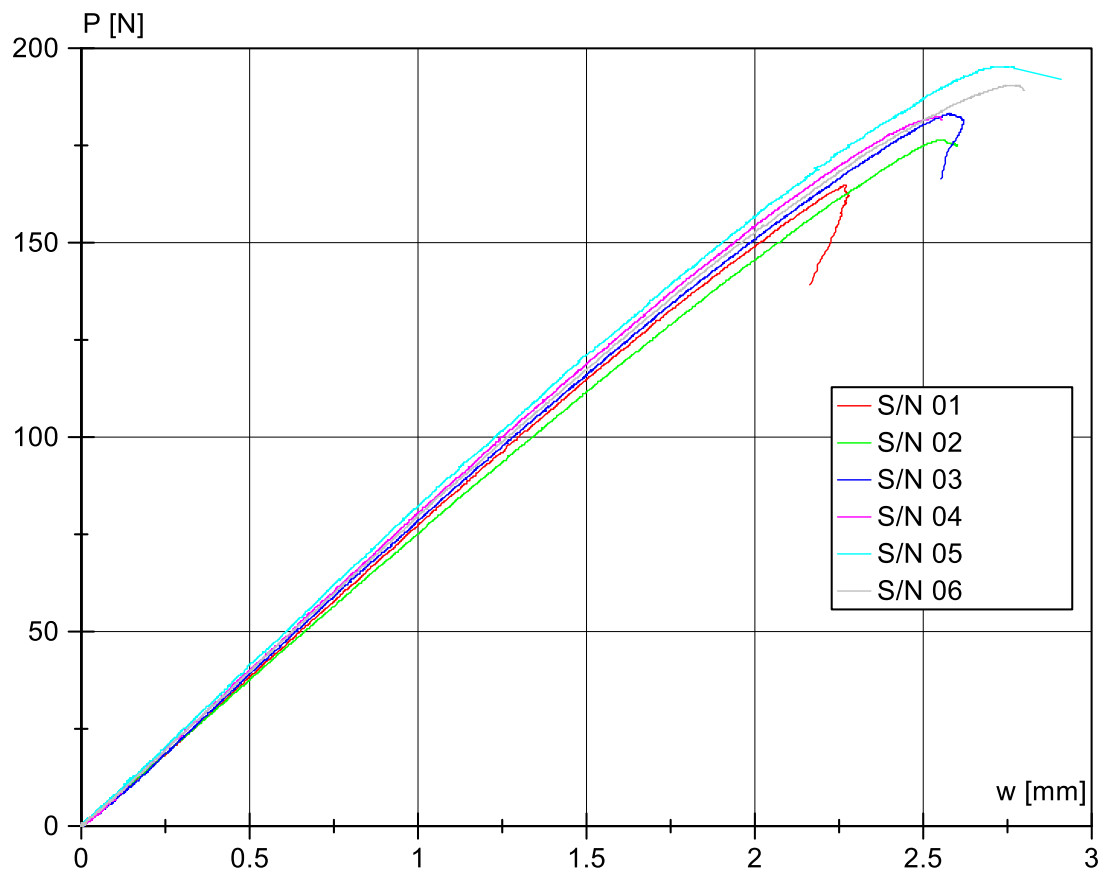
Měření sandwiche čtyřbodovým ohybem proběhlo dne 2.3.2018 v laboratořích ÚLT. Vnější podmínky jsou stejné jako u předešlého měření, tedy teplota 21°C a vlhkost 50%. Sestava měření je popsána na Obrázek 3.16.



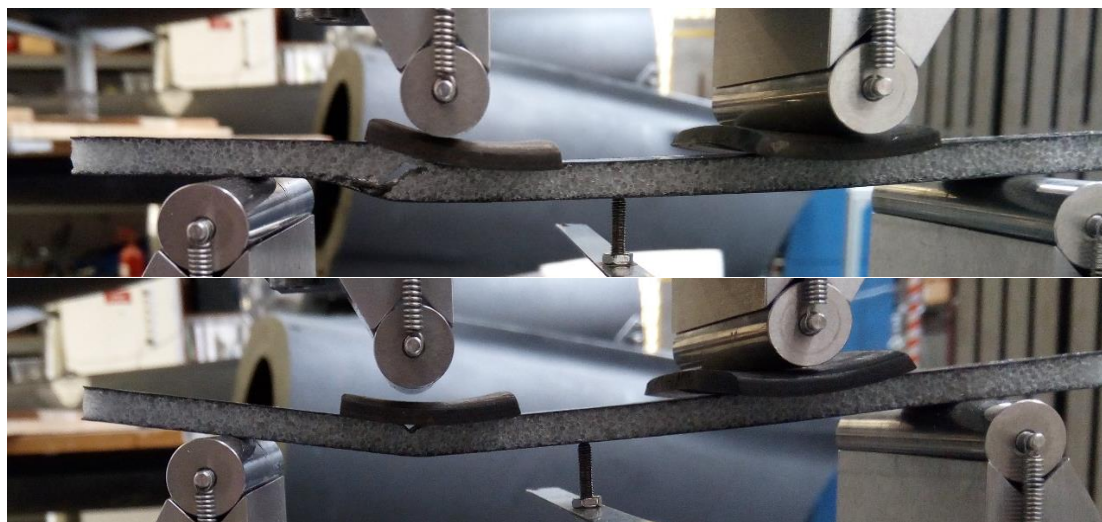
Obrázek 3.16: Sestava měření pro čtyřbodový ohyb

Klasický průběh zatěžování a odpovídajícího maximálního průhybu (deformace ve středu vzorku) lze pro první sadu vzorků vidět na Obrázek 3.17. První ze vzorků (S/N 01) vykazuje nižší pevnost a rozdílný charakter při porušení, protože došlo k promáčknutí vrchní vrstvy uhlíkového kompozitu do jádra pod zatěžujícím válečkem. U všech dalších měření proto byly použity gumové podložky pro rozprostření zatížení do větší plochy, viz Obrázek 3.18. Tento obrázek také ukazuje typ poruchy společný pro zbytek vzorků sady, porucha jádra ve smyku pod typickým úhlem 45° a na predikovaném místě mezi podporou a místem zatěžování (oblast maximální posouvající síly, viz vzorec (3.12)).

Z křivek na diagramu průhyb-zatížení jsou odečteny hodnoty maximální síly  $P_{\max}$ , při které došlo k porušení materiálu. Z tohoto údaje je dále vypočítáno maximální smykové napětí  $\tau_{\max}$  dle vzorce (3.12), které je jádro sandwiche schopno přenést. Dále je měřen bod zhruba ve středu diagramu (okolo zatížení 100N) popsán zatěžující silou  $P_{\text{mid}}$  a průhybem  $w_{\text{mid}}$ . Z těchto údajů je dle rovnice (3.16) vypočten modul pružnosti jádra ve smyku  $G_c$ . Statistické zpracování měřených vlastností jádra jsou dopočítány dle postupu uvedeném v kapitole 3.3.5. Do statistického zpracování pevnosti jádra ve smyku jsou započítány pouze hodnoty měření se správným módem porušení (stříh jádra).



Obrázek 3.17: Průběh zatěžování a průhybu vzorků TEX-BEND0/01 při čtyřbodovém ohybu



Obrázek 3.18: Porucha pěnového jádra ve smyku (nahore) a propadnutí vnější vrstvy (dole)

Tabulka 3.12 až Tabulka 3.14 ukazují výsledky tří sad vzorků obsahujících shodné pěnové jádro. Výsledky pevnosti jádra ve smyku se mezi jednotlivými sadami liší o necelých 10% (pro průměrné hodnoty), což je menší rozptyl, než mezi hodnotami v jednotlivých sadách. Celkově byly naměřeny hodnoty pevnosti v rozsahu od 0,704MPa do 0,802MPa, což se shoduje s pevností deklarovanou výrobcem pěny 0,8MPa. Rozptyl naměřených hodnot lze vysvětlit nepřesností uložení

přípravků (to potvrzuje fakt, že poruchy se objevily pouze na levé straně vzorků) a nepredikovatelným vzlínáním pryskyřice do jádra u jednotlivých vzorků. U výpočtu báze A způsobuje malý počet vzorků v jednotlivých sadách příliš vysokou redukci pevnosti jádra ve smyku, viz statistické zpracování v jednotlivých tabulkách. Proto je pro výpočet báze A pevnosti jádra ve smyku použito všech výsledků vzorků obsahujících shodné pěnové jádro, a které se porušily stříhem jádra. Takových vzorků je 13, jejich průměrná hodnota je  $\overline{\tau_{\max}}=0,74$  MPa, směrodatná odchylka  $S=0,031$  a báze A  $\tau_{\max A}=0,62$  MPa. Posledně zmíněný výsledek bude dále použit ve výpočtovém modelu a odpovídá také únosnosti spoje mezi jádrem a vnější vrstvou.

Modul pružnosti pěnového jádra ve smyku na druhou stranu vykazuje rozdílné výsledky pro jednotlivé sady vzorků, jejich rozdíl je 28% (pro průměrné hodnoty). Podobně velký rozdíl je i u naměřených hodnot vzorků v jednotlivých sadách. Tyto údaje poukazují na fakt, že tento druh měření není vhodný pro přesné měření modulu pružnosti jádra ve smyku. Metoda je velice citlivá na přesně naměřené tloušťky jádra a vnějších vrstev, které se ve splepeném stavu obtížně získávají. Stejně tak je nutné mít přesné hodnoty modulu pružnosti laminátu použitého ve vnější vrstvě, který se může lišit od dat získaných z trhacích zkoušek (pryskyřice z prepregu je odsáta do jádra). Vzhledem k nelineárnímu průběhu průhybu se zatěžováním (viz Obrázek 3.17) se také výsledný modul pružnosti liší pro různá místa odběru dat. Proto bude pro další výpočty použita hodnota modulu pružnosti pěnového jádra ve smyku  $G_c=18$  MPa. Tato hodnota je udávána výrobcem a blíží se naměřeným hodnotám první sady vzorků, které používají nejpřesnější data pro vnější vrstvy (z předchozích měření).

TS/N	$P_{\max}$	$\tau_{\max}$	$P_{\text{mid}}$	$W_{\text{mid}}$	$G_c$	mód porušení
[-]	[N]	[MPa]	[N]	[mm]	[MPa]	[-]
01	164,8	0,674	97,6	1,262	17,88	promáčknutí
02	176,8	0,734	89,6	1,196	17,48	stříh jádra
03	183,6	0,749	97,6	1,253	18,01	stříh jádra
04	187,6	0,766	99,6	1,181	21,02	stříh jádra
05	195,6	0,802	102,8	1,262	19,84	stříh jádra
06	190,8	0,782	99,2	1,245	19,01	stříh jádra
Aritmetický průměr modulu pr.				$\overline{G_c}$	18,87	[MPa]
Aritmetický průměr pevnosti				$\overline{\tau_{\max}}$	0,77	[MPa]
Směrodatná odchylka pevnosti				S	0,027	[MPa]
Báze A pevnosti				$\tau_{\max A}$	0,61	[MPa]
Báze B pevnosti				$\tau_{\max B}$	0,68	[MPa]

Tabulka 3.12: Výsledky měření čtyřbodového ohybu sady vzorků UL-39\_TEX-BEND0/01

TS/N	$P_{\max}$	$\tau_{\max}$	$P_{\text{mid}}$	$W_{\text{mid}}$	$G_c$	mód porušení
[-]	[N]	[MPa]	[N]	[mm]	[MPa]	[-]
01	172,0	0,704	100,0	1,557	14,48	stříh jádra
02	180,4	0,738	98,8	1,538	14,47	stříh jádra
03	169,6	0,708	102,4	1,656	14,21	stříh jádra
04	172,8	0,710	98,0	1,516	14,75	stříh jádra
05	168,4	0,704	98,4	1,529	15,20	stříh jádra
06	176,8	0,723	98,0	1,552	14,03	stříh jádra
Aritmetický průměr modulu pr.				$\overline{G_c}$	14,52	[MPa]
Aritmetický průměr pevnosti				$\overline{\tau_{\max}}$	0,71	[MPa]
Směrodatná odchylka				S	0,014	[MPa]
Báze A				$\tau_{\max A}$	0,64	[MPa]
Báze B				$\tau_{\max B}$	0,67	[MPa]

Tabulka 3.13: Výsledky měření čtyřbodového ohybu sady vzorků UL-39\_AG/GG160-BEND0/01

TS/N	$P_{\max}$	$\tau_{\max}$	$P_{\text{mid}}$	$w_{\text{mid}}$	$G_c$	mód porušení
[-]	[N]	[MPa]	[N]	[mm]	[MPa]	[-]
01	150,8	0,634	94,8	1,692	12,612	propadnutí
02	162,0	0,678	96,8	1,669	13,274	propadnutí
03	163,2	0,678	97,6	1,656	13,395	propadnutí
04	141,2	0,586	98,0	1,629	13,826	propadnutí
05	174,8	0,728	97,6	1,624	13,921	střih jádra
06	180,0	0,745	97,6	1,629	13,660	střih jádra
Aritmetický průměr modulu pr.				$\overline{G_c}$	13,45	[MPa]
Aritmetický průměr pevnosti				$\overline{\tau_{\max}}$	0,74	[MPa]
Směrodatná odchylka				S	0,012	[MPa]
Báze A				$\tau_{\max A}$	0,49	[MPa]
Báze B				$\tau_{\max B}$	0,61	[MPa]

Tabulka 3.14: Výsledky měření čtyřbodového ohybu sady vzorků UL-39\_GG160-BEND0/01

U sad vzorků s voštinovým jádrem došlo vždy ke stejnému módu porušení jádra, viz Obrázek 3.19 vpravo. V místě poruchy se začnou lokálně bortit stěny buňky voštiny, průběh poruchy je tedy pozvolný a tuhost sandwiche postupně klesá až do poruchy. I u těchto měření lze vyvodit podobné závěry ohledně přesnosti měření a rozptylu naměřených dat. Celková pevnost tohoto jádra je nižší, pro 18 testovaných vzorků vychází průměrná hodnota pevnosti jádra ve smyku  $\overline{\tau_{\max}}=0,7$  MPa, směrodatná odchylka  $S=0,039$  a báze A je  $\tau_{\max A}=0,57$  MPa.



Obrázek 3.19: Porušení voštinového jádra při čtyřbodovém ohybu

TS/N	$P_{\max}$	$\tau_{\max}$	$P_{\text{mid}}$	$w_{\text{mid}}$	$G_c$	mód porušení
[-]	[N]	[MPa]	[N]	[mm]	[MPa]	[-]
01	189,2	0,732	102,0	1,290	16,28	střih jádra
02	186,8	0,724	104,4	1,331	16,05	střih jádra
03	186,0	0,720	102,0	1,316	15,73	střih jádra
04	187,2	0,727	103,2	1,317	16,12	střih jádra
05	186,8	0,727	102,0	1,303	16,16	střih jádra
06	186,8	0,729	102,8	1,317	16,15	střih jádra
Aritmetický průměr modulu pr.				$\overline{G_c}$	16,08	[MPa]
Aritmetický průměr pevnosti				$\overline{\tau_{\max}}$	0,73	[MPa]
Směrodatná odchylka				S	0,004	[MPa]
Báze A				$\tau_{\max A}$	0,70	[MPa]
Báze B				$\tau_{\max B}$	0,71	[MPa]

Tabulka 3.15: Výsledky měření čtyřbodového ohybu sady vzorků UL-39\_TEX/HC-BEND0/01

TS/N	P <sub>max</sub>	τ <sub>max</sub>	P <sub>mid</sub>	w <sub>mid</sub>	G <sub>c</sub>	mód porušení
[-]	[N]	[MPa]	[N]	[mm]	[MPa]	[-]
01	181,6	0,709	97,2	1,549	12,48	střih jádra
02	175,6	0,685	97,2	1,579	12,09	střih jádra
03	182,0	0,709	97,2	1,525	12,76	střih jádra
04	174,0	0,677	97,6	1,565	12,29	střih jádra
05	182,0	0,712	98,0	1,525	13,02	střih jádra
06	180,4	0,705	98,4	1,516	13,20	střih jádra
Aritmetický průměr modulu pr.				$\overline{G_c}$	12,64	[MPa]
Aritmetický průměr pevnosti				$\overline{\tau_{max}}$	0,70	[MPa]
Směrodatná odchylka				S	0,015	[MPa]
Báze A				τ <sub>max A</sub>	0,62	[MPa]
Báze B				τ <sub>max B</sub>	0,66	[MPa]

Tabulka 3.16: Výsledky měření čtyřbodového ohybu sady vzorků UL-39\_AG/GG160/HC-BEND0/01

TS/N	P <sub>max</sub>	τ <sub>max</sub>	P <sub>mid</sub>	w <sub>mid</sub>	G <sub>c</sub>	mód porušení
[-]	[N]	[MPa]	[N]	[mm]	[MPa]	[-]
01	162,8	0,639	98,8	1,846	10,12	střih jádra
02	170,8	0,669	100,4	1,760	11,13	střih jádra
03	172,4	0,675	100,4	1,746	11,26	střih jádra
04	173,6	0,681	95,6	1,756	10,38	střih jádra
05	174,4	0,686	95,6	1,715	10,79	střih jádra
06	172,4	0,674	100,0	1,755	11,06	střih jádra
Aritmetický průměr modulu pr.				$\overline{G_c}$	10,79	[MPa]
Aritmetický průměr pevnosti				$\overline{\tau_{max}}$	0,67	[MPa]
Směrodatná odchylka				S	0,017	[MPa]
Báze A				τ <sub>max A</sub>	0,58	[MPa]
Báze B				τ <sub>max B</sub>	0,62	[MPa]

Tabulka 3.17: Výsledky měření čtyřbodového ohybu sady vzorků UL-39\_GG160/HC-BEND0/01

Hlavním výsledkem měření je potvrzení předpokladu, že jádro sandwiche selže dříve, než spojení mezi jádrem a vnější vrstvou. Vzhledem k aproximaci rozdělení smykového napětí v jádře (viz Obrázek 3.15) lze s dostatečnou přesností považovat minimální mezní napětí tohoto spoje za rovné smykové pevnosti jádra. Pro pěnové jádro Rohacel 51A to je  $\tau_{max p}=0,62$  MPa a pro voštinu  $\tau_{max v}=0,57$  MPa. Obecně lze také usoudit, že sandwich s vnější vrstvou z Textremu má vyšší tuhost a stabilitu. Pro získání přesného modulu pružnosti ve smyku jádra by bylo za potřeby podrobit vzorek testu dle ASTM C273. Na druhou stranu jsme touto zkouškou získali velice cenná data o chování celé struktury sandwiche a to jak z pohledu tuhostního, tak predikce módů porušení.

## 4 Idealizace geometrie

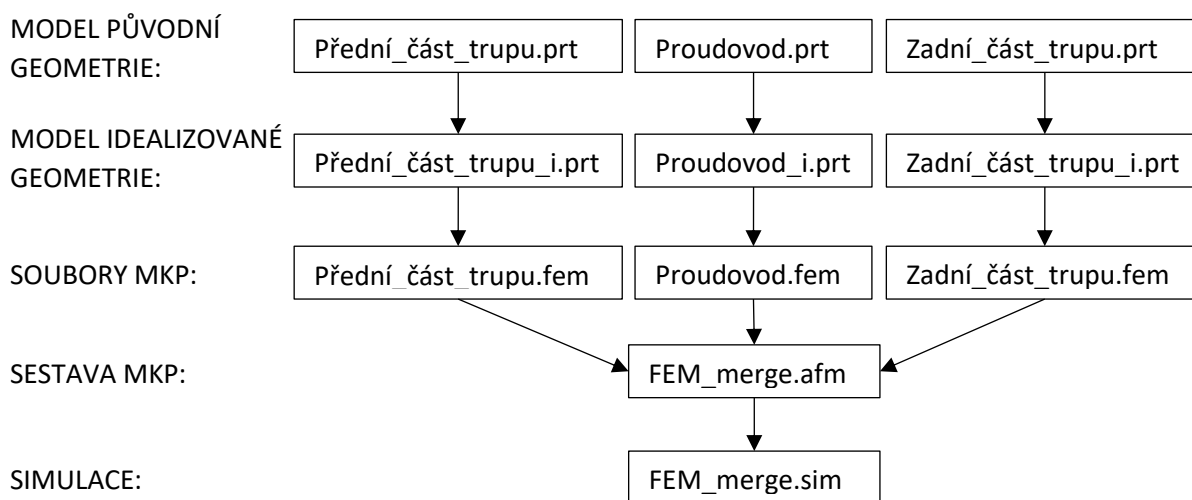
Stejně jako analytický výpočet i MKP pracuje s výpočetním modelem, tedy přiblížením, které co nejlépe reprezentuje tuhost jednotlivých částí, a které má za úkol podat co nejdůvěryhodnější informace o přerozdělení napětí a následně identifikovat místa a způsob selhání konstrukce. Vedle správnosti zatížení a zvolení výpočtové metody, má geometrie zásadní vliv na výsledky pevnostní analýzy. Ještě větší význam má v případě analýzy na ztrátu stability, kde i malé odchylky modelu od reality mohou vést k velkým chybám. Proto je potřeba při každém kroku tvorby idealizované geometrie provést úvahu, zda dané zjednodušení ovlivní výsledek. Pokud ano, musí být tzv. na bezpečné straně, respektive nesmí zvyšovat bezpečnost konstrukce. V této kapitole jsou vyjmenovány všechny zjednodušení oproti původní geometrii a uvedeny důvody k jejich použití.

### 4.1 Prostředí softwaru NX10 Nastran

Jednou z velkých předností softwaru NX10 je možnost použití výpočetního softwaru Nastran, který je přímo integrovaný do jeho rozhraní. Tímto je zajištěno plynulé propojení mezi:

- 1) preprocesorem - tvorba sítě, specifikace materiálů a laminátů, zadání zatížení a okrajových podmínek, nastavení výpočtu
- 2) procesorem - samotný výpočet softwarem Nastran
- 3) postprocesorem – zobrazení a zpracování výsledků

Není tedy nutné exportovat soubory mezi jednotlivými kroky a řešit problémy s jejich kompatibilitou. Tento krok také vede ke specifické architektuře prostředí, viz schéma na Obrázek 4.1 popisující konkrétní případ trupu UL-39. Při vytvoření simulace z modelu původní geometrie se automaticky vytváří soubor s idealizovanou geometrií, soubor MKP a soubor se simulací. Tyto soubory jsou navzájem propojeny a každý z nich obsahuje své specifické prostředí a nabízí jiné funkce.



Obrázek 4.1: Schéma souborové architektury výpočtu

NX10 nabízí dvě možnosti, jak vytvořit výpočtový model ze sestavy. Prvním je idealizace a vysítování celé sestavy najednou, druhým je postupná idealizace a sítování jednotlivých dílů nebo podsestav a následné spojení do MKP sestavy. Druhý způsob umožňuje paralelní práci více lidí na stejném modelu a také postupné budování výpočtového modelu během procesu vytváření geometrie. V našem případě bylo nutné přistoupit k tomuto postupu právě z důvodu tvoření geometrie přední části trupu paralelně s tvorbou výpočtového modelu celého trupu. Nevýhodou MKP sestavy je absence nástrojů ke spojování geometrie a správného navazování sítě. Jedinou možností jsou prostředky ke spojování nekompatibilních sítí, tzn. 1D elementy a slepení nebo kontakt mezi plochami a hranami.

Jak již bylo zmíněno výše v této kapitole, NX10 automaticky vytváří nový soubor pro idealizovanou geometrii, který jakožto vstup používá původní geometrii (využívanou např. k tvorbě výkresové dokumentace) a zároveň slouží jako vstupní data pro soubor MKP. V tomto modulu (v NX nazývané aplikace) pro tvoření idealizované geometrie se funkce dělí na:

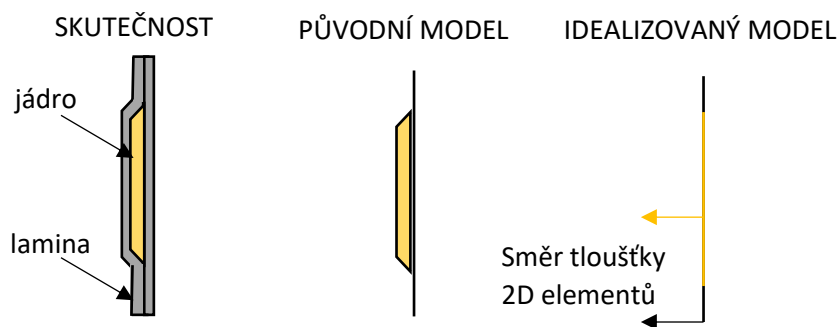
- 1) příprava geometrie – vytváření ploch z 3D objektů, sešívání a dělení ploch, idealizace geometrie (potlačení děr a rádiusů), vytváření jednoduchých ploch
- 2) synchronní modelace – manipulace s plochami (přesunutí, offset, vymazání)

Jelikož se jedná o soubor s příponou .prt, je možné použít funkce z aplikace pro modelování, které jsou v mnohých případech nezbytné (např. kopírování nebo tvoření symetrické geometrie). Překvapivé může být i začlenění některých důležitých funkcí pro tvorbu idealizované geometrie do aplikace dostupné pouze pro soubory s příponou .fem. Patří sem hlavně sjednocení ploch a manipulace s jejich hranami. Z toho plyne důležitý závěr, že soubor s idealizovanou geometrií je daleko od ideálního a musí se ručně doladit v MKP souboru, kde se již použité funkce neřadí do stromu a tudíž je ani není možné později upravit či smazat.

## 4.2 Redukce 3D částí na plochy

Celý výpočtový model se skládá pouze z 0D (osamělé hmoty), 1D a 2D elementů, u kterých je třetí dimenze obsažena ve vlastnostech přiřazených těmto elementům. Konkrétně je to tloušťka laminátu, která je vypočítána z tlouštěk jednotlivých lamin či jádra v modeláři laminátu (laminated modeler).

Vnější plochy trupu, tzn. potah trupu a vnitřní proudovod, jsou již v původní geometrii modelovány bez tloušťky s výjimkou míst se sandwichovou strukturou – viz Obrázek 4.2. V tomto případě je geometrie jádra použita pouze k ořezání vnější plochy jeho promítnutím. Zkosení jádra není modelováno a k ořezání je použita hrana nejbližší k ořezávané ploše, aby nedošlo k chybám při promítání.



Obrázek 4.2: Redukce 3D geometrie do plochy

U vnitřních přepážek, kde je na rozdíl od potahu modelována tloušťka laminátu, je geometrie zredukována na plochu stejným způsobem. Aby byla zajištěna geometrická návaznost mezi jednotlivými přepážkami a také k potahu, je ve všech případech tloušťka zredukována do vnější plochy.

V obou případech je nutné v modeláři laminátu zadat, na jakém místě se laminát nachází vůči vztažné ploše (nesmí být uprostřed). Dále je nutné po vysíťování zkontrolovat normály 2D elementů, aby směřovaly na druhou stranu vůči tloušťce původní geometrie (tloušťka je defaultně kladena ve směru opačném k normále 2D elementů pro nastavení TOP).

Zanedbáním zkosení jádra u 2D modelu se zvýší tuhostní skok mezi laminátem a sandwichem. Obecně lze laminát modelovat i 3D elementy, kde je tento efekt možné postihnout. Na druhou stranu



pro použité tloušťky laminátu, které jsou v některých případech pouze 0,25mm, by tento model vedl k extrémně vysokému počtu elementů.

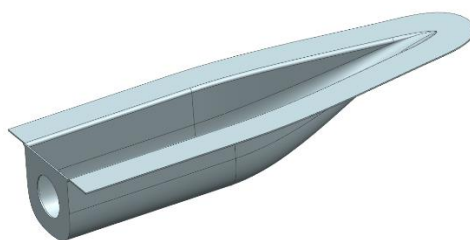
Dalším případem jsou lemy sloužící ke spojení mezi levou a pravou polovinou trupu. Ty jsou také zredukovány do jedné plochy a v místě spoje je zdvojnásoben počet lamin, viz Obrázek 4.3.



Obrázek 4.3: Idealizace spoje levé a pravé poloviny trupu

Stejný spoj je použit u krytů servisních otvorů s tím rozdílem, že kryty jsou přichyceny pouze nenosným prvky či přilepeny tmelem. Proto nejsou kryty v modelu uvažovány a lem je vyzdvížen do úrovně vnějšího potahu tak, aby na tuto plochu plynule navazoval.

Další zjednodušení je aplikováno na šroubové spojení mezi přední a zadní částí trupu. Trup je ve čtyřech místech (v návaznosti na jednosměrnou výztuž) spojen rozebíratelným spojením skrze laminátové kapsy, viz Obrázek 4.4. Tyto kapsy mají nezanedbatelný vliv na pevnost trupu, ale jako celek již byly testovány a pro podrobnější informace o přerozdělení napětí by bylo nutné vytvořit samostatný detailní model. Pevnostní analýza detailních částí tohoto charakteru není součástí této práce, a proto je tato část zanedbána a na jejím místě nahrazena pevným spojením sítě přední a zadní části trupu RBE2 elementy.



Obrázek 4.4: Laminátová kapsa - spoj v dělicí rovině trupu

### 4.3 Odstranění děr a zaoblení

Spoj mezi kováním (kování trasy řízení, závěsy ocasních ploch atd.) a laminátovou konstrukcí je typicky řešen šroubovým spojením skrze laminát vyztužený překližkou. Jelikož trasa řízení a samotné kování nejsou součástí této analýzy, jsou díry pro šrouby (průměr 5 až 7mm) odstraněny z výpočtové geometrie.

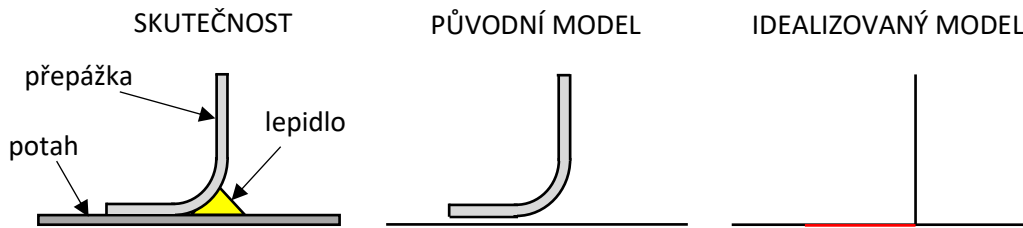
Dále jsou odstraněny díry pro trasu řízení v přepážkách (průměr 25, 35 a 44mm). Díry těchto rozměrů osazené lemem se tuhostně blíží spíše spojitě ploše, než otevřené díře. V případě ztráty stability dokonce plochu mírně stabilizují. Tento krok také napomáhá tvorbě pravidelné sítě. Dvě z těchto děr jsou patrné z příkladu na Obrázek 4.12.

Do této kategorie patří také výstupky určené k lícování lepených ploch. Ty jsou v idealizovaném modelu odstraněny a nahrazeny plynule navazující plochou. U sandwichových struktur je u reálné geometrie v tomto místě přerušeno jádro, v idealizované geometrii je výstupek redukován do plochy a nahrazen nepřerušeným sandwichem. S ohledem na tuhost je toto legitimní náhrada, v případě smykového selhání jádra v těchto místech by se mělo přihlídnout k tomuto zjednodušení.

Základem pro tvorbu kvalitní sítě je odstranění zaoblení na hranách ploch. Jejich zanedbání nijak neovlivní výsledky výpočtu a ve většině případů jejich přítomnost vede ke zdeformovaným elementům způsobujících singularity. Jedinou výjimkou v modelu je lepený spoj mezi přepážkami a potahem trupu,



viz Obrázek 4.5. Zde velikost rádiusu a množství použitého lepidla mění tuhost vzájemné rotace mezi plochami. Pokud je lepený spoj proveden správně, chová se jako vetknutí mezi plochami a rotační tuhost je odvislá od tuhosti okolních ploch. Tímto způsobem je spoj modelován i v idealizované geometrii, sítě přepážky a potah jsou na pevně spojeny a v místě spoje je zadán laminát odpovídající vrstvám v potahu i přepážce. Tato náhrada bohužel neumožňuje rychlou identifikaci poruchy lepeného spoje.

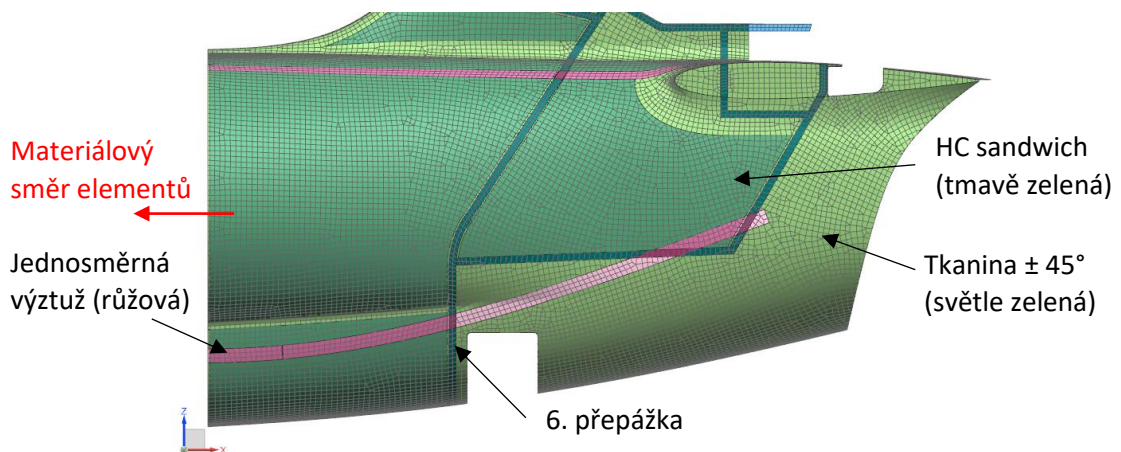


Obrázek 4.5: Idealizace spoje přepážky s potahem

#### 4.4 Podélníky - výztuhy z jednosměrného kompozitu

Pro ortotropní materiály je zásadní směr, ve kterém jsou laminy kladeny. Tento směr je v modelu dán směrem elementu, ke kterému se vztahuje úhel jednotlivých lamin v modeláři laminátu. Úhel mezi jednotlivými laminami laminátu je tedy u 2D elementů nezávislý na zadaném směru elementu, ale pouze na vlastnostech (property) danými vrstvením.

Problém nastává u jednosměrné výztuže, která průběžně mění svůj směr vůči tkanině, jako je tomu např. na spodní straně zadní části trupu, viz Obrázek 4.6. Z levé strany se úhel ve tmavě zelené ploše mění z  $0^\circ$  (rovina dělení trupu) na  $14,7^\circ$  (rovina šesté přepážky), proto je tato plocha rozdělena v místě, kde je lokální úhel  $5^\circ$ . V první části je zvolen úhel  $0^\circ$  a ve druhé  $10^\circ$ , tím pádem maximální chyba nepřesahuje v žádném bodě  $5^\circ$ . V části za šestou přepážkou (světle zelená) se úhel pozvolna mění ze  $14,7^\circ$  na  $17,9^\circ$ , zde je zvolena průměrná hodnota  $16,3^\circ$ . Maximální chyba v tomto místě je  $1,6^\circ$ .

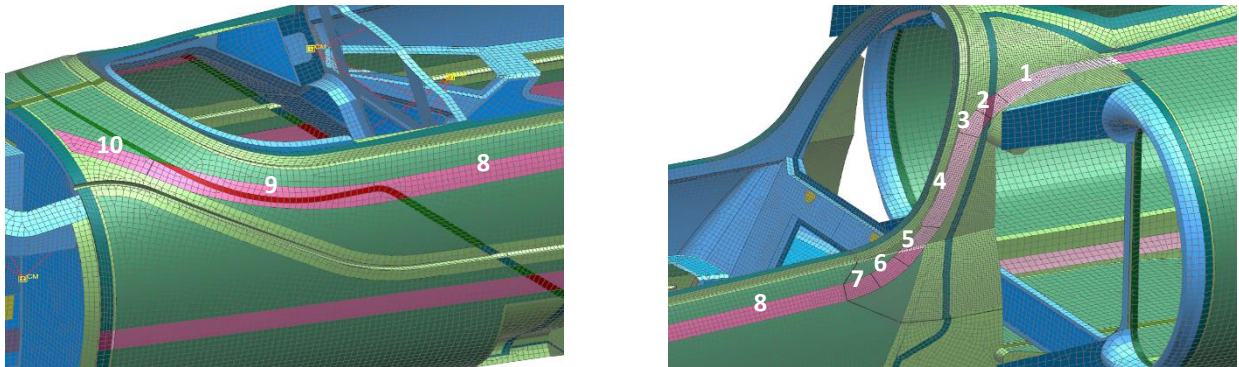


Obrázek 4.6: Jednosměrná výztuž v zadní části trupu

Obrázek 4.8 ukazuje závislost modulu pružnosti jednosměrného kompozitu na úhlu natočení a udává, jaká chyba v tuhosti nastane, při uvažování konstantního úhlu natočení v přechodové oblasti (maximální chyba  $5^\circ$ ). Toto zjednodušení vede k maximální chybě  $13,7\%$  v youngově modulu pružnosti ve směru vláken, modul pružnosti v kolmém směru a modul ve smyku jsou konstantní. Chyba v části za šestou přepážkou nepřesahuje  $1\%$ .

Dalším a poměrně složitějším případem je kladení jednosměrné výztuhy v oblasti mezi motorem a zadním pilotem. Zde přechází výztuha ze stropu do části pod krytem pilotní kabiny a tím

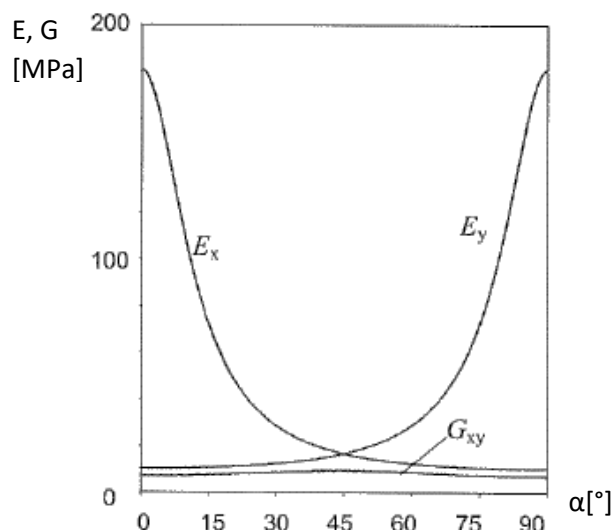
pádem rapidně mění svůj směr vůči ose X, ve kterém je zadán směr 2D elementů, viz Obrázek 4.7. Oblast jednosměrné výztuže byla proto rozdělena na 10 částí, aby bylo možné co nejpřesněji nastavit úhel natočení vůči ose X pro jednotlivé části. Tabulka 4.1 ukazuje tyto úhly natočení a maximální chybu pro jednotlivé části. Zde je nutné poznamenat, že tato chyba se vyskytne pouze na okrajích dané části a v případě rovných částí (část 4, 8 a 10) bude chyba zanedbatelná. Z těchto úhlů lze opět vyvodit chybu v modulu pružnosti v jednotlivých oblastech. Maximální bude v přechodové části 2, 5 a 6, kde chyba může dosahovat až 30%. U zbývajících přechodových částí bude chyba modulu pružnosti do 15% a v rovných částech žádná. Tyto chyby se vztahují pouze k modulu jednosměrné laminy, celkový modul laminátu bude postižen mnohem menší chybou, která při hrubém odhadu nepřesáhne 10%.



Obrázek 4.7: Jednosměrná výztuž v přední části trupu (vlevo-před pilotní kabinou, vpravo-za pilotní kabinou)

část	natočení vůči X	maximální chyba
[-]	[°]	[°]
0	0,00	0
1	9,41	4,7
2	28,91	9,8
3	42,05	6,6
4	66,04	0
5	45,97	10,0
6	26,50	9,7
7	11,68	7,4
8	4,02	0
9	11,52	3,7
10	15,10	0

Tabulka 4.1: Úhly nastavení jednosměrné výztuže v přední části trupu



Obrázek 4.8: Modul pružnosti laminy v závislosti na úhlu natočení<sup>12</sup>

#### 4.5 Zanedbání nenosných celků

Přesto, že jsou některé části trupu letounu pevně spojeny s primární konstrukcí, není možné je uvažovat ve výpočtu. Hlavním důvodem je typ spoje, který není navržen pro přenášení napětí a při vyšších deformacích hrozí úplné uvolnění. Typickým příkladem jsou servisní kryty lepené tmelem, překryt pilotní kabiny přichycené rychloupínacími prvky nebo pružně uložená klapka chladiče na konci proudovodu. Mezi zanedbané servisní kryty patří servisní kryt náhonu směrového kormidla, překryt na VOP, kryt chladiče motoru, řezače náběžné hrany u vstupů do proudovodu, kužel za statorem, žebrování chlazení motorového prostoru, kryt prostoru řízení pod piloty, překryt ocelových lan záchranného systému, překryt záchranného systému (padáku a rakety), kryty úložných prostorů v interiéru a kužel na špičce trupu.

Dalším typem jsou části, které vstupují do výpočtu jako součást zatížení, ale jejich tuhost je pro trup zanedbatelná. Zde patří chladič pohonné jednotky, směrové kormidlo, vodorovná ocasní plocha, křídla a příďový podvozek. Všechny tyto části tvoří tuhostní vazbu mezi svými závěsy, která je v idealizovaném modelu zanedbána. Uvažovaná je pouze jejich hmotnost, a proto jsou nahrazeny osamělou hmotou ve svém těžišti a spojeny RBE3 elementy s konstrukcí trupu.

#### 4.6 Motor a motorové lože

U dmychadlového pohonu odpadá zatížení motorového lože tahem pohonné jednotky, tuto sílu přenáší stator. Na motorové lože tedy zbývá přenést krouticí moment a vlastní váhu motoru, která je kritická např. pro zatěžovací případ nouzového přistání. Motorové lože se skládá ze tří závěsů umístěných na přepážce za zadním pilotem a na nohavicích proudovodu.

Jelikož samotný motor není součástí pevnostní analýzy, je nahrazen absolutně tuhými 1D elementy (RBE2) sbíhajícími se ze závěsů do těžiště motoru. Mezi závěsy a tuhou náhradou motoru jsou umístěny pružné elementy simulující silentbloky (CBUSH) primárně určené k tlumení vibrací. Tuhosti a rozměry silentbloků jsou převzaty z měření<sup>13</sup>, viz Tabulka 4.2. Idealizace celé sestavy je znázorněna

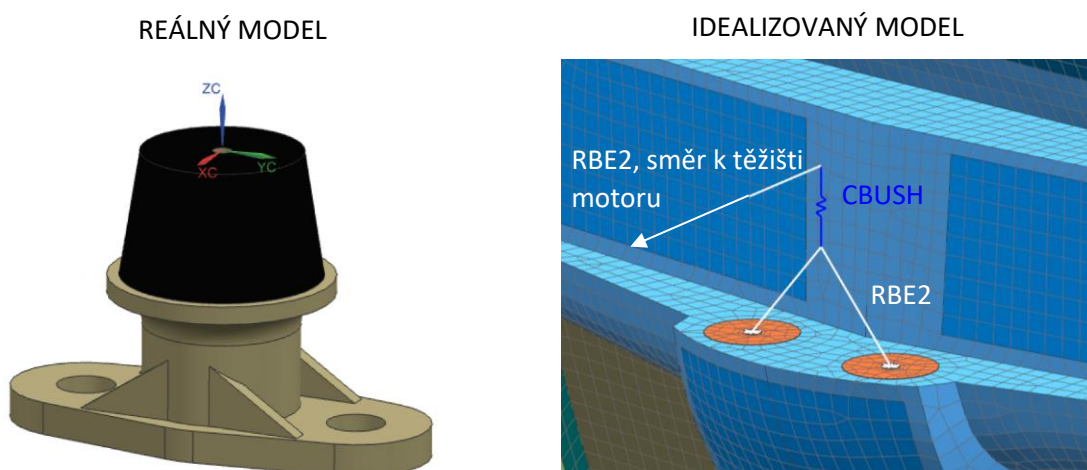
<sup>12</sup> ZENKERT, Dan and Mark BATTLE. Foundation of Fibre Composites. 2:nd edition. Stockholm, 2003.

<sup>13</sup> HORKÝ, J.: Motorové lože malého sportovního letounu: diplomová práce. Praha: ČVUT – České vysoké učení technické, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky, 2017, 81 s. Vedoucí práce: Sommer, T.

na Obrázek 4.9. Měření nepostihuje rotační tuhosti, proto byly zanedbány (modelovány absolutně tuhé,  $K=500\,000\text{ Nmm}$ ).

Tuhost K [N/mm]		
Osa	Přední silentblok	Boční silentblok
X	60	101
Y	60	84
Z	336	256

Tabulka 4.2: Naměřené tuhosti silentbloku



Obrázek 4.9: Model sestavy silentbloku

## 4.7 Závěsy křídla

Křídlo letounu UL-39 je průběžné a k trupu letounu je uchyceno skrze dvě dvojice kovových závěsů a odpovídající počet čepů ve směru hlavní osy letounu. Čepy jsou umístěny tak, aby protínaly elastickou osu nosníku křídla a tím pádem nedocházelo k posuvům závěsů a přidavným zatížením trupu od ohybové deformace křídla. Závěs je tedy v místě čepu zachycen okrajovou podmínkou zamezující translaci ve všech třech směrech a rotaci v osách kolmých na osu čepu (umístěné ve směru hlavní osy letounu, kolem které rotace není zamezena).

Samotný závěs je modelován absolutně tuhými 1D elementy mezi středem čepu a středy šroubů spojujícími závěs s laminátovou konstrukcí trupu. V porovnání s tuhostí okolní konstrukce se tlustostěnný kovový závěs bude blížit absolutně tuhému, a proto se v tomto případě nejedná o chybné zjednodušení.

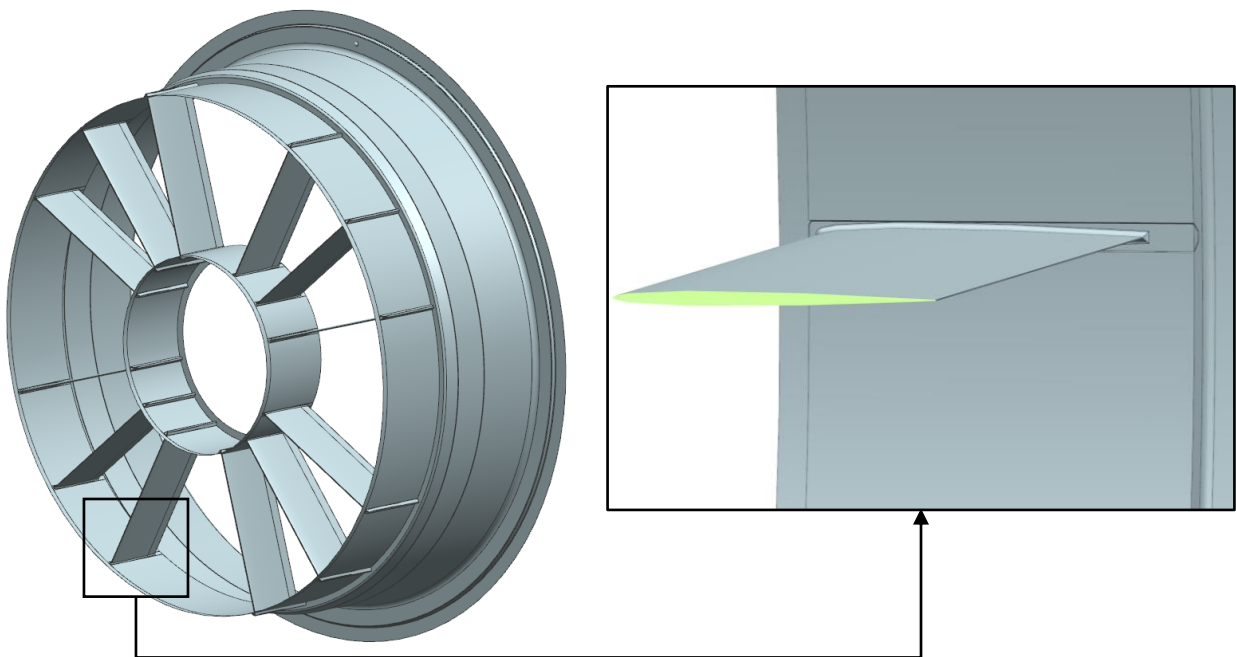
Chyby se na druhou stranu můžeme dopustit zvolenou okrajovou podmínkou, která předpokládá absolutně tuhé křídlo. Pro zcela správné řešení by bylo potřeba vymodelovat část křídla či změřit tuhosti jednotlivých translací a rotací. Časová náročnost obou řešení však neodpovídá přidané hodnotě, náhrada absolutní tuhostí je tudíž dobré přiblížení.

## 4.8 Stator a lopatky předstatoru

Předstator a stator jsou podsestavy obklopující rotor, společně s motorem jsou hlavní částí pohonného systému letounu. Předstator i stator jsou pevnou součástí proudovodu, tedy vnitřní částí

trupu. Lopatky předstatoru a stator jsou poměrně složité podsestavy a žádají si podrobné analýzy, na kterou tato práce není zaměřena. Nicméně tuhostně hrají tyto části významnou roli a nelze je ve výpočtu zcela zanedbat.

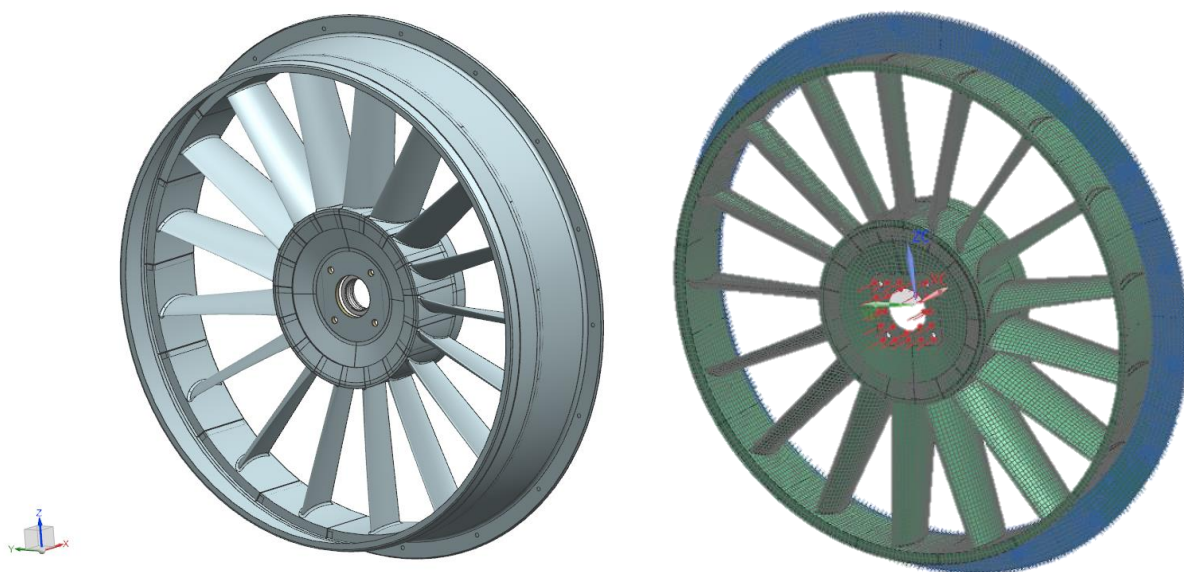
Předstator se skládá ze dvou rotačních částí (vnější a vnitřní prsteneč) a dvanácti lopatek, viz Obrázek 4.10. Lopatky jsou vlepeny do prstenců pomocí tvarových zámků, které mají primárně technologický význam a v idealizovaném modelu jsou zanedbány. Samotný profil je nahrazený jednou plochou kolmo spojenou s prstenci. Ploše je dále přiřazena vlastnost laminátu s odpovídajícími materiály (uhlíková tkanina GG160 a jádro Rohacell 51A) a celkovou tloušťkou rovnou  $\frac{3}{4}$  maximální tloušťky profilu. Tato náhrada průřezu profilu obdélníkem má velice podobnou tahovou a tlakovou tuhost (podobnost plochy průřezu), ale hrozí změna v ohybové tuhosti a posouvá se elastická osa průřezu. Od vnějšího zatížení z trupu lze však očekávat pouze tahové a tlakové zatížení a tak tento jednoduchý model představuje dostatečně kvalitní tuhostní náhradu.



Obrázek 4.10: Předstator a detail lopatky s uložením

Podstatně složitější je situace u statoru, který se skládá ze sedmnácti lopatek slepených s vnějším prstencem a středem nesoucím ložisko rotoru. Listy statoru se již neskládají ze symetrického profilu a také povolna mění úhel náběhu, viz Obrázek 4.11. Zejména tlakové zatížení takového profilu vede ke zkroucení a následnému dopřednému posuvu středu statoru. Takto složité chování nelze predikovat jednoduchým modelem a vyžaduje zevrubnou analýzu.





Obrázek 4.11: Reálný model statoru a srovnávací zatěžovací případ

Této problematice se zhostil zahraniční student Alexis Coterel v rámci odborné stáže na ÚLT FS ČVUT. Pro validaci finálního zjednodušení byl v první řadě detailně připraven model odpovídající vyráběnému dílu s jemnou sítí (velikost elementu 2mm) a analyzován. Zatěžovací případ ke srovnání je definován vetknutím vnějšího prstence a zatížením ve středu reprezentujícím tah motoru, viz Obrázek 4.11 vpravo. Sledováno je zkroucení konstrukce a maximální deformace.

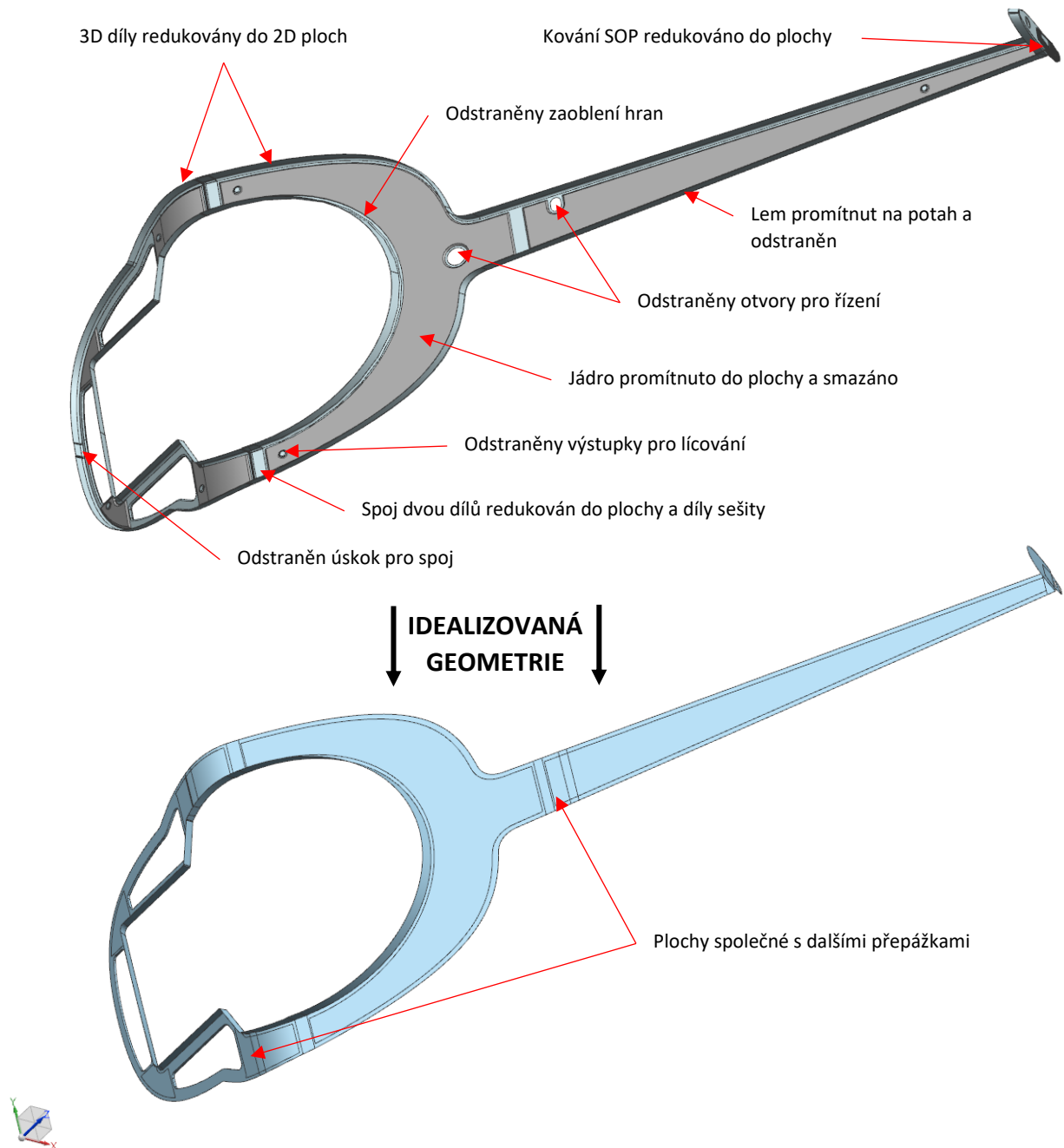
U idealizovaného modelu je profil nahrazen plochou, pro kterou byly stanoveny tyto optimalizační parametry:

- 1) Šířka obdélníku představující hloubku profilu (70, 80 a 90mm)
- 2) Natočení profilu vůči ose statoru ve středu ( $0^\circ$ ,  $20^\circ$ ,  $40^\circ$  a  $60^\circ$ )
- 3) Tloušťka jádra sandwiche (2-30mm)
- 4) Velikost elementů

Zvětšující se šířka plochy (hloubka profilu) příliš zvyšuje tuhost a přesouvá zatížení na kraje prstenců, proto byla zvolena nejmenší a to 70mm. Srovnatelného chování (zkroucení konstrukce) je dosaženo pouze s nejvyšším zvoleným úhlem natočení plochy vůči ose statoru, tedy  $60^\circ$ . Velikost elementu je přizpůsobena okolní síti na 10mm a poslední zbývající parametr byl doladěn na odpovídající tuhost celé konstrukce. Výsledná tloušťka jádra je 3,5mm, celková tloušťka plochy nahrazující profil je 4,14mm.

#### 4.9 Příklad idealizace geometrie – přepážka č. 6

Přepážka číslo 6 byla zvolena k praktické demonstraci operací nutných ke zjednodušení geometrie. Pro přehlednost jsou vypsány přímo v obrázku.



Obrázek 4.12: Příklad idealizace geometrie přepážky č. 6

## 5 Materiály

Některé vlastnosti měřených materiálů byly uvedeny již v kapitole 3. Ani ty však nejsou pro výpočet úplně a některé z nich je nutné kriticky srovnat s materiálovými daty výrobce. V modelu dále vystupují materiály, o jejichž použití bylo rozhodnuto až po měření a také ty materiály, které svými tuhostními a pevnostními vlastnostmi převyšují materiály okolní konstrukce na tolik, že malé nepřesnosti v jejich zadání nehrají žádnou roli. Tím pádem není potřeba vlastnosti těchto materiálů potvrzovat měřením, jedná se o lokální výtuhy z překližky, hliníku a oceli. Pro přehlednost jsou v této kapitole vypsány všechny materiály, jejich vlastnosti a použití na konstrukci.

### 5.1 Prepreg GG160T DT120-47

Prepreg je tvořen jemnou uhlíkovou tkaninou z vláken 3K HS a epoxidovou pryskyřicí DT120. Gramáž prepregu vyplývající z názvu je 160g/m<sup>2</sup>, tloušťka jedné laminy po vytvrzení je 0,2mm. Na letounu je použit u všech dílu charakteristických vysokou křivostí a tvarovou složitostí. Konkrétně se jedná o všechny přepážky, prostor pro piloty, stator, lopatky předstatoru a prostor pro záchranný systém. Vlastnosti vycházejí z technického listu a předchozích měření.

Hustota:	$\rho$	1550	[kg/m <sup>3</sup> ]
Youngův modul pružnosti:	E1	61562	[MPa]
	E2	61562	[MPa]
	E3	7312	[MPa]
Poissonovo číslo:	NU12	0,062	[-]
	NU23	0,03	[-]
	NU13	0,03	[-]
Modul pružnosti ve smyku:	G12	4207,54	[MPa]
	G13	2100	[MPa]
	G23	2100	[MPa]
Maximální napětí v tahu:	ST1	656	[MPa]
	ST2	656	[MPa]
	ST3	46	[MPa]
Maximální napětí v tlaku:	SC1	481	[MPa]
	SC2	481	[MPa]
	SC3	80	[MPa]
Maximální napětí ve smyku:	SS	57	[MPa]

Tabulka 5.1: Materiálové vlastnosti GG160T DT120-47

### 5.2 Textreme 1000 DT120

Tento uhlíkový laminát je ručně sycen epoxidovou pryskyřicí DT120. Samotná tkanina je tvořená uhlíkovými vlákny TR50S 15K JJ a je charakteristická velkou roztečí mezi jednotlivými osnovami a útky, viz kapitola 3.1. Na trupu letounu je Textreme 1000 použit na potahu (všechny vnější plochy letounu) a proudovodu. Výhodou oproti výše zmíněnému prepregu je nižší gramáž, a proto je použit na největších plochách.

Základním problémem technologie kontaktní laminace je nestálost objemového podílu vláken k matrici. Oproti tloušťce laminy 0,141mm měřeného vzorku, bude při výrobě použita tloušťka 0,125mm. Vzhledem k tomu, že váha vláken na plochu zůstane stejná a sníží se pouze váha matrice, vzroste



objemový podíl vláken k matici a zlepši se tak mechanické vlastnosti kompozitu. Tyto hodnoty musejí být dopočítány metodou známou v cizojazyčné literatuře jako Rule of mixture<sup>14</sup>.

Objemový podíl vláken pro měřený vzorek  $v_{f\ test}$  a pro použitý laminát  $v_{f\ real}$  jsou:

$$\begin{aligned} v_{f\ test} &= \frac{t_f}{t_f + t_{m\ test}} = \frac{t_f}{t_{test}} \\ v_{f\ real} &= \frac{t_f}{t_f + t_{m\ real}} = \frac{t_f}{t_{real}} \\ \rightarrow \frac{v_{f\ test}}{v_{f\ real}} &= \frac{t_{real}}{t_{test}} \end{aligned} \quad (5.1)$$

Kde  $t_f$  je tloušťka vláken,  $t_m$  tloušťka matrice a  $t_{real}$  a  $t_{test}$  celkové tloušťky lamin.

Modul pružnosti ve směru vláken se vypočte dle modulu pružnosti vláken  $E_f$ , modulu pružnosti matrice  $E_m$  a objemových podílů vláken  $v_f$  a matrice  $v_m$ :

$$\begin{aligned} E_{test} &= E_f v_{f\ test} + E_m v_{m\ test} \\ E_{real} &= E_f v_{f\ real} + E_m v_{m\ real} \\ \rightarrow E_{real} &= \frac{v_{f\ real}}{v_{f\ test}} E_{test} + E_m (v_{m\ real} - v_{m\ test} \frac{v_{f\ test}}{v_{f\ real}}) \end{aligned} \quad (5.2)$$

Modul pružnosti epoxidové pryskyřice  $E_m$  je přibližně 5000x menší, než pro celý laminát a tudíž můžeme zanedbat celou pravou stranu rovnice (5.2). Po dosazení (5.1) do (5.2):

$$E_{real} = \frac{t_{test}}{t_{real}} E_{test} = \frac{0,141}{0,125} 51220 = 57695\ MPa \quad (5.3)$$

Stejným způsobem je přepočítána pevnost materiálu v tahu:

$$\bar{\sigma}_{real} = \frac{t_{test}}{t_{real}} \bar{\sigma}_{test} = \frac{0,141}{0,125} 536,55 = 604,37\ MPa \quad (5.4)$$

Hustota materiálu  $\rho_{real}$  je dopočítána z hustoty vláken  $\rho_f$ , hustoty matrice  $\rho_m$  a údajů z technického listu (index TL):

$$\begin{aligned} \rho_{real} &= v_{f\ TL} \frac{t_{real}}{t_{TL}} \rho_f + \left(1 - v_{f\ TL} \frac{t_{real}}{t_{TL}}\right) \rho_m = \\ &= 0,6 \frac{0,125}{0,100} 1,8 + \left(1 - 0,6 \frac{0,125}{0,100}\right) 1,22 = 1,498\ g/cm^3 \end{aligned} \quad (5.5)$$

Mez pevnosti v tlaku je dopočítána trojčlenkou pomocí pevnosti v tahu a porovnáním s materiálem GG160 (podobnost na základě použití stejné matrice):

<sup>14</sup> Elastické vlastnosti jednosměrového kompozitu. LAŠ, Vladislav. Mechanika kompozitních materiálů. Plzeň: Západočeská univerzita v Plzni, 2004, s. 46-53. ISBN 80-7043-273-X.

$$\bar{\sigma}_{tlak\ real} = \frac{\bar{\sigma}_{tah\ real}}{\bar{\sigma}_{tah\ GG160}} \bar{\sigma}_{tlak\ GG160} = \frac{604}{656} 481 = 443\ MPa \quad (5.6)$$

Všechny smykové vlastnosti, poissonova čísla a vlastnosti ve směru kolmém na vlákna jsou zkopírovány z materiálu GG160 na základě společné matrice.

Hustota:	$\rho$	1498	[kg/m <sup>3</sup> ]
Youngův modul pružnosti:	E1	57695	[MPa]
	E2	57695	[MPa]
	E3	7312	[MPa]
Poissonovo číslo:	NU12	0,062	[-]
	NU23	0,03	[-]
	NU13	0,03	[-]
Modul pružnosti ve smyku:	G12	4207	[MPa]
	G13	2100	[MPa]
	G23	2100	[MPa]
Maximální napětí v tahu:	ST1	604	[MPa]
	ST2	604	[MPa]
	ST3	46	[MPa]
Maximální napětí v tlaku:	SC1	443	[MPa]
	SC2	443	[MPa]
	SC3	80	[MPa]
Maximální napětí ve smyku:	SS	57	[MPa]

Tabulka 5.2: Materiálové vlastnosti Textreme 1000 DT120

### 5.3 Prepreg UTS-150 DT120-36

Jednosměrný uhlíkový kompozit tvořený vlákny UTS50 F13 a pryskyřicí DT120 má hustotu 150g/m<sup>2</sup> a tloušťku jedné laminy 0,15mm. Na trupu letounu je použit jakožto podélník přenášející ohybový moment trupu.

Hustota:	$\rho$	1480	[kg/m <sup>3</sup> ]
Youngův modul pružnosti:	E1	121473	[MPa]
	E2	7312	[MPa]
	E3	7312	[MPa]
Poissonovo číslo:	NU12	0,32	[-]
	NU23	0,032	[-]
	NU13	0,032	[-]
Modul pružnosti ve smyku:	G12	4200	[MPa]
	G13	4200	[MPa]
	G23	4200	[MPa]
Maximální napětí v tahu:	ST1	1774	[MPa]
	ST2	46	[MPa]
	ST3	46	[MPa]
Maximální napětí v tlaku:	SC1	1200	[MPa]
	SC2	90	[MPa]
	SC3	90	[MPa]
Maximální napětí ve smyku:	SS	77	[MPa]

Tabulka 5.3: Materiálové vlastnosti UTS-150 DT120-36

### 5.4 Prepreg GGBD 0811F

Jedná se o prepreg složený ze skleněných vláken a epoxidové pryskyřice, na trupu je použit pouze jako vnější vrstva lopatek statoru. Tloušťka jedné laminy je 0,15mm.

Hustota:	$\rho$	1800	[kg/m <sup>3</sup> ]
Youngův modul pružnosti:	E1	24569	[MPa]
	E2	21194	[MPa]
	E3	7312	[MPa]
Poissonovo číslo:	NU12	0,164	[-]
	NU23	0,139	[-]
	NU13	0,150	[-]
Modul pružnosti ve smyku:	G12	15364	[MPa]
	G13	3300	[MPa]
	G23	3300	[MPa]
Maximální napětí v tahu:	ST1	509	[MPa]
	ST2	418	[MPa]
	ST3	100	[MPa]
Maximální napětí v tlaku:	SC1	336	[MPa]
	SC2	336	[MPa]
	SC3	120	[MPa]
Maximální napětí ve smyku:	SS	57	[MPa]

Tabulka 5.4: Materiálové vlastnosti GGBD 0811F

## 5.5 Rohacell 51A

Polymetakrylová pěna je použita jako jádro sandwiche v kombinaci s prepregem GG160. Vyskytuje se tedy pouze v interiérových částech letounu, použitá tloušťka pěny je 3mm. Z ohybových zkoušek vyplývá, že maximální napětí ve smyku tohoto jádra je nižší, než uvádí výrobce, a proto je použita hodnota báze A z měření. Zbytek materiálových vlastností je převzat z technického listu.

Hustota:	$\rho$	52	[kg/m <sup>3</sup> ]
Youngův modul pružnosti:	E	70	[MPa]
Poissonovo číslo:	NU	0,25	[-]
Modul pružnosti ve smyku:	G	19	[MPa]
Maximální napětí v tahu:	ST	1,9	[MPa]
Maximální napětí v tlaku:	SC	0,9	[MPa]
Maximální napětí ve smyku:	SS	0,62	[MPa]

Tabulka 5.5: Materiálové vlastnosti Rohacell 51A

Poissonovo číslo neodpovídá kombinaci modulu pružnosti v tahu a smyku. Pro klasický výpočet izotropního materiálu by převyšoval hodnotu 1, přičemž MKP metoda nedovoluje hodnotu vyšší než 0,5. Pro stabilitu výpočtu je doporučena maximální hodnota 0,4. Zvolena byla hodnota 0,25 pro zajištění stability výpočtu a přiblížení se reálnému chování pěny.

## 5.6 Airex R82.80

Airex je termoplastická polymerní pěna, jejíž hlavní výhodou oproti pění Rohacell je deformovatelnost při výrobě. Stejně jako Rohacell je Airex použit jako jádro sandwiche, tentokrát ale v kombinaci s laminátem Textreme 1000 DT120. Umožňuje vyztužit laminát i v křivých plochách a přitom zachovat aerodynamicky čistý povrch, proto je použit na potah přední části trupu. Nevýhodou je vyšší hustota materiálu. Z technického listu jsou převzaty průměrné moduly a minimální hodnoty pevnosti.

Hustota:	$\rho$	80	[kg/m <sup>3</sup> ]
Youngův modul pružnosti:	E	54	[MPa]
Poissonovo číslo:	NU	0,25	[-]
Modul pružnosti ve smyku:	G	23	[MPa]
Maximální napětí v tahu:	ST	1,7	[MPa]
Maximální napětí v tlaku:	SC	0,9	[MPa]
Maximální napětí ve smyku:	SS	0,9	[MPa]

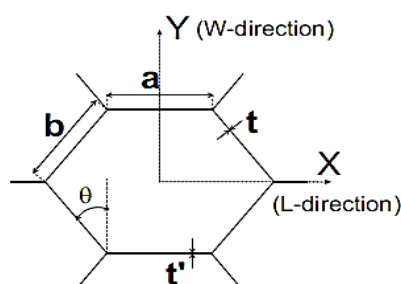
Tabulka 5.6: Materiálové vlastnosti Airex R82.80

## 5.7 Nomexová voština ECA 48

Nomexová voština je v trupu použita opět jako jádro sandwiche v kombinaci s laminátem Textreme 1000 DT120. Voština se přizpůsobí křivosti potahu, ale vytvoří povrchovou vrstvu podobnou povrchu golfového míčku, proto je použita pouze na zadní části trupu, kde aerodynamická čistota povrchu není stěžejní. Voština je také použita na vyztužení proudovodu díky jejímu dobrému tlumicímu účinku vůči vibracím.

Voštiny obecně jsou jakožto struktura často reprezentovány jednolitým ortotropním materiálem i přesto, že jejich chování je anizotropní a liší se technologií výroby. Dalším přítěžujícím faktorem je nedostatek dat k těmto strukturám, potažmo jejich vysoká ochrana. Výrobci běžně uvádějí pouze pevnost v tlaku a pevnost s modulem ve smyku ve směrech 13 a 23. Jedná se o nejdůležitější údaje, ale nestačí pro zadání ortotropního materiálu pro výpočet. Pro vyjádření zbylých vlastností již vzniklo nespočet analytických a empirických metod, zde byla vybrána metoda Gibson-Ashby<sup>15</sup>. Metoda je ověřená např. v článku Florens (2010)<sup>16</sup>.

Gibson a Ashby vychází z materiálových vlastností původního materiálu a geometrie buňky voštiny, kde uvažuje i dvojistou stěnu v místě slepení dvou pásků při výrobě voštiny, viz Obrázek 5.1. Směr X odpovídá směru L, respektive směru 1 pro kompozity. Směr Y odpovídá směru W, respektive směru 2.



Obrázek 5.1: Geometrie buňky voštinového jádra dle Gibson a Ashby

Výpočet tuhostních charakteristik uvádí Tabulka 5.7. Zde E a G značí modul pružnosti v tahu a smyku materiálu použitého pro výrobu voštiny, v našem případě se jedná o materiál Nomex.

In-plane (x,y) parameters		Out-of-plane parameters	
$E_x^*$	$E \left(\frac{t}{b}\right)^3 \frac{\frac{a}{b} + \sin\theta}{\cos^3\theta}$	$E_z^*$	$\frac{E}{b} \frac{2t + \frac{a}{b}t'}{\left(\frac{a}{b} + \sin\theta\right) \cos\theta}$
$E_y^*$	$E \left(\frac{t}{b}\right)^3 \frac{\cos\theta}{\left(\frac{a}{b} + \sin\theta\right) \sin^2\theta}$	$G_{yz}^*$	$G \frac{t}{b} \frac{\cos\theta}{\frac{a}{b} + \sin\theta}$
$G_{xy}^*$	$\frac{E}{b^3} \frac{\frac{a}{b} + \sin\theta}{\left(\frac{a}{b}\right)^2 \left(\frac{1}{r^3} + \frac{2a}{br^3}\right) \cos\theta}$	$G_{xz}^*$	Up: $\frac{G}{b} \frac{\frac{a}{b}t' + 2t \sin^2\theta}{2 \cos\theta \left(\frac{a}{b} + \sin\theta\right)}$ Low: $\frac{G}{b} \frac{\left(\frac{a}{b}t' + t \sin\theta\right)^2}{\cos\theta \left(\frac{a}{b} + \sin\theta\right) \left(2\frac{a}{b}t' + t\right)}$
$\nu_{xy}^*$	$\frac{\left(\frac{a}{b} + \sin\theta\right) \sin\theta}{\cos^2\theta}$	$\nu_{zx}^*$	$\nu$
$\nu_{yx}^*$	$\frac{\cos^2\theta}{\left(\frac{a}{b} + \sin\theta\right) \sin\theta}$	$\nu_{zy}^*$	$\nu$

Tabulka 5.7: Výpočet materiálových charakteristik voštinového jádra dle Gibson a Ashby

<sup>15</sup> L. J. Gibson and M. F. Ashby. Cellular Solids Structure and Properties, Second Edition. Cambridge University Press, 1997.

<sup>16</sup> C. Florens. Modeling of the viscoelastic honeycomb panel equipped with piezoelectric patches in view of vibroacoustic active control design. Ecole Centrale Paris, 2010.

Pro výpočet jsou použita data shrnutá v Tabulka 5.8. Geometrie buňky jádra je převzata z technického listu výrobce a vlastnosti Nomexu jsou iteračním způsobem zvoleny tak, aby výsledky výpočtu odpovídaly vlastnostem, které uvádí výrobce voštiny. Tímto způsobem jsou získány zbylé vlastnosti voštiny uvedené v Tabulka 5.9.

Materiálové vlastnosti Nomexu	$E_m$	[N/mm <sup>2</sup> ]	3000
	$G_m$	[N/mm <sup>2</sup> ]	1850
	$\nu_m$	[-]	0,24
Geometrie buňky jádra	a	[mm]	1,848
	b	[mm]	1,848
	$\Theta$	[rad]	0,524
	t	[mm]	0,051
	t'	[mm]	0,102

Tabulka 5.8: Vstupy pro výpočet vlastností voštiny

Modul pružnosti v tahu	E1	[N/mm <sup>2</sup> ]	0,15
	E2	[N/mm <sup>2</sup> ]	0,15
	E3	[N/mm <sup>2</sup> ]	255,00
Modul pružnosti ve smyku	G12	[N/mm <sup>2</sup> ]	0,05
	G23	[N/mm <sup>2</sup> ]	29,48
	G13	[N/mm <sup>2</sup> ]	49,14
Poissonova číslo	$\nu_{12}$	[-]	1,00
	$\nu_{23}$	[-]	0,24
	$\nu_{13}$	[-]	0,24

Tabulka 5.9: Vypočítané vlastnosti voštiny dle metody Gibson a Ashby

Materiálové vlastnosti použité pro MKP výpočet jsou shrnuty v Tabulka 5.10. Maximální napětí ve smyku je převzato z naměřené báze A, maximální napětí v tahu ve směru 1 je odhadem stejné jako v tlaku a ve směrech 2 a 3 jsou zvoleny provizorní hodnoty 0,1 MPa (jádro v těchto směrech v sandwichové struktuře nemůže selhat, pouze se elasticky zdeformuje).

Hustota:	$\rho$	48	[kg/m <sup>3</sup> ]
Youngův modul pružnosti:	E1	0,15	[MPa]
	E2	0,15	[MPa]
	E3	255	[MPa]
Poissonovo číslo:	NU12	0,4	[-]
	NU23	0,24	[-]
	NU13	0,24	[-]
Modul pružnosti ve smyku:	G12	0,05	[MPa]
	G13	29,48	[MPa]
	G23	49,14	[MPa]
Maximální napětí v tahu:	ST1	0,1	[MPa]
	ST2	0,1	[MPa]
	ST3	1,9	[MPa]
Maximální napětí v tlaku:	SC1	0,1	[MPa]
	SC2	0,1	[MPa]
	SC3	1,9	[MPa]
Maximální napětí ve smyku:	SS12	0,1	[MPa]
	SS13	0,57	[MPa]
	SS23	0,57	[MPa]

Tabulka 5.10: Materiálové vlastnosti voštiny ECA 48

## 5.8 Překližka, hliník a ocel

Překližka je použita k lokálnímu vyztužení laminátu v místech vstupu osamělých sil do konstrukce (závěsy křidel, VOP, směrového kormidla, podvozku atd.). Materiálové charakteristiky jsou převzaty z interních tabulek Ústavu letadlové techniky FS ČVUT, kde je materiál zadán jako izotropní.

Hustota:	$\rho$	720	[kg/m <sup>3</sup> ]
Youngův modul pružnosti:	E	12500	[MPa]
Poissonovo číslo:	NU	0,25	[-]
Modul pružnosti ve smyku:	G	4500	[MPa]
Maximální napětí v tahu:	ST	70	[MPa]
Maximální napětí v tlaku:	SC	50	[MPa]
Maximální napětí ve smyku:	SS	45	[MPa]

Tabulka 5.11 Materiálové vlastnosti překližky

Ve zjednodušeném modelu trupu, kde jsou modelovány pouze závěsy přímo zalaminované do konstrukce, se hliník vyskytuje pouze na předních závěsech VOP a horním závěsu SOP. Použité vlastnosti odpovídají hliníku 6061-T6<sup>17</sup>.

Hustota:	$\rho$	2700	[kg/m <sup>3</sup> ]
Youngův modul pružnosti:	E	68900	[MPa]
Poissonovo číslo:	NU	0,33	[-]
Modul pružnosti ve smyku:	G	26000	[MPa]
Maximální napětí v tahu:	ST	276	[MPa]
Maximální napětí v tlaku:	SC	386	[MPa]
Maximální napětí ve smyku:	SS	207	[MPa]

Tabulka 5.12: Materiálové vlastnosti hliníku 6061-T6

Ocel je v modelu uvažována pouze u inzertů motorového lože. Jak již bylo vysvětleno na začátku kapitoly, u tohoto materiálu není nutné znát přesné materiálové charakteristiky, a proto jsou odhadnuty z univerzální tabulky klasické konstrukční oceli.<sup>18</sup>

Hustota:	$\rho$	7800	[kg/m <sup>3</sup> ]
Youngův modul pružnosti:	E	200000	[MPa]
Poissonovo číslo:	NU	0,25	[-]
Modul pružnosti ve smyku:	G	80000	[MPa]
Maximální napětí v tahu:	ST	420	[MPa]
Maximální napětí v tlaku:	SC	420	[MPa]
Maximální napětí ve smyku:	SS	273	[MPa]

Tabulka 5.13 Materiálové vlastnosti univerzální oceli

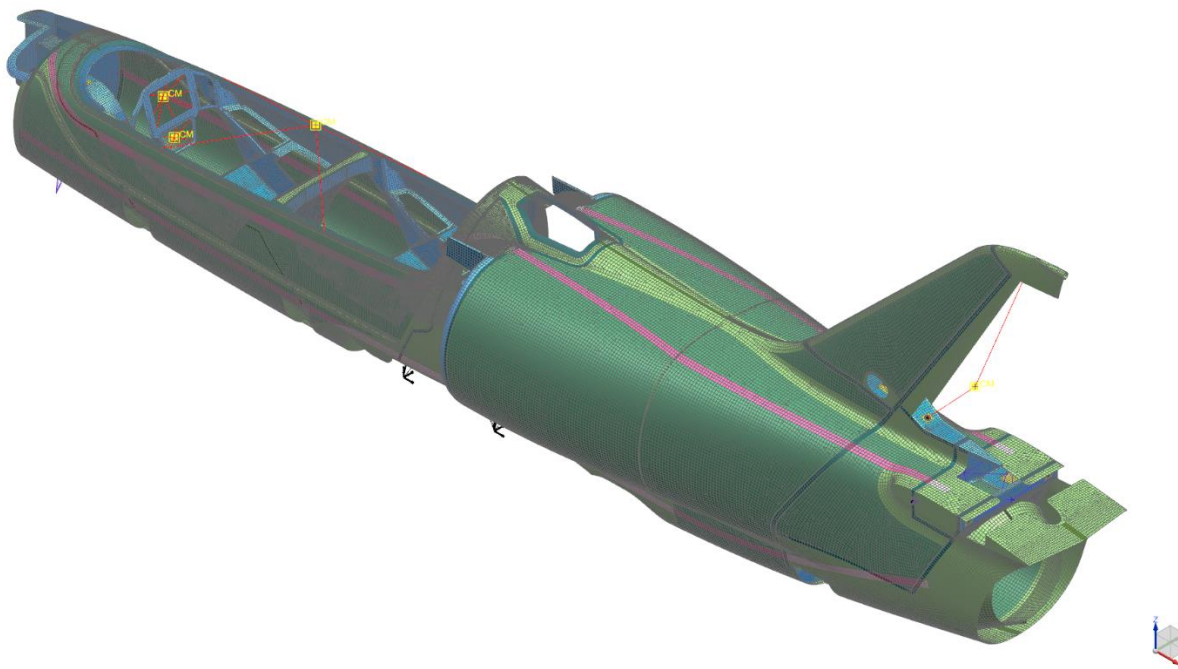
<sup>17</sup> ASM Material Data Sheet: Aluminum 6061-T6. Asm.matweb.com [online]. [cit. 2018-06-16]. Dostupné z: <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=ma6061t6>

<sup>18</sup> General properties of steel. MatWeb [online]. [cit. 2018-06-16]. Dostupné z: <http://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?bassnum=MS0001&ckck=1>

## 6 Výpočtová síť

Finálním krokem ve tvorbě výpočtového modelu je vytvoření výpočtové sítě, ta dává do souvislosti materiálová data s geometrickými a rozhoduje o návaznosti jednotlivých prvků konstrukce. Kvalita sítě je přímo odvislá od geometrie, na jejímž základě je postavena. Kvalitou zde není myšlena shoda s realitou, ale zjednodušení v kritických oblastech, jako jsou např. radiusy, sbíhání hran do ostrých úhlů či příliš úzké plochy v porovnání s rozměry elementů. Nejenom v těchto místech však kvalitní geometrie nestačí a tvorbě sítě se musí pomoci nástroji na tvorbu a manipulaci s výpočtovou sítí. Těchto operací bylo na modelu využito nesčetné množství, nicméně jejich výčet by nebyl zajímavý pro výsledky této práce. V následující kapitole jsou tedy popsány elementy tvořící výpočtovou síť, jejich vlastnosti a oblasti použití.

Pro zjednodušení a lepší přehlednost je výpočtová síť celého trupu letounu zobrazena na formátu A3 ve vyjímání příloze této práce. Jsou zde zobrazeny vnější pohledy, pohledy bez potahu a detail vnitřku proudovodu. Na tyto schémata bude dále odkazováno v rámci kapitol věnujících se jednotlivým druhům elementů.



Obrázek 6.1: Výpočtová síť trupu letounu

### 6.1 0D elementy

Vzhledem ke zvolenému způsobu zatížení letounu translačním a rotačním zrychlením je nutné hmotnost konstrukce (modelované 2D elementy s danou tloušťkou a hustotou) doplnit o osamocené hmoty. K tomuto účelu jsou použity 0D elementy typu CONM2 umístěné v těžištích jednotlivých celků. Přehled přidávaných osamělých hmot s hmotnostmi a polohou těžiště je vypsán v Tabulce 6.1. V modelu jsou znázorněny žlutým dvojitým čtvercem s poznámkou CM (Centre of Mass).

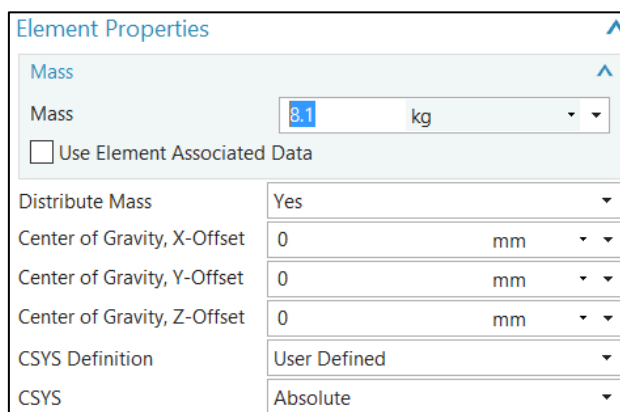
$$\begin{bmatrix} m & & & & & \\ & m & & & & \\ & & & \text{symetrická} & & \\ & & & I_{11} & & \\ 0 & & & -I_{21} & I_{22} & \\ & & & -I_{31} & -I_{32} & I_{33} \end{bmatrix} \quad (6.1)$$

Název položky	m	x <sub>T</sub>	y <sub>T</sub>	z <sub>T</sub>
[-]	[kg]	[mm]	[mm]	[mm]
Padák ZS	8	1765	80	1200
Raketa ZS	3,5	1810	-180	1285
Příd'ovy podvozek	8,1	1900	8	798
Avionika	3,3	2451	0	1517
Radio	2,0	2520	0	1333
Přední pilot	100	3120	0	1220
Baterie a el. sys.	6	3320	0	1230
Překryt kabiny	9,5	3393	1	1836
Zadní pilot	100	4100	0	1280
Motor	93,7	4810	91	1558
Rotor	6,6	5791	0	1600
Chladič motoru	9,0	6710	0	1300
Směrové kormidlo	2,369	7462	0	2472

Tabulka 6.1: Hmotnosti a poloha 0D elementů

Výstupem elementu CONM2 je symetrická hmotnostní matice obsahující kromě hmotnosti i momenty setrvačnosti kolem těžiště, viz rovnice (6.1). Momenty setrvačnosti mají smysl hlavně u samostatně rotujících částí, to však není případ našeho modelu a statického zatížení. Tento efekt je zanedbán částečně pro nedostatek vstupních dat a také proto, že výsledné translační zrychlení způsobené násobkem a rotací kolem těžiště letounu několikanásobně převyšuje efekt rotace části kolem svého těžiště.

Pro úplnost je na Obrázek 6.2 ukázka zadání vlastnosti samostatné hmoty v prostředí NX10.



Obrázek 6.2: Zadání vlastností 0D elementu osamocené hmoty v NX10

## 6.2 1D elementy

Základním použitím 1D elementů je spojení působiště zatížení (hmoty, síly, momentu atp.) s konstrukcí. K tomuto účelu jsou použity elementy typu RBE3, v modelu vyznačeny červenou barvou pro připojení osamocené hmoty a fialovou pro připojení osamocené síly. Hlavní výhodou tohoto elementu je přerozdělení zatížení z působiště (source) do cílových uzlových bodů konstrukce (target) pomocí délky vektorů, které tyto body spojují. Jinak řečeno čím více se cílový bod (např. šroubové spojení závěsu) blíží k působišti zatížení, tím více bude namáhán. Další zásadní výhodou je, že RBE3 element, na rozdíl od RBE2 elementu, nevytvzuje svojí přítomností okolní konstrukci. Tímto způsobem



jsou spojeny všechny zatěžující prvky vyjma motoru, jehož tuhostní a zátěžový model je popsán v kapitole 4.6. Okrajové podmínky RBE3 elementů jsou rozděleny na počáteční bod a úsečky, v počátečním bodě jsou zamezeny všechny translace i rotace a pro úsečky pouze translace. Výčet RBE3 spojení je vypsán v Tabulka 6.2.

SOURCE	TARGET
Těžiště padáku ZS	Stěny úložného prostoru na padák
Těžiště rakety ZS	Lem prostoru pro raketu
Těžiště příďového podvozku	Boční závěsy příďového podvozku
Těžiště avioniky	Rámeček přístrojové desky předního pilota
Těžiště rádia	Rámeček přístrojové desky předního pilota
Těžiště předního pilota	Inzerty pásů a sedák předního pilota
Těžiště baterie a el. sys.	Stěna pod přístrojovou deskou předního pilota
Těžiště překrytu kabiny	Panty a zámky překrytu kabiny
Těžiště zadního pilota	Inzerty pásů a sedák zadního pilota
Těžiště rotoru	Střed statoru a předstatoru
Těžiště chladiče motoru	Hrany desek v okolí chladiče
Těžiště směrového kormidla	Závěsy směrového kormidla
Výslednice síly na VOP	Závěsy VOP
Výslednice síly na přední podvozek	Boční závěsy příďového podvozku

Tabulka 6.2: RBE3 elementy – působiště zatížení (source) a cílové uzlové body (target)

Dalším typem 1D elementu použitým v modelu je RBE2. Tento element tvoří absolutně tuhou vazbu mezi spojovanými elementy. Využití RBE2 elementů v modelu je rozděleno do následujících kategorií:

- 1) Vytvoření středu kruhového otvoru závěsu nahrazující šroub
- 2) Tuhostní náhrada motoru
- 3) Tuhostní náhrada závěsů motorových silentbloků
- 4) Spojení podélníků mezi přední a zadní částí trupu

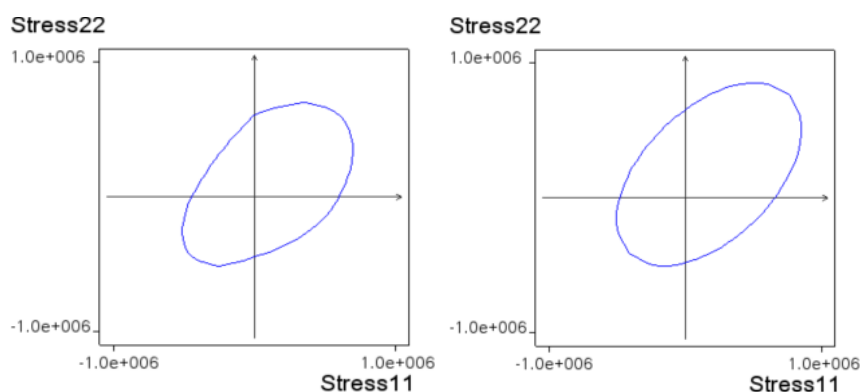
Posledním typem 1D elementu je CBUSH. Použití a vlastnosti RBE2 i CBUSH elementů jsou definovány v kapitole 4.6. RBE2 elementy jsou v modelu vyznačeny černou barvou a CBUSH tmavě modrou.

### 6.3 2D elementy

Hlavním důvodem redukce 3D objektů do 2D ploch při tvorbě idealizované geometrie je možnost modelování geometrie trupu letounu za pomoci 2D elementů. Použití 2D elementů významným způsobem redukuje celkový počet elementů a tím zrychluje výpočet, aniž by zhoršoval kvalitu výsledků. 2D elementy se s výhodou používají pro modelování jak tenkostěnných kompozitů, tak sandwichových struktur, kde podporují i kontrolu smykových a mezilaminárních poruch.

Pro pevnostní kontrolu (nikoliv pro kontrolu na ztrátu stability) jsou využity elementy typu PCOMP. Jejich hlavní výhodou je rozdělení laminátu do jednotlivých lamin, ve kterých počítá lokální deformace i napětí a srovnává je s maximálními dovolenými hodnotami. Tímto způsobem jsou získány tzv. kritéria porušení laminátu. Prostředí NX Nastran nabízí hned několik kritérií od standardních maximálních deformací a napětí přes energetické metody typu Tsai-Wu, Hill či Hoffman až po speciální teorie typu LaRC02. Kritérium porušení je vybráno vylučovací metodou, pro kterou jsou hlavním faktorem materiálová data. K převážně většině použitých materiálů chybí data pro maximální deformace a Tsai-Wu koeficient (F12). Druhým filtrem je výpočtář Nastran, který nepodporuje kritérium

maximálních napětí. Tím pádem zůstávají metody Hill a Hoffman, které se liší hlavně v tahové oblasti, viz srovnání pro laminu Textreme 1000 na Obrázek 6.3. Pro výpočet je vybráno kritérium dle Hoffmana, protože se nachází mezi optimistickým kritériem maximálních napětí a příliš konzervativním Hillovým kritériem.



Obrázek 6.3: Kritéria porušení pro Textreme 1000, zleva: Hill, Hoffman

V modeláři laminátu se dále zadává nestrukturální hmotnost a koeficient tlumení. Nestrukturální hmotnost je přidána u některých elementů na dovyvážení konstrukce do správné polohy těžiště. Koeficient tlumení u statických úloh nehraje roli, proto je vynechán.
























Další položkou v modeláři je nastavení laminátu (laminata option). Toto nastavení upravuje výstupní materiálovou kartu a má zásadní vliv na tuhost laminátu např. v ohybu. Pro pevnostní analýzu je toto nastavení bezpředmětné, ale pro výpočet ztráty stability, kde velké deformace hrají roli, musí být v tomto nástroji zapnuty smykové deformace (Timoshenkova deformace u sandwichových struktur).

Dalším zásadním nastavením je typ mezilaminárního porušení. Zde je nastaven příčný smyk a jako dovolené napětí je zvoleno vždy to nejnižší pro celý laminát (tzn. v případě sandwichů naměřené hodnoty z testů).

Většina výše zmíněných parametrů je pro všechny lamináty stejná, liší se však ve vrstvení lamin, které se zadávají na pravé straně modeláře laminátu. Každá lamina je definována materiálem, tloušťkou a úhlem natočení. Tyto údaje jsou sjednoceny v Tabulka 6.4, která zároveň odkazuje za pomoci barev na schémata ve vyjímatelné příloze. Tabulka 6.3 uvádí materiálové zkratky použité ke zjednodušení zápisu vrstvení laminátu, které se od standartního zápisu vrstvení odlišuje kvůli použití více různých materiálů v jedné skladbě. Tabulky také uvádějí typickou tloušťku jednotlivých lamin a celkovou tloušťku laminátu.

zkratka	materiál	typická tloušťka laminy
[-]	[-]	[mm]
Tex	Textreme 1000 DT120	0,125
GG	GG160 DT120	0,2
UTS	UTS150 DT120	0,15
GGBD	GGBD 0811F	0,15
HC	Nomexová voština ECA 48	3/6/8
Roh	Rohacell 51A	3
Air	Airex R82.80	3
Pre	Překližka	3
Al	Hliník	4/5
Ocel	Ocel	3

Tabulka 6.3: Materiálové zkratky a typická tloušťka lamin

barva elementu	vrstvení (materiál+úhel_počet lamin)	celková tloušťka	oblast
[-]	[-]	[mm]	[-]
	Tex45_2	0,25	potah a proudovod
	Tex45_4	0,5	spoj dvou částí potahu
	Tex45, HC, Tex45	3,25/6,25/8,25	sandwich potahu v zadní části trupu a proudovodu
	Tex45, Air, Tex45	3,25	sandwich potahu v přední části trupu
	Tex45_2, UTS0_x	0,4-	podélník
	Tex45, HC0, Tex45, UTS0_x	3,4-	podélník přes sandwich
	Tex45, Air0, Tex45, UTS0_x	3,4-	podélník přes sandwich
	Tex45_2, UTS0_x, GG45_2	0,8-	podélník přes spoj s přepážkou
	Tex45, Air, Tex45, UTS0_x, GG45_2	3,8-	podélník přes sandwich a spoj s přepážkou
	GG45_2	0,4	základní layup přepážek a pilotního prostoru
	GG45_4	0,8	spoj dvou přepážek
	GG45, Roh, GG45	3,4	sandwich přepážek
	GG45, Roh, GG45_3	3,8	spoj sandwiche přepážky s pilotním prostorem
	GG45_3, Roh, GG45_3	4,2	spoj dvou přepážek a pilotního prostoru
	GG45, Roh, GG45, Tex45_2	3,65	sedák zadního pilota
	GG45, Pre, GG45	3,4	překližková výztuha
	Tex45, Pre, Tex45	3,25	překližková výztuha
	GG45, Pre, GG45, Tex45_2	3,65	prekližková výztuha s potahem
	GG45_3, Pre, GG45	3,8	Překližková výztuha a spoj přepážek
	GG45_2, Tex45_2	0,65	spoj potahu s přepážkami
	Tex45, HC, Tex45, GG45_2	3,65/6,65	spoj sandwiche potahu s přepážkou
	Tex45, Air, Tex45, GG45_2	3,65	spoj sandwiche potahu s přepážkou
	Tex45_4, GG45_2	0,9	spoj dvou potahů s přepážkou
	GG45, Al, GG45	4,4/5,4	závěs SOP/VOP vlepený do přepážky
	GG45, Ocel, GG45	3,4	inert motorového lože
	Al	4	závěs směrového kormidla
	Al	5	závěs VOP
	GG45, Roh, GG45	1,54	profil předstatoru
	GG45, HC, GG45, HC, GG45	14,6	deska za zadním pilotem
	GGBD0, GG0, Roh, GG0, GGBD0	4,2	profil statoru
	GG45, GG0_2, GG45, Pre, GG45, GG0_2, GG45	7,4	střed statoru

Tabulka 6.4: Vrstvení laminátů a oblastí výskytu

Velikost elementu zadní části trupu i proudovodu je nastavena na 15mm. Stejná velikost elementů je použita i na přední části trupu mezi zadní částí trupu a kritickou oblastí. V kritické oblasti je síť lokálně zjemněna na velikost 5mm. Na přední části trupu před kritickou oblastí je nastavena velikost elementu 10mm, protože hrubší síť již není schopná kopírovat křivosti složité geometrie prostoru pro piloty a jeho okolí. Rozdílná jemnost sítě je dobře viditelná na bočním pohledu schématu „Výpočtová síť-vnější pohled“ v odjímatelné příloze (přílišné zhuštění v přední části trupu je pouze grafické, síť pilotního prostoru prosvítá na povrch).

Materiálová orientace 2D elementů je nastavena v opačném směru osy X, tedy ve směru letu. Výjimku tvoří přepážky kolmé k tomuto směru, zde je orientace nastavena ve směru osy Z. Orientace jednosměrné výztuže je zadána v modeláři laminátu, úhly jsou vypsány v kapitole 4.4.

## 7 Zatížení

Zatížení trupu letounu plyne ze sil na ocasních plochách, síly na předním podvozku a setrvačných sil. Tyto síly vyvolávají ohybový a krouticí moment na trupu, jejichž průběhy slouží k výběru kritických zatěžovacích případů. Mezi tyto případy patří letové případy s maximálním násobkem, s maximálními silami na VOP, SOP a jejich kombinace. Dalším případem je přistávací případ zatěžující přední podvozek. Celkově je vybráno 7 kritických zatěžovacích případů, viz Tabulka 7.1 a Tabulka 7.6. Všechny hodnoty odpovídají početnímu zatížení. Výpočet a určení kritických zatěžovacích případů nejsou součástí této práce, proto je k nim přistupováno jako ke vstupu a není dále rozebírán jejich původ.

### 7.1 Osamělé síly

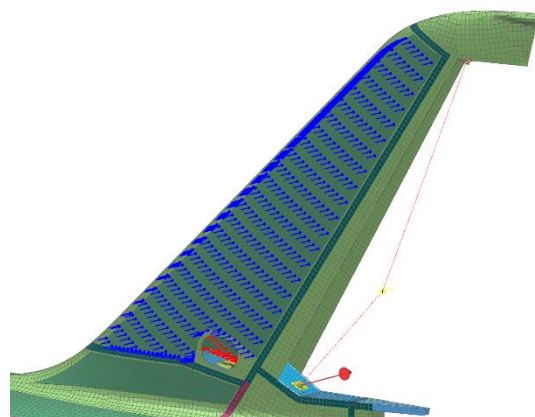
Tato kapitola pojednává pouze o osamělých silách, které nejsou vyvolány setrvačností. Jedná se tedy pouze o aerodynamické síly na ocasních plochách a rázovou sílu na přední podvozek. Působíště těchto sil jsou rozděleny dle charakteru zatěžovacího případu (zda se jedná o vyvažovací, obratový či setrvačný zatěžovací případ) – polohy působíšť viz Tabulka 7.2 a charakter zatížení viz první sloupec v Tabulka 7.1. Z působíště jsou síly rozvedeny do odpovídajících závěsů za pomoci RBE3 elementů s výjimkou síly na kýl, ta je rozložena na plochu vyztužené části kýlu v poměru 2/3 na sací straně a 1/3 na přetlakové straně (viz Obrázek 7.1)

Zatěžovací případ	Síla na VOP	Moment na VOP	Síla na př. podvozek	Síla na kýl	Sm. korm. spodní závěs	Sm. korm. horní závěs
[-]	[N]	[Nm]	[N]	[N]	[N]	[N]
Obratový VOP	-4159,2	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Nesymetrický VOP (obrat)	-3535,3	335,5	0,0	0,0	0,0	0,0
Pozemní (obrat)	-359,7	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Poryvový SOP	0,0	0,0	0,0	1440,3	62,7	52,2
Kombinovaný OP 1 (obrat)	-3119,4	0,0	0,0	742,2	162,7	145,8
Kombinovaný OP 2 (vyvažovací + obrat)	-1835,0	0,0	0,0	989,6	216,9	194,4
Přistání (obrat)	0,0	0,0	4320,2	0,0	0,0	0,0

Tabulka 7.1: Osamělé síly kritických zatěžovacích případů

Poloha sil	x	y	z
[-]	[m]	[m]	[m]
VOP vyvažovací	7,399	0,000	1,980
VOP obratový	7,686	0,000	1,980
VOP setrvačný	7,598	0,000	1,882
Předový podvozek	1,791	0,000	0,670

Tabulka 7.2: Působíště osamělých sil



Obrázek 7.1: Zatížení SOP

## 7.2 Rozložení hmot

Jednotlivé zatěžovací případy jsou mimo jiné charakterizovány hmotovou konfigurací. Pro zatížení trupu je nejkritičtější hmotová konfigurace 55 - plně naložený letoun, druhá hmotová konfigurace 14 se liší pouze v tom, že zde není uvažován zadní pilot. V poryvovém zatěžovacím případě na SOP, kterého se tato hmotová konfigurace týká, je vypočítána setrvačná síla zadního pilota a vyvážena silou v opačném směru, aby se vykompenzoval vliv jeho zatížení.

Použité rozložení hmot v letounu je vypsáno v Tabulka 7.3, oproti původnímu (Tabulka 7.4) je pozměněno kvůli zjednodušení a také kvůli změnám poloh jednotlivých osamělých hmot. V původním rozložení se jednalo pouze o odhady poloh těžišť, které po srovnání s reálnou geometrií musely být pozměněny. Jednotlivé změny jsou:

- 1) Vzhledem k okrajovým podmínkám (uložení modelu v závěsech křídla) není hmotnost křídla uvažována. Aerodynamické a setrvačné účinky jsou tedy nahrazeny reakcí v závěsech.
- 2) Baterie se nacházela mimo obrys letounu, proto je přesunuta pod přístrojovou desku zadního pilota.
- 3) Váha chlazení motoru je rozložena do pozice chladiče a do pozice motoru tak, aby bylo zachováno původní těžiště.
- 4) Váha hnací hřídele je stejným principem rozložena mezi rotor a motor.
- 5) Předový podvozek je spojen s mechanismem předového podvozku do společného těžiště.
- 6) Záchranný systém je rozdělen na padák a raketu tak, aby bylo zachováno společné těžiště.
- 7) Avionika a rádio jsou vzájemně přiblíženy, aby se jejich těžiště nacházela za přístrojovou deskou předního pilota. Společné těžiště je opět zachováno.
- 8) Hmotnost přední části trupu, zadní části trupu, statoru a motorového lože jsou zavedeny skrze hustotu a tloušťku použitých 2D elementů.
- 9) Hmotnost VOP je již uvažována v osamělých silách, proto není zavedena jako osamělá hmota.
- 10) Řízení směrové, podélné a předního podvozku jsou rozpuštěny do konstrukce jako nestrukturální hmota.

číslo	Název položky	m [kg]	$x_T$ [mm]	$y_T$ [mm]	$z_T$ [mm]
1	Padák ZS	8	1,765	0,080	1,200
2	Raketa ZS	3,5	1,810	-0,180	1,285
3	Předový podvozek	8,1	1,900	0,008	0,798
4	Avionika	3,3	2,451	0,000	1,517
5	Rádio	2,0	2,520	0,000	1,333
6	Přední pilot	100	3,120	0,000	1,220
7	Baterie a el. sys.	6	3,320	0,000	1,230
8	Překryt kabiny	9,5	3,393	0,001	1,836
9	Zadní pilot	100	4,100	0,000	1,280
10	Motor	93,7	4,810	0,091	1,558
11	Rotor	6,6	5,791	0,000	1,600
12	Chladič motoru	9,0	6,710	0,000	1,300
13	Směrové kormidlo	2,369	7,462	0,000	2,472
$\Sigma$ bez křídla (m, těžiště)		352,1			

Tabulka 7.3: Použité rozložení hmot (bez křídla a konstrukce)

číslo	Název položky	m [kg]	x <sub>T</sub> [m]	y <sub>T</sub> [m]	z <sub>T</sub> [m]
1	Křídlo	34,5	4,490	0,000	1,210
2	Křídélka	2,6	4,814	0,000	1,294
3	Vztlaková klapka	4,9	5,005	0,000	1,156
4	Hlavní podvozek	14,7	4,410	0,000	0,723
5	Řízení příčné	3,1	3,663	0,000	1,160
6	Mechanismus klapek	5,7	4,817	0,000	1,163
7	Mechanismus hlavního podvozku	4,3	4,070	0,012	1,159
8	Palivová soustava	4,2	4,510	0,011	1,215
9	Pitot-statický systém	0,6	4,210	2,900	1,210
10	Nevyčerpateľná zásoba paliva	3	4,079	0,100	0,958
11	Přední část trupu	54,2	4,015	-0,002	1,423
12	Překryt kabiny	9,5	3,393	0,001	1,836
13	Zadní část trupu	14,0	6,650	0,000	1,525
14	Chlazení motoru	12,2	6,215	0,000	0,957
15	VOP + plošky	12,4	7,598	0,000	1,882
16	Směrové kormidlo	2,4	7,462	0,000	2,472
17	Příd'ový podvozek	6,4	1,845	0,000	0,670
18	Řízení podélné	3,1	4,567	0,009	1,553
19	Řízení směrové	4,2	4,010	-0,042	1,602
20	Mechanismus příd'ového podvozku	1,7	2,107	0,038	1,282
21	Řízení příd'ového podvozku	0,6	2,588	0,000	0,969
22	Systém trimování výškovky	0,4	7,823	0,068	1,899
23	Motor	88,6	4,810	0,091	1,558
24	Motorové lože	3,8	4,802	-0,049	1,635
25	Hnací hřídel	3,8	5,285	0,000	1,600
26	Rotor	4,7	5,791	0,000	1,600
27	Stator	5,2	5,815	0,000	1,600
28	Baterie + el. systémy	6,0	4,108	-0,332	1,529
29	Avionika	3,3	2,385	0,000	1,573
30	Záchranný systém	11,5	1,780	0,000	1,225
31	Rádio	2,0	2,630	0,000	1,470
P2	palivo hlavní	72,4	4,069	0,000	1,110
PP	Přední pilot	100	3,120	0,000	1,220
ZP	Zadní pilot	100	4,100	0,000	1,280
	Σ celý letoun (m, těžiště)	600,0	4,209	0,023	1,316
	Σ bez křídla (m, těžiště)	450,0	4,187	0,013	1,386

Tabulka 7.4: Původní rozložení hmot letounu

Aby bylo zachováno správné zatížení, je nutné model dovyvážit tzv. nestrukturální hmotností, která nahradí hmotnost řízení, zanedbaných krytů, lepených spojů a dalších drobností, jako je např. polstrování. Tato hmotnost je rozprostřena do největších ploch na letounu (vlastnosti Tex, GG160 a odpovídající sandwiche) tak, aby se celková hmotnost a poloha těžiště shodovala s původním hmotovým rozbohem:

- Přední část trupu 3,3 kg/m<sup>2</sup>
- Pohon 1,2 kg/m<sup>2</sup>
- Zadní část trupu 1,5 kg/m<sup>2</sup>

Tabulka 7.5 ukazuje srovnání hmotností a polohy těžiště modelu vůči hmotovému rozboru. Z tohoto srovnání plyne pár poznatků, které by neměly být opomenuty. Prvním je celková hmotnost konstrukce trupu, která činí pouhých 20,3 kg. Pokud se k tomuto číslu přičte cca 10% jako náhrada za zanedbané kryty, dostáváme absolutní hmotnostní minimum konstrukce trupu. To je, vzhledem k dalším výše zmíněným zanedbaným položkám, stále nereálná hmotnost, ale k odhadovaným 77,2 kg zbývá velká rezerva. Druhým poznatkem je přerozdělení nestrukturální hmotnosti. Aby byla zajištěna správná

poloha těžiště, je nutné v přední části trupu přidat více než dvojnásobek hmoty, než v zadní části. To naznačuje, že celkové těžiště vyrobeného letounu může být dále vzadu, než uvádí odhad ve hmotovém rozboru.

HMOTNOST [kg]			POLOHA TĚŽIŠTĚ [mm]		
	hm. rozbor	model		hm. rozbor	model
celková hmotnost	450,0	450,1	x	4187,1	4189,4
osamělé hmoty	364,9	364,9	y	12,7	19,6
hmotnost konstrukce	77,2	20,3	z	1386,2	1392,5
rozpuštěná / nestrukturální hm.	7,9	64,9			

Tabulka 7.5: Srovnání hmotnosti a polohy těžiště hmotového rozboru a modelu

### 7.3 Setrvačné síly

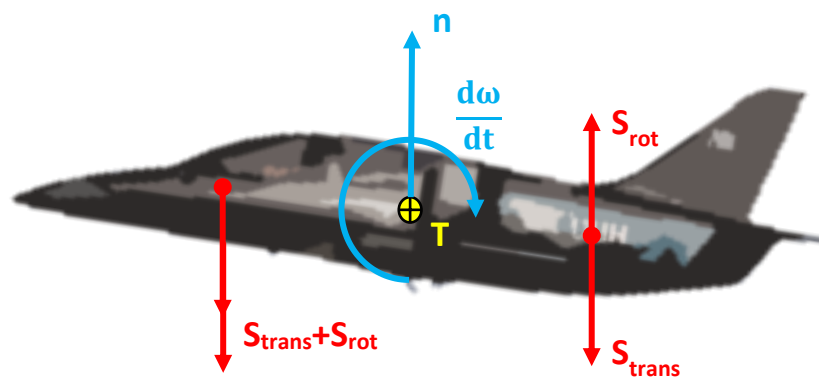
Vedle hmotové konfigurace je zatěžovací případ také charakterizován bodem letové obálky násobků. Ten kromě rychlosti letu udává i násobek gravitačního zrychlení, které je aplikováno na model. Zrychlení vyvolá setrvačné síly v konstrukci a osamělých hmotách přesně v těch místech, kde vstupují do konstrukce. Tím je docíleno co možná nejpřesnější zatížení, kterému bude trup ve skutečnosti vystaven. Zrychlení je definováno jako translační a jeho směr je vůči svislému směru natočeno o úhel náběhu. Všechna zrychlení a úhel náběhu jsou shrnuty v Tabulka 7.6.

Zatěžovací případ	Bod obálky	Hmotová konfigurace	Násobek směr Z	Úhel náběhu	Násobek směr Y	Klopivé zrychlení	Zatáčivé zrychlení
[-]	[-]	[-]	[1]	[°]	[1]	[rad/s <sup>2</sup> ]	[rad/s <sup>2</sup> ]
Obratový VOP	24	55	1,00	-1,77	0,00	14,66	0,00
Nesymetrický VOP (obrat)	29	55	1,00	-1,77	0,00	12,46	0,00
Pozemní (obrat)	33	55	3,61	15,50	0,00	7,06	0,00
Poryvový SOP	25	14	0,00	1,52	0,34	0,00	5,87
Kombinovaný OP 1 (obrat)	30a	55	1,00	2,43	0,18	10,99	3,49
Kombinovaný OP 2 (vyvažovací + obrat)	30b	55	4,00	2,43	0,24	0,00	4,65
Přistání (obrat)	34	55	3,61	0,00	0,00	0,00	0,00

Tabulka 7.6: Násobky a úhlová zrychlení kritických zatěžovacích případů

Násobek je však jen jedna složka zrychlení vyvolávající setrvačné síly, druhým je rotační zrychlení trupu kolem těžiště vlivem sil na ocasních plochách. Toto zrychlení je definováno v těžišti celého letounu a směr je zvolen tak, aby rotace odpovídala síle na ocasních plochách. Pro přitažení a jím vyvolaný kladný násobek to znamená, že v přední části trupu se efekty obou zrychlení sčítají, zatímco v zadní části trupu odečítají – viz Obrázek 7.2.





Obrázek 7.2: Setrvačné síly vyvolané násobkem a rotačním zrychlením

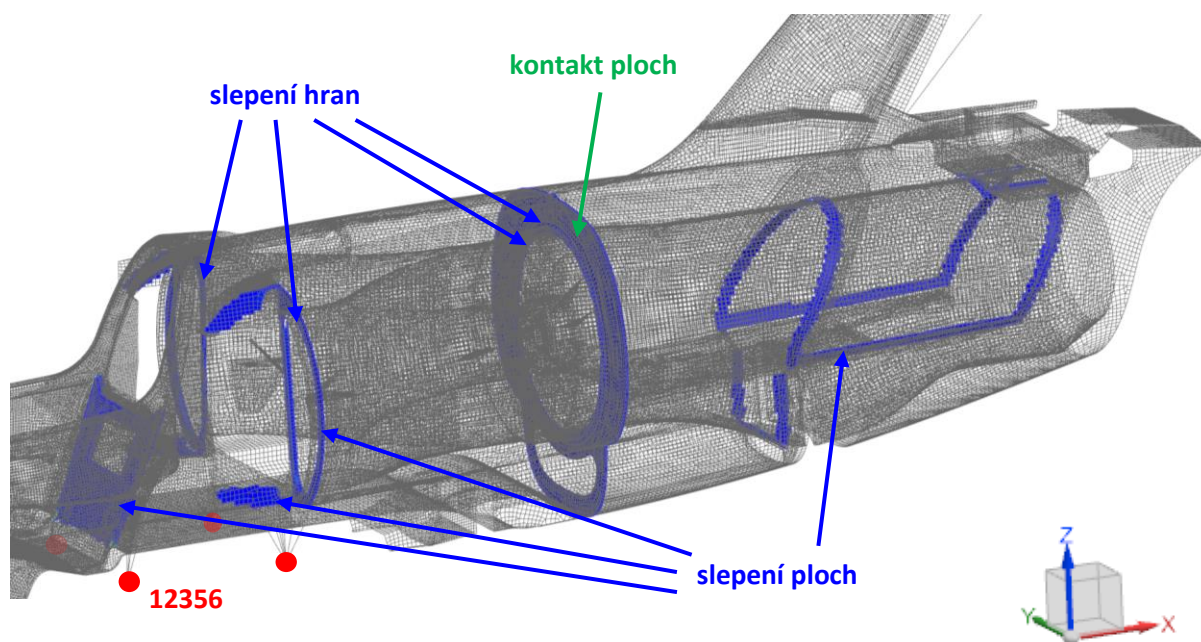
## 8 Okrajové podmínky

Základní a nejdůležitější okrajovou podmínkou je uložení RBE2 elementů nahrazující závěsy křídla. Těm jsou zamezeny všechny posuvy a rotace až na rotaci kolem osy x. Ta se totiž shoduje s osou čepů, na kterých je křídlo zavěšeno. Problematika tuhosti tohoto uložení je diskutována v kapitole 4.7.

Další okrajovou podmínkou jsou kontakty, které jsou nutné hned ze tří důvodů. Prvním důvodem je redukce 3D částí do 2D ploch, v případě tlustých sandwichových struktur slepených např. s potahem již není geometricky možné 2 plochy reprezentovat jednou, a tak jsou zachovány jejich geometrické pozice a spojeny kontaktem slepení (glue). Druhým důvodem je spojování sítí jednotlivých podsestav v modeláři MKP sestav (AFEM-Assembly FEM), který nabízí pouze prostředky ke spojování nekompatibilních sítí, jako je kontakt slepení.

Třetím a posledním důvodem je kontakt v dělicí rovině mezi přední a zadní částí trupu. Zde je potřeba, aby v tlačené části napomáhal šroubovým spojením přenášet část napětí a přenášel ho i do proudovodu, proto je modelován jako lineární kontakt.

Kontakt slepení vytváří mezi zvolenými plochami elementy, které svazují jejich vzájemnou deformaci, respektive vytváří gausovské body, skrze které přerozděluje napětí a deformace do okolních elementů. Slepění je vygenerováno na začátku výpočtu a během iterací se nemění. Lineární kontakt se však chová zcela jinak, vyžaduje iterace, na jejichž základě vypočítává počet aktivních elementů (elementů v kontaktu). Ve výpočtu jsou nastaveny tři iterace stavu, přičemž každý z nich se skládá z dalších tří iterací zatížení. Tři iterace stavu sice nejsou dostatečné ke standardnímu požadavku na konvergenci výsledku, ale z výsledků je zřejmé, že první iterace odhalí tažené a tlačené strany a druhá a třetí již najdou tuhá místa, kudy teče nejvíce napětí.



Obrázek 8.1: Okrajové podmínky modelu (uložení-červená, kontakty-modrá)

## 9 Lineární pevnostní výpočet

Následující kapitola obsahuje nastavení řešení výpočtu a jeho obecné charakteristiky. Popsány jsou pouze ty volby, které hrají významnou roli pro výpočet a nejsou popsány v předchozích kapitolách. Výpočet je proveden na notebooku ACER Aspire V s dvoujádrovým procesorem Intel Core i5-4200U CPU o celkové frekvenci 4GHz (použita jsou 3 virtuální jádra ze 4) a operační paměti RAM 6GB.

Jako řešič je zvolen NX Nastran a analýza je strukturální bez uvažování tepelných roztažností. Jako řešení je zvolen typ SOL101, statický lineární výpočet s obecnými okrajovými podmínkami.

Výpočet jednoho případu zatížení bez použití iterativního kontaktu trvá 4 až 5 minut, při uvažování kontaktu a tří iterací zabere jeden zatěžovací případ 12 až 15 minut. Celkové řešení všech případů zatížení trvá 1 hodinu a 20 minut.

Celkový počet elementů, uzlů, vlastností, materiálů a kontaktů je vypsán v Tabulka 9.1.

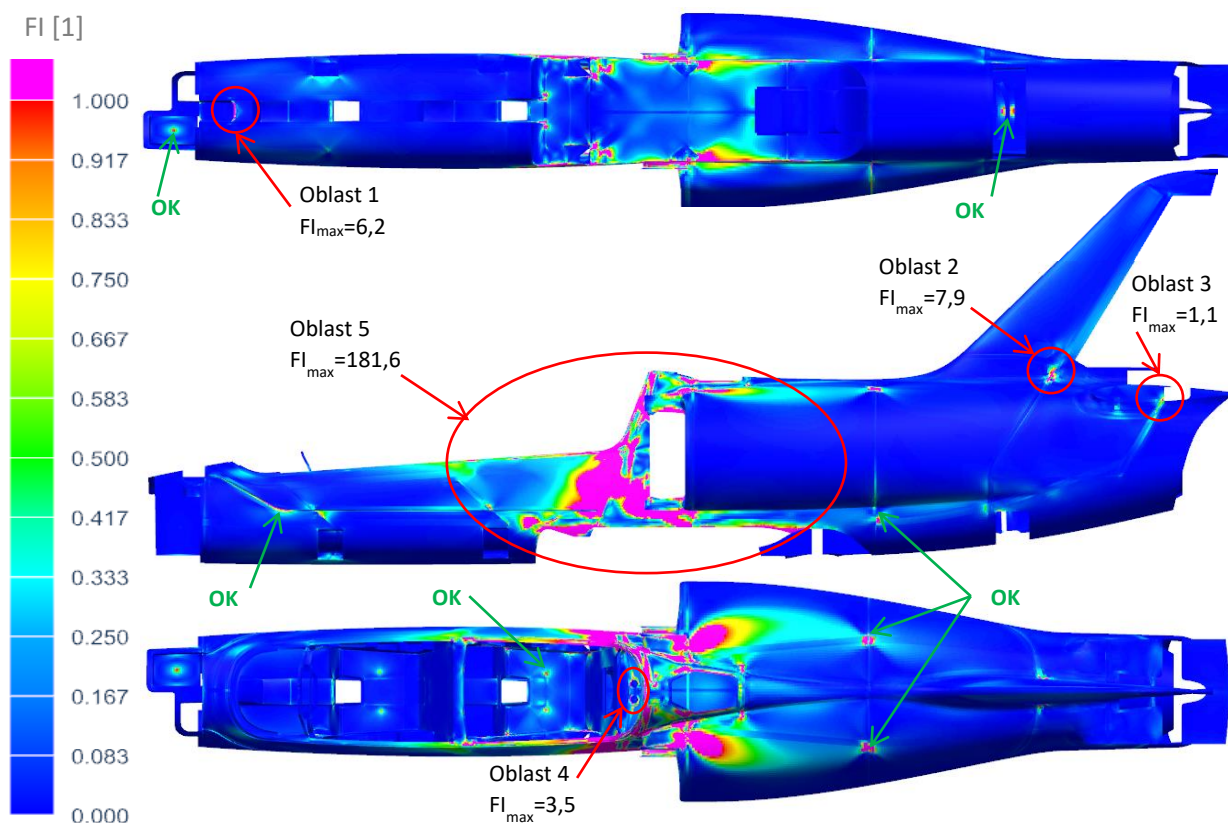
Popis	Název	Počet
2D elementy, čtyřstěn	CQUAD4	264302
2D elementy, trojstěn	CTRIA3	11888
1D elementy, zatížení	RBE3	16
1D elementy, tuhé	RBE2	34
1D elementy, pružina	CBUSH	3
0D elementy, hmota	CONM2	13
Uzly	GRID	271440
Isotropní materiály	MAT1	10
Ortotropní materiály	MAT8	12
Vlastnosti laminátů	PCOMPG	86
Bodové okrajové podmínky	SPC	4
Kontaktní hrany	BEDGE	8
Kontaktní plochy	BSURF	18
Parametry všech kontaktů	BCRPARA	26
Sjednocení lineárního kontaktu	BCTADD	1
Nastavení algoritmu kontaktu	BCTPARM	2
Set okrajových podmínek	BCTSET	1
Sjednocení kontaktů slepení	BGADD	1
Set kontaktu slepení	BGSET	12
Parametry sekvence řešení	PARAM	6

Tabulka 9.1: Počet elementů, uzlů, vlastností, materiálů a kontaktů v lineárním řešení

## 10 Výsledky pevnostní analýzy a dimenzování

Schopnost konstrukce přenášet početní zatížení je primárně kontrolována skrze index porušení Hoffmanova kritéria (ve zprávě označován zkratkou FI z anglického Failure Index). Ten nabývá pouze kladných hodnot a v intervalu  $FI \in (0,1)$  udává míru rezervy vůči laminární poruše, která nastane v případě  $FI=1$  a vyšší. Tento údaj je vypočten pro každou laminu zvlášť, ale pro lepší přehlednost je ve většině případů zobrazena obálka FI přes všechny laminy. Toto kritérium je dostačující k odhalení kritických míst, bohužel však nepodává informaci o charakteru zatížení, které poruchu vyvolává. K tomuto účelu jsou použita lokální napětí v jednotlivých laminách, celková napětí a celkové deformace konstrukce.

Obrázek 10.1 zobrazuje obálku obálek, tedy maximální FI pro každou laminu skrze všechny zatěžovací případy. Fialová barva (magenta) zde zvýrazňuje místa, ve kterých dojde k poruše. Přidaná hodnota takového diagramu je hlavně v přehledném a jednoduchém zobrazení všech kritických míst konstrukce, není však možné z něj vyvozovat žádné závěry, protože se jedná o nereálný zatěžovací případ. Obrázek v první řadě potvrzuje předpoklad, že oblast mezi třetí a čtvrtou přepážkou včetně okolí je nejkritičtějším místem konstrukce a bude vyžadovat dimenzování. Diagram dále odhaluje další 4 kritické oblasti, které jsou společně s oblastí 5 detailně popsány v následujících podkapitolách.



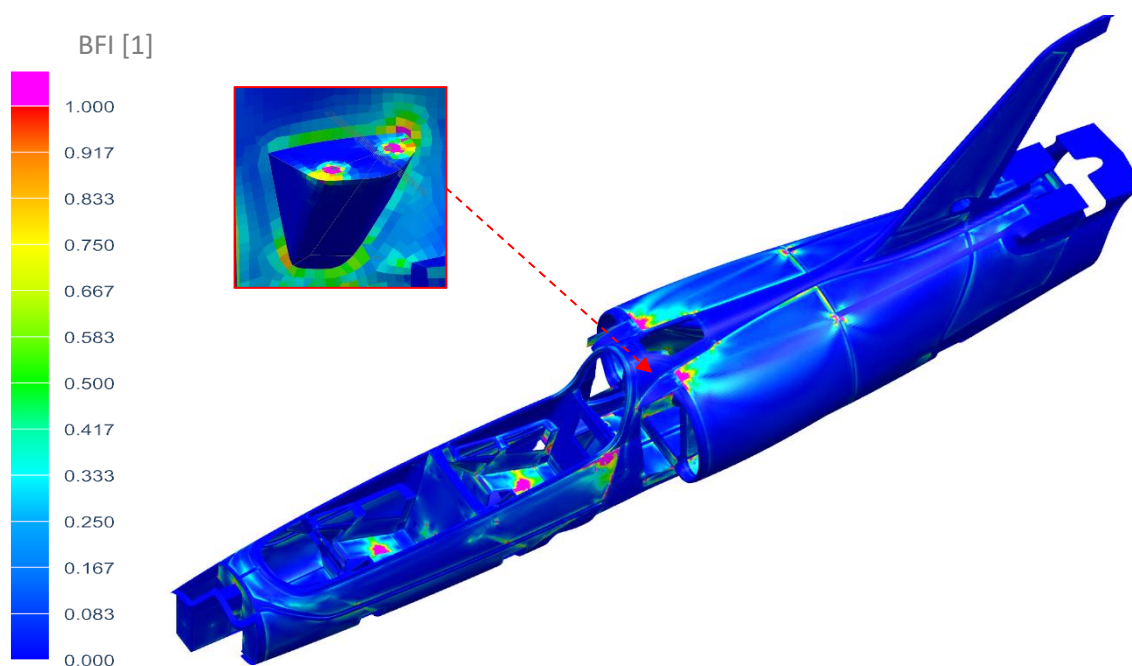
Obrázek 10.1: Obálka indexů porušení FI pro všechny zatěžovací případy

Oblasti popsané symbolem OK sice překračují mez  $FI=1$ , ale nejedná se o kritická místa. Vysoká maxima jsou zde způsobena zjednodušením modelu. V případě boxu záchranného systému, sedáku pilota a chladiče motoru je to lokální zavádění sil skrze RBE3 elementy. V místech spojení přední a zadní části trupu se jedná o podobný princip, uzly jsou zde spojeny pouze dvojicí RBE2 elementů, které v rozích 2D elementů vytvářejí ostrá maxima. U kanálu lanka záchranného systému lze

maxima vysvětlit příliš hrubou sítí, která není schopná postihnout správné křivosti kanálu a vyvolává příliš velký ohybový moment ve středu kanálu při jeho stlačení.

Obrázek 10.2 zobrazuje index mezilaminárního porušení (dále označováno jako BFI z anglického Bond Failure Index) opět jako obálku všech lamin a všech zatěžovacích případů. Pohled je zvolen tak, aby ukazoval všechna problémová místa. Při postupu zepředu to jsou tato místa:

- 1) Spoj mezi boxem záchranného systému a první přepážkou ukazuje maxima v místě kontaktu. Tento problém však zmizí při nahrazení zadní stěny boxu lemem přilepeným přímo k přepážce. Tato konstrukční změna již byla navržena konstrukčním týmem v průběhu této práce.
- 2) Sedáky pilotů ukazují poruchu kvůli zavedení síly od pilota skrze dva body, při použití spojitého (reálného) rozložení by k poruše nedošlo.
- 3) Panely po stranách zadního pilota, třetí přepážka a panely za čtvrtou přepážkou jsou součástí problematiky kritického místa a vyžadují předimenzování.
- 4) Spoj zadních úchytnů motorového lože s proudovodem (detail) vykazuje poruchu v jednom z rohů. Stejně jako v prvním případě je ale tento problém vyřešen konstrukční změnou, motorové lože bude vyrobeno s proudovodem jako jeden kus.
- 5) Místo spoje přední a zadní části trupu koncentruje napětí kvůli zjednodušení tohoto spoje a není nutné jej řešit stejně jako v případě FI.



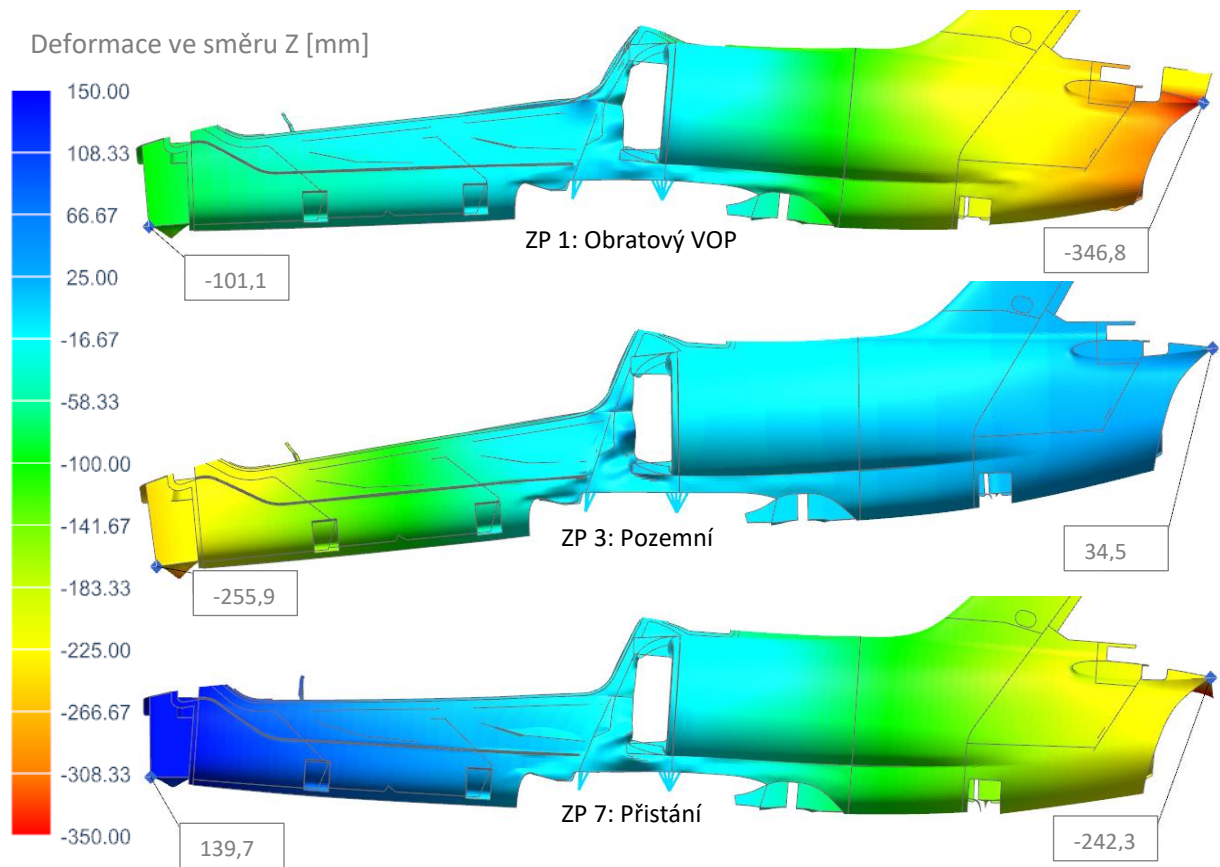
Obrázek 10.2: Kontrola mezilaminárního porušení

Dalším globálním ukazatelem věrohodnosti výpočtu a potenciálních problémů konstrukce je deformace. Zde je důležité mít na paměti, že lineární výpočet během zatěžování nepřepočítává tuhostní matici, takže nemůže postihnout borcení (ztrátu stability) konstrukce ani následné přerozdělení napětí. Jinak řečeno, výpočet počítá pouze s malými deformacemi, které nemají vliv na tuhost konstrukce. Výsledné deformace z lineárního výpočtu tedy dávají dobrou představu o chování konstrukce a správné výsledky pro malé deformace, v případě velkých deformací se ale nelze spoléhat na jejich hodnoty.

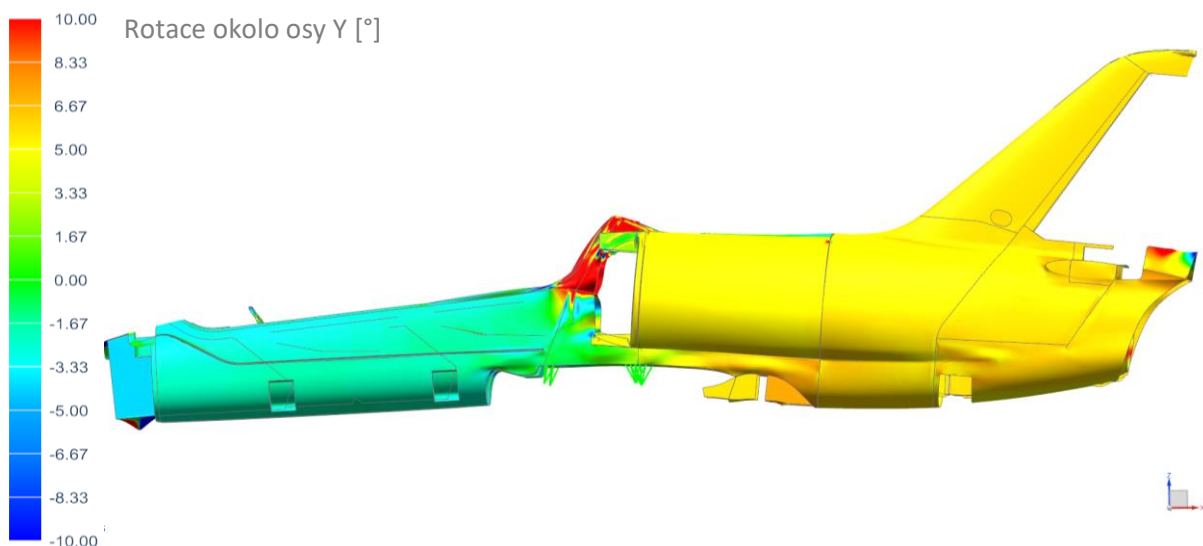
Obrázek 10.3 ukazuje ohyb trupu (deformaci ve směru Z, absolutní deformace  $x_1$ ) pro tři specifické případy zatížení. Maximální deformaci zadní části trupu 347mm způsobuje velká síla na VOP (první zatěžovací případ), maximální záporná deformace přídě vzniká vysokým násobkem (třetí zatěžovací případ) a maximální kladná deformace přídě je způsobena silou na přední podvozek (sedmý



zatěžovací případ). Pro všechny rozdílné zatěžovací případy je však společný charakter deformace a tím je rotace tuhého pilotního prostoru a zadní části trupu kolem příliš měkkého prostoru mezi přepážkami 3 a 4. Tento argument dokazuje i zobrazení rotace na Obrázek 10.4.



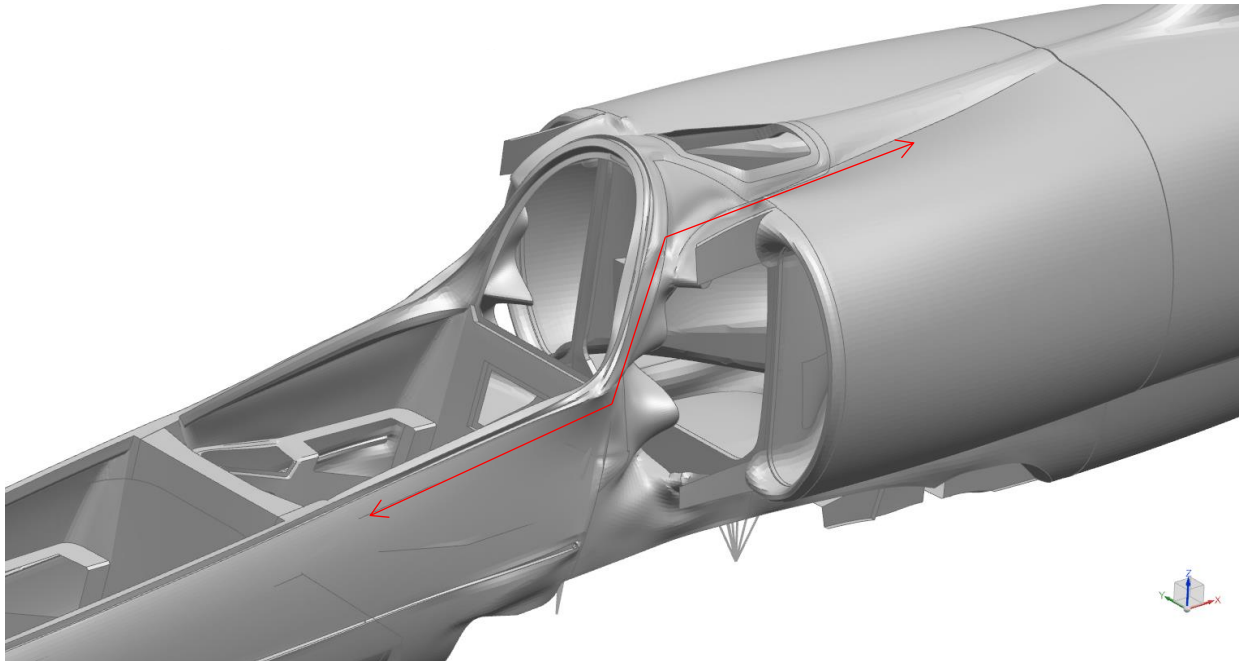
Obrázek 10.3: Ohyb trupu při zatěžovacích případech 1, 3 a 7 (absolutní deformace  $\times 1$ )



Obrázek 10.4: Rotace elementů okolo osy Y pro ZP 1 (absolutní deformace  $\times 1$ )

Detail deformace tohoto místa pro šestý případ zatížení je zobrazen na Obrázek 10.5. Konstrukce zde vykazuje hned několik nedostatků. Prvním a nejvíce viditelným je propadání nevyztužené stěny za třetí přepážkou, způsobené hlavně volnou hranou výřezu pro servisní otvor motorového prostoru. Tato hrana je ve svém středu geometricky rozdělena přechodem dvou zakřivených

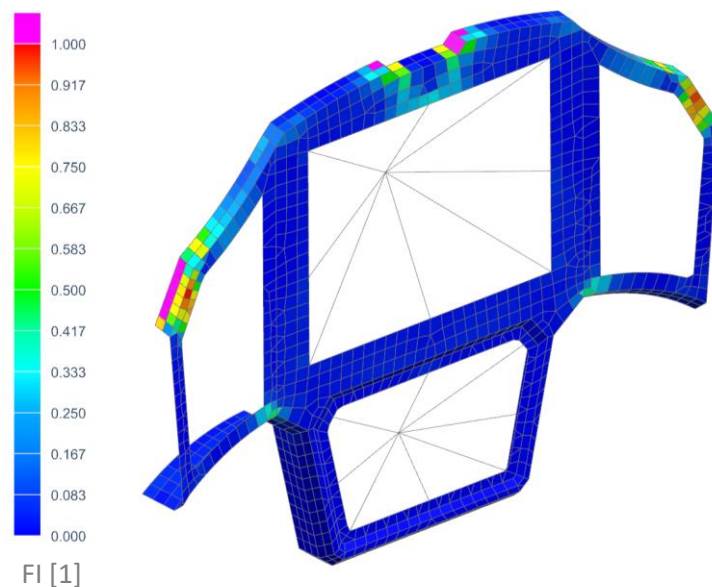
ploch, takže sebemenší tlakové namáhání způsobí zborcení hrany, potažmo celé stěny. Podobně se chová i tlačaná část nevyztužené stěny pod pilotním prostorem a proudovodem. Dalším viditelným jevem je narovnávání taženého podélníku schematicky znázorněným červenými šipkami. Ten se propadá v místě mezi sloupkem čtvrté přepážky a rámem střešní ventilace a naopak vylamuje rám kabiny pilotního prostoru.



Obrázek 10.5: Detail deformace pro zatěžovací případ 6: Kombinovaný OP 2 (absolutní deformace x1)

S tak velkým rozsahem deformací a indexem porušení šplhajícím se ke 200 není možné provést analýzu na ztrátu stability. Ta bude provedena až po úpravách, které zajistí pevnostní odolnost konstrukce vůči početnímu zatížení.

Jedním z problematických míst je také přístrojová deska, viz Obrázek 10.6. Mezi ostatními kritickými oblastmi není uvedena, protože její pevnost je primárně závislá na hmotnosti přístrojů, jejich pozici a také rozměrech (velikost výřezu pro přístroj). Tato vstupní data však zatím nejsou známa a analýza tohoto místa tudíž ztrácí smysl. Stejně tak způsob uložení přístrojů zatím není znám, jednou z možností je usazení celé přístrojové desky na silentblocích, druhým pak pružné ukotvení jednotlivých přístrojů do přístrojové desky. Každopádně už teď je jasné, že budou potřeba minimálně 4 vrstvy uhlíkové tkaniny s orientací  $(0,45)_s$  na zajištění její pevnosti. Stejně vrstvení je použito i v modelu.

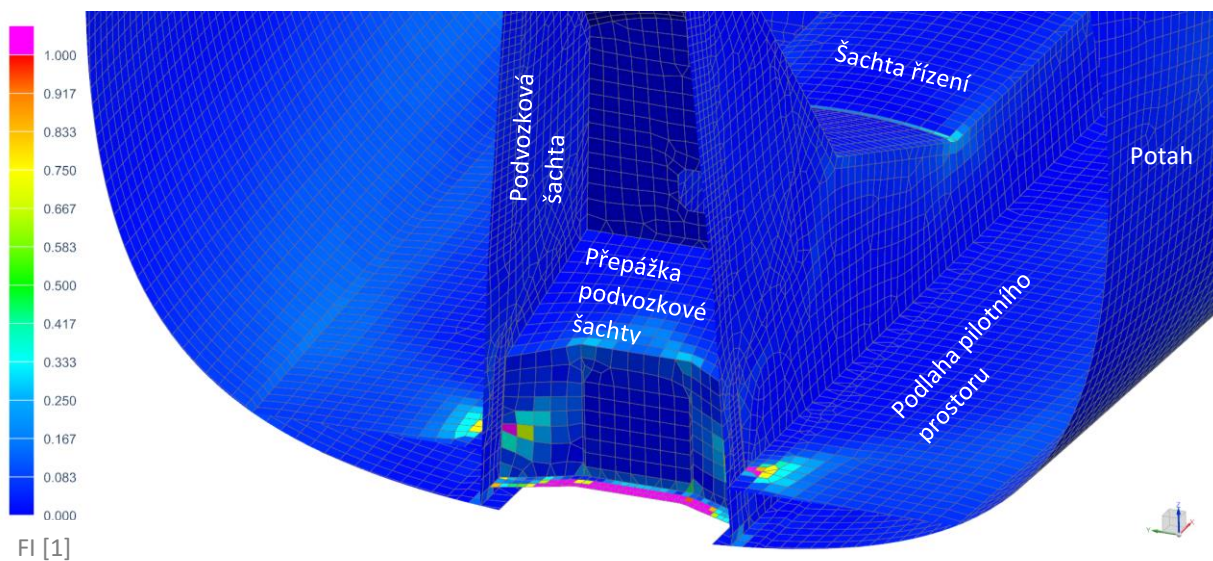


Obrázek 10.6: Index porušení na přístrojové desce předního pilota

### 10.1 Oblast 1: Přepážka podvozkové šachty

Přepážka podvozkové šachty je kriticky namáhána v zátěžových případech 3 a 7, přičemž maximální hodnoty indexu porušení dává případ 7, kde síla na přední podvozek ohýbá trup směrem vzhůru a tím pádem zavírá podvozkovou šachtu a šachtu řízení. To vyvolává tlakové zatížení přepážky, která selhává v místě spojení s podlahou pilotního prostoru a na spodním lemu, viz Obrázek 10.7.

Přepážka je navržena se skladbou  $\pm 45^\circ$  (vůči ose Z) pro přenos smykového zatížení. Rozbor napětí ale ukazuje, že přepážka je primárně namáhána tlakem, a proto je nutné obě laminy tkaniny pootočit do směru  $0/90^\circ$ . Tato úprava sníží index porušení na méně než polovinu, ale nezachrání lem přepážky. Lem a svislý spodní díl přepážky je dále vyztužen dvojicí lamin ve směru  $\pm 45^\circ$ , čímž se maximální index poruchy úspěšně sníží z 6,2 na 0,8.

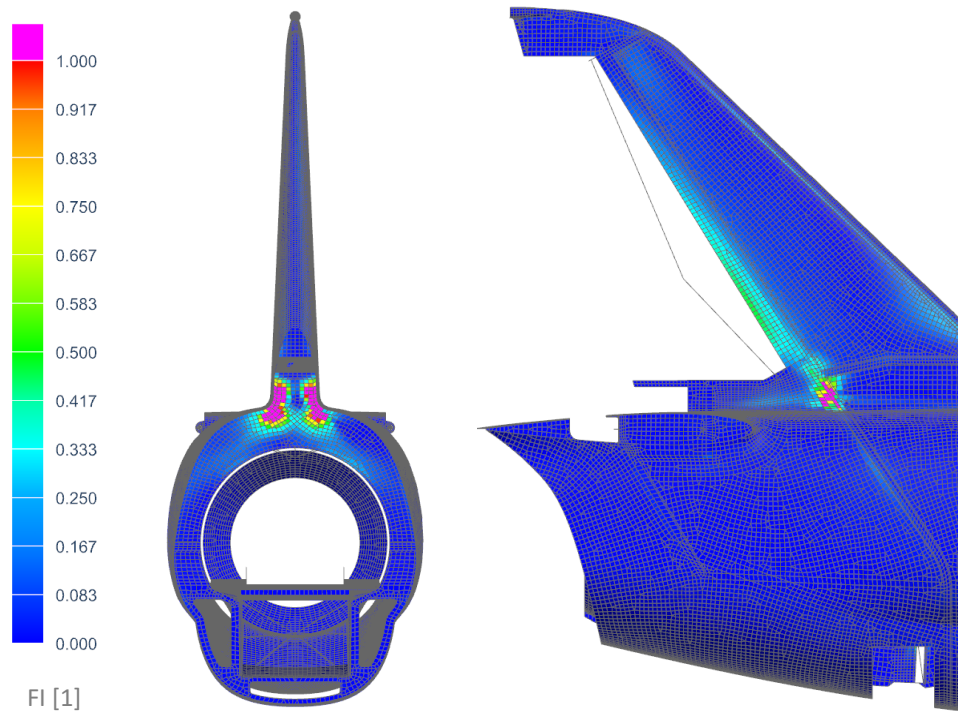


Obrázek 10.7: Řez trupem-detail na přepážku podvozkové šachty, ZP 7



## 10.2 Oblast 2: Kořen kýlu

Kýl letounu UL-39 je jednonosníkové konstrukce, tudíž ohybový moment na SOP je primárně přenášen skrze tento nosník, respektive přepážku číslo 6. Kritické místo přepážky se logicky nachází v místě největšího ohybového momentu způsobeného aerodynamickou silou na SOP, tedy v kořeni SOP (místo spojení kýlu s trupem), viz Obrázek 10.8. Kritickými zatěžovacími případy pro tuto oblast jsou 4, 5 a 6, přičemž nejkritičtější je případ 4: poryv na SOP.



Obrázek 10.8: Řez trupem-pohled na tlačenu stranu kýlu, ZP 4

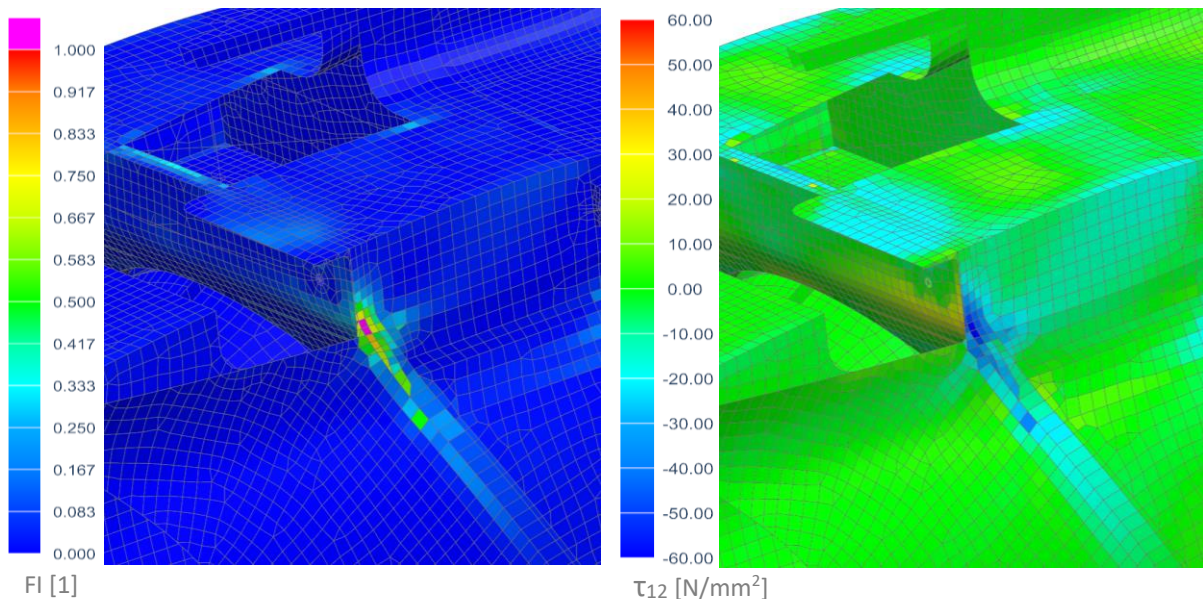
Oblast lze rozdělit na dvě různé problematiky: selhání stojiny (plocha přepážky) a selhání pásnice (lem přepážky a potah trupu). Stojiny nosníku obecně přenášejí smyková napětí, a proto se zdá být skladba uhlíkové tkaniny šesté přepážky pod úhlem  $\pm 45^\circ$  (vzhledem k ose Z) logická. Nesmíme však zapomenout, že v místě kořene kýlu se geometrie láme a původní pásnice se v místě přechodu do trupu vychyluje do téměř kolmého směru vůči tahové a tlakové složce namáhání pásnic v kýlu. Pásnice tedy v místě trupu nejsou schopné dále přenášet tah ani tlak a jejich funkci přebírá stojina (plocha přepážky 6, Obrázek 10.8 vlevo). Přepážka však v tomhle směru je se svým vrstvením velice slabá a tahově i tlakově selhává, proto je zde nutné přidat dvojici lamin ve směru  $0/90^\circ$  (vůči ose Z). Tato výztuha je umístěna od spodního žebra SOP až k proudovodu, který je jinak téměř nezátížený a je schopný pomoci přenést tuto složku zatížení.

Druhým problémem je selhání pásnic v místě před geometrickým zlomem (oblast maximálního ohybového momentu), viz Obrázek 10.8 vpravo. Tkaniny jsou zde umístěny opět pod úhlem  $\pm 45^\circ$  (vzhledem k ose X), což plně neodpovídá úhlu naklonění šesté přepážky. Zde je na místě poměrně jednoduchá úprava a to přidání tří vrstev jednosměrné výztuhy ve směru pásnice v kritickém místě. Z technologického pohledu je nejjednodušší přidat tyto vrstvy na vnější stranu lemu přepážky.

Obě tyto úpravy snižují maximální index porušení z 7,9 na 0,9.

### 10.3 Oblast 3: Uložení VOP, přepážka číslo 7

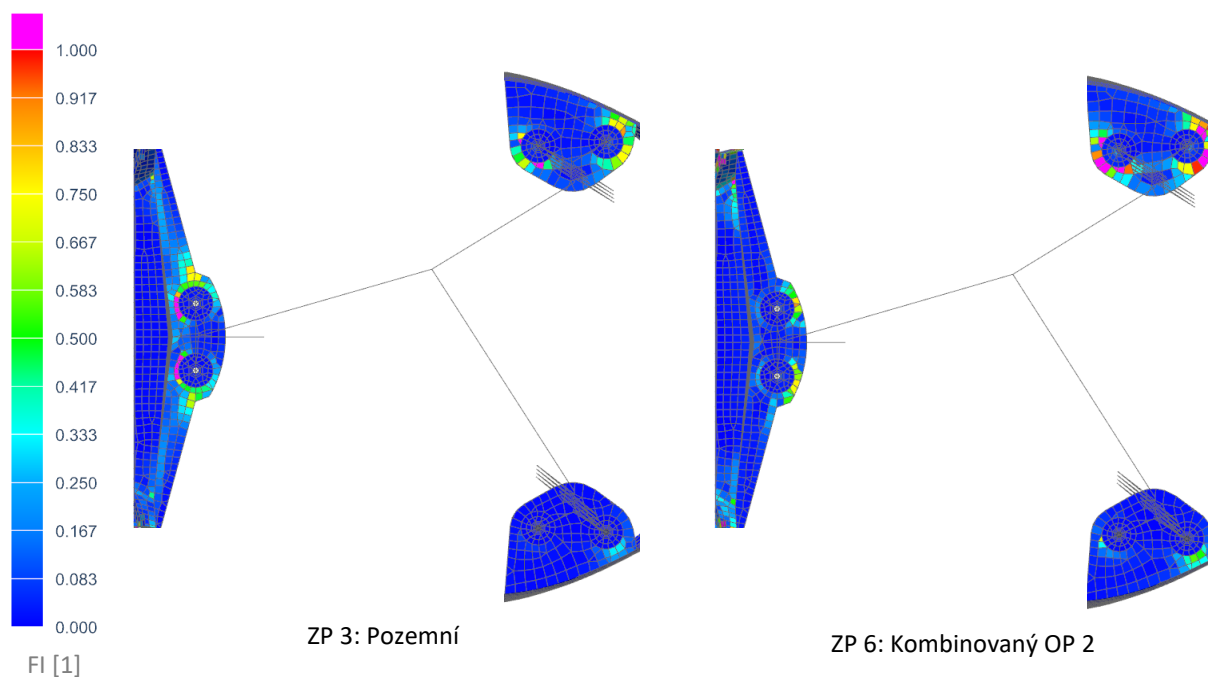
Pro tuto oblast je kritické aerodynamické zatížení od VOP, které má působíště co nejvíce vzadu. V našem případě se jedná o zatěžovací případ číslo 1: obrátový VOP. Zajímavý je zde typ poruchy, nenastává skrze celou tloušťku laminátu, ale pouze ve druhé lamině (spodní lamina potahu) a to smykovým zatížením od šesté přepážky, která je smýkána směrem dolů silou z VOP, viz Obrázek 10.9. Při uvažování reálného lepeného spoje mezi přepážkou a potahem (viz kapitola 4.3) by zřejmě k poruše nedošlo, přesto je rozumné toto místo vyztužit, jelikož se zde z geometrických důvodů bude koncentrovat napětí. V tomto případě je použito vyztužení vrstvou uhlíkové tkaniny ve směru 0/90° (vůči ose X), které místo vyztuží ve smyku. FI se tím pádem sníží z hodnoty 1,1 na 0,5.



Obrázek 10.9: Oblast 3, FI a smykové napětí ve druhé lamině, ZP 1

### 10.4 Oblast 4: Motorové lože

Hlavním zdrojem zatížení motorového lože jsou setrvačné síly motoru, a tudíž kritickými zatěžovacími případy budou ty, které obsahují nejvyšší hodnoty násobku (ZP 6) nebo klopivého zrychlení (ZP 3). Obrázek 10.10 ukazuje řez v místě motorového lože a indexy porušení pro oba zatěžovací případy. Obzvláště v případě zadních úchytů motorového lože lze vidět, že síť je příliš hrubá. Mezi velice tuhými kovovými inzerty a svislou stěnou úchytů je pouze jedna řada elementů. Vysoká skoková změna tuhosti mezi inzerty a zbytkem lože je uměle vytvořena zjednodušením modelu a může zapříčinit tato napěťová maxima. Nicméně se v tomto případě jedná i tak o poměrně namáhané části a je rozumné je vyztužit, přidání čtyř vrstev tkaniny ve směru 0/90° snižuje maximální FI z 3,5 na 0,8 (1,5 u nekvalitního trojúhelníkového elementu).



Obrázek 10.10: Index porušení pro motorové lože, zatěžovací případ 3 a 6

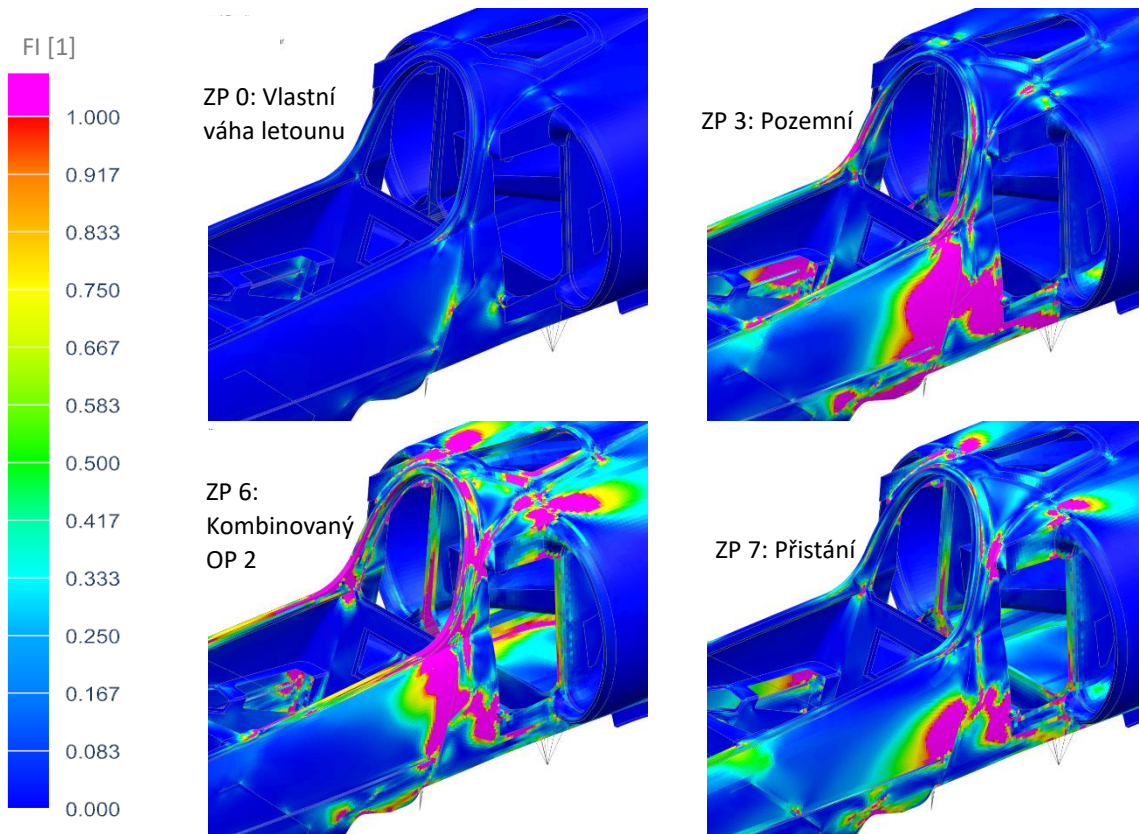
## 10.5 Kritická oblast 5: Okolí třetí a čtvrté přepážky

Indexy porušení na Obrázek 10.1 a reálně zobrazené deformace na Obrázek 10.5 dokazují nezbytnost předimenzování celé oblasti mezi třetí a čtvrtou přepážkou včetně jejich okolí. Rozsah poškození zároveň naznačuje, že pouze přidání vrstev laminátu jako v předchozích případech, nepovede ke kýženému výsledku. Oblast lze sice rozdělit do menších celků, ale provázanost těchto míst nedovoluje jiné, než komplexní a společné řešení. Úprava kterékoliv části má zásadní vliv na přerozdělení zatížení ve zbytku konstrukce v kritické oblasti.

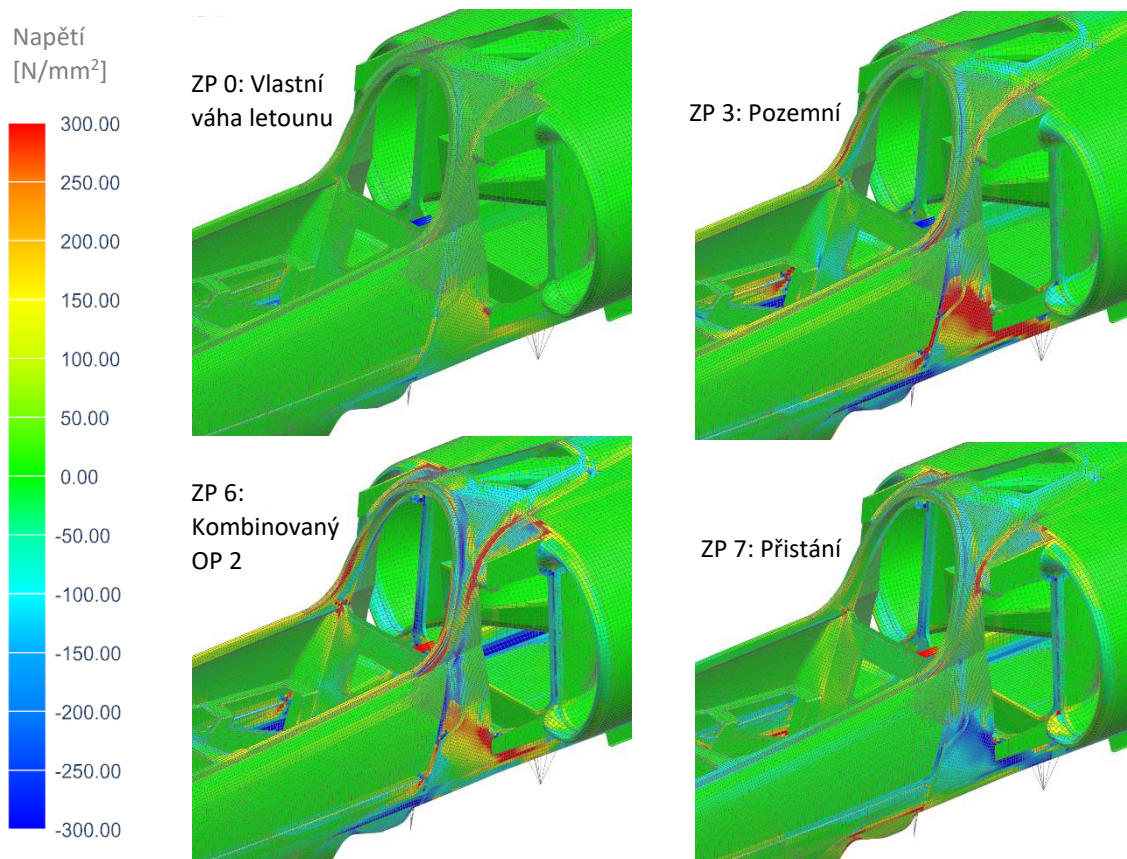
Laminát v této oblasti selhává ve všech zatěžovacích případech kromě čtvrtého, kde je uvažován nulový násobek (pouze zatížení SOP). Již při zatížení vlastní vahou plně naloženého letounu dochází na třech místech k lokální poruše. Pro lepší představu o chování konstrukce při odlišném zatížení je na následujícím Obrázek 10.11 zobrazen maximální FI pro zatížení vlastní vahou a zatěžovacími případy 3, 6 a 7. Pro stejné případy jsou zobrazena i maximální a minimální napětí (worst principal stress) na Obrázek 10.12, kde je škála nastavena tak, aby byla viditelná tažená a tlačena místa. Maxima jsou jinak vyšší než  $\pm 300 \text{ N/mm}^2$ .

Z napětí lze vidět funkce horního podélníku, který ve spodní části přestává nést a jeho funkci přebírá konstrukce u podlahy letounu. Toto chování je způsobené nízkou tuhostí sloupku třetí přepážky a panelu za ní, který nepřenáší žádné napětí a chová se v podstatě jako rozšíření servisního otvoru. Před třetí přepážkou je evidentní přenos ohybového momentu trupu skrze pilotní prostor a nikoliv skrze podélníky.





Obrázek 10.11: Index porušení v kritické oblasti; ZP 0, 3, 6 a 7



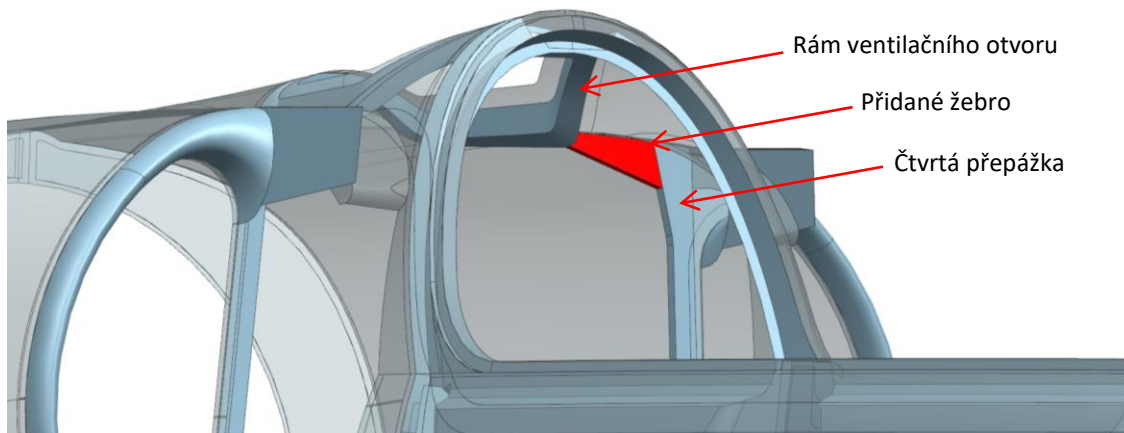
Obrázek 10.12: Napětí (worst principal stress) v kritické oblasti; ZP 0, 3, 6 a 7

### 10.5.1 Konstrukční úpravy a dimenzování kritické oblasti

Kromě geometrické, materiálové a strukturální komplexnosti, je z výpočtářského pohledu hlavní výzvou malý manévrovací prostor na přerozdělení zatížení. Např. zúžení v horní části třetí přepážky (za hlavou zadního pilota) musí přenést téměř celé tahové napětí z ohybového momentu způsobeného vysokým kladným násobkem a není jiné cesty, kam toto napětí přesunout (stavební výška mezi podlahou a motorem nestačí pro umístění nosníku s aplikovatelnou vahou). Velkým omezujícím faktorem je motor a otvory nutné k jeho servisování, které není možné překlenout jakýmkoliv nosným prvkem. Obecně lze tedy říci, že konstrukce ve většině případů nedovoluje zeslabení (snížení tuhosti) celku pro přerozdělení napětí do okolí.

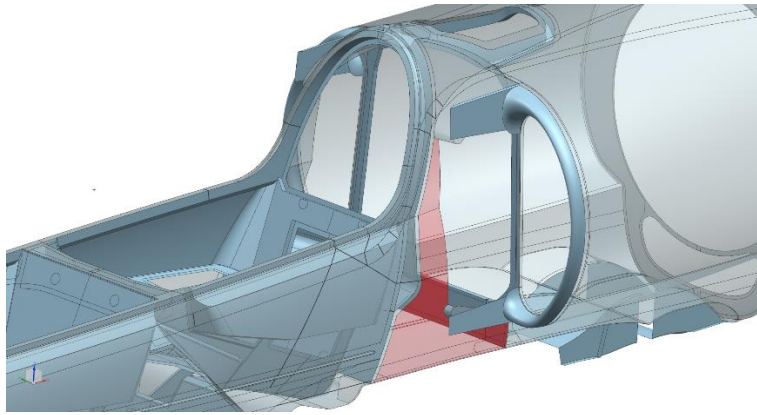
Na dimenzování trupu nejsou použity žádné optimalizační metody, řešení vyplývá z nesčetných iterací a pokusů o řešení jednotlivých problematických míst. Jednotlivé kroky pramení kromě vstupních dat ze zkušenosti a obecné znalosti chování kompozitních materiálů. Pro zjednodušení jsou v následujícím textu uvedeny až finální úpravy (je vynecháno např. postupné přidávání vrstev a rozšiřování oblastí aplikace výztuhy) bez slepých uliček iterací.

Prvním z adresovaných problémů je propadání podélníku do stropu trupu mezi sloupkem čtvrté přepážky a rámem ventilačního otvoru, viz Obrázek 10.5. Toto propadání řeší přidání žebra s lemem spojující výše zmíněné části konstrukce, mezi kterými se nachází, viz Obrázek 10.13. Přidané žebro nejenom řeší propadání, ale také za pomoci rámu ventilace tuhostně spojuje třetí přepážku se čtvrtou a uzavírá tak nově vzniklý „rám“ okolo servisního otvoru motoru. Čím hlouběji bude žebro spojeno se čtvrtou přepážkou, tím lépe, nesmí však překážet motoru ani řízení, které těmito místy prochází. Z technologického pohledu je rozumné vyrobit žebro jako součást čtvrté přepážky. Vzhledem k převažujícím tlakovým napětím je sloupek čtvrté přepážky až k zadním závěsům křídla vyztužen dvěma vrstvami uhlíkové tkaniny ve směru  $0/90^\circ$  (vůči ose Z), stejné vrstvení má i přidané žebro.



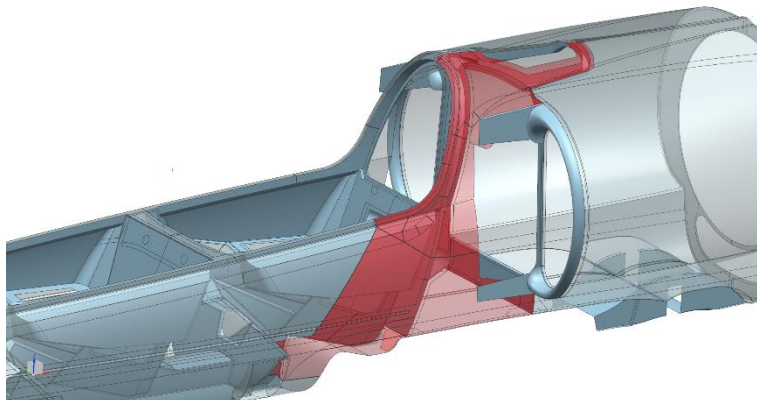
Obrázek 10.13: Přidané žebro (červeně) uzavírající rám kolem servisního otvoru

Druhým problematickým místem je potah mezi přepážkami, viz Obrázek 10.14. Výše zmíněné rozbory deformací a napětí jasně ukazují, že takhle měkký potah nepřenáší napětí a díky zlomové změně křivosti se ihned bortí. Toto chování obecně není nijak nebezpečné, ale vyloučit tuto plochu z přenášení napětí je v tomhle místě luxus, který si nemůžeme dovolit. Čím více se však potah vyztuží, tím více napětí začne přenášet. Proto se při postupném vyztužování došlo k závěru, že je nutné použít Airexové jádro o nejvyšší možné tloušťce 10mm a navíc je nutné přidat 15mm široký lem na volné hraně, tvořený navazující tkaninou a šesti vrstvami jednosměrného uhlíkového prepregu.



Obrázek 10.14: Potah vyztužený sandwichem

Třetím zásadním vyztužením je přidání dvou vrstev uhlíkové tkaniny ve směru  $0/90^\circ$  (vůči ose X) k již existujícím dvěma vrstvám orientovaným ve směru  $\pm 45^\circ$ . Část potahu, na který je aplikována tato výztuha, je zřejmá z Obrázek 10.15, její pozice však není náhodná. V prvé řadě spojuje obě přepážky včetně vrchního rámu pilotní kabiny a spodního potahu pod zadním pilotem. Zde jsou dva významné koncentrátoři napětí v rádiusech ve výřezech pro křídlo, a proto je výztuha v této části protažena až k přepážce ukončující interiér zadního pilota. Tato výztuha dodává potahu potřebnou pevnost ve směru X a tuhostně pomáhá propojit výše zmíněné celky.

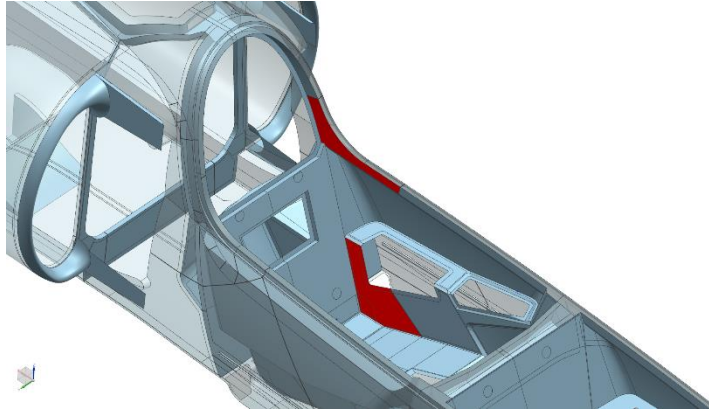


Obrázek 10.15: Potah vyztužený dvěma vrstvami tkaniny s orientací  $0/90^\circ$

Čtvrtým zásahem do konstrukce je zajištění správné funkce podélníků jak na tažené, tak na tlačené straně. V případě horního podélníku (okolo sloupku třetí přepážky) je nutné, aby podélník na sebe svedl napětí z koncentrátorů ve spoji s vrchním profilem (profil před vstupem do proudovodu, který svádí vzduch do větrací šachty schované pod řezačem mezní vrstvy). Celkový počet vrstev jednosměrné výztuhy mezi geometrickým zlomem trupu a čtvrtou přepážkou je 6. U spodního podélníku je funkce obdobná, koncentrátoři se zde objevují v místech výřezu pro křídlo. V prostoru mezi přepážkami je zvýšen počet vrstev spodního podélníku na 4, v místě mezi třetí přepážkou a přepážkou zadního pilotního prostoru na 6.

Pátá úprava spočívá ve vyztužení pilotního prostoru v namáhaných částech, viz Obrázek 10.16. V obou případech jsou přidány dvě vrstvy uhlíkové tkaniny s orientací  $0/90^\circ$  (vůči ose X). Horní výztuha přidává na pevnosti této části, která selhává společně s rámem kabiny natahovááním horního podélníku. Spodní výztuha spojuje třetí přepážku se sedákem v místě, kde navazuje na spodní potah trupu. Pomáhá tedy i již zmíněným koncentrátorům napětí na potahu. Tato výztuha je také v místech, kde se pilotní prostor opírá o přední závěsy křídla na třetí přepážce.

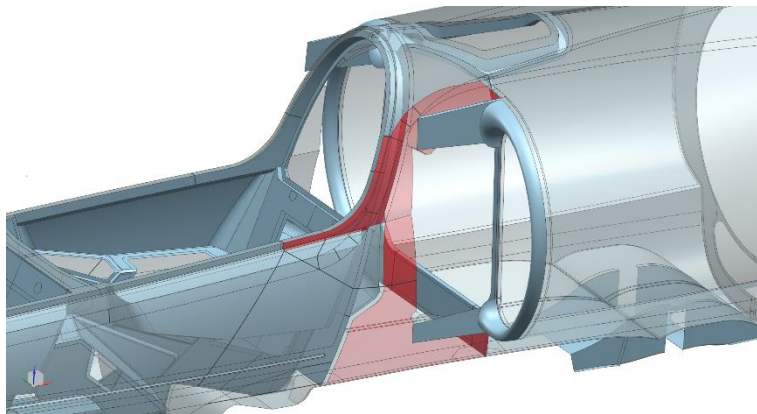




Obrázek 10.16: Vyztužení v pilotním prostoru

Šestáým místem, které potřebuje vyztužit, je rám pilotní kabiny. Ten se účastní přenosu pouze tahových sil, a proto je použito nejjednodušší úpravy - přidání jednovrstvého pásu jednosměrného kompozitu.

Sedmou úpravou je vyztužení potahu v místě sloupku třetí přepážky, viz Obrázek 10.17. Tato část je ze všech nejnamáhanější a zastává složitou úlohu přenášet jak tahové napětí ve směru sloupku, tak ohyb vzniklý tvarovým zalomením na obou koncích a navíc ještě smyk potahu vůči třetí přepážce. Podobně kriticky namáhaný je i zbytek panelu mezi třetí a čtvrtou přepážkou. Na celé zvýrazněné ploše jsou přidány další čtyři vrstvy uhlíkové tkaniny, což ve výsledku dává 8 vrstev s vrstvením (0,45,0,45)<sub>s</sub>.

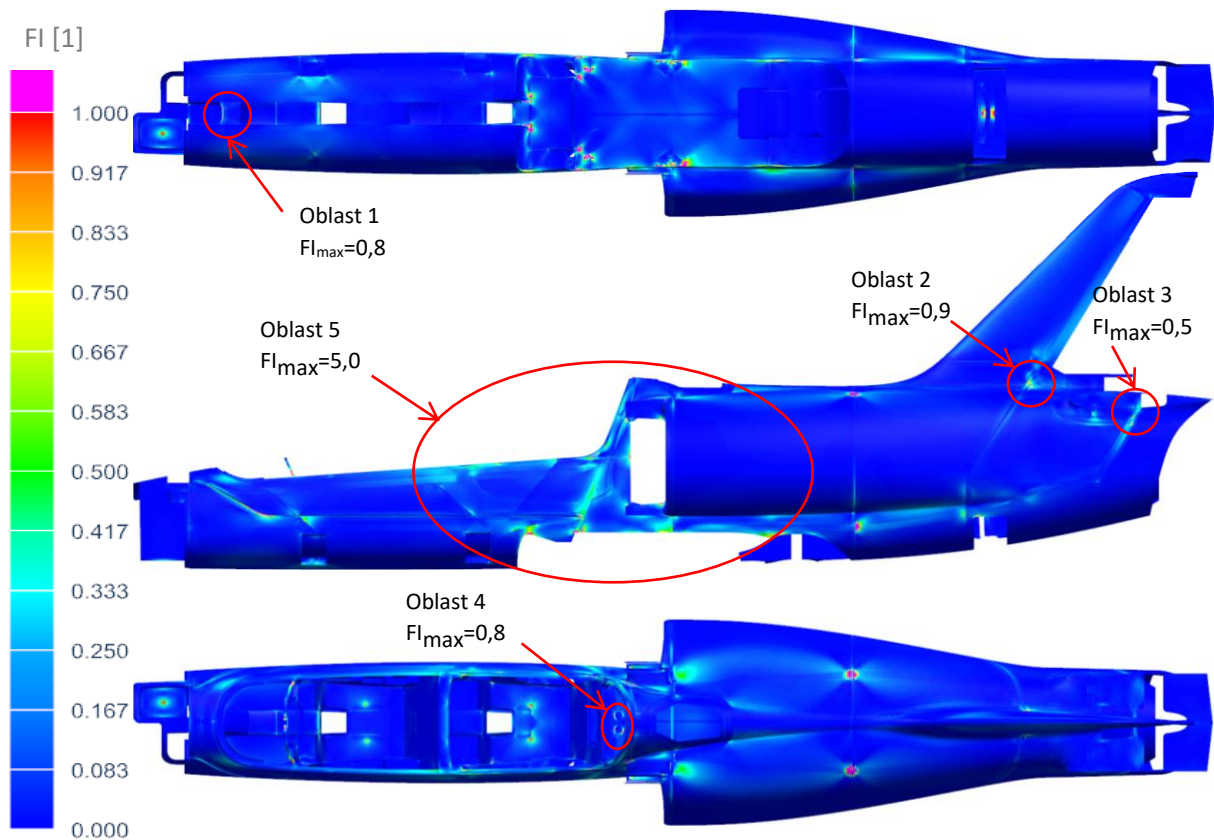


Obrázek 10.17: Vyztužení potahu v místě sloupku třetí přepážky

Osmým a zároveň posledním zásahem je slepení doléhajících částí pilotního prostoru na potah (plocha prosvítající svojí sítí v příložené vyjímatelné příloze). Tato úprava již byla navržena v průběhu práce s malou změnou. Plocha v pilotním prostoru bude nahrazena lemem, který bude následně slepen s potahem. Tím se ušetří na váze a efekt bude v podstatě stejný. V modelu je zachována celá plocha.

## 11 Výsledky pevnostní analýzy pro vyztužený model

Aby bylo zajištěno snazší srovnání, nové výsledky na Obrázek 11.1 zobrazují stejné pohledy na trup letounu jako v případě nevyztuženého modelu na Obrázek 10.1. V problematických místech 1 až 4 se podařilo snížit index porušení pod 1, ale kritická oblast 5 stále vykazuje poruchy v koncentrátořech napětí. Tato oblast je detailně zobrazena a dále analyzována níže v této kapitole.



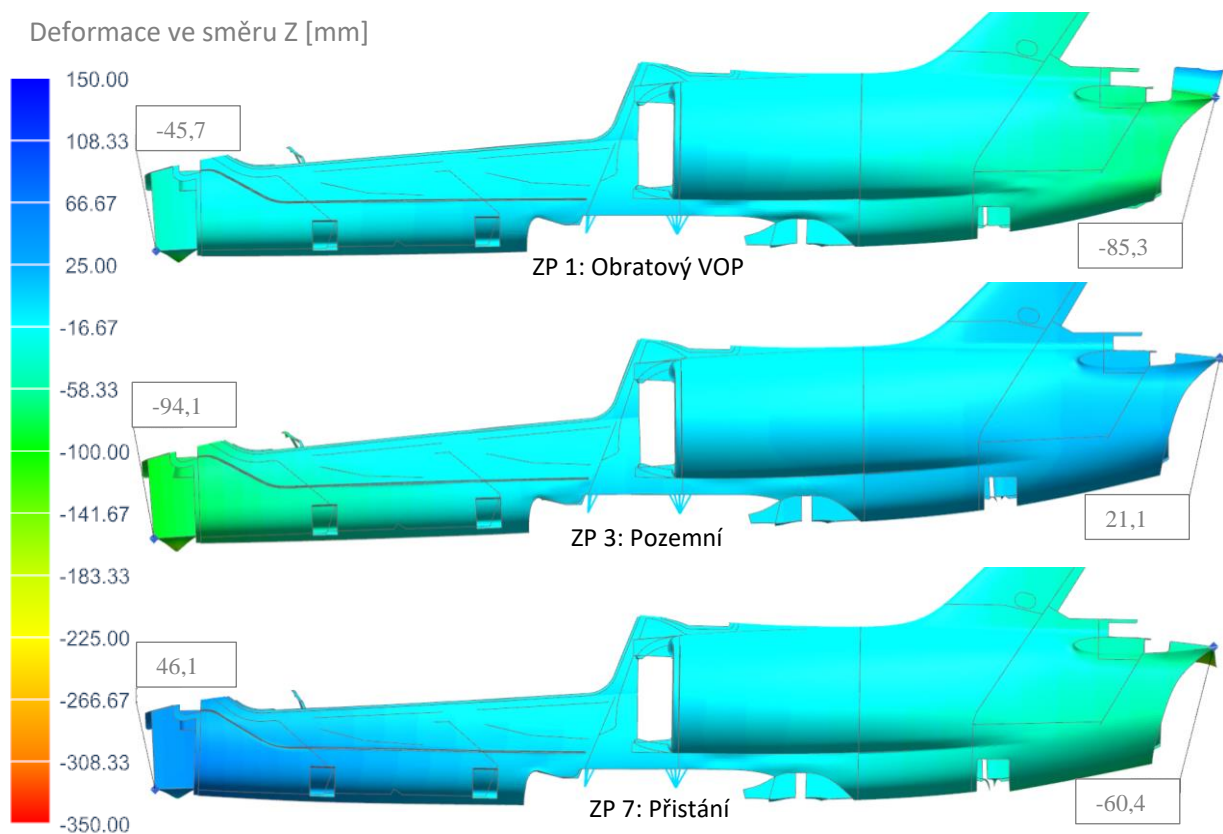
Obrázek 11.1: Obálka indexů poškození přes všechny zatěžovací případy pro vyztužený model

Zajímavé je také srovnání deformací, viz ohyb na Obrázek 11.2 a rotace na Obrázek 11.3. Po vyztužení kritické oblasti přestává přední a zadní část trupu rotovat kolem závěsů křídla a celkový posun na jeho koncích se zredukoval až o 75%, viz srovnávací Tabulka 11.1. Měřítka u rotaci je dvakrát zmenšeno, aby šel lépe vidět efekt vyztužení – trup se nyní prohýbá dle očekávání, pouze sloupek třetí přepážky stále vykazuje vyšší rotace, než jeho okolí.

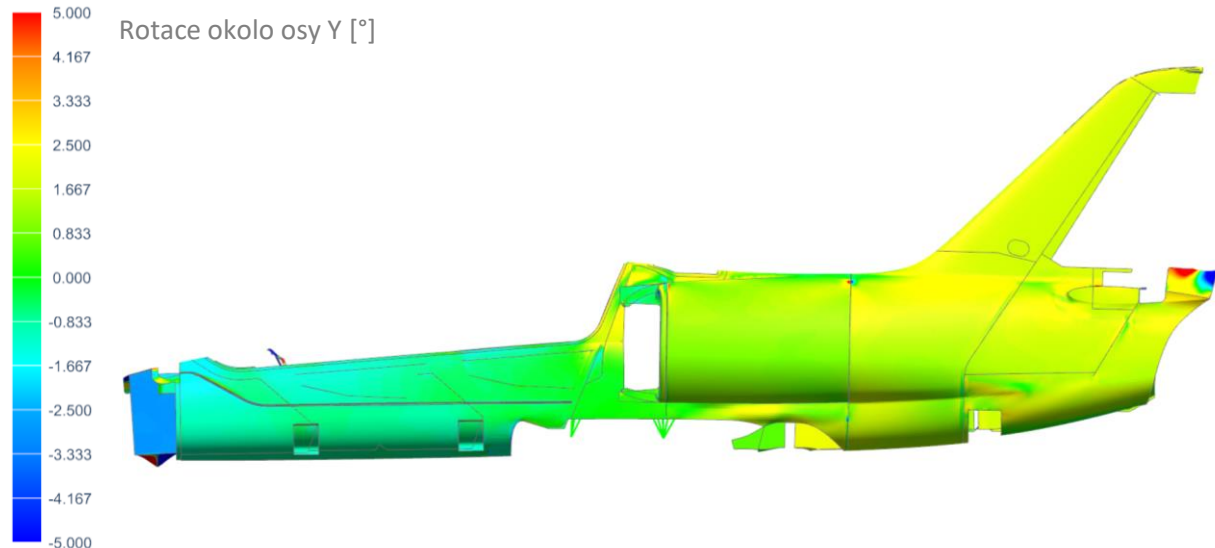
ZP	bod	deformace [mm]		deflektce snížena o:
		originální	vyztužený	
1	přední	-101,1	-45,7	54,8%
	zadní	-346,8	-85,3	75,4%
3	přední	-255,9	-94,1	63,2%
	zadní	34,5	21,1	38,8%
7	přední	139,7	46,1	67,0%
	zadní	-242,3	-60,4	75,1%

Tabulka 11.1: Srovnání deflekcí trupu mezi originálním a vyztuženým modelem



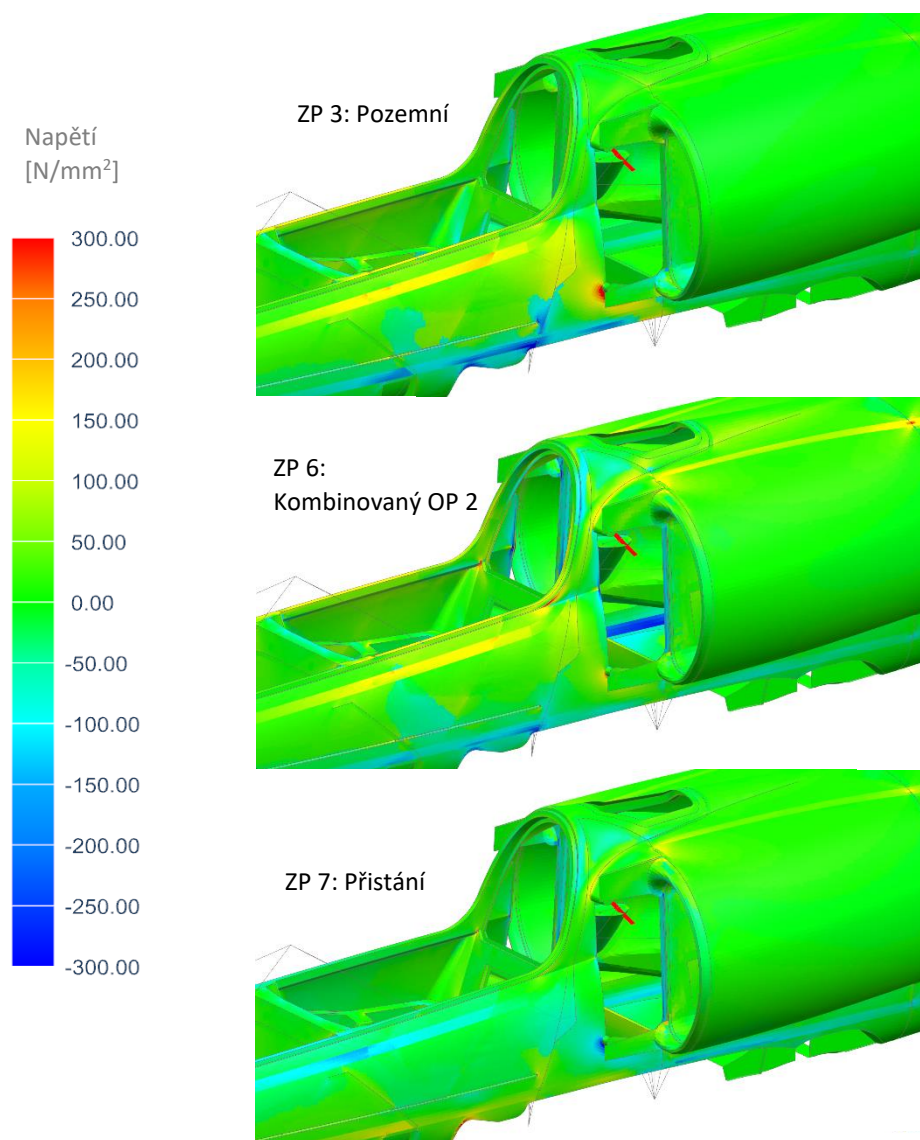


Obrázek 11.2: Ohyb vyztuženého trupu (absolutní deformace  $\times 1$ )



Obrázek 11.3: Rotace elementů okolo osy Y pro vyztužený model, ZP 1 (absolutní deformace  $\times 1$ )

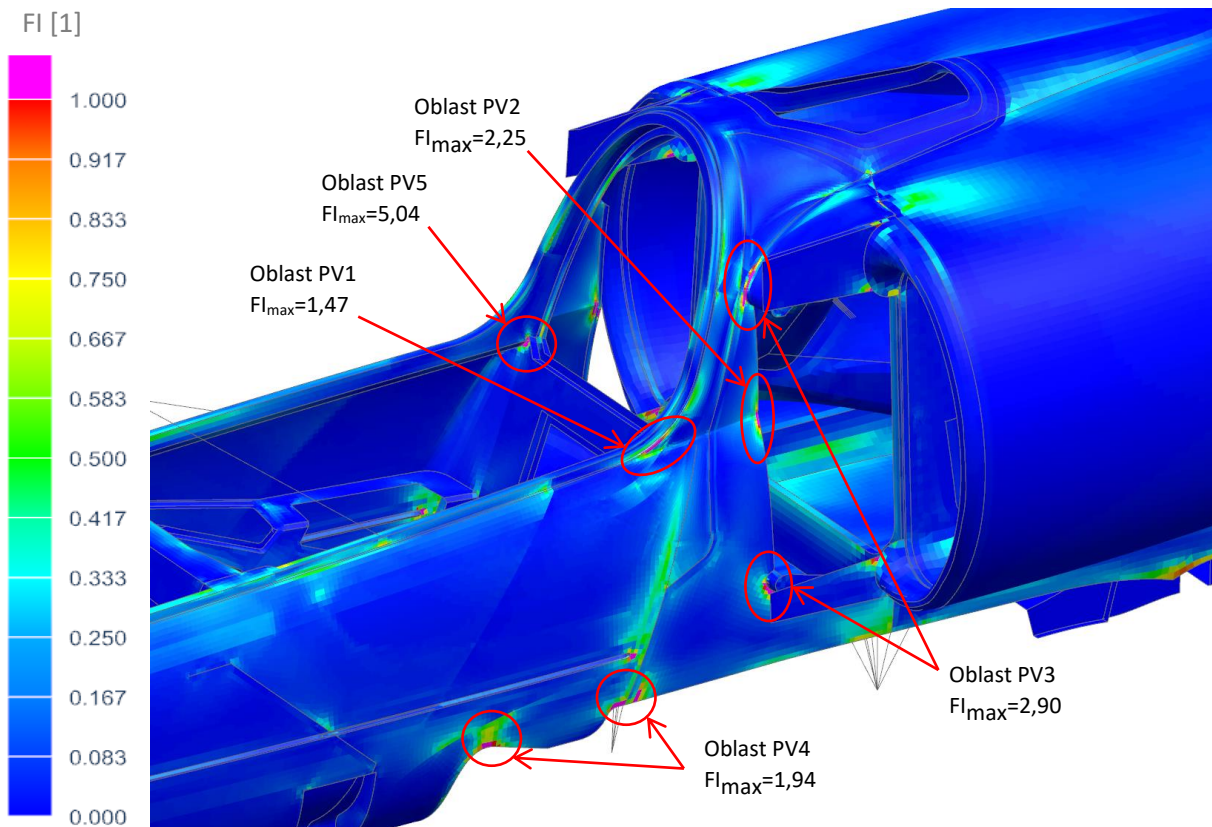
Dalším důležitým srovnáním jsou napětí, viz Obrázek 11.4. V třetím zatěžovacím případě je stále velká část tahu (způsobeného ohybem přední části trupu) nesena potahem nad podlahou letounu. Toto chování lze vysvětlit ohybem zadní části trupu směrem vzhůru, ze kterého plyne, že horní část trupu bude odlehčena a spodní přitížena. Horní podélník před třetí přepážkou zde již začíná fungovat jako nositel ohybu. Tento zatěžovací případ také odhaluje většinu napěťových koncentrátorů ve spodní části trupu. Zatěžovací případ 6 ukazuje maximální ohyb způsobený kladným násobkem a zvýrazňuje napěťový tok skrze kritickou oblast. Tento tok se sice blíží místům předurčeným podélníky, ale v místech zlomu se přesouvají na tuhý roh profilu a roh rámu pilotní kabiny.



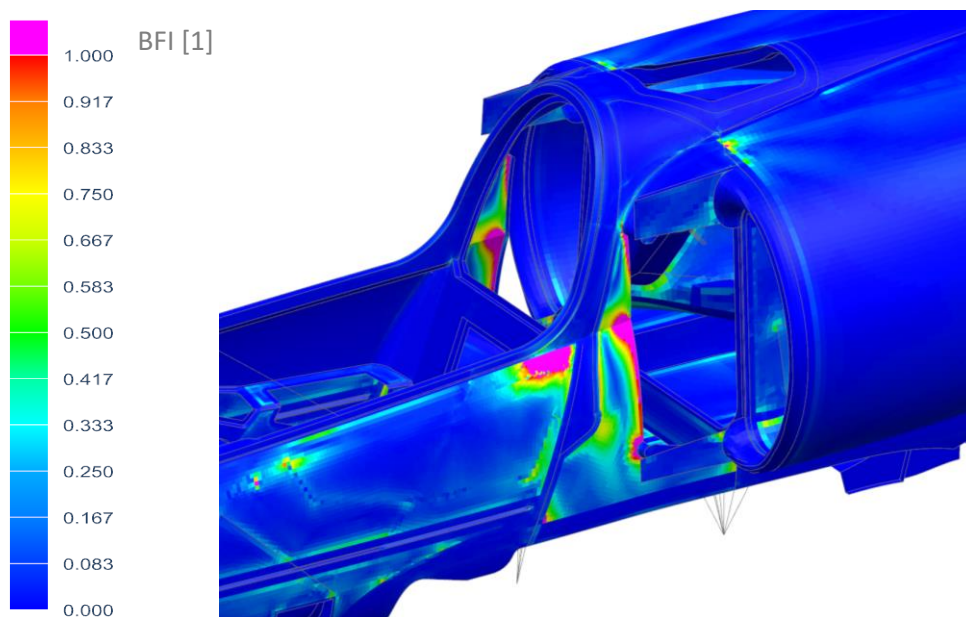
Obrázek 11.4: Napětí (worst principal stress) v kritické oblasti vyztuženého trupu

Napětíová analýza je hlavně potřebná k odhalení důvodů, proč a jakým způsobem vznikají přetrvávající napětíové koncentrátoři v kritickém místě. Tyto oblasti jsou společně s příslušnými maximálními indexy porušení zobrazeny na Obrázek 11.5. Aby nedošlo k záměně s dříve zmíněnými oblastmi, jsou nové oblasti označeny zkratkou PV (po vyztužení). Obrázek 11.6 zobrazuje mezilaminární porušení, které hrozí zejména ve vyztuženém potahu mezi přepážkami.

Oblast PV1 se nachází mezi taženým podélníkem a tuhým rámem pilotní kabiny. Při narovnávání podélníku je tento trojúhelník tlačěn do rámu a zároveň natahován ve směru X. Vyztužovat toto místo dalšími výztuhami již není efektivní, místo toho je možné přesunout podélník výše k rámu. Tím pádem se vyruší tato kritická oblast, podélník více ponese tahovou složku napětí a ještě se sníží jeho křivost v přechodu do přední části trupu. Vzroste tím i stavební výška imaginárního nosníku v přední části trupu (pásnice reprezentované podélníky a stojina potahem).



Obrázek 11.5: Oblasti koncentrátorů napětí v kritické oblasti, obálka FI přes všechny ZP



Obrázek 11.6: Obálka mezilaminárních indexů porušení (BFI) v kritické oblasti

Koncentrace napětí v oblasti PV2 vzniká hlavně kvůli geometrickému zalomení ploch v jejím středu. Ani zde další zvyšování počtu vrstev nezachrání situaci, a proto by bylo rozumné zvážit další možnosti. Jednou z nich je postupně redukovat zalomení až po dosažení volné hrany, kde by bylo nulové, jinak řečeno tlačená hrana s lemem by byla přímá. Tento zásah může mít vliv na design letounu, další možností je vlepění tvarovaného profilu místo lemu. Obě možnosti také zabrání problému s mezilaminárním porušením.

V oblasti PV3 vznikají s největší pravděpodobností příliš veliké napětí kvůli zanedbání zaoblení v místech přechodu z potahu na profily. V případě horního profilu je možné pomocí vzdálením podélníku od profilu, což přesune koncentrátor do místa s větším rádiusem. Obecně je nutné tato místa vyztužit lokálním zesílením.

Podobné chování a jemu odpovídající řešení můžeme vysledovat i v oblasti PV4. Další přidávání vrstev na spodním podélníku není efektivní, a proto je nutné tato místa také lokálně vyztužit. Alternativou by bylo vlepění kompozitového profilu v místech spodního podélníku mezi třetí přepážku a přepážku dělicí pilotní prostor.

Oblast PV5 je modelována s ostrými rohy kvůli výpočtové síti a o to víc se zde koncentruje napětí. Třetí přepážku je vhodné v těchto místech vyztužit proti promáčknutí rámu kabiny, u kterého je dále rozumné zvětšit rádius přechodu. Opatření zmiňované v oblasti PV1 také pomůže redukovat tato maxima.

Obrázek 11.1 (vrchní pohled) ukazuje spodní potah trupu, kde se objevují maxima na okrajích překližkové výztuhy závěsů křídla. Zde je také nutné přidat lokální vyztužení formou přidání dvou vrstev uhlíkové tkaniny ve směru  $0/90^\circ$  (vůči ose X). S touto úpravou se počítá, pouze nebyla zahrnuta do výpočetního modelu. Lokální výztuhy již nejsou zapracovány do modelu z důvodu komplikací při změně geometrie (změna ploch v idealizovaném modelu vyvolává aktualizaci celého FEM souboru a smazání ručních úprav geometrie).

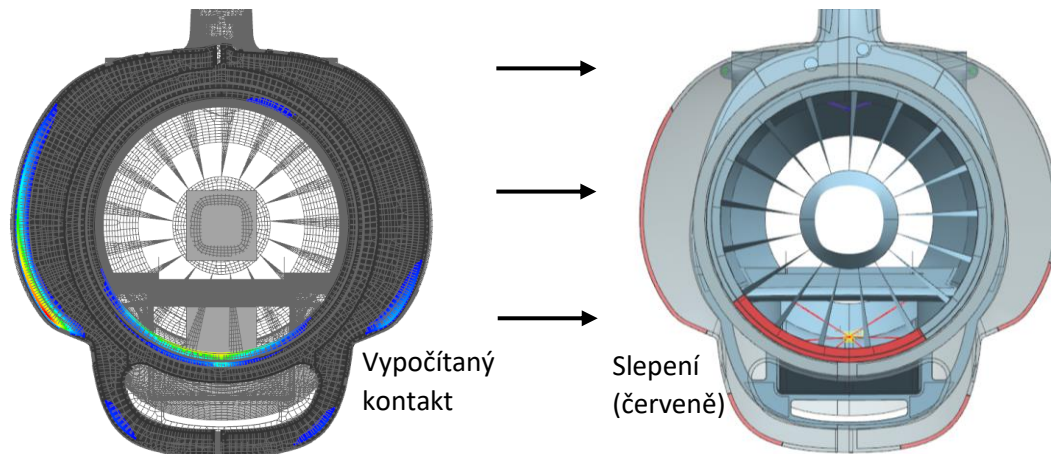


## 12 Analýza na ztrátu stability

### 12.1 Nelineární MKP analýza

V kapitole 2.3.2 na začátku této práce jsou uvedeny důvody, proč nelineární MKP analýza je jediným dostatečně přesným způsobem, jak získat hodnotné výsledky analýzy na ztrátu stability pro tak složitou konstrukci, jakou je právě trup letounu UL-39. Proto je v první fázi této analýzy připraven a spuštěn nelineární výpočet za pomoci řešiče SOL106. Jako kritické zatížení je zvolen zatěžovací případ 5, který je specifický kombinací sil na VOP a SOP. Síla na SOP způsobuje nesymetrické a tlakově významné zatížení zadní části trupu, která má největší plochy náchylné ke zborcení.

Před spuštěním nelineárního výpočtu je však nutné upravit model. Změny nutné pro správně fungující nelineární model jsou uvedeny např. v příručce NX Nastran pro SOL106<sup>19</sup>. První problém, před kterým manuál varuje, jsou absolutně tuhé RBE2 elementy, ty jsou v modelu nahrazeny elementem CBAR o kruhovém průřezu s průměrem 100mm z ocele s nulovou hustotou. Takový element se jeví jako velice tuhý, ale nezpůsobí problémy s konvergencí. Další problematickou částí je kontakt mezi přední a zadní částí, který v nelineární analýze vyžaduje kompatibilní síť na obou stranách propojenou CGAP elementy (v řešiči MSC Nastran). V modelu je tento spoj nahrazen slepením (glue contact) mezi plochami, které jsou v kontaktu v lineární analýze (počet iterací byl zvýšen na trojnásobek pro získání přesnějších výsledků), viz Obrázek 12.1.



Obrázek 12.1: Náhrada kontaktu pro nelineární výpočet

V případě sandwichů je dále změněno nastavení laminátu na SMCORE+transverse shear. Tato možnost změni element na PSHELL s ekvivalentní tuhostí i pevností a především započítá vliv smyku jádra na celkový průhyb (deformaci) sandwiche. Vliv tohoto nastavení byl demonstrován kolegou Alexis Coterelem při modelování zkoušky čtyřbodovým ohybem. Po aplikaci tohoto nastavení laminátu jsou výsledky MKP analýzy takřka shodné s experimentem, bez této změny však model vykazuje téměř poloviční průhyb. Toto chování se shoduje s analytickým výpočtem, který ukazuje, že smyk jádra způsobí 53% průhybu. Zbytek laminátů je změněn z PCOMP elementu na PSHELL pro urychlení zapisování výsledků a pro možnost zobrazení globálních napětí.

I přes nesčetné pokusy o vyladění výpočtu se vyskytly problémy s konvergencí, které nebylo možné v časovém rámci projektu překonat. Výpočet zkonvergoval pouze do 2% zatížení, což alespoň poskytuje informaci o vyskytujících se problémech. Výpočet v první řadě hojně využívá metodu půlení

<sup>19</sup> NX Nastran Handbook of Nonlinear Analysis: (Solutions 106 and 129). Siemens Product Lifecycle Management Software, 2014.

intervalu pro přírůstek zatížení z důvodů příliš velkých rotací či deformací. Jak ale ukazuje výše zmíněný výsledek, tyto deformace se skutečně vyskytují v oblastech, které jsou tvořeny extrémně tenkým potahem a bortí se i při zanedbatelném zatížení. Jedná se např. o přechodové plochy z kýlu na směrové kormidlo nebo nic nenesoucí plocha za VOP. Ztráta stability těchto částí sice nemá vliv na únosnost konstrukce, ale značně komplikuje nelineární výpočet.

Obecně lze říci, že náročnost této úlohy neodpovídá časovému harmonogramu této práce, manuál pro nelineární výpočet uvádí (volný překlad): „Velikost a složitost modelu by měla být zvolena dle cíle analýzy, dle kompromisu mezi přesností a efektivností a na základě plánovaného deadline.“<sup>20</sup>

## 12.2 Lineární MKP analýza

Lineární MKP analýza na ztrátu stability (SOL105) je založena na modální analýze, neprovádí žádné iterace a nevyžaduje další úpravu modelu. Přesto, že se nejedná o přesnou metodu (výpočet nemůže odhalit všechna kritická místa bez přepočítání matic tuhostí), jsou její výsledky cenné pro odhalení některých míst náchylných ke ztrátě stability a k získání prvního odhadu zatížení vedoucím k vybočení. Pro výpočet vlastních čísel je zvolena metoda Lanczos.

Do 100% zatížení našel výpočet přes 1600 vlastních čísel, potažmo vlastních tvarů (počet závisí na případě zatížení). Toto číslo odpovídá závěru z nelineární analýzy o přítomnosti velice slabých míst, které mohou mít až desítky vlastních tvarů. Výpočet takto velkého modelu s tolika vlastními čísly je příliš náročný na operační paměť počítače, na stanici specifikované v kapitole 9 je možné vypsát pouze prvních 100 vlastních čísel, což odpovídá 32% zatížení.

Většina vlastních čísel odkazuje na nezajímavá místa, ve dvou případech však ukazuje oblasti opravdu náchylné ke ztrátě stability a to i za tak nízkého zatížení. Prvním z nich je tenká a nevyztužená oblast pod proudovodem za čtvrtou přepážkou, kde první známky borcení nastávají už při 14% zatížení. Druhým místem jsou panely mezi závěsy křídel. Obě místa budou dále analyzována za pomoci analytického výpočtu.

## 12.3 Analytický výpočet

Analytický výpočet vychází z teorie o sandwichových deskách<sup>21</sup>, která zahrnuje smyk jádra. Teorie je použitelná pro sandwiche s poměrem tloušťek vnější laminy k tloušťce jádra 1/10, čemuž odpovídají všechny použité sandwiche. Dále se zde uvažuje okrajová podmínka desky jako jednoduchá (rotační) podpora na všech stranách. Tato vazba odpovídá konstrukci, kde panel před slepením k přepážce je postupně zúžen do tenkého laminátu bez jádra a tím pádem i bez ohybové tuhosti. Koeficient na ztrátu stability takové desky při zatížení osovou tlakovou silou je:

$$K = \frac{(1 - \nu^2) b^2}{\pi^2 D} P = \left( \frac{m b}{a} + \frac{a}{m b} \right)^2 \left\{ 1 + \frac{\pi^2 D}{(1 - \nu^2) b^2 S} \left[ \left( \frac{m b}{a} \right)^2 + 1 \right] \right\}^{-1} \quad (12.1)$$

Zde symbol  $a$  značí délku delší hrany desky,  $b$  délku kratší hrany,  $m$  počet půlvln a  $P$  kritickou sílu na ztrátu stability.  $D$  a  $S$  jsou ohybová a smyková tuhost definována vzorci (3.14) a (3.15). Poissonovo číslo  $\nu$  sandwiche je ve všech případech 0,25. Kritická síla je vypočítána pro maximální počet půlvln  $m=5$ , ze kterých je vybrána minimální síla.

<sup>20</sup> Basic Nonlinear Analysis User's Guide. Siemens Product Lifecycle Management Software, 2014. Kapitola 1.6

<sup>21</sup> ZENKERT, Dan. An Introduction to Sandwich Structures. Student edition. Stockholm, 2005. Kapitola 9.6 a 9.9

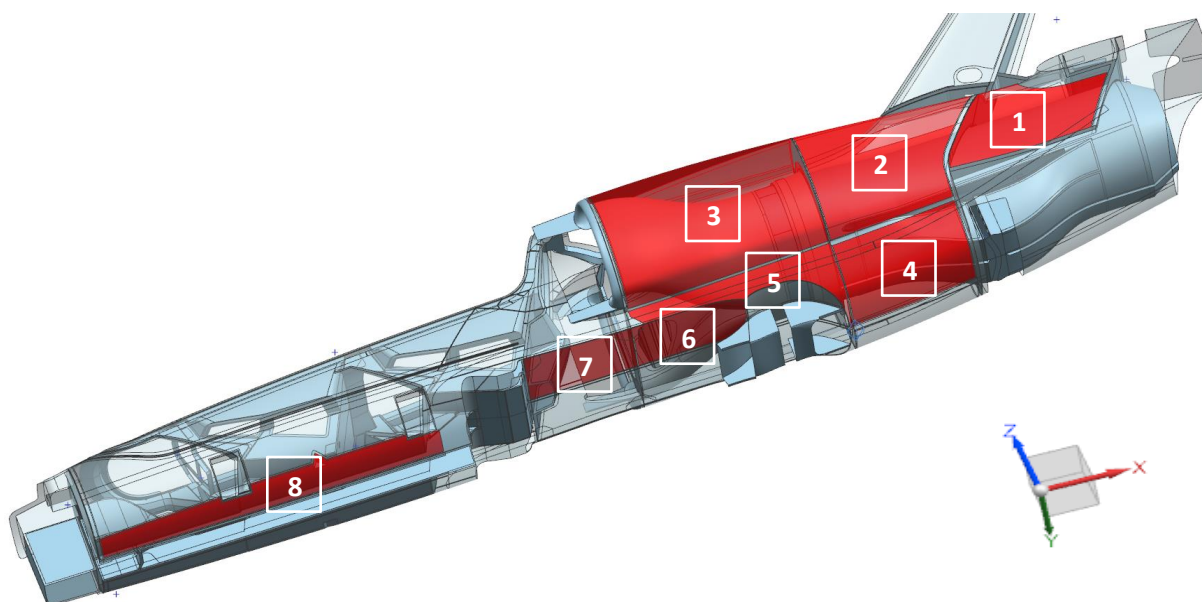
Ztrátu stability sandwiche pod smykovým zatížením a se stejnými okrajovými podmínkami vyřešil Kuenzi a Ericksen, jako:

$$K = \frac{(1 - \nu^2) b^2}{\pi^2 D} P_{xy} = \left( \frac{16}{3} + 4 \frac{b^2}{a^2} \right) \left\{ 1 + \frac{\pi^2 D}{(1 - \nu^2) b^2 S} \left[ \left( \frac{16}{3} + 4 \frac{b^2}{a^2} \right) - 1 - \frac{b^2}{a^2} \right] \right\}^{-1} \quad (12.2)$$

Kde  $P_{xy}$  je kritická smyková síla.

Ani jeden z výpočtů nezahrnuje vliv křivosti panelu, tedy podceňují nosnost panelu s křivostí v daném směru (v případě souřadnicového systému trupu je skutečná nosnost panelů při tlakovém zatížení v ose X vyšší, než vypočítaná). Vliv křivosti se však v jiné literatuře (Bruhn, Niu) vyskytuje pouze formou poloempirického vzorce využívající diagramy, takže její vliv z nich nejde extrahovat a použít na přepočítání výše zmíněných kritických sil způsobujících ztrátu stability. Křivost v panelech tedy dále není uvažována.

Panely ke kontrole jsou zvoleny na základě zatížení (pouze panely na tlačené straně trupu či smýkané) a geometrie, která alespoň připomíná obdélník. Zvolené panely a jejich číslování jsou zobrazeny na Obrázek 12.2.



Obrázek 12.2: Číslování panelů pro kontrolu na ztrátu stability

Pro každý zatěžovací případ jsou vypsány průměrné hodnoty napětí v jednotlivých panelech a to pouze v těch směrech, ve kterých můžou být tlačeny. Tedy ve směru X a ve smyku jsou to všechny panely, ve směru Z pouze panely 1, 2, 3, 5 a ve směru Y zbývající panely 4, 6, 7 a 8. Napětí jsou průměrována z obou stran trupu, data jsou shrnuta v Tabulka 12.1 až Tabulka 12.4. Napětí ukazují, že nejzatíženější jsou panely 5, 6 a 7, což odpovídá kritickým místům odhaleným lineární MKP analýzou.

Průměrné napětí ve směru X [N/mm <sup>2</sup> ]								
panel	zatěžovací případ							min
	1	2	3	4	5	6	7	
1	3,342	2,911	0,261	-0,158	3,219	5,022	1,419	-0,158
2	3,158	2,703	0,152	-0,12	2,313	1,925	0,692	-0,120
3	6,128	5,278	0,892	-0,097	4,658	5,111	3,846	-0,097
4	-18,377	-15,734	-3,006	0,041	-13,95	-10,282	-4,596	-18,377
5	-62,709	-53,999	-15,921	0,51	-47,838	-46,553	-24,361	-62,709
6	-19,172	-16,576	-3,768	0,147	-14,722	-17,978	-13,231	-19,172
7	-16,895	-15,045	-18,196	-0,059	-13,826	-21,874	-4,211	-21,874
8	-5,97	-5,253	-5,949	-0,091	-4,833	-5,426	20,902	-5,970

Tabulka 12.1: Průměrné tlakové napětí v panelech ve směru X

Průměrné napětí ve směru Y [N/mm <sup>2</sup> ]								
panel	zatěžovací případ							min
	1	2	3	4	5	6	7	
4	0,055	0,047	0,04	0,004	0,049	0,109	0,069	0,004
6	-2,837	-2,38	3,341	0,053	-1,989	-2,378	-5,707	-5,707
7	-15,434	-13,893	-20,407	-0,04	-12,818	-22,467	-1,633	-22,467
8	0,223	0,199	0,276	-0,003	0,177	0,205	0,375	-0,003

Tabulka 12.2: Průměrné tlakové napětí v panelech ve směru Y

Průměrné napětí ve směru Z [N/mm <sup>2</sup> ]								
panel	zatěžovací případ							min
	1	2	3	4	5	6	7	
1	0,221	0,201	-0,077	-0,043	0,127	-0,387	-0,017	-0,387
2	-0,34	-0,293	-0,067	-0,006	-0,267	-0,266	-0,125	-0,340
3	-0,269	-0,235	-0,064	0,006	-0,208	-0,3	-0,227	-0,300
5	-0,3	-0,269	-0,276	0,038	-0,212	-0,387	-0,184	-0,387

Tabulka 12.3: Průměrné tlakové napětí v panelech ve směru Z

Průměrné smykové napětí [N/mm <sup>2</sup> ]								
panel	zatěžovací případ							max
	1	2	3	4	5	6	7	
1	12,485	10,831	1,439	3,218	9,826	8,648	2,795	12,485
2	9,512	8,194	1,903	6,034	8,199	8,598	3,715	9,512
3	9,051	7,864	3,042	3,374	7,242	9,48	6,27	9,480
4	11,34	10,004	1,93	3,72	8,767	6,934	3,111	11,340
5	35,804	30,883	9,269	11,658	27,52	28,222	17,219	65,804
6	17,133	14,851	7,542	4,913	13,714	17,498	13,331	17,498
7	14,461	13,046	24,314	4,706	12,197	21,553	12,13	24,314
8	3,96	3,47	4,491	2,959	3,342	4,138	15,357	15,357

Tabulka 12.4: Průměrné smykové napětí v panelech

Tabulka 12.5 specifikuje materiály, geometrii a vypočítané tuhosti panelů. V případě pátého panelu, který nemá jádro, je zadána zanedbatelná tloušťka jádra, aby nedošlo k dělení nulou při výpočtu smykové tuhosti panelu.



číslo panelu	materiály			geometrie				tuhosti	
	Ef	Gc	v	tf	tc	a	b	D	S
[-]	[N/mm <sup>2</sup> ]	[N/mm <sup>2</sup> ]	[-]	[mm]	[mm]	[mm]	[mm]	[Nmm]	[N/mm]
1	14800	40	0,25	0,125	3	763	364	9770,3	140,8
2	14800	40	0,25	0,125	3	838	870	9770,3	140,8
3	14800	23	0,25	0,125	3	1090	957	9770,3	81,0
4	14800	40	0,25	0,125	3	672	491	9770,3	140,8
5	14800	23	0,25	0,125	0,0001	1092	99	57,9	14386,5
6	14800	23	0,25	0,125	3	597	312	9770,3	81,0
7	14800	23	0,25	0,125	3	583	312	9770,3	81,0
8	14800	23	0,25	0,125	3	1824	170	9770,3	81,0

Tabulka 12.5: Původní materiály, geometrie a tuhosti panelů

Tabulka 12.6 uvádí výsledky analýzy na ztrátu stability a srovnává kritické síly se zatížením. Kritická síla je vypočítána dle vzorců (12.1) a (12.2) za pomoci dat z Tabulka 12.1. Zatížení je převedeno z napětí na sílu pomocí průřezu panelu:

$$F_i = \sigma_i A_i = \sigma_i (2 t_{fi} b_i) \quad (12.3)$$

Kde  $b_i$  reprezentuje délku zatěžované hrany (v případě kritické síly  $P_y$  a  $P_z$  se jedná o délku hrany  $a_i$ ). Do výpočtu průřezu je započítána pouze 2x tloušťka uhlíkového kompozitu bez jádra, protože jádro je příliš měkké, aby přenášelo tlaková napětí (panel pouze vyztužuje v ohybu).

číslo panelu	půlvlny	kritická síla			zatížení			bezpečnost		
	m	$P_x$	$P_y/P_z$	$P_{xy}$	$P_x$	$P_y/P_z$	$P_{xy}$	$R_x$	$R_y/R_z$	$R_{xy}$
[-]	[-]	[N]	[N]	[N]	[N]	[N]	[N]	[-]	[-]	[-]
1	2	1121,0	1858,5	1763,8	14,4	73,8	1136,1	78,0	25,2	1,6
2	1	472,6	472,6	1110,1	26,1	74,0	2068,9	18,1	6,4	<b>0,5</b>
3	1	436,5	436,5	904,7	23,2	71,7	2266,9	18,8	6,1	<b>0,4</b>
4	1	918,9	918,9	1564,3	2255,8	-0,7	1392,0	<b>0,4</b>	INF	1,1
5	5	43,5	760,9	33,0	1552,0	105,7	886,1	<b>0,0</b>	7,2	<b>0,0</b>
6	2	1286,2	1924,5	2117,0	1495,4	851,8	1364,8	<b>0,9</b>	2,3	1,6
7	2	1288,7	1873,4	2134,4	1706,2	3274,6	1896,5	<b>0,8</b>	<b>0,6</b>	1,1
8	5	3918,0	67859,9	3241,6	253,7	1,4	652,7	15,4	INF	5,0

Tabulka 12.6: Výsledky analýzy na ztrátu stability

Panely 1 a 8 mají dostatečnou bezpečnost a není je tudíž potřeba modifikovat. Panely číslo 2 a 3 se dle výsledků bortí při smykovém napětí. Zde je však nutné upozornit, že takto nízké kritické napětí může být způsobeno zanedbáním křivosti panelu a panely nakonec nemusejí selhat. Panely 4, 5, 6 a 7 selhávají a musejí být modifikovány zvýšením tloušťky jádra. Jádra jsou dodávána v tloušťkách 3, 6 a 10mm, proto je u nevyhovujících panelů zvýšena tloušťka jádra o 3mm. Nové výsledky jsou vypsány v Tabulka 12.7. Všechny panely nyní vyhovují danému zatížení.

číslo panelu	tl. jádra a tuhosti			půlvlny	kritická síla			bezpečnost		
	tc	D	S		m	Px	Py/Pz	Pxy	Rx	Ry/Rz
[-]	[mm]	[Nmm]	[N/mm]	[-]	[N]	[N]	[N]	[-]	[-]	[-]
2	<b>6</b>	36132,8	260,4	1	1744,4	1744,4	4104,9	66,8	24,5	<b>2,0</b>
3	<b>6</b>	36132,8	149,7	1	1610,2	1610,2	3345,3	69,4	19,7	<b>1,5</b>
4	<b>6</b>	36132,8	260,4	1	3382,8	3382,8	5784,1	<b>1,5</b>	INF	4,2
5	<b>3</b>	9770,3	81,0	5	6355,0	113645,9	5543,2	<b>4,1</b>	INF	<b>6,3</b>
6	<b>6</b>	36132,8	149,7	2	4633,3	7002,6	7823,6	<b>3,1</b>	8,2	5,7
7	<b>6</b>	36132,8	149,7	2	4639,6	6815,8	7888,2	<b>2,7</b>	<b>2,1</b>	4,2

Tabulka 12.7: Výsledky analýzy na ztrátu stability vyztužených panelů

## 13 Závěr

Na začátku práce bylo měřením potvrzeno, že lepený spoj mezi uhlíkovou tkaninou a jádrem sandwiche má vyšší pevnost, než je smyková pevnost samotného jádra. Tento fakt byl potvrzen pro dva druhy jader použitých na letounu UL-39 (Nomexová voština ECA48 a Rohacell 51A) zkouškou čtyřbodovým ohybem. V rámci materiálových zkoušek byly také naměřeny zbylé materiálové charakteristiky nutné k provedení pevnostní kontroly trupu. Konkrétně se jedná o Youngův modul pružnosti a pevnost uhlíkové tkaniny Textreme 1000 sycené pryskyřicí DT120.

Geometrie vytvořená za účelem konstrukčního návrhu byla zredukována do ploch a zjednodušena vyloučením nenosných prvků, odstraněním děr a zaoblení, idealizací motoru atd. Tato idealizovaná geometrie byla vysíťována 2D elementy s 86 rozdílnými vlastnostmi odpovídajícím použitým kompozitním materiálům, vrstvení a úhlu nastavení. Zatížení bylo zadáno formou osamělých sil (na ocasních plochách a předním podvozku) a setrvačných sil osamělých hmot vyvolaných násobkem a klopivým či zatačivým úhlovým zrychlením. Společně s okrajovými podmínkami byl vytvořen MKP model, který byl podroben 7 kritickým zatěžovacím případům.

Výpočet potvrdil odhad, že oblast mezi třetí a čtvrtou přepážkou je poddimenzována a vyžaduje konstrukční úpravy. Analýza odhalila další 4 kritická místa (přepážka předního podvozku, kořen kýlu, uložení VOP a motorové lože) a napomohla k pochopení chování konstrukce pomocí zobrazení indexů porušení Hoffmanova kritéria, globálních i lokálních napětí a celkové deformace modelu. Na základě výsledků pevnostní analýzy byly navrženy úpravy, které ve výše zmíněných čtyřech kritických místech snižují index porušení pod jedna a zajišťují tím dostatečnou odolnost vůči početnímu zatížení.

Úpravy aplikované v okolí třetí a čtvrté přepážky redukuje maximální index porušení ze 182 na 5 a zásadním způsobem snižují deformace celého trupu. Zbylé oblasti s indexem porušení vyšší než jedna jsou koncentrátoři napětí, které je ve většině případů nutné lokálně vyztužit, nebo celkově pozměnit koncept konstrukce ovlivněním její geometrie. Navržené úpravy zvyšují hmotnost konstrukce o 1,3kg.

Provedená analýza na ztrátu stability není dostatečně komplexní na odhalení všech oblastí náchylných k selhání, poskytuje pouze první odhad a nástroj k nadimenzování tlačných a smýkaných ploch, jejichž dispozice ke ztrátě stability je evidentní. Tyto panely byly vyztuženy zvýšením tloušťky jádra, hmotnost konstrukce tímto zásahem naroste o 1,2kg. V případě delší časové dotace na projekt by bylo možné provést nelineární MKP analýzu, která by podala cennější data o postupném ztužování konstrukce pod zatížením a případném přerozdělení napětí po zborcení.

Vzhledem k propracovanosti výpočetního modelu by byla škoda jej nevyužít k dalším analýzám. Po zrevidování výsledků je zřejmé, že další kritická místa by se mohla objevit např. zatížením modelu záporným násobkem, zachycením záchranným systémem nebo simulací tahu a krouticího momentu motoru. Model je dále možné využít k optimalizaci skladby kompozitních struktur, tedy nejenom k vyztužování kritických míst, ale také k redukci hmotnosti.

S daty podkládajícími chování kritické oblasti mezi třetí a čtvrtou přepážkou by bylo zajímavé zamyslet se znovu nad konceptem řešení tohoto místa. Novým řešením může být např. servisování motoru vytažením přes podlahu, vystavění tuhého rámu kolem servisních otvorů, nebo využití krytů a rozebíratelných spojení přenášejících zatížení.

V konečné fázi bude trup letounu UL-39 otestován až do početního zatížení. Tato příležitost by měla být využita k validaci modelu pomocí naměřených deformací a napětí.

## Seznam použité literatury

*řazeno dle použití v textu*

UL 2: Požadavky letové způsobilosti SLZ. Ultralehké letouny řízené aerodynamicky. Praha: Letecká amatérská asociace ČR, 2005.

LTF-UL: Stavební předpisy pro aerodynamicky řízené ultralehké letouny, překlad Ing. P. Profous. 2003.

ASTM F2245 - 16c: Standard Specification for Design and Performance of a Light Sport Airplane. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2016.

BRUHN, E.F. Analysis and Design of Flight Vehicle Structures. Latest printed edition. Jacobs Publishing, 1973. ISBN 978-0961523404.

NYU, M.C.Y. Airframe Stress Analysis and Sizing. 3rd edition. Adastr Engineering Center, 2011. ISBN 978-9627128120.

MIL HDBK17-1F: Polymer Matrix Composites Guidelines for Characterization of Structural Materials. US Department of Defense, 2002.

Produkty Textreme [online]. [cit. 2018-02-25]. Dostupné z: <http://www.textreme.com/what-we-do/spread-tow-products/>

ZENKERT, Dan. An Introduction to Sandwich Structures. Student edition. Stockholm, 2005.

Machinery's Handbook. 27th Edition. USA: Industrial Press, 2004. ISBN 0831127007.

ZENKERT, Dan and Mark BATTLE. Foundation of Fibre Composites. 2:nd edition. Stockholm, 2003.

HORKÝ, J.: Motorové lože malého sportovního letounu: diplomová práce. Praha: ČVUT – České vysoké učení technické, Fakulta strojní, Ústav letadlové techniky, 2017, 81 s. Vedoucí práce: Sommer, T.

LAŠ, Vladislav. Mechanika kompozitních materiálů. Plzeň: Západočeská univerzita v Plzni, 2004. ISBN 80-7043-273-X.

L. J. Gibson and M. F. Ashby. Cellular Solids Structure and Properties, Second Edition. Cambridge University Press, 1997.

C. Florens. Modeling of the viscoelastic honeycomb panel equipped with piezoelectric patches in view of vibroacoustic active control design. Ecole Centrale Paris, 2010.

ASM Material Data Sheet: Aluminum 6061-T6. Asm.matweb.com [online]. [cit. 2018-06-16]. Dostupné z: <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=ma6061t6>

General properties of steel. MatWeb [online]. [cit. 2018-06-16]. Dostupné z: <http://www.matweb.com/search/datasheet.aspx?bassnum=MS0001&ckck=1>

NX Nastran Handbook of Nonlinear Analysis: (Solutions 106 and 129). Siemens Product Lifecycle Management Software, 2014.

Basic Nonlinear Analysis User's Guide. Siemens Product Lifecycle Management Software, 2014.

## Seznam použitých zkratk

ASTM...	Mezinárodní organizace sjednocující normy (American Society for Material Testing)
BFI.....	Mezilaminární index porušení (Bond Failure Index)
FEM.....	Metoda konečných prvků (Finite Element Method)
FI.....	Interlaminární index porušení (Failure Index)
MKP.....	Metoda konečných prvků
OP.....	Ocasní plochy
SOL.....	Řešič (Solution)
SOP.....	Svislé ocasní plochy
TS/N.....	Číslo vzorku (Test Specimen/Number)
VOP.....	Vodorovná ocasní plocha
ZP.....	Zatěžovací případ

## Seznam programů

Siemens: NX10  
NX Nastran  
National Instruments: Diadem  
Microsoft Excel 2013  
Microsoft Word 2013

## Seznam příloh

A3 schémata výpočtové sítě

- Pohled bez potahu
- Vnější pohled, Pohled bez potahu, Detail proudovodu
- Vnější pohled

## Seznam obrázků

Obrázek 2.1: Konstrukce trupu letounu UL-39 (transparentní potah).....	2
Obrázek 3.1: Použité uhlíkové kompozity, zleva: Textreme1000, GG160 a UTS150.....	7
Obrázek 3.2: Srovnání měření dle norem ASTM D1781, C273 a C393.....	9
Obrázek 3.3: Módy porušení při tahové zkoušce ASTM D3039.....	9
Obrázek 3.4: Vzorek pro tahovou zkoušku vybavený tenzometrem.....	10
Obrázek 3.5: Zapojení a zkouška funkce tenzometrů.....	11
Obrázek 3.6: Fotografie - tahová zkouška.....	13
Obrázek 3.7: Pravděpodobnostní papír pevnosti materiálu Textreme 1000.....	15
Obrázek 3.8: Prodloužení snímané plným můstkem u vzorku TS/N 07.....	16
Obrázek 3.9: Prodloužení tenzometrů při zkoušce vzorku TS/N 05.....	16
Obrázek 3.10: Prodloužení tenzometrů při zkoušce vzorku TS/N 06.....	17
Obrázek 3.11: Tahový diagram vzorku TS/N 05 včetně lineární regrese.....	18
Obrázek 3.12: Tahový diagram vzorku TS/N 06 včetně lineární regrese.....	18
Obrázek 3.13: Srovnání sklonu tahových diagramů vzorků TS/N 05 a 06.....	19
Obrázek 3.14: Průběh posouvající síly a ohybového momentu pro tří a čtyřbodový ohyb.....	20
Obrázek 3.15: Průběh smykového napětí po tloušťce sandwiche.....	23

Obrázek 3.16: Sestava měření pro čtyřbodový ohyb.....	24
Obrázek 3.17: Průběh zatěžování a průhybu vzorků TEX-BEND0/01 při čtyřbodovém ohybu .....	25
Obrázek 3.18: Porucha pěnového jádra ve smyku (nahore) a propadnutím vnější vrstvy (dole).....	25
Obrázek 3.19: Porušení voštinového jádra při čtyřbodovém ohybu .....	27
Obrázek 4.1: Schéma souborové architektury výpočtu .....	29
Obrázek 4.2: Redukce 3D geometrie do plochy.....	30
Obrázek 4.3: Idealizace spoje levé a pravé poloviny trupu.....	31
Obrázek 4.4: Laminátová kapsa - spoj v dělicí rovině trupu.....	31
Obrázek 4.5: Idealizace spoje přepážky s potahem.....	32
Obrázek 4.6: Jednosměrná výztuž v zadní části trupu .....	32
Obrázek 4.7: Jednosměrná výztuž v přední části trupu (vlevo-před pilotní kabinou, vpravo-za pilotní kabinou).....	33
Obrázek 4.8: Modul pružnosti laminy v závislosti na úhlu natočení .....	34
Obrázek 4.9: Model sestavy silentbloku .....	35
Obrázek 4.10: Předstator a detail lopatky s uložením .....	36
Obrázek 4.11: Reálný model statoru a srovnávací zatěžovací případ .....	37
Obrázek 4.12: Příklad idealizace geometrie přepážky č. 6.....	38
Obrázek 5.1: Geometrie buňky voštinového jádra dle Gibson a Ashby .....	43
Obrázek 6.1: Výpočtová síť trupu letounu .....	46
Obrázek 6.2: Zadání vlastností 0D elementu osamoceně hmoty v NX10.....	47
Obrázek 6.3: Kritéria porušení pro Textreme 1000, zleva: Hill, Hoffman.....	49
Obrázek 7.1: Zatížení SOP .....	52
Obrázek 7.2: Setrvačné síly vyvolané násobkem a rotačním zrychlením .....	56
Obrázek 8.1: Okrajové podmínky modelu (uložení-červená, kontakty-modrá).....	57
Obrázek 10.1: Obálka indexů porušení FI pro všechny zatěžovací případy .....	59
Obrázek 10.2: Kontrola mezilaminárního porušení .....	60
Obrázek 10.3: Ohyb trupu při zatěžovacích případech 1, 3 a 7 (absolutní deformace x1).....	61
Obrázek 10.4: Rotace elementů okolo osy Y pro ZP 1 (absolutní deformace x1) .....	61
Obrázek 10.5: Detail deformace pro zatěžovací případ 6: Kombinovaný OP 2 (absolutní deformace x1).....	62
Obrázek 10.6: Index porušení na přístrojové desce předního pilota .....	63
Obrázek 10.7: Řez trupem-detail na přepážku podvozkové šachty, ZP 7 .....	63
Obrázek 10.8: Řez trupem-pohled na tlačnou stranu kýlu, ZP 4 .....	64
Obrázek 10.9: Oblast 3, FI a smykové napětí ve druhé lamině, ZP 1 .....	65
Obrázek 10.10: Index porušení pro motorové lože, zatěžovací případ 3 a 6.....	66
Obrázek 10.11: Index porušení v kritické oblasti; ZP 0, 3, 6 a 7 .....	67
Obrázek 10.12: Napětí (worst principal stress) v kritické oblasti; ZP 0, 3, 6 a 7.....	67
Obrázek 10.13: Přidané žebro (červeně) uzavírající rám kolem servisního otvoru .....	68
Obrázek 10.14: Potah vyztužený sandwichem.....	69
Obrázek 10.15: Potah vyztužený dvěma vrstvami tkaniny s orientací 0/90° .....	69
Obrázek 10.16: Vyztužení v pilotním prostoru .....	70
Obrázek 10.17: Vyztužení potahu v místě sloupku třetí přepážky .....	70
Obrázek 11.1: Obálka indexů poškození přes všechny zatěžovací případy pro vyztužený model .....	71
Obrázek 11.2: Ohyb vyztuženého trupu (absolutní deformace x1).....	72
Obrázek 11.3: Rotace elementů okolo osy Y pro vyztužený model, ZP 1 (absolutní deformace x1)...	72
Obrázek 11.4: Napětí (worst principal stress) v kritické oblasti vyztuženého trupu.....	73
Obrázek 11.5: Oblasti koncentrátorů napětí v kritické oblasti, obálka FI přes všechny ZP.....	74
Obrázek 11.6: Obálka mezilaminárních indexů porušení (BFI) v kritické oblasti.....	74
Obrázek 12.1: Náhrada kontaktu pro nelineární výpočet.....	76
Obrázek 12.2: Číslování panelů pro kontrolu na ztrátu stability .....	78

## Seznam tabulek

Tabulka 2.1: Doplnující součinitele bezpečnosti pro konstrukční celky.....	3
Tabulka 2.2: Násobky při nouzovém přistání.....	3
Tabulka 3.1: Příklad izotropního materiálu - Rohacel 51A.....	7
Tabulka 3.2: Příklad ortotropního materiálu - prepregová tkanina GG160T.....	8
Tabulka 3.3: Rozměry tahových vzorků.....	10
Tabulka 3.4: Specifikace použitých tenzometrů.....	10
Tabulka 3.5: Výsledky měření pevnosti materiálu Textreme 1000.....	13
Tabulka 3.6: Módy porušení vzorků tahové zkoušky.....	14
Tabulka 3.7: Youngův modul pružnosti materiálu Textreme 1000.....	17
Tabulka 3.8: Vypočítané rozměry vzorku a zatížení pro vyvolání poruchy ve smyku.....	21
Tabulka 3.9: Předepsané rozměry vzorků pro čtyřbodový ohyb.....	21
Tabulka 3.10: Naměřené rozměry dodaných vzorků pro zkoušky čtyřbodovým ohybem.....	21
Tabulka 3.11: Tloušťky a moduly pružnosti vnějších vrstev jednotlivých sad vzorků.....	22
Tabulka 3.12: Výsledky měření čtyřbodového ohybu sady vzorků UL-39_TEX-BEND0/01.....	26
Tabulka 3.13: Výsledky měření čtyřbodového ohybu sady vzorků UL-39_AG/GG160-BEND0/01... ..	26
Tabulka 3.14: Výsledky měření čtyřbodového ohybu sady vzorků UL-39_GG160-BEND0/01.....	27
Tabulka 3.15: Výsledky měření čtyřbodového ohybu sady vzorků UL-39_TEX/HC-BEND0/01.....	27
Tabulka 3.16: Výsledky měření čtyřbodového ohybu sady vzorků UL-39_AG/GG160/HC-BEND0/01.....	28
Tabulka 3.17: Výsledky měření čtyřbodového ohybu sady vzorků UL-39_GG160/HC-BEND0/01... ..	28
Tabulka 4.1: Úhly nastavení jednosměrné výztuže v přední části trupu.....	33
Tabulka 4.2: Naměřené tuhosti silentbloku.....	35
Tabulka 5.1: Materiálové vlastnosti GG160T DT120-47.....	39
Tabulka 5.2: Materiálové vlastnosti Textreme 1000 DT120.....	41
Tabulka 5.3: Materiálové vlastnosti UTS-150 DT120-36.....	41
Tabulka 5.4: Materiálové vlastnosti GGBD 0811F.....	42
Tabulka 5.5: Materiálové vlastnosti Rohacel 51A.....	42
Tabulka 5.6: Materiálové vlastnosti Airex R82.80.....	42
Tabulka 5.7: Výpočet materiálových charakteristik voštinového jádra dle Gibson a Ashby.....	43
Tabulka 5.8: Vstupy pro výpočet vlastností voštiny.....	44
Tabulka 5.9: Vypočítané vlastnosti voštiny dle metody Gibson a Ashby.....	44
Tabulka 5.10: Materiálové vlastnosti voštiny ECA 48.....	44
Tabulka 5.11: Materiálové vlastnosti překližky.....	45
Tabulka 5.12: Materiálové vlastnosti hliníku 6061-T6.....	45
Tabulka 5.13: Materiálové vlastnosti univerzální oceli.....	45
Tabulka 6.1: Hmotnosti a poloha OD elementů.....	47
Tabulka 6.2: RBE3 elementy – působíště zatížení (source) a cílové uzlové body (target).....	48
Tabulka 6.3: Materiálové zkratky a typická tloušťka lamin.....	49
Tabulka 6.4: Vrstvení laminátů a oblastí výskytu.....	50
Tabulka 7.1: Osamělé síly kritických zatěžovacích případů.....	52
Tabulka 7.2: Působíště osamělých sil.....	52
Tabulka 7.3: Použité rozložení hmot (bez křídla a konstrukce).....	53
Tabulka 7.4: Původní rozložení hmot letounu.....	54
Tabulka 7.5: Srovnání hmotnosti a polohy těžiště hmotového rozboru a modelu.....	55
Tabulka 7.6: Násobky a úhlová zrychlení kritických zatěžovacích případů.....	55
Tabulka 9.1: Počet elementů, uzlů, vlastností, materiálů a kontaktů v lineárním řešení.....	58
Tabulka 11.1: Srovnání deflekcí trupu mezi originálním a vyztuženým modelem.....	71
Tabulka 12.1: Průměrné tlakové napětí v panelech ve směru X.....	79
Tabulka 12.2: Průměrné tlakové napětí v panelech ve směru Y.....	79

Tabulka 12.3: Průměrné tlakové napětí v panelech ve směru Z.....	79
Tabulka 12.4: Průměrné smykové napětí v panelech.....	79
Tabulka 12.5: Původní materiály, geometrie a tuhosti panelů .....	80
Tabulka 12.6: Výsledky analýzy na ztrátu stability .....	80
Tabulka 12.7: Výsledky analýzy na ztrátu stability vyztužených panelů.....	81