

**České vysoké učení technické v Praze**

**Fakulta strojní**

Ústav letadlové techniky



# **Návrh panelové kompozitní konstrukce velkoobjemové vakuové komory**

Design of panel construction of high capacity composite vacuum  
chamber

Diplomová práce

**Autor:** Adam Čumrda  
**Vedoucí práce:** Ing. Karel Barák  
**Studijní obor:** Letadlová a kosmická technika  
**Praha 2021**

## I. OSOBNÍ A STUDIJNÍ ÚDAJE

Příjmení: **Čumrda** Jméno: **Adam** Osobní číslo: **457655**  
Fakulta/ústav: **Fakulta strojní**  
Zadávající katedra/ústav: **Ústav letadlové techniky**  
Studijní program: **Letectví a kosmonautika**  
Studijní obor: **Letadlová a kosmická technika**

## II. ÚDAJE K DIPLOMOVÉ PRÁCI

Název diplomové práce:

**Návrh panelové kompozitní konstrukce velkoobjemové vakuové komory**

Název diplomové práce anglicky:

**Design of panel construction of high capacity composite vacuum chamber**

Pokyny pro vypracování:

Pro vypracování závěrečné práce proveďte:

- Rešerši konstrukce vakuových komor určených pro simulace prostředí Marsu
- Navrhněte kompozitní panelovou konstrukci velkoobjemové kompozitní vakuové komory dle stanovených požadavků pro simulaci prostředí Marsu.
- Sestavte výpočtový návrhový model založený na numerickém řešení pro predikci chování konstrukce komory.
- Navrhněte pevnostní zkoušku pro ověření navržené panelové konstrukce.
- Analyzujte proveditelnost použití komory v podmínkách FS ČVUT a proveďte nákladovou studii pro výrobu a montáž konstrukce komory.

Seznam doporučené literatury:

Dle pokynů vedoucího

Jméno a pracoviště vedoucí(ho) diplomové práce:

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

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

Datum zadání diplomové práce: **30.04.2021**

Termín odevzdání diplomové práce: **30.07.2021**

Platnost zadání diplomové práce: \_\_\_\_\_

Ing. Karel Barák  
podpis vedoucí(ho) práce

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

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

## III. PŘEVZETÍ ZADÁNÍ

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

\_\_\_\_\_  
Datum převzetí zadání

\_\_\_\_\_  
Podpis studenta

# Prohlášení o autorství

Prohlašuji, že jsem svoji diplomovou práci vypracoval samostatně a použil jsem pouze podklady uvedené v seznamu citovaných zdrojů.

V Praze dne 30.07.2021

Podpis

# Poděkování

Rád bych poděkoval mému vedoucímu práce panu Ing. Karlovi Barákovi za rady při tvorbě bakalářské práce i přes nelehké podmínky způsobené omezením vysokoškolského studia.

Dále patří velký dík celé mojí rodině za morální i materiální podporu po celou dobu vysokoškolského studia.

## Anotační záznam

Jméno autora:	Adam
Příjemní autora:	Čumrda
Název práce česky:	Návrh panelové kompozitní konstrukce velkoobjemové vakuové komory
Název práce anglicky:	Design of panel construction of high capacity composite vacuum chamber
Rozsah práce:	Stránky: 94 Obrázky: 66 Tabulky: 19 Grafy: 5
Akademický rok:	2020/2021
Jazyk práce:	CZ
Ústav:	Ústav letadlové techniky
Studijní program:	Magisterský navazující na bakalářský
Vedoucí bakalářské práce:	Ing. Karel Barák
Anotace:	Práce se zabývá problematikou koncepčního návrhu konstrukce vakuové komory z kompozitního materiálu
Klíčová slova:	Vakuová komora, vakuum, kompozit, panelová konstrukce
Využití:	Tuto práci je možné využít jako koncepční studii pro návrh a konstrukci velkoobjemové kompozitní vakuové komory pro simulace prostředí Marsu.



## **Anotace**

Diplomová práce popisuje problematiku konstrukce vakuových komor pro testování kosmické techniky v planetárních podmínkách Marsu. Hlavním cílem práce je vytvoření koncepčního návrhu panelové kompozitní konstrukce kompozitní velkoobjemové komory dle zadaných požadavků na konstrukci.

Práce se zabývá návrhem a výrobou modulární panelové kompozitní konstrukce včetně pevnostního návrhu a návrhu zkoušky pro validaci numerického výpočtu. Dle provedených numerických výpočtů byla zvolena kompozitní skladba s ohledem na nízké výrobní náklady komory v porovnání s komerčními řešeními. V práci je dále navržen způsob těsnění mezi panely a experimentálním měřením je odhadnut celkový únik komory. Dále je diskutován vhodný způsob vytváření vakua v komoře a je vypočtena potřebná rychlost čerpání pro případné pokračování v projektu.

Výsledkem práce je stručná studie proveditelnosti projektu konstrukce vakuové komory navržené v rámci diplomové práce na Ústavu letadlové techniky FS ČVUT včetně vyčíslení předpokládaných nákladů pro výrobu a montáž konstrukce komory.

## **Annotation**

This master thesis discusses the issue of designing high-capacity composite vacuum chamber designed to test cosmic technology in the planetary environment of Mars. The main objective of this thesis is to design a composite panel construction of a high-capacity composite vacuum chamber prototype as per the assigned/specified construction requirements.

This thesis focuses on a design and a fabrication/manufacturing of a modular composite construction including a strength design, as well as designing a test to validate numerical calculations. Based on the initial calculations, a composition model was chosen as to reflect lower production costs of the chamber in comparison to any available commercial solutions. The thesis then proceeds to designing an insulation between the individual panels and using an experimental measurement, an estimated overall leakage of the chamber. Further discussion focuses on the best possible means of creating a vacuum in the chamber and a pump speed necessary in case the project is to be pursued farther.

The conclusion of this thesis is a brief case study of feasibility of the project of constricting the vacuum chamber designed as a result of a master thesis to Faculty of mechanical engineering at CTU, including a calculation of estimated costs of construction and assembly of the chamber.



# Obsah

1 Úvod .....	10
1.1 Cíl .....	10
1.2 Motivace .....	10
2 Přehled a rešerše problematiky.....	12
2.1 Atmosféra u povrchu planety Mars .....	12
2.2 Konstrukční řešení existujících komor pro simulaci planetárního prostředí Marsu.....	14
2.3 Kompozitní materiál .....	18
2.4 Vakuová technika .....	36
3 Návrh vakuové komory .....	40
3.1 Požadavky na konstrukci .....	40
3.2 Koncepce konstrukce komory .....	41
3.3 Návrh kompozitní panelové konstrukce komory.....	48
3.4 Návrh těsnění spoje mezi panely komory.....	64
3.5 Návrh rámu pro uchycení komory .....	74
4 Analýza proveditelnosti projektu .....	77
4.1 Etapy projektu.....	77
4.2 Management projektu.....	77
4.3 Technické a technologické řešení.....	78
4.4 Nákladová studie .....	80
4.5 Analýza rizik.....	86
5 Závěr.....	88
Seznam citací.....	90

# 1 Úvod

## 1.1 Cíl

Cílem diplomové práce je navrhnout velkoobjemovou modulární komoru z kompozitních materiálů, ve které bude možné simulovat planetární prostředí Marsu a provádět široké spektrum inženýrských zkoušek pro výzkum a návrh techniky operující na povrchu Marsu. Vzhledem k rozměrům komory bude vnitřní prostor komory vhodný i pro provádění biologických experimentů.

Práce je zaměřena především na strukturní návrh komory z kompozitního materiálu. Díky modulárnímu systému kompozitních panelů, bude možné velikost komory v případě potřeby přizpůsobit zkoušenému objektu nebo sestavě. V komoře bude možné vytvořit nízkotlakou atmosféru směsi plynů (převážně oxidu uhličitého, dusíku a argonu) a konstrukce bude odolávat i sníženým testovacím teplotám. V rámci strukturního návrhu komory bude navrženo těsnění mezi panely, které vychází z experimentálního měření na přípravných typově podobných těsněním spojům vakuové komory.

## 1.2 Motivace

V současnosti je kosmický průmysl na velkém vzestupu hlavně díky aktivitám firem ze soukromého sektoru. Součástí intenzivního vývoje kosmických sond, raketových nosičů a pozemního vybavení jsou obrovské investice do výzkumu a testování všech komponent vybavení pro použití ve vesmíru. V souvislosti s objevováním planety Mars vzniká mnoho požadavků na testování komponent či komplexních systémů pro průzkum nebo trvalé osídlení povrchu Marsu. Díky návrhu velkoobjemové modulární vakuové komory by mohlo po realizaci projektu dojít k propojení průmyslových společností s Českým vysokým učením technickým v Praze a díky tomu k oboustranně prospěšné spolupráci.

Testování v kosmickém průmyslu je téměř vždy velmi nákladné. V souvislosti s pozorností věnovanou planetě Mars začaly vznikat požadavky na velkoobjemové vakuové komory. Vznikají požadavky na biologické experimenty, simulace tečení marsovského bahna,

3D tisk z marsovských hornin nebo třeba aerodynamiku výzkumných vrtulníků pro zkoumání povrchu Marsu. Všechny jmenované experimenty mají jedno společné. Pro jejich provedení je potřebné zařízení, které dokáže simulovat prostředí marsovské atmosféry, a to ve velkém pracovním prostoru.

Momentálně v České republice není příliš možností, kde je možné tyto experimenty provádět. Nákup nebo stavba vakuové komory je velmi ekonomicky nákladná a zároveň jsou komerčně nabízené komory prostorově nedostatečné. Konstrukce vakuových komor jsou vyráběné výhradně ze slitin oceli nebo hliníku. Například společnost Diener electronic GmbH + Co. KG nabízí komoru s objemem 1,44 m<sup>3</sup> za cenu 1 153 592 Kč, a to pouze za samotnou konstrukci komory z hliníkové slitiny [37]. Proto na Fakultě strojní ČVUT vznikla myšlenka na návrh velkoobjemové z kompozitních materiálů, která by byla technologicky výrobitelná v podmínkách univerzitních laboratoří, za použití stávajícího vybavení a s využitím co možná nejnižších nákladů. V současnosti se v technické praxi komerčně nenabízí žádné řešení pro vakuové komory s pracovním objemem přes 10 m<sup>3</sup> z kompozitních materiálů. Velké vakuové komory jsou vždy vyráběny zakázkově na základě konkrétních technických požadavků. Zakázková výroba může být velmi finančně nákladná.

Motivací této diplomové práce je zpracovat strukturní návrh velkoobjemové vakuové komory z kompozitních materiálů při vynaložení minimálních nákladů. Cílem je zároveň navrhnout co možná nejvíce univerzální a modulární systém panelové konstrukce tak, aby velikost komory bylo možné upravovat podle požadavků konkrétního experimentu. I přes inovativní návrh konstrukce bude komora kompatibilní se standardními prvky vakuové techniky a bude výrobitelná v laboratořích Ústavu letadlové techniky na FS ČVUT v Praze.

Konstrukce komory řešená v této práci bude navržena pro realizaci experimentů simulujících prostředí atmosféry u povrchu Marsu. V komoře bude možné provádět experimenty v nízkém vakuu jako testy odolnosti vesmírné techniky okolnímu prostředí, testy teplotního cyklování, biologické experimenty nebo simulace prostředí povrchu Marsu. Právě planetární prostředí planety Mars bude udávat cílové pracovní podmínky ve vakuové komoře.

## 2 Přehled a rešerše problematiky

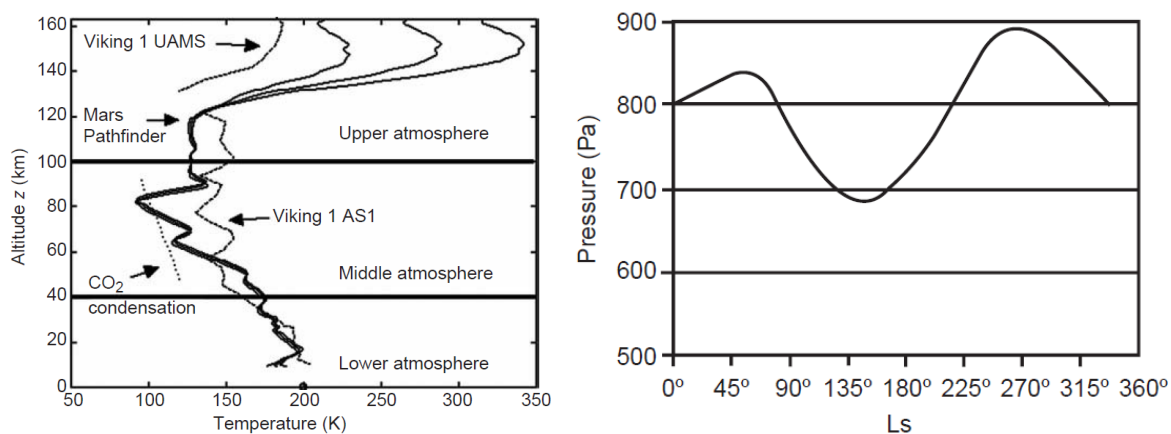
### 2.1 Atmosféra u povrchu planety Mars

Planeta Mars má velmi řídkou atmosféru tvořenou převážně oxidem uhličitým, dusíkem a argonem. V malém množství se v atmosféře Marsu vyskytuje i voda, která z důvodu velkých výkyvů teplot může relativní vlhkost na povrch stoupnout z 0 na 100 % během jednoho marsovského dne. Voda na Marsu není stabilní jako kapalina, ale vyskytuje se v tuhém skupenství v půdě, kde se váže na soli v půdě jako led a v atmosféře jako páry nebo mlha. Dalším zdrojem vlhkosti mohou být krystalické struktury s vodou vázanou ve formě hydroxyly, která se z minerálů může uvolňovat za působení teplot v rozmezí od 200 do 1000 °C. Z důvodu nízké hustoty není atmosféra schopná zajišťovat teplotní výměnu okolí povrchem, a proto rozdíly teplot ve dne a v noci dosahují velkých rozdílů. Průměrné hodnoty tlaku na povrchu Marsu se pohybuje mezi 600 a 1000 Pa, což odpovídá 6-10 mbar. Atmosférický tlak rapidně klesá s rostoucí výškou nad povrchem planety. Atmosféra Marsu sahá do výšky přibližně 10 km. V nízké vrstvě atmosféry Marsu je rozptýlené velké množství prachových částic, které způsobují oproti vyšším vrstvám ohřev slunečním zářením. Průměrné teploty povrchu Marsu se pohybují kolem -56 °C. Teplota povrchu Marsu ovšem může dosahovat až 30 °C. Stejně jako na Zemi existuje na Marsu počasí i roční období. Sluneční záření dopadající na povrch planety způsobuje masivní sublimaci oxidu uhličitého, což způsobuje lokální změnu tlaku v atmosféře planety. Na planetě panují během ročních období výrazné rozdíly tlaků mezi oblastmi na rovníku a na pólech. Tyto rozdíly v tlaku se prudce vyrovnávají přesunem atmosférických plynů, které sebou unášejí velké množství prachových částic z povrchu. Tento jev se globálně projevuje jako celoplanetární bouře. Rychlosti polétavých částic v atmosféře se při planetární bouři mohou pohybovat i 400 km/h, ačkoli běžně jsou rychlosti větru na planetě v rozmezí 30 až 50 km/h [1][2].

Tabulka 1: Složení atmosféry Marsu [2]

Složka	Podíl v atmosféře
Oxid uhličitý (CO <sub>2</sub> )	95,32 %
Dusík (N <sub>2</sub> )	2,70 %
Argon (Ar)	1,60 %
Kyslík (O <sub>2</sub> )	0,13 %
Oxid uhelnatý (CO)	0,08 %
Voda (H <sub>2</sub> O)	210 ppm
Oxid dusný (NO)	100 ppm
Neon (Ne)	2,5 ppm
Hydrogen–deuterium–oxygen (HDO)	0,85 ppm
Krypton (Kr)	0,3 ppm
Xenon (Xe)	0,08 ppm

S měnící se výškou nad povrchem Marsu se také mění teplota atmosféry. Zaznamenané teplotní profil atmosféry měly za úkol mise Mars Pathfinder a Viking 1. Teplota marsové atmosféry s měnící se výškou nad povrchem planety se významně liší v závislosti na tlaku, hustotě a složení atmosféry. Tlak atmosféry Marsu se mění v závislosti na ročním období z důvodu koloběhu fází oxidu uhličitého i v závislosti na zeměpisné šířce [2].



Obrázek 1: Vlevo: Teplota atmosféry Marsu v závislosti na výšce nad povrchem. Vpravo: Tlak atmosféry Marsu v závislosti na zeměpisné šířce Marsu [2]

## 2.2 Konstrukční řešení existujících komor pro simulaci planetárního prostředí Marsu

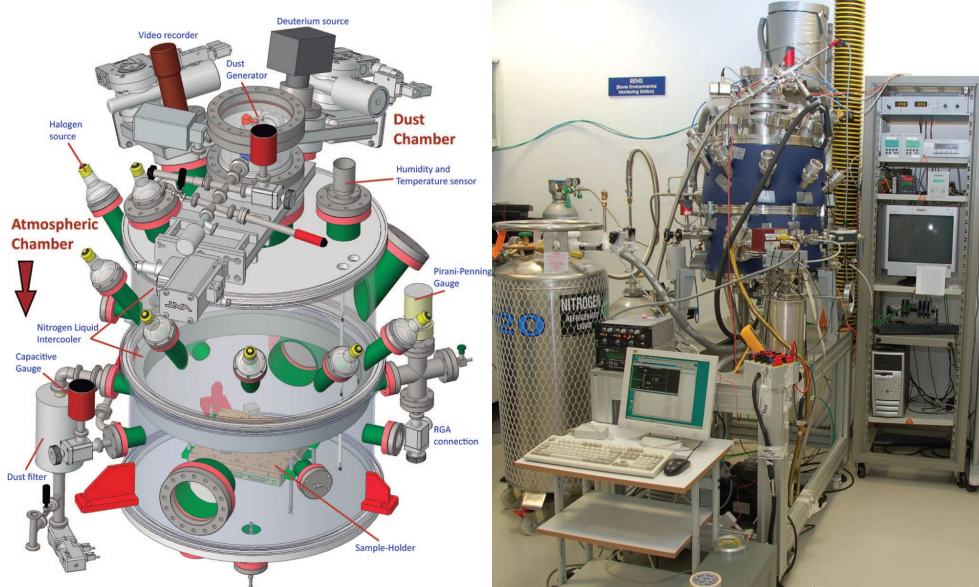
Vakuové komory simulující planetární podmínky jsou s naprostou většinou navrhovány pro specifický experiment nebo misi. Tomu je i podmíněna jejich konstrukce a vybavenost. Ve spojení s výzkumem Marsu jsou to například mikrobiologické experimenty, studie poškozování řetězců DNA vlivem kosmického záření, validace funkce přístrojového vybavení a senzorů kosmických misí v atmosférických bouřích nebo studie chování hornin, bahna či ledu na povrchu Marsu. Testování přístrojového vybavení pro kosmické mise s přistáním na Marsu je možné realizovat i v univerzálních vakuových komorách. V takovém případě ovšem nedochází k simulaci komplexních podmínek atmosféry Marsu, ale jen experimentu zaměřenému na získání konkrétních dat.

Většina komor vhodných pro simulaci prostředí Marsu je konstruována ze slitin hliníku nebo ocelí. Hlavní tělo komory je často tvořeno válcovými segmenty s navařenými standardizovanými přírubami pro připojení technického vybavení komory.

### 2.2.1 Komora MARTE

Versatilní komora primárně navržená pro testování senzorů pro měření parametrů prostředí a meteorologické stanice REMS (Rover Environment monitoring station). Komora byla navržena s ohledem na modularitu experimentů. Z tohoto důvodu je komora konstruována ze segmentů a její objem je tedy možné v případě potřeby modifikovat. V komoře je možné dosáhnout tlaku až  $10^{-6}$  mbar a teplota přípravku pro uchycení vzorku může být regulována v rozmezí 108 až 423 Kelvinů. Tělo komory je tvořeno dvěma válcovými ocelovými segmenty s přírubami typu ISO 2861 a těsněno pomocí těsnění typu LF, které je vhodné pro vakuum do  $10^{-8}$  mbar. Připojování přístrojového vybavení komory a všech vstupů a výstupů z komory je realizováno s využitím CF (ConFlat) přírub pro jednoduchou práci s komorou a instalaci vybavení komory. Ve stěnách hlavních segmentů jsou vnitřní šroubovicové kanály pro průtok tekutého dusíku. Ochlazením stěn komory dochází ke snížení pracovní teploty v komoře. Na spodním víku komory je upevněn přípravek pro uchycení testovaného vzorku s vlastní možností regulace teploty pomocí tekutého dusíku. Dále je komora vybavena systémem pro generování prachových částic, který se využívá pro navození autentických planetárních podmínek Marsu, hlavně pro optické experimenty. Komora MARTE je vybavena precizním systémem pro snímání a regulaci vnitřního tlaku. Ke snížení tlaku je možné využít připojenou rotační vývěvu

s rychlostí čerpání 20 m<sup>3</sup>/min nebo pro tlaky do 10<sup>-6</sup> mbar turbovývěvu s rychlostí čerpání 60 l/s. Systém komory automaticky reguluje množství vstupujícího plynu pro vytvoření atmosféry v závislosti na rychlosti čerpání právě použité vývěvy. Aktuální analýza složení atmosféry plynů v komoře je realizováno pomocí spektrometru Pfeiffer QMG 220. Pro běžnou simulaci prostředí Marsu komora operuje v rozmezí tlaků 5 až 10 mbar a atmosférou tvořenou z 95 % CO<sub>2</sub>, 3 % dusíku a 2 % argonu [4].



Obrázek 2: Vlevo: Model komory MARTE Vpravo: Fotografie komory MARTE

Díky konstrukci z dílů s normovanými připojovacími rozměry typu ISO-K je komora snadno smontovatelná a její obsluha se omezuje bez komplikovaných pracovních postupů. Na těsnění jednotlivých částí komory jsou použita normalizovaná těsnění, která poskytují dostatečnou těsnost pro dosažení a udržení pracovních tlaků bez nutnosti použití vývěv s velmi vysokou rychlostí čerpání. Vakuovou komoru MARTE je možné rozšířit o další válcové segmenty a zvětšit tak její pracovní prostor. Je tedy částečně modulární. V aktuální konfiguraci je pracovní objem komory vhodný jen pro menší experimenty, ale díky rozmanitému vybavení komory je možné provádět velké množství různě zaměřených experimentů.

### 2.2.2 Open University Mars Chamber

Narozdí od většiny vakuových komor specializovaných na simulaci prostředí Marsu má tato komora poměrně velké rozměry. Jedná se o válcovou ocelovou nádobu s vnitřním průměrem 0,9 m a délkou 1,8 m. Díky velikosti pracovního prostoru se nabízí v komoře testování například tečení marsovského bahna, větších zařízení jako například zkoumání tření v mechanismu pohonu marsovských vozítek nebo experimentů spojených se sublimací oxidu uhličitého.

Komora je schopná operovat v pracovních teplotách od  $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$  do  $100\text{ }^{\circ}\text{C}$  a tlaku až 2 mbar atmosféry oxidu uhličitého nebo dusíku. Po konstrukční stránce tato komora vyniká kromě své velikosti především množstvím přístupových otvorů a průhledů pro sledování průběhu experimentu. Konstrukčně se jedná o ocelovou tlakovou nádobu, konstrukcí podobnou hlubokomořským ponorkám [5].

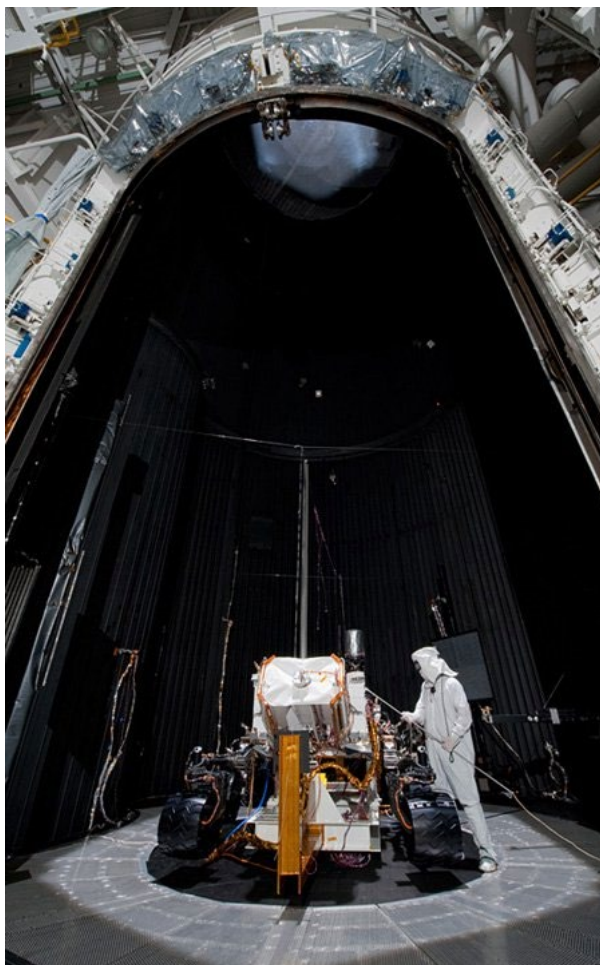


Obrázek 3: Komora OU Mars Chamber [5]

### 2.2.3 NASA JPL Space Simulator

Jedná se o velkoobjemovou komoru vytvořenou pro simulace vlivu komického prostředí na celé sondy či družice již v roce 1961. S pracovním prostorem  $7,62 \times 21,3$  metru se řadí mezi největší vakuové komory, které jsou v současnosti využívány pro testování vesmírné techniky. Obvykle je komora využívána pouze pro simulaci meziplanetárních podmínek, ale v nedávné minulosti v ní byly testovány například projekty Mars Science Laboratory, Mars exploration Rover Mission nebo Mars Helicopter. Komora je schopná dosáhnout tlaku  $1 \cdot 10^{-5}$  Pa a pracovní teploty se mohou pohybovat v rozmezí  $-185\text{ }^{\circ}\text{C}$  až  $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Komora je vybavena kombinovaným systémem cryovývěvy a turbovývěv. Dosažení pracovních podmínek trvá přibližně 75 minut v závislosti na nastavených parametrech testu. Komora je vybavena lampami, čočkami a zrcadly, které jsou schopny testovaný objekt osvětlit se stejnými parametry jako sluneční záření ve vesmíru. Teplota je regulována pomocí tekutého dusíku proudícího v kanálech uvnitř stěn a podlahy komory [6].





*Obrázek 4: NASA JPL Space Simulator [7]*

#### 2.2.4 Podobnost konstrukcí

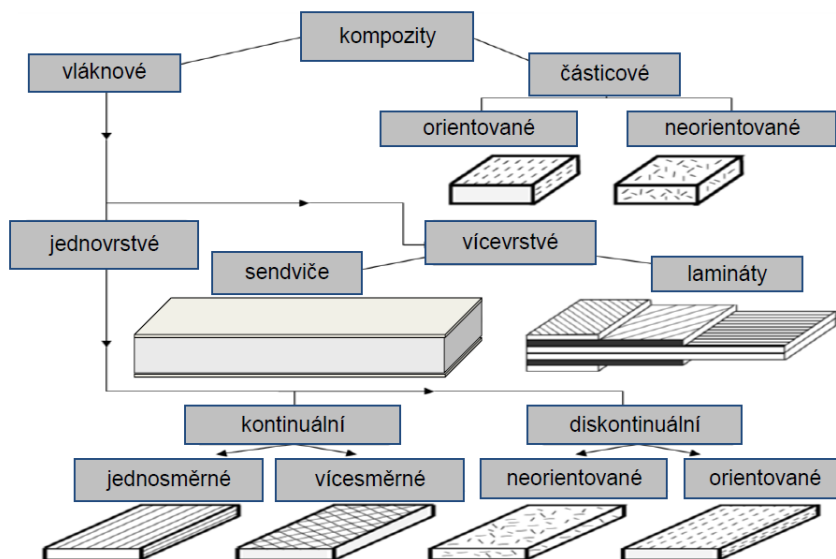
Jak vyplývá z popisu výše uvedených komor, většinou se po stránce konstrukce vakuových komor simulujících prostředí Marsu konstruují z oceli. Menší komory jako například SpaceQ mají některé strukturní prvky z hliníkových slitin. Běžně se využívá konstrukce s prvky ISO-K (ISO 2861), tedy standartních přípojovacích rozměrů vakuové techniky. Díky použití normalizovaných přípojovacích rozměrů lze použít standardizované těsnící a spojovací prvky. U veškeré vakuové techniky je důležitá kvalita a čistota povrchu uvnitř komory. Pokud není zajištěna malá drsnost povrchu konstrukce, může docházet ke uvolňování plynů a nečistot. Tento problém ve větší míře vzniká při použití vakuové komory při zvýšených teplotách, ale i při provozu pod v minusových teplotách je kvalita povrchu důležitá [1][8].

## 2.3 Kompozitní materiál

Jednou z klíčových vlastností strukturálního návrhu panelové vakuové komory je použití kompozitního materiálu. Kompozitní materiály se stále častěji uplatňují v praktickém využití díky svým mechanickým vlastnostem, jako je vysoká měrná tuhost a pevnost. Kompozitní materiál se skládá z dvou a více složek, které v materiálu plní specifickou funkci. V technické praxi kompozitní materiál nejčastěji chápeme jako vhodnou kombinaci výztužných vláken a matrice. Výztužná vlákna materiálu poskytují požadovanou pevnost. Matrice přenáší mezi vlákna smykové síly a chrání vlákna před vnějšími vlivy. Výsledné mechanické vlastnosti kompozitního dílu určuje typ použitých materiálů a především orientace vláken v jednotlivých vrstvách laminátu. Přestože má matrice izotropní vlastnosti a výztužná vlákna jsou v příčném směru také izotropní, tak právě orientace výztuže v jednotlivých laminách vytváří anizotropní vlastnosti kompozitních struktur.

Kompozitní materiály, oproti kovům nebo keramickým materiálům, přináší výhody jako zvýšenou lomovou houževnatost, únavovou životnost, odolnost proti korozi a vysoký poměr pevnosti k hmotnosti. Na druhou stranu je nutné brát při návrhu kompozitních dílů v úvahu především vlivy teploty a vlhkosti, kterým bude kompozitní díl po dobu životnosti vystaven. Například uhlíkové kompozity s epoxidovou matricí mohou absorbovat poměrně velké množství vody, což následně negativně projevuje na jejich mechanických vlastnostech. Difúzní pronikání vlhkosti může způsobovat zvýšená lokální napětí v materiálu a negativně ovlivnit životnost kompozitního dílu [9].

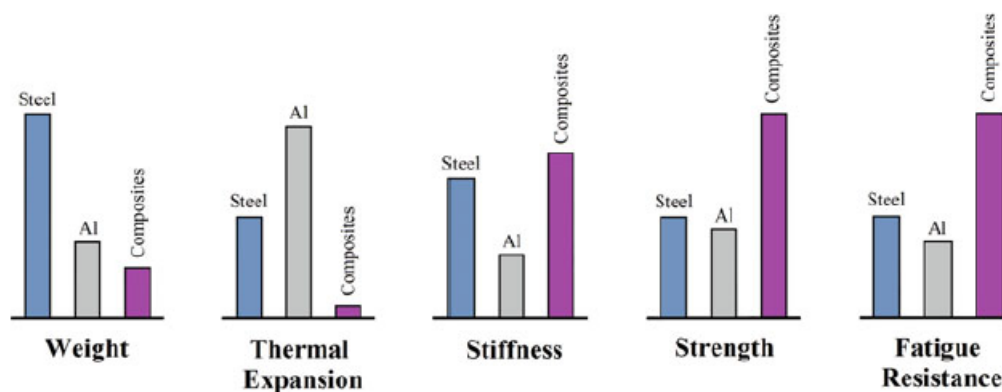
V praktickém využití se stále častěji aplikují hybridní kompozity, které obsahují více materiálů než jen výztuž a matrici. Hybridní kompozitní materiály přináší výhody jako nižší měrnou hmotnost, lepší tlumení nebo zvýšenou tuhost. Hlavním zástupcem hybridních kompozitních materiálů jsou sendvičové kompozitní struktury. Dvě vrstvy lamin jsou odděleny jádrem s nízkou hustotou, což významně zvýší ohybovou tuhost dílu. Na rozdíl od kompozitu bez jádra je nutné u sendvičových struktur dbát na nepřekročení smykové pevnosti jádra a také zachování stability potahů [10].



Obrázek 5: Rozdělení kompozitních materiálů [11]

V současnosti je již málo průmyslových odvětví, do kterých by si díly z kompozitních materiálů ještě nenašly cestu. Jednou z nejjednodušších cest ke zlepšení výkonu dnešních strojů je snížení hmotnosti strojních komponent, zejména pohyblivých částí, při zachování stejné tuhosti. Přesně to je úkol jako stvořený pro kompozitní materiály, které jsou s přehledem schopny nahradit konvenční kovové materiály v řadě aplikací.

Samotná problematika vyztužení materiálu použitím vláken je velmi stará. Po tisíce let se využívala slaměná stébla pro zvýšení pevnosti hliněných zdí lidských obydlí. Později se začal stejný princip využívat pro vyztužení betonových konstrukcí pomocí ocelových prutů. Ačkoli myšlenka použití kompozitních materiálů existuje velmi dlouho, tak jejich rozvoj začal až v 60. letech minulého století jako reakce na stále zvyšující se požadavky na mechanické vlastnosti materiálů, které jsou tužší a pevnější, než konvenční konstrukční materiály jako je ocel nebo hliníkové slitiny, a přitom mají menší měrnou hmotnost. V odvětvích jako energetika, aerospace nebo automotive vznikaly vysoké požadavky na materiálové vlastnosti, které dodavatelé materiálů neuměly uspokojit. Postupně začaly vznikat integrální kompozitní materiály, jejichž vlastnostem se v určitých aplikacích kovové materiály nemohly rovnat. Nově vzniklá možnost optimálně navrhovat strukturální díly konstrukcí z kompozitních materiálů vedla k obrovské výhodě ve flexibilitě designu. Kompozitní materiály díky svým unikátním vlastnostem poskytly řešení problémů, na které do té doby průmyslové odvětví neznaly odpovědi [12].



Obrázek 6: Porovnání materiálových vlastností kompozitních a konvenčních konstrukčních materiálů [13]

### 2.3.1 Výztužné materiály

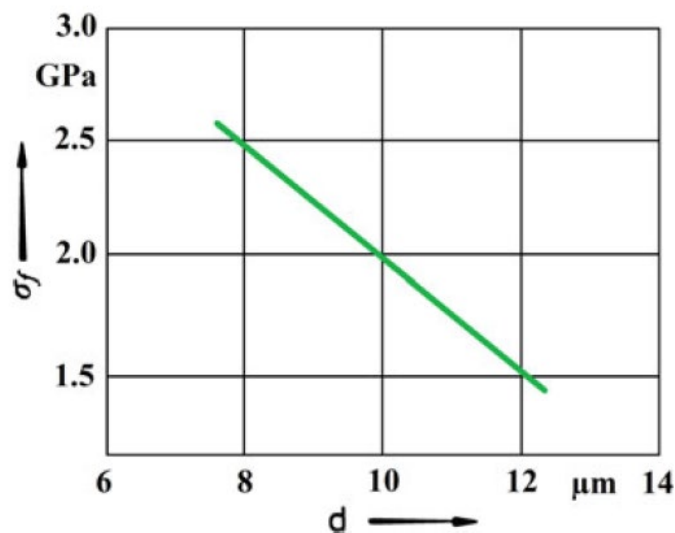
Výztužné materiály kompozitních konstrukcí se z hlediska chemického složení dělí na organické a anorganické. Podle velikosti vláken existují ve formě malých částic, vloček, krátkých, dlouhých nebo nepřerušovaných vláken. V technické praxi se ukázalo, že většina používaných výztužných materiálů je ve formě vláken, protože materiál má v této formě nejvyšší pevnost, tuhost a zároveň zůstává velmi flexibilní [14].

Podle mechanických vlastností se vlákna dělí z hlediska pevnosti a tuhosti. Existují vlákna vysoko-pevnostní HS (High Strength), nízko-modulová vlákna LM (Low Modulus), středně-modulová vlákna MM (Medium Modulus), vysoko-modulová vlákna HM (High Modulus) a ultra vysoko-modulová vlákna UHM (Ultra High Modulus). Vysokomodulová vlákna mají vysoký modul pružnosti v tahu ale nižší pevnost v tahu, a naopak vlákna vysokopevnostní mají modul pružnosti v tahu relativně nízký. Pro konkrétní aplikaci je nutné zvolit vhodný typ vlákna, aby byla dosažena maximální efektivita návrhu kompozitního dílu [15].

Existuje velké množství výztužných materiálů pro aplikaci v kompozitních dílech. O výztužných vláknech můžeme mluvit ve velmi širokém spektru materiálů. Od celulózových vláken v bavlně nebo proteinových vláknech pavouků po kovová, aramidová a keramická vlákna. Vzhledem k obsahu této práce budou podrobněji rozebrána vlákna skelná a uhlíková. Jedná se o dvě v současnosti nejvíce používané výztužné materiály v inženýrské praxi [12].

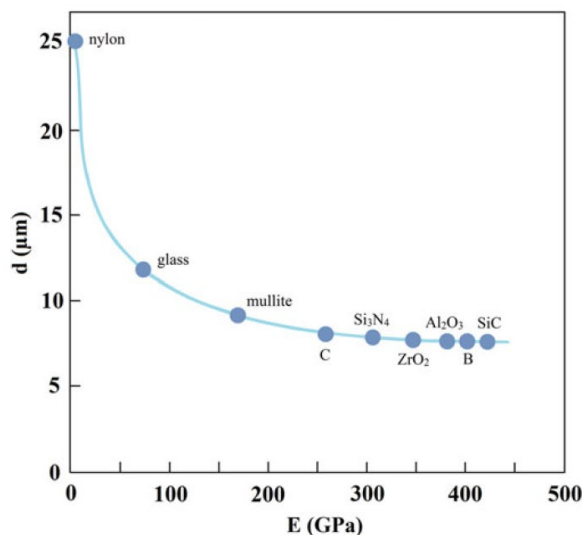
Použití těchto vláken jako vysokovýkonných inženýrských materiálů je založeno na třech základních principech, které Dresher (1969) uvedl ve své publikaci *The age of fibers* [16].

- Malý průměr vlákna vzhledem k absolutní velikosti nejmenší mikrostrukturální jednotce materiálu (velikosti zrna nebo molekuly). Tím je dosaženo vyšší teoretické pevnosti materiálu, než které by dosáhl v jiné formě (například bloku materiálu). Tento poznatek se v cizojazyčné literatuře označuje jako „size effect“ a vyjadřuje „čím menší je velikost, tím menší je pravděpodobnost, že v materiálu vyskytne nedokonalost nebo vada, která by ovlivnila pevnost materiálu“. Tento efekt ilustrativně znázorňuje lineární závislost poklesu pevnosti uhlíkového vlákna v závislosti na jeho průměru. U mnoha materiálů má ovšem tato závislost nelineární charakter [16].



Obrázek 7: Pokles pevnosti uhlíkových vláken v závislosti na rostoucím průměru vlákna [16]

- Vysoký poměr délky a průměru výztužného materiálu umožňuje přenos velké části zatížení přes matici kompozitu do pevných a tuhých kompozitních vláken [16].
- Velmi vysoká úroveň flexibility použití vláken s nízkou tuhostí nebo modulem a malým průměrem vlákna. Tato flexibilita umožňuje velkou variabilitu výrobních technik a aplikací vláknových kompozitů. Se snižujícím se průměrem vlákna roste jeho flexibilita nehledě na to, zda je z kovu, polymeru nebo keramiky. Díky tomu je možné vyrábět vlákna i z obvykle velmi křehkých materiálů jako je sklo [16].



Obrázek 8: Průměr vláken z různých materiálů se shodnou flexibilitou jakou má nylonové vlákno o průměru 25 mikrometrů [16]

### 2.3.1.1 Skelná vlákna

Skelná vlákna vznikají většinou vytahováním vláken z velmi zahřáté taveniny křemičitých skel nebo metodou sol-gel, kdy jsou ke křemičitému sklu přimíseny oxidy kovů, které sniží teplotu zpracování. Při metodě sol-gel je nejprve vytvořena homogenní směs základního materiálu skelných vláken, které je následně zvýšena viskozita. Díky tomu se směs při nižších teplotách chová víceméně jako pevná hmota. Z lázně jsou tažena vlákna směsi, které jsou následně zahřáta a vzniká skelné vlákno. Skelná vlákna jsou ihned spojována do pramenců, protože manipulací s jednotlivými vlákny dochází ke vzniku povrchových vad na vláknech.

Composition	E glass	C glass	S glass
SiO <sub>2</sub>	55.2	65.0	65.0
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	8.0	4.0	25.0
CaO	18.7	14.0	–
MgO	4.6	3.0	10.0
Na <sub>2</sub> O	0.3	8.5	0.3
K <sub>2</sub> O	0.2	–	–
B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	7.3	5.0	–

Obrázek 9: Chemické složení různých typů skelných vláken [12]

V současnosti existují tři základní druhy skelných vláken, které se liší jak svým složením, tak i vlastnostmi. Tyto varianty skelných vláken jsou označeny písmeny E, C a S. E sklo je velmi dobrým elektrickým izolantem, C sklo je oproti ostatním variantám velmi dobře odolné proti chemické korozi a S sklo jsou vlákna s vysokým podílem křemíku, která oproti jiným

skelným vláknům teplotně odolnější. Většinu z v současnosti produkovaných vláken tvoří vlákna typu E sklo [12].

Na rozdíl od ostatních vláknitých materiálů používaných jako výztužná vlákna kompozitních materiálů vede krystalická struktura skla k víceméně izotropním vlastnostem vláken. Youngův modul a koeficient teplotní roztažnosti je u skelných vláken v podélném a příčném směru vláken stejný na rozdíl od aramidových nebo uhlíkových vláken, u nichž jsou tyto vlastnosti silně anizotropní [12].

Skelná vlákna všech typů jsou běžně dostupná ve formě sekaných vláken, pramenců, rovingů nebo tkanin v různém provedení. Běžně se využívají pro laminaci téměř všemi výrobními postupy jak ve formě suchých vláken, tak i ve formě prepregových materiálů. Skelná vlákna mají poměrně nízkou hustotu a vysokou pevnost. Youngův modul skelných vláken ovšem není příliš vysoký, proto jsou v průmyslu ve vysokomodulových aplikacích používány namísto skelných vláken vlákna z uhlíku, Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> nebo SiC. Skelná vlákna jsou použitelná s polyesterovými, epoxidovými i fenolickými pryskyřicemi a jejich velkou výhodou oproti ostatním výztužným vláknům je jejich nízká cena [12].

Table 2.1: Typical properties of inorganic fibers.<sup>a</sup>

Fiber	Modulus [GPa]	Tensile Strength [GPa] <sup>b</sup>	Elongation [%]	Poisson's Ratio	Longit. Thermal Expan.	Transv. Thermal Expan.	Density [g/cc]	Thermal Conduct. [W/m/°C]	Max. Oper. Temp.	Resistivity $\mu\text{Ohm m}$
Glass fibers										
E-glass	72.35	3.45	4.4	0.22	5.04–5.4	-	2.5–2.59	1.05	550	-
S-glass	85.00	4.80	5.3	0.22	1.6–2.9	-	2.46–2.49	1.05	650	-
R-glass	86.00	4.40	5.2	0.15–0.26	3.3–4	-	2.55	1	-	2 10 <sup>6</sup>
C-glass	69.00	3.31	4.8	-	6.3	-	2.56	1.05	600	-
D-glass	55.00	2.50	4.7	-	3.06	-	2.14	-	477	-

Obrázek 10: Typické vlastnosti anorganických vláknových výztuží [15]

Table 1.3 Properties of Commonly Used Reinforcements

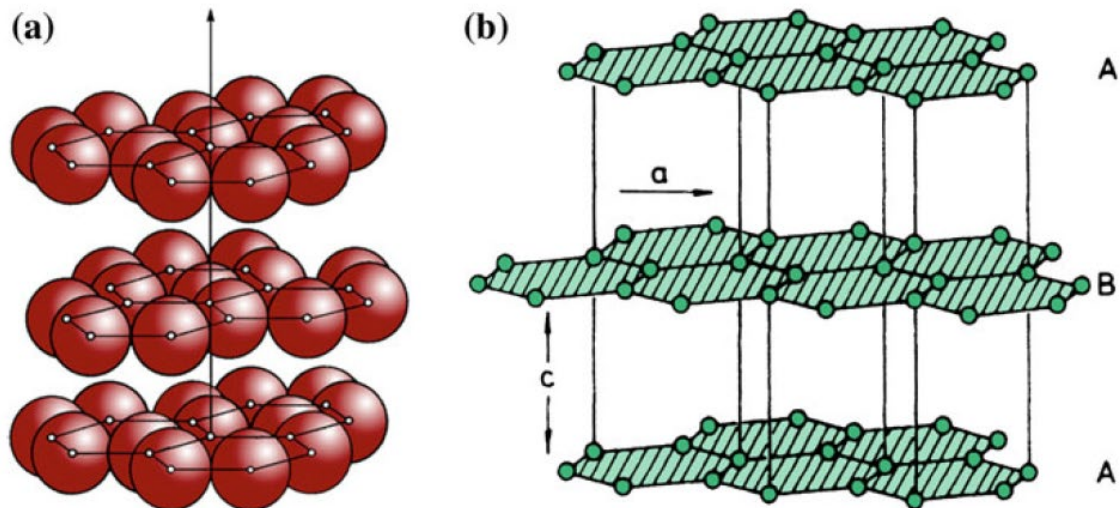
Fiber Reinforcements	Fiber Diameter $d(\mu\text{m})$	Density $\rho(\text{kg/m}^3)$	Modulus of Elasticity $E(\text{Mpa})$	Shear Modulus $G(\text{Mpa})$	Poisson Ratio $\nu$	Tensile Strength $\sigma_{\text{UK}}(\text{Mpa})$	Elongation $E(\%)$	Coefficient of Thermal Expansion $\alpha(^{\circ}\text{C}^{-1})$	Coefficient of Thermal Conductivity $\lambda(\text{W/M}^{\circ}\text{C})$	Heat Capacity $c(\text{J/kg}^{\circ}\text{C})$	Useful Temperature Limit $T_{\text{max}}(^{\circ}\text{C})$	Price 1993 (\$/kg)
"E" glass,	16	2600	74,000	30,000	0.25	2500	3.5	$0.5 \times 10^{-5}$	1	800	700	2

Obrázek 11: Vlastnosti nejběžněji používaného skelného vlákna [17]

### 2.3.1.2 Uhlíková vlákna

Uhlík ve formě grafitu je silně anizotropický materiál. V rovinném směru molekul (na obrázku 12 směr a) může Youngův modul dosahovat až 1000 GPa, ale ve směru příčném na rovinnou strukturu grafitu (na obrázku 12 směr c) je Youngův modul jen asi 35 GPa. Za tuto

anizotropii můžou slabé van der Waalsovy vazebné síly mezi sousedícími vrstvami, ale naopak vazby mezi atomy ve vrstvách jsou velmi silné. Z tohoto důvodu je při výrobě uhlíkových vláken snaha o co možná nejvyšší stupeň orientace hexagonálních struktur uhlíku podélně s osou vlákna [12].

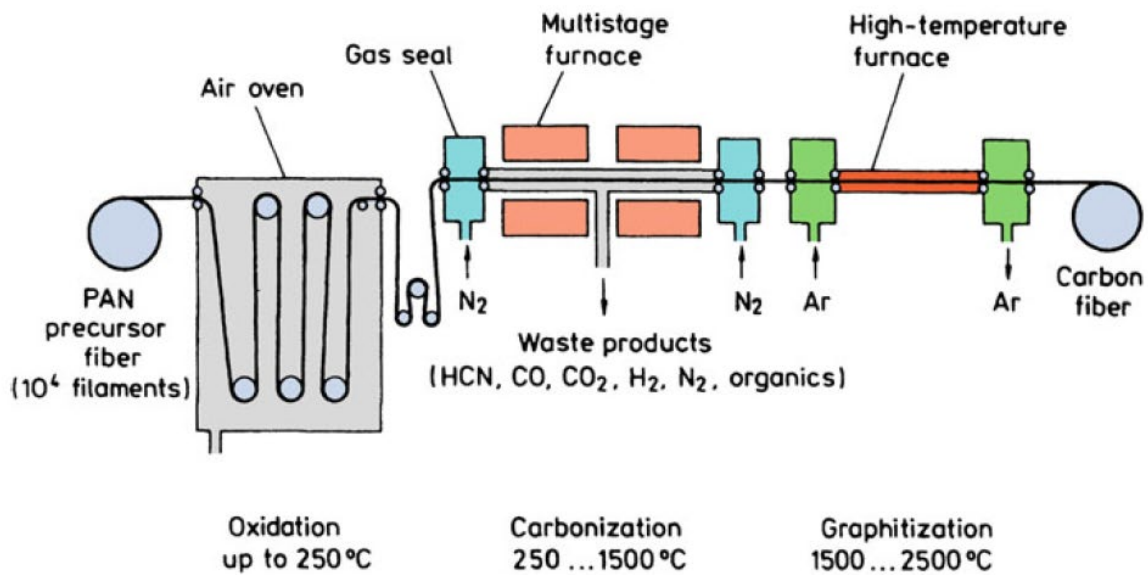


**Fig. 2.14** **a** Graphitic layer structure. The layers are shown not in contact for visual ease. **b** The hexagonal lattice structure of graphite

*Obrázek 12: a) Atomární struktura grafitu b) Šestiúhelníková mřížka struktury grafitu [12]*

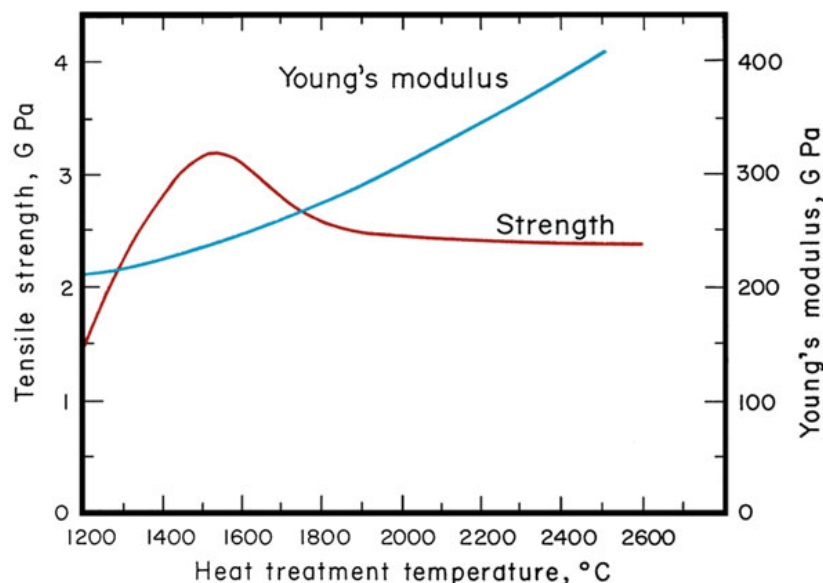
Uhlíková vlákna se běžně vyrábí karbonizací organického polymerního vlákna a následnou grafitizací za velmi vysokých teplot. Z lázně organické směsi se vytahují vlákna, která se následně stabilizují oxidací pro další technologické kroky výroby při zvýšené teplotě. Následně se z vlákna při procesu karbonizace odstraní většina ostatních prvků kromě uhlíku. V posledním kroku potom dochází k teplotní úpravě uhlíkových vláken pro zlepšení vlastností procesem grafitizace, kdy jsou vlákna natahována při teplotě nad 2000 °C, což vede k plastické deformaci a zvýšení elastického modulu vláken. Výsledná kvalita a mechanické vlastnosti vláken jsou silně závislé na kvalitě výrobního procesu a nejvyšší dosažené teplotě při procesech karbonizace a grafitizace. Při výrobě je nutné velmi přesná regulace procesních časů, teplot a kvality okolního prostředí [12].





Obrázek 13: Schéma výroby uhlíkových vláken [16]

Podle konečné teploty zpracování získávají vlákna svoje jedinečné pevnostní a tuhostní vlastnosti. Právě velikost teploty při posledním kroku výroby vlákna je hlavním faktorem poměru velikosti Youngova modulu a pevnosti vláken.



Obrázek 14: Závislost Youngova modulu a pevnosti v tahu na teplotě zpracování uhlíkových vláken [18]

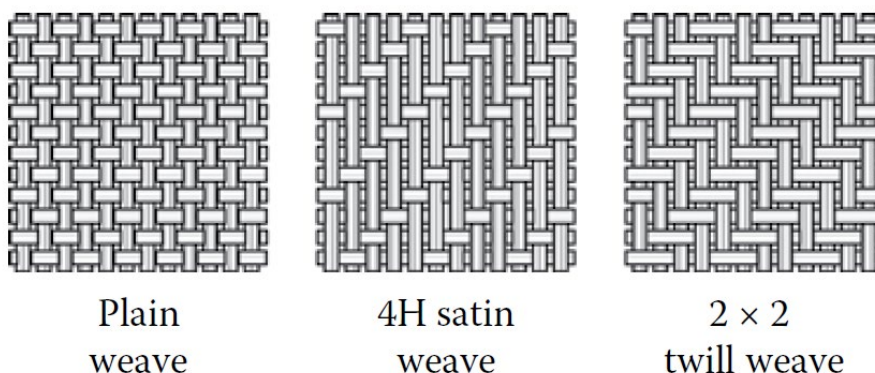
Ačkoli je pevnost v tlaku uhlíkových vláken zhruba poloviční jejich pevnosti v tahu, pořád jsou tato vlákna pevnostně o řád lepší než vlákna aramidová. Uhlíková vlákna se stejně jako skelná vyrábí ve všech možných formách kompozitní výztuže. V současnosti se úspěšně uhlíková vlákna využívají v letectví, automotive nebo mnoha sportovních odvětvích. Se zefektivňující se výrobou začíná klesat cena uhlíkových vláken a podíl kompozitních

i kovových dílů stále roste nejen v letectví, ale například také v oblastech energetiky, medicíny nebo výrobních strojů. V porovnání se skelnými vlákny je ovšem cena uhlíkové výztuže násobně vyšší [19].

### 2.3.1.3 Vazby

Nejčastěji využívanou formou vláknové výztuže z uhlíkových nebo skelných vláken jsou pramencové tkaniny. Při návrhu kompozitního dílu je nutný názor zkušeného pracovníka pro volbu vhodné vazby tkaniny. Pro díly s vysokou tvarovou složitostí je nutné volit volnější typ vazeb. U jednoduchých rovinných dílů je naopak vhodné zvolit pevnější vazbu, se kterou se snadněji manipuluje. Základní 3 typy vazeb jsou:

plátnová vazba,  
saténová vazba,  
keprová vazba – twill.



Obrázek 15: Schématické znázornění běžně používaných vazeb výztužných vláken [20]

### 2.3.2 Matrice kompozitních materiálů

Matrice v kompozitním materiálu plní řadu funkcí. Přenáší část zatížení, zejména posouvající síly a interlaminární smykové napětí. Některé vlastnosti, jako příčná tuhost a pevnost, kompozitního dílu jsou tedy závislé zejména na použité matrici. Matrice je také určující pro teplotní odolnost, chemickou odolnost a otěruvzdornost kompozitního dílu a také určuje jeho odolnost proti povětrnostním podmínkám. Materiál matrice také hraje významnou roli ve vlastnostech přenosu tepla a elektrické vodivosti. Matrice se dělí na termosety a termoplasty [15].

Hlavními zástupci termosetických matric jsou epoxidové a fenolické pryskyřice. Mezi termoplastické matrice potom patří například polyfenylensulfid PPS, polyetherimid PEI nebo polyetheretherketon PEEK. Termosetické matrice vynikají svou únavovou životností, pevností v tlaku a dobrou houževnatostí. Termoplastické matrice naopak termosety předčí v houževnatosti, dielektrických vlastnostech a lepší odolnosti proti absorpci vody. Termosetické pryskyřice se zpracovávají při nižších teplotách než termoplasty, ale jejich výrobní proces je nevratný. Termoplasty je možné recyklovat a jsou nenáročné na skladování a výrobní časy při vytvrzení.

Tabulka 2: Přehled klíčových vlastností běžných typů matric [11]

	Název matrice	Hustota [g/cm <sup>3</sup> ]	Modul pružnosti [GPa]	Pevnost v tahu [MPa]	Tažnost [%]	T <sub>g</sub> [°C]	Cena [\$/kg]
Termosetické matrice	Nenasycené polyestery	1,1 – 1,23	3,1 – 4,6	50 – 75	1,0 – 6,5	80 – 140	1,1 – 2,2
	Vinylesterové pryskyřice	1,12 – 1,13	3,1 – 3,3	70 – 80	3,0 – 8,0	80 – 150	2,6 – 4,4
	Fenolické pryskyřice	1,0 – 1,25	3,0 – 4,0	60 – 80	1,8	80 – 200	0,9 – 1,2
	Epoxidové pryskyřice	1,1 – 1,2	2,6 – 3,8	60 – 85	1,5 – 8,0	80 – 210	2,6 – 4,0
	Kyanoestery	1,19 – 1,28	3,3 – 3,7	56 – 94	1,9 – 2,5	145 – 300	22 – 55
	Bismaleimidy	1,2 – 1,32	3,5 – 5,0	48 – 110	1,5 – 3,3	180 – 315	40 – 60
	Reaktoplastické polyimidy	1,43 – 1,89	3,1 – 4,9	100 – 110	1,5 – 3,0	216 – 380	70 – 200
Termoplast. matrice	Polyfenylensulfid	1,35	3,8	90	3	90	10 – 100
	Polyetherimid	1,27	3,3	105	7	215	10 – 100
	Polyetheretherketon	1,30	3,5	105	34	143	10 – 100
	Termoplastické polyimidy	1,35 – 1,48	3,6 – 4,1	110 – 120	2,4 – 6	277 – 355	100

Velkou univerzálností použití vynikají epoxidové pryskyřice, které mají v leteckých aplikacích výhradní postavení. Kombinují velmi dobrou mechanickou odolnost s vysokou korozní odolností a po vytvrzení mají oproti ostatním matricím malé smrštění, asi 1,2 – 4 %. Epoxidové matrice jsou v porovnání s ostatními polymerními matricemi méně náchylné na degradaci vlivem tepla, vlhkosti a mohou být vytvrzovány v teplotním rozsahu 5 – 150 °C

s možností následné temperace pro aplikaci dílů do vyšších provozních teplot. Nejvíce se využívají v leteckém průmyslu, ale jejich vlastnosti jsou natolik univerzální, že jsou vhodné pro aplikaci v mnoha dalších průmyslových odvětvích. Jsou použitelné prakticky pro všechny zpracovatelské technologie. Maximální provozní teploty pro kompozitní díly s epoxidovou matricí jsou vždy pod teplotou skelného přechodu matrice, tedy běžně menší než 210 °C. Vysoko teplotní pryskyřice jsou většinou křehké, a naopak houževnatější matrice mají maximální provozní teplotu přibližně o třetinu nižší [15].

### 2.3.3 Vlastnosti kompozitních materiálů

Kompozitní materiály mají oproti konvenčním konstrukčním materiálům mnoho výhod, které jsou ovšem v některých materiálových vlastnostech vyvážené nevýhodami. S probíhajícím materiálovým vývojem se ovšem daří nevýhody kompozitních materiálů eliminovat a díky vhodné kombinaci složek kompozitního materiálu. Pro konkrétní funkci dílu v nepříznivých podmínkách je nutné vhodně volit kombinaci materiálů tak, aby vlastnosti jednotlivých složek co možná nejvíce negovaly vlivy nevhodného zatížení dílu nebo okolního prostředí.

Mezi hlavní výhody kompozitních dílů patří:

- vysoká pevnost v tahu a tuhost,
- vysoká měrná pevnost a tuhost,
- vysoká únavová životnost,
- dobrý materiálový útlum a vlastnosti při impaktu,
- flexibilita návrhu/designu,
- Korozní odolnost,
- nákladově efektivní vývoj produktu,
- snížení počtu dílů sestavy a minimalizace odpadu.

Material	Specific Gravity	Tensile Modulus (GPa)	Tensile Strength (MPa)	Specific Tensile Modulus (GPa/g/cc)	Specific Tensile Strength (MPa/g/cc)
<i>Metals</i>					
Steel	7.9	205	275–1880	26	35–238
Aluminum	2.7	70	60–700	26	22–259
<i>Polymers</i>					
Epoxy	1.2	2.5–4.5	50–130	2.1–3.8	42–108
Polyester	1.2	2.5–4.0	20–80	2.1–3.3	17–67
Phenolic	1.3	3.0–4.0	35–70	2.3–3.1	27–54
Polyimide	1.4	3.0–4.0	70–80	2.1–2.9	50–57
<i>Ceramics</i>					
Alumina	3.9	380	330	97	85
Magnesia	3.6	205	230	57	64
<i>Unidirectional PMCs (<math>V_f = 0.5</math>)</i>					
Glass/epoxy	1.8–1.9	30–45	550–1350	16–25	289–750
Carbon/epoxy	1.4–1.7	105–460	875–2760	62–329	515–1971
Kevlar/epoxy	1.3–1.4	70–76	1065–1380	50–58	761–1062
<i>MMCs</i>					
SiC/Al	2.7–2.9	82–228	210–700	28–84	72–259
<i>CMCs</i>					
SiC/SiC	2.3–2.4	190–210	280–340	79–91	117–148
<i>C/C composites</i>					
UD C/C composites	1.7	125–220	570–600	74–129	335–353

Obrázek 16: Typické mechanické vlastnosti běžně využívaných konstrukčních materiálů [20]

Možnými nevýhodami kompozitních dílů může být:

- nízká pracovní teplota kompozitních dílů,
- nízká odolnost proti záření a vlhkosti,
- nízké elastické vlastnosti v příčném směru vláken,
- komplexní návrh dílů a analýza,
- náklady vstupních materiálů,
- nevhodné použití konvenčního spojovacího materiálu.

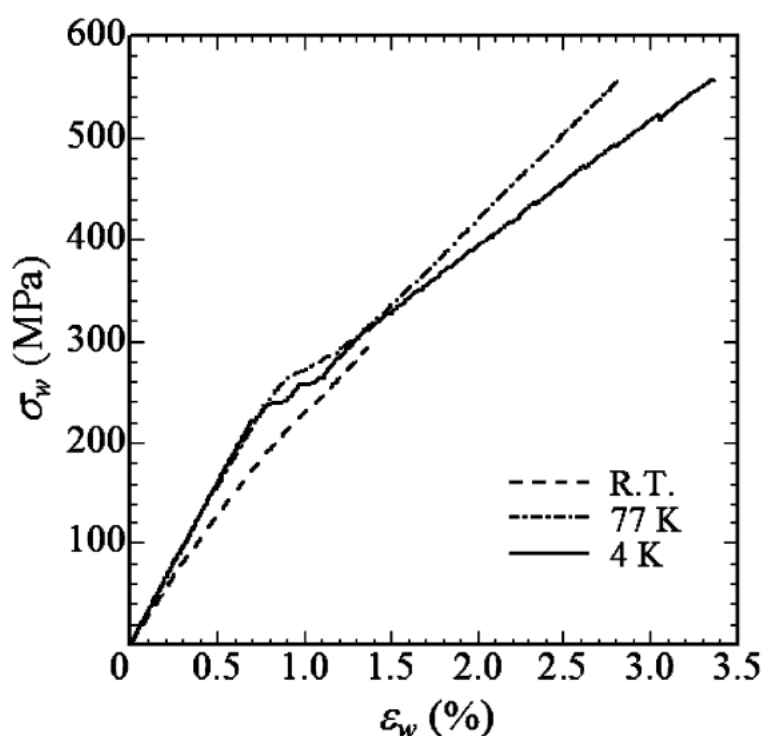
### 2.3.3.1 Vliv nízkých teplot na kompozity ze skelných vláken

Ve vakuové komoře simulující planetární podmínky Marsu bude nutné snižovat teplotu. Ve vakuových komorách se k tomuto účelu běžně používá tekutý dusík, který má teplotu  $-196,15\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Některé části komory tedy mohou v budoucnu přijít do kontaktu s vedením tekutého dusíku a je tedy nutné diskutovat vlivy kryogenních teplot na polymerní kompozity s vláknovou výztuží, ačkoli minimální teploty prostředí v komoře bude  $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Zvolené složky kompozitního materiálu musí těmto pracovním teplotám dlouhodobě odolávat.

### 2.3.3.2 Teplotní a mechanické vlastnosti vláknových kompozitů.

Kompozitní materiály se desítky let využívají pro aplikace například v kosmické průmyslu nebo jako zařízení pro skladování zkapalněných plynů. Na kvalitě výsledných parametrů se velkou mírou podílí použitá výrobní technologie. Při kryogenních podmínkách (77 K) uhlíkový kompozit s epoxidovou maticí vydrobený kontaktní laminací disponuje interlaminární smykovou pevností 110-140 MPa, ale materiál ze stejných složek vyrobený prepregovou technologií dosahuje interlaminární smykové pevnosti jen 80-95 MPa [21].

Se snižující se teplotou roste velikost modulu pružnosti v tahu, hodnota mezního napětí v tahu a klesá koeficient teplotní vodivosti materiálu. Při porovnání únavového chování vzorků při pokojové teplotě, teplotě tekutého dusíku a tekutého helia oba kryogenně podchlazené vzorky vykazují vyšší mezní napětí, ale životnost vzorku se snižující se teplotou klesá. Při podchlazení vzorku na teplotu tekutého helia je mezní napětí v tahu vzorku skoro dvakrát vyšší než při tahové zkoušce při pokojové teplotě [22].



Obrázek 17: Křivky závislosti napětí a deformace skelných vláken při různých okolních teplotách [22]

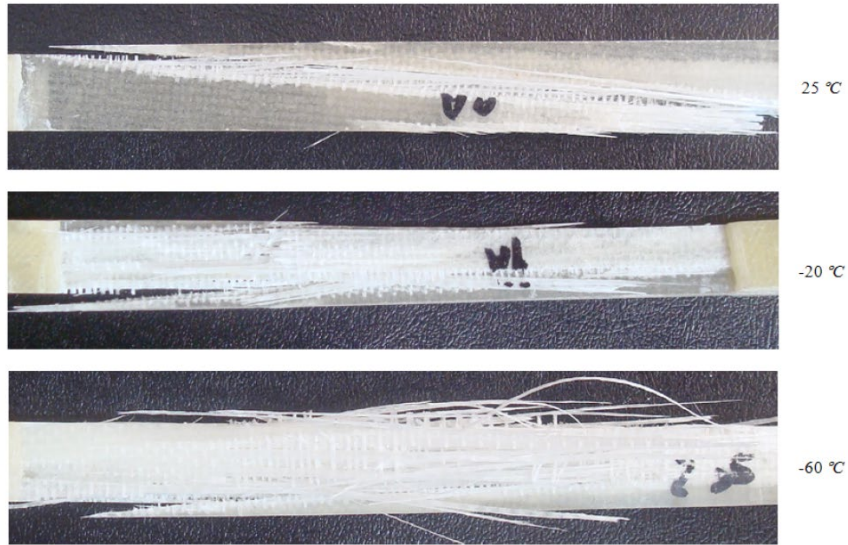
Laminační systémy skelných vláken s epoxidovou pryskyřicí se běžně používají v letectví. Ve letové výšce dopravních letadel klesá teplota k  $-60$  °C. Laminační systémy certifikované pro letecký průmysl mají provozní teploty, které jsou pro snížené teploty

vyhovující. Za nízkých teplot stoupá křehkost matrice. Při termo-mechanickém zatížení GFRP<sup>1</sup> vzorku tahem se přibližně o 10 % sníží mezní deformace, ale stoupá pevnost a tuhost kompozitu, konkrétně o 12 %. Pracovní diagram vzorků GFRP vykazuje lineární chování do okamžiku porušení první vrstvy kompozitu a následně až do úplného porušení vzorku vykazuje nelineární chování nevhledě na rozdílných teplotách nebo výskytu koncentrátoru napětí. Se snižující se teplotou roste pevnost GFRP materiálu a lehce klesá velikost mezní deformace. Při pokojové teplotě se porucha GFRP iniciuje v matrici v první vrstvě kompozitu. Při snížených teplotách je porucha první vrstvy smíšená. Ke smykovému porušení a trhlinám v matrici dochází i k porušení vláken výztuže první vrstvy. Dochází také k oslabení spojení matrice a skelných vláken, což vede k delaminaci vláken a obecně změně mikromechanismu poruchy materiálu [23].

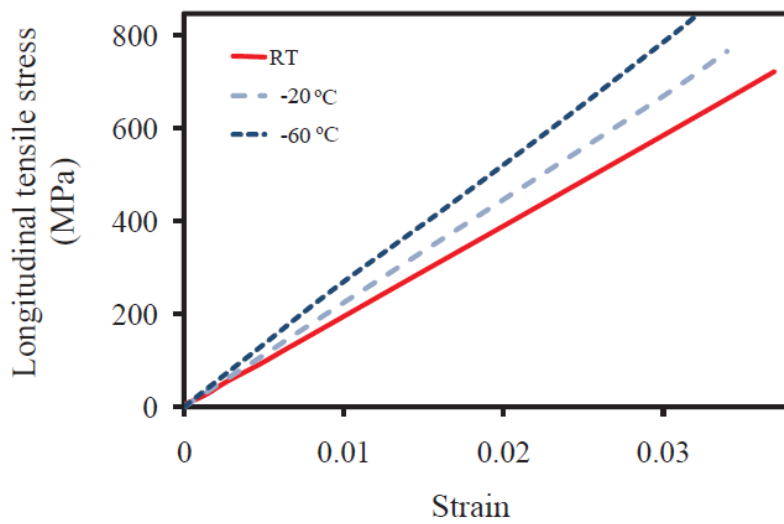
<b>Mechanical properties</b>	<b>23 °C</b>	<b>-60 °C</b>
Longitudinal modulus $E_x$ (GPa)	19.94	28.65
Transverse modulus $E_y$ (GPa)	5.83	11.03
Shear modulus $G_{xy}$ (GPa)	2.11	4.21
Longitudinal tensile strength $X_t$ (MPa)	700.11	784.98
Longitudinal compression strength $X_c$ (MPa)	570.37	731.94
Transverse tensile strength $Y_t$ (MPa)	69.67	75.2
Transverse compression strength $Y_c$ (MPa)	122.12	186.22
Shear strength $S$ (MPa)	68.89	91.22

Obrázek 18: Mechanické vlastnosti skelného kompozitu při pokojové a snížené teplotě [23]

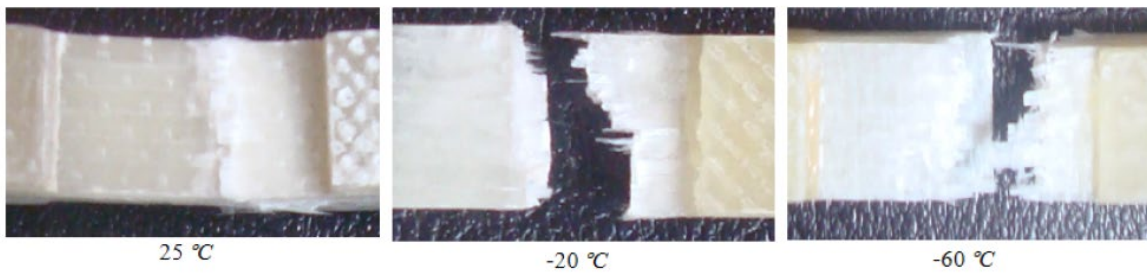
<sup>1</sup> GFRP – „glass fibre reinforced polymer“ – polymerní kompozit se skelnou výztuží



Obrázek 19: Mechanismy poruch kompozitních vzorků při tahovém zatížení při různých teplotách [23]

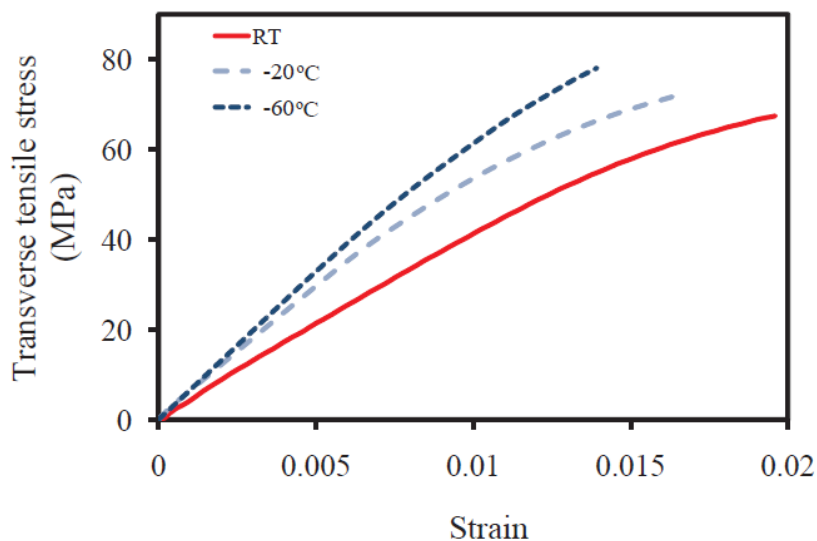


Obrázek 20: Křivky závislosti napětí na deformaci skelného kompozitu při tahovém zatěžování při různých teplotách [23]



Obrázek 21: Poruchy vzorků skelného kompozitu při zatížení tlakem při různých teplotách [23]





Obrázek 22: Křivky závislosti napětí na deformaci skelného kompozitu při tlakovém zatěžování při různých teplotách [23]

### 2.3.3.3 Prostupnost plynů u vláknových kompozitů

Kompozitní materiály se již dlouhou dobu využívají pro konstrukci nádrží s nízkou hmotností. Při pokojové teplotě vláknové kompozity vykazují téměř nulovou propustnost plynů. Nevýhodné je použití těchto materiálů v aplikacích, kde je kompozitní nádoba vystavená kryogenním teplotám nebo teplotnímu cyklování s velkými rozsahy teplot. Prostupnost skelných kompozitů je značně nižší než kompozitů z uhlíkových vláken. Při kryogenních teplotách se v materiálu mohou tvořit mikrotrhliny na rozhraní vláken a matrice, které mohou zvyšovat prostupnost plynů kompozitním dílem [24].

Pokud je při výrobě kompozitního dílu přesně dodržen technologický proces určený výrobcem jednotlivých složek a pracovní teploty v okolí dílu jsou ve správném rozsahu pro použitou matrici, tak s mechanickým i teplotním cyklováním nedochází ke zvyšování prostupnosti plynu materiálem.

### 2.3.4 Technologie výroby kompozitních materiálů

Základním parametrem pro návrh výroby kompozitního dílu je opakovatelnost výroby. Existuje množství výrobních technologií. Základní dělení výrobních technologií kompozitních materiálů je na výrobu v otevřené formě a v uzavřené formě. Některé jsou vázány na složité strojní vybavení, ale všechny výrobní metody mají vždy čtyři stejné kroky. Ty jsou:

- impregnace,
- pokládka výztuže (tzv.: Lay-up),
- stlačení/zhutnění/konsolidace,
- a vytvrzení.

Tyto kroky jsou klíčové pro správnou výrobu kompozitního dílu, ale jednotlivé výrobní metody mohou mít různé pořadí těchto kroků. Výrobní metoda, tedy i pořadí klíčových kroků výroby, závisí na typu a formě použité matrice a výztuže. Podle zvolené výrobní technologie musí být také vhodně navrženo nástrojové vybavení pro výrobu. Hlavní je vhodně volit materiál forem dle maximálních dosahovaných teplot při vytvrzení kompozitních dílů.

Rozdělení technologie výroby kompozitních dílů:

- Výroba v otevřené formě
  - Kontaktní laminace
  - Prepregová technologie
  - Vakuová infuze
- Výroba v uzavřené formě
  - RTM (resin transfer molding)
  - Výroba v lisech
- Kontinuální výrobní procesy
  - Ovíjení
  - Navíjení
  - Pultruze
  - Strojní kladení

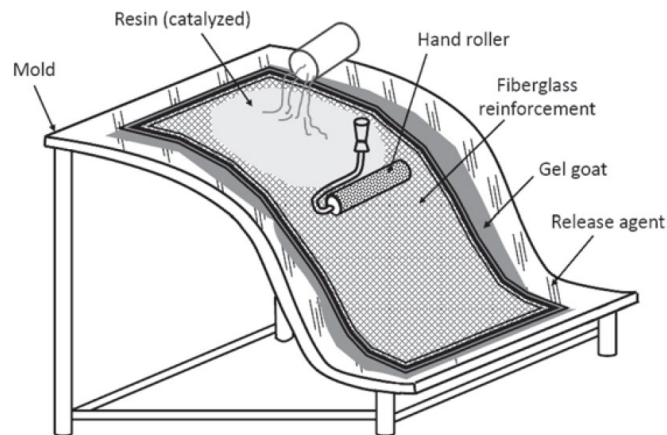
Pro výrobu v laboratorních podmínkách na FS ČVUT je vhodné navrhovat výrobní proces kompozitních dílů tak, aby nebyl vázaný na složité strojní vybavení, pokud to není nutné z důvodu požadovaných speciálních vlastností materiálů. Nejjednodušší proces výroby, s velmi dobrými kvalitativními parametry dílu a dobrou opakovatelností, je kontaktní laminace. V práci je dále rozvedena pouze tato technologie, protože bude zvolena jako výrobní technologie navržených kompozitních panelů [20].

#### 2.3.4.1 Kontaktní laminace (wet layup)

Jedná se o nejběžnější a nejstarší metodu výroby kompozitních dílů. Principem této metody je pokládka výztuže do formy s hladkým povrchem a nanesenou separací. Následně je do vláken nanesena nejčastěji epoxidová matrice pomocí štětce nebo válečku. Pro dobrou kvalitu dílu je nevytvrzený díl umístěn do polymerního pytle, ve kterém je vytvořen podtlak až -1 bar, pro dobrou konsolidaci vláken, odsátí přebytečné matrice do technických tkanin a zamezení posunu lamin při vytvrzení. Následně je díl možné vytvrdit při pokojové nebo zvýšené teplotě v závislosti na použité matrici. Po vytvrzení a odformování hotového dílu je možné hotový díl temperovat v peci pro získání lepších mechanických vlastností a teplotní odolnosti. Díky použití vakua ve fázi konsolidace je kompozit rovnoměrně stlačen, mezi laminami není přebytečné množství matrice a výsledný objemový podíl vláken se může blížit až 70 %. Při výrobě hybridní kompozitní skladby, sendvičové konstrukce s pěnovým jádrem, se objemový podíl vláken obvykle pohybuje kolem 50 %. Tato výrobní technologie je velmi závislá na zkušeném operátorovi, protože množství epoxidu je dávkováno ručně právě operátorem. Při použití nedostatečného množství matrice může dojít neprosycení částí dílu, delaminacím nebo povrchovým vadám typu „pin hole“<sup>2</sup>. Po odformování dílu musí následovat výstupní kontrola dílu. Nejčastěji se tato kontrola provádí vizuální kontrolou, kdy se sledují vady typu pin hole projevující se bublinami na povrchu dílu. Dalšími možnostmi je rezonanční zkouška, kterou může zkušený operátor realizovat prostým poklepem na kompozitní díl. Touto zkouškou je možné odhalit delaminace dílu bez složitého testovacího vybavení. Pro nalezení případných delaminací dílu je možné díl podrobit některým metodám nedestruktivního testování jako zkouška ultrazvukem nebo rentgenovou zkouškou.

---

<sup>2</sup> Jedná se o vadu na povrchu kompozitního dílu, kdy v místě mimo křížení povrchové vrstvy vláken nedojde k vytvoření jednotné povrchové vrstvy matrice. Vada vypadá jako bublinka na povrchu dílu, kde chybí matrice.



Obrázek 23: Schéma technologie výroby kompozitních dílů kontaktní laminací [25]

Kontaktní laminace je nenákladný, avšak pracný proces výroby kompozitních dílů. Při výrobě dílu zkušeným operátorem lze docílit velmi dobré kvality, ovšem opakovatelnost výroby je přímo závislá na práci operátora. Tato metoda není vhodná pro sériovou výrobu, ale pro výrobu malých desítek dílů je velmi výhodná díky nízkým materiálovým a výrobním nákladům. Pro výrobu rozměrných dílů je nutné volit vhodný epoxidový systém s dostatečnou dobou zpracovatelnosti a zajistit ve výrobních prostorech ideální teplotní podmínky, aby nedošlo k vytvrzení matrice před dokončením skladby celého dílu. Některé separační prostředky a epoxidové pryskyřice znamenají pro operátora zdravotní rizika, proto je nutné využívat osobní ochranné pomůcky dle doporučení výrobců.

## 2.4 Vakuová technika

Vakuum je tlak nižší než atmosférický tlak. Běžná vakuová se technika se v praxi dělí na 4 skupiny podle rozsahu tlaku. Tato klasifikace umožňuje rychlou orientaci běžné vakuové techniky a použitelnosti technologických postupů. Klasifikace tlaků se může lišit v závislosti na použitých zdrojích, ale pro představu o úrovni vakua toto základní dělení vyhovuje účelům této práce.

- Slabé vakuum (RV)                    1000 – 1 mbar
- Střední vakuum (MV)                1 –  $10^{-3}$  mbar
- Vysoké vakuum (HV)                 $10^{-3}$  –  $10^{-7}$  mbar
- Ultra vysoké vakuum (UHV)  $10^{-7}$  –  $10^{-14}$  mbar

Výběr vhodného zdroje vakua se řídí dle praktických požadavků zvolené technologie. Nejčastěji je nutné vzít v úvahu kritéria, jako je mezní tlak použité vývěvy, cena, čerpací rychlost nebo odolnost prostředí [26].

## 2.4.1 Vývěvy

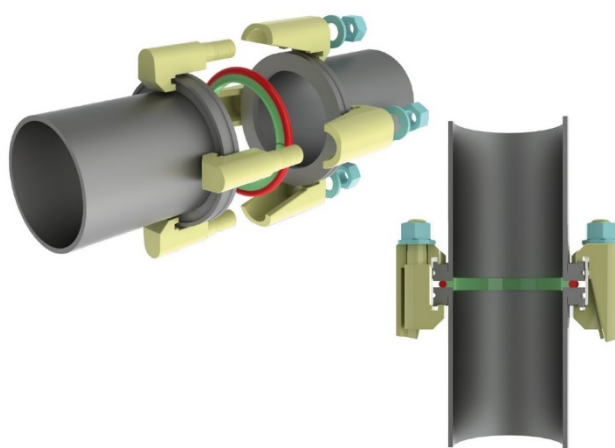
Pro snížení tlaku ve vakuových komorách se využívá několik typů vývěv. Výběr vhodného typu a verze vývěvy se volí v závislosti na rychlosti čerpání a úrovni vakua, kterou je potřeba generovat v komoře. Nejrozšířenějším typem vývěv jsou rotační olejové vývěvy, které dokáží vytvářet vakuum v rozmezí  $10^5$  až  $10^0$ . Pro nižší úrovně vakua lze použít vývěvy membránové, které ovšem nevynikají velkými rychlostmi čerpání. V rychlosti čerpání dominují vývěvy Rootsovy (analogicky Rootsova dmyhadla), které se vyrábí v rozmezí rychlosti čerpání 20 až  $19000 \frac{\text{m}^3}{\text{hod}}$ . Nevýhodou těchto vývěv je pulzace proudu plynů na výstupu z vývěvy a nutnosti čerpat pouze čistý plyn bez nečistot, jinak často dochází k zadření speciálně tvarovaných rotačních pístů. Hlavními parametry vývěvy pro navrhovanou vakuovou komoru bude vysoká rychlost čerpání, aby odčerpání komory na požadovaný tlak trvalo co možná nejkratší dobu, a aby byla vývěva schopna kompenzovat případné úniky v konstrukci komory. Pokud se u vakuové nádoby předpokládá větší netěsnost je vhodné k rotační vývěvě sériově připojit Rootsovu vývěvu.

Rozdělení vývěv dle způsobu, jakým snižují tlak [26]:

- Adsorpční
  - Kryokondenzační vývěva
  - Kryosorpční vývěva
- Transportní
  - Mechanické
    - Pístové
      - Membránová
      - Sprenglerova
      - Toeplerova
    - Rotační
      - Rotační olejová
      - Rootsova
  - Hybnostní
    - Vodní
    - Difuzní
    - Molekulární
    - Iontová

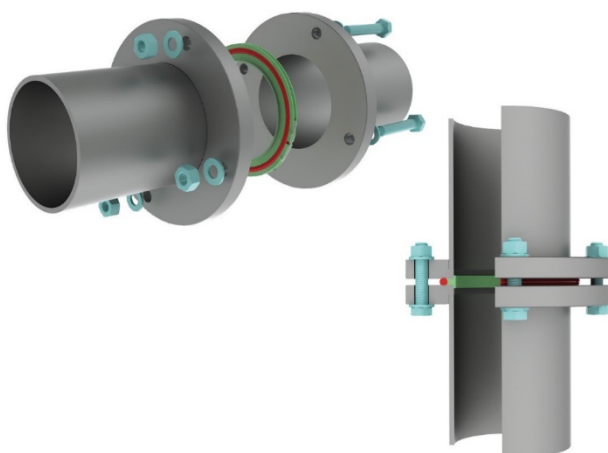
## 2.4.2 Příruby a těsnění

U většiny standardních vakuových komor je většina komponent, které se připojují ke komoře vybavena přírubami standardizovaných rozměrů a těsnění. Pro malé připojovací průměry lze použít příruby typu KF. Jedná se o spojovací systém s rychlou montáží dle normy DIN 28 403, který se vyrábí do rozměru 50 mm. Pro kompletní spojení je třeba dvě identické příruby, jeden svěrný kroužek a jeden středící kroužek. Pro větší příruby do 630 mm lze použít připojovací rozměry typu ISO-K. Tento typ přírub se spojuje dvoudílnými svorkami, které se stahují šroubem. Pro správnou montáž je nutné opět použít středící kroužek a těsnící kroužek [27].



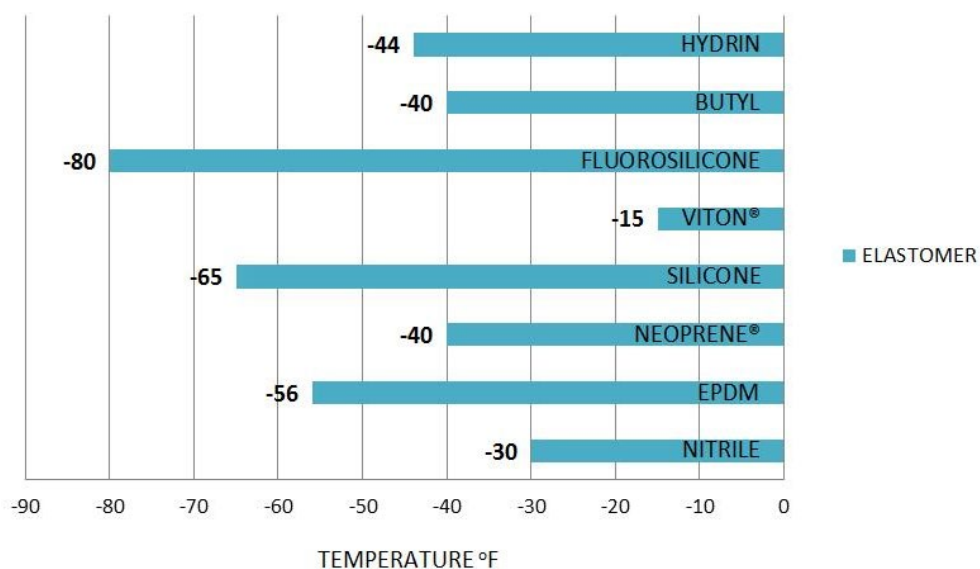
Obrázek 24: Technologie spojová přírub ve vakuové technice - ISO-K [27]

Posledním běžně využívaným typem spojování přírub ve vakuové technice je typ přírub ISO-F, které se vyrábí v rozměrech jako výše uvedené příruby a odpovídají normě DIN 28 404.



Obrázek 25: Technologie spojová přírub ve vakuové technice – ISO-F [27]

Pro aplikaci těsnění ve vakuové komoře se slabým vakuem jsou plně dostatečná elastomerová těsnění. Tento typ pružných těsnění je schopen utěsnit vakuové komory s vakuem až  $10^{-6}$  Pa, ale většina elastomerových materiálů není vhodná pro použití při velmi nízkých teplotách. Nejlepší vlastnosti při snížených teplotách si z elastomerů zachovává silikon, který nemění své vlastnosti ani při  $-60^{\circ}\text{C}$ . Ostatní elastomery více či méně křehnou, a proto je silikon jako těsnící materiál nejvhodnější volbou.



Obrázek 26: Minimální teploty použitelnosti těsnících materiálů za nízkých teplot [28]

## 3 Návrh vakuové komory

### 3.1 Požadavky na konstrukci

Pro strukturální návrh konstrukce komory byly stanoveny následující podmínky.

Tabulka 3: Rozmezí požadovaných pracovních parametrů v komoře

Parametr	Minimum	Maximum
Pracovní tlak	400 Pa [4mbar]	Atmosférický tlak
Pracovní teplota	-56 °C	Okolní teplota

Tabulka 4: Požadované rozměry komory v plné konfiguraci

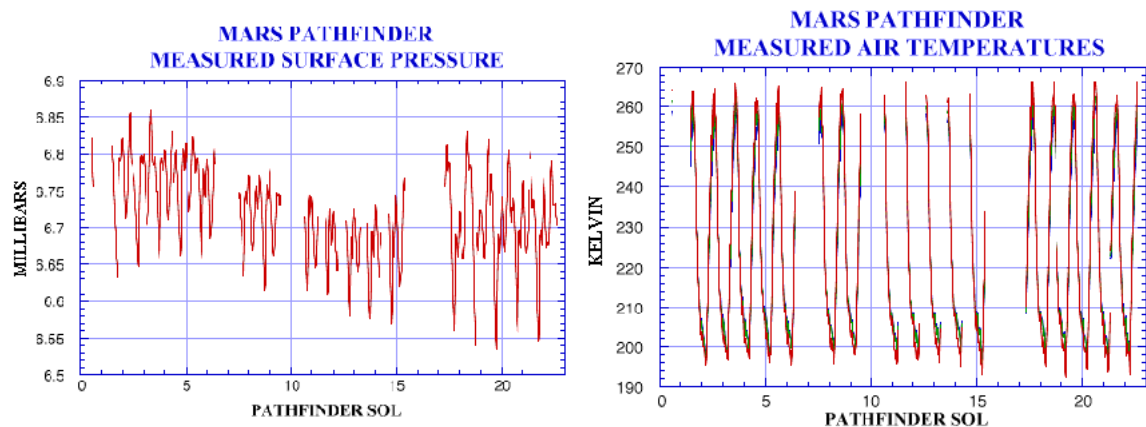
Požadovaný rozměr	
Průměr válcové části komory	2,5 m
Výška komory	3 m

Hlavní požadavek jsou nízké náklady spojené s výrobou a montáží komory a volba takových technologických výrobních procesů, které budou realizovatelné v podmínkách laboratoře letadlové techniky na FS ČVUT a možnost celý projekt v prostorách ČVUT případně realizovat. Z provozních důvodů bude nutné, aby se v komoře dal vytvořit provozní tlak do 30 minut od spuštění systému odsávání vzduchu. V budoucnu se v komoře očekává vytvoření atmosféry oxidu uhličitého a dalších složek atmosféry tak, aby došlo k co nejvěrnější simulaci povrchu Marsu. Při nejen biologických experimentech může být nutná přítomnost vody v kapalně nebo plynné fázi. Další možností rozšíření funkcí komory bude přidání prachového generátoru, který bude vytvářet další zátěž, například pro elektroniku. Detailní řešení těchto systémů není v rozsahu této práce.

Klíčovými vlastnostmi pro panelovou kompozitní konstrukci jsou:

- pevnostní odolnost,
- odolnost vůči sníženým teplotám,
- odolnost proti vlhkosti,
- co nejnižší drsnost vnitřní stěny komory,
- a minimální možné náklady na výrobu konstrukci komory.



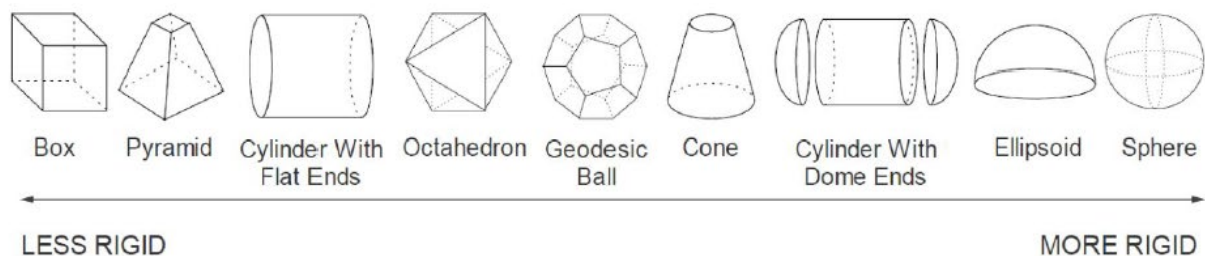


Obrázek 27: Data ze sondy Mars Pathfinder. Vlevo tlak na povrchu. Vpravo teplota na povrchu v závislosti na čase [29]

## 3.2 Konstrukční řešení komory

### 3.2.1 Tvar komory

Při návrhu koncepce kompozitní komory byly zohledněny faktory jako zástavbový prostor, strukturální efektivita konstrukce, hmotnost konstrukce, modularita konstrukce i vybavení samotné komory. Jako tvar komory zvolen válec s elipsoidními víky. Válec i elipsoid jsou tuhostně velmi přívětivé tvary pro použití jak ve vakuové technice, tak i v oblasti tlakových nádob.

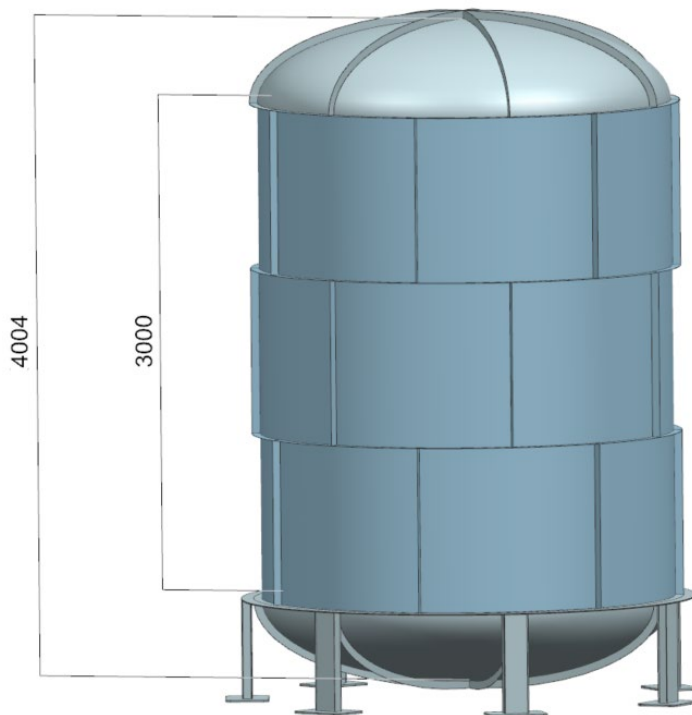


Obrázek 28: Tuhost tělesa v závislosti na jeho tvaru [30]

Na začátku návrhu panelové konstrukce bylo nutné rozdělit koncepční tvar komory na jednotlivé panely, navrhnout způsob spojování a těsnění panelů. Toto rozčlenění bylo navrženo na základě požadavků na možnost interní výroby v laboratořích FS ČVUT. Jednotlivé panely musí mít takovou velikost, aby byl operátor výroby schopný manipulovat s formami na kompozitní díly, dokázal pomocí běžných výrobních procesů vyrobit jednotlivé panely a následně bylo možné provést montáž komory. Komora byla tedy rozdělena tak, aby plocha panelů i s lemy pro uchycení byla menší než  $1,5 \text{ m}^2$ .

Tabulka 5: Plocha panelů konstrukce

Díl	Plocha panelu
Panel boční	1,336 m <sup>2</sup>
Panel víka	1,103 m <sup>2</sup>



Obrázek 29: Tvarový návrh panelové konstrukce komory

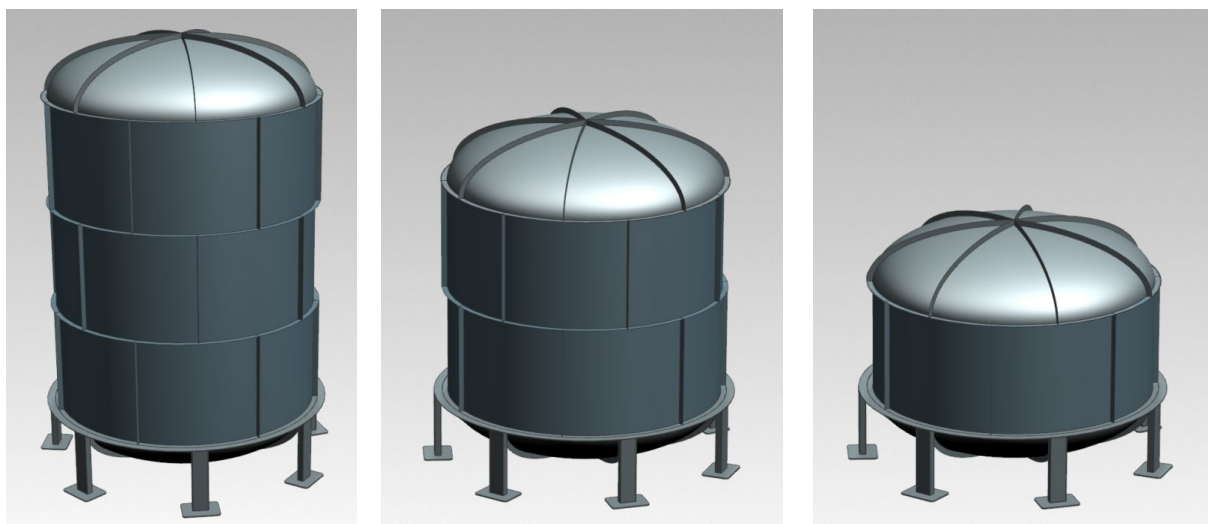
Bez větších investicí do vybavení laboratoří je možné realizovat výrobu kompozitních panelů v laboratořích Letadlové techniky na FS ČVUT pouze pomocí technologie kontaktní laminace nebo vakuové infuze. Protože je možné, že v budoucím provozu panelové kompozitní vakuové komory bude konstrukce zatížena zvýšenou vlhkostí, je nutné na vnitřním povrchu panelů vytvořit vrstvu materiálu, který bude kompozitní skladbu chránit před degradací. K tomuto účelu se v leteckém průmyslu v praxi využívají polyesterové gelcoaty. Jedná se o materiál, jenž na kompozitním dílu vytváří vysoce kvalitní povrch, který je odolný proti povětrnostním vlivům, vlhkosti a mechanickému poškození. Tyto materiály se dají použít nanesením na hotový díl jako takzvaný topcoat, což vyžaduje zbrúsení vytvrzeného dílu smirkovým papírem, nanesení polyesterového topcoatu, po vytvrzení opět celý díl postupně přebrousit až do hrubosti brusného papíru 2000 a následně s použitím leštící pasty dopravit povrch topcoatu pro požadované vlastnosti. Druhou variantou je nanesení gelcoatu přímo do formy na kompozitní díl v tloušťce do 0,6 mm a po částečném vytvrzení tohoto materiálu přímo na tento materiál položit skladbu kompozitního dílu. Pro druhou variantu je nejvhodnější

produkce kompozitních dílů technologií kontaktní laminace. Těto technologii je podřízeno členění kompozitních panelů tak, aby byla doba zpracovatelnosti použité pryskyřice dostatečná pro operátora kompozitní výroby.

Dělení tvarového návrhu komory se tedy musí podřít zvolené technologii výroby jednotlivých panelů. Při využití epoxidových pryskyřic je maximální doba zpracování v závislosti na použitém tvrdidle kolem 180 minut. Kompozitní panely komory nebudou velmi tvarově složité, a proto byly panely zvoleny tak aby měly plochu přibližně  $1,2 \text{ m}^2$ . Na laminační formu takovéto velikosti by operátor měl být schopný za 180 minut vylaminovat kompozitní skladbu a zavakuovat díl ve vakuové plachtě.

### 3.2.1 Rozdělení konstrukce komory na panely

Z výše uvedených důvodů byla konstrukce komory rozdělena na 35 kompozitních panelů uchycených na ocelovém rámu. Po obvodu komory je vždy 7 panelů. Válcová část komory je v osové směru rozdělena na 3 segmenty o délce 1 metr. Díky dělení válcové části v osové směru bude možné komoru využívat ve 3 variantách lišících se pracovním objemem komory, podle počtu segmentů po délce válcové části.



Obrázek 30: Tři varianty konstrukce komory s různým pracovním objemem

Tabulka 6: Varianty objemu vakuové komory dle počtu použitých segmentů

Varianta	Varianta 1	Varianta 2	Varianta 3
<b>Objem [m<sup>3</sup>]</b>	18,01	13,1	8,19

Každý panel je konstruován s 50mm bočním lemem po obvodu, skrz který se budou panely spojovat do větších celků. Mezi panely bude umístěno těsnění, které bude sevřeno pomocí přitlačné síly šroubů procházejících lemy kompozitních panelů. Díky spojeným leům segmentů dojde k vyztužení stěn komory a zvýšení mechanické odolnosti komory proti vnějšímu přetlaku působícímu na konstrukci. Jednoduše by se tedy dal konstrukční návrh komory popsat jako sendvičová konstrukce s vnějšími kontinuálními příčnými výztuhami a diskontinuálními podélnými výztuhami. Celá kompozitní konstrukce je uchycena na rámu svařeném z ocelových výpalků a jeklů. Rám bude možné ukotvit do podlahy laboratoře na chemické kotvy. Pro všechny velikostní varianty komory bude možné využít stejný rám, který bude umístěn mezi panely dna a boční segmenty.

### 3.2.2 Zvolené materiály

Kromě snadné vyrobiteľnosti bez složitého strojového vybavení je jedním z hlavních požadavků nízká ekonomická náročnost výroby. Z tohoto důvodu byl zvolen kompozitní materiál ze skelných vláken, epoxidové pryskyřice, polyesterového gelcoatu a polymerního pěnového jádra. Ačkoli kompozit ze skelných vláken má oproti uhlíkovým kompozitům obecně horší pevnostní vlastnosti, ekonomicky je kompozit ze skelných vláken mnohem výhodnější. Kompozit ze skelných vláken také lépe vyhovuje sníženým vnitřním teplotám v pracovním prostoru komory, protože na rozdíl od uhlíkových vláken mají skelná vlákna menší koeficient přestupu tepla, a proto budou mít hybridní kompozitní panely lepší tepelně-izolační vlastnosti.

#### 3.2.2.1 Výztuž

Vhodně zvolený materiál výztuže je hlavní parametr pro dobré mechanické vlastnosti kompozitního dílu. I přes to, že z běžně používaných typů výztuže svými mechanickými vlastnostmi dominují uhlíková vlákna, je také výroba z těchto materiálů výrazně cenově nákladnější. V aplikacích, kde není požadavek na nejnížší možnou hmotnost dílů je tedy ekonomicky výhodnější použít skelná vlákna. Náklady se výrobu kompozitních dílů se blíží výrobě z hořčíkových a hliníkových slitin, nicméně výroba kompozitních dílů má řadu výhod, které vyplývají hlavně ze zvolené výrobní technologie – kontaktní laminace.

Jako materiál výztuže byla tedy zvolena skelná vlákna typu EC 330tex s produktovým označením GF AEROGLOSS 390. Jedná se o tkaninu ze skelných vláknem s keprovou vazbou typu twill 2/2, která se velmi rychle prosycuje a jsou u ní použity plochá vlákna. Díky kombinaci

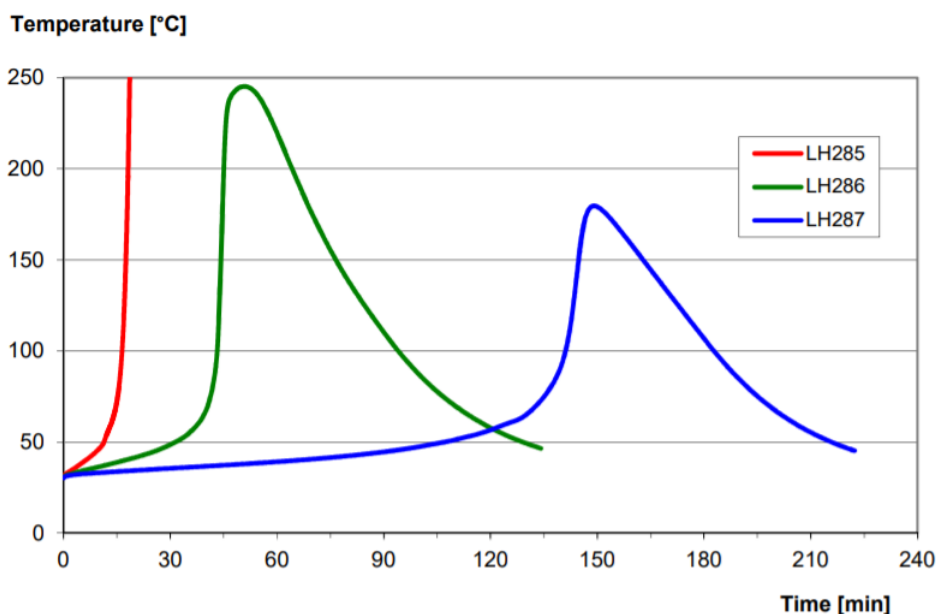
plochých vláken a keprové vazbě tkaniny se mezi vlákna netvoří tolik mikrobublinek a tkanina pojme přibližně o 15 % méně matrice než jiné tkaniny ze skelných vláken s podobnou gramáží. Jeden metr čtvereční tkaniny má hmotnost 390 gramů a po odlaminování je tloušťka jedné vrstvy přibližně 0,45 mm [38].

Tabulka 7: Mechanické vlastnosti GF AEROGLASS 390

Glass fiber	GF AEROGLASS 390
Elastic modulus 11 [MPa]	24569
Elastic modulus 22 [MPa]	21194
Poisson ratio 12 [-]	0,164
Shear modulus 12 [MPa]	15364
Shear modulus 23 [MPa]	25364
Shear modulus 13 [MPa]	3300
Density [kg/m <sup>3</sup> ]	1800
Tension strain limit 11 [MPa]	509
Tension strain limit 22 [MPa]	418
Compression strain limit 11 [MPa]	336
Compression strain limit 22 [MPa]	336
Shear strain limit [MPa]	57
Bonding Shear Stress Limit [MPa]	68
Fibre thickness [mm]	0,45

### 3.2.2.2 Matrice

Pro správnou volbu matrice nejsou důležité pouze její pevnostní parametry, ale především rozsahy teplot, kterým bude kompozitní díl vystaven. Vzhledem k stanoveným pracovním teplotám ve vakuové komoře byla zvolena epoxidová pryskyřice L 285 s tvrdidlem H 287 německého výrobce MGS Kunstharzprodukte GmbH. Jedná se o v letectví využívanou pryskyřici s provozními teplotami do -60 °C. Doba zpracovatelnosti této kombinace epoxidové matrice a tvrdidla je dle výrobce 140 minut, ovšem je nutné pracovat s malými objemy složek. Při rozmíchání velkého množství pryskyřic najednou dochází k výraznému zkrácení doby zpracovatelnosti a řetězové exotermní reakci. Epoxidový systém se míchá v hmotnostním poměru 100 dílů pryskyřice a 40 dílů tvrdidla. Na trhu existují i epoxidové systémy, které jsou cenově výhodnější, ovšem zvolený systém má výrazně lepší mechanické vlastnosti a je velmi vhodný k laminaci kontaktní metodou. Kombinace viskozity matrice při zpracování a přes 2 hodiny dlouhé doby zpracovatelnosti poskytuje operátorovi kompozitní výroby nejlepší možné podmínky pro konzistentní výrobu dílů [36].



Obrázek 31: Závislost teploty pryskyřice s různými tvrdidly při zpracování na čase [36]

Mechanical data		Glass fibre
<b>Flexural strength</b>	[MPa]	510 – 560
<b>Tensile strength</b>	[GPa]	460 – 500
<b>Compressive strength</b>	[MPa]	410 – 440
<b>Interlaminar Shear Strength</b>	[MPa]	42 – 46
<b>Modulus of Elasticity</b>	[MPa]	20 – 24

Obrázek 32: Mechanické vlastnosti pryskyřice L 285 a 16 vrstev skelné výztuže (296 g/m<sup>2</sup>)[36]

### 3.2.2.3 Jádro

Díky integraci pěnového jádra do kompozitních panelů je možné značně snížit počet vrstev skelných vláken použitých pro strukturální panely vakuové komory. Pro zvýšení tuhosti panelů bylo použito termoplastické polymerní pěnové jádro Airex T90.100. Jedná se o strukturální pěnové jádro s dobrými mechanickými vlastnostmi a únavovou životností, které se běžně používá v letectví v interiérech nebo dopravní technice jako součást strukturálních

panelů. Tento materiál má dobrou teplotní stabilitu, protipožární odolnost (FAR 25.853, DIN 5510) a funguje jako dobrý teplotní izolant. Toto jádro je vhodné pro všechny typy matic a výrobních technologií kompozitních dílů. Tento typ pěnového jádra má dobrou adhezi s kompozitními potahy a téměř neabsorbuje vodu ani nezplyňuje při výrobě [39].

MECHANICAL PROPERTIES					
Typical properties for AIREX® T90		Unit (metric)	Value <sup>1)</sup>	T90.60	T90.100
Density	ISO 845	kg/m <sup>3</sup>	Average Typ. range	65 60 - 70	110 105 - 115
Compressive strength perpendicular to the plane	ISO 844	N/mm <sup>2</sup>	Average Minimum	0.80 0.7	1.4 1.2
Compressive modulus perpendicular to the plane	ISO 844	N/mm <sup>2</sup>	Average Minimum	50 35	80 70
Tensile strength perpendicular to the plane	ASTM C297	N/mm <sup>2</sup>	Average Minimum	1.5 1.2	<b>2.2</b> 1.6
Tensile modulus perpendicular to the plane	ASTM C297	N/mm <sup>2</sup>	Average Minimum	85 70	120 90
Shear strength	ISO 1922	N/mm <sup>2</sup>	Average Minimum	0.46 0.4	0.8 0.7
Shear modulus	ISO 1922	N/mm <sup>2</sup>	Average Minimum	12 10.5	20 18
Shear elongation at break	ISO 1922	%	Average Minimum	25 15	10 5
Thermal conductivity at 10°C	EN 12667	W/m.K	Average	0.037	0.035

Obrázek 33: Mechanické vlastnosti materiálu jádra Airex T90.100

#### 3.2.2.4 Gelcoat

Pro vytvoření hladkých dosedacích vnitřních ploch panelů byl zvolen materiál gelcoatu Vorgelat T35. Jedná se o polyesterovou pryskyřici, která byla vyvinuta speciálně pro letecký průmysl. Má velmi dobrou průtažnost, dobře se zpracovává a tvoří velmi dobrou ochranu kompozitních dílů před vlhkostí a světlem. Tento materiál se nanáší nástřikem nebo aplikací štětcem v tloušťce od 0,2 do 0,6 mm (200-600  $\frac{g}{m^2}$ ). Doba zpracovatelnosti gelcoatu je při 20 °C přibližně 30 minut Kompozitní skladba se aplikuje po 24 hodinách na již vytvrzený gelcoat [40].

Pro dokonalý povrch je důležitá především příprava forem. Každá nedokonalost na povrchu formy bude díky gelcoatu dokonale přenesena na kompozitní díl, což může vést například k ulpívání nečistot na vnitřním povrchu vakuové komory.

#### 3.2.2.5 Shrnutí vybraných materiálů

Matrice je certifikovaná výrobcem pro pracovní teploty, vyhovující provozním teplotám ve vakuové komoře, proto poskytne dobrou těsnost panelů i při snížených teplotách a bude schopná plnit všechny funkce důležité pro správnou funkčnost a životnost kompozitní konstrukce. Skelná vlákna poskytnou kompozitu při volbě správné skladby potřebnou tuhost. Díky polymernímu gelcoatu na vnitřní straně panelů bude v komoře zachována co nejvyšší čistota. Rovněž bude možné upravit drsnost lemů panelu, tedy kontaktní plochu s těsněním ve spoji mezi jednotlivými panely. Použitím jádra dojde ke zvýšení tuhosti konstrukce komory a snížení jak hmotnosti komory, tak nákladů na výrobu panelů, protože bude možné snížit tloušťku potahů a ušetřit tak významnou část skelných vláken i matrice.

### 3.3 Návrh kompozitní panelové konstrukce komory

V předchozích kapitolách práce byl zvolen tvar jednotlivých panelů konstrukce komory i materiály, ze kterých budou kompozitní díly vyrobeny. Pro vhodné dimenzování komory byl proveden MKP výpočet s cílem navrhnout takovou skladbu kompozitních panelů, aby byla komora schopna dlouhodobě odolávat rozdílným tlakům uvnitř i vně komory. Ve výsledcích simulace byla zkoumána především deformace komory, napětí v jednotlivých vrstvách kompozitu a napětí v jádře kompozitních panelů. Cílem výpočtu bylo navrhnout skladbu jednotlivých panelů komory, tak aby napětí v jednotlivých vrstvách kompozitu byla maximálně 50 MPa pro dosažení dlouhodobé životnosti konstrukce.

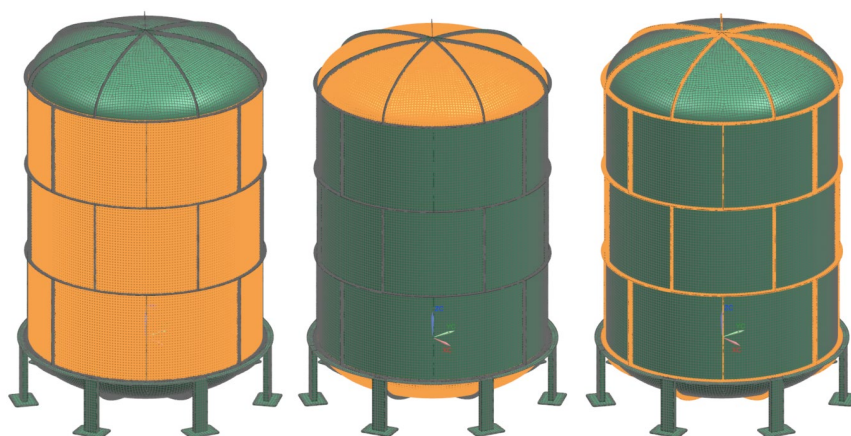
#### 3.3.1 Sestavení výpočtového modelu

Pro výpočet byla vytvořena sestava největší varianty objemu komory. V modelu byly použity vnitřní plochy jednotlivých panelů a poté jim byla v softwaru NX 12 v modulu simulací přiřazena kompozitní skladba. V modelu byly definovány tři rozdílné skladby kompozitu. Pro plochu lemů byla navržena skladba bez použití pěnového jádra a na plochu segmentů, na kterou působí normálově rozdílné tlaků, byly definovány hybridní kompozitní skladby s použitím pěnového polymerního jádra Airex T90.100.



Byl vymodelován vnitřní povrch panelů a těmto plochám byla v programu NX 12 definována kompozitní skladba s materiálovými vlastnostmi. Byly nadefinovány materiálové vlastnosti pro kompozit ze skelných vláken a materiál jádra Airex T 90.100. Pro rám byl použit předdefinovaný materiál pro ocel z materiálové knihovny. Pro lemy panelů byla použity elementy TRIA3, protože v lemu jsou přípojné díry, které by čtvercovými elementy nešlo vysítovat. Pro ostatní plochy byly zvoleny elementy QUAD4. Diskretizace elementů byla volena 10 mm.

Konstrukce komory byla rozdělena na 3 zvlášť definované kompozitní skladby. Poté byla definována skladba pro válcovou plochu bočních panelů, pro elipsoidní plochu panelů víka a pro plochy všech přípojovacích lemů panelů.



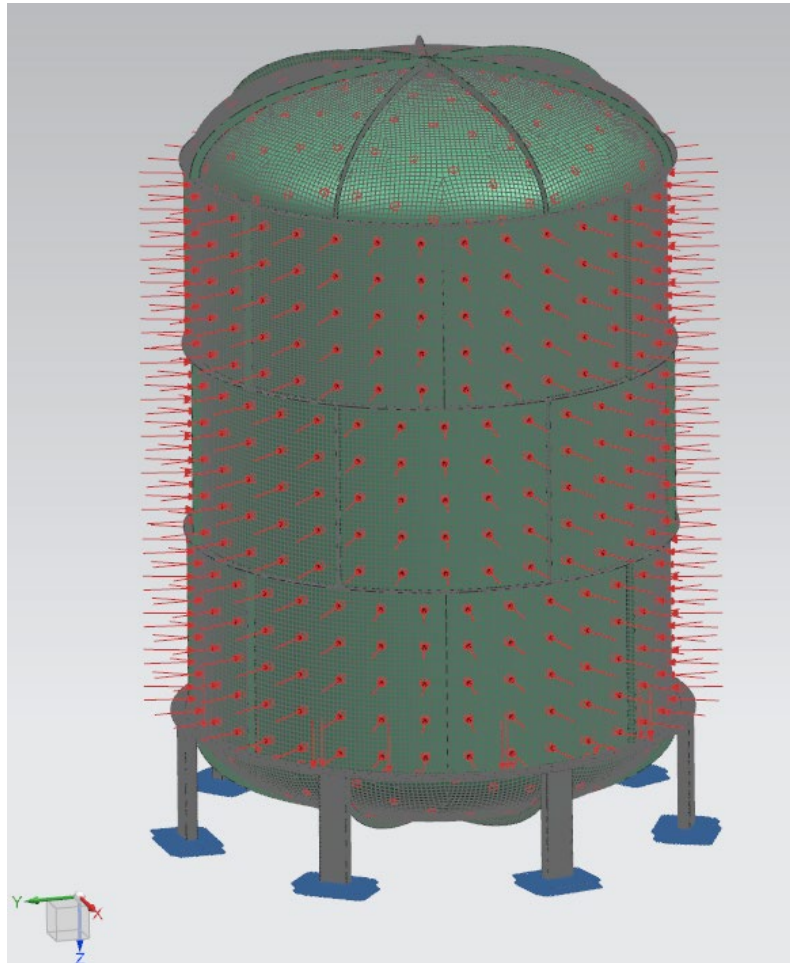
Obrázek 34: Ilustrace rozdělení skladeb na různých plochách kompozitních panelů

Tabulka 8: Kompozitní skladba pro různé oblasti konstrukce komory

Oblast	Skladba	Počet vrstev
<b>Boční panely</b>	[0;0;0;0;0;0; Airex 20mm]s	14
<b>Panely víka</b>	[0;45;-45;45;0;45;-45;45;0;0;Airex 20mm]s	20
<b>Přípojovací lemy panelů</b>	[0;0;0;0;0;0;0;0;0]s	20

Jako kritérium porušení vrstev je zvoleno kritérium Tsai-Wu. Orientace vláken se řídí souřadným systémem sestavy komory. Vlákná pod 0 ° jsou položena ve směru podélné osy komory.

Na konstrukci bylo zaneseno namáhání normálovým tlakem velikosti 101 325 Pa. Tato hodnota reprezentuje teoretický rozdíl tlaků při úplném odčerpání vzduchu z pracovního objemu komory. Rámu byly v místě kontaktu s podlahou odebrány všechny stupně volnosti, což reprezentuje ukotvení rámu komory do podlahy laboratoře.



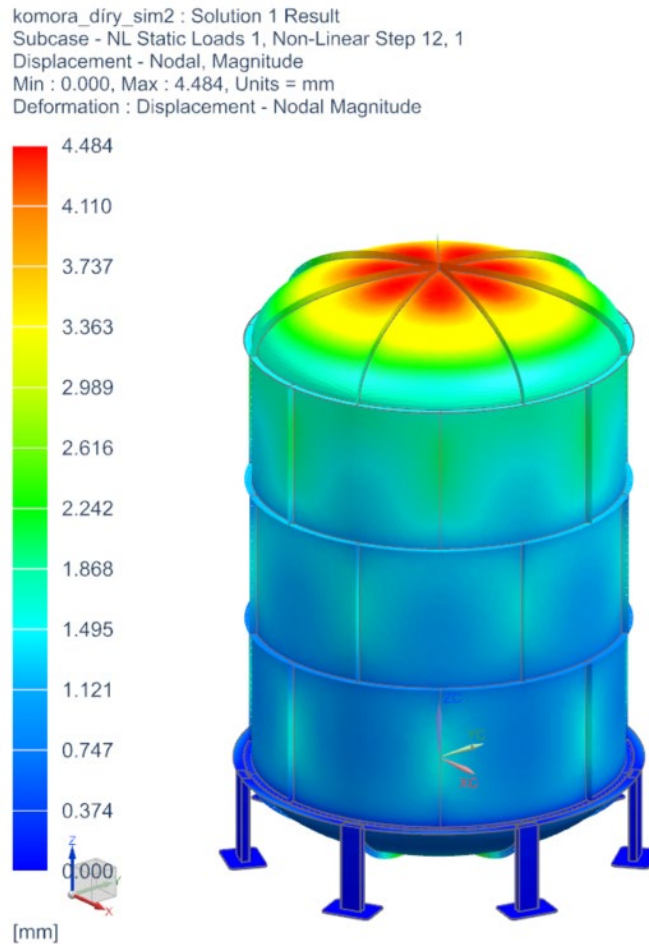
Obrázek 35: Zatížení a vazby komory pro numerický výpočet

### 3.3.2 MPK metoda – nelineární řešič

Jako metoda výpočtu byl použit nelineární řešič SOL 106 softwaru NX 12. Použití nelineárního řešiče je vhodné pro výpočty, kde lze předpokládat nelineární chování materiálu v důsledku velkých deformací. S použitím modifikované Newtonovy metody lze řešit úlohy plasticity, nelineární elasticity nebo tečení materiálu. Zatížení je rozděleno na zvolený počet kroků a pomocí definované velikosti rovnovážné chyby se hledá konvergence výpočtu a matice tuhosti. V případě že konvergence není dosaženo ani po maximálním definovaném počtu iterací, dojde k rozdělení přírůstku zatížení na polovinu. Toto dělení je způsobeno velkou nelinearitou v modelu nebo příliš velkým přírůstkem zatížení.

### 3.3.3 Výsledky strukturálního výpočtu komory

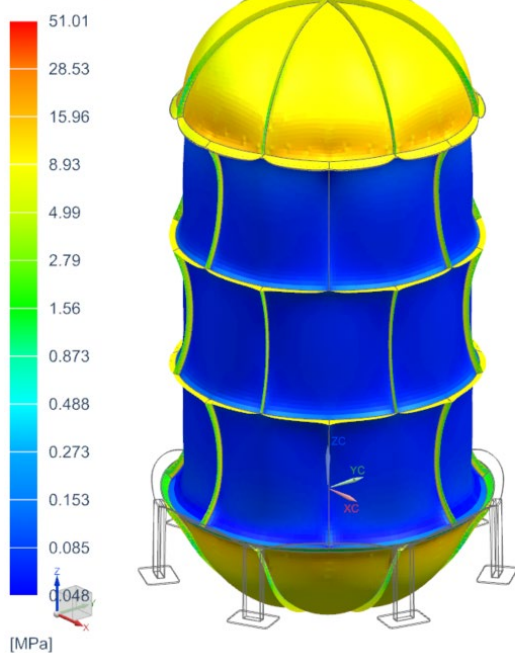
S výše uvedenou kompozitní skladbou je výsledná maximální deformace komory 4,484 mm, což tvoří 0,11 % původní délky komory. V radiálním směru se komora deformuje na průměru o maximálně 3,05 mm.



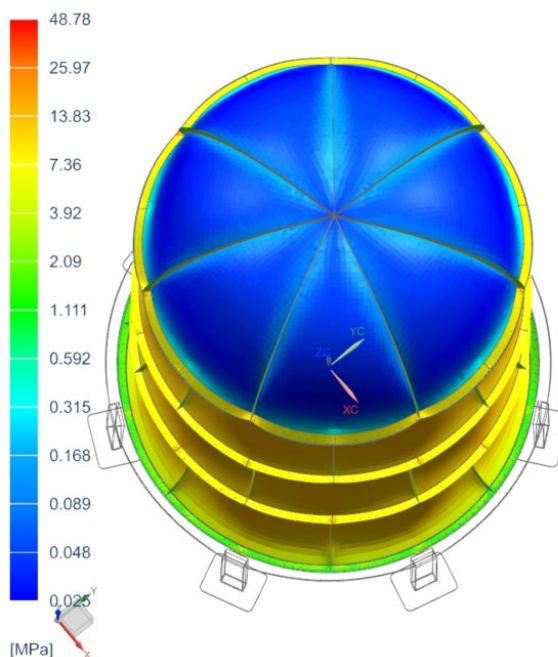
Obrázek 36: Velikost deformace komory

Dále je nutné ve výsledcích provést kontrolu maximálních napětí v materiálu jádra, které je v bočních panelech v 8. vrstvě kompozitního skladby a v panelech víka ve vrstvě 11. V bočních panelech je v materiálu jádra napětí 0,13 MPa a v panelech víka 0,38 MPa. Mezní smykové napětí materiálu jádra je 0,8 MPa.

komora\_díry\_sim2 : Solution 1 Result  
 Subcase - NL Static Loads 1, Non-Linear Step 12, 1  
 Ply Stress - Elemental, Max Shear, Ply 8 Mid  
 Min : 0.048, Max : 51.01, Units = MPa  
 Deformation : Displacement - Nodal Magnitude



komora\_díry\_sim2 : Solution 1 Result  
 Subcase - NL Static Loads 1, Non-Linear Step 12, 1  
 Ply Stress - Elemental, Max Shear, Ply 11 Mid  
 Min : 0.025, Max : 48.78, Units = MPa  
 Deformation : Displacement - Nodal Magnitude



Obrázek 37: Vlevo: Napětí ve vrstvě číslo 8. Vpravo: Napětí ve vrstvě číslo 11

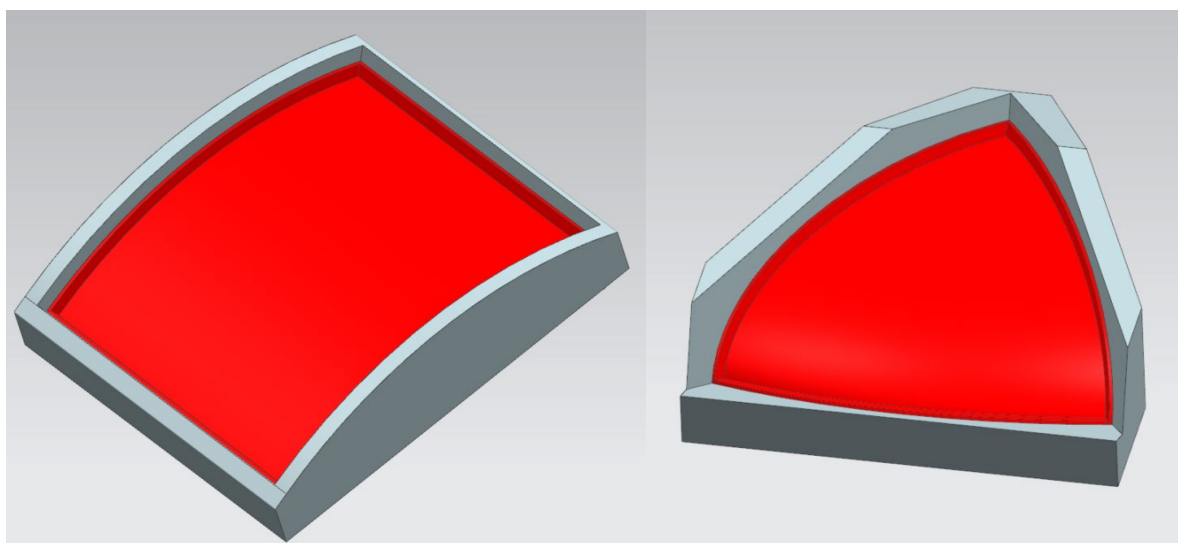
Posledním vyhodnocovaným kritériem maximální napětí ve vrstvě skelných vláken. Maximální napětí v hlavní ploše panelů se nacházelo v první vrstvě kompozitu. U bočních panelů se konkrétně jednalo o napětí 30,45 MPa a v případě panelů víka 31,7 MPa. Pro hodnoty napětí do 50 MPa je pro kompozitní konstrukci zaručena dobrá únavová životnost.

V numerickém výpočtu se jako problematické ukázal nedostatečný počet uzlů sítě na hranách děr v lemech pro spojení panelů. Kvůli nedokonalému síťování se na několika místech modelu vyhodnotili lokální napětí téměř 3× větší než napětí ve zbytku komory. Tato napětí byla vyhodnocena vždy pouze v několika elementech. Z globálního pohledu bylo napětí v okolí hran děr pro šrouby do 50 MPa. Z tohoto důvodu nelze za maximální napětí považovat napětí zobrazené na stupnici vizualizací výsledků. Tato napětí budou ve skutečnosti nižší, protože ve výpočtovém modelu nebylo možné nadefinovat dostatečný počet elementů po délce hrany z důvodu výpočtové náročnosti.

### 3.3.4 Kompozitní formy

Pro technologii výroby kompozitních dílů kontaktní laminací není nutné věnovat zvláštní pozornost materiálu forem. Nejméně nákladným materiálem pro výrobu kompozitních forem je MDF (Medium Density Fibreboard). Jedná se o dřevovláknité desky spojené

polymerním lepidlem vyrobené slisováním za zvýšené teploty a tlaku. Matrice kompozitního materiálu musí být vytvrditelná při teplotách do 90 °C, kterým krátkodobě formy dokážou odolávat bez významné degradace materiálu. Pro výrobu kompozitních dílů s vytvrzením při pokojové teplotě je možné, při použití kvalitního systému separace formy, dosáhnout životnosti formy v řádu desítek kusů. Jako vhodná separace na MDF nástrojové vybavení je separační systém od firmy Henkel AG & Co. KGaA. Jedná se o plnič pórů Loctite Frekote B 15 a separátor Loctite Frekote 770 NC. Kombinace těchto produktů při dodržení postupu aplikace dle technického listu produktu zajistí jednoduché odformování vytvrzených dílů.



Obrázek 38: Vlevo: Forma pro výrobu bočního panelu. Vpravo: Forma pro výrobu panelu víka.

Kompozitní formy z MDF desek budou slepeny z desek o tloušťce 40 mm. Následně je nutné bloky ofrézovat do požadovaného tvaru a povrch formy zbrousit brusným papírem o hrubosti zrna alespoň 400 a nástřikem nanést dvousložkový polyuretanový plnič. Postupným broušením smirkovým papírem do hrubosti zrna do 2000 je polyuretanový nástřik upraven pro finální rozleštění leštící pastou s abrazivem a aplikaci separačního systému.

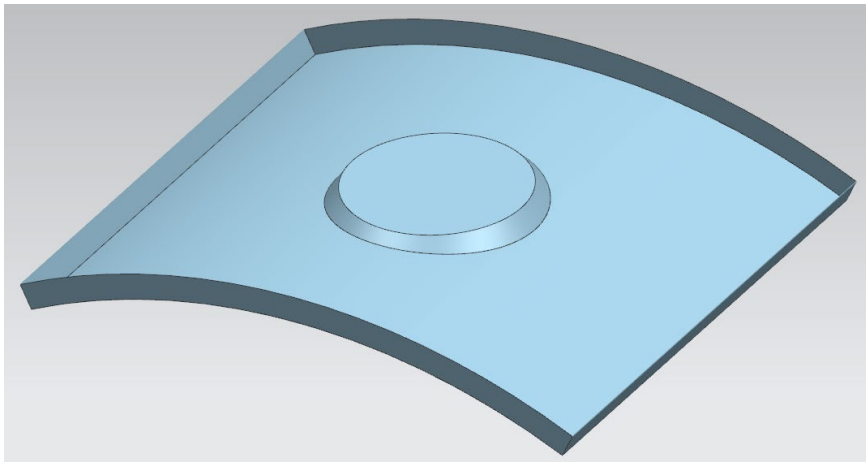
Tabulka 9: Parametry kompozitních forem

Forma	Polotovar [mm]	Hmotnost polotovaru	Funkční plocha [m <sup>2</sup> ]	Hmotnost formy [kg]
<b>Boční panel</b>	1250×1100×240	264 kg	1,56	120
<b>Panel víka</b>	1250×1500×350	230 kg	1,51	184

Formy jsou tvarově navrženy, tak aby byl nutný co možná nejmenší polotovár z MDF desek a obrobení forem mohlo být realizované na 3-osé portálové frézce. Je důležité, aby funkční plochy formy měly dostatečný přesah pro ořez kompozitního dílu po vytvrzení matrice. Forma na boční panel bude sloužit pro výrobu dvou variant panelu. Na panelu s prostupy do komory bude nutné vytvořit rovnou dosedací plochu pro montáž přírub. Rovná dosedací plocha bude vytvořena pomocí frézovaného pěnového jádra.

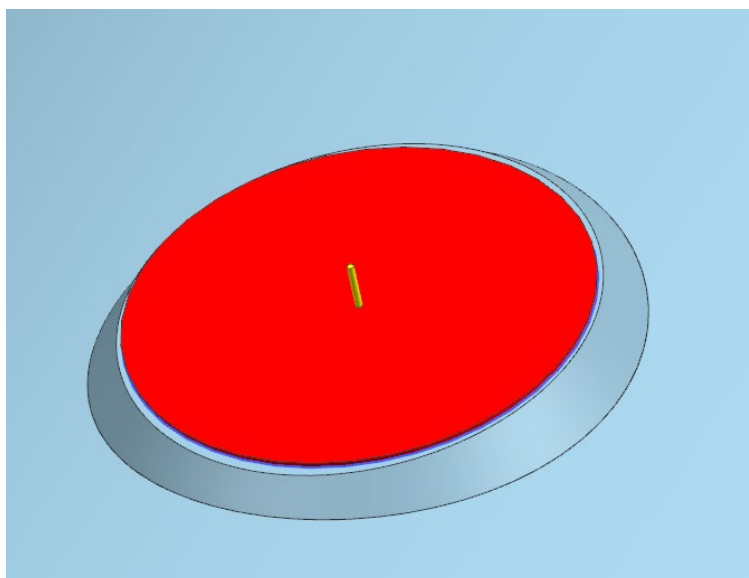
### 3.3.5 Panel pro připojení přírub

Pro připojení přírub typu ISO-K podléhajících normám DIN 28404 a ISO 1609 je nutné na vnější straně bočních panelů vytvořit plochu s hladkým povrchem. Vyrovnání připojovací plochy se dosáhne pomocí frézovaného jádra umístěného do středu skladby.



*Obrázek 39: Boční panel s plochou pro prostupy*

Ve středu obrobeného jádra bude umístěn naseparovaný 5mm ocelový kolík DIN 6325, přes který budou umístěné jednotlivé laminy. Po dokončení skladby bude s pomocí kolíku na laminy napozicována příložka z ocelového plechu. Použitím naseparované příložky bude vytvořena rovná plocha, což je nutné pro správné dosednutí přírub ISO-K a dobré utěsnění spoje. Po vytvrzení poslouží pozice kolíku jako reference pro obrábění prostupu v panelu a otvorů pro instalaci systému pro uchycení šroubů přitlačujících přírubu. Pro přesné obrobení otvorů pro uchycení přírub bude sloužit plechová šablona vystředěná dle kolíku.

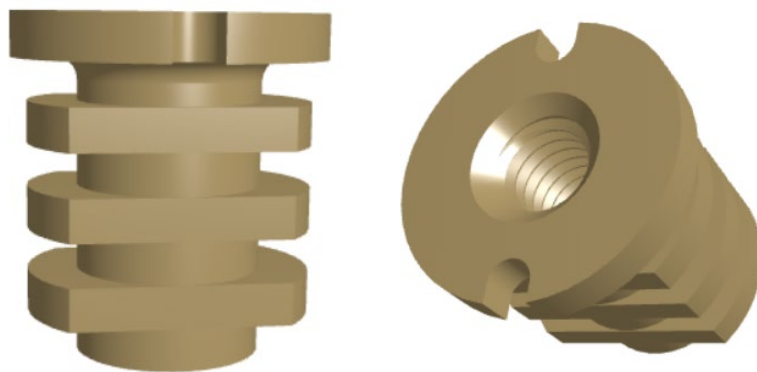


*Obrázek 40: Středový kolík (žlutý) a příložka pro laminaci (červená)*

V závislosti na aktuálních výrobních možnostech pro obrábění materiálu jader byly navrženy dvě varianty jader s rozdílným systémem pro připojení přírub.

- **Vsazené závitové inserty AEP1036**

Jedná se o systém uchycení používaný vletectví typu „potted-in inserts“. Výhodou tohoto systému uchycení přírub k prostupům v konstrukci komory je dokonalé zarovnání insertů s potahem panelu. Tyto inserty nejsou závislé na vysoké pevnosti materiálu jádra. Běžně se instalují do kompozitních panelů s aramidovým voštinovým jádrem. V závislosti na požadované velikosti připojované příruby jsou použity závitové vložky pro šrouby M8 nebo M10. Pro vlepení insertů bude použito dvousložkové epoxidové konstrukční lepidlo Loctite EA 9466. Pro tyto inserty je třeba obrobít otvory o velikosti největšího průměru insertu a následně pod vrchním potahem panelu otvor rozšířit vyfrézováním části jádra tak, aby byl v panelu dostatečný prostor pro epoxid, kterým bude insert do panelu vlepen.



Obrázek 41: Vsazené závitové inserty AEP1036 pro kompozitní konstrukce [31]

- **Závitové vložky HELICOIL®**

Jedná se o pancéřování závitů pro materiály s nižší pevností ve smyku jako hliníkové nebo hořčíkové slitiny. Požadovaná pevnost závitu je zajištěna pomocí nerezové šroubovice ze speciálního profilu instalovaného do základního materiálu, která navíc přináší odolnost proti tepelným vlivům nebo opotřebením. Montáž těchto insertů probíhá instalací závitové vložky do díry se speciálním závitem vytvořeným závitníkem z montážní sady daných závitových vložek. Nevýhodou tohoto systému uchycení je nutnost obrobit jádro středu kompozitního panelu z hliníkové slitiny, což může být finančně nákladné oproti obrobení například pěnových materiálů jader. Jedná se o značně komplikovanější řešení než potted-in inserty, ale únosnost závitů je prokazatelně větší.



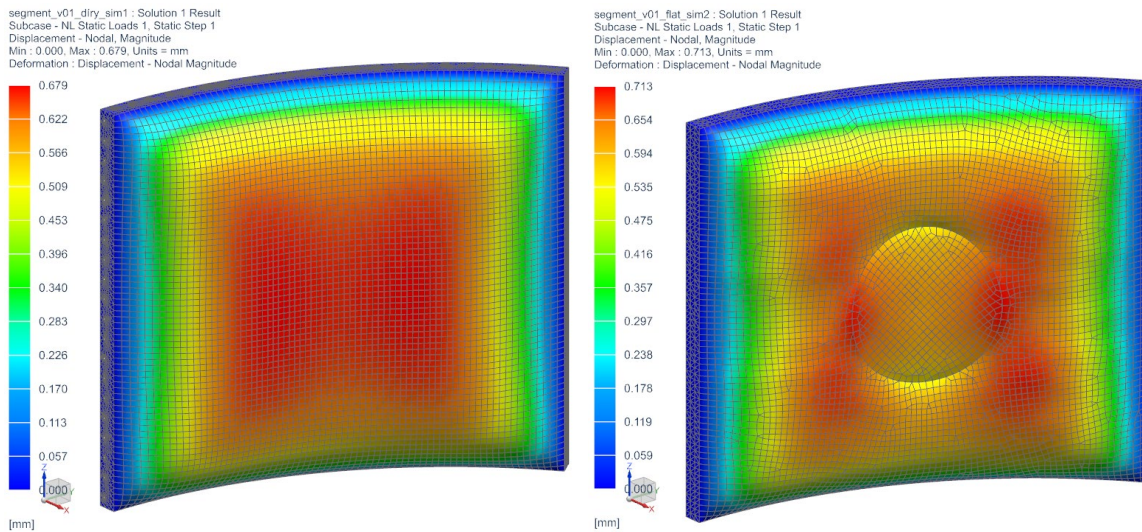
Obrázek 42: Pancéřování závitu HELICOIL® [32]

### 3.3.6 Porovnání průhybu bočního panelu s plochou na připojení přírub a běžného panelu

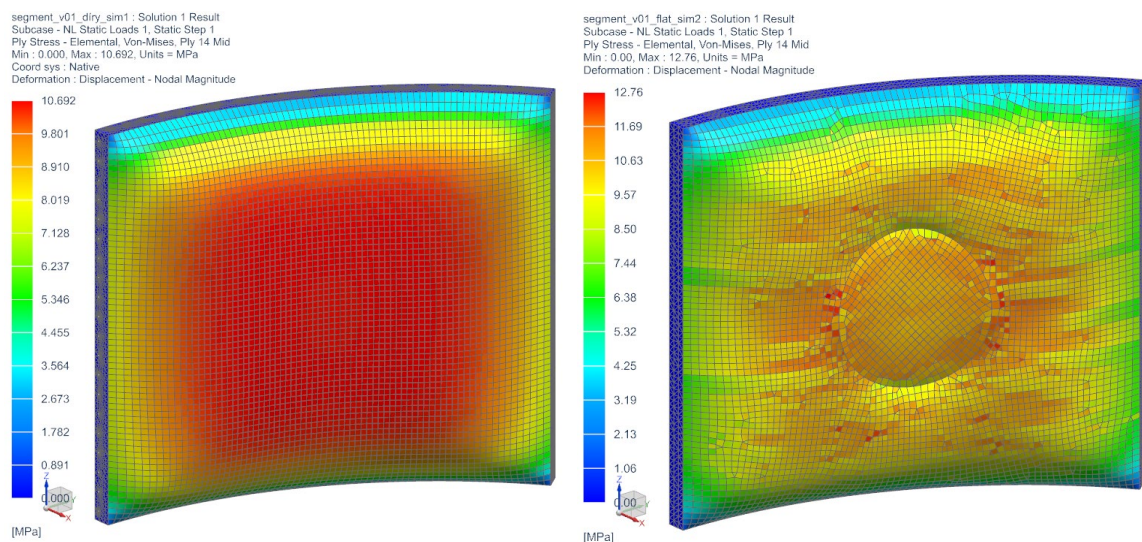
Pomocí numerické simulace bylo provedeno porovnání bočního panelu a panelu s přípravou na montáž prostupů do komory nebo přírub s vybavením. Panelům byla nadefinována stejná kompozitní skladba a jejich lemy byly zbaveny všech stupňů volnosti. Jednalo se o skladbu 14 vrstev skelné tkaniny s gramáží  $800 \frac{\text{g}}{\text{m}^2}$  a ve skladbě symetricky



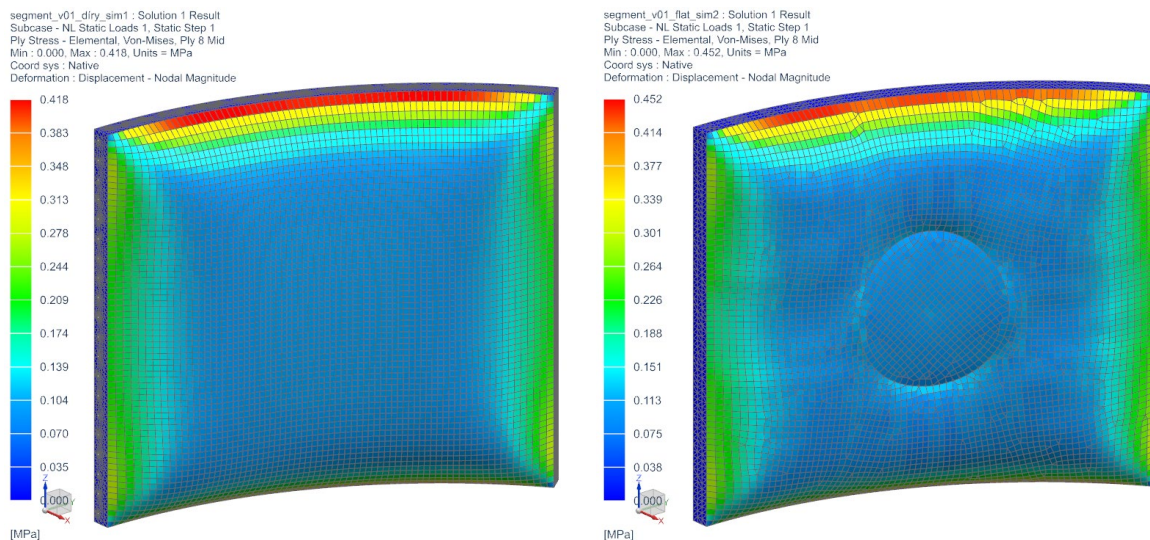
umístěným 15mm jádrem materiálu Rohacell 51A. Na zvolené skladbě byl pouze demonstrován rozdíl mechanických vlastností mezi běžným panelem a panelem s plochou pro připojení přírub. Pro skladby zvolené pro konstrukci komory budou rozdíly v mechanických vlastnostech řádově stejné. Pro okrajové lemy panelů byla definována skladba 16 vrstev skelné tkaniny bez použití jádra. Následně byly oba panely zatíženy tlakem mezinárodní standartní atmosféry 101 325 Pa. Výsledky simulací byly porovnávány z hlediska průhybu panelů, napětí v první vrstvě skelných vláken a napětí v jádře.



Obrázek 43: Porovnání velikosti deformace panelů



Obrázek 44: Porovnání velikosti napětí v první vrstvě panelu



Obrázek 45: Porovnání velikosti napětí v materiálu jádra

Tvarová úprava vnějšího potahu panelu pro umístění přírub není kritická pro pevnostní vlastnosti panelu při zatížení přetlakem. Odchytky výsledků výpočtu byly v globálním pohledu do 10 % velikosti sledovaných parametrů. Pro simulaci konstrukce komory lze tedy použít výpočet s modelem panelů komory bez plochy pro připojení přírub a výsledky budou relevantní i pro použití panelů s upraveným tvarem. Přesnost výpočtového modelu je ovšem nutné ověřit provedením experimentu a porovnáním jeho výsledků s numerickým výpočtem panelu reprezentujícím experiment.

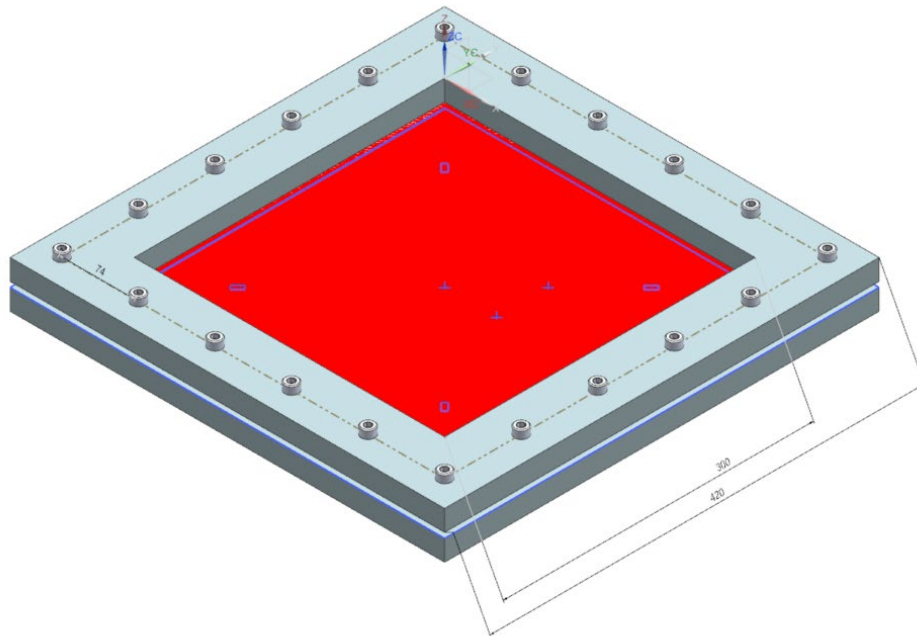
### 3.3.7 Návrh pevnostní zkoušky pro ověření přesnosti výpočtového numerického modelu navržené panelové konstrukce

Pro ověření pevnostních vlastností byl navržen experiment pro ověření výsledků výpočtu numerického řešiče. Bylo navrženo experimentální ověření pevnostních parametrů rovinného panelu porovnáním napětí ve specifikovaných místech panelu s numerickou simulací modelového výpočtu tohoto experimentu. Nastavení numerického řešiče bylo ponecháno stejné jako při strukturním výpočtu celé komory pro zachování relevance experimentálního ověření výpočtu. Pro experimentální měření bude použit panel o rozměru 350×350 mm, který bude kvazistaticky zatěžován indentorem s kulovou plochou.

#### 3.3.7.1 Návrh přípravku pro experiment

Přípravek pro uchycení zkoušeného panelu byl navržen jako dva ocelové výpalky 15 mm tlusté desky spojené šrouby M8. Rozměry přípravku jsou 420×420 mm s vnitřním otvorem 300×300 mm. Přípravek s upnutým vzorkem bude umístěn na pracovní plochu

zkušebního stroje a v požadované pozici bude do zkušební vzorku vneseno namáhání přes těleso s kulovou plochou tak, aby bylo zatížení vzorku možné v MKP výpočtu definovat jako bodové.



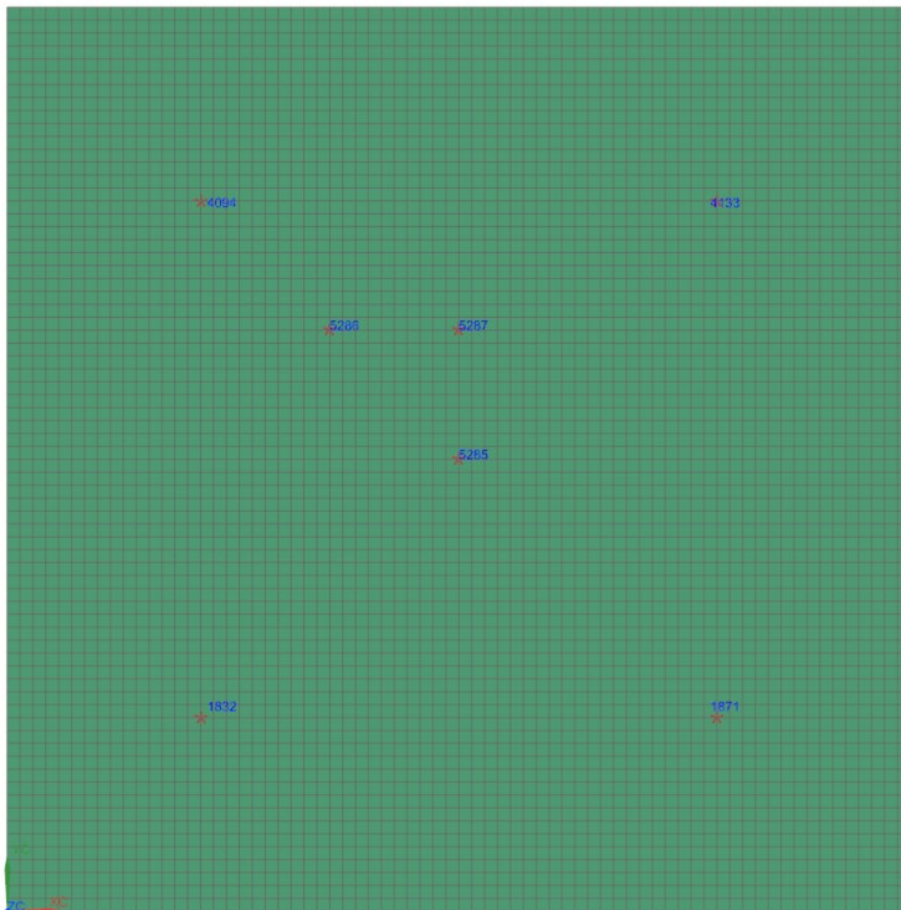
Obrázek 46: Návrh přípravku pro uchycení testovacího vzorku panelu (na obrázku červenou barvou) s diagonálně umístěnými tenzometry a 3 pozicemi pro zatěžování panelu

### 3.3.7.2 Návrh tenzometrického měření

Na kompozitní panel budou umístěny 4 tenzometry výrobce HBM s typovým označením 1-LY-10/350, které se třídrátovým zapojením propojí s měřicí ústřednou. Vhodná ústředna pro toto měření je například HBM Spider8. Panel bude upnut mezi plechové výpalky pomocí 20 šroubů M8. Na diagonálách kompozitního panelu budou umístěny 4 tenzometry ve vzdálenosti 100 mm od středu panelu. Následně bude panel zatížen tlakovou silou zkušebním tělesem s kulovou kontaktní plochou. Panel bude zatížen ve třech variantách experimentu lišících se polohou bodu zatěžování. Výsledky tohoto experimentu budou porovnány s výsledky pevnostního MKP výpočtu modelového panelu. Při porovnání bude diskutováno napětí v místě tenzometrů v závislosti na průhybu panelu. Vyhodnocením odchylky dat z testování panelu a z MKP výpočtu bude vyjádřena procentuální odchylka MKP výpočtu od pevnostních vlastností reálných kompozitních dílů se stejnou skladbou. Tím bude posouzena přesnost numerického výpočtu.

### 3.3.7.3 MKP výpočet a výsledky pro budoucí porovnání s experimentálními daty

Byl vytvořen 2D model reprezentující panel uchycený v přípravku. Na panelu byly definovány uzly sítě, do kterých bude vneseno zatěžování pro všechny 3 varianty experimentu. Jedná se o uzly s označením 5285, 5286 a 5287 vyznačené na obrázku č. 47. Do těchto bodů bude vnesena osamělá síla působící normálově k ploše panelu. Pro namáhání byla zvolena hodnota 5000 N. Po provedení numerického výpočtu je v grafu vynesena poměrná deformace v místech, kde při experimentu budou připevněny tenzometrické snímače. Poloha těchto míst je na obrázku č. 47 vyznačena elementy číslo 1832, 1871, 4094 a 4133. Po vynesení výsledných poměrných deformací do grafu je výpočet opakován se změněným působišťem osamělé síly.



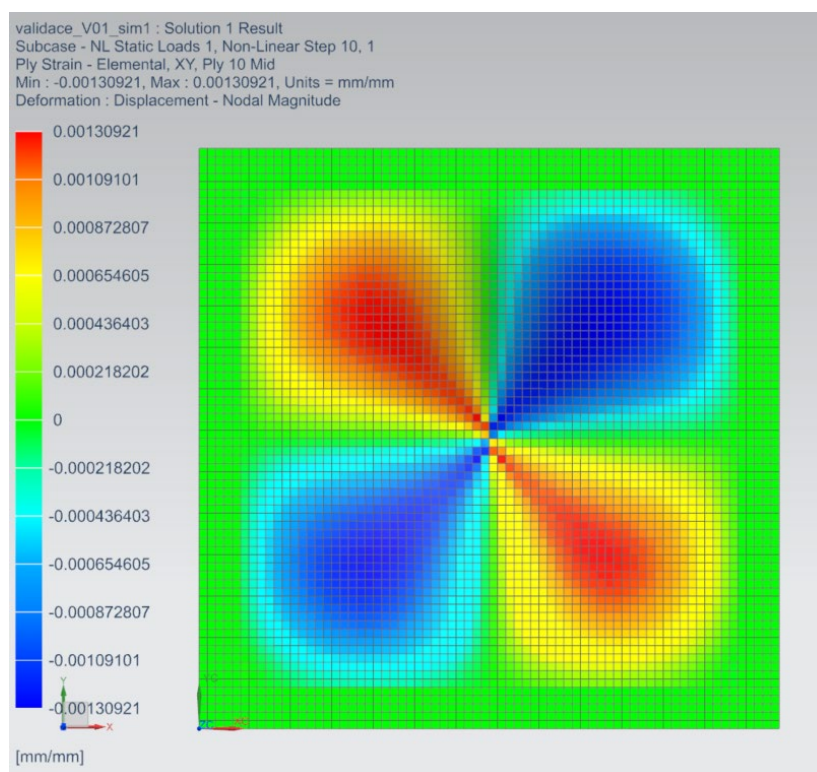
Obrázek 47: Model pro numerický výpočet panelu s tenzometry na diagonále panel a třemi místy pro zatěžování tlakem

Po dokončení experimentálního měření reálného panelu stačí vykreslit do grafu poměrnou deformaci v rovině panelu v místě tenzometrů v závislosti na aktuálním zatěžování. Při experimentu bude vhodné zatěžovací sílu rozdělit na 10 kroků a vždy při dosažení požadovaného zatížení v panelu zaznamenat hodnoty poměrných deformací.

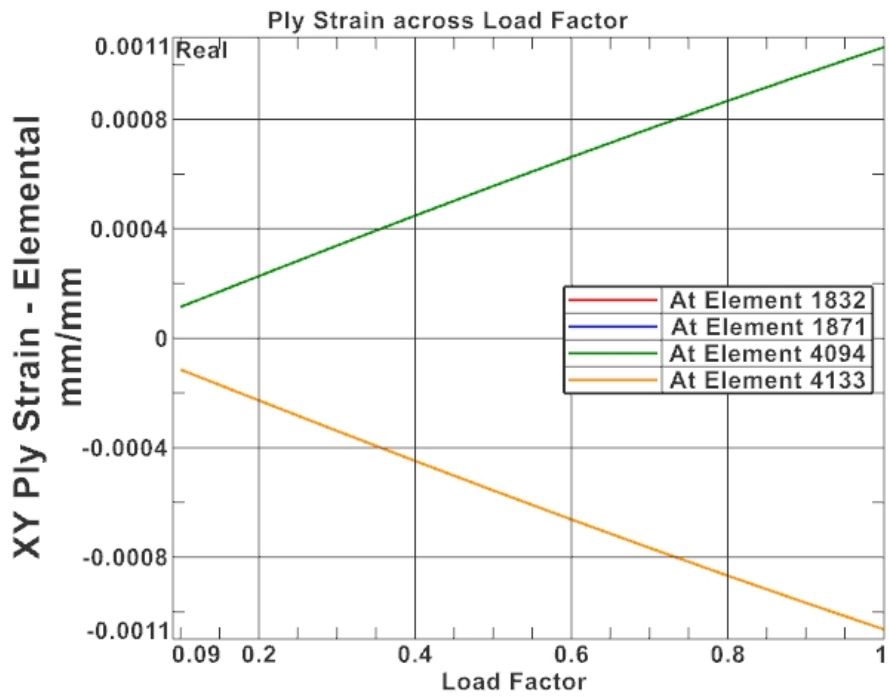
V softwaru NX 12 byla panelu zadefinována skladba kompozitu ze skelných vláken. Panelu byla nadefinována skladba 8 vrstev skelných vláken o gramáži  $800 \frac{\text{g}}{\text{m}^2}$  s orientací vláken  $0^\circ$  vůči přípravku. Výsledná tloušťka kompozitního panelu je 4 mm. V místě okraje uchycení přípravku byla uzlům kompozitního panelu zavazben posuv v ose z, tedy ose normálové k ploše panelu. Stejnou zkoušku je možné realizovat i se sendvičovou kompozitní skladbou, která je zvolena pro konstrukci panelů komory. Je ovšem nutné změnit tvar zkušební tělesa z kulového indentoru na například válec o průměru 25 mm. Při výše uvedené konfiguraci numerického výpočtu s kulovým indentorem jsou v materiálu tlaková napětí vyšší mez pevnosti v tlaku materiálu jádra. Dochází k plastické deformaci jádra. Pro zkoušku sendvičového panelu s válcovým zatěžovacím tělesem je nutné numerickému výpočtu zvolit optimální zatěžovací sílu.

### 3.3.7.4 Výpočet panelu se zatížením v místě uzlu č. 5285

Do středu panelu byla vnesena osamělá síla o velikosti 5000 N. Zatížení bylo zvyšováno v 10 krocích vždy po 10 % celkového zatížení. Při tomto zatížení měl definovaný panel maximální průhyb v místě působící tlakové síly 2,323 mm.



Obrázek 48: Poměrná deformace panelu při zatížení v uzlu 5285

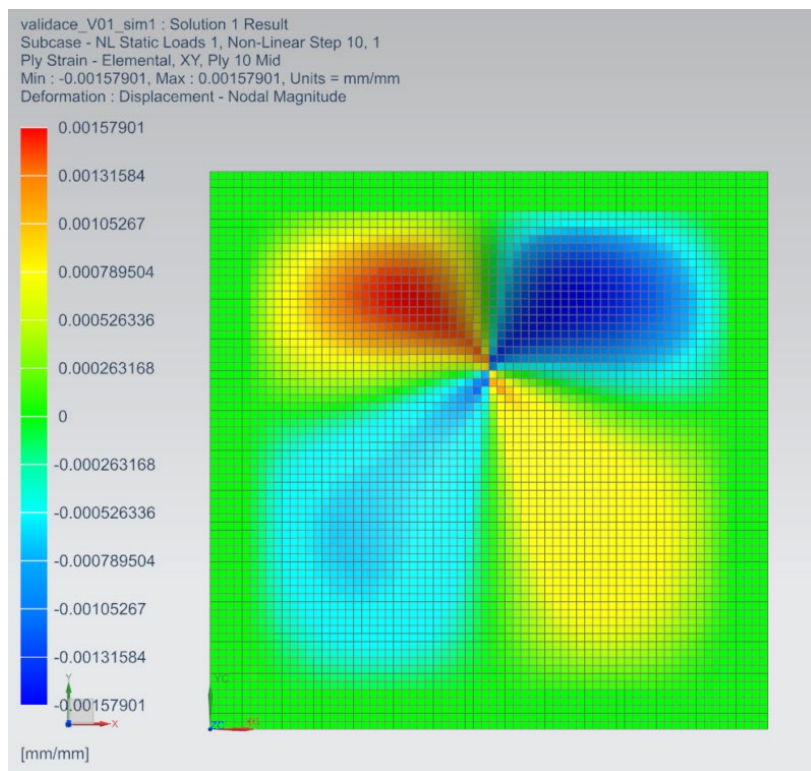


Page 1 of 1

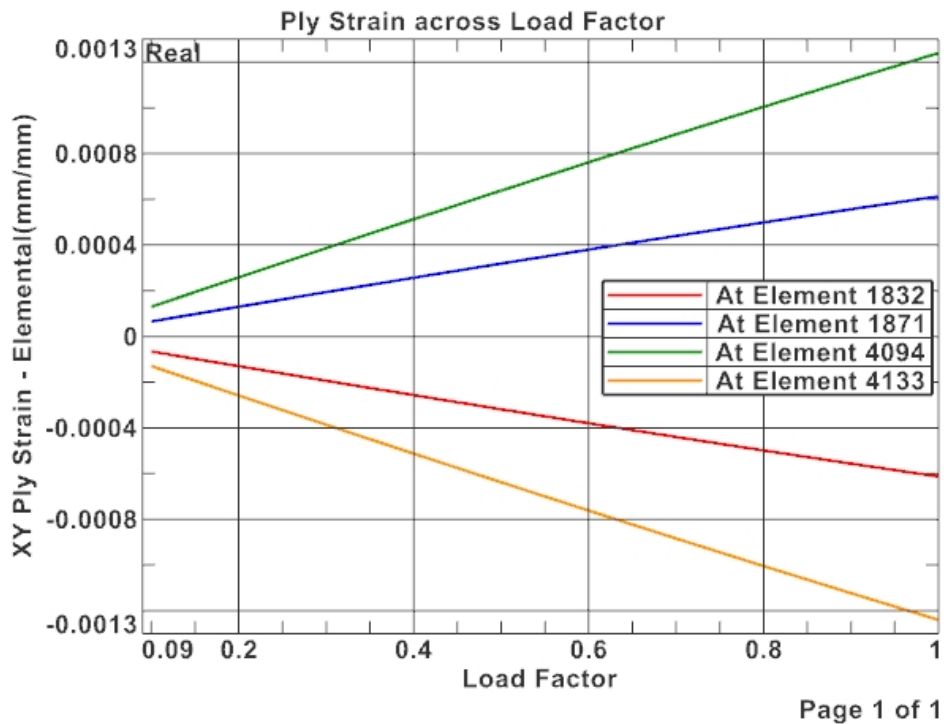
Obrázek 49: Závislost poměrné deformace na velikosti zatěžování panelu v uzlu 5285

### 3.3.7.5 Výpočet panelu se zatížením v místě uzlu č. 5287

Maximální deformace kompozitní skladby byla 1,912 mm.



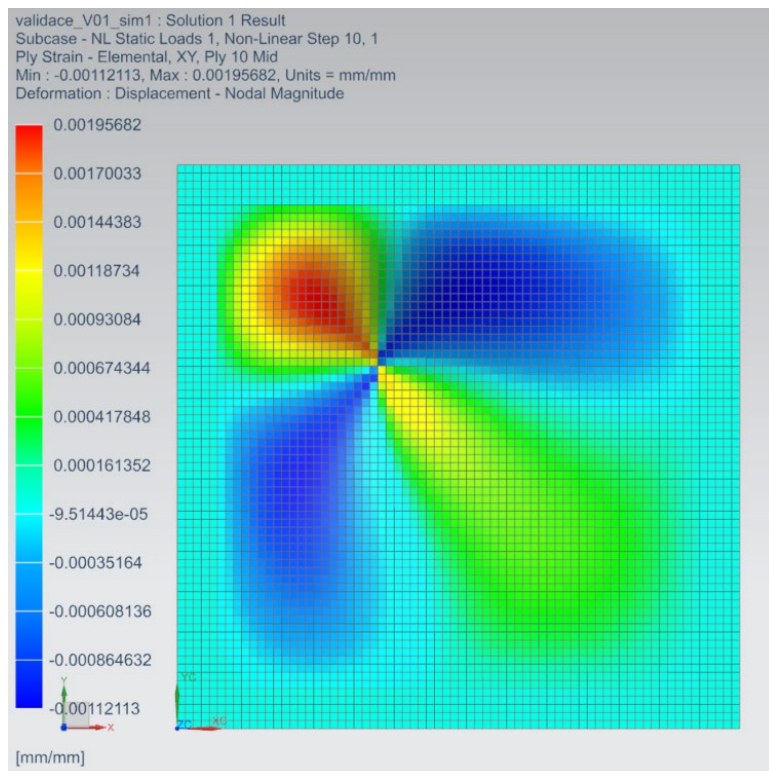
Obrázek 50: Poměrná deformace panelu při zatížení v uzlu 5287



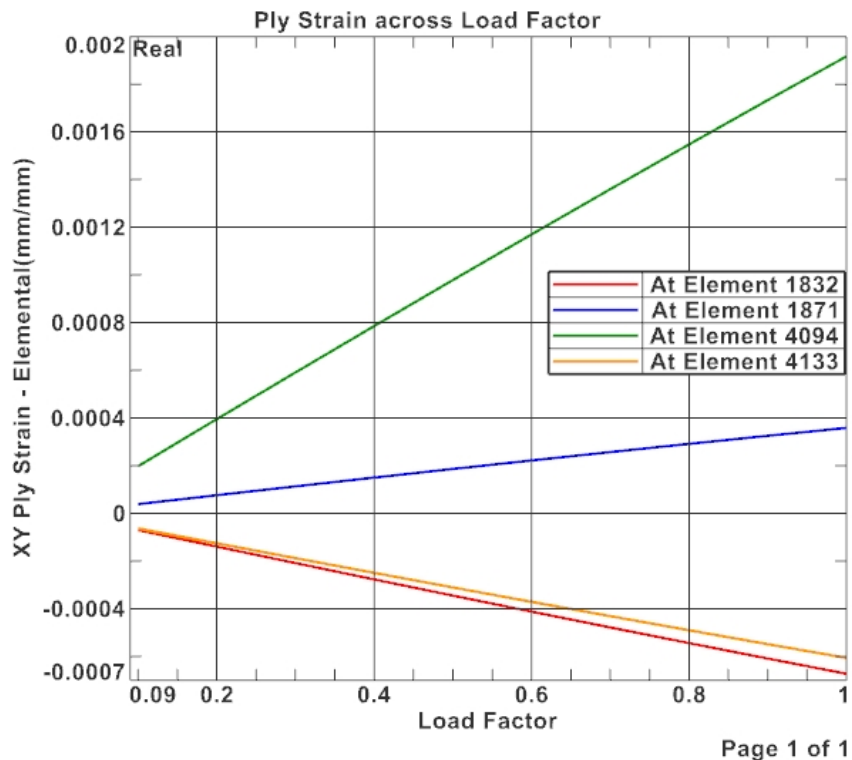
Obrázek 51: Závislost poměrné deformace na velikosti zatěžování panelu v uzlu 5287

### 3.3.7.6 Výpočet panelu se zatížením v místě uzlu č. 5286

Maximální deformace kompozitní skladby byla 1,647 mm.



Obrázek 52: Poměrná deformace panelu při zatížení v uzlu 5286



Obrázek 53: Závislost poměrné deformace na velikosti zatěžování panelu v uzlu 5286

### 3.4 Návrh těsnění spoje mezi panely komory

V technické praxi se ve vakuové technice využívá několik typů těsnění. Typ doporučeného těsnění se liší v závislosti na požadované úrovni vakua. Pro nízké vakuum jsou dostatečná elastomerová těsnění například typu spojitých kruhových profilů. Pro vysoké vakuum se využívá například kovového těsnění z vyžehané mědi a nožových hran, které měď zdeformují a vytvoří tak dokonale neprodyšný spoj. Pro požadovaný tlak v navrhované komoře je nejvhodnější elastomerové těsnění. Z důvodu požadavku na nízké pracovní teploty v komoře byla vybrána silikonová pryž.

Jedná se o kompaktní silikonovou těsnicí pryž kSil GP60 od českého výrobce Gumex s.r.o, která se dodává v deskách o šířkách 1200, 1500 nebo 1800 mm. Tento materiál má tvrdost 60 Sh a tažnost 280 %. Pracovní teplota pryže udávaná výrobcem je od -60 °C do 230 °C. Tato pryž má střední tvrdost.

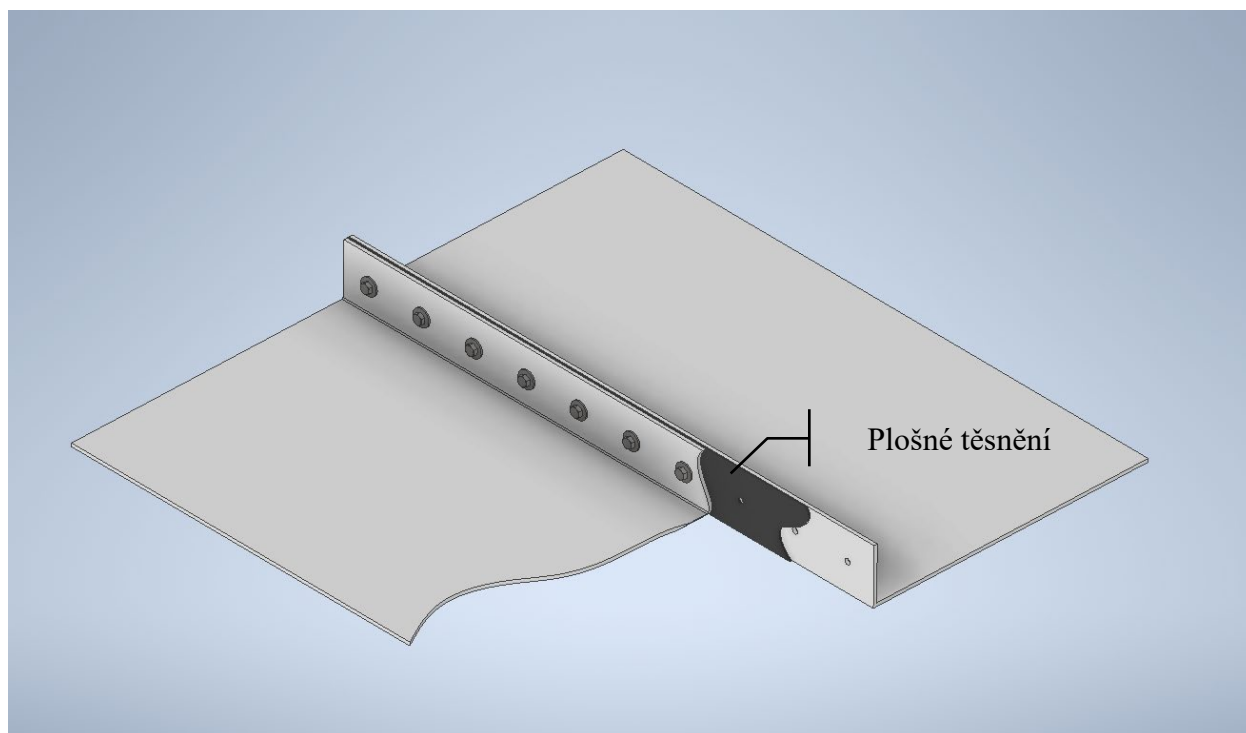


### General Characteristics

Test	Result	Standard
Brittle Point	-80°C (-112 °F)	ASTM D746
Limiting Oxygen Index	24.0 %	BS 2782 Part 1
Thermal Conductivity	0.24 W.m <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup>	VDE 0304
Radiation Resistance	>10 <sup>5</sup> Grays (10 <sup>7</sup> Rads) typical	
Dielectric Strength	23 kV.mm <sup>-1</sup>	VDE 0303
Dielectric Constant	2.9	VDE 0303
Dissipation Factor	3x10 <sup>-4</sup>	VDE 0303
Volume Resistivity	3x10 <sup>15</sup> Ω.cm	VDE 0303

Obrázek 54: Vlastnosti silikonové pryže vybrané jako materiál těsnění [33]

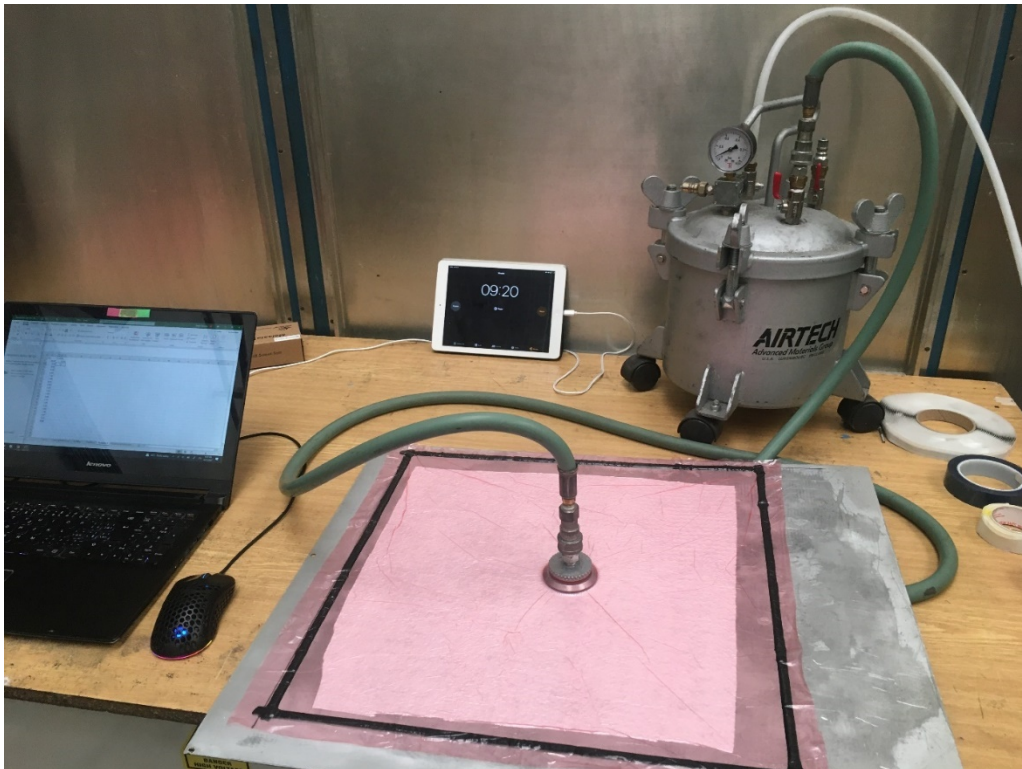
Z desek silikonové pryže bude na digitálním plotru nebo vodním paprskem vyřezán přesný tvar těsnění, které bude vloženo do spoje kompozitních panelů. Lemy panelů budou spojeny pomocí šroubů, které vytvoří svěrnou sílu pro stlačení gumového těsnění. Z koncepčního strukturního návrhu komory lze identifikovat místa, která by pro tuto metodiku těsnění mohla být nevhodná. Jedná se hlavně o těsněný spoj tvaru T, kde se stýkají 3 kompozitní panely. V tomto místě je nutné, aby na průběžné těsnění doléhalo na tupo další těsnění. Toto místo jsem identifikoval jako nejpravděpodobnější místo úniku podtlaku. Spojení pryžových dílů bude vyplněno silikonovým tmelem. Šrouby rozmístěny po 50 mm délky lemu.



Obrázek 55: Schématické znázornění přípravku pro měření úniku těsněním podélným spojem panelů

### 3.4.1 Experimentální zjištění velikosti úniku těsněním komory

Pro určení předpokládaného úniku komory bylo provedeno experimentální měření úniku vakua skrz přípravky odpovídající podélnému spoji dvou panelů a T spoji tří panelů. Vzorek byl utěsněn a z jeho ploché strany pomocí vakuovací těsnicí pásky a vakuovací plachetky zatěsněn. Pod plachetku byla umístěna technická tkanina pro rozvod podtlaku a přes ventil a hadice výrobce Airtech byl přípravek připojen k přenosnému zásobníku vakua s možností odečtu velikosti vakua v zásobníku. Celá tato měřící aparatura byla připojena k dílenské rotační olejové vývěvě. Po ustálení maximální velikosti vakua, které byla vývěva schopna dosáhnout byla měřící aparatura odpojena od vývěvy a se vzorkovací frekvencí 0,03 Hz byla zaznamenávána velikost vakua v zásobníku vakua propojeného s přípravkem.

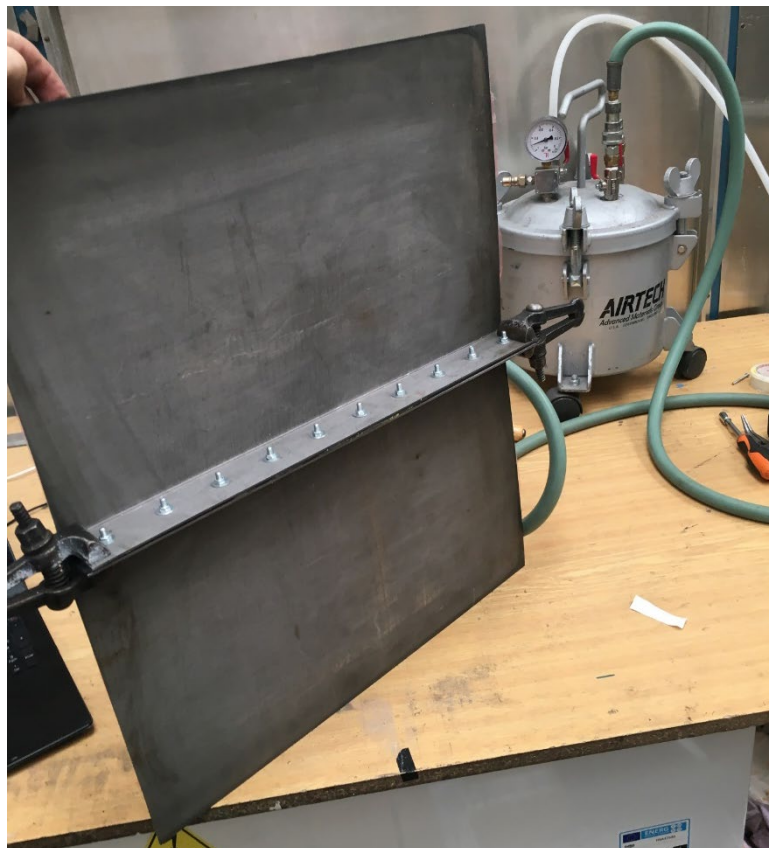


Obrázek 56: Měřící aparatura poklesu podtlaku s referenčním přípravkem

Aby bylo měření relevantní, bylo provedeno referenční měření úbytku vakua v měřící aparatuře a výsledný únik byl odečten od měřených přípravků. Měření každého přípravku se opakovalo třikrát a každé měření trvalo 10 minut. Po dokončení měření byl vyhodnocen únik měřeného těsnění a následně vyhodnocen celkový únik komory. Z hodnoty celkového množství vnikajícího vzduchu do konstrukce komory bude možné v budoucnu vhodně dimenzovat systém pro vytváření vakua v komoře.



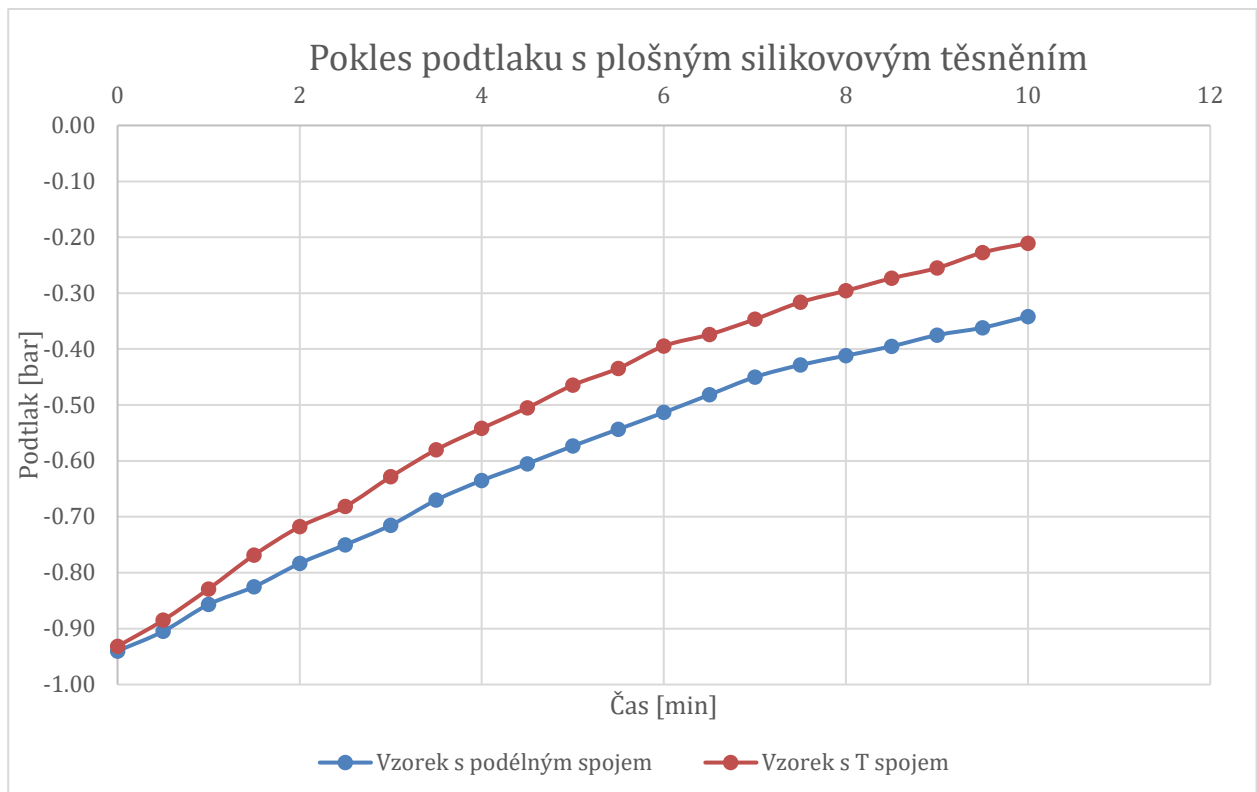
*Obrázek 57: Detail těsněného T spoje v kontaktu 3 panelů*



*Obrázek 58: Vzorek reprezentující podélný spoj panelů*



Obrázek 59: Vzorek reprezentující spoj 3 panelů s T spojem



Graf 1: Pokles podtlaku na vzorcích s plošným silikonovým těsněním

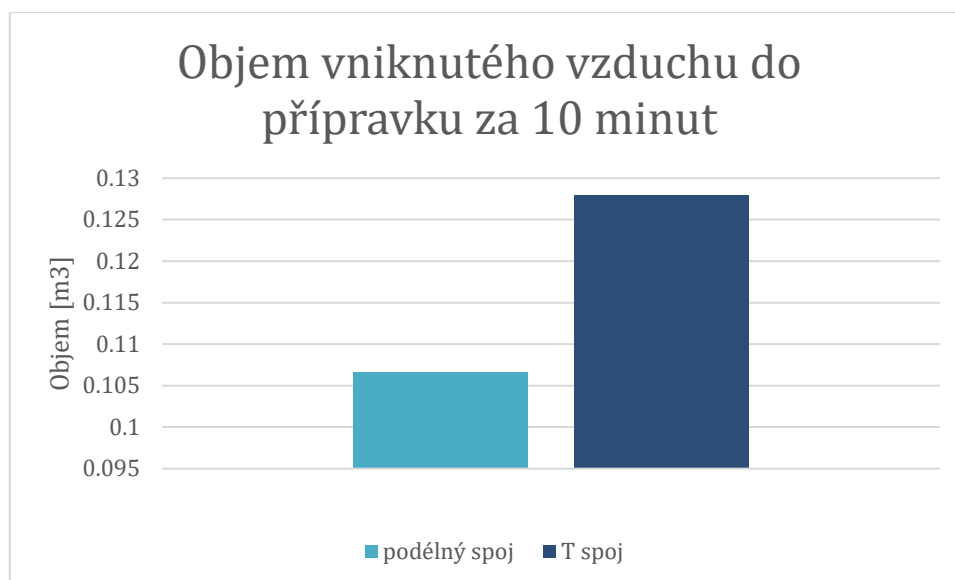
Po provedení měření úbytku vakua na obou typech těsněného spoje bylo vypočteno množství vzduchu vnikajícího do měřeného přípravku. Z absolutního rozdílu tlaků na začátku a na konci měření byl vypočten pomocí rovnice ideálního plynu celkový objem, který vnikl po

dobu měření do aparatury. V průběhu měření byla zaznamenávána okolní teplota, která je použita v rovnici. Objem vzdušníku od společnosti Airtech Advanced Materials Group byl 0,18 m<sup>3</sup>. Objem ve spojovací hadici mezi přípravkem a vzdušníkem byl zanedbán.

$$pV = nRT$$

$$\Delta n = \left| \frac{p_{\text{počáteční}} \cdot V_{\text{vzdušníku}}}{R \cdot T} - \frac{p_{\text{koncový}} \cdot V_{\text{vzdušníku}}}{R \cdot T} \right|$$

$$V = \frac{\Delta n \cdot R \cdot T}{p_{\text{bar}}}$$

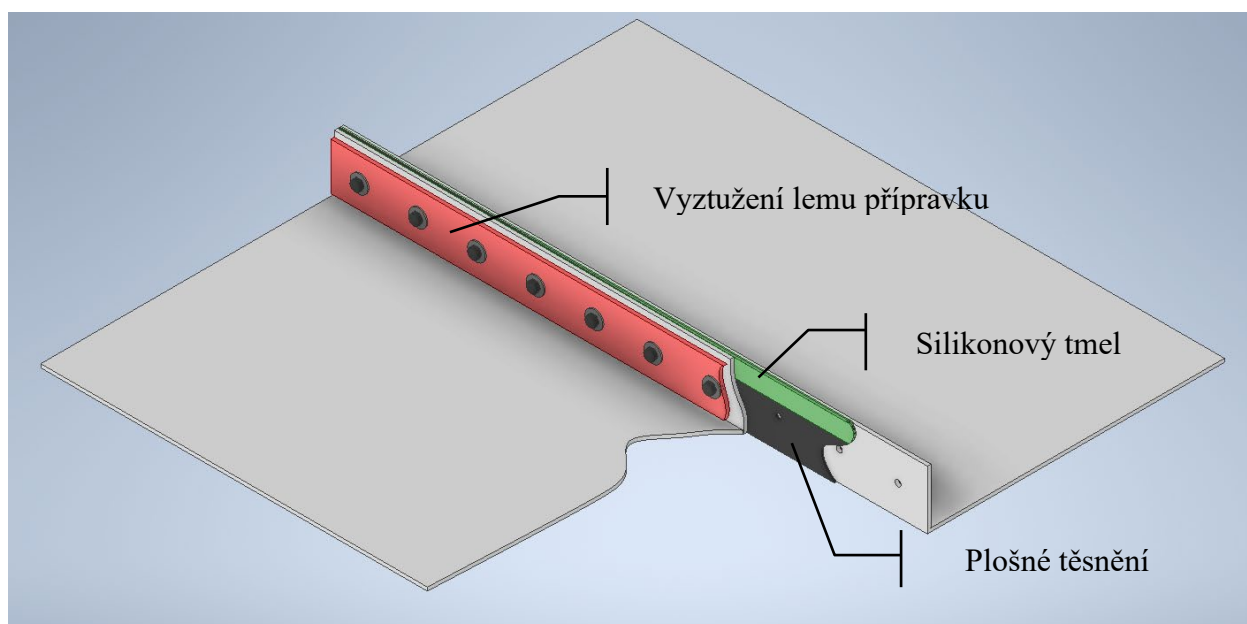


Graf 2: Objem vniknutého vzduchu do přípravku

Po demontáži přípravku po skončení měření byl analyzován stav silikonové pryže použité jako těsnění spoje mezi částmi přípravku. Na těsnění bylo patrné, že šrouby spojující díly přípravku stlačovaly těsnění velmi nerovnoměrně, což mohlo způsobit zvýšenou prostupnost těsněného spoje pro vzduch. Při vyhodnocení celkového úniku v komoře byla komora aproximována pomocí rozměru přípravků. Součtem 42 T spojů a 63 podélných spojů je vyjádřena celková netěsnost veškerých spojovaných kompozitních panelů. Celkový únik vakua z komory tedy s touto variantou těsnění bude  $20,15 \frac{1}{s} (72,52 \frac{\text{m}^3}{\text{hod}})$ . Protože je tento únik velký, byl upraven způsob těsnění s ohledem na stav plošného těsnění po demontáži provedených přípravků a měření bylo opakováno.



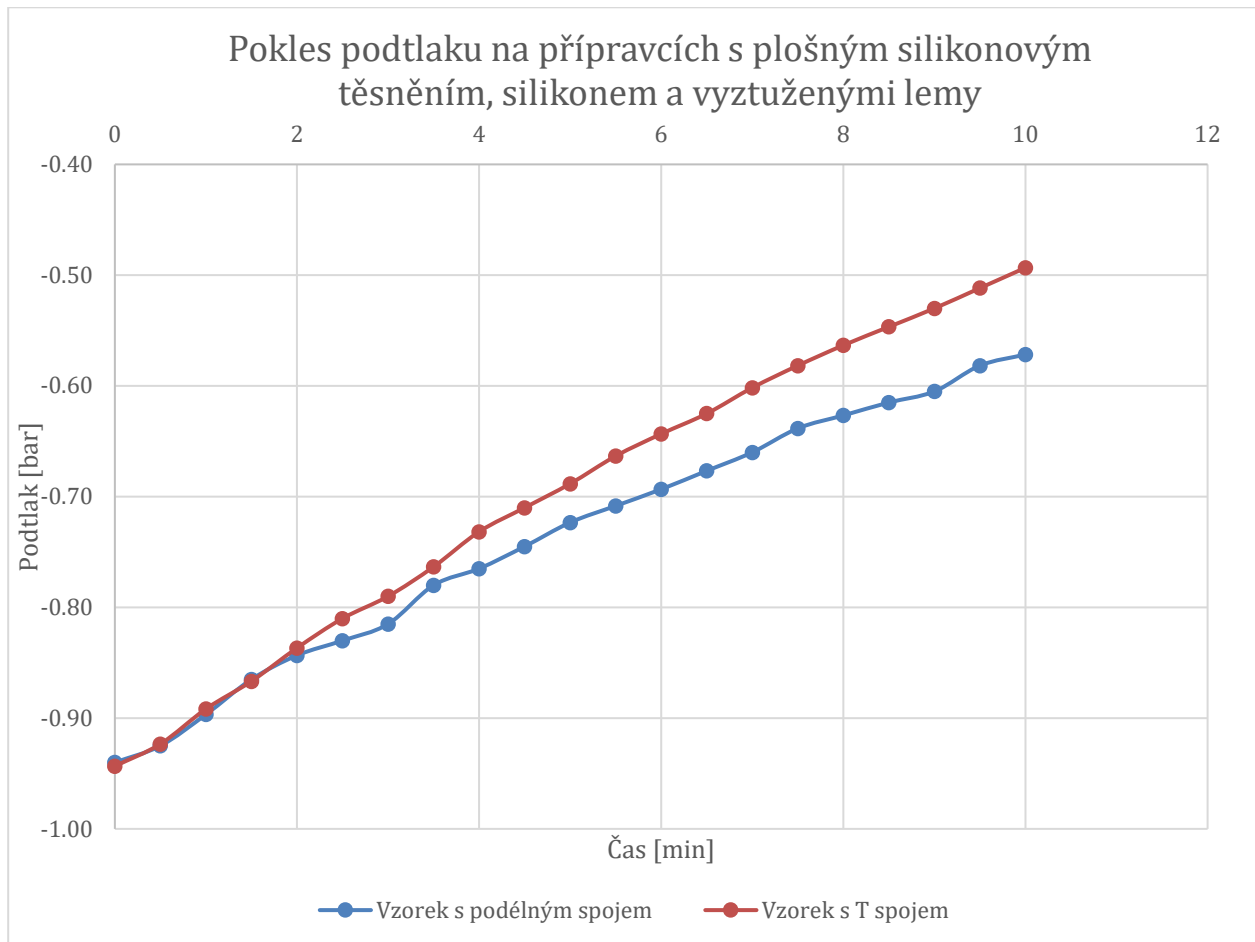
Obrázek 60: Silikonové těsnění po demontáži přípravku



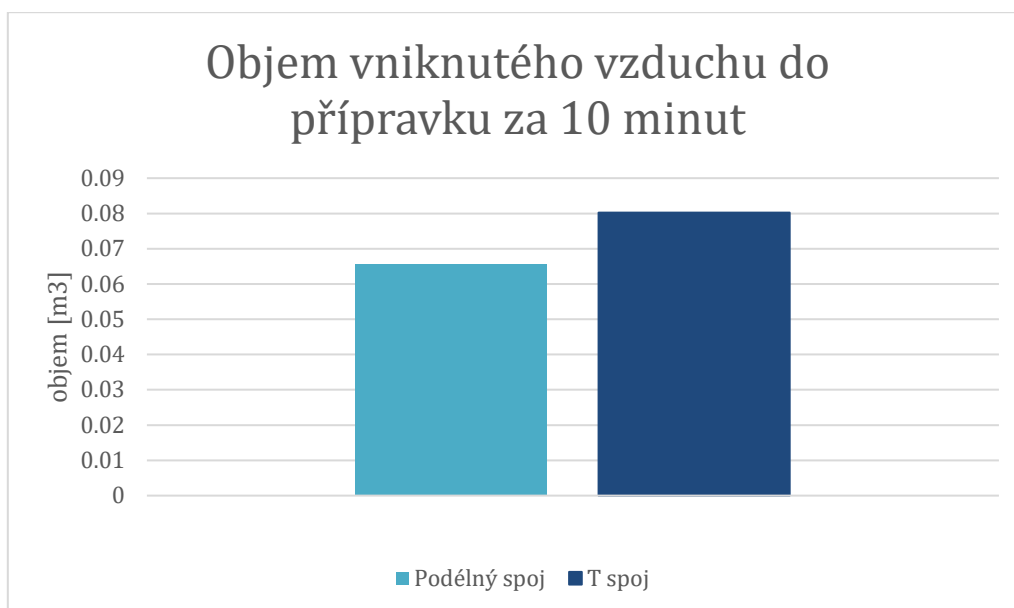
Obrázek 61: Schématické znázornění úpravy přípravku pro měření úniku těsněním podélným spojem panelů

Lemy přípravku, přes které se spojují jednotlivé součásti přípravku, byly vyrobeny z příliš tenkého plechu, přes který se nerovnoměrně roznášela svěrná síla šroubů. Na skutečném kompozitním panelu bude lem panelů také výrazně masivnější než 2mm plech přípravku. Na obě strany byla přidána pásovina 40×3, která měla za úkol vyztužit lemy a zrovnoměrnit

svěrnou sílu šroubů na gumové těsnění. Současně bylo 15 mm hloubky plošného těsnění nahrazeno silikonovým tmelem Loctite SI 5368, který má po vytvrzení velmi podobné vlastnosti jako silikonová deska, ze které je plošné těsnění. Díky těmto úpravám došlo k výraznému snížení úniku vakua.



*Graf 3: Pokles podtlaku na vzorcích s upraveným těsněním spojem*



*Graf 4: Objem vniknutého vzduchu do přípravku*

Celkový únik v komoře z takto těsněných spojů bude přibližně  $13,03 \frac{1}{s}$  ( $46,89 \frac{m^3}{hod}$ ). Změnou způsobu těsnění došlo ke snížení předpokládaného celkového úniku v komoře o 35,3 %. Důležitým parametrem pro dobrou těsnost komory je hlavně tuhost lemů panelů a prolepení nepřesností v plošném silikonovém těsnění pomocí silikonového tmele SI 5368

Po dokončení experimentu s druhou variantou těsněného spoje, byla provedena analýza konkrétních míst, kterými vniká do přípravku vzduch. Postupně bylo provedeno dvojité zatěsnění plachetkou, aby byla zajištěna dokonalá těsnost této komponenty přípravku. Druhá vrstva plachetky nebyla ani při maximální vakuu odsáta, což značí velmi kvalitní těsnost první plachetky. Po ověření těsnosti plachetky byl přetěsněn spoj panelů pomocí vakuovací těsnicí pásky General Sealants 213-3 Sealant a poté bylo znovu provedeno měření úbytku vakua. Výsledek měření byl shodný i při vyloučení netěsnosti vakuovací plachetky a těsněné spáry. Jediné místo kudy do přípravku ještě mohl vstupovat vzduch jsou tedy šrouby, kolem kterých je pouze plošné těsnění ze silikonové desky. Pro snížení úniku vakua z komory bude nutné utěsnit i šrouby, a to buď použitím těsnících podložek pod hlavu i matici šroubu nebo polepením šroubu silikonovým tmelem.

I přes poměrně vysoký únik je takto konstruovaná komora použitelná při připojení vývěvy nebo sestavy vývěv, která bude schopná kontinuálně čerpat alespoň  $50 m^3$  za hodinu. Pro práci s komorou by však bylo vhodné do budoucna navrhnout efektivnější systém těsnění



panelů a experimentálně ověřit funkčnost na zmenšené variantě komory. Nabízí se možnost prolepit k sobě panely komory pouze pomocí silikonového tmelu. Na tuto variantu těsněného spoje by však bylo nutné navrhnout přípravkové vybavení pro vymezení tloušťky silikonového tmelu při vytvrzení. Nejspíše by došlo ke snížení celkového úniku komory, ale zvýšila by se náročnost montáže a zhoršila rozebíratelnost komory. Při prolepení panelů silikonovým tmelem by jakákoli změna objemové konfigurace byla velmi náročná.

### 3.4.2 Výpočet času dosažení cílového tlaku v komoře

Pro výpočet potřebné doby pro dosažení požadované úrovně vakua v komoře je nutné určit efektivní rychlost čerpání vývěv  $S_{eff}$ , které budou evakuaci komory zajišťovat. Tento parametr vývěvy je závislý na cílovém tlaku, objemu komory a zvoleného času, za který je nutné požadovaný podtlak vytvořit.

$$-\frac{dp}{dt} = \frac{S_{eff}}{V} \cdot p$$

Počáteční tlak v komoře je 101 325 Pa v čase čerpání  $t=0$ . Objem pracovní části komory  $V$  je 17,998 m<sup>3</sup> a pracovní tlak  $p$  je 400 Pa. V ideálním případě by neměla evakuace komory na pracovní tlak trvat déle než 30 minut pro uživatelsky přijatelnou obsluhu komory při experimentech. Efektivní rychlost čerpání je vyjádřena následovně:

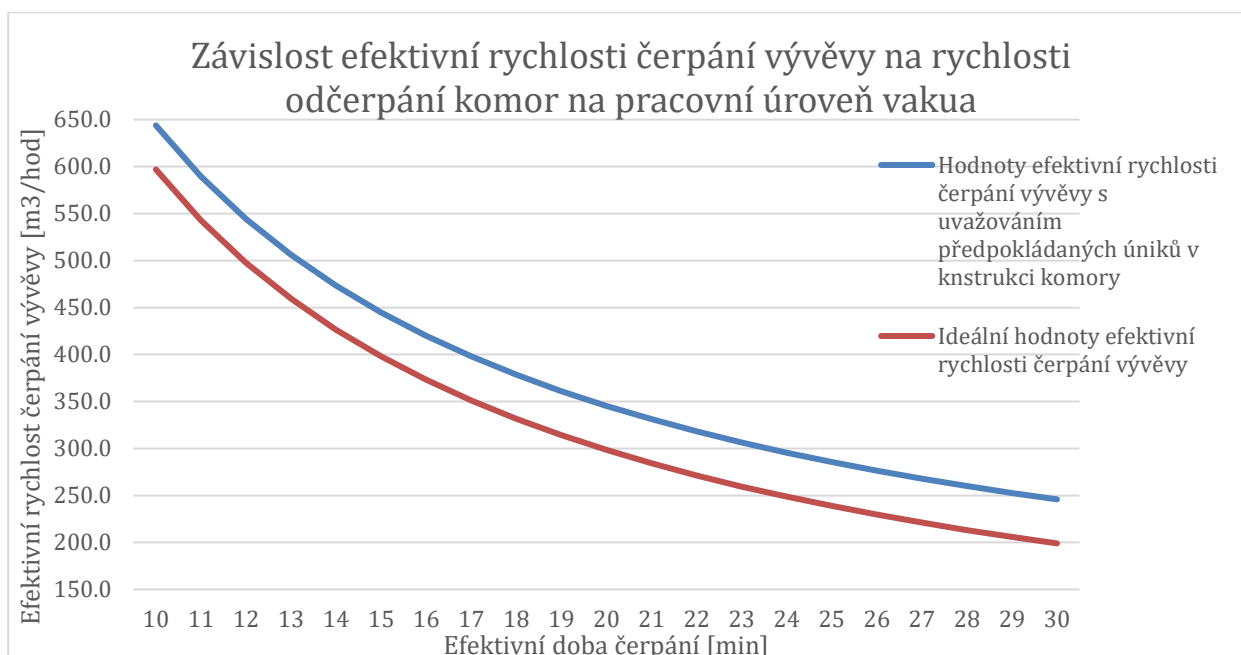
$$\int_{101325}^p \frac{dp}{p} = -\frac{S_{eff}}{V} \cdot t$$

$$\ln \frac{dp}{101325} = -\frac{S_{eff}}{V} \cdot t$$

$$S_{eff} = \frac{V}{t} \cdot \ln \frac{101325}{p} = \frac{V}{t} \cdot 2,3 \cdot \log \frac{101325}{p}$$

Pro příklad evakuace komory na tlak 400 Pa do 30 minut je příklad výpočtu následovný:

$$S_{eff} = \frac{17,998}{\frac{1}{2}} \cdot 2,3 \cdot \log \frac{101325}{400} = 199 \frac{m^3}{hod}$$



Graf 5: Rychlost odčerpání na pracovní tlak v závislosti na rychlosti efektivního čerpání komory

Pro dimenzování vhodné vývěvy je nutné uvažovat předpokládaný únik vakua přes konstrukci komory. U průmyslových komor s vysokým vakuem se většinou kombinuje několik typů vývěv se sérioparalelním zapojením. Například u vakuové komory pro svařování elektronovým paprskem se pro čerpání do tlaku 3000 Pa využívají 2 rotační vývěvy s regulací otáček motorů. Pro dosahování tlaků do 1 Pa se připojí paralelně Rootsova vývěva a pro ještě nižší tlaky se později připojují vývěvy difuzní [34].

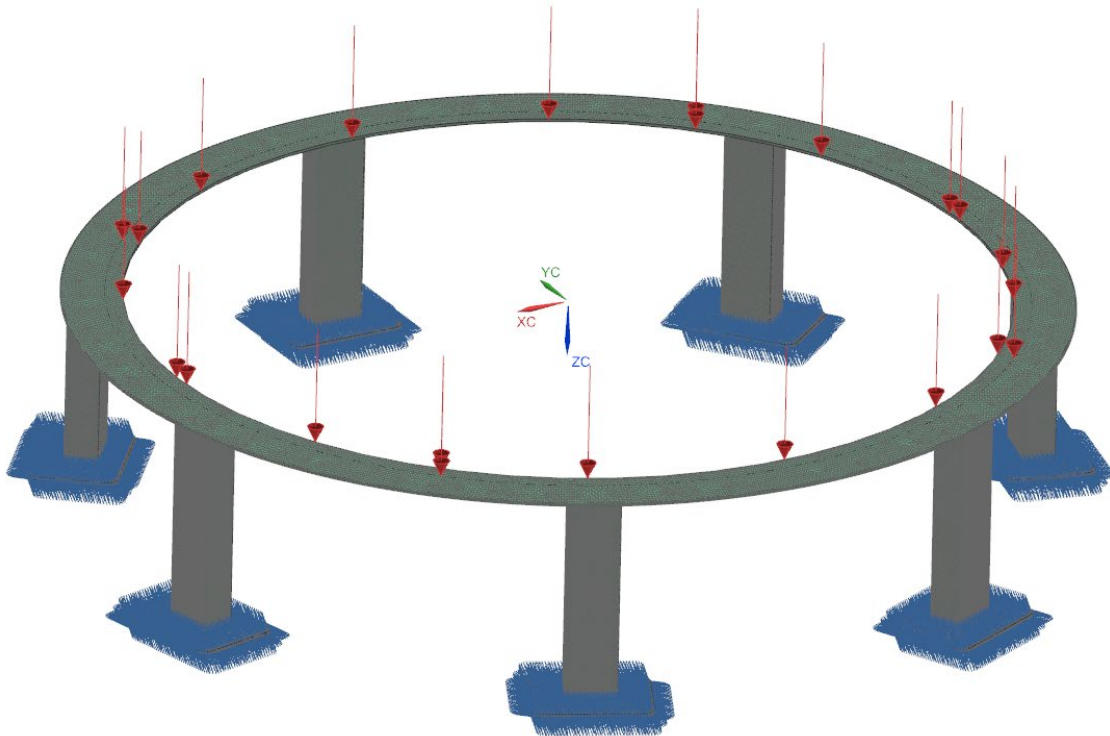
### 3.5 Návrh rámu pro uchycení komory

Rám pro uchycení komory byl navržen jako ocelový svařenec z výpalků a silnostěnných jechlů. Pro správné dimenzování rámu je nutné vzít v úvahu hmotnost konstrukce z kompozitních panelů a předpokládanou maximální hmotnost budoucích experimentů. Hmotnost panelů byla vypočtena dle zvolené kompozitní skladby. Hmotnost těsnění a spojovacího materiálu je z pohledu pevnosti rámu zanedbatelná.

Tabulka 10: Hmotnost zatěžující rám komory

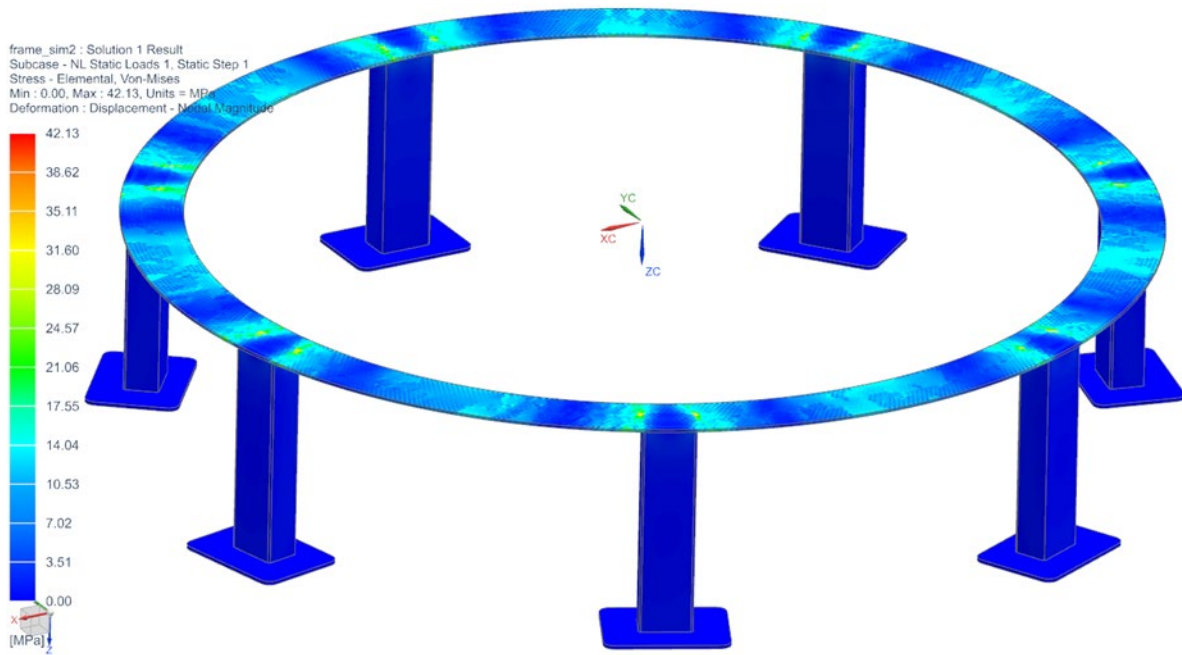
	Hmotnost [kg]	Počet dílů v sestavě	Celková hmotnost [kg]
<b>Boční panel</b>	24,829	21	521,409
<b>Panel víka</b>	26,708	14	373,912
<b>Experiment</b>	300	1	300
<b>Celková hmotnost konstrukce</b>			<b>1195,321</b>

Tato hmotnost byla zanesena na rám jako síla v ploše, přes kterou jsou k rámu uchyceny segmenty komory. V místě kontaktu rámu s podlahou byly odebrány rámu všechny stupně volnosti. To reprezentuje ukotvení rámu do podlahy laboratoře.



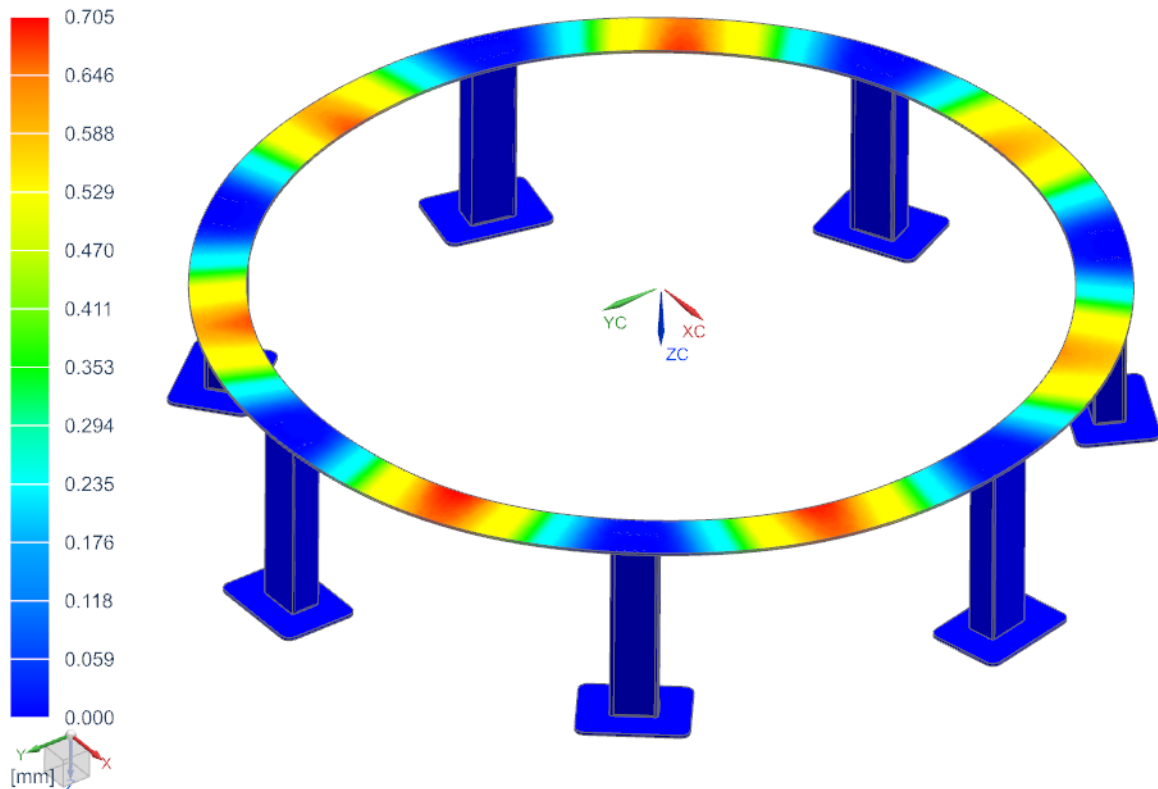
*Obrázek 6262: Konfigurace modelu rámu pro numerický výpočet*

Pro nohy rámu byl zvolen tlustostěnný ocelový jelek  $150 \times 100 \times 8$  mm a pro ostatní části rámu byl zvolen 8mm plech z konstrukční oceli S 235. Z výrobních důvodů bude mezikruží rámu svařené z několika částí. Tyto části budou svařeny v místě středu podpěrných noh v normálovém směru ke stěně vakuové komory. Maximální průhyb takto zatížené konstrukce je podle numerického výpočtu 0,705 mm. Maximální napětí v rámu je jen 42,13 MPa.



Obrázek 63: Napětí v konstrukci rámu komory

frame\_sim2 : Solution 1 Result  
 Subcase - NL Static Loads 1, Static Step 1  
 Displacement - Nodal, Magnitude  
 Min : 0.000, Max : 0.705, Units = mm  
 Deformation : Displacement - Nodal Magnitude



Obrázek 6464: Deformace konstrukce rámu komory při maximálním zatížení

## 4 Analýza proveditelnosti projektu

Projekt návrhu a výroby vakuové komory o takto velkém objemu je ambiciózní i při použití konvenčních návrhů konstrukcí běžně používaných ve vakuové technice. Zaměřením této práce bylo využití kompozitu z epoxidové pryskyřice a skelných vláken jako hlavní konstrukční materiál komory. Přestože kompozitní materiál přináší oproti konvenčním konstrukčním materiálům řadu výhod, v konkrétní aplikaci pro vakuovou komoru simulující podmínky na povrchu Marsu znamená pro návrh řadu technologických problémů a nejistot. Mnohé z konstrukčních řešení použitých v konstrukci komory nejsou ověřená technickou praxí a je vhodné je podrobit dalšímu experimentálnímu ověření. Podstatou projektu je vytvořit modulární vakuovou komoru, která bude vyrobitelná s minimem technologického zázemí a přijatelnými náklady pro zakázkovou výrobu ostatních potřebných dílů konstrukce. Potenciálně by tento projekt mohl vytvořit prostor pro velkoobjemové zkoušky v planetárních podmínkách Marsu a umožnit tak spolupráci ČVUT s novými průmyslovými partnery a univerzitami po celém světě.

Pro další pokračování v projektu velkoobjemové kompozitní vakuové komory je nutné stanovit jasný harmonogram a dílčí cíle projektu. Také je vhodné analyzovat hlavní rizika a orientačně vypracovat nákladovou studii pro výrobu a montáž konstrukce komory.

### 4.1 Etapy projektu

1. Koncepční návrh a studie proveditelnosti
2. Návrh systémů řízení podtlaku, chlazení a managementu senzorů a dat
3. Experimentální ověření výpočtu, výroba demonstrátoru a zajištění financování projektu
4. Výroba komory v konfiguraci objemu 8,19 m<sup>3</sup>
5. Přestavba do plné konfigurace komory

Tato práce představuje 1. etapu celého projektu modulární kompozitní velkoobjemové vakuové komory pro simulaci prostředí Marsu.

### 4.2 Management projektu

Pro úspěšnou realizaci tohoto projektu bude nutné zřídit pozici fakultního koordinátora a zapojit do projektu formou závěrečných prací studentů další ústavy fakult ČVUT. Pro

úspěšnou realizaci projektu je nutné vypracovat detailní návrh systému řízení tlaku v komoře, systému pro regulaci teploty a návrhu přístrojového vybavení komory. V případě realizace projektu na univerzitní půdě bude nutné vytvořit novou pracovní pozici pro obsluhu komory a management experimentů. Pod dohledem zkušeného operátora bude výroba kompozitních panelů možná realizovat jako praktická část magisterského studia. Studenty by tato praktická aktivita mohla obohatit o reálnou zkušenost s prací na kompozitních dílech a tím zlepšit kvalitu jejich budoucí práce na návrhu kompozitních konstrukcí. Vzhledem k velikosti projektu bude vhodné soutěžit o získání grantu na jeho realizaci.

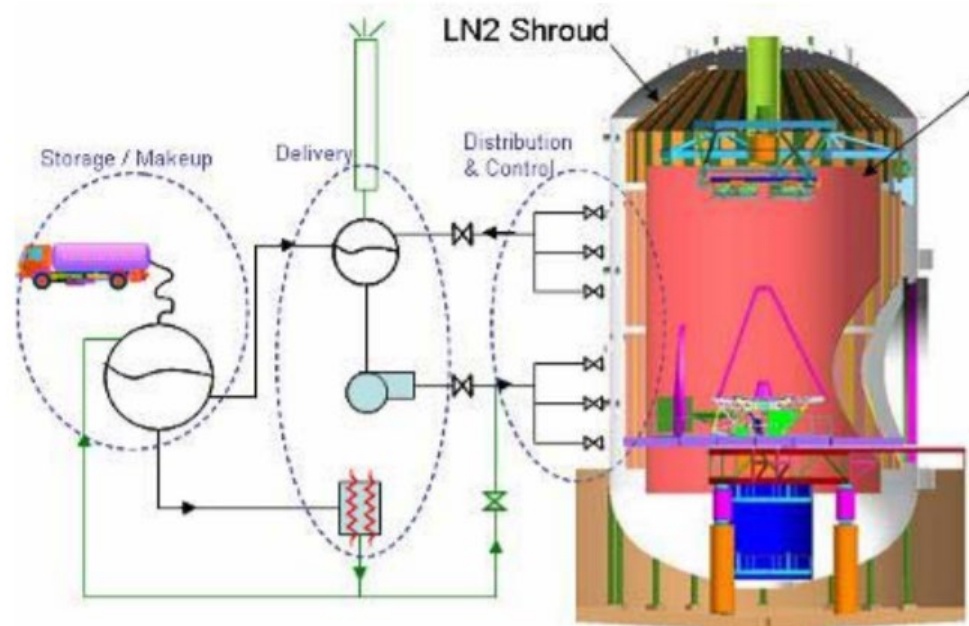
### 4.3 Technické a technologické řešení

Kompozitní hybridní panely vytvoří konstrukci s variabilním pracovním objemem vakuové komory. Oproti standardnímu technickému řešení vakuových komor bude možné s komorou snadno manipulovat, přidávat nové měřicí vybavení pro velkou variabilitu prováděných experimentů. Pro výrobu přípojovacích otvorů v panelech bude nutné navrhnout přípravkové vybavení pro přesné pozicování děr pro šrouby. Pro obrábění děr pro šrouby bude postačovat ruční elektrické nářadí, ovšem se speciálními nástroji pro obrábění kompozitů. Pro nízké výrobní náklady bude jako technologie výroby kompozitních panelů zvolena kontaktní laminace.

Pro dosažení pracovních tlaků v oblasti středního vakua je možné použít elastomerová těsnění. Při použití stávajícího navrženého systému těsnění panelů je nutné použít poměrně výkonný systém vytváření vakua. Vhodné by bylo použití sestavy rotačních vývěv a Rootsovy vývěvy. Při experimentálnímu ověření těsnění bylo zjištěno že problematická oblast úniků vakua je kolem šroubů v lemech panelů. Vhodným způsobem pro eliminaci těchto úniků bude použití těsnících podložek pod hlavu i matici šroubu. Z experimentu také vyplývá důležitost tuhosti bočních lemů kompozitních panelů, protože jinak nebude svěrná síla šroubů dostatečně rovnoměrně přenesená do plošného těsnění. Pro tento účel je vhodné použít pozinkované podložky s EPDM gumou od společnosti Killich s.r.o., které mají těsnící funkci. Použití těchto podložek by bylo vhodné podrobit experimentálnímu ověření snížení velikosti úniku s pomocí stávajících testovacích přípravků.

Požadovaná pracovní teplota je v menších objemech relativně snadno dosažitelná pomocí chlazení tekutým dusíkem. Ve větších komorách problém efektivního chlazení otázkou

značných investic. Je nutné vytvořit průmyslový systém chlazení s velkým zásobníkem, systémem přepravy a distribuce chladiva. K chlazení pracovního prostoru komor se často využívá integrovaných chladících kanálů ve stěnách komory, což u kompozitní konstrukce nebude možné. Do pracovního prostoru komory bude nutné umístit radiátory, kterými bude proudit chladivo a ochlazovat pracovní prostor. Díky sendvičové konstrukci panelů bude zajištěna dobrá izolace, ale pro velmi efektivní chlazení bude vhodné vnější povrch komory dodatečně izolovat pro snížení ztrát chlazení.



Obrázek 6565: Příklad chladicího systému NASA JSC Space Simulation Chamber [35]

Pro snadný přístup do komory bude nutné integrovat do jednoho z bočních panelů přístupové dveře. Pro přípravu experimentu je možné místo dveří vyjmout jeden z bočních panelů a po instalaci měřícího vybavení a samotného experimentu opět provést montáž panelu. Tento postup je však značně nevhodný pro experimenty, které vyžadují například opakovanou výměnu měřených vzorků. Pro prvotní experimenty se zmenšenou velikostí komory bude tento postup využit. Pro největší variantu objemu komory bude nutné navrhnout přístupový panel s přístupovými dveřmi, které budou velmi dobře těsnit a budou snadno obslužné. V současnosti se nevyrábí přístupové dveře pro vakuové komory, které by měly dostatečné rozměry a bylo je možné integrovat do kompozitního panelu. Do budoucna by bylo vhodné místo jednoho bočního panelu navrhnout přístupové dveře nebo poptat sestavu vakuových dveří integrovaných v kompozitním panelu u externího dodavatele.

## 4.4 Nákladová studie

Pro budoucí posouzení, zda bude projekt realizován, je velmi důležité vytvořit si představu o nákladech pro výrobu a montáž komory. I přes to, že k výpočtu byly použity pouze volně dostupné ceny, může tento kvalifikovaný odhad nákladů jasně stanovit řádové množství finančních zdrojů, potřebných pro realizaci konstrukce vakuové komory. Ceny materiálu byly odhadovány dle dostupných nabídek na webových stránkách prodejců [41][42][43][44][45][46]. Celkové náklady na realizaci projektu budou výrazně vyšší než náklady na konstrukci. Je nutné počítat s investicemi do přístrojového vybavení, průmyslového systému chlazení, systému vytváření atmosféry plynů v komoře, systému snižování tlaku v komoře a náklady na ostatní vybavení potřebné k propojení všech systémů.

### 4.1.4.1 Výroba

#### 4.1.4.1.1 Kompozitní panely

**Formy** budou vyrobeny z MDF desek o tloušťce 40 mm. Tyto desky se dodávají v rozměru 2750×1840 mm. Pro výrobu polotovarů forem specifikovaných v kapitole 3.3.4 bude zapotřebí 5 ks těchto desek. Ke slepení forem je vhodné PU lepidlo na dřevo s označením 66A od firmy Soudal. Po ofrézování polotovaru bude nástřikem nanesen polyuretanový plnič, který bude následně přebroušen a vyleštěn. Následně je forma připravena pro separaci přípravky Loctite Frekote B15 a Loctite Frekote NC770. Náklady na obrobení funkčních ploch forem byly odhadnuty na 24 000 Kč.

Tabulka 11: Materiál pro výrobu forem pro kompozitní díly

Název	Typ	Počet kusů	Jednotková cena [Kč]	Cena celkem [Kč]
<b>MDF deska</b>	40 mm	5	538,5	2693
<b>Lepidlo na dřevo</b>	Soudal 66A – 750ml	3	288,02	864
<b>Polyuretanový plnič</b>	2K PUR – 1kg	2	279	558
<b>Separace</b>	Frekote NC 770 – 5l	1	5816	5816
<b>Plnič pórů</b>	Frekote B-15 – 1l	1	4057	4057



## Výztuž

Tabulka 12: Potřebné množství materiálu výztuže

Název	Plocha [m <sup>2</sup> ]	Počet kusů	Počet vrstev	Odpad a ořez	Plocha výztuže [m <sup>2</sup> ]
<b>Plocha bočního panelu</b>	1,12	21	14	10 %	362,208
<b>Plocha lemů bočních panelů</b>	0,21	21	20	10 %	97,02
<b>Plocha top panelu</b>	0,89	14	20	15 %	286,58
<b>Plocha lemů top panelu</b>	0,21	14	20	10 %	64,68

Pro výrobu největší konfigurace komory bude použito 810,49 m<sup>2</sup> skelné tkaniny GF AEROGLASS 390. V tomto množství je již zahrnut materiál pro přesah laminátu na formách, který se po vytvrzení odstraní a také již dále nepoužité odstřížky materiálu, které vniknou při dělení nástřihů ze skelné tkaniny. Při skladbě dílů s nulovou orientací všech vrstev je tento odpad procentuálně menší než při přípravě nástřihů pro vrstvy výztuže s orientací vláken např. 45 °. U nástřihů výztuže pod úhlem se množství odpadu zvyšuje. Prodejce Havel Composites nabízí metr tkaniny za 72 Kč.

## Matrice

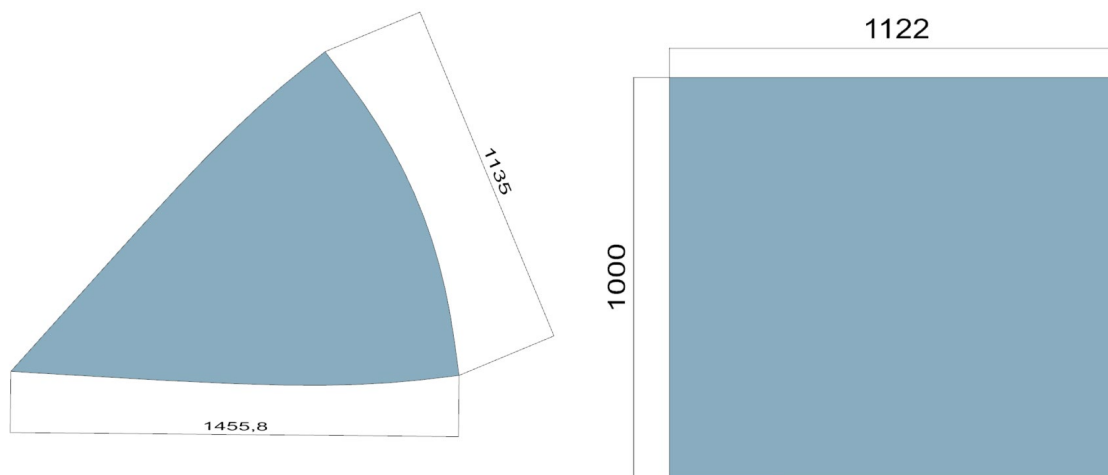
Při předpokladu hmotnostního poměru výztuže a matrice 50:50 lze odhadnout množství potřebné matrice pro prosycení všech dílů. Při kontaktní laminaci je obvykle nutné pracovat s hmotnostním poměrem matrice a výztuže 60:40. Znatelné množství matrice se zachytí v technických tkaninách aplikovaných při vytvrzení na díl a při odformování dílu je odstraněna. Při znalosti množství a plošné hmotnosti skelné tkaniny lze vynásobením snadno získat hmotnost výztuže a dle výše uvedeného poměru i hmotnost matrice. Poměr míchání epoxidové pryskyřice L 287 a tvrdidla H 287 je 100:40. Prodejce Havel Composites nabízí pryskyřici za cenu 290 Kč/kg a tvrdidlo za 662,5 Kč/kg. S rostoucím objemem odběru materiálu poskytuje prodejce množstevní slevy.

Tabulka 13: Potřebné množství matrice

		Jednotka
<b>Plocha výztuže</b>	810,488	m <sup>2</sup>
<b>Plošná hmotnost tkaniny</b>	390	$\frac{\text{g}}{\text{m}^2}$
<b>Hmotnost výztuže</b>	316,1	kg
<b>Hmotnost matrice</b>	474	kg
<b>Hmotnost epoxidu</b>	<b>338.8</b>	kg
<b>Hmotnost tvrdidla</b>	<b>135.2</b>	kg

## Materiál jader

Jádra se standartně dodávají ve formátu desek 1220×2440 mm. Jádra se budou řezat z desky a poté je nutné za použití technologie vakuoformování vytvarovat na formě. Rozvin jádra se zahřeje a umístí na formu kompozitního dílu. Následně se před vychladnutí uzavře forma i s jádrem do vakuovací plachetky a vytvoří se podtlak. Okolní přetlak přitlačí polymerní jádro na kompozitní formu, kde se ochladí a získá tvar formy. Na dodávaný formát desek se vejdou vždy pouze 2 kusy jader. Pro výrobu všech 35 panelů komory bude zapotřebí 18 desek pěnového jádra Airex T90.100. Splením odřezků z jader víka vznikne polotovár pro obrobení středového jádra pro připojovací plochy na bočních panelech. Prodejce Havel Composites nabízí jádro Airex T90.100 v tloušťce 20 mm za 822 Kč za m<sup>2</sup>.



Obrázek 66: Příklad rozvinu jádra na panel víka a boční panel

## Technické materiály pro laminaci

Tabulka 14: Technické materiály pro laminaci

Název	Typ	Množství [mb]	Jednotková cena [Kč]	Celková cena [Kč]
<b>Strhávací tkanina</b>	Nylon 66 – 83 g/m	60	62	<b>3720</b>
<b>Perforovaná folie</b>	PP40 šířka 1600 mm	60	34	<b>2040</b>
<b>Odsávací rohož</b>	200 g/m	60	43	<b>2580</b>
<b>Těsnící vakuovací páska</b>	LSM1310 15 m	150	199	<b>1990</b>
<b>Vakuovací plachetka – rukáv</b>	TBL 200 Tube – šířka 150 cm	70	79	<b>5530</b>

## Pomocné materiály

Pro úpravu forem je potřebný brusný materiál. Pro kontaktní laminaci štětce, válečky, kelímky, míchací dřívka, rukavice. Dále bude potřeba zajistit nástroje pro ořezání do přesného tvaru a vyvrtání přípojovacích děr. Pro pozicování děr bude nutné vyrobit přípravky z ocelového plechu, podle kterých bude zajištěna souosost otvorů na jednotlivých dílech komory. Pro tento drobný materiál by měl být dostatečný rozpočet 6000 Kč.

Tabulka 157: Náklady na výrobu kompozitní konstrukce

Náklady na výrobu panelů konstrukce [Kč]	
<b>Formy</b>	37 988
<b>Výztuž</b>	58 356
<b>Matrice</b>	187 822
<b>Pěnové jádra</b>	43 977
<b>Technické materiály</b>	15 860
<b>Pomocné materiály</b>	6 000
<b>Gelcoat – Vorgelat T35</b>	13 000
<b>Náklady celkem</b>	<b>363 003</b>

### 4.1.4.1.2 Svařenec rámu

Rám byl navržen jako svařenec z tlustostěnných ocelových jeleků ČSN EN 10219 v rozměru 150×100×8 a výpalků z 8mm konstrukční oceli ČSN EN 10051. Pro uvažování odpadů je odhadovaná cena za 8mm plech pro rozměr 1250x2500 mm.

Tabulka 16: Náklady na výrobu rámu

			Odhadovaná cena [kč]
<b>S 235 - 8mm</b>	Celková plocha výpalků	1,995 m <sup>2</sup>	10 951
<b>Řezání laserovým paprskem</b>	Délka řezu	8,198 m	
	Počet zápalů	14	2 500
<b>Jekl 150x100x8</b>	Celková délka jeklu	4,2 m	7 266
<b>Celková cena</b>			<b>20 717</b>

Do nákladů není zahrnuto svaření rámu. Svaření rámu není nutné zadávat externí firmě, protože je možné ho realizovat v laboratořích univerzity.

#### 4.1.4.2 Montáž

##### Těsnění

Vodním paprskem s abrazivem bude vyřezáno plošné silikonové těsnění. V místě, kde k sobě těsnění budou doléhat, bude spoj prolepen silikonovým tmelem Loctite SI 5368. Silikonový tmel bude aplikován také na okraj lemů panelu, protože při experimentálním měření byl prokázán snížený únik vakua oproti těsnění pouze plošným silikonovým těsněním. Nej kvalitnějšího řezu je dosahováno při posuvu řezací hlavy kolem 5 až 7,5 cm za minutu a přibližně 50 gramů abraziva za minutu při tlaku 200 bar. Běžně se cena hodiny práce řezacího stroje naceňuje na přibližně 400 Kč [47].

Tabulka 178: Náklady na realizaci těsnění

Díl těsnění	Obvod dílu těsnění [m]	Doba řezu [min]	Počet	Celková cena [Kč]
<b>Lem víko</b>	3,51	46	14	4 293
<b>Lem bok radiální</b>	2,76	36,8	35	8 587
<b>Lem bok axiální</b>	2,43	32,4	21	4 536
<b>Silikonový tmel Loctite SI 5368 – 300 ml</b>			8	2 976
<b>Silikonová pryž kSil GP60 [m<sup>2</sup>]</b>			5	10 150
<b>Cena celkem za těsnění</b>				<b>30 542</b>

## Spojovací materiál

Spoje komory jsou realizovány pomocí šroubů M5 s pojistnou maticí a těsníci podložkami s gumou. Pro spojení celé konstrukce komory je zapotřebí 1428 šroubových spojů.

Tabulka 18: Náklady na spojovací materiál

Název	Cena za kus [Kč]	Počet kusů	Celková cena [Kč]
Šroub M5x40	1,2	1 500	1 800
Podložka s gumou EPDM M5 x 16 ZB	0,31	3 000	944
Matice pojistná M5 silonová	0,9	1 500	1 350
<b>Cena celkem za spojovací materiál</b>			<b>4 094</b>

### 4.4.3 Celkové odhadované náklady pro výrobu a montáž komory

Kromě výše uvedených nákladů na materiál, externí výrobu a díly bude nutné průběžně nakupovat drobný spotřební materiál. K celkovým nákladům je tedy přičtena fixní částka 10 000 Kč na drobné výdaje. Do nákladů není započtena práce na výrobě kompozitních dílů ani montáži. Předpokládá se, že práci na výrobě komory by realizovali studenti či zaměstnanci univerzity.

Tabulka 9: Celkové náklady na výrobu konstrukce vakuové komory

Náklady	Cena [Kč]
Výroba kompozitních panelů	406 980
Výroba svařence rámu	20 717
Výroba těsnění	30 542
Spojovací materiál	4 094
Další výdaje	10 000
<b>Celkové náklady</b>	<b>472 333</b>

Analýzou nákladů se ukázalo, že výrobu konstrukce kompozitní komory by bylo možné realizovat s náklady pod půl milionu korun. To pouze při maximální využití technických, technologických a lidských zdrojů univerzity.

## 4.5 Analýza rizik

Využití kompozitních materiálů pro konstrukci kompozitní komory sebou může nést rizika, především při technologii výroby kontaktní laminací. Pokud skladbu kompozitního dílu provádí nezkušený operátor, může dojít k nerovnoměrnému prosycení výztuže matricí a lokálnímu zhoršení mechanických vlastností kompozitního dílu. Je tedy nutné zpracovat technologický postup pro výrobu kompozitních dílů a vhodně proškolit operátory výroby. Také je vhodné každý díl podrobit výstupní prohlídce. Minimálně je nutné realizovat vizuální zkoušku a v případě potřeby pokračovat dalšími nedestruktivními metodami testování jako rezonanční zkouškou poklepem na díl. Při pochybnostech o požadované kvalitě dílu je možné podrobit panel ultrazvukové zkoušce pro odhalení delaminací kompozitu. Rovněž je nutné před výrobou monitorovat hmotnost vstupních materiálů, hlavně výztuže a jader a po vytvrzení díl zvážit a vypočítat objemový podíl vláken v kompozitu. Výrazné rozdíly v objemovém podílu výztuže mohou indikovat chybné vytvrzení dílu nebo zhoršené mechanické vlastnosti. Před výrobou panelů je nutné validovat numerický výpočet pomocí experimentálního ověření výpočtu rovného panelu dle kapitoly 3.3.7.3.

Dalším významným rizikem je nedostupnost standardizovaného technologického řešení pro těsnění spojů mezi panely konstrukce komory. Jak bylo výše prokázáno experimentem, lze předpokládat, že únik komory bude v řádu desítek metrů krychlových vzduchu za hodinu, což může znamenat zvýšenou zátěž pro systém odsávání vzduchu, a tedy poruchy vývěv či nutnost častějšího servisu. Před odsouhlasením výroby komory v konfiguraci panelů s maximálním objemem, je vhodné vyrobit nejmenší možnou komoru a realizovat opakovanou zkoušku těsnosti konstrukce. V případě, že únik konstrukcí komory bude pro systém vytváření vakua příliš velký, lze uvažovat o odstranění plošného těsnění ze silikonových desek a při montáži k sobě panely slepit pomocí silikonových tmelů nebo konstrukčních lepidel. V takovém případě by došlo ke snížení modularity komory, ale zvýšila by se přesnost experimentálních měření i životnost sestavy komory díky snížení velikosti úniku vakua.

Aby byla vakuová komora simulující planetární prostředí Marsu použitelná pro spolehlivé provádění výzkumných a vývojových experimentů, je nutné podrobně rozpracovat další technologické celky sestavy komory. Pokud by nedošlo ke konkrétnímu vhodnému návrhu systémů chlazení, sběru a managementu dat, systému vytváření vakua a další potřebných

systemů pro experimenty v komoře, byla by konstrukce komory pro vědeckou i komerční činnost nepoužitelná.

U tohoto projektu je nutné vzít v úvahu i rizika mimo technickou oblast projektu. Výroba a montáž komory bude finančně nákladná, i přes nízké náklady v porovnání s komerčním řešením vakuových komor s konstrukcí z ocelových či hliníkových slitin. Bude nutné zabývat se získáním dotací nebo grantových programů pro zajištění zdroje financování a také nalézt pracovníky za tento projekt odpovědné, kteří by organizovali další práce a vývoj komory. Ačkoli je konstrukce komory navržena pro výrobu v laboratořích Ústavu letadlové techniky FS ČVUT, některé výrobní operace bude nutné zadat průmyslovým firmám. Jedná se hlavně obrábění kompozitních forem a dělení materiálu vodním paprskem a laserovým řezáním. U průmyslových firem existuje riziko nedodržení termínů dodání, což může negativně ovlivnit celý harmonogram projektu. Rovněž je nutné počítat s časovou náročností výroby kompozitních panelů, a tedy i délkou realizace projektu.

## 5 Závěr

Cílem práce bylo navrhnout konstrukci kompozitní panelové vakuové komory pro simulaci planetárních podmínek Marsu pro budoucí možnou realizaci na Ústavu letadlové techniky FS ČVUT.

Byla provedena rešerše atmosférických podmínek Marsu a konstrukcí vakuových komor, které jsou v současnosti využívány pro simulaci marsovského prostředí. V závislosti na předpokládaném mechanickém a teplotním zatížení konstrukce komory byly prozkoumány materiálové a technologické možnosti kompozitních materiálů.

Byly definovány klíčové parametry pro návrh konstrukce vakuové komory. Dle těchto parametrů byl navržen koncepční tvar komory a její rozdělení na jednotlivé panely tak, aby výroba komory byla realizovatelná s minimem nákladů a vybavení. Z numerického výpočtu byla dle mechanických vlastností materiálů zvolena skladba kompozitních panelů, byly navrženy formy pro kompozitní výrobu a konstrukce rámu komory. Klíčovou vlastností vakuových komor je těsnost konstrukce, proto byl navržen systém těsnění spojů mezi panely, který se při experimentálním ověření ukázal jako nepříliš efektivní. Byl vyčíslen předpokládaný únik skrz těsněné spoje mezi kompozitními panely a následně byla vypočtena efektivní rychlost čerpání pro dosažení požadované úrovně vakua. Při pokračování ve stavbě komory bude nutné poznatky získané při experimentech prověřit a pokusit se těsnost komory vylepšit. Pro validaci numerického výpočtu byla navržena zkouška na testovacím panelu ze skelných vláken. Při zkoušce bude zaznamenávána poměrná deformace panelu snímaná tenzometrickými senzory a porovnáním s výsledky průběhů poměrné deformace z numerické simulace bude zjištěna přesnost nastavení numerického výpočtu konstrukce komory.

V poslední části práce byla rozebrána proveditelnost projektu návrhu a výroby komory. Byly určeny etapy projektu, diskutován jeho management i technické a technologické řešení. Podrobněji byla rozpracována nákladová studie spojená s výrobou a montáží kompozitní panelové konstrukce komory. Minimální částka pro stavbu konstrukce komory v plném rozsahu byla vyčíslena na 363 003 Kč s uvažováním maximálního využití výrobních i lidských zdrojů Ústavu letadlové techniky FS ČVUT.



Mezi výhody navržené konstrukce patří modularita objemu i vybavení komory, nízké výrobní náklady a variabilita experimentů. V největší konfiguraci komory by bylo možné například testovat autonomní vrtulníky pro průzkum Marsu nebo provádět biologické experimenty růstu rostlin v prostředí Marsu. Díky zmíněné variabilitě by byly možnosti experimentů v takto velké komoře téměř nekonečné. K plnému napodobení podmínek na Marsu by však bylo nutné na tuto diplomovou práci navázat sérií dalších prací, které by předložily další detailně propracované systémy kompozitní velkoobjemové vakuové komory. V budoucnu by tak na Fakultě strojní mohlo vzniknout testovací centrum pro vesmírnou techniku a propojit univerzitu s novými průmyslovými partnery a univerzitami z celého světa.

## 6 Seznam citací

- [1] Vakkada Ramachandran, A., Nazarious, M.I., Mathanlal, T., Zorzano, M.-P., Martin-Torres, J. (2020). Space Environmental Chamber for Planetary Studies. *Sensors*, 20, 3996. doi: 10.3390/s20143996
- [2] Barlow, N. G. (2014). *Mars: an introduction to its interior, surface and atmosphere*. Cambridge Univ. Press.
- [3] Sobrado, J., Martin-Soler, J., Martin Gago, J. (2014). Mimicking Mars: A vacuum simulation chamber for testing environmental instrumentation for Mars exploration. *Review of Scientific Instruments*. 85. 035111-035111. doi: 10.1063/1.4868592
- [4] Gómez-Elvira, J., Armiens, C., Castañer, L. et al. (2012). REMS: The Environmental Sensor Suite for the Mars Science Laboratory Rover. *Space Sci Rev* 170, 583–640. doi: 10.1007/s11214-012-9921-1
- [5] TA2 Facility 20 – OU Mars Chamber – Europlanet Society. Europlanet Society (2020). [cit. 25.07.2021]. Dostupné z: <https://www.europlanet-society.org/europlanet-2024-ri/ta2-dplf/ta2-facility-ou-mars-chamber/>
- [6] NPGallery Search (2020). [cit. 25.07.2021]. Dostupné z: [https://npgallery.nps.gov/NRHP/GetAsset/NHLS/85002812\\_text](https://npgallery.nps.gov/NRHP/GetAsset/NHLS/85002812_text)
- [7] *NASA Jet PROPULSION LABORATORY*. (2010). [cit. 25.07.2021]. Dostupné z: [https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/jpl\\_25\\_ft.pdf](https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/jpl_25_ft.pdf).
- [8] Young, J. R. (1969). *Outgassing Characteristics of Stainless Steel and Aluminum with Different Surface Treatments*. *Journal of Vacuum Science and Technology*, 6(3), 398–400. doi: 10.1116/1.1492700
- [9] Durand, L. P. (2008). *Composite materials research progress*. Nova Science Publishers.
- [10] Pošvář, Z. (2019). *Výpočtové modely vlastností hybridních kompozitních struktur*. Praha. České vysoké učení technické v Praze.

- [11] Cabrnoc, B. (2021). *Kompozitní materiály* [přednáška]. Praha. České vysoké učení technické v Praze.
- [12] Chawla, K. K. (2020). *Composite Materials: science and engineering*. SPRINGER NATURE. doi: 10.1007/978-0-387-74365-3
- [13] Deutsch, S. (1978). 23rd National SAMPE Symposium. Society for the Advancement of Material and Process Engineering. California. USA.
- [14] Chawla, K. K. (2016). *Fibrous Materials, 2nd edition*. Cambridge University Press. Cambridge. England.
- [15] Barbero, J. E. (2011). *Introduction to Composite Materials Design. 2nd edition*. CRC Press. United States of America. pp. 1-562. doi: 10.1201/9781439894132
- [16] Dresher, W. H. (1969). The age of fibers. *JOM*. 21.4: 17-26. doi: 10.1007/BF03378781
- [17] Gay, D. (2014). *Composite materials: design and applications. 3rd edition*. CRC press. doi: 10.1201/b17106
- [18] Watt, W. (1970). *Production and Properties of High Modulus Carbon Fibres. Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences, 319(1536), 5–15*. doi:10.1098/rspa.1970.0161
- [19] Kumar, I. P., Mohite, P. M., Kamle, S. (2013) *Arch. Mech. Warszawa* 65, 27
- [20] Buragohain, M. K. (2018). *Composite structures: design, mechanics, analysis, manufacturing, and testing*. Taylor & Francis, a CRC title, part of the Taylor & Francis imprint, a member of the Taylor & Francis Group, the academic division of T & F Informa
- [21] Hartwig, G., & Knaak, S. (1984). *Fibre-epoxy composites at low temperatures. Cryogenics, 24, 639-647*.
- [22] Shindo, Y., Takano, S., Horiguchi, K., & Sato, T. (2006). *Cryogenic fatigue behavior of plain weave glass/epoxy composite laminates under tension–tension cycling. Cryogenics, 46(11), 794–798*. doi: 10.1016/j.cryogenics.2006.07.003

- [23] Amin, M., & Fereidoo, A. (2013). *Progressive Failure Analysis of Glass/Epoxy Composites at Low Temperatures*. Materials Science – Advanced Topics. doi: 10.5772/55093
- [24] Humpenöder, J. (1998). *Gas permeation of fibre reinforced plastics*. Cryogenics, 38(1), 143–147. doi: 10.1016/s0011-2275(97)00125-2
- [25] Hoa, S. V. (2009). *Principles of the manufacturing of composite materials*. DEStech Publications
- [26] Erben, M. (2008). *Vakuová technika: Získávání a měření vakua, využití vakuových technologií*. Pardubice. Univerzita Pardubice
- [27] ISO-K/ISO-F flange. (2021). [cit. 21.07.2021]. Dostupné z: <https://www.pfeiffer-vacuum.com/en/know-how/mechanical-components-in-vacuum/connections/detachable-flange-connections/iso-k-iso-f-flange/>
- [28] MEASUREMENT OF RUBBER ELASTICITY. (2021). [cit. 21.07.2021]. Dostupné z: <https://thegundcompany.com/measurement-of-rubber-elasticity-tr-10-rubber-elasticity>
- [29] NASA's Mars Exploration Program. (1997). [cit. 20.07.2021]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/MPF/ops/asimet.html>
- [30] Kousal, J. (2021). *Kosmický prostor [přednáška]*. Praha. 2021. České vysoké učení technické v Praze
- [31] Composite Potted-In Inserts (2021). [cit. 21.07.2021]. Dostupné z: <https://www.clipnuts.com/products/potted-in-inserts>
- [32] Závitové vložky Helicoil. (2021). [cit. 21.07.2021]. Dostupné z: <https://www.helicoil.cz/cs/>
- [33] SILIKONOVÁ TĚSNICÍ KOMPAKTNÍ PRYŽ kSil GP60. (1995). [cit. 21.07.2021]. Dostupné z: <https://www.gumex.cz/h/silikonova-tesnici-kompaktni-pryz-ksil-gp60-terna-05198?Filter=True#sekce=variant-table-placeholder>

- [34] Zhu, L., Wu, J., Liu, Z., & Ma, J. (2017). *Design of Electron Beam Welding Vacuum Chamber for Collar Rings in CFETR Windows*. *Journal of Fusion Energy*, 36(4-5), 127–133. doi: 10.1007/s10894-017-0131-4
- [35] Homan, J., Montz, M., Ganni, V., Sidi-Yekhlef, A., Knudsen, P., Creel, J., Weisend, J. G. (2010). *THE LIQUID NITROGEN SYSTEM FOR CHAMBER A; A CHANGE FROM ORIGINAL FORCED FLOW DESIGN TO A NATURAL FLOW (THERMO SIPHON) SYSTEM*. *AIP Conference Proceedings*, 1218, 207. doi: 10.1063/1.3422355
- [36] Resin MGS® LR285 – Technický list. (2014). [cit. 23.07.2021]. Dostupné z: <https://www.havel-composites.com/uploads/files/products/7/7ffa24e1b8dd6d125df91520e23ca92918e3a1c9.pdf>
- [37] VAKUOVÁ KOMORA VC M1200. (2021). [cit. 28.07.2021]. Dostupné z: <https://www.plasma.com/vakuumkammer-vc-m1200/>
- [38] Skelná tkanina AEROGLOSS 390 g/m<sup>2</sup> kepr 2/2 - vysokopevnostní, 6x6/cm. (2021). [cit. 28.07.2021]. Dostupné z: <https://www.havel-composites.com/cs/produkty/skelnatkanina-aerogloss-390g-m2-kepr-2-2-vysokopevnostni-6x6-cm-2940-9452>
- [39] AIREX®T90. (2021). [cit. 28.07.2021]. Dostupné z: [https://www.havel-composites.com/uploads/files/products/3753/461b2fb0096f36c9289fba5578b9b7b6893adf3d.2018\(1\).pdf](https://www.havel-composites.com/uploads/files/products/3753/461b2fb0096f36c9289fba5578b9b7b6893adf3d.2018(1).pdf)
- [40] Vorgelat T35. (2017). [cit. 28.07.2021]. Dostupné z: <https://www.havel-composites.com/uploads/files/products/3051/d1a6785a3fd90bdbc5503a789d9abaf858906ab5.pdf>
- [41] Feron online. (2017). [cit. 28.07.2021]. Dostupné z: <https://online.ferona.cz/https://online.ferona.cz/>
- [42] Havel Composites. (2021). [cit. 28.07.2021]. Dostupné z: <https://www.havel-composites.com/>
- [43] Prumex.cz. (2021). [cit. 28.07.2021]. Dostupné z: <https://www.prumex.cz/>

- [44] ANKA M+N spol. s r.o. (2021). [cit. 28.07.2021]. Dostupné z: <https://www.ankahb.cz/mdf-40-mm-2750x1840-ean70218-skup834.php>
- [45] LASER COST CALCULATOR. (2016). [cit. 28.07.2021]. Dostupné z: <https://www.rmtus.com/laser-cost-calc>
- [46] Podložka s gumou EPDM M5 x 16 ZB. (2021). [cit. 28.07.2021]. Dostupné z: <https://www.strefa.cz/podlozka-s-gumou-epdm-m5-x-16-zb-tesnici-barva-seda-p29462/?vid=60833>
- [47] Marciniak, F. J. (1994). *Machining of silicon wafers with an abrasive water jet cutter*. Theses. 1647. Dostupné z: <https://digitalcommons.njit.edu/theses/1647>