

Primjena kompozita u zrakoplovnoj konstrukciji

Lipošćak, Lara

Master's thesis / Specijalistički diplomski stručni

2016

Degree Grantor / Ustanova koja je dodijelila akademski / stručni stupanj: **Karlovac University of Applied Sciences / Veleučilište u Karlovcu**

Permanent link / Trajna poveznica: <https://um.nsk.hr/um:nbn:hr:128:008624>

Rights / Prava: [In copyright](#)/[Zaštićeno autorskim pravom.](#)

Download date / Datum preuzimanja: **2024-07-15**



VELEUČILIŠTE U KARLOVCU
Karlovac University of Applied Sciences

Repository / Repozitorij:

[Repository of Karlovac University of Applied Sciences - Institutional Repository](#)



zir.nsk.hr



DIGITALNI AKADEMSKI ARHIVI I REPOZITORIJ

**VELEUČILIŠTE U KARLOVCU
SPECIJALISTIČKI DIPLOMSKI STRUČNI STUDIJ STROJARSTVA
PROIZVODNO STROJARSTVO**

LARA LIPOŠČAK

**PRIMJENA KOMPOZITA U ZRAKOPLOVNOJ
KONSTRUKCIJI**

ZAVRŠNI RAD

KARLOVAC, 2016.

**VELEUČILIŠTE U KARLOVCU
SPECIJALISTIČKI DIPLOMSKI STRUČNI STUDIJ STROJARSTVA
PROIZVODNO STROJARSTVO**

LARA LIPOŠČAK

**PRIMJENA KOMPOZITA U ZRAKOPLOVNOJ
KONSTRUKCIJI**

ZAVRŠNI RAD

Mentor:

Predavač:

Tihana Kostadin, mag.ing.stroj.

KARLOVAC, 2016.



VELEUČILIŠTE U KARLOVCU

KARLOVAC UNIVERSITY OF APPLIED SCIENCES

Trg J. J. Strossmayera 9

HR • 47000 Karlovac • Croatia

tel. +385 (0)47 843-510

fax. +385 (0)47 843-579

e-mail: referada@vuka.hr



VELEUČILIŠTE U KARLOVCU

Stručni / **specijalistički studij**:...STROJARSTVO.....
(označiti)

Usmjerenje:.....PROIZVODNO STROJARSTVO.....Karlovac, 02.03.2016.

ZADATAK ZAVRŠNOG RADA

Student:.....LARA LIPOŠČAK..... Matični broj: 0111414013

Naslov: PRIMJENA KOMPOZITA U ZRAKOPLOVNOJ KONSTRUKCIJI

.....
Opis zadatka:

U radu je nakon uvoda u teorijskom dijelu potrebno opisati vrste, svojstva i primjenu kompozitnih materijala. Posebno obraditi primjenu kompozita u zrakoplovnoj konstrukciji. Nakon postavke zadatka, u eksperimentalnom dijelu, obraditi primjer vezan za održavanje zrakoplova kroz konkretan primjer popravka sačastog podnog panela. Napraviti analizu dobivenih rezultata i zaključak. Završni rad urediti prema pravilima VUK.a.

Zadatak zadan:
02.03.2016.

Rok predaje rada:
17.06.2016.

Predviđeni datum obrane:
28.06.2016.

.....
Mentor:

.....
Predsjednik Ispitnog povjerenstva:

IZJAVA:

Izjavljujem da sam ja – studentica Lara Lipošćak, OIB: 85908869902, matični broj: 0111414013, upisana u IV. semestar specijalističkog diplomskog stručnog studija strojarstva akademske godine 2015./2016., radila ovaj rad samostalno, koristeći se znanjem stečenim tijekom obrazovanja i rada u struci. Zahvaljujem se mentorici Tihani Kostadin, mag.ing.stroj. i tvrtki Croatia Airlines d.d. na pruženoj prilici, pomoći i korisnim savjetima koji su mi pomogli kod izrade rada.

Lara Lipošćak

Karlovac, 28.06.2016.

SAŽETAK

Kompozitni materijal je materijal građen od dvaju ili više konstituenata s različitim fizikalnim i mehaničkim svojstvima, koji nakon spajanja međusobno djeluju tako da tvore materijal jedinstvenih svojstava. Prednosti kompozitnih materijala su mnoge, uključujući malu težinu, veliku čvrstoću, otpornost na koroziju i sposobnost prilagodbe slojeva. Zbog specifičnih svojstava koje pružaju, upotreba kompozita visokih performansi raste, osobito u konstrukciji zrakoplovnih struktura. Za postizanje konkurentnosti, zrakoplovna struktura mora biti dovoljno laka, jer svaki porast težine vodi do povećane potrošnje goriva i smanjenja zrakoplovne nosivosti. Kako bi se ostvarili navedeni ciljevi, veliki zrakoplovi nove generacije se projektiraju sa kompozitnim krilnim strukturama i kompletnim trupom građenim od kompozita. Svojstva velikih kompozitnih struktura u zrakoplovnim konstrukcijama su se poboljšala i sigurno će se nastaviti poboljšavati tijekom vremena.

Porastom upotrebe kompozitnih materijala u zrakoplovnim strukturama, vrlo važno je prepoznati tipične vrste oštećenja i kako pojedina vrsta djeluje na kompozite. Strukturna oštećenja pronađena kod servisiranja zrakoplova se moraju popraviti u skladu s odobrenim programom održavanja, koji će dio vratiti u stanje plovidbenosti. Popravak naprednih kompozita zahtijeva temeljito poznavanje kompozitnih struktura, materijala i alata.

Kratak pregled osnova kompozitnih materijala i njihove primjene u zrakoplovnoj konstrukciji obuhvaća teorijski dio ovog rada. Cilj eksperimentalnog dijela je općenito prikazati popravak zrakoplovne konstrukcije postupkom lijepljenja. Lijepljenje je suvremeni način spajanja dijelova i primjenjuje se za povezivanje različitih vrsta strukture u održavanju zrakoplova. Postupak lijepljenjem je sažet kroz 6 koraka na uzorku sačastog podnog panela, a izvodi se u skladu sa priručnikom namijenjenim za popravak strukture zrakoplova (Structural Repair Manual - SRM).

Ključne riječi: kompozitni materijali, zrakoplovna konstrukcija, sačasta jezgra, popravak kompozita, održavanje zrakoplova.

SUMMARY

USE OF COMPOSITE MATERIALS IN AIRCRAFT CONSTRUCTURE

Composite material is a material made from two or more constituent materials with different physical and mechanical properties that, when merged, interact to give the new material its own unique set of properties. The advantages of composite materials are many; including lighter weight; high strength; corrosion resistance and the ability to tailor lay-ups. Because of specific properties they can offer, the use of high performance composites is increasing, especially in the construction of aircraft structures. To be competitive the aircraft structure must be light enough, because any increase of weight leads to a increase of fuel consumption and reduction of payload. In order to meet the targets, new generation large aircraft are designed with all composite fuselage and wing structures. The properties of the large composite structure in the aeronautical constructions has improved and will certainly keep on improving over the time.

With the increasing use of composite materials in aircraft structures it is important to identify the typical types of damage and how they affect composites. A structural damage found on an in-service aircraft must be corrected through the application of an appropriate maintenance program that will restore the part to an airworthy condition. The repair of these advanced composite materials requires an in-depth knowledge of composite structures, materials, and tooling.

A brief review of some of the fundamentals of composite materials and the application in aircraft construction, is included as theoretical part of this thesis. Experimental part aims to give a general approach to bonding repair in aircraft structure. Adhesive bonding is a modern method for joining parts and is applied for connecting different types of structure in aircraft maintenance. Bonded repair procedure is summerized throught six-step bonded repair procedure on the sample of honeycomb floor panel, according to the Aircraft Structural Repair Manual (SRM).

Key words: composite materials, aircraft construction, honeycomb, composite repair engineering, aircraft maintenance.

SADRŽAJ

POPIS SLIKA	9
POPIS TABLICA	12
POPIS OZNAKA.....	13
1. UVOD.....	14
2. KOMPOZITNI MATERIJALI.....	15
2.1 Što su kompoziti?.....	15
2.2 Matrica.....	17
2.3 Ojačalo	17
3. PODJELA KOMPOZITA	18
3.1 Podjela kompozita prema materijalu matrice.....	18
3.2 Kompoziti s polimernom matricom	18
3.3 Kompoziti s metalnom matricom	18
3.4 Kompoziti s keramičkom matricom.....	19
3.5 Kompoziti s česticama	19
3.6 Vlaknima ojačani kompoziti	20
3.6.1 Diskontinuirana vlakna.....	20
3.6.2 Kontinuirana vlakna	21
3.6.3 Kompoziti u obliku tkanina (pleter).....	21
3.6.4 Materijali za proizvodnju vlakana	22
3.6.5 Staklena vlakna	22
3.6.6 Ugljična vlakna	23
3.6.7 Aramidna vlakna.....	25
3.6.8 Postupci oblikovanja vlakana.....	26
3.7 Strukturni kompoziti	28
3.7.1 Laminatne konstrukcije (laminati)	28
3.7.2 Sendvič konstrukcije	29
3.8 Karakteristike sendvič konstrukcija.....	30
4. PREDNOSTI I NEDOSTACI KOMPOZITA	32
5. PRIMJENA KOMPOZITA U ZRAKOPLOVNOJ KONSTRUKCIJI	34
5.1 Uvodno o kompozitima u zrakoplovstvu	34
5.2 Povijest primjene materijala u strukturi zrakoplova.....	35
6. PLOVIDBENOST ZRAKOPLOVA.....	36
6.1 Sigurnost i propisi	36
6.2 Certifikati za djelatnosti održavanja zrakoplova	36

7. PROCESI PROJEKTIRANJA	38
8. MATERIJALI VLAKANA U ZRAKOPLOVNOJ KONSTRUKCIJI	39
8.1 Vrste vlakana	39
8.2 Svojstva i primjena	39
9. MATERIJALI MATRICE U ZRAKOPLOVNOJ KONSTRUKCIJI	42
9.1 Vrste matrica	42
9.1.1 Polimeri kao materijal matrice u zrakoplovstvu	43
9.1.2 Epoksidi i bismaleimidi	43
9.1.3 Fenolne smole	45
9.1.4 Polifenilen sulfid (PPS)	45
9.2 Prepreg	46
10. PRIMJENA SLOŽENIH KOMPOZITA U STRUKTURI ZRAKOPLOVA	47
10.1 Vrste struktura	47
10.2 Jezgra sendvič konstrukcija	47
10.3 Sačasta jezgra („honeycomb“)	48
10.4 Proizvodnja sačaste jezgre	50
10.5 Vrste ćelija i specifikacija proizvoda	51
10.6 Primjena u zrakoplovnoj konstrukciji	52
11. POSTAVKA ZADATKA	53
12. EKSPERIMENTALNI DIO	54
12.1 Uzroci i primjeri oštećenja zrakoplovnih konstrukcija	54
12.2 Vrste oštećenja složenih zrakoplovnih struktura	57
12.3 Oštećenja kod neprobijene strukture	57
12.4 Oštećenja kod probijene strukture	59
12.5 Ostale vrste oštećenja	59
12.6 Održavanje zrakoplova – popravak sačastog podnog panela	62
12.6.1 Slijed popravka lijepljenjem	62
12.6.2 Planiranje popravka i procjena oštećenja	64
12.6.3 Priprema površine	65
12.6.4 Materijali i sredstva za popravak	66
12.6.5 Adhezivi	66
12.6.6 Miješanje smole i otvrdnjivača	70
12.6.7 Ručno laminiranje, impregniranje	71
12.6.8 Rezanje slojeva tkanine	72
12.6.9 Nanošenje slojeva	74
12.6.10 Vakuumiranje	75

12.6.11 Proces skrućivanja (vruće skrućivanje – Heatcon uređaj)	79
12.6.12 Pregled popravljenog panela i pisanje izvještaja	83
13. REZULTATI POPRAVKA I ANALIZA UČINJENOG	86
14. ZAKLJUČAK.....	88
LITERATURA.....	89

POPIS SLIKA

Slika 1 – Primjer tradicionalne kompozitne tvorevine

Slika 2 – Drvo – Prirodni kompozit

Slika 3 – Slojeviti kompozit – šperploča

Slika 4 – Matrica i ojačalo

Slika 5 – Kompoziti s česticama

Slika 6 – Oblici vlaknastih ojačala

Slika 7 – Filamenti staklenih vlakana

Slika 8 – Roving ugljičnih vlakana 600 g/m²

Slika 9 – Postupak proizvodnje ugljičnih vlakana

Slika 10 – Aramidno vlakno

Slika 11 – Oblikovanje vlakana

Slika 12 – Obično tkanje (atlas) i keper

Slika 13 – Saten

Slika 14 – Laminati sa različito orijentiranim vlaknasto ojačanim slojevima

Slika 15 – Sendvič konstrukcija

Slika 16 – Ponašanje sendvič konstrukcija pod opterećenjem

Slika 17 – Omjer čvrstoće i težine laminatnih i sendvič konstrukcija

Slika 18 – Usporedba metala i kompozita

Slika 19 – Oštećenje na zrakoplovu nakon udara munje

Slika 20 – Kronološka primjena materijala u strukturi zrakoplova

Slika 21 – Part 21 A subpart M

Slika 22 – Dijagram toka informacija od identifikacije oštećenja do odobrenja za izvođenje popravka

Slika 23 – FEM analiza

Slika 24 – Vrste, udio i primjena vlakana u avionskoj konstrukciji

Slika 25 – Temeljna svojstva ugljičnih, staklenih, aramidnih vlakana i vlakana od kvarca

Slika 26 – Temeljna svojstva ugljičnih, staklenih, aramidnih vlakana i vlakana od kvarca

Slika 27 – Primjena toplinsko stabilnih epoksida i BMI za izradu zrakoplovnih komponenata

Slika 28 – Utjecaj temperature i vlage na čvrstoću i krutost materijala

Slika 29 – Podni paneli zrakoplova građeni od fenolne smole

Slika 30 – Pregled svojstava matrica primjenjivih u zrakoplovnim konstrukcijama

Slika 31 – Vrste složenih kompozita u strukturi zrakoplova

Slika 32 – Nomex

Slika 33 – Postupak izrade saćaste jezgre

Slika 34 – Shematski prikaz saćaste strukture

Slika 35 – Oblici saćastih ćelija: a) šesterokutne, b) „flex-core“ i c) pravokutne

Slika 36 – „Radome“

Slika 37 – Primjena Nomex jezgara u zrakoplovnoj konstrukciji

Slika 38 – Uzroci oštećenja zrakoplovne konstrukcije

Slika 39 – Primjeri oštećenja zrakoplovnih konstrukcije

Slika 40 – Posljedice visokih temperatura – zapaljenja

Slika 41 – Nezgode kod prizemljenog zrakoplova

Slika 42 – Oštećenja laminiranih slojeva

Slika 43 – Djelovanje udara i pritiska na složene kompozite

Slika 44 – Raslojavanje i odvajanje kod sendvič konstrukcija

Slika 45 – Oštećenja kod probijene sendvič i laminatne strukture

Slika 46 – Kontaminacija vode

Slika 47 – Kemijska degradacija

Slika 48 – Oštećenja nastala djelovanjem udara munje i pregrijavanjem

Slika 49 – Erozija na vertikalnom stabilizatoru

Slika 50 – Slijed popravka

Slika 51 – Uzorak podnog panela u zrakoplovu

Slika 52 – Zrakoplovni podni paneli

Slika 53 – Označeno područje oštećenja

Slika 54 – Područje odstranjivanja površinskog sloja

Slika 55 – Odstranjivanje oštećenih površinskih (laminiranih) slojeva

Slika 56 – Brušenje površinskih zaštitnih slojeva

Slika 57 – Oštećenje saćaste jezgre

Slika 58 – „Water break test“

Slika 59 – Djelovanje zaostale vlage nakon skrućivanja

Slika 60 – Nanošenje pjenastog punila

Slika 61 – Raspoređivanje pomoću špahtle

Slika 62 – Završno nanošenje

Slika 63 – Ispun saćaste jezgre

Slika 64 – Miješanje smole i otvrdnjivača

Slika 65 – Laminiranje

Slika 66 – Laminirani sloj

Slika 67 – Određivanje orijentacije vlakana u slojevima

Slika 68 – Označeni slojevi za rezanje

Slika 69 – Rezanje prvog sloja

Slika 70 – Rezanje drugog i trećeg sloja

Slika 71 – Nanošenje slojeva

Slika 72 – Presjek vreće za vakuumiranje i skrućivanje

Slika 73 – Nanošenje abrazivne tkanine

Slika 74 – Abrazivna tkanina priključena na termoelektrični uređaj

Slika 75 – Nanošenje ostalih slojeva vakuumske vrećice

Slika 76 – Toplinski pokrivač „heat blanket“

Slika 77 – Vakuumiranje podnog zrakoplovnog panela

Slika 78 – Vakuumirana komponenta

Slika 79 – Heatcon uređaj

Slika 80 – Zaslona Heatcon uređaja

Slika 81 – Proces skrućivanja

Slika 82 – Veza temperature, viskoznosti smole i vakuumske pritiska

Slika 83 – Zone skrućivanja u kojima može doći do gubitka vakuuma ili neuspješnog zagrijavanja

Slika 84 – Saćasti panel nakon skrućivanja

Slika 85 – Popravljeni zrakoplovni podni panel

Slika 86 – Panel nakon poliranja i završne obrade

Slika 87 – Kvalitetno prijanjanje epoksidne smole uz rubove površinskih slojeva

Slika 88 – Vidljivi dijelovi popravka na mjestima spajanja

POPIS TABLICA

Tablica 1 – Usporedna svojstva materijala matrice

Tablica 2 – Karakteristična svojstva saćastih jezgara

POPIS OZNAKA

OZNAKA	MJERNA JEDINICA	ZNAČENJE
ρ	kg/m^3	gustoća
ρ_c	kg/m^3	gustoća kompozita
ρ_c	kg/m^3	gustoća konstituenata
T	$^{\circ}C$	temperatura
R_m	N/mm^2	vlačna čvrstoća
E	N/mm^2	modul elastičnosti
V	m^3	volumen
s	mm	veličina ćelije
p	Pa	tlak
t	mm	debljina jezgre
<i>SRM</i>	/	Structural Repair Manual
<i>MMC</i>	/	metalni kompoziti
<i>PMC</i>	/	polimerni kompoziti
<i>CMC</i>	/	keramički kompoziti

1. UVOD

Riječ kompozit znači „sastavljen od različitih dijelova ili tvari“. Kompozitni materijal je materijal sastavljen od dvaju ili više različitih konstituenata koji su međusobno povezani tvoreći jedinstvenu cjelinu. Osim umjetno proizvedenih kompozita, oko nas se nalaze prirodni kompoziti kao što su drvo, bambus i kosti. Iako su u prirodi prisutni milijunima godina, čovjek je relativno nedavno naučio proizvoditi kompozitne materijale. Jedna od prvih čovjekovih tvorevina su blokovi od blata ojačani slamnatim pletivima. Tehnologija suvremene proizvodnje kompozita znatno je napredovala do razine korištenja vlaknasto ojačanih kompozita kao što su vlaknima ojačana polimerna, metalna i keramička matrica do ugljik-ugljik kompozitnih materijala. [1]

Kompozitni materijali još od početaka industrijalizacije postavljaju jedinstvene izazove znanstvenicima i inženjerima sektora za materijale koji pokušavaju umjetnim spajanjem promijeniti i poboljšati svojstva materijala u svrhu dobivanja što boljih i jeftinijih proizvoda. Na ovaj način, novo uočena svojstva pružaju mogućnost poboljšanja tehnologije, materijali se sve korisnije upotrebljavaju i pronalaze nova područja primjene.

Predmet razmatranja ovog rada biti će primjena kompozitnih materijala u zrakoplovnoj konstrukciji, s posebnim naglaskom na složene (sačaste) strukture, što slijedi nakon kratkog uvida u osnovne karakteristike i vrste kompozitnih materijala sa prednostima i nedostacima u odnosu na druge materijale.

2. KOMPOZITNI MATERIJALI

2.1 Što su kompoziti?

Kompozitni materijali ili kompoziti su materijali proizvedeni umjetnim spajanjem dvaju ili više materijala koji se razlikuju po obliku i sastavu na mikro razini. Značenje riječi kompozit dolazi od latinske riječi *Compositum* što znači sastavljeno. [2]

Konstituenti zadržavaju svoja svojstva, ne otapaju se, tj. u potpunosti se spajaju jedni sa drugima. Iako je kompozit savršena struktura koja djeluje kao kompaktna cjelina, mjesto preklapanja pojedinih konstituenata je vidljivo. [3] Svrha ovakvog spajanja je dobivanje materijala različitih svojstava kakva ne posjeduje niti jedna komponenta sama za sebe. Mehanička i fizikalna svojstva kompozitnih materijala se mogu razlikovati, što ovisi o smjeru i orijentaciji ugrađenih ojačala.

Kompozitni materijali se sastoje od dva osnovna konstituenta:

- matrice i
- ojačala. [2]

U nastavku su navedena tri primjera kompozitnih tvorevina. Na slici 1 je prikaz tradicionalne kompozitne tvorevine, a to je žbuka i pletivo koji se primjenjivao među prvim građevnim materijalima, a i danas je jednako važan konstrukcijski materijal u mnogim dijelovima svijeta. Žbuka predstavlja matricu, a pletivo ojačalo.



Slika 1. Primjer tradicionalne kompozitne tvorevine [4]

Vrlo važan prirodni kompozit kojeg primjenjujemo u svakodnevnom životu je drvo (slika 2). Drvo je vlaknasti materijal sastavljen od celuloze i lignina. [3] Celuloza je ekvivalentna vlaknu, a lignin matrici.



Slika 2. Drvo – prirodni kompozit [5]

Primjer slojevitog kompozita je šperploča prikazana slikom 3. To je drvena lijepljena ploča, sastavljena od međusobno pravokutno zalijepljenih furnira u više slojeva pritisnutih pod visokim tlakom i temperaturom. [6]



Slika 3. Slojeviti kompozit – šperploča [7]

2.2 Matrica

Matrica je osnovni konstituent kojem se dodaju ojačala u svrhu poboljšanja svojstava materijala.

Ona ima nekoliko zadaća:

- Podupire ojačala i drži ih zajedno,
- Služi kao medij kojim se prenosi izvana nametnuto opterećenje i raspoređuje na vlakna, dok mali dio nametnutog opterećenja nosi matrica,
- Materijal matrice treba biti duktilan, što znači da modul elastičnosti vlakna treba biti mnogo veći od modula elastičnosti matrice,
- Zadržava poziciju i orijetiranost vlakana,
- Štiti ih od površinskog oštećivanja do kojeg može doći od strane okolnih medija,
- Određuje radnu temperaturu kompletnog kompozita,
- Daje vanjsku formu kompozitu,
- Određuje njegovo ponašanje obzirom na djelovanje atmosfere.

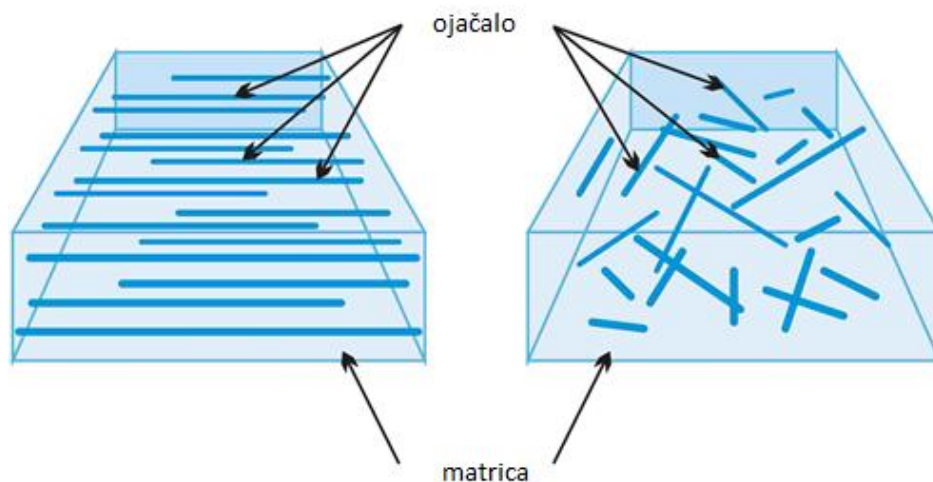
Za izradu matrica koriste se metali, polimeri i keramika. Najviše se koriste epoksidne smole, a zatim poliester koji je znatno jeftiniji od epoksidnih smola. [8] Više riječi o njihovim svojstvima biti će u nastavku kod podjele kompozita s obzirom na materijal matrice.

2.3 Ojačalo

Ojačala su nosivi element kompozita, osiguravaju visoku čvrstoću, visoki modul elastičnosti – krutost, te otpornost kompozita na trošenje. Pojavljuju se u obliku čestica ili vlakana različitih dimenzija i oblika (slika 4). [2]

Konačna svojstva kompozita ovisiti će o:

- veličini, raspodjeli i svojstvima konstituenata tj. matrice i ojačala,
- volumnom udjelu i obliku konstituenata i
- prirodi i jakosti veza između konstituenata. [2]



Slika 4. Matrica i ojačalo [9]

3. PODJELA KOMPOZITA

3.1 Podjela kompozita prema materijalu matrice

Kompoziti se mogu podijeliti s obzirom na materijal matrice ili po obliku vlakana odnosno ojačala. [2]

Temeljna podjela kompozita prema materijalu matrice je slijedeća:

- metalni (metalna matrica – MMC),
- keramički (keramička matrica CMC) i
- polimerni (polimerna matrica PMC).

Noviji su ugljik – ugljik kompoziti koji podnose temperature do 1700 °C, a kratkotrajno i do 2700 °C. [2]

Prema obliku ojačala kompoziti se dijele na:

- Česticama ojačani :
 - Velike čestice,
 - Disperzijom ojačani,
- Vlaknima ojačani
 - Kontinuirana vlakna,
 - Diskontinuirana vlakna,
 - Kompoziti u obliku tkanina (pleter),
- Strukturni kompoziti:
 - Laminati,
 - Sendvič konstrukcije.

Svaki od navedenih kompozita može biti sastavljen različitim polimernim, keramičkim i metalnim kombinacijama matrice i ojačala.

3.2 Kompoziti s polimernom matricom

Kompoziti s polimernom matricom su sastavljeni od polimerne smole koja ima ulogu matrice s vlaknima kao komponentom za ojačavanje. [10] Pojam „smola” se koristi za obilježavanje polimera, a ovakva matrica se koristi kod kompozita koji imaju određeni zahtjev na duktilnost. Najprimjenjivnije smole su poliesteri i vinil esteri.

Vlaknasta ojačala koja se ugrađuju u polimernu matricu su staklena vlakna, ugljična, aramidna i ostali vlaknasti materijali za ojačanje.

3.3 Kompoziti s metalnom matricom

Metali se mogu u ovim kompozitima primjenjivati pri višim radnim temperaturama nego sama metalna osnova. [10] Kompoziti s metalnom matricom se isto kao i polimerni koriste za postizanje odgovarajuće duktilnosti, ali su skuplji od polimernih.

Ojačala koja se ugrađuju u metalnu matricu mogu biti oblika čestica, kontinuiranih i diskontinuiranih vlakana i viskera. Materijali kontinuiranih vlakana su bor, ugljik, silicij-karbid, aluminij i tvrdi metali, dok se kao materijali diskontinuiranih ojačala koriste viskeri silicij-karbida, sjeckana vlakna od ugljika i aluminija, te čestice aluminija i karbida. [10]

Kompoziti s metalnom matricom se primjenjuju za izradu raznih pločica od tvrdog metala, električnih kontakata (Ag ojačano s W - otpornost trošenju i dobra električna

vodljivost), koriste se za izradu dijelova kod automobila, dijelova turbinskih motora, te u zrakoplovstvu. [10]

3.4 Kompoziti s keramičkom matricom

Keramički materijali su otporni prema oksidaciji i slabljenju svojstava pri povišenim temperaturama. Lomna žilavost im je niska iako je u zadnje vrijeme povećana sa idejom ugrađivanja čestica, vlakana ili viskera jednog keramičkog materijala u matricu koja je od druge vrste keramike. [10]

Proizvode se postupcima vrućeg prešanja, vrućeg izostatičkog prešanja i sinteriranjem tekuće faze, a ojačavaju keramičkim viskerima npr. SiC, Si_3N_4 koji mogu usporiti širenje napuklina. [10]

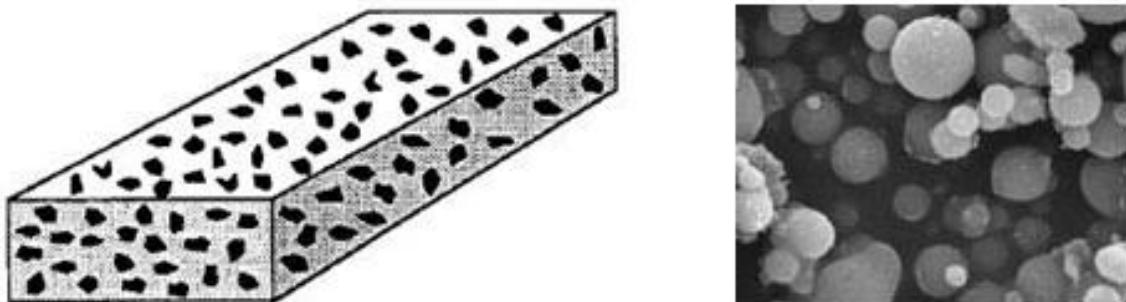
U tablici 1. su navedena usporedna svojstva metala, polimera i keramike s ciljem prikazivanja njihovog djelovanja na cjelokupan kompozit.

Tablica 1. Usporedna svojstva materijala matrice [2]

Svojstva	Metali	Polimeri	Keramike
Gustoća ρ (Mgm^{-3})	2-16	1-2	2-17
Talište ($^{\circ}C$)	200-3500	70-200	2000-4000
Toplinska provodljivost	visoka	niska	srednja
Toplinska rastezljivost	srednja	visoka	niska
Specifični toplinski kapacitet	nizak	srednji	visok
Električna provodljivost	visoka	vrlo niska	vrlo niska
Vlačna čvrstoća Rm (GPa)	100-2500	30-300	10-400
Modul elastičnosti E (Gpa)	40-400	0.7-3.5	150-450
Tvrdoća	srednja	niska	visoka
Otpornost na koroziju	srednja-slaba	dobra-srednja	dobra

3.5 Kompoziti s česticama

Kod kompozita s česticama, diskretne jednolično raspoređene čestice su obavijene mekanijom i duktilnijom matricom, tako da struktura sličí onoj mnogih dvofaznih disperzijski ojačanih metalnih legura kao što je prikazano na slici 5. Ako su čestice raspoređene ravnomjerno, kompoziti ojačani česticama su izotropni. S obzirom na veličinu čestica i način na koji čestice utječu na svojstva kompozita dijele se na kompozite s disperzijom i kompozite s velikim česticama. [10]



Slika 5. Kompoziti s česticama [11]

Svojstva kompozita s česticama ovise o relativnim udjelima pojedinih konstituenata, a gustoća takvog kompozita se može računati pomoću izraza:

$$\rho_c = \Sigma (V_i \times \rho_i) ; \text{gdje je:}$$

ρ_c - gustoća kompozita,

V_i - volumni udio konstituenata,

ρ_i - gustoća konstituenata. [2]

Navedeni izraz za računanje gustoće kompozita naziva se Zakon miješanja.

Kompoziti s česticama primjenjuju se za izradu tvrdih metala od keramičkih čestica u metalnoj matrici, za izradu električnih kontakata, ploča za brušenje i rezanje, te za ljevačke kalupe i jezgre.

3.6 Vlanknima ojačani kompoziti

Ugrađivanjem čvrstih, krutih i krhkih vlakana u mekaniju i duktilniju matricu poboljšava se čvrstoća, žilavost, krutost, te dolazi do povećanja omjera "čvrstoća/gustoća". Veza između matrice i vlakna je važna, jer materijal matrice prenosi opterećenje na vlakna, osigurava duktilnost i žilavost, a vlakna nose veći dio opterećenja. [10] Kako bi poboljšali svojstva, volumni udio vlaknastih ojačala mora biti minimalno 10 % u cjelokupnom kompozitu.

Vlanknima ojačani kompoziti spadaju u skupinu anizotropnih materijala budući da imaju znatno bolja svojstva u smjeru vlakna. Kod konstruiranja vlanknima ojačanih kompozita potrebno je uzeti u obzir brojne faktore kao što su: omjer "duljina/promjer", volumni udio vlakana, svojstva vlakana i svojstva matrice. [10]

Kompoziti ojačani vlanknima mogu sadržavati vlakna različite duljine, oblika i orijentacije i prema tome ih dijelimo na kompozite s:

- diskontinuiranim vlanknima (viskeri),
- kontinuiranim vlanknima i
- kompozite u obliku tkanina (pleter). [12]

3.6.1 Diskontinuirana vlakna

Diskontinuirana vlakna - viskeri su sićušni monokristali sa vrlo velikim omjerom "duljina/promjer" i oni su najčvršći poznati materijal. Izuzetno su skupi i teško se ugrađuju u matricu, pa se stoga ne primjenjuju kao sredstvo za ojačavanje (armiranje). [10]

Kompozit sadrži diskontinuirana ili kratka vlakna ukoliko se njegova svojstva mijenjaju promjenom duljine vlakana. S druge strane, ukoliko je duljina vlakna takva da povećanjem njihove duljine raste modul elastičnosti i čvrstoća cjelokupnog kompozita, tada je kompozit građen od kontinuiranih vlaknastih ojačala. [12]

Svaki sloj kontinuirano ojačanog kompozita sadrži specifično orijentirana vlakna. Slaganjem slojeva sa različito usmjerenim vlanknima postiže se laminatna struktura sa posebnim svojstvima kakva ne posjeduje niti jedna komponenta zasebno. Stoga su laminatni kompoziti uvijek anizotropni. [12]

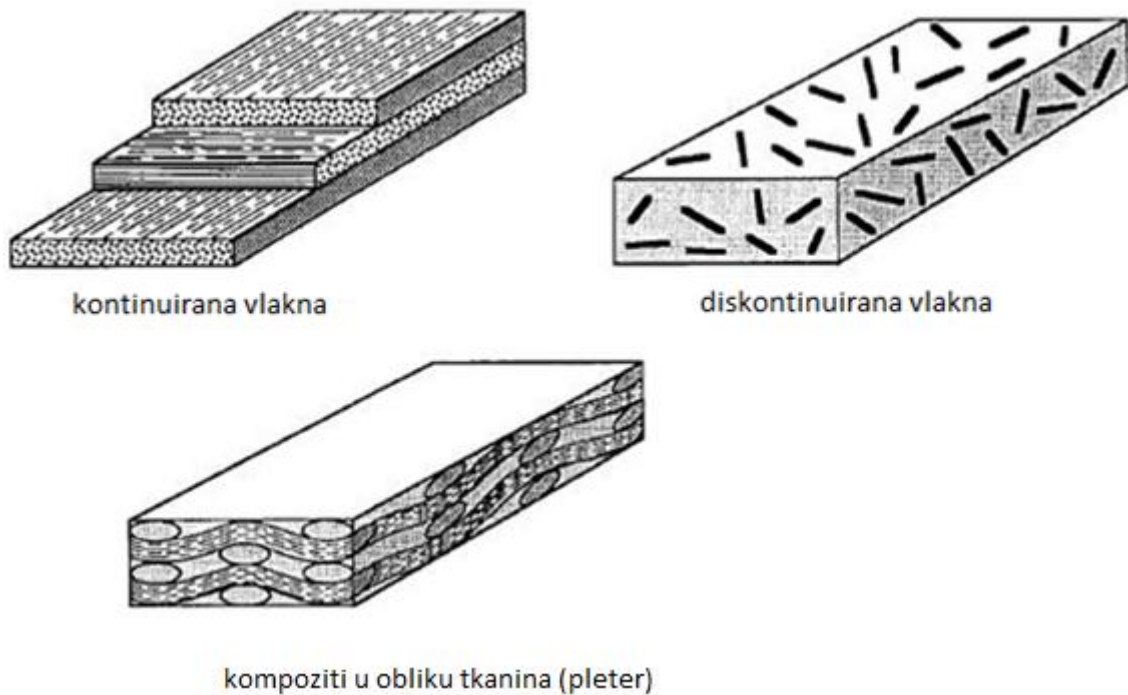
3.6.2 Kontinuirana vlakna

Kontinuirana vlakna se teže proizvode i ugrađuju u matricu. Vlakna orijentirana u jednom pravcu imaju optimalne vrijednosti čvrstoće i krutosti ako opterećenje djeluje u pravcu vlakana, ali su navedena svojstva loša okomitim djelovanjem opterećenja na pravac vlakana, tj. u poprečnom presjeku. [12]

3.6.3 Kompoziti u obliku tkanina (pleter)

Posljednju skupinu čine kompoziti dobiveni raznim vrstama tkanja. Ovaj princip se koristi iz mnogih razloga, uključujući mogućnost dobivanja dobrih strukturnih, toplinskih i električnih svojstva kompozita u svim smjerovima. Prije dodavanja matrice su vrlo jednostavni za rukovanje, niske cijene i bolje se prilagođavaju zaobljenim rubovima za razliku od kontinuiranih vlaknastih ojačala. O vrstama tkanja biti će riječ kasnije kod oblikovanja vlakana.

Na slici 6 se nalaze tri osnovne vrste vlaknasto ojačanih kompozita.



Slika 6. Oblici vlaknastih ojačala [13]

3.6.4 Materijali za proizvodnju vlakana

Vlakna u kompozitnim materijalima mogu biti polikristalna i amorfna. Općenito za proizvodnju vlakana dolaze u obzir mnoge vrste materijala ako su kemijski kompatibilni matrici. Tako se u naopćenitijem smislu javljaju slijedeće grupe materijala za izradu ojačala:

- prirodna vlakna (pamuk, sisal, lan, itd.),
- staklena vlakna (E-staklo, S-staklo, R-staklo),
- poliesterska vlakna (Dacron, Terilen, itd.),
- aramidna vlakna (Kevlar, Twaron, itd.),
- ugljična vlakna (Carbon),
- metalna vlakna (žica ili žičano pletivo). [14]

S obzirom na opsežnost nabrojanih vrsta u ovom radu će se obraditi vlaknasta ojačala koja imaju najveću primjenu u industriji, odnosno najbolja fizikalna i mehanička svojstva po čemu se osobito ističu:

- ugljična vlakna,
- staklena vlakna i
- aramidna vlakna.

3.6.5 Staklena vlakna

Staklena vlakna su jedna od najprimjenjivanih industrijskih materijala. Proizvode se od staklenog otpada i ostalih sirovina za proizvodnju stakla (kvarcni pijesak, vapnenac, soda itd.) Sirovine se miješaju i na temperaturi od 1600 °C pretvaraju u tekuće staklo. Tekućina prolazi kroz „vatrostalna sita“ s malim otvorima (2-3 mm) sa istovremenim hlađenjem kako bi se oblikovale tanke staklene niti tzv. filamenti (prikazani slikom 7). Nakon toga slijedi namotavanje na koloture koje se okreću velikom brzinom. Na ovaj način mogu se dobiti niti dužine i do nekoliko desetina kilometara s maksimalnom debljinom od 1 µm. [15,3]

Na kraju se prevlače zaštitnim slojem da zadrže oblik čvora što ih ujedno štiti od abrazije. Vlakna su relativno čvrsta, prozirna i otporna na kemikalije. Primjenjuju se za izradu kućišta vozila, trupova plovila, cijevi, spremnika itd.



Slika 7. Filamenti staklenih vlakana [16]

Miješanjem staklenih vlakana s različitim polimerima mogu se proizvesti različite vrste staklenih vlakana, pa stoga razlikujemo E, C, R, S i T staklena vlakna.

E-staklo („electrical“) posjeduje slijedeća svojstva: dobra vlačna i tlačna čvrstoća, dobra električna svojstva i relativno niska cijena, otporna su na koroziju i većinu kemikalija sa povoljnim izolacijskim svojstvima. [3] Iako posjeduju slabu otpornost na udar danas se najviše primjenjuju od svih vrsta staklenih vlakana.

C-staklo („chemical“) se također široko primjenjuje zbog otpornosti na kemikalije. R, S i T - stakla su nazvana po proizvodnim tvrtkama koje imaju cilj proizvesti vlakna sa što višim modulom vlačne čvrstoće, odnosno vlakna koja dobro podnose okoline podložne vlazi.

3.6.6 Ugljična vlakna

Ugljik ima široku primjenu u ojačavanju suvremenih kompozita iz slijedećih razloga:

- Od svih vlaknastih materijala za ojačanje, ugljična vlakna imaju najveći specifični modul i najveću specifičnu čvrstoću,
- Visoku čvrstoću i visoki vlačni modul zadržavaju i pri povišenim temperaturama (osim problema oksidacije),
- Vlaga, niz otapala, kiselina i baza pri sobnim temperaturama ne razaraju ugljična vlakna,
- Posjeduju niz posebnih fizikalnih, odnosno mehaničkih svojstava koja omogućavaju da kompoziti s tim vlaknima postiču specijalna inženjerska svojstva, vrlo su fina, većinom kružnog presjeka promjera 5 do 10 μm ,
- Postupci proizvodnje vlakana i kompozita su relativno jeftini. [10]

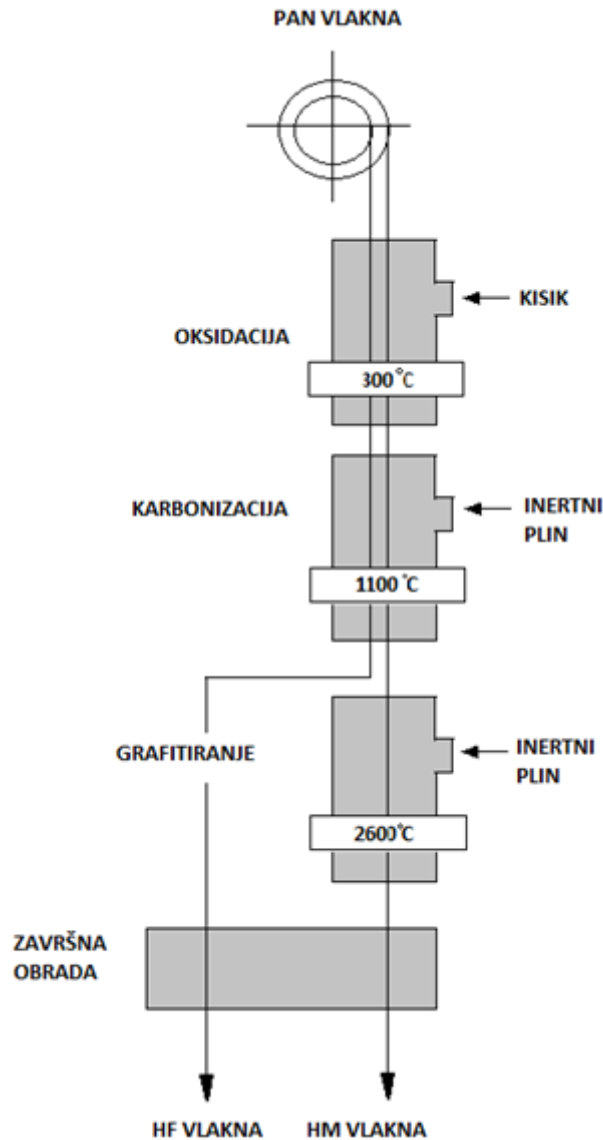
Ugljična vlakna većinom se proizvode u obliku gotovo neuvijene multifilamentne pređe (tzv. roving), koja sadrži od stotinjak do nekoliko tisuća vrlo finih filamenata (promjera nekoliko mikrometara). Pređa prikazana na slici 8 se koristi za ojačavanje kompozita, bilo u izvornom obliku ili se za istu namjenu prerađuje u različite dvodimenzionalne i trodimenzionalne strukture. [17]



Slika 8. Roving ugljičnih vlakana 600 g/m² [14]

Postupci proizvodnje ugljičnih vlakana su relativno kompleksni, dobivaju se iz već oblikovanih drugih organskih vlakana, pretežito poliakrilonitrilnih (PAN) vlakana velike čvrstoće, a u manjoj mjeri i od celuloznih vlakana, te iz smolastog ostatka nakon pirolize nafte. [10]

Slika 9 shematski prikazuje proizvodni postupak izrade ugljičnih vlakana iz PAN vlakana. Proces se odvija kroz 3 faze: oksidacijom u zaštićenoj atmosferi na temperaturi od 3000 °C, karbonizacijom odnosno stvaranjem ugljika na oko 1100 °C, i grafitiranjem iznad 2000 °C. U procesu stvaranja grafita je moguće proizvesti vlakna velike čvrstoće (HF), izlaganjem temperaturama oko 2600 °C ili vlakna sa visokim modulima (HM) dovođenjem na temperaturu od 3000 °C. Nakon proizvodnje vlakana potrebno je provesti završnu obradu površine kako bi se ostvarilo što bolje povezivanje sa matricom, a samim time i bolja kemijska svojstva površine. [3]



Slika 9. Postupak proizvodnje ugljičnih vlakana

Iako je grafit mineral koji sadrži ugljik, svojstva grafitnih i ugljičnih vlakana se razlikuju. Ugljična vlakna se proizvode na temperaturi od 1000 °C i sadrže 93 do 95% ugljika, a proces prelaska ugljika u grafit se odvija na temperature od 1900 do 2600 °C i sadrži više od 99 % ugljika. [3]

Primjenjuju se za sportsku i rekreacijsku opremu, za namotavana kućišta raketnih motora, spremnike pod tlakom, konstrukcijske dijelove vojnih i komercijalnih letjelica. [17]

3.6.7 Aramidna vlakna

Aramidna vlakna (slika 10) su visokočvrsti visokomodulni materijali koji se primjenjuju od ranih 1970-ih godina. Izrazito im je dobro svojstvo omjera čvrstoća/gustoća, tj. specifična čvrstoća koja je veća od one kod metala. [10]

Vlakna su relativno fleksibilna i ponešto duktilna, pa se mogu prerađivati većinom uobičajenih postupaka prerade tekstila. Dobivaju se od aromatičnih poliamidnih polimera, ojačanih benzolovim prstenom (komercijalni naziv „Kevlar“). Danas su poznate 3 vrste kevlara: Kevlar 29, Kevlar 49 i Kevlar 149. Vlačna čvrstoća i krutost Kevlara 29 se teško može usporediti sa staklenim vlaknima (S ili E), međutim gustoća im je u pola manja. Kevlar 49 i Kevlar 149 mogu biti još lakši bez utjecaja na svojstvo visoke čvrstoće. [3]

Aramidna vlakna su otporna na kemikalije, udarce i abraziju, ali imaju nisku tlačnu čvrstoću i sklona su propadanju prilikom dužeg izlaganja UV svjetlu. Proizvodnjom sve lakših materijala raste cijena vlakana, stoga su aramidna vlakna mnogo skuplja od staklenih.

Primjenjuju se u različitim područjima ljudske djelatnosti, a tipičan primjer su neprobojni prsluci, gume, projektili, dakle preporučaju se za dijelove gdje je potrebna visoka čvrstoća, otpornost na udarce i abraziju.



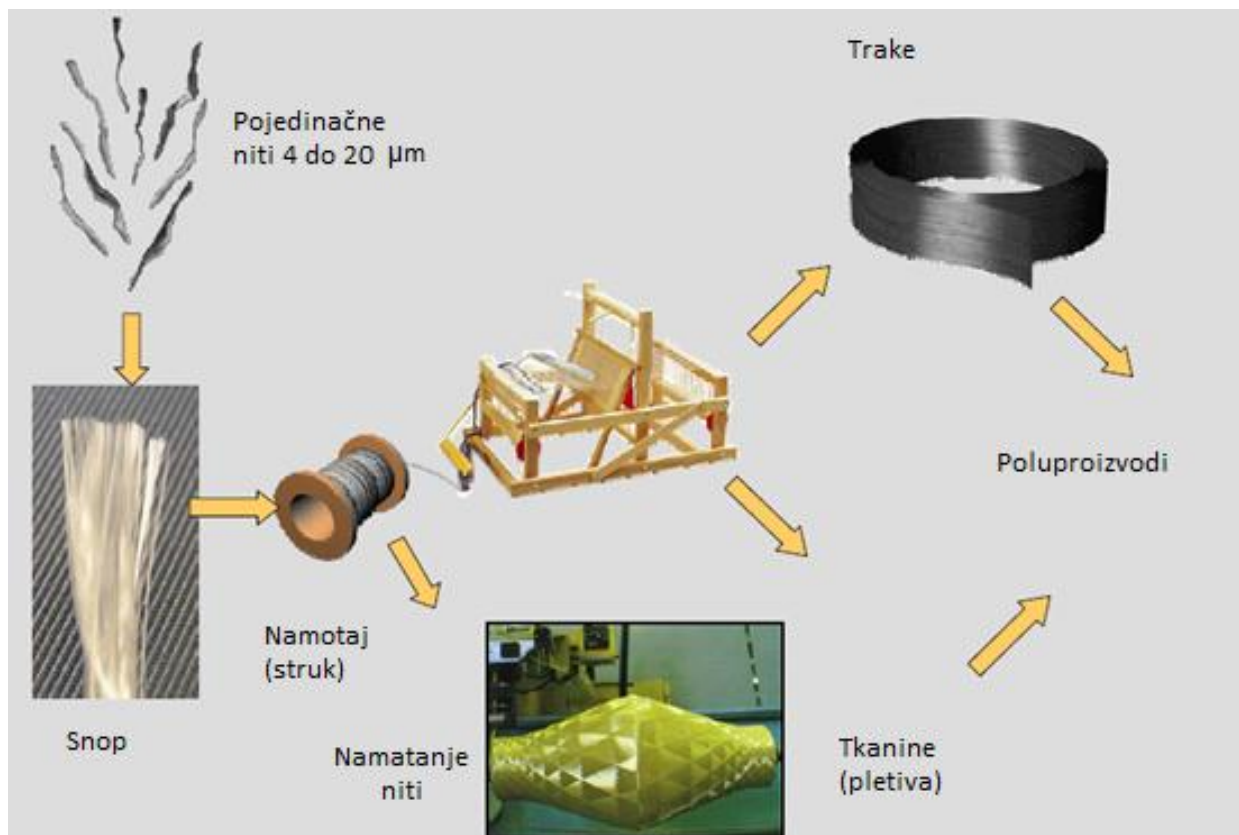
Slika 10. Aramidno vlakno [18]

3.6.8 Postupci oblikovanja vlakana

Vlakna se primjenjuju u tri osnovna oblika:

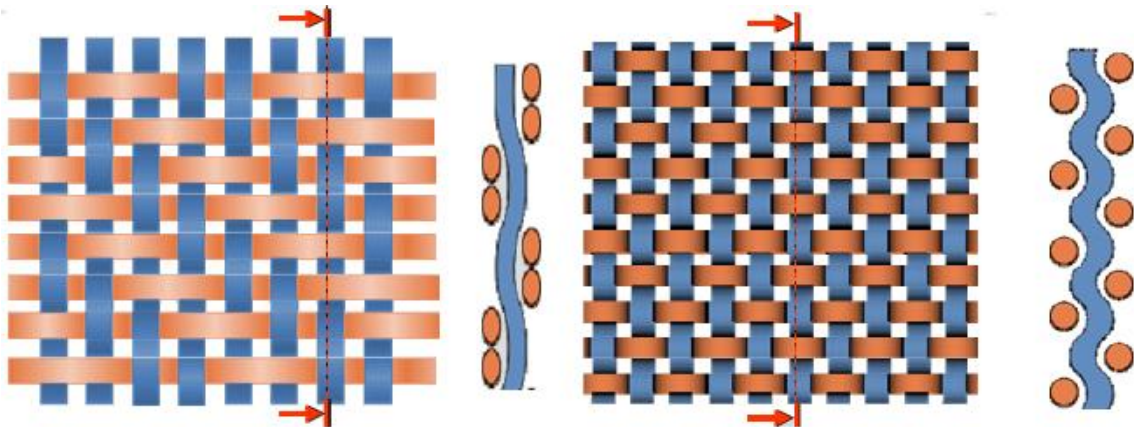
- niti,
- trake i
- pletiva.

Nakon proizvodnje, dobivaju se individualna vlakna u obliku vrlo tankih niti promjera 4 do 20 μ koja se rijetko kao takva koriste bez prethodne pripreme u obliku poluproizvoda. Niti se oblikuju u snopove, a zatim se namotavaju u strukove. Strukovi se mogu koristiti izravno za proizvodnju dijela (tehnika namotavanja) ili se oblikuju u traku ili tkaninu (2D, 3D). [3] Slikom 11 u nastavku je prikazan način oblikovanja vlakana od pojedinačnih niti do poluproizvoda.

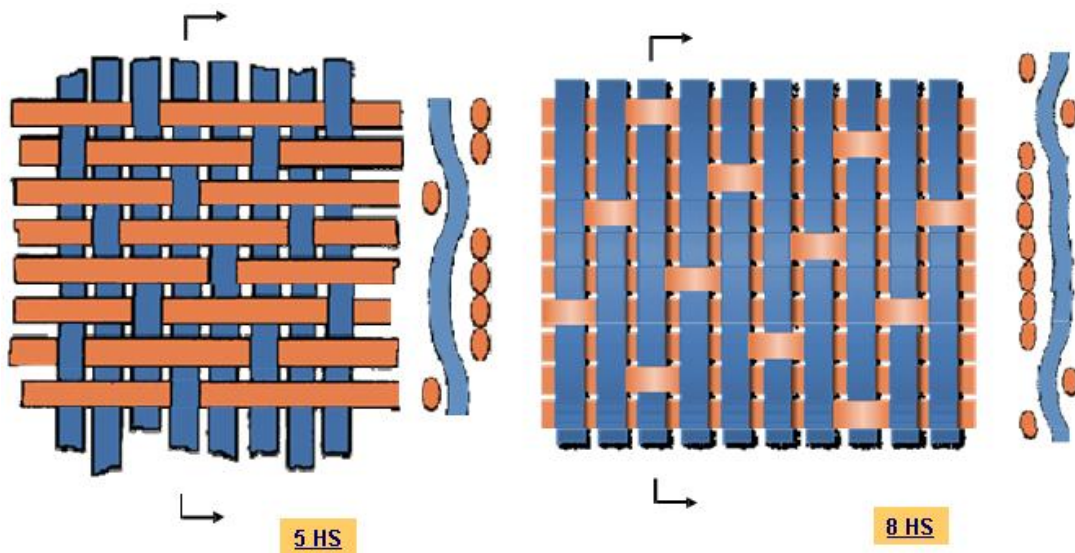


Slika 11. Oblikovanje vlakana [3]

Postoje razne vrste tkanja, a najprimjenjivnije tehnike su prikazane slikom 12 i 13. Vrlo bitno je odabrati pravu kombinaciju ojačala, tkanja određene težine, debljine i oblika kako bi bili ispunjeni svi zahtjevi konstruiranog materijala.



Slika 12. Obično tkanje (atlas) i keper [3]



Slika 13. Saten [3]

Osim prethodno navedene podjele, moguće je stvoriti vlaknaste strukture sa kombinacijom dviju ili više navedenih kategorija. Fleksibilnost u dizajnu koji pružaju kompoziti je uistinu beskonačna.

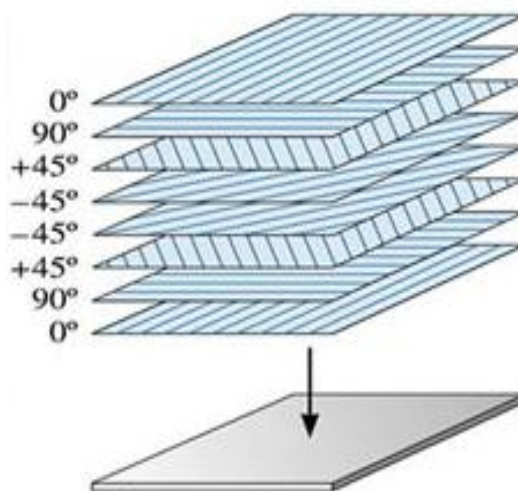
3.7 Strukturni kompoziti

Slojevite kompozitne materijale i sendvič konstrukcije moglo bi se jednom riječi nazvati "strukturni kompoziti". "Strukturni kompoziti" su sastavljeni od homogenog i kompozitnog materijala, čija svojstva ne ovise samo o svojstvima konstitutivnih materijala, već i o geometrijskom rasporedu elemenata konstrukcije. [10]

Pojavljaju se u dva osnovna oblika: laminatne konstrukcije (slojevite) i sendvič konstrukcije. Laminatne konstrukcije su građene samo od laminatnih slojeva i smole, a sendvič konstrukciju čini jezgra spojena između dva tanka homogena ili laminatna sloja. Iako su jezgra i vanjski slojevi zasebni dijelovi sa različitim svojstvima, međusobnim povezivanjem čine kompaktnu cjelinu. [3]

3.7.1 Laminatne konstrukcije (laminati)

Laminati, odnosno slojeviti kompoziti sastavljeni su od dvodimenzionalnih slojeva s perifernim smjerom visoke čvrstoće. [10] Dobivaju se slaganjem i dodatnim međusobnim povezivanjem slojeva sa različito orijetiranim vlaknastim ojačalima. Svojstva konačne konstrukcije ovisiti će o načinu na koji su slojevi složeni, a orijentacije vlakana mogu biti pod različitim kutevima kao što prikazuje slika 14.



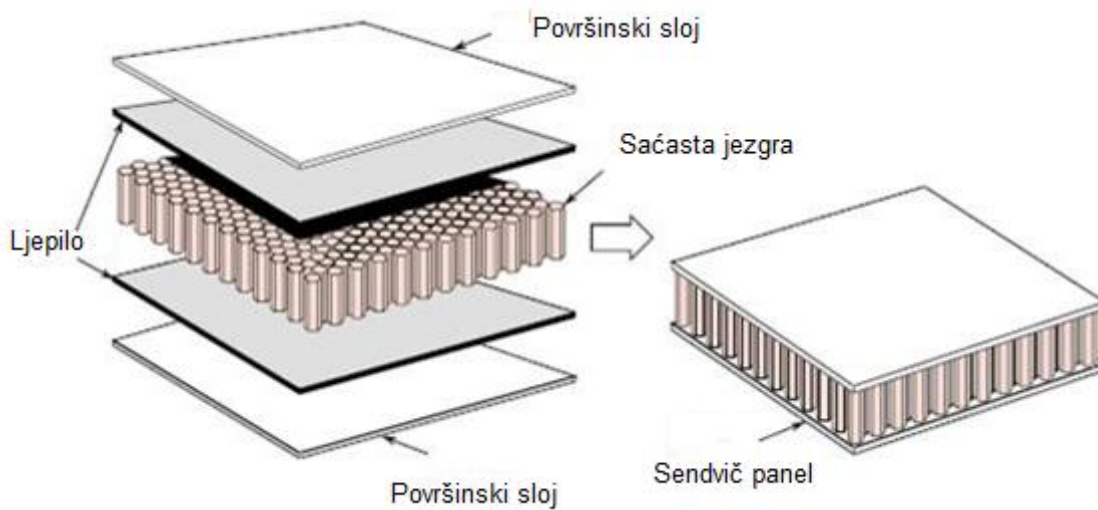
Slika 14. Laminati sa različito orijetiranim vlaknasto ojačanim slojevima [19]

Slojeviti kompozitni materijali mogu biti materijali s tankim prevlakama, debljim zaštitnim slojevima, zatim materijali s galvanskim prevlakama, bimetalni, laminati u užem smislu riječi itd. [10]

Ovako kreirani materijali koriste se za dobivanje bolje postojanosti prema agresivnim medijima, u cilju postizanja više čvrstoće i manje težine. Laminati posjeduju visoku otpornost na trošenje i bolju estetiku.

3.7.2 Sendvič konstrukcije

Sendvič materijali sastoje se od tankih vanjskih slojeva međusobno spojenih, ali i razdvojenih jezgrom odnosno lakim materijalom za popunjavanje, a shematski prikaz je dan slikom 15. Jezgra se spaja sa vanjskim slojevima pomoću adhezivnog sredstva i obično se pojavljuje u obliku sačaste jezgre ili pjene. Na ovaj način postižu se mnogo lakše konstrukcije sa visokom otpornošću na savijanje u odnosu na homogene ili laminatne strukture. [3]

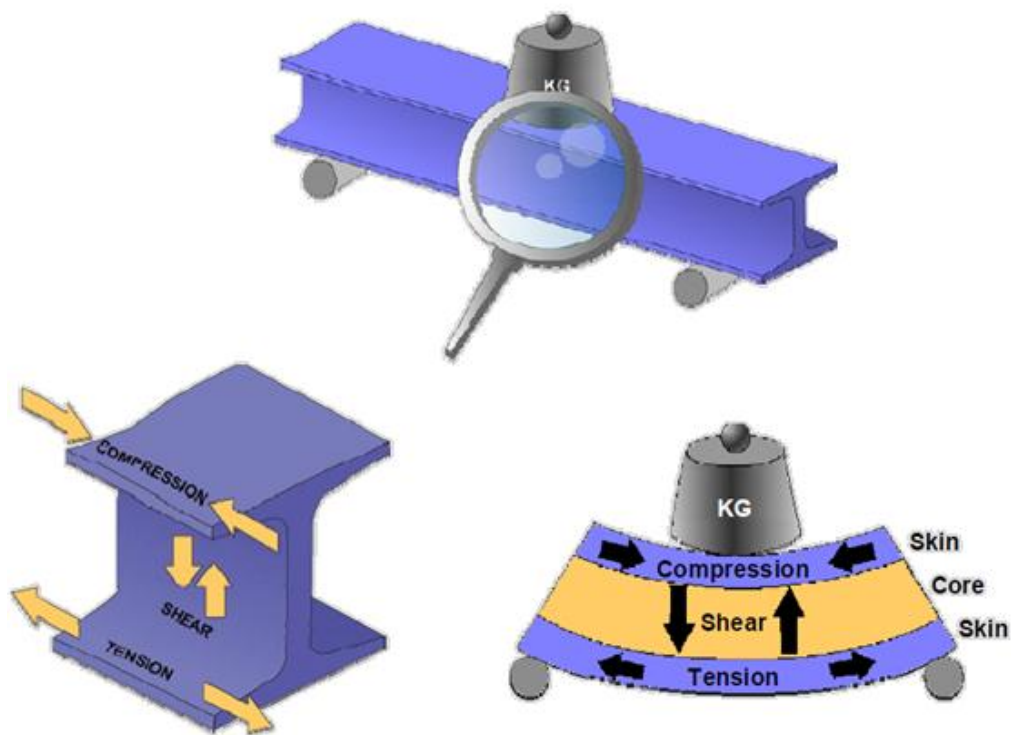


Slika 15. Sendvič konstrukcija [20]

3.8 Karakteristike sendvič konstrukcija

Površinski slojevi, bez obzira što su iznimno tanki, posjeduju visoku čvrstoću i krutost. Sačasta jezgra je laka i visoke čvrstoće u smjeru okomitom na površinske slojeve. Glavna uloga sačaste jezgre je povećanje čvrstoće površinskih slojeva tvoreći materijal malo veće debljine, niske gustoće i male težine.

Iz slike 16 se može vidjeti ponašanje sendvič konstrukcija pod opterećenjem. Konstrukcija se uspoređuje sa profilom I-grede. Pod utjecajem opterećenja u tankim površinskim slojevima dolazi do tlačnog i vlačnog naprezanja, a u jezgri materijala do postepenog smicanja. Iz navedenog proizlazi jedna od najvažnijih karakteristika jezgre kod sendvič konstrukcija, a to je visoka čvrstoća na smicanje i izvijanje. Uporabom tankih i lakih laminatnih slojeva, vrlo važno je da jezgra posjeduje sposobnost preuzimanja tlačnog opterećenja kako ne bi došlo do prijevremenog puknuća, a samim time se sprječava pojava nabora na površinskim slojevima i mogućnost izvijanja.



Slika 16. Ponašanje sendvič konstrukcija pod opterećenjem [3]

Usporedimo li sendvič konstrukcije sa laminiranim strukturama dobiti ćemo slijedeće prednosti i nedostatke.

Prednosti laminatnih konstrukcija:

- potrebna velika energija udarca za stvaranje oštećenja,
- mali problemi sa protokom tekućina,
- kod panela se mogu popraviti brtvljenjem,
- niski troškovi proizvodnje.

Nedostaci laminatnih konstrukcija:

- za poboljšanu otpornost na uvijanje potrebna su bolja strukturalna svojstva,
- teži su u odnosu na sendvič konstrukcije.


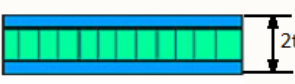

Prednosti sendvič konstrukcija:

- mala oštećenja na površinskim i podpovršinskim slojevima se lako uočavaju,
- dobra otpornost na uvijanje,
- najpovoljniji omjer čvrstoće i težine.

Nedostaci sendvič konstrukcija:

- mogućnost protoka tekućine nakon oštećenja,
- oštećenja se javljaju kod malih udara,
- popravci brtvljenjem su teže izvedivi,
- visoki troškovi proizvodnje. [3]

Na slici 17 je prikaz omjera čvrstoće i težine kod laminiranih i sendvič konstrukcija. Povećanjem debljine jezgre kod sendvič konstrukcija uočavaju se puno veće vrijednosti čvrstoće i krutosti za razliku od laminatnih, ali težina je ostala skoro nepromijenjena. To je ujedno i najvažnije svojstvo sendvič kompozita što im daje široku primjenjivost u raznim granama ljudske djelatnosti.

		debljina jezgre: t	debljina jezgre: $3t$
			
krutost	1	7	37
čvrstoća	1	3.5	9.25
težina	1	1.03	1.06

Slika 17. Omjer čvrstoće i težine laminatnih i sendvič konstrukcija [3]

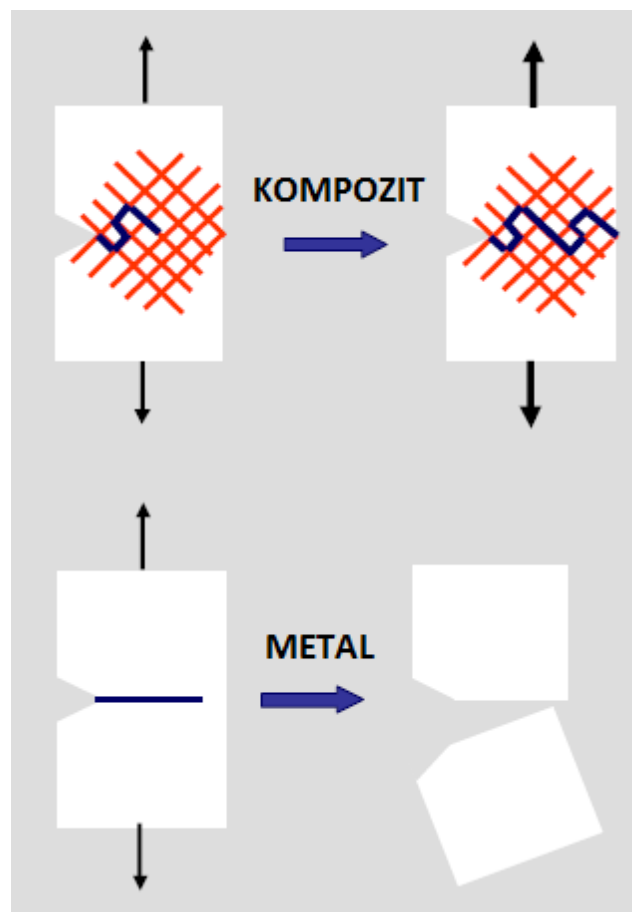
Zbog naprednih svojstava posebno su važni za zrakoplovstvo jer omogućuju razvoj i proizvodnju zrakoplova visokih performansi, male težine, velike sigurnosti i učinkovitosti.

4. PREDNOSTI I NEDOSTACI KOMPOZITA

Primjena kompozita rezultirala je pozitivnim utjecajem na proizvodnju i primjenu, a razlozi za upotrebu kompozita su slijedeći:

- prilagođena svojstva (mogućnost dobivanja materijala sa specifičnim svojstvima),
- mehanička svojstva su slična ili u nekim pogledima bolja od metalnih materijala,
- manja težina,
- otpornost na koroziju,
- otpornost na zamor materijala,
- dimenzijska postojanost/nisko toplinsko istežanje,
- potrebno je manje završne obrade za razliku od metala,
- lako oblikovanje kontura materijala,
- mogućnost spajanja dijelova tijekom proizvodnje i
- jednostavnost kod izrade kompleksnih elemenata

Kompozitni materijali su anizotropni (različita fizikalna i mehanička svojstva u različitim smjerovima) i kao takvi su poprilično složeni u odnosu na izotropne materijale, kao što su čelik, aluminij i ostali metali. Na slici 18 je prikazano ponašanje kompozita i metala pod vlačnim naprezanjem.



Slika 18. Usporedba metala i kompozita [3]

Osim navedenih prednosti kompoziti, kao i svi materijali posjeduju određene nedostatke. Vlakna su pretežno vrlo skupa u odnosu na metale. Proizvodnja dijelova od kompozita zahtijeva naporan rad sa visokim troškovima, a sam proces je prilično spor. Na primjer, proizvodnja komponente od ugljične matrice i vlakana može potrajati čak 9 mjeseci.

Iako tehnologija iz dana u dan napreduje, predviđa se pad cijena vlakana, međutim sve širom automatizacijom proizvodnih procesa dolazi do povećanja troškova.

Sljedeći nedostatak je vezan za popravak kompozita. Ukoliko se oštećenje nalazi ispod površine utjecaj na performanse tog dijela je izrazito štetan, teško se uočava i popravlja. Kod otvorenih oštećenja, velika je mogućnost ulaska vlage koja može prodrijeti i u druge dijelove kompozita. Prisutnost vlage predstavlja dodatne poteškoće kod popravaka. Velika je vjerojatnost da će svojstva kompozita nakon popravka biti puno slabija od svojstava koje je materijal imao neposredno nakon proizvodnje. Iz ovoga možemo zaključiti da je tehnologija popravaka kompozitnih materijala prilično nerazvijena, međutim kada počne napredovati slika će se uvelike promijeniti.

Na slici 19 je prikazano oštećenje zrakoplova nakon pretrpljenog udara munje u letu.



Slika 19. Oštećenje na zrakoplovu nakon udara munje [21]

5. PRIMJENA KOMPOZITA U ZRAKOPLOVNOJ KONSTRUKCIJI

5. 1 *Uvodno o kompozitima u zrakoplovstvu*

Izvanredna svojstva i performanse suvremenih zrakoplova, u velikoj su mjeri rezultat primjene visokokvalitetnih materijala i napredne proizvodne tehnologije u njihovoj strukturi i pogonskim sustavima. U svrhu postizanja što boljih performansi, projektanti već dugi niz godina pokušavaju pronaći što lakše, čvršće i dugotrajnije materijale.

Najučinkovitiji način dobivanja lakših zrakoplovnih konstrukcija, sa poboljšanim performansama je smanjivanje gustoće materijala. Procijenjena je 3 do 5 puta veća učinkovitost smanjivanjem gustoće materijala, za razliku od rezultata dobivenih povećanjem vrijednosti vlačne čvrstoće, modula elastičnosti ili tolerancija oštećenja. [22]

U nastavku su obrađeni kompozitni materijali koji se primjenjuju u strukturi zrakoplova. Obzirom da zrakoplovna konstrukcija zahtijeva visoke sigurnosne uvjete, cilj je primijeniti kompozite što manje gustoće sa što boljim svojstvima, kako bi performanse zrakoplova bile zadovoljavajuće. Složeni kompoziti poprimaju sve veći značaj u strukturi, sa naglaskom na visokokvalitetne sendvič konstrukcije građene od saćastih jezgara.

5.2 Povijest primjene materijala u strukturi zrakoplova

Između 1920-ih i 1930-ih godina struktura većih zrakoplova uglavnom je bila građena od metala. Optimalna svojstva posjedovale su i legure aluminija, stoga su se također koristile za izradu prvih letjelica od 1940-ih do 1970-ih godina. Sredinom 1960-ih i početkom 1970-ih godina počinju se proizvoditi prvi kompozitni materijali, što je obilježilo razvoj nove generacije zrakoplova visokih performansi. [22,3]

Primjena i razvoj kompozitnih materijala se u početku odvijala isključivo u okvirima vojske na vojnim letjelicama, a sličan razvoj prati i civilno zrakoplovstvo, međutim sporije i u puno opreznijim uvjetima. Airbus (za razliku od Boeing-a) je daleko razvijeniji kod primjene kompozita u civilnom zrakoplovstvu, prvenstveno kod repnih horizontalnih i vertikalnih stabilizatora na A300 serijama. [22,3]

Od A300 do A400M primjena kompozita u konstrukciji zrakoplova je znatno porasla, a sigurno će se daljnjim razvitkom tehnologije primjenjivati u sve većim razmjerima. Slika 20 prikazuje kronološku primjenu materijala u zrakoplovstvu, od primjene drveta za konstrukciju prvih letjelica, do najrazvijenijeg zrakoplova po pitanju kompozita A380.



Slika 20. Kronološka primjena materijala u strukturi zrakoplova [3]

6. PLOVIDBENOST ZRAKOPLOVA

6.1 Sigurnost i propisi

Zračni promet i cjelokupnu zajednicu je potrebno u najvećoj mogućoj mjeri zaštititi od opasnosti do kojih može doći za vrijeme leta zrakoplova ili u periodu kada je zrakoplov prizemljen, tj. u stanju održavanja. Ovisno o vrsti operacije, odnosilo se to na djelatnosti na samom zrakoplovu, na proizvodnju ili operatore, vlasti (nacionalne ili internacionalne) definiraju određene certifikate i na taj način se potvrđuje da je aktivnost odrađena u skladu sa propisima. Dokumenti se provode od strane Nacionalnih ili Internacionalnih vlasti i osnovni su preduvjet za bilo kakvu operaciju. [3]

Propisi se u zrakoplovstvu odnose na proizvođača, organizacije odgovorne za održavanje i njihovo osoblje, operatore (zaposlenike i posadu), putnike, zračne usluge i usluge na zemlji, zračne linije, kontrolu leta i licenciranje osoblja. Ukoliko se nositelji ne pridržavaju propisa, vlasti imaju mogućnost obustaviti i ukinuti prethodno dodijeljeni certifikat.

Primjeri certifikata u zrakoplovstvu su:

- EASA Part 21 (procedure certifikacije zrakoplova),
- Part M i Part 145 (održavanje zrakoplova),
- Cs-25 (projektiranje velikih zrakoplova). [3]

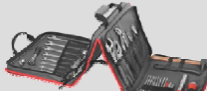
Za plovibnost zrakoplova naposljetku su odgovorni svi; proizvođači zrakoplova, operateri i organizacije održavanja, a ne samo vlasti koje provode i izdaju sigurnosne propise.

6.2 Certifikati za djelatnosti održavanja zrakoplova

Propisima u održavanju se definiraju primjenjive procedure, minimalna potrebna sigurnost, tehnički i izvedbeni zahtjevi koje je potrebno ostvariti i održavati na strukturi zrakoplova. [3]

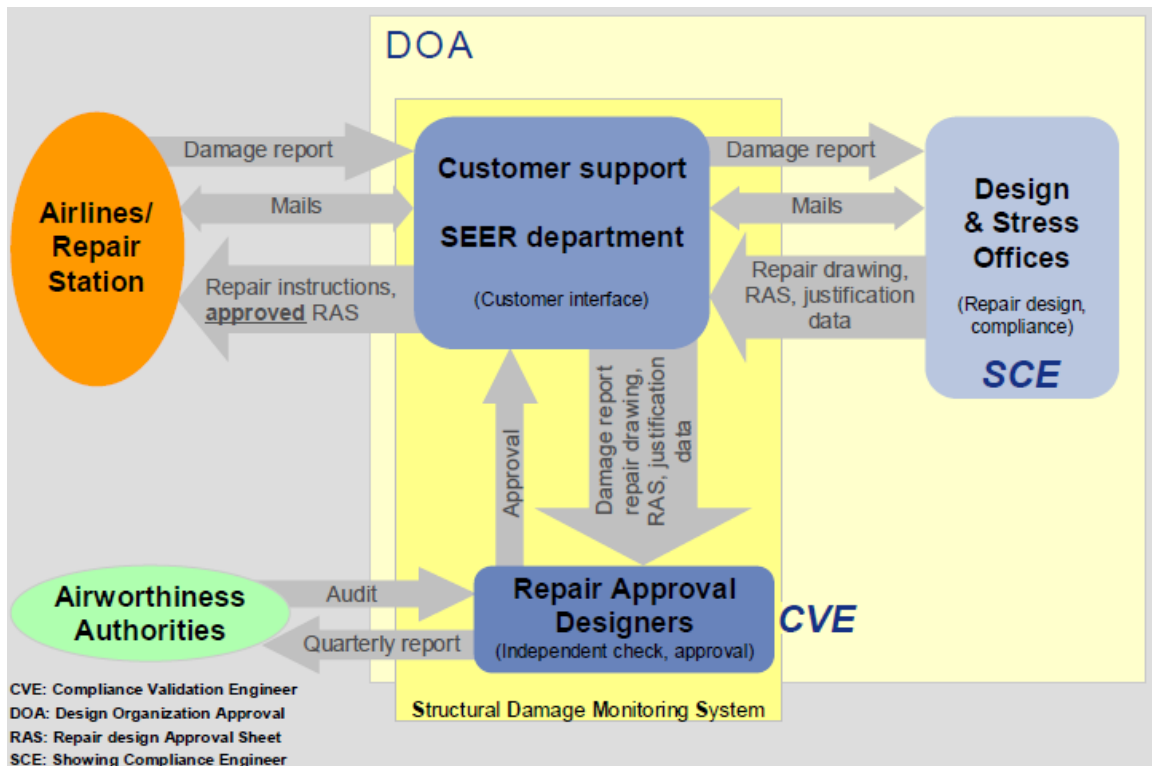
„Part 21 A subpart M“ je EASA (Europska agencija za sigurnost zrakoplovstva) certifikat za odobrenje popravaka. Organizacije održavanja zrakoplova su jedine ovlaštene za izvođenje popravaka i određivanja da li je oštećenje prihvatljivo ili nije. Bez obzira na vrstu oštećenja, operater mora prijaviti oštećenje i mjere popravka koje namjerava poduzeti. Odgovornost organizacija koje se bave popravkom i održavanjem zrakoplova je vođenje odgovarajuće evidencije popravaka i suradnja sa drugim organizacijama. Isječak iz dokumenta Part 21 prikazan je slikom 21.

PART 21 – SUBPART M - REPAIRS	
21A.433	Repair design to comply with A/C certification basis
21A.435	Classification minor/major
21A.437	Repair design approval issue - Major → Agency or TC holder - minor → Agency or an approved design organisation
21A.441	Embodiment by an appropriately approved maintenance organisation or POA
21A.443	Limitations
21A.445	Unrepaired damage
21A.447	Record-keeping
21A.449	Instructions for continued airworthiness



Slika 21. Part 21 A subpart M [3]

Za izvršavanje popravka konstrukcije potrebno je dobiti odobrenje od proizvođača zrakoplova i zrakoplovnih vlasti. Na dijagramu u nastavku je prikazan detaljan tok razmjene informacija od identifikacije oštećenja do odobrenja za izvođenje popravka.



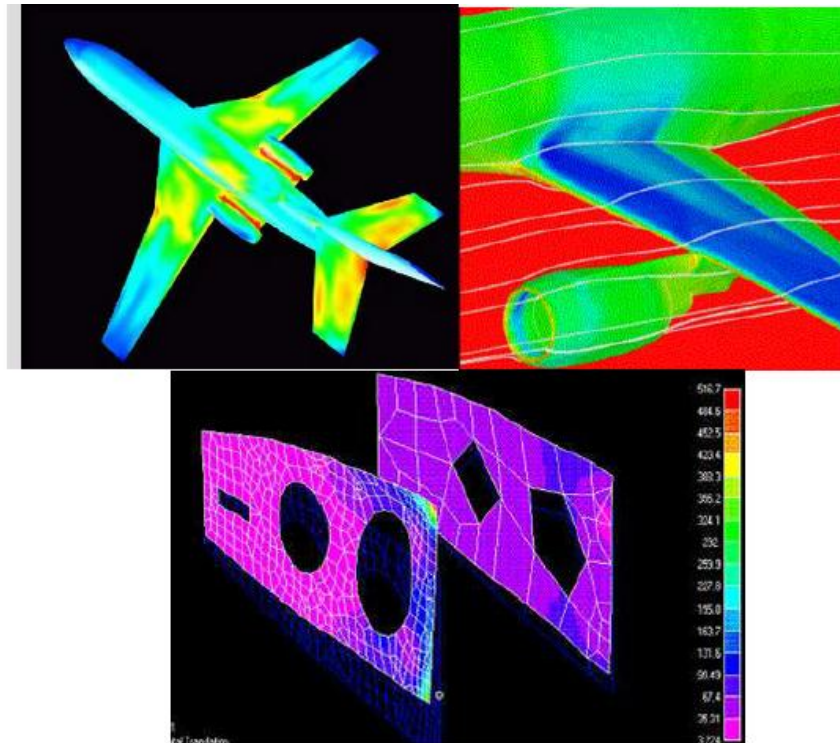
Slika 22. Dijagram toka informacija od identifikacije oštećenja do odobrenja za izvođenje popravka [3]

Vrlo bitno je napisati detaljan izvještaj oštećenja (lokacija, vrsta, veličina, dubina) kako bi se korektivne mjere mogle poduzeti u najkraćem mogućem roku. Zrakoplovne kompanije također mogu priložiti opis korektivne mjere koju su u mogućnosti izvesti sa alatima i materijalima koje posjeduju te zatražiti za to predviđeno odobrenje.

7. PROCESI PROJEKTIRANJA

Projektiranjem svakog zrakoplova potrebno je zadovoljiti određene uvjete u svrhu dobivanja specifičnih performansi. Kompjuterske analize pomažu inženjerima da što lakše i učinkovitije odrede koji su dijelovi zrakoplova izloženi najvećim opterećenjima. Procjenom pojedinih dijelova dobiva se sklop opterećenja na kompletnom zrakoplovu.

FEM analiza (metoda konačnih elemenata) se koristi za izračunavanje opterećenja i njihovih usmjerenja kroz pojedini dio zrakoplova. Na ovaj način se u procesu proizvodnje određuje kolika je potrebna debljina određene kompozitne komponente, njena pozicija i potrebna krutost. [3]



Slika 23. FEM analiza [3]

Svaka aviokompanija, koja se bavi projektiranjem popravaka kompozita, mora raspolagati određenim vještinama, a to su:

- poznavanje mehaničkih i fizikalnih svojstava kompozita,
- sposobnost otkrivanja i procjene oštećenja,
- poznavanje dokumentacije vezane za popravak,
- sklonosti uspješnog projektiranja postupaka popravka,
- razumijeti i „predvidjeti“ potencijalne poteškoće do kojih može doći u tijeku izvođenja popravka.

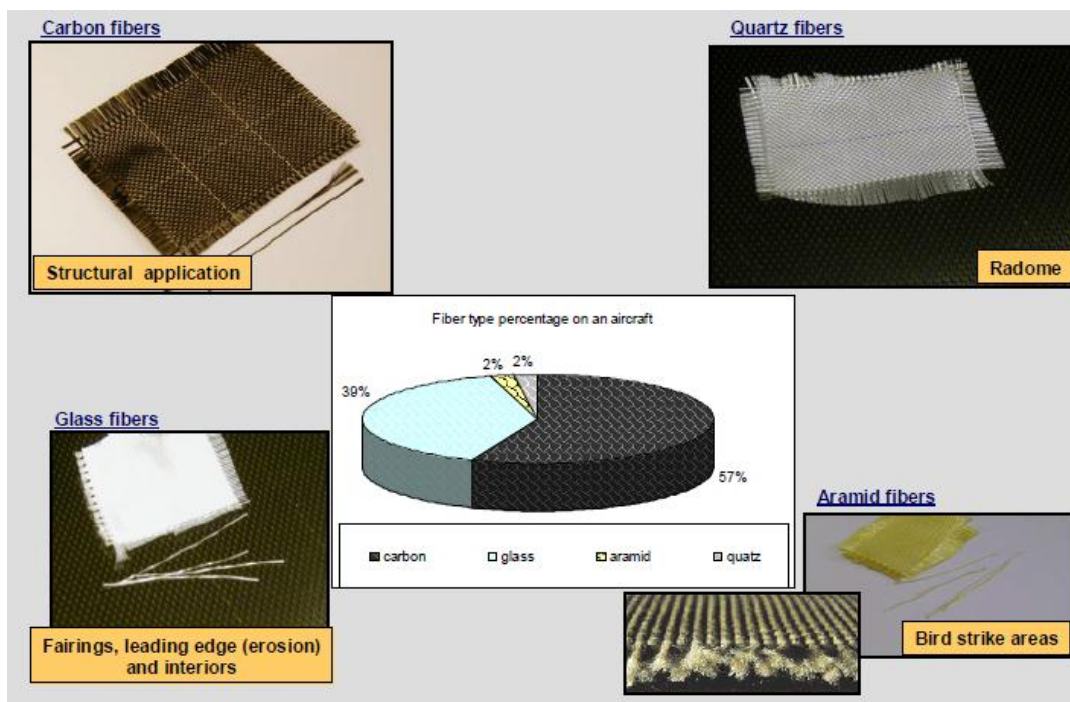
8. MATERIJALI VLAKANA U ZRAKOPLOVNOJ KONSTRUKCIJI

8.1 Vrste vlakana

Kompozitni materijali se sastoje od dva osnovna konstituenta: vlakna i matrice koji čine međusobno povezane slojeve. Vlakna pružaju mehaničku čvrstoću kompozitnom materijalu, dok matrica drži vlakna zajedno, ima važnu funkciju u prijenosu opterećenja na vlakno, daje vanjsku formu kompozitu, štiti kompozit od utjecaja atmosfere itd.

Za izradu zrakoplovnih komponenti obično se koriste slijedeće vrste ojačala (prikazana slikom 24):

- Ugljična vlakna (CFRP),
- Staklena vlakna (GFRP),
- Aramidna vlakna (AFRP) i
- Vlakna od kvarca (QFRP).



Slika 24. Vrste, udio i primjena vlakana u avionskoj konstrukciji [3]

8.2 Svojstva i primjena

Većina ugljičnih vlakana koja se koriste u avionskim i drugim konstrukcijama su napravljena iz poliakrilonitril (PAN) vlakana ili iz različitih smola (engl.pitch) procesom karbonizacije, pri čemu se postupci proizvodnje mogu značajno razlikovati. Vlakna dobivena iz smole imaju veći modul elastičnosti, ali i manju tlačnu i vlačnu čvrstoću u odnosu na PAN vlakna. [23]

Ugljična (karbonska) vlakna posjeduju najbolja svojstva i stoga čine 57 % od najprimjenjivanih vlakana u zrakoplovnoj konstrukciji. Najrasprostranjenija su kod mehanički najopterećenijih avionskih konstrukcija kao što je struktura.

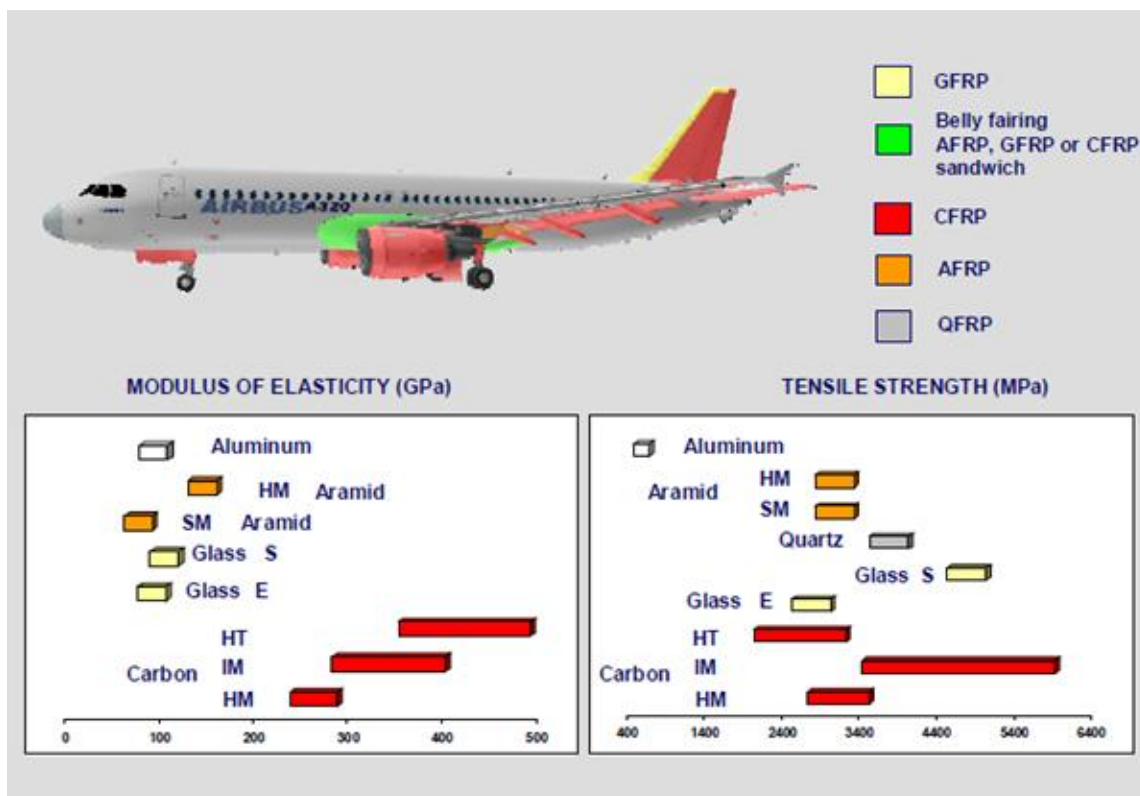
Staklena vlakna se zbog vrlo niske cijene primjenjuju kod mehanički manje zahtjevnijih konstrukcija. Najviše se koristi E-staklo sa dobrim dielektričnim svojstvima, poboljšanom otpornošću na vlagu i blaže kemikalije. Staklena vlakna su otporna na djelovanje okoliša i koroziju, a s obzirom da dobro prenose radio valove koriste se za izradu napadnih rubova krila („leading edge“), staklenih okvira koji čuvaju donji dio trupa zrakoplova tijekom opterećenja („belly fairings“) i dijelova interijera zrakoplova.

Kvarc je keramičko vlakno, dobrih izolacijskih i izvrsnih mehaničkih svojstava. Dobra mehanička svojstva zadržava na vrlo visokim temperaturama (1100 °C) i sličan je staklu. Zbog sposobnosti prijenosa radio valova ovakvim vlaknima se izrađuje nosna kupola zrakoplova („radome“).

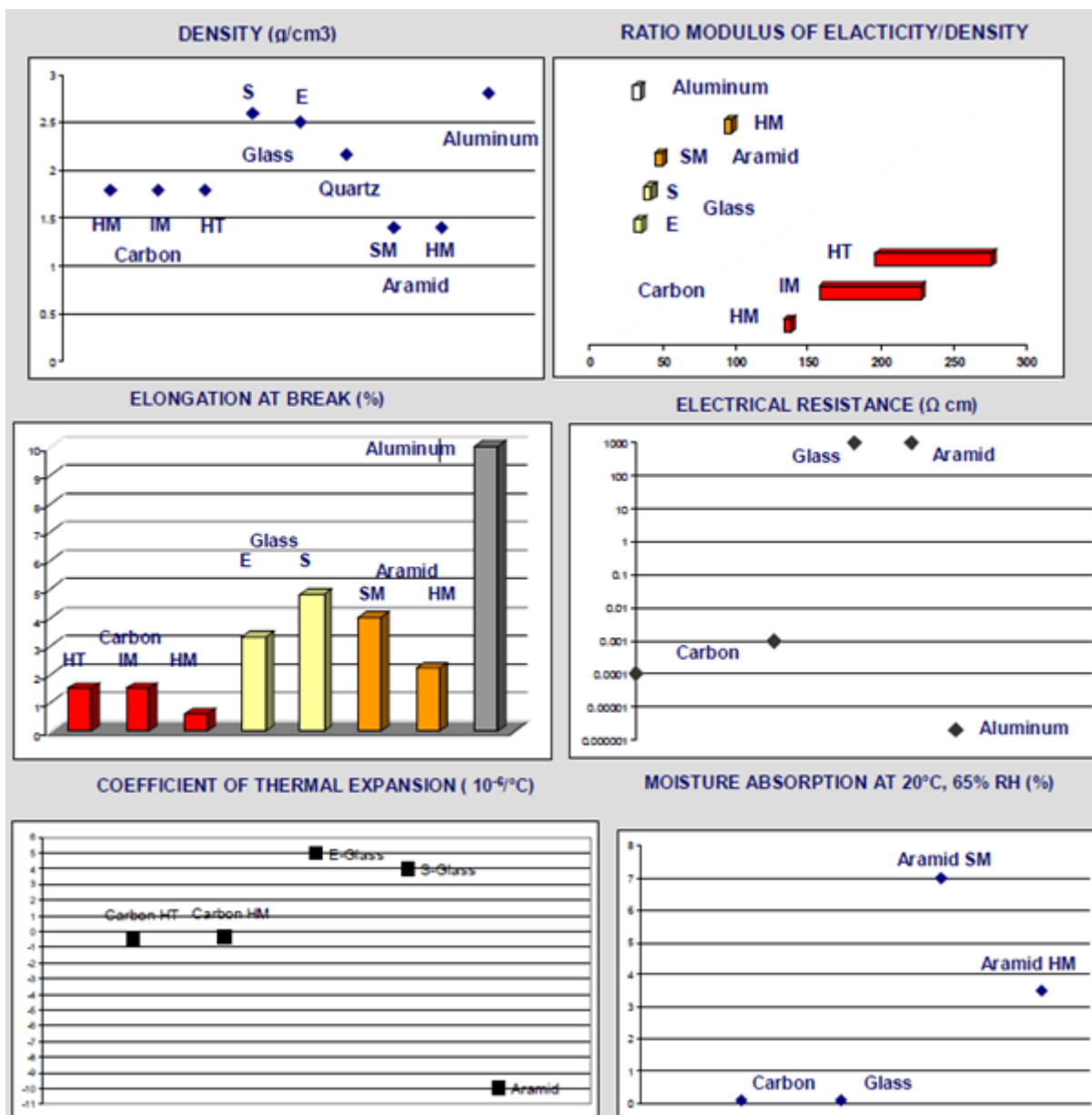
Aramidna (polimerna) vlakna su jedina od nabrojanih koja su u potpunosti sintetski stvorena. Među njima su najpoznatija Kevlarska vlakna, a u posljednje vrijeme se koriste i poliimidi zbog mogućnosti korištenja i na povišenim temperaturama (i preko 300 °C). Kevlarska vlakna imaju nizak modul smicanja u uzdužnom smjeru, slaba svojstva u poprečnom smjeru kao i malu uzdužnu tlačnu čvrstoću, zbog slabih vodikovih veza. S druge strane odlikuju ih dobra uzdužna vlačna čvrstoća, dobra kemijska otpornost te mala gustoća.[23]

Aramidna vlakna su osjetljiva na UV svjetlo i na tlak. Popravak i proizvodnja aramidnih vlakana je teška. Zbog dobre otpornosti na udar aramidna vlakna se koriste za dijelove zrakoplova koji su podložni sudaru ptica, načešće je to prednja strana zrakoplova, točnije napadni rub krila („leading edge“) ili motor. Oplata motora ojačana je aramidnim vlaknima kako bi uslijed izlijetanja rotirajućih elemenata motora što je više moguće zaštitila okolnu konstrukciju zrakoplova od udara i iskrenja.

Na slikama u nastavku je pregled temeljnih svojstava vlakana od ugljika, stakla, aramida i kvarca, te njihova karakteristična primjena kod zrakoplova.



Slika 25. Temeljna svojstva ugljičnih, staklenih, aramidnih vlakana i vlakana od kvarca [3]



Slika 26. Temeljna svojstva ugljičnih, staklenih, aramidnih vlakana i vlakana od kvarca [3]

9. MATERIJALI MATRICE U ZRAKOPLOVNOJ KONSTRUKCIJI

9.1 Vrste matrica

Svojstva matrice najčešće određuju i svojstva kompozita, kao i ograničenja u primjeni. Za kompozite se traži da dobro podnose temperature do 150 °C, iznimno i do 200 °C. U slučaju izloženosti kompozita kemijskim utjecajima ili utjecajima okoline, matrica je ona koja je prva izložena smanjenju mehaničkih svojstava, te njena svojstva značajno određuju ponašanje kompozita. U zrakoplovnim konstrukcijama, mora biti otporna na pogonsko gorivo, hidrauličke fluide kao i različite kemikalije koje se koriste pri održavanju (npr. sredstva za skidanje boje). [23]

Matrica može biti metalna, keramička ili polimerna. Zbog visoko kvalitetnih svojstava, u zrakoplovstvu i šire, za materijal matrice se najviše primjenjuju polimeri. Polimeri su tvari nastale međusobnim povezivanjem (kovalentnom vezom) malih molekulskih jedinki (monomera), koje se obično ponavljaju po nekom pravilu u velike molekule (makromolekule). [4]

Kada je riječ o polimerima oni se dijele se na dvije velike skupine:

- termoplaste i
- termosete.

Plastomeri (termoplasti) su sintetički polimeri čije su molekule dugi, linearni ili razgranati lanci. Osnovno svojstvo plastomera je da zagrijavanjem omekšavaju ili se rastale, a hlađenjem očvrstnu ne promijenivši svojstva. [25] Obzirom da posjeduju slabe (Van der Waalsove) linearne molekulske veze, taljivi su i moguće ih je ponovo oblikovati. Na ovaj način, dijelovi izrađeni od ovakvih kompozita su lako popravljivi i može ih se djelimično reciklirati.

Za zrakoplov koji je izložen čestim promjenama temperature i vlage u letu, vrlo je bitno fizikalno svojstvo temperatura prelaska u kruto stanje (engl. glass transition temperature - GTT), koja definira točku prelaska iz viskoznog u kruto stanje matrice. Ova temperatura bitno definira konačna svojstva matrice. Naime, pri upotrebi iznad GTT, svojstva matrice znatno se snižavaju. Vlaga u kompozitu (ponajviše matrici) znatno snižava GTT. [23]

U skupinu termoseta spadaju duromeri i elastomeri koji posjeduju čvrste kemijske (kovalentne) veze. Kod duromera su veze puno jače nego kod elastomera i oni su puno krući za razliku od mekih i elastičnih elastomera. Zbog svojstva umrežavanja termoseti se ne mogu ponovno oblikovati kod povišenih temperatura. Uzastopnim zagrijavanjem može doći do kemijske degradacije odnosno pucanja veza između molekula. Obnavljaju se kemijskim reakcijama smole stvarajući umreženu strukturu makromolekula. Ovaj proces se naziva ireverzibilnim. [3]

Ovo ukazuje i na velik problem kod njihove primjene, koji je danas sve važniji: nije ih moguće reciklirati razmekšavanjem matrice, već samo mehanički usitniti čime se dobivaju sitne granule koje u sebi sadrže i vlakna i matricu. Duromeri su polimeri koji se najčešće koriste u proizvodnji kompozita zbog relativno niže cijene, niskih proizvodnih temperatura, niske viskoznosti pri proizvodnji te dobrog oplakivanja vlakna. [23]

9.1.1 Polimeri kao materijal matrice u zrakoplovstvu

Matrice koje se koriste u strukturi civilnih zrakoplova su građene od organskih sintetskih polimera (dobiveni kemijskom sintezom, polimerizacijom iz jednostavnih organskih spojeva).

Od duromera (termoseta), za kompozite visokih mehaničkih svojstava, u zrakoplovnim konstrukcijama najviše se koriste:

- epoksidi,
- fenoli i
- bizmaleimidi.

Od termoplasta, odnosno plastomera, koristi se PPS-Polifenilen sulfid.

9.1.2 Epoksidi i bizmaleimidi

Epoksidi su najčešće dvokompozitni, sastavljeni od smole i otvrdnjivača, a dobivaju se polimerizacijom epoksida sa drugim materijalima kao što su amini, alkohol, fenoli, karboksilne kiseline, anhidridi i ostali nezasićeni spojevi. Epoksidne smole spadaju u skupinu amorfnih polimera koje karakterizira pojava gumene (gel) faze na višim, te staklaste faze na nižim temperaturama. Epoksidi koji polimeriziraju na sobnoj temperaturi pogodni su za korištenje na temperaturama do 50°C dok se ovisno o tipu otvrdnjivača ostale vrste epoksida obrađuju na temperaturama između 120 i 180°C. [23]

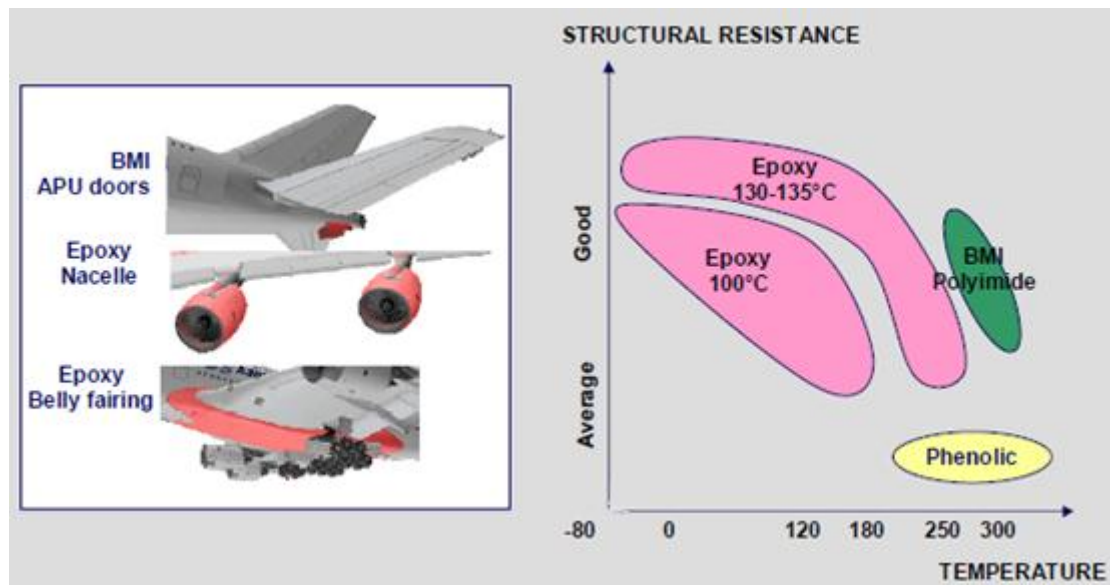
Glavne prednosti epoksida su izvrsna mehanička svojstva, dobra kemijska otpornost i niske cijene, te dobra dimenzijska i toplinska stabilnost. Obzirom na zadržavanje dobrih mehaničkih svojstava i dimenzija pri povišenoj temperaturi i vlazi, epoksidne smole čine 95% strukture zrakoplovnih dijelova. Npr. koriste se u strukturi aerodinamičkog okvira za zaštitu donje površine trupa zrakoplova, odnosno truh. „Belly fairing“ je dio između glavnih krila zrakoplova koji je podložan udarcima stranih tijela tijekom slijetanja ili polijetanja zrakoplova, stoga mora biti visoke čvrstoće i otpornosti na udarce.

Glavni nedostaci su viša cijena proizvodnje, osjetljivost na vlagu, sporo polimeriziranje, mala otpornost nekim organskim spojevima (npr. organskim kiselinama i fenolima) te relativno niska najviša temperatura primjene. [3,23]

Druga vrsta duromera koja se sve više koristi zbog otpornosti povišenim temperaturama jesu adicijski poliimidi, a najpoznatiji su bizmaleimidi (BMI). Bizmaleimidi (BMI) su visoko umreženi polimeri, po proizvodnji vrlo slični epoksidima, iako mogu imati nižu viskoznost i bolje oplakivanje vlakana. GTT im je između 180 - 320°C dok je maksimalna temperatura pri kojoj se mogu koristiti do 150°C. Ovi su materijali izvorno krhki što se poboljšava pomoću aditiva.

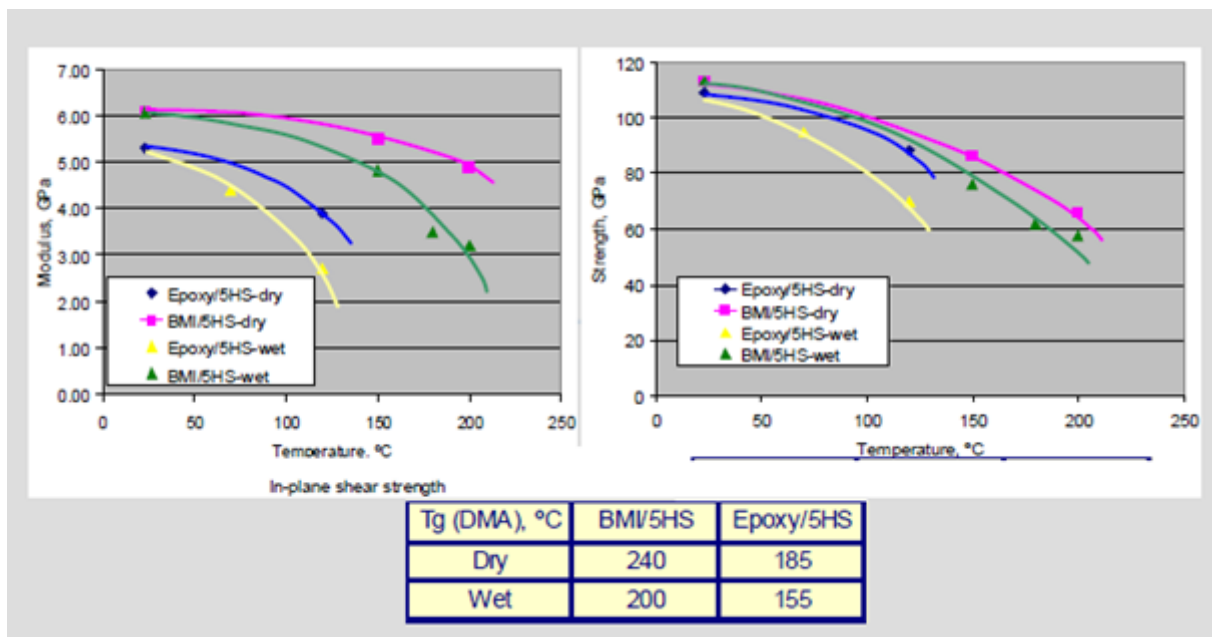
U odnosu na epokside, prednost im je znatno bolja toplinska stabilnost što je važno u zrakoplovnoj primjeni kod borbenih aviona visokih performansi koji lete velikim brzinama i na velikoj visini. Bizmaleimidi koji se koriste kod ovih konstrukcija imaju GTT oko 180°C, iako se ne preporuča njihovo korištenje na temperaturama iznad 125°C, posebice u uvjetima povećane vlage. Osnovni su nedostatak znatno viši troškovi proizvodnje u odnosu na epokside. [23]

BMI i epoksidi se primjenjuju kod zrakoplovnih dijelova izloženih visokim temperaturama i vlazi kao što su APU vrata i aerodinamičko kućište motora, odnosno „gondola“ oko motora poznatija kao „engine nacelle“, slika 27.



Slika 27. Primjena toplinsko stabilnih epoksida i BMI za izradu zrakoplovnih komponenta [3]

Na slici 28 je prikazan utjecaj temperature i vlage na čvrstoću i krutost materijala matrice.

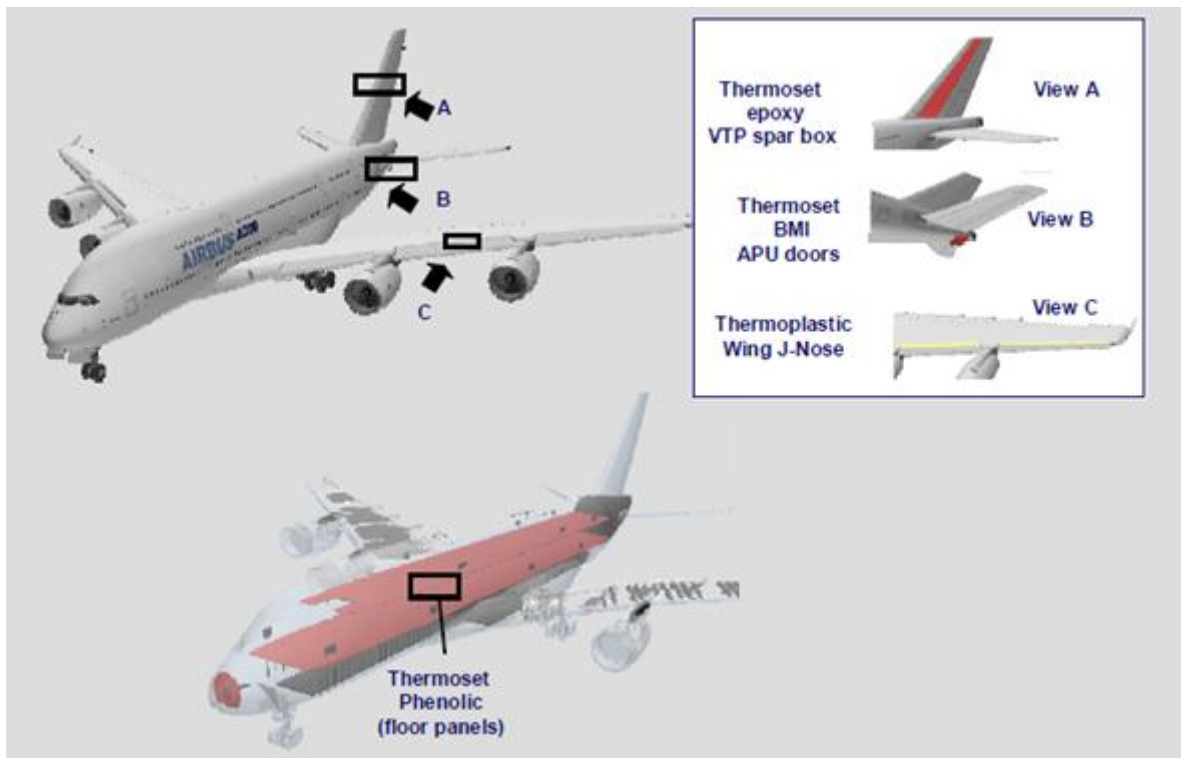


Slika 28. Utjecaj temperature i vlage na čvrstoću i krutost materijala [3]

9.1.3 Fenolne smole

Fenolne smole nastaju polimerizacijom fenola uz pomoć npr. formaldehida pod posebnim uvjetima. Ovi polimeri iskazuju dobru otpornost visokim temperaturama kao i otpornost gorenju, koja je posljedica ablativnih svojstava ovih smola (pri gorenju izgaraju slojevi materijala određenom brzinom stvarajući sloj ugljika), što im i jest najveća prednost pri upotrebi. Nedostaci su visoki tlakovi kod proizvodnje, potrebni za polimerizaciju kao i velik postotak šupljina, što znatno snižava mehanička svojstva. [23]

Fenolne smole imaju zadovoljavajuća svojstva i čine 95% panela u interijeru zrakoplova (slika 29), a koriste se i za električne sustave.



Slika 29. Podni paneli zrakoplova građeni od fenolne smole [3]

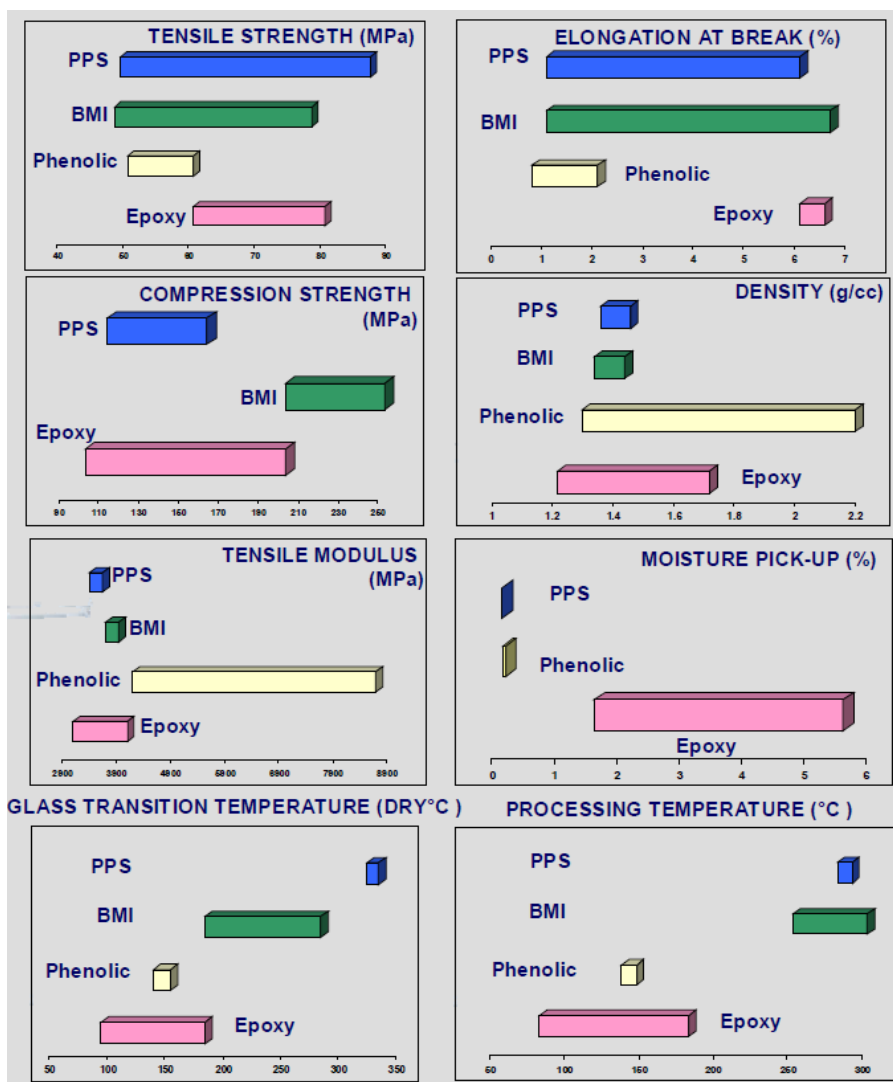
9.1.4 Polifenilen sulfid (PPS)

Termoplasti sve više nalaze primjenu u strukturi zrakoplovnih komponenata zbog: lake oblikovljivosti pri povišenim temperaturama, lako su zavarljivi materijali, u proizvodnji se ne podvrgavaju kemijskim reakcijama, znatno su manje skloni upijanju vlage i manje su osjetljivi na udarna oštećenja. No, temperature i pritisci pri kojima polimeriziraju su znatno viši u odnosu na duromere. Neki od njih imaju znatno višu GTT i temperaturu primjene od epoksida ili bizmaleimida. Nadalje, kod plastomera je uočljivo tečenje i znatna deformacija pri lomu, te time i znatno veća žilavost. [23] Karakteristična primjena u zrakoplovnim konstrukcijama su napadni rubovi predkričca ("leading edge slats"), koji imaju ulogu zadržavanja pravilne zračne struje oko krila.

Primjeri termoplasta su : PEEK (polietereterketon), PAS (poliaril sulfon), PEK (polieterketon), PES (polieter sulfon), PPS (polifenilen sulfid). [3]

PPS, Polifenilen sulfid je polukristalna plastika visokih performansi, sa ekstremno visokim mehaničkim svojstvima (otpor na uvijanje, krutost i čvrstoću), visokim temperaturnim svojstvima i kemijskom otpornošću koja često čini PPS omiljenom alternativom za metale ili termoset materijale. [26] Zbog odlične toplinske stabilnosti, kemijske otpornosti i otpornosti na vatru materijal se koristi u interijeru zrakoplova. Dobra svojstva zadržava i na temperaturama od 200 °C.

Na slici 30 je prikazan detaljan pregled svojstava matrica koje se koriste u zrakoplovnim konstrukcijama.



Slika 30. Pregled svojstava matrica primjenjivih u zrakoplovnim konstrukcijama [3]

9.2 Prepreg

Posebnu vrstu kompozita čini prepreg (ime dolazi od engl. PREim-PREGnated) kod kojih su pletena vlakna natopljena matricom (najčešće polimernom). Prepreg se u pravilu koristi za proizvodnju kompozitnih komponenti u autoklavu. Ova je tehnologija vrlo zastupljena kod proizvodnje kompozitnih dijelova avionske konstrukcije. [23] Prepreg je važan jer čini 95 % strukture zrakoplovnih komponenti.

10. PRIMJENA SLOŽENIH KOMPOZITA U STRUKTURI ZRAKOPLOVA

10.1 Vrste struktura

Složeni kompoziti se u avionskoj konstrukciji koriste u dva oblika (slika 31):

- monolitne ili laminatne strukture i
- sendvič konstrukcije.

Monolitne strukture su sastavljene samo od vlaknastih slojeva i smole, a sendvič strukture su građene od jezgre spojene između dva monolitna sloja. Površinski slojevi i jezgra djeluju kao cjelina jer su međusobno dobro povezani.



Slika 31. Vrste složenih kompozita u strukturi zrakoplova [3]

10.2 Jezgra sendvič konstrukcija

Danas se u zrakoplovstvu koriste dvije vrste jezgri:

- Saćasta jezgra („honeycomb“) i
- Pjenasta jezgra.

Saćaste jezgre su se prvi put primijenile u strukturi zrakoplovnih komponenata davne 1940 godine, a danas se proizvode ili od Nomex papira, plastike ojačane staklenim vlaknima, papira od poliamida ili aluminija. Trenutno je najprimjenjivnije aramidno saće Nomex.

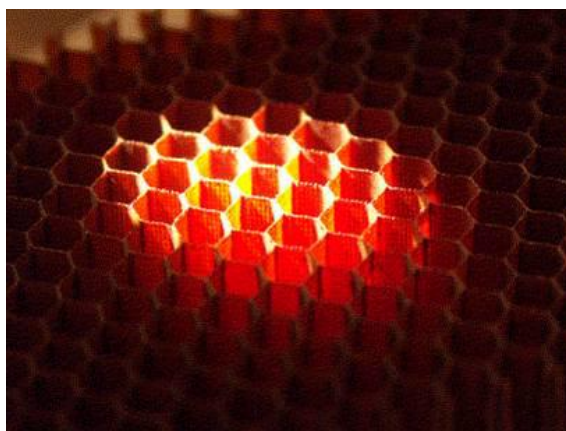
Pjene se koriste za brodove i proizvodnju dasaka za surfanje. U zrakoplovstvu se primjenjuju polimetakrilimid, a poznat je i ROHACELL XT.

10.3 Sačasta jezgra („honeycomb“)

Sačaste jezgre su dostupne u različitim materijalima, kao što su na primjer:

- **Nomex** sačasta jezgra - **Hexcel HRH10** - fenolna smola ojačana meta-aramidnim vlaknima,
- Staklenim vlaknima ojačana sačasta jezgra - **HRP** - fenolna smola ojačana staklenim vlaknima,
- Sačasta jezgra **Kevlar N636** - fenolna smola ojačana para - aramidnim vlaknima.

Nomex Hexcel HRH 10 (prikazan slikom 32) je vrsta sintetskog poliamida (aramidni polimer), visoko kvalitetnih svojstava, sastavljenog od aramidnih vlakana impregniranih fenolnom smolom. Materijal se oblikuje na temperaturama od 250 °C, a mehanička svojstva zadržava i na temperaturama do 175 °C, iako se temperature preko 130 °C uglavnom nikada ne dosežu zbog narušavanja svojstava adheziva kojima se spajaju površinski slojevi (preprezi) sa jezgrom. [3]



Slika 32. Nomex [3]

Nomex je otporan na mnoge kemikalije i otapala, osim na jake kiseline. Higroskopan je materijal (upija vlagu iz zraka) što rezultira porastom težine za 6 do 10 %, kolika je i vrijednost relativne vlažnosti zraka. Osim porasta težine, vlaga ima utjecaj i na volumen, međutim mehanička svojstva se u velikoj mjeri zadržavaju.

Nomex ne provodi elekticitet, površinski slojevi posjeduju dobra adhezivna svojstva i koristi se za strukturne i ne strukturne dijelove zrakoplova kao što su lagani i čvrsti podni paneli, nos zrakoplova („radome“), okviri („fairings“) i zakrilca („flaps“).

HRP sačaste jezgre se proizvode impregniranjem staklenih vlakana fenolnom ili poliamidnom smolom. Fenolnom impregnacijom se proizvodi najpoznatiji Hexcel HRP čija sačasta jezgra ima visoku čvrstoću, podržavaju temperature do 175 °C, posjeduje dobra izolacijska i dielektrička svojstva, dobro prianjanje površine i laku oblikovljivost kod visokih temperatura. Koriste se za izradu radarske kupole na nosu zrakoplova, strukturalnih dijelova, oplata, horizontalnih repnih površina zrakoplova („horizontal stabilizer“), kormila visine („elevator“), toplinskih štitova i drugih sklopova koji su izloženi visokim temperaturama. [27]

Posljednja, ali ne i manje važna je sačasta jezgra Kevlar N636. Para-aramidni vlaknasti papir impregniran fenolnom smolom. N636 je komercijalna oznaka za DuPonts Kevlar papir koji se koristi za proizvodnju određenih vrsta sačastih jezgara. U odnosu na Nomex, N636 ima 25 % manju težinu. Može se primjeniti umjesto staklenim vlaknima ojačanih sačastih jezgara, bez narušavanja njihovih svojstava.

Podržava temperature do 150 °C, otporan je na koroziju, zamor materijala i udar. Koristi se za proizvodnju unutarnjih i vanjskih panela, dijelove krila, krilca („aileron“), zakrilca („flaps“), pristupnih panela i vrata. [3]

Tablica u nastavku prikazuje karakteristična svojstva različitih vrsta sačastih jezgara.

Tablica 2. Karakteristična svojstva sačastih jezgara

	Mjerna jedinica	Nomex (HRH10-3/16-4.5)	Staklenim vlaknima ojačana fenolna/plastična smola (HRP-1/4-4.5)	Kevlar N636 HRH36 - 4.0-72	5052 Legura 1/8-4.5
Gustoća	kg/m^3	72	72	72	72
Tlačna čvrstoća	N/mm^2	2.8	3.86	4.2	2.79
Smična čvrstoća u „L“ - smjeru	N/mm^2	1.7	1.72	1.9	1.97
Modul smicanja u „L“ - smjeru	N/mm^2	54	65.5	120	354
Smična čvrstoća u „W“ - smjeru	N/mm^2	0.86	0.97	1.2	1.16
Modul smicanja u „W“ - smjeru	N/mm^2	29	36	65	173
Sposobnost upijanja vlage	%	4.4	1.7	< 5%	/
Raspon temperature radne okoline	°C	-55 do +135	-55 do +135	-55 do +135	-55 do +175

U nastavku su navedene prednosti i nedostaci Nomex, HRP i Kevlar N636 sačaste jezgre.

Prednosti Nomex jezgre:

- mala gustoća i veličina ćelija,
- visoka krutost i izdržljivost,
- dobra adhezivnost površine,
- otpornost na vatru (sposobnost samogašenja),
- dobra toplinska i električna otpornost.

Prednosti HRP - staklenim vlaknima ojačane sačaste jezgre:

- visoka smična čvrstoća (orijentacija vlakana +/-45°),
- viši moduli i čvrstoća od Nomex-a,
- slabo upijanje vlage,
- dobra toplinska i električna otpornost.

Prednosti Kevlar N636 jezgre:

- otpornost na zamor materijala i na udar,
- dvostruko veće vrijednosti modula od Nomex-a,
- viša čvrstoća,
- laka oblikovljivost na povišenim temperaturama,
- niska toplinska ekspanzija,
- 25% manja težina u odnosu na staklene sačaste jezgre,
- slabo upijanje vlage,
- dobra toplinska i električna otpornost.

Osim navedenih prednosti, sačaste jezgre posjeduju negativne strane kao i svi ostali materijali, a to su visoka cijena i sposobnost prodiranja vode u materijal.

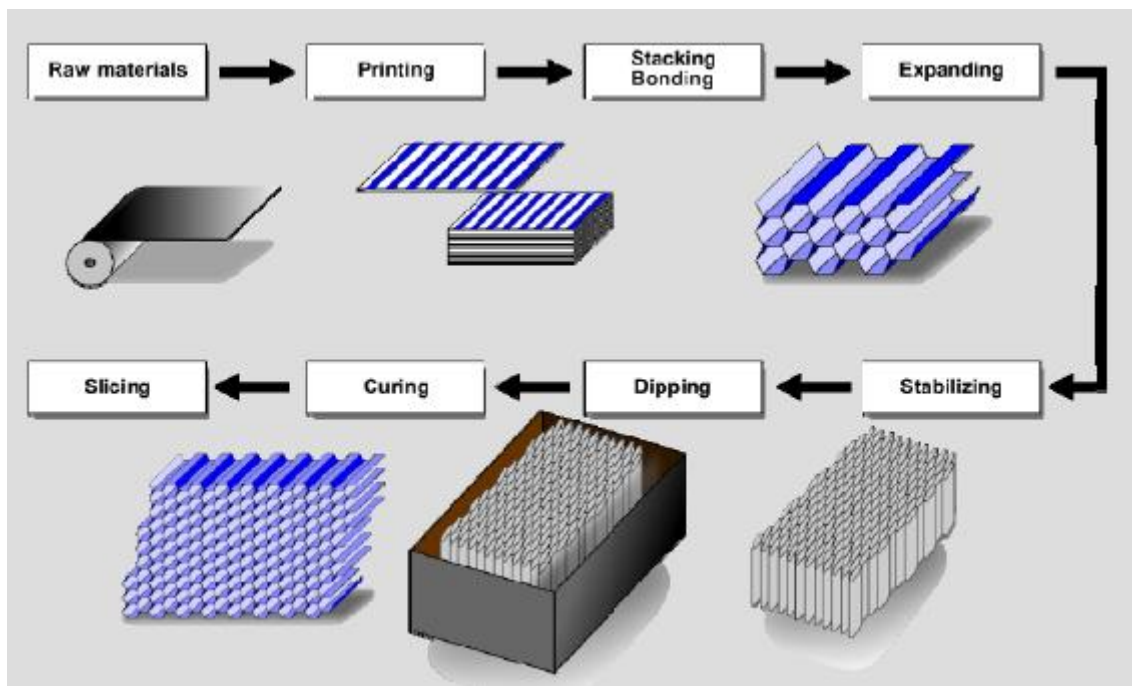
10.4 Proizvodnja saćaste jezgre

Nomex papir se proizvodi od dva oblika aramidnog polimera: malih vlaknastih vezivnih čestica - Nomex fibrida i kratkih vlakana Nomex-a. Supstance se pomiješaju tvoreći kašastu mješavinu na bazi vode iz koje se pomoću specijaliziranih strojeva za proizvodnju papira oblikuje papirnata struktura. Papir nakon same proizvodnje posjeduje malu gustoću sa slabim mehaničkim i električnim svojstvima, stoga ga je potrebno podvrgnuti postupku vrućeg usitnjavanja u svrhu dobivanja viših vrijednosti vlačne čvrstoće. [28]

Dupont proizvodi Nomex papir, a druge kompanije kao što su Hexcel i Eurocomposites koriste papir za izradu saćastih jezgara.

Postoje dvije različite tehnike proizvodnje saćastih jezgara. Jedna obuhvaća stvaranje valovitih slojeva papira pomoću specijaliziranih valjaka. Valoviti slojevi se čiste i prevlače antikorozivnim sredstvom, nakon čega slijedi spajanje u saćastu strukturu. Druga metoda, koja se više koristi, je proces ekspanzije kod kojega se veliki tanki slojevi papira „printaju“ sa naizmjeničnim paralelnim tankim trakama pomoću gravura. Stranice se postavljaju jedna na drugu i spajaju na visokim temperaturama. Nakon toga se proširuju tvoreći šesterokutne ćelije. Ciklus uranjanja proširenih blokova u tekuću smolu, praćen otvrdnjavanjem u peći se ponavlja dok saćasta jezgra ne postigne određenu gustoću. [22,3]

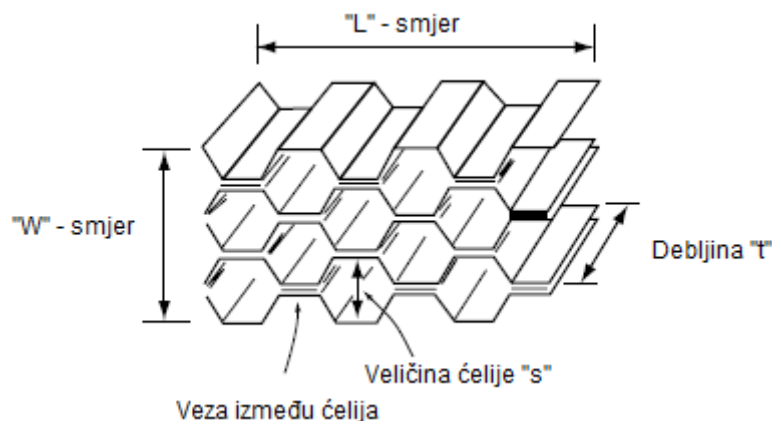
Proizvodnji postupak izrade saćaste jezgre prikazuje slika 33.



Slika 33. Postupak izrade saćaste jezgre [3]

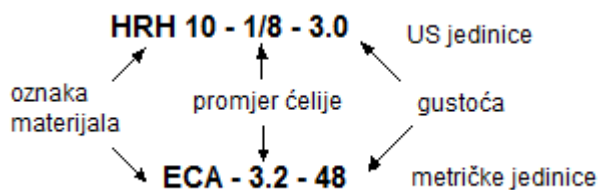
10.5 Vrste ćelija i specifikacija proizvoda

Ćelije saća izrađene su od listova koji tvore bokove ćelija. Veza po kojoj se spajaju ćelije Nomexa je poznata kao „core ribbon direction“ odnosno „L“ -smjer. [3] Posebno treba obratiti pozornost na način kako su poravnati slojevi, jer su moduli naprezanja bitno veći u „W“ smjeru, što je okomito na smjer veze između ćelija. Na slici 34 je shematski prikaz saćaste strukture.

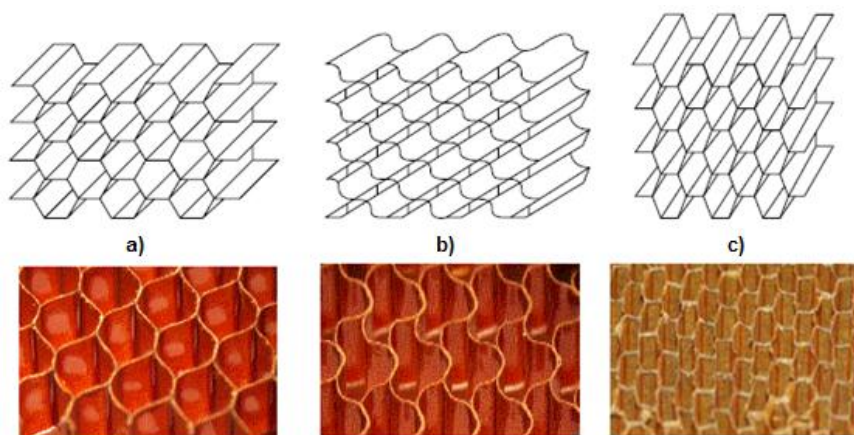


Slika 34. Shematski prikaz saćaste strukture [22]

Saćaste jezgre se mogu definirati prema vrsti materijala, promjeru ćelija (mm) i gustoći (kg/m^3). Način specifikacije Nomex Hexcel saćaste jezgra prikazan je u nastavku.



Ćelije mogu biti poslagane u različitim oblicima, a najčešće se primjenjuju u šesterokutnom, pravokutnom i „flex - core“ obliku, slika 35.

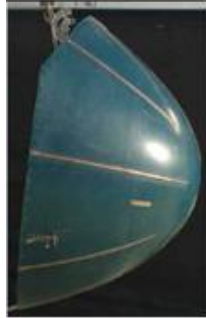


Slika 35. Oblici saćastih ćelija: a) šesterokutne, b) „flex-core“ i c) pravokutne [22,3]

Iako se šesterokutne ćelije najviše koriste, primjena je ograničena gotovo samo na avionske panele zbog svojstva krutosti. Proizvodi se od aluminija ili od nemetalnih materijala, tj. kompozita. Šesterokutne ćelije posjeduju zadovoljavajuća strukturalna svojstva, a

dodavanjem longitudinalnih ojačanja u „L“ – smjeru, duž veza između ćelija, može se postići još veća čvrstoća. Glavni nedostatak je ograničena oblikovljivost, npr. kompozite je prethodno zagrijati da bi se mogli oblikovati. Primjenjuju se za izradu strukturalnih dijelova zrakoplova i dijelova kabine. [22,3]

„Flex-core“ odnosno savitljive jezgre sadrže ćelije puno boljih sposobnosti oblikovanja. Zbog mogućnosti oblikovanja zakrivljenih spojeva bez izvijanja stanične stjenke u oba smjera („L“ i „W“), koriste se za dijelove specifičnih oblika koji zahtijevaju male radijuse zakrivljenosti, kao što je nos zrakoplova („radome“), prikazan slikom 36. Uspoređujući ih sa šesterokutnim ćelijama jednake gustoće, uočavaju se znatno veće vrijednosti smične čvrstoće savitljivih ćelija.

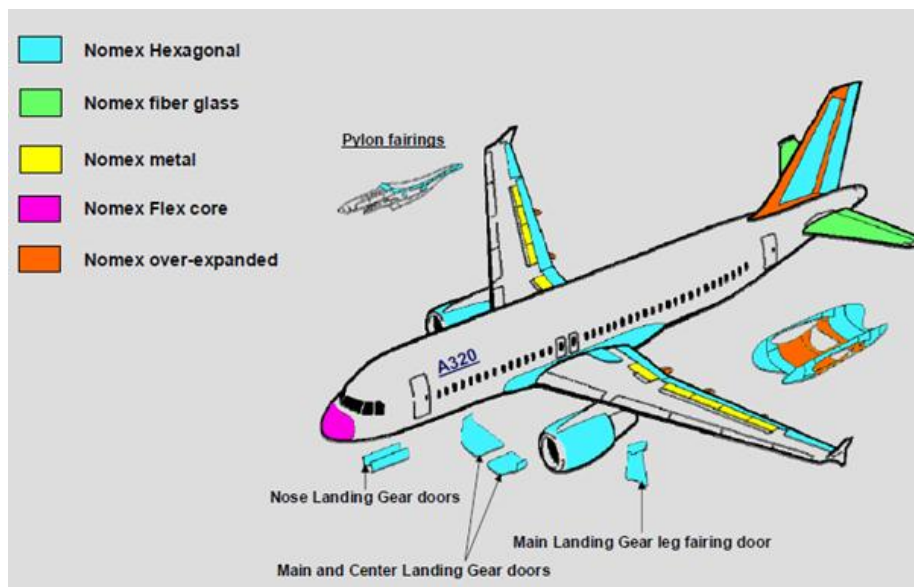


Slika 36. „Radome“ [3]

Treća vrsta ćelija dobre oblikovljivosti je OX jezgra (pravokutna). OX jezgre su heksagonalne ćelije proširene u „W“ smjeru, formirajući pravokutne oblike u „L“ smjeru. Uspoređujući ih sa šesterokutnima, OX postupak povećava W svojstva smicanja u „W“ smjeru, a smanjuje ih u „L“-smjeru. Pravokutne jezgre se koriste kod vertikalnih repnih površina zrakoplova, stabilizatora („vertikal fin leading edge“).

10.6 Primjena u zrakoplovnoj konstrukciji

Kao što je prethodno navedeno, sendvič kompoziti se koriste za izradu oplata motora, poklopaca stajnog trapa, primarne strukture krila, trupa, repne i upravljačke površine zrakoplova. Na slici 37. je detaljan prikaz primjene Nomex sačastih jezgara u konstrukciji zrakoplova.



Slika 37. Primjena Nomex jezgara u zrakoplovnoj konstrukciji [3]

11. POSTAVKA ZADATKA

U ovom završnom radu opisani su kompozitni materijali koji se primjenjuju u zrakoplovnoj konstrukciji. Nakon teorijskog dijela, provesti će se eksperimentalni dio u kojem će biti obrađene konstrukcije od složenih kompozita sa posebnim naglaskom na oštećenja i način popravka saćastih kompozita. Popravak će se provesti kroz 6 koraka na uzorku zrakoplovnog podnog panela građenog od saćaste jezgre i površinskih slojeva od ugljičnih vlakana. Popravak je izveden u radionici za kompozite u organizaciji za održavanje zrakoplova Croatia Airlines d.d.

Nakon izvršenog popravka slijedi prikaz i analiza rezultata, te zaključak.

12. EKSPERIMENTALNI DIO

12.1 Uzroci i primjeri oštećenja zrakoplovnih konstrukcija

Oštećenje može biti strukturalno ili kozmetičko. Strukturalno oštećenje utječe na kompletnu strukturu oštećenog dijela. Nakon uočavanja ovakvog oblika, potrebno je utvrditi stupanj oštećenja, obavezno ga je prijaviti i zabilježiti. Pojam kozmetičke nepravilnosti obuhvaća površinsko stanje koje ne utječe na kompletnu strukturu oštećenog dijela. Ovakvu vrstu oštećenja nije potrebno prijaviti, nego samo zabilježiti nakon čega slijedi zaštitno obnavljanje.

Zrakoplov je za vrijeme leta izložen raznim izvorima koji mogu biti potencijalni za stvaranje oštećenja, kao što je na primjer udar munje, visoka temperatura, vlaga i ostale nepogode nastale djelovanjem okoline. Osim toga do oštećenja može doći i za vrijeme prizemljenja zrakoplova, a najčešći uzrok je ljudska nepažnja. Sve većom upotrebom kompozitnih materijala u strukturi zrakoplova vrlo važno je identificirati karakteristične vrste oštećenja, te poznavati kako pojedina vrsta utječe na kompozit.

Raspon oštećenja kod održavanja zrakoplova je od vrlo malih ogrebotina i istrošenja koji zahtijevaju minimalni popravak, do velikih udarnih oštećenja (npr. sudar ptice) koji mogu zahtijevati vrlo zahtjevne i temeljne popravke, a samim time i zamjenu čitave komponente kao što je npr. motor. Vrste oštećenja koje su najčešće u održavanju zrakoplova dijele se na dvije osnovne skupine:

- udarna oštećenja od stranih tijela i
- oštećenja prouzročena djelovanjem okoliša.

Na slici 38 je prikaz uzroka oštećenja karakterističnih za određenu zrakoplovnu konstrukciju.



Slika 38. Uzroci oštećenja zrakoplovne konstrukcije

Udarne oštećenja od stranih tijela uključuju sudar ptica, krhotine na pisti, puknuće gume, kidanje lopatica motora itd. Zrakoplovna struktura je oblikovana na način da može podnijeti navedena udarna oštećenja s ciljem izbjegavanja daljnjih opasnosti, koje mogu dovesti do katastrofalnih oštećenja kompletne osnove zrakoplova, sustava ili putnika.

Na današnjim aerodromima promet je dosegao visoku razinu, a trenutni nedostatak pažnje pilota ili podrške kod prizemljenja zrakoplova mogu rezultirati katastrofama. Zrakoplovi ostvaruju veliku pokretnu silu i opasni su čak i kod laganog kretanja po pisti (rulanja). Za vrijeme zastoja, na zrakoplovu i u okolini se odvija velika količina aktivnosti što uključuje pomoćna vozila kao što su vozila za punjenje goriva, kolica za prtljagu, putničke mostove za iskrcavanje/ukrcavanje itd. Pomoćna vozila također mogu dovesti do katastrofe i uzrokovati oštećenja u strukturi zrakoplova, što je ujedno i najčešći izvor oštećenja. Iako su to uglavnom male ogrebotine ili udubljenja, pukotine se mogu proširiti, umanjiti čvrstoću ostalih kompozitnih struktura i rezultirati katastrofalno.

Neki dijelovi zrakoplova stvaraju vrlo visoke temperature, kao što su motori i pomoćni motori (APU). Svaka struktura u blizini navedenih jedinica mora imati sposobnost zadržavanja svojstava kod povišenih temperatura. U slučaju zapaljenja, struktura zrakoplova mora biti konstruirana na način da spriječi širenje vatre na spremnike goriva ili u putničku kabinu. Dijelovi kao što su motori, kočnice stajnog trapa, APU i kuhinja u zrakoplovu su najčešći izvori vatre i dima.

Na slikama u nastavku su prikazane karakteristične nezgodne zrakoplovnih konstrukcija.



Oštećenje od tuče



Sudar ptice



Oštećenje repa zrakoplova



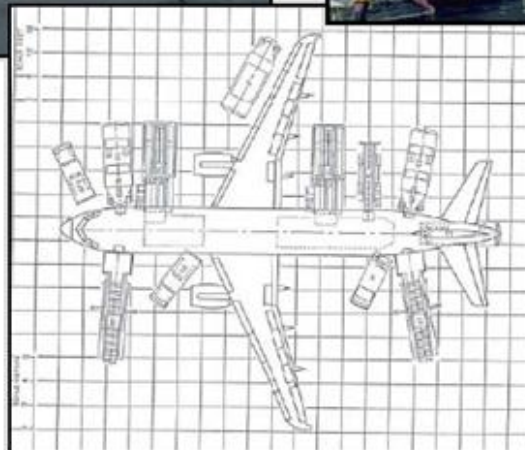
Puknuće guma

Slika 39. Primjeri oštećenja zrakoplovnih konstrukcija [3]



Rezultat zapaljenih kočnica na A320

Slika 40. Posljedice visokih temperatura - zapaljenja [3]



Slika 41. Nezgode kod prizemljenog zrakoplova [3]

12.2 Vrste oštećenja složenih zrakoplovnih struktura

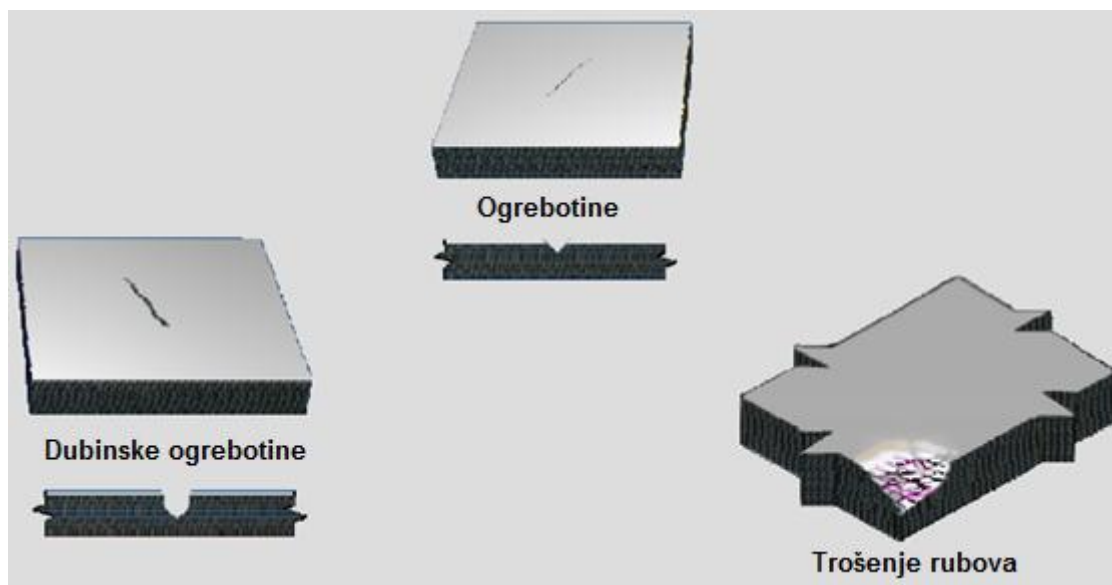
Nakon prethodno navedenih oštećenja u zrakoplovnim konstrukcijama, u ovom dijelu će biti prikazana oštećenja specifična za složene kompozitne konstrukcije, a dijele se na:

- oštećenja kod neprobijene strukture,
- oštećenja kod probijene strukture i
- ostale vrste.

12.3 Oštećenja kod neprobijene strukture

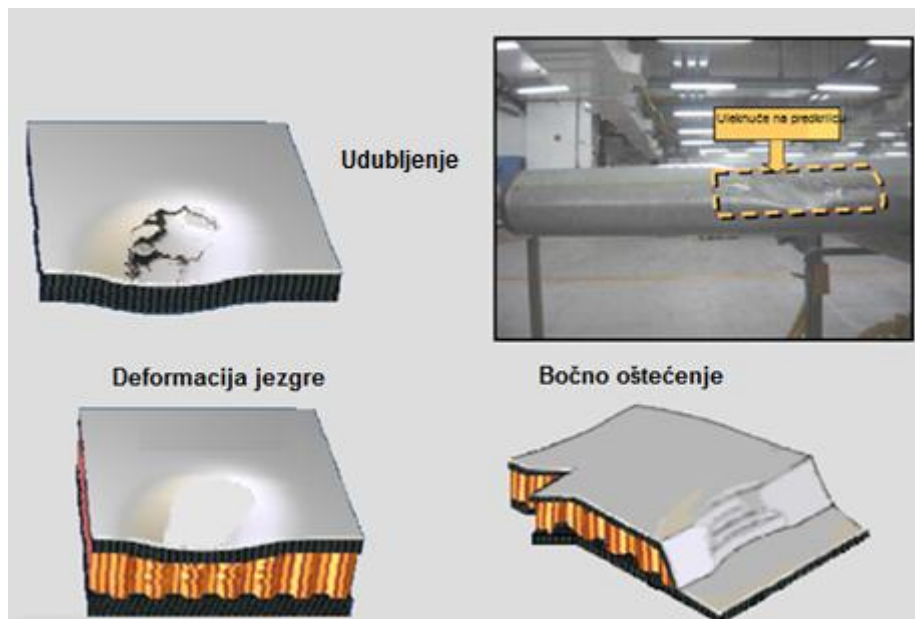
Oštećenja kod neprobijene strukture uključuju ogrebotine, dubinske ogrebotine, zarez, trošenje rubova materijala, uleknuća, bočna oštećenja, raslojavanje i odvajanje slojeva složenih kompozita.

Ogrebotina je linija oštećenja koja može biti različite duljine i dubine u materijalu. Pojavom ovakvog oštećenja uočljive su promjene u poprečnom presjeku materijala, a obično su rezultat vrlo oštih objekata. Rubovi odrezanih složenih kompozita su često podložni trošenju što rezultira lomljenjem vlakana i gubitkom oblika materijala. Navedeni oblici oštećenja prikazani su slikom 42.



Slika 42. Oštećenja laminiranih slojeva

Kod održavanja zrakoplova vrlo često oštećenje je udubljenje materijala „dent“, a definira se kao oštećeno udubljeno područje koje zadržava svojstva u poprečnom presjeku materijala. Uzrok ove vrste oštećenja su razni udarci i pritisci na materijal. Slijedeća vrsta koja se također javlja kod raznih udara i pritisaka je karakteristična za sendvič konstrukciju, a rezultira deformacijom jezgre u smjeru debljine sačaste strukture, slika 43.

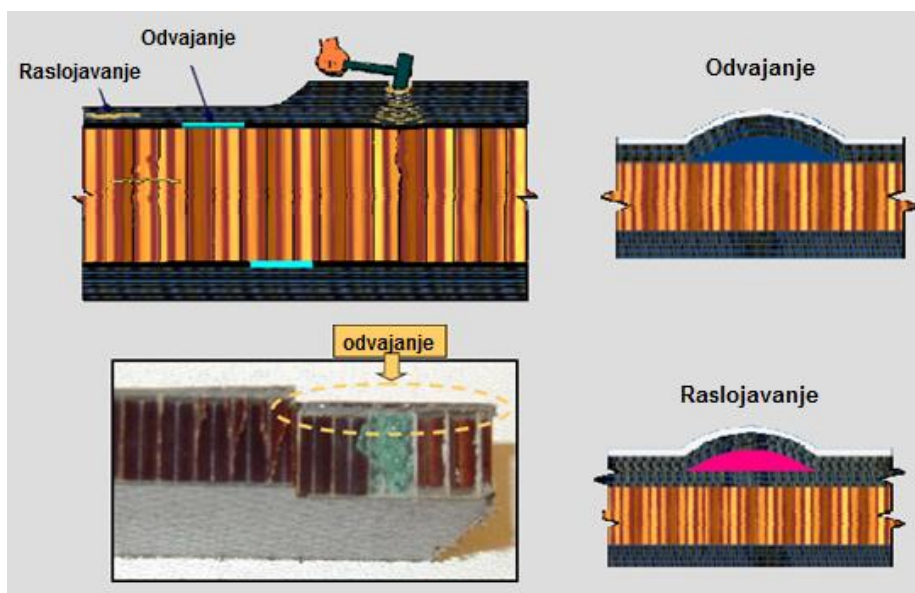


Slika 43. Djelovanje udarca i pritiska na složene kompozite [3]

Udarci kod sendvič konstrukcija izazivaju dva oblika oštećenja, a to su odvajanje površinskih slojeva od jezgre ili raslojavanje laminatnih slojeva.

Raslojavanje ili stvaranje pukotine kod laminiranih i sačastih zrakoplovnih struktura se mogu pojaviti uslijed lokalnih udara kao što su udar kamena, ispuštenih alata u održavanju, udar munje, sudar ptice ili djelovanjem tuče.

Odvajanje kod laminatnih dijelova se pojavljuje na lokaciji spajanja sa drugim slojevima i rezultira pojavom izbočine. Kod sendvič konstrukcija, odvajanje se može pojaviti između sačaste jezgre i površinskih slojeva. Navedeni oblici oštećenja su prikazani slikom 44, a najčešće su rezultat udara ili degradacije linije spajanja slojeva, zbog prodiranja vode (kontaminacije) ili drugih tekućina u materijal.

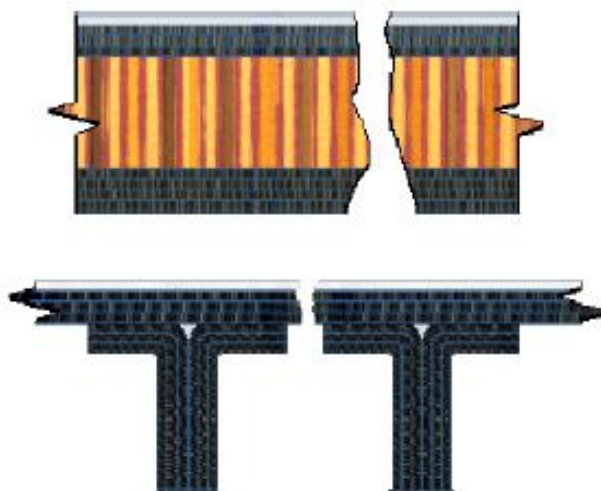


Slika 44. Raslojavanje i odvajanje kod sendvič konstrukcija [3]

12.4 Oštećenja kod probijene strukture

Kod laminatnih struktura, oštećenja probijene strukture rezultiraju raslojavanjem slojeva oko otvora i oštećenjem strukture koja je pozicionirana ispod tih slojeva.

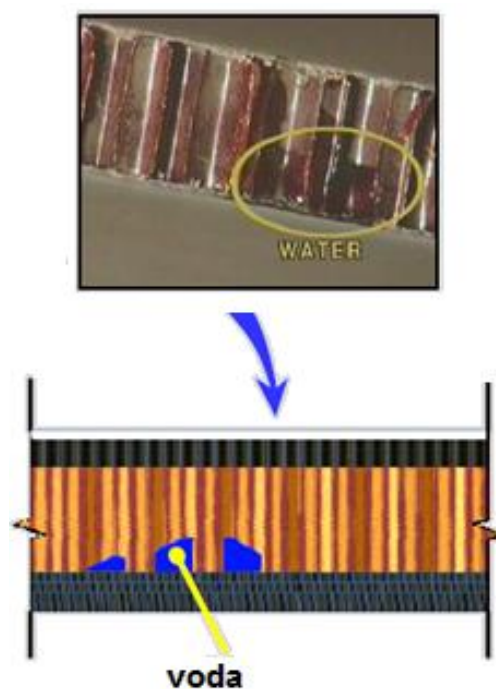
Kod sendvič struktura, probijena struktura može djelovati na oba površinska sloja i na sačastu jezgru. Obično dolazi do raslojavanja i odvajanja oko otvora. Ukoliko je otvor nezaštićen duži period može doći do kontaminacije vode.



Slika 45. Oštećenja kod probijene sendvič i laminatne strukture

12.5 Ostale vrste oštećenja

Voda, Skydrol ili druge tekućine imaju sposobnost kontaminacije kompozitnih materijala (slika 46), posebno se to odnosi na sendvič konstrukcije. Rezultat ulaska vode u materijal je smanjivanje čvrstoće i ostalih karakterističnih svojstava materijala. Kontaminacija vode je reverzibilna i može se spriječiti jedino uklanjanjem kontaminiranog područja.



Slika 46. Kontaminacija vode [3]

Idući problem koji se često povezuje sa sendvič konstrukcijama se odnosi na protok vlage unutar jezgre. Budući su površinski slojevi tanki, dovoljna je mala ogrebotina ili pogreška u proizvodnji da bi se stvorili otvori za ulazak vlage u strukturu. Voda u sendvič strukturi dovodi do porasta težine materijala, može doći do korozije zakovičnih spojeva i raspadanja saćaste jezgre.

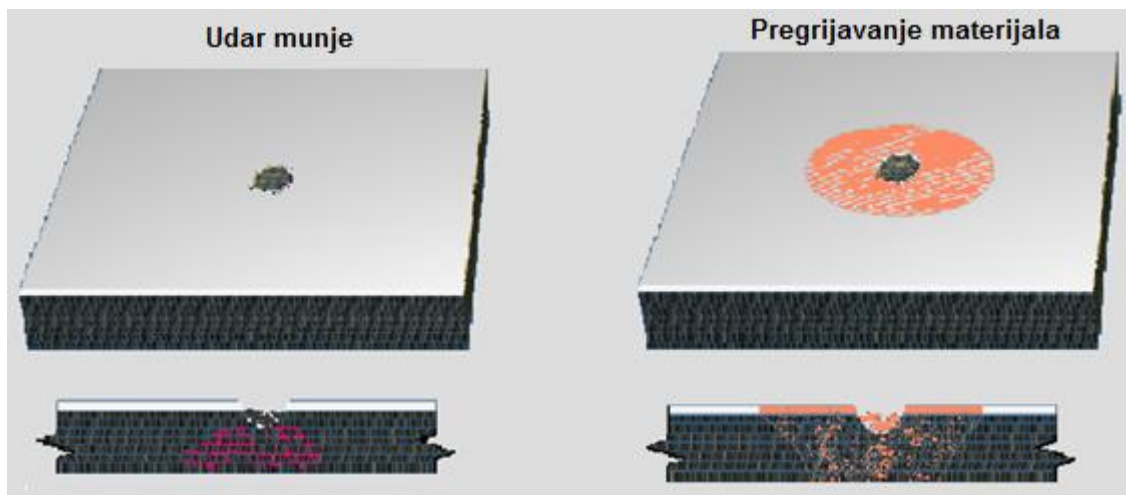
Većina kompozitnih materijala je higroskopna, tj. posjeduju sposobnost upijanja vode, što se posebno odnosi na aramidna vlakna (Kevlar). Absorpcija vode u vlakna i smolu mogu smanjiti snagu komponente. Voda koja uđe u materijal stvara prazan prostor ili pukotinu, a budući da se laminatni kompozit može zamrznuti i raširiti kod povišenih visina, to predstavlja problem koji vodi do širenja pukotine.

Kemijska degradacija podrazumijeva djelovanje jakih kemijskih sredstava kao što su razna otapala, odstranjivači boje koji se koriste kod održavanja zrakoplova ili hidraulične tekućine. Oštećenje se prvotno pojavljuje na zaštitnom sloju kompozita (boji), a ukoliko se kemikalija ne odstrani u određenom vremenu može oštetiti matricu (smolu).



Slika 47. Kemijska degradacija

Udar munje, zapaljenje motora ili prejako skrućivanje materijala tijekom popravka kompozita može dovesti do pregrijavanja materijala, što vodi razaranju matrice i u manjoj mjeri uništavanja vlakana. Udar munje može prouzročiti raslojavanje i odvajanje slojeva kompozitnih struktura i oštetiti smolu, slika 48.



Slika 48. Oštećenja nastala djelovanjem udara munje i pregrijavanjem [3]

Erozija odnosno nagrivanje boje je česta pojava napadnih rubova krila ili nosa zrakoplova koji su konstantno izloženi protoku zraka. Ukoliko slojevi boje zrakoplova počnu erodirati pojavljuje se opasnost od pojave korozije što vodi do nastanka pukotina i nagrivanja kompletne strukture. Primjer erozije na napadnom rubu vertikalnog stabilizatora je na slici 49.

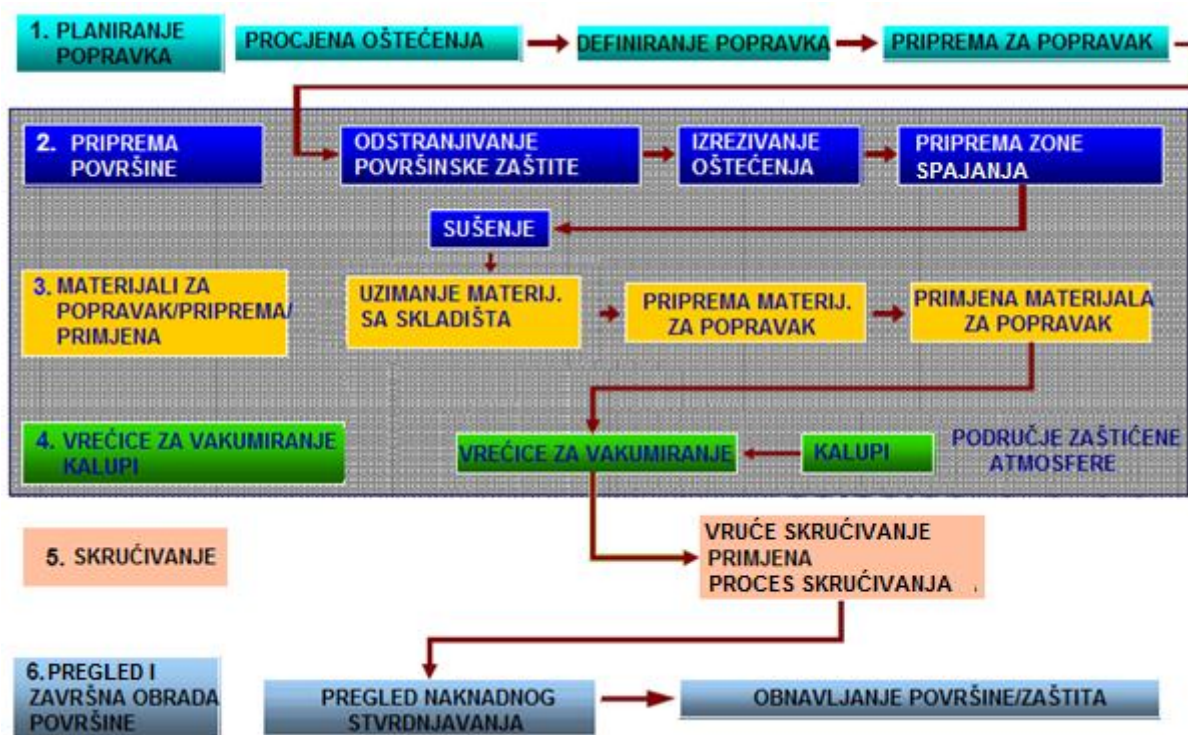


Slika 49. Erozijska šteta na vertikalnom stabilizatoru [3]

12.6 Održavanje zrakoplova – popravak sačastog podnog panela

12.6.1 Slijed popravka lijepljenjem

Da bi se ostvarilo uspješno obavljanje popravka lijepljenjem potrebno se pridržavati procedure koja je sažeta kroz 6 koraka prikazanih slikom 50. Svaki od navedenih koraka je bitan i zahtijeva visoki stupanj pažnje ukoliko se zahtijeva kvalitetno odrađen posao. Odstupanje od navedene procedure može rezultirati neuspješnim popravkom, što može dovesti do ponavljanja popravka, što je u današnje vrijeme nedopustivo, jer kao što se zna „vrijeme je novac“.



Slika 50. Slijed popravka

Prije izvođenja popravka potrebno je osigurati povoljne uvjete u radionici za kompozite. Temperatura u prostoriji mora biti između 18 °C i 30 °C, a vlažnost ne smije prelaziti 75 %. Pripremljena površina na kojoj će se popravak izvršavati mora biti čista, suha i bez prašine, što se također odnosi i na pripremljene alate.

Popravak mogu izvoditi osobe certificirane i kvalificirane isključivo za popravak kompozita, moraju koristiti za to adekvatnu opremu i dokumentaciju.

Uzorak za izvođenje popravka je sačasti podni panel u zrakoplovu, slika 51. Površinski slojevi su sastavljeni od ugljičnih vlakana impregniranih epoksidnom smolom, a jezgra od aramidnog (Kevlar) saća. Slika 52 prikazuje poziciju podnih panela u strukturi zrakoplova. Na uzorku za izvođenje popravka je namjerno udarno oštećena površina i dio sačaste jezgre, nakon čega slijedi planiranje popravka i procjena oštećenja.



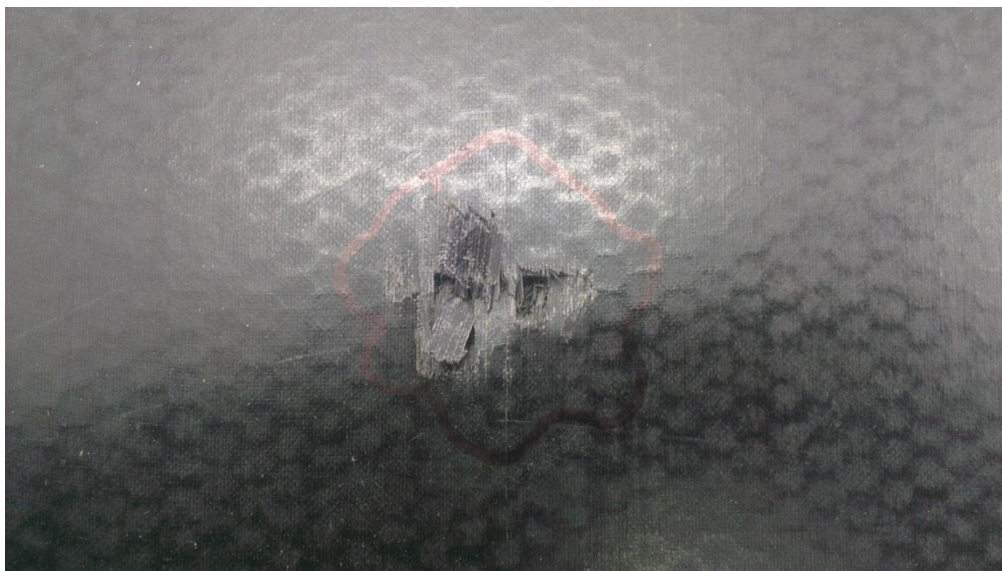
Slika 51. Uzorak podnog panela u zrakoplovu



Slika 52. Zrakoplovni podni paneli

12.6.2 Planiranje popravka i procjena oštećenja

Prije početka procesa popravka, potrebno je vizualno razmotriti oštećeni uzorak i pripremiti određenu dokumentaciju, u ovom slučaju je korišten ovlaštenu priručnik za popravak zrakoplovne strukture pod nazivom „Structural Repair Manual“ SRM. Nakon čišćenja i sušenja površine, potrebno je označiti područje oštećenja kao što je prikazano na slici 53.



Slika 53. Označeno područje oštećenja

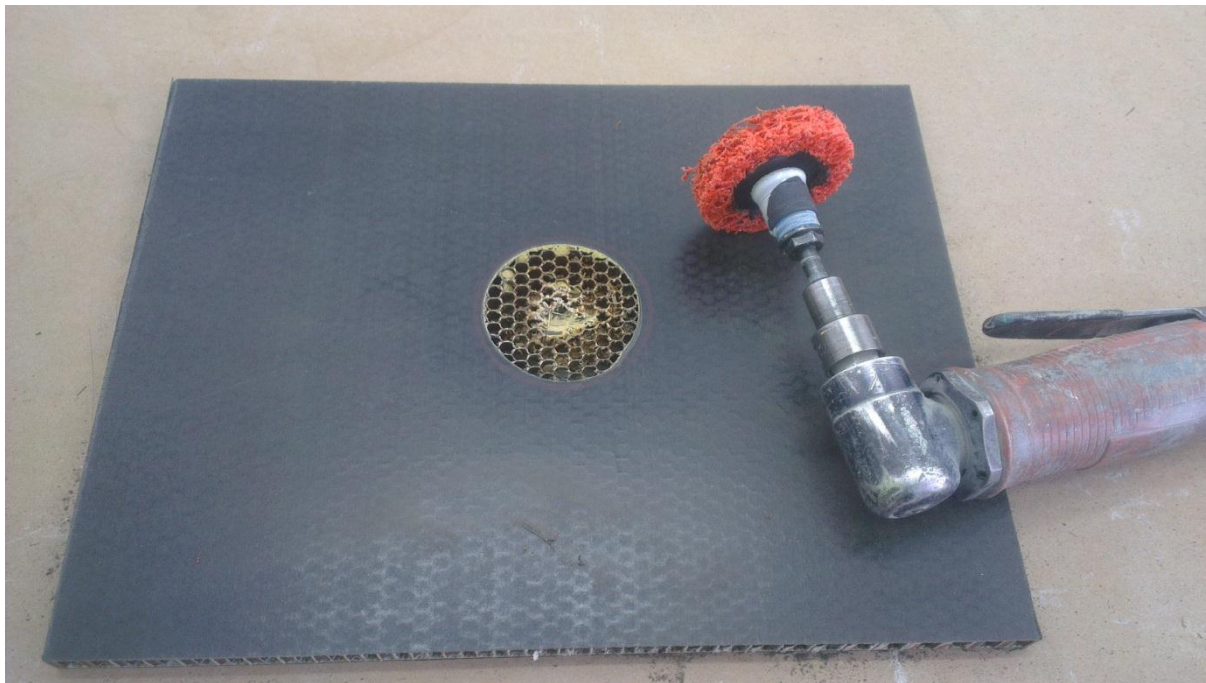
Vizualnim pregledom se primjećuju oštećeni površinski laminatni slojevi sa prekinutim ugljičnim vlaknima. Međutim koliko je sačasta jezgra oštećena, koja nosi veliki dio opterećenja, nije poznato i stoga je potrebno za početak odstraniti površinske slojeve. Dimenzije područja popravka se određuju na osnovu SRM dokumentacije nakon čega slijedi i samo označavanje, kao što prikazuje slika 54.



Slika 54. Područje odstranjivanja površinskog sloja

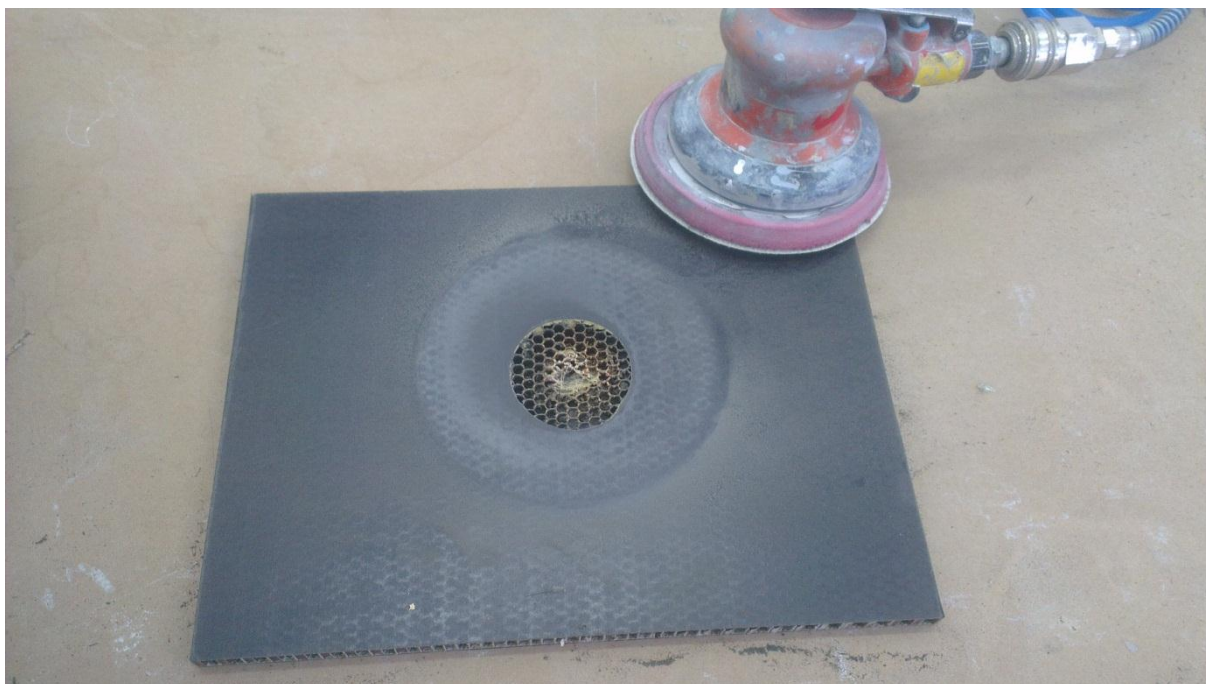
12.6.3 Priprema površine

Za odstranjivanje površinskih slojeva sačastog kompozita korišten je alat za brušenje (slika 55), koji sadrži sitne abrazivne čestice. Potrebno je pažljivo rukovati alatom kako ne bi došlo do dodatnog oštećivanja jezgre ili vlakana.



Slika 55. Odstranjivanje oštećenih površinskih (laminiranih) slojeva

Slijedi odstranjivanje površinske zaštite (boje i ostalih površinskih prevlaka), dimenzije od minimalno 50 mm, na koju će se kasnije nanositi slojevi laminirane tkanine, slika 56.



Slika 56. Brušenje površinskih zaštitnih slojeva

12.6.4 Materijali i sredstva za popravak

Izrezivanjem oštećenih površinskih slojeva moguće je procijeniti koliko je oštećenje na sačastoj jezgri i odrediti koji postupak spajanja će se primijeniti.

Strukture kompozita se mogu spajati na dva načina:

- Mehaničkim nerastavljivim spojevima (lijepljenjem) i
- Mehaničkim rastavljivim spojevima (vijčano).

Najčešći način povezivanja sendvič konstrukcija je lijepljenje pomoću adheziva.

12.6.5 Adhezivi

Adheziv (ljepilo) je materijal koji povezuje i sprječava odvajanje površina. Prednost adheziva u odnosu na vijčane spojeve je mogućnost ravnomjerne raspodjele naprezanja, što ujedno pruža otpornost na lokalna savijanja. Lijepljene strukture su obično lakše, jeftinije i lakše za spajanje.

Adheziv ima dvije zadaće:

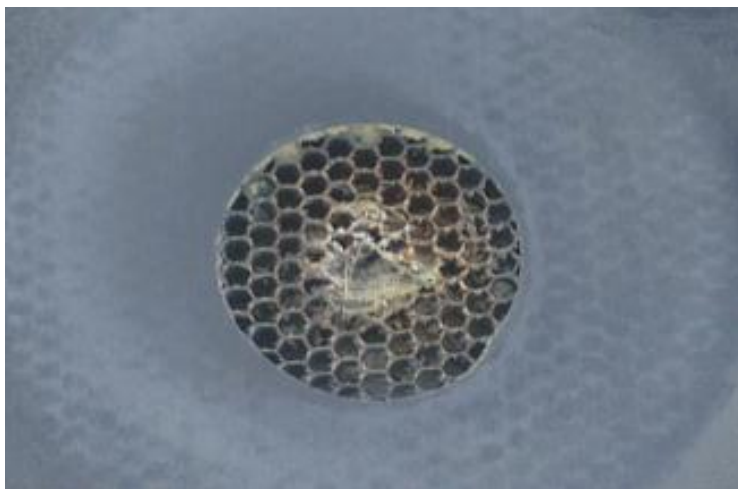
- natapanje vlaknaste tkanine i
- skrućivanje kemijskim reakcijama ili zagrijavanjem.

Adhezivi se koriste kao matrice - smole, za prevlačenje površine, ispune sačastih jezgara, tekuće podmetače i za lijepljene strukture u obliku tankih prevlaka (filma) ili paste. Najčešće se koriste u obliku epoksidnih smola.

Pjenasti adhezivi sadrže sredstvo u obliku pjene koja ekspanira u procesu skrućivanja u rasponu od 1,3 do 5,0. Pjenasti adhezivi se koriste za ispune sačastih jezgara, a upotrebljavaju se u obliku paste ili pjenastih tankih prevlaka.

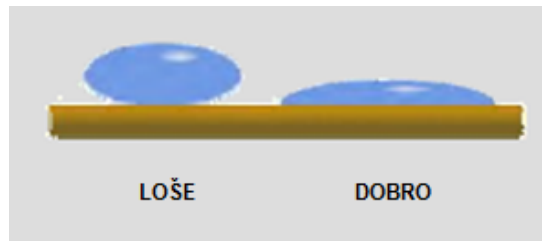
Pjenasti adhezivi i adhezivne tanke prevlake se koriste za popravke koji zahtijevaju skrućivanje na temperaturi od 120 °C, ili za posebne popravke na 180 °C.

Iz slike 57 je vidljivo lagano oštećenje za koje nije potrebno primijeniti postupak zamjene sačaste jezgre. Odabire se popravak lakim ispunima, odnosno u ovom slučaju nanošenjem pjenastog adheziva u obliku paste.



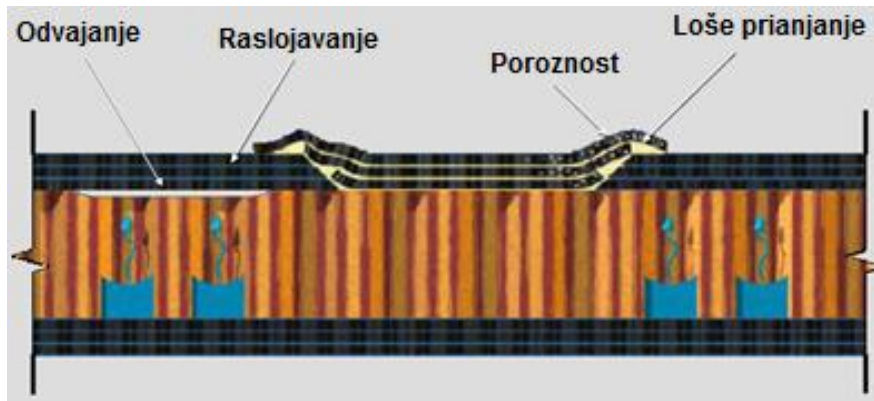
Slika 57. Oštećenje sačaste jezgre

Vrlo bitan korak kod popravka adhezivima je prethodno čišćenje površine kako bi se sloj što bolje zalijepio. Masne naslage, prašina i ostale nečistoće mogu biti razarajuće za kvalitetu lijepljenja. Kako bi se utvrdilo da li je površina spremna za spajanje (bez masnoće i prašine) koristi se testiranje vodom „water break test“, slika 58. „Water break test“ je pojava (isprekidanih) tankih naslaga vode na površini, što označava nejednaku natopljenost površine i obično se povezuje sa kontaminacijom vode. Ovaj postupak je iznimno bitan za sačaste jezgre jer je poznato koliko je teško uklanjanje vode.



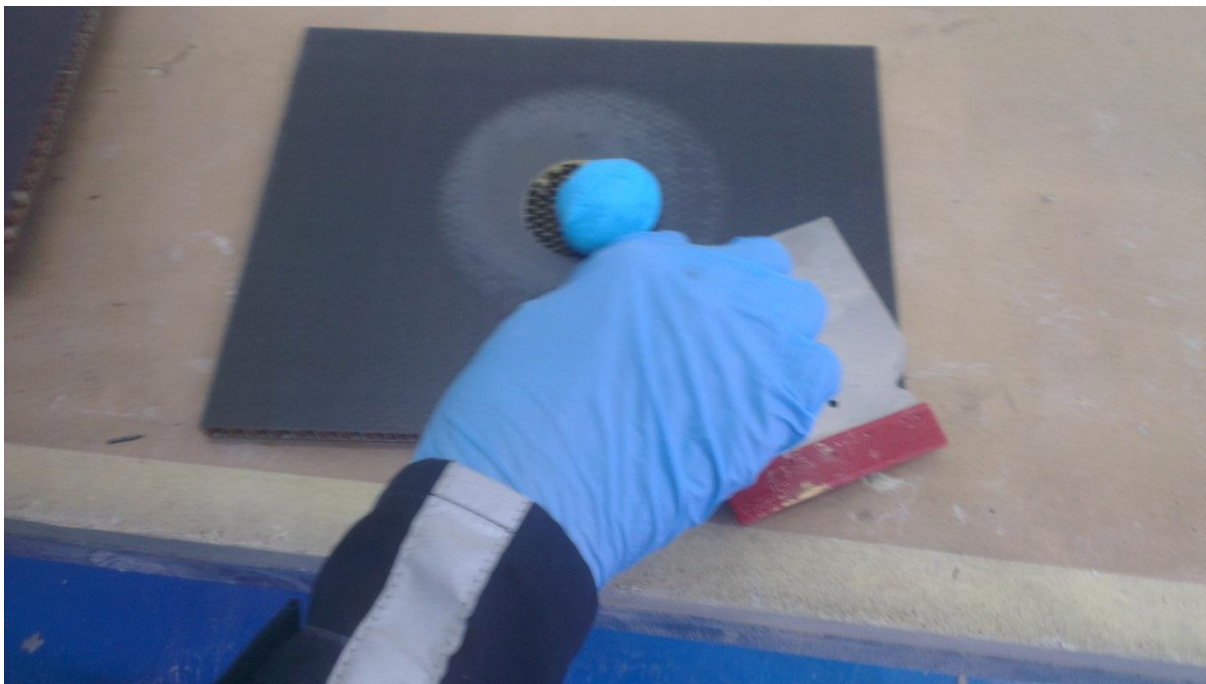
Slika 58. „Water break test“

Budući da sačaste jezgre imaju sposobnost upijanja vode i vlage, jezgru treba dobro osušiti. Ukoliko se preskoči postupak sušenja kod popravaka, zaostale tekućine i vlaga rezultiraju na način prikazan slikom 59. Na visokim temperaturama kod skrućivanja tekućine isparavaju i dolazi do nekvalitetnih popravaka. Postoje razne metode sušenja prema SRM-u, a uglavnom se za prosječno skrućivanje na 120 °C komponenta suši 24 sata na 80 °C.



Slika 59. Djelovanje zaostale vlage nakon skrućivanja

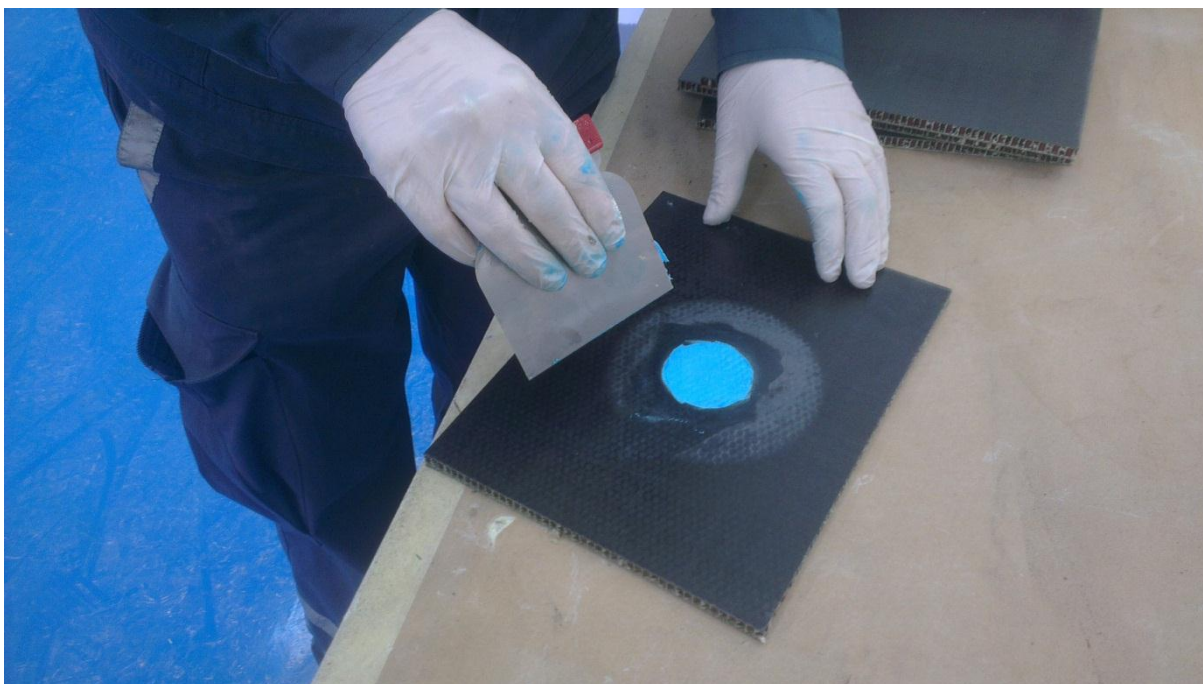
Nakon temeljitog sušenja i testiranja vodom slijedi nanošenje pjenastog adheziva u obliku paste na sačastu jezgru. Lagano pjenasto punilo se nanosi zaštitnim rukavicama pomoću špahtle, kao što je prikazano slikama u nastavku.



Slika 60. Nanošenje pjenastog punila

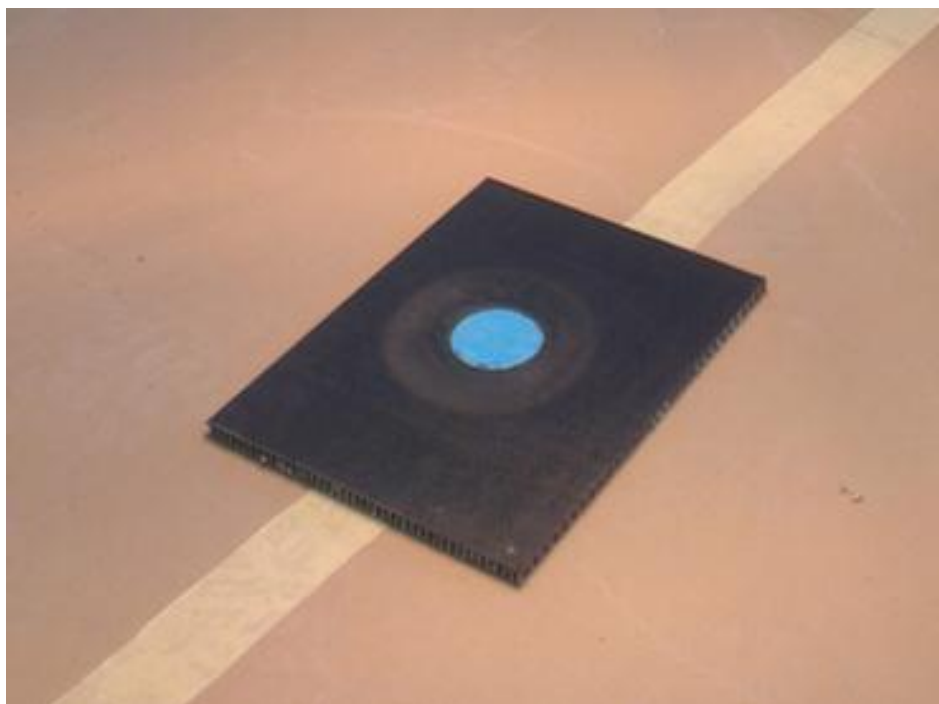


Slika 61. Raspoređivanje pomoću špantle



Slika 62. Završno nanošenje

Višak adheziva se uklanja, površina se čisti i suši, a konačni ispun sačaste jezgre prikazuje slika 63.



Slika 63. Ispun sačaste jezgre

Adhezivna pjena zahtijeva skrućivanje na temperaturi od 120 °C, ali obzirom da se to izvodi nakon laminiranja i vakuumiranja, u nastavku slijedi priprema za izradu laminatnih slojeva.

12.6.6 Miješanje smole i otvrdjivača

Površinski slojevi saćastog kompozita se izrađuju na dva načina:

- korištenjem preprega ili
- ručnim laminiranjem.

U eksperimentu će biti korišten postupak ručnog laminiranja. Smole za laminiranje su epoksidne, dvokomponentne i niskog viskoziteta. Koriste se za impregniranje suhih vlakana kako bi se smanjilo raslojavanje materijala.

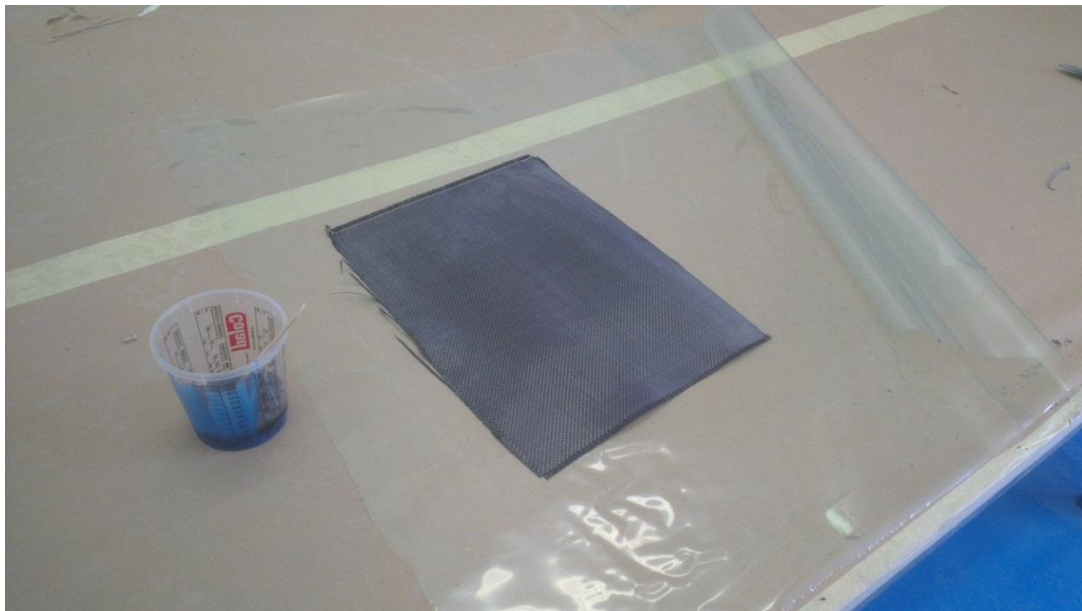
Za dobivanje optimalnih svojstva materijala potrebno je izračunati i izvagati količinu smole i otvrdjivača koja će biti potrebna za popravak. Ukoliko se upotrijebi prevelika količina moguće su egzotermne reakcije. Miješanjem smole i otvrdjivača upotrijebljeno je 150 g/m² matrice, slika 64.



Slika 64. Miješanje smole i otvrdjivača

12.6.7 Ručno laminiranje, impregniranje

Za postupak laminiranja korištena je tkanina od ugljičnih vlakana, plastična najlon vreća i epoksidna smola, slika 65. Laminiranje se izvodi kako bi se zrak između isprepletenih ugljičnih vlakana zamijenio sa smolom.



Slika 65. Laminiranje

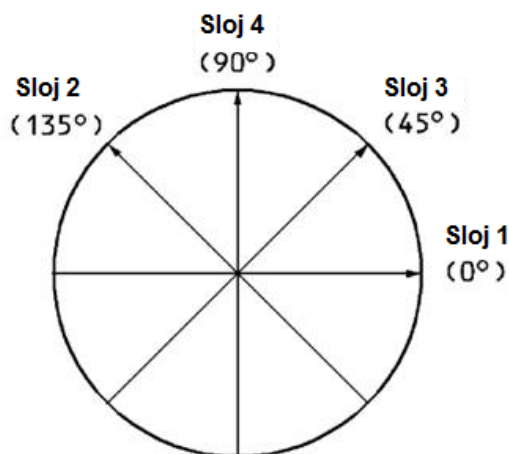
Smola se prvo nanosi na rastavljivu vreću, najlon i raspoređuje se pomoću plastične špahtle do veličine izrezane ugljične tkanine. Na tanku prevlaku smole se postavlja tkanina za koju se ne preporučuje direktno nanošenje smole, zbog mogućnosti zarobljavanja zraka. Drugi sloj rastavljivog najlona se prebacuje preko tkanine i lagano pritiscima tkanine u smolu pomoću špahtle se istiskuje zrak i raspoređuje smola. Ovakvim postupkom se dobiva kvalitetno impregnirani sloj prikazan slikom 66.



Slika 66. Laminirani sloj

12.6.8 Rezanje slojeva tkanine

Kod izrezivanja slojeva potrebno je paziti na orijentaciju vlakana i odabrati prikladan smjer kako bi kompozitna komponenta na tom dijelu zadovoljila potrebno opterećenje i krutost. Usmjerenje se bira u odnosu na osnovni sloj tj. sloj koji pokriva dimenziju oštećene sačaste jezgre. Po uputama proizvođača na svakom sloju je određena referentna točka na osnovu koje se mjeri orijentacija vlakna svakog sloja. Ovakav način se poistovjećuje sa nazivom kompas slojeva ili rozeta, slika 67.



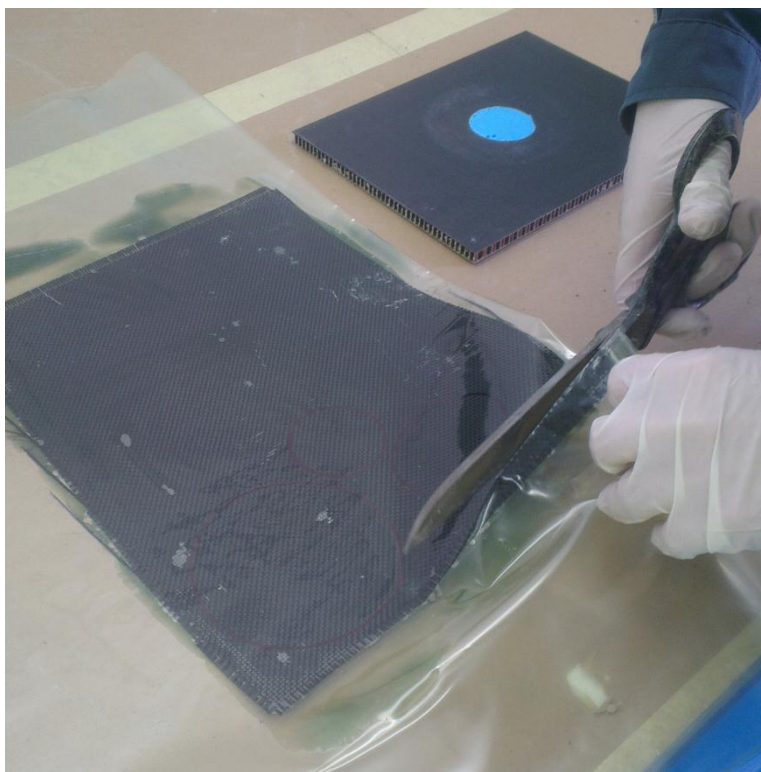
Slika 67. Određivanje orijentacije vlakana u slojevima

Za popravak su odabrana tri sloja sa orijentacijama vlakana od 0°, 135° (-45°) i 45°. Na laminiranoj tkanini u najlonu su označeni slojevi i smjerovi vlakana svakog sloja spremni za rezanje, slika 68.



Slika 68. Označeni slojevi za rezanje

Na slikama u nastavku je prikazano rezanje laminiranih slojeva.



Slika 69. Rezanje prvog sloja



Slika 70. Rezanje drugog i trećeg sloja

12.6.9 Nanošenje slojeva

Površina na koju se nanosi prvi sloj mora biti ravna, ukoliko nije potrebno ju je poravnati određenim alatima za brušenje ili slično. Na adhezivnu pjenastu pastu koja je ispunila napravnosti sačaste jezgre se nanosi prvi sloj i na taj način se zatvara jezgra. Pažljivim pričvršćivanjem za jezgru odstranjuje se gornji ljepljivi sloj najlona pomoću špahtle, slijedi nanošenje drugog i trećeg sloja pomoću referentnih točaka koje određuju pravilnu orijentaciju vlakana i preklapanje slojeva. Postupak je prikazan slikom 71.



Slika 71. Nanošenje slojeva

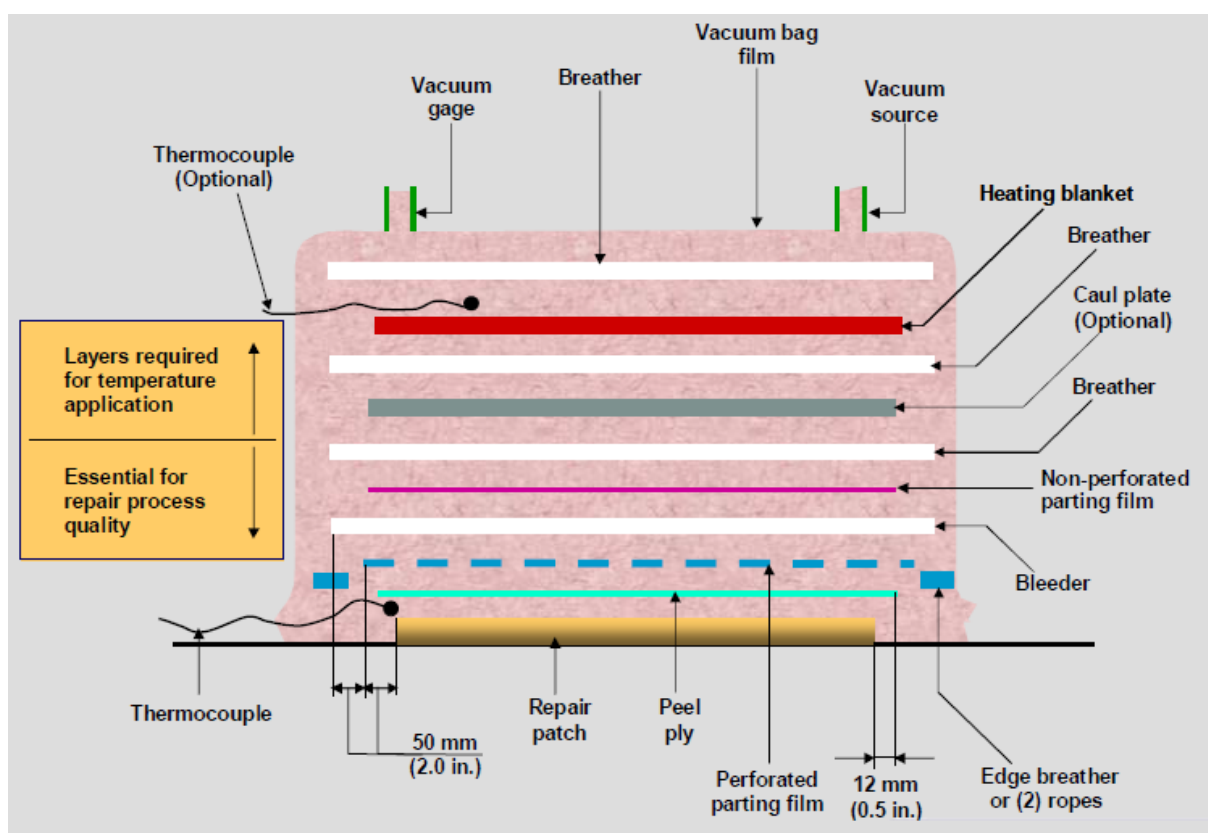
12.6.10 Vakuumiranje

Nakon lijepljenja slojeva slijedi vakuumiranje i skrućivanje uzorka podnog panela. Za isisavanje zraka pritiskom kod popravka kompozita koriste se dvije metode:

- vakuumiranje vrećama „bagging techniques“ i
- kalupljenje.

Kalupi se primjenjuju ukoliko je površinski oblik komponente uništen, a vreće za vakuumiranje na ravnim površinama. U eksperimentu je korištena tehnika vakuumiranja pomoću najlon vreće, koja se danas najčešće koristi.

Vrećama se vrši skrućivanje pritiskom i vakuumiranje komponente, a najbitnije svojstvo je da omogućavaju jednoliku temperaturu skrućivanja i odstranjuju štetne produkte nastale polimerizacijom. U svrhu boljeg razumijevanja ovog koraka popravka na slici 72 je presjek vreće koja se koristi za vakuumiranje i skrućivanje.



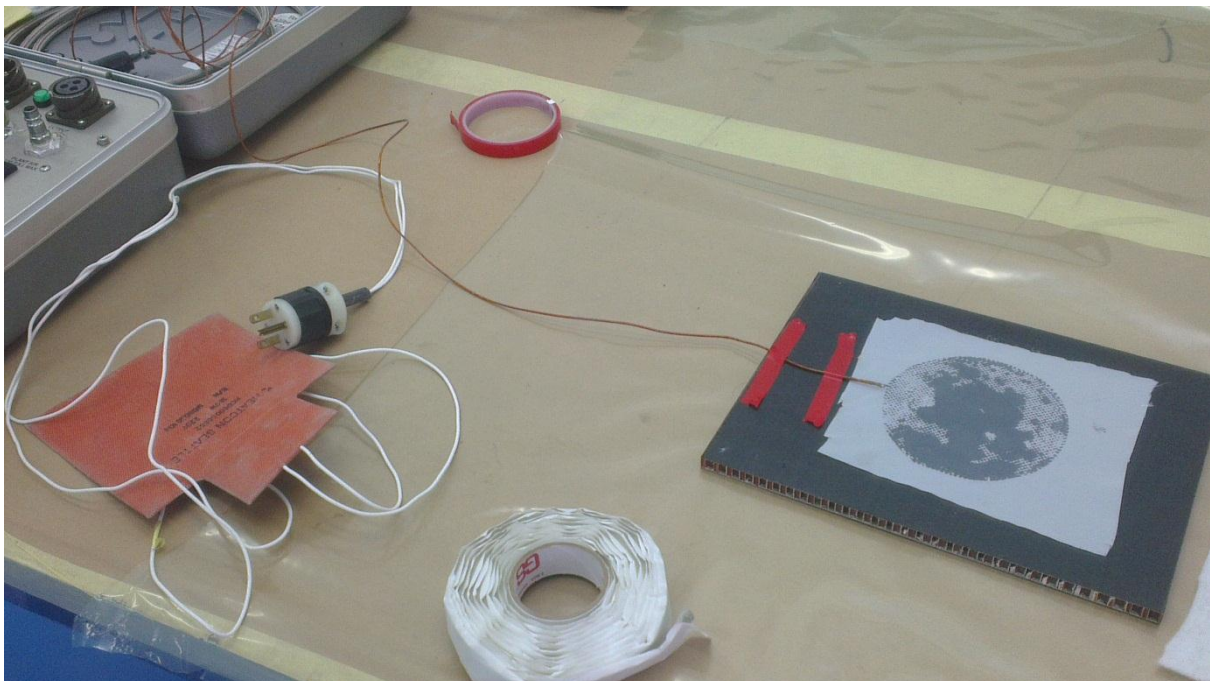
Slika 72. Presjek vreće za vakuumiranje i skrućivanje

Prvo se nanosi sloj abrazivne upijajuće tkanine („peel ply“) na način prikazan slikom 73. Abrazivnom tkaninom se uklanja višak istisnute smole i hlapljivih tvari, te se dobiva hrapavija površina.



Slika 73. Nanošenje abrazivne tkanine

Na sloj se priključuju dvije žice termoelektričnog uređaja za mjerenje temperature unutar i oko područja popravka, slika 74.



Slika 74. Abrazivna tkanina priključena na termoelektrični uređaj

Za sigurno uklanjanje viška smole, zraka i hlapljivih tvari potrebno je nanijeti ostale slojeve. Svaki od slojeva ima određenu funkciju. U nastavku je detaljan opis funkcije svakog sloja, opis njihove primjene i nanošenja što je popraćeno slikama 72 i 75.



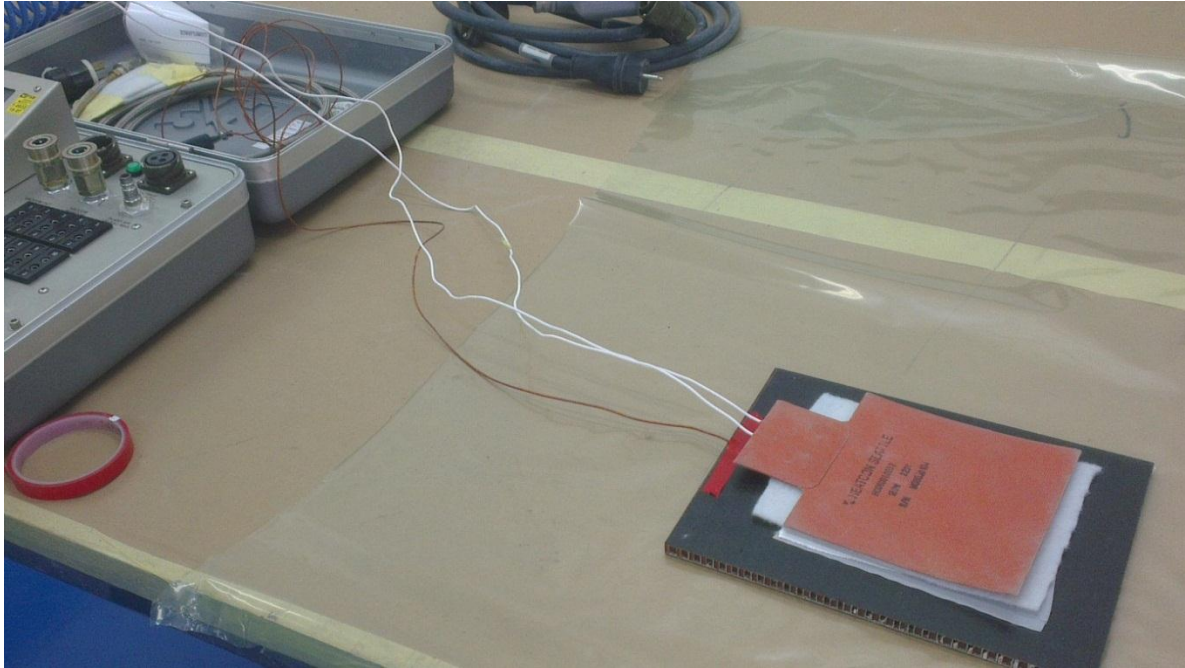
Slika 75. Nanošenje ostalih slojeva vakuumske vrećice.

Tanki propusni sloj „perforated parting (release) film“ se koristi kako bi se spriječilo daljnje tečenje smole tijekom skrućivanja. Na sloju se nalaze otvori za zrak i hlapljive tvari koje se prenose na tkaninu za upijanje/odvajanje, tj. „bleeder“ sloj. Rubni ventili omogućavaju ventilaciju sa niskim otporom zraka što smanjuje propuštanje vakuuma.

Na propusni sloj se stavlja dodatni sloj tkanine za upijanje/odvajanje, koji prikuplja višak smole kroz propusni sloj. Nепropusni sloj za razdvajanje „non-perforated parting film“ se stavlja iznad upijajućeg sloja i sprječava protok smole od upijajućeg do „breather“ sloja.

Vrlo važno za proces vakuumiranja je održavanje neprekidnog procesa tijekom popravka. „Breather“ sloj održava jednoliku propuštanje vakuuma od pumpe kroz kompletnu vrećicu. Na ovaj način vakuum uklanja zrak i hlapljive tvari. Obično se za navedene slojeve koriste sintetične tkanine ili tkanine sa staklenim vlaknima.

Posteljica „caul plate“ omogućava jednoliku temperaturu tijekom popravka, a koristi se samo kod zagrijavanja toplinskim pokrivačem „heat blanket“. Na posteljicu se stavlja sloj „breather“, a potom toplinski pokrivač „heat blanket“, prikazan slikom 76.



Slika 76. Toplinski pokrivač „heat blanket“

Toplinski pokrivač „heat blanket“ je građen od savitljivih silikonskih gumenih ploča i dostupan je u različitim veličinama. Toplinske zavojnice unutar pokrivača su povezane preko podešivača za kontroliranje izlazne topline.

Na kraju se postavlja završni površinski sloj koji ima dvije funkcije: smanjenje gubitka topline toplinskog pokrivača i zaštita vreće za vakuumiranje od mogućeg pregrijavanja ili propuštanja vakuuma.

Slaganjem posljednjeg sloja vreću je potrebno zabrtviti pomoću lijepljivih traka kojima se sprječava protok zraka. Kako bi se isisao zrak iz vreće za vakuumiranje, pričvršćuje se pumpa za vakuumiranje i mjerilo za pregled stupnja ostvarenog vakuuma, slika 77.



Slika 77. Vakuumiranje podnog zrakoplovnog panela

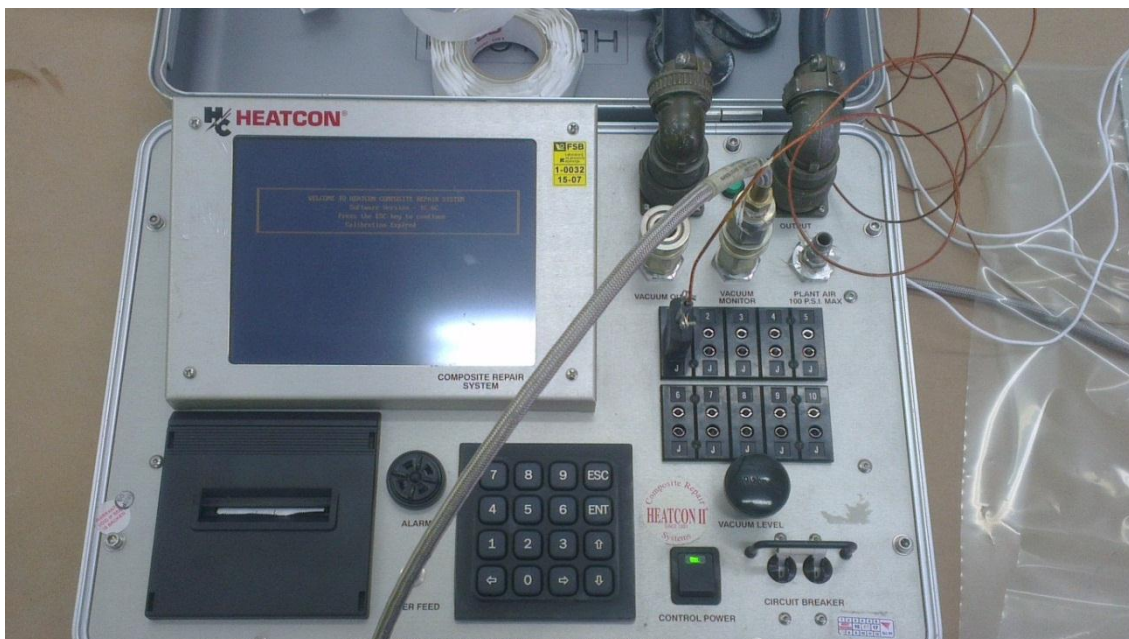
Nakon isisavanja zraka, slika 78, slijedi testiranje odnosno „vacuum leak test“. Razina propuštanja se kontrolira s ciljem sprječavanja poroznosti u materijalu i ulaska hladnog zraka u vreću za vakuumiranje, koji može narušiti jednoliko zagrijavanje.



Slika 78. Vakuumirana komponenta

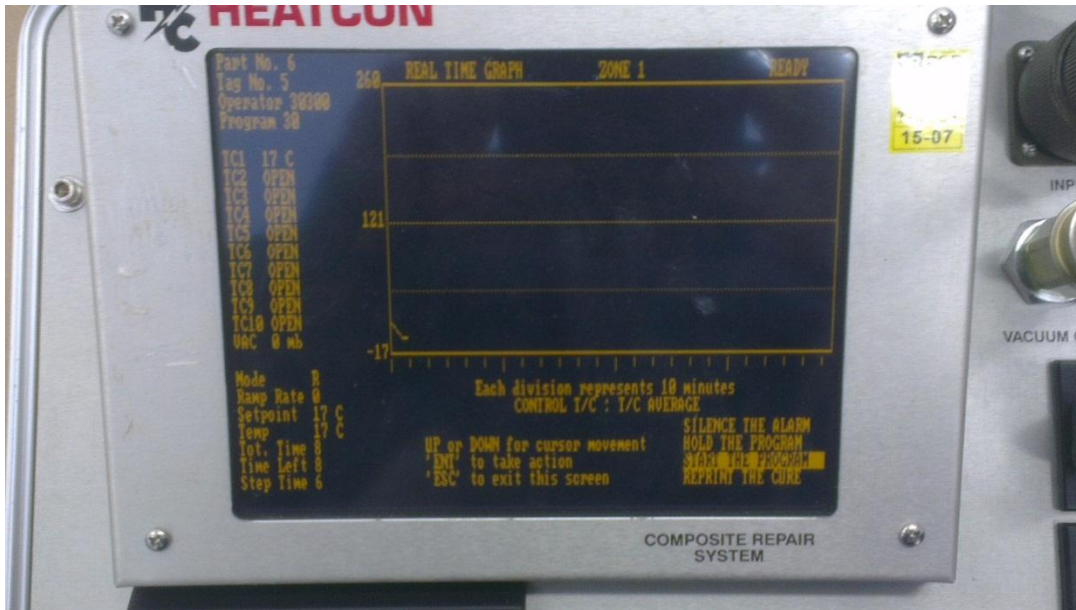
12.6.11 Proces skrućivanja (vruće skrućivanje – Heatcon uređaj)

Komponenta se skrućuje djelovanjem pritiska i temperature u određenom vremenskom periodu. Postupak laminiranja i skrućivanja se izvodio korištenjem Heatcon uređaja. Uređaj je potrebno godišnje umjeravati, a namijenjen je za praćenje i kontroliranje kompletnog procesa. Na njega se priključuju pumpe za vakuumiranje, toplinski pokrivači i tlačna cijev, slika 79.



Slika 79. Heatcon uređaj

Na zaslonu Heatcon uređaja se računalno kontrolira razina zagrijavanja, ohlađivanja, vrijeme i temperatura skrućivanja, slika 80. Uređaj na kraju procesa ispisuje ključne parametre.



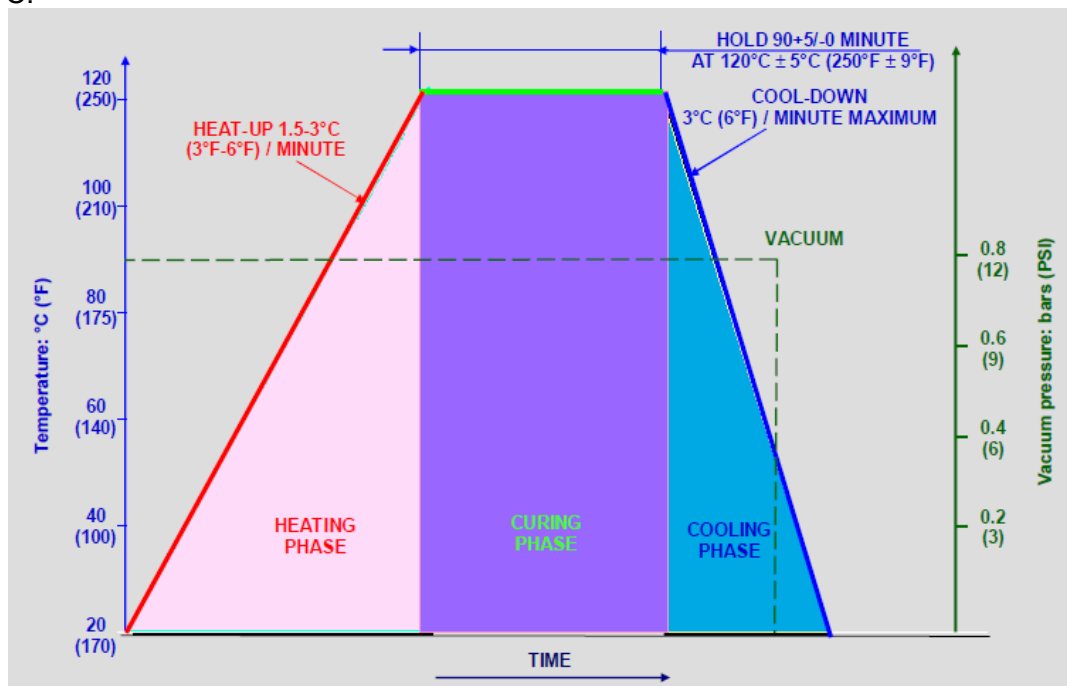
Slika 80. Zaslou Heatcon uređaja

Postupkom skrućivanja se dovršava umrežavanje i polimerizacija smole (matrice).

Skrucivanje se provodilo kroz tri glavne faze:

1. zagrijavanje,
2. skrućivanje (držanje na temperaturi skrućivanja) i
3. hlađenje.

Dijagram na slici 81 prikazuje proces skrućivanja kod popravka epoksida na temperaturi od 120 °C.



Slika 81. Proces skrućivanja

1. Zagrijavanje

Zagrijavanje je potrebno vršiti postepeno da bi se spriječila pojava naprezanja u materijalu. Nakon postizanja temperature skrućivanja slijedi zadržavanje na istoj u periodu od 15 minuta gdje se mijenja viskozitet smole preko tekuće do gel (krute) faze. Tijekom navedenog perioda, tečenjem smole se otpušta zrak i hlapljive tvari prije procesa zgušnjavanja ili djelomičnog umrežavanja epoksidne smole.

Kod zagrijavanja je potrebno oprezno odabrati vrijednosti i parametre zagrijavanja. Prebrzo zagrijavanje je poželjno za ubrzanje cjelokupnog procesa i obavljanje popravka u što kraćem roku. Međutim mora biti dovoljno sporo kako ne bi rezultiralo neujednačenim skrućivanjem, iskrivljavanjem komponente, ili čak egzotermnim reakcijama.

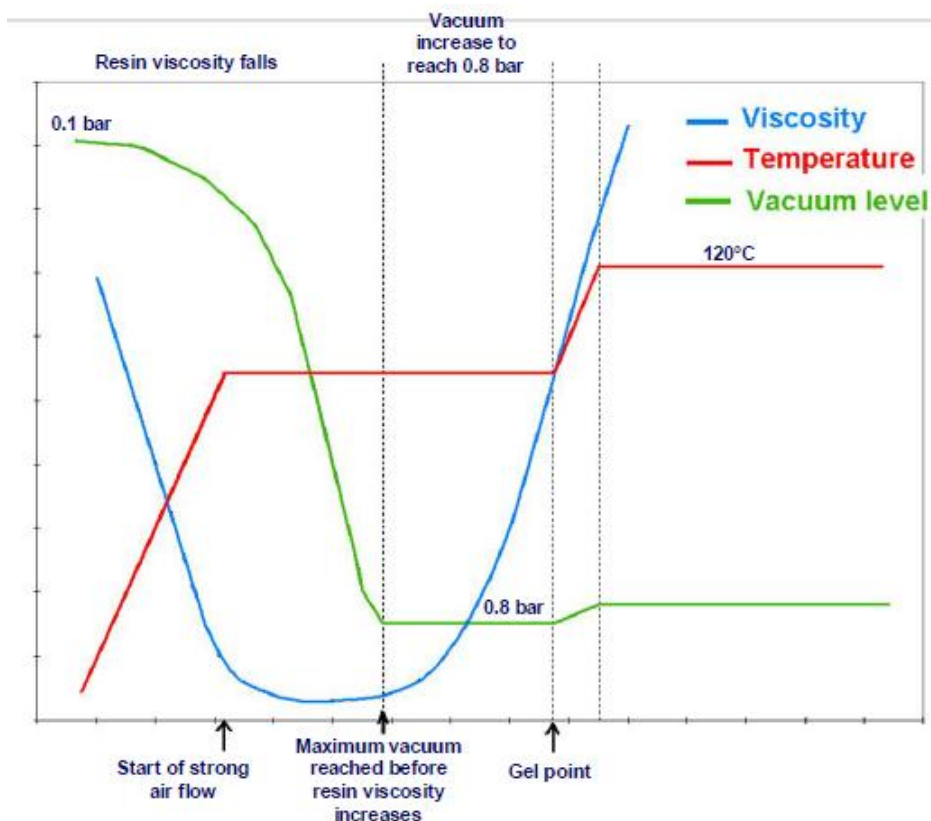
2. Skrućivanje (faza zadržavanja)

Dio se izlaže temperaturi od 120 °C do postizanja potpune polimerizacije ili umrežavanja makromolekula.

3. Hlađenje

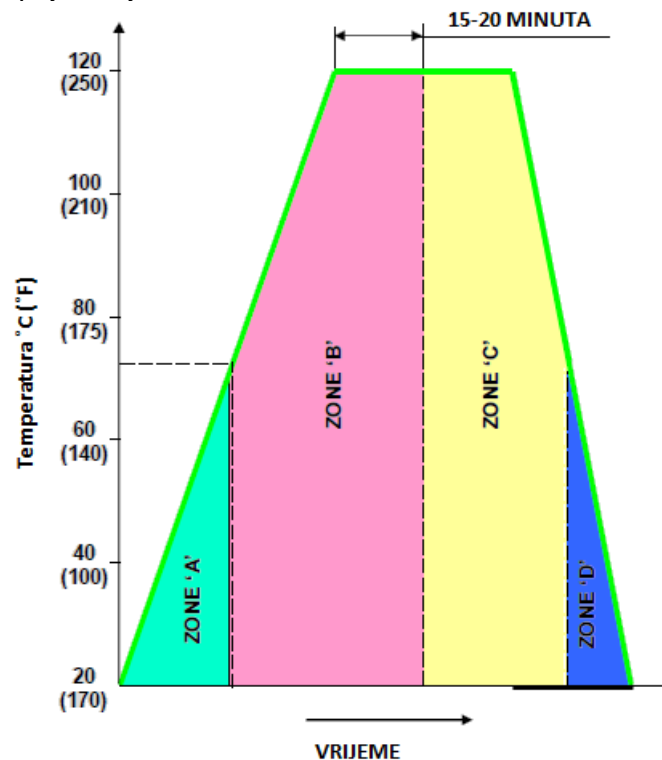
Faza hlađenja slijedi nakon završene faze skrućivanja. Temperatura se smanjuje ispod 60 °C, uklanja se vakuumiranje pritiskom kako bi se spriječila bilo kakva deformacija komponente. Nakon procesa skrućivanja ostvarena polimerizacija je iznad 90 %. Potrebno je izbjegavati brzo ohlađivanje zbog povećavanja temperaturnog gradijenta, što znači da je moguća pojava okomitih mikro pukotina kod popravljenog dijela.

Slika 82 u nastavku prikazuje vezu između temperature, viskoznosti smole i vakuumske pritiska.



Slika 82. Veza temperature, viskoznosti smole i vakuumske pritiska.

Nepravilno rukovanje i odstupanje od procedure može rezultirati neuspješnim popravkom. Dijagram 83 prikazuje zone skrućivanja u kojima može doći do neočekivanog gubitaka vakuuma, ili nepravilnog zagrijavanja. U nastavku su navedene korektivne mjere koje treba poduzeti u pojedinoj fazi.



Slika 83. Zone skrućivanja u kojima može doći do gubitka vakuuma ili neuspješnog zagrijavanja

Zagrijavanjem komponente na temperaturu do 75 °C potrebno je pažljivo odrediti parametre zagrijavanja i vrijednosti ostvarenog pritiska vakuumom. Za postizanje optimalnih svojstava materijal se zagrijava u raponu od 1.5 - 3 °C/ min. Uočavanjem odstupanja u zoni A, proces zagrijavanja se prekida i komponenta se hladi. Slijedi pregled vrećice za vakuumiranje i ostale korištene opreme koja se, ukoliko je potrebno, mijenja sa novima.

U zoni B je potrebno obratiti pažnju na stanje krutosti. Ukoliko su slojevi nedovoljno skrtnuti postupak se prekida. Vrećice za vakuumiranje, oprema za zagrijavanje i nanešeni popravljivi slojevi se uklanjaju, nakon čega slijedi ponavljanje kompletnog popravka.

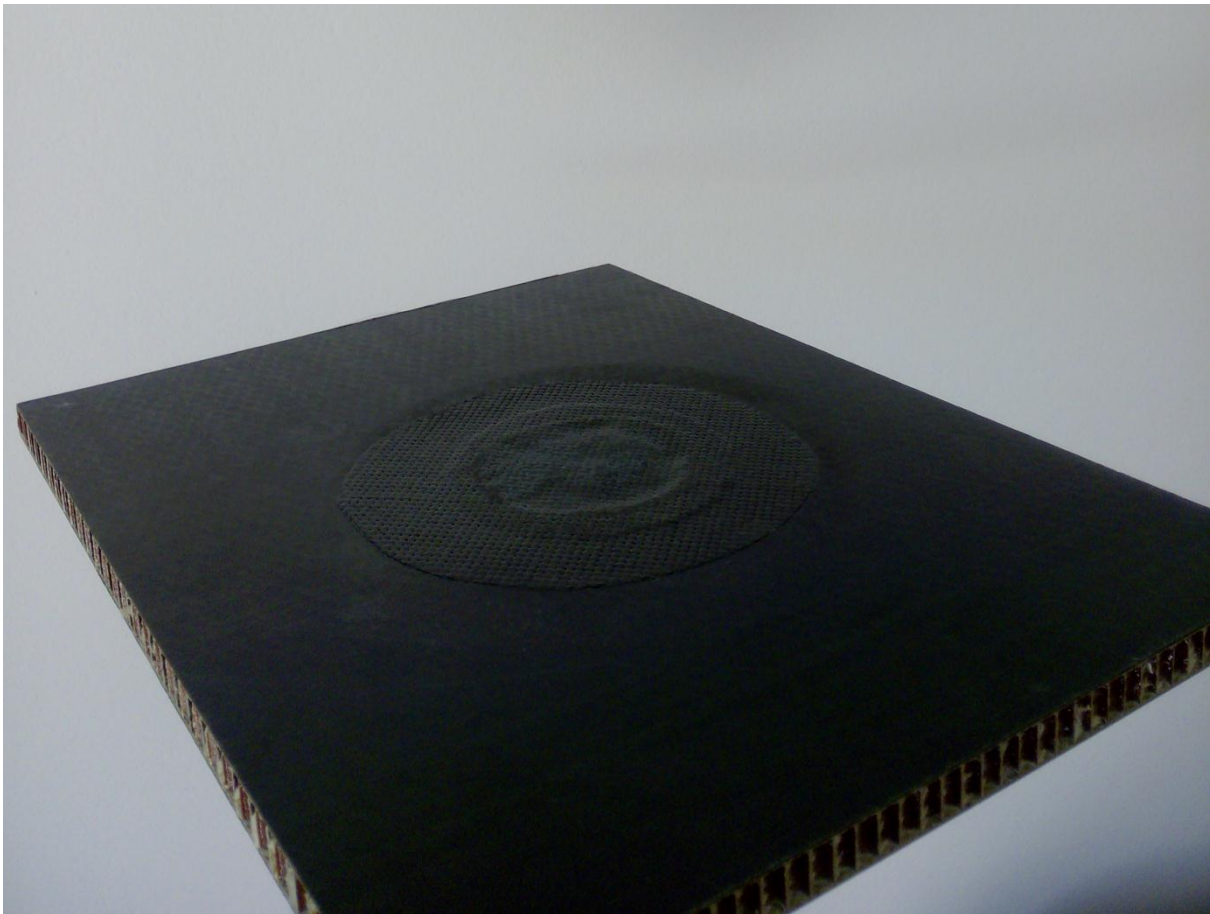
Pojavom nepravilnosti u C zoni, daljnje skrućivanje se izvodi prema određenoj dokumentaciji. Nakon toga slijedi ispitivanje NDT metodama. Popravljivi dio se pregledava kako bi se provjerilo da li je materijal oštećen uslijed djelovanja pritiska. Ukoliko se ne pojave navedene indikacije s komponentom se postupa prema postupku opisanom u B zoni.

Zona D je posljednji korak popravka koji signalizira uspješno izvedeno skrućivanje komponente. Uočene nepravilnosti u navedenoj fazi nemaju daljni utjecaj. Slijede standardni pregledi i završna obrada.

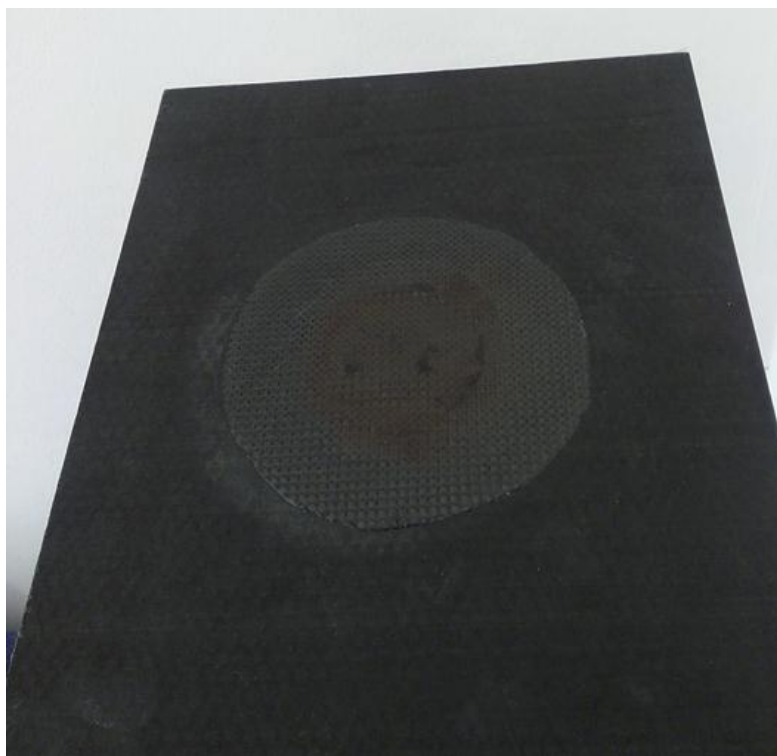
12.6.12 Pregled popavljenog panela i pisanje izvještaja

Na kraju slijedi pregled zapisa popravka, primjena metoda ispitivanja i pisanje izvještaja. Potrebno je provjeriti da li su temperatura skrućivanja, pritisak vakuumiranja i vrijeme trajanja procesa unutar tolerancija, koje su propisane u procedurama za popravak. Pregledavaju se sva područja na kojima se popravak izvodio.

Uzorak popavljenog podnog panela nakon procesa skrućivanja prikazan je na slikama 84 i 85.

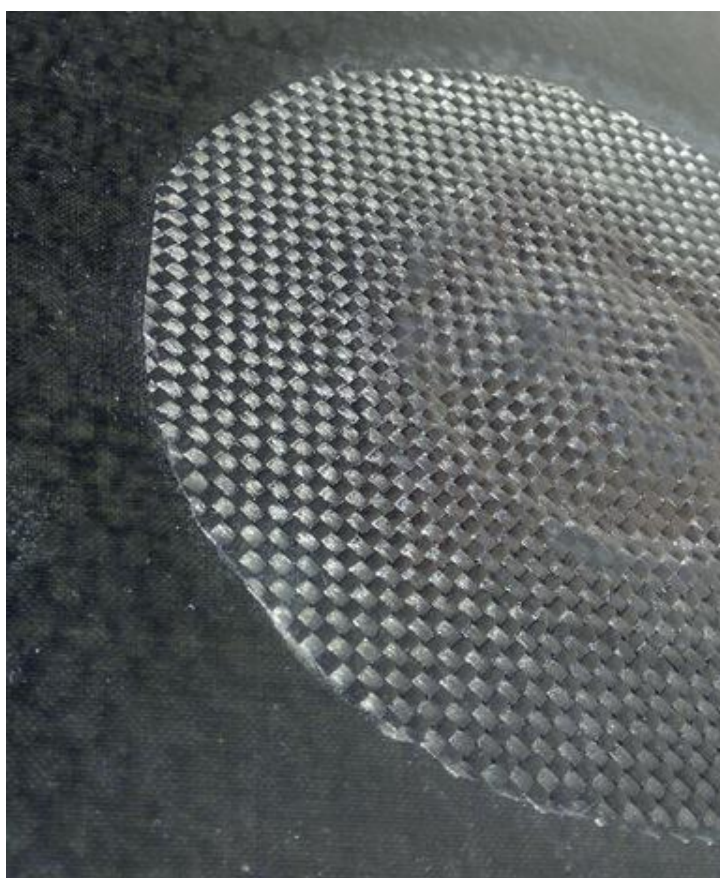


Slika 84. Saćasti panel nakon skrućivanja



Slika 85. Popravljeni zrakoplovni podni panel

Na slici 86 je prikazan panel nakon završnog poliranja i čišćenja površine.



Slika 86. Panel nakon poliranja i završne obrade

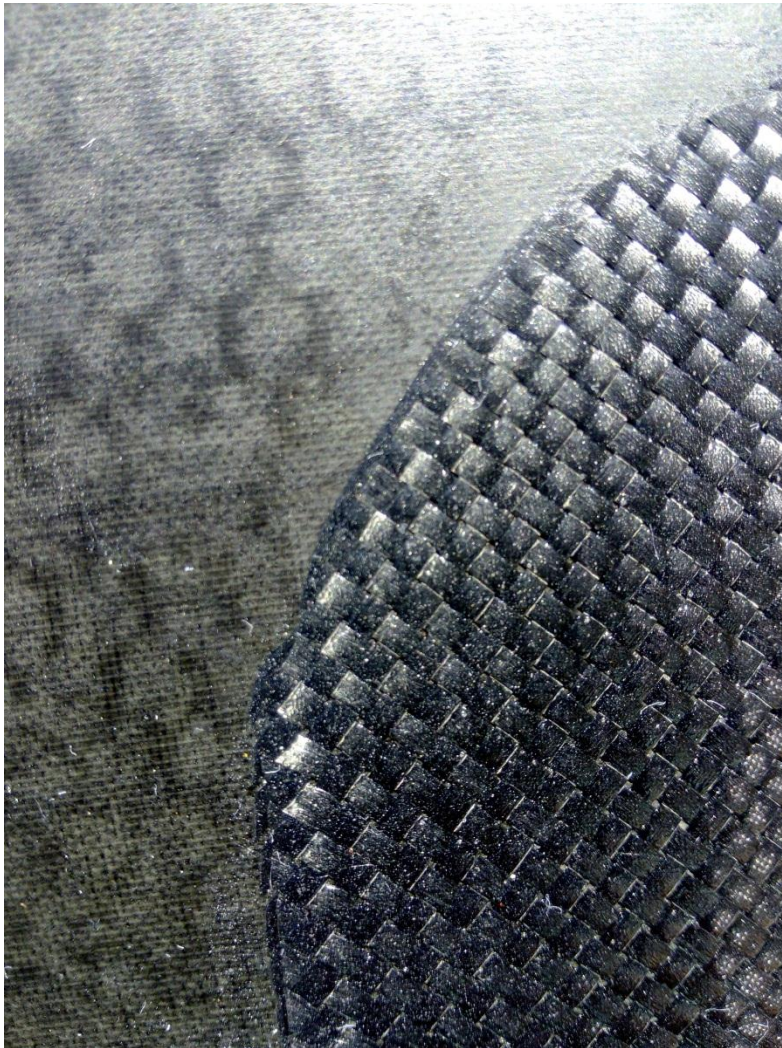
U konačnici slijedi ispitivanje materijala. Nerazornim metodama ispitivanja (NDT) se pregledava popravljani dio i područje oko popravka. U zapisnik je potrebno upisati slijedeće:

- tip zrakoplova i vrstu komponente na kojoj se vršio popravak,
- opis, veličinu i poziciju oštećenja (ukoliko je potrebno priložiti skicu),
- vrstu korištene dokumentacije i proceduru popravka,
- vrstu korištenih materijala i alata,
- detaljne korake popravka i poduzete mjere,
- NDT,
- postupak obnavljanja površine,
- potpis zapisnika inspekcije od ovlaštenog inspektora itd.

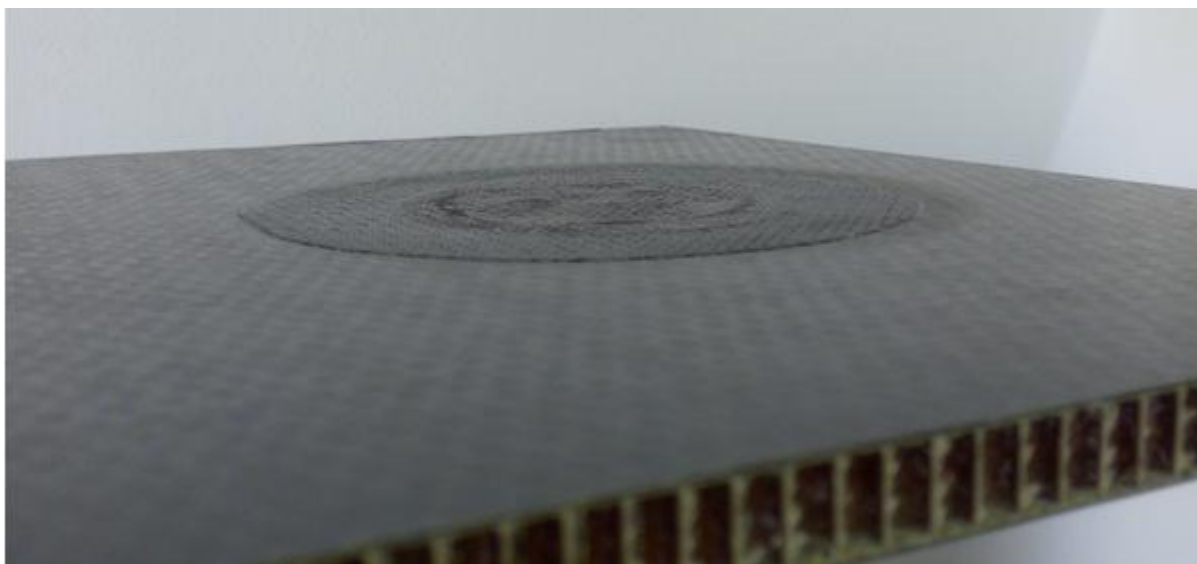
Zapisnik je potrebno čuvati do određenog vremena propisanog od strane nacionalnih zrakoplovnih vlasti.

13. REZULTATI POPRAVKA I ANALIZA UČINJENOG

Postupak lijepljenjem daje prihvatljive rezultate za sačaste podne panele. Primjena ove metode rezultirala je dobrim prijanjanjem površinskih popravljenih slojeva sa pjenastim adhezivom. Tehnologijom vakuuma uslijed djelovanja sile pritiska ostvareno je dobro tečenje matrice uz ispun sačaste jezgre. Višak zraka i štetnih tvari je pravilno istisnut. Nakon skrućivanja pomoću toplinskih pokrivača polimerizacija matrice je potpuno izvršena, što također doprinosi ojačanju jezgre i boljem prijanjanju površinskih slojeva. Dijelovi matrice, tj. epoksidne smole su ostvarili kvalitetnu impregnaciju ugljičnih vlakana. Popravljeni slojevi nisu rezultirali raslojavanjem ili odvajanjem što se može vrlo dobro vidjeti na slikama 87 i 88.



Slika 87. Kvalitetno prijanjanje epoksidne smole uz rubove površinskih slojeva



Slika 88. Vidljivi dijelovi popravka na mjestima spajanja

Parametri zagrijavanja ne utječu na mehanička svojstva skrućene smole, ali mogu utjecati na poroznost materijala što ovisi o viskozitetu smole. Visoki parametri zagrijavanja sa visokim viskozitetom smole mogu biti štetni za porozitet materijala. Izbor parametara zagrijavanja određuje se obzirom na veličinu komponente, na primjer za velike dijelove se primjenjuje lagano zagrijavanje. Predugim skrućivanjem dobivaju se kruti, lomljivi i krti materijali sa smanjenom smičnom čvrstoćom između laminatnih dijelova. Odabirom pre niskih temperatura i prekratkog vremena skrućivanja, neće se postići potpuno umrežavanje makromolekula matrice, što će imati štetne posljedice na oblikovanu komponentu sa lošim mehaničkim svojstvima i raspadanjem tijekom određenog vremena.

Popravak lijepljenjem je jednostavan i brz proces sa niskom cijenom potrebne opreme. Kako bi se osigurala izrada kvalitetnog kompozita sa potrebnim mehaničkim i uporabnim svojstvima, potrebno je unaprijed isplanirati cijeli postupak. Na temelju ispitivanja određuje se količina potrebne smole, vrsta smole, vrsta ojačavala, broj slojeva ojačavala, iznos podtlaka u postupku podtlačnog ulijevanja, vrijeme potrebno za skrućivanje polimerne tvorevine, vrsta i debljina jezgre u sendvič konstrukciji, itd Popravci se izvode po određenoj dokumentaciji koja je odobrena od proizvođača zrakoplova odnosno zrakoplovnih vlasti.

Rezultatima dobivenim uslijed skrućivanja na temperaturi od 120 °C, dolazi se do zaključka da temperatura ima veliki utjecaj na ishod popravka. Prilikom popravka je moglo doći do grešaka, ali su se, kontroliranjem parametara i tijeka procesa pomoću Heatcon uređaja, te greške svele na minimum. Izvođenjem popravka u skladu sa Structural Repair Manual-om postignuta je željena krutost i čvrstoća popravljenog podnog panela.

14. ZAKLJUČAK

Zrakoplovna industrija se širom svijeta susreće sa procesom restrukturiranja. Osnovni cilj je osigurati sigurnost, zaštititi prava svih sudionika u civilnom zračnom prometu i društva u cjelini. Razvoj i izumi 21. stoljeća na zrakoplovima, svemirskim letjelicama, motorima, stajnim trapovima, itd., doveli su do razvitka novih tehnologija i materijala primjenjivih u zrakoplovnim konstrukcijama. Kompozitni materijali se koriste još od samih početaka zrakoplovstva, a njihova primjena iz dana u dan raste zbog specifičnih svojstava koje posjeduju.

Razvoj kompozita ima veliki značaj za održavanje zrakoplova, što dovodi do pojednostavljenih proizvodnih procesa, količina potrebnih dijelova za određeni sklop je smanjena, a samim time su niži troškovi, veća ušteda energije i snage. Budući da su kompozitni materijali izrazito laki, poboljšane su performanse komponenata na kojima se primjenjuju. Po karakterističnoj otpornosti na zamor materijala, koroziju, te produljenim vijekom trajanja kompozitne komponente, količina predviđenih inspekcija je reducirana, što je vrlo važno zbog nižih troškova održavanja.

Primjenom kompozitnih materijala moguće je razviti i konstruirati kompleksne oblike kao što su zakrivljeni vrhovi krila, aerodinamične elemente zrakoplova koje je teško izvesti iz konvencionalnih materijala. Najrazvijeniji zrakoplov po pitanju kompozita je A380 i posjeduje 26% kompozita epoksidnih smola ojačanih ugljičnim vlaknima, koji predstavlja materijal iznimne čvrstoće i male gustoće što je vrlo važno za aerodinamičnost kompletne zrakoplovne konstrukcije. Tehnologija je toliko napredovala da su se nedavno počeli ugljični kompoziti primjenjivati čak i za lopatice ventilatora mlaznog motora zrakoplova, što zahtijeva iznimna svojstva i prolazak kroz stotine testova prije upotrebe. Ugljični kompoziti su predmet istraživanja velikih zrakoplovnih kompanija i inženjera diljem svijeta koji su u potrazi za novim tehnologijama i letjelicama budućnosti.

LITERATURA

- [1] Fundamentals of composite materials; Vincent K.S.Choo; Department of Mechanical Engineering New Mexico State University
- [2] Gojko Marić: Materijali I; FSB
- [3] Airbus - Composite Engineering Manual
- [4] https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/e/e5/Wattle_and_daub_construction.jpg
- [5] <http://www.esf.edu/scme/images/tricornercells.jpg>
- [6] <http://www.elgrad.hr/kategorija-proizvoda/materijali/program-masiva/sperploce/>
- [7] <http://www.timberpolis.rs/content/images/product-806~bf3b0c.jpg>
- [8] <https://ironlady003.wordpress.com/2014/05/12/kompozitni-materijali/>
- [9] <http://www.essentialchemicalindustry.org/materials-and-applications/composites.html>
- [10] Tihana Kostadin: Materijali II.
- [11] http://2.bp.blogspot.com/_riaRjQtRCWQ/UXMmfg6_S7I/AAAAAAAAAJY/nj4DeEFdZc4/s1600/timthumb.jpg
- [12] ASM Handbook –Composites; ASM International, The Materials Information Company; 2001
- [13] <http://imeulia.blogspot.hr/2011/08/classes-and-characteristics-of.html>
- [14] <https://www.fsb.unizg.hr/kmb/200/230/kmb234.htm>
- [15] <http://www.knaufinsulation.hr/staklena-vuna-i-kako-nastaje>
- [16] <http://www.slideshare.net/VladanLulic/mikroarmirani-malteri>
- [17] <http://www.enciklopedija.hr/Natuknica.aspx?ID=62994>
- [18] <http://www.haufler.com/en/content/aramid-fibre/aramid-fibre-fabrics/>
- [19] <http://www.quartus.com/resources/white-papers/composites-101/>
- [20] <http://www.fibre-reinforced-plastic.com/2010/12/sandwich-composite-and-core-material.html>
- [21] http://img.scoop.co.nz/stories/images/0906/damaged_orion.jpeg
- [22] Campbell-Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials
- [23] Mehanika kompozitnih materijala; Ivica Smojver, Zagreb, ver. 06/2007
- [24] <http://brod.sfsb.hr/~ikladar/Materijali%20I/Podjela%20polimeria.pdf>
- [25] <https://hr.wikipedia.org/wiki/Polimer>
- [26] <http://www.resinex.hr/polimer-vrste/pps.html>
- [27] http://www.hexcel.com/Resources/DataSheets/Honeycomb-Data-Sheets/HRP_us.pdf
- [28] http://www.dupont.com/content/dam/dupont/products-and-services/membranes-and-films/pt-pp/documents/H93498-1_NOMEX_Paper_Introduction_Tech_Data_Sheet.pdf