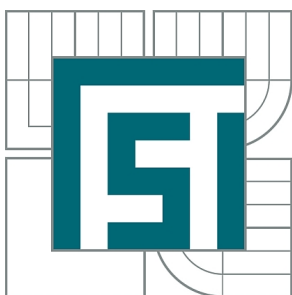


VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY



FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ
ÚSTAV MATERIÁLOVÝCH VĚD A INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING
INSTITUTE OF MATERIALS SCIENCE AND ENGINEERING

VYUŽITÍ KOMPOZITNÍCH MATERIÁLŮ V CIVILNÍM LETECTVÍ

THE USE OF COMPOSITE MATERIALS IN CIVIL AVIATION

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

RADEK NOŽIČKA

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. KAREL NĚMEC, Ph.D.

BRNO 2015

Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství

Ústav materiálových věd a inženýrství

Akademický rok: 2014/15

ZADÁNÍ BAKALÁŘSKÉ PRÁCE

student(ka): Radek Nožička

který/která studuje v **bakalářském studijním programu**

obor: **Základy strojního inženýrství (2341R006)**

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

Využití kompozitních materiálů v civilním letectví

v anglickém jazyce:

The use of composite materials in civil aviation

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Zpracování přehledu o kompozitních materiálech v současnosti používaných v leteckém průmyslu a následné vyhodnocení výhod a nevýhod různých kompozitních materiálů pro aplikaci na jednotlivé komponenty civilních letadel.

Cíle bakalářské práce:

- 1) Zpracování přehledu o dané problematice
- 2) Popis kompozitních materiálů používaných v leteckém průmyslu
- 3) Formulace závěrů o vhodnosti použití kompozitních materiálů na konkrétní komponenty civilních letadel

Seznam odborné literatury:

- 1) BAKER, Alan A, Stuart DUTTON a Donald KELLY. Composite materials for aircraft structures. 2nd ed. Reston: AIAA American Institute of Aeronautics, 2004, xx, 597 s. ISBN 1-56347-540-5.
- 2) Harris, Bryan (1999). Engineering Composite Materials (2nd Edition). Maney Publishing for IOM3, the Institute of Materials, Minerals and Mining, 1999, ISBN 978-1-86125-032-2
- 3) GAY, Daniel a Suong V HOA. Composite materials: design and applications. 2nd. ed. Boca Raton: CRC, 2007, xiv, 548 s. ISBN 978-1-4200-4519-2.
- 4) CHUNG, Deborah D. Composite Materials: Science and Applications. 2. vyd. London: Springer, 2010, 349 s. ISBN 978-1-84882-830-8
- 5) Kratochvíl, B.; Švorčík, V.; Vojtěch, D.. Úvod do studia materiálů. Praha: VSCHT, 2005. 190 s. ISBN 80-7080-568-4

Vedoucí bakalářské práce: Ing. Karel Němec, Ph.D.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2014/15.

V Brně, dne 3. 2. 2015



prof. Ing. Ivo Dlouhý, CSc.
ředitel ústavu

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

ABSTRAKT

Tato práce je zpracována formou rešerše a pojednává o využití kompozitních materiálů v civilním letectví s důrazem na konstrukce dopravních letadel.

První část práce se zabývá obecným rozdělením kompozitních materiálů a popisem jednotlivých druhů matic a výztuží. Druhá část práce dává stručný přehled o historii využití kompozitů u dopravních letadel, popisuje rozdělení letecké konstrukce, pojednává o nepoužívanějších kompozitních materiálech v leteckých konstrukcích a nabízí přehled nejčastěji používanějších výrobních technologií.

KLÍČOVÁ SLOVA

Kompozit, matrice, výztuž, konstrukce letadla, dopravní letadla

ABSTRACT

This thesis is written in a research form and it's focused on the usage of composite materials in civil aviation with the emphasis on the structures of airliners.

The first chapter deals with the basic classification of composites and the description of the particular kinds of matrices and reinforcements. The second chapter gives a brief introduction to the history of the usage of composite materials at the airliners, describes the classification of the aircraft structure, discusses the most widely employed composite materials in aircraft structures and offers an overview of various manufacturing methods.

KEYWORDS

Composite, matrix, reinforcement, aircraft structure, airliners

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

NOŽIČKA, R. *Využití kompozitních materiálů v civilním letectví*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2015. 55 s. Vedoucí bakalářské práce Ing. Karel Němec, Ph.D.

PROHLÁŠENÍ

Prohlašuji, že tuto bakalářskou práci na téma “Využití kompozitních materiálů v civilním letectví” jsem vypracoval samostatně pod vedením Ing. Karla Němce, Ph.D. a s použitím literatury uvedené v seznamu.

V Brně dne 29. května 2015

.....
Radek Nožička

PODĚKOVÁNÍ

Rád bych poděkoval panu Ing. Karlovi Němcovi, Ph.D. za jeho odbornou pomoc, věcné připomínky a rady při tvorbě této bakalářské práce. Děkuji své rodině, která mi byla velkou oporou po celou dobu současného studia.

OBSAH

Úvod	13
1 Kompozitní materiály	15
1.1 Členění kompozitů.....	16
1.1.1 Částečné kompozity	16
1.1.2 Vláknové kompozity	16
1.1.3 Vrstvené kompozity	18
1.2 Matrice.....	19
1.2.1 Kovové matrice	20
1.2.2 Keramické matrice	20
1.2.3 Polymerní matrice	21
1.3 Výztuž.....	24
1.3.1 Kovová vlákna.....	25
1.3.2 Skleněná vlákna.....	25
1.3.3 Keramická vlákna.....	26
1.3.4 Polymerní vlákna.....	27
1.3.5 Whiskery	28
2 Kompozitní materiály v civilním letectví	29
2.1 Historický vývoj kompozitu v letectví	30
2.1.1 Nejvýznamnější modely dopravních letadel	30
2.2 Hlavní části letounu	32
2.2.1 Drak.....	32
2.2.2 Pohonná soustava	37
2.3 Požadavky na letecké konstrukce	38
2.4 Kompozitní materiály v leteckých konstrukcích.....	40
2.4.1 Příklady kompozitních aplikací.....	40
2.5 Technologický způsob výroby.....	43
2.5.1 Ruční kladení.....	44
2.5.2 Automatické kladení	45
2.5.3 RTM	46
2.5.4 RFI.....	47
2.5.5 VARTM	47
2.5.6 Navíjení	48
2.5.7 Pultruze.....	49
Závěr.....	51
Zdroje.....	53

ÚVOD

Kompozitní materiály existují na Zemi již od nepaměti, avšak trvalo ještě dlouhou dobu než se záměrně začalo využívat jejich vlastností a než je společnost začala nazývat kompozitními. Nejznámějším příkladem přírodního kompozitního materiálu je dřevo vyztužené celulózními vlákny v polymerní matici ligninu. [8]

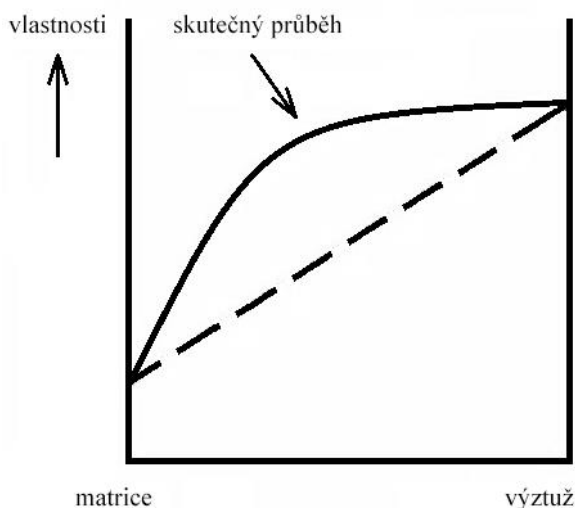
Od dob, kdy poprvé vzlétlo dřevěné letadlo bratří Wrightů, prodělal letecký průmysl velikých změn. Snaha dostat do vzduchu větší počet pasažérů, zvýšit výkon letadel, převést větší náklady za zvýšené bezpečnosti letu a palivové úspory, nastartovala vývoj lehkých a pevných kompozitních materiálů, které se progresivně uplatňují v leteckých konstrukcích. Nahrazují tak již dříve používané dřevěné a později kovové konstrukce. [9]

Tato práce se skládá ze dvou částí. První část této práce podává stručný úvod a všeobecný přehled do oboru kompozitních materiálů. Uvádí základní rozdělení kompozitů a dále se podrobněji věnuje jednotlivým typům matriční a vyztužující fáze.

Druhá část práce se zaměřuje na využití kompozitů v konstrukcích civilních letadel. Věnuje se historii použití kompozitu v dopravním letectví, základnímu rozdělení, popisu jednotlivých částí letadel a uvádí požadavky kladené na letecké konstrukce. Dále shrnuje aplikace nejpoužívanějších druhů kompozitů v leteckých konstrukcích a poskytuje širší představení dostupných výrobních technologií.

1 KOMPOZITNÍ MATERIÁLY

Kompozit je heterogenní materiál tvořený dvěma či více fázemi (složkami, komponentami), které se vzájemně liší svými chemickými, fyzikálními a mechanickými vlastnostmi. [4] Všechny fáze podílející se na vzniku kompozitu vytváří materiál, který dosahuje lepších vlastností, než by odpovídalo pouhému sečtení jednotlivých vlastností složek. Tento charakteristický jev je nazýván synergismus, zobrazený na následujícím diagramu na obr. 1. [1]



Obr. 1 Schéma synergického efektu v kompozitním materiálu [5]

Základní složkou soustavy je spojitá fáze neboli matrice, která obklopuje nespojitou fázi, zvanou výztuž. [1] Matrice je tvořena slabším materiálem, který má za úkol přenášet vnější zatížení do výztuže, chránit výztuž před vnějším poškozením a udržet geometrickou polohu výztuže. [2] Vyztužující fáze vyniká vysokou pevností, tvrdostí a modulem pružnosti, čímž se významně podílí na zlepšení vlastností kompozitu. [1] Základním předpokladem pro dosažení optimálních vlastností kompozitu je dobrá adheze mezi vláknem a matricí, které umožní převedení působících sil na vlákna. [3]

Obecné vlastnosti kompozitních materiálů shrnují následující body:

Výhody:

- nízká hmotnost
- vysoká tuhost
- vysoká pevnost
- dobrá lomová houževnatost
- tvárnost
- únavová pevnost
- absorpce energie
- tlumení
- odolnost vůči korozi
- tepelná stabilita

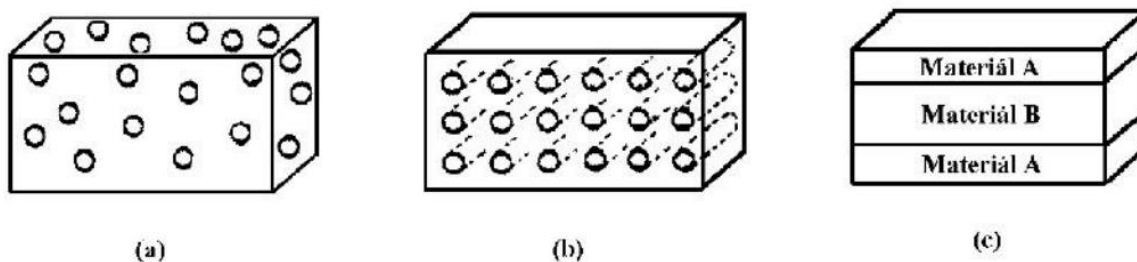
Nevýhody:

- vysoká cena
- náročnost výroby
- špatná recyklovatelnost
- nízká odolnost vůči mechanickému poškození ve směru kolmo k vláknům
- špatná rozpoznatelnost poškození materiálu
- náročnost opravy

1.1 ČLENĚNÍ KOMPOZITŮ

Množství různých kompozitních materiálů na trhu vyžaduje rozdělení kompozitů dle různých hledisek. Nejzákladnější dělení je podle vlastnosti výztuže nebo materiálu matrice, kterému se práce věnuje podrobněji v následujících kapitolách. Další rozdělení se používá např. podle geometrického tvaru, orientace nebo velikosti vyztužujících částic. [2, 4]

Podle geometrického tvaru dělíme kompozity na částicové, vláknové a vrstvené, jak znázorňuje obr. 2. [4]



Obr. 2 Částicový (a), vláknový (b) a vrstvený (c) kompozit [2]

1.1.1 ČÁSTICOVÉ KOMPOZITY

Částicové kompozity jsou tvořeny částicemi rozptýlenými v matrici, které nabývají nejrůznějších tvarů, např. kulovitěho, destičkovitého nebo nepravidelných tvarů. Prvky, které je vytváří, jsou nejčastěji oxidy nebo nitridy, karbidy a boridy. Částice se v kompozitech podílejí na přenosu zatížení, ovšem v menší míře než vlákna. Používají se hlavně pro zlepšení vlastností materiálu matrice, např. pro úpravu tepelné a elektrické vodivosti kompozitu, zvýšení odolnosti za vysokých teplot, zvýšení otěruvzdornosti a zlepšení obrobitelnosti. [1, 4]

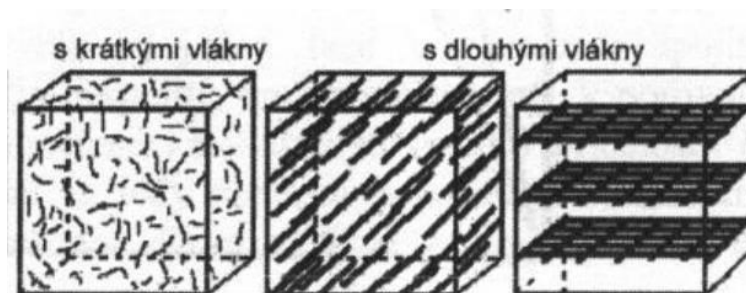
1.1.2 VLÁKNOVÉ KOMPOZITY

Vlákna vyztužující kompozit mohou být kovová, polymerní, keramická, skleněná nebo whiskery (vláknové monokrystaly).

Kombinací pevných a tuhých vláken s poddajnou a křehkou matricí za přítomnosti synergického efektu je vytvořen kompozit s vysokou pevností, houževnatostí a tuhostí. Z tohoto důvodu nacházejí vláknové kompozity větší uplatnění v praxi v porovnání s částicovými kompozity, a proto je těmto kompozitům věnována větší pozornost. [4]

Rozdělení vláknových kompozitů podle délky na:

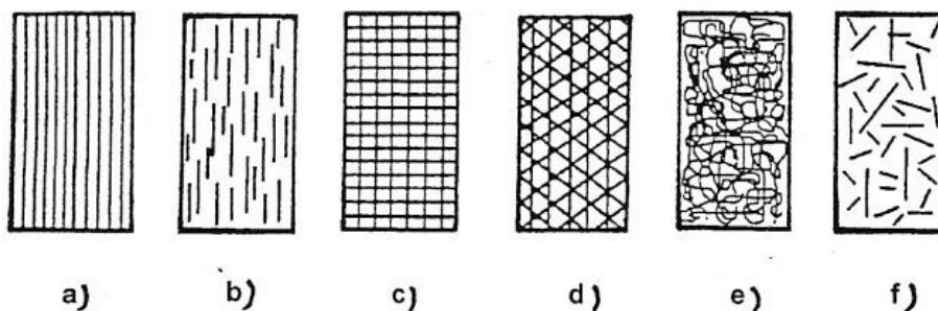
- kompozity s dlouhými vlákny
- kompozity s krátkými vlákny



Obr. 3 Rozdělení kompozitních materiálů podle délky [1]

Rozdělení vláknových kompozitů podle způsobu orientace vláken v matrici:

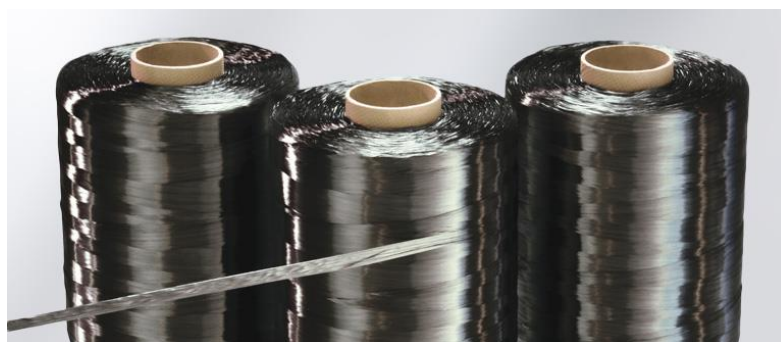
- s uspořádaným systémem vláken (jednosměrné, dvouosé a víceosé)
- s nahodilým uspořádáním vláken (mnohosměrné)



Obr. 4 Uspořádání vláknové výztuže v kompozitech: a) jednosměrné – dlouhá vlákna, b) jednosměrné – krátká vlákna, c) dvouosé (křížová tkanina), d) víceosé, e) nahodilá orientace vláken (netkaná textilie, rohož), f) nahodilá orientace krátkých vláken [4]

Kompozity s dlouhými vlákny a jednosměrným způsobem orientace vláken dosahují různých vlastností závislých na směru vláken, tzv. anizotropních vlastností. Anizotropie vláken se snižuje u víceosých uložení vláken. Patří sem např. roving, který vzniká spojením určitého množství vláken dohromady, aniž by došlo ke zkrucování jednotlivých vláken. [3, 4]

Velkou výhodou využití vláknových kompozitů je možnost výroby součástí nejobtížnějších tvarů, které by jinak vůbec nebylo možné vyrobít. [3, 4]



Obr. 5 Roving z uhlíkových vláken [29]

1.1.3 VRSTVENÉ KOMPOZITY

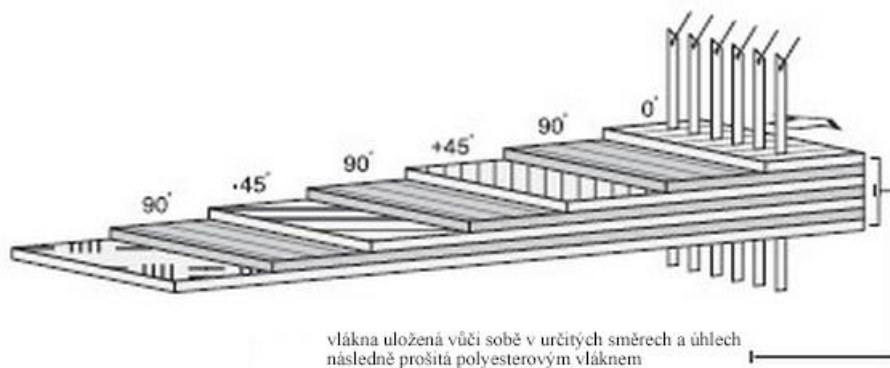
Vláknové kompozity se rozdělují podle způsobu prostorového uspořádání na jednovrstvé (lamina) a mnohovrstvé (lamináty). Lamináty také vytváří sendvičové materiály, které jsou často využívány v konstrukci letadel. [4]

Lamináty

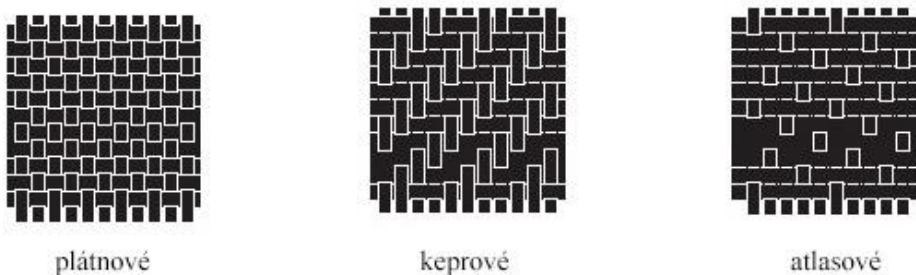
Lamino je jednovrstvý anizotropní kompozit o tloušťce 0,1 mm, který nelze použít samostatně. Stejná či různá jednotlivá lamina se skládají na sebe a vytváří vícevrstvý kompozit, tzv. laminát.

Na výrobu laminátů se používají prepregy, což jsou částečně vytvrzené lisovací hmoty v podobě předimpregovaných vláken, které tvoří jednovrstvé lamino. Pokud je kompozit vytvořen kombinací různých vrstev z různých materiálů, jedná se o hybridní laminát. Tento typ laminátu přebírá a kombinuje vlastnosti všech použitých materiálů, čímž dosahuje zvýšené odolnosti ve směru kolmém na roviny vrstev. [3, 4]

Při výrobě vláknových kompozitů lze ovlivňovat výsledné vlastnosti kompozitu, které nejsou závislé na směru působení zatížení. Jsou to tzv. izotropní vlastnosti. Této nezávislosti se dosahuje změnou úhlové orientace vrstev laminátů či jejich úpravou skladby, jak je znázorněno na obr. 6. Izotropními materiály jsou obecně nazývány lamináty, které tvoří lamina vyztužená rohožemi, nahodile uspořádanými vlákny nebo s výztuží typu netkaných textilií. [3, 4]



Obr. 6 Výroba multiaxiálních prošitých tkanin [28]

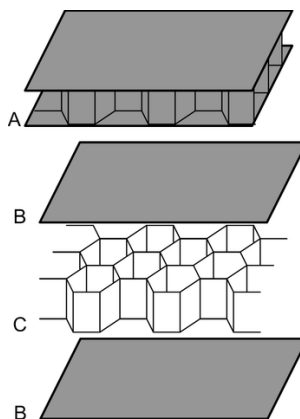


Obr. 7 Typy základních skelných tkanin používaných jako výztuže v laminátech [27]

Sendvičové materiály

Mezi nejvýznamnější vrstvené kompozity v leteckých konstrukcích patří tzv. sendvičové materiály. Jsou složeny z lehkého jádra, které obklopují dvě vnější laminátové desky, jak schématicky znázorňuje obr. 8. Tyto desky jsou nejčastěji vyztužené skleněnými či uhlíkovými vlákny v termosetické matrici, díky kterým získává materiál velkou tuhost v ohybu. Jádro je tvořeno lehkými materiály, které nejčastěji tvoří kompozitní hliníkové voštiny či pěny. Materiály tvořící jádro zajišťují nízkou hmotnost sendvičového materiálu a spolu s deskami

zajišťují dobrou tuhost materiálu, čímž dochází k zamezení ztráty stability při zatížení. Výhodou sendvičových materiálů je jejich dobrá pevnost, ohnivzdornost, korozivzdornost, odolnost vůči abrazi a odolnost vůči šíření únavových trhlin. Vlastnosti sendvičových materiálů mohou být ovlivněny na základě použitých materiálů jádra, materiálů použitých ve vnějších laminátech či výběru lepidla, které je pojí k sobě. [7, 10]



Obr. 8 Diagram sendvičového materiálu (A), vnější desky ve formě laminátů (B), jádro tvořené voštinami (příp. pěny) (C) [26]

Podle povahy matrice se dělí kompozity na kovové, keramické nebo polymerní. U kompozitů s polymerní matricí se dále rozdělují matrice na termosetové (reaktoplasty) a termoplastové. [4] Tato práce se věnuje podrobně všem jednotlivým typům v následující kapitole.

1.2 MATRICE

Matrice je materiál, který obklopuje vyztužující fázi tvořenou vlákny či částicemi tak, že po spojení vznikne tvarově stálý výrobek, který se nazývá kompozit. [3]

Hlavním úkolem matrice je: [3]

- přenos vnějšího zatížení na vyztužující fázi
- převedení namáhání z vlákna na vlákno
- zajištění geometrické polohy vláken a tvarové stálosti výrobku
- ochrana před vnějšími vlivy z okolí

Ve většině případů se navíc po matrici vyžaduje nízká hmotnost. V porovnání s výztuží má matrice nižší pevnostní vlastnosti, avšak dosahuje větší plasticity. [4]

Aby bylo dosaženo kvalitnějšího kompozitu, je nutné použití pevnější výztuže a zajištění dokonalé adheze mezi jednotlivými vlákny a matricí. Pro zlepšení adheze se nanáší na vlákna apretace, čímž dochází k posílení fyzikální, příp. chemické vazby na rozhraní vlákno – matrice. Dále musí mít matrice vhodnou viskozitu a povrchové napětí, aby vlákno zcela a bez bublin prosytila. [3, 4]

1.2.1 KOVOVÉ MATRICE

Kovové matrice se vyznačují dobrou pevností ve smyku, odolností vůči opotřebením, tuhostí, houževnatostí, vyšší tepelnou odolností (žárupevností), dobrou elektrickou a tepelnou vodivostí. Výhodou je možnost spojování či povlakování. Díky charakteru tvárnosti lépe odolávají rozvoji trhlin v materiálu. [1, 4]

Nejvýznamnějšími zástupci jsou lehké slitiny hliníku, hořčíku, titanu a jejich slitiny na bázi niklu. Kompozity s kovovou maticí se používají v situacích, kde již není dostačující pevnost slitiny kovu. Proto je chemické složení materiálu kovové matrice závislé na oblasti použití. Pro nízké teploty se používá matrice z niklových slitin a pro elektrotechnické účely se používají matrice tvořené mědí nebo stříbrem. [1, 4]

Rozšířené jsou částicové kompozity s kovovou maticí, které se používají v mnoha materiálových kombinacích a technických aplikacích. Matrice je obvykle tvořena Ag, Al, Cu, Fe, Ni, které se vyztužují částicemi stejně jako keramické matrice za pomoci technologie práškové metalurgie, tj. proces vyztužování za pomoci synteticky připravených prášků na bázi oxidů, nitridů, karbidů či boridů. Tento výrobní postup produkuje kompozity o vysoké tvrdosti. [4][3]

Při výběru kovové matrice se klade důraz zejména na zajištění chemické a fyzikální kompatibility s vlákny. Při přípravě kompozitu nesmí dojít k nežádoucím reakcím mezi vlákny a kovovou maticí, např. vzájemným difuzím či rozpuštěním vláken v matici, což by znamenalo ztrátu kvality kompozitu. [4]

Nejvýhodnějšími vlákny v kovové matici jsou vlákna kovová (wolframová) nebo keramická (borová, uhlíková). Jejich malá smáčivost v roztaveném kovu je vyřešena povrchovou úpravou s povlakem z karbidu křemíku, který přispívá ke zvýšení tepelné stability kompozitu. Používá se u kompozitů, které jsou vystavovány vysokým teplotám, např. v brzdovém obložení nebo spalovacích motorech. [4]

1.2.2 KERAMICKÉ MATRICE

Keramika je anorganický nekovový materiál tvořený heterogenní strukturou krystalických látek o různém uspořádání a složení. Keramické materiály patří mezi vysokoteplotní materiály, které mají vynikající vysokoteplotní a chemickou odolnost, vysokou tvrdost a pevnost v tlaku, odolnost vůči creepu za vysokých teplot, malou tepelnou vodivost, vysokou teplotu tání, nesnadnou obrobitelnost, nedostatečnou lomovou houževnatost, křehkost a velkou citlivost na vnitřní defekty. Na základě těchto charakteristik je keramika často využívána jako pojivo v kompozitních materiálech. [1, 4]

Základ keramických matic tvoří oxidy, nitridy, karbidy nebo také grafit. Rozdělují se na keramické matrice oxidické povahy (Al_2O_3 , ZrO_2 , oxidická skla) nebo neoxidické povahy (SiC , Si_3N_4 , C atd.). [1, 4]

Částicové kompozity s keramickou maticí mohou být tvořeny systémy typu keramika – keramika, keramika – kov či kompozity na bázi grafitu. Nacházejí praktické využití hlavně díky vynikající odolnosti proti vysokým teplotám, přičemž dosahují dobré pevnosti a odolnosti proti creepu a oxidaci. Vyztužení kompozitů s keramickou maticí probíhá za pomoci technologie práškové metalurgie na bázi oxidů, nitridu, karbidu a případně boridů. Malé částice dispergované v matici zvyšují tvrdost, mez kluzu a pevnost materiálu matrice. Tohoto zpevnění lze dosáhnout pouze za podmínky přítomnosti acikulárních částic v částicové výtuzi, například destičkovitého či jehlancovitého tvaru. [4]

Zvýšení lomové houževnatosti kompozitu s keramickou maticí lze dosáhnout aplikací kovových (wolframových, molybdenových) či keramických (karbidu křemíku SiC, uhlíkových) vláken do matrice při vlastnostech vyššího modulu pružnosti vláken než má keramická matrice. [4]

Kompozity vyztužené keramickými vlákny mají vysokou pevnost, tepelnou a chemickou odolnost. Příkladem tohoto typu je kompozit s keramickou maticí Si₃N₄ vyztužený vlákny karbidu křemíku SiC, který se používá na lopatky spalovacích turbín. [4]

1.2.3 POLYMERNÍ MATRICE

Polymerní matrice je nejčastěji využívaným typem při výrobě kompozitů. V porovnání s kovy má nízkou měrnou hmotnost, vysokou měrnou pevnost, korozní odolnost, dobré tlumení kmitů, nízkou tepelnou a elektrickou vodivost a nevyžaduje povrchové úpravy. Hlavní výhodou se uvádí nízká hustota, díky které se často používá v letadlových konstrukcích. Nevýhodou je ovšem nízká tepelná odolnost polymerů, a proto je při výběru nutné zvážit faktory, jako je účel použití kompozitu, tepelná a chemická odolnost, dostupnost zpracovatelské technologie a především cena kompozitu. [1, 4]

Mechanické vlastnosti polymerních matic se od sebe vzájemně příliš neodlišují, avšak i přesto jsou závislé na použití druhu polymeru (termoplast, reaktoplast, elastomer) a na typu struktury daného polymeru (amorfní, semikrystalická zesíťovaná). [4]

Částicové kompozity s polymerní maticí nalézají široké uplatnění v různých oborech. Mezi zástupce částicových kompozitů lze jmenovat i polymery s pevnými plnivy (saze, CaCO₃, slída, skleněné kuličky, SiO₂, atd.), které mají příznivý vliv na mechanické vlastnosti kompozitu jako je zvýšení modulu pružnosti, otěruvzdornosti a jiné. Příměsové částice dodávají kompozitu větší tvarovou stálost za tepla, menší smrštění, zvýšení tepelné vodivosti, snížení tepelné roztažnosti či zvýšení pružnosti v tahu. Na zvýšení tuhosti polymerů je nutné použít částice o velikosti větší než 1 mm. Samotné zpevňování polymerních matic probíhá za použití prášků mikromletých minerálů z hlinitokřemičitanů (kaolin, mastek), vrstvených hlinitokřemičitanů (slída) nebo uhličitánů (vápeneč, těživec). Druh a množství plniva jsou závislé na požadovaných vlastnostech kompozitu. Pro zvyšování elektrické vodivosti se přidávají kovové prášky (Al, Cu, Ag) o vysoké koncentraci. Pro získání kompozitů s magnetickými vlastnostmi se používá výztuž tvořená feromagnetickými oxidy železa nebo je použito práškové železo. [1, 3, 4][3]

Vláknové kompozity s polymerní maticí se uplatňují v oborech, kde je vyžadována vysoká měrná pevnost, vysoký měrný modul pružnosti v tahu, dobrá korozivzdornost, dobrá chemická odolnost a dobré dielektrické vlastnosti. [4]

Pro vláknové kompozity s polymerní maticí jsou ustálená označení dle normy ISO 8604: [4]

- typ vlákna – G, C, A [G skleněná (glass), C uhlíková (carbon) a A aramidová (aramid)]
- forma výztuže – C, F, M [C v podobě kontinuálních vláken (continuous), F pro textilní vazby (fabric), M pro netkané textilie, rohože (mat)]
- orientace výztuže – C, D, R, UD [C sekaná vlákna (chopped), D nebo UD jednosměrně orientovaná (directional, unidirectional), R nahodilá orientace (random)]
- typ produktu – PIR, PIF, PIM [PIR prepreg s rovingy (přadence vláken), PIF prepreg s tkaninou, PIM prepreg s rohoží]

Polymerní matrice se nevyztužují kovovými a keramickými vlákny, protože tato vlákna mají negativní vliv na mechanické vlastnosti kompozitu, díky své hustotě. [4]

Termosetická matrice

Reaktivní pryskyřice tvoří skupinu termosetů. Jsou nazývané jako lici, impregnační, prosycovací nebo zalévací pryskyřice. [3]

Mezi nejčastěji používané reaktoplastové matrice se řadí: [4]

- epoxidové pryskyřice (EP)
- nenasyčené polyesterové pryskyřice (UP)
- vinylesterové pryskyřice (VE)
- formaldehydové pryskyřice (PF)
- polyuretanové pryskyřice (PUR)

Nejčastěji používaná vlákna s termosetickou maticí jsou uhlíková, aramidová a skleněná. Uhlíková a aramidová vlákna nalézají nejvýhodnější použití v kombinaci s epoxidovými pryskyřicemi při výrobě laminátů, které se vytvrzují z prepregů v autoklávech. Výroba laminátů tvořená skleněnými vlákny je běžná za pomoci tzv. kontaktní beztlakové laminace, nazývaná také laminací s tekutou pryskyřicí za mokra. [4]

Aby kompozit získal konečné vlastnosti, musí dojít k vytvrzení. Reaktivní pryskyřice jsou kapalné či tavitelné a jejich proces vytvrzování probíhá buď samostatně nebo smícháním s tvrdidly, kterými mohou být iniciátory, urychlovače, katalyzátory či aldehydy (fenoly) – vytvrzení polyadící nebo polymerací bez odštěpení reaktivních těkavých složek. [3]

Předností kompozitů s termosetickou maticí je její nízkomolekulární výchozí stav, který je za normální teploty v tekuté formě. Pokud je ve formě taveniny, její viskozita je nižší než viskozita taveniny termoplastů. Z tohoto důvodu se termosety lépe zpracovávají a prosycují vlákna. Taktéž vyžadují menší energetické nároky na prosycení vláken z důvodu průběhu zpracování za nižších teplot. [3]

Pryskyřice VE, PF a PUR mají z celé nabídky pryskyřic obecně lepší vlastnosti. Proces vytvrzování pryskyřice PF musí probíhat za vysokého tlaku z důvodu vody, která se z ní v průběhu uvolňuje, a bez dostatečného tlaku by mohla zanechat ve struktuře matrice nežádoucí póry. [4]

Kompozity s termosetickou maticí se dále rozdělují na základě použité výztuže na: [3, 4]

- nepravidelně rozdělená vlákna
- tkaniny a rohože

Termoplastická matrice

Kompozity s termoplastickou maticí se stále více uplatňují v různých odvětvích. Mezi ekonomicky nejvýhodnější matrice patří polypropylenové (PP). Naopak dražší a zároveň pevnější, chemicky a tepelně odolnější, jsou aromatické termoplasty, např. polyamidy (PA), polyimidy (PI), polyamidoimidy (PAI) a jiné. [4][3]

Na výrobu vysokopevnostních termoplastických matic se používají polyethylen (PE), styrén-polyethylen (PE), styrén-akrylonitril acetáty (SAN), polybutylentereftalát (PBTP), polyvinylidenfluorid (PVDF), tavitelné kopolymery tetrafluorethylenu (PTFE) a jiné. [4]

Termoplasty a termosety se od sebe liší jiným zpracováním i odlišnými uživatelskými vlastnostmi. Hlavní předností termoplastů je jejich vyšší houževnatost, ovšem pouze minimum termoplastů dosahuje takové hodnoty modulu pružnosti a chemické a tepelné odolnosti jako termosety. Výhodou termoplastů je způsob zpracování a tvarování, které probíhá pouhým ohřevem na tavicí teplotu 200 °C, a ztuhnutím matrice bez vstupujících chemických vytvrzovacích procesů, které mají negativní vliv na kvalitu výrobků a stejně tak i na životní

prostředí. Nevýhodou je náročnější prosycování vláken v roztavené fázi v průběhu zpracování, díky řádově vyšší viskozitě. [3]

Termoplastické matrice jsou z výrobního hlediska obecně výhodnější díky kratšímu času lisování a absenci vytvrzovacího procesu. Oba materiály se zpracovávají lisostřikem za vysokých teplot a proces je ukončený zchlazením. [3, 4]

Nejčastějšími typy výztuže jsou vlákna skleněná, uhlíková, aramidová (PPTA) a vlákna z vysoce dloženého polyetyleny UHMW-PE (Ultra High Molecular Weight). [3]

- **Termoplasty vyztužené krátkými vlákny**

Tyto termoplasty vynikají zejména svojí cenou, a proto je jejich vyztužení účelné pouze pokud není možné dosažení požadovaných mechanických vlastností jinými způsoby a nebo dojde-li ke značnému zlepšení mechanických vlastností, kterých by nebylo možné dosáhnout u nevyztužených termoplastů

- **Termoplasty s dlouhými vlákny**

Nabízí nižší surovinové náklady, houževnatější materiál, větší odolnost proti poškození a zpracování bez chemické reakce. Z negativních vlastností lze jmenovat špatnou přilnavost nátěrů, nízkou odolnost proti povrchovým látkám způsobujícím korozi při napětí spojenou se špatnou kvalitou povrchu, nízkou tvrdost a větší náchylnost proti creepu než termosetické matrice. [3]

- **Termoplasty s nekonečnými vlákny**

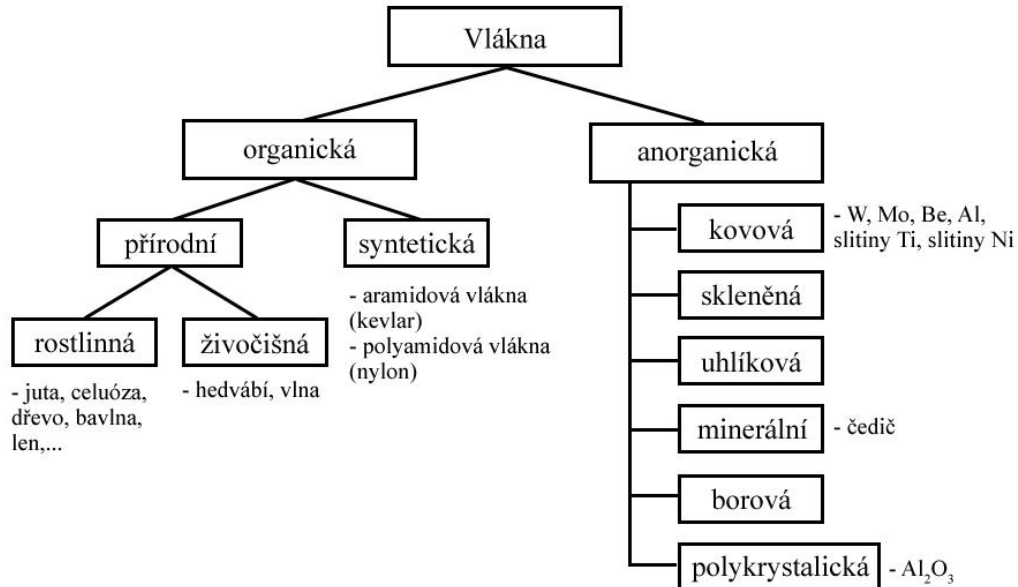
Termoplasty s nekonečnými vlákny, které se používají jako polotovary pro další zpracování, jsou vyztužené například skleněnou rohoží (GMT), jednosměrnými pásy nebo tkaninou. [3]

- **Vysokopevnostní termoplastové kompozity**

Do poslední skupiny spadají kompozity, které obsahují až 80 % vyztužujících vláken. Nejdůležitějšími výrobky této skupiny jsou termoplasty vyztužené skleněnými rohožemi z PP matrice (GMT) a termoplasty vyztužené dlouhými vlákny (LFT) – prošité rohožemi, přičemž v důsledku lámání vláken tak materiál snadněji vyplní formu. [3]

1.3 VÝZTUŽ

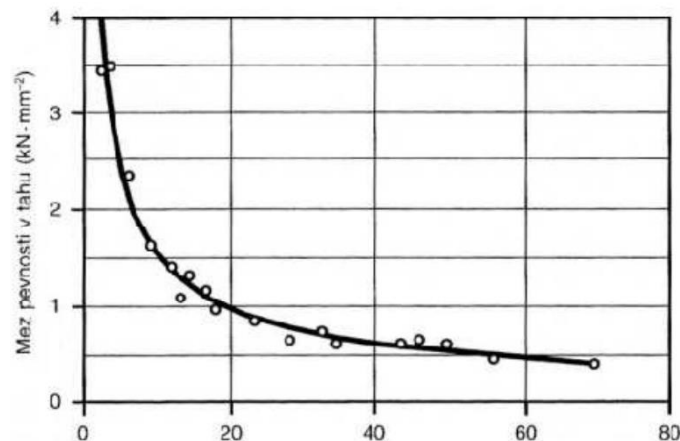
Vlákna vyztužující kompozity se dělí na kovová, polymerní, keramická, skleněná a whiskery. [4]



Obr. 9 Schématické dělení nejčastěji využívaných vláken [2]

Průřez vláken je kruhový o průměru 0,05 - 0,015 mm, v závislosti na druhu vláken. Průměr vláken mezi 0,1 - 1 μm je typický pro whiskery, které se nazývají mikrovlákna. Vlákna o průměru 1 - 10 μm jsou střední vlákna a mezi jejich zástupce patří uhlíková, skleněná nebo textilní vlákna. S průměrem nad 10 μm se označují vlákna hrubá, která jsou tvořena B, TiB₂, SiC apod. Vlákna do 100 nm se nazývají nanovlákna. [5]

Kompozity dosahují největší pevnosti ve směru vláken, pro které je typická anizotropie. Vlastnosti vláken jsou značně závislé na průřezu, který ovlivňuje jejich pevnost v tahu. Čím menší je průřez vlákna, tím je pevnost v tahu větší (dochází ke zpevnění v důsledku stupně deformace). Toto je odůvodněno poklesem defektů (trhlin, dutin), které se mohou vytvořit ve vlákně v poměru k jeho velikosti. Samotná vlákna tak dosahují větší pevnosti než konvenční materiály typu deska nebo tyč. [1]



Obr. 10 Vliv průměru skleněného vlákna na jeho pevnost [3]

1.3.1 KOVOVÁ VLÁKNA

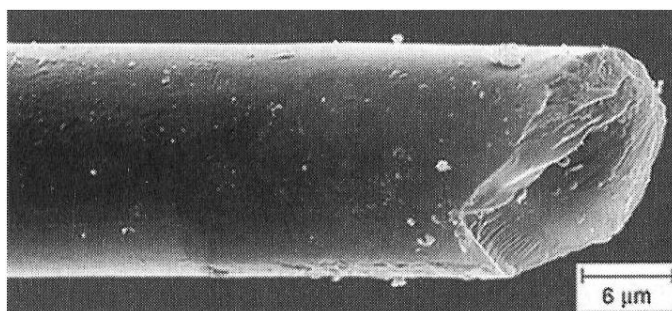
Kovová vlákna se nejčastěji využívají k vyztužování kovových matic. Jsou poměrně těžká, a proto je jejich použití méně výhodné. [5]

Ocelová vlákna z uhlíkových ocelí se používají na zpevnění kovových matic o nízkém bodu tavení, např. pro zpevnění hliníkových slitin. Při vyšších teplotách se používají vlákna z oceli typu maraging, tj. martenzitická stárnoucí ocel. Pro zpevnění žáruvzdorných slitin se používají velmi těžká wolframová nebo molybdenová vlákna z žárupevných kovů. [4, 5]

Nově se začala aplikovat vlákna z kovových skel, která mají vysokou mez pevnosti 5000 až 8000 MPa. Dále se vyvíjejí hybridní organokovová vlákna (Si-Ti-C-O) a kovokeramická vlákna, jejichž základ tvoří oxidy (Al-B-Si, Al-Cr-Si). [4, 5]

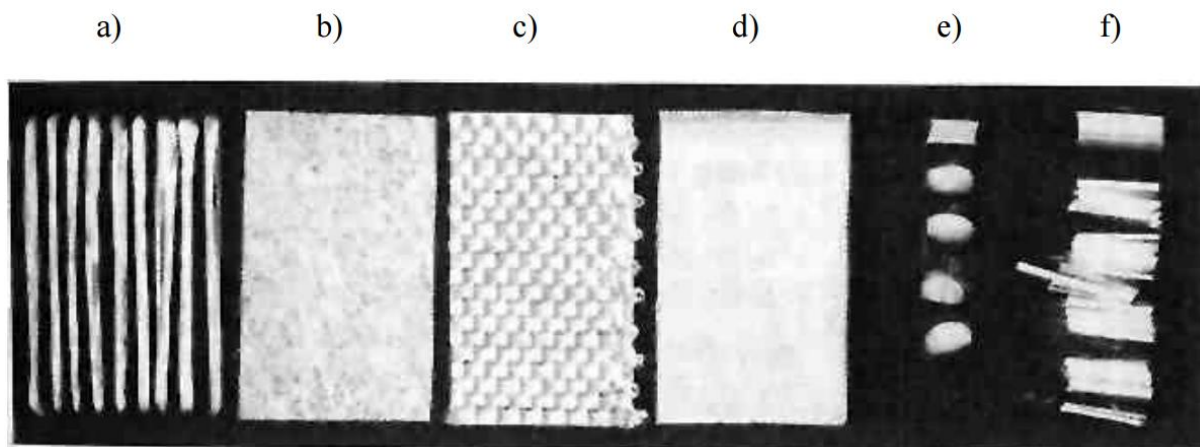
1.3.2 SKLENĚNÁ VLÁKNA

Skleněná vlákna se uplatňují v kompozitech s polymerní maticí. Vynikají zejména vysokou pevností, avšak velkou nevýhodou je jejich křehkost a nízký modul pružnosti. [4]



Obr. 11 Struktura skleněného vlákna [3]

Nejčastěji se využívají v podobě tkanin, např. v maticí z polyesterové pryskyřice vytváří sklolamináty vyztužené vlákny z bezalkalických skel, tzv. E sklo. Tato vlákna jsou vyrobena z SiO_2 , Al_2O_3 , CaO a MgO . Skleněná vlákna se vyrábí rychlým tažením z taveniny. V porovnání s ostatními vlákny je výroba skleněných vláken jednodušší a levnější. Uplatnění v praxi nalézají hlavně v konstrukcích letadel, automobilů, sportovním vybavení atd. [1, 4]



Obr. 12 Nejpoužívanější typy sklovláknitých výztuží (pro reaktivní pryskyřice): a) roving, b) rohož, c) tkanina z pramenců, d) tkanina z vláken. Pro termoplasty: e) krátká vlákna (přibližně délky 0,22 mm), f) dlouhá vlákna (přibližně délky 5 mm). [3]

Z důvodu křehkosti skleněných vláken se vyrábějí kompozity s vysokou náročností na tuhost, tzv. hybridní kompozity. Kompozity, jejichž obchodním názvem je GLARE, jsou vyztuženy ze skleněných a uhlíkových vláken. Vynikají dostatečnou tuhostí a příznivou výrobní cenou. [1]

1.3.3 KERAMICKÁ VLÁKNA

Pro keramická vlákna je typická odolnost vůči vysokým teplotám, tepelná stabilita, vysoká tuhost, malá tepelná roztažnost, malá závislost vlastností na teplotě, vysoký modul pružnosti, nízká měrná hmotnost, nižší hustota a schopnost odolat vyšším tlakům, v porovnání s ostatními vlákny. Keramická vlákna se běžně používají s kovovou či keramickou maticí při požadavcích na kompozit se zvýšenou odolností vůči vysokým teplotám. [1]

Základní rozdělení keramických vláken:

- borová
- uhlíková
- z karbidů, nitridů a oxidů

Mezi další zástupce keramických vláken patří např. Nextel neboli Saffil, který je tvořen vlákny oxidu hlinitého s častou aplikací v kovových (Al, Mg) či keramických maticích. [1]

Borová vlákna

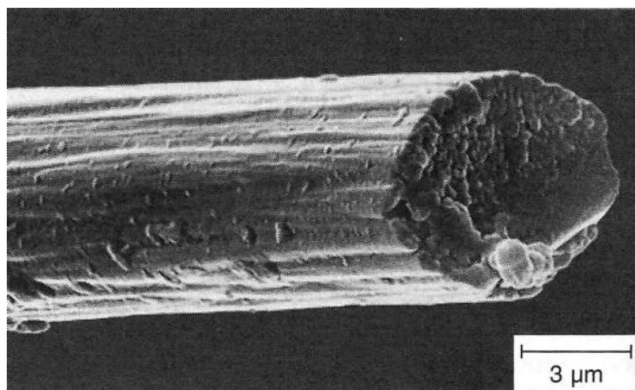
Borová vlákna byla jako jedna z prvních výztuží obsažena v maticí s hliníkovou slitinou při výrobě raketoplánů v 60. letech 20. století. Od té doby se začaly používat hlavně v maticích tvořených epoxidovými pryskyřicemi, například pro výrobu sportovního náčiní. Nevýhodou je složitá výroba borových vláken. [1]

Pevnost borových vláken je kolem 4 GPa, modul pružnosti dosahuje 400 GPa a typický průměr vláken je asi 100 μm . Borová vlákna jsou obtížně tvarovatelná, a proto se dlouhá vlákna připravují pomocí metody chemické depozice boru za přítomnosti plynné fáze na wolframové vlákno průměru 12 μm . Vzhledem ke skutečnosti, že bor je velmi reaktivní prvek s ostatními kovovými maticemi (Al, Ti), nanáší se na vlákna povlak z karbidu křemíku. Takto upravené vlákno o stejných mechanických vlastnostech jako mají borová vlákna, nazýváme Borsics. [4]

Uhlíková vlákna

Uhlíková vlákna jsou nejpoužívanějšími mezi keramickými vlákny. Jsou označovány jako jedny z nejvíce perspektivních výztuží pro polymerní, keramické i kovové matrice. Největší uplatnění nacházejí v leteckém i kosmickém průmyslu. [1, 4]

Uhlíková vlákna dosahují vysoké mechanické pevnosti, nízké hmotnosti, vysoké stability za vysokých teplot, korozivzdornosti do 200 °C, velké odolnosti proti únavě, malé odolnosti proti ostrým ohybům, dobré elektrické vodivosti a minimální tepelné roztažnosti nebo smrštitelnosti. Jsou také chemicky inertní a mají nižší pevnost za normální teploty v porovnání se sklem či aramidem, ovšem pevnost zůstává nezměněná až do 1000 °C. Vlákna se musí upravovat kvůli špatné přilnavosti k maticí. Hlavní nevýhodou je jejich vysoká cena. [1, 5]



Obr. 13 Uhlíková vlákna [3]

Dělení uhlíkových vláken dle modulu pružnosti na: [4]

- IM (Intermediate Modulus) – středně modulová vlákna s modulem 200 až 300 GPa, které mají nejvyšší pevnost z dlouhých vláken
- HM (High Modulus) – vysokomodulová vlákna, která dosahují modulu pružnosti vyššímu jak 350 GPa
- UHM (Ultra High Modulus) – ultramodulová s modulem pružnosti přesahujícím 450 GPa

Výroba uhlíkových vláken probíhá několika způsoby: [1, 5]

- Pyrolýzou neboli tepelným rozkladem polymer v inertní atmosféře (N_2 , Ar) při teplotě až 2000 °C – nejčastější způsob výroby z umělých polymer (polyakrilonitrilová vlákna) nebo přírodních polymer (smoly z ropy, atd.).
- Tepelným rozkladem uhlovodíků.
- Odpařováním obloukového výboje mezi uhlíkovými elektrodami v přetlaku argonu.

Uhlíková vlákna nižší kvality se vyrábí pyrolýzou zbytků po destilaci ropy, smol či dehtu. Vlákna se dále vyrábí buď v karbonizovaném nebo grafitizovaném stavu. Mezi oběma metodami je velký rozdíl v teplotách zpracování. Karbonizace končí při 900–1500 °C, přičemž se vyrábí vysoce pevná uhlíková vlákna. Grafitizace probíhá při 2600–2800 °C a produkuje grafitová vlákna o vyšší mezi pružnosti. [1, 4]

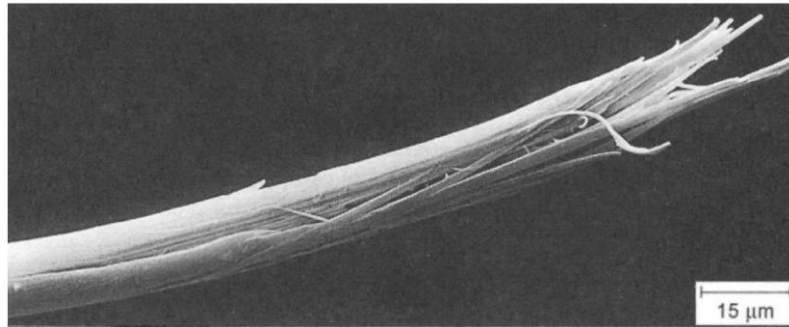
Kompozity tvořené uhlíkovou maticí s vyztužujícími uhlíkovými vlákny jsou určeny pro extrémní teplotní zatěžování. Používají se například v brzdovém obložení dopravních letadel či v tepelných štítech raketoplánů. [1]

1.3.4 POLYMERNÍ VLÁKNA

Polymerní vlákna se většinou využívají pouze pro polymerní matrice. Mají malou hustotu, středně vysokou pevnost, velkou měrnou pevnost, malou tuhost, vynikající měrnou tuhost a velké prodloužení při přetížení. Největší nevýhodou je citlivost polymerních vláken k vysokým teplotám a špatná smáčitelnost ve vztahu k pryskyřicím. [4, 5]

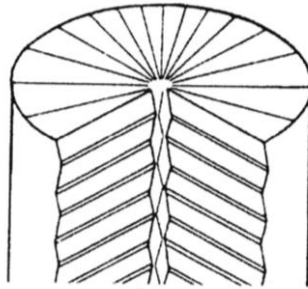
Mezi významné představitele vláken patří: [4]

- aromatické polyamidy (APA)
- aramid na bázi polyparafenylentereftalamidu (PPTA) neboli tzv. Kevlar či Twaron
- aramid na bázi polymetafenylentereftalamidu (PMTA), tzv. Nomex
- aramid na bázi polyparafenylbenzobisoxazolu (PBO)
- lineární polyetylen (UHMW PE)



Obr. 14 Řez aramidovým vláknem [3]

Moderním představitelem polymerních vláken je Kevlar. Vyniká hlavně poměrnou pevností (pětinásobek oceli), dobrou chemickou odolností, dosahuje záporného koeficientu teplotní roztažnosti a ztrácí kvalitu při kontaktu s UV zářením a za přítomnosti kyslíku. Kevlarová vlákna také degradují při dlouhodobém zahřívání nad 175 °C a jejich deformace je při lomu menší než u skla a větší než u grafitu. Měrná hmotnost kevlarových vláken je 1,44 g/cm³ a pevnost dosahuje přibližně 2,8 GPa. [5]



Obr. 15 Schéma aramidových vláken (Kevlar) [2][1]

1.3.5 WHISKERY

Whiskery jsou speciální krystaly obsahující ve středu jednu šroubovou dislokaci, která je upevněná a neschopná skluzu za normálního zatížení. Dále obsahují rakovinotvorné látky, které se po vdechnutí v těle nerozpouští. Neznámějším přírodním představitelem whiskerů je azbest. [5]

Whiskery jsou tvořeny monokrystaly o poloměru 1 μm, délce 3-4 mm a chovají se jako dlouhá nespojitá vlákna. Vyrábí se z látek Al₂O₃, SiC, C, NaCl, Si a Sn při reakčních podmínkách za vysoké teploty a řízené rychlosti růstu při vzniku monokrystalů. Samotné vlastnosti whiskerů závisí na podmínkách růstu, dokonalosti povrchu a průměru monokrystalů. Dosahují vysokého modulu pružnosti. [4]

Whiskery z krátkých vláken karbidu křemíku mají vynikající pevnost a odolnost vůči defektům. Používají se na vyztužení matric z hliníkových slitin v částech spalovacích motorů. Keramické matrice vyztužené whiskery z Al₂O₃ dosahují vysoké odolnosti vůči vysokým teplotám. [4]

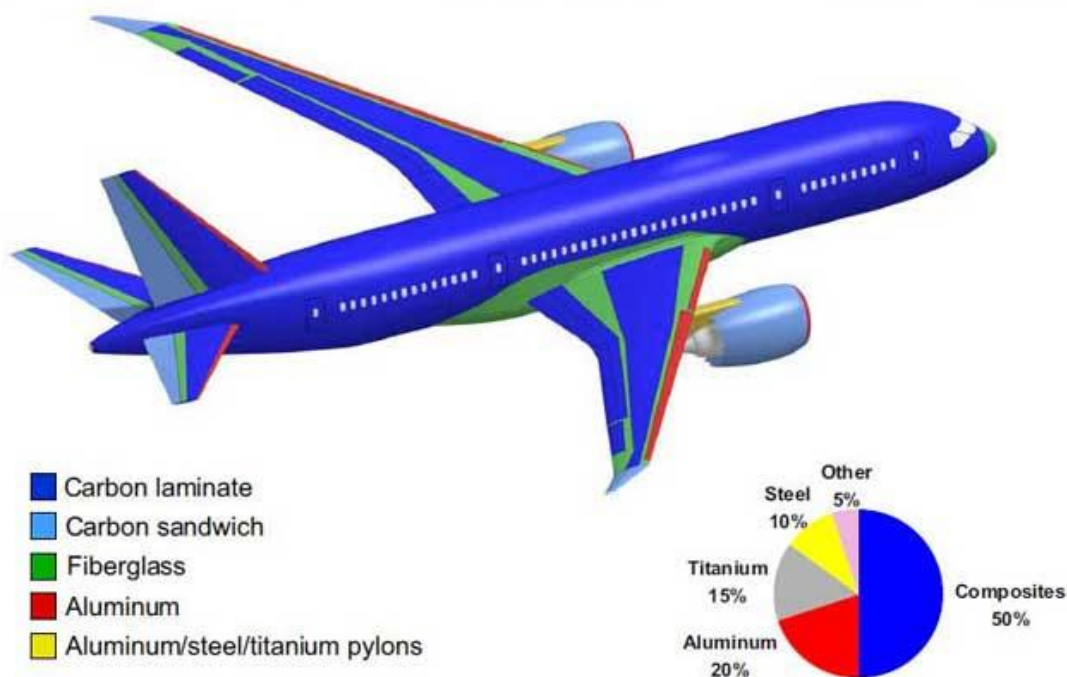
2 KOMPOZITNÍ MATERIÁLY V CIVILNÍM LETECTVÍ

Civilní letectví se účelově rozděluje do dvou hlavních kategorií: [13]

- dopravní letadla (osobní, nákladní)
- sportovní letadla (akrobatická, poloakrobatická, ultralehká)

Konstrukce letadla vyžaduje aplikaci materiálů, které jsou lehké a pevné. První letadla byla vyrobena ze dřeva. Později byly v leteckých konstrukcích vyvinuty a aplikovány ultralehké ocelové slitiny s pevností větší než dřevo.

Materiály současně používané v leteckých konstrukcích jsou rozděleny na kovové (hliník, hořčík, titan, ocel a jejich slitiny) a nekovové materiály. Tato část práce se přednostně zabývá využitím kompozitních materiálů v konstrukci dopravních letadel. Obr. 16 znázorňuje složení letecké konstrukce na příkladu Boeingu 787. [21]



Obr. 16 Použité materiály v Boeing 787 Dreamliner
(kompozit vyztužený uhlíkovými vlákny – Carbon laminate; uhlíkový vrstvený kompozit – Carbon sandwich; sklolaminát – Fiberglass; hliník – Aluminum; ocel – Steel; titanium – titan) [30]

2.1 HISTORICKÝ VÝVOJ KOMPOZITU V LETECTVÍ

Letečtí konstruktéři hledali lehké materiály a robustnost v kompozitech již od počátků létání. V následujících bodech je stručně shrnuta historie: [3, 9]

- 1938 – první použití sendvičových panelů tvořených potahy z lehké hliníkové slitiny a jádrem ze dřeva na konstrukci letadla Morane 406 (Francie)
- 1940 – první využití kompozitů z lněných vláken a fenolické pryskyřice na výrobu trupu letadla Gordon Aerolite Spitfire (Velká Británie)
- 1943 – začátek výroby první sendvičové konstrukce pro letadla z polyesterového laminátu a jádra tvořeného balzovým dřevem
- 1950 – začaly se používat sklolamináty s voštinovým jádrem. Toto umožnilo konstrukci podpěr vztlakových klapěk složitějších tvarů.
- 1960 – první představení kompozitů s borovými vlákny
- 1967 – uskutečněno první testování letadla složeného ze sklolaminátu (Windecker Research Incorporated)
- 1970 – začaly se používat kompozity s uhlíkovými vlákny a polymerní maticí
- 1972 – začali se používat kompozity s kevlarovými vlákny a polymerní maticí
- 1985 – z uhlíkových kompozitů se začala vyrábět střední část trupu a směrové řídicí plochy Airbusu A310 - 300

2.1.1 NEJVÝZNAMNĚJŠÍ MODELY DOPRAVNÍCH LETADEL

Kompozitní materiál byl poprvé použitý na komerčním letadle v 50. letech 20. století v Boeingu 707, který byl ze 2 % tvořen sklolaminátem, obr. 17. V tomto období se používaly kompozity pouze v interiérech, jako jsou vnitřní stěny, schránky na příruční zavazadla či kuchyňky. Aplikace kompozitů na těchto částech nemohly způsobit žádné škody v rámci letového provozu. [17, 18]



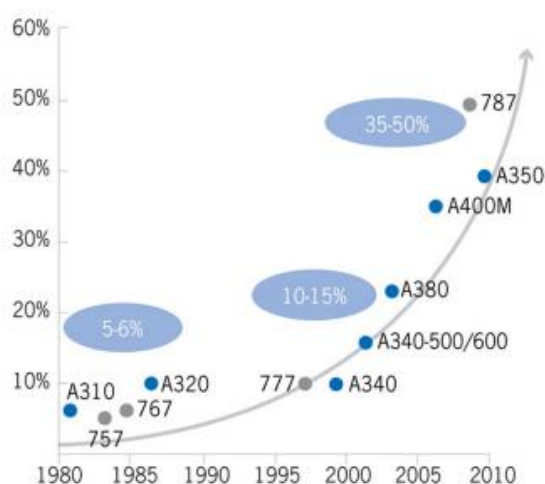
Obr. 17 Boeing 707, prototyp Model 367-80 nebo-li "Dash 80" [31]

Dalším významným rokem byl 1985, kdy se začala vyrábět střední část trupu a směrové řídicí plochy Airbusu A310-300 z uhlíkových kompozitů, zobrazený na obr. 18. Poměr využití kompozitních materiálů činil 5 %. V těchto letech se postupně zavádí kompozity také do sekundárních a primárních konstrukcí draku. [9, 13]



Obr. 18 Airbus A300 [32]

Boeing a Airbus těmito modely nastartovaly vzestup využití kompozitních materiálů v dopravním letectví a v průběhu následujících let procentuální využití progresivně rostlo. V 90. letech 20. století už Airbus A340 používal 5 % a Boeing 777 až 12 % kompozitních materiálů. Na přelomu století umožnila pokročilá výroba kompozitů signifikantní vzestup využití kompozitů v leteckém průmyslu. Boeing se svým modelem 787 Dreamliner se dostal na hranici 50 % využití kompozitů a Airbus poskočil z 10 % na modelu A 340 přes 25 % v modelu A380 až na konečných 53 % u modelu A350SWB. [17] Následující diagram na obr. 19 znázorňuje strmý vzestup použití kompozitních materiálů v průběhu let.



Obr.19 Progresivní růst procentuálního využití uhlíkových kompozitů v konstrukci dopravních letadel (Airbus a Boeing) v průběhu let [33]

2.2 HLAVNÍ ČÁSTI LETOUNU

Hlavní části letounu se dělí na tři základní a samostatné celky:

- Drak
- Pohonná soustava
- Výstroj

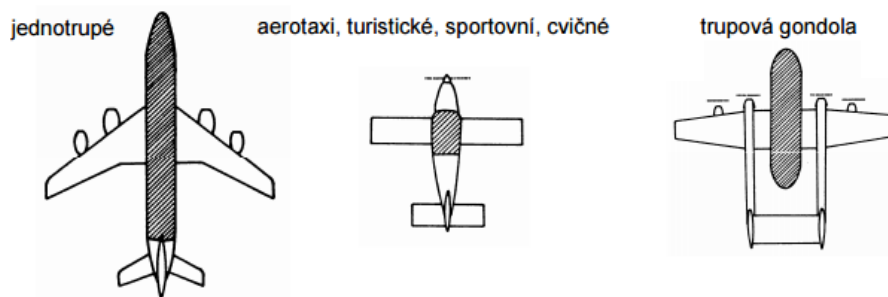
2.2.1 DRAK

Drak letadla se skládá z trupu, ocasních ploch (křídla), řízení a podvozku. Tato část podává stručný přehled o konstrukčních typech nejdůležitějších leteckých celků použitých v konstrukci draku z pohledu využití kompozitních materiálů.

Trup

Trup je z hlediska funkce nejdůležitější částí letecké konstrukce, který vytváří spojení základních celků letounu, slouží k umístění posádky a cestujících a plní funkci přepravního prostoru. [14]

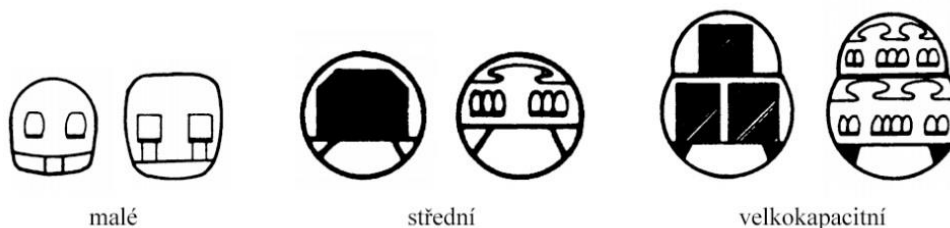
Typově rozlišujeme několik konstrukčních řešení trupu, jak je znázorněno na obr. 20.



Obr. 20 Rozdělení konstrukcí civilních letadel podle trupu [14]

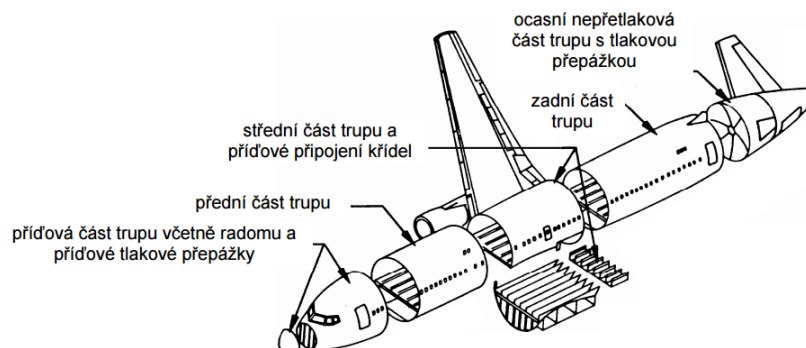
Trupová gondola a dvoutrupé letouny jsou určeny zejména pro převoz objemných nákladů. Obecně nejpoužívanější koncepcí jsou jednotrupové letouny, které se používají z důvodu nejvýhodnějších aerodynamických charakteristik. Použití nacházejí i v případě velkokapacitních cestovních i nákladních letounů, které jsou z kapacitních důvodů stavěny jako vícepodlažní s kombinovaným příčným průřezem, jak znázorňuje další dělení konstrukcí na obr. 21. [14]

Na základě příčných průřezů se dále rozdělují konstrukce s kruhovým příčným průřezem (větší dopravní letouny) a nekruhové, které se používají u malých letounů. U nekruhových průřezů je kladen velký důraz na zajištění dostatečného prostoru cestujícím. Nevýhodou je vysoká koncentrace napětí vznikajících v rozích, což může vést k výskytu únavových poruch. [14]



Obr.21 Průřezy trupů dopravních letounů [14]

Z technologických a konstrukčních důvodů jsou trupy velkých dopravních letadel sestaveny z několika sekcí, tzv. přetlakových trupů, které jsou vyobrazeny na obr. 22. Sekce kokpitu a další tři sekce pro cestující jsou přetlakové. Nepřetlakovou část tvoří špička s radomem na přední části trupu a koncová část trupu s ocasními křídly. [14]

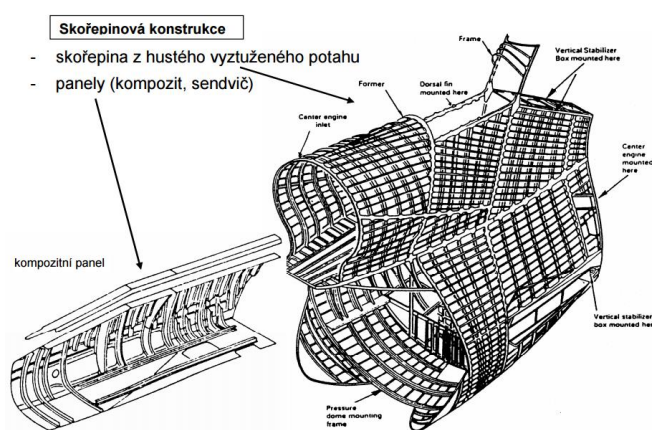


Obr.22 Sekce trupu dopravního letounu. [14]

Z historického hlediska existuje mnoho druhů konstrukcí trupu, které se obecně rozlišují na konstrukce trupu s nenosným a s nosným potahem. Kompozity nacházejí uplatnění zejména v konstrukcích s nosným potahem, který nejenom přenáší aerodynamické tahové síly do konstrukce (jako tomu je v případě nenosného potahu), ale funguje i jako pevnostní součást trupu. [14, 15]

Kompozitní konstrukce se rozdělují na nosníkové poloskořepiny, poloskořepiny a skořepinové konstrukce.

Konstrukce nosníkových skořepin přenáší většinu namáhání pomocí podélných nosníkových prvků umístěných po obvodu konstrukce a nosný potah přenáší pouze smykové napětí od krutu. Poloskořepinové konstrukce se nejvíce používají u dopravních letounů. Zvýšením počtu podélných výztuh a jejich zhuštěním dochází k přenosu ohybového namáhání nejenom pomocí podélných prvků, ale i potahem, který se zapojuje do přenosu smykových napětí od krutu a normálových napětí od ohybu. [14, 15]

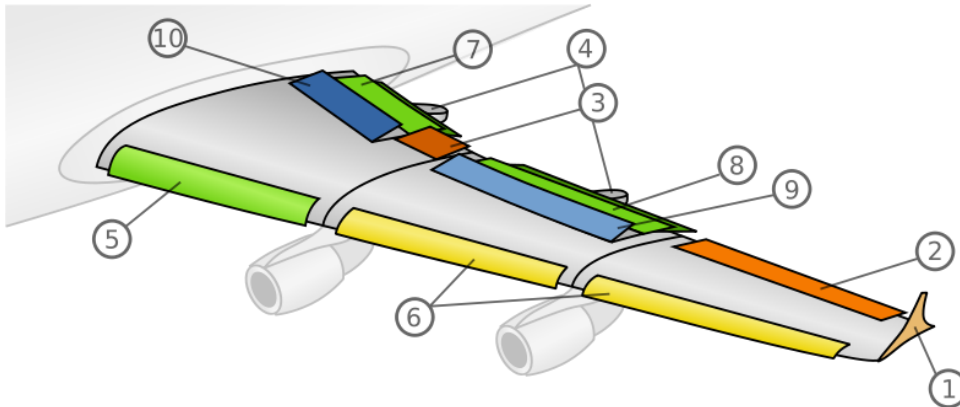


Obr. 23 Skořepinová konstrukce trupu [14]

Nejcharakterističtějším typem kompozitní konstrukce jsou však skořepiny, jejichž výroba produkuje intergrální panelové celky, které zobrazuje obr. 23. Skořepinové konstrukce jsou tvořeny jedním silným potahem, který samostatně přenáší veškeré síly a momenty. Hlavním stavebním prvkem letecké konstrukce je sendvičový materiál. [14, 15]

Nosná soustava

Křídla vytváří potřebný vztlak ke vzletu letadla a zabezpečují příčnou stabilitu letu. K účelu stabilizace letu křídlo obsahuje křídélka, která fungují jako kormidlo příčného řízení. Další zařízení určené k mechanizaci křídla jsou např. vztlakové klapky, rušiče vztlaku (spojlery), aerodynamické brzdy, sloty či sklápěcí náběžné hrany. [16]



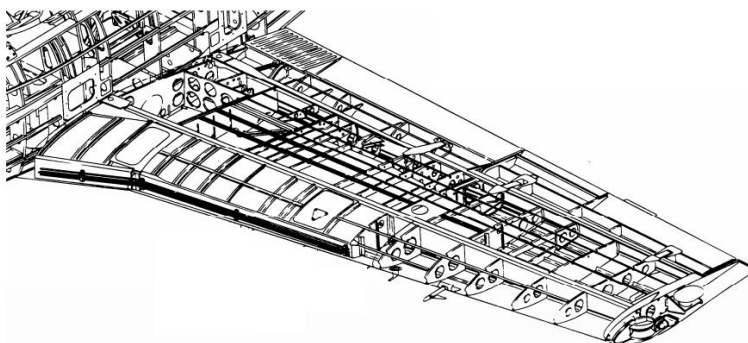
Obr. 24 Řídící plochy na křídle letadla: 1 – winglet; 2, 3 – křídélko (aileron) pro nízké a vysoké rychlosti; 4 – podpěry vztlakových klapek; 5 – Krügerova klapka; 6 – sloty; 7, 8 – vztlakové klapky; 9 – spoiler; 10 – aerodynamická brzda [34]

V průběhu letu, přistávání či pozemních přejezdů jsou na křídlo kladena různá zatížení. Tato zatížení obecně rozdělujeme na letová, pozemní a speciální zatížení, která mohou vzniknout např. při střetu s ptákem. Další zatížení mohou plynout z technologické údržby. [14, 16]

Základní konstrukční zatížení působící od vztlakové síly letounu je ohybový moment, který má největší vliv na stavbě konstrukce křídla. [14]

Hlavními konstrukčními prvky, které tvoří konstrukci křídla, jsou podélné nosné prvky (nosníky, podélné výztuhy), příčné nosné prvky (žebra), potahy a závěsy, spojovací kování. Nosníky se využívají pro přenos ohybového namáhání od posouvajících sil. Jsou rozlišovány nosníky hlavní, které plní funkci přenosu ohybu na trup letadla a nosníky pomocné, které primárně slouží pro uchycení klapky a křídélka. [14]

Podélné výztuhy jsou dalším konstrukčním prvkem, který dělí potah na menší pole, čímž zvyšuje jeho stabilizaci a celkovou ohybovou únosnost konstrukčních celků. Nejvíce tzv. podélníků obsahuje skořepinová konstrukce, kde mimo samotné stabilizace potahů se také samotný potah podílí na přenosu normálových a tlakových napětí. [14]

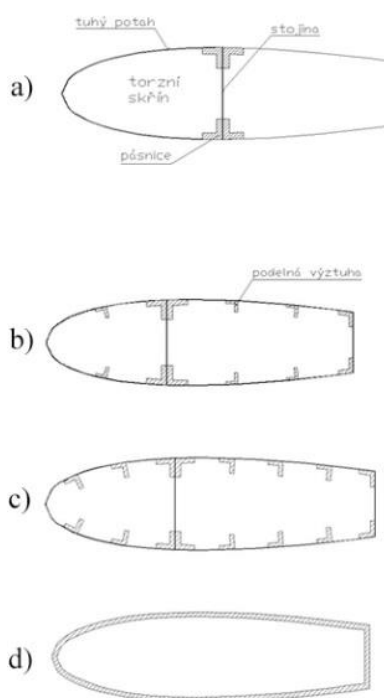


Obr.24 Podélné výztuhy a soustava žebber [14]

Tvarová žebra dávají křídlu aerodynamický tvar a zároveň přenášejí aerodynamická zatížení z potahu do nosníků a podepírají výztuhy. Zesílená žebra se používají např. pro uchycení křidélek, beztlakových klapek, podvozku, pohonných jednotek aj. Dalším důvodem využití zpevněných žebër je jejich aplikace v kořenové části křídla a v oblastech s většími výřezy. [14]

Potahy zajišťují obal a aerodynamický tvar konstrukce, přičemž zároveň přenáší aerodynamické síly do konstrukce. V oblasti využití kompozitních materiálů jsou rozlišovány kompozitní panelové potahy, které jsou součástí skořepinové panelové konstrukce. Druhým typem jsou integrální panelové potahy, které jsou schopné přenášet velká zatížení a tvoří velmi tenká křídla nadzvukových letounů. [14]

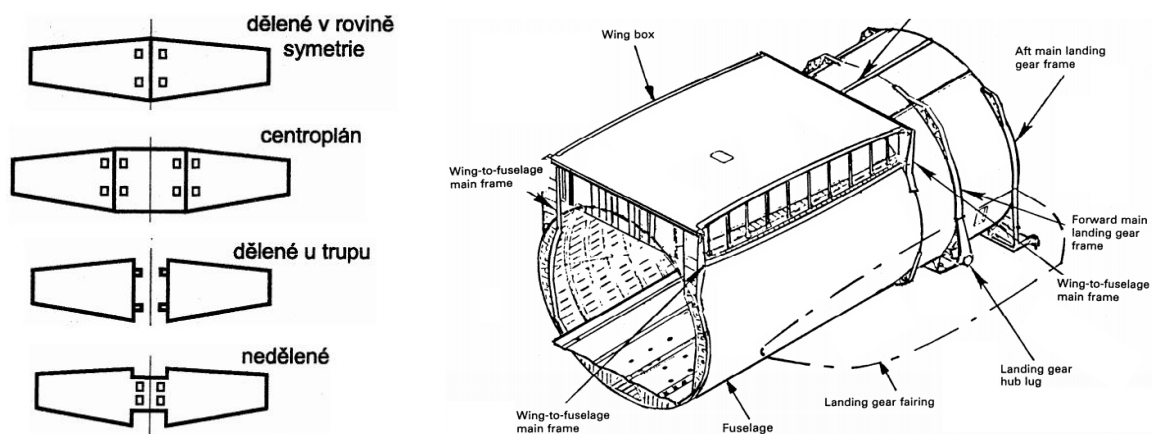
Dělení křídel na základě konstrukčního dělení je stejné jako u trupů - konstrukce s nosným a nenosným potahem se dále rozděluje na konstrukci s nosníkovou poloskořepinou, poloskořepinou a skořepinou, viz obr. 25. [16]



Obr. 25 Typy konstrukčních řešení křídel: a) nosníková konstrukce, b) nosníková poloskořepina, c) poloskořepina, d) skořepina [16]

Další rozdělení letecké konstrukce lze uvést podle způsobu spojení s trupem, na obr. 26. Na základě polohy dělicí roviny se rozlišují křídla nedělená, dělená u trupu, dělená v rovině symetrie a křídla s centroplánem. [14]

Nedělená křídla se uchycují k trupu a nepřenášejí ohybové zatížení do konstrukce trupu. Křídla dělená u trupu přenášejí zatížení do trupu, který musí být konstrukčně zesílen v místě úchyty křídel. Dělená křídla v rovině symetrie jsou typem nedělených křídel, která nepřenášejí ohybové momenty na trup. Posledním typem jsou křídla s centroplánem, která se skládají ze tří částí, přičemž střední průběžná část vylučuje přenos zatížení do trupu. Nejvíce se uplatňují na velkých dopravních letadlech, která využívají této konstrukce k propojení křídel k trupu přes tzv. připojovací box, který plní funkci centroplánu, viz. obr. 26. [14, 15]



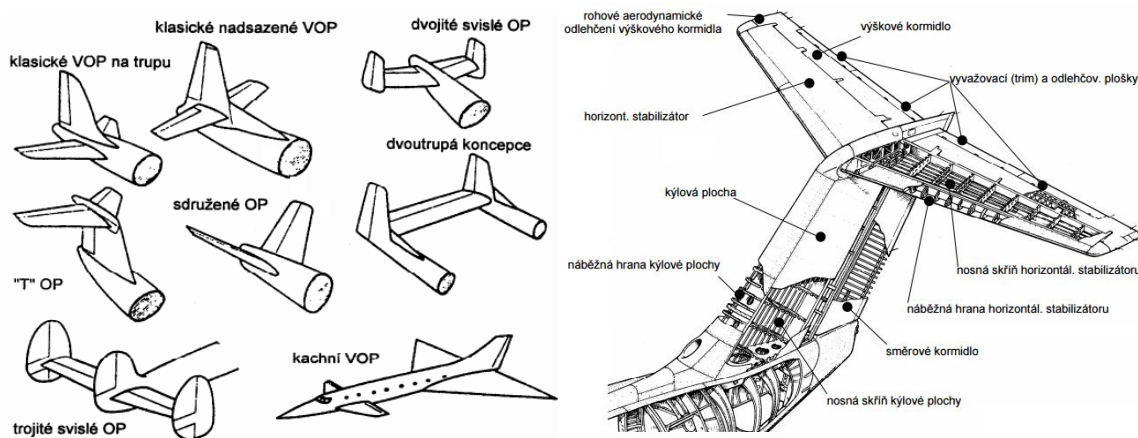
Obr.26 Spojení křídel s trupem (vlevo) a spojování křídel pomocí centroplánu (vpravo) [14]

Ocasní plochy

Stabilizační plochy zajišťují podélnou a stranovou stabilitu letu a zároveň vytváří pomocnou vztlakovou plochu, která letadlo správně vyvažuje při jakémkoliv odchýlení z letového režimu. [14]

Zatížení kladené na ocasní plochy je podobné jako u křídel, tj. rozdělují se na zatížení letová a pozemní. Další zatížení ocasních ploch se dělí dle charakteru na aerodynamické, hmotné a ostatní zatížení, mezi které patří např. krupobití či údržba. [14]

Základní typ konstrukce ocasních ploch tvoří samotné plochy pro stabilizaci kolem příčné osy, tzv. horizontální stabilizátory a kolem svislé osy, tzv. svislé stabilizátory neboli kýlové plochy. Výšková a směrová kormidla jsou umístěna na vodorovných i svislých stabilizačních plochách a používají se na řízení letadla (klonění a zatáčení letadla). Na obr. 27 je schématicky zobrazen přehled používaných typů konstrukcí podle uspořádání ocasních ploch. [14]



Obr. 27 Uspořádání ocasních ploch (VOP – vodorovné ocasní plochy, OP – ocasní plochy) (vlevo) a základní funkční a konstrukční části ocasních ploch (vpravo) [14]

Konstrukce stabilizačních ploch křídel a použitých materiálů se používá obdobná jako u konstrukcí křídel. Kovové konstrukce se často používají na primární a kompozitní materiály na sekundární konstrukční prvky. [14]

Kompozitní materiály jsou nejčastěji tvořené skelnými, uhlíkovými či kevlarovými výztužemi (příp. kombinací uhlík/kevlar) s epoxidovými pryskyřicemi, které se využívají, např. v primární konstrukci ocasních ploch (nosníky) Boeing 767. V sekundárních konstrukcích se používají na koncové oblouky. Dalším hojně využívaným kompozitem je sendvičový materiál, který je aplikován na konstrukci kormidla. [14]

2.2.2 POHONNÁ SOUSTAVA

Pohonná soustava poskytuje letounu potřebný tah. Části, které ji tvoří, jsou motor, motorové lože a gondola, vstupní a výfuková soustava, protipožární soustava a pomocná energetická jednotka. [16]

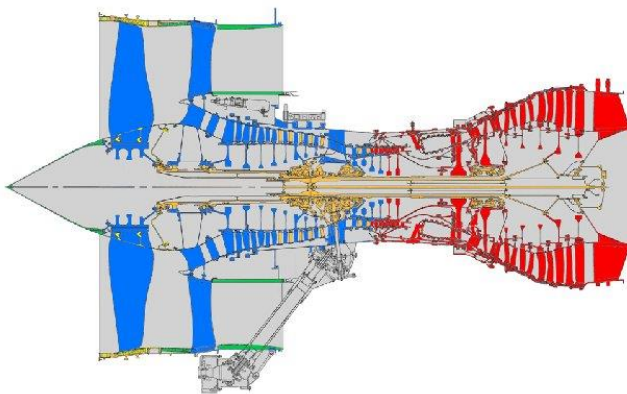
Nároky kladené na pohonnou soustavu musí splňovat aerodynamické požadavky (akcelerace, výkon), dále minimalizovat ztráty na vstupu a výstupu, zajistit minimální spotřebu, tlumení vibrací motoru v konstrukci motorového lože, schopnost hašení a lokalizace vzniklého požáru, odhlučnění motoru a zaručit spolehlivé spuštění motoru. [16]

Motory pohánějící pohonnou soustavu v civilním letectví jsou obecně rozdělovány podle jeho charakteru na pístové, turbovrtulové a proudové, přičemž poslední dva jsou nejvíce rozšířené a je jim kladena větší pozornost. [16]

Pístové motory jsou navrhované pro nízké rychlosti lehkých letounů. Motory turbovrtulové kombinují proudový a vrtulový pohon, čímž dosahují větších výkonů a rychlostí. Využití nacházejí u dopravních a nákladních letounů. Proudové motory vynikají vysokou rychlostí a tahem, ovšem negativně se podílí na vyšší spotřebě paliva. [16]

Proudový motor

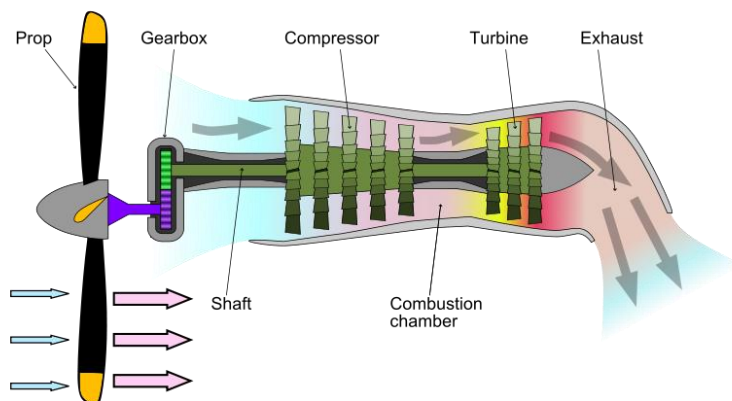
Motor nasává vzduch přes vstup, jehož provedení zpomaluje proudění vzduchu a zvyšuje tlak uvnitř motoru. Vzduch následně proudí přes kompresor, kde je pomocí lopatek opět stlačen a tlak opět vzrůstá. Poté se vzduch dostává do spalovací komory, kde v kontaktu s palivem dojde k zážehu. Horký a stlačený vzduch putuje přes turbínové lopatky, které jej urychlují a skrze výfukové trysky ho ženou ven, čímž je vytvořen tah motoru. [19]



Obr.28 Podíl kompozitních materiálů u příkladu proudového motoru značky Rolls-Royce je znázorněn zelenou barvou. Největší zastoupení materiálů v proudovém motoru tvoří titanium (modrá barva), superslitiny z niklu (červená barva) a ocel (oranžová barva) [20]

Turbovrtulový motor

Turbovrtulový motor je tzv. dvouprroudový motor, uvnitř kterého je ventilátor nahrazen vrtulí. Vrtule se musí otáčet ve vyšších rychlostech, které se blíží rychlosti zvuku, čímž se tah znatelně zvýší. Otáčky na hřídeli jsou regulovány převodovkou, čímž je umožněna rychlostní kontrola vrtule. [19]



Obr. 29 Konstrukce turbovrtulového motoru

(vrtule – Prop, převodovka – Gearbox, hřídel – Shaft, kompresor – Compressor, spalovací komora – Combustion chamber, turbína – Turbine, výfuk – Exhaust) [35]

2.3 POŽADAVKY NA LETECKÉ KONSTRUKCE

Nejdůležitějšími faktory leteckých konstrukcí, které musí být zváženy, jsou síla, hmotnost a spolehlivost. Tyto faktory určují požadavky, které musí být splněny materiálem použitým na stavbu letecké konstrukce nebo na její opravu. Tyto materiály vyžadují vysokou spolehlivost, čímž se minimalizuje či úplně odstraňuje nebezpečí z poruch konstrukce nebo neočekávaného selhání, která mohou vést k pádu letadla. [16, 21]

V průběhu letu nebo při statických přejezdech působí na letadlo mnoho sil a strukturálních napětí. Když je letadlo ve statické poloze, gravitační síla vytváří váhu, která je podporována podvozkem. Podvozek také absorbuje síly vzniklé při přistání a vzletech. Manévry, které způsobují akceleraci či deakceleraci během letu, vytváří a zvyšují napětí a síly působící na křídla a trup letounu.

Existuje pět základních napětí, která působí na leteckou konstrukci: tah, tlak, smyk, ohyb a krut. Tato zatížení jsou absorbována pomocí křídel a ocasních ploch a přenášena do konstrukce trupu. [21]

Krut v trupu letadla je vytvořen několika způsoby. Jeden z prvních způsobů je krut, který je vyvíjen na základě točivého momentu vycházejícího motoru turbovrtulového letadla. Točivý moment motoru má tendenci otáčet letadlo v opačném směru než se otáčí vrtule. Tato síla vytváří v trupu torzní napětí. Torzní napětí na trup letadla je také vyvoláno působením křidélek v momentě, kdy letadlo manévruje. [21]

Pokud je letadlo ve statické poloze, působí na trup gravitační síly, čímž dochází k působení ohybu. Ohyb se zvyšuje v momentě, kdy letadlo přistává a jsou tak vytvořeny tahové síly na spodním plášti trupu a tlakové síly na horním plášti. Stejně tak, tyto síly na trup působí za letu. Ohyb je způsoben působením proudu vzduchu proti křídům a ocasním ploch. [21]

Spolehlivost

Spolehlivost je definována pravděpodobností výskytu poruchy u jednotlivých částí konstrukce, kterou nejvíce ovlivňuje únava, opotřebenění a speciální zatížení. Pro dosažení zvýšení spolehlivosti konstrukce letadla se zvyšují náklady na výrobu a implementaci nových výrobních technologií do výroby, avšak dochází ke snižování provozních nákladů. [13, 16]

Životnost

Životnost je úzce spojená se spolehlivostí konstrukce. Životnost konstrukce je definovaná počtem provozovatelných hodin garantovaných výrobcem. Určuje se únavovou zkouškou a výpočtem střední doby života podělené součinitelem spolehlivosti. [13]

Pevnost a tuhost

Pevnost a tuhost rozhodují o spolehlivosti konstrukce. Každý prvek konstrukce musí být schopen přenosu maximálního provozního zatížení zvětšeného o součinitel bezpečnosti (většinou se udává $f=1,5$). [13, 16]

Tuhost konstrukce ovlivňuje správnou funkci a zamezuje plastickým deformacím letecké konstrukce za působení provozních zatížení. Tuhost je definována materiálovými charakteristikami (modul pružnosti, modul tuhosti ve smyku) a geometrickým uspořádáním (kvadratické momenty ploch, modul tuhosti v krutu, atd.) [13, 16]

Minimální hmotnost konstrukce

Hmotnost konstrukce ovlivňuje letové výkony, např. stoupavost, dolet, atd. Vyšší hmotnost konstrukce prodražuje výrobu, náklady na použitý materiál a snižuje užitnou provozní hodnotu letounu. [13, 16]

Správné rozložení hmotnosti v konstrukci má přímý vliv na letecké vlastnosti, např. na říditelnost a obratnost letounu. Taktéž je důležité z důvodů zatížení konstrukce hmotných sil (tíha, setrvačné síly) a aeroelastických vlastností konstrukce. [13, 16]

Technologické požadavky

Technologické požadavky jsou kladeny na zajištění snadné, rychlé, kvalitní a efektivní výroby komponent za minimální výrobní náklady. Aby konstrukce vykazovala dobré vlastnosti i v provozu, je nutné dodržení požadavků na provozní technologičnost. Konstrukce musí být snadno kontrolovatelné a udržovatelné za provozu. Časté kontroly a nízké servisní náklady přispívají k odhalování závad a zvyšují spolehlivost letounu. Provozní technologičnost snižuje provozní náklady. [13, 16]

Aerodynamická čistota

Výroba a následná aplikace komponent s dobrými aerodynamickými vlastnostmi snižují odpor konstrukce, který ovlivňuje výkony a vlastnosti letadla. Velký důraz je kladen na tvarovou stálost konstrukce a její těsnost. [13, 16]

Ekologické požadavky

Ekologické požadavky zahrnují např. úroveň hluku uvnitř i vně letounu nebo množství vyprodukovaných výfukových plynů, které je definováno v leteckých předpisech. [13]

2.4 KOMPOZITNÍ MATERIÁLY V LETECKÝCH KONSTRUKCÍCH

Požadavky kladené na letecké materiály souvisí s požadavky na letecké konstrukce, které již byly popsány v kapitole 2.4. Materiály použité v letectví vyžadují nízkou hmotnost, dobré technologické vlastnosti (obrobitelnost, svařitelnost, snýtovatelnost, slepitelnost, atd.), odolnost oproti opotřebení, tvarovou stálost, ekologickou nezávadnost, nízkou cenu a další. [14]

Z důvodu nepoměru pevnosti s nízkou měrnou pevností se v letectví používá různých druhů materiálů. Oblast civilního letectví obsahuje velké množství materiálů, jejichž počet a složení se liší závisle na typu letounu. Jak již bylo stručně zmíněno v úvodu, kap. 2, nejčastěji využívanými materiály jsou dřevo, oceli, slitiny lehkých kovů (na bázi Al a Mg), speciální slitiny (Ti a Co+Ni), plasty (termosety, termoplasty), kompozitní materiály, speciální slitiny lehkých kovů (Li) a kovové kompozitní materiály (matrice s kovovou výztuží). [14]

Následující část shrnuje konkrétní aplikace a nejčastější kombinace kompozitních materiálů v civilním letectví a porovnává výhody a nevýhody konkrétních druhů kompozitního materiálu.

2.4.1 PŘÍKLADY KOMPOZITNÍCH APLIKACÍ

V kompozitních aplikacích jsou polyesterové a epoxidové pryskyřice obecně nejpoužívanějším matričním materiálem, viz. kap. 1.2.3. Vytuzující fáze je nejčastěji tvořena uhlíkovými, kevlarovými a skleněnými vlákny, viz. kap. 1.3. [14]

Sklolaminát, kevlarová vlákna s polymerní matricí

Použití: vysokorychlostní křídélko, dveře v interiéru, poklop podvozku, radom, náběžné hrany křídla, podlahy a další použití v interiéru.

Výhody:

- vysoká lomová houževnatost
- velmi dobrá odolnost proti únavě

Nevýhody:

- vysoké elastické prodloužení
- maximální provozní teplota okolo 80°C
- nevodivý materiál

Uhlíková vlákna s polymerní matricí

Použití: wingbox, horizontální stabilizátory, trup, křídélka, spoilery (vzduchové brzdy), vertikální stabilizátory a vzpěry

Výhody:

- vysoká odolnost vůči lomu
- velmi dobrá únavová pevnost
- velmi dobrá tepelná a elektrická vodivost
- vysoká provozní teplota
- nulová tepelná roztažnost až do 600°C
- menší měrná hmotnost v porovnání se sklolamináty

Nevýhody:

- náročnější výroba
- dvakrát až třikrát menší odolnost proti nárazu než sklolamináty
- citlivé na úder blesku

Použití skleněných vláken se stává méně oblíbené v porovnání s Kevlarovými a uhlíkovými vlákny. Pokud je cílem maximální pevnost, používá se Kevlar. V případě maximální tuhosti se upřednostňují uhlíková vlákna. Kevlarová vlákna mají vynikající tlumící vlastnosti. Vzhledem k možným střetům s ptáky, krupobití nebo dalším speciálním zatížením se obvykle kompozity používají na náběžné hrany bez kovové ochrany. [9]

Borová vlákna s polymerní matricí

Použití: vertikální a horizontální stabilizátory

Výhody:

- vysoká odolnost proti lomu
- vysoká tuhost
- dobrá kompatibilita s epoxidovými pryskyřicemi
- dobrá odolnost proti únavě

Nevýhody:

- vyšší měrná hmotnost než u předchozích kompozitů
- náročná výroba a tváření
- vysoká cena

Voštiny

Použití: formování jádra ze sendvičových struktur

Výhody:

- nízký měrný objem
- velmi vysoký měrný modul pružnosti a měrné pevnosti
- velmi dobrá odolnost proti únavě

Nevýhody:

- korozní vlastnosti
- obtížné odhalení vad v materiálu

Sendvičové materiály

Sendvičové materiály tvoří skořepinové konstrukce. Využívají se v primární i sekundární konstrukci letounu a jsou tvořeny lehkým jádrem, obvykle tvořeným Nomexovými voštinami a dvěma kompozitovými vrstvami, které ho obklopují, viz. kap. 1.1.

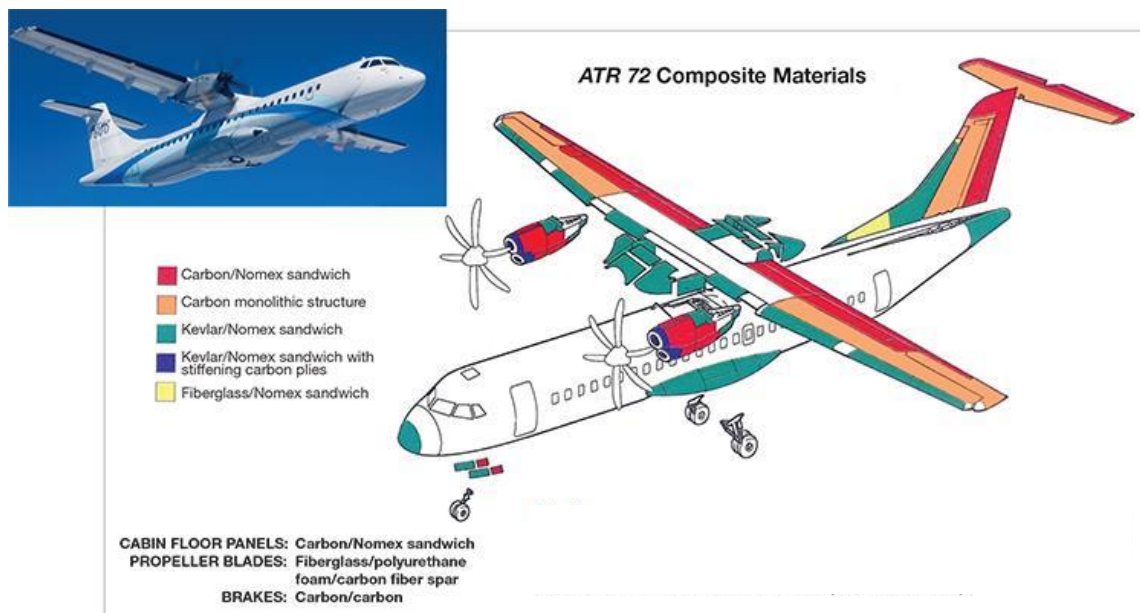
Použití: Nosné části křídel, trupů, výšková a směrová kormidla, křídélka, klapky, spoilery, aerodynamické brzdy, kryty podvozků, přepážky, dveře aj. [14] Obr. 30 znázorňuje použití sendvičových materiálů na konstrukci turbovrtulového letounu ATR 72.

Výhody:

- nízká měrná hmotnost
- dobrá odolnost proti únavě
- výborná absorpce mechanické energie
- tepelné a protihlukové izolační vlastnosti

Nevýhody:

- složitá výroba
- není možnost kontroly správného spojení potahu s jádrem
- obsahuje toxické látky (pěnová výplň)
- problémové konstrukční zakončení panelů



Obr. 30 Turbovrtulový letoun ATR72 s aplikovanými kompozitními materiály v konstrukci ze skleněných, aramidových a uhlíkových vláken.

(sendvič s uhlíkovými vlákny a Nomexem – Carbon/Nomex sandwich; uhlíková vlákna s polymerní matricí – Carbon monolithic structure; sendvič s kevlarovými vlákny a Nomexem a s vyztužujícími vrstvami kompozitu z uhlíkových vláken – Kevlar/Nomex sandwich with stiffening carbon plies; sendvič se skleněnými vlákny a Nomexem – Fiberglass/Nomex sandwich; kabinové podlahové panely – Cabin floor panels; lopatky vrtule – Propeller blades; sklolaminát/polyuretanová pěna/stěžeň uhlíkových vláken – Fiberglass/polyurethane foam/carbon fiber spar; brzdy – brakes) [36]

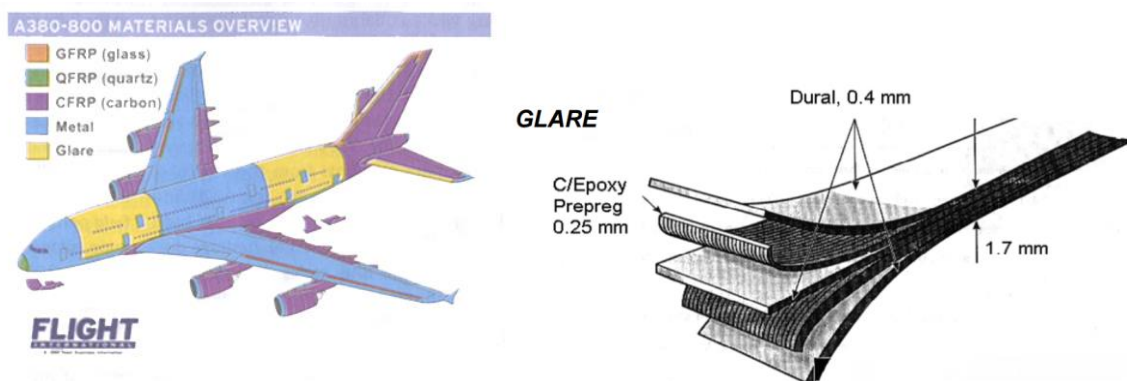
GLARE

GLARE (Glass Laminate Aluminium Reinforced Epoxy) je obchodní název pro speciální vrstvené materiály, které se vyrábí kladením různých materiálových vrstev slitiny hliníku a kompozitu (prepregy ze skelných vláken) na sebe. Materiály GLARE kombinují vlastnosti kovových a kompozitových materiálů, které jsou aplikovány na novější generaci letounů. Obr. 31 znázorňuje použití GLARE materiálu na horní části trupu (oranžová) velkokapacitního letounu Airbus A380. [14, 22]

Použití: horní potah trupu, náběžné hrany stabilizátorů, aj.

Výhody:

- vyšší pevnost a odolnost proti dynamickému poškození
- vyšší odolnost proti ohni
- vyšší odolnost pro šíření únavových trhlin



Obr.31 Použití materiálů GLARE na horní části trupu velkokapacitního letounu Airbus A380 [37]

2.5 TECHNOLOGICKÝ ZPŮSOB VÝROBY

Kompozitní materiály lze vyrábět několika možnými způsoby a technologiemi (ruční kladení, navíjení, lisování, vstřikování, pultruze a jiné), které se liší technologickou náročností, ekonomickými náklady, dosaženými mechanickými vlastnostmi nebo kvalitou povrchu. Tato kapitola shrnuje nejpoužívanější výrobní technologie kompozitů používané v oblasti civilního letectví. [12, 23]

Výrobou kompozitů se rozumí jednorozměrný zpevňující proces, který vytváří požadovaný tvar komponenty a zároveň orientuje vlákna v matrici v příslušných směrech za účelem získání požadovaných mechanických vlastností na rozhraní vlákno – matrice. Formovací proces nesmí poškodit vlákna a musí zajistit rovnoměrné rozložení vláken v matrici bez výrazného smáčení. [12]

Nejjednodušším způsobem, jakým toho dosáhnout, je prosytit tkaninu nebo roving kapalinou, která chemicky zreaguje (v případě termosetů) nebo se jednoduše zchladí (v případě termoplastů), a tím dojde ke ztuhnutí matrice v požadovaném tvaru, za požadovaných vlastností. Nejčastěji se používají techniky na bázi tekuté pryskyřice, která prosytí výztuž nebo ještě výhodněji se pracuje s prepregy, které se dále zpracovávají na základě následujících technologií. [12]

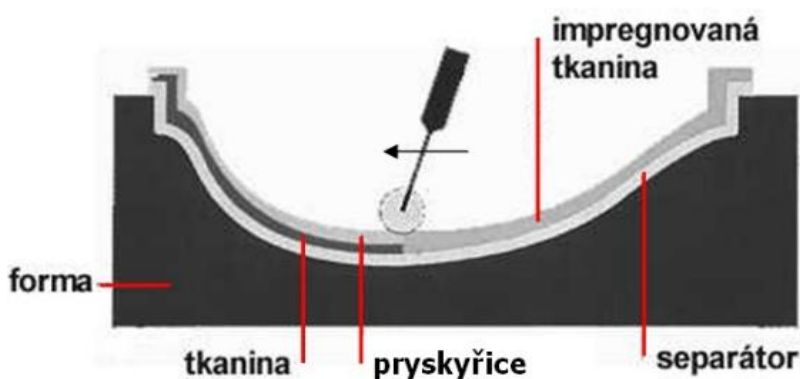
2.5.1 RUČNÍ KLADENÍ

Většina leteckých dílů se stále vyrábí metodou ručního kladení, ačkoliv je neustále vyvíjeno značné úsilí pro automatizaci celého procesu. Ruční kladení je velmi univerzální, protože lidské ruce mají skvělé uchopení, oči jsou úžasné senzory a mozek pracuje jako výkonná procesní a kontrolní jednotka a jednotka kontroly kvality. Po každém zpracování je forma vyčištěna pomocí separátoru a zbavena zbytků a nečistot po předchozím použití a vyleštěna bavlněnou látkou. [12]

Vrstvy tvořené prepregy se skládají do formy ve správné poloze, orientaci a pořadí. Pokud je použita suchá vyztužovací tkanina, musí se nejprve prosytit pryskyřicí za pomoci válečku či štětce a následně je válečkem nebo položením druhého dílu formy stlačena. Aby mohl nastat proces vytvrzování, musí dojít k úplnému odvzdušnění a stlačení vrstev. Toho je dosaženo použitím speciálního diskového válečku nebo vložením do autoklávu, kde se vytvoří podtlak a stlačí vrstvy. Vytvrzování komponenty již probíhá v autoklávu nebo při vakuování za zvýšených či pokojových teplot, závislých na použitém materiálu matrice. [12, 23]

Pozn. Aplikace tlaku pomocí válečku se používá zejména pro nízkozátěžové aplikace, např. u sklolaminátových kompozitů.

Při ručním kladení jednotlivých vrstev se mohou na sebe skládat i různé typy materiálů tak dlouho, dokud jsou materiály stále kompatibilní. Například sendvičové konstrukce jsou vyrobeny kombinací vrstev z hliníkové či nomexové voštiny s adhezivní vrstvou lepidla a prepregem z uhlíkových vláken a epoxidové pryskyřice a následně vakuovány a zároveň vytvrzovány. Taktéž lze kombinovat různá uložení a typy vláken ve vrstvách, což se nazývá “hybridní” kladení vrstev. [12]



Obr. 32 Ruční kladení [38]

Při použití kvalitních materiálů a dostatečné péče lze touto metodou vyrobit kvalitní komponenty, ovšem samotná manipulace s tekutou pryskyřicí není zdravě prospěšná a zavádí tak větší nároky na zdravotní a bezpečnostní rizika spojené s výrobou. Dalším problémem se jeví nemožnost opakovatelnosti procesu při výrobě. Tato metoda nedovoluje kontrolu obsahu pryskyřice během procesu, což může negativně ovlivnit výslednou hmotnost, tloušťku a mechanické vlastnosti komponenty. Je vhodná pro výrobu malých sérií, prototypů nebo velkoplošných dílů. [12, 23]

2.5.2 AUTOMATICKÉ KLADENÍ

Automatické kladení bylo představeno na výrobních linkách leteckých společností, aby se snížila doba kladení jednotlivých vrstev do formy a došlo ke snížení nákladů na pracovní sílu. Jelikož čas, potřebný na výrobu rozměrných komponent (např. křídla) metodou ručního kladení, by mohl vyřadit samotný materiál z provozního života ještě před dokončením, jsou rozlišovány dva zavedené postupy automatického kladení. [12]

ATL

ATL (Automated tape layers) stroje obvykle sestávají z portálu s dávkovací hlavou, která se může volně pohybovat po povrchu nástroje. Obecně platí, že jednosměrný pás (tape) prepregu se umístí na povrch podle naprogramované rutiny. Jakmile je pás umístěn, zadní vrstva je odstraněna a povrch nástroje může být zahříván, aby napomohl přilnavosti prepregu. Šířka pásu je okolo 300 mm a poměr kladení za minutu je řádově $50 \text{ m} \cdot \text{min}^{-1}$. Pokročilé ATL stroje jsou schopné pokládat pásy i na vysoce profilované povrchy. Tyto stroje jsou velmi nákladné a používají se v provozech, kde se vyrábí drahé komponenty jako je ocas nebo křídla letadel. [12]

Tyto stroje byly také vyvinuty pro výrobu za použití prepregů z termoplastů. V této aplikaci se používá plynový plamen nebo laser na ohřev čerstvě pokládaných pásů a poté je upevněn v kompozitní vrstvě pomocí válce. [12]

I přes omezené schopnosti strojů ATL vyrábět složitější tvary, došlo k vývoji strojů ATP (automatic tow placement). [12]

ATP

Stroje ATP (Automatic tow placement) pokládají několik prepregů ve formě rovingů a jsou schopné zastavit či ustříhnout jednotlivé rovingy. Víceosý manipulator řadí skupinu prepregů do nekonečného pásu a stlačuje je proti povrchu nástroje (formy). Toto umožňuje konstruovat složitější tvary včetně kladení vrstev na relativně složitě zakřivených površích. Teplo a tlak se používají k zajištění správné adheze a upevnění materiálu. [12]

ATP stroje nabízí potenciál pro větší strukturální optimalizaci umístění vlákna, podle toho kde stroj uzná, že bude využito nejefektivněji. Některé stroje jsou kombinovány s vřetenem, díky kterému je možné vrstvení uzavřených tvarů jako např. potrubí. Tato metoda kombinuje výhody jak navíjení, tak ATL strojů, přičemž zároveň zmírní některé z problémů spojených s každou z nich. [12]



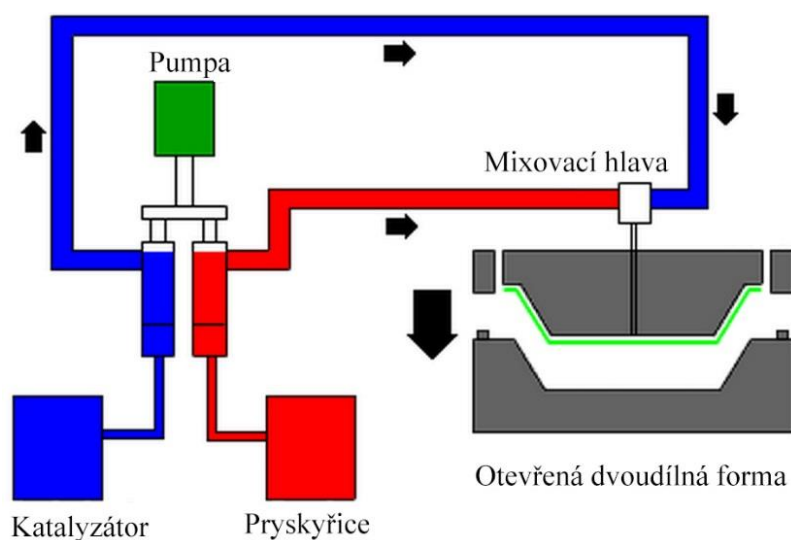
Obr. 33 Stroj ATP [39]

Nákupní cena i provoz tohoto stroje je velmi drahý, a proto se používají pouze pro limitované případy ve vojenském letectví nebo pro případy, kdy výroba požadovaného tvaru nelze učinit jinou metodou. [12]

2.5.3 RTM

RTM (Resin Transfer Molding) je proces, ve kterém se do dutiny uzavřené formy nejprve umístí výlisek suché tkaniny, následně je forma skrze otvory naplněna a tkanina prosycena tekutou pryskyřicí. Forma i pryskyřice jsou předehřáté ještě před vstříknutím. Vstříknutím pryskyřice se zvýší teplota formy a nastává tedy proces syčení tkaniny a vytvrzování v jedné operaci, čímž se dosahuje snížení nákladů na výrobu v porovnání s ostatními technologiemi s prepregy. V některých případech jsou formy předehřáté na vytvrzovací teplotu ještě před vstříknutím pryskyřice. Veškeré parametry jako je teplota předehřátí pryskyřice, doba vstřikování a teplota formy jsou závislé a stanoveny vlastnostmi matričního materiálu. Pokud je teplota příliš vysoká, pryskyřice se z tekutého stavu stane tužší dříve než se forma celá naplní; pokud je teplota příliš nízká, viskozita pryskyřice bude příliš vysoká a nepodaří se prosytit celý výlisek. [12, 23]

Vakuum se zavádí na výstupním otvoru pro únik vzduchu či jakékoliv vlhkosti z výlisku ještě před vstřikováním pryskyřice. Vstřikovací tlaky se pohybují okolo 700 kPa. Vzniklé vakuum zajišťuje, že výlisek bude kompletně prosycen a nezůstanou žádná místa nezaplňená. Teplota při vstřikování pryskyřice nesmí být nad bodem varu, což by vedlo k vysoké pórovitosti a znehodnocení výsledného výrobku. [12]



Obr. 34 Výrobní proces technologií RTM [6]

Technologie RTM využívá uzavřenou nádobu, která definuje vnitřní a vnější geometrii výrobku. Velký důraz je kladen na preciznost konstruování formy. [12]

Výhody výroby technologií RTM zahrnují vynikající rozměrové kontroly, dobrá úprava povrchu, reprodukovatelnost, snížené materiálové náklady, vysoký stupeň automatizace a snížené náklady na pracovní sílu, čisté tvarové zhotovení a eliminaci použití autoklávy. Jelikož se tento proces často využívá na menší části, které mají složitou geometrii, je vyžadována dobrá rozměrová kontrola na vnitřním i vnějším povrchu. [12]

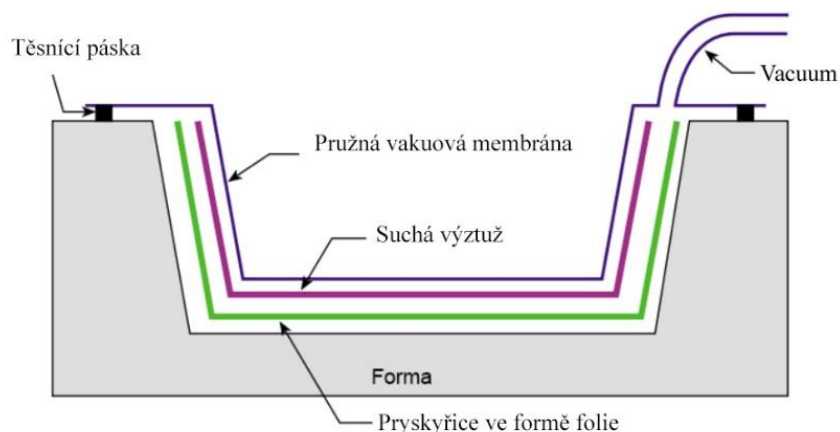
2.5.4 RFI

RFI (Resin Film Infusion) je proces, při kterém je vrstva pryskyřice umístěna či vstříknuta pod nebo nad suchou výztuž. Celý díl je umístěn do tlakového obalu a vložen do autoklávu. Za zvýšené teploty se snižuje viskozita a slabý tlak napomáhá prosycení výztuže pryskyřicí. Jakmile je proces vstříkování kompletní, zvýší se tlak i teplota a dochází k vytvrzování součásti. [12]

Aby byla RFI technologie správně aplikovaná, musí být dodrženy následující kritéria: [12]

- předlisek musí být správně vytvarovaný a umístěný do formy
- forma musí rozměrově splňovat požadavky
- dodržení rozměrové kontroly v průběhu celého procesu

Tato technologie umožňuje používat pryskyřičné systémy o vyšší viskozitě, a to díky kratším cestovním vzdálenostem v porovnání s metodou RTM. Taktéž je technologie RFI upřednostňována před RTM při výrobě velkých konstrukcí (přes 3 m) z důvodu obtížné manipulace a vysoké hmotnosti forem. Díky jednostranné formě jsou náklady na výrobu u RFI nižší. RFI technologie je vhodná zejména pro výrobu velkých ploch, např. pro výrobu žebrovaných konstrukcí, wingletů či objemných ploch zpevněných potahů křídel. [12]



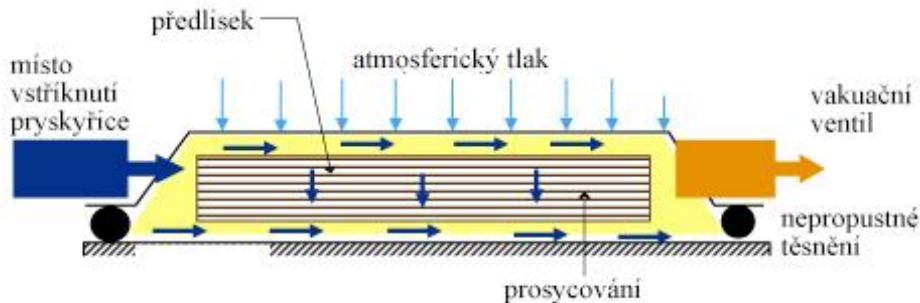
Obr. 35 Výrobní proces RFI [42]

2.5.5 VARTM

VARTM (Vacuum-Assisted RTM) je variací k RTM výrobní technologii, která používá pouze jednu část formy, přičemž horní část formy je nahrazena tlakovým pytlem. Suché předlisky jsou kladeny do formy, přes které je následně umístěna propustná membrána a nakonec je celá sestava vakuována a vytvrzována. Vstupní a výstupní trubice prochází vakem, čímž je vytvořeno vakuuum. Pryskyřice rychle proudí skrz propustný materiál a přes povrch, což v kombinaci s prosycením v rovině a zároveň napříč tloušťkou materiálu pomáhá dosahovat velmi rychlých časů na prosycení. Propustný materiál je obvykle tvořen rozměrnou tkanou látkou nebo plastovou mřížkou. [12, 24]

Při výrobě sendvičových konstrukcí tvořených pěnovým jádrem je pryskyřice přiváděna skrze drážky a díry vytvořené v jádře, čímž se eliminovala potřeba dalších distribučních cest. Tyto konstrukce tvořené pěnovým jádrem se nejčastěji využívají na výrobu lehkých letadel nebo vodních kluzáků. [12]

Metody VARTM se v minulosti běžně používalo pro výrobu nízkozátežných komponent jako jsou například trupy lodí. Díky nižším pevnostním požadavkům nebylo třeba vytvrzovat kompozity v autoklávech, čímž došlo ke snížení nákladů na výrobu. [12]



Obr. 36 Výrobní proces technologií VARTM [41]

Technologie VARTM snižuje produkční náklady v porovnání s RTM a stejně tak snižuje náklady v porovnání s RFI, díky eliminaci používání autoklávu pro vytvrzování. [12]

2.5.6 NAVÍJENÍ

Filament Winding neboli navíjení je výrobní proces kompozitních materiálů, který umožňuje vysokorychlostně navíjet a pokládat nekonečně dlouhé vyztužující takniny či rohože v předdefinovaných cestách a směrech. Samotný proces zahrnuje vinutí naimpregnovaného nekonečného vlákna, které se pomocí dopředného a zpětného pohybu supportu pokládají na základě předdefinovaného vzoru na otáčející se nebo statický trn. Trn je následně po vytvrzení odstraněn. U mokrého vinutí prochází nejprve vlákna horkou pryskyřičnou lázní a až následně jsou pozicovány na trn. Pro odstranění přebytečné pryskyřice a zploštění prosycených vláken se používají válečky. U navíjení prepregů se předimpregnované vlákno přivádí rovnou z cívek na otočný trn. Na základě změny napětí, úhlu vinutí či obsahu pryskyřice v průběhu kladení vláken, lze ovlivňovat výslednou tloušťku, počet vrstev nebo podíl vláken vzhledem k objemu vyráběné části. Plně navinuté část se poté vytvrzuje za pokojové teploty v troubě nebo v autoklávu. [3, 12]

Navíjení je v porovnání s ostatními výrobními technikami považováno za méně univerzální. Jejich uplatnění není například vhodné na produkci složitých tvarů s měnící se tloušťkou nebo různou orientací vláken. Největší využití nacházejí při výrobě jednoduchých kruhových povrchů o velkých průměrech, např. pro výrobu skříní raketových motorů či trupů letadel. [12]



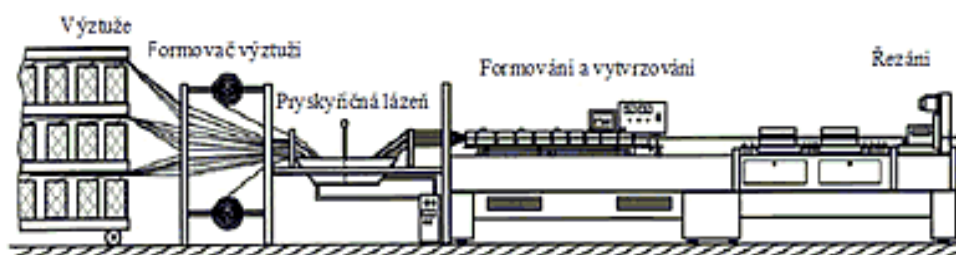
Obr. 37 Navíjení části trupu Boeingu 787 [25]

Technologie navíjení může být kombinována se sekundárním tvarovacím procesem. Z tohoto důvodu se technologie navíjení často používá pro rychlé a precizní kladení vláken a usnadňuje a zefektivňuje následnou výrobu součástí. [12]

2.5.7 PULTRUZE

Pultruze je vysoce automatizovaná technologie pracující s nekonečnými, lineárními vlákny pro výrobu konstantních průřezových profilů z vyztužených polymerních materiálů. Obecně jsou nekonečná vlákna (ve formě rovingů) ponořena do pryskyřičné lázně, naimpregnována termosetovou pryskyřicí a tažena přes vyhřátou formu, kde jsou vytvarována a vytvrzena. Dalším způsobem výroby je tažení výtuzi přes formu, do které je teprve vstříknuta pryskyřice a spolu s výtuzí vytvrzena. Po vytvrzení se profil přesouvá k pile, kde se řeže na jednotlivé profily. [12]

Cílem tohoto procesu je vyrobit vytvrzenou část ještě dříve, než výrobek opustí formu. Převážná většina komerčních pultruzí je vyrobena s polyesterovou matricí, z důvodu ekonomicky nenáročného a nejjednoduššího výrobního procesu. Epoxidové pryskyřice se používají pro zaručení maximálních mechanických vlastností, zejména ve vojenském nebo leteckém průmyslu. Výhodou je konzistentnost a replikovatelnost kvality hotových kompozitů. [12]



Obr. 38 Schéma výrobního procesu metodou pultruze [40]

Aplikací pultruze v leteckém průmyslu je stále málo, což je dáno limitovaným výrobním cyklem pro letecké komponenty; požadavky jsou obvykle příliš krátké na to, aby se mohla tato metoda aplikovat, což se děje z důvodu produkčního oběhu, který se měří ve stovkách a je rozložen do několika let. [12]

ZÁVĚR

Kompozitní materiály zažily v posledních letech prudký nárůst aplikací v oblasti civilního letectví. Velkou zásluhu na technologickém pokroku měl zejména Boeing 787, který učinil velký posun oproti předešlým generacím dopravních letouhů z hlediska využití kompozitních materiálů v konstrukci.

Pro využití kompozitních materiálů v leteckých konstrukcích jasně hovoří jejich přednosti, jako jsou vysoká pevnost a tuhost, nízká hmotnost, odolnost vůči korozi, tepelná stabilita, únavová pevnost, lomová houževnatost, tvárnost a možnost vyrábět materiály jakéhokoliv tvaru aj. Využití kompozitů v dopravních letadlech ve spojení s těmito vlastnostmi dopomohlo k dosažení delších doletových vzdáleností, přepravě těžších nákladů a ke znatelné úspoře paliva.

Kompozity aplikované v dopravních leteckých konstrukcích jsou nejčastěji vyrobeny z polymerní matrice tvořené epoxidovou či polymerní pryskyřicí. Vyztužující část kompozitu je nejčastěji tvořena skleněnými, uhlíkovými a kevlarovými vlákny. Zvláštním druhem používaných kompozitů je např. nově vzniklý vrstvený materiál GLARE nebo také hojně využívané sendvičové materiály. Sendvičové materiály s nomexovými voštinami jsou důležitým materiálem v konstrukcích dopravních letadel, které tvoří sendvičové panely s nosným povrchem schopným přenosu všech působících sil a momentů do skořepinové konstrukce.

Přestože pokrok v aplikaci kompozitů je zřejmý, nutno poznamenat, že nárůst využití lehkých kompozitních materiálů nebyl tak strmý, jak se původně předpokládalo. Hlavním důvodem je stále vysoká výrobní cena materiálu v porovnání s kovem či slitinami hliníku. Kompozity taktéž dosahují malé odolnosti vůči poškození nebo nedostatečných žáruvzdorných vlastností oproti slitinám titanu. Dalšími důvody, které mohly ovlivnit výsledný růst v aplikaci kompozitů, jsou např. vysoké náklady na výrobu a certifikaci nových komponent, nevyřešená recyklace, špatná rozpoznatelnost poruch materiálu nebo náročné opravy. Kovy jsou proto stále nedílnou součástí leteckých konstrukcí.

ZDROJE

- [1] KRATOCHVÍL, Bohumil, Václav ŠVORČÍK a Dalibor VOJTĚCH. Úvod do studia materiálů. Vyd. 1. Praha: Vysoká škola chemicko-technologická, 2005, 190 s. ISBN 80-7080-568-4.
- [2] JANČÁŘ, Josef. *Úvod do materiálového inženýrství polymerních kompozitů*. Vyd. 1. Brno: Vysoké učení technické v Brně, 2003, 194 s. ISBN 80-214-2443-5.
- [3] EHRENSTEIN, Gottfried W. *Polymerní kompozitní materiály*. V ČR 1. vyd. Praha: Scientia, 2009, 351 s. ISBN 978-80-86960-29-6.
- [4] MÍŠEK, Bohumil. *Kompozity*. 1. vyd. Brno: Technický dozorčí spolek - Sekce materiálů a svařování, 2003, 81 s. ISBN 80-903386-0-7.
- [5] DAĐOUREK, Karel. *Kompozitní materiály - druhy a jejich užití*. Vyd. 1. Liberec: Technická univerzita v Liberci, 2007, 114 s. ISBN 978-80-7372-279-1.
- [6] Advanced Composites Manufacturing Centre. *Plymouth University* [online]. [2013] [cit. 2015-05-26]. Dostupné z: <http://www.tech.plym.ac.uk/sme/acmc/cpd/rtm.htm>
- [7] JURAČKA, Jaroslav. *Aplikace kompozitních materiálů na letecké konstrukce: Composite material applications at aeronautical structures* : zkrácená verze habilitační práce. Brno: VUTIUM, 2005, 28 s. ISBN 80-214-2907-0.
- [8] HARRIS, Bryan. *Engineering composite materials*. 2nd ed. London: IOM, 1999, 160 s. ISBN 18-612-5032-0.
- [9] GAY, Daniel, S HOA a Stephen W TSAI. *Composite materials: design and applications*. Boca Raton, FL: CRC Press, 2003, xiii,531 p. ISBN 15-871-6084-6.
- [10] JANOVEC, Jiří, Jiří CEJP a Josef STEIDL. *Perspektivní materiály*. Vyd. 3., přeprac. V Praze: České vysoké učení technické, 2008, 143 s. ISBN 978-80-01-04167-3.
- [11] PTÁČEK, Luděk. *Nauka o materiálu II*. Brno: CERM, c1999, 350 s. ISBN 80-7204-130-4.
- [12] BAKER, Alan A. *Composite materials for aircraft structures*. 2nd ed. Reston: AIAA American Institute of Aeronautics, 2004, xx, 597 s. ISBN 15-634-7540-5.
- [13] SLAVÍK, Svatomír. *Stavba letadel*. Vyd. 1. Praha: Vydavatelství ČVUT, 1997, 129 s. ISBN 80-01-01671-4.
- [14] SLAVÍK, Svatomír. *Drak a systémy, nouzové vybavení letounů (021 01 a 021 04)*. Vyd. 1. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2005 [i.e. 2006], 372 s. ISBN 80-7204-437-0.
- [15] ČORBA, Stanislav. *Aerodynamika, konstrukce a systémy letadel: studijní modul 13*. Brno: Akademické nakladatelství CERM, 2005, 450 s. ISBN 80-7204-395-1.
- [16] MERTL, Vlastimil. *Konstrukce a projektování letadel*. Vyd. 1. Brno: PC-DIR Real, 2000, 133 s. ISBN 80-214-1789-7.
- [17] AIRBUS VERSUS BOEING—COMPOSITE MATERIALS : *The sky's the limit....* CHADY, Tariq. <http://www.lemauricien.com/> [online]. 2013 [cit. 2015-05-20]. Dostupné z: <http://www.lemauricien.com/article/airbus-versus-boeing-composite-materials-sky-s-limit>
- [18] ROESELER, W.G., B. SARH a M.U. KISMARTON. *Composite Structures: The First 100 Years. International Committee on Composite Materials* [online]. 2007 [cit. 2015-05-24]. Dostupné z: http://www.iccm-central.org/Proceedings/ICCM16proceedings/contents/pdf/MonA/MoAM1-01sp_roeselerw228184p.pdf
- [19] Aeronautics: Parts of an Airplane and Their Functions. CONRAD, Linda. *NASA Virtual Skies* [online]. [2010] [cit. 2015-05-18]. Dostupné z: <http://virtualskies.arc.nasa.gov/aeronautics/4.html>

- [20] Coatings for high temperature applications::Materials in the gas turbine. SOURMAIL, Thomas. *Thomas Sourmail* [online]. [2009] [cit. 2015-05-18].
Dostupné z: <http://thomas-sourmail.net/coatings/materials.html>
- [21] MOHITE, P.M. Aircraft Basic Construction. MOHITE, P.M. *IITK - Indian Institute of Technology Kanpur: Home Page of Dr. P.M. Mohite* [online]. [2008] [cit. 2015-05-16].
Dostupné z: http://home.iitk.ac.in/~mohite/Basic_construction.pdf
- [22] GLARE. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2015-05-24]. Dostupné z: <http://en.wikipedia.org/wiki/GLARE>
- [23] BAUMRUK, Martin. Kompozitové materiály v leteckém průmyslu v ČR.
In: *Kompozitové materiály v leteckém průmyslu v ČR* [online]. 2006 [cit. 2015-05-24].
Dostupné z:
http://www.kompozity.info/clanky/compdb/kompozitove_mat_v_let_prumyslu_CR.pdf
- [24] Vacuum assisted resin transfer molding process (VARTM). *JHM Technologies, Inc. Closed Molding Experts* [online]. 2015 [cit. 2015-05-24]. Dostupné z:
<https://www.rtmcomposites.com/process/vacuum-assisted-resin-transfer-molding-vartm>
- [25] *Composite Manufacturing / Aerospace Engineering Blog* [online]. 2012 [cit. 2015-05-24]. Dostupné z: <http://aerospaceengineeringblog.com/composite-manufacturing/>
- [26] Sandwich-structured composite. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2015-05-25]. Dostupné z:
http://en.wikipedia.org/wiki/Sandwich-structured_composite
- [27] Casemodding: Kompozitní zázrak - laminát. *PCTuning* [online]. 2008 [cit. 2015-05-25].
Dostupné z: http://pctuning.tyden.cz/navody/upravy-modding/12243-casemodding-kompozitni_zazrak-laminat
- [28] Všeobecný a základní popis materiálů používaných při výrobě kompozitů.
Havel Composites [online]. 2014 [cit. 2015-05-25]. Dostupné z: <http://www.havel-composites.com/clanky/4-Technologie/74-Vseobecny-a-zakladni-popis-materialu-pouzivanych-pri-vyrobe-kompozitu.html>
- [29] Carbon Fiber Continuous Tow. *SGL Group – The Carbon Company* [online]. 2013 [cit. 2015-05-25]. Dostupné z:
http://www.sglgroup.com/cms/international/products/product-groups/cf/carbon-fiber-continuous-tow/index.html?__locale=en
- [30] Composite made commercial airplane. *1001 Crash - Worldwide aviation safety* [online]. 2011 [cit. 2015-05-25]. Dostupné z: <http://www.1001crash.com/index-page-composite-1g-2.html>
- [31] Boeing 707. *The Aviation History Online Museum* [online]. 2001 [cit. 2015-05-25].
Dostupné z: <http://www.aviation-history.com/boeing/707.html>
- [32] The Airbus A300 at 40. *The Online Aviation Magazine - Global Aviation Resource* [online]. 2012 [cit. 2015-05-25]. Dostupné z:
<http://www.globalaviationresource.com/reports/2012/global-aviation-magazine-previews-airbus-a300-at-40/index.php>
- [33] Composites: materials of the future. *PlusComposites Website* [online]. [2010] [cit. 2015-05-25].
Dostupné z: http://www.pluscomposites.eu/sites/default/files/Technical%20series%20-%20Part%20-%20Market%20and%20market%20developments_0.pdf
- [34] Hardware letadla...skládanka, co je schopná vzlétnout. *Inadhled* [online]. 2014 [cit. 2015-05-25]. Dostupné z: <http://www.inadhled.cz/zajimavosti/hardware-letadla-skladanka-co-je-schopna-vzletnout/>

- [35] Turbovrtulový motor. *Wikipedia: the free encyclopedia* [online]. San Francisco (CA): Wikimedia Foundation, 2001- [cit. 2015-05-25]. Dostupné z: http://cs.wikipedia.org/wiki/Turbovrtulov%C3%BD_motor
- [36] Airframers vie for shares in growing short-haul market. *Composites world* [online]. 2014 [cit. 2015-05-25]. Dostupné z: <http://www.compositesworld.com/articles/airframers-vie-for-shares-in-growing-short-haul-market>
- [37] A380 Production Thread Part 14. *Airliners.net* [online]. 2013 [cit. 2015-05-25]. Dostupné z: http://www.airliners.net/aviation-forums/general_aviation/print.main?id=5914712
- [38] Výroba rotorového listu větrné elektrárny. *ČSVE - Wind power-plants / Wind energy* [online]. 2013 [cit. 2015-05-25]. Dostupné z: <http://www.csve.cz/en/clanky/vyroba-rotoroveho-listu-vetrne-elektrarny/315>
- [39] Variable Stiffness Composites. *Aerospace Engineering Blog* [online]. 2015 [cit. 2015-05-25]. Dostupné z: <http://aerospaceengineeringblog.com/variable-stiffness-composites/>
- [40] Technologie výroby kompozitů. *KOMPOZITY, VYZTUŽENÉ PLASTY GDP KORAL s.r.o.* [online]. 2009 [cit. 2015-05-26]. Dostupné z: <http://www.gdpkoral.cz/technologie-vyroby-kompozitu/w7>
- [41] Composite Materials: Building the Next Generation of Passenger Aircraft. *Nippon.com: Your Doorway to Japan* [online]. 2012 [cit. 2015-05-26]. Dostupné z: <http://www.nippon.com/en/features/c00506/>
- [42] Resin Film Infusion - Dry fabrics laid up interleaved with layers of semi-solid resin film. *Netcomposites* [online]. 2015 [cit. 2015-05-26]. Dostupné z: <http://www.netcomposites.com/guide/resin-film-infusion/61>