



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

ÚSTAV MATERIÁLOVÝCH VĚD A INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

ENERGY INSTITUTE

ANALÝZA HAVÁRIE RAKETOPLÁNU COLUMBIA

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

ONDŘEJ NEDUCHAL

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

doc. Ing. LIBOR PANTĚLEJEV, Ph.D.

BRNO 2013

Abstrakt

Bakalářská práce se zaměřuje na analýzu nehody raketoplánu Columbia. Text pojednává nejprve obecně o materiálech používaných v letectví a kosmonautice, konkrétně pak o kompozitních materiálech. Ty jsou zde rozebírány nejdříve obecně, poté se práce zaměřuje na jejich pevnostní a dynamické vlastnosti. V druhé půli text popisuje průběh posledního letu raketoplánu Columbia a jeho následný zánik. Důraz je kladen na příčinu nehody, kde hraje zásadní vliv materiál na povrchu křídla.

Klíčová slova

Raketoplán, kompozit, rázové zatížení

Abstract

Bachelor's thesis is focused on the analysis of the space shuttle Columbia accident. Text firstly generally discusses materials used in aviation and cosmonautic, specifically composite materials. These are discussed firstly in general and then is the thesis focused on their strength and dynamic properties. Second half of the thesis describes the course of the last flight of the space shuttle Columbia and its subsequent demise. Emphasis is placed on the cause of the accident in which plays a crucial influence the material on the surface of the wing.

Key words

Shuttle, composite, dynamic loading

Bibliografická citace

NEDUCHAL, O. *Analýza havárie raketoplánu Columbia*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2013. 39 s. Vedoucí bakalářské práce doc. Ing. Libor Pantělejev, Ph.D.

Prohlášení

Prohlašuji, že jsem svoji bakalářskou práci na téma „Analýza havárie raketoplánu Columbia“ vypracoval samostatně, s využitím odborné literatury a pramenů uvedených v příloženém seznamu.

Jméno a příjmení: Neduchal Ondřej

Datum:

Podpis:

Poděkování

Děkuji tímto všem, kteří mi byli nápomocni při vypracování mé bakalářské práce. Obzvláště bych chtěl poděkovat panu doc. Ing. Liboru Pantělejevovi, Ph.D. za potřebné cenné rady a odborné vedení při zpracování této bakalářské práce.

OBSAH

1. ÚVOD.....	9
2. KOMPOZITNÍ MATERIÁLY OBECNĚ.....	10
2.1 Materiály používané v letectví.....	10
2.2 Kompozitní materiály	11
2.3 Historické příklady kompozitů	12
2.4 Rozdělení kompozitních materiálů	12
2.4.1 Rozdělení podle typu výztuže.....	13
2.4.2 Rozdělení podle matrice	13
2.4.3 Kompozitní materiály s hliníkovou maticí.....	14
2.4.4 Vlákna pro kompozity	15
3. MECHANICKÉ VLASTNOSTI KOMPOZITŮ	17
3.1 Modul pružnosti a pevnost kompozitů.....	17
3.1.1 Modul pružnosti.....	17
3.1.2 Pevnost	18
3.2 Tahové zatěžování	19
3.2.1 Plátňová vazba.....	19
3.2.2 Jednosměrná vazba	20
3.3 Rázové zatěžování	22
3.3.1 Rázové zatěžování obecně.....	22
3.3.2 Závislost nárazové práce na teplotě.....	23
3.3.3 Stanovení rázové houževnatosti	23
3.3.4 Rázové zatěžování kompozitních materiálů	24
4. PŘÍPADOVÁ STUDIE	26
4.1 Raketoplán Columbia	26
4.2 STS-107	27
4.3 Konstrukce raketoplánu	27
4.4 Uhlíkový kompozit RCC	29

4.5	Start.....	30
4.6	Návrat.....	30
4.7	Havárie.....	31
4.8	Analýza porušení.....	32
5.	ZÁVĚR.....	33
6.	SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ.....	34
7.	SEZNAM OBRÁZKŮ.....	36
8.	SEZNAM TABULEK.....	37
9.	SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ.....	38

1. ÚVOD

Raketoplány létaly do vesmíru přesně 30 let od roku 1981 do roku 2011, kdy byl na svou misi poslán poslední z nich. Poté byla jejich činnost ukončena. Za svou historii absolvovaly 135 misí, ze kterých byla drtivá většina úspěšných a pro lidstvo zásadně objevných. Bohužel dvě z těchto misí dopadly velmi tragicky.

První byla mise STS-51-L raketoplánu Challenger, která se uskutečnila 28. 1. 1986. Raketoplán byl zničen 73 vteřin po startu díky selhání pryžového těsnění a všech 7 členů posádky zahynulo. Tato událost velmi otřásla celým vesmírným výzkumem a raketoplány byly na 2 roky úplně odstaveny. Nicméně poté se přijala přísnější bezpečnostní opatření a raketoplány zase vzlétly.

Druhou zdrcující katastrofou raketoplánu byla mise STS-107 raketoplánu Columbia, které se tato práce bude nadále věnovat. Tentokrát se nehoda stala při průletu atmosférou na cestě zpět. Příčina této nehody vznikla již při startu díky části izolační pěny, která narazila do křídla raketoplánu a poškodila jej. Místo nárazu bylo v části křídla s vysoce odolným materiálem proti žáru, avšak podstatně méně odolným proti dynamickému zatížení.

Cílem práce je popis této tragické mise a rozbor příčin vedoucích k poškození kompozitních materiálů na náběžných hranách křídel, které tuto nehodu zapříčinily. Je kladen důraz na pevnostní a dynamické charakteristiky kompozitních materiálů.

2. KOMPOZITNÍ MATERIÁLY OBECNĚ

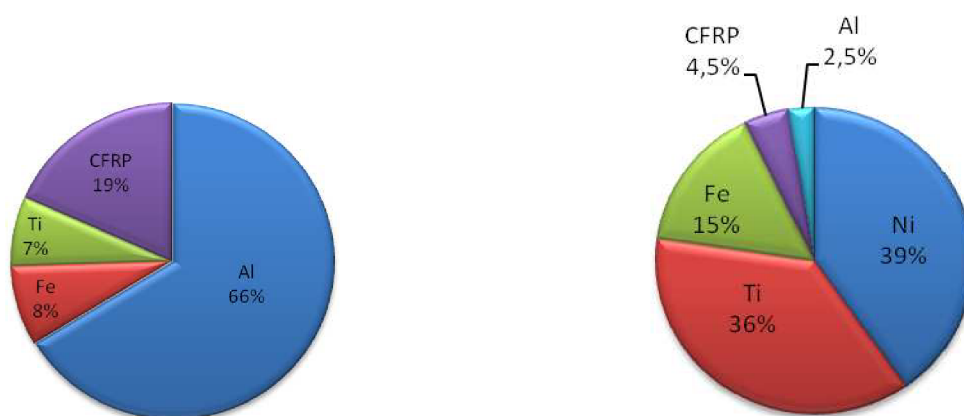
2.1 Materiály používané v letectví

V leteckém průmyslu se používá značné množství materiálů počínaje kovovými, přes plastové, keramické až po kompozity. Funkční vlastnosti materiálů jsou v leteckém průmyslu využity v největší možné míře. Při projektování leteckých součástí se velmi důkladně volí jejich materiál, aby se dosáhlo co možná nejefektivnějšího využití. Každý materiál musí splňovat funkční, cenové i technologické požadavky. Obecně se většinou volí materiál s co nejnižší měrnou hmotností, ale zároveň s vysokou měrnou pevností. Také je kladen důraz na únavové vlastnosti, které se nesmí výrazně snižovat při dlouhodobém provozu. Pevnostní charakteristiky materiálů se volí také s ohledem na bezpečnost. S tím vším je pak spojena celková životnost letounu, kterou však může negativně snižovat například koroze. Stále většího významu nabývají také charakteristiky lomové houževnatosti. [1]

V minulosti měly výsadní postavení při výrobě letadel slitiny hliníku. S nástupem nových materiálů se však jejich využití rapidně snižuje. Místo nich se v posledních desetiletích používají stále častěji hlavně kompozitní materiály. Stále více se také používají niklové superslitiny, zejména intermetalika Ni-Al-Ti nebo také kobaltové superslitiny. Jejich odolnost proti vysokým teplotám a korozi je předurčuje jako ideální materiál pro motory letadel. Zastoupené jsou také slitiny na bázi titanu, které vynikají především vysokou pevností. [2]

Příklad poměru použití materiálů na moderním dopravním letadle je uveden na obr. 1. Levý graf je zastoupení materiálů v draku dopravního letadla, na pravém grafu jsou uvedeny materiály v proudovém motoru.

Význam veličin: Al - hliníkové slitiny, Fe - oceli, Ti - slitiny titanu, Ni - niklové superslitiny, CFRP (Carbon-fiber-reinforced polymer) - kompozitní materiál s uhlíkovými vlákny.



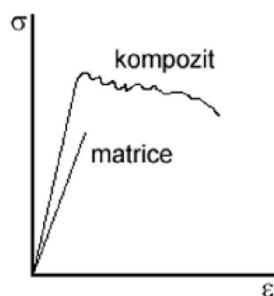
Obrázek 1. Procentuální zastoupení materiálů na letounu a motoru [1]

2.2 Kompozitní materiály

Kompozitní materiály jsou heterogenní materiály složené ze dvou nebo více fází, které se vzájemně velmi výrazně liší svými fyzikálními, mechanickými i chemickými vlastnostmi. Kompozitní materiály jsou charakteristické tím, že se vyrábějí mísením jednotlivých složek, čímž se liší od dalších heterogenních materiálů, například slitin. Pro kompozitní materiály je charakteristický tzv. **synergismus**, což znamená, že vlastnosti daného kompozitu jsou mnohem lepší, než by odpovídalo jen poměrnému sečtení vlastností jednotlivých složek. Existence synergismu je velice významná, neboť vede k tomu, že získáváme materiály zcela nových a unikátních vlastností. [18]

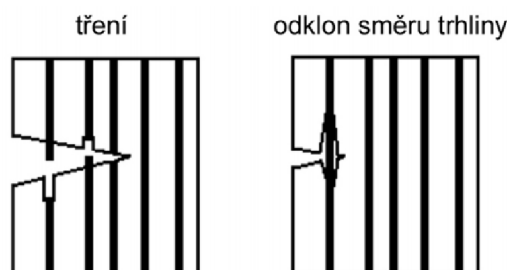
Kompozitní materiály musí obsahovat nejméně jednu spojitou fázi, která je drží pohromadě. Takovéto fázi říkáme **matrice**. Další fáze, které jsou nespojitě a měly by být v kompozitu rovnoměrně rozptýlené nazýváme **výztuž** (disperze). [18]

Jako jeden z příkladů typického synergického chování je kompozit tvořený z keramické matrice vyztužené keramickými vlákny. I když, jak matrice, tak vlákna jsou samostatně velmi křehké, výsledný kompozitní materiál má určitou míru houževnatosti a to zvýšenou odolnost proti náhlému křehkému porušení. Pro představu jsou na obrázku 2 srovnány tahové diagramy křehké matrice a stejné matrice vyztužené křehkými vlákny. [18]



Obrázek 2. Porovnání tahových diagramů křehké matrice s kompozitem složeného z této matrice a křehkých keramických vláken [18]

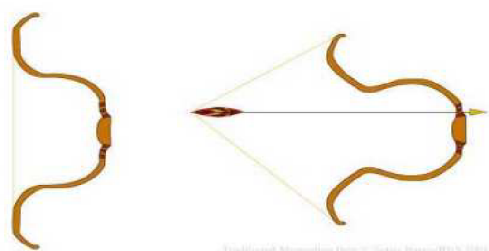
Uvedené chování tohoto kompozitu je způsobeno tím, že šířící se trhlinka je bržděna na rozhraní matrice a vláken. Dochází zde jak k odklánění směru šíření trhliny, tak k intenzivnímu vzájemnému tření mezi matricí a vlákny. Kvalita rozhraní mezi matricí a výztuhou má tedy zásadní vliv na vlastnosti konečného kompozitu. [18]



Obrázek 3. Jevy na rozhraní matrice a výztuhy [18]

2.3 Historické příklady kompozitů

Již před třemi tisíci let používali lidé v Izraeli vysušenou hlínu s kousky slámy s pevností 7 MPa. V Indii vyráběli damacénskou ocel asi 500 l.př.n.l. Tato ocel je složena s plátků vysoko a nízko uhlíkové oceli. Mongolové zase vytvářeli laminátové luky, které měly dostřel 300 m. [18]



Obrázek 4. Mongolské laminované luky [3]



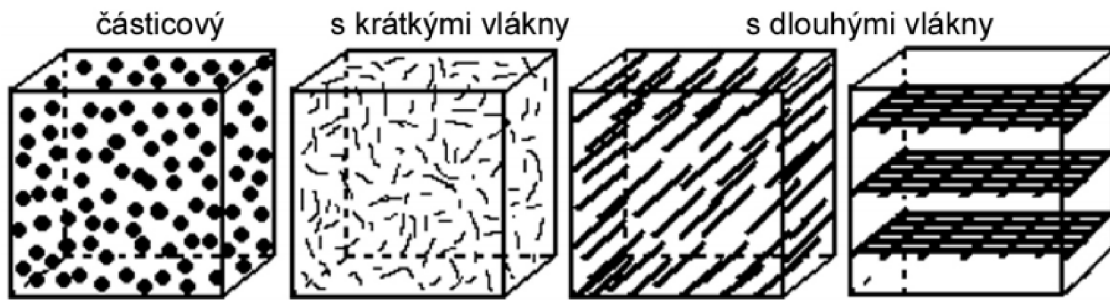
Obrázek 5. Damascénská ocel [3]

2.4 Rozdělení kompozitních materiálů

Kompozitní materiály lze rozdělit podle řady parametrů. Podle geometrického tvaru výztuže dělíme kompozity na:

- **částicové**
- **vláknové** - s krátkými vlákny
- s dlouhými vlákny

U částicových kompozitů jeden rozměr výztuže výrazně nepřesahuje ostatní rozměry. Tvar vyztužujících částic může být destičkovitý, tyčinkovitý, kulovitý i nepravidelný. Naproti tomu rozměry výztuže u vláknových kompozitů jsou v jednom směru výrazně delší než v rozměrech ostatních. Vláknové kompozity nadále dělíme také podle délky vyztužujících vláken na kompozity s krátkými a kompozity s dlouhými (kontinuálními) vlákny. Krátká vlákna mají délku výrazně menší v porovnání s velikostí daného výrobku a naopak u dlouhých vláken je délka srovnatelná s velikostí výrobku. Uspořádání kontinuálních vláken v kompozitních materiálech má řadu možností, z nichž dvě jsou uvedeny na obrázku 6. U první varianty jsou vlákna uspořádána v jednom směru, zatímco u druhé jsou vzájemně spleteny do rohoží. Takovýto kompozit má vrstevnatou strukturu. [18]



Obrázek 6. Rozdělení kompozitních materiálů [18]

2.4.1 Rozdělení podle typu výztuže

„Úkolem výztuže v kompozitním materiálu je především zajistit mechanické vlastnosti materiálu, jako je pevnost a tuhost. Avšak i elektrické vlastnosti závisejí na výztuži, a proto typ výztuže má klíčový vliv na vlastnosti profilu“ [4]

Rozdělení výztuží [3]:

- **Pevná** - skleněná vlákna, uhlíková vlákna, textil
- **Kapalná** – spékané kovy, skořápky mořských živočichů
- **Plynná** – pěnoplasty, kovové pěny, pěnokeramika

2.4.2 Rozdělení podle matrice

„Hlavní úlohou matrice je zajištění celistvosti kompozitního tělesa, tj. dokonalé spojení nosné části a vytvoření vnějšího tvaru, který musí zajistit řádnou funkci tělesa. Materiálové vlastnosti matrice a vláken musí být v souladu pro dosažení optimálních vlastností celého kompozitu.“ [5]

Funkce, které by měla matrice zajistit lze vyjádřit v několika bodech [5]:

- Spojuje vlákna v kompaktní celek
- Zprostředkuje zatížení vláken v místech vnějšího zatížení, v místech přerušení vláken, mezi vlákny atd.
- Přemostuje trhliny
- Vytváří vnější funkční povrch tělesa a estetický vzhled včetně barvy

Rozdělení matric [5]:

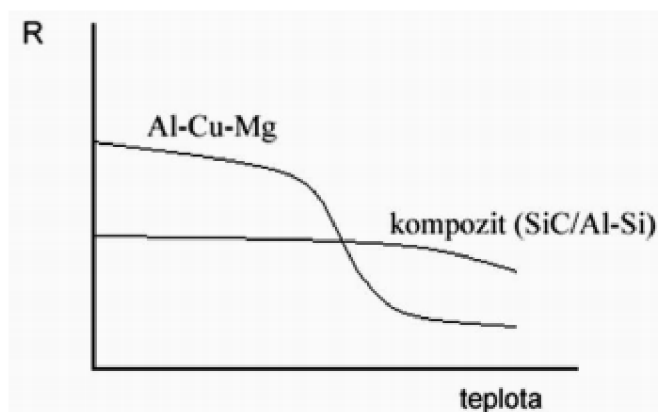
- S kovovou maticí (metal matrix composites – MMCs)
- S polymerní maticí (polymer matrix composites – PMCs)
- S keramickou maticí (ceramic matrix composites – CMCs)
- Se skleněnou maticí (glass matrix composites – GMCs)
- S uhlíkovou maticí (reinforced carbon composites - RCCs)

Mezi nejvýznamější kovové matrice patří slitiny hliníku. Využívány jsou prakticky všechny známé typy slévárenských (Al-Si) i tvářených (Al-Cu-Mg, Al-Mg-Si, Al-Zn-Mg) hliníkových slitin. Proto se jim budu dále věnovat. Vedle hliníku jsou využívány rovněž kompozity na bázi slitin hořčíku, titanu, niklu, mědi, stříbra a dalších. [18]

2.4.3 Kompozitní materiály s hliníkovou maticí

Částicové hliníkové kompozity

Hlavní cíl vystužení slitin hliníku částicemi je zvýšení tvrdosti, pevnosti, ořezuvzdornosti a odolnosti proti tečení. Mechanismus působení částicových výztuží je závislý na vlastní velikosti částic. Jestliže jsou částice dostatečně malé (max 0,1 μm), působí jako překážky v pohybu dislokací a takový jev nazýváme disperzní zpevnění. Kompozitní materiály s malými částicemi se nazývají disperzně zpevněné kovy a vyrábějí se nejčastěji technologií práškové metalurgie. Na obrázku 8 je uveden příklad teplotní závislosti pevnosti R kompozitu a běžné hliníkové slitiny. [18]



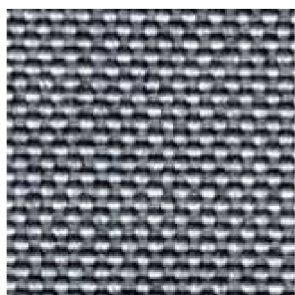
Obrázek 7. Teplotní závislost pevnosti R kompozitu a hliníkové slitiny [18]

Vláknové hliníkové kompozity

Tyto kompozity jsou z hlediska užití významnější jak kompozity částicové. Cílem tohoto vyztužení je zvýšení pevnosti, tuhosti, únavové životnosti, odolnosti proti tečení a odolnosti proti abrazi. Mechanické vlastnosti těchto materiálů jsou funkcí parametrů jako mechanické vlastnosti matrice a výztuže, délka vláken a výztuže, soudržnost matrice a výztuže, objemový podíl a uspořádání výztuže. Vzájemnou soudržnost matrice a výztuže nejvíce ovlivňují tyto faktory: smáčivost výztuže roztavenou maticí, viskozita roztavené matrice, drsnost povrchu výztuže, teplotní roztažnosti a povaha vazeb mezi maticí a výztuží. Nejvýznamnější druhy vláken pro vyztužení hliníkových matic jsou vlákna bórová, z karbidu křemíku (SiC), uhlíku a z oxidu hlinitého (Al₂O₃). [18]

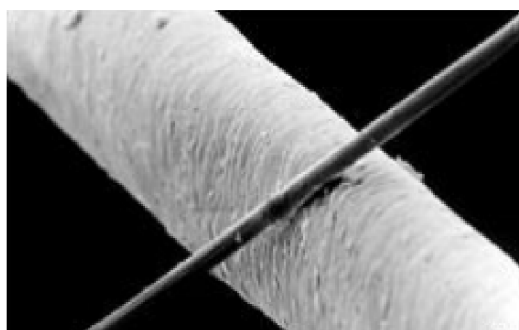
2.4.4 Vlákna pro kompozity

Skelná vlákna – začala se využívat koncem 19.století pro jeho unikátní vlastnosti. Sklo je odolné proti teplu, působení chemických látek, má poměrně vysokou pevnost v tahu avšak nízký modul pružnosti. Vlhké prostředí však pevnost vláken snižuje a odolnost proti trvalému namáhání a pevnost v oděru je rovněž nízká. Měrná hmotnost je asi 2500 kg/m^3 , bod tání až přes 1000°C , dlouhodobě snáší sklo teploty až 450°C . Jednosměrné svazky (filamenty) se zpracovávají na tkaniny ve kterých se kombinuje útek s přízemi z uhlíkových vláken. Ze skleněných vláken se zhotovují například izolace proti žáru nebo chemickým vlivům ve formě rohoží, hadic, stuh a šňůr. Pro ilustraci jsou tkanina a příze uvedeny na obrázku 8 a 9. [6]



Obrázek 8. Tkanina v plátnové vazbě [6] Obrázek 9. Příze ze skelných vláken [6]

Uhlíková vlákna – jsou dlouhý a tenký pramen o průměru $5\text{--}8 \mu\text{m}$ složeného převážně z atomů uhlíku. Tyto atomy uhlíku se pojí dohromady v mikroskopické krystaly, které jsou orientovány paralelně k ose vlákna. K výrobě uhlíkových vláken se používá surovina s názvem prekurzor. Z prekurzorů se uhlíková vlákna vyrábějí řízenou pyrolýzou. Asi 90 % uhlíkových vláken je vyrobeno z polyakrylonitrilových vláken (PAN). Zbývajících 10 % je vyrobeno z viskózních vláken nebo jsou vyrobena ze smol dehtu, které jsou zbytky po krakování ropy. Z hlediska teplot a následných vlastností uhlíkového vlákna při teplotách $1000 - 2000^\circ \text{C}$ získává nejvyšší pevnost v tahu, zatímco mezi teplotami $2400 - 3000^\circ \text{C}$ získává vyšší modul pružnosti v tahu. Výrobou je možné získat celou řadu vlastností od vysoce pevných, až po extrémně vysoké moduly pružnosti. Uhlíkové vlákno se nejčastěji používá k vyztužení kompozitních materiálů a nazývá se potom uhlíkový laminát. Tento materiál se používá při výrobě letadel, závodních vozidel Formule 1, sportovních závodních kol a dalších. [6]



Obrázek 10. Uhlíkové vlákno o průměru $6\mu\text{m}$ v porovnání s lidským vlasem [6]

Aramidová vlákna – jsou složena z lineárních makromolekul v jejichž řetězcích se opakují funkční amidové skupiny. Aramid je zkráceno aromatické polyamidy. Tato sloučenina vznikne napojením aromatických struktur na polyamidový řetěz. Tyto vlákna byla vyvinuta především pro jejich vysoký bod tání přes 400 °C. Od 70. let minulého století se vyrábí tyto vlákna s mimořádně vysokou pevností v tahu i při jejich velmi nízké specifické hmotnosti pod značkou Kevlar nebo Twaron. [6]



Obrázek 11. Aramidové vlákno fenolické pryskyřice [6]

Whiskery - Whiskery jsou monokrystalová tenká vlákna karbidu křemíku o tloušťce 1–30 mikrometrů a délce 0,25–25 mm. Používají se společně s keramickou matricí nebo matricí na bázi Al slitin. Díky použití ve formě „nekonečných“ vláken lze dosáhnout lomovou houževnatost řezné keramiky cca 20 MPa.m^{1/2}. Zvyšují pevnost, odolnost proti tečení a také odolnost proti abrazi. [6]

Přírodní vlákna z rostlin – Použití rostlinných vláken přináší tyto výhody:

- Je to poměrně levná výztuž
- Odpad je recyklovatelný
- Výztuž je biodegradabilní
- Povrch výrobku má přírodní vzhled
- Vlákna nezpůsobují opotřebení zpracovatelských strojů

Organická přírodní vlákna jsou získávána z pěstovaných rostlin. Používají se například jako výztuž tvarovaných velkoplošných dílů pro interiéry osobních automobilů. [6]

3. MECHANICKÉ VLASTNOSTI KOMPOZITŮ

3.1 Modul pružnosti a pevnost kompozitů

Konečné elastické vlastnosti kompozitních materiálů jsou závislé na tvaru výztuže a jejím rozložení v objemu kompozitu. Vlastnosti výsledného kompozitu jsou určeny jak mechanickými vlastnostmi matrice a vláken tak rovněž objemovým podílem objemovým podílem vláken a jejich uspořádáním. Jestliže je uspořádání vláken jednosměrné, potom nejlepších mechanických vlastností dosahuje materiál právě ve směru těchto vláken. Pokud požadujeme vysokou pevnost ve více směrech, tak tyto vlastnosti splňují struktury vyztužené vrstvami spletených vláken. Jestliže jsou požadovány izotropní vlastnosti, je možné použít výztuž s náhodně uspořádanými krátkými vlákny. [7]

3.1.1 Modul pružnosti

Modul pružnosti pro dlouhá vlákna

Jsou-li známy moduly pružnosti matrice a vláken (E_M , E_V), potom pro modul pružnosti platí směšovací pravidlo [7]:

$$E_{K1} = E_V \cdot V_V + E_M \cdot V_M \quad [\text{MPa}] \quad (1)$$

kde objemový podíl vláken $V_V = 1 - V_M$. Vztah platí pouze pro ideálně dokonalou adhezi mezi matricí a vlákny. Pro reálnou hodnotu se do vztahu zavádí tzv. adhezní koeficient $A \in \langle 0; 1 \rangle$, u běžných kompozitů je rovna 0,8 [7]:

$$E_{K1} = A E_V V_V + E_M V_M \quad [\text{MPa}] \quad (2)$$

Smykový model pružnosti G_{K12} v rovině vláken a příčný modul pružnosti E_{K2} se získá ze vztahu [7]:

$$\frac{1}{G_{K12}} = \frac{V_M}{G_M} + \frac{V_V}{G_V} \quad [\text{MPa}^{-1}] \quad (3)$$

$$\frac{1}{E_{K2}} = \frac{V_M}{E_M} + \frac{V_V}{E_V} \quad [\text{MPa}^{-1}] \quad (4)$$

Modul pružnosti pro krátká vlákna

Kompozity s krátkými vlákny mají tato vlákna často uspořádána zcela náhodně. U takových kompozitů využijeme k hrubému odhadu modulu pružnosti aritmetický průměr, kde E_{K1} a E_{K2} jsou naměřené hodnoty [7]:

$$E_{KK} = (E_{KK1} + E_{KK2}) / 2 \quad [\text{MPa}] \quad (5)$$

Pro kompozity, které mají pravidelně uspořádána krátká vlákna o délce L a průměru d se dá modul pružnosti vypočítat podle následujících vztahů [7]:

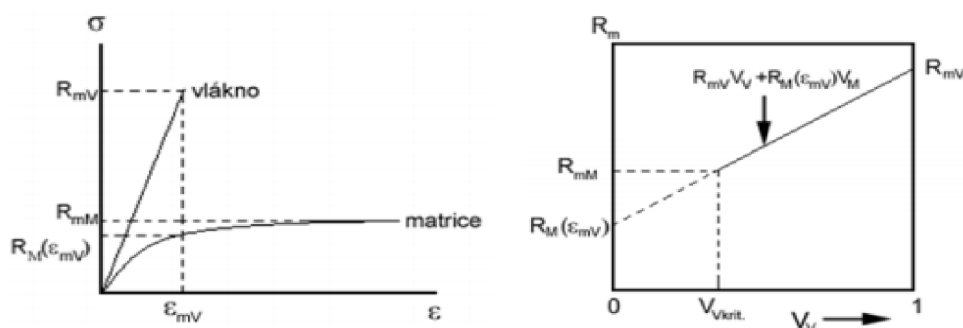
$$E_K = E_M \cdot \frac{1 + \frac{2L}{d} \eta_L V_V}{1 - \eta_L V_V} \quad [\text{MPa}] \quad (6)$$

$$\eta_L = \frac{\frac{E_V}{E_M} - 1}{\frac{E_V}{E_M} + \frac{2L}{d}} \quad [\text{MPa}] \quad (7)$$

3.1.2 Pevnost

Dalším důležitým parametrem u kompozitních materiálů je jejich pevnost R_{mK} . Jako první se při poškození u těchto materiálů porušují vlákna. Napětí ve vláknech v okamžiku lomu se rovná pevnosti vláken R_{mV} , avšak napětí v matrici je o něco nižší než pevnost matrice R_{mM} . Příčinou je, že deformace matrice je shodná s deformací vláken i kompozitu a to je výrazně nižší deformace než mezní deformace matrice. Napětí v těchto vláknech se v okamžiku lomu rovná pevnosti vláken R_{mV} . Napětí v matrici v okamžiku lomu kompozitu značíme R_M a definujeme ho jako napětí v matrici, které odpovídá kritické deformaci vláken. Pro pevnost kompozitního materiálu s dlouhými vlákny platí směšovací pravidlo [7]:

$$R_{mK} = R_{mV} \cdot V_V + R_M \cdot V_M \quad [\text{MPa}] \quad (8)$$



Obrázek 12. Tahové diagramy vlákna a matrice a závislost pevnosti kompozitu na objemovém podílu vláken [7]

Z grafů je zřejmé, že abychom dosáhli zvýšení pevnosti u kompozitních materiálů je potřeba určitého minimálního podílu vláken. Pokud bude objemový podíl vláken příliš nízký, nebudou účinné, protože kompozit dosáhne kritické deformace vláken příliš rychle. A v tom případě bude pevnost kompozitu určovat pouze pevnost matrice. Minimální objemový podíl vláken, které danou matici zpevní, nazýváme kritický objemový podíl vláken a značíme jej V_{vkrit} . Spočítáme ho tak, že pravou stranu rovnice pro pevnost položíme rovnu pevnosti matrice R_{mM} a poté platí [7]:

$$V_{\text{vkrit}} = (R_{mM} - R_M) / (R_{mV} - R_M) \quad [\%] \quad (9)$$

Z tohoto vztahu je patrné, že čím je vyšší pevnost matrice, tím je větší objemový podíl vláken.

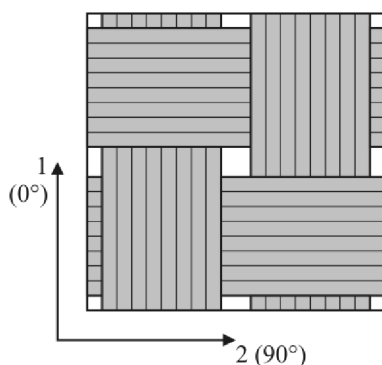
3.2 Tahové zatěžování

Pevnost v tahu je jednou ze základních charakteristik materiálu. Tuto hodnotu zjišťujeme tahovou zkouškou, ze které nám vyjde tahový diagram, který znázorňuje zatěžovací sílu a její následek na prodloužení nebo zničení testovaného vzorku. Z této zkoušky zjistíme mnoho tahových charakteristik jako horní, dolní a smluvní mez kluzu a taky nejdůležitější charakteristiku pevnost v tahu. [8]

U kompozitních materiálů hraje roli mnoho aspektů, které ovlivňují tuto pevnost. Jsou to samozřejmě materiály matrice a výztuže a jejich vzájemný poměr a také typ a uspořádání vláken. Pro představu bude rozebíráno tahové zatížení u tkaninových kompozitů a vliv zapletení vláken na pevnost. Používají se dvě základní vazby. Plátňová a jednosměrná. [8]

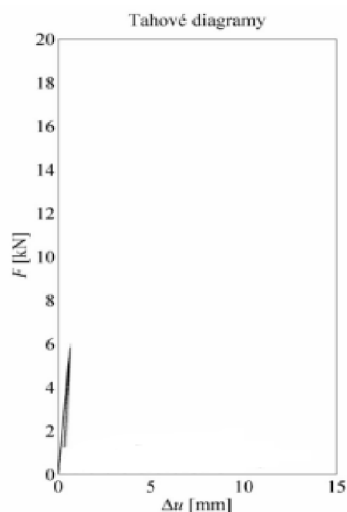
3.2.1 Plátňová vazba

Jedná se o základní typ tkaninové vazby kompozitů, ve kterém jsou vlákna pravidelně zapleteny ve směrech kolmo k sobě a snopky mají vzájemný poměr obsahu vláken 50/50 %. [9]

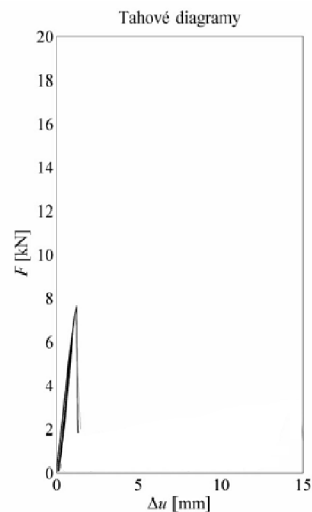


Obrázek 13. Plátňová vazba [9]

Rozdíl mezi pevností v tahu plátňové vazby uhlíku a aramidu popisují tahové diagramy obou variant.



Obrázek 14. Uhlík plátňová vazba [9]

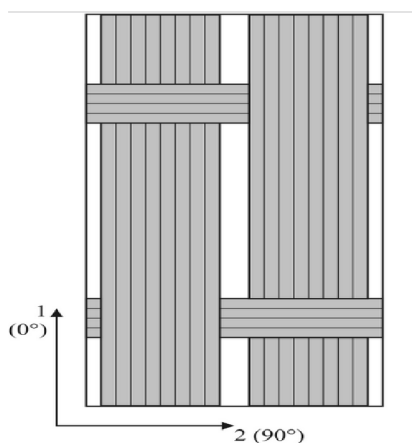


Obrázek 15. Aramid plátňová vazba [9]

Z tahových diagramů je zřejmé, že plátňová vazba pro uhlíkové kompozity vydrží 6 kN a prodlouží se asi o 1 mm, než nastane lom. Aramidové kompozity jsou poněkud odolnější. Lom nastává skoro při 8 kN a prodloužení je téměř 2 mm.

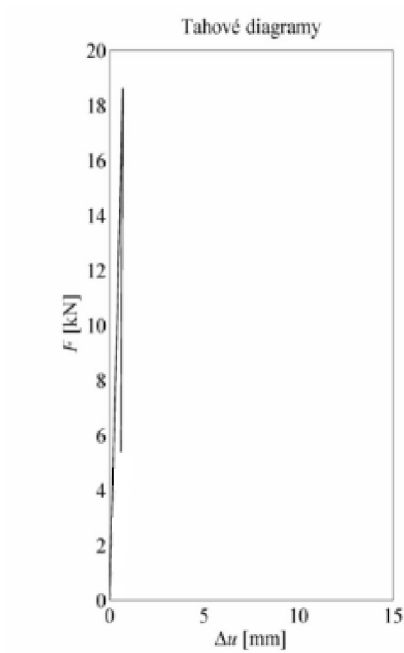
3.2.2 Jednosměrná vazba

Jedná se o typ vazby kompozitů, ve kterém jsou vlákna nepravidelně zapleteny ve směrech kolmo k sobě a snopky mají vzájemný poměr obsahu vláken 90/10%. [9]

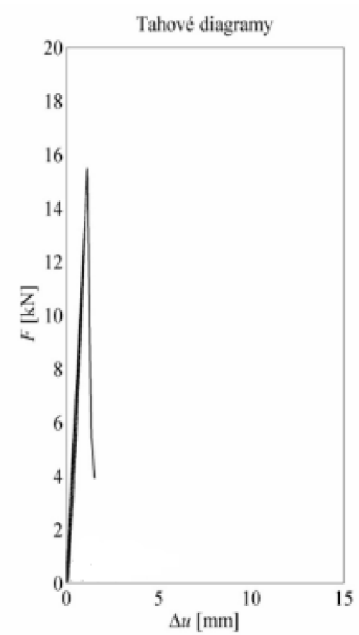


Obrázek 16. Elementární buňka jednosměrné vazby [9]

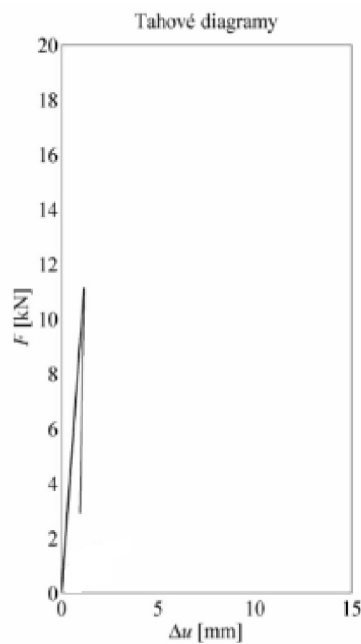
Rozdíl mezi pevnostmi v tahu plátňové vazby uhlíku, aramidu a skla popisují tahové diagramy všech tří variant.



Obrázek 17. Uhlík jednosměrová vazba [9]



Obrázek 18. Aramid jednosměrová vazba [9]



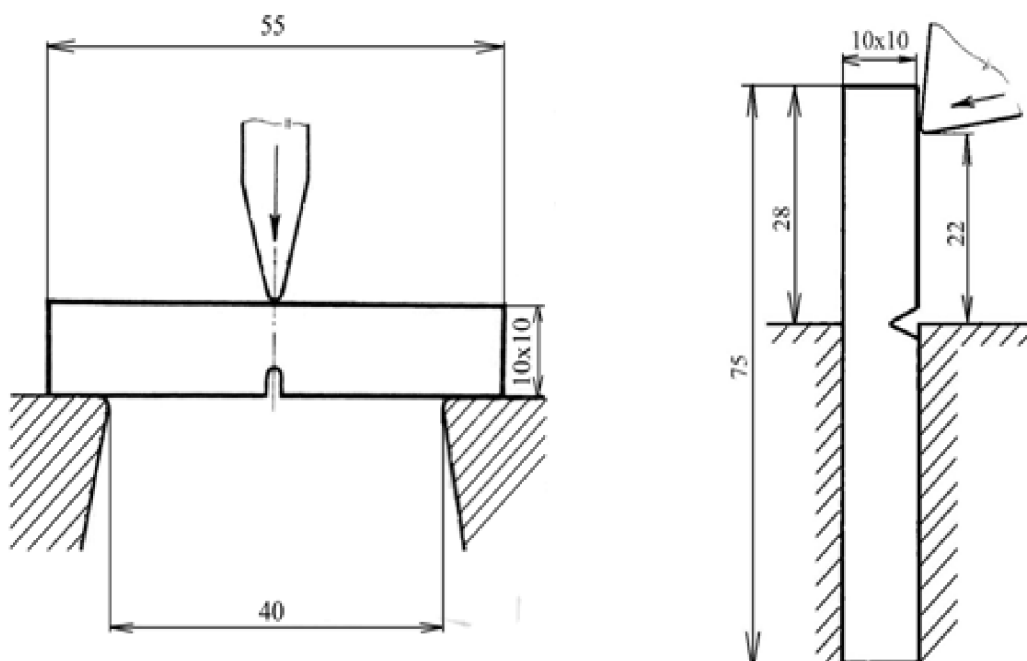
Obrázek 19. Sklo jednosměrová vazba [9]

Jak jde vidět z tahových diagramů, rozdíly mezi typem zaplétáním jsou znatelné. Nejlépe z hlediska tahového zatěžování a jednosměrné vazby je na tom kompozit uhlíkový, který se láme při zatížení přes 18 kN a prodloužení 1 mm. U aramidového kompozitu nastává lom při 16 kN a prodloužení 2 mm. Skleněný kompozit se láme při 11 kN a prodloužení 2 mm.

3.3 Rázové zatěžování

3.3.1 Rázové zatěžování obecně

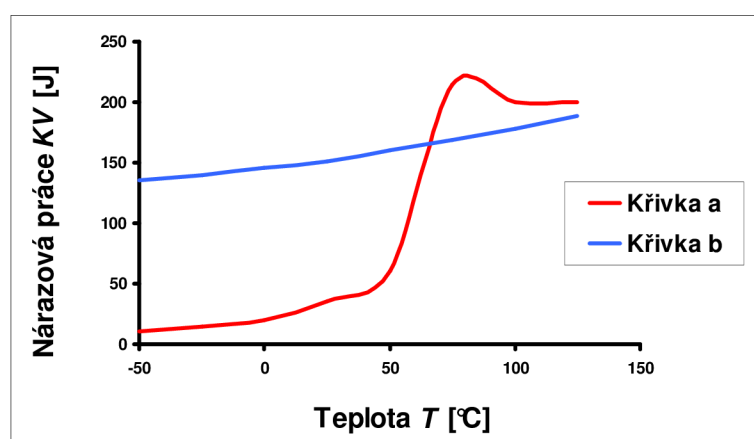
Odolnost materiálu proti rázovému zatěžování určuje schopnost vstřebávat mechanickou energii při zatížení vysokými rychlostmi. Tato odolnost se vyhodnotí pomocí zkoušky rázu v ohybu. Tato zkouška spočívá v přeražení zkušební vzorku s vrubem nárazem beranu kyvadlového kladiva. Nejčastěji se pro tuhle zkoušku používá Charpyho kladivo a vliv na výsledek má obecně teplota a tvar zkušební tělesa. Druhý základní typ rázové zkoušky je podle Izolda. Narozdíl od Charpyho, kde je materiál volně vložen na dvě podpory a přeražen, dle Izolda je zkušební tyčinka vetknuta do šaboty až ke vrubu, kde je následně přeražena. V poslední době se pro zjištění průběhu rázového namáhání používá také instrumentovaná rázová zkouška, která funguje na principu rozmístění snímačů, které sledují průběh rázového děje a měří sílu potřebnou k přeražení zkušební vzorku. Cílem všech těchto zkoušek je stanovit kolik energie nebo práce je nutné na porušení zkušební tělesa. [10]



Obrázek 20. Charpyho a Izoldovo kladivo při nárazu [10]

3.3.2 Závislost nárazové práce na teplotě

„Grafickým zpracováním výsledků zkoušek rázem v ohybu prováděných za různých teplot jsou získány tzv. přechodové (tranzitní) křivky (obr. 21). Pro některé materiály má uvedená závislost dramatický průběh (obr. 21, křivka a), pro některé vcelku nezajímavý (obr. 21, křivka b). Naneštěstí výraznou závislost nárazové práce na teplotě vykazují právě běžně používané konstrukční materiály - uhlíkové oceli s prostorově centrovanou kubickou mřížkou (bcc). Naopak materiály s kubickou plošně centrovanou mřížkou (fcc) a některé kovy s hexagonální mřížkou vykazují jen velmi pozvolný a hlavně relativně plynulý nárůst nárazové práce s rostoucí teplotou.“ [10]



Obrázek 21. Přechodové křivky [8]

3.3.3 Stanovení rázové houževnatosti

Zkušební vzorek na Charpyho kladivu umístíme vodorovně na podpěry bze dalšího zajištění. Uvolníme beran kladiva a pomocí gravitace necháme spadnout. Kladivo je vedeno na střed vzorku, kde je z druhé strany vyřezán vrzb. Po dokončení zkoušky odečteme na obrazovce hodnotu energie potřebnou pro přeražení vzorku. Z této hodnoty vypočítáme rázovou houževnatost [11]:

$$K_c = E_c / S_o \quad [\text{J/m}^2] \quad (10)$$

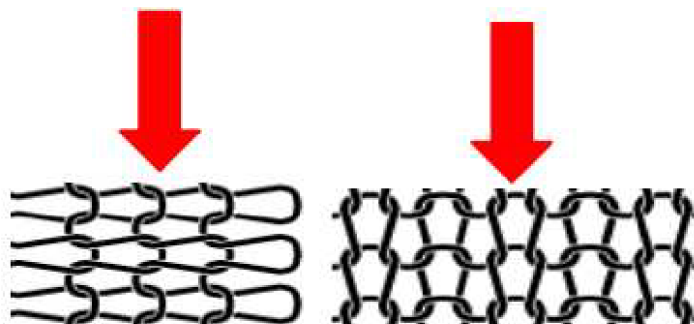
K_crázová houževnatost [J/m^2]

E_cenergie spotřebovaná na přeražení vzorku [J]

S_opočáteční nejmenší průřez v místě vrubu [mm^2]

3.3.4 Rázové zatěžování kompozitních materiálů

Kompozitní materiály mají obecně vysoký modul pružnosti statické meze pevnosti vláken, avšak mnohdy na úkor dynamické odolnosti. Schopnost odolávat rázovému zatěžování u kompozitních materiálů závisí samozřejmě na materiálech, ze kterých je kompozit složen, ale také na způsobu jakým směrem je kompozit zapleten. Základní způsoby zapletení kompozitu jsou do řádků, nebo sloupců. [12]



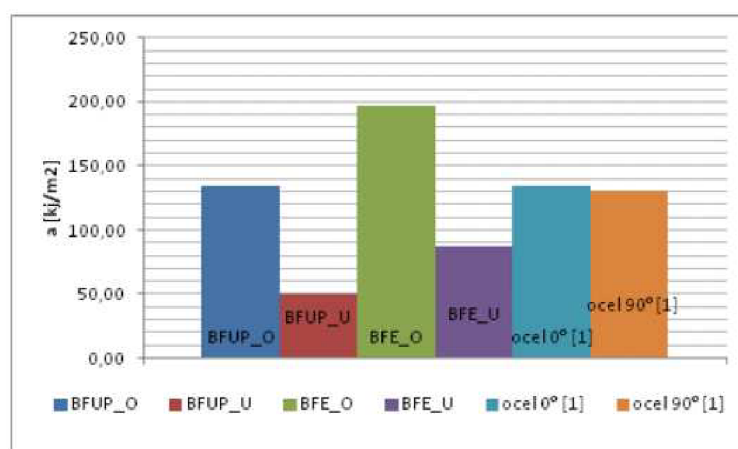
Obrázek 22. Zapletení do řádků [12] Obrázek 23. Zapletení do sloupců [12]

Pro srovnání rozdílu mezi tímto zapletením jsou vzorky kompozitů s epoxidovou a polyesterovou matricí. Vlákná jsou u všech případů borová (boron fibre). Označení těchto vzorků je patrné z tabulky:

Označení	Matrice	Zkouška ve směru:
BFE_O	epoxid	sloupců
BFE_U	epoxid	řádků
BFUP_O	polyester	sloupců
BFUP_U	polyester	řádků

Tabulka 1. Typy kompozitů [12]

Výsledek zkoušky na Sharpyho kladivu:



Obrázek 24. Graf výsledků rázové houževnatosti [12]

Z obr. nám vychází, že lepší rázovou houževnatost vykazují kompozity zapletené ve směru sloupku. To je způsobeno konstrukcí pleteniny, protože stěny oček do sebe narážejí a pak je mnohem menší prostor pro deformaci. Naopak v druhém směru se mají očka kde deformovat a rázová houževnatost je v tom případě menší. Dále je z obrázku patrné, že epoxidová matrice je pružnější než polyesterová a tím pádem také odolává rázovému zatížení lépe. Pro srovnání je dále zřejmé, že epoxidová matrice je odolnější než ocel. Tím je zřetelný synergický efekt, který je pro kompozity typický. Vhodnou kombinací výztuže a matrice můžeme získat lepší výsledné vlastnosti.

4. PŘÍPADOVÁ STUDIE

4.1 Raketoplán Columbia

Stavba Columbie započala v roce 1975 v Kalifornii. Roku 1981 byl raketoplán jako první vypuštěný na oběžnou dráhu Země. Do roku 1999 Raketoplán uskutečnil dalších 23 misí a vypustil 8 družic. Roku 1999 se začal raketoplán připravovat na misi, která se pro něj stala osudným. Columbia od roku 1999 procházela důkladnou úpravou, která zahrnovala údržbu, kontrolu a modernizaci raketoplánu. Tato kontrola se však prodloužila a první termín startu 11. ledna 2001 stal nereálným. Columbia začala svou cestu 12. března 2002, kdy byl raketoplán přesunut do přípravného hangáru OPF (*Orbiter Processing Facility*). Tam byla 25. dubna 2002 vložena do nákladového prostoru přístrojová paleta EDO. Poté byly do raketoplánu vloženy také kosmická laboratoř Spacehab a externí přístrojová plošina FREESTAR. Práce v nákladovém prostoru byly ukončeny 31. října a 18. listopadu byla Columbia přesunuta do montážní haly VAB (*Vehicle Assembly Building*) v Kennedyho vesmírném středisku na Floridě. 9. prosince se začalo s přemísťováním na odpalovací rampu 39-A. Celé přípravě startu náležela velmi přísná bezpečnostní opatření hlavně kvůli přítomnosti izraelského astronauta na palubě. Odpočítávání startu bylo zahájeno 16. ledna 2003. [13]



Obrázek 25. Raketoplán Columbia [13]

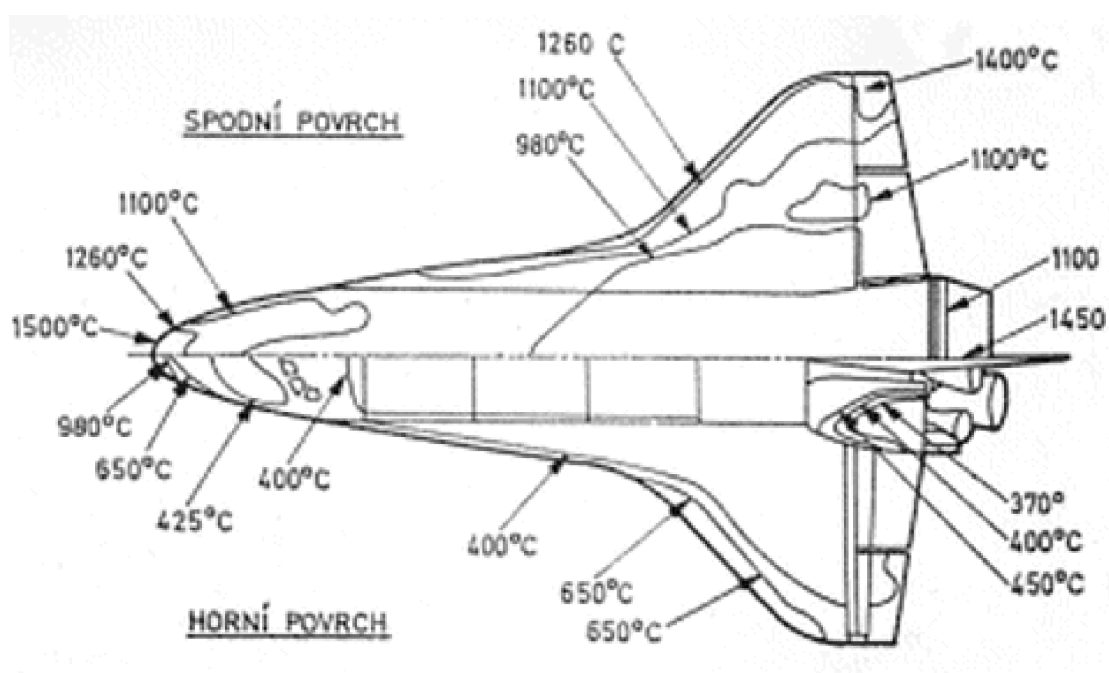
4.2 STS-107

STS-107 byla mise raketoplánu Columbia, která odstartovala 16. ledna 2003. Mise trvala 15 dní 22 hodin a 21 minut. Jednalo se o vědecký let s laboratoří Spacehab-RDM na palubě. Let skončil 1. února havárií a ztrátou stroje i s celou posádkou během přistávacího manévru. [14]

4.3 Konstrukce raketoplánu

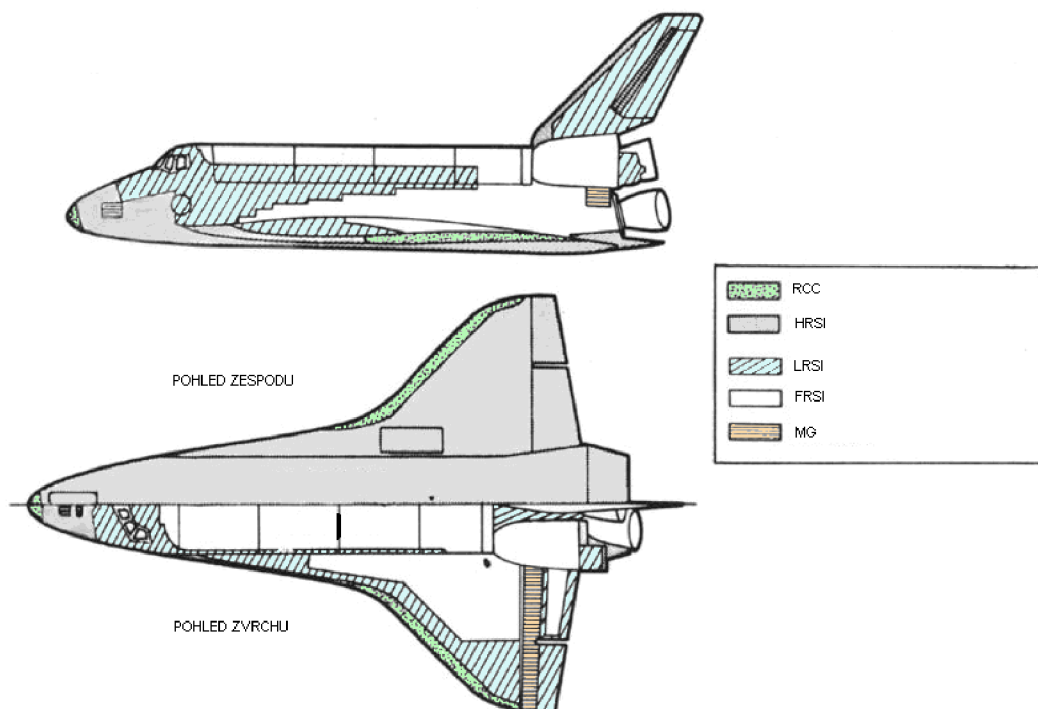
Z hlediska příčiny nehody se v konstrukci raketoplánu budu zaměřovat na jeho tepelnou ochranu – tepelný štít. Tento štít pokrývá v podstatě celou plochu orbiteru a skládá se z pěti materiálů, které plní svou zásadní funkci. Tepelný štít musí při své minimální hmotnosti odolávat větším teplotám až kolem 1500 °C a zároveň udržovat uvnitř raketoplánu teplotu pod definovanou kritickou hodnotou. Tato teplota je pro hliník 160 °C, titan 400 °C a berilium 450 °C, což jsou základní stavební kameny raketoplánu. Na obrázku můžeme vidět, jaké teploty dosahuje raketoplán na různých místech svého povrchu při průletu atmosférou. [14]

V horní části pohled zespodu na raketoplán, v dolní části pohled zvrchu.



Obrázek 26. Struktura teplot na povrchu raketoplánu [14]

Jak už bylo zmíněno, tepelný štít se skládá z 5 materiálů. Na Obr. je uvedeno rozložení těchto materiálů v tepelném štítu raketoplánu.



Obrázek 27. Struktura materiálů v tepelném štítu [14]

RCC (Reinforced Carbon Carbon) – je kompozitní materiál tvořený uhlíkovými vlákny v uhlíkové matici. Na povrchu je chráněn vrstvou karbidu křemíku kvůli oxidaci. Tento materiál je použit na raketoplánu v místech kde teplota překračuje 1300 °C tj. na nosové části náběžné hraně křídla.

HRSI (High-temperature Reusable Surface Insulation) – Izolace na bázi křemene, která je vícenásobně použitelná. Pro oblasti teplot 700 – 1300 °C.

LRSI (Low-temperature Reusable Surface Insulation) – také vícenásobně použitelná izolace na bázi křemene, avšak pro nižší teploty od 400 – 700 °C

FRSI (Flexible Reusable Surface Insulation) – Pružná vícenásobně použitelná povrchová izolace pro teploty do 400 °C.

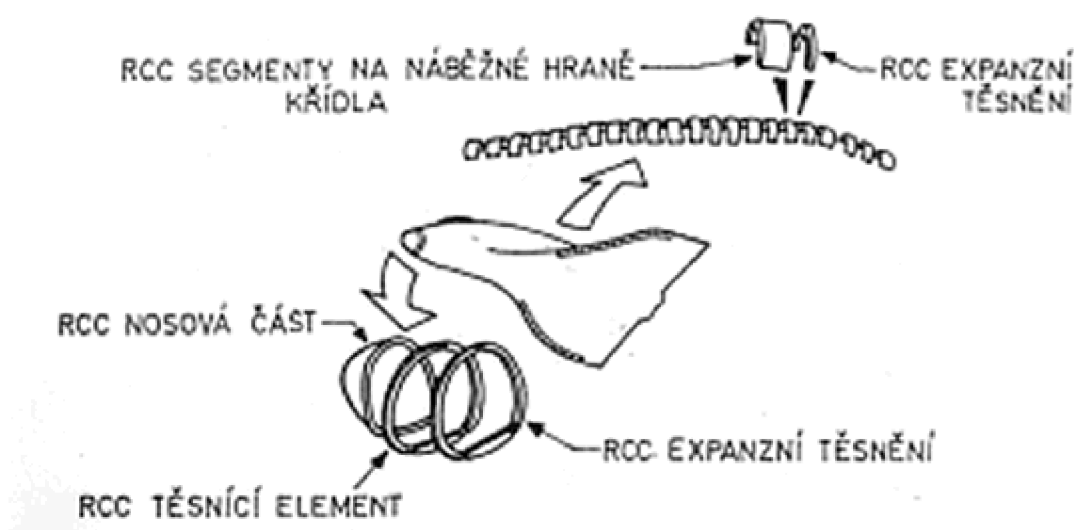
MG (metal or glass) – kovová nebo skleněná ochrana také pro teploty do 400 °C. [14]

4.4 Uhlíkový kompozit RCC

Otvor vzniklý v materiálu RCC byl strůjcem katastrofy raketoplánu Columbia.

„Základem izolačního kompozitního materiálu na bázi uhlíku RCC je příze připravená z vláken amorfního uhlíku. Vrstvy této příze jsou lepeny fenolovou pryskyřicí a vytvářeny do konečné podoby izolačního prvku. Pyrolýzou v inertní atmosféře se fenolová pryskyřice rozloží a vytvoří uhlíkovou matici, spojující uhlíková vlákna. Uhlíková matrice je dále impregnována furfurylalkoholem a dalšími pyrolýzami zahušťována a zesilována. Při konečné úpravě je povrch materiálu za vysoké teploty a v inertní atmosféře pokryt vrstvičkou karbidu křemíku, která ochrání čistý uhlík před oxidací po dobu trvání 100 letů. RCC má zajímavé tepelné a mechanické vlastnosti. Jeho tepelná vodivost je natolik nízká, že zabezpečuje podstatný tepelný rozdíl mezi povrchem materiálu a trupem raketoplánu. Pevnost RCC se s růstem teploty spíše zvyšuje. Při 1500°C je pevnost v tahu o 20% vyšší než při pokojové teplotě, kdy dosahuje 24 N/mm². Koeficient tepelné roztažnosti je 10× menší než u kovů, tato vlastnost podstatně snižuje tepelná pnutí. Nosová část raketoplánu, jejíž teplota může dosahovat až 1600°C, je vytvářena právě z RCC. K trupu raketoplánu je připevněna 16 úchytkami, přechod mezi nosovou izolací z RCC a HRSI izolací trupu je zajištěn dvěma prstencovými těsněními, umožňujícími tepelnou dilataci. Úchytky z nerezavějící oceli, kterými je nosová část připevněna k trupu a hliníková přepážka mezi nosovou částí a trupem jsou ještě chráněny HRSI.“ [15]

Na obr. 28 je uvedeno schéma použití panelů RCC. Náběžná hrana je pokryta 22 segmenty, kde jejich tvar přesně opisuje tvar křídla. Každý segment je připevněn k horní straně náběžné hrany, zatímco spodní může klouzat. Mezi segmenty je těsnění, které vyvažuje zvětšování křídla při tepelné roztažnosti. [15]



Obrázek 28. Umístění RCC panelů [15]

4.5 Start

16. ledna 7 hodin a 20 minut před startem pozemní personál naplnil nádrž ET pohonnými hmotami. Posádka začala do orbitru nastupovat v 8:30 UT. Jako první nastoupil velitel Rick Husband. Poslední nastoupila Kalpana Chawlaová v čase 13:45. Vstupní průlez byl uzavřen v 14:17. Start proběhl úspěšně 16. ledna 2003 v 15:39:00 UT. Šlo o třetí kosmický start v roce 2003 a 113. start v rámci programu Space Shuttle. Přesně v 15:40:21 UT dálkové kamery zjistily odtržení části tepelné izolace nádrže ET a následný zasáh této izolace do levého křídla orbitru. Rychlost izolace při nárazu byla vypočítána na 190 m/s, hmotnost úlomku na 1,2 kg. Okamžitě po této kolizi však technici NASA vyhodnotili, že tato srážka nemohla způsobit vážnější poškození křídla ani jeho tepelné ochrany. Bohužel právě tento náraz úlomku izolační pěny do křídla se však stal raketoplánu osudným. Start dále pokračoval zcela bez problémů. [16]



Obrázek 29. Start raketoplánu Columbia [14]

4.6 Návrat

Přistání Columbie bylo naplánováno na 1. 2. 2003. Již v průběhu letu byl technikou NASA analyzován náraz části tepelné izolační pěny z nádrže ET na levé křídlo raketoplánu při startu. Díky záběrům ze stanice AMOS, které nepotvrdily žádné poškození, bylo 28. ledna vyhodnoceno, že ani rozsáhlé poškození dlaždic tepelné ochrany, které mohl tento náraz způsobit, by nemělo za následek jakoukoli újmu raketoplánu při průletem atmosféry. Dne 1. 2. 2003 zahájila posádka přistávací manévr. Když Columbia vstoupila do horních vrstev zemské atmosféry, začalo ji postupně obklopotvat žhavé plazma, která s teplotou přesahující 1000 °C vzniká třením řídkých vrstev vzduchu o povrch raketoplánu. Raketoplán byl však proti tomu chráněn vrstvou izolačních destiček. [16]

4.7 Havárie

Columbia v čase 14:49 UT zahájila manévru na snížení rychlosti pravotočivou zatáčkou. V tom samém čase několik čidel zaregistrovalo mírný nárůst teploty. O dvě minuty později upozornily čidla i na zvýšenou teplotu v hydraulickém systému brzd levého podvozku. Poté došlo ke ztrátě dat o tlaku v pneumatikách levého podvozku. O pár sekund později raketoplán podle radarových hlášení explodoval. Před explozí došlo k odtržení levého křídla. V okamžiku exploze se Raketoplán nacházel ve výšce 63km a pohyboval se rychlostí 5,5 km/s. V trase raketoplánu pokračovaly už jenom žhavé trosky, které dopadly na území třech amerických států. [16]



Obrázek 30. Zachycení exploze Columbie [14]



Obrázek 31. Rekonstrukce raketoplánu po explozi [14]

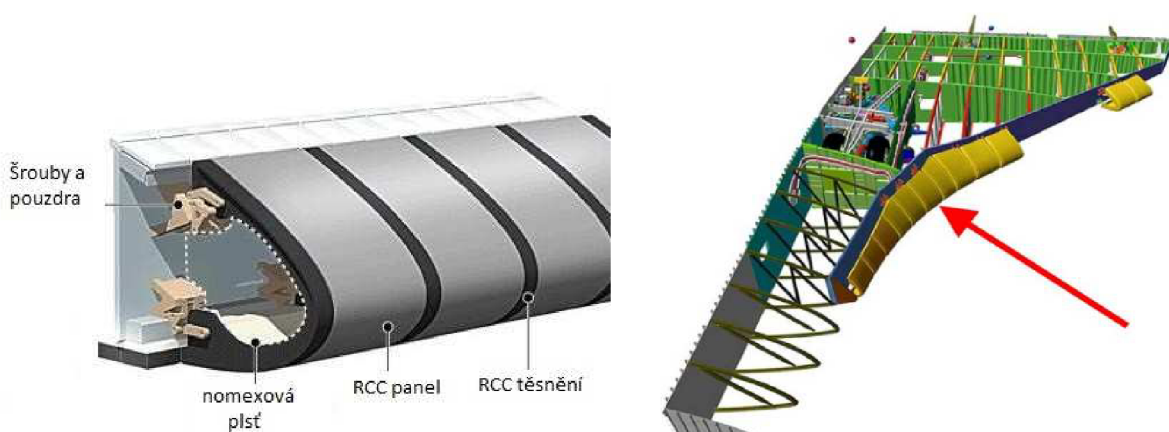
4.8 Analýza porušení

Zkázou raketoplánu Columbia se stala tepelná izolační pěna o rozměrech 60×38×7,5 cm a hmotnosti 1,2 kg, která rychlostí asi 200 m/s narazila do panelu RCC tepelné ochrany na náběžné hraně levého křídla raketoplánu. Po nárazu do RCC panelů proletěla pěna kolem křídla raketoplánu a shořela v žáru spalin z motorů. Celá tato nehoda netrvala déle jak 0,03 s.

„Několik dní po havárii raketoplánu (8. 2. 2003) byla zveřejněna informace o tom, že radiolokátory amerických leteckých sil registrovaly zhruba 24 hodin po startu Columbie neznámý předmět, který se rychlostí asi 5 m/s vzdaloval od raketoplánu. Analýzou radiolokačního odrazu bylo s velkou pravděpodobností potvrzeno, že šlo o část přechodového panelu mezi náběžnými RCC panely a vlastními dlaždicemi tepelné ochrany na horní části (levého) křídla. Dlaždice tepelné ochrany jsou na křídle napevno přilepeny na nomexové plsti. Náběžné RCC panely jsou však přišroubovány přes speciální úchyty. Aby bylo možné dostat se do prostoru šroubů, je mezi těmito panely a vlastními destičkami řada panelů nikoliv napevno nalepená, ale přišroubovaná. Odpadlý předmět poletující v kosmu byl s velkou pravděpodobností právě tímto šroubovaným panelem.“ [17]

Je tedy pravděpodobné, že odpadlá izolace během startu poškodila upevnění tohoto panelu a při některém následném motorickém manévru na oběžné dráze nastalo jeho úplné odpadnutí. Z této úvahy můžeme stanovit velmi pravděpodobný scénář celého startu. Columbia nevstupovala do atmosféry s poškozenou tepelnou izolací, ale s místem, kde izolace pravděpodobně vůbec nebyla. Byl to prostor náběžné hrany křídla, který měl být vysoce odolný proti žáru při průletu atmosférou. Bohužel v tomto místě nebyla nomexová plst ani hliníkový potah křídla, který chrání prostor při odpadnutí dlaždice a byl zde pouze volný vstup, kterým se technici dostávají ke šroubům RCC panelů. [17]

Jak přesně destrukce raketoplánu probíhala se můžeme jenom domnívat, ale nejpravděpodobnější scénář je takový, že v okamžiku vstupu do horních vrstev atmosféry se žhavé plazma o teplotě 1700 °C dostalo odkrytým prostorem dovnitř levého křídla, kde propalovalo uchycení dalších RCC panelů, což vedlo k jejich odpadnutí. Tím se otvor nadále zvětšoval a umožnil plazmatu dostat se dál. Žhavý vzduch prošel do křídla v místě náběžného RCC panelu č. 6. Přímo do tohoto panelu narazila izolační pěna při startu. Tohle místo prvotního prohoření bylo určeno poměrně přesně, díky hlášení jednotlivých tepelných čidel. [17]



Obrázek 32. Detailní znázornění průřezu RCC panelu Obrázek 33. Pohled na místo 6. RCC panelu, kde nastalo první prohoření do útrob křídla [17]

5. ZÁVĚR

Cílem této bakalářské práce bylo zanalyzovat průběh nehody raketolánu Columbia, zjistit příčinu nehody a zabývat se touto příčinou. Raketoplán Columbia havaroval při přistávacím manévru v únoru 2001. Příčinou této nehody byl otvor na náběžné hraně křídla, který způsobil náraz izolační pěny na náběžnou hranu křídla. Při návratu během průletu atmosférou se do tohoto otvoru dostalo žhavé plazma, které postupně prohořelo celé křídlo a poté nastala totální destrukce celého raketoplánu. Materiál ve kterém otvor díky rázovému zatížení vznikl byl uhlíkový kompozit. Tento materiál je vysoce odolný proti žáru, odolává bez problému teplotám nad 1300 °C, ale není vhodný pro rázové zatížení o vysokých rychlostech deformace, k němuž došlo při startu. Materiály používané pro tepelný štít jsou většinou testovány pouze ve statickém módu zatěžování. A i když v tomto ohledu materiál vysoce převyšuje požadované vlastnosti, pro dynamické zatěžování můžou být hodnoty nedostatečné. Z tohoto důvodu je nutné materiály využívané v extrémně exponovaných konstrukcích testovat nejen staticky, ale také dynamicky.

6. SEZNAM POUŽITÝCH ZDROJŮ

1. USTOHAL, Vladimír. *Letecké materiály*. Brno : Vysoké učení technické, 1988. ISBN 8089041884. 130 s.
2. LEYENS, Christoph; PETERS Manfred. *Titanium and Titanium Alloys*. Weinheim : Wiley-VCH, 2003. 3527305343. 532 s.
3. TECHNICKÁ UNIVERZITA V LIBERCI. Katedra materiálů. [Online] 2010. [cit. 2013-04-30]. <http://www.kmt.tul.cz/index.html>.
4. GDPKORAL Kompozity a vyztužené plasty. *gdpkoral*. [Online] 2005. [cit. 2013-03-22]. <http://www.gdpkoral.cz/UserFiles/File/PDF-design-manual/kompozity.pdf>.
5. VRBKA, Jan. *Mechanika Kompozitů*. Brno : VUTIUM, 2008. 8086246272. 94 s.
6. FAKULTA STROJNÍ ZÁPADOČESKÉ UNIVERZITY V PLZNI. Oddělení povrchového inženýrství. *OPVK Integrita*. [Online] 2007. [cit. 2013-03-21]. <http://www.ateam.zcu.cz/>.
7. VUT v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Kompozity. *Ústav fyzikálního inženýrství*. [Online] 2003. [cit. 2013-03-22]. <http://delta.fme.vutbr.cz/mikromechanika/kompozityA4.pdf>.
8. MOLÍKOVÁ, Eva. Zkoušení materiálů a výrobků. *Zkoušení materiálů a výrobků*. [Online] 2005. [cit. 2013-02-19]. <http://ime.fme.vutbr.cz/images/umvi/opory/zmv/Index.html>.
9. ZÁPADOČESKÁ UNIVERZITA V PLZNI. Mechanika kompozitních materiálů. *katedra mechaniky*. [Online] 2008. [cit. 2013-03-14]. http://www.kme.zcu.cz/kmet/mkm/999_p02_ta.php.
10. VLACH, Bohumil; FORET, Rudolf. Mechanické vlastnosti pevných látek (zejména kovů) . *Přírodovědecká fakulta Masarykovy univerzity*. [Online] 2011. [cit. 2013-03-22]. http://www.sci.muni.cz/chemsekce/c8870/pdf/Uloha12_mechan_vl.pdf.
11. TUL Fakulta textilní. Nové materiály a technologie. *TechNet*. [Online] 2010. [cit. 2013-05-11]. http://technet.tul.cz/wp-content/uploads/2013/01/KMT_testovani.pdf.
12. LOUDA, Ondřej. Mechanické vlastnosti plošných kompozitů. *Transfer inovací*. [Online] 2012. [cit. 2013-04-20]. <http://www.sjf.tuke.sk/transferinovaci/pages/archiv/transfer/22-2012/pdf/086-089.pdf>.
13. VÍTEK, Antonín. Přehled družic a sond úspěšně vypuštěných v roce 2003. *Knihovna Akademie věd ČR*. [Online] 2012. [cit. 2013-03-15]. <http://www.lib.cas.cz/space.40/2003/INDEX1.HTM>.
14. HAHN, Michael. NASA library of images. *Great Images in Nasa*. [Online] 2009. [cit. 2013-04-01]. <http://grin.hq.nasa.gov/index.html>.

15. LEJČEK, Lubor. Tepelná ochrana kosmických lodí při letu atmosférou. *Malá encyklopedie kosmonautiky*. [Online] 2006. [cit. 2013-03-22]. <http://mek.kosmo.cz/zaklady/technika/ochrana.htm>.
16. PŘIBYL, Tomáš. *Den, kdy se nevrátila Columbia*. Říčany u Prahy : JUNIOR, 2003. 8072671081. 191 s.
17. HALOUSEK, Milan. Vyšetřování havárie raketoplánu Columbia. *Sirrah*. [Online] 2012. [cit. 2013-03-29]. http://sirrah.troja.mff.cuni.cz/~mira/tmp/columbia_havarie_preview.pdf.
18. MICHNA, Štefan. Strojírenská technologie. [Online] 2005. [cit. 2013-03-22]. <http://www.stefanmichna.com/>.

7. SEZNAM OBRÁZKŮ

Obrázek 1. Procentuální zastoupení materiálů na letounu	10
Obrázek 2. Porovnání tahových diagramů křehké matrice s kompozitem složeného z této matrice a křehkých keramických vláken	11
Obrázek 3. Jevy na rozhraní matrice a výztuhy	11
Obrázek 4. a 5. Mongolské laminované luky a Damascéská ocel.....	12
Obrázek 6. Rozdělení kompozitních materiálů	13
Obrázek 7. Teplotní závislost pevnosti R kompozitu a hliníkové slitiny	14
Obrázek 8. a 9. Tkanina v plátňové vazbě a Příze ze skelných vláken	15
Obrázek 10. Uhlíkové vlákno o průměru 6 μ m v porovnání s lidským vlasem	15
Obrázek 11. Aramidové vlákno fenolické pryskyřice	16
Obrázek 12. Tahové diagramy vlákna a matrice a závislost pevnosti kompozitu na objemovém podílu vláken	18
Obrázek 13. Plátňová vazba	19
Obrázek 14. a 15. Uhlík plátňová vazba a Aramid plátňová vazba.....	20
Obrázek 16. Elementární buňka jednosměrové vazby	20
Obrázek 17. a 18. Uhlík jednosměrová vazba a Aramid jednosměrová vazba	21
Obrázek 19. Sklo jednosměrová vazba.....	21
Obrázek 20. Charpyho a Izoldovo kladivo při nárazu.....	22
Obrázek 21. Přechodové křivky	23
Obrázek 22. a 23. Zapletení do řádků a Zapletení do sloupců	24
Obrázek 24. Graf výsledků rázové houževnatosti	24
Obrázek 25. Raketoplán Columbia.....	26
Obrázek 26. Struktura teplot na povrchu raketoplánu.....	27
Obrázek 27. Struktura materiálů v tepelném štítu	28
Obrázek 28. Umístění RCC panelů	29
Obrázek 29. Start raketoplánu Columbia	30
Obrázek 30. Zachycení exploze Columbie.....	31

Obrázek 31. Rekonstrukce raketoplánu po explozi	31
Obrázek 32. Detailní znázornění průřezu RCC panelu a Pohled na místo 6. RCC panelu, kde nastalo první prohoření do útrob křídla	32

8. SEZNAM TABULEK

Tabulka 1. Typy kompozitů (12).....	24
-------------------------------------	----

9. SEZNAM POUŽITÝCH ZKRATEK A SYMBOLŮ

d	[mm]	průměr vlákna
A	[-]	adhezní koeficient
E_c	[J]	energie spotřebovaná na přeražení vzorku
E_K	[MPa]	modul pružnosti s pravidelně uspořádanými krátkými vlákny
E_{K1}	[MPa]	modul pružnosti
E_{K2}	[MPa]	příčný modul pružnosti
E_{Kk}	[MPa]	modul pružnosti pro krátká vlákna
E_{Kk1}, E_{Kk2}	[MPa]	naměřené hodnoty modulu pružnosti
E_M	[MPa]	modul pružnosti matrice
E_V	[MPa]	modul pružnosti vláken
G_{K12}	[MPa]	smykový model pružnosti
G_M	[MPa]	smykový model pružnosti matrice
G_V	[MPa]	smykový model pružnosti vláken
K_C	[J/m ²]	rázová houževnatost
L	[mm]	délka vláken
R_{mk}	[MPa]	pevnost kompozitních materiálů
R_{mM}	[MPa]	pevnost matrice
R_{mV}	[MPa]	pevnost vláken
R_M	[MPa]	napětí v matrici
S_o	[mm ²]	průřez v místě vrubu
V_M	[%]	objemový podíl matrice
V_V	[%]	objemový podíl vláken
V_{Vkrit}	[%]	kritický objemový podíl vláken