

Vlastnosti spoje v kompozitní letecké konstrukci

Bc. Vojtěch Tůma

Diplomová práce
2017



Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně
Fakulta technologická

Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně

Fakulta technologická

Ústav výrobního inženýrství

akademický rok: 2016/2017

ZADÁNÍ DIPLOMOVÉ PRÁCE

(PROJEKTU, UMĚLECKÉHO DÍLA, UMĚLECKÉHO VÝKONU)

Jméno a příjmení: **Bc. Vojtěch Tůma**

Osobní číslo: **T15709**

Studijní program: **N3909 Procesní inženýrství**

Studijní obor: **Výrobní inženýrství**

Forma studia: **kombinovaná**

Téma práce: **Vlastnosti spoje v kompozitní letecké konstrukci**

Zásady pro vypracování:

1. Režerše
2. Návrh spojení kompozitních konstrukcí
3. Návrh a provedení experimentu
4. Vyhodnocení experimentu

Rozsah diplomové práce:

Rozsah příloh:

Forma zpracování diplomové práce: **tiskněná/elektronická**

Seznam odborné literatury:

Dle doporučení vedoucího diplomové práce

Vedoucí diplomové práce:

Ing. Milan Žaludek, Ph.D.
Ústav výrobního inženýrství

Datum zadání diplomové práce:

2. ledna 2017

Termín odevzdání diplomové práce:

12. května 2017

Ve Zlíně dne 23. ledna 2017



doc. Ing. František Buňka, Ph.D.
děkan



prof. Ing. Berenika Hausnerová, Ph.D.
ředitel ústavu

Příjmení a jméno: Vojtěch Tůma

Obor: Výrobní inženýrství

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že

- beru na vědomí, že odevzdáním diplomové/bakalářské práce souhlasím se zveřejněním své práce podle zákona č. 111/1998 Sb. o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších právních předpisů, bez ohledu na výsledek obhajoby¹⁾;
- beru na vědomí, že diplomová/bakalářská práce bude uložena v elektronické podobě v univerzitním informačním systému dostupná k nahlédnutí, že jeden výtisk diplomové/bakalářské práce bude uložen na příslušném ústavu Fakulty technologické UTB ve Zlíně a jeden výtisk bude uložen u vedoucího práce;
- byl/a jsem seznámen/a s tím, že na moji diplomovou/bakalářskou práci se plně vztahuje zákon č. 121/2000 Sb. o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon) ve znění pozdějších právních předpisů, zejm. § 35 odst. 3²⁾;
- beru na vědomí, že podle § 60³⁾ odst. 1 autorského zákona má UTB ve Zlíně právo na uzavření licenční smlouvy o užití školního díla v rozsahu § 12 odst. 4 autorského zákona;
- beru na vědomí, že podle § 60³⁾ odst. 2 a 3 mohu užit své dílo – diplomovou/bakalářskou práci nebo poskytnout licenci k jejímu využití jen s předchozím písemným souhlasem Univerzity Tomáše Bati ve Zlíně, která je oprávněna v takovém případě ode mne požadovat přiměřený příspěvek na úhradu nákladů, které byly Univerzitou Tomáše Bati ve Zlíně na vytvoření díla vynaloženy (až do jejich skutečné výše);
- beru na vědomí, že pokud bylo k vypracování diplomové/bakalářské práce využito softwaru poskytnutého Univerzitou Tomáše Bati ve Zlíně nebo jinými subjekty pouze ke studijním a výzkumným účelům (tedy pouze k nekomerčnímu využití), nelze výsledky diplomové/bakalářské práce využít ke komerčním účelům;
- beru na vědomí, že pokud je výstupem diplomové/bakalářské práce jakýkoliv softwarový produkt, považuji se za součást práce rovněž i zdrojové kódy, popř. soubory, ze kterých se projekt skládá. Neodevzdání této součásti může být důvodem k neobhajení práce.

Ve Zlíně 15.5.2014

.....
Vojtěch Tůma

¹⁾ zákon č. 111/1998 Sb. o vysokých školách a o změně a doplnění dalších zákonů (zákon o vysokých školách), ve znění pozdějších právních předpisů, § 47 Zveřejňování závěrečných prací

(1) Vysoká škola nevyděláčně zveřejňuje disertační, diplomové, bakalářské a rigorózní práce, u kterých proběhla obhajoba, včetně pasivků upravených a výsledků obhajoby prostřednictvím databáze kvalifikačních prací, kterou spravuje. Způsob zveřejnění stanoví vnitřní předpis vysoké školy.

(2) Disertační, diplomové, bakalářské a rigorózní práce odevzdané uchazečem k obhajobě musí být též nejméně pět pracovních dnů před konáním obhajoby zveřejněny k nahlédnutí veřejnosti v místě určeném vnitřním předpisem vysoké školy nebo není-li tak určeno, v místě pracoviště vysoké školy, kde se má konat obhajoba práce. Každý si může ze zveřejněné práce pořizovat na své náklady výpisy, opisy nebo rozmnoženiny.

(3) Písemně, že odevzdáním práce autor souhlasí se zveřejněním své práce podle tohoto zákona, bez ohledu na výsledek obhajoby.

²⁾ zákon č. 121/2000 Sb. o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon) ve znění pozdějších právních předpisů, § 35 odst. 3.

(3) Do práva autorského také nezasahuje škola nebo školské či vzdělávací zařízení, užije-li nikoli za účelem přímého nebo nepřímého hospodářského nebo obchodního prospěchu k výuce nebo k vlastní potřebě díla vytvořené žákem nebo studentem ke splnění školních nebo studijních povinností vyplývajících z jeho právního vztahu ke škole nebo školskému či vzdělávacímu zařízení (školní dílo).

³⁾ zákon č. 121/2000 Sb. o právu autorském, o právech souvisejících s právem autorským a o změně některých zákonů (autorský zákon) ve znění pozdějších právních předpisů, § 60 Školní dílo:

(1) Škola nebo školské či vzdělávací zařízení mají za obvyklých podmínek právo na uzavření licenční smlouvy o užití školního díla (§ 35 odst. 3). Odporá-li autor takového díla udělit svolení bez vážného důvodu, mohou se tyto osoby domáhat nahrazení chybějícího projevu jeho vůle u soudu. Ustanovení § 35 odst. 3 zůstává nedotčeno.

(2) Není-li sjednáno jinak, může autor školního díla své dílo užít či poskytnout jinému licenci, není-li to v rozporu s oprávněnými zájmy školy nebo školského či vzdělávacího zařízení.

(3) Škola nebo školské či vzdělávací zařízení jsou oprávněny požadovat, aby jim autor školního díla z výdělku jim dosaženého v souvislosti s užitím díla či poskytnutím licence podle odstavce 2 přiměřeně přispěl na úhradu nákladů, které na vytvoření díla vynaložily, a to podle okolností až do jejich skutečné výše; přitom se přihlídně k výši výdělku dosaženého školou nebo školským či vzdělávacím zařízením z užití školního díla podle odstavce 1.

ABSTRAKT

Cílem diplomové práce je studium chování kompozitní sendvičové konstrukce v letecké konstrukci, z hlediska provozu součásti s přípustným poškozením.

Teoretická část popisuje druhy sendvičových konstrukcí a jejich použití v letectví. Studie dále popisuje letecké předpisy a popisuje v nich uvedené požadavky na sendvičové konstrukce, se zaměřením na únavové chování a provoz s přípustným poškozením. Následuje popis a metodika zkoušek používaných pro zjišťování mechanických vlastností. Praktická část obsahuje návrh a tvorbu zkušebních vzorků. Popisuje návrh a průběh zkoušek a vyhodnocuje získané výsledky praktických měření statickým namáháním, cyklickým namáháním a následnou zkouškou reziduální pevnosti vzorků.

Klíčová slova: Damage tolerance, sendvičová kompozitní konstrukce, únava, voštinové jádro, prepreg, mechanické zkoušky

ABSTRACT

The objective of this diploma thesis is to investigate characteristics of composite sandwich construction in aeronautical construction, with focus on damage tolerance characteristics.

Theoretical part describes types of sandwich constructions and their application in aviation. The thesis continues with description of requirements for sandwich constructions in aviation standards. The main focus is put on fatigue and damage tolerance requirements for sandwich construction. Following part describes types of the material testing used for research of the mechanical capabilities of the material, including methodology of the testing.

Practical part is deeply focused on design and manufacture of the samples, describes the proposal, the course and evaluation of data gained during the static testing, fatigue testing and followed by the residual strength test.

Keywords: Damage tolerance, sandwich composite construction, fatigue, honeycomb core, prepreg, mechanical testing

Tímto bych chtěl poděkovat panu Ing. Milanu Žaludkovi, Ph.D., za konzultace, rady a pomoc při vypracovávání diplomové práce. Zároveň bych chtěl poděkovat manželce za pomoc a podporu nejen při psaní této diplomové práce, ale i v průběhu celého studia.

Tato diplomová práce byla realizována s finančním příspěvím interního grantu UTB Zlín, č. IGA/FT/2017/002 financovaná z prostředků specifických univerzitních výzkumů.

„Kde je vůle, tam je i cesta“

Georg Bernard Shaw

Prohlašuji, že odevzdaná verze diplomové práce a verze elektronická nahraná do IS/STAG jsou totožné.

OBSAH

| | |
|---|-----------|
| ÚVOD | 10 |
| I TEORETICKÁ ČÁST | 11 |
| 1 SENDVIČOVÉ STRUKTURY | 12 |
| 1.1 HISTORIE POUŽITÍ SENDVIČŮ V LETECTVÍ..... | 12 |
| 1.2 SKLADBA SENDVIČOVÝCH STRUKTUR | 14 |
| 1.2.1 Jádro | 15 |
| 1.2.2 Vnější krycí vrstva | 16 |
| 2 ÚNAVOVÉ VLASTNOSTI SENDVIČOVÝCH MATERIÁLŮ | 19 |
| 2.1 MECHANICKÉ VLASTNOSTI SENDVIČOVÝCH STRUKTUR | 21 |
| 2.2 ÚNAVOVÉ POŠKOZENÍ DYNAMICKÝM ZATÍŽENÍM | 22 |
| 2.3 MECHANICKÉ ZKOUŠKY KE STANOVENÍ ÚNAVOVÉ ŽIVOTNOSTI | 25 |
| 2.3.1 Statické zkoušky..... | 25 |
| 2.3.2 Rázové zkoušky | 28 |
| 2.3.3 Dynamické únavové zkoušky | 29 |
| 2.3.4 Křivka únavového života | 33 |
| 2.4 STATISTICKÉ METODY K VYHODNOCENÍ ZKOUŠEK | 34 |
| 3 CERTIFIKAČNÍ A PŘEDPISOVÁ ZÁKLADNA | 35 |
| 3.1 PŘEDPIS CS-23..... | 35 |
| 3.2 PŘIJATELNÉ ZPŮSOBY PROKAZOVÁNÍ DLE AMC 20-29 | 37 |
| 4 DAMAGE TOLERANCE | 39 |
| 4.1 PŘÍSTUP K DAMAGE TOLERANCE KOMPOZITNÍCH SENDVIČOVÝCH KONSTRUKCÍ | 40 |
| 4.2 NAVRHOVANÝ POSTUP A TESTOVÁNÍ DLE DAMAGE TOLERANCE | 42 |
| 4.2.1 Oblast 1: Poškození sendvičové konstrukce zásahem cizího tělesa..... | 43 |
| 4.2.2 Oblast 2: Testování zbytkové pevnosti | 43 |
| 4.2.3 Oblast 3: Rozvoj poškození a šíření trhliny při cyklickém zatěžování..... | 44 |
| 4.2.4 Oblast 4: Vytvoření modelu předpokladu dalšího rozvoje | 44 |
| 4.2.5 Oblast 5: Testování kompletní součásti | 44 |
| II PRAKTICKÁ ČÁST | 46 |
| 5 NÁVRH A VÝROBA VZORKŮ | 47 |
| 5.1 VÝROBA MODELU KŘIDÉLKA..... | 47 |
| 5.1.1 Specifikace použitých materiálů | 48 |
| 5.1.2 Příprava polotovarů | 49 |
| Příprava duralového profilu – nosníku..... | 49 |
| Příprava prepregu | 49 |
| Příprava voštiny | 50 |
| Lepení spoje | 51 |
| Nanesení vnější vrstvy | 51 |
| 5.2 VÝROBA SENDVIČOVÉHO PANELU | 52 |
| Lisování | 53 |

| | |
|---|-----------|
| Řezání a vrtání..... | 54 |
| 6 TESTOVÁNÍ ZKUŠEBNÍCH VZORKŮ | 55 |
| 6.1 METODIKA PROVÁDĚNÍ ZKOUŠEK..... | 55 |
| 6.1.1 Statická zkouška ohybem..... | 55 |
| 6.1.2 Únavová zkouška | 56 |
| 6.2 TESTOVÁNÍ MODELU KŘIDELKA | 57 |
| 6.2.1 Nastavení a parametry statické zkoušky | 57 |
| 6.2.2 Vyhodnocení statické zkoušky..... | 58 |
| 6.3 TESTOVÁNÍ SENDVIČOVÉHO PANELU..... | 62 |
| 6.3.1 Nastavení a parametry statické zkoušky | 62 |
| 6.3.2 Vyhodnocení statické zkoušky – nepoškozený sendvič..... | 63 |
| 6.3.3 Vyhodnocení statické zkoušky – poškozený sendvič | 65 |
| 6.3.4 Cyklická únavová zkouška..... | 67 |
| 6.3.5 Zkoušky residuální pevnosti | 69 |
| 7 VYHODNOCENÍ VÝSLEDKŮ | 71 |
| 7.1 STATICKÉ ZKOUŠKY | 71 |
| 7.2 ZKOUŠKA RESIDUÁLNÍ PEVNOSTI | 72 |
| 7.3 ÚNAVOVÁ ZKOUŠKA | 72 |
| ZÁVĚR | 73 |
| SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY..... | 75 |
| SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK..... | 79 |
| SEZNAM OBRÁZKŮ | 82 |
| SEZNAM TABULEK..... | 84 |
| SEZNAM PŘÍLOH..... | 85 |

ÚVOD

Kompozitní materiály jsou nedílnou součástí letadel od šedesátých let dvacátého století. Speciální oblastí kompozitů jsou sendvičové struktury. Skládají se z jádra (PUR, nomex, voština), adhezní vrstvy a vnější krycí vrstvy.

V letectví je mimořádný důraz kladen především na bezpečnost a s tím spojenou spolehlivost a životnost konstrukce letounu.

Ačkoliv je použití kompozitních materiálů v letecké konstrukci čím dál více rozšířené, z hlediska mechanického chování jsou více popsány kovové materiály a konstrukce.

Damage Tolerance (DT), česky konstrukce s přípustným poškozením, je moderním a v letectví hojně rozšířeným, používaným a leteckými úřady akceptovaným způsobem konstruování letadel. Konstrukce je jako celek posuzována při vážném poškození únavou, korozí, nebo provozním poškozením. K takovému poškození dochází v době provozního života letounu, s ohledem na schopnost zbytku konstrukce přenést významné provozní zatížení bez poruchy nebo bez značných provozních deformací po dobu do zjištění takového poškození, například do další prohlídky nebo revize. [1]

V současné době je metoda DT hojně rozšířena pro celokovová letadla, zatímco pro kompozitní konstrukce probíhají teprve první instalace.

Diplomová práce se zabývá vlastnostmi a chováním spoje v kompozitní sendvičové letecké konstrukci a to především z hlediska únavové životnosti během provozu a zároveň i provozu takové součásti s poškozením vzniklým buď během provozu nebo již v průběhu výroby, špatně stanoveným technologickým postupem či technologickou nekázní.

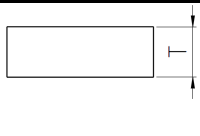
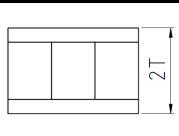
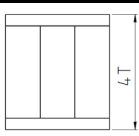
Primárním výsledkem testování vyrobených vzorků je stanovení závislosti velikosti namáhání na počtu cyklů a současně na velikosti poškození. Výsledky poskytnou model pro stanovení damage tolerance vlastností spoje.

I. TEORETICKÁ ČÁST

1 SENDVIČOVÉ STRUKTURY

Sendviče jsou speciální kompozitní vrstvené materiály. Hlavní předností sendvičových konstrukcí je velmi nízká hmotnost a vysoká ohybová pevnost a tuhost. Mechanické vlastnosti takovéto konstrukce se zlepšují rostoucí tloušťkou jádra. Zároveň ale díky konstrukci jádra nedochází k výraznému nárůstu hmotnosti sendviče. Porovnání zvýšení mechanických vlastností zvětšením tloušťky jádra zobrazuje tabulka 1. [2]

Tab. 1 Vliv tloušťky jádra na mechanické vlastnosti sendviče [3]

| | | | |
|--|---|--|---|
| |  |  |  |
| Ohybová tuhost [Nm²] | 1 | 7 | 37 |
| Pevnost v ohybu [MPa] | 1 | 3,5 | 9,2 |
| Hmotnost [Kg] | 1 | 1,03 | 1,06 |

Klady sendvičové konstrukce [2]:

- Nízká hmotnost a zároveň vysoká nosnost
- Výborné mechanické vlastnosti zejména tuhost a pevnost v ohybu
- Poskytuje tepelnou (pouze PUR jádro) i zvukovou izolaci
- Neprostupná vodě ani vzduchu
- Nízké údržbové náklady, snadná výměna
- Dlouhý operační život

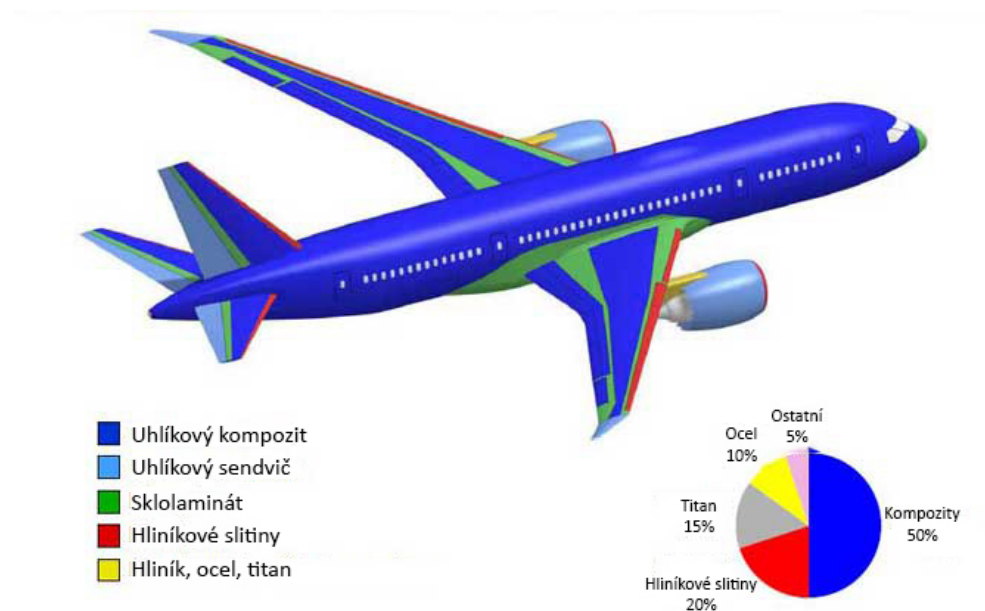
Zápory sendvičové konstrukce [2]:

- Hořlavost u pěnových sendvičů
- Hořlavost při použití epoxidových pryskyřic
- Deformace působením tepla
- Creep při trvalém zatížení

1.1 Historie použití sendvičů v letectví

Již od počátků letectví hledají konstruktéři způsob, jak letoun odlehčit. Ať už je k tomu vede snaha o nižší spotřebu, vyšší rychlost, větší platící zatížení, dolet nebo i náročnost výroby, všichni hledají způsob čím nahradit tradiční materiály, nejprve dřevo, pak plátno a nakonec i dural.

Jako ideální se v tomto směru ukazují kompozitní letecké konstrukce tvořené uhlíkovým nebo kevlarovým vláknem s polymerní matricí. Z počátku byly kompozity používány pouze v interiérech (vůbec prvním byl sklolaminát pro kuchyňku na Boeingu B707 už v 50. letech 20. století). Průlomem byl pak letoun Airbus A310 z roku 1985, který měl směrová kormidla vyrobená z uhlíkových kompozitů. U v současné době nejmodernějších komerčních letounů Boeing B787 Dreamliner a Airbus A350XWB tvoří kompozitní materiály 50% respektive až 52% konstrukce. Na obrázku 1 je znázorněno množství a místo použití materiálů na letounu B787. Zajímavostí dokazující razantní nástup kompozitních materiálů je, že poslední vyvinutý letoun Boeing B777 (první let 12. června 1994) měl podíl kompozitů pouhých 12%, zatímco hliníkových slitin bylo použito 50%. [4]



Obr. 1 Struktura konstrukce letounu Boeing B-787 Dreamliner [5]

Použití kompozitních sendvičů v letectví ale spadá hlouběji do minulosti. Vůbec poprvé byla sendvičová struktura použita již v roce 1938 ve Francii na letounu Morane Saulnier MS.406. Byl to sendvič s jádrem vyrobeným z překližky a vnější krycí vrstvou z hliníku. V padesátých letech se objevují první aplikace sendvičů s voštinovým jádrem a se sklolaminátovými vnějšími vrstvami. Jsou používány pro kryty komplikovaných tvarů. [2]

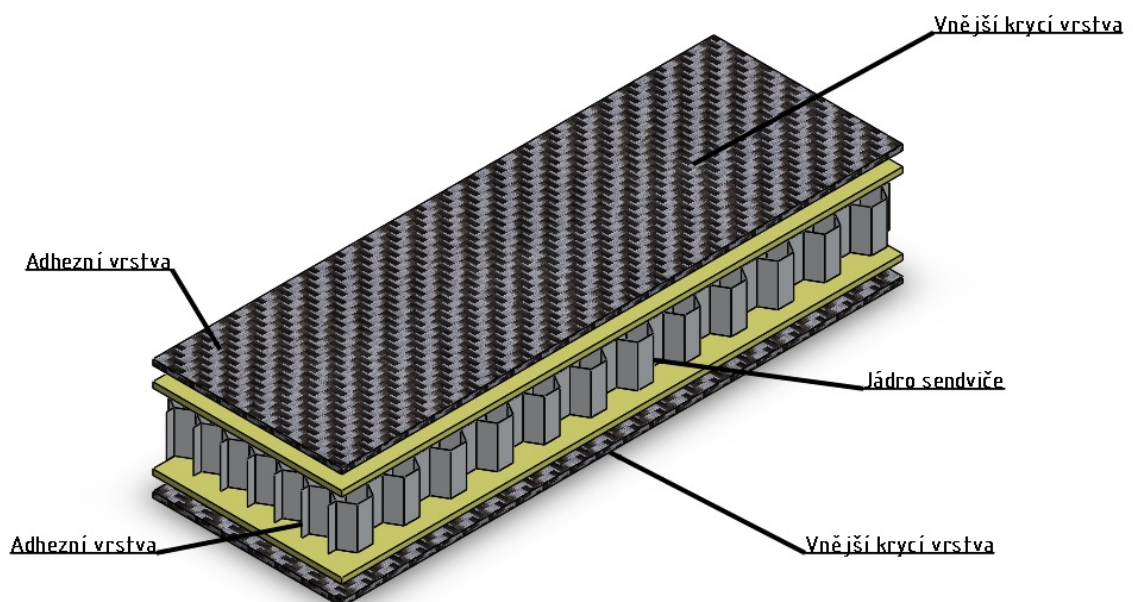
Dnešní využití sendvičových materiálů je daleko rozmanitější. Kromě prvků interiéru zahrnuje také motorové gondoly, kryty povětrnostních radarů, winglety, a řídicí plochy kormidel. Na obrázku 2 jsou vidět sendvičové winglety (Airbus namísto pojmu winglet používá označení sharklet, zřejmě kvůli tvaru) letounu Airbus A350. [4]



Obr. 2 Konce křidel (sharklets) letounu Airbus A350 [6]

1.2 Skladba sendvičových struktur

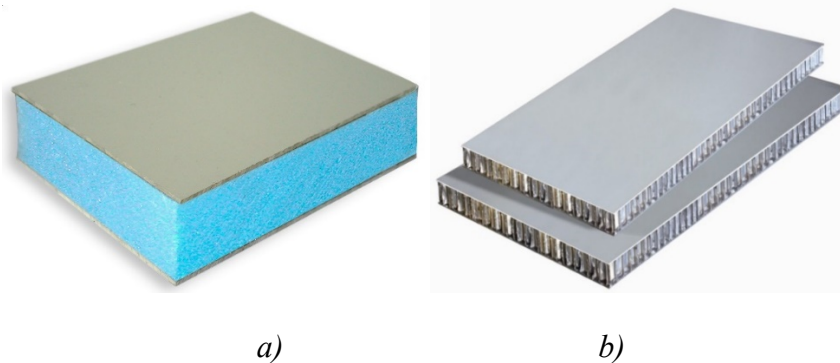
Sendvičovou konstrukci zobrazenou na obrázku 3 tvoří jádro, na které jsou navázány dvě vnější vrstvy. Mezi vnější vrstvou a jádrem je adhezní folie, která slouží k přenosu zatížení mezi jádrem a vnějšími vrstvami. Při použití vnějších vrstev z prepregových tkanin, nahrazuje adhezní vrstvu pryskyřice, kterou je prepreg nasycen. [7]



Obr. 3 Složení sendvičové konstrukce

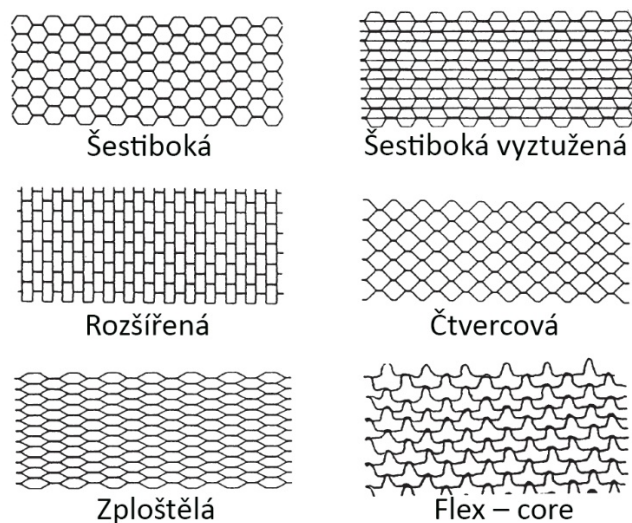
1.2.1 Jádno

Materiál jádra se volí v závislosti na předpokládaném použití sendviče. Berou se v potaz mechanické a fyzikální vlastnosti (tuhosti, modul pružnosti ve smyku, mez pevnosti ve smyku, akustické a tepelné vlastnosti). Jádno má oproti tenkým vnějším vrstvám mnohonásobně větší tloušťku. Jádno bývá nejčastěji vyrobeno z polymerních polyuretanových (PUR) pěn, polystyrenových (EPS, XPS) pěn, polypropylenových (EPP) pěn a polyethylenových pěn (PE). Výhodou oproti voštinám je tvarovatelnost a cena. Na vnější vrstvy se lepí. Příklady různých jader jsou na obrázku 4. [8]



Obr. 4 Sendvič s jádrem z a) polymerních pěn; b) z voštiny [9,10]

Voštinová jádra jsou tvořena otevřenými, spojenými buňkami vyrobenými i z velmi tenkých vrstev. Voštinová jádra mají při stejné hustotě lepší mechanické vlastnosti než jádra z polymerních pěn. Jako materiál pro výrobu voštin se používají buď kovy (hliník, nerezová ocel, titan) nebo nekovové materiály (skleněná vlákna, aramidová vlákna, kraft). Základní tvary voštinových jader jsou uvedeny na obrázku 5. [3]



Obr. 5 Základní tvary voštinových jader [3]

Kromě klasických šestiúhelníkových se používají i Flex-Core a Ox-Core. Flex-Core jsou velmi tvárné a vykazují vyšší pevnost ve smyku než šestiúhelníková vlákna stejné hustoty. Ox-Core buňky svým tvarem vychází z šestiúhelníkových, jsou však nataženy ve směru W. V praxi toto prodloužení přináší lepší smykové vlastnosti ve směru W, na druhé straně ale horší ve směru L. [2]

Klady a zápory jednotlivých materiálů na výrobu jádra jsou shrnuty v tabulce 2.

Tab. 2 Klady a zápory jednotlivých materiálů na výrobu jádra [11]

| Materiál jádra | Klady | Zápory |
|-------------------------------|---|---|
| Polymerní pěny | <i>Izolační vlastnosti, cena absorpce energie, odolnost proti navlhání,</i> | <i>Náchylné na creep</i> |
| Hliník | <i>Poměr pevnost/ hmotnost Absorpce energie, tepelná vodivost, obrobitelnost, cena</i> | <i>Galvanická koroze při kontaktu s uhlíkem</i> |
| Ocel | <i>Pevnost, tepelná vodivost, tepelná odolnost</i> | <i>Hmotnost, galvanická koroze</i> |
| Titan, slitiny Niklu, Kobaltu | <i>Poměr pevnost/ hmotnost Tepelná vodivost, chemická odolnost,</i> | <i>Hmotnost</i> |
| Aramidová vlákna | <i>Hmotnost, tvarovatelnost, ohnivzdornost, izolační vlastnosti, pevnost</i> | <i>Smykové vlastnosti, navlhavost</i> |
| Skelná vlákna | <i>Dielektrické vlastnosti, izolační vlastnosti, tvarovatelnost, cena</i> | <i>Hmotnost</i> |
| Uhlíková vlákna | <i>Rozměrová stabilita, vysokoteplotní vlastnosti, tuhost, nízká teplotní roztlačnost, hmotnost</i> | <i>Cena</i> |
| Keramika | <i>Tepelná odolnost, izolační vlastnosti</i> | <i>Cena</i> |

1.2.2 Vnější krycí vrstva

Konstrukční materiály pro vnější krycí vrstvy kompozitů jsou buď kovové nebo nekovové.

Mezi kovové materiály pro výrobu vnějších krycích vrstev sendvičových konstrukcí patří ocele, slitiny hliníku a slitiny titanu. Velkým kladem kovových materiálů je tuhost, pevnost a vysoká odolnost proti rázům. Nevýhodou kovů je jejich hustota a tedy i hmotnost. [8]

Mezi nekovové materiály patří zejména vláknové kompozity. Při výrobě sendvičů se používají vláknové kompozity jako lamináty, s vlákny ze skla, uhlíku nebo aramidu, v závislosti na zvažovaném použití a požadovaných mechanických vlastnostech. [12] Vlastnosti vybraných vláken jsou uvedeny v tabulce 3.

Tab. 3 Vlastnosti vybraných vláken [12]

| Typ vlákna | Sklo | Aramid | HS – uhlík | HM – uhlík |
|--|------|--------|------------|------------|
| Hustota ρ [$\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$] | 2500 | 1500 | 1600 | 1700 |
| Modul pružnosti v podélném směru E_{fL} [GPa] | 74 | 130 | 230 | 390 |
| Modul pružnosti v příčném směru E_{fT} [GPa] | 74 | 5,4 | 15 | 6 |
| Modul pružnosti ve smyku G_{fLT} [GPa] | 30 | 12 | 50 | 20 |
| Pevnost v tahu σ_{fL} [MPa] | 2100 | 3000 | 5000 | 3800 |

Matrice v kompozitu zaručuje tvarovou stálost výrobku, polohu vláken, přenos a rozložení namáhání a ochranu vláken před okolními vlivy. Matrici tvoří pryskyřice. Pryskyřice používaná pro polymerní materiály může být buď reaktoplastická nebo termoplastická. Ve větší míře se používají reaktoplastické pryskyřice, jako epoxidové (EP-R), nenasyčené polyesterové (UP-R), vinylesterové (VE-R) nebo fenylakrylátové (PFA-R). Pro vytvrzení pryskyřice je zapotřebí tvrdidel. [8] Vlastnosti vybraných pryskyřic jsou uvedeny v tabulce 4.

Tab. 4 Vlastnosti vybraných pryskyřic [12]

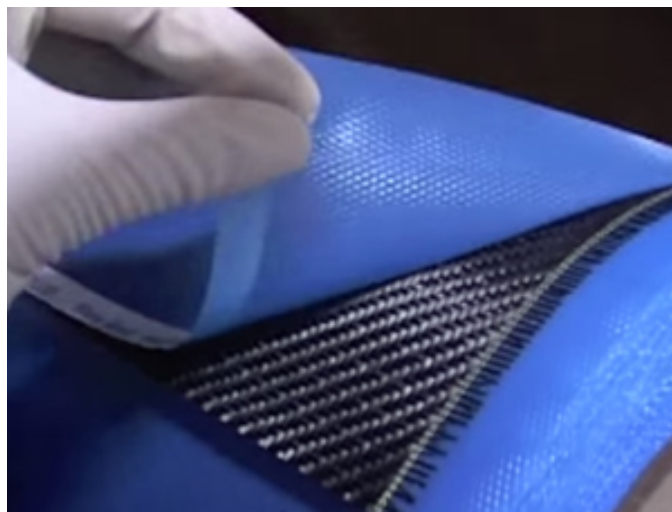
| Druh pryskyřice | Epoxidová | Polyesterová | Fenolová | Polyimodová |
|--|-----------|--------------|-----------|--------------|
| Hustota ρ [$\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$] | 1200 | 1200 | 1300 | 1400 |
| Modul pružnosti E_m [MPa] | 4500 | 400 | 3000 | 4000 – 19000 |
| Poissonova konstanta ν_m [-] | 0,4 | 0,4 | 0,4 | 0,35 |
| Modul pružnosti ve smyku G_m [GPa] | 1600 | 1400 | 1100 | 1100 |
| Pevnost v tahu σ_m [MPa] | 130 | 80 | 70 | 70 |
| Maximální teplota T_{max} [°C] | 90 – 200 | 60 – 100 | 120 – 200 | 250 – 300 |

Zvláštním druhem materiálu používaným pro vnější krycí vrstvy jsou prepregy. Jsou to vláknové materiály, již předem nasyceny částečně vytvrzenou reaktivní pryskyřicí. U té již došlo k zesíťování molekul, ale hustota sítě je velmi malá. Používá se epoxidová i fenolická pryskyřice. Příklad prepregu je zobrazen na obrázku 6. Ačkoliv k vytvrzování prepregu je obvykle potřebná vytvrzovací teplota 70 – 180°C, k částečnému a pozvolnému vytvrzování

dochází už i za pokojové teploty. Prepreg se stává méně lepivým (tzv. stárnutí prepregu). Je proto nutné tyto materiály skladovat v teplotách okolo -18°C . Před aplikací je ale potřeba nechat materiál určitou dobu natemperovat na teplotu místnosti, aby nedošlo k orosení prepregu a navlhnutí matrice a vláken.

Prepreg obsahuje adekvátní množství pryskyřice. Nedochozí ke vzniku přesycených nebo nenasycených míst. Oproti ručnímu laminování bývá dosaženo lepšího vzhledu.

Nevýhodou je složitost skladování i zpracování (vysoká vytvrzovací teplota a výdrž na ní po dobu 1-2 hodiny, někdy i více), krátká doba zpracovatelnosti a vysoká pořizovací cena [13].



Obr. 6 Uhlíkový prepreg s ochrannou vrstvou [14]

2 ÚNAVOVÉ VLASTNOSTI SENDVIČOVÝCH MATERIÁLŮ

Základní motivací pro zkoumání únavových vlastností je zjištění provozní spolehlivosti zkoumané součásti.

Únava materiálu je proces, při kterém vlivem cyklického nerovnoměrného a kolísavého zatížení dochází k degradaci vlastností materiálu. Během namáhání se postupně mění vlastnosti materiálu a může dojít až k destrukci součásti únavovým lomem. Vznik lomu závisí na počtu kmitů (cyklů) zatížení, ne na době provozu součásti. [15]

Historie zkoumání únavových poškození materiálu sahá až do poloviny 19. století. První konkrétnější poznatky ale přineslo až zkoumání německého materiálového inženýra Augusta Wöhlera na konci 19. století. Ten zkoumal příčinu poškození os podvozků vagonů.

Asi k nejznámějšímu incidentu v důsledku únavy materiálu došlo 28. dubna 1988 na letounu Boeing B737-200, během letu 243 společnosti Aloha Airways, mezi havajskými letišti Hilo a Honolulu. Velký počet letů (89 680) a s tím spojené časté střídání extrémních teplot a přetlakování trupu v kombinaci s korozí a nedostatečnou údržbou, vedly k odtržení horní části trupu za pilotní kabinou v prostoru první třídy. Rozsah poškození je patrný z obrázku 7. Dramatický incident měl šťastný konec, neboť kapitánovi se podařilo s poškozeným letounem nouzově přistát. O život přišla letuška, vytažená při dekompresi ven z letadla. Několik cestujících bylo vážně zraněno. Celá událost vedla ke změně postupů při prohlídkách a údržbě a hodnocení životnosti letadel. [16]



Obr. 7 Boeing B737-200 let 243 Aloha Airways poškozený vlivem únavy materiálu [16]

Únavové poškození materiálu není primárně závislé na absolutní velikosti napětí, ale na velikosti rozdílu maximálního a minimálního napětí v kritickém místě součásti.

Z hlediska zatěžování rozlišujeme obecně dva typy únavy [17]:

- Vysokocyklová počet cyklů do lomu je vyšší než 10^4
Popisuje ji Wöhlerova křivka (např. podvozky letadel)
- Nízkocyklová počet cyklů do lomu je nižší než 10^4
Popisuje ji Manson – Coffinova křivka (např. tlakové nádoby)

Dynamická únava se vyskytuje u všech materiálů, vlivem působení proměnlivého zatížení. To může být buď náhodné, nebo cyklické. V zatěžovaném materiálu cyklicky probíhá plastická deformace, která způsobuje nevratné změny. Pokud je materiál zatěžován napětím, které způsobuje jen elastické deformace, dochází v blízkosti defektů ke koncentraci napětí a dochází k plastické deformaci. [15]

Základní parametry, které ovlivňují únavovou pevnost a tím i životnost součásti jsou [15,18]:

- pevnostní, lomové a únavové charakteristiky materiálu
- tvar součásti
- přítomnost koncentrátorů napětí (u kovů výraznější vliv než u kompozitů)
- zvolená technologie výroby součásti, technologická kázeň
- provozní zatížení
- provozní podmínky a jejich bezprostřední vliv především na povrch součásti

Charakter poškození závisí u kompozitních materiálů na druhu a uložení výztuže, matrice a konstrukce sendviče. [3]

U kovů vzniká trhlinka nejčastěji v koncentrátoru napětí a šíření trhliny lze přesně předpovídat. U kompozitů se ale začínají vytvářet mikrotrhliny v celém objemu. Ty se vzájemně shlukují, až vznikne jedna trhlinka. Jejím šířením pak dojde k porušení matrice nebo výztuže. [15]

Pro předejití únavovému poškození kovové konstrukce byly zformulovány teoretické matematické modely, které předpovídají životnost namáhané součásti na základě výsledků analýz procesů poškozování.

2.1 Mechanické vlastnosti sendvičových struktur

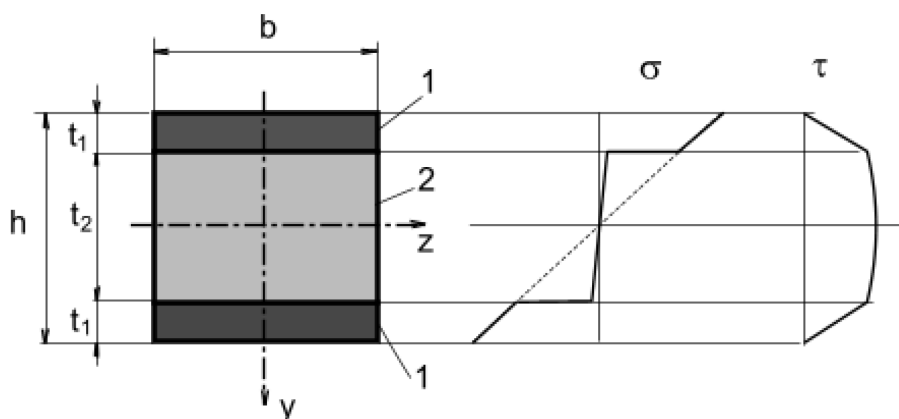
Z hlediska mechanického chování je sendvičová struktura zvláštním případem složeného prutu.

Vnější krycí vrstvy mají oproti jádru zpravidla několikanásobně menší tloušťku. Celá konstrukce sendviče se tak dá přirovnat k nosníku profilu I, který má z hlediska namáhání ideální tvar. Materiál je vzdálen od neutrální osy. Při ohybu je horní vnější deska namáhána tahovým napětím a spodní deska tlakovým napětím. Jádro, které nahrazuje stojku I profilu, je namáháno na smyk. Jádro zvyšuje celkovou tuhost sendviče. [3] Jak vyplývá z tabulky 5, velikost modulu pružnosti jádra ve smyku G závisí především na materiálu, z něhož je jádro vyrobeno.

Tab. 5 Modul pružnosti jádra ve smyku některých materiálů [3]

| Materiál | Modul pružnosti ve smyku G [MPa] |
|----------------------------|------------------------------------|
| Uhlíková voština | 903 |
| Hliníková voština | 662 |
| Voština ze skleného vlákna | 303 |
| Balsa | 117 |
| Voština Nomex | 90 |
| PMI pěna | 41 |

Na obrázku 8 je znázorněn průběh napětí v sendviči při namáhání na prostý ohyb.



Obr. 8 Průběh napětí v sendviči [19]

Ohybové napětí σ v i -tém průřezu je definováno vztahem:

$$\sigma_i(y) = E_i \frac{1}{r} y = \frac{E_i}{E_1} \cdot \frac{M}{J_R} y \quad [\text{MPa}] \quad (2.1)$$

kde:

| | | |
|-------|----------------------------|--------------------|
| E_i | modul pružnosti i-té části | [MPa] |
| y | průhyb | [mm] |
| r | poloměr křivosti | [mm] |
| M | ohybový moment | [N·m] |
| J_r | kvadratický moment průřezu | [mm ⁴] |

Ohybová tuhost K_0 je definována vztahem:

$$K_0 = E_1 \frac{bh^3}{12} \left[1 - \frac{E_1 - E_2}{E_1} \left(1 - 2 \frac{t_1}{h} \right)^3 \right] \quad [\text{N} \cdot \text{m}^2] \quad (2.2)$$

kde:

| | | |
|-------|-------------------------------|-------|
| E_1 | modul pružnosti vnější vrstvy | [MPa] |
| E_2 | modul pružnosti jádra | [MPa] |
| t_1 | tloušťka vnější vrstvy | [mm] |
| b | délka sendviče | [mm] |
| h | celková výška sendviče | [mm] |

Pro sendvičové konstrukce platí, že $E_1 \gg E_2$ a $t_1 \ll t_2$. Ohybová tuhost sendvičových prvků je definována zjednodušeným vztahem:

$$K_0 = E_1 \frac{bh^2 t_1}{2} \quad [\text{N} \cdot \text{m}^2] \quad (2.3)$$

[19]

2.2 Únavové poškození dynamickým zatížením

Únavové poškození vyztužených kompozitních konstrukcí vlivem dynamického zatížení zapříčiňuje vznik a růst poruch ve velkém objemu. Na rozdíl od kovových materiálů ale nejsou trhliny v materiálu natolik významné a nemusí mít zásadní vliv na únavové chování. Šíření poruchy složkou kompozitu může být zastaveno jinou, pevnější složkou kompozitní konstrukce. [8]

Vznik, šíření a rozsah různých typů poškození nezáleží jen na směru a druhu působícího zatížení (tah, tlak, ohyb krut), ale závisí i na vlastnostech jednotlivých komponent kompozitu a jejich mechanických vlastností (tažnost matrice), na druhu a hustotě vláken, orientaci a pořadí vrstev. [8]

Vznik a šíření trhlin u kovových materiálů a kritickou velikost trhliny je možno popsat s využitím poznatků lomové mechaniky. U kompozitních materiálů ale dochází ke vzniku a šíření poruch za současného vlivu dalších poškození a obecné zákonitosti nelze použít.

Prvotní poškození únavou u kompozitních materiálů vzniká ztrátou adheze vláken s matricí. Působením napětí v místě kontaktu vláken s matricí dochází k jejich vzájemné separaci. Následné šíření trhliny probíhá obvykle podél tohoto styku, mezi vlákny. Vnitřní trhliny u kompozitních materiálů způsobují snížení tuhosti a pevnosti. Rostoucí hustota trhlin negativně ovlivňuje i zbytkovou pevnost a tuhost.

Vznik trhlin v příčné vrstvě může způsobit napětí již o velikosti 20% pevnosti, v závislosti na vnitřním uspořádání laminátu. Ke vzniku trhlin v příčné vrstvě může dojít již při prvním zatížení. Směr růstu příčných trhlin je nejčastěji kolmý na směr namáhání. Počet trhlin v příčné vrstvě roste s počtem cyklů, případně s rostoucí velikostí zatížení. Trhliny rostou přes celý profil vrstvy, nicméně do sousedních vrstev se šířit nemohou. Konec trhliny působí jako koncentrátor napětí, která zapříčiňují vznik delaminačních trhlin podél styku vrstev. Delaminační trhliny se se zvyšujícím počtem zátěžových cyklů šíří a jejich počet roste. Dochází k přetrhávání vláken podélných vrstev a oddělování vláken od matrice a ke vzniku trhlin v podélných vrstvách.

Trhliny v podélných vrstvách způsobují poškození a zeslabení částí kompozitu, které přenáší největší část zatížení. Jelikož již v materiálu působí delaminační trhliny, nemůže se napětí rozložit mezi více vrstev. Nejvíce oslabená podélná vrstva se přeruší a zapříčiní porušení i ostatních podélných vrstev.

Pokud je materiál dostatečně zeslaben delaminačními trhlínami a trhlínami v podélných vrstvách, dojde ke konečnému poškození. [20]

U kompozitních materiálů rozlišujeme následující základní druhy únavového poškození [8]:

- ztráta adheze vlákna a matrice
- trhlina v matrici
- porušení nebo lom vlákna
- porušení soudržnosti jednotlivých vrstev

Výzkumem bylo zjištěno, že únavová životnost sendvičů závisí ve značné míře na pevnosti konstrukce ve smyku. Na jádro působící smykové napětí vzniká namáháním horní vnější vrstvy na tlak a spodní vnější vrstvy na tah. Smykové napětí je největší ve středu jádra,

kde se tahová síla snaží kompenzovat účinky tlakové síly. Únavový lom u sendvičů je výsledkem působení tahových, tlakových a smykových namáhání. Na smykových charakteristikách jádra tak závisí vlastnosti sendviče. K poškození může dojít už během prvního namáhání a s rostoucím počtem cyklů se rozšiřuje.

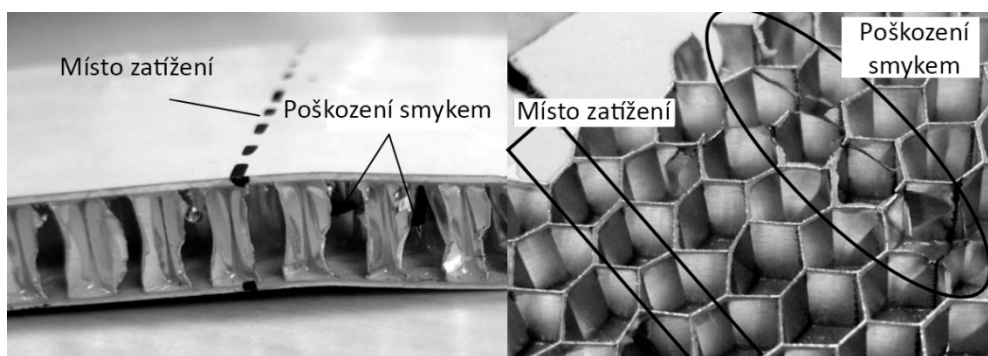
U sendvičů s jádrem z pěny s nízkou hustotou při zatěžovací frekvenci 5Hz bylo zjištěno vznikající poškození již po několika málo stovkách cyklů. S rostoucím počtem cyklů došlo k oddělení jádra a horní vnější vrstvy. Tato fáze představuje 75% únavového života.

Během tohoto úseku tak musí napětí udržet pouze jádro a spodní vnější vrstva. Při dalším nárůstu počtu cyklů se začne oddělovat i spodní vnější vrstva. Jádrem se začne diagonálně šířit trhlina. Poslední fáze je delaminace. [21] Sendvič s pěnovým jádrem poškozený únavou je na obrázku 9.



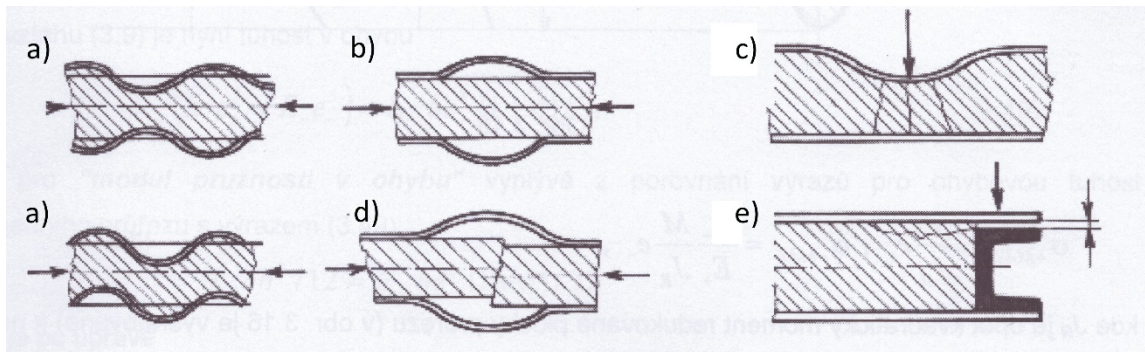
Obr. 9 Sendvič s pěnovým jádrem poškozený únavou [21]

U hliníkové voštiny bylo zjištěno poškození vlivem smykových napětí v jádře. Trhlina se začne tvořit uvnitř jádra a roste kolmo na směr působícího namáhání. Trhliny se neobjeví přímo pod místem, které je nejvíc namáháno, ale o několik buněk vedle a to v místě, kde je smykové napětí největší. To potvrzuje, že k poškození součásti došlo smykem a ne kolapsem jádra. [22] Hliníkové jádro sendviče poškozené únavou je zobrazeno na obrázku 10.



Obr. 10 Hliníkové jádro poškozené únavou [22]

Další typy poškození sendvičových konstrukcí vyplývající ze spojení vnější krycí vrstvy a jádra jsou zobrazeny na obrázku 11.



Obr. 11 Typy poškození u sendvičových konstrukcí: a) ztráta stability – b) separace – c) separace s následným porušením jádra – d) poškození lokálním zatížením – e) nevhodné tolerance vložených prvků [19]

Poruchy se dle rozsahu dělí na mikroskopické a makroskopické. Mikroskopické poruchy lze definovat jako poruchy o velikosti jednoho, maximálně několika vláken. Makroskopické poruchy mají velikost nejméně jedné vrstvy.

Rozeznáváme dvě metody stanovení dynamických vlastností materiálu. První je metoda kontinuální, kde je proces únavového poškozování průběžně reportován. Druhá je metoda diskontinuální, kdy je materiál po dosažení stanoveného počtu cyklů nedestruktivním způsobem zkoumán. [8]

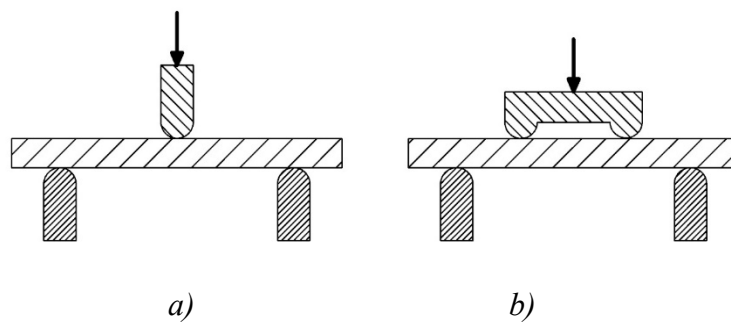
2.3 Mechanické zkoušky ke stanovení únavové životnosti

Pro zjištění chování materiálu během únavového namáhání se provádí statické a únavové zkoušky. Zkušební těleso je namáháno definovanými zatíženími a při přesných napěťových poměrech. Únavové zkoušky jsou vhodné u všech typů materiálů.

2.3.1 Statické zkoušky

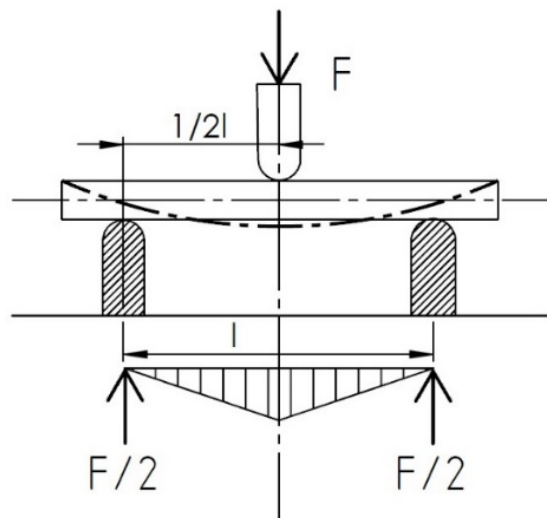
Při statické zkoušce se zkoumají vlastnosti materiálu při zatížení vnějšími silami o konstantní velikosti za normální, případně snížené nebo zvýšené teploty. Statická zkouška je zkouškou destruktivní. Má význam pouze u křehkých materiálů.

Základním typem statické zkoušky je zkouška jednoosým ohybem. Jedná se o nenormalizovanou zkoušku, kde zkušební vzorek je umístěn na podpěry na obou koncích a je zatížen buď ve středu (zkouška tříbodovým ohybem obrázek 12a) nebo ve dvou symetricky umístěných bodech (zkouška čtyřbodovým ohybem obrázek 12b).



a) b)
Obr 12. Zkouška jednoosým ohybem

Při tříbodovém ohybu působící zatížení vyvolá ve vzorku ohybový moment. Vnitřní účinky ohybového momentu graficky znázorněné na obrázku 13 se lineárně zvětšují od nulové hodnoty u podpěr až k maximu v polovině vzdálenosti mezi podpěrami. Velikost M_{Omax} se vypočítá podle vzorce 2.5.



Obr. 13 Výsledné vnitřní účinky od ohybového momentu působící na vzorek při tříbodovém ohybu

V celém vzorku vzniká smykové napětí, které kvůli nízké hodnotě interlaminární smykové pevnosti kompozitních materiálů může způsobit předčasnou destruktci zkoumaného vzorku. Při čtyřbodovém ohybu ohybový moment lineárně roste od nuly u podpěr až ke svému maximu pod zatěžovacími břemeny. Mezi nimi má konstantní velikost. V tomto místě žádné interlaminární smykové napětí nevzniká. Část součásti mezi břemeny je tak namáhána čistě ohybem. Na přesnost zkoumání je čtyřbodový ohyb nejspolehlivější metodou. [23]

Na povrchu vzorku vzniká při porušení vzorku ohybové napětí. Vycházíme-li z předpokladu, že pracovní diagram je lineární až do okamžiku lomu a z největšího ohybového momentu, lze pro teoretickou hodnotu ohybového napětí použít vztah [19]:

$$\sigma_o = \frac{M_{O_{\max}}}{W_o} \quad [\text{MPa}] \quad (2.4)$$

Kde:

$$M_{O_{\max}} \text{ maximální ohybový moment} \quad [\text{N}\cdot\text{m}]$$

$$M_{O_{\max}} = \frac{F \cdot l}{2} \quad [\text{N}\cdot\text{m}] \quad (2.5)$$

kde:

F velikost zatěžující síly $[\text{N}]$

l vzdálenost mezi podpěrami $[\text{mm}]$

W_o průřezový modul v ohybu $[\text{mm}^3]$

Pro obdélníkový průřez:

$$W_o = \frac{b \cdot h^2}{6} \quad [\text{mm}^3] \quad (2.6)$$

kde:

b šířka vzorku $[\text{mm}]$

h výška vzorku $[\text{mm}]$

Důležitou materiálovou charakteristikou modul pružnosti v ohybu E. Pro kompozitní materiály je zkouška ohybem často jedinou možností jak pro daný materiál zjistit jeho modul pružnosti.

Pokud změříme při ohybové zkoušce maximální průhyb y_{\max} , můžeme modul pružnosti matematicky vypočítat ze vztahu:

$$E = \frac{F \cdot l^3}{4 \cdot \sigma \cdot y \cdot J} \quad [\text{MPa}] \quad (2.7)$$

Kde:

J moment setrvačnosti $[\text{mm}^4]$

Pro obdélníkový průřez:

$$J = \frac{b \cdot h^3}{3} \quad [\text{mm}^4] \quad (2.8)$$

kde:

b šířka vzorku $[\text{mm}]$

h výška vzorku $[\text{mm}]$

[24]

Modul pružnosti se dá charakterizovat také jako absolutní velikost směrnice tečny křivky závislosti deformace na působícím napětí.

Pro výslednou únosnost sendvičového materiálu jsou důležité geometrické, materiálové, ale i technologické parametry. Únosnost je omezená vznikem poruch v konstrukci.

Sendvičová konstrukce se nechová jako homogenní prvek. Vnější krycí vrstvy v sendvičové konstrukci lze popsat jako tenkostěnné prvky. Ty jsou spojeny s pružným jádrem. Porušení sendvičové konstrukce je zpravidla doprovázeno separací vnější krycí vrstvy od jádra. [24]

2.3.2 Rázové zkoušky

K poškození konstrukce nemusí nutně dojít pouze vlivem únavového namáhání, ale poměrně frekventovaně dochází k poškození zásahem cizího tělesa (např. srážka s ptákem, zásah kamenem, kroupy, apod.). Příklad rozsahu poškození letadla při srážce s ptákem (birdstrike) je na obrázku 14.



Obr. 14 Letoun B737 poškozený po srážce s ptákem [25]

Takové poškození může významně snížit pevnost, může ovlivnit modul pružnosti, životnost a damage tolerance vlastnosti a výrazně ovlivní i reziduální pevnost materiálu.

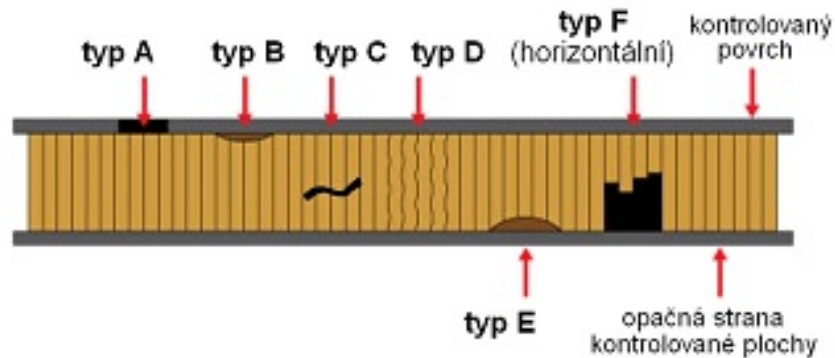
Poškození zásahem cizího tělesa je hrozbou pro všechny druhy kompozitních konstrukcí a vyžaduje zvýšenou pozornost při vyhodnocování možných poškození.

Vyhodnocení pak slouží k posouzení závažnosti poškození a vůbec zjistitelnosti poškození při údržbě. Mělo by obsahovat také data z provozu letadla, která poskytnou cenné poznatky o průběhu poškození.

Součástí výzkumu poškození zásahem cizího tělesa jsou i zkoušky prováděné na zkušebním vzorku se stanovenými okrajovými podmínkami dle reálné konstrukce. Doporučuje se použití buď tupých nebo ostrých zkušebních těles různých tvarů a ostrotí, aby byla simulována nejvíc kritická a nejhůř zjistitelná poškození v závislosti na druhu namáhání (tahem, tlakem, stříhem). [26]

Kompozitní sendviče tvořené jádrem mezi dvěma vnějšími krycími vrstvami mohou vlivem zásahu cizího tělesa utrpět současně více druhů poškození.

Nejčastější druh poškození je na obrázku 15.



Obr. 15 Druhy poškození při zásahu cizího tělesa: Typ A – delaminace mezi vrstvami vnějšího povrchu; Typ B – uvolnění spojů mezi vnější povrchovou vrstvou a voštinovým jádrem; Typ C – prasklé voštinové jádro paralelně ke kontrolovanému povrchu; Typ D – rozdrčená voština; Typ E – rozvolnění spoje mezi vnitřní stranou povrchové vrstvy a voštiny; Typ F – pronikání tekutin do voštinového jádra [27]

2.3.3 Dynamické únavové zkoušky

Pro průběh a vyhodnocení únavových zkoušek statickým ztížením existuje řada norem vydávaných a spravovaných mezinárodními organizacemi jako American Society for Testing and Materials (např. ASTM D3479, D3039) nebo International Organization for Standardization (EN ISO 13003). Kvůli rozmanitosti kombinací matic, výztuží, jader, způsobu namáhání, teplot atd., ale neexistuje v současné době žádná univerzální norma pro měření únavy kompozitních materiálů.

V letectví je tak častější praxe použití nenormalizovaných únavových zkoušek. Parametry těchto zkoušek jsou nastaveny tak, aby odpovídaly v co největší míře skutečným podmínkám provozu: zohledňují teplotu, vlhkost atd.

Při hodnocení únavových procesů dynamickým zatížením se vychází ze zkoumání zkušebních vzorků a postupů používaných při statických zkouškách a to takovým způsobem, aby bylo vyhověno požadavkům stavebního předpisu letounu.

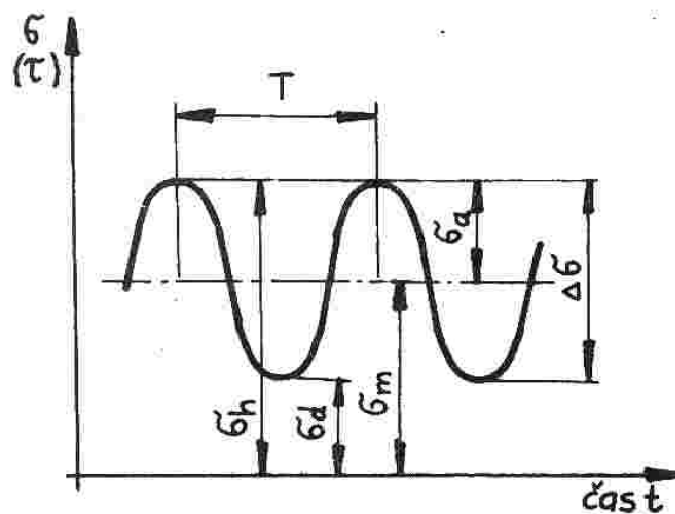
K analýze chování při vzniku a šíření únavových poruch v materiálu se vyhodnocují následující kritéria:

- způsob a průběh poškození
- úplná porucha nebo lom
- pokles tuhosti a residuální pevnost

Při dynamické únavové zkoušce dochází působením kmitavého cyklického zatěžování zkušební vzorku ke změně jeho vlastností, zejména snížení pevnosti, výskytu a růstu trhlin a ty mohou vést až k porušení materiálu.

Analýzou dynamických zkoušek se sestavují základní únavové charakteristiky: únavová křivka, mez únavy a časová mez únavy. [8]

Zkušební těleso je cyklicky namáháno kmity dle předpokládaného spektra zatížení během provozu. Průběh jednoho kmitu je zobrazen na obrázku 16.

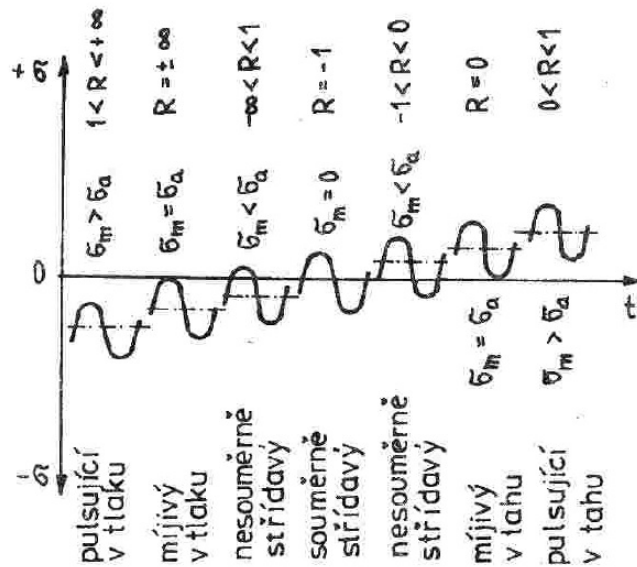


Obr. 16 Kmit napětí a označení veličin [15]

Jednotlivé veličiny na obrázku 16 značí:

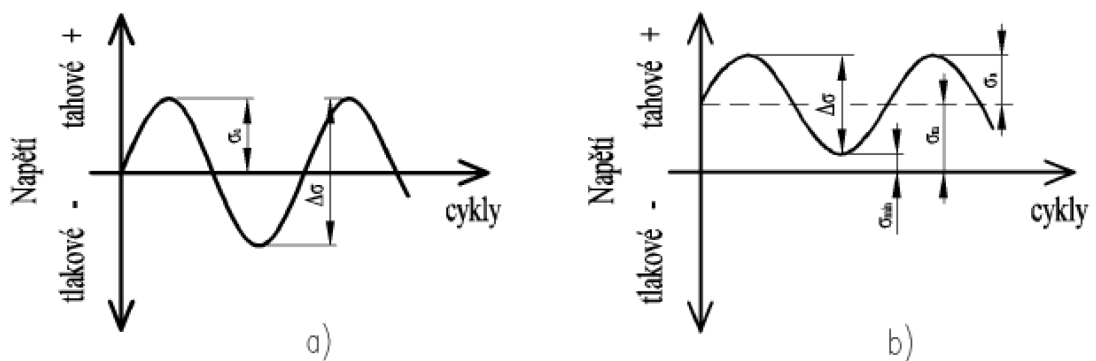
| | | |
|-----------------------------|---------------------------|-------|
| σ_h | horní napětí kmitu | [MPa] |
| σ_d | dolní napětí kmitu | [MPa] |
| σ_m | střední napětí kmitu | [MPa] |
| σ_a | amplituda napětí (výkmit) | [MPa] |
| $2 \sigma_a = \Delta\sigma$ | rozkmít napětí | [MPa] |
| T | perioda kmitu | [s] |
| $f = 1/T$ | frekvence zatěžování | [Hz] |

Na obrázku 17 jsou znázorněny různé typy kmitů rozdělených dle souměrnosti.



Obr. 17 Typy kmitů dle souměrnosti [15]

Často je však náročné a nákladné takové spektrum určit, a proto se pro účely únavové zkoušky zavádí zjednodušené zatížení sinusového průběhu střídavě souměrného nebo pulzujícího, tak jak jsou zobrazeny na obrázku 18. V případě potřeby se mohou pro zatěžování použít i zátěžné bloky zatížení s různou hodnotou velikosti i amplitudy.



Obr. 18 Zátěžný cyklus a) střídavý souměrný b) pulzující [17]

Střídavé cykly dělíme na:

- Souměrný symetrický: $\sigma_m = \sigma_a$
- Nesouměrný: $|\sigma_m| \neq \sigma_a$

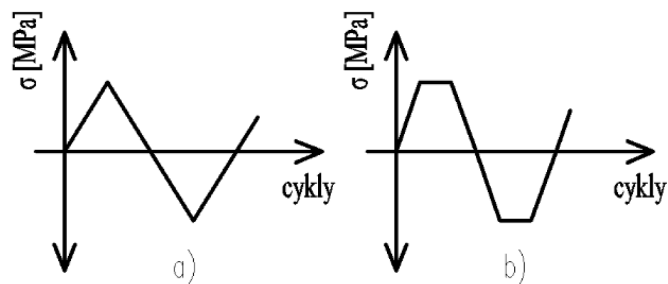
Pulzující cykly dělíme na:

- Míjivý $\sigma_m = \sigma_a$
- Pulzující $|\sigma_m| > \sigma_a$

Kde:

| | | |
|----------------|------------------|-------|
| σ_m | střední napětí | [MPa] |
| σ_{max} | maximální napětí | [MPa] |
| σ_{min} | minimální napětí | [MPa] |
| σ_a | amplituda napětí | [MPa] |
| $\Delta\sigma$ | rozkmit napětí | [MPa] |

Zátěžové cykly nemusí mít a často ani nemají sinusový charakter. Na obrázku 19 jsou znázorněny i další příklady.



Obr. 19 Další typy zátěžných cyklů: a) trojúhelníkový; b) obdélníkový [17]

Často používaný je i trojúhelníkový a obdélníkový. Cyklický zátěžný cyklus mění velikost zatížení v intervalu od minima do maxima s pravidelnou periodou.

Nejdůležitějším parametrem zátěžových cyklů je:

1. doba kmitu T [s] – časová perioda průběhu napětí
2. frekvence f [Hz] – počet změn za jednotku času

$$f = \frac{1}{T} \quad [\text{Hz}] \quad (2.9)$$

Únavovou zkoušku můžeme provést buď při konstantním zatížení, nebo při konstantním průhybu.

Nejběžnější metodou zkoumání únavových vlastností, zejména pro testování nosných konstrukcí je metoda s konstantním zatížením. Porucha materiálu nastane vlivem hromadících se poruch v materiálu již po několika zátěžových cyklech.

Předpis CS-LSA se v otázce prokazování únavových vlastností odkazuje na ASTM F2245-10c, respektive na AMC k předpisu F2245. [28] K určení velikosti zatížení jsou tam doporučeny hodnoty uvedené v tabulce 6.

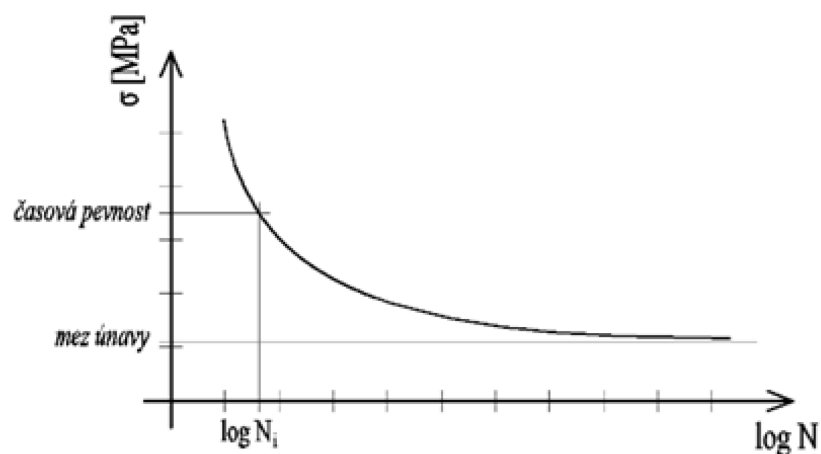
Tab. 6 Akceptovatelné velikosti zatěžování dle ASTM F2245-10c [28]

| Použitý materiál | Velikost zatěžování |
|--|---|
| Skelná vlákna v epoxidové pryskyřici | $25 \text{ daN/mm}^2 = 250 \text{ MPa}$ |
| Uhlíková vlákna v epoxidové pryskyřici | $40 \text{ daN/mm}^2 = 400 \text{ MPa}$ |
| Hliníková slitina | Polovina pevnosti v tahu |
| Slitiny oceli | Polovina pevnosti v tahu |

V praxi se pro ocele a hliníky používá hodnoty kolem 45% pevnosti v tahu. V tabulce nejsou zahrnuty hodnoty pro sendvičové materiály, a proto se doporučuje rovněž zatěžovat při hodnotách 45% pevnosti, ne však v tahu, ale v ohybu.

2.3.4 Křivka únavového života

Cílem únavových zkoušek je stanovit únavové chování zkušební vzorku. Toto chování bývá charakterizováno jako závislost působícího zatížení na počtu cyklů do destrukce zkušební vzorku. Poškození součásti se zvětšuje s počtem zátěžných cyklů. Pro každou amplitudu zatížení σ_a existuje určitý počet cyklů N_f do porušení. Tato závislost, tedy celková životnost zkoumaného vzorku je pak znázorněna S/N diagramem v podobě, v jaké jej vidíme na obrázku 20. Zatížení σ_a bývá obvykle naneseno lineárně na ose y, počet cyklů N_f jako logaritmus na ose x. [23]



Obr. 20 Křivka únavového života [23]

2.4 Statistické metody k vyhodnocení zkoušek

Jelikož kompozitní materiály při měření mechanických vlastností vykazují markantnější rozptyl než kovové materiály, je statistická analýza nedílnou součástí hodnocení.

Pro každou zkušební sérii je proto potřeba minimálního počtu 5 kusů vzorků. Jen tak je možno získat relevantní data.

Každou sérii je potřeba zanalyzovat a statisticky vyhodnotit určením:

- Průměrné hodnoty (aritmetický průměr)

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} \quad 2.10$$

Aritmetický průměr je velmi citlivý na odlehlé hodnoty. Je proto nutné spočítat číselné charakteristiky kolísání dat kolem průměru a to určením:

- Rozptylu

$$\sigma^2 = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n} \quad 2.11$$

- Směrodatné odchytky

$$s_{n-1} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n x_i^2 - n\bar{x}^2}{n-1}} \quad 2.12$$

- Často se při statické kontrole používá také variační koeficient:

$$CV = \frac{s_{n-1}}{\bar{x}} \cdot 100 \quad 2.13$$

[29]

3 CERTIFIKAČNÍ A PŘEDPISOVÁ ZÁKLADNA

Letounu, pro který by byla navržená součást použita, postačuje certifikace dle stavebního předpisu Evropské Agentury pro Bezpečnost v Letectví (EASA) v kategorii CS-LSA nebo CS-VLA. Ani jeden z těchto stavebních předpisů však neobsahuje požadavky na konstrukce navrhované systémem damage tolerance. Je ale pravidlem, že požadavky „vyšších“ předpisů mohou být aplikovány na letouny typově certifikované dle „nižšího“ předpisu. Požadavky CS-23 mohou tedy být aplikovány i na letouny kategorie CS-LSA.

Požadavky na konstrukci jsou ve stavebním předpisu CS-23 popsány v hlavě C. Únavovému hodnocení se věnují odstavce CS 23.571 – CS 23.575, přípustným poškozením a vyhodnocení únavových vlastností konkrétně odstavec CS 23.573. Popis stavebních předpisů bývá však strohý a mnohdy s nejednoznačným výkladem, a proto se zavedly Acceptable Means of Compliance (AMC, česky Přijatelné způsoby prokazování). To je podobnější návod či popis jak vyhovět specifickým bodům stavebního předpisu. AMC pro odstavec CS 23.573, respektive pro vyhodnocování únavového poškození a přípustnosti poškození jsou pod čísly AMC 23.573 (a)1 & (3) a AMC 23.573 (b).

Pro názornost zde odstavec CS 23.573(a) pro kompozitní konstrukce uvádím celý [30]:

3.1 Předpis CS-23

CITACE: „CS 23.573 Přípustnost poškození (damage tolerance) a vyhodnocení únavových vlastností konstrukce

(Viz AMC 23.573 (a)(1) & (3) a AMC 23.573 (b))

(a) Kompozitní nosná konstrukce letounu. Kompozitní nosná konstrukce letounu musí být vyhodnocena podle tohoto odstavce namísto CS 23.571 a 23.572. Kompozitní nosná konstrukce, jejíž porucha by vedla ke katastrofické ztrátě letounu, každého křídla (včetně konfigurací kachna, tandemové křídlo a wingletů), ocasní plochy, jejich nosné a přípojné konstrukce, pohyblivých řídicích ploch a jejich závěsů, trupu a přetlakové kabiny musí být vyhodnocena pomocí kritérií přípustnosti poškození předepsaných v pododstavcích (a)(1) až (a)(4), neprokáže-li se takové hodnocení jako nepraktické. Jestliže žadatel stanoví, že kritéria přípustnosti poškození jsou pro danou část konstrukce nepraktická, musí být konstrukce vyhodnocena podle pododstavců (a)(1) a (a)(6). Kde jsou použity lepené spoje, musí být konstrukce rovněž vyhodnocena v souladu s pododstavcem (a)(5). Vliv změn vlastností materiálu a podmínek okolního pro

středí na pevnost a trvanlivostní vlastnosti kompozitních materiálů musí být vzaty v úvahu při výpočtech požadovaných v tomto odstavci.

- (1) Musí být prokázáno zkouškami nebo rozbořem podloženým zkouškou, že konstrukce je schopna odolat početnímu zatížení a že poškození tím vzniklá leží pod prahem zjistitelnosti s ohledem na použité postupy prohlídek.*
- (2) Musí být stanoveno zkouškami nebo rozbořem podloženým zkouškami, zda poškození vlivem únavy, koroze, výrobních vad, nárazu pod opakovaným zatížením předpokládaným v provozu narůstají, nebo ne, a musí být stanovena rychlost růstu poškození.*
- (3) Zkouškami zbytkové pevnosti nebo rozbořem podloženým zkouškami zbytkové pevnosti musí být prokázáno, že konstrukce je schopna odolat kritickému provoznímu letovému zatížení uvažovanému jako početní zatížení s rozvinutým zjistitelným poškozením odpovídajícím výsledkům vyhodnocení přípustnosti poškození. Přetlakové kabiny musí odolat následujícím zatížením:
 - (i) kritickému provoznímu letovému zatížení s kombinací vlivu normálního provozního tlaku a předpokládaných vnějších aerodynamických tlaků.*
 - (ii) předpokládaným vnějším aerodynamickým tlakům při letu v podmínkách 1 g v kombinaci s diferenciálním tlakem v kabině rovným 1,1 násobku normálního provozního diferenciálního tlaku bez jiných zatížení.**
- (4) Růst poškození mezi počáteční zjistitelností a hodnotou zvolenou pro ověření zbytkové pevnosti za účelem stanovení intervalu prohlídek musí umožnit vývoj vhodného programu prohlídek prováděných pracovníky provozu a údržby.*
- (5) Pro každý lepený spoj, jehož porucha by mohla vést ke katastrofické ztrátě letounu, musí být možnost provozního zatížení podložena některou z následujících metod:
 - (i) Maximální rozlepení každého lepeného spoje odpovídající schopnosti odolat zatížením podle pododstavce (a)(3) musí být stanoveno rozbořem, zkouškami nebo obojím. Většímu rozlepení kteréhokoliv lepeného spoje přesahujícímu toto stanovené rozlepení musí být zabráněno konstrukčními vlastnostmi; nebo*
 - (ii) Každý sériový výrobek musí být podroben ověřovací zkoušce při působení kritického provozního návrhového zatížení na každý kritický lepený spoj; nebo*
 - (iii) Musí být stanovena spolehlivá a opakovatelná nedestruktivní metoda prohlídky, která zajistí pevnost každého spoje.**

- (6) *U částí konstrukce, pro které se metoda přípustnosti poškození ukazuje jako nevhodná, musí být ověřeno únavovými zkouškami nebo rozbořem podloženým zkouškami, že jsou schopny odolat opakovaným zatížením proměnné velikosti předpokládaným v provozu. Pro stanovení součinitele rozptylu únavy a vlivů okolního prostředí musí být provedeny dostatečné zkoušky dílů, součástí a prvků konstrukce nebo vzorků. Při průkazu musí být vzato v úvahu poškození pod prahem zjistitelnosti a zbytková pevnost při zatížení na mez pevnosti (početním zatížení).“*

KONEC CITACE [30]

V AMC 23.573 (a)(1) a (3), který se zabývá hodnocením přípustnosti poškození a únavovým hodnocením konstrukce pro kompozitní konstrukce draku, se dozvídáme, že základním AMC pro letouny kompozitní konstrukce je AMC 20-29 [30].

3.2 Přijatelné způsoby prokazování dle AMC 20-29

Podle AMC 20-29, odstavce 8, by hodnocení kompozitních konstrukcí mělo probíhat dle standardních požadavků na certifikaci. Takové hodnocení musí prokázat, že během operačního života letounu nedojde vlivem únavy, vad při výrobě, poškození vzniklých během provozu nebo nehodou ke katastrofě.

Všeobecně se doporučuje z poznatků z již dříve zkoumaných materiálů a konstrukcí. Pokud takové poznatky nejsou, je třeba zkoušet dle EASA schválených postupů. Přitom je nutno vzít v potaz některé odlišnosti a unikátní vlastnosti kompozitních materiálů, jako například hodnocení závažnosti poškození, zjistitelnost poškození, typy poškození, tvar a rozměry součástí.

Typy poškození a prokazování jejich DT vlastností navrhuje AMC 20-29 pro transparentnost rozdělit do pěti základních kategorií:

Kategorie 1: Nonvisible or Barely Visible Damage (BVID) – nezjistitelná nebo obtížně zjistitelná poškození

Kategorie 2: Visible Damage (VID) – poškození zjistitelná běžnými postupy

Kategorie 3: Zjevná poškození snadno zjistitelná

Kategorie 4: Poškození vzniklá během letu, vyžadující opravu po přistání

Kategorie 5: Nezvyklá poškození, se kterými nebylo při konstruování uvažováno

Podrobnější popis jednotlivých kategorií je uveden v kapitole 5.1.

Části konstrukce by měly být opakovaně namáhány, aby se otestovala jejich citlivost na vznik a rozvoj strukturálního poškození. Kvůli rozdílnému chování kovů a kompozitů při stejné teplotě dochází v konstrukci ke zbytkovým pnutím. Testy by proto měly probíhat v prostředí dokonale simulující prostředí provozní.

Intervaly servisních prohlídek by měly být voleny s ohledem na velikost poškození, ale také s ohledem na zbytkovou pevnost související s konkrétním poškozením. Cílem je, aby poškozená součást nebyla vystavena nadměrnému namáhání a nebyla tak ohrožena bezpečnost provozu. Jelikož se jedná o predikce a modelové situace, všeobecně se doporučuje konzervativnější přístup.

Pro prokazování únavových vlastností najdeme v AMC 20-29 pouze to, že únavové chování musí být prokázáno testy nebo analýzami přičemž musí být brány v potaz vlivy okolního prostředí. Během únavových zkoušek by mělo být prokázáno, že pevnostní vlastnosti konstrukce zůstaly zachovány až do určité meze. Měly by tedy být především testovány součásti, které by spadaly do kategorie 1.

Zkoušky je možno také provádět až do úrovně provozního zatížení. VID poškození v tomto bodě, za předpokladu, že nebude překročena původní pevnost, smí být opraveno a zkoušky by měly pokračovat minimálně do úrovně početního zatížení pro detekci a ověření BVID v části konstrukce, která nebyla poškozena. Doporučuje se však pokračovat v namáhání až do prasknutí. Tím se zjistí mechanismy poruchy. [31]

4 DAMAGE TOLERANCE

Přístup Damage Tolerance, tedy konstrukce s přípustným poškozením jsou v dnešní době v letectví etablované, akceptované a taktéž vyžadované leteckými autoritami.

V letectví se rozlišují dva způsoby navrhování konstrukce s ohledem na únavu [1]:

a) Konstrukce s bezpečným životem (Safe – life)

V průběhu celého únavového života musí být konstrukce schopna snášet opakovaně zatížení proměnné velikosti. Konstrukce nesmí po celou dobu vykazovat žádné trhliny.

Po uplynutí životnosti je taková součást (letadlo) automaticky vyřazeno z provozu.

b) Konstrukce bezpečná při poruše (Fail – safe)

Součást je navrhována tak, aby ani po vzniku únavové poruchy nebylo pravděpodobné katastrofické selhání.

Pojem Damage Tolerance lze definovat jako vlastnost materiálu nebo součásti vykonávat bezpečně svou funkci i poté, co se v něm odehrají nevratné změny. [1]

Základem navrhování dle Damage Tolerance je znalost mechanismu vzniku trhliny, jejího šíření a kritické délky.

V průběhu návrhu jsou požadavky na kompozitní konstrukci zjednodušovány a odhadovány a nutnost zavedení faktorů, které tato zjednodušení kompenzují (a to snížením původních materiálových charakteristik až o 30%), vedou ke konzervativním konstrukcím. [26]

K poškození může dojít z celé řady příčin. Ty se rozdělují do dvou hlavních skupin, podle způsobu vzniku. První skupinou jsou výrobní vady a nepřesnosti. Do této skupiny patří pórovitost, delaminace, trhliny v matrici a porušení vláken, odpružení materiálu, poškození pádem nástroje atd. Druhou skupinu tvoří poškození vzniklá provozem. Nečastější příčinou poškození je srážka s jiným objektem. Sem patří akceptovatelná poškození, delaminace, perforace, oddělení jádra od výztužných vrstev, trhliny v jádru. Právě poškození z druhé skupiny by měla být kryta damage tolerance přístupem už při návrhu konstrukce. [26]

Před každým konstrukčním návrhem filozofií DT musí taktéž proběhnout důkladná ekonomická analýza, zda navrhované řešení přinese úspory vlivem nižší hmotnosti, větší životnosti a nižších přímých provozních nákladů i za cenu vyšších nákladů na konstrukci, výrobu a případně i údržbu. [26]

4.1 Přístup k damage tolerance kompozitních sendvičových konstrukcí

Damage tolerance sendvičových konstrukcí je podstatně složitější problematika než u jednoduchých laminátových součástí. Mimo typických poruch jako poškození vnikem cizího tělesa a delaminace, se pro sendviče musí brát na zřetel i poničení jádra a separace vnějších krycích vrstev od jádra. Poškození také nemusí být patrná v celém profilu průřezu. Může být poškozena jedna vnější krycí vrstva, zatímco druhá zůstává neporušena. Technologická pochybení při výrobě a zatížení během provozu vedou k rozdílnému poškození konstrukce. Jádra jsou také často navlhavé, což vede ke snížení mechanických vlastností a zároveň i k nárůstu hmotnosti konstrukce. [31]

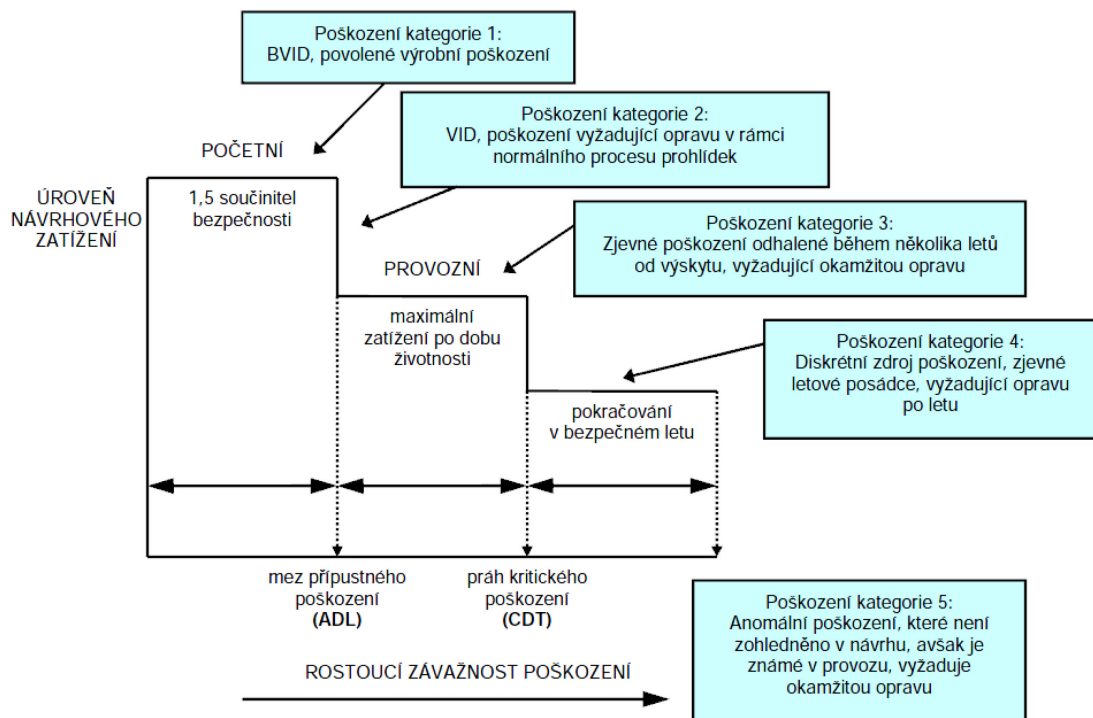
Pro kovové konstrukce je problematika Damage Tolerance dostatečně popsána a je ve velké míře používána i za využití teoretických nástrojů. Pro sendvičové konstrukce jsou mechanismy vzniku trhliny a jejího šíření zatím nepříliš popsány. Svou roli zde hraje nelineární chování sendvičových struktur, ale i nekonečné množství materiálových složení. Mechanismy vzniku a šíření trhlín jsou popsány jen na základě specifických testů pro konkrétní materiál.

Dle již výše zmíněného AMC 20-29 začíná hodnocení přípustného poškození identifikací dílu, jehož poškození by vedlo k narušení strukturální integrity. Musí být vyhodnocena hrozba poškození pro celkovou strukturu určením možných míst, typů a velikostí předpokládaných poškození, působení okolí, poškození zásahy cizím předmětem, která mohou nastat v průběhu výroby, provozu nebo údržby [31].

V současné době je pro kompozitní materiály jen velmi málo norem a standardů popisujících kritické hrozby a které by se v potřebných detailech věnovaly požadavkům na konstrukci, zkoušení a analýzu pro posouzení damage tolerance vlastností. Je tak odpovědností výrobce vytvořit systém zkoušek, na jehož základě bude moct prokázat jednoznačné výsledky. Mezi faktory, které musí brát v potaz, patří:

- nebezpečí při poškození součásti
- umístění součásti na letadle
- odolnost při střetu s cizím tělesem
- životnost součásti
- teplotní vlivy
- speciální požadavky na údržbu

Po dokončení zkoušek jsou pak různá poškození klasifikována do pěti kategorií znázorněných na obrázku 21, pro účely komunikace s příslušným leteckým úřadem.



Obr. 21 Schéma zobrazující návrhové úrovně zatížení v závislosti na kategoriích závažnosti poškození [31]

Kategorie 1: poškození, která není možno objevit při běžné plánované údržbě. Patří sem poškození typu BVID (Nonvisible or Barely Visible Damage) a akceptovatelná poškození vzniklá při výrobě nebo v provozu (malé delaminace, škrábance, díry). Prokazování konstrukce s poškozením z kategorie 1 zahrnuje dokazování spolehlivosti po celou dobu životnosti součásti se schopností po celou životnost snášet maximální provozní zatížení.

Kategorie 2: poškození mohou být objevena při plánované údržbě. Do této kategorie patří poškození VID, hluboké díry nebo škrábance, výrobní vady, zjištěné delaminace nebo debonding a degradace materiálu vlivem působení teploty a okolí. Prokazování konstrukce s poškozením z kategorie 2 zahrnuje prezentování relevantních postupů prohlídek a intervalů, tak aby si materiál udržel pevnost pro maximální zatížení v provozu.

Kategorie 3: poškození by měla být zjištěná během několika málo letů od výskytu i personálem, který neprošel speciálním školením. Taková poškození by měla být na místech, kde budou snadno identifikovaná. Prokazování takovéto konstrukce zahrnuje prezentování rychlého objevení poškození.

Kategorie 4: poškození vzniklá známou událostí. Do této kategorie spadá například srážka s ptákem, poškození lopatky kompresoru, prasknutí pneumatiky nebo kroupy. Prokazování zahrnuje zkoušky residuální pevnosti předepsané příslušným předpisem.

Kategorie 5: poškození vzniklá nepravděpodobnou příčinou ať na zemi nebo v průběhu letu a která nejsou zahrnuta v požadavcích na konstrukci. Patří se například srážky s pozemními vozidly, přetížení letadla, abnormálně tvrdá přistání či ztráta části konstrukce za letu.

K poškození vnější krycí vrstvy dochází působením trhlin v matrici, poškozením vláken nebo jejich zvlněním a delaminací. K poškození sendvičové konstrukce dochází také vlivem kolapsu jádra nebo separací vnější krycí vrstvy. Odhalení poškození při prohlídkách je mnohem náročnější, protože poškození je mnohdy zakryto vnější vrstvou.

[31]

4.2 Navrhovaný postup a testování dle Damage Tolerance

Dlouhodobým cílem zkoumání damage tolerance vlastností sendvičových konstrukcí použitých v letectví jsou zbytková pevnost a predikce šíření trhlin v sendvičové konstrukci. Experimentálním zkoumáním bylo prozatím zjištěno chování jen několika konkrétních materiálů. Proto se Federal Aviation Administration (FAA) rozhodl vytvořit popis, návod a postupy pro testování damage tolerance vlastností širokého spektra sendvičových konstrukcí. Hlavní motivací bylo usnadnit certifikaci letounů, u kterých byly sendviče navrženy na damage tolerance, použity. Zároveň i vytvořit a unifikovat postupy pro údržbu těchto celků během provozu.

Při certifikaci damage tolerance konstrukcí se obecně vychází z křivky závislosti velikosti poškození na požadovaném zatížení, která je zobrazena na obrázku 21.

Jak vyplývá z výše uvedeného obrázku, tento přístup zahrnuje tři základní oblasti poškození:

1. Neviditelné, nebo obtížně zjistitelné poškození (BVID)
Řadí se sem poškození, která nejsou zjistitelná při kontrolních procesech u výrobce, ani následně při prohlídkách během provozu. Předpokládá se, že u takovýchto součástí by se poškození nemělo objevit po celou dobu životnosti a musí vydržet maximální zatížení. Pokud nejsou poškození nalezená nebo nenalezitelná, materiál či součást se musí chovat tak, jako by byly nepoškozené.
2. Povolené poškození (ADL – Allowable Damage Limit)

Jakmile je zjištěno poškození, které svým rozsahem překračuje velikost povoleného poškození, musí být opraveno. Součást, na níž bylo během předepsané údržby zjištěno poškození, musí být schopna provozního zatížení během celého nebo zbytku intervalu do další prohlídky. Poškození musí být zjistitelné běžnými a dostupnými prostředky.

3. Kritické poškození (CDT – Critical Damage Threshold)

Ke kritickým poškozením dochází nejčastěji přímo během letu (například srážkou s ptákem). Limit kritického poškození může být překročen, ale konstrukce musí vydržet nouzové postupy a být schopna pokračovat v bezpečném letu.

Vyšetřování odolnosti proti poškození a chování konstrukcí s přípustným poškozením by mělo podle FAA zahrnovat pět hlavních oblastí. Výsledky zjištěné experimentálně následně slouží jako podklad pro vytvoření předpokladu odolnosti konstrukce proti poškození a damage tolerance vlastností. [26]

4.2.1 Oblast 1: Poškození sendvičové konstrukce zásahem cizího tělesa

Účelem zkoumání v této oblasti je experimentálně zjistit důsledek a vývoj poškození po zásahu cizím tělesem. Používá se různých zkušebních těles a zásahy probíhají za různých rychlostí a tedy i energií.

Vyhodnocuje se velikost poškození, tvar praskliny a její hloubka.

Obecně platí, že:

- Vyšší rychlost dopadu = větší poškození
- Tenčí materiál = větší poškození
- Těžší objekt = větší poškození
- Ostřejší tvar = větší poškození

Rozsah poškození slouží jako základ ke zkoušce zbytkové pevnosti a k vytvoření modelu chování damage tolerance. [26]

4.2.2 Oblast 2: Testování zbytkové pevnosti

Zbytková pevnost je klíčovou vlastností při uvažování damage tolerance. Hlavním úkolem je zjistit závislost velikosti zbytkové pevnosti na rozsahu poškození. Vzorky, které jsou po poškození testovány na zbytkovou pevnost, nejpřesněji ukazují chování součásti v provozu po vzniku poškození. [26]

4.2.3 Oblast 3: Rozvoj poškození a šíření trhliny při cyklickém zatěžování

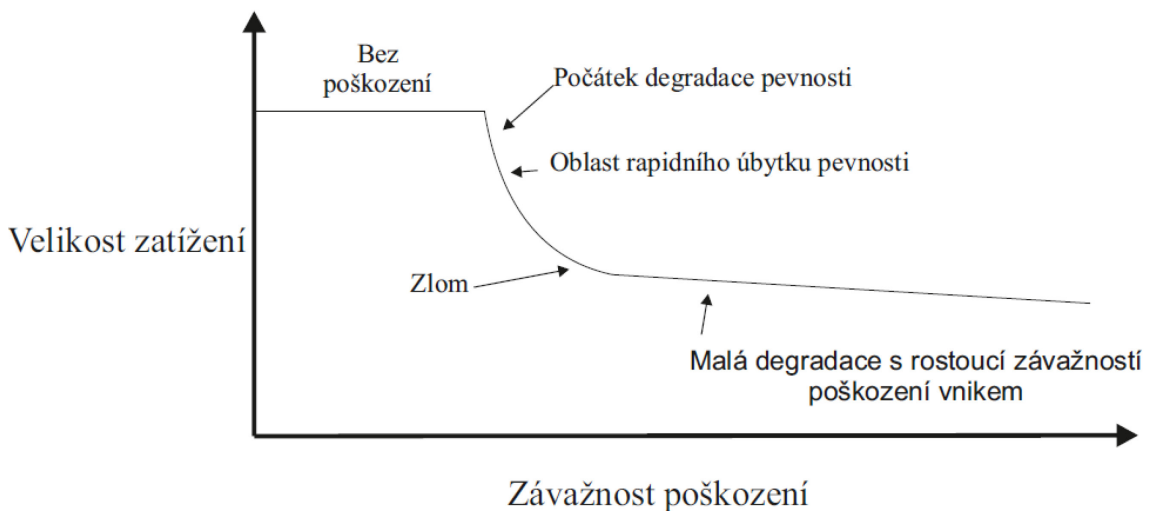
Další klíčovou oblastí je zkoumání rozvoje poškození a šíření trhliny při cyklickém zatěžování s konstantní velikostí. Velikost maximálního a minimálního zatížení je volena na základě výsledků pevnosti nepoškozených součástí.

Výsledkem by mělo být zjištění závislosti zbytkové pevnosti na počtu cyklů ztížení. Druhým výstupem by měla být závislost růstu poškození na počtu cyklů. To může posloužit i jako podklad pro stanovení intervalů servisních prohlídek během provozu.

Tato oblast nejlépe simuluje podmínky za běžného provozu a je tak pro letecké výrobce tou nejdůležitější. [26]

4.2.4 Oblast 4: Vytvoření modelu předpokladu dalšího rozvoje

Na základě výsledků z předchozích oblastí by se měla vytvořit studie předpovědi rozvoje poškození a degradace zbytkové pevnosti dle obrázku 22.



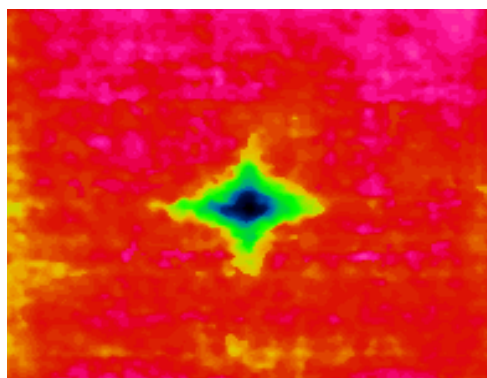
Obr. 22 Křivka *Damage tolerance* [26]

4.2.5 Oblast 5: Testování kompletní součásti

Poslední oblastí je testování kompletní součásti při simulaci různých poškození a měla by obsahovat všechny čtyři předchozí oblasti. Je nutno pro konkrétní konstrukci stanovit životnost jednotlivých součástí tak, aby byly brány v úvahu všechna zjiitelná i nezjiitelná poškození a zároveň stanovit vhodný program údržby. [26]

Zvětšující se počet letadel v provozu využívajících kompozitní konstrukce vedl k nutnosti vytvořit způsob prověření a posouzení kompaktnosti sendvičové konstrukce během plánované údržby letadla. Zároveň je nutno provádět i prohlídky během tzv. turn around (obrat) při čekání na letišti. Používá se některých ze speciálních NDT (Non-Destructive Testing, nedestruktivní) technologií testování. [27,33]

Testování infračervenou termografií (IRNDT) infrakamera je schopna zachytit změny v konstrukci, kdy porušený a neporušený materiál mají rozdílnou hladinu vyzařování tepla. Na obrázku 23 je ukázka záznamu z termokamery, kde je tento rozdíl zřetelně patrný. [33]



Obr. 23 Záznam z termogramu [33]

Je to poměrně levná a poslední době se velmi rozšiřující metoda testování. Navíc je jí možno diagnostikovat i kontaminaci sendvičových prvků vodou, což samo o sobě představuje velký problém.

Multimodální akustické testování: akustická energie je vyslána do části, která je zachycována přijímačem. Pokud je spoj v pořádku, akustická energie je utlumena nepoškozenou konstrukcí. Pokud je ale spoj nebo materiál porušen, velikost odražené energie je větší a to vede ke změně amplitudy. [27]

Ultrazvukové testování: použití ultrazvuku při testování strukturního poškození sendvičových konstrukcí je do značné míry limitováno velkým útlumem ultrazvuku při průchodu materiálem. Pro oblast výroby se používají transmisní způsoby, kdy ultrazvuk o vysoké amplitudě prochází přes součást a na druhé straně přijímač měří útlum signálu. Tyto metody se ale ve většině případů v provozu při údržbě použít nedají, právě kvůli nutnosti přístupu k součásti z obou stran. Ultrazvukem lze zjistit separace vnější krycí vrstvy od jádra (velký útlum signálu), přítomnost kapalin v jádře, poškození či kolaps jádra.

II. PRAKTICKÁ ČÁST

5 NÁVRH A VÝROBA VZORKŮ

Praktická část DP se zabývá tvorbou zkušební vzorků a jejich zkoušením.

Bylo rozhodnuto, že budou vyrobeny dva typy vzorků. Jeden bude představovat zmenšený model křídélka letounu. Ten budeme namáhat staticky, abychom zjistili chování spoje nosník – voština – prepreg. Druhý vzorek bude představovat sendvič, který bude namáhán staticky a dynamicky. Po absolvování únavové zkoušky budou všechny tyto vzorky podrobeny zkoušce na reziduální pevnost.

5.1 Výroba modelu křídélka

Vzorek má představovat křídélko malého sportovního letounu. Z pochopitelných důvodů nelze ale testovat křídélko skutečných rozměrů, proto bylo pro účel zkoušek nahrazeno modelem – vzorkem. Rozměry, působící síly, zatížení a deformace tak odpovídají pouze velikosti modelu a chování skutečné součásti se může od této modelové situace lišit.

Pro praktické zkoušky bylo potřeba navrhnout a vyrobit vzorky v počtu, který bude zaručovat relevantní výsledky. Bylo rozhodnuto o výrobě celkem 40ks vzorků ve tvaru plochých sendvičových desek. Vzorek o rozměrech 200 x 193 x 16mm je zobrazen na obrázku 24.



Obr. 24 Dokončený model křídélka pro zkoušky

5.1.1 Specifikace použitých materiálů

Vnější vrstva:

Epoxidový prepreg IMP503Z/ VV 192T

Vazba: keprová

Tkanina: skelná, 202g/m²

Vytvrzovací teplota: 65°C – 140°C

Obsah pryskyřice: předimpregnováno 37±3% epoxidové pryskyřice

Materiálový list tvoří Přílohu PI

Jádro:

Hliníková voština ECM 9.6-41

Materiál: slitina hliníku AlMnCu 3003

Povrchová úprava: oxid zirkoničitý

Velikost buňky: 9,6mm

Výška: 16mm

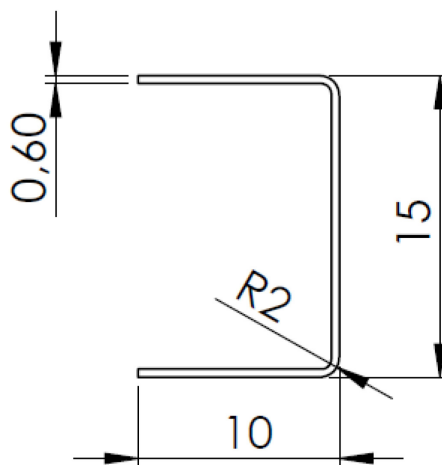
Tloušťka stěny: 60μ

Hustota: 41kg·m⁻³

Materiálový list tvoří Přílohu PII

Nosník

U profil ohnutý na ohraňovacím lisu z duralového plechu 6061-T6 tloušťky 0,6mm.



Obr. 25 Nosník

Lepidlo pro spoj

Pro lepený spoj hliníkové voštiny a duralového nosníku bylo vybráno lepidlo Cyberbond E706. Je to tekuté dvousložkové lepidlo s vysokou pevností ve smyku, vhodné pro lepení všech kovů, hliníku, duralu, dřeva, keramiky a skla.

Cyberbond E706

| | |
|------------------------------|---------------------------|
| Viskozita při 25°C: | složka A max . 15 Pa·s |
| Hustota: | 1,16 g/cm ³ |
| Mísicí poměry: | složka A : složka B = 1:1 |
| Smyková pevnost: | hliník, 7 dní 10 – 12 MPa |
| Mez pevnosti v odlupu: | 7 dní, 23°C = 6 – 9 MPa |
| Doba zpracovatelnosti, 23°C: | 3 – 5 minut |
| Manipulační pevnost, 23°C: | 10 minut |
| Vytvrzení, 23°C: | 10 – 15 minut |

Materiálový list tvoří přílohu PIII.

5.1.2 Příprava polotovarů

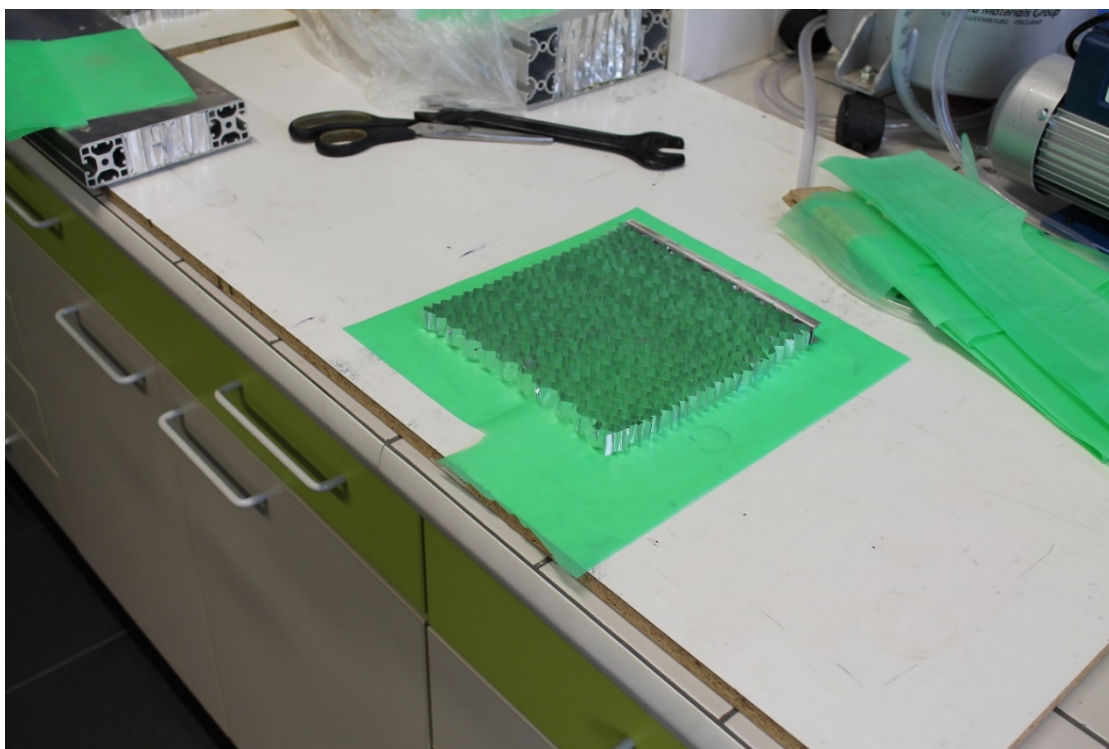
Příprava duralového profilu – nosníku

Rozvinutý tvar duralového profilu o rozměrech 31,8 × 200mm byl vystřížen ručními nůžkami z tabule plechu. Nebyl brán ohled na směr vláken.

Ohybové rádiusy R2 byly ohnuty na ohraňovacím lisu. Celkem bylo vyrobeno 40ks nosníků. Všechny nosníky byly po celé délce spoje s voštinou pro zaručení lepší přilnavosti spoje zdrsněny smirkovým papírem.

Příprava prepregu

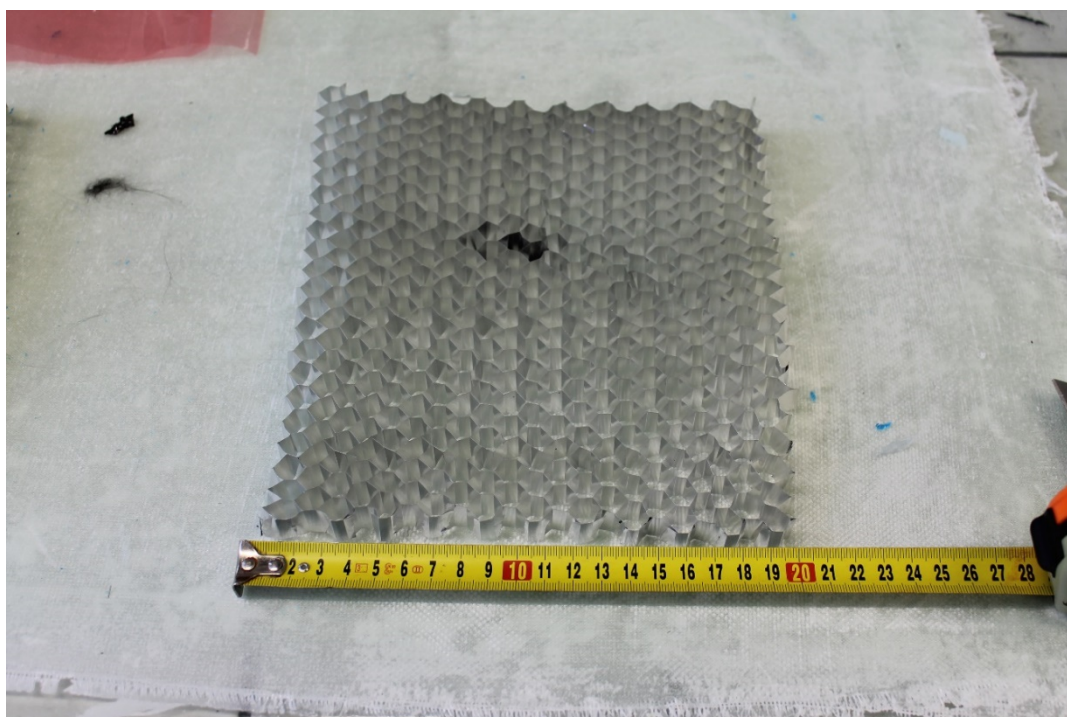
Díly z prepregu byly naměřeny a ručně nastříhány nůžkami na obdélníky o rozměrech 200 × 193mm, tak jak je zobrazeno na obrázku 26 a poté uloženy zpět do mrazáku. Na každou vnější krycí vrstvu bylo použito dvou vrstev prepregové tkaniny.



Obr. 26 Stříhání prepregu na požadovanou velikost

Příprava voštiny

Hliníková voština byla ručně stříhána nůžkami na rozměry 200 × 193mm, tak jak je znázorněno na obrázku 27.



Obr. 27 Voština nastříhaná na požadované rozměry

Lepení spoje

Nosník a voština byly nejprve odmaštěny technickým benzínem. Lepidlo bylo rozmícháno a nanášeno na nosník a byla přiložena voština. Spoj byl pro lepší adhezi zapřen a voština byla zabezpečena proti vyboulení závažím, tak jak je zobrazeno na obrázku 28.

Jelikož použité lepidlo Cyberbond E706 vytvrzuje i za pokojových teplot, proto nebylo potřeba aplikovat vytvrzování za zvýšené teploty.

U série vzorků bylo záměrně provedeno napodobení technologické nekázně, kdy lepidlo nebylo nanášeno na podstatnou část nosníku. Tím byl navozen stav malého poškození obtížně zjistitelného vizuální kontrolou (BVID).



Obr. 28 Zalepené a zafixované spoje

Nanesení vnější vrstvy

Kvůli rozměrům vzorků byla pro nanášení vnější vrstvy na slepený nosník s voštinou zvolena technologie lisování za tepla a tlaku. Výroba probíhala v laboratořích Fakulty technologické na laboratorním vulkanizačním lisu, zobrazeném na obrázku 29. Na vyhřívané desky bylo aplikováno separační činidlo Frecote pro snazší oddělení desek od vytvrzeného materiálu. Po vytemperování na 130°C byl do lisu vložen vzorek, předem pečlivě poskládaný z již dříve slepené voštiny s nosníkem a položenými vrstvami prepregu.

K vytvrzování docházelo při teplotě 130°C po dobu jedné hodiny, v souladu s pokyny uvedenými na materiálovém listu prepregu. Po vylisování a oddělení vzorku od vyhřívaných desek vypadá vzorek jako na obrázku 24.



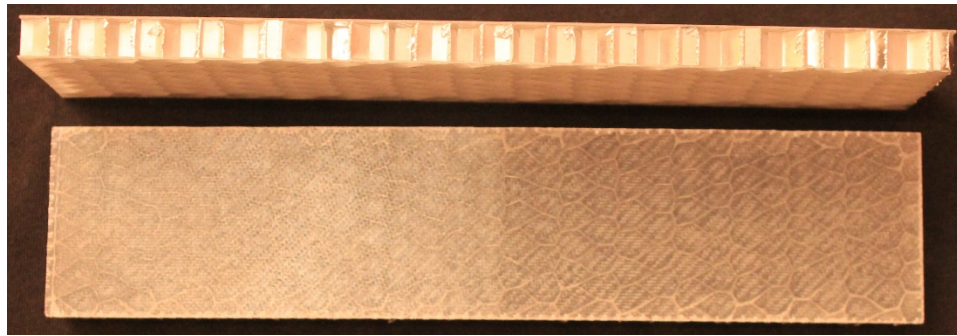
Obr. 29 Laboratorní vulkanizační lis

5.2 Výroba sendvičového panelu

Na rozdíl od modelu křídélka bylo pro výrobu sendvičového panelu použito tři vrstev prepregu. Výroba probíhala ve společnosti spřátelené a kooperující s ÚVI.

Vrstvy prepregu byly nastříhány ručně na pláty o rozměrech 80 × 40cm. Plát byl lisován vcelku. Na potřebné rozměry 200 × 43mm byl rozřezán až po lisování. Rozměry vzorku byly určeny na základě zvyklostí na ÚVI.

Hotový vzorek je zobrazen na obrázku 30. Celkem bylo vyrobeno 32ks vzorků. Pro vnější vrstvu bylo použito stejného prepregu jako pro výrobu modelu křídélka.



Obr. 30 Vzorek pro zkoušení mechanických vlastností

Pro jádro byla použita hliníková voština

Materiál: slitina hliníku AlMnCu 3003

Povrchová úprava: oxid zirkoničitý

Velikost buňky: 6 mm

Výška: 8 mm

Hustota: 80 kg·m³

Lisování

Spojení prepregu s voštinou probíhalo v lisu. Výroba je zobrazena na obrázku 31. Lisování probíhalo při teplotě 125°C. Před lisování probíhal náběh v délce 1 hodiny. Po lisování probíhalo chladnutí, také v délce 1 hodiny.

Lis nemá nastavení tlaku. Tlak zajišťují svou vahou dvě desky o hmotnosti 800kg každá.

Celkový lisovací tlak byl tedy 1600kg.

Separaci mezi lisem a prepregem tvořil voskový papír.

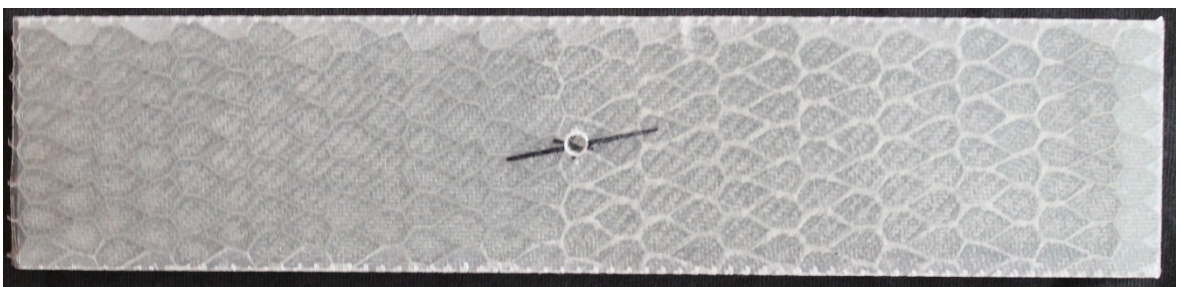


Obr. 31 Lisování vzorku sendviče

Řezání a vrtání

Vzorky byly nařezány na potřebné rozměry na kotoučové pile. Orientace voštiny byla ve směru podélném. Do jedné série vzorků pro statickou i únavovou zkoušku byla skrz jednu vnější krycí vrstvu v místě těžiště vyvrtána díra o průměru 3mm, tak jak je zobrazeno na obrázku 32.

Vyvrtaná díra bude v pro účely našeho zkoumání nahrazovat poškození rázovou zkouškou.



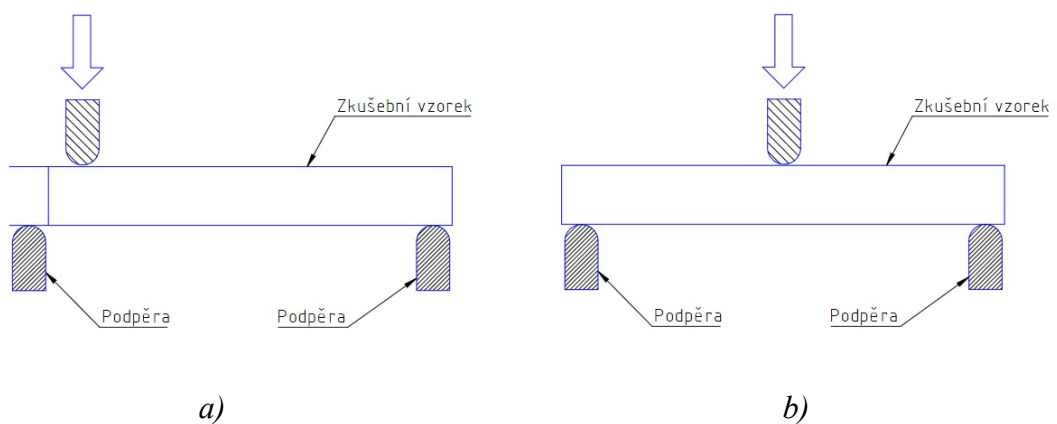
Obr. 32 Vzorek s vyvrtanou dírou

6 TESTOVÁNÍ ZKUŠEBNÍCH VZORKŮ

6.1 Metodika provádění zkoušek

6.1.1 Statická zkouška ohybem

Pro stanovení pevnosti v ohybu, respektive maximální ohybové síly F_{max} a průhybu y_{Fmax} a dalších závislostí mezi napětím a deformací byla provedena ohybová zkouška jednoosým trojbodovým ohybem. Na obrázku 33 je zobrazeno schéma ohybové zkoušky: a) pro model křídélka; b) pro sendvič.



Obr. 33 Schéma statické zkoušky: a) pro model křídélka; b) pro sendvič

Ohybová zkouška byla provedena v laboratořích Fakulty technologické na zkušebním stroji ZWICK 1456. Tento stroj, zobrazen na obrázku 34, je určen pro statické a nízkocyklové zkoušky v tahu, tlaku, ohybu, smyku a pro zkoušky creepu. Stroj je propojen s počítačem a pro záznam průběhu zkoušky používá software TestXpert v2.1.



Obr. 34 Stroj ZWICK 1456

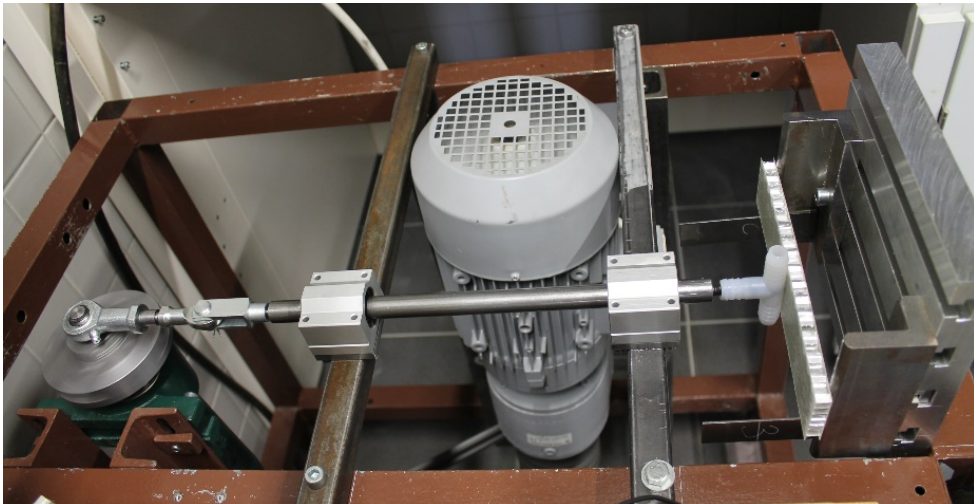
Zkouška probíhala za normální teploty a vlhkosti. Získané materiálové charakteristiky posloužily jako základ pro návrh zatížení pro únavové zkoušky. Zkouška byla prováděna až do lomu, s registrací síly F_{max} potřebné k poškození vzorku a průhybu y_{Fmax} .

Vzorky, které úspěšně (tj. nezničené) absolvovaly cyklickou zkoušku, byly opět podrobeny statické ohybové zkoušce, k zjištění vlivu cyklického namáhání na mechanické vlastnosti – zkoušky residuální pevnosti.

6.1.2 Únavová zkouška

Pro únavovou zkoušku byly určeny pouze vzorky sendviče. Kompletní model křídélka kvůli značným rozdílům v mechanických vlastnostech jednotlivých těles zkoumán nebyl.

Na obrázku 35 lze vidět zkušební cyklovací stroj v laboratořích Fakulty technologické.



Obr. 35 Cyklovací stroj

Stroj je poháněn elektromotorem s převodovým poměrem $i = 7,1$. Maximální otáčky jsou 2000 ot/min, což při zmíněném převodovém poměru znamená schopnost cyklování frekvencí až 4,7Hz. Vzorek je umístěn mezi dvě podpěry. U stroje lze stavěcím mechanismem měnit pouze velikost amplitudy. Kmity, které se dají tímto strojem navodit lze charakterizovat dle obrázku 17 jako míjivé v tahu.

Stroj je napojen na počítač, který zaznamenává čas, otáčky a krouticí moment.

6.2 Testování modelu křídélka

Předmětem zkoumání bude chování spoje zobrazeného na obrázku 36. Je to místo, kde se setkává voština, nosník a vnější krycí vrstva. Bude zkoumáno a vyhodnocováno chování při ohybové zkoušce.

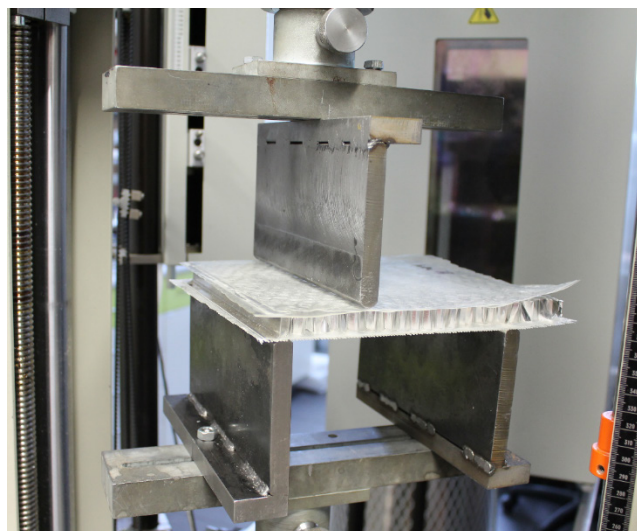


Obr. 36 Zkoumaná místa spoje sendviče

6.2.1 Nastavení a parametry statické zkoušky

Před zkouškou musely být na stroj instalovány podpěry vhodných rozměrů a nastaveny základní parametry zkoušky:

- vzdálenost podpěr: $L = 150 \text{ mm}$
- vzdálenost podpěry I a zatěžující desky: $L_z = 50 \text{ mm}$
- poloměr zatěžující i opěrných desek: $R = 6 \text{ mm}$
- předzatížení: $F_p = 2 \text{ N}$
- rychlost zatěžování $v = 20 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$



Obr. 37 Ustavený vzorek ve stroji Zwick

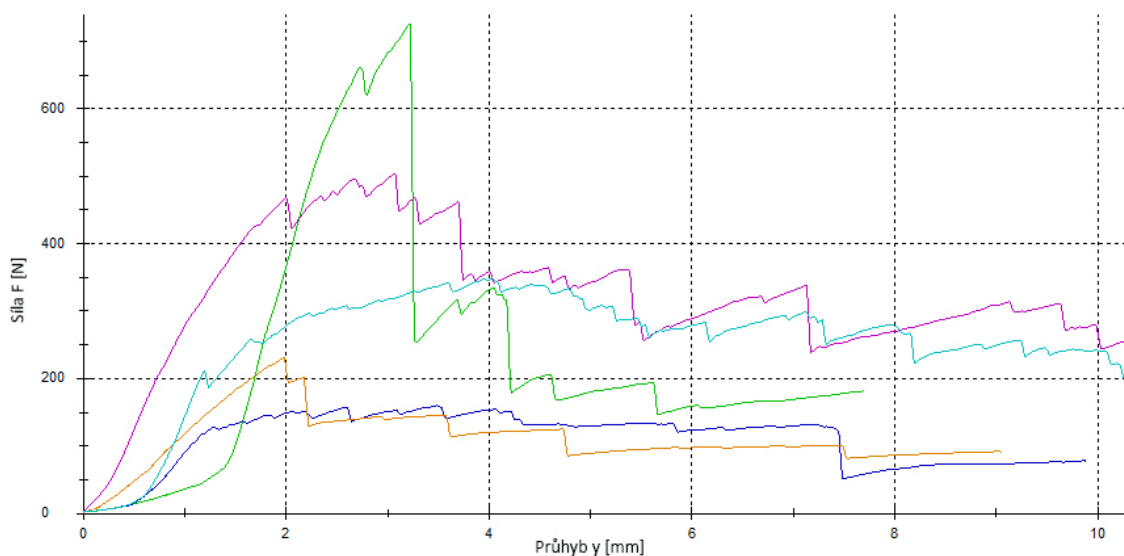
Pro reálnější simulaci namáhání součásti během letu byl zvolen odlišný způsob zatěžování než při klasické zkoušce. Uspořádání zkoušky je na obrázku 37. Zatěžovací deska namáhala vzorek ve vzdálenosti $1/3L$ (50mm). Tato vzdálenost byla zároveň dostatečná pro předejití stříhu materiálu v místě spoje u bližší podpěry. Statická zkouška byla provedena na pěti vzorcích sendviče. Vzorky byly vybrány náhodně, pořadí při výrobě zde nehrálo žádnou roli. V důsledku nerovnoměrného rozložení podpěr nebylo možno změřit modul pružnosti v ohybu E_f , ten ale není pro další průběh zkoumání podstatný.

6.2.2 Vyhodnocení statické zkoušky

Výsledky ze statické zkoušky jsou zobrazeny v tabulce 7. Křivky závislosti síly na průhybu (deformaci) jsou zobrazeny na obrázku 38.

Tab. 7 Hodnoty naměřené při statické zkoušce – model křídélka

| Model křídélka | Vzorek | | | | | Aritmetický | Směrodatná |
|-----------------------|--------|-------|-------|--------|-------|-------------|------------|
| | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | průměr | odchylka |
| F_{\max} [N] | 725,0 | 160,0 | 231,0 | 502,0 | 349,9 | 373,6 | 221,4 |
| $y_{F_{\max}}$ [mm] | 3,2 | 3,5 | 2,0 | 3,1 | 4,0 | 3,2 | 0,7 |
| $W_{F_{\max}}$ [J] | 884,0 | 378,0 | 227,0 | 1014,0 | 910,0 | 682,6 | 317,0 |
| σ_{\max} [MPa] | 4,4 | 0,9 | 1,3 | 2,9 | 2,0 | 2,3 | 1,3 |



Obr. 38 Graf závislosti síly F na průhybu y – model křídélka

Již na první pohled jsou z tabulky 7 patrné rozdíly v hodnotě síly F_{\max} u jednotlivých vzorků, ačkoliv průhyb $y_{F_{\max}}$ zůstával v řádech desetin milimetru.

Při bližším zkoumání poškozených vzorků bylo zjištěno, že u každého došlo k porušení soudržnosti sendviče v jiném místě a jiným způsobem. Zásadní vliv na poškození vzorku má výroba. Výroba probíhala ručně, podle stanoveného postupu u všech vzorků stejně. Nicméně vlivem lidského faktoru nebyly všechny vzorky vyrobeny stejně kvalitně. Vliv lidského faktoru na bezpečnost je v letectví velmi sledovanou veličinou a v praxi tak bylo ověřeno, že toto sledování je opodstatněno.

Takový průběh zkoušek a výsledky byly předpokládány. Proto byla připravena i druhá varianta vzorků. Kvůli značným rozdílům v mechanických vlastnostech byl model křídélka shledán jako nezpůsobitelný k dalším zkouškám a nebyl tak cyklicky namáhán.

Vzorek č. 1

Vzorek č. 1 pro ohybovou zkoušku byl pátým celkově vyrobeným vzorkem. Jak je patrné z obrázku 39, k poškození došlo separací vnější krycí vrstvy od jádra v místě kontaktu zatěžovací desky se vzorkem. K žádnému dalšímu poškození nedošlo. Nosník zůstal pevně spojen s voštinou i s oběma vnějšími krycími vrstvami.



Obr. 39 Vzorek č. 1 po zkoušce

Vzorek č. 2

Vzorek č. 2 pro ohybovou zkoušku byl prvním vyrobeným vzorkem. Jak je patrné z obrázku 40, k poškození došlo separací spodní vnější krycí vrstvy od nosníku, separací horní vnější krycí vrstvy od jádra a úplným odtržením nosníku od jádra v místě lepeného spoje.



Obr. 40 Vzorek č. 2 po zkoušce

Vzorek č. 3

Vzorek č. 3 pro ohybovou zkoušku byl celkově šestým vyrobeným vzorkem. Jak je patrné z obrázku 41, k poškození došlo kolapsem jádra a separací vnější krycí vrstvy od jádra, v místech kontaktu zatěžovací desky se vzorkem. Lepený spoj poškozen nebyl.



Obr. 41 Vzorek č. 3 po zkoušce

Vzorek č. 4

Vzorek č. 4 pro ohybovou zkoušku byl jedenáctým vyrobeným vzorkem. Jak je patrné z obrázku 42, k poškození došlo částečnou separací spodní vnější krycí vrstvy od nosníku, separací horní vnější krycí vrstvy od jádra a úplným odtržením nosníku od jádra v místě lepeného spoje.



Obr. 42 Vzorek č. 4 po zkoušce

Vzorek č. 5

Vzorek č. 5 pro ohybovou zkoušku byl celkově čtvrtým vyrobeným vzorkem. Jak je patrné z obrázku 43, k poškození došlo separací spodní vnější krycí vrstvy od nosníku i od jádra. Spoj horní vnější krycí vrstvy s jádrem a nosníkem zůstal neporušen, stejně jako lepený spoj jádra s nosníkem.



Obr. 43 Vzorek č. 5 po zkoušce

6.3 Testování sendvičového panelu

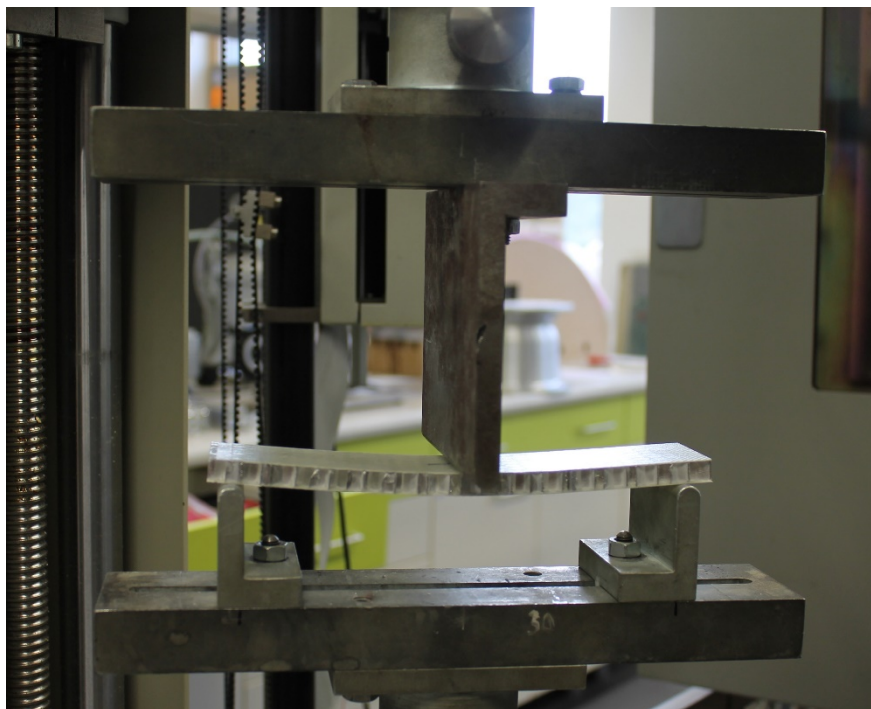
Předmětem zkoušení vzorků sendvičového panelu, je zjištění jejich mechanických vlastností statickou zkouškou. Z výsledků budou nastaveny parametry cyklické zkoušky. Po jejím ukončení budou vzorky opět testovány statickou zkouškou pro zjištění reziduální pevnosti. Budou testovány dvě série vzorků. Jedny budou neporušené. U druhých vzorků byla do těžiště skrz jednu vnější vrstvu vyvrtána díra o průměru 3mm. Účelem je zjištění vlivu poškození na mechanické a únavové vlastnosti sendviče.

6.3.1 Nastavení a parametry statické zkoušky

Před zkouškou musely být na stroj instalovány podpěry vhodných rozměrů a nastaveny základní parametry zkoušky:

- vzdálenost podpěr: $L = 178 \text{ mm}$
- poloměr zatěžující i opěrných desek: $R = 6 \text{ mm}$
- předzatížení: $F_p = 2\text{N}$
- rychlost ztěžování: $10\text{mm} \cdot \text{min}^{-1}$

Byly testovány dvě různé série, po pěti kusech z každé. Statická zkouška ohybem pro sendvičový prvek je zobrazena na obrázku 44.



Obr. 44 Vzorek sendviče při statické zkoušce

6.3.2 Vyhodnocení statické zkoušky – nepoškozený sendvič

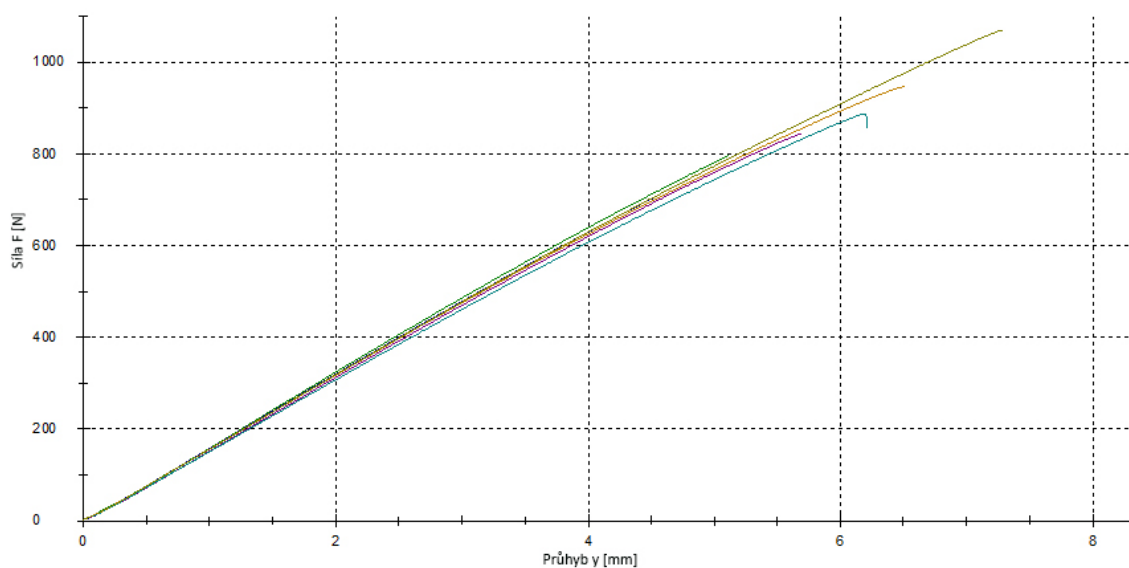
První zkoušenou sérií bylo pět kusů vzorků neporušených. Naměřené hodnoty jsou uvedeny v tabulce 8. Jelikož probíhala zkouška s namáháním uprostřed vzorku, bylo možno naměřit i relevantní hodnoty efektivního modulu pružnosti E_f .

Tab. 8 Hodnoty naměřené při statické zkoušce – nepoškozený sendvič

| Nepoškozený sendvič | Vzorek | | | | | Aritmetický | Směrodatná |
|------------------------|--------|--------|--------|--------|--------|-------------|------------|
| | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | průměr | odchylka |
| E_f [MPa] | 7030,0 | 6960,0 | 6900,0 | 6750,0 | 6990,0 | 6926,0 | 97,7 |
| F_{max} [N] | 711,8 | 945,7 | 843,3 | 887,3 | 1068 | 891,2 | 117,2 |
| $y_{F_{max}}$ [mm] | 4,6 | 6,5 | 5,7 | 6,2 | 7,3 | 6,1 | 0,9 |
| $W_{F_{max}}$ [J] | 1653,0 | 3252,0 | 2491,0 | 2870,0 | 4072,0 | 2867,6 | 801,9 |
| σ_{max} [Mpa] | 53,1 | 70,6 | 63,0 | 66,2 | 79,8 | 66,5 | 8,8 |

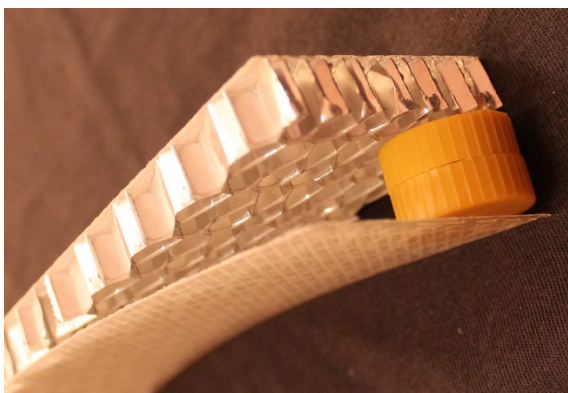
Z tabulky je jasně patrné, že vzorky sendviče neobsahující lepený spoj voštiny s nosníkem, vykazují lepší mechanické vlastnosti a rozptyl hodnot již není tak výrazný. Maximální rozdíl mezi silami F_{max} byl 356N. Takový rozdíl je dán i přesností výroby a kvalitou lisování prepregu.

Obrázek 45 znázorňuje graf závislosti ohybové síly na F na průhybu y .



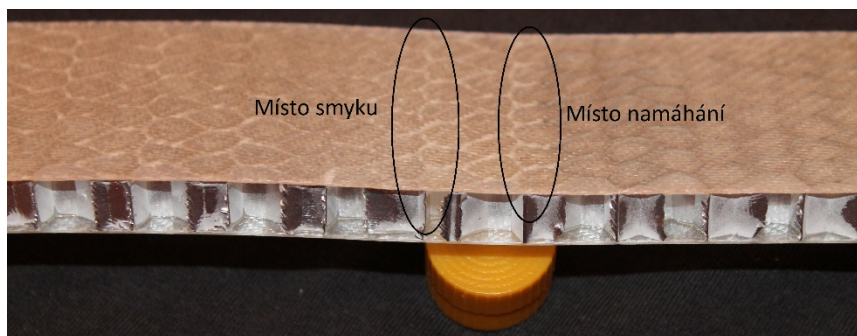
Obr. 45 Graf závislosti síly F na průhybu y – nepoškozený vzorek

Během zkoušky vznikla na každém vzorku jiná vada. Ve třech případech došlo k separaci vnější krycí vrstvy na tlakové straně, od jádra. Takové poškození je na obrázku 46.



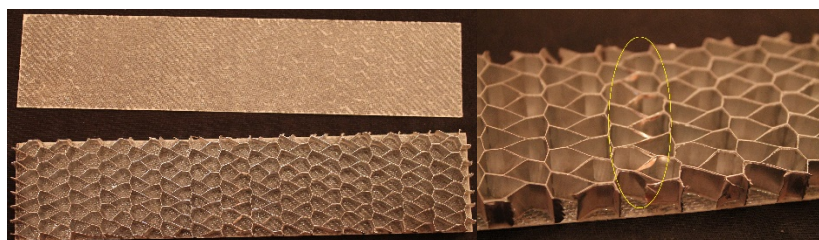
Obr. 46 Separace vnější vrstvy od jádra

V jednom případě došlo pouze k vyboulení prepregu v místě, kde jsou smykové síly největší (ne přímo v místě zatěžování), jak je patrné z obrázku 47.



Obr. 47 Deformace smykem na zkušebním vzorku

V jednom případě došlo k odlepení celé vnější vrstvy, pravděpodobně vinou špatného spojení (desky lisu zřejmě nebyly 100% rovné). Na obrázcích 48 je zobrazen právě tento vzorek. Z poškození jádra lze zřetelně vidět, jak na vzorek působila prostřednictvím zatěžovací podpěry ohybová síla F_o a kromě průhybu sendviče způsobovala i deformaci.



Obr. 48 Separovaná vnější vrstva od jádra a poškozené jádro

6.3.3 Vyhodnocení statické zkoušky – poškozený sendvič

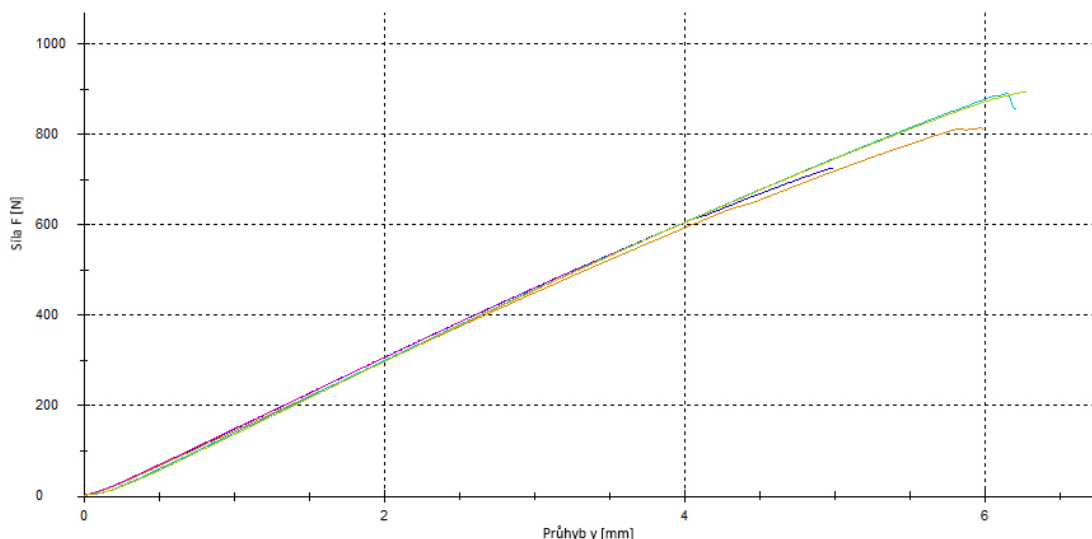
Druhá série čítala rovněž pět kusů. Vzorky byly ale záměrně poškozeny vyvrtáním díry. Účelem bylo sledování změn v mechanických vlastnostech. Díra byla pod zkušební zařízení umístěna na horní, tlakové straně. Naměřené hodnoty jsou uvedeny v tabulce 9.

Tab. 9 Hodnoty naměřené při statické zkoušce – poškozený sendvič

| Poškozený sendvič | Vzorek | | | | | Aritmetický | Směrodatná |
|----------------------|--------|--------|--------|--------|--------|-------------|------------|
| | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | průměr | odchylka |
| E_f [MPa] | 6840,0 | 6640,0 | 6810,0 | 6870,0 | 6850,0 | 6802,0 | 83,3 |
| F_{max} [N] | 726,3 | 813 | 563 | 889,9 | 892,6 | 777,0 | 123,1 |
| $y_{F_{max}}$ [mm] | 5,0 | 6,0 | 3,7 | 6,1 | 6,3 | 5,4 | 1,0 |
| $W_{F_{max}}$ [J] | 1876,0 | 2597,0 | 1049,0 | 2810,0 | 2940,0 | 2254,4 | 706,0 |
| σ_{max} [Mpa] | 54,2 | 60,7 | 42,0 | 66,4 | 66,4 | 57,90 | 9,2 |

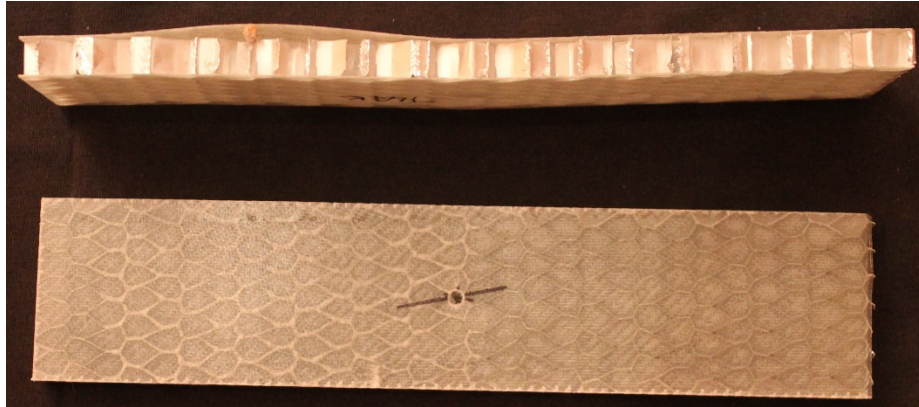
Naměřené hodnoty na první pohled nevykazují žádné velké rozdíly, ale při bližším zkoumání zjistíme, že jistý pokles mechanických vlastností je patrný. Podrobnější rozbor výsledků bude v závěru této kapitoly.

Na obrázku 49 je graf závislosti ohybové síly na F na průhybu y . Vidíme, že křivky mají podobný tvar jako u nepoškozených vzorků, hodnoty jsou ale o 10-20% nižší.



Obr. 49 Graf závislosti síly F na průhybu y – poškozený vzorek

U dvou z pěti vzorků došlo k poškození v místě namáhání. Jak vidno z obrázku 50, nevznikly kolem díry žádné trhliny. Lze konstatovat, že díra, jakožto koncentrátor napětí, neměla za důsledek ani vytvoření ani růst trhlin.



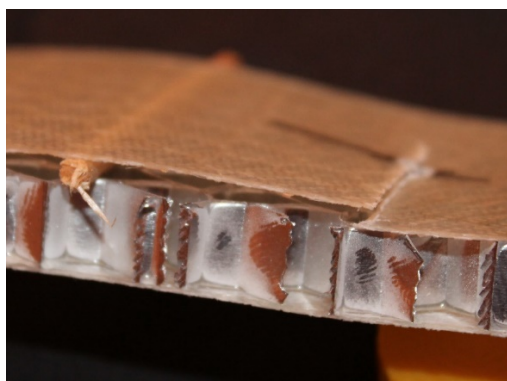
Obr. 50 Vzorky bez trhliny, pouze s lokální delaminací

U dalších vzorků to ale bylo jiné. Každý byl poškozen jinak. Na obrázku 51 vidíme sendvič, u něhož je v okolí díry jasně patrná trhlina o délce cca 3mm na každou stranu. Ta se ale dále nešířila. Zároveň došlo k delaminaci na části sendviče na tlakové straně.



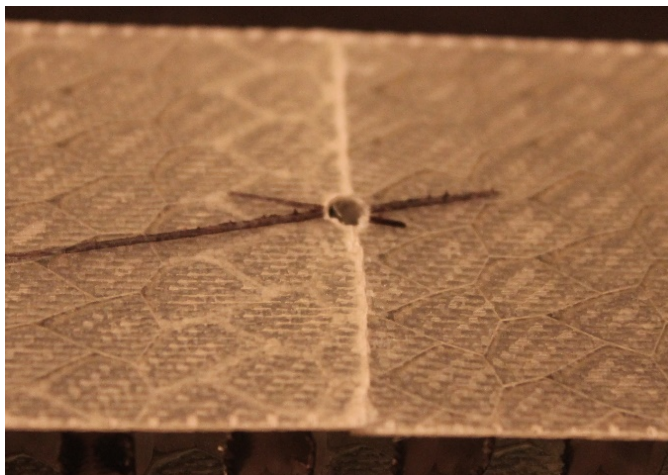
Obr. 51 Vzorek s trhlinou a s částečnou delaminací

Na obrázku 52 je zachycen sendvič, u kterého trhlina vzniklá na okraji díry postupuje na jedné straně až ke kraji a na druhé cca do poloviny vzdálenosti mezi dírou a okrajem vzorku. Došlo také k částečné delaminaci na tlakové straně.



Obr. 52 Vzorek s trhlinou a lokální delaminací

Poškození posledního vzorku je na obrázku 53. Trhlina se šířila na obě strany od díry až ke kraji sendviče a horní vnější krycí vrstva byla přetržena. Jádro poškozeno nebylo. Nedošlo ani k žádné delaminaci.

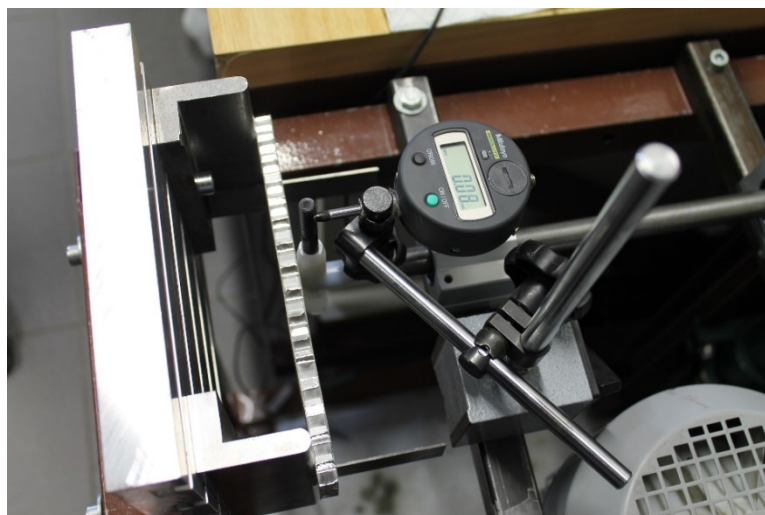


Obr. 53 Trhlina přes celou šířku vzorku

6.3.4 Cyklická únavová zkouška

Po statické ohybové zkoušce proběhla u vzorků s dírou zkouška únavová. Nejprve bylo nutno stanovit parametry zkoušky. Jelikož cyklovací stroj neumožňuje nastavit velikost síly, probíhaly cyklické zkoušky pouze s nastavením frekvence a průhybu.

Pro stanovení průhybu posloužila průměrná hodnota $y_{Fmax} = 5,4\text{mm}$. Podle tabulky 6 a dle praxe byla zvolena maximální výchylka $y = 3\text{mm}$. Nejprve bylo nutno stroj nastavit do nulové polohy a pomocí úchylkoměru nastavit maximální výchylku. Cyklovací stroj v nulové poloze je zobrazen na obrázku 54.



Obr. 54 Cyklovací stroj nastavený do nulové polohy

Dále bylo nutno určit počet cyklů. Výchozí hodnotou bylo stanovení počtu cyklů dané součásti za 1 letovou hodinu (1FH). Teoreticky let po okruhu znamená 4 výkyvy křídélka, v každé zatáčce pomyslného obdélníku jednu. Pro účely zkoušky byl tento počet navýšen a bylo stanoveno, že jeden let znamená 16 výkyvů (cyklů) křídélka. Let po okruhu trvá zhruba 20 minut, za 1FH je tedy možno absolvovat 3 lety, což představuje celkem 48 cyklů za hodinu. Doba mezi prohlídkami je pro většinu letounů používaných ve všeobecném letectví stanovena na 100FH. Tato doba tedy představuje celkem 4 800 cyklů.

Cyklovací stroj použitý pro únavovou zkoušku nemá počítač cyklů a tak bylo nutno přepočíst hodnotu 4800 cyklů na čas, při dané frekvenci:

$$\text{Maximální frekvence stroje } f = 4,7\text{Hz}$$

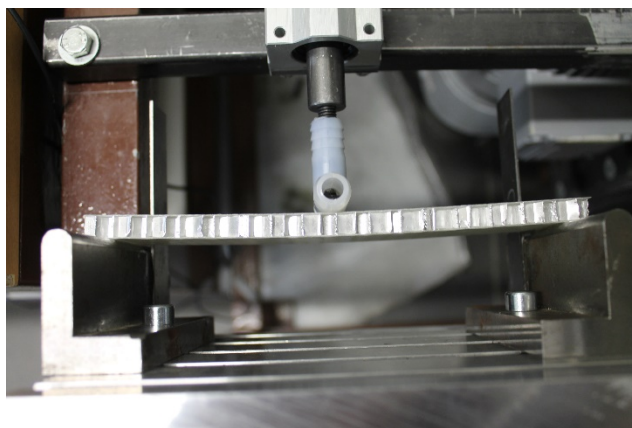
$$\text{Počet cyklů za 1min} = 4,7 \cdot 60 = 282 \text{ cyklů} \quad (6.1)$$

$$\text{Čas } t_u \text{ potřebný na 4800 cyklů} = 4800 / 282 = 17 \text{ min} \quad (6.2)$$

Celá životnost letadla je stanovena na 11 000FH, což představuje 528 000 cyklů. Pro prokázání neomezené životnosti se uvažuje se 150 000 cykly. To v našem případě znamená 3125FH a cyklování v délce trvání 8 hodin a 48 minut. Zkouška na neomezenou životnost byla plánována jako doplňující, spíše pro zajímavost, abychom zjistili, zda a kdy vzorek vlivem únavového namáhání zkolabuje.

Únavovou zkouškou prošlo celkem 5 kusů vzorků. Vzorek během zkoušky je zachycený na obrázku 55. Všechny byly prohýbány o 6mm při frekvenci 4,7Hz po dobu 17 minut. Ani u jednoho vzorku nevznikly během zkoušky žádné trhliny ani jiná viditelná poškození.

Doplňující zkouška na neomezenou životnost prokázala, že nepoškozený ani poškozený vzorek ani po 150 000 cyklech nejeví žádné okem zjistitelné poškození.



Obr. 55 Vzorek sendviče během cyklické zkoušky

6.3.5 Zkoušky residuální pevnosti

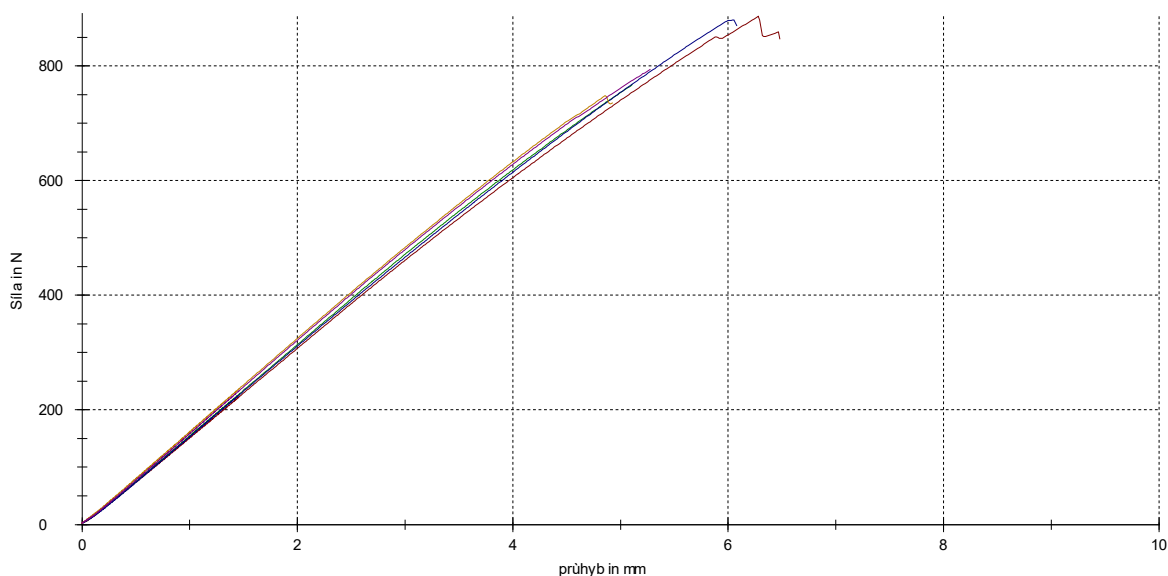
U všech pěti vzorků, které prodělaly únavovou zkoušku, byla provedena zkouška ohybem. Účelem zkoušky bylo zjištění mechanických vlastností po namáhání, respektive jejich pokles. Umístění vzorků bylo stejné jako při první statické zkoušce, tj. dírou na tlakové straně. Naměřené hodnoty jsou uvedeny v tabulce 10.

Tab. 10 Hodnoty naměřené při statické zkoušce – po únavové zkoušce

| Poškozený sendvič | Vzorek | | | | | Aritmetický | Směrodatná |
|----------------------|--------|--------|--------|--------|--------|-------------|------------|
| | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | průměr | odchylka |
| E_f [MPa] | 6710 | 6880 | 6860 | 7060 | 7030 | 6908 | 126,7 |
| F_{max} [N] | 886,3 | 766,9 | 879,9 | 748,2 | 793,6 | 815,0 | 57,5 |
| $y_{F_{max}}$ [mm] | 6,3 | 5,1 | 6,1 | 4,9 | 5,3 | 5,5 | 0,6 |
| $W_{F_{max}}$ [J] | 2940,0 | 2017,0 | 2787,0 | 1880,0 | 2184,0 | 2361,6 | 423,7 |
| σ_{max} [Mpa] | 66,2 | 57,2 | 65,7 | 55,9 | 59,2 | 60,8 | 4,3 |

Již na první pohled je zřejmé, že hodnoty naměřené po cyklickém namáhání nejsou nijak horší než hodnoty zjištěné ohybovou zkouškou před namáháním.

Na obrázku 56 je graf závislosti ohybové síly na F na průhybu y . Křivky mají stejný tvar jako v předchozích případech.



Obr. 56 Graf závislosti síly F na průhybu y – poškozený vzorek po cyklické zkoušce

Také poškození vzorků svým charakterem nikterak nevybočuje z normálního stavu.

U vzorku zobrazeném na obrázku 57 došlo k poškození s lokální delaminací. Nebyla nalezena žádná vizuálně zjištělná trhlinka v okolí díry, ani nikde jinde na vzorku.



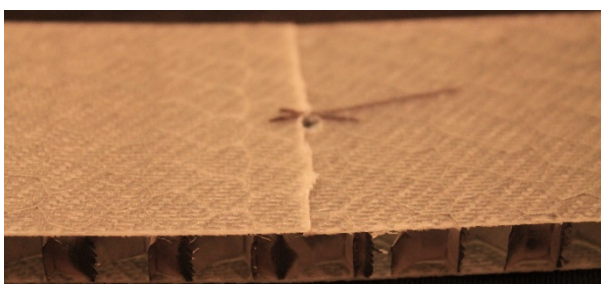
Obr. 57 Vzorek bez trhliny, s lokální delaminací

U vzorku na obrázku 58 došlo ke vzniku trhlin a jejich šíření od okraje díry do vzdálenosti asi 3 – 5 mm na každou stranu ve směru namáhání. Zároveň došlo i k lokální delaminaci.



Obr. 58 Vzorek s trhlinou a lokální delaminací

Zbývající tři vzorky byly poškozeny výrazněji. U všech tří došlo k celkovému porušení vnější krycí vrstvy. Trhlinka se z díry šířila na obě strany ve směru namáhání a ve všech třech případech dosáhla až kraje součásti, jak je patrné z obrázku 59. Zajímavé je, že ani u jednoho nedošlo ani k částečné delaminaci.



Obr. 59 Trhlinka přes celou šířku vzorku

7 VYHODNOCENÍ VÝSLEDKŮ

Cílem práce bylo zkoumání damage tolerance vlastností spoje v kompozitní letecké konstrukci.

Pro tyto účely byly vytvořeny dva druhy vzorků. První byl model křídélka včetně nosníku lepeného na hliníkovou voštinu a celá konstrukce byla potažena fenolickým prepregem se skelnými vlákny. Druhý vzorek představoval zjednodušený model a tvořila jej sendvičová konstrukce s jádrem z hliníkové voštiny. Vnější vrstvu tvořil stejný prepreg jako v případě komplexního modelu křídélka.

7.1 Statické zkoušky

Statické zkoušky modelu křídélka nepřinesly žádné relevantní výsledky. Naměřené hodnoty se výrazně lišily. Například u hodnoty F_{max} činil rozdíl mezi nejvyšší a nejnižší naměřenou hodnotou 78% a u hodnoty σ_{max} dokonce 80%. Nebylo tak možné naměřené hodnoty použít pro další pokračování a zkoušky musely být ukončeny.

Poškození vznikalo pokaždé jiným způsobem a na jiném místě, což bylo dáno lidským faktorem při výrobě.

Statické zkoušky vzorků sendviče ale poskytly relevantní data. Jako první proběhla statická zkouška jednoosým trojbodovým ohybem. Zkoušky byly provedeny u série nepoškozených vzorků a u série s dírou vyvrtnou skrz vnější krycí vrstvu. Tabulka 11 obsahuje porovnání průměrných naměřených hodnot.

Tab. 11 Porovnání průměrných hodnot při statické zkoušce

| Průměrné hodnoty | E_f [MPa] | F_{max} [N] | y_{Fmax} [mm] | W_{Fmax} [J] | σ_{max} [MPa] |
|-------------------------|--------------|---------------|-----------------|----------------|----------------------|
| Sendvič bez poškození | 6 926,0 | 891,2 | 6,1 | 2 867,6 | 66,5 |
| Sendvič s dírou | 6 802,0 | 777,0 | 5,4 | 2 254,4 | 57,9 |
| Absolutní rozdíl | 124,0 | 114,3 | 0,6 | 613,2 | 8,6 |
| Rozdíl % | 1,79% | 12,82% | 10,56% | 21,38% | 12,92% |

Z tabulky je patrný pokles mechanických vlastností u vzorků s poškozením vnější krycí vrstvy. To odpovídá i našim očekáváním, kdy díra měla působit a působila jako koncentrátor napětí a místo vzniku trhlin. Nicméně je nutno zdůraznit, že naměřené odchylky nejsou nikterak výrazné a mohou být zkresleny i zprůměrováním.

7.2 Zkouška residuální pevnosti

Všechny vzorky, které absolvovaly únavovou zkoušku, byly následně podrobeny i zkoušce statické. V tabulce 12 je uvedeno srovnání průměrných hodnot poškozených vzorků před a po únavové zkoušce.

Tab. 12 Srovnání poškozených vzorků před a po únavové zkoušce

| Průměrné hodnoty | E_f [MPa] | F_{max} [N] | y_{Fmax} [mm] | W_{Fmax} [J] | σ_{max} [MPa] |
|-------------------------|---------------|---------------|-----------------|----------------|----------------------|
| Před únavovou zkouškou | 6 926,0 | 891,2 | 6,1 | 2 867,6 | 66,5 |
| Po únavové zkoušce | 6908 | 814,98 | 5,54 | 2361,6 | 60,83 |
| Aboslutní rozdíl | -106,0 | -38,0 | -0,1 | -107,2 | -2,9 |
| Rozdíl % | -1,56% | -4,89% | -2,21% | -4,76% | -4,99% |

Z tabulky jasně vyplývá, že únavová zkouška neměla na mechanické vlastnosti sendviče žádný vliv. Průměrné hodnoty vzorků namáhaných na ohyb po únavové zkoušce dokonce vykazují lepší hodnoty než vzorky zkoušené před ohybovou zkouškou. Rozdíl je dán nepřesností ve výrobě a je zanedbatelný. Lze konstatovat, že únavová zkouška dle určených parametrů nemá vliv na mechanické vlastnosti sendviče.

7.3 Únavová zkouška

Únavová zkouška měla simulovat provoz součásti na letadle. Účelem zkoušky bylo zjistit, zda součást s poškozením je schopna provozu až do další prohlídky, tedy celý cyklus 100 letových hodin. Po uplynutí stanovené doby 4800 cyklů nebylo ani na jednom ze zkoušených vzorků patrné žádné poškození. Lze tedy konstatovat, že součást je v laboratorních podmínkách damage tolerant, tedy že je schopná provozu i s přípustným poškozením.

Pro doplnění proběhla i zkouška s nekonečným počtem cyklů pro stanovení celkové únavové životnosti součásti. Ta byla přerušena po uplynutí 150 000 cyklů. Lze konstatovat, že takto poškozená součást má v laboratorních podmínkách neomezenou životnost.

V běžném provozu by muselo být poškozené místo pravidelně monitorováno (nejlépe po každém letu). Do sendviče s poškozenou vnější krycí vrstvou se může poměrně snadno dostat voda. Voda představuje v kompozitních leteckých konstrukcích obecně problém. U poškozené součásti může nakonec dojít ke kolapsu součásti ne vlivem mechanických vlastností materiálu, ale právě působením vody.

ZÁVĚR

Pro zjištění damage tolerance vlastností kompozitního spoje bylo nutno navrhnout a vyrobit dva druhy vzorků, které byly následně zkoumány a výsledky vyhodnocovány.

Jeden vzorek představoval kompletní model křídélka, včetně nosníku. Byl vyroben ručně v laboratořích ÚVI. Nosník tvořil ohnutý U profil z hliníkové slitiny 6061-T6. Jádrem bylo tvořeno hliníkovou voštinou o tloušťce 16mm a velikosti buňky 9,6mm. Pro vnější krycí vrstvy bylo použito dvou vrstev skleného prepregu IMP503Z/ VV 192T.

Druhý vzorek byl plát sendviče s hliníkovou voštinou o tloušťce 8mm a velikosti buňky 6mm. Pro vnější krycí vrstvy bylo použito prepregu IMP503Z/ VV 192T ve třech vrstvách. To se ukázalo jako vhodné řešení při statických zkouškách. Lisování proběhlo ve firmě spřízněné s ÚVI. Po vylisování byl plát rozdělen na vzorky o velikost 200 x 43mm.

Také zkoušení probíhalo v laboratoři ÚVI Fakulty technologické UTB ve Zlíně. Dle praxe zavedené v letectví nebyly zkoušky prováděny podle norem. Parametry jednotlivých zkoušek byly nastaveny tak, aby co nejreálněji simulovaly namáhání v reálném provozu.

Nejprve proběhla u obou druhů vzorků statická zkouška ohybem na univerzálním zkušebním stroji Zwick 1456.

Už během statické zkoušky bylo zjištěno, že kompletní model křídélka není z důvodů technologických pochybení při výrobě vhodný pro další testování. Jednotlivé vzorky vykazovaly rozdílné hodnoty všech měřených veličin. U σ_{max} se hodnoty jednotlivých vzorků lišily až o 80%. Rovněž poškození vzorků bylo pokaždé jiné. Byla tím potvrzena důležitost lidského faktoru v letectví.

Statické zkoušky u vzorků sendviče proběhly nejprve u vzorků bez poškození a posléze byly testovány i vzorky s potahem narušeným vyvrtáním díry o průměru 3mm. Porovnáním výsledků bylo zjištěno, že poškozené vzorky vykazovaly nižší mechanické vlastnosti F_{max} o 12,82%, y_{Fmax} o 10,56% a σ_{max} o 12,92%.

Únavové vlastnosti sendviče byly zkoumány pomocí zkušebního cyklovacího stroje, speciálně vyrobeného pro tyto zkoušky.

Pět vzorků s dírou bylo cyklováno na 4800 cyklů. Tento počet představuje cyklus 100 letových hodin, což je u většiny letadel z kategorie všeobecného letectví interval mezi prohlídkami. Ani jeden vzorek nevykazoval po skončení cyklování viditelné poškození.

Mimo rozsah zadání této práce proběhlo cyklování na zjištění skutečné životnosti součásti. Zkoušení bylo zastaveno při 150 000 cyklech, což představuje hodnotu pro neomezenou životnost.

Všech pět vzorků bylo po únavové zkoušce testováno statickou zkouškou pro zjištění poklesu jejich mechanických vlastností. Při zkoušce neprokázala žádné rozdíly oproti výsledkům vzorků namáhaných před únavovou zkouškou.

Zkoušky potvrdily, že součást sendvičové konstrukce s dírou o průměru 3mm lze považovat za součást, kterou je možno provozovat i s přípustným poškozením, tedy jako damage tolerant.

SEZNAM POUŽITÉ LITERATURY

- [1] RŮŽICKA, Milan. *Kovové letecké konstrukce, část 2, Navrhování dle Damage Tolerance*. [on-line]. [vid. 2016-10-25]. Dostupné z:
http://mechanika.fs.cvut.cz/content/files/Damage%20Tolerance_.pdf
- [2] GAY, Daniel, S. V. HOA a Stephen W. TSAI. *Composite materials: design and applications*. Boca Raton, FL: CRC Press, 2003. ISBN 1-58716-084-6.
- [3] BITZER, Tom. *Honeycomb Technology Materials, Design, Manufacturing, Applications and Testing*. Dordrecht: Springer Netherlands, 1997. ISBN 9789401064743.
- [4] CHADY, Tariq. *AIRBUS VERSUS BOEING—COMPOSITE MATERIALS : The sky's the limit...* [on-line]. [vid. 2017-04-20]. Dostupné z:
<http://www.lemauricien.com/article/airbus-versus-boeing-composite-materials-sky-s-limit>
- [5] AVIATION KNOWLEDGE. *Boeing 787 Advancements* [on-line]. [vid 2017-04-20]. Dostupné z:
<http://aviationknowledge.wikidot.com/aviation:boeing-787-advancements>
- [6] YOUNG, Angelo. *Airbus A350, A Boeing Dreamliner Rival, Completes World Tour, Last Step To Certification* [on-line]. [vid. 2017-04-20]. Dostupné z:
<http://www.ibtimes.com/airbus-a350-boeing-dreamliner-rival-completes-world-tour-last-step-certification-1658748>
- [7] BITZER, Tom. *Honeycomb Technology Materials, Design, Manufacturing, Applications and Testing*. Dordrecht: Springer Netherlands, 1997. ISBN 9789401064743.
- [8] EHRENSTEIN, Gottfried W. *Polymerní kompozitní materiály*. V ČR 1. vyd. Praha: Scientia, 2009. ISBN 978-80-86960-29-6.
- [9] DIRECT INDUSTRY, *Insulation panel / sandwich / extruded / polyurethane* [on-line]. [vid. 2017-04-20]. Dostupné z:
<http://www.directindustry.com/prod/cel-components-srl/product-38588-95073.html>

- [10] HUARUI HONEYCOMB TECHNOLOGY CO., LTD. *PVDF Coated Aluminium Honeycomb Sandwich Panel (HR57)*. [on-line]. [vid. 2017-04-20]. Dostupné z: <http://hrhoneycomb.en.made-in-china.com/productimage/vjhJsVkdZQWR-2f1j00LwRtJDmyfrcu/China-PVDF-Coated-Aluminium-Honeycomb-Sandwich-Panel-HR57-.html>
- [11] BECKWITH, Scott W. *Sandwich Core Materials & Technologies – Part II*. Salt Lake City, UT: SAMPE International Technical Director and President, BTG Composites, Inc., 2009 [on-line]. [vid. 2017-04-14]. Dostupné z: <https://btgcomposites.files.wordpress.com/2016/09/sandwich-core-materials-and-technologies-e28093-part-ii.pdf>
- [12] FS ČVUT. *Vláknové kompozitní materiály, jejich vlastnosti a výroba. v Praze. 2007* [on-line]. [vid. 2017-04-20]. Dostupné z: http://www.kompozity.info/seminar/2_seminar/1_materialy_technologie.pdf
- [13] KOŘÍNEK, Zdeněk. *Kompozity – Vlákna*. [on-line] [vid. 2017-04-12]. Dostupné z: https://drive.google.com/file/d/0B8vQSuH1vI_vV115RHg1SIFPNW8/view
- [14] FIBER GLAST. *What Are Prepregs?*. [on-line]. [vid. 2017-04-12]. Dostupné z: http://www.fibreglast.com/product/about-prepregs/Learning_Center
- [15] RŮŽIČKA, Milan. *Pevnost a životnost letadel*. Praha: České vysoké učení technické, 2000. ISBN 80-01-02254-4.
- [16] COCKPIT VOICER RECORDER DATABASE. *28 APRIL 1988 – ALOHA 243*. [on-line] [vid. 2017-04-15]. Dostupné z: <https://www.tailstrike.com/280488.htm>
- [17] IPM. *Únava materiálu*. [on-line]. [vid. 2017-04-15]. Dostupné z: www.ipm.cz/group/fracture/vyuka/doc/P10.ppt
- [18] VOJTĚCH, Dalibor. *Materiály a jejich mezní stavy*. Praha: Vydavatelství VŠCHT, 2010. ISBN 9788070807415.
- [19] ŠUBA, Oldřich. *Dimenzování a navrhování výrobků z polymerů*. Vyd. 3. Zlín: Univerzita Tomáše Bati ve Zlíně, 2010. ISBN 978-80-7318-948-8.
- [20] AGARWAL, Bhagwan D., Lawrence J. BROUTMAN a K. CHANDRASHEKHARA. *Analysis and performance of fiber composites*. 3rd ed. Hoboken, N.J.: John Wiley, c2006. ISBN 978-0471268918.

- [21] MANUJESH B. J and Rao VIJAYALAKSHM. *Fatigue Behavior and Failure Mechanism of PU Foam Core E-glass Reinforced Vinyl Ester Sandwich Composites* [on-line] [vid. 2017-04-29]. Dostupné z: <http://article.sapub.org/10.5923.j.ijme.20130304.02.html>
- [22] WAHL Laurent, Stefan MASS a Daniele WALDMANN, *Fatigue in the Core of Aluminium Honeycomb Panels: Lifetime Prediction compared to Fatigue Tests*. [on-line]. [vid. 2017-04-29]. Dostupné z: https://orbilu.uni.lu/bitstream/10993/9843/1/Paper2013_fatigue_ORBI.pdf
- [23] AGARWAL Bhagwan D a Lawrence J. BROUTMAN. *Vláknové kompozity*. Vyd.1. Praha: SNTL, 1987, 294s.
- [24] STATICKÉ ZKOUŠKY. [on-line]. [vid. 2017-04-30]. Dostupné z: <http://home.zcu.cz/~dyxon/DATA/Nauka%20o%20M/Zkouska.pdf>
- [25] HRADECKY Simon. *Accident: Egypt B738 at London on Mar 11th 2016, bird strike* [on-line]. [vid. 2017-01-05]. Dostupné z: <http://avherald.com/h?article=4954fe6a>
- [26] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, *Review of Damage Tolerance for Composite Sandwich Airframe Structures*. [on-line]. [vid. 2017-05-02]. Dostupné z: <http://www.tc.faa.gov/its/worldpac/techrpt/ar99-49.pdf>
- [27] TECHMAGAZIN. *Testování spojů u kompozitních materiálů částí letadel*. [on-line]. [vid. 2017-05-02]. Dostupné z: <http://www.techmagazin.cz/2358>
- [28] CL-LSA, AMC TO ASTM 2245-10c SUB-CHAPTER 6.2 MATERIALS, *Parts of Structure Critical to Safety*. [on-line]. [vid. 2017-01-15]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/CS-LSA%20-%20Initial%20Issue.pdf>
- [29] STATISTIKA. [on-line]. [vid. 2017-04-10]. Dostupné z: <http://www.statistika.matem.cz/>
- [30] CS-23 (LETOUNY KATEGORIE NORMÁLNÍ, CVIČNÁ, AKROBATICKÁ A PRO SBĚRNOU DOPRAVU). [on-line]. [vid. 2016-10-06]. Dostupné z: <http://www.caa.cz/predpisy/cs-23>
- [31] AMC 20-29 COMPOSITE AIRCRAFT STRUCTURE , [on-line]. [vid. 2016-10-06]. Dostupné z: <https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/Annex%20II%20-%20AMC%2020-29.pdf>

- [32] VAVILOV V.P., Y. PAN, A.I. MOSKOVCHENKO and A.ČAPKA. *Modeling, detecting and evaluating water ingress in aviation honeycomb panels*. [on-line].
[vid. 2017-05-05]. Dostupné z:
<http://qirt.gel.ulaval.ca/archives/qirt2016/papers/144.pdf>
- [33] VAVILOV V.P. and S.S.PAWAR, *A novel approach for one-sided thermal nondestructive testing of composites by using infrared thermography*. [on-line].
[vid. 2017-05-05] <http://www.ndt.net/article/qirt2015/papers/CP0023.pdf>

SEZNAM POUŽITÝCH SYMBOLŮ A ZKRATEK

| Symbol | Jednotka | Popis |
|---------------|--------------------|--------------------------------------|
| E_1 | [MPa] | Modul pružnosti vnější vrstvy |
| E_2 | [MPa] | Modul pružnosti jádra |
| E_{FL} | [MPa] | Modul pružnosti v podélném směru |
| E_i | [MPa] | Modul pružnosti v i-té části průřezu |
| E_{TL} | [MPa] | Modul pružnosti v příčném směru |
| G_{FLT} | [GPa] | Modul pružnosti ve smyku |
| f | [Hz] | Frekvence zatěžování |
| F | [N] | Síla |
| F_{max} | [N] | Maximální ohybová síla |
| F_p | [N] | Předzátížení |
| M | [Nm] | Ohybový moment |
| M_{omax} | [Nm] | Maximální ohybový moment |
| J_r | [mm ⁴] | Kvadratický modul průřezu |
| K_o | [Nm ²] | Ohybová tuhost |
| R | [mm] | Ohybový rádius |
| T | [s] | Perioda kmitu |
| V | [mm/min] | Rychlost zatěžování |
| W_o | [mm ³] | Průřezový modul v ohybu |
| y | [mm] | Průhyb |
| y_{Fmax} | [mm] | Průhyb při působící síle F_{max} |

| Symbol | Jednotka | Popis |
|----------------|----------------------|------------------------------|
| b | [mm] | Délka vzorku |
| h | [mm] | Výška vzorku |
| l | [mm] | Vzdálenost mezi podpěrami |
| r | [mm] | Poloměr |
| r | [mm] | Poloměr křivosti |
| t | [mm] | Tloušťka |
| t ₁ | [mm] | Tloušťka vnější krycí vrstvy |
| y | [mm] | Průhyb |
| ρ | [kg/m ³] | Hustota |
| $\Delta\sigma$ | [MPa] | Rozkmit |
| σ_a | [MPa] | Amplituda kmitu |
| σ_d | [MPa] | Dolní napětí kmitu |
| σ_{FL} | [MPa] | Pevnost v tahu |
| σ_i | [MPa] | Ohybové napětí |
| σ_m | [MPa] | Střední napětí kmitu |
| σ_n | [MPa] | Horní napětí kmitu |
| σ | [MPa] | Ohybové napětí |

| Zkratka | Význam |
|----------------|--|
| ADL | Allowable Damage Limit Přípustný limit poškození |
| AMC | Acceptable Means of Compliance Přijatelné způsoby prokazování |
| BVID | Barerly Visible Damage Obtížně zjistitelné poškození |
| CDT | Critical Damage Treshold Kritická hodnota poškození |
| CS-LSA | Certification Specification for Light Sport Aircraft Certifikační požadavky pro Lehké Sportovní Letadlo |
| CS-VLA | Certification Specification for Very Light Aircraft Certifikační požadavky pro Velmi Lehké Letadlo |
| DT | Damage Tolerance Přípustné poškození |
| EASA | European Aviation Safety Agency Evropská Agentura pro Bezpečnost v Letectví |
| EPP | Extrudovaný polypropylen |
| EPS | Expandovaný pěnový polystyren |
| FAA | Federal Aviation Administration Federální Úřad pro Letectví |
| NDT | Non-destructive testing Nedestruktivní zkoušení |
| PE | Polyetylen |
| PUR | Polyuretan |
| XPS | Extrudovaný polystyren |
| VID | Visible Damage Viditelné poškození |

SEZNAM OBRÁZKŮ

| | | |
|---------|--|----|
| Obr. 1 | Struktura konstrukce letounu Boeing B-787 Dreamliner | 13 |
| Obr. 2 | Konce křídel (sharklets) letounu Airbus A350 | 14 |
| Obr. 3 | Složení sendvičové konstrukce | 14 |
| Obr. 4 | Sendvič s jádrem z a) polymerní pěny; b) z voštiny | 15 |
| Obr. 5 | Základní tvary voštinových jader | 15 |
| Obr. 6 | Uhlíkový prepreg s ochrannou vrstvou | 18 |
| Obr. 7 | Boeing B737-200 let 243 Aloha Airways poškozený vlivem únavy materiálu | 19 |
| Obr. 8 | Průběh napětí v sendviči | 21 |
| Obr. 9 | Sendvič s pěnovým jádrem poškozený únavou | 24 |
| Obr. 10 | Hliníkové jádro poškozené únavou | 24 |
| Obr. 11 | Typy poškození u sendvičových konstrukcí | 25 |
| Obr. 12 | Zkouška jednoosým ohybem | 26 |
| Obr. 13 | Výsledné vnitřní účinky od ohybového momentu působící na vzorek při tříbodovém ohybu | 26 |
| Obr. 14 | Letoun B737 poškozený po srážce s ptákem | 28 |
| Obr. 15 | Druhy poškození při zásahu cizího tělesa | 29 |
| Obr. 16 | Kmit napětí a označení veličin | 30 |
| Obr. 17 | Typy kmitů dle souměrnosti | 31 |
| Obr. 18 | Zátěžný cyklus a) střídavý souměrný b) pulzující | 31 |
| Obr. 19 | Další typy zátěžných cyklů: a) trojúhelníkový; b) obdélníkový | 32 |
| Obr. 20 | Křivka únavového života | 33 |
| Obr. 21 | Schéma zobrazující návrhové úrovně zatížení v závislosti na kategoriích závažnosti poškození | 41 |
| Obr. 22 | Křivka Damage tolerance | 44 |
| Obr. 23 | Záznam z termokamery | 45 |
| Obr. 24 | Dokončený model křídélka pro zkoušky | 47 |
| Obr. 25 | Nosník | 48 |
| Obr. 26 | Stříhání prepregu na požadovanou velikost | 50 |
| Obr. 27 | Voština nastříhaná na požadované rozměry | 50 |
| Obr. 28 | Zalepené a zafixované spoje | 51 |
| Obr. 29 | Laboratorní vulkanizační lis | 52 |
| Obr. 30 | Vzorek pro zkoušení mechanických vlastností | 53 |

| | |
|--|----|
| Obr. 31 Lisování vzorku sendviče | 54 |
| Obr. 32 Vzorek s vyvrtnou dírou | 54 |
| Obr. 33 Schéma statické zkoušky: a) pro model křídélka; b) pro sendvič | 55 |
| Obr. 34 Stroj ZWICK 1456 | 55 |
| Obr. 35 Cyklovací stroj | 56 |
| Obr. 36 Zkoumaná místa spoje sendviče | 57 |
| Obr. 37 Ustavený vzorek ve stroji Zwick | 57 |
| Obr. 38 Graf závislosti síly F na průhybu y – model křídélka | 58 |
| Obr. 39 Vzorek č. 1 po zkoušce | 59 |
| Obr. 40 Vzorek č. 2 po zkoušce | 60 |
| Obr. 41 Vzorek č. 3 po zkoušce | 60 |
| Obr. 42 Vzorek č. 4 po zkoušce | 61 |
| Obr. 43 Vzorek č. 5 po zkoušce | 61 |
| Obr. 44 Vzorek sendviče při statické zkoušce | 62 |
| Obr. 45 Graf závislosti síly F na průhybu y – nepoškozený vzorek | 63 |
| Obr. 46 Separace vnější vrstvy od jádra | 64 |
| Obr. 47 Deformace smykem na zkušebním vzorku | 64 |
| Obr. 48 Separovaná vnější vrstva od jádra a poškozené jádro | 64 |
| Obr. 49 Graf závislosti síly F na průhybu y – poškozený vzorek | 65 |
| Obr. 50 Vzorky bez trhliny, pouze s lokální delaminací | 66 |
| Obr. 51 Vzorek s trhlinou a s částečnou delaminací | 66 |
| Obr. 52 Vzorek s trhlinou a lokální delaminací | 66 |
| Obr. 53 Trhlina přes celou šířku vzorku | 67 |
| Obr. 54 Cyklovací stroj nastavený do nulové polohy | 67 |
| Obr. 55 Vzorek sendviče během cyklické zkoušky | 68 |
| Obr. 56 Graf závislosti síly F na průhybu y – poškozený vzorek po cyklické zkoušce | 69 |
| Obr. 57 Vzorek bez trhliny, s lokální delaminací | 70 |
| Obr. 58 Vzorek s trhlinou a lokální delaminací | 70 |
| Obr. 59 Trhlina přes celou šířku vzorku | 70 |

SEZNAM TABULEK

| | | |
|---------|---|----|
| Tab. 1 | Vliv tloušťky jádra na mechanické vlastnosti sendviče | 12 |
| Tab. 2 | Klady a zápory jednotlivých materiálů na výrobu jádra | 16 |
| Tab. 3 | Vlastnosti vybraných vláken | 17 |
| Tab. 4 | Vlastnosti vybraných pryskyřic | 17 |
| Tab. 5 | Modul pružnosti jádra ve smyku některých materiálů | 21 |
| Tab. 6 | Akceptovatelné velikosti zatěžování dle ASTM F2245-10c | 33 |
| Tab. 7 | Hodnoty naměřené při statické zkoušce – model křídélka | 58 |
| Tab. 8 | Hodnoty naměřené při statické zkoušce – nepoškozený sendvič | 63 |
| Tab. 9 | Hodnoty naměřené při statické zkoušce – poškozený sendvič | 65 |
| Tab. 10 | Hodnoty naměřené při statické zkoušce – po únavové zkoušce | 69 |
| Tab. 11 | Porovnání průměrných hodnot při statické zkoušce | 71 |
| Tab. 12 | Srovnání poškozených vzorků před a po únavové zkoušce | 72 |

SEZNAM PŘÍLOH

- Příloha PI Materiálový list epoxidového prepregu IMP 503Z
Příloha PII Materiálový list hliníkové voštiny ECM 9.6-41
Příloha PIII Materiálový list lepidla Cyberbond E706

PŘÍLOHA PI: MATERIÁLOVÝ LIST EPOXIDOVÉHO PREPREGU

IMP 503Z



Via Tiepolo, 19 20022 CASTANO PRIMO (MI) Tel. +39 0331 880564 www.impregnatex.it

MATRIX PRODUCT DATA

IMP503Z

ST-130213-rev7-09/01/2015

DESCRIPTION

Modified epoxy resin IMP503Z is suitable for prepegging of carbon/glass and aramid fabrics. IMP503Z with his high transparency is suitable for "carbon look" composite part where high cosmetical requirements are needed. IMP503Z can be used with carbon or metallic mould with the standard technologies: Hot Press, Wrapping, Autoclave and Vacuum Bag.

BENEFITS AND FEATURES

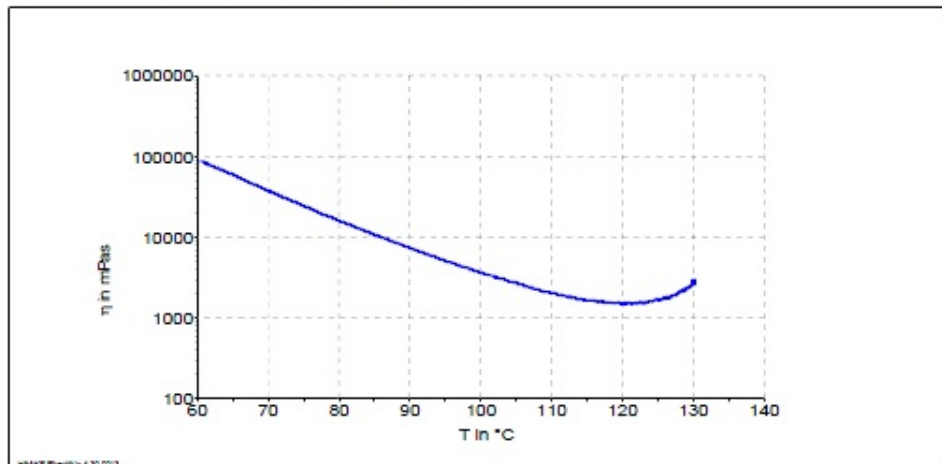
- Field of applications: automotive, sporting goods, marine, industrial
- Different curing cycles are possible
- Good mechanical properties
- UV resistance improved

RESIN PROPERTIES

| TYPE | | TOUGHENED |
|--|--------------------|-------------|
| Cured resin density | gr/cm ³ | 1,15 ÷ 1,25 |
| Gel Time at 125 °C (257 °F) | minuti | 6'-9' |
| Gel Time at 110 °C (221 °F) | minuti | 20 ÷ 26 |
| TACK | | MEDIUM/HIGH |
| Resin VOC on prepreg | % | < 1 |
| Tg fully cured (Tan Delta DMA) | °C (°F) | 120 (248) |
| Shelf life at room temperature (23 °C) | weeks | 5 |
| Shelf Life (-18°C approx) | years | 1 |

VISCOSITY VS TEMPERATURE BEHAVIOUR

The plot under depicted below is performed with cone-plate rehometer starting from 60°C until viscosity kick off.
Parameters: frequency 0.2 Hz and heating rate 3 °C/ min.



CURING CYCLES SUGGESTED

| TEMPERATURES | TIME | Tg (TanDelta DMA, °C) |
|--------------|------|------------------------|
| 110 | 2h | 120-125 |
| 125 | 1h | 120-125 |

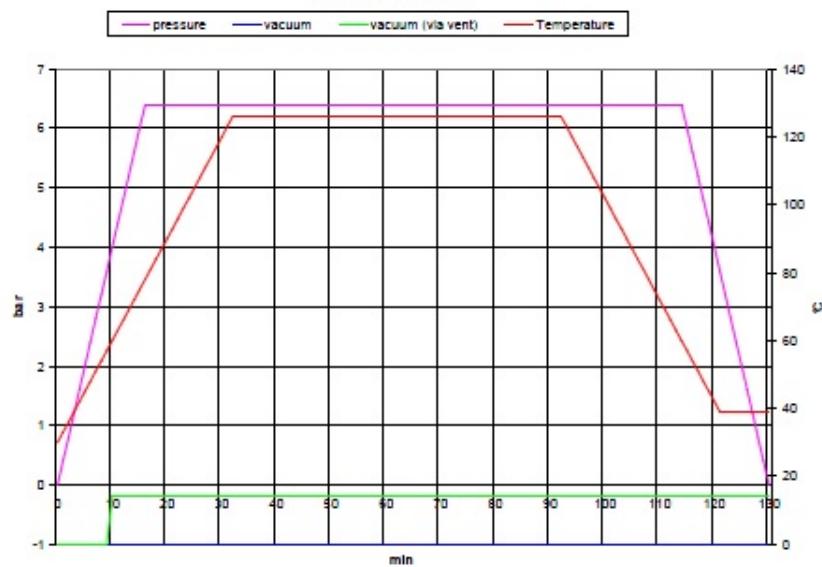
PROCESS DESCRIPTIONS

Autoclave:

125°C cycle

1. After making the bag put it in the autoclave and apply -0.9 ÷ -1.0 bar vacuum
2. Heat to 125°C at 1-3 min/°C rate
3. Apply the pressure, with quick increment slope, in order to reach the maximum possible value (ex. 4÷7 bar) before 80°C. Reached the process pressure is possible reduce the vacuum value to -0.2 bar (via vent). This option depend on the evaluations of the autoclave driver.
4. When 125°C temperature is reached dwell it and the pressure for 1h
5. Cool to 60°C under pressure, then release the pressure
6. At room temperature get the part out of the autoclave

AUTOCLAVE CYCLE



Hot Press:

125°C cycle:

1. Put the prepreg material into the mould at room temperature and close the mould at 1Bar pressure
2. Heat to 125°C a 1-3°C/min (3-5°C/min for small part if possible)
3. When 100-110°C is reached apply 2-3 Bar or over if the flow can be controlled
4. When 125°C temperature is reached dwell it and the pressure for 1h
5. Cool to 40-50°C under pressure and pull the part out

IMP503 Z is a reactive epoxy formulation, too high heat up rate and/or too high temperature dwell can give out of control temperature inside the stack lay up when thick laminate are processed (thickness over 1 cm)

These autoclave and hot press cycle are only suggestions based on Impregmatex Compositi experiences and are not absolute way to process properly the material. Different equipments may need different curing cycle conditions.

TYPICAL MECHANICAL PROPERTIES

The mechanical data below were performed on laminate cured by hot press technology at 125°C curing cycle (see above).

| FABRIC | Flexural Strength ASTM D790 [Mpa] | Flexural Modulus ASTMD790 [GPa] | G1c mod. ASTM D5528 [J/m ²] | ILSS ASTM 2344 [N/mm ²] | Volume of fibre [%] |
|-----------------|---|---------------------------------------|---|--|--|
| GG630T | 730 | 57 | 800 | 58 | 64 |
| GG428T | 800 | 52 | - | 64 | 59 |
| GG204T-V (1) | 800 | 54 | - | 64 | 59 |
| GG205T | 810 | 55 | 750 | 68 | 58 |
| GG245T | 800 | 54 | 760 | 65 | 58 |
| GG380T | 800 | 55 | 730 | 64 | 62 |
| GG90P | 655 | 52 | - | 70 | 65 |
| GG204P | 810 | 53 | - | 66 | 59 |
| CX400 | 938 | 56 | - | 54 | 62 (provini ricavati in direzione +45°) |
| GG800T | 822 | 60 | - | 52 | 64 |
| GG285T4 | 805 | 51 | - | 61 | 65 |
| VV290T | 630 | 27 | - | 57 | 64.8 |
| VV380 | 710 | 23 | - | 64 | 60 |

| FABRIC | Flexural Strength ASTM D790 [Mpa] | Flexural Modulus ASTM D790 [GPa] | G1c mod. ASTM D5528 [J/m ²] | ILSS ASTM 2344 [N/mm ²] | Volume of fibre [%] |
|---------|--|---|--|--|------------------------|
| VV580T | 760 | 30 | 1160 | 60 | 56 |
| VV700 | 750 | 25 | - | 56 | 64 |
| KK300 | 440 | 21 | - | 44 | 56 |
| GV330UD | 1150 | 115 | 700 | 73 | 66 |
| GV335UD | 650 | 250 | - | 62 | 54 |

The values are to be understood as the average of the experimental values observed.

- (1) is also available as stabilized WF1, for exposed areas where high aesthetic of textile construction must be maintained during the process.

These mechanical data were obtained by hot press technology. With different curing cycle technology these data can be different.

PREPREG STORAGE LIFE

This prepreg should be stored as received in a cool dry place or in a refrigerator. Storage life at different temperatures:

- 12 Months at -18 °C
- 5 weeks at +23 °C

After removal from refrigerator storage, prepreg should be allowed to reach room temperature before opening the polythene bag to prevent water condensation.

PRECAUTIONS FOR USE

To handle properly the prepreg product observe the established precautions.

Operators working with this prepreg should wear clean and impervious gloves to reduce the possibility of skin contact and to prevent the prepreg contamination
Safety data sheet is available for this product.

NOTE

The above mentioned technical informations are based on our actual knowhow and accurate, reproducible laboratories tests but due to the product complexity and its further processing, is not possible guarantee these.
Impregnatex Compositi will reserve to made further modification to this paperwork

PŘÍLOHA PII: MATERIÁLOVÝ LIST HLINÍKOVÉ VOŠTINY

ECM 9.6-41



| | |
|------------------------------------|-------------------------|
| EURO-COMPOSITES® | Aluminum Honeycomb Core |
| Technical Data Sheet for all types | |

Material: Alu-Alloy 3003 (AlMnCu)
Corrosion protection: zirconium oxide coated

| Mechanical Properties | Unit | Test method | Typical values | | | | | | | |
|------------------------------|-------------------|-----------------------|-------------------|--------|--------|--------|--------|--------|---------|---------|
| | | | ECM | ECM | ECM | ECM | ECM | ECM | ECM | ECM |
| | | | 3.2-130 | 4.8-77 | 6.4-60 | 6.4-82 | 9.6-41 | 9.6-55 | 12.7-42 | 19.2-29 |
| Foil Thickness | µm | ECP 231-04 | 60 | 60 | 60 | 80 | 60 | 80 | 80 | 80 |
| Cell Size, Nominal | mm | DIN 29970 | 3.2 | 4.8 | 6.4 | 6.4 | 9.6 | 9.6 | 12.7 | 19.2 |
| Density, Nominal | kg/m ³ | DIN 29970 | 130 | 77 | 60 | 82 | 41 | 55 | 42 | 29 |
| Compression Strength Unstab. | N/mm ² | DIN 53291 | 7.00 | 3.94 | 2.96 | 4.25 | 1.73 | 2.24 | 1.00 | 0.69 |
| Compression Strength Stab. | N/mm ² | DIN 53291 | - | - | 3.55 | 4.50 | - | 2.75 | - | - |
| Crush strength | N/mm ² | NIHTSATP-24-214D-02** | 3.380 | 1.679 | - | 1.665 | 0.574 | 0.891 | - | 0.263 |
| Plate Shear Strength/ L-Dir. | N/mm ² | DIN 53294 | 4.00 | 2.29 | 1.72 | 2.40 | 1.13 | 1.48 | 1.00 | 0.66 |
| Plate Shear Modul/ L-Dir. | N/mm ² | DIN 53294 | 550 | 456 | 370 | 430 | 227 | 253 | 193 | 201 |
| Plate Shear Strength/ W-Dir. | N/mm ² | DIN 53294 | 2.50 | 1.52 | 0.95 | 1.40 | 0.60 | 0.88 | 0.46 | 0.32 |
| Plate Shear Modul/ W-Dir. | N/mm ² | DIN 53294 | 350 | 265 | 166 | 220 | 98 | 170 | 87 | 54 |
| Service Temperature | °C | - | -55°C up to 177°C | | | | | | | |

Micro-Perforated: All Honeycomb ECM core types can be delivered, if required, as micro-perforated

Honeycomb: Aluminum core types ECM-P

*- Thickness of test sheet: 15.87 mm

** - Thickness of test sheet: 25.40 mm

PŘÍLOHA PIII: MATERIÁLOVÝ LIST LEPIDLA CYBERBOND E706

Cyberbond

The Power of Adhesive Information®

TS 16949, ISO 9001 & ISO 14001 certified

cb.

TECHNICKÝ LIST

Cyberbond E706

Popis:

Cyberbond E706 je tekuté dvousložkové epoxidové lepidlo s výbornou pevností ve smyku. Vyznačuje se velmi rychlou manipulační pevností a krátkou dobou vytvrzení. Je určeno k lepení všech kovů, hliníku, duralu, dřeva, keramiky a skla, je vhodný pro lepení polymerních kompozitových materiálů (jako např. polyestery, epoxidy apod.).

Technická data:

| | |
|----------------------------------|-----------------------------|
| viskozita (Brookfield) při 25°C | složka A - max. 15 Pa.s |
| hustota | 1,16 g/cm ³ |
| mísící poměry | složka A : složka B = 1 : 1 |
| smyková pevnost | -hliník 7dní=10 - 12Mpa |
| Mez pevnosti v odlupu na hliníku | 7dní (23°C)= 6 - 9Mpa |
| Doba zpracovatelnosti při 23°C | 3 - 5 minut |
| Manipulační pevnost při 23°C | 10 minut |
| Vytvrzení 23°C | 10 - 15 minut |

Návod k použití:

1. Před použitím tmelu je třeba obě strany lepeného spoje důkladně zdrsnit (pro dokonalé ukotvení tmelu - malé zdrsnění snižuje pevnost lepeného spoje) a následně dílce očistit, případně odmastit acetonem.
2. Smícháme složku A + složku B v předepsaném hmotnostním poměru 1 : 1.
3. Spojte musí být po dobu vytvrzování dobře zatíženy a pevně spojeny. Takto nanesený tmel vytvrzuje při 23 °C cca 20- 30 minut. Se zvyšující se teplotou (např. horkým vzduchem) se úměrně snižuje doba vytvrzování.
4. Znečištěné nástroje umýt hadříkem namočeným v acetonu.

Balení:

Složka A + B, 1kg + 1kg, kartuše se směšovače 24ml, 50ml, 200ml.

Skladování:

Skladujte v suchu při teplotě 20°C

Upozornění:

Návod k použití lepidla je vyhotoven na základě našich zkoušek a zkušeností. Vzhledem k tomu, že nemáme žádný přímý vliv na váš způsob práce, nemůžeme převzít zodpovědnost za výsledky lepení. Před použitím doporučujeme vyzkoušet.

Údaje uvedené v tomto technickém listu, obzvláště návrhy ke zpracování výrobků Cyberbond, se zakládají na našich nejnovějších znalostech a zkušenostech. Protože se však materiály mohou velmi lišit a nemáme vliv na pracovní podmínky, doporučujeme provést dostatečný počet vlastních pokusů pro zjištění vhodnosti našich výrobků. Za škody vzniklé na základě zde uvedených pokynů nebo na základě ustátného projednání naručíte, pokud by nám ovšem nebyl prokázán náhrát nebo hrubá nedbalost.

Cyberbond CS s.r.o., Lukášova 85, 460 10 Liberec - Ostašov XX; tel: +420 481022377, fax: +420 481022377;
info@cyberbond.cz; www.cyberbond.cz

Bankovní spojení: Raiffeisenbank a.s., číslo účtu: 4055344001/5500, IBAN CZ22 5500 0000 0040 5534 4001, SWIFT:RZBCCZPP