



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

NÁVRH DEMONSTRÁTORU KONSTRUKCE Z KOMPOZITNÍCH MATERIÁLŮ PRO KALIBRACI SIMULACE POHLČENÍ ENERGIE

SCALED AIRFRAME STRUCTURE DESIGN MADE FROM COMPOSITE MATERIAL FOR CALIBRATION OF
SIMULATION OF ABSORBED ENERGY

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Ondřej Bucňák

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Michal Mališ, Ph.D.

BRNO 2016

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Ondřej Bucňák**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **Ing. Michal Mališ, Ph.D.**
Akademický rok: 2015/16

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č. 111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Návrh demonstrátoru konstrukce z kompozitních materiálů pro kalibraci simulace pohlcení energie

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Práce bude součástí aktuálně řešeného projektu: Zvyšování pasivní bezpečnosti letounů společnosti TL-ultralight. Obsahem bude návrh zjednodušeného zmenšeného demonstrátoru konstrukce letounu z kompozitních materiálů. Demonstrátor bude vyroben a podroben pádové zkoušce na dynamické zkušebně LU. Pádová zkouška bude následně modelována metodou konečných prvků a analyzována explicitním řešičem. K dispozici budou již dříve ověřené materiálové modely.

Cíle diplomové práce:

1. Souhrn použitých materiálů a materiálových modelů
2. Návrh konstrukčního demonstrátoru
3. Realizace zkoušky
4. Porovnání modelu a zkoušky
5. Ladění modelu a vliv parametrů modelu na výsledky

Seznam literatury:

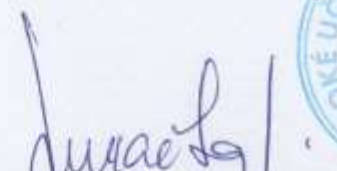
Hurley T. R., Vanderburg J. M. (2002): Small Airplane Crashworthiness Design Guide, AGATE-WP3.4-034043-036.

Terry J. E. (2002): Design and Test of an Improved Crashworthiness Small Composite Airframe, NASA/CR -2002-211744.

Fasanella E. L., Jackson K. E. (2002): Best Practises for Crash Modeling and Simulation, NASA/TM-2002-211944, ARL-TR-2849.

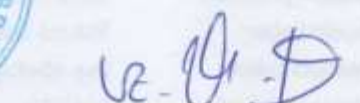
Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2015/16.

V Brně, dne 30. 11. 2015



doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu





doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan

ABSTRAKT

Tato diplomová práce se zaměřuje na návrh zmenšeného demonstrátora trupu letounu z kompozitní konstrukce. První část se zabývá popisem kompozitních materiálů a materiálových modelů. Navrženy byly dva typy konstrukcí demonstrátorů, které byly podrobeny pádové zkoušce. Výsledky zkoušky byly porovnány se simulací. Nakonec byla provedena kalibrace MKP modelů.

Klíčová slova: sendvičové struktury, materiálový model, explicitní MKP, odolnost proti nárazu, kompozitní materiály, pádová zkouška, kalibrace modelu

ABSTRACT

This master thesis focuses on a scaled fuselage design made from composite material. The first part deals with a description of composite materials and used material models in an explicit FEM simulation. Two types of scaled structures were designed that were subjected to drop test. Test results were compared with FEM simulation. Finally the calibration of models was carried out.

Key words: sandwich structures, material model, explicit FEM, crashworthiness, composite materials, drop test, model calibration

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

BUCŇÁK, O. *Návrh demonstrátoru konstrukce z kompozitních materiálů pro kalibraci simulace pohlcení energie*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2016. 107 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Michal Mališ, Ph.D.

PODĚKOVÁNÍ

Děkuji vedoucímu diplomové práce panu Ing. Michalu Mališovi, Ph.D. za příležitost pracovat na daném tématu, naše konzultace, jeho rady, cenné připomínky a hlavně za jeho věnovaný čas. Dále bych chtěl poděkovat své rodině a svým blízkým za podporu během studia.

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že jsem tuto diplomovou práci vypracoval samostatně, pouze pod odborným vedením Ing. Michala Mališe, Ph.D. a s použitím literatury, kterou uvádím v seznamu na konci této práce.

V Brně dne 27. 5. 2016

.....
Bc. Ondřej Bucňák – autor práce



OBSAH

Obsah	9
1 Úvod	11
2 Odolnost proti nárazu u letadel	13
2.1 Veličiny a charakteristiky popisující děj nárazu	14
2.2 Pohlcení energie	15
2.3 Dynamické testování konstrukcí letadel	17
3 Rozbor materiálů a materiálových modelů	19
3.1 Kompozitní materiály	19
3.2.1 Dlouhovláknové kompozitní materiály	20
3.2.2 Sendvičové strukturní materiály	23
3.2.3 Pěnové konstrukční materiály	25
3.2 Způsoby porušování dlouhovláknových kompozitů	26
3.3 Porušování kompozitních materiálů při dynamických nárazech	29
3.3.1 Axiální tlakové zatížení	30
3.4 Kritéria porušení kompozitních materiálů	34
3.5 Rozbor materiálových modelů	37
3.5.1 Kompozitní materiálový model v MSC.Dytran	39
3.5.2 Materiálový model jádra v MSC.Dytran	41
4 Návrh demonstrátoru	43
4.1 Požadavky návrhu	43
4.2 Výchozí návrh laminátové dutiny	44
4.3 Nastavení MKP modelů	45
4.4 Použitá vrstvení a výsledky modelů	50
5 Realizace pádové zkoušky	55
5.1 Výroba vzorků pro testování	55
5.1.1 Vakuová technologie výroby	55
5.2 Popis zkušebního zařízení	56
5.3 Průběh a výsledky zkoušky	58
5.3.1 Výsledky laminátových vzorků	59
5.3.2 Výsledek vzorku sendvičové struktury	63
6 Rozbor výsledků zkoušky a porovnání s MKP modelem	67
6.1 Laminátová dutina	67
6.2 Dutina ze sendvičové struktury	71
7 Kalibrace modelu laminátu	75
7.1 Kombinace více parametrů	76
7.2 Zúžení oblasti ohybu	80
7.3 Úprava vlastností kontaktu	83
7.4 Různé tloušťky laminy po průřezu	85
7.5 Výsledný model	88
8 Kalibrace modelu sendvičové dutiny	91
8.1 Aplikace materiálového modelu MAT8 na jádro	91
8.2 Změna sítě a použití odlišného materiálového modelu	93
9 Závěr	97
Seznam použitých zkratk a symbolů	98
Seznam použitých zdrojů	100
Seznam příloh	107



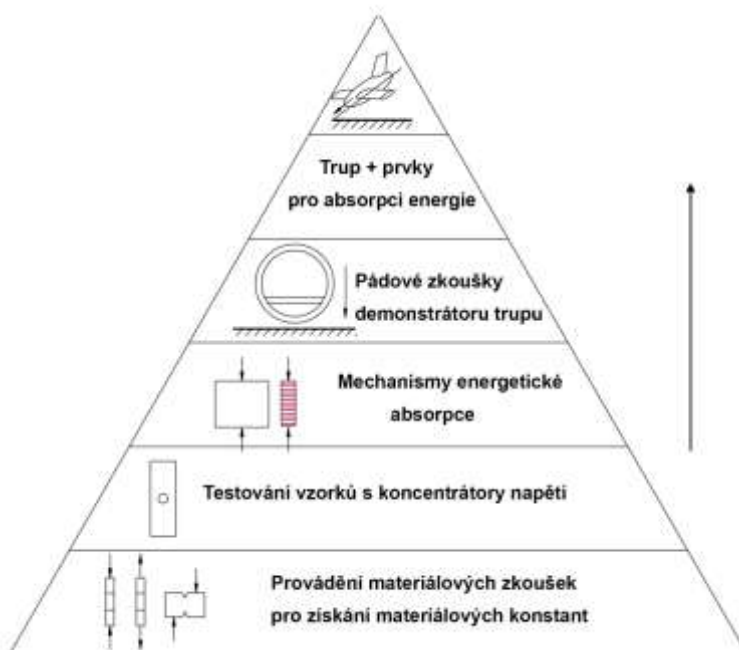


1 ÚVOD

Pro nové koncepce letadel je nutné hledat nové nápady nebo možnosti ve všech oblastech pokroku, aby mohly konkurovat na trhu. Z možností jsou např. použití nových ověřených technologií, materiálů, úpravy konstrukce, aerodynamické změny atd. Spojením těchto prvků lze zvýšit efektivitu provozu letadel, jejich výkonové parametry, snížení nákladů na výrobu, environmentální aspekty, komfort cestujících atd. To má za cíl oslovit potenciální investory a především zákazníky. Jedna z cest může být zlepšení pasivní bezpečnosti daného typu letadla.

Tato práce je součástí řešeného projektu: zvyšování pasivní bezpečnosti letounů společnosti TL-ultralight. Je součástí tzv. pyramidy vývoje (viz obr. 1.1). Zde je řešena jedna ze sub-komponent. Jedná se o zmenšený a zjednodušený model trupu letounu. V práci je řešen návrh daného demonstrátoru, který je vyroben z kompozitních materiálů. Na základě návrhu byla provedena pádová zkouška a výsledky byly použity v simulaci demonstrátoru.

Hlavním cílem pro návrh je zjištění chování materiálu na dynamický ráz daného tvaru konstrukce a provedení simulace pomocí explicitního řešiče metody konečných prvků (dále jen MKP). Výsledky simulace budou dále použity pro výše uvedený projekt.



Obr. 1.1 Schéma pyramidy vývoje letounu s odolností proti nárazu [1].

První část je věnována úvodu do odolnosti proti nárazu letadel a popisu jednotlivých použitých materiálů a materiálových modelů. Kapitola ohledně materiálů je věnována problematice charakteristiky kompozitních materiálů. Jsou zde uvedené jednotlivé druhy porušení a s nimi související kritéria poruch, které se používají pro analytické řešení. Na konci této části jsou uvedené materiálové modely, které souvisejí se simulací dynamických jevů u kompozitních materiálů a jsou použity v simulaci.



V druhé části je řešen samotný návrh, provedení pádové zkoušky, rozbor výsledků a kalibrace MKP modelů. Je zde rozebrán návrh demonstrátoru s ohledem na vnější požadavky. Provedená pádová zkouška je popsána a výsledky jsou podrobeny analýze se simulací. Na základě analýzy výsledků a modelů byla provedena kalibrace modelů především laminátové dutiny a částečně i dutiny ze sendvičových struktur. Popisuje se zde vliv jednotlivých parametrů nastavení modelu na odezvu chování modelu.



2 ODOLNOST PROTI NÁRAZU U LETADEL

Součástí řešení pasivní bezpečnosti u letadel je odolnost proti nárazu (angl. „crashworthiness“). Je to termín, kterým se rozumí schopnost konstrukce letadla odolávat vnějším vlivům po nárazu letadla do země, vodní plochy a jiné překážky. Tedy především poskytnout posádce a osádce letadla ochranu před vnějšími vlivy. Termínem pasivní bezpečnost je myšleno snížení následků po havárii letadla, tj. snížení rizika poranění nebo předcházení usmrcení lidí na palubě letadla [2], [3].

Již od počátků letectví docházelo k nehodám letadel a smrtelným poraněním osob. Ve 20. letech 20. století vznikl výzkum zabývající se pasivní bezpečností a vlivy pro přežití osádky letadla. Tento výzkum byl v počátcích prováděn ve velmi omezeném rozsahu a měl jej na svědomí pilot Hugh DeHaven, který přežil vlastní pád letadla. Jeho iniciativa spustila ve 40. a 50. letech rozvoj této oblasti v rámci finančně podporovaných výzkumů Crash Injury Research a Aviation Crash Injury Research [2]. Následovaly výzkumy testování skutečných letadel (Douglas DC-7 a Lockheed 1649), jejich částí (úsek trupu B707, DC-10, B737) a jiné [3]. Tyto studie byly zaměřeny pouze na letadla z kovových materiálů a s rozvojem kompozitních materiálů musela být provedena nová testování a pokročilý výzkum na tomto poli, který stále pokračuje.



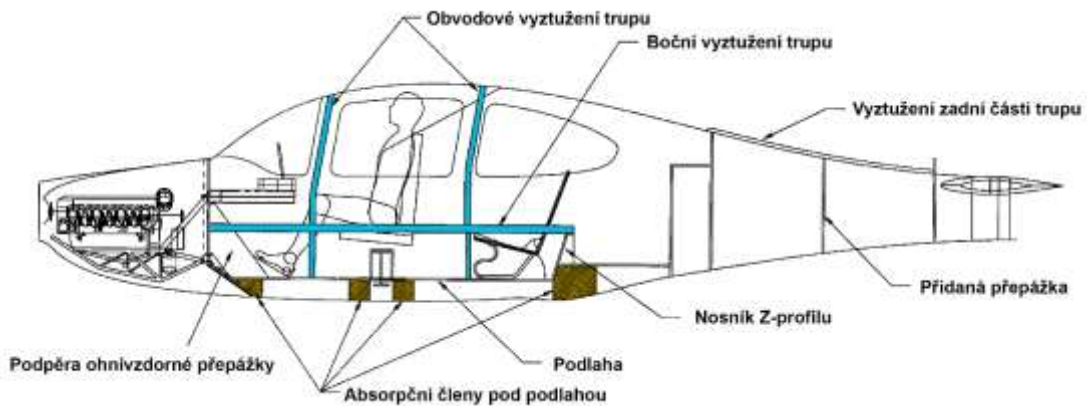
Obr. 2.1 Příklad havárie letounu Cirrus SR22 [4].

Základní principy odolnosti proti nárazu jsou popsány zkratkou CREEP, která značí:

- **C** („Container“) - prostor kolem osob v letadle - kabina, konstrukce trupu
- **R** („Restraint“) - bezpečnostní pásy a sedadla
- **E** („Energy Management“) - deformační zóny pro pohlcování energie
- **E** („Environment“) - předměty a bezprostřední okolí posádky letadla
- **P** („Post-crash Factors“) - vznik požáru a možnost rychlého úniku z letadla



Jedná se o základní prvky a procesy, které je nutno uvážit při návrhu letadla. První čtyři zahrnují především dynamickou část nárazu a poslední princip řeší otázky opuštění a záchrany osob z letadla. Největší požadavky jsou kladené na zachování celistvosti konstrukce kolem pasažérů. Tato konstrukce tvoří bezpečnou schránku. Jestliže dojde k selhání této konstrukce, pak ostatní části, které zvyšují pasivní bezpečnost letadla, jsou zbytečné a mají nulový účinek na odolnost proti nárazu [2], [9]. Vniknutí nějakých částí z okolí schránky a neovladatelný pohyb částí porušené konstrukce schránky může vést ke smrtelnému zranění osob.



Obr. 2.2 Schéma konstrukce pro zachování celistvosti letounu [6].

Odolnost vůči nárazu je součástí leteckých předpisů CS-22 [7], CS-23 [8], CS-25 [9], CS-27 [10], CS-29 [11], CS-VLA [12] v podmínkách nouzového přistání. U předpisu CS-23 se jedná o paragrafy 23.561 (obecné požadavky) a CS 23.562 (dynamické podmínky nouzového přistání).

2.1 Veličiny a charakteristiky popisující děj nárazu

Typické veličiny, které doprovází dynamické nárazy letadel, jsou často zobrazeny grafu závislosti na čase a jedná se o:

- sílu
- rychlost
- zrychlení
- posuv (dráha)
- energii

Vztah mezi rychlostí, zrychlením a posunutím je dán rovnicemi:

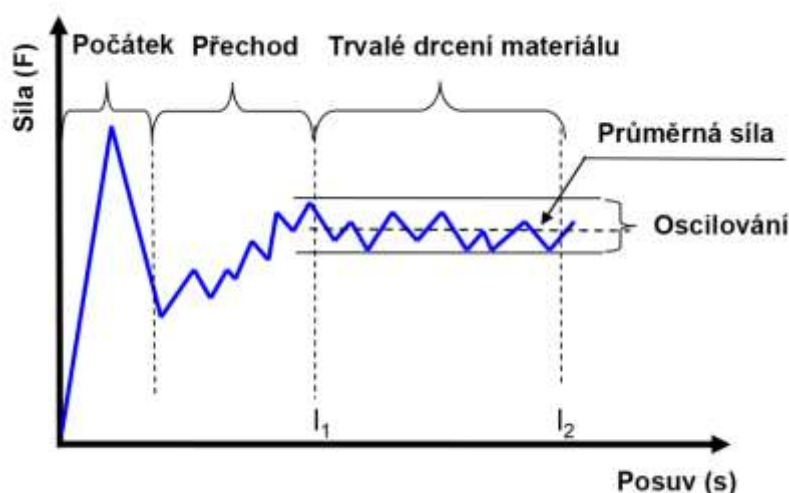
$$v = \frac{ds}{dt} [m \cdot s^{-1}] \quad (2.1)$$

$$a = \frac{dv}{dt} [m \cdot s^{-2}] \quad (2.2)$$

Ze závislostí lze odvodit, že:

- celková změna rychlosti je rovna ploše pod křivkou $a - t$
- celková změna posunutí je rovna ploše pod křivkou $v - t$
- výška křivky $a - t$ je rovna sklonu křivky $v - t$
- výška křivky $v - t$ je rovna sklonu křivky $s - t$
- s velkou změnou rychlosti roste i velikost zrychlení
- při nulové rychlosti je dosažena největší vzdálenost

Další důležitou charakteristikou je závislost síly na posunutí ($F - s$), ze které lze vypočítat množství energie pohlcené soustavou. Velikost energie je dána plochou pod křivkou $F - s$. Z průběhu lze také odhadnout dobu nebo polohu poruchy a tedy chování celé konstrukce. Toto posouzení lze provést i u závislosti síly na čase ($F - t$).



Obr. 2.3 Příklad závislosti síly na posuvu pro výpočet parametru SEA [13].

Schopnost absorbování energie materiálem lze porovnat pomocí parametru SEA. Jedná se o specifickou absorbovanou energii. Nejedná se o materiálovou vlastnost, ale složí k porovnání různých druhů geometrie a kombinace materiálů [9]. Na obr. 2.3 je příklad závislosti síly na posuvu kompozitního prvku konstrukce pro absorbování energie.

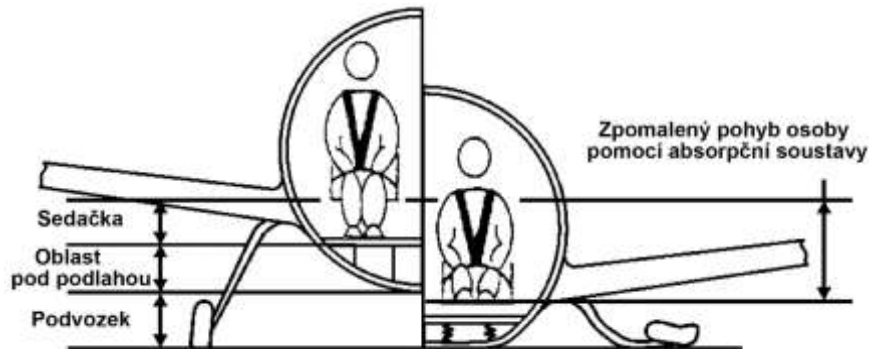
$$SEA = \frac{\int_{l_1}^{l_2} F(s) ds}{m_{1 \rightarrow 2}} \quad [kJ/kg] \quad (2.3)$$

2.2 Pohlcení energie

Kinetická energie, která souvisí s pohybem letadla, je po nárazu absorbována do jeho konstrukce. K zajištění celistvosti ochranné schránky je nutné kontrolovat velikost decelerace (zpomalení) pohybu a z toho plynoucích sil, které mohou způsobit vážná až smrtelná poranění pasažérů. Tento aspekt je nejsložitějším návrhem konstrukce v oblasti bezpečnosti při nárazu. Maximální zatížení, které je člověk schopný snášet, je dáno znalostí různých typů mechanismů poranění a z toho plynoucí obálky zatížení



osoby. Při navrhování jednotlivých komponent musí být kladen důraz na to, aby byla energie absorbována celou soustavou, viz obr. 2.4. Jen tak je možné docílit nejúčinnější pohlcení energie po nárazu [2].



Obr. 2.4 Absorbování energie celou energeticko-absorpční soustavou [2].

Při klasickém pádu z výšky, tj. podlahou směrem k zemi, jsou hlavními prvky pro snížení kinetické energie [2]:

- soustava podvozku (při nezatahovatelném podvozku)
- trup a prostor pod podlahou
- sedačky

Podvozek je schopen absorpcí energie snížit dopadovou rychlost. Následuje porušení konstrukce prostoru pod podlahou, která poskytuje dodatečné zpomalení dané části konstrukce letadla. Jedná se o tzv. absorpční zónu pod podlahou. Poté absorpční zóna sedačky zajistí kompletní vyrušení potřebného množství energie [2]. Značná redukce energie může být poskytnuta správným návrhem spojení křídla s trupem. Je výhodné, aby těžká konstrukce křídla byla odpojena od trupu v okamžiku před nárazem trupu. Mezi tlumící prvek může být zahrnuta i dopadová plocha.

Malá letadla a vrtulníky jsou omezeny výškou prostoru pod podlahou a tedy návrhy absorpčních členů jsou aplikovány do konstrukčních prvků nosníků a přepážek.



Obr. 2.5 Příklady absorpčních členů pro oblast pod podlahou [14], [15].



2.3 Dynamické testování konstrukcí letadel

Provádí se pádovými zkouškami. Testování pro zlepšení odolnosti proti nárazu letadel je prováděno na prvcích, větších částech letadel a také na celé konstrukci. Prvky a části konstrukce mohou být testovány ve zmenšeném měřítku, jak je řešeno v této práci. Pádové zkoušky slouží především k ověření daných konstrukcí, jestli splňují návrhové předpoklady, nebo jsou vhodné k posouzení věrohodnosti dynamických simulací.



Obr. 2.6 Pádová zkouška celého letounu v NASA LaRC [16].





3 ROZBOR MATERIÁLŮ A MATERIÁLOVÝCH MODELŮ

Práce je zaměřena na simulaci kompozitních materiálů a je tedy podstatné popsat jejich stručnou charakteristiku. Při dynamických nárazech dochází k porušování materiálu a tak je část textu zaměřena na popis jevů porušování u kompozitních materiálů. Nakonec jsou popsány vhodné materiálové modely pro tyto materiály, které budou použity pro simulaci pádové zkoušky.

3.1 Kompozitní materiály

Kompozitní materiál je definován jako materiál složený z minimálně dvou odlišných materiálů (strukturních fází). Spojení musí mít makroskopicky rozeznatelné rozhraní. Většina kompozitních materiálů je tvořena ze dvou fází, tj. spojité (matrice) a disperzní (vlákna a částice). Vzájemným propojením dochází ke změně vlastností. Tedy k tzv. synergickému efektu, tj. propojení vlastností a získání výhodnějších vlastností finálního materiálu. Kompozitní materiál má odlišné vlastnosti než jeho samotné strukturní fáze [17], [18], [19], [20], [21], [22], [23], [24]. Je především požadováno zlepšení kombinací mechanických vlastností [25]:

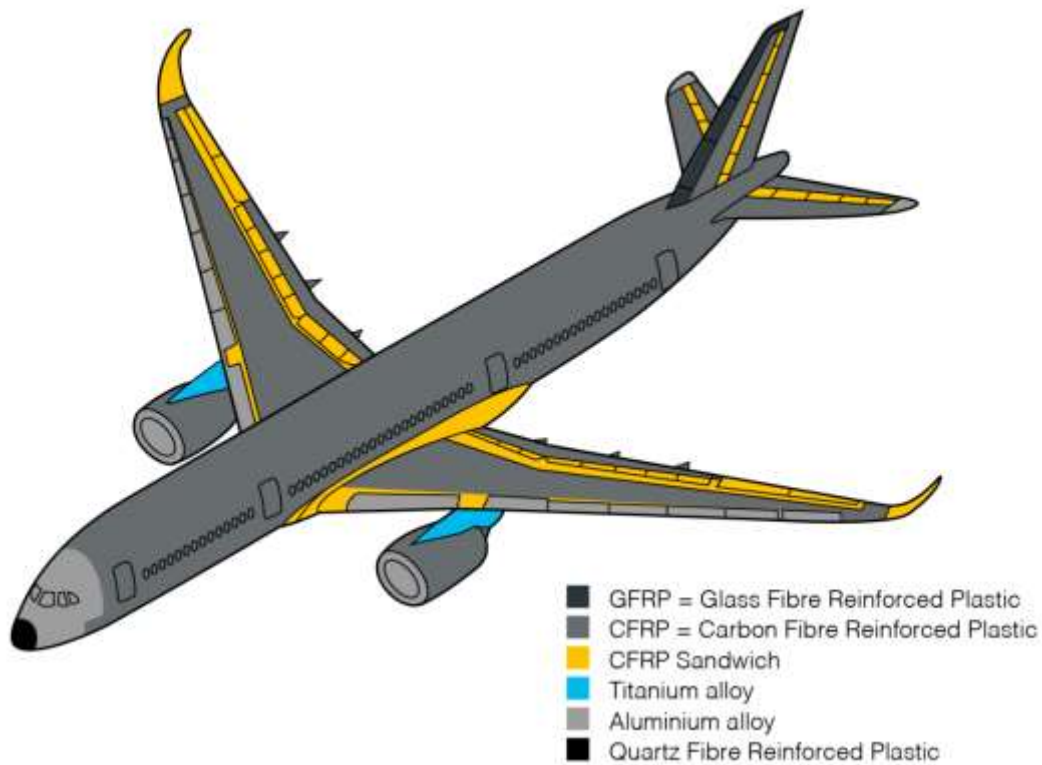
- specifická tuhost a pevnost
- odolnosti vůči vyšším teplotám
- lepší lomová houževnatost
- směrově orientované vlastnosti
- chemická odolnost
- elektrická a tepelná vodivost

Dále jsou kompozity rozděleny z hlediska použité výztuže na:

- vláknové
- částicové

Rozdělení dle použité matrice:

- polymerní
- kovová
- keramická



Obr. 3.1 Použití kompozitních materiálů v konstrukci letadla A350 XWB od firmy Airbus [26].

3.2.1 Dlouhovláknové kompozitní materiály

Další informace ohledně kompozitních materiálů jsou zaměřené na dlouhovláknové s polymerní maticí, které mají největší význam v konstrukcích draků letadel a tedy i pro řešení absorpčních členů konstrukce (viz obr. 3.1) [24]. Rozdělení vláknových kompozitů je na obr. 3.2.



Obr. 3.2 Rozdělení vláknových kompozitů [25].



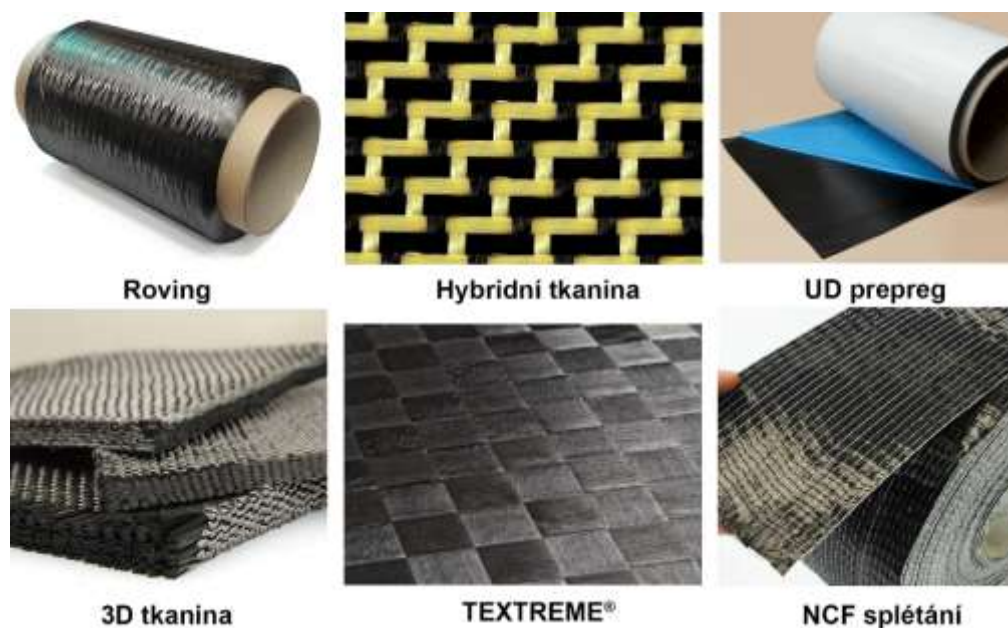
Jak bylo výše naznačeno, tak vláknové kompozity tvoří tvrdší, tužší a pevnější vlákna v kombinaci s poddajnější polymerní matricí, která slouží jako pojivo výztuže [21]. Kromě těchto dvou hlavních složek mohou vláknové kompozity obsahovat přídavné složky, tzv. aditiva (např. nanotrubičky, nanovlákna) [21], [27].

Vlákna přenášejí zatížení a zejména ovlivňují mechanické vlastnosti kompozitu. Matrice spojuje vlákna dohromady a vytváří výsledný vnější tvar kompozitu, chrání vlákna před účinky vnějšího prostředí a přenáší zatížení mezi vlákny [21], [22], [24].

Nejpoužívanějšími vlákny jsou:

- skelná
- uhlíková
- aramidová (Kevlar®)
- borová

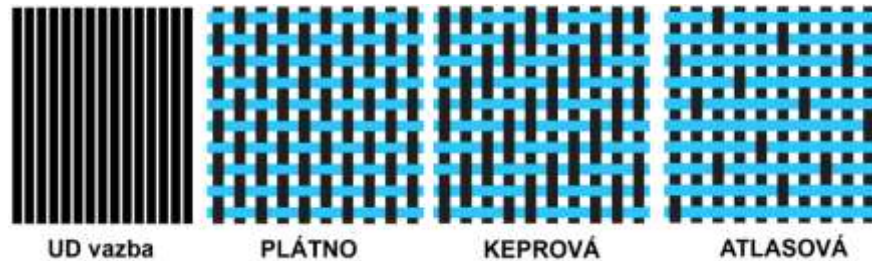
V letectví se používají skleněná vlákna typu E-sklo (nejlevnější), S-sklo (nejpevnější), D-sklo (dobré dielektrické vlastnosti). Obecně tyto vlákna jsou nejlevnější, mají vysokou pevnost, ale nízký modul pružnosti v tahu. Uhlíková vlákna mají zastoupení u primárních částí leteckých konstrukcí pro své vysoké specifické vlastnosti (tuhost a pevnost v poměru k hustotě). Aramidová vlákna se vyznačují vysokou specifickou pevností a mají vyšší hodnoty lomové houževnatosti s dobrou schopností tlumit vibrace. Vzhledem ke špatným vlastnostem při zatížení v tlaku je nelze použít na primární konstrukce. Borová vlákna mají vysokou pevnost, tuhost a odolnost proti tepelnému namáhání. Používají se především na vojenské aplikace z důvodu vysoké ceny a omezené výroby [26], [28].



Obr. 3.3 Příklady zpracování vláken [28], [29], [30], [31], [32], [33].



Na obr. 3.3 můžete vidět příklady dodávaných polotovarů z vláken, které vznikají sdružením elementárních vláken (monovláken) do pramenů (rovingů) a ty jsou dále zpracovány. Rovingy slouží pro výrobu prepregů, na technologické zpracování splétáním nebo jsou tkány do různých tkanin. Pro nejvýznamnější konstrukce jsou používána předem nasycená (reaktoplastovou matricí) vlákna, tzv. prepregy. Mohou být ve formě tkanin nebo jednosměrných rovingů (viz obr. 3.4) [21].



Obr. 3.4 Formy uspořádání vláken (vazba) [71].

Materiálem polymerní matrice je termosetová (reaktoplastová) nebo termoplastická pryskyřice.

Termosetové pryskyřice:

- epoxidové
- fenolické
- bismaleidové
- polyimidové

Termoplastické pryskyřice:

- polyamid
- polyeterimid
- polyetereterketon
- polyetersulfon

Výhradní postavení v letectví mají epoxidové pryskyřice. Termoplastické pryskyřice lze snadno recyklovat. Volba pryskyřice závisí na druhu technického zpracování, odolnosti proti vyšším teplotám, kohezní pevnosti a adhezi k samotným vláknům [20], [21], [22], [23], [24].

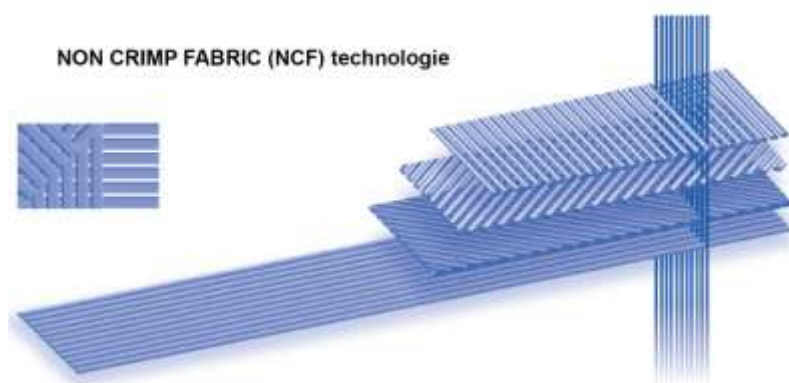
Výsledné vlastnosti laminátu ovlivňují [21]:

- materiálové charakteristiky vlákna a matrice
- objemový podíl vláken (s vyšším podílem rostou i hodnoty pevnosti a tuhosti)
- množství vláken v pramenci
- prostorové uspořádání
- vrstvení (hybridní laminát, symetrie a asymetrie) a pořadí vrstev
- tloušťka vrstev
- orientace vůči zatěžující síle



Symetrie vrstvení hraje důležitou roli při výsledné odezvě materiálu na zatížení. U symetrických laminátů nedochází ke zborcení vlivem změny teploty nebo zatížení v rovině laminátu [20]. Naopak u asymetrických laminátů k tomu může docházet. Do konstrukcí začínají pronikat vrstvení nekonvenční skladby. Příkladem je laminát s označením jako C-PLY™, vyráběný firmou Chomarar a vyvinuté ve spolupráci s univerzitou ve Stanfordu (USA). Vrstvy mají velmi malou tloušťku okolo 20 [μm] a jsou vyráběny z UD prepregů pomocí technologie NCF (Non-Crimp Fabric – vlákna bez záhybů, viz obr. 3.6). Skladba vrstev často bývá $[0_m/\alpha_m]_n$, kde n je počet vrstev a m je počet opakování. Vrstvy jsou orientovány pod malým úhlem $\alpha = 12,5 \div 25$ [°]. Tedy se jedná o nevyvážený laminát [21], [34]. Výsledné vlastnosti takové skladby jsou:

- zvýšená pevnost v tahu
- značná tuhost
- lepší odolnost proti delaminaci
- lehčí výsledný laminát
- levnější výroba
- větší odolnost vůči cyklickému namáhání



Obr. 3.6 Schéma technologie NCF [35].

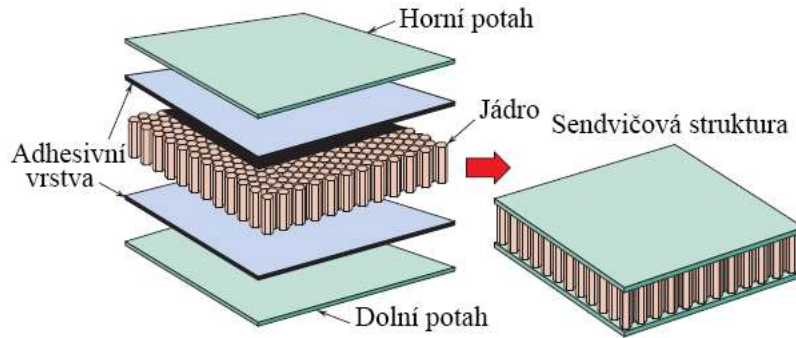
Uhlíková vlákna mají nejlepší schopnost absorpce a aramidová vlákna poskytují nejlepší stabilitu a integritu při postupném porušování konstrukce. Tedy společná kombinace těchto vláken je nejvýhodnější, tj. použití hybridních tkanin nebo kombinace druhů vrstev v laminátu [14], [36].

3.2.2 Sendvičové strukturní materiály

Tyto materiály patří do kategorie vrstvených kompozitních konstrukcí. Materiál je tvořen z tenkých, pevných a tuhých vrstev (potahů) a mezi nimi se nachází lehké a poddajné jádro. Vnější vrstvy jsou s jádrem spojeny adhesivní vrstvou [37].

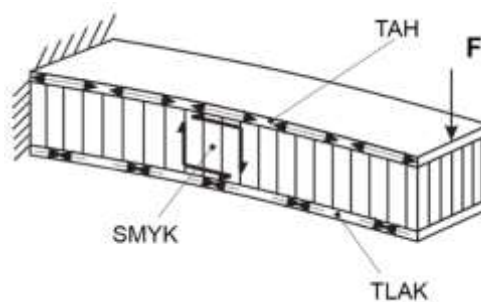
Významné vlastnosti sendvičových materiálů jsou:

- vysoká specifická tuhost a pevnost
- izolační schopnosti (akustické i tepelné)
- dobré tlumení
- vysoké schopnosti absorbování energie



Obr. 3.7 Schéma sendvičové struktury [37].

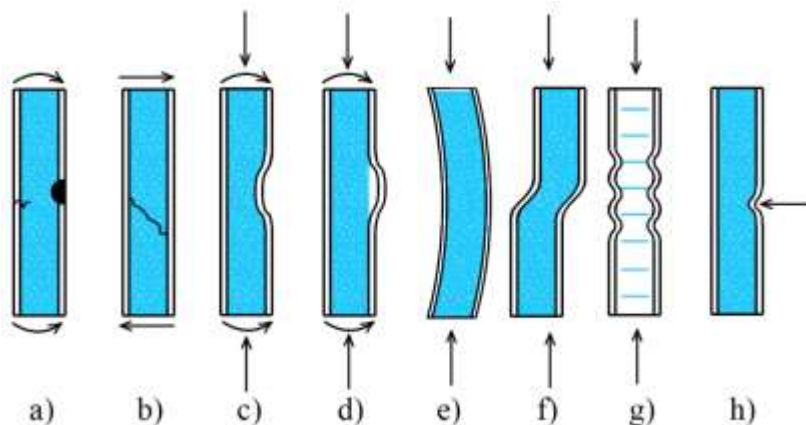
Potahy přenášejí tah a tlak a jádro přenášejí smykové síly vznikající mezi potahy [37].



Obr. 3.8 Přenos zatížení u sendvičových struktur [38].

Potahy mohou být z různých materiálů, ale u leteckých konstrukcí převládá použití dlouhvláknových kompozitů. Jako materiál jádra se volí voštiny, konstrukční pěnové materiály a balsa [37].

U sendvičových struktur dochází k porušení v jádru, potahu, na jejich rozhraní nebo kombinací. Typické poruchy při statickém zatížení jsou shrnuty na obr. 3.9.



Obr. 3.9 Příklady porušení sendvičových struktur – a) lokální lom vláken nebo plastické chování potahu, b) smykové porušení jádra, c) zborcení jádra a zvlnění potahu, d) porušení adhesivní vrstvy a zvlnění potahu, e) ztráta vzpěrné stability, f) zvlnění smykem, g) zvrásnění, h) lokální stlačení potahu do jádra [37].



3.2.3 Pěnové konstrukční materiály

Jejich hlavní aplikace je na jádro sendvičových struktur. Jedná se o nejjednodušší materiál z hlediska výroby a zpracování. Používané strukturní pěny mají hustotu 40 – 200 [kg/m³]. Hustota pěny má vliv na mechanické vlastnosti s růstovou tendencí. Tloušťky pěn se pohybují od 5 [mm] do 50 [mm] [37], [39].

Typy pěnových materiálů:

- PVC – polyvinylchlorid (Airex[®], Herex[®], Divinycell[®])
- PMI – polymetalkrymilid – (Rohacell[®])
- PUR – polyuretanové pěny
- SAN – styrenakrylonitrilové kopolymerní pěny
- PEI – polyeterimidové pěny
- PS – polystyren

PVC pěny se dodávají ve formě nezesítěné (ohebnější, nižší mechanické vlastnosti) nebo zesítěné pěny (tvrdší, ale křehčí). Mají především dobrou kombinaci statických a dynamických vlastností, odolnost vůči absorpci vody a odolnost vůči mnoha chemikáliím. Nejvyšší hodnoty pevnosti a tuhosti mají PMI pěnové materiály, ale také jsou nejdražší. SAN pěny dobře odolávají rázům. PS pěny mají nejnižší mechanické vlastnosti [37], [39].



Obr. 3.10 Příklady konstrukčních pěnových materiálů –
a) SAN, b) PMI, c) PVC [40], [41], [42].



3.2 Způsoby porušování dlouhovláknových kompozitů

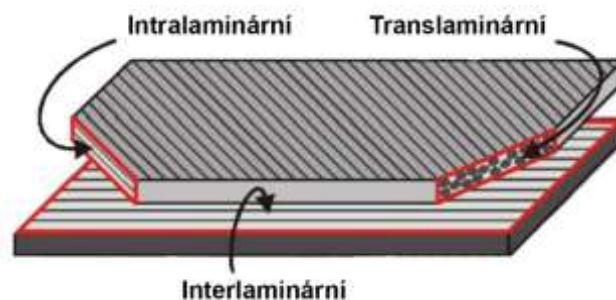
U kompozitních materiálů může nastat velké množství poruch. Způsoby porušení závisí především na druhu a orientaci působícího zatížení [43]. Tím může být tah, tlak, smyk, ohyb a speciálním případem zatížení je ráz [43], [44]. Další možnosti, které mají vliv na porušení, jsou skladba laminátu, teplota, tuhosti jednotlivých vrstev a environmentální vlivy.

Velké množství z dnes používaných programů pro analýzy nárazu kompozitů je založeno na makromechanickém porušování, ale nezachycuje způsoby poruch v mikroskopickém měřítku. I přesto lze získat poměrně přesné odhady celkové absorbované energie, ale je nutné být si vědom druhů jednotlivých poruch v kompozitech při těchto simulacích. Na základě znalostí o poruchách jsme schopni posoudit věrohodnost výsledků simulace [45].

U dlouhovláknových kompozitních materiálů se objevují poruchy uvnitř jejich struktury dříve než je dle makroskopického pohledu zřejmé (např. přetržená vlákna, viditelná trhlinka, oddělení částí kompozitů) [43]. Rozdělení základních mechanismů lomu lze učinit na základě izolace na porušení pouze vláken anebo pouze matrice [46]. Rozdělení poruch je v tab. 3.1.

Tab. 3.1 Rozdělení základních mechanismů porušení [44].

Základní mechanismy lomu	Specifické projevy	
vláknový	translaminární	přetržení vlákna, vytažení vlákna, rozštěpení vlákna podél jeho osy, lom vlákna v ohybu, zborcení vlákna ve vzpěru
mezivláknový	intralaminární	tvárný nebo štěpný lom matrice, oddělení vlákna od matrice, oddělení vláken od svazku
	interlaminární	



Obr. 3.11 Schéma zobrazení mechanismů poruch [46].

Napětí v kompozitu se přenáší na výztuž adhezí, která působí na rozhraní matrice-vlákno. Toto rozhraní je v mnoha případech nejslabším článkem kompozitu [44].



Vznik trhlin v matrici je další z nejběžnějších lokálních poruch, protože pevnost matrice je často menší než pevnost vláken [47].

V dalším textu se zaměříme na jednoduchý popis jednotlivých způsobů porušení kompozitních materiálů. Když nebude řečeno jinak, poruchy se týkají pouze jednosměrných kompozitů.

Porušování v tahu

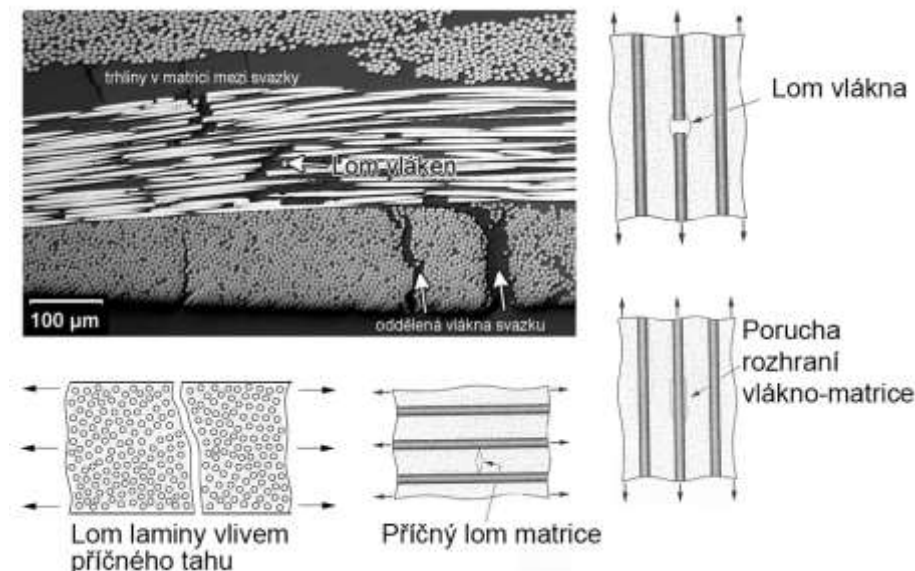
Hlavní typy [46]:

- lom vláken
- doprovodné delaminace (tkaninový kompozit)

Vlivem porušení vlákna dojde k přerozdělení napětí do vedlejších vláken a tyto napětí mohou být značná. Je pravděpodobné, že dojde k porušení dalších vláken [48]. Postup trhliny přes matrici po porušení vlákna může mít způsoby jako křehké nebo plastické porušení matrice a smykové porušení na rozhraní matrice-vlákno [49].

U příčného tahového namáhání [43]:

- porušování matrice
- oddělování složek na mezifázovém rozhraní
- štěpení vláken



Obr. 3.12 Porušení při tahovém namáhání [50], [51].

Porušení v tlaku

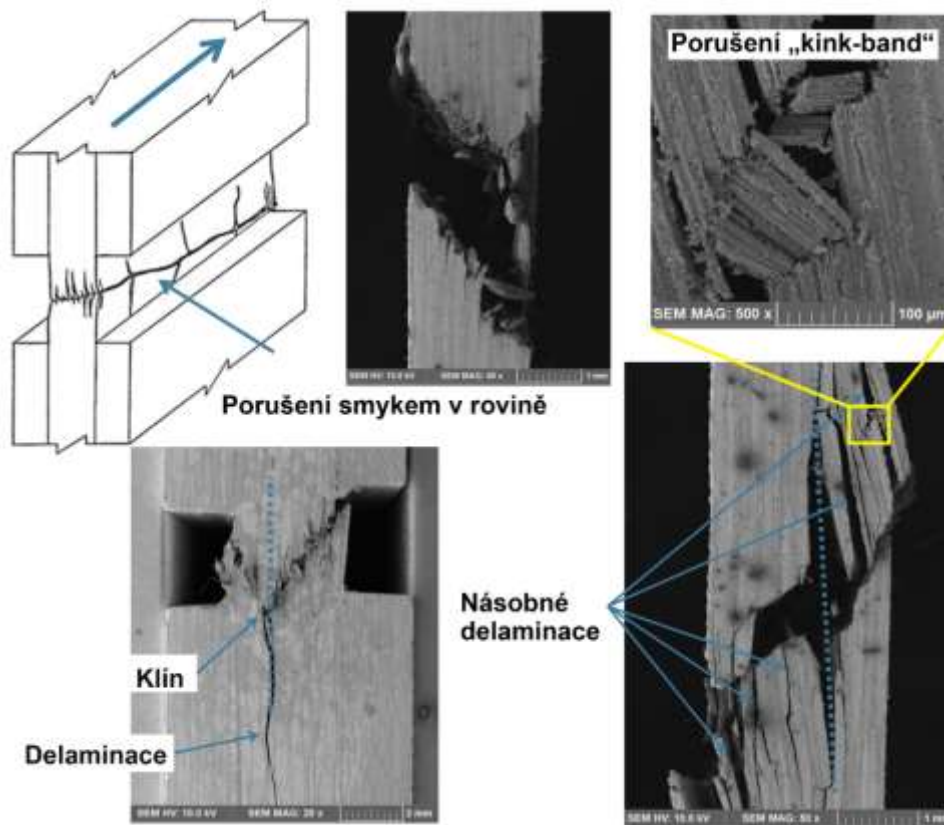
Při namáhání v tlaku jsou rozhodující adhezni a tuhostní vlastnosti matrice. Úkolem matrice je udržovat vlákna v přímé poloze a zároveň je ochránit před vzpěrnou ztrátou stability [44], [46].



Může docházet k:

- lomu vláken ve vzpěru (matrice přestává být oporou)
- při souhlasném směru prohnutí sousedních vláken vzniká „kink-band“
- v rovině nebo mimo ni dochází ke vzniku dutin
- delaminace u tkaninového kompozitu

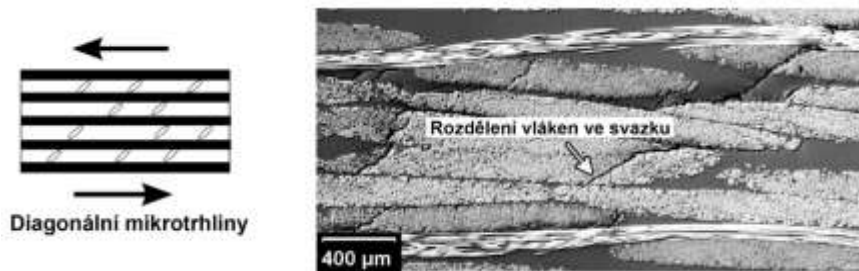
Příčné tlakové zatížení způsobí smykové porušování matrice s oddělováním složek nebo drcením (štěpením) vláken [43]. Dále se u laminátů projevuje další komplikovanější forma chování, tzv. sublaminat buckling. V tomto případě je soubor lamin od sebe oddělen a dojde u nich ke ztrátě stability nebo také ke konečnému lomu. Tento případ se objevuje i u laminátů, které podléhají zatížení rázem. Dojde k vytvoření sublaminátu na druhé straně od impaktu [47].



Obr. 3.13 Příklady porušení po namáhání v tlaku [52].

Rovinné smykové porušení

Vznik intralaminárních diagonálních trhlin v matrici a mezi svazky vláken [46]. Nakonec může dojít až ke smykovému lomu matrice nebo oddělení složek od sebe [43].



Obr. 3.14 Intralaminární diagonální trhliny v matrici a mezi svazky vláken [50].

Delaminace

Je to mezivláknový interlaminární lom, který vzniká mezi dvěma sousedícími vrstvami, ale nezasahuje do svazků vláken ve vrstvě laminátu [50]. Postup delaminace je od špičky příčné trhliny, která se dále rozšiřuje v podélném směru do obou stran, až se spojí se sousední trhlinou. Tento projev porušování souvisí s přerozdělením zatížení sousedními vrstvami vlivem vzniku poruch, které již byly výše popsány. Přítomné přídatné zatížení tento proces porušení dále rozvíjí [47].

V oboru lomové mechaniky a analýzy nárazu je jednou z nejzajímavějších charakteristik materiálu množství energie, kterou může pohltit. Energie je absorbována především dvěma mechanismy. První je deformace materiálu a druhý je vznik nových povrchů, které se objevují při tvorbě trhlin. V případě, že deformace kompozitu vede k tvorbě trhlin, tak energie potřebná k jejich vzniku je značná. Z toho plyne, že absorbovaná energie je také značná. Tedy, způsob porušení delaminací je výhodné pro průběh chování konstrukce, která slouží k absorbování energie. Vznik delaminace může být od ohybového zatížení, které souvisí se smykovým napětím mezi vrstvami [45].

3.3 Porušování kompozitních materiálů při dynamických nárazech

Průběh chování kompozitní konstrukce při dynamickém nárazu není prediktivní, protože nastávají komplexní způsoby poruch, které byly zmíněny v předchozím textu. Avšak existují typické odezvy materiálu na dynamické zatížení.

Kovové materiály pohlcují energii, která vzniká po nárazu, plastickou deformací [53]. Naproti tomu kompozitní materiály jsou křehké a nevykazují téměř žádnou plastickou deformaci [14]. Bylo zjištěno, že při správném použití uhlíkových kompozitních materiálů (vrstvení, tvar konstrukce a další) mohou být schopny absorbovat více energie než kovové materiály. V následující tabulce jsou příklady hodnot SEA, které byly získány na základě experimentálního měření trubek [54].

Tab. 3.2 Porovnání materiálů podle specifické absorbované energie (SEA) [54].

Materiál	SEA [kJ/kg]
nízkouhlíková ocel	25
slitina hliníku 6000	50
uhlíková vlákna/epoxidová matrice	65-75
aramidová vlákna/epoxidová matrice	9-23
skelná vlákna/epoxidová matrice	30-50



Obr. 3.15 Porovnání kompozitního prvku (vlevo) s kovovým (vpravo) po dynamickém zatížení.

3.3.1 Axiální tlakové zatížení

Z hlediska tlakového namáhání kompozitních prvků konstrukcí lze poruchy rozdělit do dvou hlavních typů [55]:

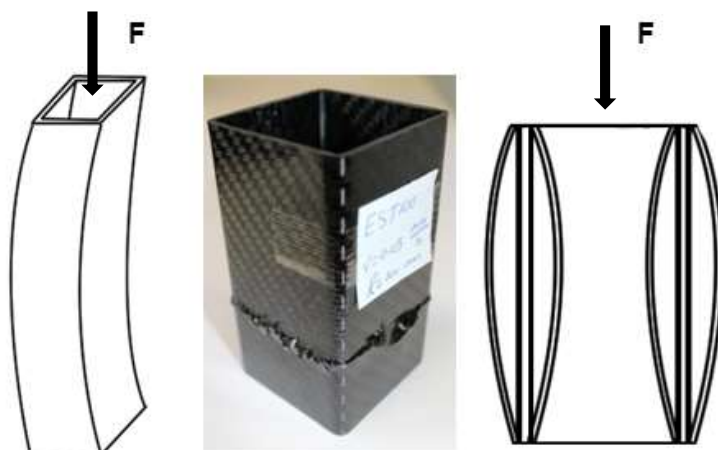
- katastrofické selhání
- progresivní porušování

Relativní rozměry hrají důležitou roli, jestli nastane daný druh poruchy [56]:

- celková délka/průměr
- celková délka/délka strany
- průměr/tloušťka stěny
- délka strany/tloušťka stěny

Katastrofické selhání

Může dojít ke ztrátě stability u dlouhých tenkostěnných konstrukcí nebo se vyskytuje nestabilní interlaminární a intralaminární šíření trhlin. Tyto způsoby poruchy jsou nežádoucí. Katastrofické selhání souvisí s náhlým poklesem zatížení po úvodní nejvyšší hodnotě dynamického zatížení a z toho plynoucí malé množství absorbované energie a vyššími hodnotami zrychlení. Po poruše není materiál schopen dalšího porušování a dochází ke zhroucení celé kompozitní součásti. U svazků lamin nedochází k ohybu a lomu, protože trhliny jsou menší, než je tloušťka vrstvy [14], [55], [56].



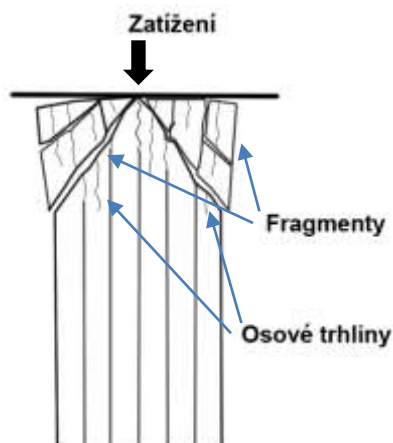
Obr. 3.16 Katastrofická selhání kompozitní konstrukce při dynamickém zatížení [56], [57].

Progresivní porušování

Při tomto druhu odezvy materiálu, dochází ke stabilnímu postupnému drcení konstrukce na menší části. Jedním z hlavních faktorů poruch, které pohlcují energii, je lom vláken. Nejvýhodnější chování je násobné porušení vláken [14]. K takovému jevu dochází u tlakově zatížené konstrukce. Na mikro úrovni dochází k jevu kinkband (viz předchozí text) [58]. Další množství energie je spotřebováno porušením delaminace a tření mezi jednotlivými oddělenými částmi [53], [58]. Tento způsob poruch je charakterizován čtyřmi druhy [55]:

- příčné smykové porušení (angl. „Fragmentation mode“)
- způsob porušování rozevíráním (angl. „Splaying mode“)
- křehký lom (angl. „Brittle fracture mode“)
- postupný ohyb materiálu se skládáním na sebe (angl. „Local buckling mode“)

U příčného smykového porušení je klíčovou součástí formování krátkých interlaminárních a intralaminárních trhlin [56]. Malý rozsah podélného poškození formou delaminace od čela dynamického zatížení. Dochází k malému rozevření svazku lamin a jejich následnému rozpadu blízko kořene rozevření [59]. Pohlčení energie je způsobeno lámáním svazků lamin [56].

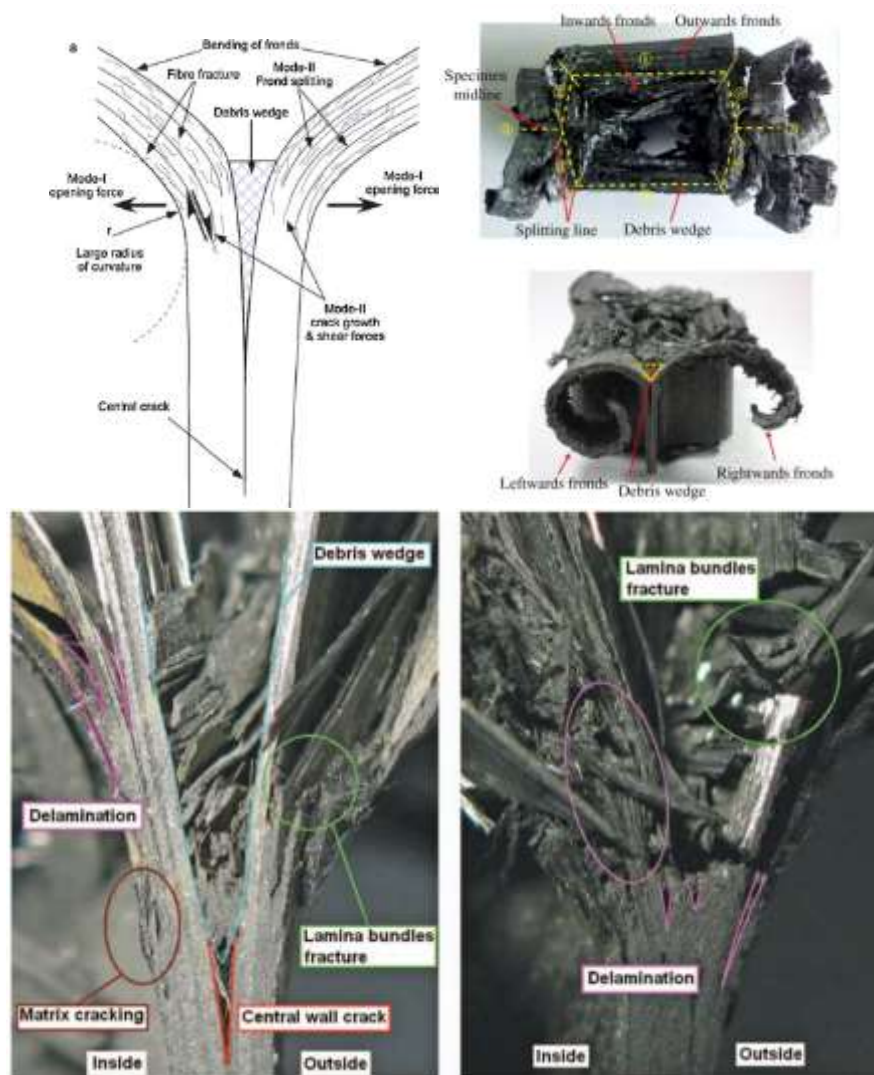


Obr. 3.17 Porušení roztržitím materiálu [56].



Způsob porušování rozevíráním materiálu je charakterizován vznikem velmi dlouhých interlaminárních, intralaminárních a osových trhlin, které oddělí vlákna do svazků ve tvaru vějířů (viz obr. 3.18). Projevuje se velký poloměr ohybu, který způsobí dostatečné tangenciální napětí, aby došlo k rozdělení svazků lamin do podoby vějířů [59]. Nedochozí k lámání svazků lamin. Vějíře jsou buď rozděleny a ohnuty dovnitř nebo ven od stěny prvku (např. trubky). V závislosti na odlišnosti zakřivení vějířů a delaminace stěny jsou smyková a tahová napětí rozvíjena během procesu poruchy. Pokud napětí dosáhnou limitních hodnot, tak růst trhlin odpovídá módu I, II popsané v lomové mechanice [56]. Hlavní způsob pohlcení energie je růst trhliny v matrici. Další souvisí s třením při rozevírání svazků lamin [55]. Většina absorpčních prvků má zakřivený tvar a dochází k trhání materiálu od čela zakřivené části [1].

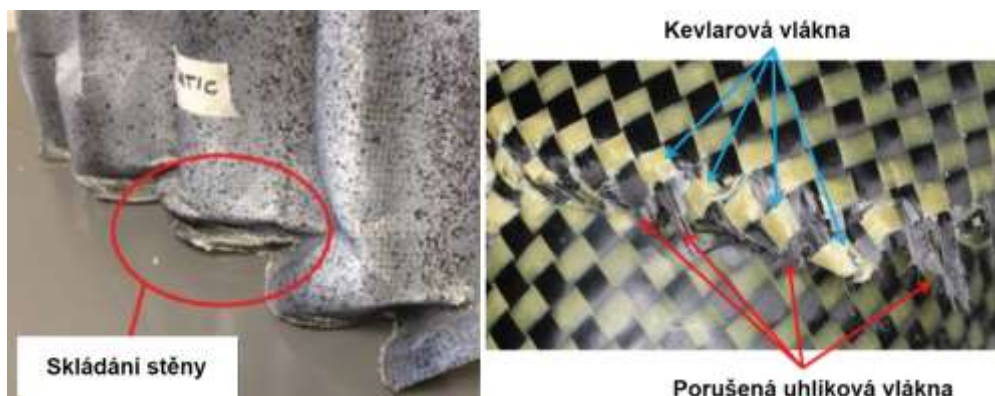
Křehký lom je kombinace prvního a druhého způsobu progresivního porušování. Energie je absorbována přes lámání svazků lamin. Typické je usazení odděleného materiálu do tvaru klínu [55].



Obr. 3.18 Progresivní porušování kompozitních materiálů s tvorbou vějířovitých útvarů [60], [61], [62]



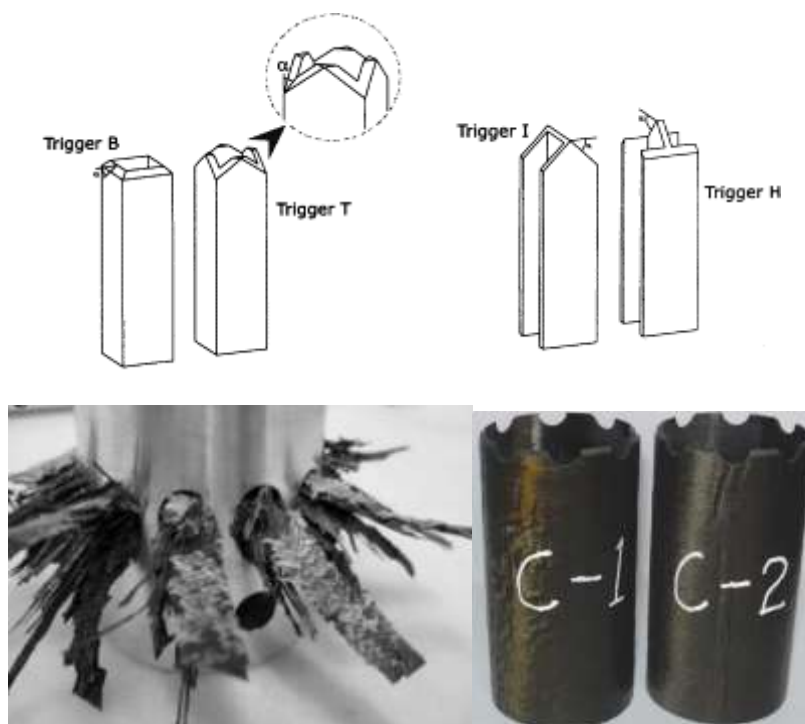
Postupné skládání může nastat při použití hybridních tkanin. U uhlíkových rovingů nastane porušení, ale kevlarové rovingy zůstávají nedotčené [36].



Obr. 3.19 Progresivní porušení postupným skládáním u konusoidálního kompozitního prvku [36].

Spouštěcí mechanismy (angl. „Triggers“)

Prvotní špička dynamického zatížení často vykazuje hodnoty vyšší než při následném postupném porušování konstrukce. Tyto náhlé přechody hodnot jsou nežádoucí, protože ovlivňují velikost zrychlení. Na odstranění počátečních špiček zatížení se používají spouštěcí mechanismy poruchy. Jsou to koncentrátoři napětí integrované v konstrukci. Iniciují kolaps konstrukce a ovlivňují jeho další průběh [14], [63], [55]. Používají se např. zkosené hrany, drážky, díry a další různé tvary.



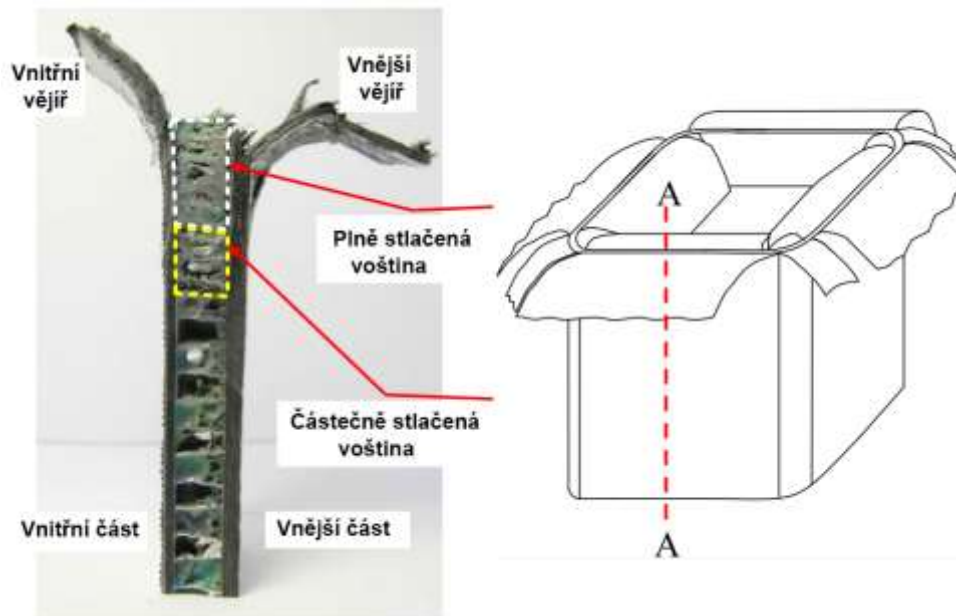
Obr. 3.20 Příklady spouštěcích mechanismů porušení [58], [64], [60].



Dynamické porušení u sendvičových struktur

U příkladu sendvičové konstrukce zatížené dynamickým tlakem na obr. 3.21 dochází ke způsobu poruchy rozevřením vějířů podobně jako u uhlíkových dlouhovláknových kompozitů. Dochází ke vzniku osových trhlin v místech zakřivení (rohy prvku) a také interlaminárních trhlin mezi sousedními laminami. Dále nastává odlupování jádra od potahů a jeho deformace. Všechny uvedené děje mají podíl na absorbování energie spolu s třením materiálu a ohybu svazků lamin [65].

Další pozorovaný způsob poruchy u sendvičového prvku (viz obr. 3.21 vpravo) je postupný kolaps stěn dovnitř. Zde nedochází k tvorbě vějířovitých svazků lamin ani k růstu trhlin na rozích konstrukce. Dochází k odlupování potahů a jejich lámání a drcení postupně směrem od čela zatížení [65].



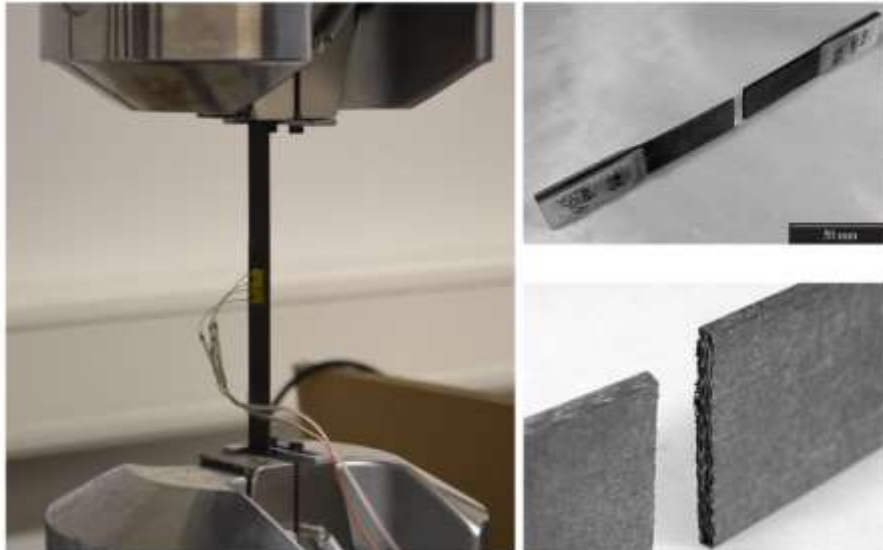
Obr. 3.1 Porušení u prvků ze sendvičových materiálů [65].

Výsledné chování konstrukce nakonec závisí na volbě materiálu matrice, vláken, vrstvení, orientace vrstev, rychlosti zatěžování a geometrii konstrukce.

3.4 Kritéria porušení kompozitních materiálů

Predikce dalšího chování kompozitu po poruše hodně závisí na použitém kritériu porušení. Existuje celá řada poruchových kritérií založená na napětí, deformaci a energii. V těchto kritériích se objevují materiálové konstanty, které se musí získat experimentálně [66]. Jedná se především o:

- pevnost v tahu v podélném směru X_T
- pevnost v tlaku v podélném směru X_C
- pevnost v tahu v příčném směru Y_T
- pevnost v tlaku v příčném směru Y_C
- smyková pevnost laminy S
- maximální přetvoření $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \gamma_{xy}$



Obr. 3.2 Příklad určování pevnosti v tahu kompozitního vzorku [67], [68].

Kritéria jsou zaměřena na posouzení poruchy v rozlišovací úrovni laminy, kde je vláknový kompozit považován za homogenní, ale zároveň anizotropní materiál. Jelikož je možné materiálové vlastnosti laminy charakterizovat třemi vzájemně na sebe kolmými směry, tak je tento materiál dále specifikovaný jako ortotropní [69].

Z hlediska vazeb mezi složkami napětí jsou rozdělena na kritéria interaktivní a neinteraktivní. U druhé skupiny neexistuje vzájemná vazba mezi normálovými složkami napětí (nebo normálovými a smykovými složkami napětí) [70], [51], [72]. Patří sem teorie:

- maximálních napětí
- maximálních deformací

Do teorií, které obsahují vliv vazeb mezi složkami napětí, patří:

- Hill
- Tsai-Wu
- Hashin
- Puck

Dále jednotlivá kritéria mohou obsahovat vliv na způsob porušení [73], [70], [72]. V MSC.Dytran může být uvažováno pět způsobů porušení a lze použít model, který umožní kombinaci jednotlivých porušení (příkaz COMBINAT) [73]. Tento model je více rozebrán v dalším oddíle textu. Jednotlivé způsoby poruch:

- vlákna v tahu
- vlákna v tlaku
- matrice v tahu
- matrice v tlaku
- matrice ve smyku



Způsoby poruchy jsou implementovány do teorií [73]:

- maximálních napětí
- modifikovaný Tsai-Wu
- Chang-Chang
- Hashin

Bližší popis jednotlivých kritérií je vztažen pouze na kritéria, které jsou zadána v použitém materiálovém modelu pro simulaci nárazu.

Kritérium maximálních napětí

Jedná se o nejjednodušší poruchové kritérium, protože je potřeba malého množství experimentálních zkoušek vzorků. Zjednodušení spočívá v matematickém popisu pouze jednoosé napjatosti. Pro svou jednoduchost je také nejpoužívanější v praxi. Podle tohoto kritéria nastane porušení kompozitu při přesáhnutí maximální hodnoty (pevnosti) jedné ze složek napětí [73], [72].

Porucha v tahu vláken ($\sigma_1 > 0$):

$$\frac{\sigma_1}{X_T} = 1 \quad (3.1)$$

Porucha v tlaku vláken ($\sigma_1 < 0$):

$$\frac{\sigma_1}{X_C} = 1 \quad (3.2)$$

Porucha v tahu matrice ($\sigma_2 > 0$):

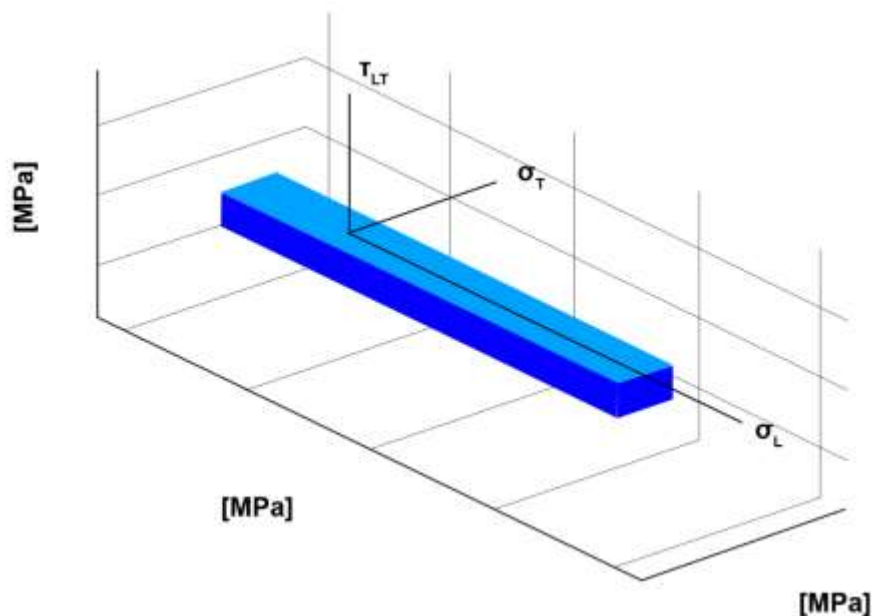
$$\frac{\sigma_2}{Y_T} = 1 \quad (3.3)$$

Porucha v tlaku matrice ($\sigma_2 < 0$):

$$\frac{|\sigma_2|}{Y_C} = 1 \quad (3.4)$$

Porucha ve smyku matrice:

$$\frac{|\tau_{12}|}{S} = 1 \quad (3.5)$$



Obr. 3.3 Schéma obálky porušení kritéria maximálních napětí.

Modifikovaný Tsai-Wu

Kritérium, které uvažuje pouze porušení matrice a tedy je vhodné jeho použití v kombinaci s jinými kritérii [73].

$$F_2\sigma_2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 = 1 \quad (3.6)$$

$$F_2 = \frac{1}{Y_T} + \frac{1}{Y_C} \quad (3.7)$$

$$F_{22} = -\frac{1}{Y_T Y_C} \quad (3.8)$$

$$F_{66} = \frac{1}{S^2} \quad (3.9)$$

3.5 Rozbor materiálových modelů

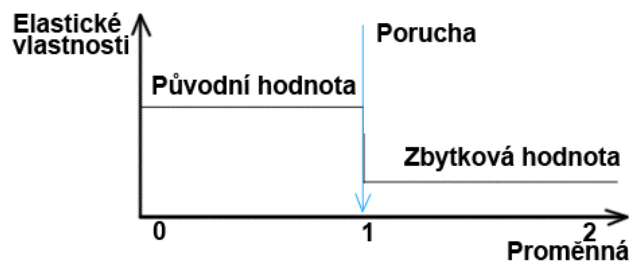
Pro modelování chování kompozitního materiálu při dynamických jevech existuje celá řada materiálových modelů. Vláknové kompozitní materiály jsou modelovány jako lineárně elastické ortotropní materiály uvnitř obálky porušení, kde tvar povrchu obálky závisí na zvoleném poruchovém kritériu (viz obr. 3.3) [74]. Při dosažení obálky porušení se uplatňuje použití modelů poškození (angl. „Damage models“). Dochází ke snížení hodnoty materiálových vlastností podle degradačního schéma [5]. Jsou využívány dva přístupy:

- PFM model (Progressive Failure Model)
- CDM model (Continuum Damage Mechanics)



PFM model

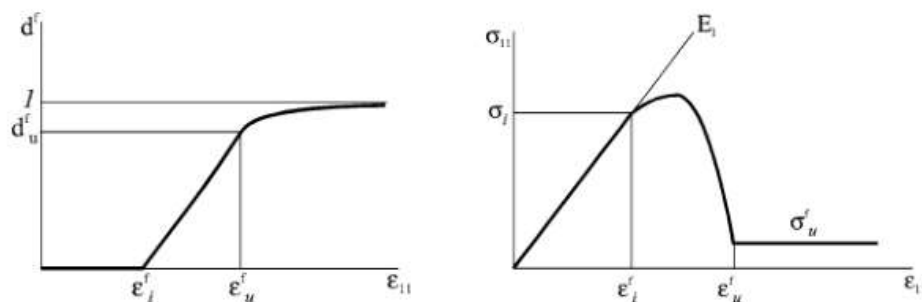
Po splnění podmínky kritéria porušení (limitní hodnoty napětí nebo přetvoření) dochází k degradaci zvolených mechanických vlastností (často především tuhost) v materiálovém směru laminy. S vynulováním elastických vlastností materiálu může dojít k redukci pevnosti vláken na zbytkovou hodnotu (v MSC.Nastran MATD054). Snížení vlastností nastane ze stavu žádného poškození (typicky 1) až do stavu úplného poškození (typicky 0). Jak vyplývá z názvu modelu, degradace nastává vrstvu po vrstvě uvnitř laminátu. Element je vymazán, když napětí poklesnou u všech vrstev elementu nebo je definována jiná podmínka celkové poruchy [5], [74], [75]. Materiálový model MATD054 dovoluje použití nefyzikálního parametru SOFT, který je využíván pro lepší odezvu modelu při simulacích postupného drcení kompozitních absorbčních členů konstrukce. Jeho použitím lze získat lepší odezvu simulace a výsledky se přiblížit chování reálné součásti. Po vymazání elementu se sníží pevnostní hodnoty sousedních elementů [76], [77]. Tento přístup je v materiálovém modelu MSC.Dytran MAT8, MAT8A, již uvedený MATD054 a jiné [78], [77].



Obr. 3.4 Schéma chování PFM modelu [79].

CDM model

Jedná se o složitější model než PFM, protože je nutné vložení více parametrů, které vyžadují další experimentální testování. Parametry poškození jsou zahrnuty do konstitutivních rovnic a degradují materiálové chování podle stádia poškození. Faktory poškození jsou vloženy do rovnic napětí a přetvoření, které mají vztah s materiálovými konstitutivními vlastnostmi. Následkem toho dochází ke snížení napětí v lamině následované poruchou v závislosti na rozvoji poškození. Element je vymazán, když napětí poklesnou na nulu nebo je definována jiná podmínka celkové poruchy [5], [76], [75]. Příkladem je materiálový model MATD058, který je obsažen v řešiči MSC.Nastran [77], nejnovější a nejpokročilejší MAT261 a MAT262 [80].



Obr. 3.5 Příklad typického schéma vývoje poškození u modelu CDM [23].



3.5.1 Kompozitní materiálový model v MSC.Dytran

MSC.Dytran nabízí spoustu možností volby materiálových modelů. Pro kompozitní vláknové materiály existuje konstitutivní model MAT8 a model porušení MAT8A [73].

Jedná se o materiálový model laminy. Výsledný laminát se tvoří na základě příkazu PCOMP a prvku je přidělena orientace, poloha a tloušťka jednotlivých vrstev. Příkazem PCOMPA lze doplnit další vlastnosti, např. volba mezi integrační metodou nebo klasickou laminátovou teorií (defaultně je zvolena integrační metoda) [78]. Příkazem PCOMP nebo PCOMPA lze přidělit vlastnost pouze elementu typu SHELL.

MAT8, MAT8A

Obecnou vlastností tohoto materiálového modelu je 2-D ortotropní charakteristika materiálu. Materiálový model MAT8, MAT8A popisuje lineárně elastické chování křehkých materiálů s porušením, které je založeno na interaktivním napětovém poruchovém kritériu podle módu poruchy. Matematický popis (v lineární oblasti zatěžování) napětí a deformace mezi deformacemi a napětími vlákna a matrice je zachycen rovnicí (3.10) [73].

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \end{bmatrix} = \frac{1}{(1 - \mu_{12}\mu_{21})} \begin{bmatrix} E_{11} & \mu_{21}E_{11} \\ \mu_{21}E_{22} & E_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

Vyhodnocené v čase $t + 1/2\Delta t$.

Definice vztahu smykového napětí a deformace je dáno rovnicí [73]:

$$\gamma_{12} = \frac{1}{G_{12}} \sigma_{12} + 3\alpha \sigma_{12}^{-2} \sigma_{12} \quad (3.11)$$

Kde α je odvozená hodnota na základě principu pokus a omyl. Pokud je $\alpha = 0$, tak je vztah redukován na ortotropní Hookův zákon [73].

Porušení kompozitního materiálu je definováno modelem porušení MAT8A. Lze volit mezi kritérii porušení, o kterých bylo pojednáno dříve. Uvedený řešič obsahuje volbu z kritérií [73], [78]:

- Tsai-Hill
- Tsai-Wu
- modifikovaný Tsai-Wu
- teorie maximálních napětí
- Chang-Chang
- Hashin

Kromě volby modelu poruchy z těchto teorií, dovoluje MSC.Dytran použití kombinace několika výše uvedených teorií v rámci jednoho modelu. Tedy lze vytvořit pokročilý kombinovaný model, který definuje porušení pro každý způsob poruchy odděleně. Tento model lze zvolit pomocí příkazu COMBINAT. Další možností je



vložení vlastního komplexního uživatelského modelu, do kterého lze uložit až deset vlastních proměnných [73], [78].

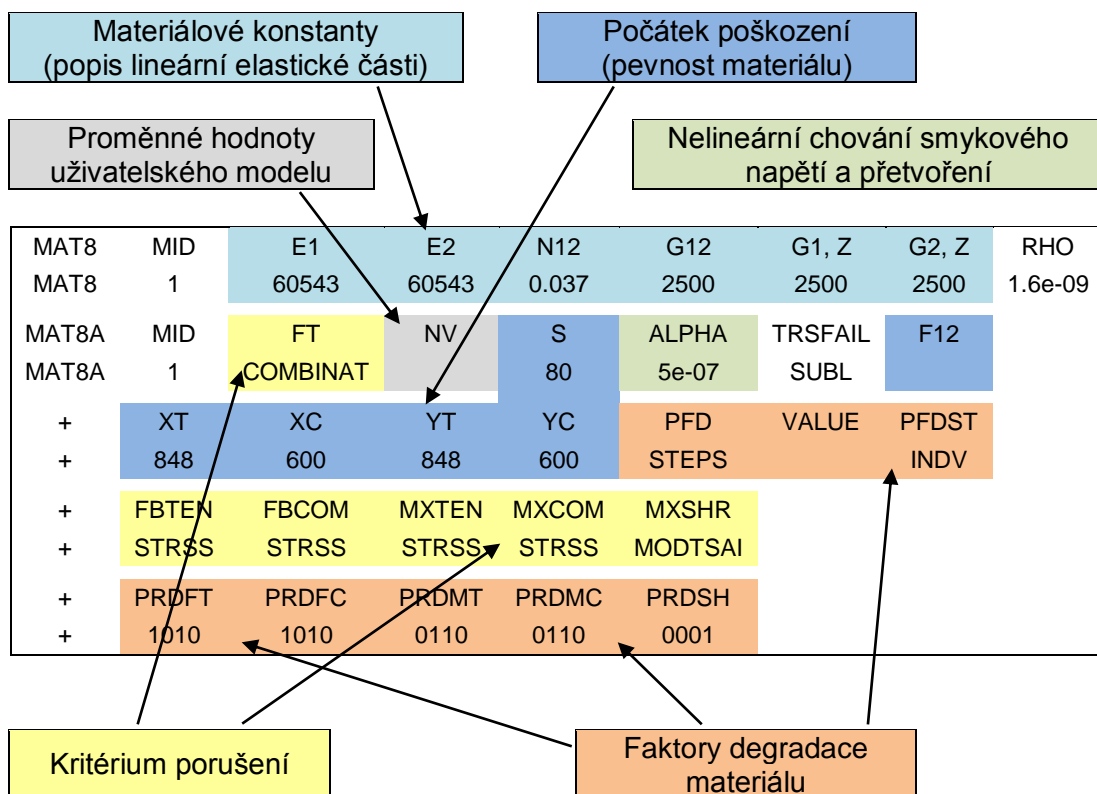
V kombinovaném modelu porušení je popsáno pět způsobů poruch:

- porucha vláknů v tahu (FT)
- porucha vláknů v tlaku (FC)
- porucha matrice v tahu (MT)
- porucha matrice v tlaku (MC)
- porucha matrice ve smyku (MS)

V souladu s daným způsobem poruchy je možné zvolit pouze určité poruchové kritérium (viz tab. 3.3).

Tab. 3.3 Možnosti volby kombinací poruchových kritérií pro daný způsob poruchy [73].

	Žádné	STRSS	MODTSAI	CHANG	HASHIN
FT	x	x		x	x
FC	x	x			x
MT	x	x	x	x	x
MC	x	x	x	x	x
MS	x	x	x		



Obr. 3.6 Schéma karty materiálového modelu MAT8, MAT8A.



Degradační model

Při volbě kombinovaného modelu poruchy se uplatňuje degradační model poruchy. Po zvolení poruchového kritéria pro konkrétní způsob poruchy je vhodné zvolit definici snížení hodnot materiálových konstant. Degradaci lze zvolit pro konkrétní způsob poruchy. V tabulce 3.4 je uveden příklad degradace materiálových vlastností na základě vlastního pravidla degradace. Například po poruše vlákna v tahu budou modul pružnosti v podélném směru a Poissonova konstanta nulové.

Tab. 3.4 Příklad zvoleného charakteru degradace vlastností po vzniku poruchy [78].

Materiálová konstanta	Způsob poruchy				
	Vlákna v tahu	Vlákna v tlaku	Matrice v tahu	Matrice v tlaku	Smyk
E_{11}	1	1	1	0	0
E_{22}	1	0	0	1	0
μ_{12}	1	1	1	1	0
G_{12}	1	0	0	0	1

3.5.2 Materiálový model jádra v MSC.Dytran

Sendvičové jádro lze popsat materiálovými modely vhodnými pro 2-D a 3-D elementy.

MAT1

Nejjednodušší materiálový model. Tento materiálový model slouží pro popis pouze lineárně elastického chování izotropního materiálu [78].

DMATEP

Jedná se o materiálový model, který popisuje vlastnosti pro izotropní, elasto-plastický materiál s porušením. Použitelný pro 2-D elementy. Je nutné definovat hlavně hustotu a materiálové konstanty (dvě ze čtyř):

- modul pružnosti E
- Poissonova konstanta μ
- smykový modul G
- modul objemové stlačitelnosti K

Pokud jsou definovány pouze tyto hodnoty tak je materiál popsán jako lineární. Pro popis oblasti za mezí kluzu slouží volba YLDVM. Tím získáme bilineární nebo po částech lineární elasto-plastický materiál. Definice poruchy může být nastavena pomocí přidání hodnoty maximálního plastického přetvoření [73], [78].

DYMAT24

Tento model lze využít u objemových elementů. Definuje vlastnosti pro nelineární plastický materiál s isotropním zpevněním křivky napětí deformace. Lze nastavit různé obálky meze kluzu a změnu modulu pružnosti po překročení této obálky. Porušení lze nastavit pomocí maximálního plastického přetvoření [73], [78].





4 NÁVRH DEMONSTRÁTORU

V kapitole je popsán postup řešení návrhu kompozitní dutiny. Jedná se o zmenšenou a zjednodušenou část konstrukce trupu v oblasti absorpční zóny letadla. Účelem demonstrátoru je poskytnout zpětnou vazbu pro simulaci a návrh kompletní konstrukce letadla, která bude obsahovat prvky pasivní bezpečnosti.

Jde především o kalibraci modelu s reálnou zkouškou. Příprava modelu dutiny je provedena v MSC.Patran a výpočet byl proveden pomocí explicitního řešiče MSC.Dytran. Vyhodnocení výsledků bylo provedeno v MSC.Dytran a MSC.Patran.

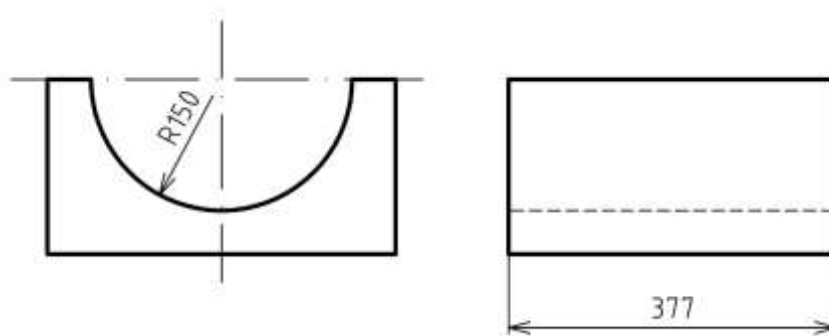
4.1 Požadavky návrhu

Hlavními požadavky před počátečním návrhem byly:

- konstrukční
- technologické (výroba)
- materiálové
- limity pádové zkoušky

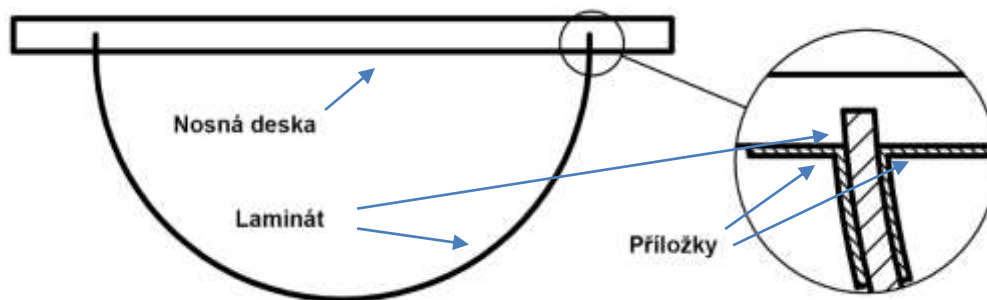
Konstrukční požadavky

Navržení dutinové konstrukce zmenšené poloviny trupu. Rozměry dutiny jsou předem definované formou (pro laminaci), která již byla dříve použita pro jiné výrobní účely. Je to z důvodu snížení nákladů a výrobního času na novou formu.



Obr. 4.1 Rozměry formy pro výrobu dutinové konstrukce.

U výpočtů zahrnout použití příložek vrstvených z tkanin ze skelných vláken, které mají sloužit na vyztužení okrajů dutiny. Okraje se nachází ve spoji mezi kompozitní dutinou a nosnou deskou (viz obr. 4.2). Důvod aplikace příložek je, aby nedošlo k porušení v tomto spoji hned v počátku zatížení.



Obr. 4.2 Schéma použití příložek pro vyztužení vzorku.

Technologické

Výroba bude provedena vakuovou technologií do výše uvedené formy. Bude vyrobený omezený počet vzorků.

Materiálové požadavky

Nosná deska bude z dřevěné překližky tloušťky 18 [mm]. Materiál jádra sendvičové struktury je pěna Herex C70.55 o tloušťce 3 [mm]. Materiál kompozitního potahu sendvičové struktury bude uhlíková tkanina s plátňovou vazbou 93 [g/m²]. Pro výrobu laminátu, pouze z vrstev uhlíkové tkaniny, bude použita keprová vazba o gramáži 200 [g/m²]. Materiálem příložek je skelná tkanina s keprovou vazbou 280 [g/m²].

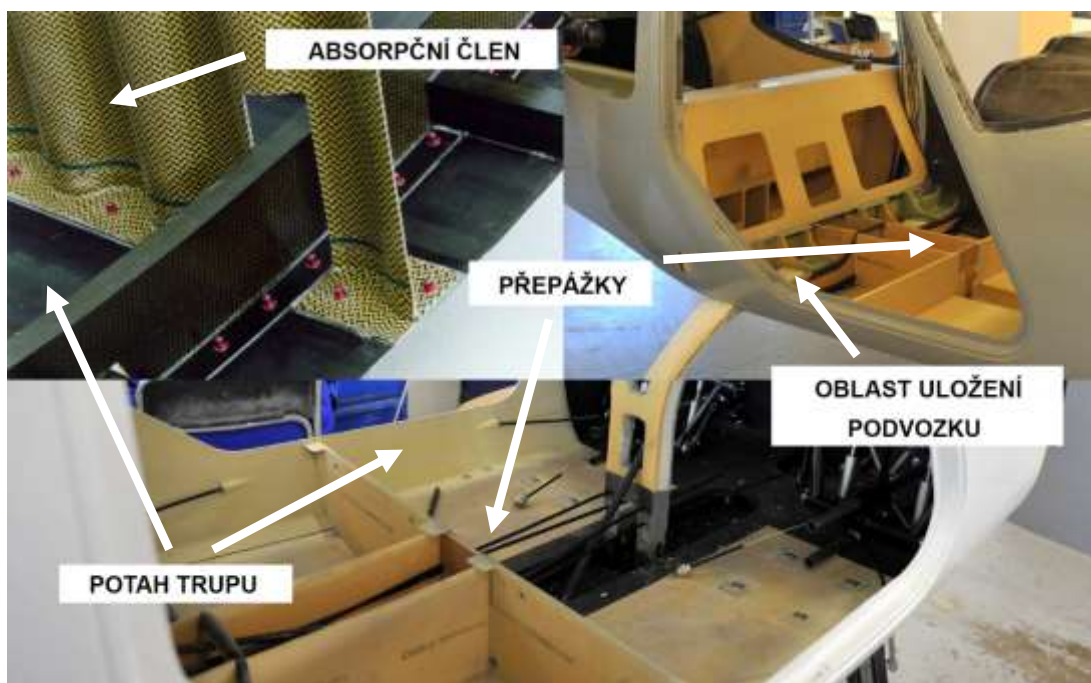
Limity pádové zkoušky

Výška shozu vzorku má být menší než jeden metr. Tedy skladba laminátu musí být taková, aby při shozu vzorku došlo k jeho porušení pro toto rozmezí. Dále porucha má nastat při poloze nosné desky odpovídající přibližně polovině poloměru dutiny. Přesná hmotnost nosníku a jeho vedení nebyla během procesu návrhu známá, protože musela být provedena jeho úprava. Proto pro výchozí návrh byla hmotnost odhadnuta na $m_N = 14$ [kg].

4.2 Výchozí návrh laminátové dutiny

Navržená konstrukce demonstrátoru má odpovídat reálné konstrukci trupu, která bude sloužit pro absorpci energie po nárazu letadla na zem. Z hlediska konstrukce trupu tomu odpovídá několik typů řešení:

- potah trupu vrstvený pouze z tkanin kompozitního materiálu
- potah ze sendvičové struktury (tkaniny a jádro)
- kombinace potahu a přepážek
- kombinace potahu a nějakého vyztužení
- kombinace potahu a absorpčních členů přímo navržených pro pohlcení energie po nárazu
- místo uložení podvozku do trupu letadla



Obr. 4.3 Schéma oblasti trupu pro navržení demonstrátoru [81], [31].

Z důvodu nedostatku času výrobního, realizace zkoušky a vlastního modelování s kalibrací bylo zvoleno pouze řešení návrhu demonstrátoru kompozitního potahu trupu. Tedy jsou dále řešeny dutiny tvořené:

- pouze uhlíkovou tkaninou (dále jen laminátová dutina)
- sendvičovou strukturou (uhlíková tkanina tvoří potah a pěna jádro)

4.3 Nastavení MKP modelů

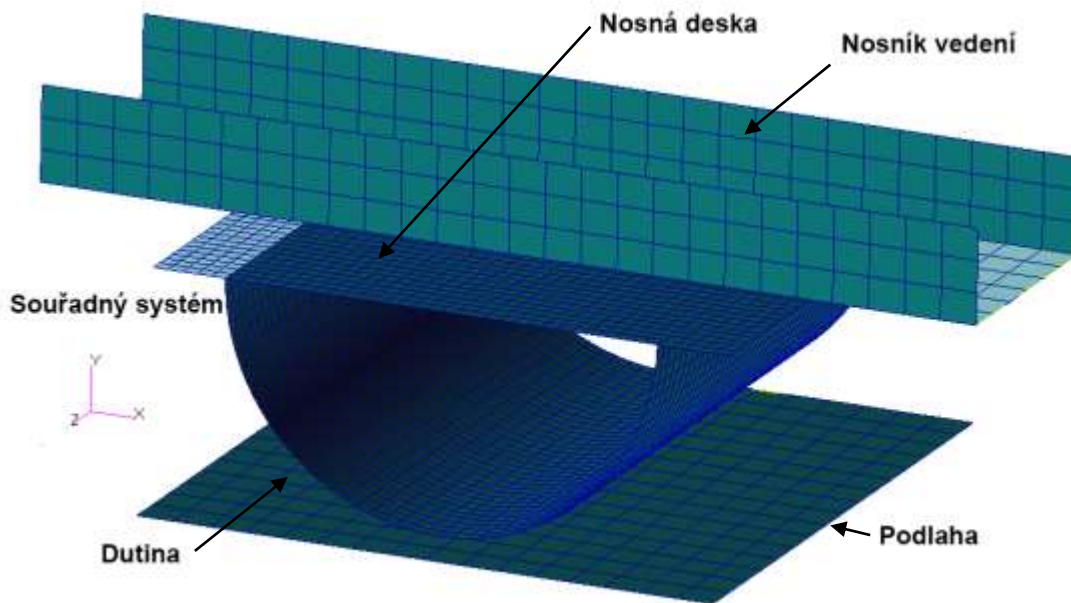
Pro výpočet výchozího modelu obou dutin je použitý stejný model z hlediska jeho geometrie. Hlavní odlišnost je pouze v definici materiálu a přiřazení vlastností. Geometrie modelu vychází z pádové zkoušky. Použitý souřadný systém je naznačen na obr. 4.4. Použité jednotky veličin jsou dle tab. 4.1.

Tab. 4.1 Použité jednotky pro výpočet [3].

Délka	Čas	Hmotnost	Úhel	Síla
mm	s	tuna (t)	rad	N
Hustota	Napětí	Energie	Teplota	
t. mm ⁻³	MPa	t. mm ² . s ⁻²	°K	

Model je složen z:

- nosníku vedení
- nosné desky
- dutiny
- podlahy



Obr. 4.4 Popis jednotlivých částí modelu.

Tvorba sítě a geometrie

Dutina je modelována pomocí plošných elementů Quad4 o velikosti 10 [mm]. Rozměry geometrie dutiny odpovídají rozměrům formy (viz obr. 4.1). Mezera mezi dutinou a podlahou je 10 [mm]. Na dutinu jsou napojeny stejné elementy (i velikostí) tvořící model nosné dřevěné desky. Dřevěná deska má délku 400 [mm] a šířka odpovídá délce dutiny, tj. 377 [mm]. Protože podlaha a nosník vedení jsou definovány RIGID (teoreticky tuhé) elementy, tak jejich velikost není důležitá a je náhodně zvolená. Geometrie nosníku vedení je zjednodušená konstrukce skutečného nosníku vedení (U-profil). Celkový počet elementů dutiny je 1824.

Okrajové podmínky a zatížení

Pro uzly dutiny a nosné desky je zvolena počáteční rychlost 3500 [mm/s] (pro výšku shozu přibližně 634 [mm]). Dále byl nastaven vlastní kontakt (Self Contact) mezi elementy dutiny a zároveň i mezi elementy desky. Mezi elementy podlahy a elementy nosné desky a dutiny je přiřazen kontakt typu Master-Slave. Pro oba druhy kontaktů jsou voleny stejné parametry (viz tab. 4.2). Jsou to parametry popisující pouze součinitel tření dané rovnicí:

$$\mu = \mu_k + (\mu_s - \mu_k)e^{-\beta v} \quad (4.1)$$

Kde:

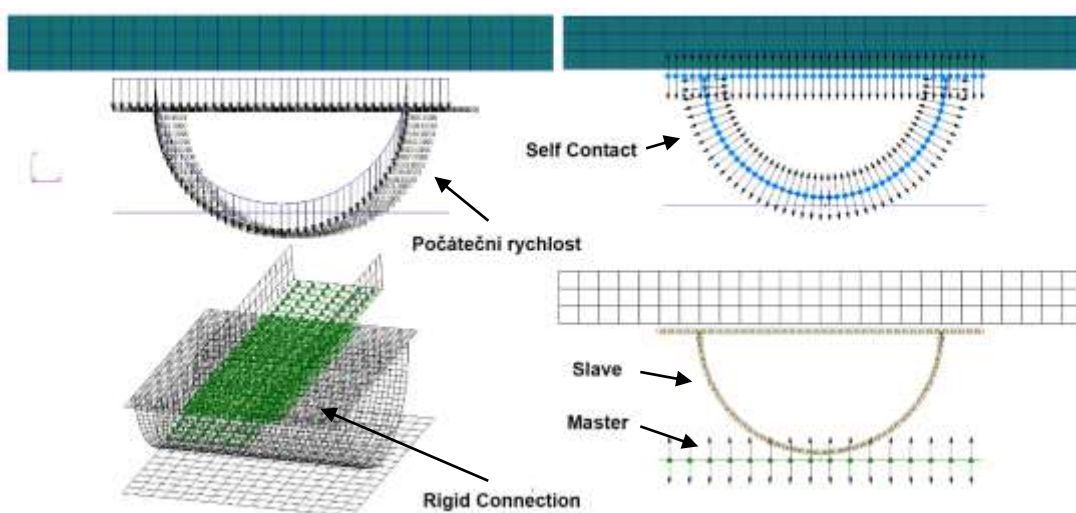
- v – je relativní rychlost klouzání v bodu kontaktu
- μ_k – kinetický součinitel tření
- μ_s – statický součinitel tření
- β – exponenciální součinitel útlumu tření

Tab. 4.2 Parametry pro kontakt typu Self a Master-Slave.

μ_s	[-]	0,1
μ_k	[-]	0,1
β	[-]	1

Pro nosník vedení a podlahu byla použita okrajová podmínka Rigid Body Object, která omezí stupně volnosti prvkům RIGID. Podlaha má nula stupňů volnosti a nosník vedení má povolen posuv pouze pro osu y.

Mezi spodní plochou nosníku vedení a částí plochy nosné desky je nastavena podmínka tuhé vazby přes volbu Rigid Connection. Vazba simuluje upevnění desky k nosníku (spojení spíše odpovídá svařenému spoji).



Obr. 4.5 Schéma okrajových podmínek.

Volba materiálů a přiřazení vlastností elementům

Dutinu tvoří uhlíkový laminát nebo sendvičová struktura. Sendvičová struktura je z potahu, který tvoří vrstvy uhlíkové tkaniny 93 [g/m²] s tloušťkou 0,1 [mm] a jádra tvořeného pěnou Herex 3 [mm]. Jádro je modelováno jako elasto-plastický materiál DMATEP. Uhlíkový laminát je složen z vrstev uhlíkové tkaniny 200 [g/m²] o tloušťce vrstvy 0,21 [mm]. Příložky jsou ze skelných tkanin 280 [g/m²] o tloušťce 0,3 [mm]. Materiálový model uhlíkové i skelné tkaniny je MAT8, MAT8A. Jednotlivé vrstvy jsou dále skládány a orientovány přes příkaz PCOMP, který definuje vlastnosti laminátu. Materiálový model nosné desky je lineární MAT1 (bez porušení). Pro popis tuhých členů (podlaha a nosník) je použit materiálový model MATRIG. Na oba kompozitní materiály byla použita stejná poruchová kritéria a další definice spojené s poruchou. Bližší parametry materiálových modelů jsou obsaženy v datových souborech u jednotlivých modelů. Jednotlivé materiálové hodnoty jsou poskytnuty Leteckým ústavem.



Tab. 4.3 Definice materiálů uhlíkových a skelných tkanin (MAT8, MAT8A).

		Uhlíková tkanina 93 [g/m ²]	Uhlíková tkanina 200 [g/m ²]	Skelná tkanina 280 [g/m ²]
t	[mm]	0,1	0,21	0,3
ρ	[t/mm ³]	1,6E-09	1,6E-09	1,677E-09
E ₁₁	[MPa]	60 543	60 543	16 600
E ₂₂	[MPa]	60 543	60 543	16 600
μ ₁₂	[-]	0,037	0,037	0,03
G ₁₂	[MPa]	2500	2500	3800
G _{1,z}	[MPa]	2500	2500	3800
G _{2,z}	[MPa]	2500	2500	3800
S	[MPa]	80	80	30
ALPHA	[-]	5E-07	5E-07	5E-07
X _T	[MPa]	848	848	95
X _C	[MPa]	600	600	95
Y _T	[MPa]	848	848	95
Y _C	[MPa]	600	600	95

Tab. 4.4 Definice materiálu pěny Herex (DMATEP).

		Herex
t	[mm]	3
ρ	[t/mm ³]	6E-11
E	[MPa]	40
μ	[-]	-
G	[MPa]	17
K	[MPa]	-
σ _y	[MPa]	0,9
MPS	[-]	0,1
MPS-C	[-]	0,1

Tab. 4.5 Definice materiálu dřevěné překližky (MAT1).

		Dřevěná překližka
t	[mm]	18
ρ	[t/mm ³]	9E-10
E	[MPa]	10 000
μ	[-]	0,3
G	[MPa]	-



Tab. 4.6 Definice materiálu podlahy a nosníku vedení (MATRIG).

		Nosník	Podlaha
ρ	[t/mm ³]	-	-
E	[MPa]	210 000	210 000
μ	[-]	0,3	0,3
m	[t]	0,014	1
X _{CG}	[mm]	0	0
Y _{CG}	[mm]	187	0
Z _{CG}	[mm]	188,5	188,5
I _{XX}	[t. mm ²]	56	1E+06
I _{YY}	[t. mm ²]	678	1E+06
I _{ZZ}	[t. mm ²]	632	1E+06
I _{XY} , I _{XZ} , I _{YZ}	[t. mm ²]	0	0
v _y	[mm/s]	-3500	0
v _x , v _z	[mm/s]	0	0
w _x , w _y , w _z	[rad/s]	0	0

Přiřazení vlastností jednotlivým elementům

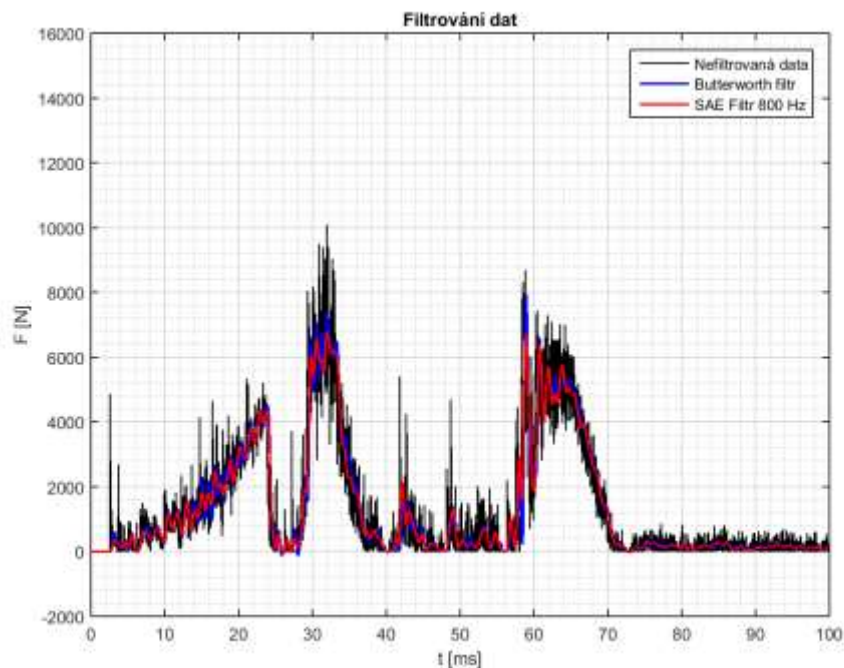
Definování vlastností jednotlivých elementů odpovídá výše uvedenému popisu. Šířka vyztužené vrstvy skelnou tkaninou odpovídá dvěma elementům na každé straně dutiny.

Nastavení hodnot pro výpočet

U všech simulací návrhu byl nastaven počáteční časový krok 1e-10 a minimální časový krok 1e-10. Celková doba simulace se lišila. Gravitační zrychlení bylo nastavené 9806,65 [mm/s²] a to pro zápornou globální osu y. Hodnota LIMCUB byla nastavena na 20 000, dle doporučení datových informací po výpočtu. Ostatní hodnoty jsou ponechány z původního nastavení.

Vyhodnocení výsledků

Data zrychlení a síly mají vysokofrekvenční obsah a vytváří nežádoucí zobrazení výsledků. Tyto data musí být filtrovány pomocí nízko-pásmového digitálního filtru [83]. Byl vytvořen skript na tuto filtraci CFCfiltr.m, který obsahuje Butterworth filtr řádu 5. Byla provedena kontrola výsledků s použitím SAE CFC filtru, které je v nabídce MSC.Patran při vyhodnocování výsledků.



Obr. 4.6 Filtrování dat pomocí nízko-pásmových filtrů.

4.4 Použitá vrstvení a výsledky modelů

Byla zvolena vrstvení pro sendvičovou strukturu a laminátovou dutinu (viz tab. 4.7, 4.8). Chování jednotlivých modelů zobrazují grafy síly na posunutí a jsou uvedeny v příloze A. Tyto zobrazení slouží spíše k dalšímu porovnání jednotlivých vrstvení. Zde jsou také uvedeny obrázky stavů dutiny po porušení.

Z důvodu úpravy nosníku a jeho předpokládaného zvětšení hmotnosti jsou vybrány návrhy s hodnotou posuvu při dosažení první poruchy kolem 40 [mm]. Dalším kritériem posouzení návrhu byla odezva dutiny při simulaci. Návrh také musel v první řadě odpovídat základním požadavkům, které již byly zmíněny (podkapitola 4.1). Nakonec byly zvoleny dva návrhy vrstvení pro výrobu vzorků (viz tab. 4.9). Zvolené návrhy odpovídají používaným skladbám u reálných konstrukcí.



Tab. 4.7 Navrhovaná skladba sendvičové struktury (model 1).

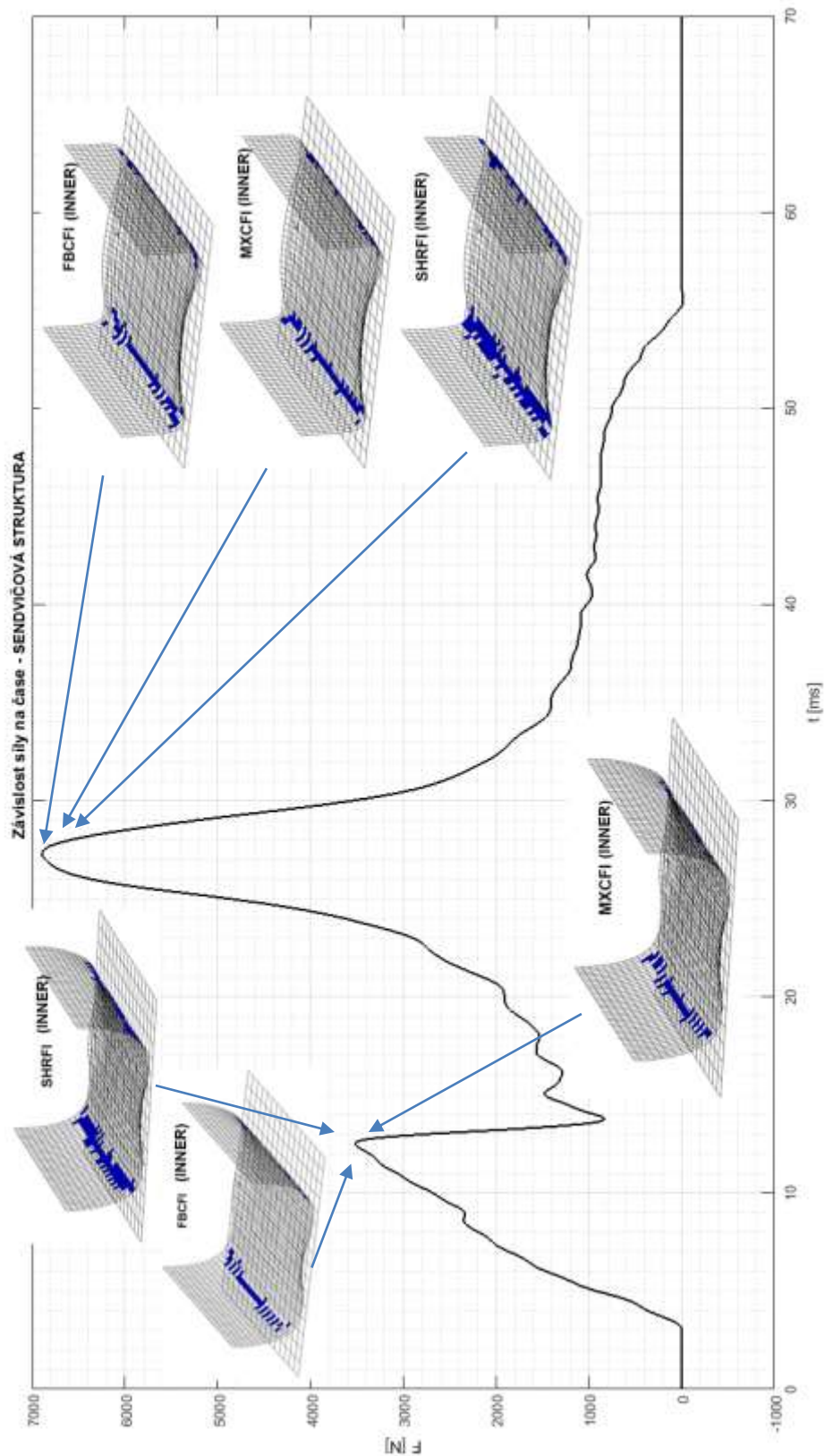
Model 1 – Sendvičová struktura			
Číslo modelu	Skladba	Tloušťka laminátu [mm]	Vznik první poruchy, posuv [mm]
1-1	[45/Herex 3/45]	3,2	40
1-2	[0/Herex 3/0]	3,2	26
1-3	[45/Herex 3/0]	3,2	26
1-4	[0/Herex 3/45]	3,2	40
1-5	[45 ₂ /Herex 3/45 ₂]	3,4	žádné porušení
1-6	[45 ₂ /Herex 3/0 ₂]	3,4	39
1-7	[45 ₂ /Herex 3/0]	3,3	36
1-8	[45 ₂ /Herex 3/45]	3,3	42
1-9	[45/0/Herex 3/0]	3,3	32
1-10	[45/0/Herex 3/45]	3,3	40

Tab. 4.8 Navrhovaná skladba laminátové dutiny (model 2).

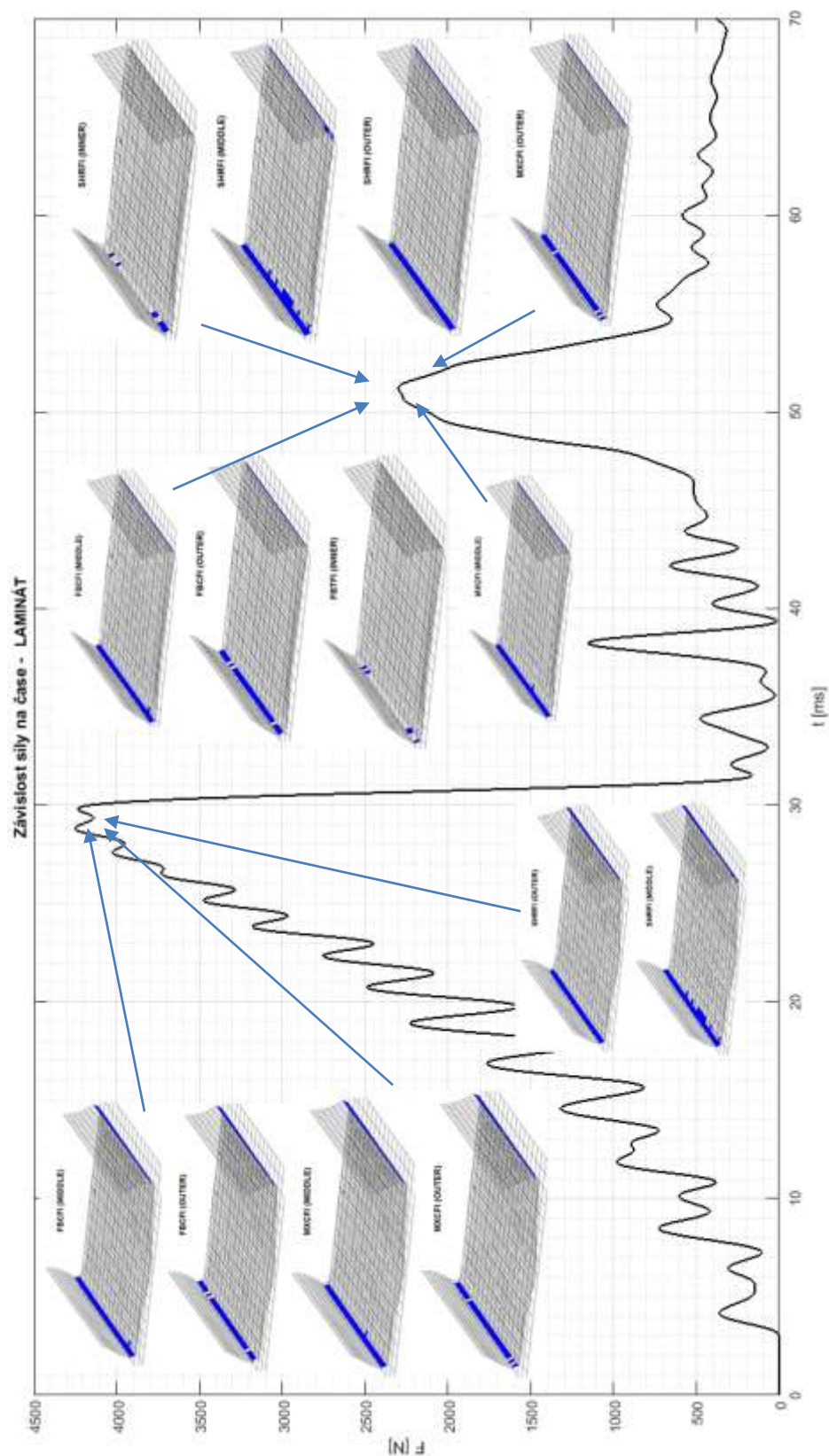
Model 2 – Laminátová dutina			
Číslo modelu	Skladba	Tloušťka laminátu [mm]	Vznik první poruchy, posuv [mm]
2-1	[45/0]	0,42	náraz do podlahy
2-2	[45/0/45]	0,63	náraz do podlahy
2-3	[45/0] _S	0,84	100
2-4	[45/0/45/0/45]	1,05	85
2-5	[45 ₂ /0] _S	1,26	žádné porušení
2-6	[0/45 ₂ /0/45 ₂ /0]	1,47	žádné porušení
2-7	[45 ₂ /0 ₂] _S	1,68	žádné porušení

Tab. 4.9 Zvolené skladby vrstev pro výrobu dutin.

Typ dutiny	Skladba	Celková tloušťka [mm]
Laminát	[45/0/45/0/45]	1,05
Sendvičová struktura	[45/0/Herex 3/45]	3,3



Obr. 4.7 Výsledná závislost síly na čase pro sendvičovou strukturu. Zobrazení porušených elementů pro daný typ poruchy (INNER – vnitřní část dutiny, MIDDLE – střední část dutiny, OUTER – vnější část dutiny).



Obr. 4.8 Výsledná závislost síly na čase pro laminátovou dutinu. Zobrazení porušených elementů pro daný typ poruchy (INNER – vnitřní část dutiny, MIDDLE – střední část dutiny, OUTER – vnější část dutiny).





5 REALIZACE PÁDOVÉ ZKOUŠKY

Testování vzorků bylo provedeno v prostorách dynamické zkušebny leteckého ústavu. Vzorek byl podroben testu na padostroji.

5.1 Výroba vzorků pro testování

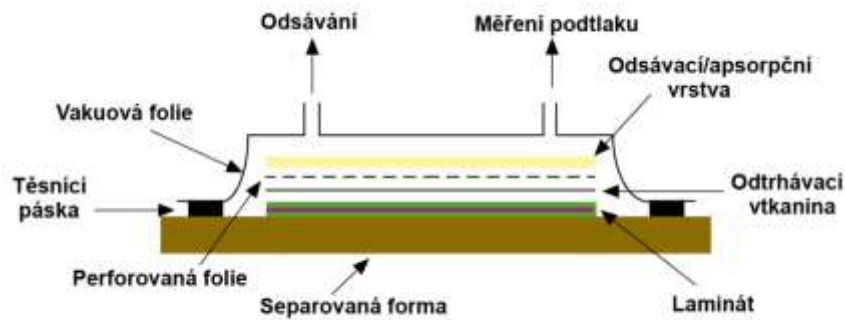
Výroba jednotlivých vzorků byla zajištěna pracovníky leteckého ústavu. Celkem bylo vyrobeno 6 vzorků (3 tvořené vrstvami tkanin a 3 ze sendvičových struktur). Pro laminaci byla využita vakuová technologie. Klázení vrstev bylo uskutečněno do formy (viz předchozí text). Dutina byla po vytvrzení ořezána na délku formy a vlepena do drážek dřevěné desky. Nakonec (oproti původnímu návrhu 280 [g/m²]) byly přiloženy příložky ze skelné tkaniny Interglass 163 [g/m²] na obě strany vetknutí (šířka cca 20 mm od vetknutí) a laminovány. Do desky byly vyvrtány otvory sloužící k upnutí vzorku na nosník vedení.

Tab. 5.1 Hmotnosti a rozměry výsledných vzorků. Vnější průměr je změřen pouze u vzorků podrobených zkoušení. Pro hmotnost vzorku uvažujeme i nosnou desku.

Laminát	m_{vz} [kg]	l [mm]	d [mm]	Tkanina/matrice/jádro
Vzorek č. 1	2,54	373	302	Keprová vazba 200 [g/m ²]/epoxid
Vzorek č. 2	2,55	372	300	
Vzorek č. 3	2,54	372	302	
Sendvičová struktura				
Vzorek č. 1	2,40	375	298	Plátňová vazba 93 [g/m ²]/epoxid/ Herex 3 mm
Vzorek č. 2	2,40	374		
Vzorek č. 3	2,42	372		

5.1.1 Vakuová technologie výroby

Způsob výroby kompozitních konstrukcí založené na zlepšení technologie mokré laminace. Postupně je do formy vrstven kompozitní materiál v požadované orientaci a průběžně dochází k prosycení vláken, pomocí válečků, pryskyřicí. Jedná se o ruční výrobu. Forma může být negativní nebo pozitivní, výběr závisí na požadovaném povrchu konstrukce. Dále jsou použity technologické vrstvy popsané na obr. 5.1. Odlišnost od mokré laminace je v působení atmosférického tlaku na laminát při jeho vytvrzování. Řešení spočívá v odsátí vzduchu pod folií, která je aplikována jako poslední vrstva [218],[82].



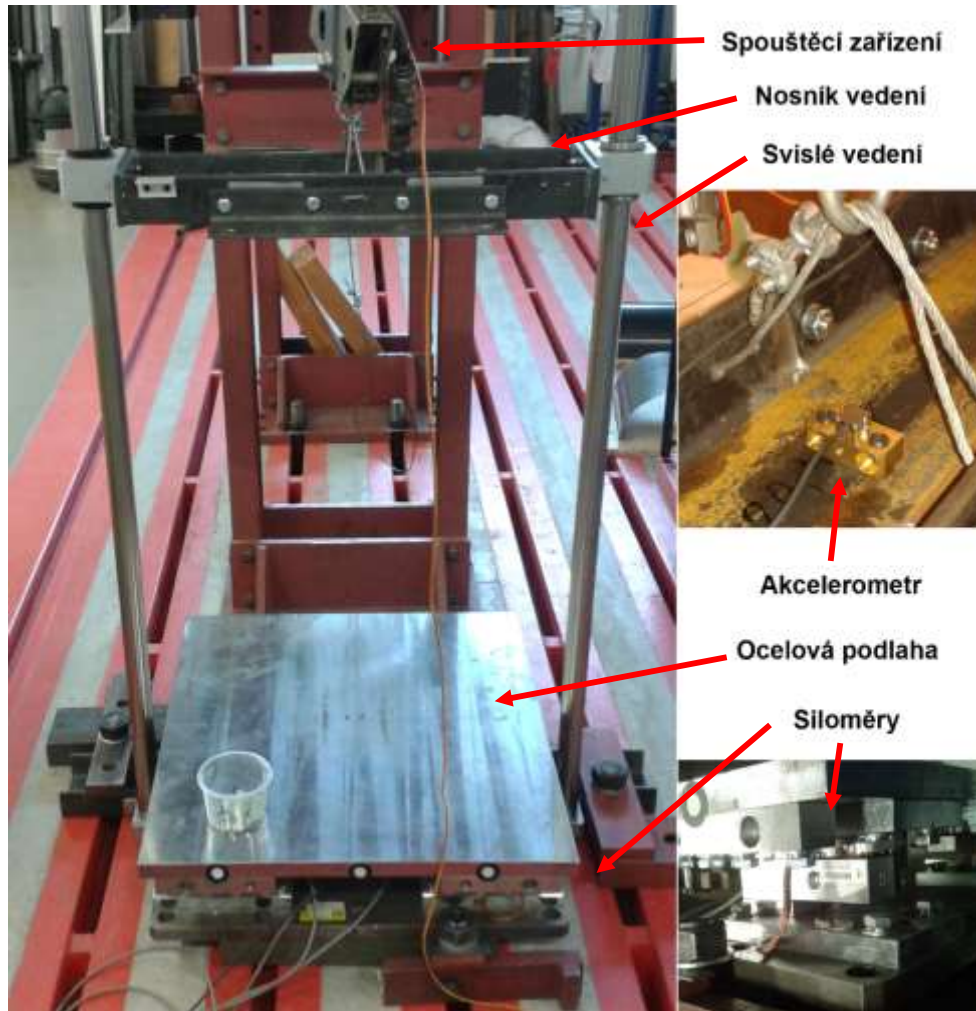
Obr. 5.1 Schéma vakuové technologie výroby kompozitních materiálů [218].



Obr. 5.2 Vyrobené vzorky dutin pro pádovou zkoušku.

5.2 Popis zkušebního zařízení

Padostroj se skládá ze svislého vedení, po kterém se pohybuje nosník uložený na ložiskách. Pod pohyblivý nosník byly ustaveny jednotlivé vzorky a zároveň připevněny šrouby. Nosič byl před vlastním shozem upnutý na spouštěcí mechanismus, který po sepnutí elektrického obvodu uvolnil zařízení. Potom se zařízení pohybovalo směrem dolů proti tuhé podlaze, kde následovalo zničení vzorku. Ocelová, přibližně čtvercová deska tvořící podlahu je tenzometrická váha pro měření síly.

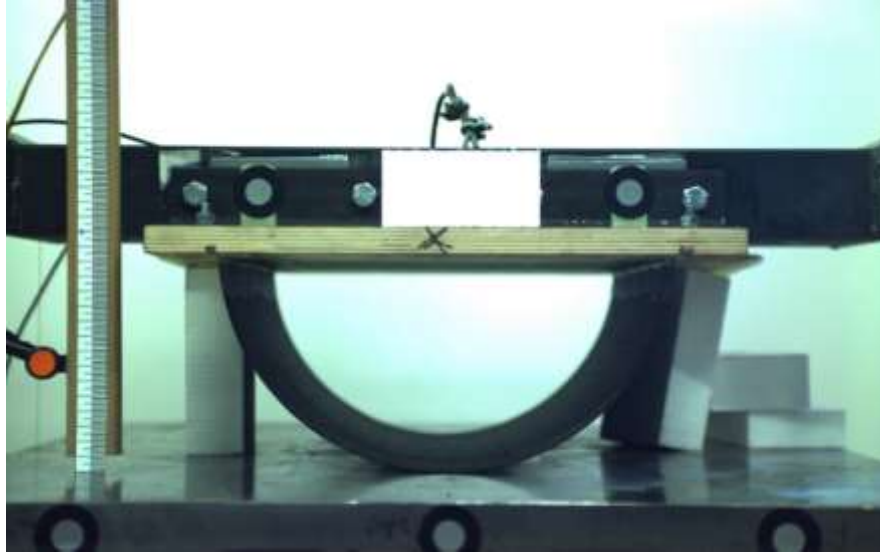


Obr. 5.3 Zobrazení padostroje.

Siloměry tenzometrické váhy slouží k měření síly kontaktu mezi podlahou a vzorkem. Pro měření zrychlení jsou k nosníku upnuty dva akcelerometry (jeden na straně nosníku a druhý na horní straně). Posuv byl měřen pomocí potenciometru přichyceného k nosníku vedení. Dále dvě vysokorychlostní kamery vytvářely záznam průběhu pádu a následného poškození. Seznam měřicích zařízení je v tab. 5.1.

Tab. 5.1 Seznam měřicích zařízení.

Měření síly	Digitální tenzometrická váha DTV ev.č. DOPP01
Měření zrychlení	Akcelerometr Kistler M122aAC1C5
Měření posuvu	Aripot: Nekalibrované potenciometrické měřidlo délky
Zaznamenávání průběhu	Vysokorychlostní kamera PHANTOM V710



Obr. 5.4 Ustavování vzorku pro nastavení nulové výchozí hodnoty posuvu.

5.3 Průběh a výsledky zkoušky

Každé zkoušce předcházelo nastavení výchozí nulové hodnoty, která odpovídala dotyku dutiny s podlahou. Následovalo uchycení nosníku vedení ve výšce kolem 0,755 [m] a uvolnění nosníku se vzorkem. Hodnota výšky byla určena z upravené simulace obou zvolených návrhů (změna hmotnosti nosníku $m_N = 20,4$ [kg]).

Během pádu došlo ke změně potenciální energie na kinetickou (se ztrátou tření ve vedení) a po dopadu byla energie absorbována vzorkem (deformace a porušení materiálu), odrazem vzorku od podlahy a částečně třením o podlahu.

Nejprve byl proveden úvodní test laminátového vzorku č. 1, který měl odhalit chyby, tj.:

- první porucha nastane ve spojení dutiny s dřevěnou deskou
- průběh testu bez porušení vzorku (nízká výška shozu)
- špatné nastavení měřicích přístrojů
- odlišná porucha od předpokládané z návrhu

U prvního testu došlo k porušení v místě mimo spoj a jednalo se tedy o úspěšný test. Dále následovalo testování laminátových vzorků č. 2 a 3.

Při shozu dutiny ze sendvičové struktury došlo k neočekávané poruše a celkové chování bylo odlišné od simulace. Pravděpodobně byla zvolena špatná výška shozu. Další testování vzorků bylo zastaveno a pokračování ve zkoušení bude probíhat v dalším výzkumu.

Výsledky jednotlivých veličin zkoušky jsou vyneseny do tabulky 5.3. Tyto hodnoty jsou důležité pro následnou kalibraci modelů. V čase 0 [ms] je poloha vzorku ve své výchozí hodnotě polohy 0 [m]. Tedy průběhy jsou zobrazeny od dotyku vzorku s podlahou, přes dosažení maximální síly a zrychlení a do posuvu nosné desky nahoru.



Tab. 5.2 Shrnutí měřených a spočítaných parametrů po pádové zkoušce.

Laminát						
	H	m_{vz}	m_{celk}	$v_{d0,teor}$	v_{d0}	d_{max}
	[mm]	[kg]	[kg]	[m/s]	[m/s]	[mm]
Vzorek č. 1	757	2,54	22,94	3,853	3,797	78,9
Vzorek č. 2	757	2,55	22,95	3,854	3,771	76,4
Vzorek č. 3	755	2,54	22,94	3,850	3,785	77,3

Sendvičová struktura						
	H	m_{vz}	m_{celk}	$v_{d0,teor}$	$v_{d,0}$	d_{max}
	[mm]	[kg]	[kg]	[m/s]	[m/s]	[mm]
Vzorek č. 1	756	2,40	22,80	3,851	3,753	129,2

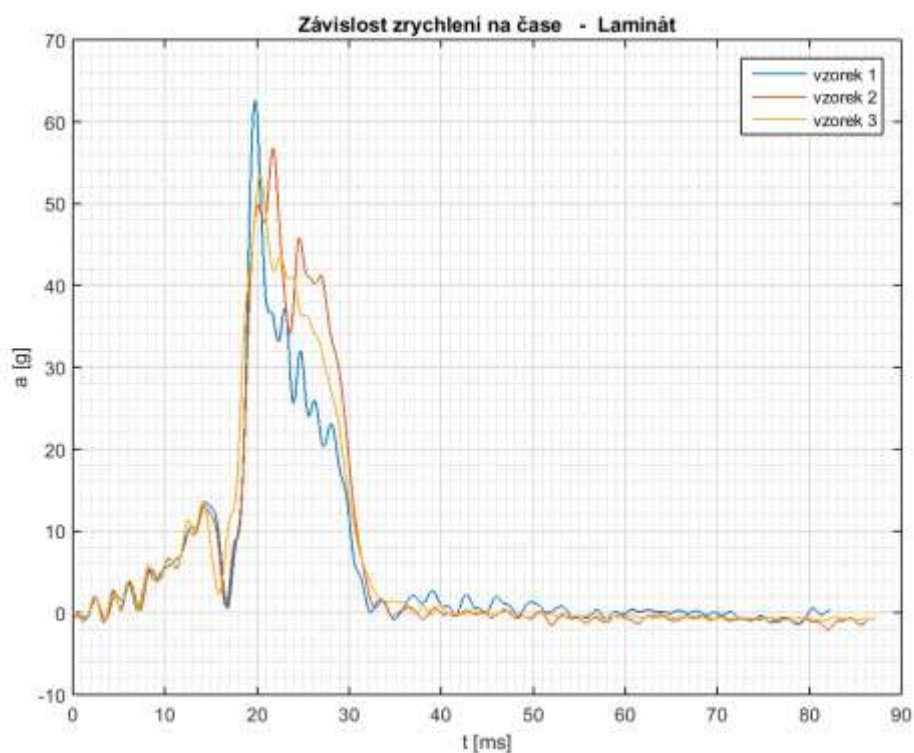
Kde:

- H – výška shozu vzorku
- m_{vz} – hmotnost vzorku
- m_{celk} – celková hmotnost soustavy
- $v_{d0,teor}$ – teoretická dopadová rychlost (ve výšce 0 [mm])
- $v_{d,0}$ – skutečná dopadová rychlost (ve výšce 0 [mm])
- d_{max} – maximální hloubka proboření dutiny

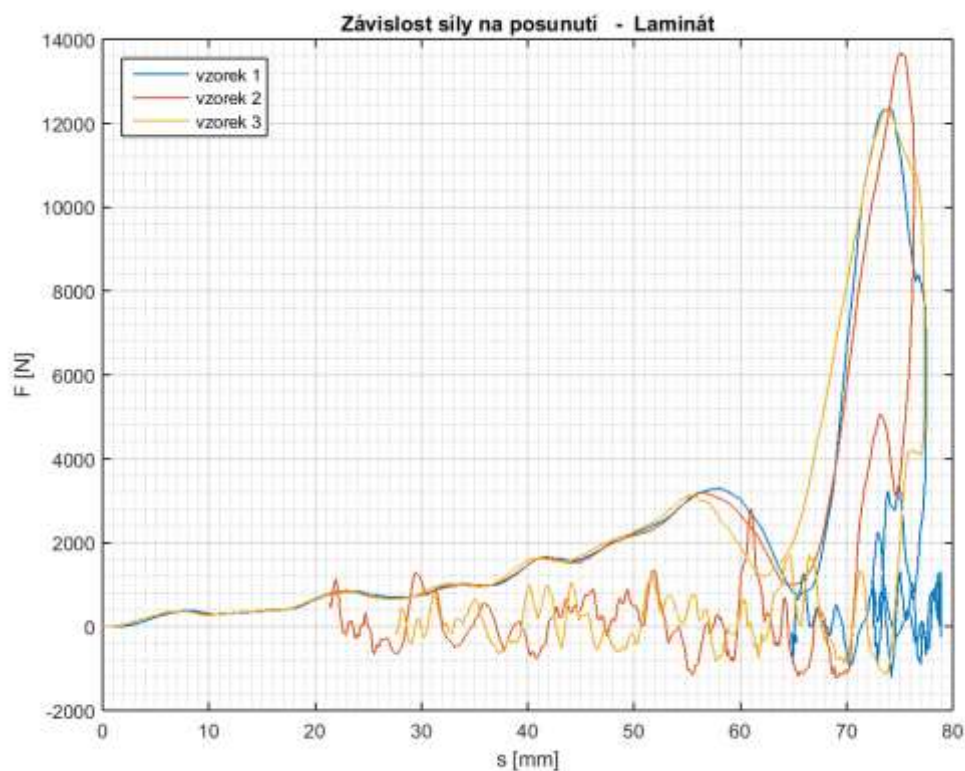
5.3.1 Výsledky laminátových vzorků

Na jednotlivých grafech (viz obr. 5.5–7) je možné vidět průběh závislostí jednotlivých veličin na čase a posunutí. V čase 0 [s] je poloha vzorku ve své výchozí hodnotě polohy 0 [mm]. Tedy průběhy jsou zobrazeny od dotyku vzorků s podlahou, přes dosažení maximální síly a zrychlení a do posuvu nosné desky nahoru. Průběh zkoušky byl zachycen vysokorychlostní kamerou a jednotlivé sekvence obrázků jsou v příloze B.

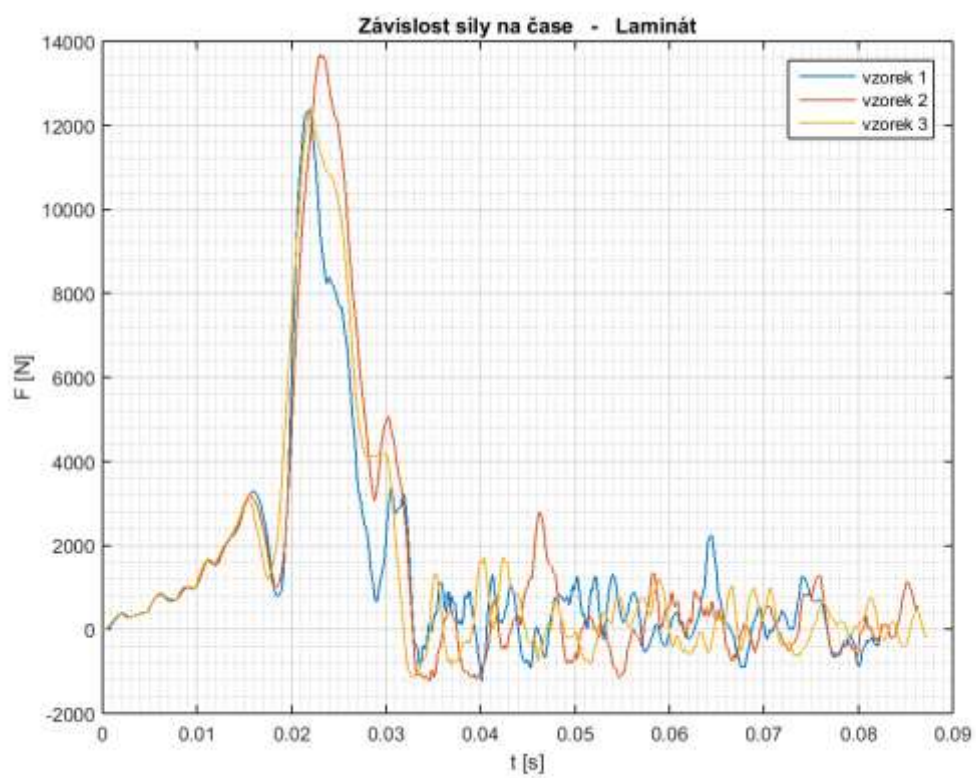
Na obrázku 5.8 je schematicky popsán děj pádové zkoušky od kontaktu dutiny s podlahou až po posunutí nosníku vzhůru. Bod 1 tedy označuje výchozí polohu soustavy v čase 0 [ms]. Po kontaktu dochází k postupnému zvyšování zatěžování dutiny a po dosažení bodu 3 vzniká první porucha v oblasti maximálního zaoblení (od deformace). Dochází k porušení vláken v tlaku na vnitřní straně. Dochází k lokálnímu poklesu tuhosti a celé zatížení je postupně přeneseno na vznikající stěnu, kde působí tlakové zatížení. To způsobí ztrátu stability stěny (viz bod 6 obr. 5.8) a pokles síly, která zároveň dosahuje svého maxima. Množství kinetické energie, které nebylo využito na deformaci a porušení dutiny, způsobilo odpružení soustavy zpátky (viz bod 7).



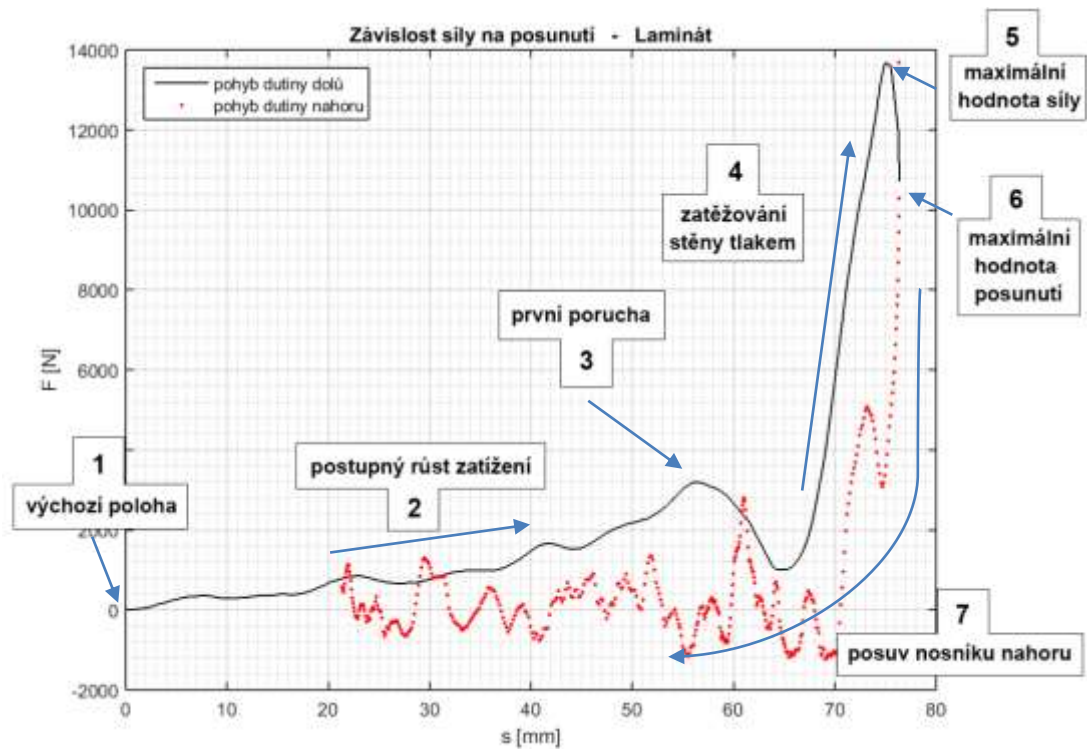
Obr. 5.5 Graf závislosti zrychlení na čase laminátové dutiny.



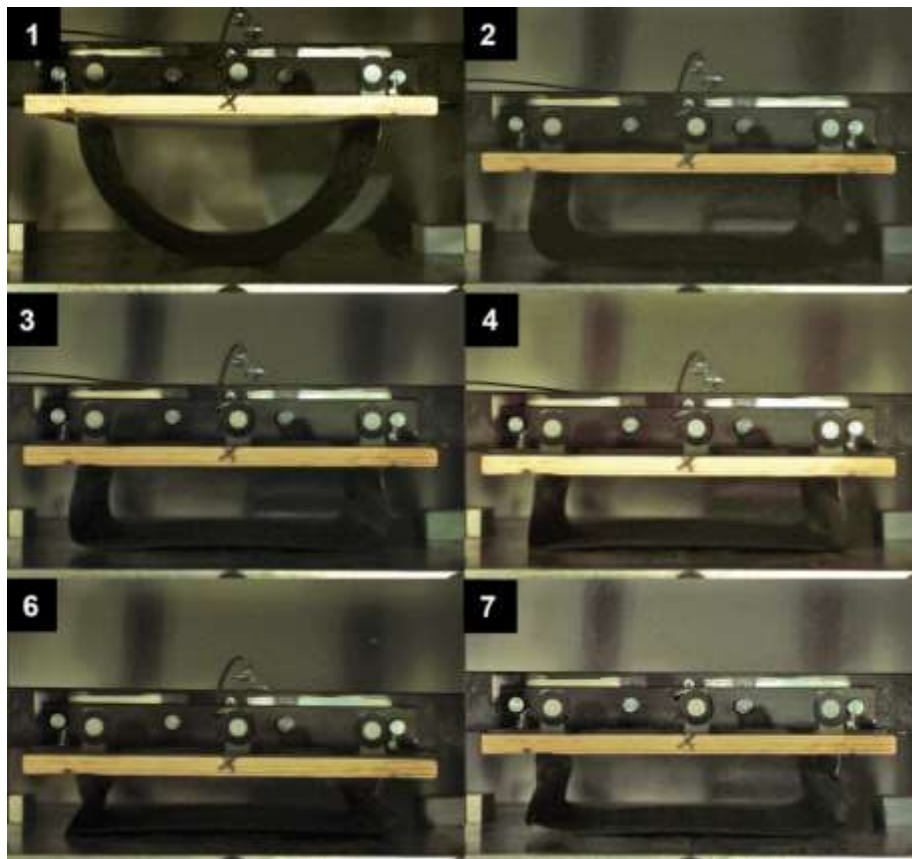
Obr. 5.6 Graf závislosti síly na posunutí laminátové dutiny.



Obr. 5.7 Graf závislosti síly na čase laminátové dutiny.



Obr. 5.8 Schematický popis průběhu pádové zkoušky laminátového vzorku č. 2.



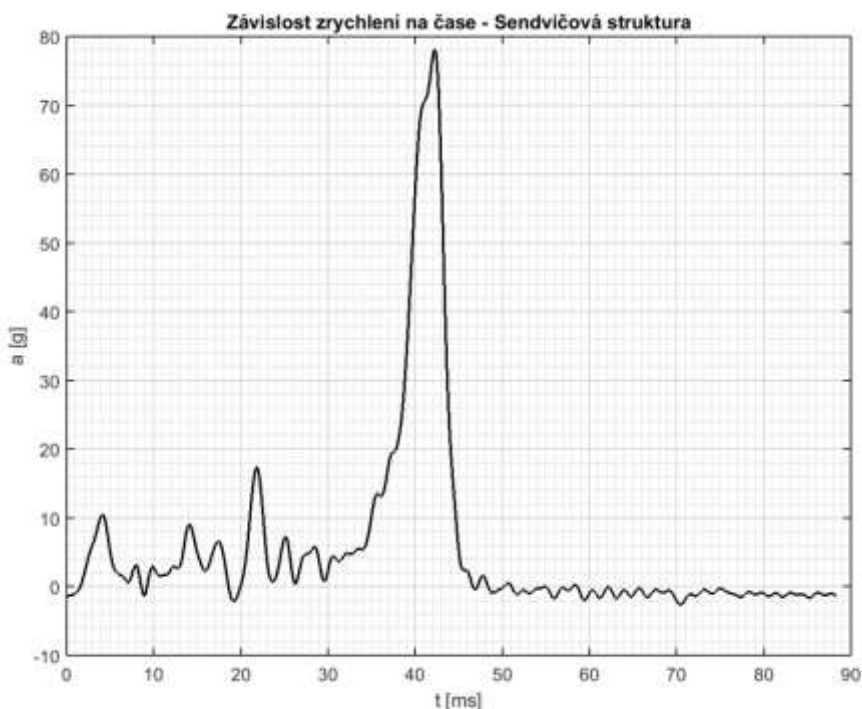
Obr. 5.9 Sekvence snímků, které odpovídají bodům z obr. 5.8.



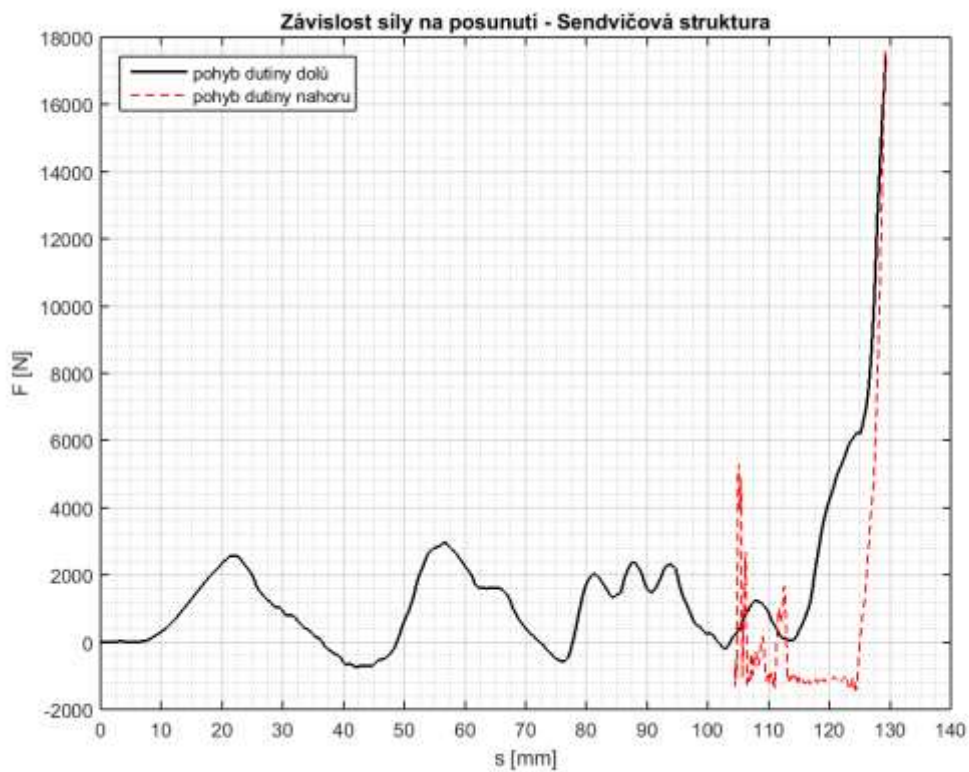
5.3.2 Výsledek vzorku sendvičové struktury

Bod 0 [ms] odpovídá výchozí poloze dutiny. V příloze 2 jsou zobrazeny sekvence obrázků zkoušky. Schématický popis průběhu pádové zkoušky vzorku sendvičové struktury je zobrazen na obr. 5. 13.

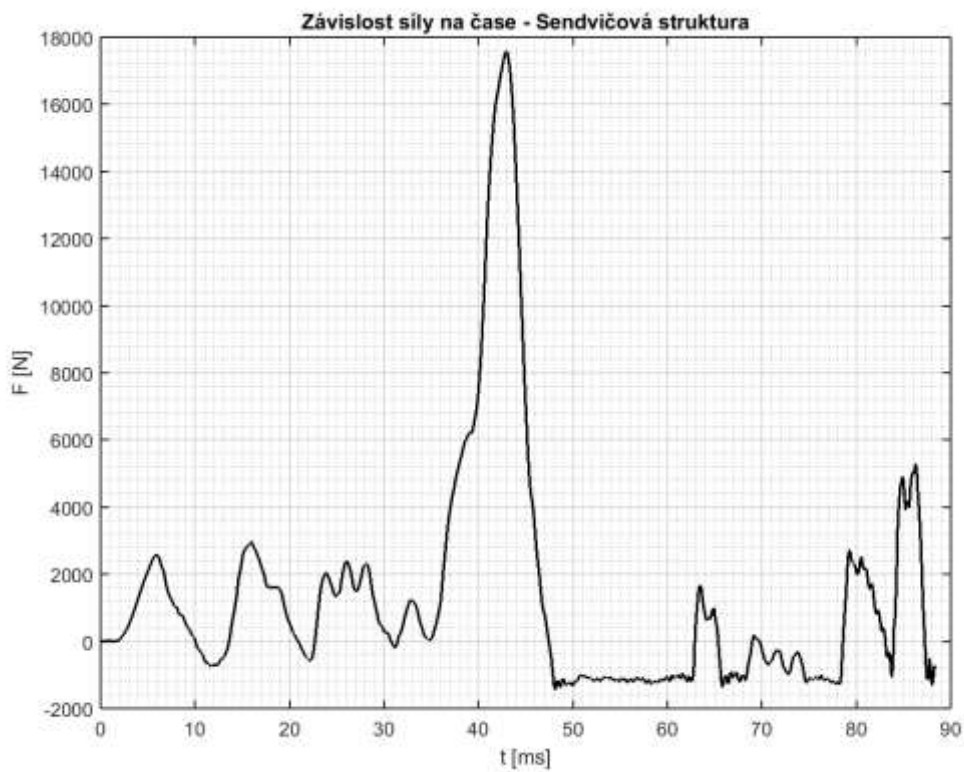
Po dotyku dutiny na plošinu dochází k tlakovému namáhání vnějšího potahu a tahovému namáhání vnitřního potahu na střední linii dutiny. Po dosažení pevnosti vláken v tlaku dochází k prvnímu porušení (viz bod 1). Dále dochází k porušení vláken na vnitřním potahu, z každé strany od okraje obvodu dutiny (viz bod 3). Jádro je porušeno tahovým a smykovým zatížením na vnějším rozhraní mezi jádrem a potahem. Dvě části dutiny udržují dohromady pouze neporušené oblasti vnitřního potahu. Tyto dvě části jsou tlačeny proti sobě a vzniklý okraj narazí do desky a stěny odolávají dalšímu zatížení (viz bod 4). Přenos zatížení způsobí především zatěžování vnitřního a vnějšího potahu a to způsobí, nejdříve porušení vnitřního potahu (bod 5), a pak dojde k tahovému odtržení celé levé stěny dutiny pod oblastí příložek (viz bod 6). Nakonec příložky odolávají dalšímu zatížení, až nastane odražení soustavy od podlahy.



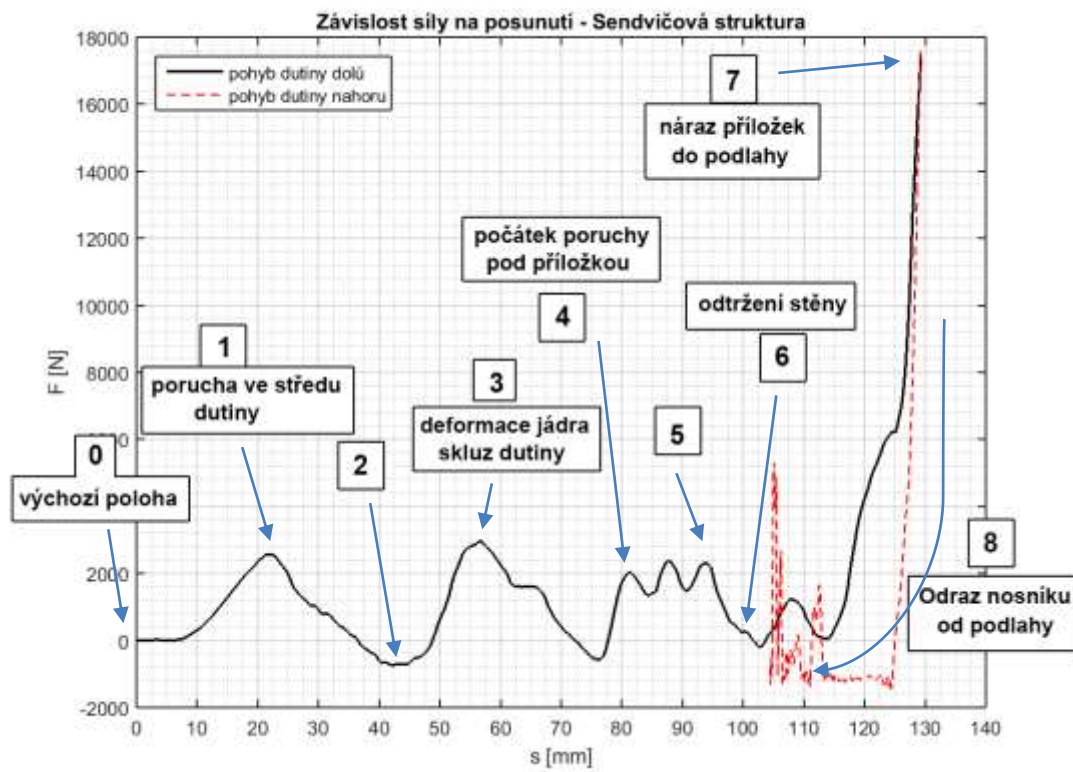
Obr. 5.10 Graf závislosti zrychlení na čase dutiny ze sendvičové struktury.



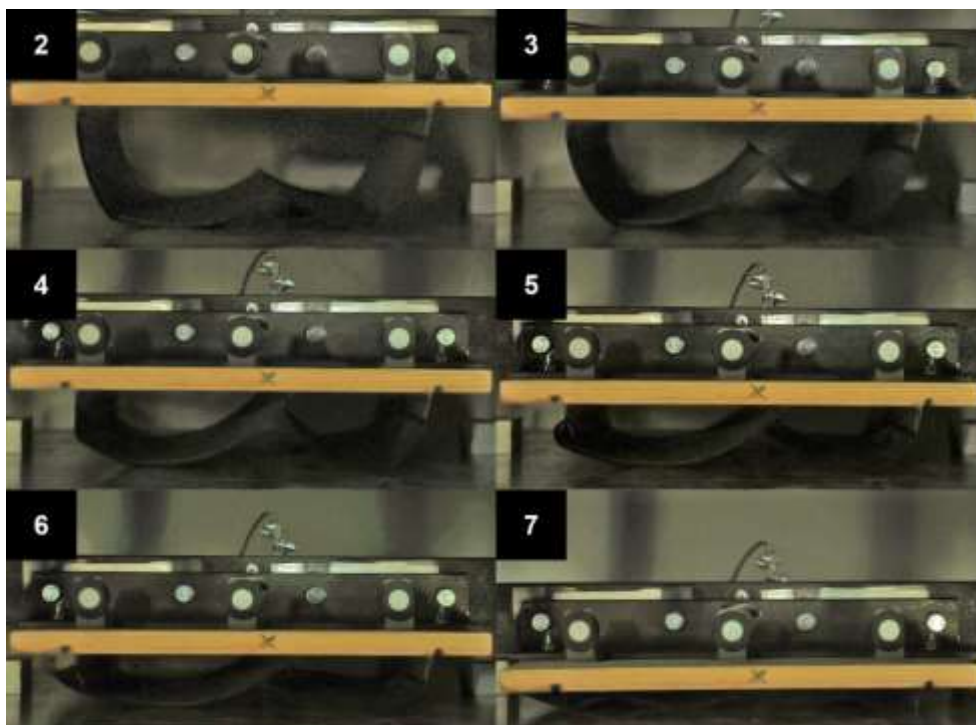
Obr. 5.11 Graf závislosti síly na posunutí dutiny ze sendvičové struktury.



Obr. 5.12 Graf závislosti síly na čase dutiny ze sendvičové struktury.



Obr. 5.13 Schematický popis průběhu pádové zkoušky laminátového vzorku.



Obr. 5.14 Sekvence snímků, které odpovídají bodům z obr. 5.13.





6 ROZBOR VÝSLEDKŮ ZKOUŠKY A POROVNÁNÍ S MKP MODELEM

Z výsledků zkoušky je pro porovnání simulace a reálné zkoušky laminátového vzorku použitý vzorek č. 1, přesněji řečeno jeho parametry uvážené v simulaci. Použití středních hodnot nebo středních křivek jednotlivých závislostí nemá význam, protože byl proveden malý počet pokusů pro použití statistického rozboru. Vzorek ze sendvičové struktury byl podroben zkoušce pouze jeden kus.

Pro porovnání modelu se zkouškou je nutné uvážit a kontrolovat parametry hmotnosti vzorků, dopadovou rychlost, výšku shozu a energii po dopadu. Výchozí poloha geometrie modelu dutiny je 10 [mm] nad elementy podlahy a tedy je nutné přepočítání hodnot ze zkoušky (výsledné hodnoty viz tab. 6.1).

Model a jeho nastavení odpovídá návrhovému modelu. Výchozí globální délka elementu je zvolena 10 [mm]. Hmotnost nosníku vedení je 20,4 [kg].

Tab. 6.1 Hodnoty veličin pro rozbor výsledků simulace a reálné zkoušky.

	H	m_{celk}	$v_{d,\text{teor}}$	Rozdíl rychlostí	$v_{d,\text{opr}}$	$E_{d,\text{teor}}$	Rozdíl energií	$E_{d,\text{opr}}$
	[mm]	[kg]	[mm/s]	[%]	[mm/s]	[J]	[%]	[J]
Laminátová dutina								
Vzorek č. 1	747	22,94	3828	1,8	3759	168,1	3,5	164,4
Dutina ze sendvičové struktury								
Vzorek č. 1	746	22,80	3851	2,6	3726	169,1	5,0	160,6

Kde:

$v_{d,\text{teor}}$ – teoretická dopadová rychlost

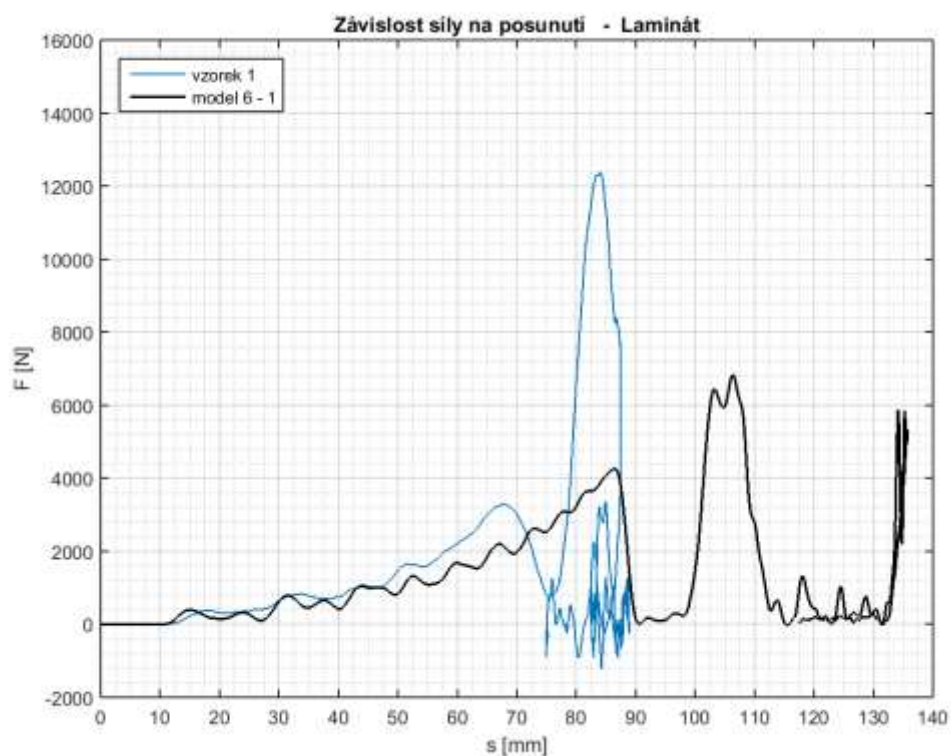
$v_{d,\text{opr}}$ – opravená dopadová rychlost o rozdíl rychlostí

$E_{d,\text{teor}}$ – teoretická dopadová energie

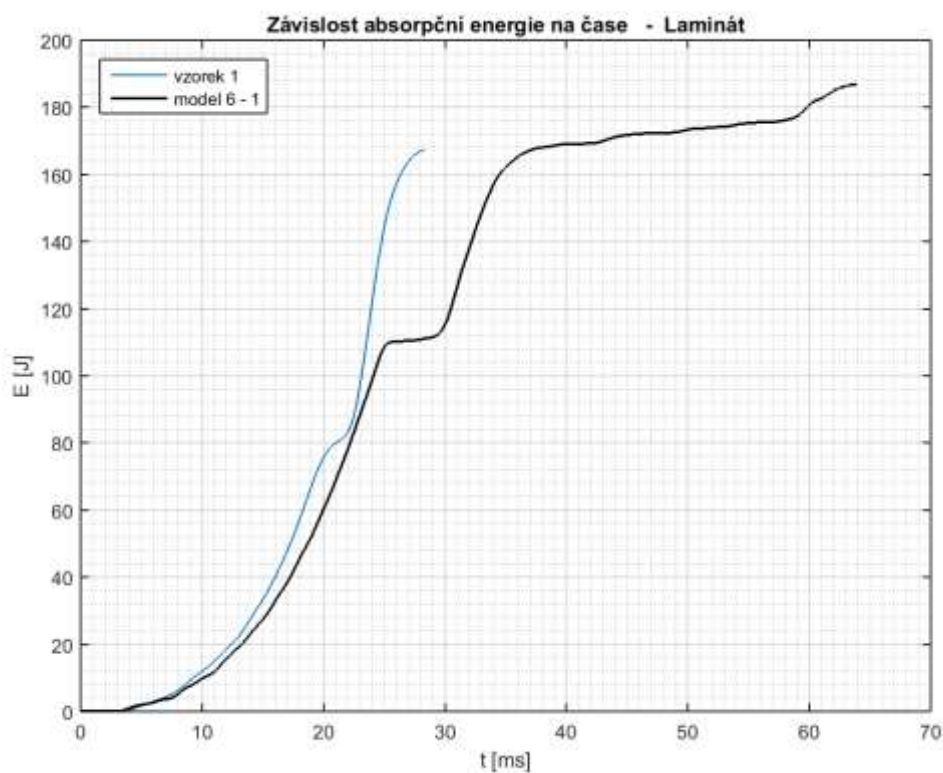
$E_{d,\text{opr}}$ – opravená dopadová energie o rozdíl energií

6.1 Laminátová dutina

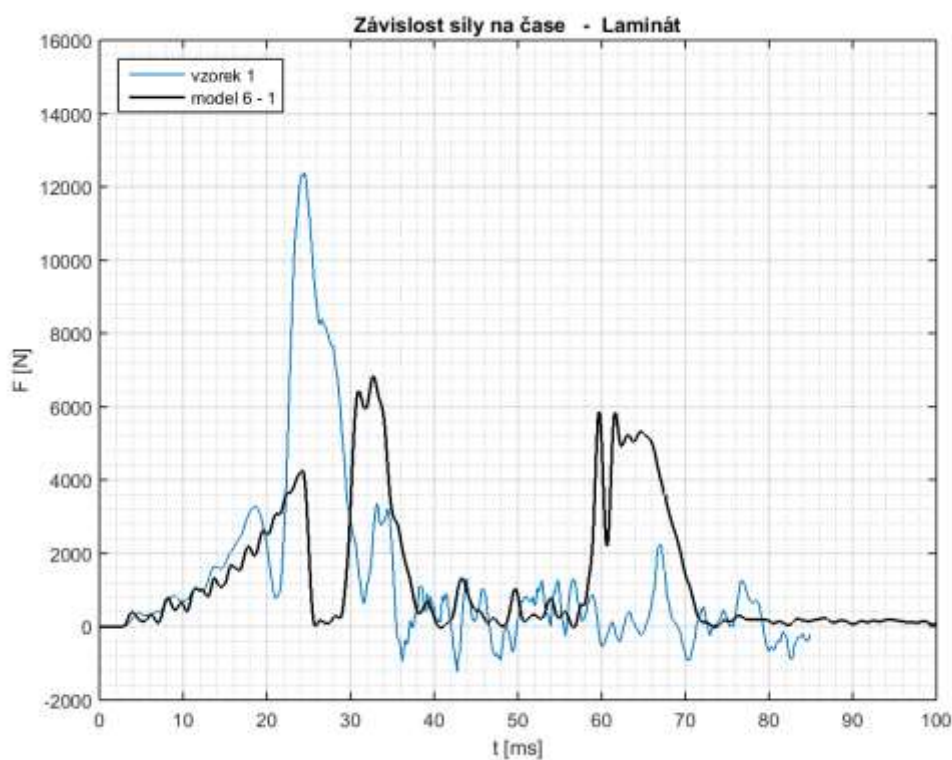
Pro počáteční rychlost byla zvolena teoretická hodnota 3828 [mm/s]. Z obr. 6.1 je patrné, že první porucha nastává, při vyšší hodnotě posunutí než u vzorků (přibližně o 20 [mm]). Větší podíl deformace by měl odpovídat menší tuhosti materiálu. Porucha nastává také při vyšším zatížení, možná je zvolena vyšší pevnost materiálu než odpovídá skutečnému vzorku. Oblast přechodu po prudkém poklesu první špičkové velikosti síly je způsobena náhlým poklesem tuhosti. Tato vlastnost nastává při dosažení kritéria porušení a daného nastavení degradace vlastností. Tedy musí být překonána poloha elementu, kterému se snížily vlastnosti, a dojde k přerozdělení zatížení na vznikající stěnu. Dále rozdíl hmotností mezi modelem a skutečnou soustavou byl 0,028 [kg].



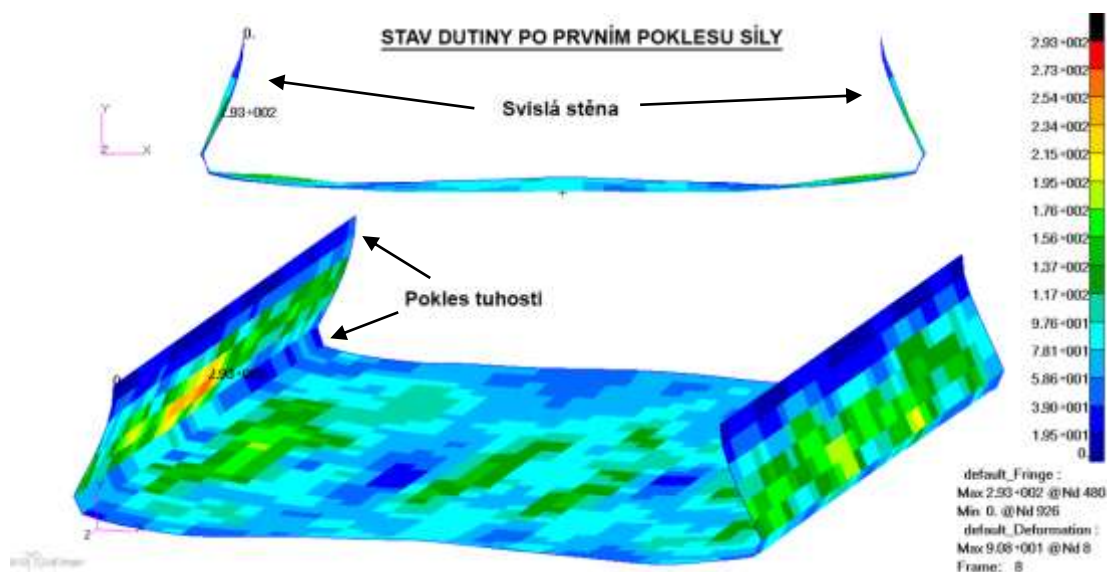
Obr. 6.1 Porovnávání průběhu síly (na posuvu) mezi výchozím modelem a zkouškou.



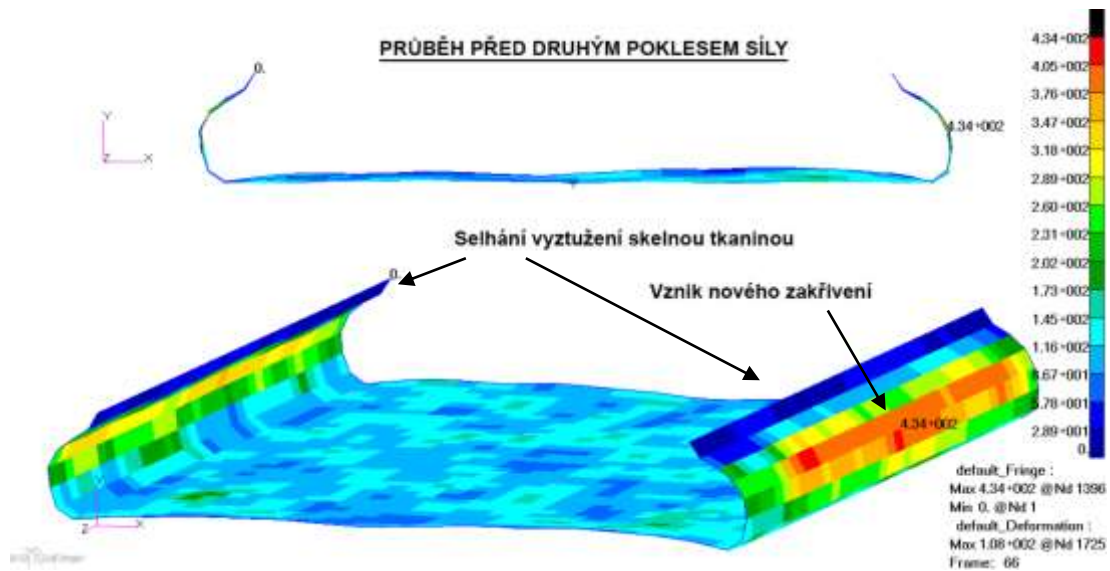
Obr. 6.2 Porovnávání průběhu absorpčních energií (na čase) mezi výchozím modelem a zkouškou.



Obr. 6.3 Porovnávání průběhu síly (na čase) mezi výchozím modelem a zkouškou.



Obr. 6.4 Zobrazení stavu dutiny po prvním porušení (napětí von Mises – vnitřní oblast).



Obr. 6.5 Zobrazení stavu dutiny před druhým poklesem síly (napětí von Mises – vnitřní oblast).

Obrázky simulace modelu (viz obr. 6.4) ukazují vznik stěny, což bylo ověřeno u reálné zkoušky. Dále je zjištěno, že k poklesu tuhosti dojde u okrajů, kde jsou vrstvy skelné tkaniny. To znamená, že došlo k jejich porušení a tento jev dále způsobí, že svislá stěna započne deformaci do křivého tvaru a postupně dojde ke ztrátě stability. Dále to má za následek pokles druhé síly při poloviční velikosti než u testovaného demonstrátora.

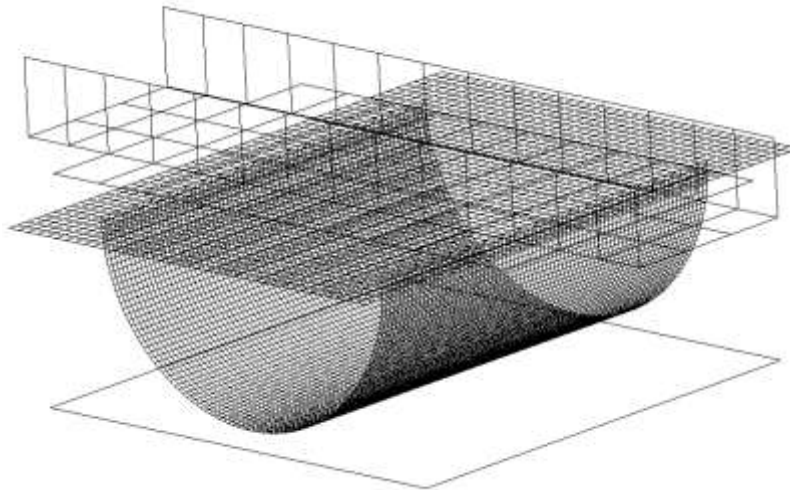
Po poklesu druhé síly nedošlo k odpružení modelu, ale zdeformovaný materiál narazil do desky a došlo k dalšímu zatěžování. Odpovídá tomu i množství absorbované energie, které je u modelu o 20 [J] vyšší.



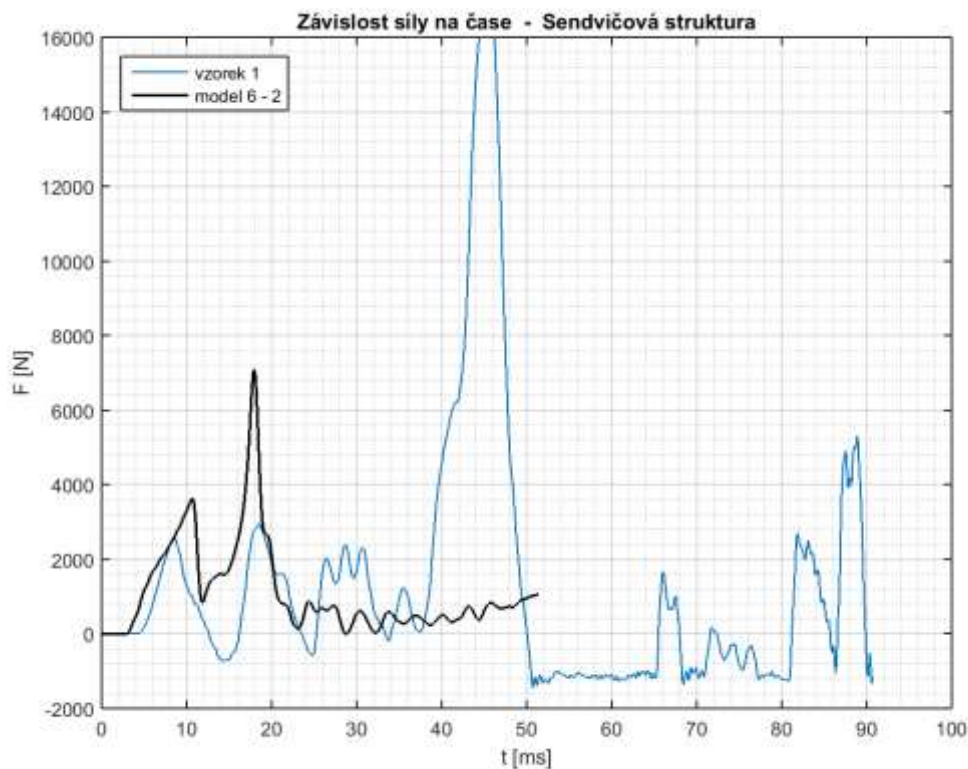
Obr. 6.6 Náraz deformovaného materiálu do desky odpovídá poslednímu růstu křivky síly.

6.2 Dutina ze sendvičové struktury

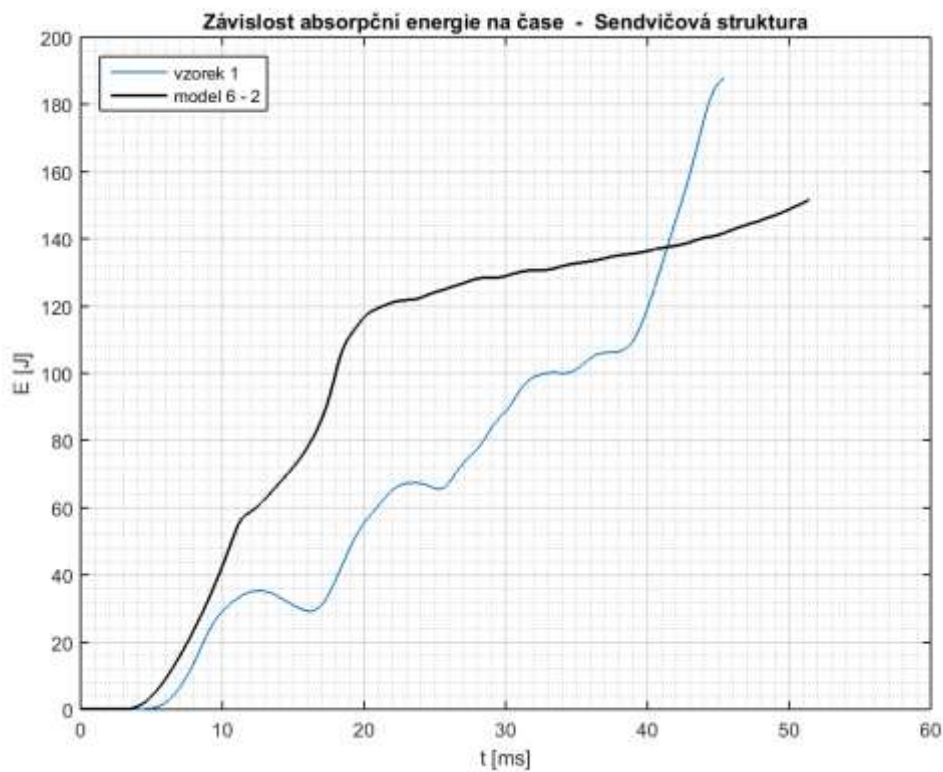
Výchozí model vychází ze simulací návrhu a simulací kalibrace modelu laminátové dutiny. Počáteční rychlost byla zvolena teoretická 3826 [mm/s]. Délka dutiny odpovídá naměřené 375 [mm]. Materiálový model přílozek je MAT8, tedy bez porušení. Globální velikost délky elementů je 5 [mm]. Nosník byl opatřen sítí pro simulaci L-profilů po stranách. Parametry kontaktu byly ponechány v základní formě. Materiálový model jádra byl zvolen DMATEP.



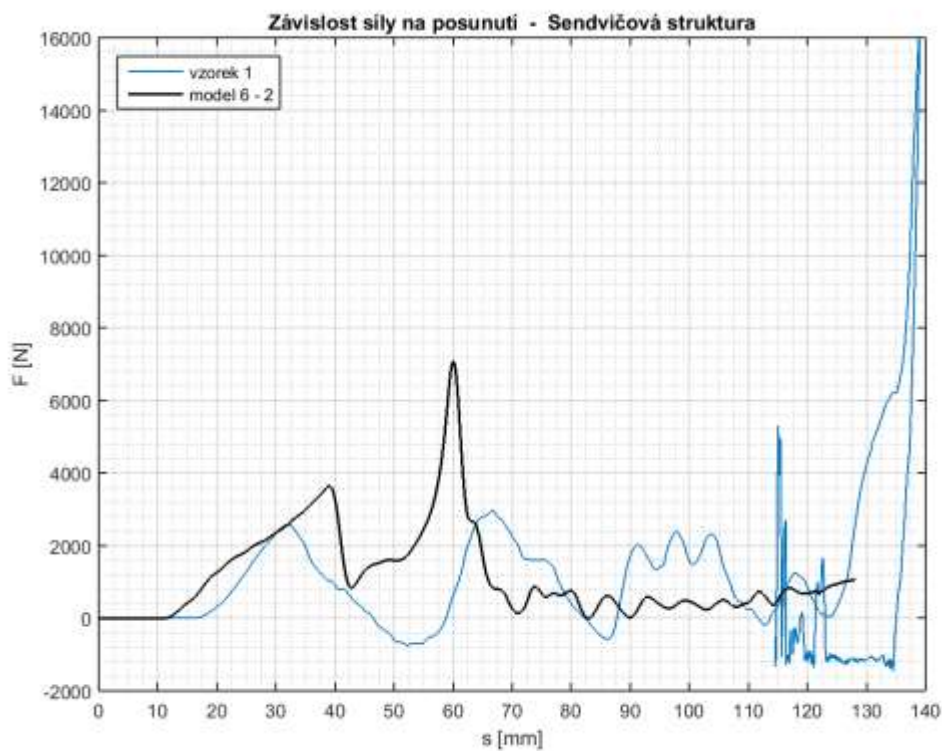
Obr. 6.7 Síť výchozího modelu sendvičové struktury.



Obr. 6.8 Porovnání průběhu síly (na čase) mezi výchozím modelem a zkouškou.



Obr. 6.9 Porovnávání průběhu absorpčních energií (na čase) mezi výchozím modelem a zkouškou.

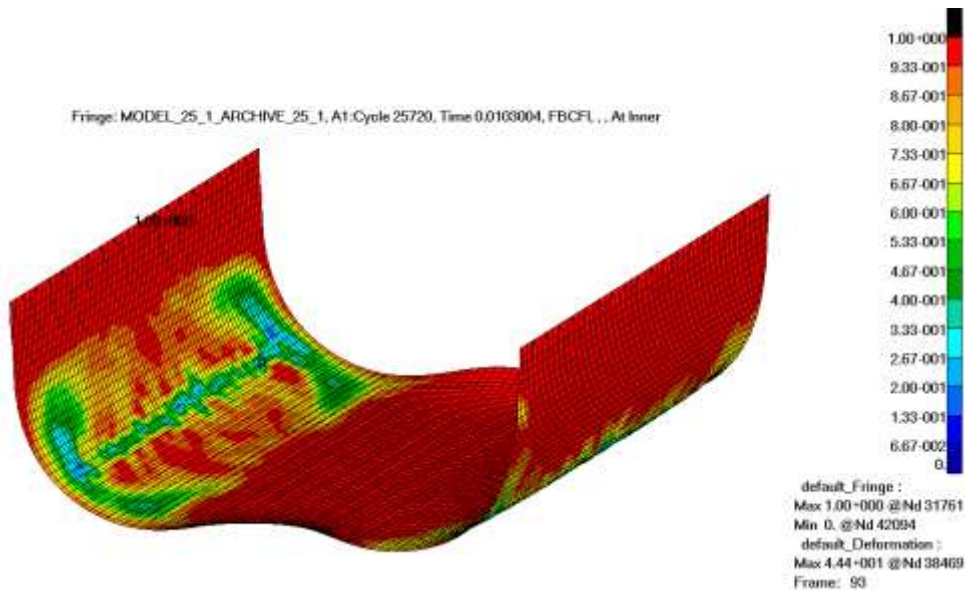


Obr. 6.10 Porovnávání průběhu síly (na posunutí) mezi výchozím modelem a zkouškou.

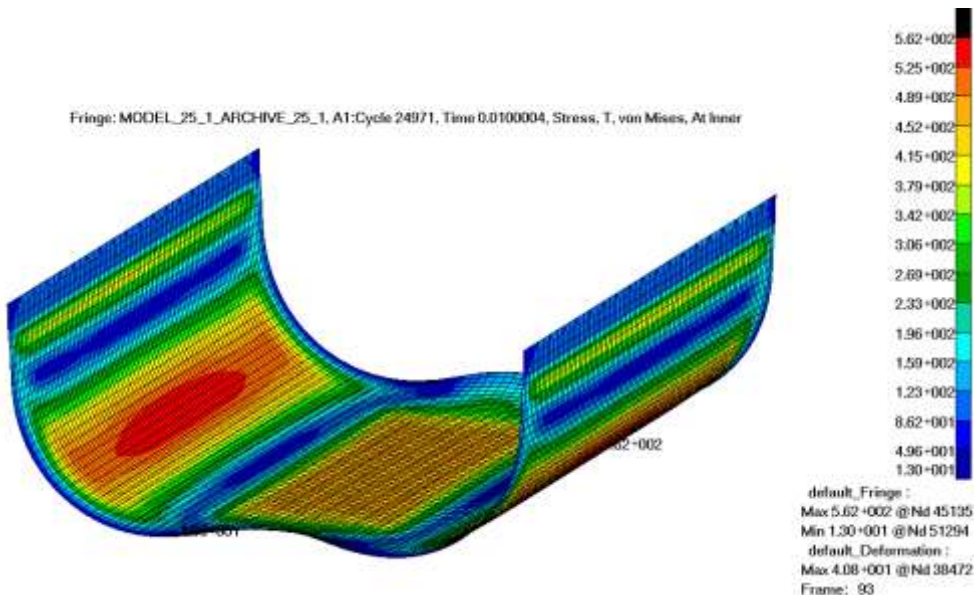


Ze simulací bylo zjištěno, že chování modelu vůbec neodpovídá pádové zkoušce. Kolem času 10 [ms] nastává porucha na jiném místě, než ve střední části, jak bylo zjištěno u zkoušky. Vyskytuje se porušení vnitřního potahu v tlaku v oblasti zakřivení vzniklé deformací dutiny (viz obr. 6.11).

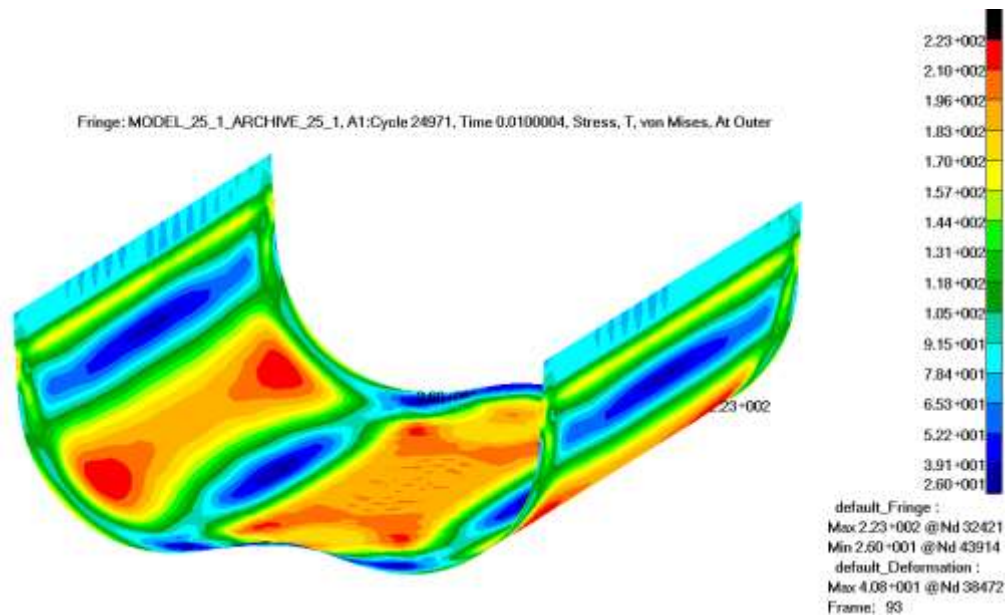
Před poruchou, napětí ve vnějším potahu (střední části dutiny), nedosahovalo ani poloviny hodnoty pevnosti v tlaku. Po druhé poruše následovalo zborcení konstrukce do strany.



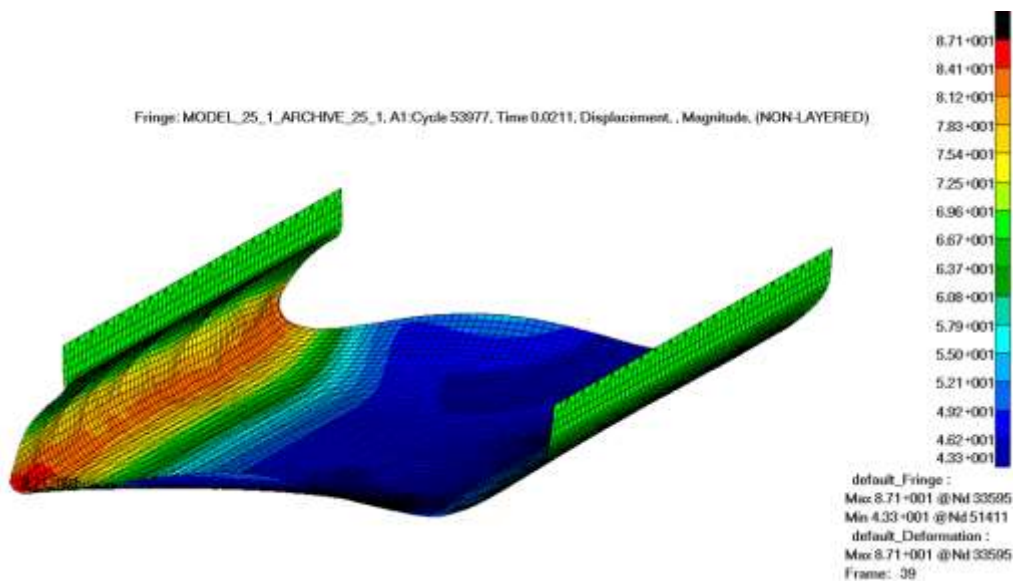
Obr. 6.11 Porušení vnitřního potahu v oblasti zakřivení.



Obr. 6.12 Napětí von Mises ve vnitřním potahu v době před první poruchou.



Obr. 6.13 Napětí von Mises ve vnějším potahu v době před první poruchou.



Obr. 6.14 Zborcení dutiny do strany.

Výsledky ukázaly, že daný model je špatně nastavený. Největší problém nastává u volby jádra, u kterého nedochází k poruše, protože jeho definice poruchy nelze aplikovat s poruchovým materiálovým modelem kompozitu.



7 KALIBRACE MODELU LAMINÁTU

Podle výsledků zkoušky musí být provedena kalibrace modelu laminátu. Pozornost je věnována především porovnáváním závislosti síly na posunutí (čase) pro oblast první poruchy a druhé poruchy. V následném průběhu simulace vznikají velké odchylky vlivem velkých deformací. Z popisu porovnání modelu a reálné zkoušky lze odvodit několik možných řešení kalibrace modelu:

- oprava rychlosti
- změna hustoty sítě
- úprava materiálu přílozek
- úprava délky modelu dutiny
- uvažování L-profilů pro upnutí vzorků
- kontrola hmotnosti soustavy (vzorek a nosné vedení)
- použití materiálu jiných parametrů (tuhost a pevnost) pro část ohybovou a část zatěžovanou tlakem
- kombinace parametrů

Jednotlivé parametry pro kalibraci byly simulovány a jsou stručně popsány v příloze C. Zde jsou popsána především řešení, které kombinují jednotlivé parametry. Výsledné parametry zahrnuté do níže uvedených modelů jsou shrnuty v tab. 7.1. Jedná se především o rozdělení oblasti dutiny na ohybovou a tlakovou. Kompozitní materiál má komplexní chování pro různé režimy zatěžování. Při rozhovoru autora a vedoucího práce bylo řečeno, že velikost tuhosti a pevnosti se mohou lišit při zatěžování ohybem nebo tlakem (tahem). Přesněji řečeno pevnost a tuhost kompozitního materiálu mohou být při ohybovém zatížení nižší. Vyplývá to s již provedených ohybových a tahových zkoušek, které byly provedeny na Leteckém ústavu. Také nejsou zcela jasné hodnoty pevnosti a tuhosti při různých rychlostech zatěžování. Tyto stanoviska nejsou zcela podloženy, ale mohou být uplatněny v úpravě modelu.

Tab. 7.1 Shrnutí zvolených parametrů pro správné nastavení modelu laminátu.

Materiálový model přílozek

- při realizaci zkoušky nedošlo k jejich porušení
- mají velký vliv na tuhost a pozdější ovlivnění ztráty stability vzniklé stěny (oblast druhé poruchy)
- pro další výpočty je aplikován materiálový model bez porušení – MAT8

Změna hustoty sítě

- velký vliv na chování modelu a především charakter obou poruch
- vhodné použití homogenní sítě
- výchozí síť byla zvolena s globální velikostí elementu 5 [mm]

Úprava tloušťky laminy

- větší tloušťka laminy kompozitního materiálu (v celém průřezu) má za následek nejlepší simulaci chování při první poruše materiálu



Pokračování tab. 7.1.

Použití teoretické rychlosti – $v = 3828$ [mm/s]

- vyšší rychlost má vliv na změnu průběhu po dosažení první poruchy
- použití při navrhování kompletního letounu
- použití vyšší rychlosti dosahuje přiblížení podobných výsledků chování jako u reálné zkoušky
- nastavení dalších modelů používá především teoretickou rychlost

Rozdělení modelu dutiny na oblasti – ohybovou a tlakovou

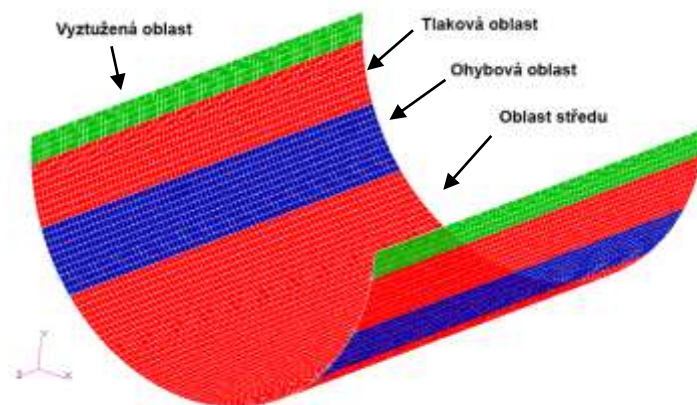
- použití různých pevností a tuhostí materiálu v oblasti ohybové a tlakové
- snižování tuhosti nevede k lepším výsledkům
- kombinace malého snížení tuhosti a většího snížení pevnosti vede k lepšímu chování modelu, především u první poruchy
- nejlepší výsledky mělo použití nastavení hodnot u ohybové části na 90 % původní pevnosti a 75 % původní tuhosti kompozitního materiálu

Úprava délky dutiny, přidání prvku L-profilu, hmotnost celého modelu

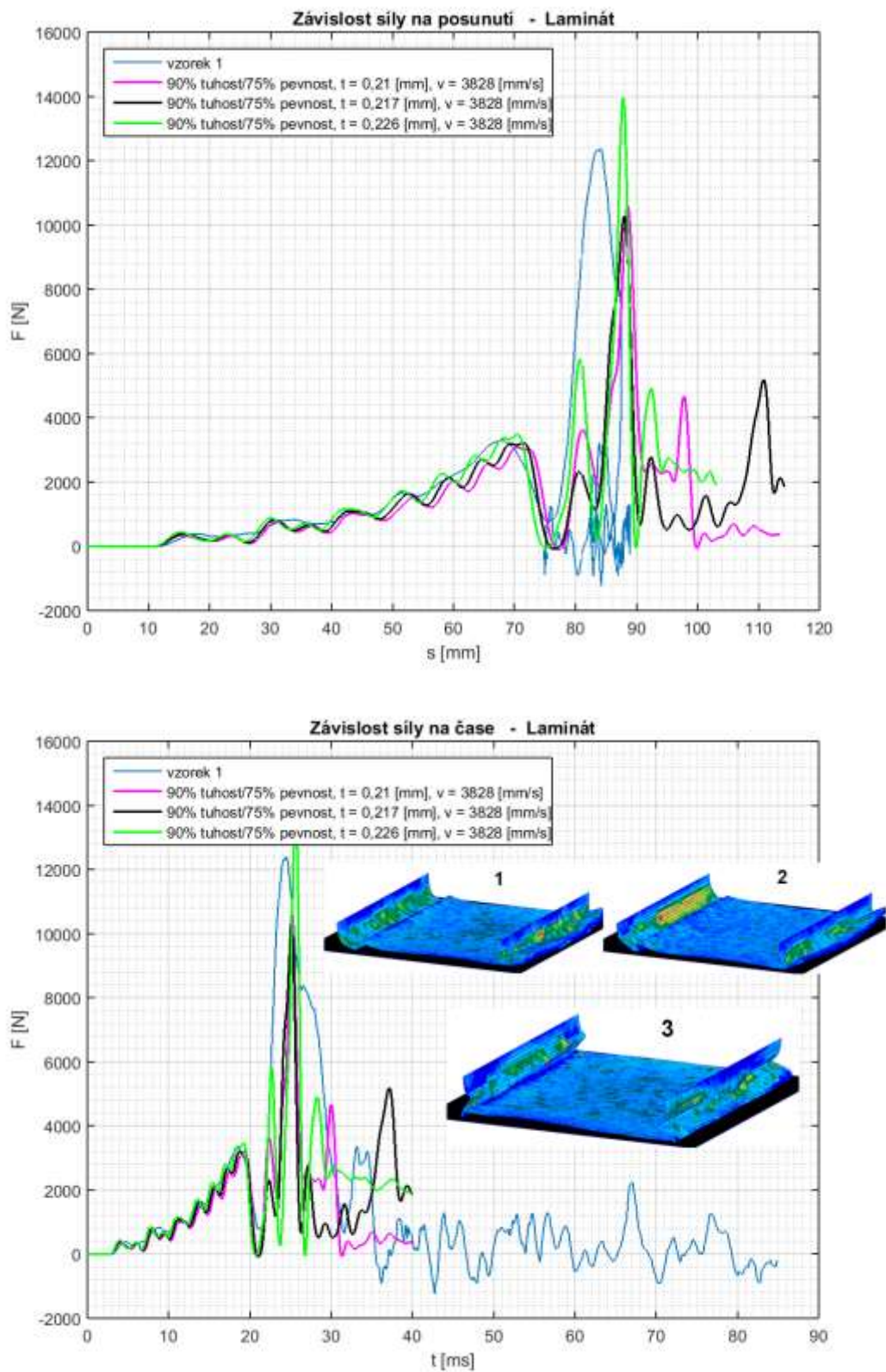
- rozměr délky dutiny se lišil a tak bude nadále používána délka 370 [mm]
- reálný nosník byl upraven o přidání dvou L-profilů z obou stran a dále bude využíván pro simulace, protože ovlivňuje především průběh po první dosažené poruše
- hmotnost celého modelu je upravena pomocí změny hustoty dřevěné desky, aby odpovídala reálné soustavě pádové zkoušky (především vzorku)

7.1 Kombinace více parametrů

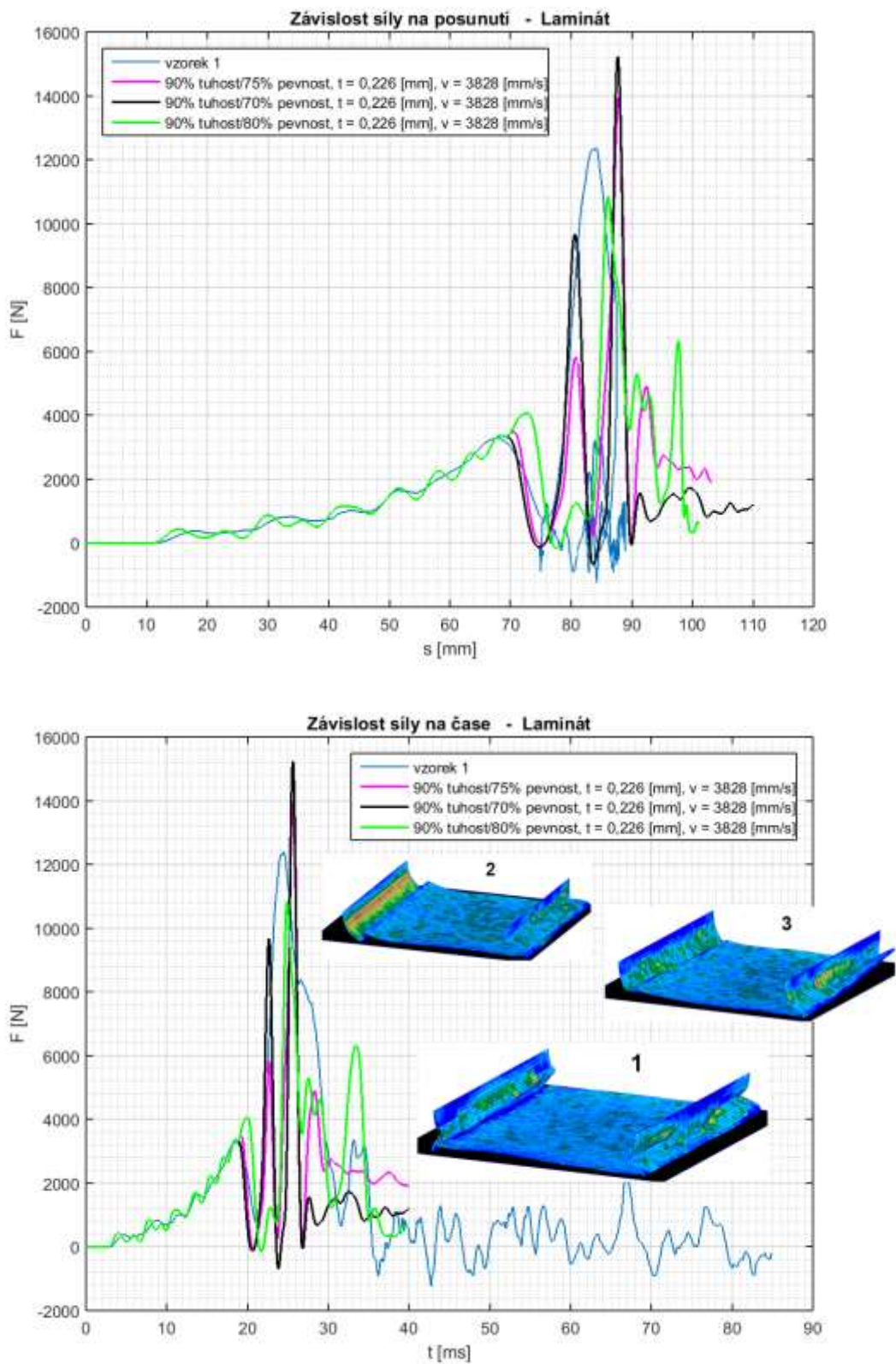
Model byl upraven o L-profil a délka dutiny je zvolena $l = 370$ [mm]. Dále hustota dřevěné desky byla nastavena na 652 [kg/m^3], aby celková hmotnost výpočtového modelu odpovídala testu. Síť válce byla tvořena elementy o globální délce 5 [mm]. Dále byla upravena definice vlastností elementů, takže oblast ohybu byla zmenšena a střední část má vlastnost původního laminátu (viz obr. 7. 1). Šířka oblasti ohybu je 10 elementů souměrně podle řady elementů, kde dochází k poruše.



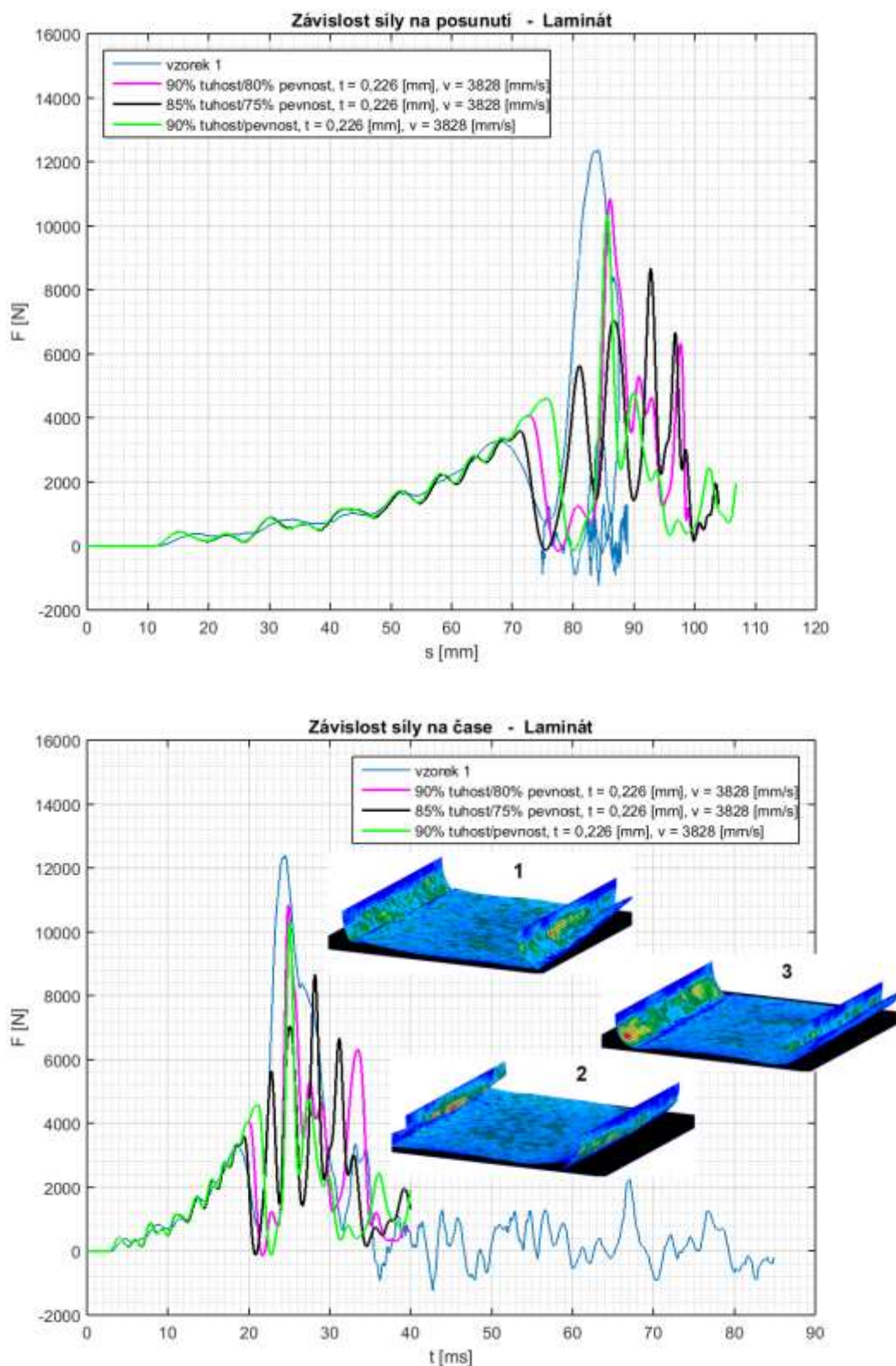
Obr. 7.1 Schéma přiřazených vlastností jednotlivým elementům u modelu s kombinací parametrů.



Obr. 7.2 Grafy závislosti síly na posunutí (čase). Různé tloušťky laminy při použití stejné úpravy pevnostních a tuhostních vlastností ohybové části.



Obr. 7.3 Grafy závislosti síly na posunutí (čase). Porovnávání průběhů při malé změně pevnosti kompozitu v ohybové části.



Obr. 7.4 Grafy závislosti síly na posunutí (čase). Zkoušení různých kombinací pevnosti a tuhosti materiálu v oblasti ohybu dutiny.



Vyhodnocení

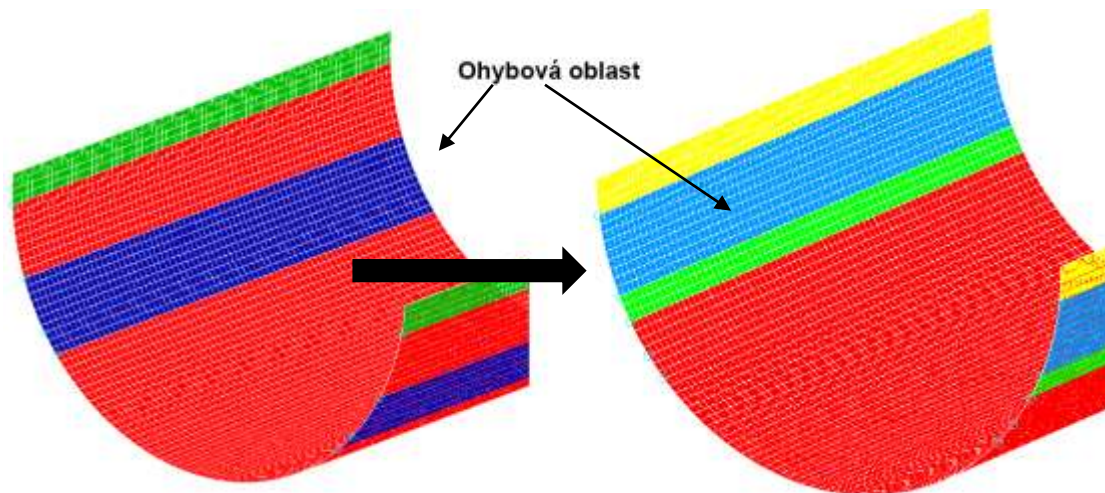
Na jednotlivých obrázcích jsou zobrazeny stavy v čase 40 [ms]. Jedná se o stav po druhé poruše – deformovaný tvar.

Na obr. 7.2 jsou porovnány různé tloušťky laminy. První porucha je shodná (i průběh) u všech modelů. Odezva dutiny na tlakové zatížení v oblasti vzniklé svislé stěny má za následek ztrátu stability. Vhodná tloušťka laminy stále zůstává 0,226 [mm], protože zde došlo k druhému porušení, ale nedošlo ke zborcení stěny.

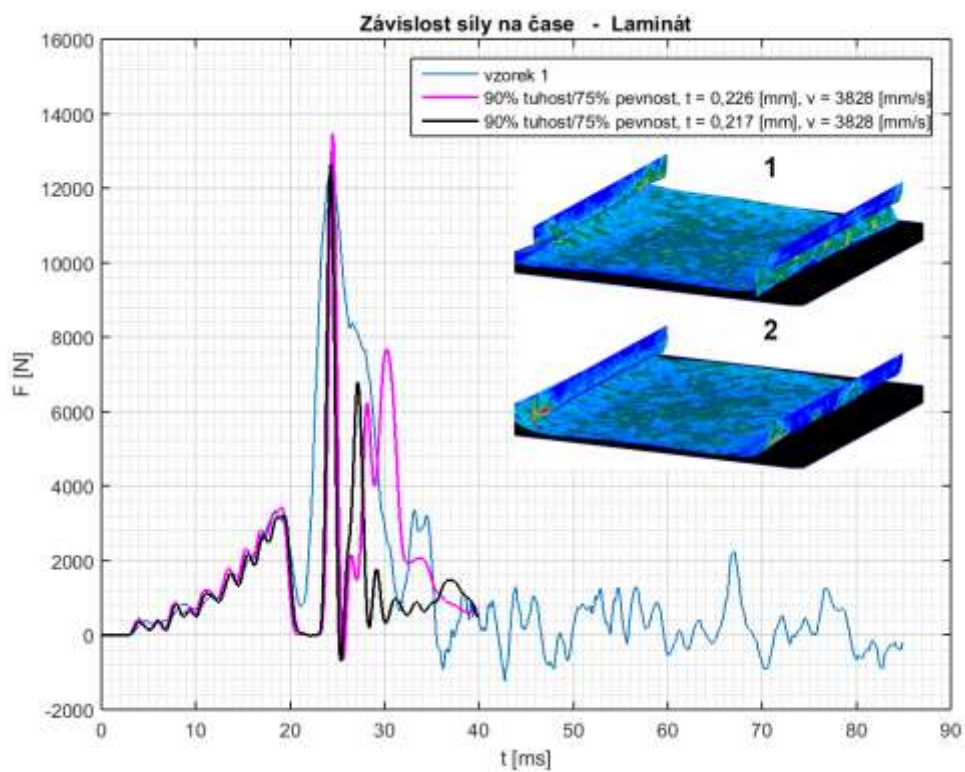
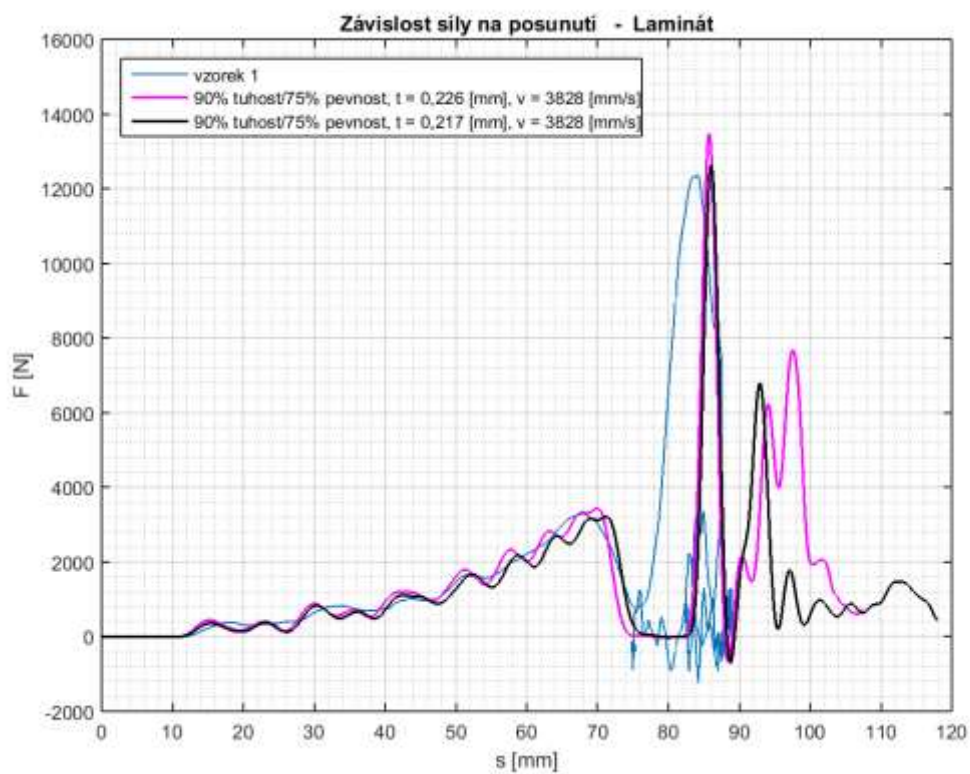
Na dalších simulacích byly zkoušeny různé změny pevnosti kompozitu v oblasti ohybu (viz obr. 7.3, 7.4). Nižší pevnost způsobí větší přenos zatížení na svislou stěnu a ukazují se i vyšší hodnoty síly u druhé poruchy. Stěna se tedy začne deformovat do strany, protože dochází k poruše na jedné straně, z důvodu špičkové síly. Nejvýhodnější je pevnost 75 % původních hodnot.

7.2 Zúžení oblasti ohybu

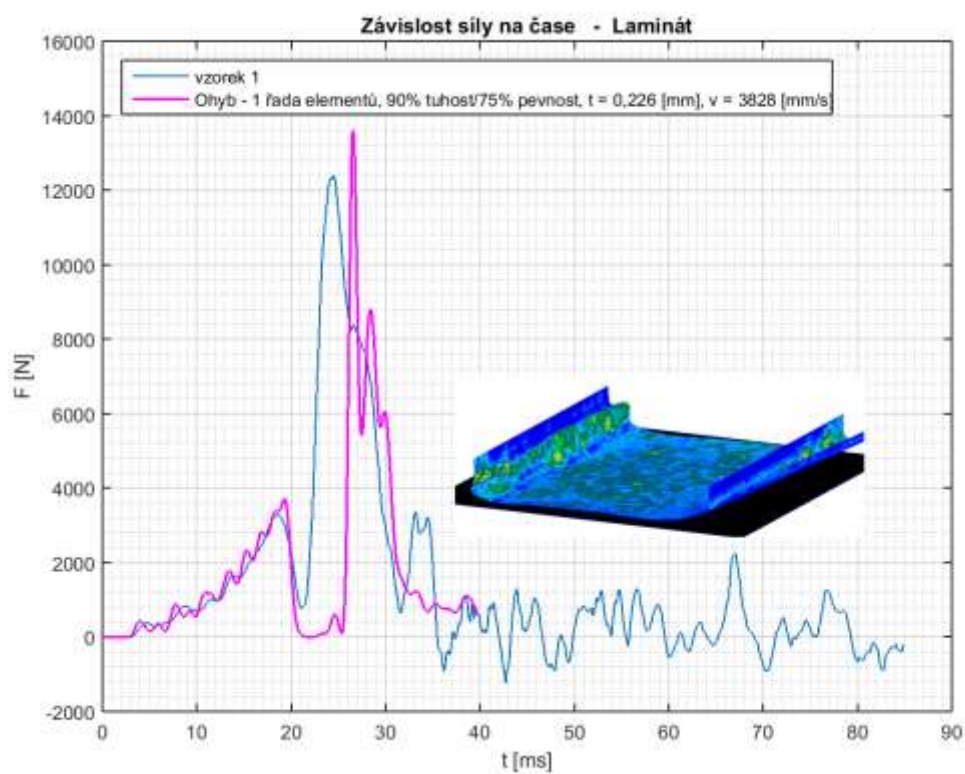
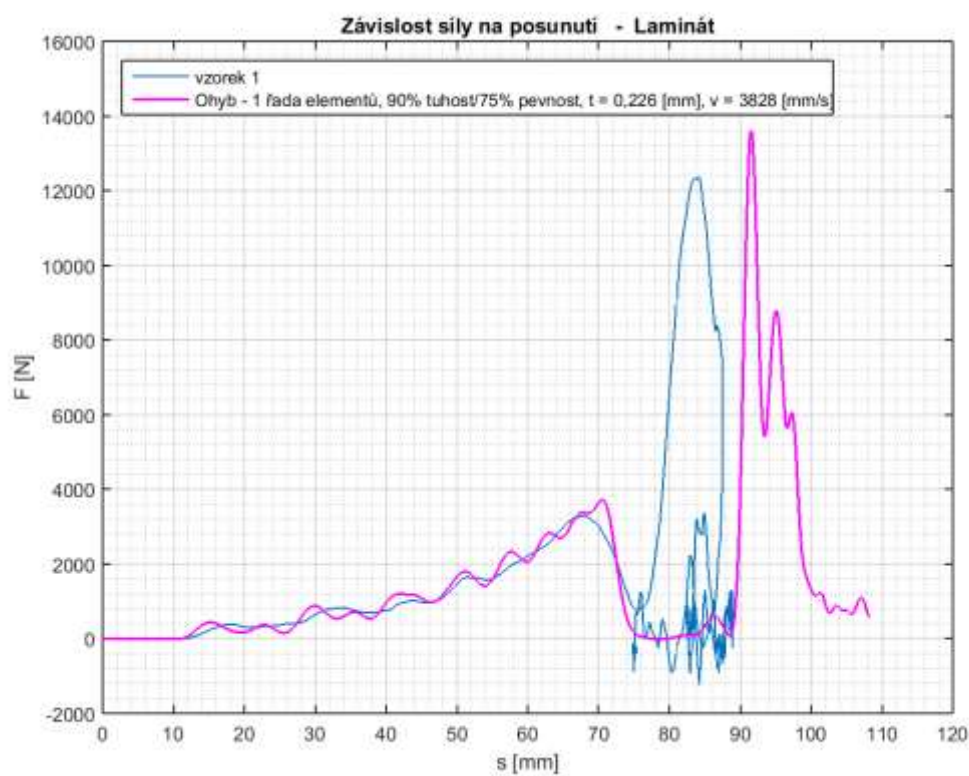
Z předchozích výsledků došlo ke zmenšení oblasti ohybu dutiny a šířka této oblasti odpovídá 3 elementům. Nastavení modelu zůstává stejné, jak bylo uvedeno v podkapitole 7.1. Dále došlo k zúžení oblasti pouze na jednu řadu elementů (viz obr. 7.7).



Obr. 7.5 Zúžení oblasti ohybu dutiny na velikost tří elementů.



*Obr. 7.6 Grafy závislosti síly na posunutí (čase).
Zmenšení šířky oblasti ohybu a její vliv na výsledky.*



Obr. 7.7 Grafy závislosti síly na posunutí (čase). Zmenšení šířky oblasti ohybu na jednu řadu elementů a její vliv na výsledky.

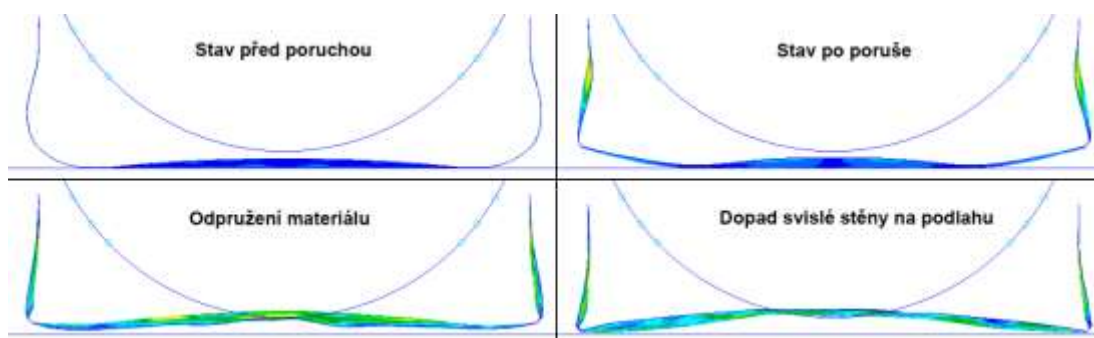


Vyhodnocení

Bylo použito zúžení oblasti na šířku tří elementů. Porucha v první oblasti průběhu síly zůstává nezměněná. Na obr. 7.7 jsou porovnány dvě tloušťky. U hodnoty 0,217 [mm] dochází po druhé poruše k výraznému zborcení stěny. Tloušťka 0,226 [mm] je vyhovující, ale má sklon ke zborcení.

Dále bylo simulováno poškození dutiny s ovlivnění pouze jedné řady elementů, u kterých docházelo v předchozích zkouškách k poruše. Výsledky této simulace byly nežádoucí (viz obr. 7.7).

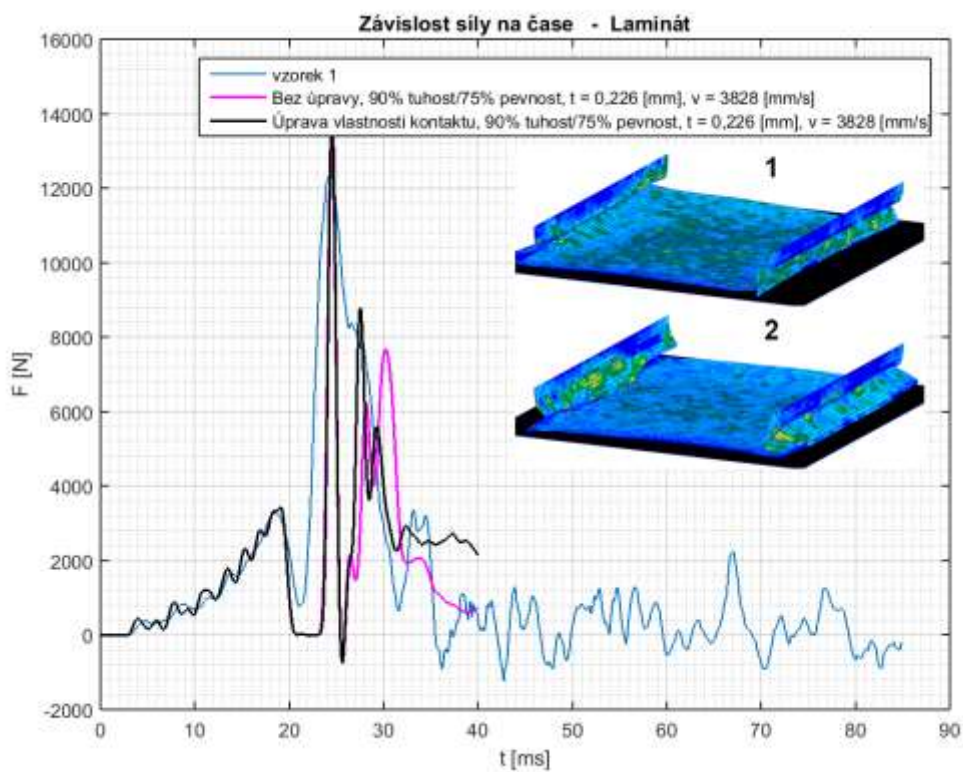
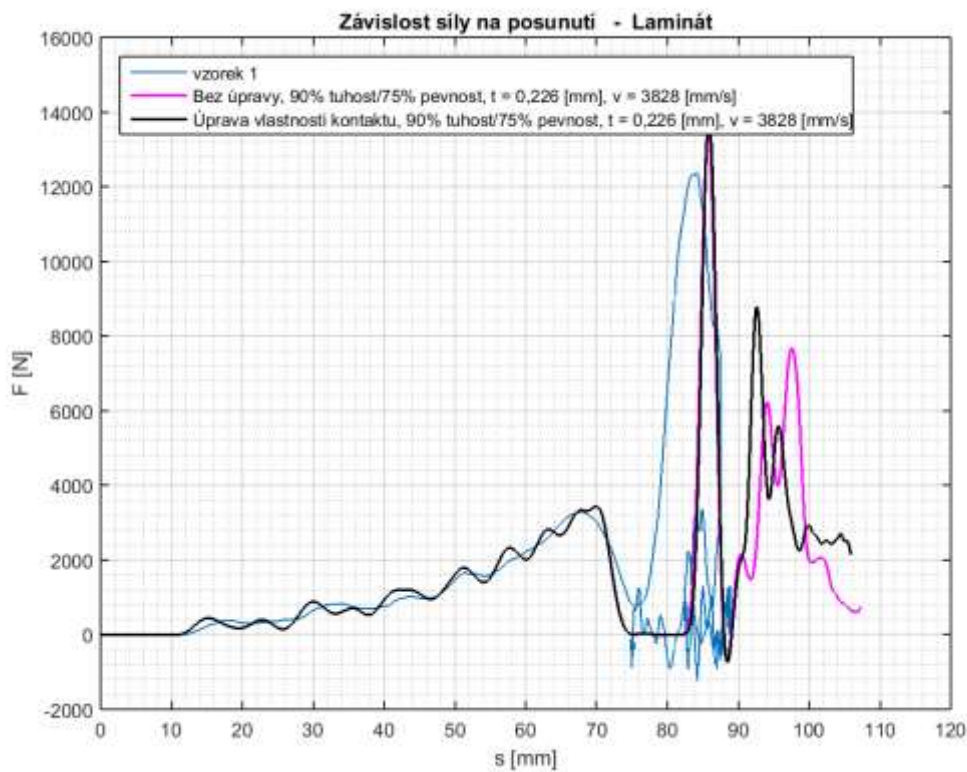
Také bylo pozorováno, že po první poruše dochází k poklesu síly na nulovou hodnotu. Možná to způsobuje náhlá degradace vlastností, především tuhostních. Po poklesu síly se objeví přechodná oblast s nulovou hodnotou a způsobuje to odpružení střední části dutiny od podlahy po první poruše (viz obr. 7.8).



*Obr. 7.8 Chování modelu před, během a po první poruše.
Chování odpovídá prvnímu modelu z obr. 7.6.*

7.3 Úprava vlastností kontaktu

Další vliv na chování výsledného modelu má správné stanovení vlastností kontaktu. Jedná se především o kontakt mezi podlahou a dutinou. Zde je nastaven Master-Slave typ kontaktu. Kontakt má základní formu jeho nastavení. Koeficienty pro charakter tření jsou nastaveny dle zkušeností vedoucího diplomové práce. Podle literatury [78] byla zvolena pokročilá forma kontaktu a parametr DAMPING na YES a WEIGHT FACTOR na SLAVE. Rozdělené vlastností sítě je dle podkapitoly 7.2. Tedy ohybová oblast náleží šířce 3 elementů.



Obr. 7.9 Grafy závislosti síly na posunutí (čase). Úprava vlastností kontaktu a její vliv na průběh simulace dutiny.



Vyhodnocení

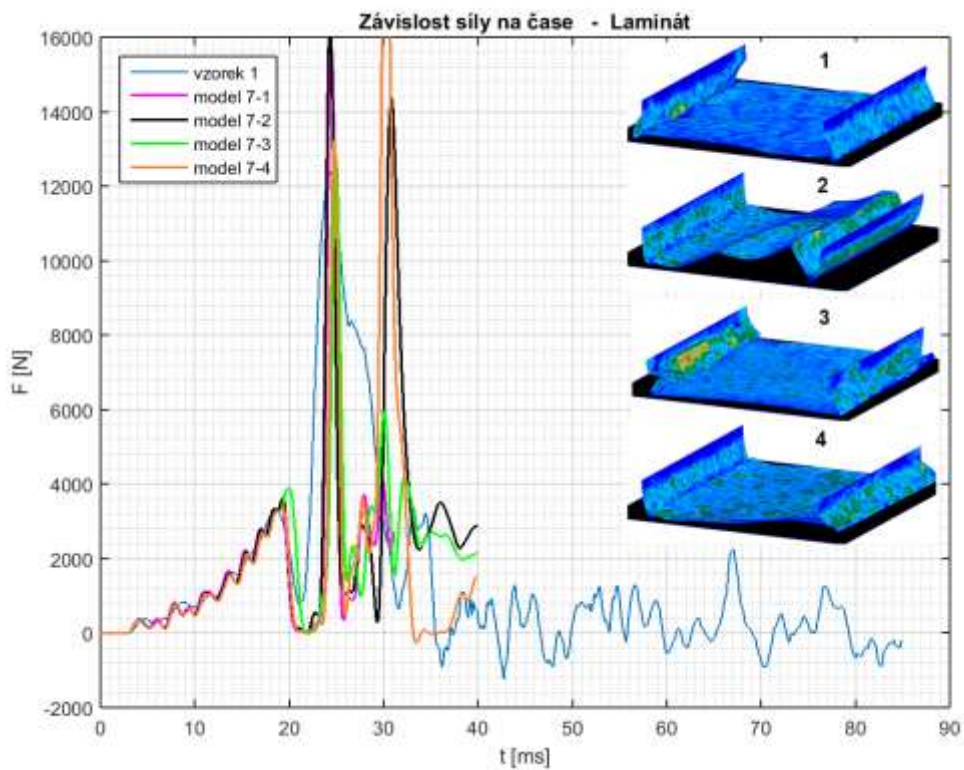
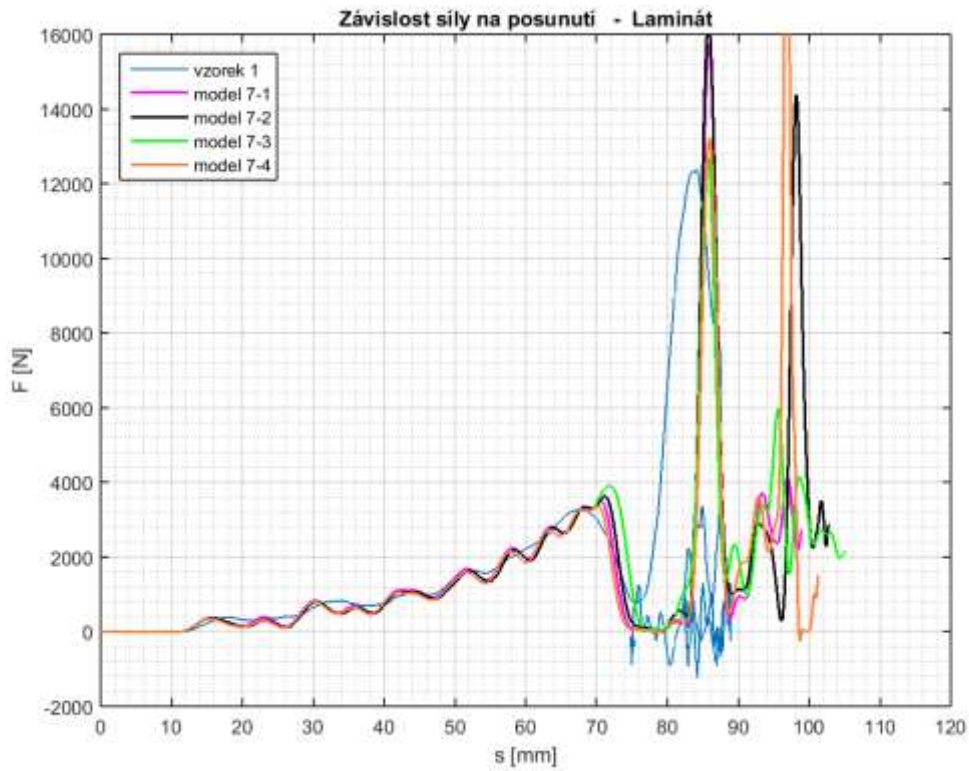
Byla provedena úprava kontaktu o nastavení parametrů DAMPING a WEIGHT FACTOR. Při porovnání obr. 7.6 a 7.9 vyplývá, že použití jiného nastavení kontaktu má vliv na chování po druhé poruše především se oddaluje sklon ke kolapsu. Tedy změna nastavení má pozitivní vliv.

7.4 Různé tloušťky laminy po průřezu

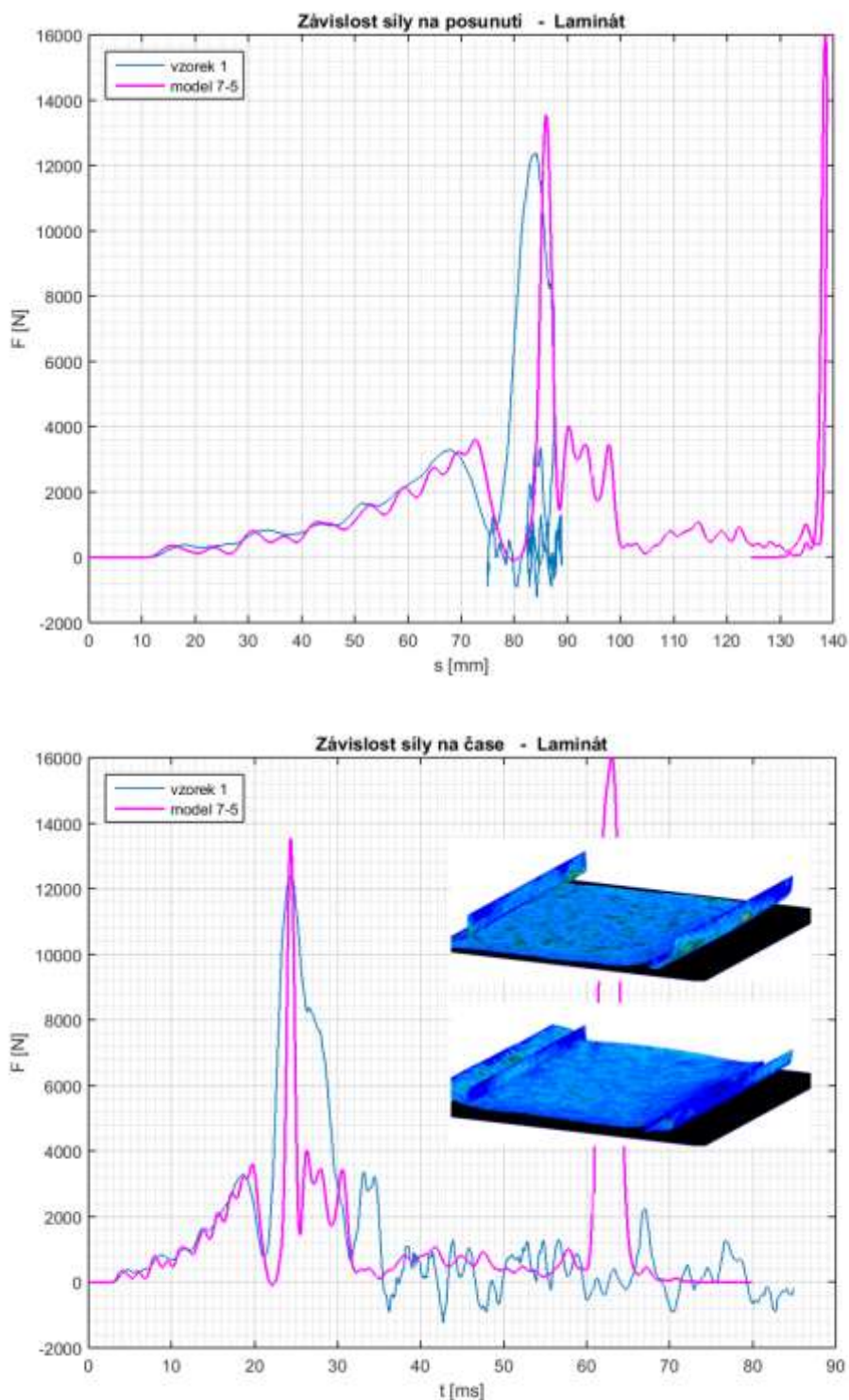
Úprava předchozího modelu o volbu různé tloušťky lamin po průřezu dutiny. Je zde také uvažována teoretická a opravená počáteční rychlost. Šířka ohybové oblasti má velikost tří elementů.

Tab. 7.2 Parametry pro kombinaci tlouštěk po průřezu a změna počáteční rychlosti.

		Tuhost/pevnost [%]	Tloušťka [mm]	Poč. rychlost [mm/s]
Model 7-1	ohybová část	90/75	0,226	3828
	tlaková část	100 /100	0,226	-
	středová část	100 /100	0,217	-
Model 7-2	ohybová část	90/75	0,226	3828
	tlaková část	100 /100	0,226	-
	středová část	100 /100	0,210	-
Model 7-3	ohybová část	90/75	0,226	3759
	tlaková část	100 /100	0,226	-
	středová část	100 /100	0,210	-
Model 7-4	ohybová část	90/ 70	0,226	3759
	tlaková část	100 /100	0,226	-
	středová část	100 /100	0,210	-
Model 7-5	ohybová část	90/75	0,226	3828
	tlaková část	100 /100	0,210	-
	středová část	100 /100	0,210	-



Obr. 7.10 Grafy závislosti síly na posunutí (čase). Volba různé tloušťky vrstvy laminátu po průřezu dutiny. U posledních dvou výsledků je nastavena opravená rychlost (nižší hodnota).



Obr. 7.11 Grafy závislosti síly na posunutí (čase). Aplikování větší tloušťky laminy pouze pro oblast ohybu.

Vyhodnocení

Změna tloušťky materiálu s různou velikostí po průřezu dutiny nezlepšuje průběh chování dutiny během dynamického zatížení.



7.5 Výsledný model

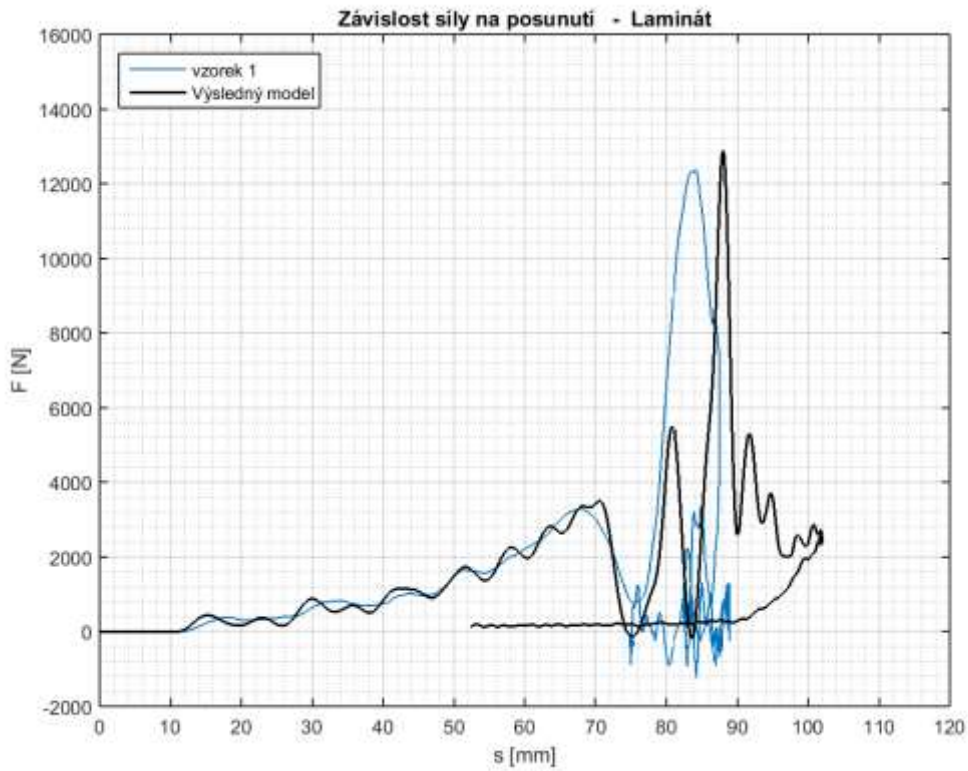
Nakonec byla provedena simulace pro výsledný model, na který se aplikovaly výše uvedené poznatky. Tento model nejvíce odpovídá výsledkům pádové zkoušky. Hlavní hodnoty získané ze závislostí a jejich rozdíl jsou v tab. 7.4

Tab. 7.3 Hlavní nastavení pro výsledný model.

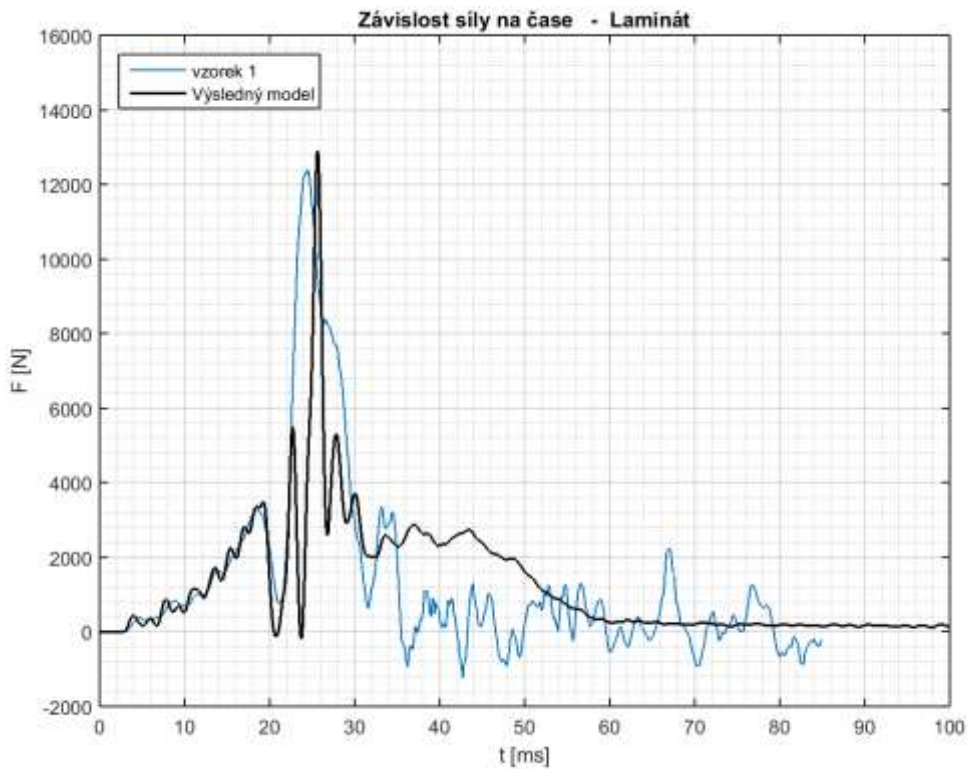
Materiálový model přílozek	MAT8 – bez porušení
Změna hustoty sítě dutiny	5 [mm]
Tloušťka laminy v celém průřezu	0,226 [mm]
Teoretická rychlost	3828 [mm/s]
Rozdělení dutiny na oblast ohybovou a tlakovou	šířka oblasti o velikosti 10 elementů
Mechanické vlastnosti ohybové části	90 % pevnosti a 75 % tuhosti z původních hodnot uhlíkové tkaniny
Úprava parametru kontaktu mezi dutinou a podlahou	DAMPING – YES WEIGHT FACTOR – Slave

Tab. 7.4 Porovnání výsledných hodnot simulace a laminátového vzorku.

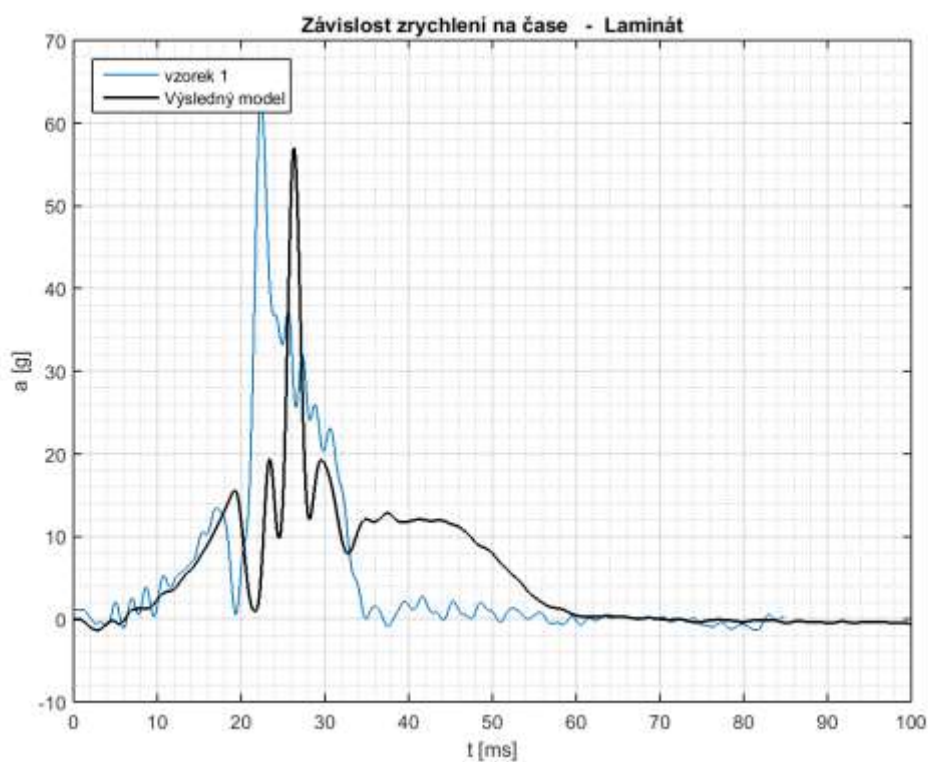
1. Porucha	Vzorek	Model	Rozdíl [%]
Zrychlení [g]	13,5	15,6	13,5
Síla [N]	3270	3470	5,8
Posuv [mm]	68,8	70,7	2,7
2. Porucha			
Zrychlení [g]	62,5	57,0	9,6
Síla [N]	12 380	12 860	3,7
Posuv [mm]	83,8	88,0	4,8
Maximální hodnoty			
Absorbovaná energie [J]	167,4	170,3	1,7
Maximální síla [N]	12 380	12 860	3,7
Maximální zrychlení [g]	62,5	57,0	9,6



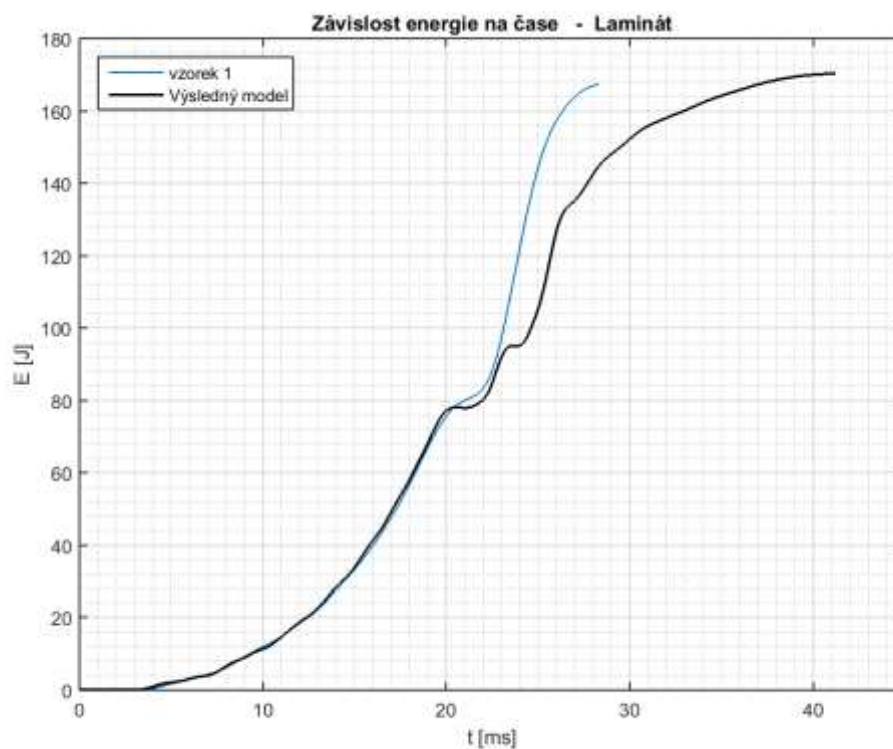
Obr. 7.12 Graf porovnání síly na posuvu laminátového vzorku a výsledného modelu.



Obr. 7.13 Graf porovnání síly na čase laminátového vzorku a výsledného modelu.



Obr. 7.14 Graf porovnání zrychlení na čase laminátového vzorku a výsledného modelu.



Obr. 7.15 Graf porovnání absorpční energie na čase laminátového vzorku a výsledného modelu.



8 KALIBRACE MODELU SENDVIČOVÉ DUTINY

Z výsledků simulace a jeho srovnání s uskutečněnou zkouškou demonstrátoru sendvičové struktury byla provedena úprava modelu. Nejprve byla provedena výměna materiálového modelu DMATEP za MAT8, MAT8A. V další části proběhla úprava celé sítě elementů a také byl aplikován jiný materiálový model sendvičového jádra.

8.1 Aplikace materiálového modelu MAT8 na jádro

Při použití materiálového modelu DMATEP, dohromady s materiálovým modelem kompozitu MAT8, MAT8A, nedochází k porušení. Tato charakteristika má hlavní podíl na chybném modelu sendvičové struktury.

Porucha může být simulována pouze pro model, kde je síť 2-D elementů tvořena ze tří vrstev. Musí být simulováno rozhraní mezi těmito vrstvami. Po vytvoření spojení může být do střední vrstvy elementů aplikován materiálový model s poruchou a do vnějších vrstev bude zvolen materiálový model kompozitu. Složitost řešení a nejistých výsledků má za důsledek, že nemá smysl upravit model tímto způsobem.

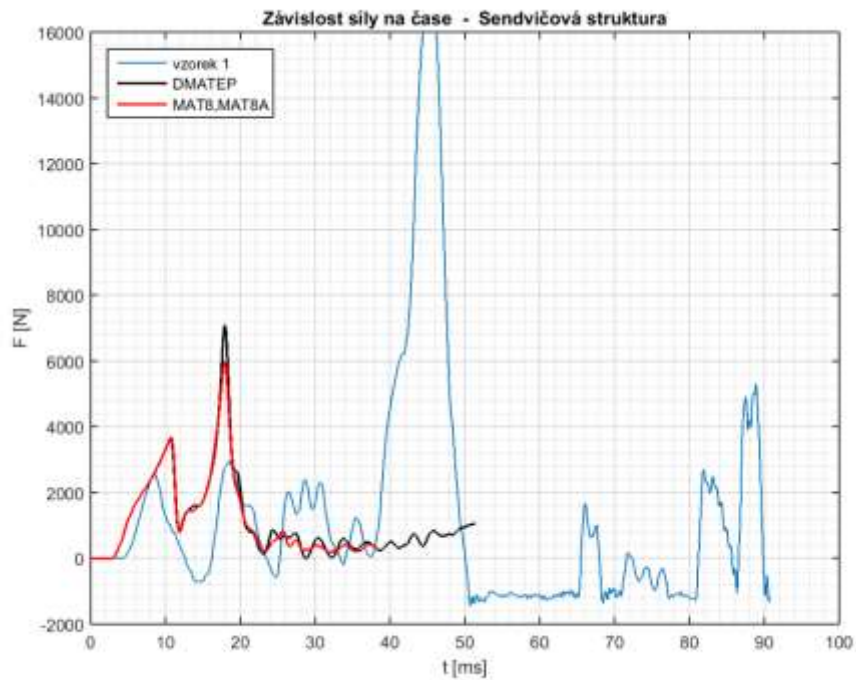
Nakonec byl uplatněn materiálový model MAT8, MAT8A. Jeho parametry jsou sepsány v tab. 8.1. Poruchové kritérium je nastaveno maximální napětí (STRSS).

Tab. 8.1 Materiálové parametry jádra pro nastavení MAT8, MAT8A.

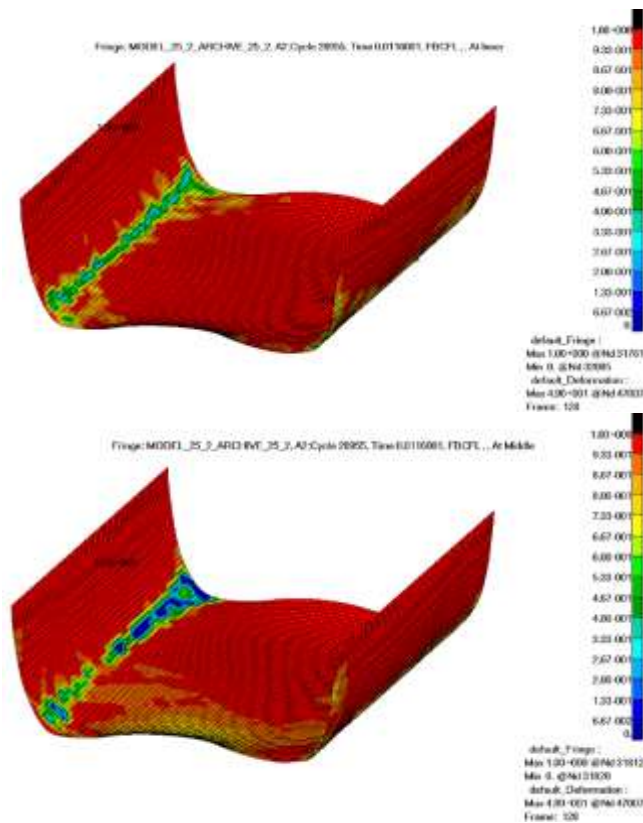
t	[mm]	0,75
ρ	[t/mm ³]	6E-11
E ₁₁	[MPa]	40
E ₂₂	[MPa]	40
μ_{12}	[-]	0,05
G ₁₂	[MPa]	19
G _{1,z}	[MPa]	19
G _{2,z}	[MPa]	19
S	[MPa]	0,76
ALPHA	[-]	-
X _T	[MPa]	1,2
X _C	[MPa]	0,9
Y _T	[MPa]	1,2
Y _C	[MPa]	0,9

Vyhodnocení

Porucha v jádru nastává pouze na okraji obvodu dutiny ve střední části. Další porušení (tlakové) vzniká až po poruše vnitřního potahu a to v oblasti zakřivení. Po srovnání průběhů síly na čase, při použití materiálového modelu MAT8, MAT8A, nenastává zlepšení chování modelu.



Obr. 8.1 Graf závislosti síly na čase. Porovnávání průběhů při použití odlišného materiálového modelu.

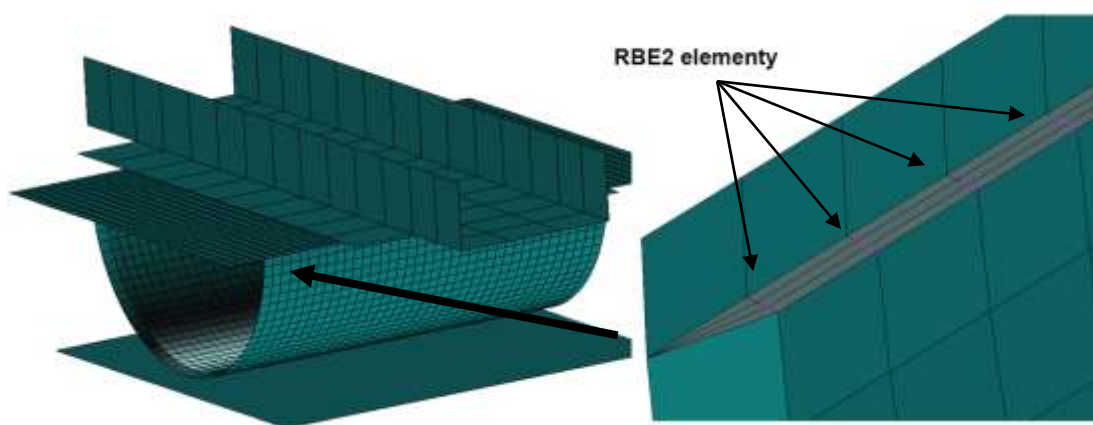


Obr. 8.2 Zobrazení první poruchy. Porucha vnitřního potahu (horní obr.).
Porucha jádra (spodní obr.).



8.2 Změna sítě a použití odlišného materiálového modelu

Jednodušší alternativa k simulování poruchy, než tvorba více vrstev 2-D elementů, je použití 3-D elementů pro popis jádra a 2-D elementů pro popis potahů. Model byl upraven a byla změněna celá jeho síť. Potah tvoří Quad4 elementy a jádro Hex8 elementy (3 elementy po tloušťce jádra), jádro okraje tvoří Wedge6 elementy. Přenos zatížení v oblasti okraje, který obsahuje přechod 3-D elementů, je proveden pomocí RBE2 elementů viz obr. 8.3. Počet elementů jádra je 6946 a potahu 2758. Materiálový model jádra byl zvolen DYMAT24, což je nejjednodušší model s poruchou pro popis 3-D elementů. Obálka meze kluzu je von Mises.

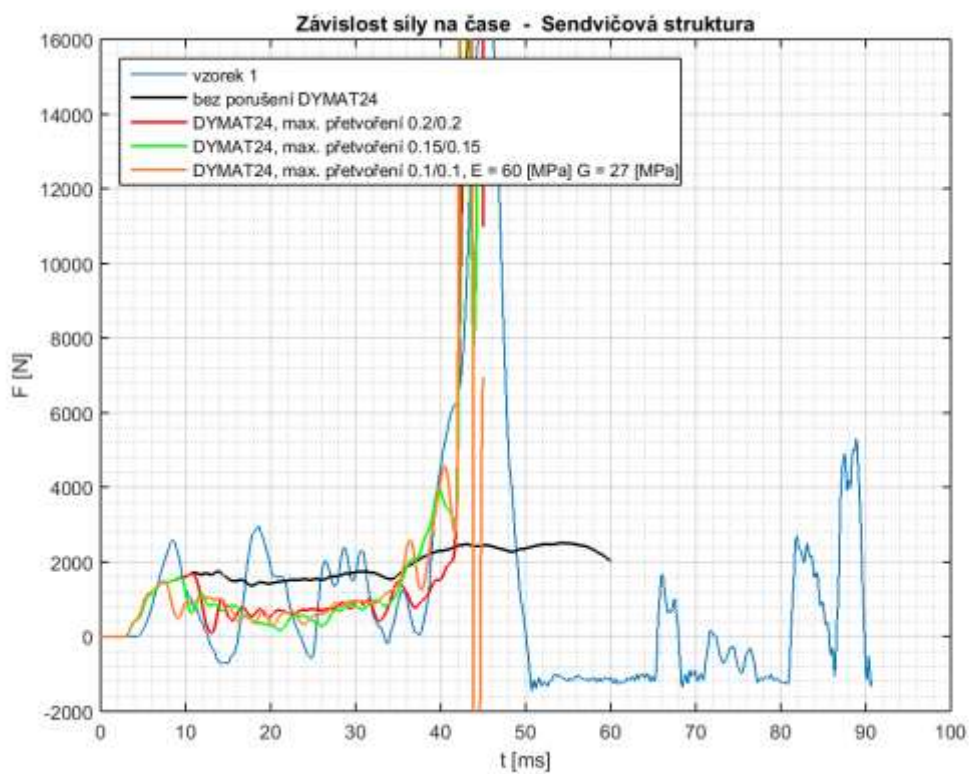
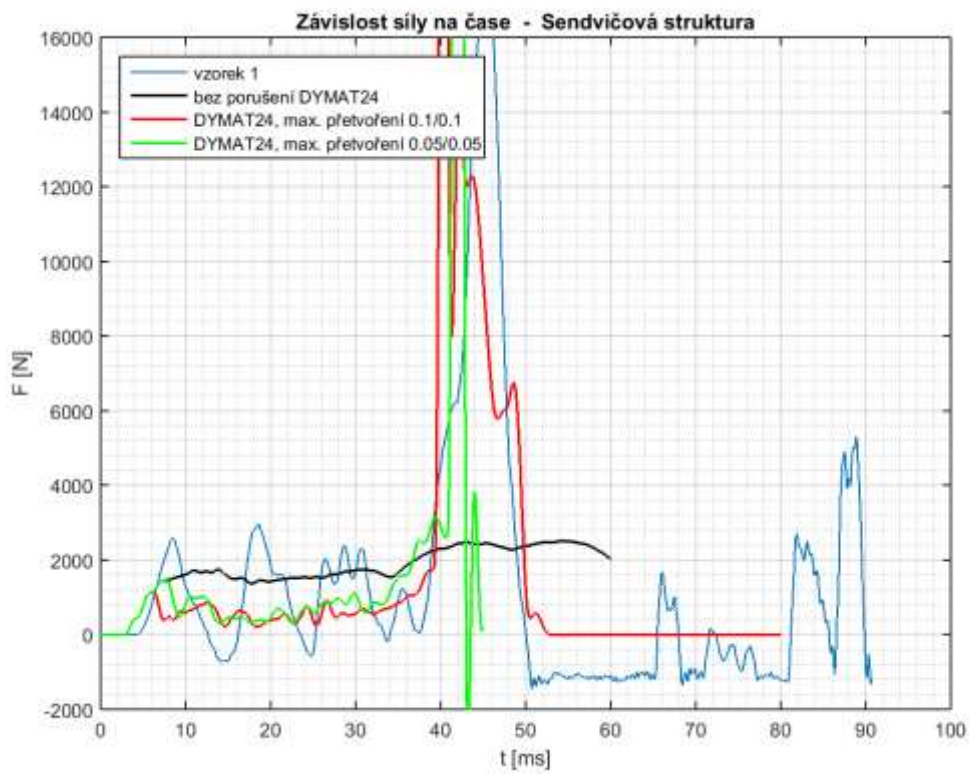


Obr. 8.3 Úprava sítě dutiny a aplikace RBE2 elementů.

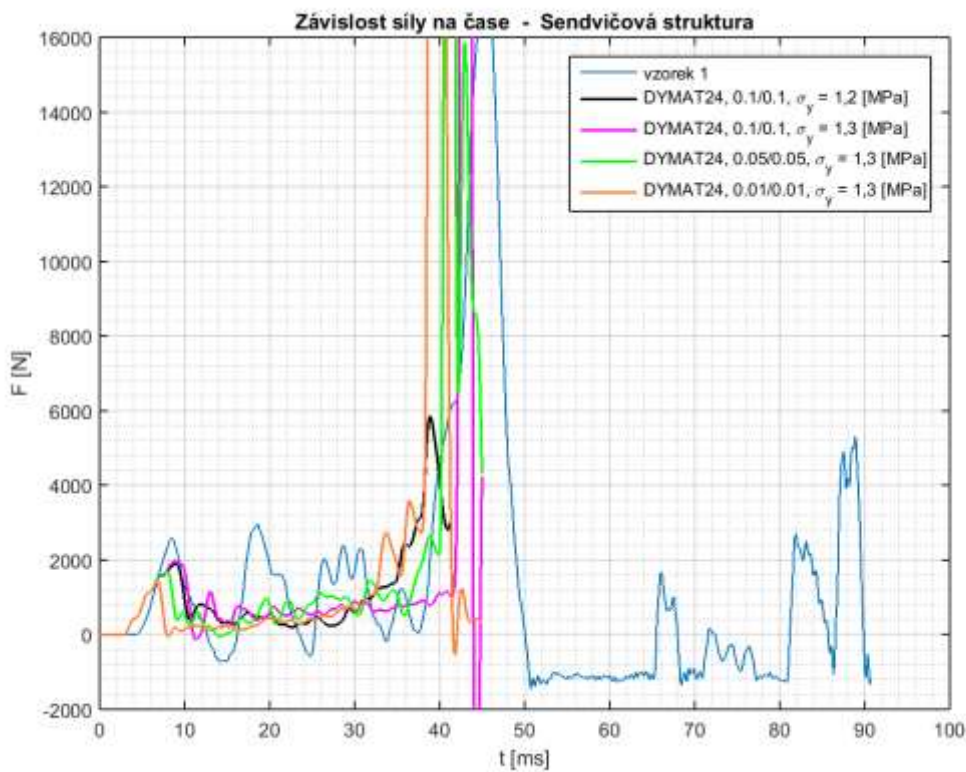
Tab. 8.2 Materiálové charakteristiky DYMAT24.

ρ	[t/mm ³]	6E-11
E	[MPa]	40
μ	[-]	0,3
G	[MPa]	19
σ_y	[MPa]	0,9
$\varepsilon_{t,f}$	[-]	0,05
$\varepsilon_{c,f}$	[-]	0,05

Bylo provedeno několik simulací se změnou konstant, které popisují poruchu. Jedná se o hodnoty maximálního přetvoření. Výsledné simulace jsou porovnány v závislosti síly na čase.



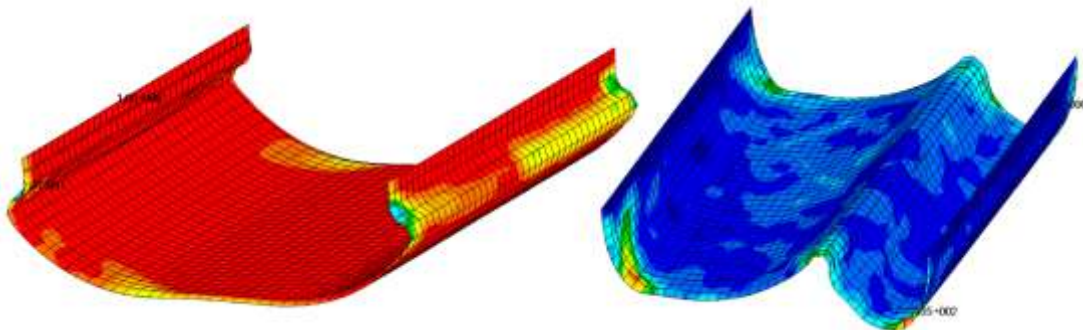
Obr. 8.4 Grafy závislosti síly na posunutí (čase). Porovnání různého nastavení maximální přetvoření a v posledním modelu i tuhostní konstanty.



*Obr. 8.5 Grafy závislosti síly na posunutí (čase).
Porovnání různého nastavení meze kluzu materiálu.*

Vyhodnocení

Ze simulací bylo zjištěno, že použití upravené sítě má pozitivní vliv na chování modelu. Také bylo zjištěno, že nedochází k porušení kompozitních potahů. Dále při zvyšování hodnoty meze kluzu a maximálního přetvoření dochází ke změně charakteru odezvy a porušení vzniká pod oblastí příložek (viz obr. 8.6).



*Obr. 8.6 Zobrazení odezvy materiálu při zvyšování hodnot
meze kluzu a maximálního přetvoření (vpravo základní nastavení).*





9 ZÁVĚR

Předložená diplomová práce je zaměřena na návrh demonstrátoru konstrukce letadla z kompozitního materiálu. Cílem bylo navrhnout zjednodušený model trupu letounu podle zadaných požadavků. Na tomto demonstrátoru provést pádovou zkoušku a udělat analýzu výsledků zkoušky a jejich aplikování pomocí kalibrace MKP modelu. Simulace byly řešeny pomocí explicitního řešiče MSC.Dytran.

Úvodní část práce se zabývá popisem kompozitních materiálů, jejich druhy porušení a použitými materiálovými modely. Je také zmíněno téma ohledně odolnosti proti nárazu.

Návrh se zaměřil na potah trupu letounu. Nakonec byly navrženy dva typy konstrukcí. Dutina tvořená pouze vrstvami uhlíkových tkanin a dutina tvořená sendvičovou strukturou s pěnovým jádrem.

Vyrobené dutiny byly podrobeny pádové zkoušce na dynamické zkušebně Leteckého ústavu. Zkouška laminátové konstrukce byla uspokojivá, ale při shozu dutiny ze sendvičové struktury byla odezva vzorku zcela odlišná než při simulacích v návrhu.

Dále získané výsledky byly srovnány se simulací jednotlivých typů vzorků. Na základě rozboru výsledků byly MKP modely upravovány. Jednotlivé vlivy změny parametrů modelu jsou více popsány v textu. Kalibrace byla především udělána pro model laminátové dutiny. Upravený výsledný model pro tento typ konstrukce lze použít pro další simulace. Výsledky z modelů sendvičové konstrukce ukazují, že je nutná další analýza modelů. Autor práce navrhuje použití složitějšího materiálového modelu pěny.

Výsledky obsažené v této práci budou dále použity při návrhu letadla s prvky pasivní bezpečnosti.



SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

CDM		Continuum Damage Mechanics
MKP		metoda konečných prvků
PFM		Progressive Failure Model
m_N	[kg]	hmotnost nosníku
m_{vz}	[kg]	hmotnost vzorku
$\varepsilon_{t,f}$	[-]	maximální plastické přetvoření
$\varepsilon_{c,f}$	[-]	maximální plastické přetvoření v tlaku
l	[m]	délka dutiny
d	[m]	průměr dutiny
K	[MPa]	modul objemové pružnosti
v_k	[m/s]	relativní rychlost klouzání v bodu kontaktu
μ_k	[-]	kinetický součinitel tření
μ_s	[-]	statický součinitel tření
β	[-]	exponenciální součinitel útlumu tření
t	[mm]	tloušťka vrstvy
ρ	[kg/m ³]	hustota materiálu
E_{11}	[MPa]	modul pružnosti materiálu ve směru 1
E_{22}	[MPa]	modul pružnosti materiálu ve směru 2
μ_{12}	[-]	Poissonova konstanta pro rovinu 1-2
G_{12}	[MPa]	modul pružnosti materiálu ve smyku (rovina 1-2)
$G_{1,z}$	[-]	modul pružnosti materiálu ve smyku (rovina 1-3)
$G_{2,z}$	[-]	modul pružnosti materiálu ve smyku (rovina 2-3)
S	[MPa]	pevnost kompozitního materiálu ve smyku
α	[-]	konstanta pro popis nelineárního chování smyku
X_T	[MPa]	pevnost kompozitu v tahu ve směru 1
X_C	[MPa]	pevnost kompozitu v tlaku ve směru 1
Y_T	[MPa]	pevnost kompozitu v tahu ve směru 2
Y_C	[MPa]	pevnost kompozitu v tlaku ve směru 2
E	[MPa]	modul pružnosti materiálu v tahu
μ	[-]	Poissonova konstanta pro rovinu 1-2
G	[MPa]	modul pružnosti materiálu ve smyku
σ_y	[MPa]	mez kluzu materiálu
MPS	[-]	maximální plastické přetvoření
MPS-C	[-]	maximální plastické přetvoření v tlaku
$v_{d,teor}$	[m/s]	teoretická dopadová rychlost
$v_{d,opr}$	[m/s]	opravená dopadová rychlost o rozdíl rychlostí
$E_{d,teor}$	[J]	teoretická dopadová energie
$E_{d,opr}$	[J]	opravená dopadová energie o rozdíl energií
H	[m]	výška shozu vzorku
m_{vz}	[kg]	hmotnost vzorku
m_{celk}	[kg]	celková hmotnost soustavy
$v_{d0,teor}$	[m/s]	teoretická dopadová rychlost (ve výšce 0 [mm])
$v_{d,0}$	[m/s]	skutečná dopadová rychlost (ve výšce 0 [mm])
d_{max}	[m]	maximální hloubka proboření dutiny



X_{CG}, Y_{CG}, Z_{CG}	[m]	poloha těžiště
$I_{XX}, I_{YY}, I_{ZZ}, I_{XY}, I_{XZ}, I_{YZ}$	[kg.s ²]	momenty setrvačnosti tělesa
w_x, w_y, w_z	[rad/s]	úhlové rychlosti



SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

- [1] KESHAVANARAYANA, Suresh. *Crashworthiness of Composites: aterial Dynamic properties* [online]. Wichita: Wichita State University, 2010 [cit. 2016-04-13]. Dostupné z: https://depts.washington.edu/amtas/events/jams_10/pap15-Raju_Crashworthiness.pdf
- [2] HURLEY, Todd R. (ed.) a Jill M. VANDENBURG. SIMULA TECHNOLOGIES. *Small Airplane Crashworthiness Design Guide*. Phoenix AZ (USA), 2012, 414 s. AGATE-WP3.4-034043-036, TR-98099.
- [3] SHANAHAN, Dennis F. Basic Principles of Crashworthiness. *Pathological Aspects and Associate Biodynamics in Aircraft Accident Investigation*, 2004.
- [4] Obrázek: Havárie letounu Cirrus SR22 [online]. [cit. 2016-05-15]. Dostupné z: <https://aviation-safety.net/wikibase/wiki.php?id=20718>
- [5] FERABOLI, Paolo a Bonnie WADE. *Crushing behavior of a composite corrugated specimen representative of an aircraft subfloor: Experiment and simulation*. FAA Technical Report DOT/FAA/AR-11/21. Springfield (USA): Federal Aviation Administration, 2013. Dostupné také z: <http://www.lambolab.org/wp-content/uploads/03research/pub/03crash/2013%20FAA%20tech%20report%20ar11-21.pdf>
- [6] TERRY, James E. *Design and Test of an Improved Crashworthiness Small Composite Airframe* [online]. , - [cit. 2016-05-21]. DOI: 10.4271/2000-01-1673. Dostupné z: <http://papers.sae.org/2000-01-1673/>
- [7] EASA. CS-22. *Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes: Amendment 2* [online]. 2009 [cit. 2016-05-20]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/Consolidated%20version%20CS-22%20Amdt%202.pdf>
- [8] EASA. CS-23. *Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes: Amendment 3* [online]. 2009 [cit. 2016-05-20]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/CS-23%20Amdt%203.pdf>
- [9] EASA. CS-25. *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes: Amendment 17* [online]. 2015 [cit. 2016-05-20]. Dostupné z: https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/CS-25%20%E2%80%94%20Amendment%2017_0.pdf
- [10] EASA. CS-27. *Certification Specifications for Small Rotorcraft: Amendment 3* [online]. 2012 [cit. 2016-05-20]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/CS-27%20Amendment%203.pdf>
- [11] EASA. CS-29. *Certification Specifications for Large Rotorcraft: Amendment 3* [online]. 2012 [cit. 2016-05-20]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/CS-29%20Amendment%203.pdf>
- [12] EASA. CS-VLA. *Certification Specifications for Very Light Aeroplanes: Amendment 1* [online]. 2009 [cit. 2016-05-20]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/CSVLA%20%20Amdt%201%20combined.pdf>



- [13] FEINDLER, Nico. TEST METHOD TO ANALYSE THE ENERGY ABSORPTION OF COMPOSITE MATERIAL USING FLAT COUPON TESTING. In: *5th International Conference on Composites Testing and Model Simulation EPFL* [online]. Lausanne, 2011 [cit. 2016-05-22]. Dostupné z: http://lmafsv1.epfl.ch/CompTest2011/03-Wednesday/Session11/COMPTEST_FEINDLER_2011.pdf
- [14] WIGGENRAAD, J.F.M., D. SANTORO, F. LEPAGE, C. KINDERVATER a H. Climent MAÑEZ. *Development of a crashworthy composite fuselage concept for a commuter aircraft* [online]. Nationall Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium (NLR), 2001 [cit. 2016-04-13]. NLR-TP-2001-108. Dostupné z: <http://reports.nlr.nl:8080/xmlui/bitstream/handle/10921/901/TP-2001-108.pdf?sequence=1>
- [15] FASANELLA, Edwin L. a Karen E. JACKSON. *Multi-Terrain Impact Testing and Simulation of a Composite Energy Absorbing Fuselage Section* [online]. 2008 [cit. 2016-05-21]. Dostupné z: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080006847.pdf>
- [16] Obrázek: Pádová zkouška celého letadla [online]. [cit. 2016-05-22]. Dostupné z: https://www.flickr.com/photos/nasa_langley/19502566433/in/album-72157656526141371/
- [17] ASKELAND, Donald R a Pradeep P PHULÉ. *Science and engineering of materials*. 5th ed. Toronto: Thomson, 2006. ISBN 0534553966.
- [18] VĚCHET, Stanislav. Úvod do materiálových věd a inženýrství. *Kompozity*. [prezentace]. Fakulta strojního inženýrství, VUT v Brně. In: Ústav materiálových věd a inženýrství [online]. [cit. 2016-03-21]. Dostupné z: <http://ime.fme.vutbr.cz/images/umvi/vyuka/bum/prednasky/11-BUM%20-%20kompozitni%20materialy.pdf>
- [19] EHRENSTEIN, Gottfried W. *Polymerní kompozitní materiály*. V ČR 1. vyd. Praha: Scientia, 2009. ISBN 978-80-86960-29-6.
- [20] JURAČKA, Jaroslav. LETECKÝ ÚSTAV, VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ. *Kompozitní konstrukce v letecví: Číslo zprávy: LU01-2007-OST.ST*. Brno, 2015.
- [21] KOMPOZITY. *KOMPOZITY - Ing. Zdenek Korinek, CSc.* [online]. [cit. 2014-05-17]. Dostupné z: <http://mujweb.cz/zkorinek/>
- [22] NIU, Michael Chun-Yung. *Composite airframe structures: practical design information and data*. 1th published. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press Ltd, 1992. ISBN 96-271-2806-6.
- [23] JACKSON, Karen E. a Edwin L. FASANELLA. *Crashworthy Evaluation of a 1/5-Scale Model Composite Fuselage Concept* [online]. 1991, , 18 [cit. 2016-03-21]. Dostupné z: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19990036755.pdf>
- [24] KLEMENT, Josef. *Letecké materiály. Kompozitní materiály* [prezentace]. Fakulta strojního inženýrství, VUT v Brně. In: Letecký ústav.
- [25] LAŠ Vladislav. *Úvod do modelování v mechanice: mechanika kompozitních materiálů – I* [online]. [cit. 2016-03-21]. Dostupné z: <http://www.kme.zcu.cz/download/predmety/229-umm-6.pdf>
- [26] *FAST: Flight Airworthiness Support Technology* [online]. Airbus, 2016, (57) [cit. 2016-04-12]. ISSN 1293-5476. Dostupné z: <http://www.airbus.com/>



- support/publications/?eID=maglisting_push&tx_maglisting_pi1%5BdocID%5D=105152
- [27] KLEMENT, Josef. Letecké materiály. *Nanokompozity* [prezentace]. Fakulta strojního inženýrství, VUT v Brně. In: Letecký ústav.
- [28] Obrázek: A40935 [online]. [cit 2016-04-12]. Dostupné z: <http://ezentrumbilder3.de/rg/bilder/A40935.jpg>
- [29] Obrázek: HO635-Hybrid-1 [online]. [cit 2016-04-12]. Dostupné z: <http://www.prfcomposites.com/wp-content/uploads/2013/02/HO635-Hybrid-1.jpg>
- [30] Obrázek: TeXtreme©_0_90_side_web [online]. [cit 2016-04-12]. Dostupné z: <http://www.textreme.com/b2b/news-room/new-carbon-fabric-can-save-airlines-millions-in-fuel-cost>
- [31] Obrázek: NAPPE [online]. [cit 2016-04-12]. Dostupné z: <http://www.vitechcomposites.com/wp-content/uploads/2015/07/NAPPE.jpg>
- [32] Obrázek: Uni-directional-carbon-fibre-tape-600g-100mm-wide-in-hand-2 [online]. [cit 2016-04-12]. Dostupné z: <http://www.easycomposites.co.uk/#!/fabric-and-reinforcement/carbon-fibre-reinforcement/carbon-fibre-tape/unidirectional-carbon-fibre-tape-none-crimp-600g.html>
- [33] Obrázek: kompozit4 [online]. [cit 2016-04-12]. Dostupné z: <http://www.erginer.com.tr/kompozit/>
- [34] TSAI, Stephen W. a Kim PARNELL. *Advantages of Homogenized Composite Laminates* [online]. In: . MSC. Software, 2011 [cit. 2016-03-22]. Dostupné z: <http://pages.mscsoftware.com/rs/mscsoftware/images/Advantages%20of%20Homogenized%20Composite%20Laminates.pdf>
- [35] HEXCEL CORPORATION. *HexPly® Prepreg Technology* [online]. Hexcel Corporation, ©2013 [cit. 2016-04-12]. Dostupné z: http://www.hexcel.com/Resources/DataSheets/Brochure-Data-Sheets/Prepreg_Technology.pdf
- [36] LITTELL, Justin D. *The development of a conical composite energy absorber for use in the attenuation of crash/impact loads* [online]. Hampton (United States): NASA Langley Research Center, 2014 [cit. 2016-04-13]. Dostupné z: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150001245.pdf>
- [37] BUCŇÁK, O. Analýza sendvičových struktur metodou konečných prvků. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2014. 52 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Michal Mališ, Ph.D.
- [38] HEXCEL COMPOSITES. *HexWeb™ HONEYCOMB SANDWICH DESIGN TECHNOLOGY* [online]. Hexcel Composites, ©2000 [cit. 2016-04-13]. Dostupné z: http://www.hexcel.com/Resources/DataSheets/Brochure-Data-Sheets/Honeycomb_Sandwich_Design_Technology.pdf
- [39] KLEMENT, Josef. Letecké materiály. *Sendvičové materiály* [prezentace]. Fakulta strojního inženýrství, VUT v Brně. In: Letecký ústav.
- [40] Obrázek: Pěnový materiál Corecell® [online]. [cit 2016-05-25]. Dostupné z: http://img.directindustry.com/images_di/photo-g/37817-2336145.jpg
- [41] Obrázek: Pěnový materiál Rohacell® [online]. [cit 2016-05-25]. Dostupné z: http://cfk-valley.com/uploads/pics/2010_feb_18_evonik_rihm_rohacell_sw-71_01.jpg
- [42] Obrázek: Pěnový materiál PVC [online]. [cit 2016-05-25]. Dostupné z: <http://www.pvc-core.com/img/pvc-foam-01.jpg>



- [43] VRBKA, Jan. *Mechanika kompozitů* [online]. Brno: Ústav mechaniky těles, mechatroniky a biomechaniky. Fakulta strojního inženýrství VUT v Brně, 2008 [cit. 2016-04-05]. Dostupné z: https://www.vutbr.cz/www_base/priloha.php?dpid=83340
- [44] KADLEC, M. *Fraktografie vláknových kompozitů na bázi epoxid/uhlík pro letecké aplikace*. In: Transfer – výzkum a vývoj pro letecký průmysl. Praha, VZLÚ, a.s., 2012, č. 17/2012, s. 35-38. ISSN 1801-9315.
- [45] ANDERSSON, Marcus a Petter LIEDBERG. *Crash behavior of composite structures: A CAE benchmarking study*. Göteborg (Švédsko), 2014. ISSN 1652-8557. Dostupné také z: <http://publications.lib.chalmers.se/records/fulltext/199981/199981.pdf>. Diplomová práce. Chalmers University of Technology.
- [46] KADLEC, Martin. *Mechanismy porušování polymerního kompozitu vyztuženého uhlíkovou tkaninou pro letecké konstrukce*. Praha, 2014. Dostupné také z: http://www2.fjfi.cvut.cz/hodnoceni-DS/DFN/2015/ing_kadlec/teze_fi_14_kadlec_m.pdf. Teze dizertační práce. České vysoké učení technické v Praze. Vedoucí práce Doc. Dr. Ing. Petr Haušild.
- [47] OCHOA, O. a J. REDDY. *Finite element analysis of composite laminates*. Boston: Kluwer Academic Publishers, 1992. ISBN 07-923-1125-6.
- [48] DEPARTMENT OF DEFENSE. *Composite Materials Handbook: Volume 3. Polymer Matrix Composites Materials Usage, Design, and Analysis* [online]. Department of Defense, 2002 [cit. 2016-04-05]. Dostupné z: https://www.wbdg.org/ccb/FEDMIL/hdbk17_3f.pdf
- [49] BROOKS, Charlie R a Ashok CHOUDHURY. *Failure analysis of engineering materials*. New York: McGraw-Hill, 2002. McGraw-Hill professional engineering. ISBN 00-713-5758-0.
- [50] KADLEC, Martin. *Mechanismy porušování polymerního kompozitu s kontinuálními vlákny: Seminář „Porušování kompozitních materiálů a konstrukcí“* [online]. In: . Praha: Ústav teoretické a aplikované mechaniky AV ČR, 2015 [cit. 2016-04-05]. Dostupné z: <http://www.csm-kompozity.wz.cz/Kadlec.pdf>
- [51] LAŠ, Vladislav. *Mechanika kompozitních materiálů. Porušování kompozitů*. [prezentace]. Fakulta aplikovaných věd, Západočeská univerzita v Plzni. In: Katedra mechaniky [online]. [cit. 2016-04-18]. Dostupné z: www.kme.zcu.cz/download/predmety/mkm/3-poruseni-kompozitu.ppt
- [52] OPELT, Carlos V. *Compression Failure Modes of Carbon Fiber Fabric Scraps: Epoxy Laminates*. In: *1st SAMPE Brasil Advanced Composite Week* [online]. Brazílie: Technological Institute of Aeronautics São José dos Campos, 2015 [cit. 2016-04-18]. Dostupné z: <http://www.sampe.com.br/apresentacoes/2015/congresso/ita.pdf>
- [53] ABRATE, Serge. *Impact engineering of composite structures*. New York: Springer, c2011. Courses and lectures, no. 526. ISBN 37-091-0522-6.
- [54] DE KANTER, J.L.C.G. *Energy Absorption of Monolithic and Fibre Reinforced Aluminium Cylinders*. Nizozemsko, 2006. Dostupné také z: http://repository.tudelft.nl/assets/uuid:41384c73-f7de-4580-838c-8f0210908ac5/ae_deKanter_20060213.pdf. Disertační práce. TU Delft, Aerospace Engineering.



- [55] JACOB, George C. a John F. FELLERS. *Energy Absorption in Polymer Composite Materials for Automotive Crashworthiness*. Knoxville, 2001. Diplomová práce. University of Tennessee.
- [56] COURTEAU, Marc A. *INVESTIGATING THE CRASHWORTHINESS CHARACTERISTICS OF CARBON FIBER/EPOXY TUBES*. Utah (USA), 2011. Diplomová práce. The University of Utah, Department of Mechanical Engineering.
- [57] HUSSEIN, Rafea D. a Dong RUAN. Axial crushing behaviour of honeycomb-filled square carbon fibre reinforced plastic (CFRP) tubes. *Composite Structures* [online]. 2016, (140), 166-179 [cit. 2016-04-11]. ISSN 0263-8223. Dostupné z: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S026382231501154X>
- [58] HEIMBS, S., F. STROBL, P. MIDDENDORF a J. M. GUIMARD. *Composite crash absorber for aircraft fuselage applications* [online]. , 3-14 [cit. 2016-04-13]. DOI: 10.2495/SU100011. Dostupné z: <http://library.witpress.com/viewpaper.asp?pcode=SU10-001-1>
- [59] DAVID, Matthew, Alastair F. JOHNSON a H. VOGGENREITER. Analysis of Crushing Response of Composite Crashworthy Structures. *Applied Composite Materials* [online]. 2013, **20**(5), 773-787 [cit. 2016-04-13]. DOI: 10.1007/s10443-012-9301-8. ISSN 0929-189x. Dostupné z: <http://link.springer.com/10.1007/s10443-012-9301-8>
- [60] HUANG, Jiancheng a Xinwei WANG. On a new crush trigger for energy absorption of composite tubes. *International Journal of Crashworthiness* [online]. 2010, **15**(6), 625-634 [cit. 2016-04-11]. DOI: 10.1080/13588265.2010.484194. ISSN 1358-8265. Dostupné z: <http://www.tandfonline.com/doi/abs/10.1080/13588265.2010.484194>
- [61] CAUCHI SAVONA, S. a P.J. HOGG. Effect of fracture toughness properties on the crushing of flat composite plates. *Composites Science and Technology* [online]. 2006, **66**(13), 2317-2328 [cit. 2016-04-11]. DOI: 10.1016/j.compscitech.2005.11.038. ISSN 02663538. Dostupné z: <http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0266353805004641>
- [62] LIU, Qiang, Huanlin XING, Yang JU, Zhengyan OU a Qing LI. Quasi-static axial crushing and transverse bending of double hat shaped CFRP tubes. *Composite Structures* [online]. 2014, **117**, 1-11 [cit. 2016-04-11]. DOI: 10.1016/j.compstruct.2014.06.024. ISSN 02638223. Dostupné z: <http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S0263822314002931>
- [63] BUSSADORI, B.P., K. SCHUFFENHAUER a A. SCATTINA. Modelling of CFRP crushing structures in explicit crash analysis. In: *Composites Part B: Engineering*. 2014, **60**, s. 725-735. DOI: 10.1016/j.compositesb.2014.01.020. ISSN 13598368. Dostupné také z: <http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S1359836814000304>
- [64] JIMÉNEZ, M. A., A. MIRAVETE, E. LARRODÉ a D. REVUELTA. Effect of trigger geometry on energy absorption in composite profiles. *Composite Structures* [online]. 2000, (48), 107-111 [cit. 2016-04-11]. ISSN 0263-8223. Dostupné z: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822399000811>
- [65] KIM, Jung-Seok, Hyuk-Jin YOON a Kwang-Bok SHIN. Experimental Investigation of Composite Sandwich Square Tubes under Quasi-Static and Dynamic Axial Crushing. *Advanced Composite Materials* [online]. 2011, **20**(4),



- 385-404 [cit. 2016-04-11]. DOI: 10.1163/092430411X558521. ISSN 0924-3046. Dostupné z: <http://www.tandfonline.com/doi/abs/10.1163/092430411X558521>
- [66] KASSAPOGLOU, Christos. *Design and analysis of composite structures: with applications to aerospace structures*. 2nd ed. Chichester: John Wiley, 2013. Aerospace series. ISBN 978-1-118-40160-6.
- [67] Obrázek: Tahová zkouška kompozitního vzorku [online]. [cit. 2016-04-25]. Dostupné z: http://grassezur.de/wp-content/uploads/2012/01/Zugversuch_61.jpg
- [68] PAIVA, Jane Maria Faulstich de, Sérgio MAYER a Mirabel Cerqueira REZENDE. Comparison of tensile strength of different carbon fabric reinforced epoxy composites. *Materials Research* [online]. 2006, **9**(1), 83-90 [cit. 2016-04-25]. DOI: 10.1590/S1516-14392006000100016. ISSN 1516-1439. Dostupné z: http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext
- [69] DEUSCHLE, H. Matthias. *3D failure analysis of UD fibre reinforced composites Puck's theory within FEA*. Stuttgart, 2010. ISBN 39-306-8399-7. Diplomová práce. Universität Stuttgart, Institute of Statics and Dynamics of Aerospace Structures.
- [70] PARIS, Federico. *A Study of Failure Criteria of Fibrous Composite Materials* [online]. In: LANGLEY RESEARCH CENTER. Hampton (USA), 2001, s. 76 [cit. 2016-04-05]. NASA/CR- 2001-210661. Dostupné z: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20010035883.pdf>
- [71] GRM SYSTEMS s.r.o. Product book [online]. [cit. 2016-03-22]. Dostupné z: http://www.grm-systems.cz/sites/default/files/download/grm_katalog_web.pdf
- [72] KRYSTEK, J. *Pevnostní kritéria pro kompozitní materiály* [online]. In: . Plzeň, 2012 [cit. 2016-04-05]. Dostupné z: http://seminare.fav.zcu.cz/media/document/krystek_pevnostni-kriteria-pro-kompozitni-materialy.pdf
- [73] MSC.SOFTWARE CORPORATION. *Dytran 2013: Theory Manual*. Newport Beach (USA), 2013.
- [74] FERABOLI, Paolo, Bonnie WADE, Francesco DELEO, Mostafa RASSAIAN, Mark HIGGINS a Alan BYAR. LS-DYNA MAT54 modeling of the axial crushing of a composite tape sinusoidal specimen. In: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2011, **42**(11), s. 1809-1825. DOI: 10.1016/j.compositesa.2011.08.004. ISSN 1359835x. Dostupné také z: <http://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S1359835X11002648>
- [75] WADE, Bonnie. *Capturing the Energy Absorbing Mechanisms of Composite Structures under Crash Loading*. Washington, 2014. Disertační práce. University of Washington. Vedoucí práce Paolo Feraboli.
- [76] BARNES, Graham a Ian COLES. *Crash Safety Assurance Strategies For Future Plastic and Composite Intensive Vehicles (PCIVs)*. Technická zpráva DOT-VNTSC-NHTSA-10-01. Cambridge: Volpe National Transportation Systems Center, 2010. Dostupné z: <http://www.nhtsa.gov/DOT/NHTSA/NVS/Crashworthiness/Plastics/DOT-VNTSC-NHTSA-10-01.pdf>
- [77] MSC.SOFTWARE CORPORATION. *MSC Nastran 2012: Quick Reference Guide* [online]. November 15, 2011, 3500 s. [cit. 2016-04-27]. NA:V2012:Z:Z:DC-QRG. Dostupné z: http://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&id=DOC10004&cat=MSC_NASTRAN_DOCUMENTATION_2012&actp=LIST
- [78] MSC.SOFTWARE CORPORATION. *Dytran 2013: Reference manual*. Newport Beach (USA), 2013.



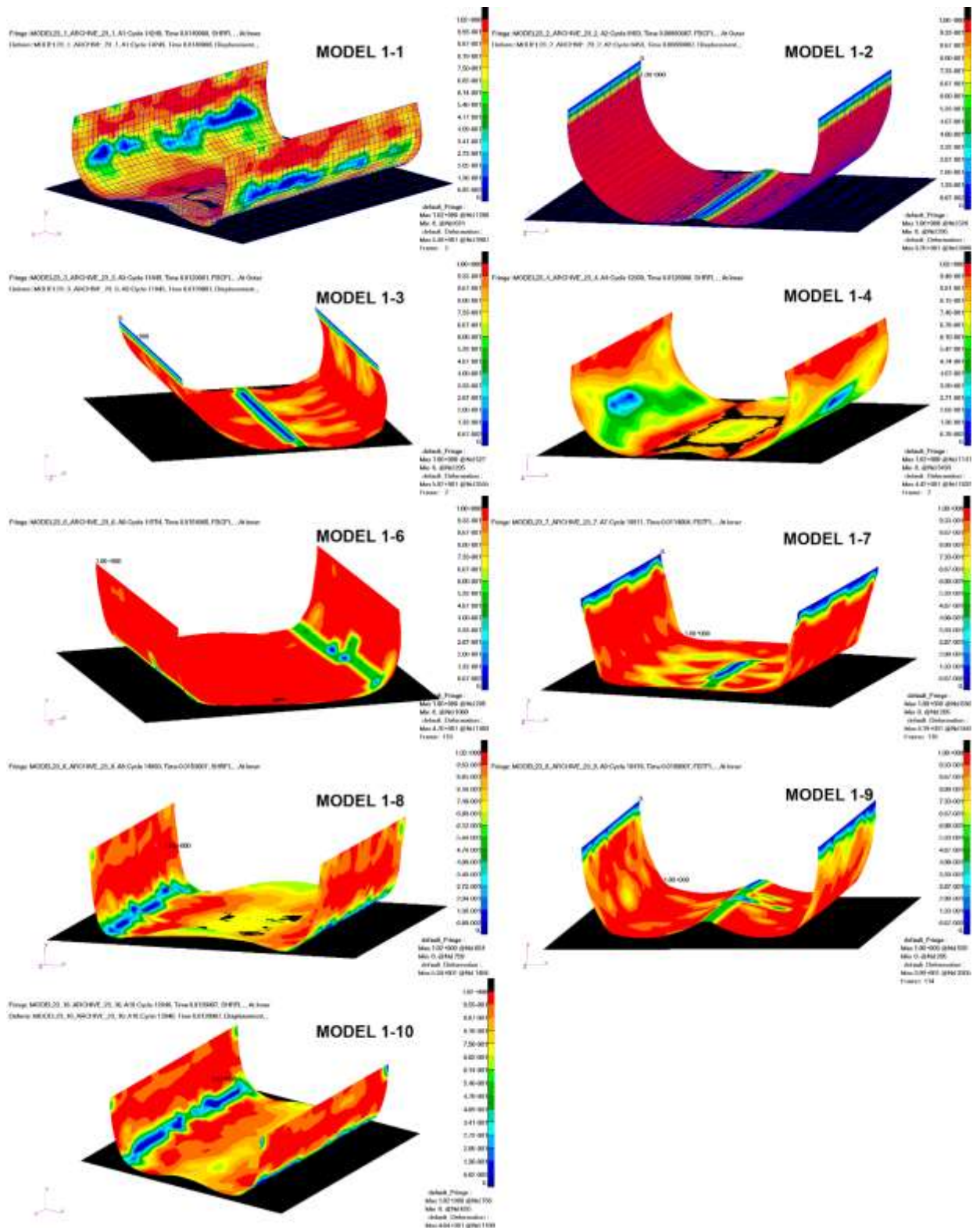
- [79] WADE, B., P. FERABOLI a M. Rassaian. *LS-DYNA MAT54 for simulating composite crash energy absorption* [online]. JAMS, 2011 [cit. 2016-04-27]. Dostupné z: https://www.niar.wichita.edu/niarworkshops/Portals/0/open%20this%20one%20%20crash_feraboli_JAMS%20May%202011h.pdf
- [80] HARTMANN, Stefan a David MONCAYO. Composite Materials 261 and 262. In: *LS-DYNA - FEM Software und Dienstleistungen von DYNAMore: Agenda* [online]. Stuttgart: DYNAMore GmbH, 2012 [cit. 2016-04-27]. Dostupné z: <https://www.dynamore.de/de/download/papers/ls-dyna-forum-2012/documents/materials-5-1>
- [81] Obrázek: Trup letoun TL-3000 [online]. [cit. 2016-05-01]. Dostupné z: <https://www.facebook.com/TLULTRALIGHT/photos>
- [82] MAZUMDAR, Sanjay K. *Composites manufacturing: materials, product, and process engineering / Sanjay K. Mazumdar*. Boca Raton, Fla.: CRC Press, 2002. ISBN 08-493-0585-3.
- [83] FASANELLA, Edwin L. a Karen E. JACKSON. *Best Practices for Crash Modeling and Simulation* [online]. 2002 [cit. 2016-05-26]. Dostupné z: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20020085101.pdf>



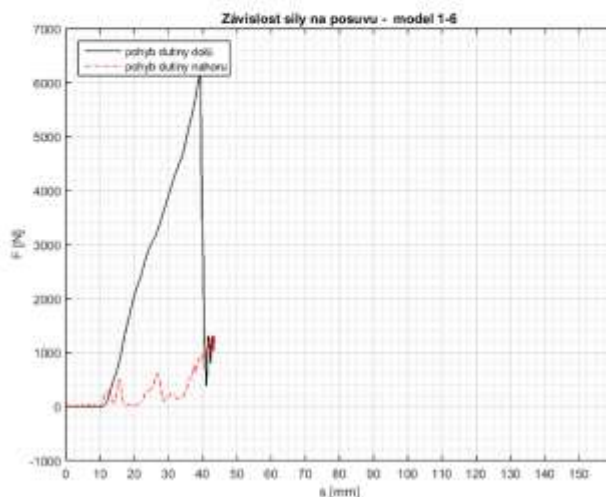
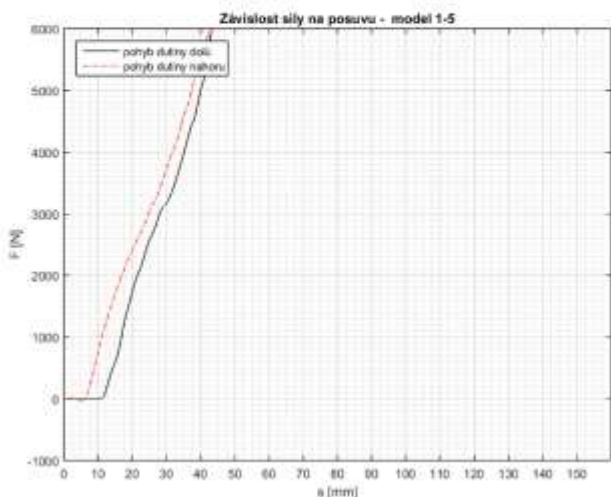
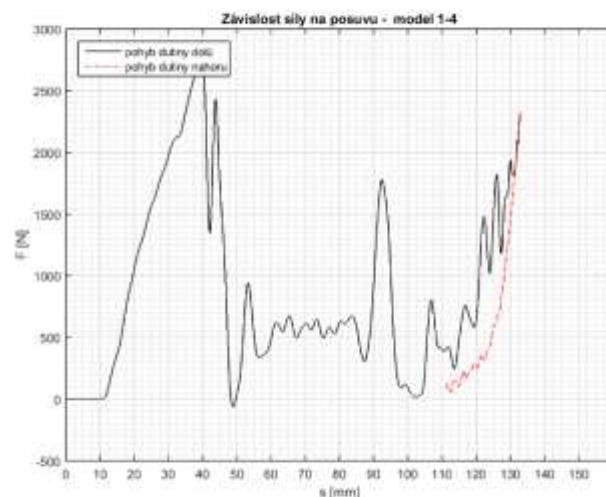
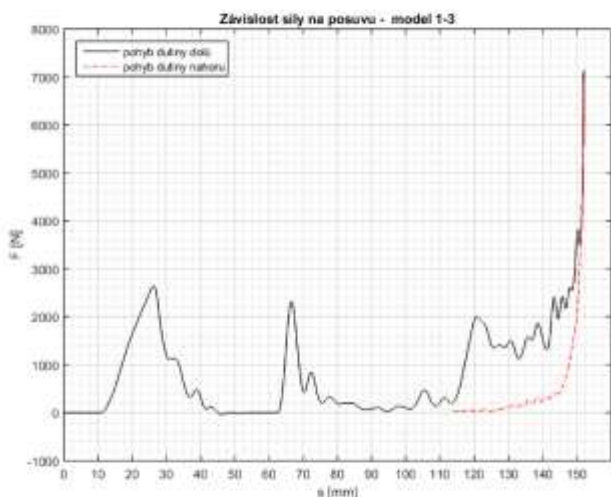
SEZNAM PŘÍLOH

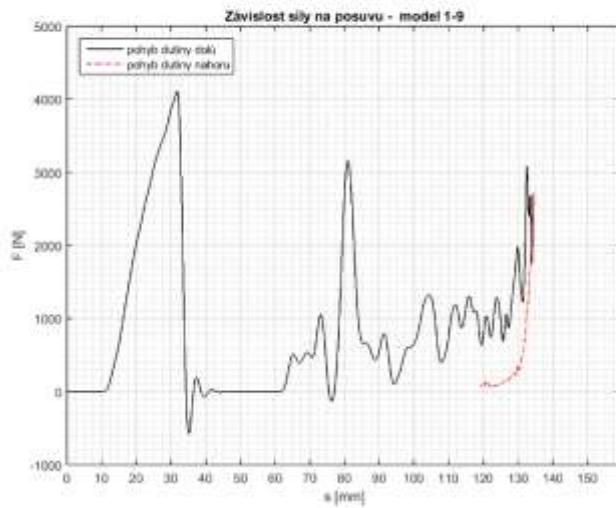
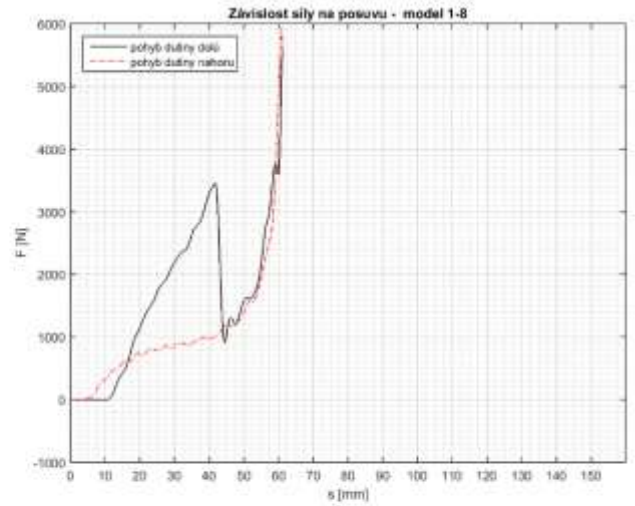
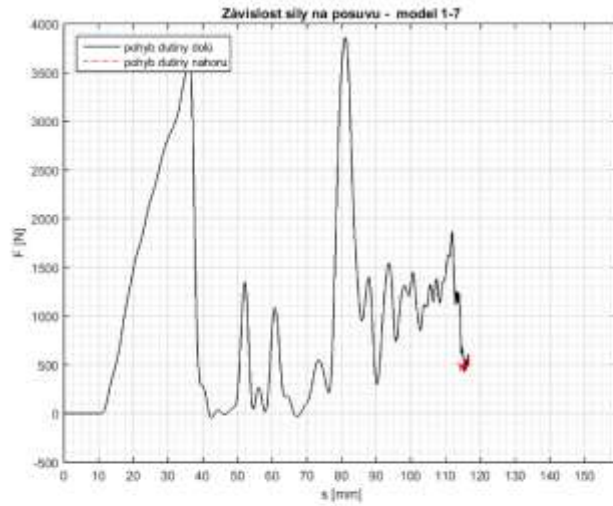
- Příloha A Návrh demonstrátoru
- Příloha B Sekvence obrázků pádových zkoušek
- Příloha C Kalibrace modelu laminátu

PŘÍLOHA A NÁVRH DEMONSTRÁTORU



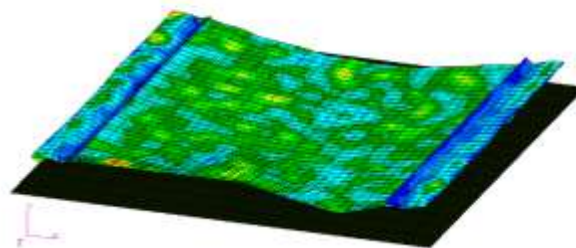
Obr. A-1 Stav dutiny po prvním porušení. Tmavě modrý rozsah barev zobrazuje poruchu v daného typu (vláken v tlaku apod.). Porušení okrajů dutiny způsobuje malá nastavená pevnost materiálu přílohek v návrhu.





Frige: MODEL17_2_AFCIWE_17_2_022Cycle100107, Two 1000T, Stress, T, von Mises, All Item

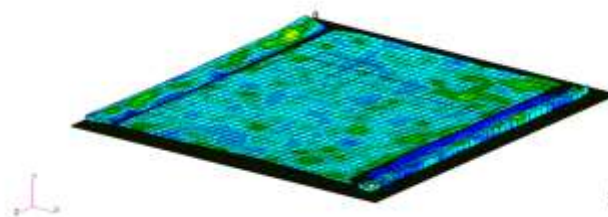
Model 2-1



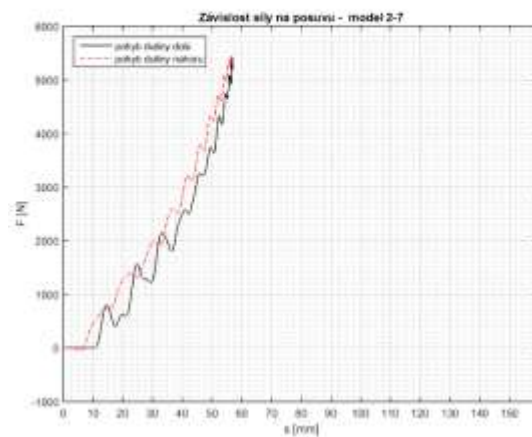
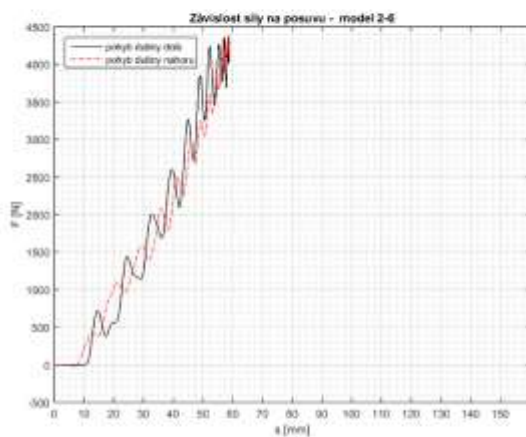
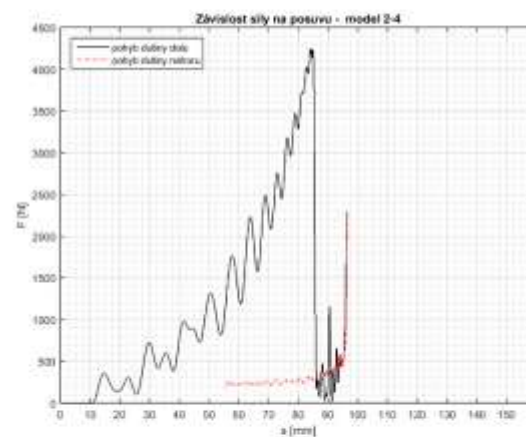
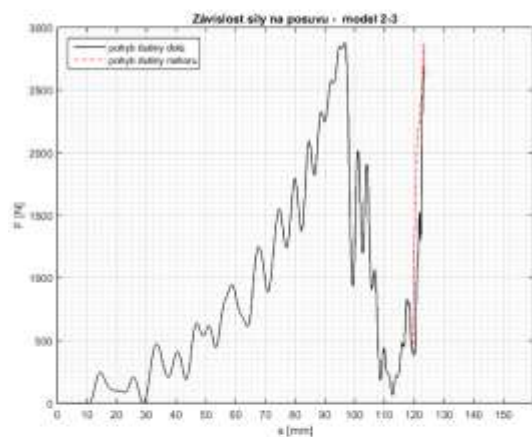
Default, Frige:
Max: 1.08E-02 @Nc2577
Min: 0. @Nc1
Default, Information:
Max: 1.28E-02 @Nc2576

Frige: MODEL17_11_AFCIWE_17_11_AllCycle100065, Two 10002000, Stress, T, von Mises, All Item

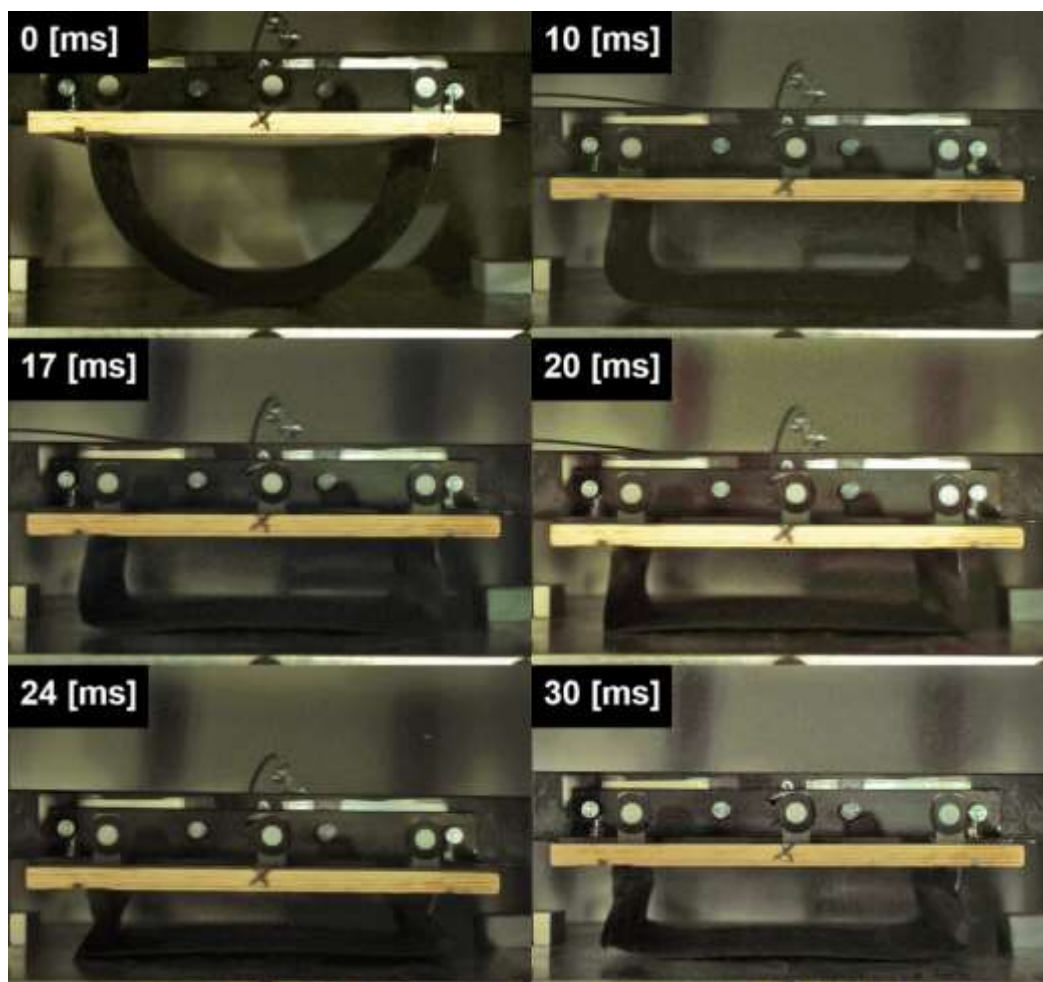
Model 2-2



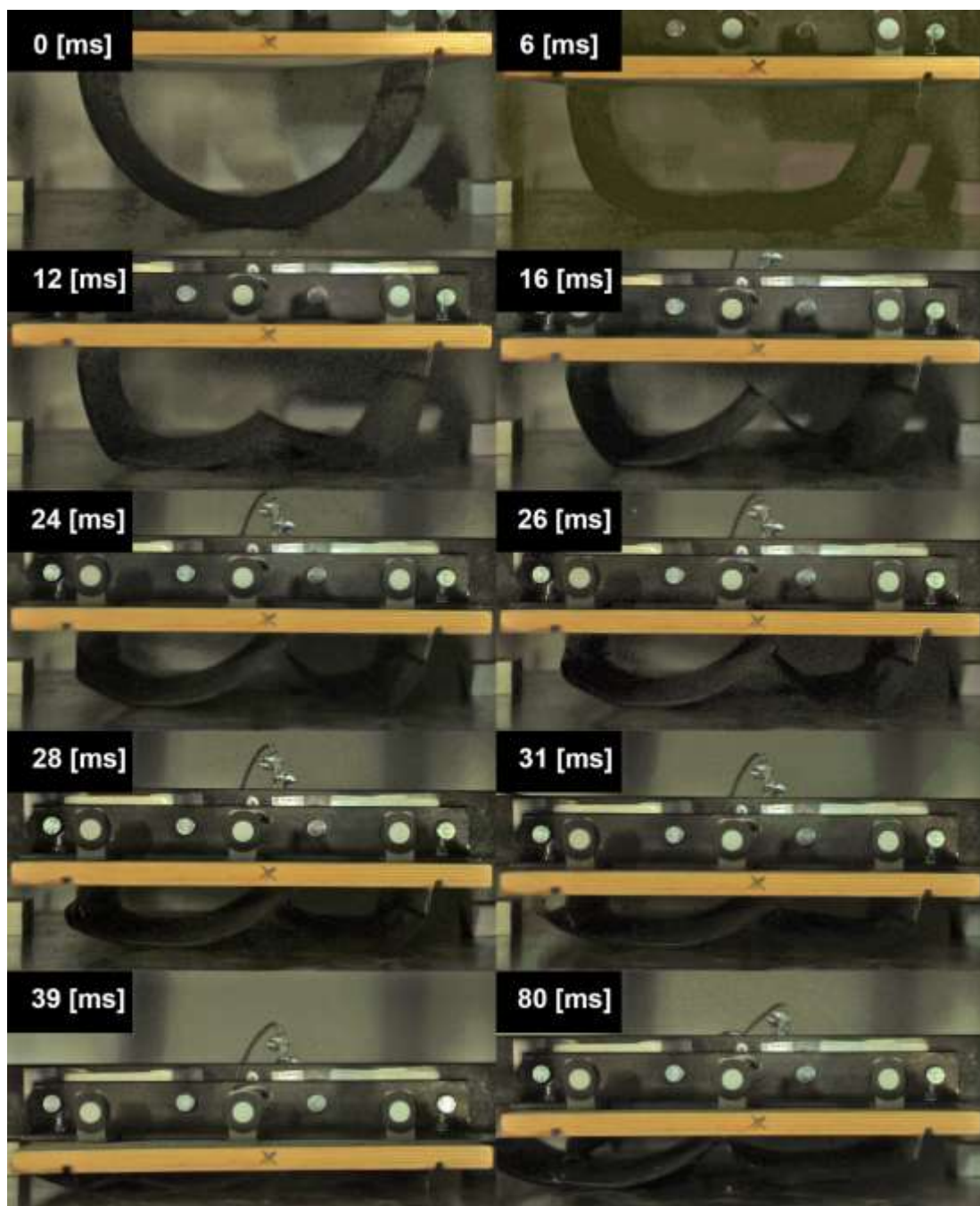
Default, Frige:
Max: 3.51E-01 @Nc1831
Min: 0. @Nc1
Default, Information:
Max: 3.31E-01 @Nc2576



PŘÍLOHA B SEKVENCE OBRÁZKŮ PÁDOVÝCH ZKOUŠEK



Obr. B.1 Sekvence obrázků pádové zkoušky laminátové dutiny.

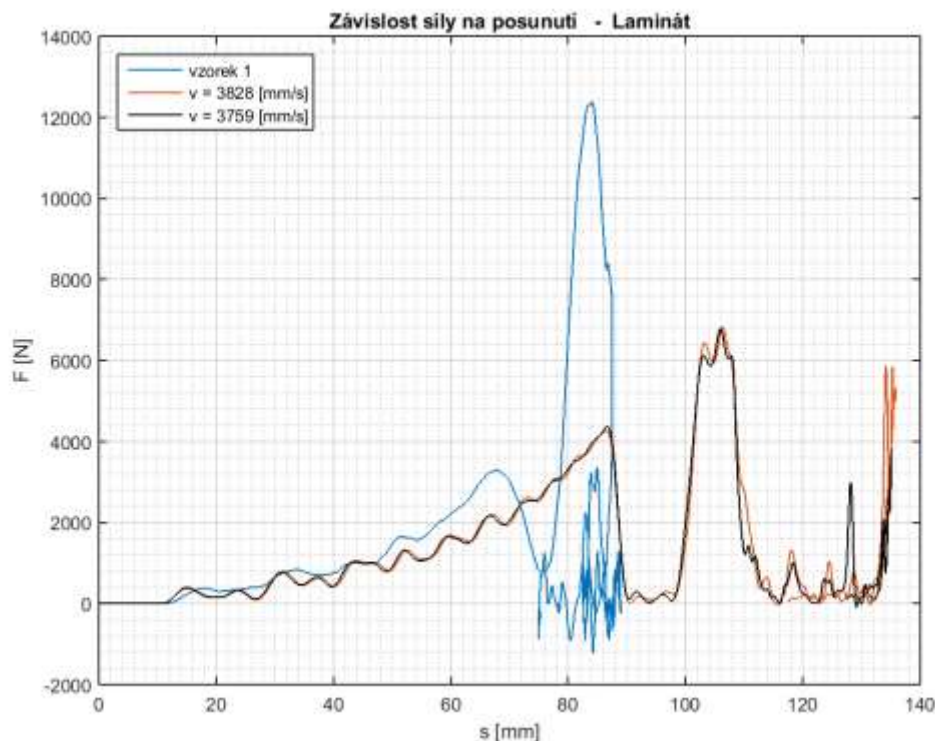


Obr. B.2 Sekvence obrázků pádové zkoušky sendvičové struktury.

PŘÍLOHA C KALIBRACE MODELU LAMINÁTU

Oprava rychlostí

Podle výsledků ze zkoušky je rychlost dopadu nižší než vypočítaná teoretická. Na obr. C.1 jsou porovnány hodnoty rychlostí 3828 [mm/s] (teoretická) a 3759 [mm/s] (opravená). Hustota sítě je 10x10 [mm].



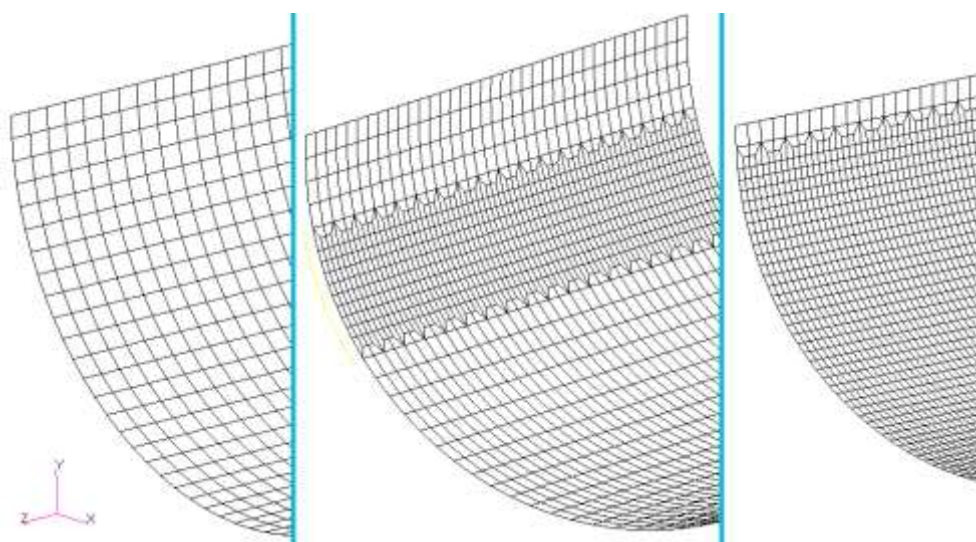
Obr. C.1 Graf porovnání rychlosti teoretické a opravené o 1,8 %.

Vyhodnocení

K výrazné změně závislosti nedochází. V dalších modelech jsou využívány obě hodnoty rychlostí pro porovnání, jestli jejich kombinace s jinou změnou způsobí jinou odezvu modelu.

Hustota sítě

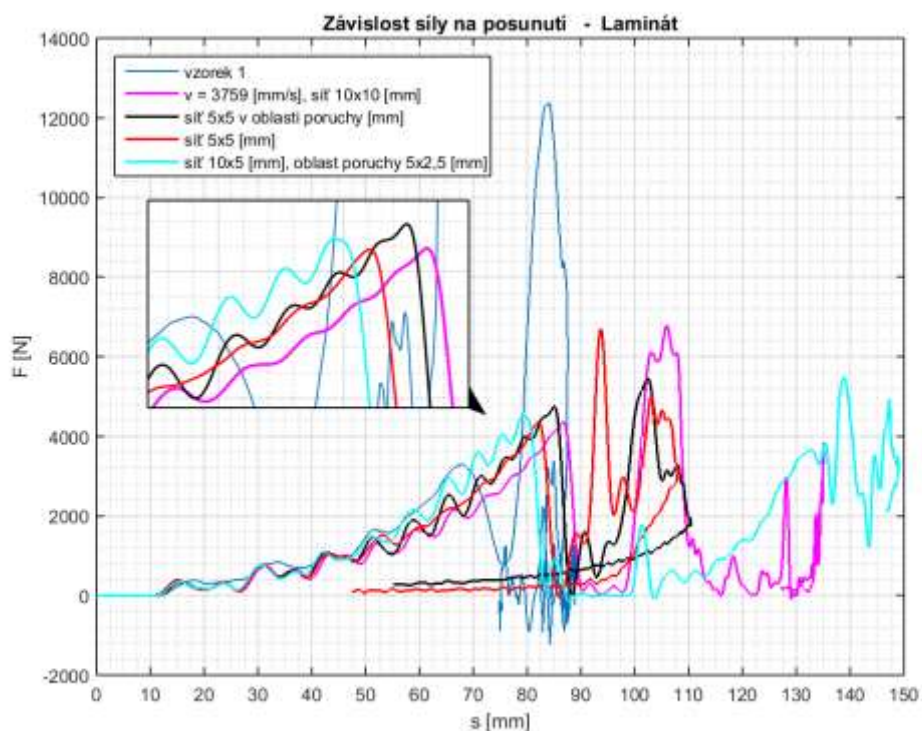
Kvalita sítě může vést k odlišným výsledkům. Na obr. C.3 jsou zobrazeny průběhy čtyř druhů sítí. V prvním modelu je použita globální velikost elementu 10 [mm]. V druhém modelu je upravena síť z prvního modelu, kde došlo ke zjemnění oblasti sítě první poruchy. Síť postupně přechází z globální velikosti elementu 10 [mm] na 5 [mm]. Třetí síť je upravena s postupným přechodem na globální velikost elementů 5 [mm] (viz obr. C.2). U čtvrtého modelu je upravena oblast porušení na velikost elementu 5x2,5 [mm], okolní elementy (mimo přechod) mají velikost 10x5 [mm]. Byl vytvořen i pátý model, který měl globální velikost elementu 2,5 [mm], ale slouží pouze pro zhodnocení výpočtového času, protože nemohl být zpracován pro svůj velký objem dat.



Obr. C.2 Zobrazení změny velikostí elementů dutiny. Nejmenší globální délka elementů zleva 10, (pouze oblast) 5 a poslední 5 mm.

Vyhodnocení

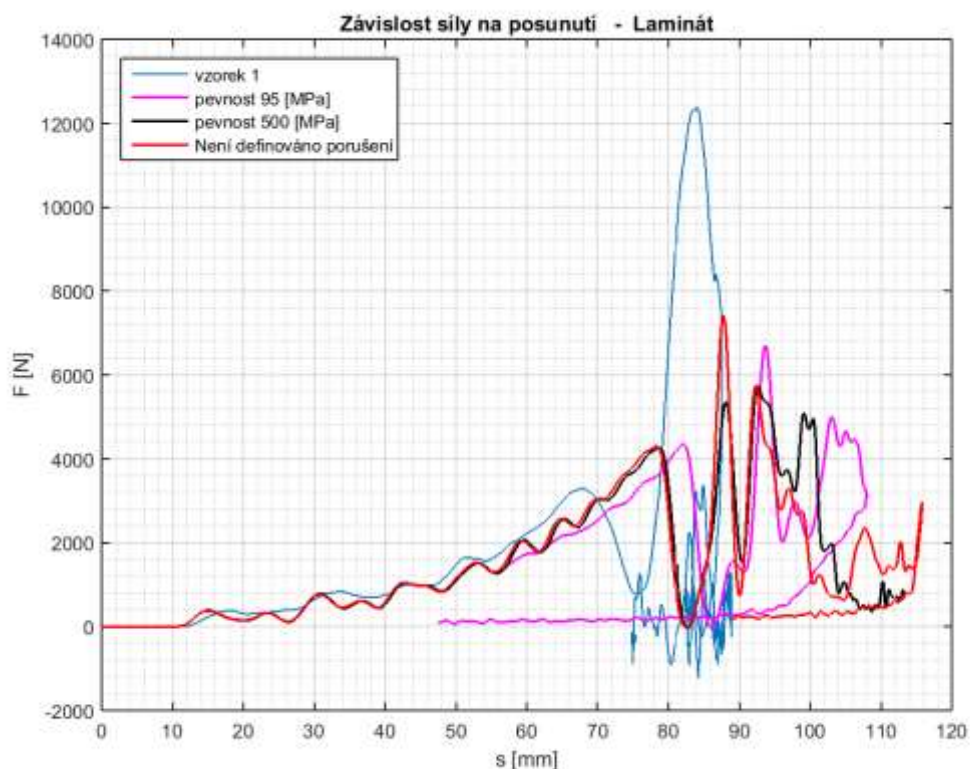
Velikosti elementů mají velký vliv na výsledky simulace, ale zároveň na výpočetní čas. Zjemnění sítě posouvá křivku doleva směrem do nižších hodnot posunutí. Z hlediska velikosti síly jsou hodnoty pro první porušení téměř totožné. Pro další průběh simulace dochází ke vzniku odlišných výsledků. Příčina může být v nehomogenitě celé sítě při použití odlišné hustoty oblasti první poruchy a okolí. Výpočtový čas pro síť 10 [mm] byl přibližně 15 [min] a pro síť 2,5 [mm] byl 9,5 [hod].



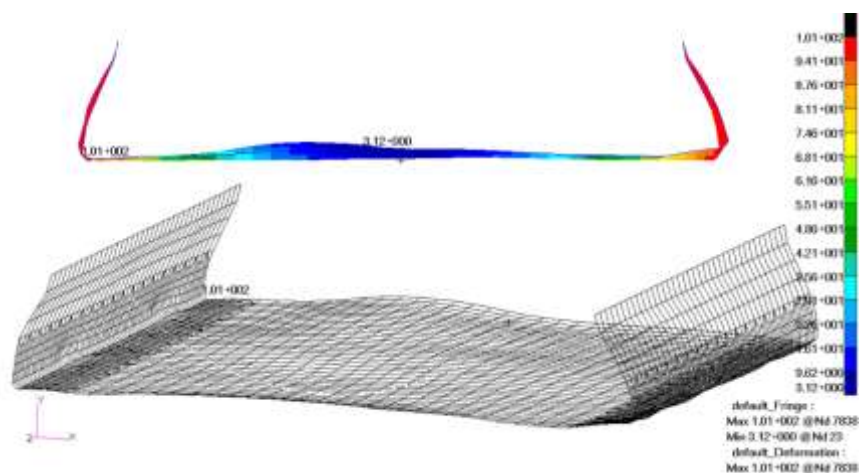
Obr. C.3 Graf porovnání různé hustoty sítě.

Materiálový model skelné tkaniny

Parametry materiálového modelu skelné tkaniny byly zvoleny na základě materiálových listů. Především pevnost může být nižší, než má materiál v reálných podmínkách. Na základě provedené zkoušky u tohoto materiálu nedošlo k porušení, a tak je vhodné upravit daný materiálový model. První model je výchozí s pevností 95 [MPa] a druhý model má zvýšenou pevnost na 500 [MPa]. Nakonec byl použit materiálový model bez porušení tedy MAT8. Počáteční rychlost je 3759 [mm/s]. Síť byla tvořena oblastí s velikostí elementu 5 [mm] a okolní elementy měly velikost 10 [mm].



Obr. C.4 Různé nastavení materiálového modelu skelné tkaniny.



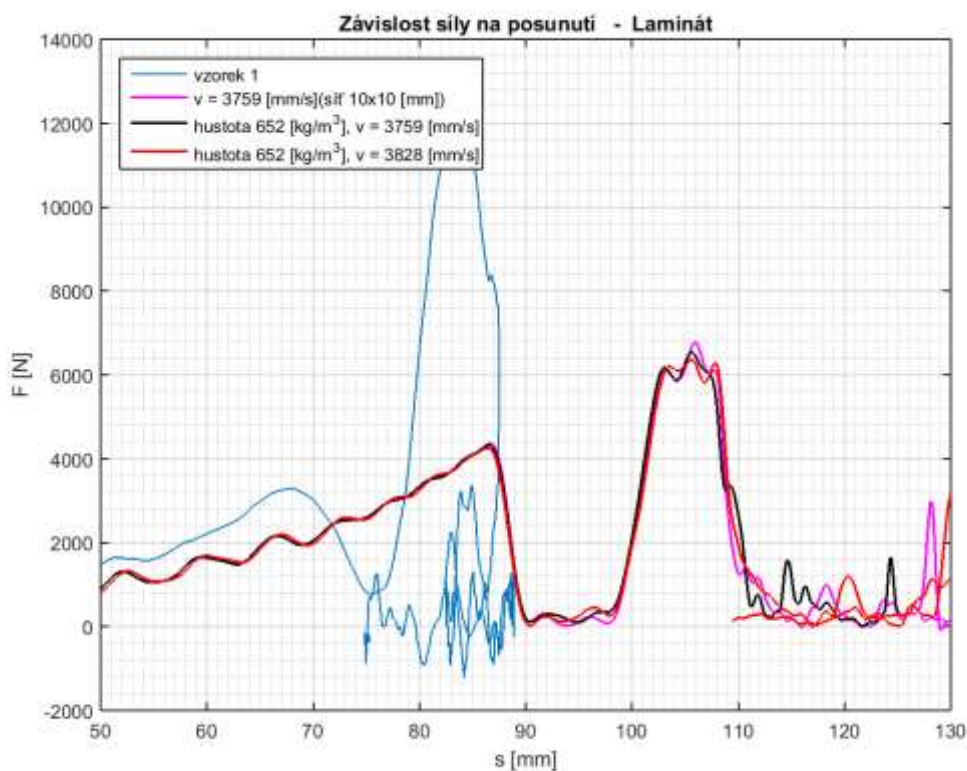
Obr. C.5 Vznik svislé stěny po první poruše.

Vyhodnocení

Použití materiálového modelu bez porušení pro skelnou tkaninu způsobí, že dojde ke vzniku svislé stěny a tuhost v místě příložek oddálí ztrátu stability, která nastává při vyšším zatížení.

Kontrola hmotností

Z důvodu výrobních odchylek může docházet k rozdílům ve hmotnostech vzorku. Při porovnání hmotnosti získané z datového souboru výsledků (22,912 [kg]) a hmotnosti skutečného vzorku s nosníkem vedení (22,94 [kg]) je jejich rozdíl 0,028 [kg]. Tento rozdíl není nijak zásadní, ale může se projevit ve výsledném chování modelu. Pro zjednodušení byla upravena hustota materiálu dřevěné překližky z 644 [kg/m³] na 652 [kg/m³]. Pro výpočty byl použitý materiálový model skelné tkaniny s porušením (MAT8, MAT8A).



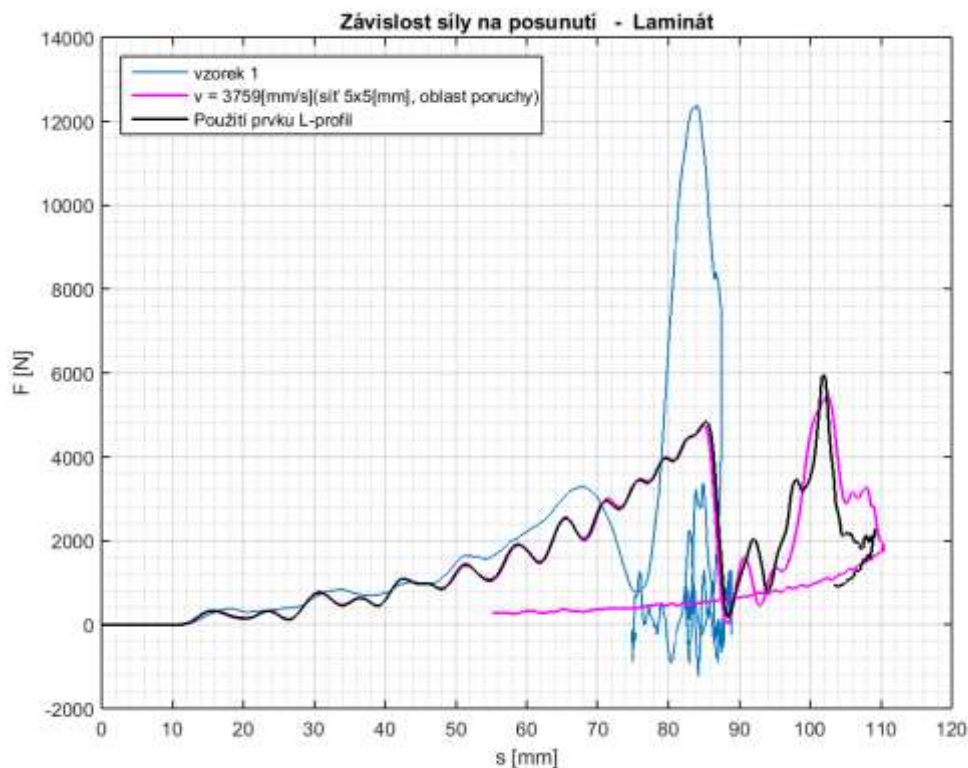
Obr. C.5 Porovnání malé změny hustoty materiálu a jeho vliv na průběh chování.

Vyhodnocení

Na obr. C.5 jsou zobrazeny tři výsledky simulací. První je výchozí se základní hustotou materiálu 644 [kg/m³] a u dalších dvou jsou uplatněny změny hustoty a také rychlosti. Odlišnost průběhu nastává až při průběhu po prvním porušení, ale příčinou mohou být velké nelinearity a tedy nepřesnost výsledků. Tento parametr může v kombinaci s jinými změnit chování modelu, ale bude uplatněn až při modelu se změnou více parametrů.

Prvek L-profil

Reálný nosník vedení byl upraven o dva ocelové L-profily na obou stranách, které slouží k připojení vzorku k nosníku. Vliv na výsledky může mít přidaná tuhost, a tak došlo k úpravě modelu tuhého nosníku o tuto součást (viz obr. C.6). Pro výpočty byla použita síť se změnou hustoty elementů pouze pro oblast porušení (5x5 [mm] a okolí 10x10 [mm]). Pro výpočty byl použitý materiálový model skelné tkaniny s porušením (MAT8, MAT8A).



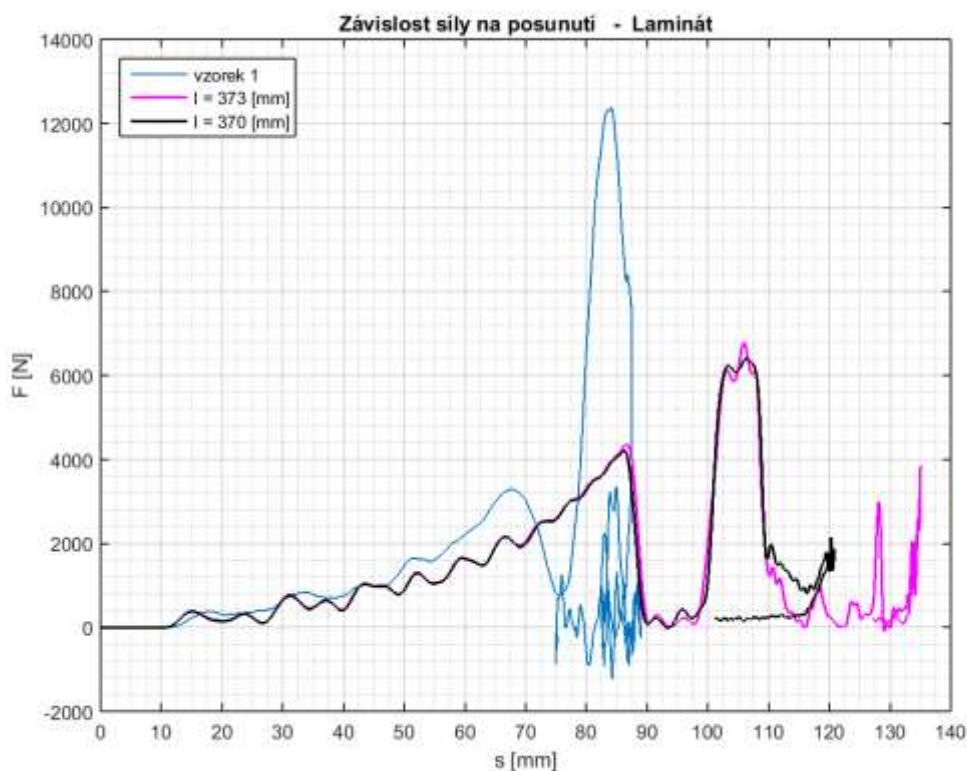
Obr. C.6 Uplatnění prvku L-profilu.

Vyhodnocení

Při použití zvýšení tuhosti nosné desky o spojení s L-profily nedochází k žádné změně v chování u první poruchy. Změny nastávají až při dalším průběhu. Toto ovlivnění může být také způsobeno vysokou nelinearitou v chování. Tento parametr bude uplatněn při modelu se změnou více parametrů.

Kontrola délky

Výchozí délka dutiny byla změřena na $l = 373$ [mm]. Při měření mohlo dojít ke špatnému odečtení hodnot nebo hodnoty délky po obvodu dutiny se mohou lišit. Proto byla zvolena další hodnota délky dutiny 370 [mm]. Počáteční rychlost je 3759 [mm/s] a globální délka elementu je 10 [mm].



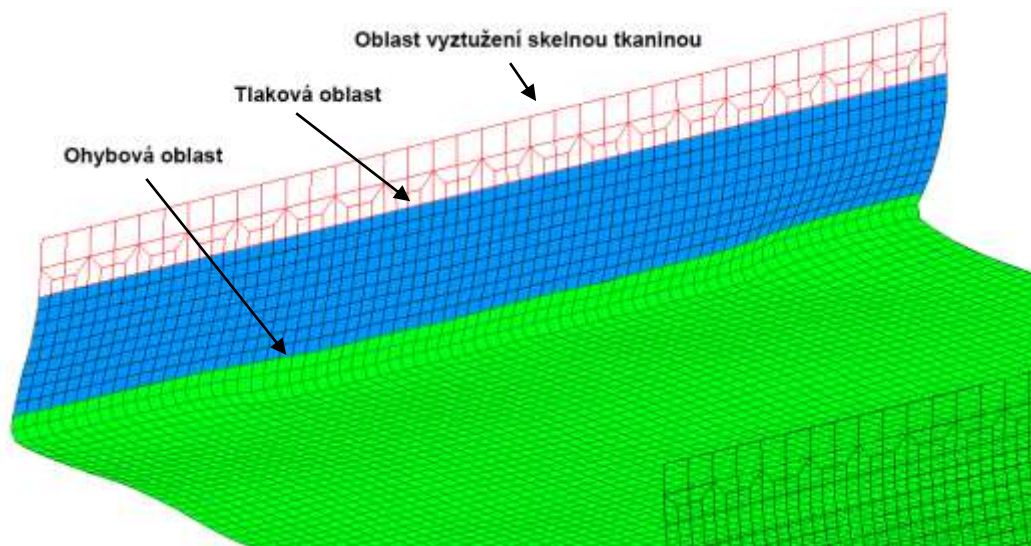
Obr. C.7 Graf průběhu síly při změně délky dutiny.

Vyhodnocení

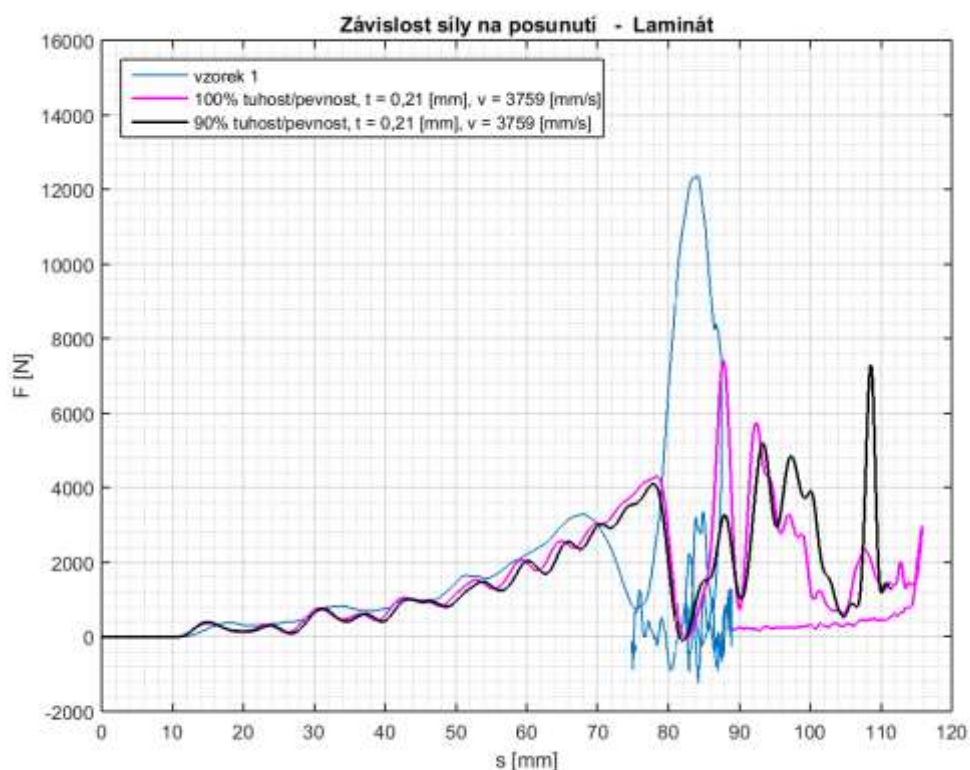
Z obr. C.7 je patrné, že při první poruše je zatěžující síla menší přibližně o 150 [N]. Nejedná se o velkou změnu a při posouzení u druhé poruchy je tento průběh podobný. Odlišnost nastává při odpružení soustavy, která nastává při nižší hodnotě posunutí.

Rozdělení sítě dutiny na oblasti

Rozdělení dutiny na ohybovou a tlakovou část, kde u ohybové jsou sníženy hodnoty pevnosti a tuhosti kompozitního materiálu. Oblast je rozdělena symetricky podle obr. C.8.

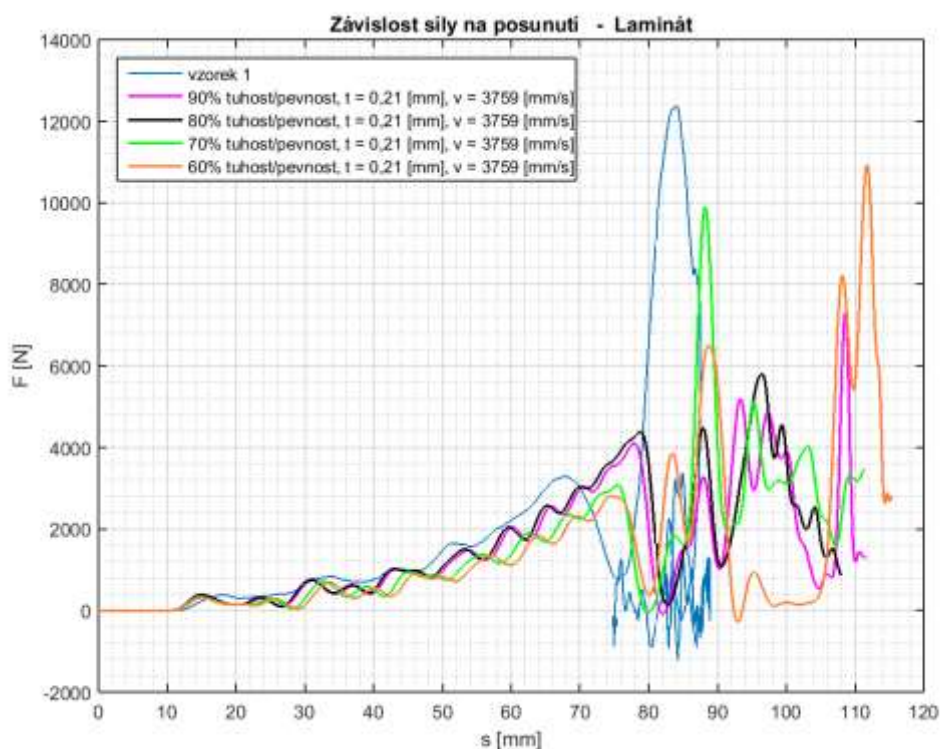


Obr. C.8 Rozdělení dutiny na ohybovou část a tlakovou část (část s vyztužením).

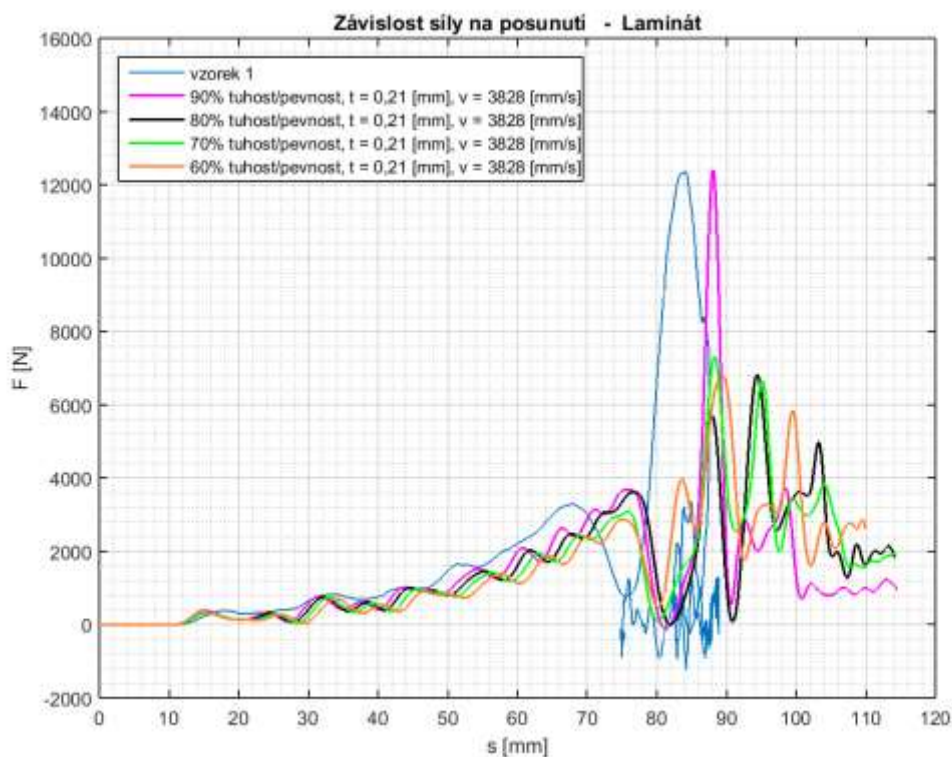


Obr. C.9 Porovnání modelu bez snížení tuhosti a pevnosti s modelem s danou úpravou.

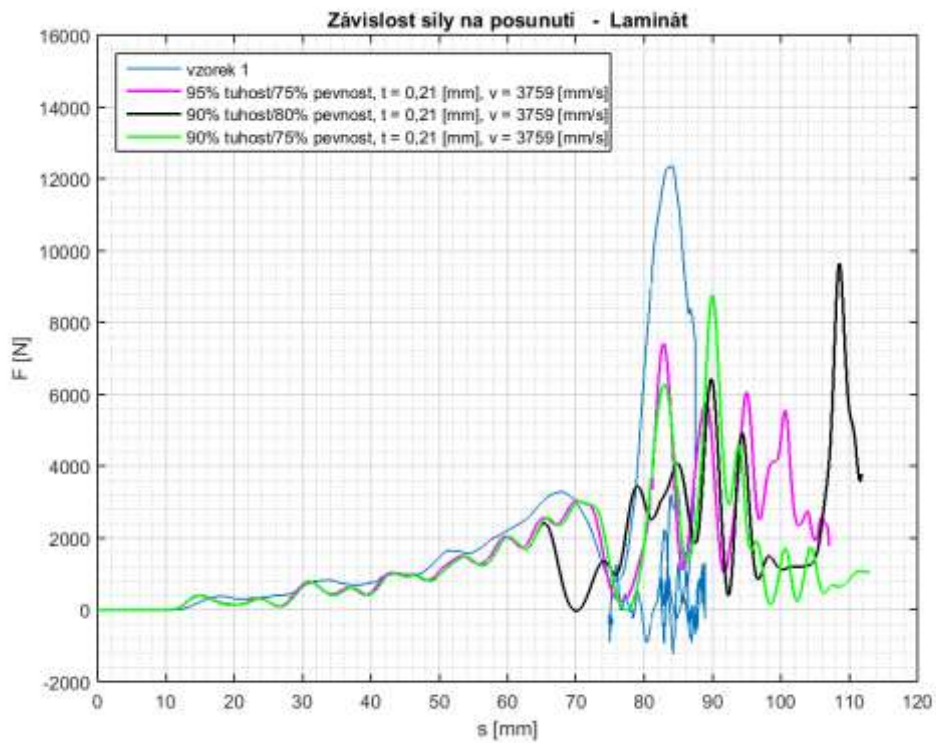
Dle obr. C.9 dochází ke snížení velikosti síly v druhé oblasti zatížení (při použití 90 % tuhosti a pevnosti). Obr. C.10 ukazuje odlišnou charakteristiku. Zde dochází k největšímu nárůstu hodnoty síly při 70 % pevnosti a tuhosti materiálu v oblasti ohybu. S použitím 60 % pevnosti a tuhosti je hodnota síly menší než v předchozím případě.



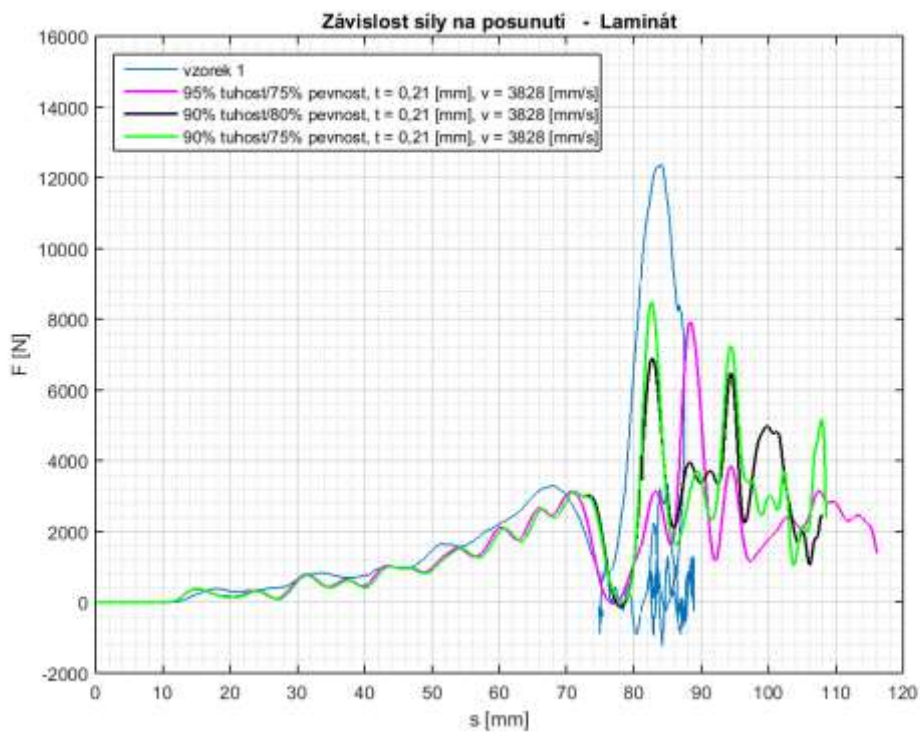
Obr. C.10 Stejná velikost procentuálního snížení tuhosti a pevnosti pro oblast ohybu při zachování tloušťky laminy a počáteční rychlosti.



Obr. C.11 Stejná velikost procentuálního snížení tuhosti a pevnosti pro oblast ohybu při zachování tloušťky laminy a při použití teoretické rychlosti dopadu.



Obr. C.12 Procentuální snížení tuhosti a pevnosti pro oblast ohybu při zachování tloušťky laminy a počáteční rychlosti.



Obr. C.13 Procentuální snížení tuhosti a pevnosti pro oblast ohybu při zachování tloušťky laminy a změny počáteční rychlosti na teoretickou.

Vyhodnocení

Tab. C.1 Vyhodnocení simulace rozdělení sítě na oblasti.

Stejná hodnota tuhosti a pevnosti – snižování.

Dle obr. C.9 dochází ke snížení velikosti síly v druhé oblasti zatížení (při použití 90 % tuhosti a pevnosti). Obr. C.10 ukazuje odlišnou charakteristiku. Zde dochází k největšímu nárůstu hodnoty síly při 70 % pevnosti a tuhosti materiálu v oblasti ohybu. S použitím 60 % pevnosti a tuhosti je hodnota síly menší než v předchozím případě.

- první porucha nastává při nižší hodnotě síly
 - změna chování poruchy v druhé oblasti, dochází především ke zvyšování síly
-

Použití teoretické rychlosti $v = 3828$ [mm/s].

V druhé oblasti dochází k velké změně charakteru závislosti (viz obr. C.11). Nejvyšší hodnota síly je dosažena při použití 90 % původní tuhosti a pevnosti materiálu.

- k první poruše dochází při menší deformaci dutiny
 - odlišná změna charakteru druhé poruchy
-

Malá změna tuhosti a nižší pevnost při rychlosti $v = 3759$ [mm/s]

Z obr. C.12 lze popsat chování při malém snižování tuhosti na 95 % nebo 90 %. Pevnost je snížena na 75 a 80 %.

- snižováním pevnosti je ovlivňován průběh první poruchy, který nastává při nižších hodnotách síly a zároveň při menším posunutí modelu
 - oblast druhé poruchy je více podobná než předchozí případy
-

Malá změna tuhosti a nižší pevnost při rychlosti $v = 3828$ [mm/s]

Na obr. C.13 je zobrazeno několik modelů, které odpovídají předchozím případu, ale byla zde změněna počáteční rychlost na teoretickou hodnotu.

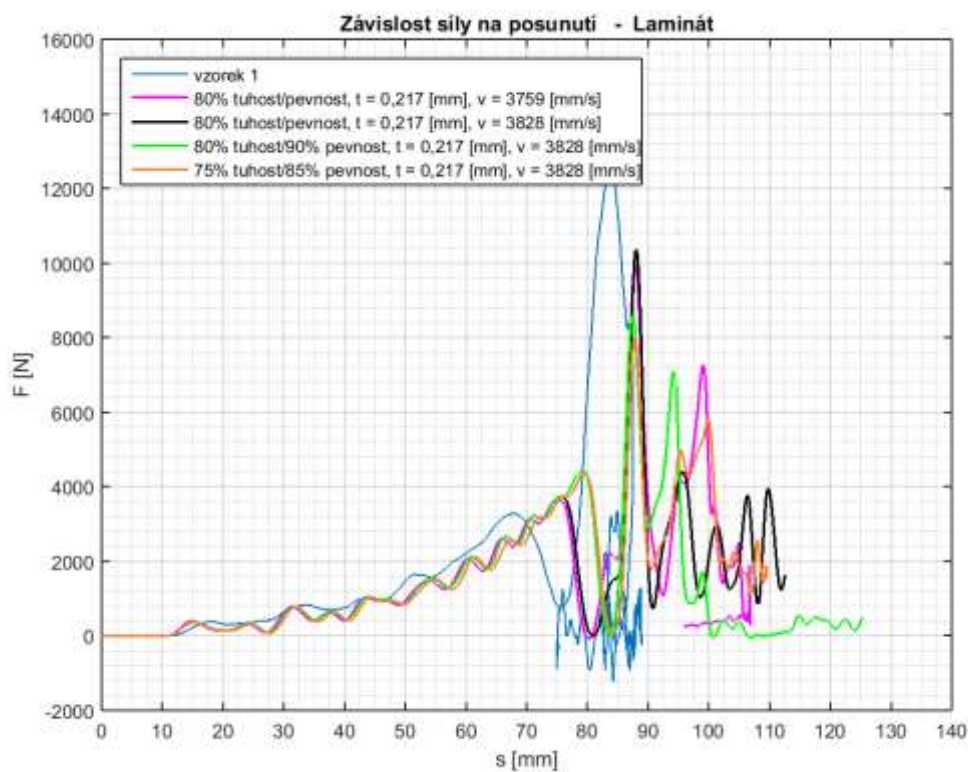
- žádný vliv na chování při první poruše
 - velký vliv na chování u druhé poruchy, kde dochází ke zvýšení potřebného zatížení na vznik další poruchy
 - u obou případů (i případ opravené rychlosti) dochází k více poklesům síly, což odpovídá vzniku poruch ve svislé stěně
-

Úprava tloušťky laminy

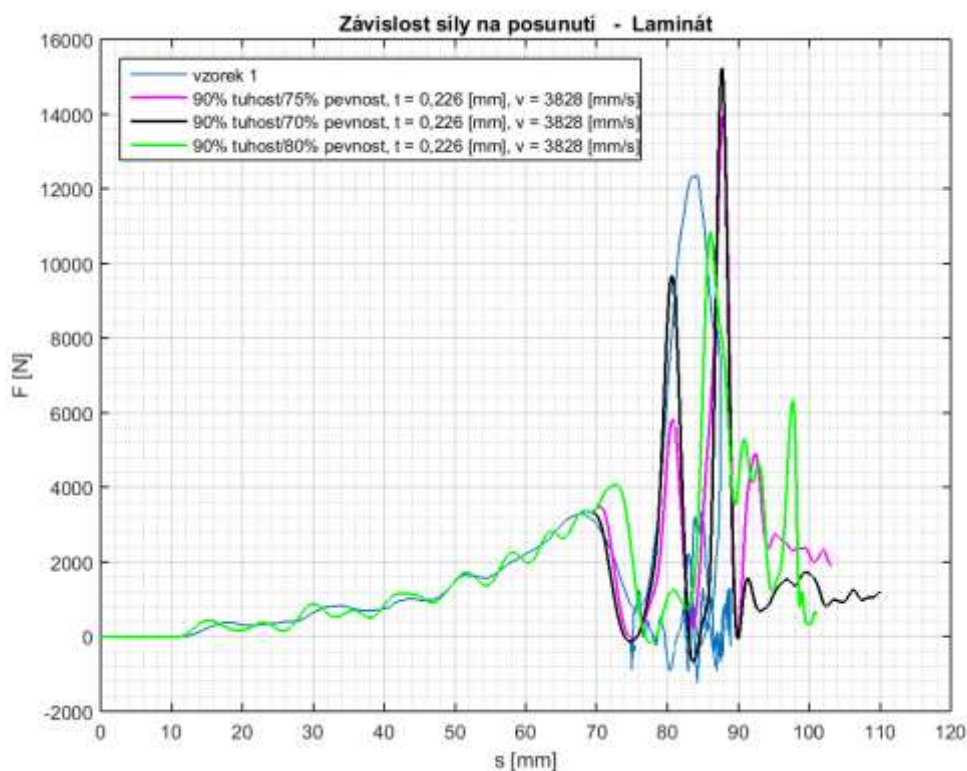
Další možností, jak ovlivnit chování modelu je úprava tlouštěk materiálu. Původní tloušťka laminy je 0,21 [mm], dále jsou pro simulace použity tloušťky 0,226 [mm] a 217 [mm], které mohou odpovídat vrstvám vyrobeného laminátu. Byly také vytvořeny modely s kombinací tlouštěk zvlášť pro ohybovou a tlakovou oblast (viz tab. C.2).

Tab. C.2 Parametry pro kombinaci tlouštěk zvlášť pro ohybovou a tlakovou oblast.

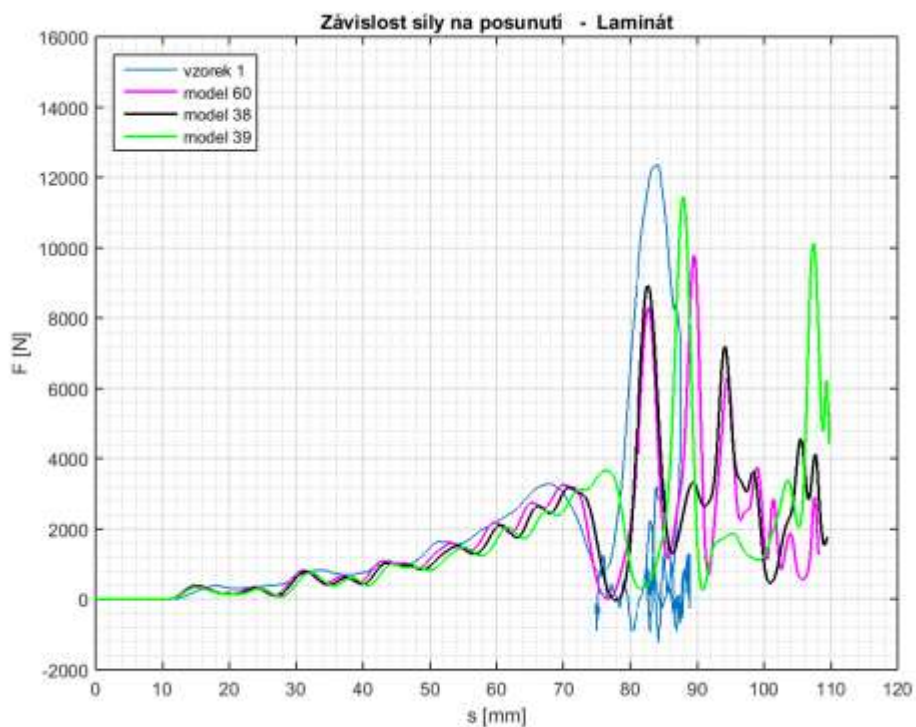
		Tuhost/pevnost	Tloušťka	Poč. rychlost
Model 60	ohybová část	90/75 [%]	0,217 [mm]	3828 [mm/s]
	tlaková část	100 /100 [%]	0,226 [mm]	3828 [mm/s]
Model 38	ohybová část	90/75 [%]	0,21 [mm]	3828 [mm/s]
	tlaková část	100 /100 [%]	0,22 [mm]	3828 [mm/s]
Model 39	ohybová část	80/80 [%]	0,21 [mm]	3828 [mm/s]
	tlaková část	100 /100 [%]	0,22 [mm]	3828 [mm/s]



Obr. C.14 Aplikování tloušťky laminy $t = 0,217$ [mm].



Obr. C.15 Aplikování tloušťky laminy $t = 0,226$ [mm].



Obr. 7.16 Kombinace tlouštěk zvlášť pro ohybovou a tlakovou oblast (hodnoty viz tab. C.2).

Tab. C.3 Vyhodnocení simulace úprava tloušťky laminy.

Aplikování tloušťky laminy $t = 0,226$ [mm]

Tento případ je zachycen na obr. C.15. Tuhost odpovídá 90 % původní hodnoty a pevnost je 75%, 70 % a 80 % původní velikosti.

- první porucha má téměř totožný průběh se vzorkem
 - druhá oblast kopíruje křivku vzorku do místa 25 % maximální dosažené síly u vzorku, dále dojde k poruše a dalšímu prudkému nárůstu síly
-

Aplikování tloušťky laminy $t = 0,217$ [mm]

V druhé oblasti dochází k velké změně charakteru závislosti (viz obr. C.11). Nejvyšší hodnota síly je dosažena při použití 90 % původní tuhosti a pevnosti materiálu.

- k první poruše dochází při menší deformaci dutiny
 - odlišná změna charakteru druhé poruchy
-

Použití odlišné tloušťky laminy pro oblast ohybovou a oblast tlakovou

Na obr. C.16 je zobrazena závislost síly na posunutí pro modely s různými zvolenými tloušťkami pro část ohybovou a část tlakovou. V tab. C.2 jsou jejich parametry.

- ovlivnění oblasti poruchy s nežádoucím průběhem
 - snížení špičkové síly u oblasti druhé poruchy
-