

STUDIUL TEORETIC ȘI EXPERIMENTAL DE REZISTENȚĂ ȘI DEFORMABILITATE A MATERIALELOR COMPOZITE UTILIZATE ÎN DOMENIUL TRANSPORTURILOR

Teză destinată obținerii
titlului științific de doctor inginer
la
Universitatea "Politehnica" din Timișoara
în domeniul INGINERIA MECANICĂ
de către

Ing. Ion Chincea

Conducător științific: Prof. Dr. Ing. Tiberiu BABEU
Referenți științifici: Prof. Dr. Ing. Aurel GHERMAN
Prof. Dr. Ing. Mircea Bejan
Prof. Dr. Ing. Liviu Marsavina

Ziua susținerii tezei: 22.10.2010

Seriile Teze de doctorat ale UPT sunt:

- | | |
|------------------------|---|
| 1. Automatică | 7. Inginerie Electronică și Telecomunicații |
| 2. Chimie | 8. Inginerie Industrială |
| 3. Energetică | 9. Inginerie Mecanică |
| 4. Ingineria Chimică | 10. Știința Calculatoarelor |
| 5. Inginerie Civilă | 11. Știința și Ingineria Materialelor |
| 6. Inginerie Electrică | |

Universitatea „Politehnica” din Timișoara a inițiat seriile de mai sus în scopul diseminării expertizei, cunoștințelor și rezultatelor cercetărilor întreprinse în cadrul școlii doctorale a universității. Seriile conțin, potrivit H.B.Ex.S Nr. 14 / 14.07.2006, tezele de doctorat susținute în universitate începând cu 1 octombrie 2006.

Copyright © Editura Politehnica – Timișoara, 2010

Această publicație este supusă prevederilor legii dreptului de autor. Multiplicarea acestei publicații, în mod integral sau în parte, traducerea, tipărirea, reutilizarea ilustrațiilor, expunerea, radiodifuzarea, reproducerea pe microfilme sau în orice altă formă este permisă numai cu respectarea prevederilor Legii române a dreptului de autor în vigoare și permisiunea pentru utilizare obținută în scris din partea Universității „Politehnica” din Timișoara. Toate încălcările acestor drepturi vor fi penalizate potrivit Legii române a drepturilor de autor.

România, 300159 Timișoara, Bd. Republicii 9,
tel. 0256 403823, fax. 0256 403221
e-mail: editura@edipol.upt.ro

Cuvânt înainte

Teza de doctorat a fost elaborată pe parcursul activității mele în cadrul Facultății de Mecanică, la Catedra de Rezistența Materialelor a Universității „Politehnica” din Timișoara.

Lucrarea se adresează problemelor ingineriei mecanice ce implică analiza comportării materialelor compozite. Diversitatea de metode și procedee utilizate în rezolvarea temei de cercetare încadrează această teză în tematica de actualitate în ceea ce privește rezistența și rigiditatea materialelor compozite. Studiile elaborate pe parcursul tezei de doctorat completează activitatea de cercetare asupra materialelor compozite și vin cu rezultate în ajutorul companiilor ce utilizează aceste materiale în construcția vehiculelor de transport.

Consider că lucrarea este un suport științific de luat în seamă pentru cercetările viitoare care vor avea ca subiect de pornire tematica analizei materialelor compozite.

Timișoara, septembrie 2010

Chincea Ion

Destinatarii dedicației.

Alese mulțumiri și profundă recunoștință se cuvin adresate conducătorului de doctorat **prof.dr.ing. Tiberiu BABEU** pentru consilierea permanentă și îndrumarea atentă pe tot parcursul realizării lucrării.

Mulțumesc, de asemenea membrilor comisiei de doctorat, în persoanele domnilor **prof. dr. ing. Aurel GHERMAN**, **prof. dr. ing. Mircea BEJAN** și **prof. dr. ing. Liviu Marșavina** în calitate de referenți ai lucrării și domnului decan **prof. dr. ing. Liviu BERETEU** în calitate de președinte al comisiei.

CHINCEA ION

Studiul teoretic și experimental de rezistență și deformabilitate a materialelor compozite utilizate în domeniul transporturilor

Teze de doctorat ale UPT, Seria 9, Nr. 84, Editura Politehnica, 2010, 138 pagini, 173 figuri, 10 tabele.

ISSN: 1842-4937

ISBN: 978-606-554-180-1

Cuvinte cheie: material compozit laminat și de tip sandwich, lemn Balsa, plută, melamină, rigiditatea și rezistența materialelor compozite, durabilitate.

Rezumat,

Prezenta lucrare de doctorat abordează un subiect de mare actualitate în domeniul analizei materialelor compozite. În elaborarea studiului teoretic și experimental de rezistență și deformabilitate a materialelor compozite analizate, au fost utilizate cele mai noi metode și procedee de calcul, realizându-se studii complete cu privire la comportamentul acestor materiale încărcate cu solicitări statice dar și variabile în timp.

Cuprins

Cap. 1 MATERIALE COMPOZITE – CONSIDERAȚII GENERALE.....	7
1.1 Clasificarea materialelor compozite.....	8
1.2. Matricea.....	19
1.2.1. Matrici polimerice.....	20
1.2.2. Matrici ceramice.....	20
1.2.3. Matrici metalice.....	21
1.2.4. Matrici minerale.....	21
1.3. Ranforsanți.....	21
1.3.1. Funcțiile ranforsantului.....	22
1.3.2. Geometria ranforsantului.....	22
1.3.2.1. Ranforsarea.....	22
1.3.2.2. Ranforsarea cu particule.....	26
1.3.2.3. Ranforsarea cu fulgi.....	27
1.4. Interfața fibră-matrice.....	27
1.5. Proprietățile materialelor compozite.....	28
1.6. Direcții de cercetare-dezvoltare.....	29
Cap. 2 STADIUL ACTUAL PRIVIND COMPORTAMENTUL MECANIC AL MATERIALELOR COMPOZITE.....	31
2.1. Generalități.....	31
2.2. Cod de orientare a materialelor compozite laminate.....	31
2.3. Izotrop și anizotrop – moduri de tratare a plăcilor compozite.....	33
2.4. Analiza mecanică a materialelor compozite laminate.....	35
2.5. Rezistența materialelor compozite de tip sandwich.....	52
2.6. Contribuții privind analiza și proiectarea materialelor compozite.....	59
Cap. 3. ANALIZA NUMERICĂ A MATERIALELOR COMPOZITE LAMINATE PE BAZĂ DE LEMN BALSĂ ȘI MELAMINĂ.....	70
3.1. Considerații generale.....	70
3.2. Analiza numerică prin metoda elementului finit a unui material compozit laminat.....	71
Cap. 4. CONTRIBUȚII PRIVIND DETERMINAREA EXPERIMENTALĂ A PROPRIETĂȚILOR MECANICE ALE MATERIALELOR COMPOZITE.....	80
4.1. Considerații generale.....	80
4.2. Determinarea proprietăților mecanice la tracțiune ale compozitului laminat MBM.....	82
4.3. Contribuții experimentale privind comportarea la încovoiere a materialului compozit laminat MBM.....	96
4.4. Cercetări experimentale privind degradarea la oboseală a materialelor compozite laminate MBM.....	109

Cuprins

4.5. Studii experimentale privind ruperea materialelor compozite de tip sandwich, MAP, solicitate la încovoiere în trei puncte.....	119
Cap. 5. CONCLUZII. CONTRIBUJII PERSONALE.....	131
REFERINȚE.....	133

1. MATERIALE COMPOZITE – CONSIDERAȚII GENERALE

Dezvoltarea generală a societății contemporane a determinat lărgirea plajei de preocupări pe toate planurile - științific, economic, social, - ceea ce a condus la crearea de noi produse și servicii cu un grad tot mai ridicat de complexitate. În cadrul producției de bunuri, un loc și un rol important îl au materialele de înaltă performanță, în categoria cărora intră și materialele compozite. Conceptul de material compozit este vechi, materialele compozite fiind utilizate încă din antichitate, cunoscându-se faptul că prin combinarea mai multor materiale se obțin materiale cu proprietăți superioare. Noile cerințe și exigențe în domeniul materialelor au readus problema în actualitate, dar pe o altă spirală a dezvoltării și cu implicații în mult mai multe domenii [5, 11, 23].

Materialul compozit este sistem multifazic obținut pe cale artificială sau naturală, prin asocierea a cel puțin două materiale chimic distincte, cu interfața de separare clară între cele două componente, în scopul obținerii unor performanțe superioare în raport cu cele ale componentelor de plecare [1].

Conceptul de material compozit permite crearea unor materiale cu anumite proprietăți impuse, astfel încât parametrii tehnici ai unui element să fie satisfăcuți prin calitățile unui material special creat pentru aceasta [22]. Acest tip de materiale oferă soluții la:

- imposibilitatea materialelor tradiționale (lemn, metal, piatră) de a depăși anumite limite ale proprietăților;
- noi posibilități de calcul analitic și al inovațiilor în domeniul arhitecturii materialelor.

Particularitățile de alcătuire, proiectare, fabricare și utilizare ale materialelor compozite asigură acestor sisteme avantaje importante față de materialele tradiționale [5, 6, 14, 22, 23] cum ar fi:

- comportarea globală a materialului compozit poate fi controlată;
- oferă posibilitatea de a se proiecta simultan materialul și structura piesei;
- numărul mare de variabile permite o optimizare complexă;
- elementele realizate din materiale compozite au o siguranță mai mare de funcționare ;
- densitate redusă în raport cu cea a metalelor;
- rezistență ridicată la rupere și uzură;
- coeficient de dilatare ce poate fi dirijat;
- rezistență deosebit de ridicată la acțiunea proceselor determinate de agenții atmosferici.
- au caracteristici mecanice ridicate atât la acțiuni statice cât și la acțiuni dinamice;
- se pot proiecta și realiza astfel încât să poată funcționa timp îndelungat în medii agresive;
- elementele realizate din materiale compozite au o capacitate ridicată de amortizare a vibrațiilor;

8 Materiale compozite – considerații generale - 1

- fibrele au de obicei tenacitate mică, dar care este compensată de ductilitatea matricei și de disiparea la interfață a energiei caracteristice sollicitării;
- stabilitate chimică și rezistență mare la temperaturi ridicate (ex: fibrele de Kevlar rezistă până la 500°C, iar fibrele ceramice tip Al_2O_3 , SiC între 1400-2000°C);
- rezistență ridicată la tracțiune;
- rezistență ridicată la șoc și la fisurare.

1.1. Clasificarea materialelor compozite

Datorită faptului că materialul compozit este realizat din două faze, apare naturală clasificarea acestora având la baza natura matricei, geometria unei unități reprezentative a armăturii, orientarea armăturii, numărul de straturi.

Analizând diverse clasificări, se observă disponibilitatea combinatorie ale fibrelor, mai ales a celor de sticlă, carbon, siliciu, bor, ceramice, disponibilitățile combinatorii ale matricelor și câmpul larg ce poate fi explorat pentru realizarea de noi materiale compozite, diferențiate ca structură, natură, proprietăți și performanțe și chiar domenii de folosire.

Criterionii de clasificare a materialelor compozite:

a) După modul de distribuție a ranforsantului [6]:

- compozite izotrope (compozite care conțin elemente dispersate uniform, de tip particule, granule, fibre scurte);
- compozite anizotrope sau ortotrope (compozite la care proprietățile sunt variabile funcție de direcție).

b) După numărul fazelor continue [23]:

- monomatriceale, când au o singură fază continuă;
- polimatriceale, când au mai multe faze continue și fiecare fază continuă conține una sau mai multe faze disperse.

c) După numărul materialelor de ranforsare [23]:

- compozite monotip, care se caracterizează prin faptul că au armătura dintr-un singur material și sub o singură formă;
- compozite hibride, care au armătura dintr-un singur material dar sub mai multe forme, fie două sau mai multe materiale sub una sau mai multe forme.

d) După natura matricei, [6, 22, 23]

- compozite cu matrici ceramice;
- compozite cu matrici polimerice;
- compozite cu matrici metalice.

e) După configurația și orientarea ranforsantului

- compozite laminate, Fig. 1.1;
- compozite sandwich, Fig. 1.2 – a, b

f) După starea de agregare a fazelor componente, [6]:

- compozite de tip lichid-solid (suspensii, precipitate sau barbotine);
- compozite de tip lichid-lichid (emulsii);
- compozite de tip gaz-solid (structuri tip fagure);
- compozite de tip solid-solid (metal-metal, metal-carbon, metal-particule ceramice, metal-polimer, ceramică-polimer, polimer-polimer, polimer-fibre ceramice).

g) După performanțe și în raport cu utilizările lor în domeniile de vârf

h) După modul de realizare a suprafeței de contact [6]:

- compozite integrate chimic, la care interacțiunile la suprafața de contact sunt de natură chimică (vitroceramice, gresia silicioasă, etc);
- compozite obținute prin agregare la care predomină forțele de legătură (forțe de adeziune, și de coeziune) între componenți;
- compozite cu armare dispersă, care au o matrice rigidă (matrice ceramică) sau deformabilă (metale, aliaje, polimeri), în care se înglobează materialul de armare, constituit din fibre sau particule, forțele de legătură fiind de natură fizică sau chimică.

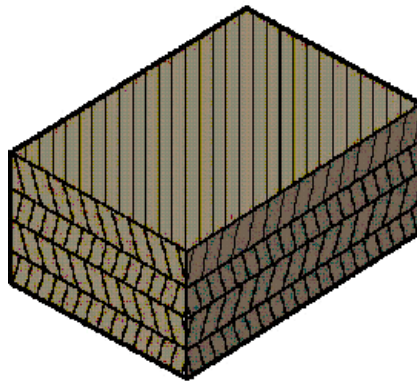


Fig. 1.1 – Compozit laminat

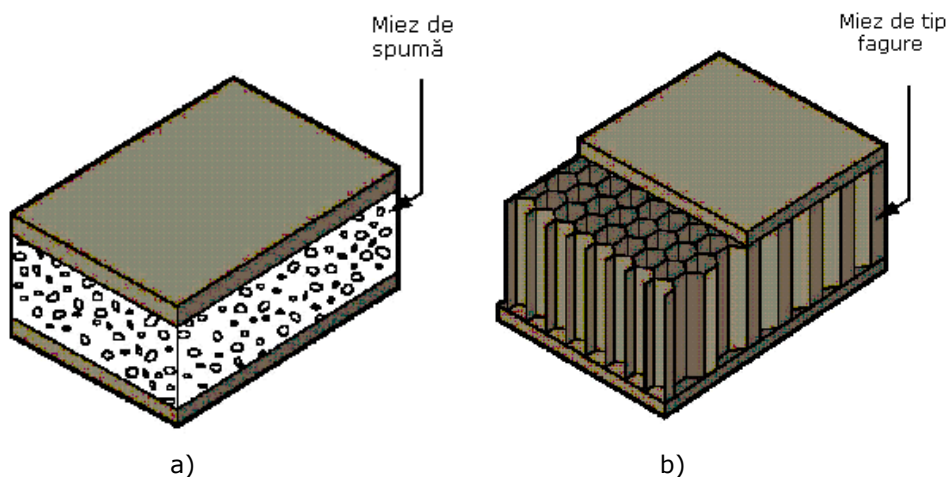


Fig. 1.2 – Compozit sandwich

i) După domeniul în care sunt utilizate:

■ **Construcții aerospațiale**

Majoritatea aplicațiilor structurale ale compozitelor sunt în domeniul militar și al aviației militare, [10,11,25,14,22], unde reducerea greutății este foarte importantă pentru obținerea unor viteze de deplasare mai mari și creșterea sarcinii utile.

Materialele compozite s-au folosit pentru prima dată în domeniul spațial. În prezent au rata de utilizare cea mai ridicată în acest domeniu. Reducerea greutății

este motivul principal pentru utilizarea compozitelor ranforsate în realizarea multor vehicule spațiale. În navele spațiale, de exemplu, greutatea totală economisită prin utilizarea compozitelor este de 11,95 kN pe vehicul. Construcția aerospațială utilizează materiale cum ar fi: fibrele de carbon, bor, aramidă, wiskers-urile, materiale compozite metalice, polimerice și ceramice.

Compozitele din aliaje cu baza Ni, Co, ranforsate cu fibre din carburi și oxizi metalici sunt utilizate pentru componentele vitale care funcționează în regim termic ridicat ale turboreactoarelor și rachetelor.

Cele mai cunoscute aplicații ale componentelor realizate din materiale compozite amintim: structuri de aeronave și nave spațiale, componente vitale ale motoarelor pentru rachete și turboreactoare, măști de motor și uși, machete de aeronave, tubulaturi de aer pentru bord.

Compozitele tip spumă au o densitate foarte mică și au aplicații importante în instalații și echipamente aerospațiale. Construcțiile aerospațiale utilizează materiale speciale, cum ar fi: fibre de carbon, bor, aramidă, wiskers în matrice de tipul poliamide, epoxidice, fenolice, ceramice [14]. Dintre componentele navelor spațiale realizate din materiale compozite amintim: fuzelajul, grinzile profil I din titan armat cu fibre de bor, rezervoare sub presiune.

În cazul sateliților și a stațiilor orbitale, compozitele și-au dovedit utilitatea în realizarea tubului central al al satelitului, șasiul generatorului, structura de rezistență a satelitului și alte piese structurale ce lucrează la temperaturi ridicate sau la gradienti termici. Diferitele aplicații pentru obținerea componentelor navetelor spațiale folosesc compozite ranforsate cu fibre de bor, dispuse pe un fagure din aluminiu [25,14].

Un factor important în selectarea compozitelor ce sunt utilizate la realizarea construcțiilor aerospațiale îl reprezintă stabilitatea lor dimensională la variații de temperatură. Multe dintre laminatelor carbon-epoxi pot fi proiectate astfel încât în urma expunerii să prezinte un coeficient de dilatare termică foarte mic (aproape nul), în schimb aliajele metalice au un coeficient de dilatare termică mult mai mare în comparație cu cel al acestor compozite. În momentul în care în spațiu temperatura variază în limite foarte largi, este foarte important ca structurile suport să fie foarte stabile.

Tuburile din carbon-epoxi sunt folosite pentru realizarea structurilor de consolidare a sateliților și navetelor. Compozitele se folosesc la realizarea suporturilor pentru panourile solare, a antenelor de transmisie și a altor componente. Compozitele pe bază de carbon-epoxi sunt preferate multor metale sau a compozitelor cu matrice metalică datorită greutateii lor reduse precum și a coeficientului de dilatare termică scăzut. Uneori, una din problemele principale care apar constă în faptul că materialele compozite pe bază de epoxizi, utilizate în realizarea sateliților, sunt degradate datorită absorbției oxigenului atomic din atmosfera rarefiată a Pământului.

■ Construcții feroviare

Diferite tipuri de materiale compozite se regăsesc în construcția unor elemente ale caroseriilor vehiculelor feroviare. Datorită greutateii foarte scăzută, corelată cu o rezistență mecanică ridicată materialele compozite laminate, alcătuite din straturi de lemn balsa cu diferite orientări și acoperite la exterior cu straturi de melamină, precum și materialele compozite de tip sandwich, alcătuite din miez de plută și fețe de aluminiu, sunt folosite la realizarea pereților interiori ai caroseriilor vehiculelor feroviare, plafoane (Fig. 1.3), uși interioare, cabina conductorului la vehiculele motoare, cabine WC modulare (Fig. 1.4), etc.



Fig. 1.3 – Caroseria unui vagon de metrou cu plafon din material sandwich compus din miez de plută și fețe de aluminiu



Fig. 1.4 – Cabină WC dintr-un vagon de cale ferată, cu pereții din material compozit laminat pe bază de lemn balsa și melamină

Un exemplu de componentă structurală din sticlă E-poliester, obținut prin turnare prin injecție, îl reprezintă ușile cu ax orizontal de la vagoanele de cale ferată (pentru acces la compartimentul de bagaje), care sunt puternic solicitate în poziția deschis. Materialul compozit conține două componente, și anume un amestec de umplutură combinat cu o componentă internă pentru ranforsare. Acestea aderă între ele prin intermediul unui adeziv poliuretanic. Ansamblul realizat monobloc din MC a fost utilizat pentru înlocuirea a șapte piese, ce formau această ușă în varianta clasică, determinând o reducere a greutății cu aproximativ o treime.

Un alt exemplu în acest sens îl constituie compania S.C. Clagi Romania S.R.L., cu o impresionantă bază de clienți din industria feroviară, navală și de transport auto și care utilizează în multe aplicații materiale compozite cu constituenți din lemn Balsa și plută. Deși, se cunosc caracteristicile mecanice ale celor doi constituenți, problema care se ridică în cadrul companiei amintite și care de altfel face obiectul tezei de doctorat, este o analiză teoretică și experimentală privind comportarea mecanică a materialelor compozite rezultate pe baza acestor constituenți.

Lemnul balsa, ca lemn de esență tare, datorită caracteristicilor pe care le are, cum ar fi densitate mică, bun izolator fonic și de căldură, de obicei este utilizat în construcția ambarcațiunilor, ca panouri izolatoare în diverse aplicații, elemente de amortizare, pentru obținerea diferitelor modele, ca miez pentru panouri de tip sandwich, etc.

În general, dacă se taie o probă de lemn la o distanță suficient de mare față de centrul trunchiului astfel încât curbura inelelor de creștere poate fi neglijată, proprietățile acestuia sunt ortotrope. Pentru proba considerată se pot defini trei plane ortogonale de simetrie: radial, tangențial și axial, Fig. 1.5. În acest caz, rigiditatea și rezistența sunt mai mari pe direcție axială, care este paralelă cu

trunchiul copacului, iar pe direcție tangențială și radială aceste caracteristici sunt mai mici cu un factor de până la $\frac{1}{2}$, în funcție de specie.

Aceste diferențe sunt în raport cu structura lemnului. Urmărind structura lemnului la o anumită scară (în milimetri), aceasta prezintă un aspect celular, în care pereții celulelor (având forma unor prisme hexagonale) înconjoară spații poroase.

Densitatea relativă, ρ^* / ρ_S , definită ca raportul dintre densitatea lemnului solid și densitatea materialului ce formează pereții celulelor, poate fi de la 0,05 pentru lemnul Balsa, până la 0,08 pentru guaiac.

În general, microstructura lemnului este caracterizată prin:

- celule cu lungime foarte mare, care ocupă cea mai mare parte din lemn, numite traheide la lemnul de esență moale și fibre la lemnul de esență tare (Balsa).
- raze, formate din celulele parenchimului așezate în matrici radiale mai mici, mai dreptunghiulare.
- canale de sevă, care sunt formate din celule mărite, cu înveliș mai subțire care înconjoară un spațiu poros mai mare și prin care circulă fluidele din trunchi.

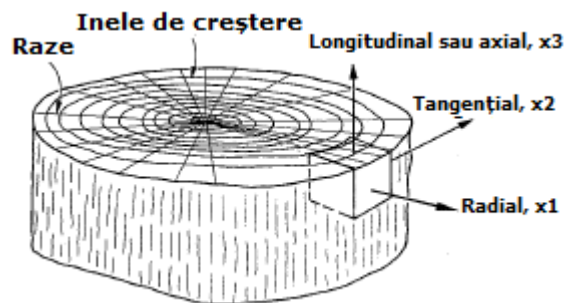


Fig. 1.5 – Secțiuni prin trunchi de copac, [49]

De asemenea, trebuie menționat faptul că există unele diferențe între lemnul de esență moale și lemnul de esență tare. De exemplu, razele la lemnul de esență moale sunt înguste și sunt formate doar din câteva celule pe direcție axială, în timp ce la lemnul de esență tare acestea sunt mai late și sunt formate din sute de celule pe direcție axială. În lemnul de esență moale canalele de sevă reprezintă mai puțin de 3 % din volumul lemnului, pe când la lemnul de esență tare acestea ocupă până la 55 % din volumul lemnului. Inelele de creștere, la lemnul de esență moale, sunt formate din benzi de traheide circumferențiale, alternând traheide cu perete gros și cu perete subțire, pe când la lemnul de esență tare inelele poroase sunt caracterizate de benzi formate din canale de sevă cu diametre mari și mici. Porozitatea difuză a lemnului de esență tare are o distribuție uniformă a canalelor de sevă de aceeași mărime. Toate aceste caracteristici pot fi observate și în Figurile 1.6, 1.7, 1.8, în care sunt prezentate structurile câtorva tipuri de lemne de esență moale și respectiv esență tare.

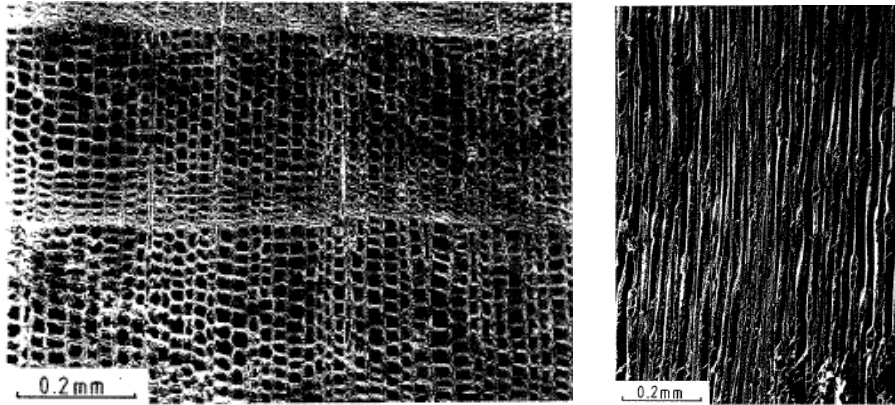


Fig. 1.6 – Micrografii cu structura lemnului de cedru, [49]

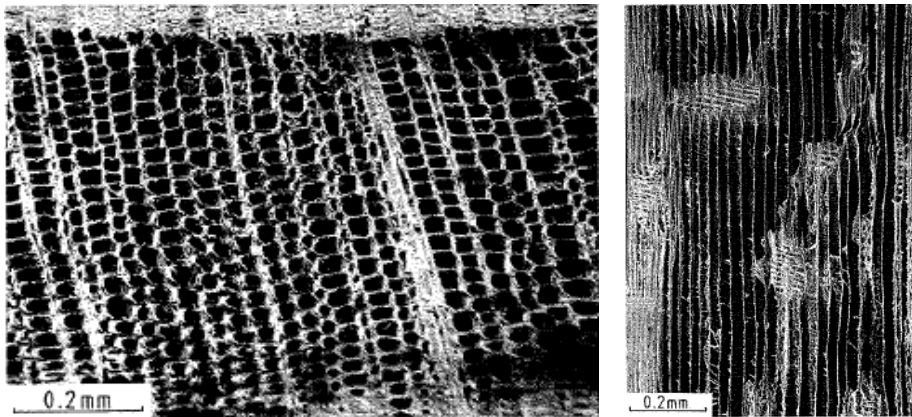
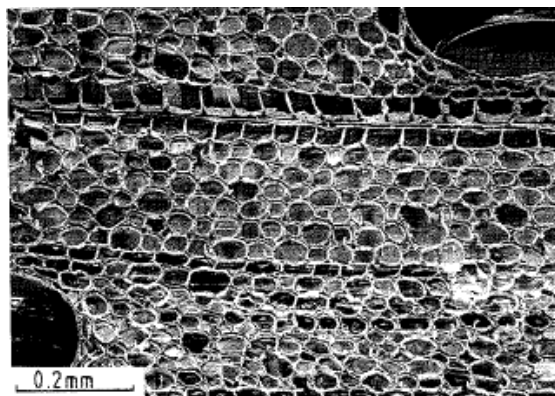


Fig. 1.7 – Micrografii prezentând secțiuni ortogonale prin lemnul de pin Columbian, [49]



a)

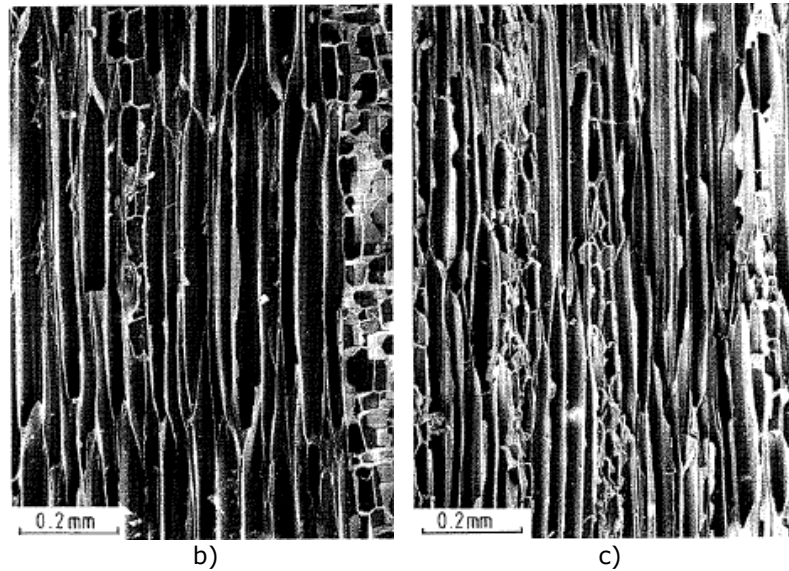


Fig. 1.8 – Micrografii prezentând trei secțiuni ortogonale prin lemnul Balsa: a) secțiune transversală; b,c) secțiuni longitudinale [49]

În Figura 1.9 este schematizată structura celulară a lemnului Balsa.

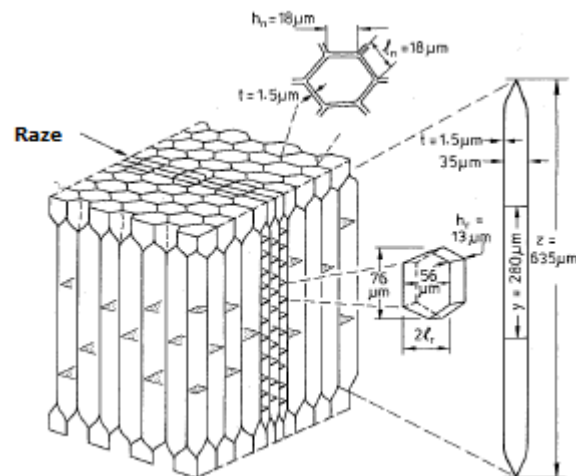


Fig. 1.9 – Model ce reprezintă structura celulară a lemnului Balsa, [49]

Pluta comercială este scoarța unui stejar (*Quercus suber*) ce crește în Portugalia, Spania, Algeria și California. Aceasta este folosită ca izolator termic în frigidere, izolator acustic la submarine și studiouri de înregistrare, garnituri de etanșare la motoarele cu combustie internă, ca mediu de absorbție a energiei calorice în podea, etc.

Pluta ocupă un loc special în istoria microscopiei și anatomia plantelor. În jurul anului 1660, când Robert Hooke a realizat primul microscop, unul din materialele

examinată a fost pluta, iar pe baza observațiilor a identificat unitatea de bază, structurală și biologică a plantelor, denumită de el „celulă”. Hooke a descris structura celulară a plutei ca fiind formată din celule cu formă aproximativ hexagonală într-o secțiune și forma unei cutii în altă secțiune, Fig. 1.10, aranjate pe rânduri lungi, cu pereți foarte subțiri, asemeni celulelor unui fagure de miere. Descrierile ulterioare cu privire la structura celulară a plutei sunt foarte apropiate de cea a lui Hooke. Esau (1965) [49] descrie celulele din structura plutei ca având o formă aproximativ prismatică, alungite pe direcție paralelă cu tulpina. Eames și MacDaniels (1951) [49] descriu celulele ca pe niște polinoame, dar pe ansamblu având aceeași formă descrisă de Hooke. În Figura 1.11 sunt prezentate trei fețe ale unui cub de plută. Într-o secțiune celulele sunt aproape hexagonale iar în celelalte două arată ca niște mici cărămizi așezate ca într-un perete.

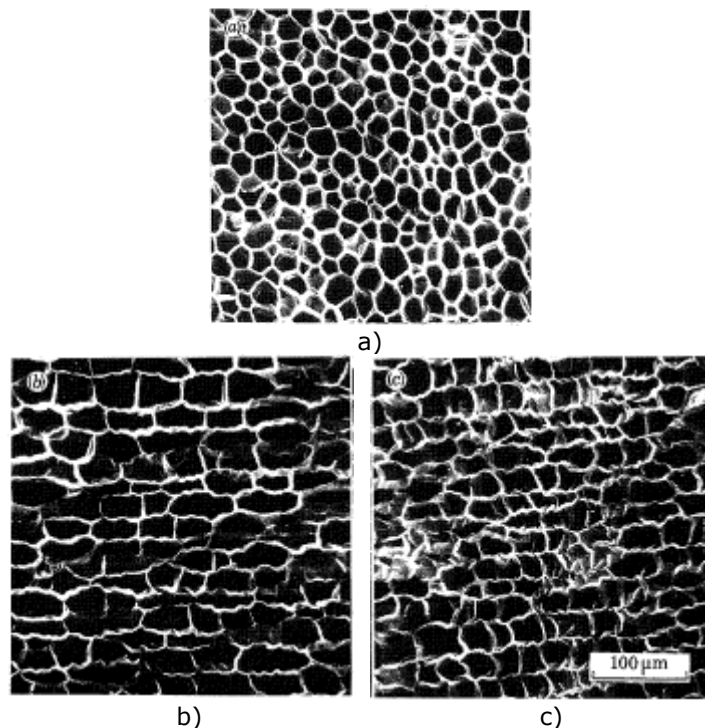


Fig. 1.10 – Micrografii reprezentând structura plutei: a) secțiune radială; b) secțiune axială; c) secțiune tangențială [49]

În Figura 1.11 sunt prezentate dimensiunile aproximative de catalog ale celulelor de plută. Densitatea plutei, ρ^* , este raportată la densitatea materialului ce formează peretele celular, ρ_S , și la dimensiunile peretelui celular:

$$\frac{\rho^*}{\rho_S} = \frac{t}{l} \cdot \left(\frac{l}{h} + \frac{2}{\sqrt{3}} \right) \quad (1.1)$$

Astfel, densitatea relativă a plutei, ρ^* / ρ_S , este calculată la 0,15.

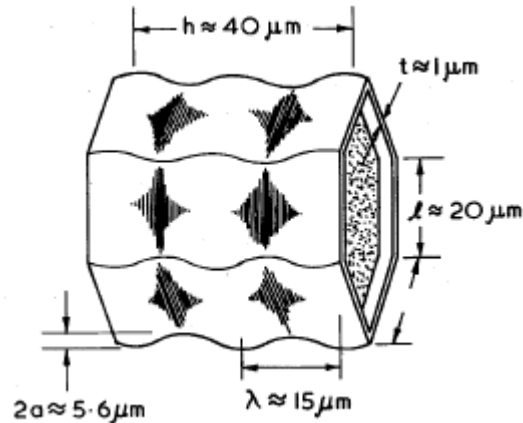


Fig. 1.11 – Dimensiunile celulei din structura plutei, [49]

■ Construcții navale

Domeniul construcțiilor navale utilizează în fabricație materiale compozite din poliester armat cu fibre de sticlă, [6,10,25,26,14]. Pentru construcțiile mai performante există aplicații speciale pentru sistemele epoxi-fibre de sticlă și poliester-fibre de Kevlar.

Avantajele utilizării în industria construcțiilor navale a materialelor plastice armate, amintim:

- raport putere/greutate performant;
- durabilitate ridicată;
- rezistență la corodare în mediu marin;
- facilitatea reparării și întreținerii;
- adoptarea unei largi diversități de forme;
- posibilitatea obținerii structurilor monolitice
- preț de cost redus.

■ Construcții civile și industriale, poduri

În acest domeniu materialele compozite s-au utilizat cu mult timp înainte de a se pune măcar problema definirii lor [10,26,22]. Lemnul și oasele au fost utilizate pentru realizarea de construcții din timpuri străvechi. Betonul este probabil primul compozit realizat de către om. Deasupra intrării în mormântul fetei lui Cicero se află o grindă de beton armat cu bare de bronz. Dintre aplicațiile întâlnite în domeniul construcțiilor amintim:

- *construcții civile și industriale*: plăci plane, ondulate sau cutate pentru pereți și acoperișuri la hale industriale, sere, garaje și copertine, acoperișuri tip cupolă cu simplă sau dublă curbura, luminatoare, jgheaburi, elemente de fațadă, profile pultrudate, grinzi secundare și principale, profile chesonate folosite la stâlpi pentru construcțiile în medii cu agresivitate ridicată, adăposturi pentru refugii pe munte, tâmplărie pentru uși și ferestre, construcții pentru agrement, cabine telefonice;
- *construcții speciale*: acoperișuri la rezervoare și castele de apă, turnuri de răcire, coșuri de tiraj, cuve și rezervoare pentru lichide cu agresivitate ridicată;
- *instalații sanitare*: căzi de baie, cuve pentru dușuri, cabine de baie (momobloc), conducte și racorduri pentru instalații;
- *construcții pentru transporturi*: poduri pentru trafic pedestru și

autovehicule ușoare, poduri mobile pentru acțiuni militare;

- *îmbunătățiri funciare*: țevi și conducte pentru canale de irigații, vane, piese, accesorii pentru sistemele de irigații.

■ **Electronică și telecomunicații**

Materialele compozite se folosesc la izolații de cabluri telefonice (cu matrice din polietilenă de joasă și înaltă presiune, poliamide și polisulfone). Totodată, pentru structurile de rezistență ale sateliților de comunicații se folosesc structuri confecționate din polietilenă armată cu fibre de sticlă.

Realizări cunoscute: structurile de rezistență și discurile antenelor la transmisiile prin sateliți, antenele tubulare, construcțiile pentru protecția instalațiilor radar.

Principalele produse realizate din materiale compozite sunt:

- carcase de instrumente și dispozitive;
- siguranțe, disjunctoare și contactoare, circuite integrate;
- izolatori din statorul și rotorul motoarelor și generatoarelor; fișe, prize și alte piese mici.

■ **Energetică**

În domeniul energetic, [10,26,14] compozitele sunt utilizate la confecționarea turbinelor eoliene, a paletelor și carcaselor pentru turbine cu abur, a stâlpilor și rețelelor de transport.

■ **Medicină**

Osul este un compozit natural (cristale de apatită într-o matrice de colagen). În vederea protezării el trebuie înlocuit cu materiale care au caracteristici similare.

Biomaterialele sunt substanțe sintetice sunt destinate implantării în organismul uman. Datorită bunei adaptabilități biologice, ele sunt utilizate pentru realizarea de proteze, organe artificiale etc.

Printre exigențele minime impuse biomaterialelor, în scopul implantării într-un mediu fiziologic, pot fi enumerate:

- *proprietăți biochimice* (puritate, inerție biologică, stabilitate, rezistență la acțiunea fluidelor din corp);
- *proprietăți fizice* (rezistență, elasticitate, permeabilitate etc);
- *proprietăți mecanice*: (calități tribologice, durabilitate, rigiditate, fiabilitate).
- fiabilitate ridicată;
- cost scăzut.

Sepcarb = se obține dintr-o matrice de carbon armată cu fibre, de tip mat-uri sau texturi multidirecționale din carbon, prin trei procedee diferite:

- pe cale lichidă, matricea fiind din gudron, prin reimpregnare, urmată de carbonizare la presiune ridicată;
- pe cale uscată, prin infiltrare chimică în fază de vapori;
- pe cale lichidă, prin reimpregnare cu matrice din rășină, urmată de carbonizări succesive.

Cerasesp = se obține pornind de la o armătură și o matrice refractară, utilizând pentru armare carbonul, aluminiul sau carbura de siliciu (sub formă de mat-uri, țesături și texturile multidirecționale) iar pentru matrice materiale refractare (pure sau amestecate cu carbon, carburi, nitruri sau boruri).

Biocarb = sunt considerate printre cele mai propice și răspund cel mai bine cerințelor impuse de caietele de sarcini din chirurgie, având următoarele caracteristici:

- bună compatibilitate chimică și biologică;
- caracteristici elastice apropiate de cele ale osului;

18 Materiale compozite – considerații generale - 1

- caracteristici mecanice bune, comparabile cu cele ale oțelului inoxidabil;
- anduranță excepțională (permit solicitarea materialului la 80% din sarcina la rupere, la peste 10 milioane de cicluri);
- greutate scăzută.
- proprietăți tribologice interesante pentru protezele articulare, beneficiind de un coeficient de frecare minim și o bună rezistență la uzură.

Comportarea biologică a materialelor compozite BIOCARB a fost examinată „in vitro” și „in vivo”, realizându-se:

- toleranță tisulară la șobolan și oaie;
- toleranță articulară în câine;
- hemocompatibilitate (teste pe câine);
- inerție față de lichidele biochimice;
- test de bioflexibilitate pe câine și de cuplu galvanic titan-carbon pe oaie;
- experimentare de osteosinteză pe oaie;
- armare cutanată și cartilaginoasă în aplicații veterinare;
- absența reacției infecțioase și de respingere;
- aptitudine la o colonizare osoasă sau tisulară favorabilă unei biointegrări de implant;
- conservare a proprietăților în timp.

■ Bunuri de larg consum

Dintre avantajele utilizării compozitelor în acest domeniu amintim [10,26]: simplificarea problemelor de design, protecție împotriva poluării, consum energetic redus, rezistență la temperaturi ridicate, rezistență la îmbătrânire, rezistență la foc etc. Exteriorul aparatului electrocasnic este realizat din materiale compozite, la fel și suporturile izolatoare, prizele, mânerurile, carcasa de protecție etc. Utilizarea compozitelor polimere (poliamide, policarbonați etc.) permite realizarea de:

Aparate rezistente la șoc

Este cazul carcaselor aspiratoarelor și al grilelor de protecție a ventilatoarelor, confecționate din policarbonat armat cu fibre de sticlă.

Componente rezistente la temperaturi ridicate și la înmuiere sub sarcină

Componentele din poliamidă armată cu fibre de sticlă prezintă o temperatură de înmuiere sub sarcină foarte ridicată, o excelentă comportare la foc și un coeficient de dilatare termică liniară apropiat de cel al metalelor. Aceste materiale sunt utilizate pentru piese rezistente la temperaturi ridicate, cum ar fi piesele de antrenare din construcția cuptoarelor cu microunde.

Piese rezistente la temperatură și foc

Pentru căptușirea interioară a cuptoarelor cu microunde se folosește un poliester armat cu fibre de sticlă, care prezintă o slabă absorbție de microunde și rezistă la temperaturi cuprinse între -40 și 200 °C. Polifenilen sulfona armată cu fibre de carbon sau de sticlă este unul dintre materialele compozite cele mai rezistente la foc, constituind de altfel varianta de alegere cea mai frecventă și mai economică.

Carcasa ale aparatelor de uz casnic și ustensile de bucătărie realizate din materialele plastice metalizate (frigidere, carcase de mixer ș.a.).

Ambalaje (cu diverse caracteristici, forme și culori).

Vase și instalații

În domeniul vaselor, compozitele sunt utilizate în următoarele direcții:

- rezervoare și reactoare de dimensiuni medii și mari;
- vase pentru presiuni medii și ridicate (de mici dimensiuni);
- vase pentru lichide corozive și criogenice;
- cisterne (inclusiv pentru transport auto, feroviar și naval);

- rezervoare de forme complicate etc.

În domeniul instalațiilor, compozitele sunt utilizate la confecționarea de:

- conducte rigide și flexibile;
- racorduri și coturi;
- fittinguri;

instalații sanitare (băi, chiuvete, cabine de duș) etc.

Materialul compozit se poate descrie complet cu ajutorul variabilelor geometrice și de compoziție. Din punct de vedere compozițional, materialul compozit este alcătuit din faze discontinue, inserate într-o fază continuă. Faza continuă se definește ca matrice sau masă de bază, iar faza discontinuă se definește ca armătură sau ranforsant [22]. În cazul acestor tipuri de materiale există un număr foarte mare de combinații de faze. Se disting două mari clase, descrise astfel:

- fază continuă cu una sau mai multe faze disperse;
- două sau mai multe faze continue, fiecare putând să conțină una sau mai multe faze dispersate.

Proprietățile compozitelor sunt puternic influențate de:

- caracteristicile componentelor,
- distribuția acestora,
- interacțiunea dintre ele.

1.2. Matricea

Matricea este realizată dintr-un material capabil să înglobeze componenta dispersă (ranforsantul) și să păstreze identitatea fizică și chimică a acesteia.

În majoritatea cazurilor, matricea este partea plastică, deformabilă, a materialului compozit, care are rezistența mecanică mai scăzută decât a materialului de armare pe care îi înglobează. De asemenea, matricea are o influență importantă asupra unor caracteristici mecanice ale compozitului în special în direcția transversală. Caracteristicile fizice și chimice ale matricei pot influența alegerea procesului de fabricație [5,6]. Matricea îndeplinește funcțiile [22]:

- de a stabili forma definitivă a produsului realizat din materialul compozit;
- de a înveli fibrele astfel încât să le protejeze atât în fazele de formare ale produsului cât și pe durata de serviciu;
- de a păstra armăturile la distanțe corespunzătoare transmiterii eforturilor între faze (prin adeziune, frecare sau alte mecanisme de conlucrare);
- de a împiedica flambajul fibrelor, deoarece fără mediul de susținere armătura nu este capabilă să preia eforturi de compresiune;
- de a fi mediul de transmitere a eforturilor prin compozit astfel că, la ruperea unei fibre, reîncărcarea celorlalte fibre se poate realiza prin contactul de la interfață;
- de a asigura rezistența și rigiditatea în direcția normală pe fibre;
- de a permite redistribuirea concentrărilor de tensiuni și deformații evitând propagarea rapidă a fisurilor prin compozit;
- de a stabili continuitatea transversală dintre lamelele ansamblului stratificat;
- de a preveni efectele corozive și de a reduce efectele abraziunii fibrelor;
- de a redistribui sarcinile când unele elemente ale armăturii cedează.

Alegerea matricei se face pe baza unui ansamblu de factori, în funcție de scopul urmărit și de posibilitatea de realizare a compozitului. În raport cu natura materialului folosit, matricea poate fi ceramică, metalică, polimerică și minerală.

1.2.1 Matrici polimerice

Polimerii reprezintă clasa de matrice cu cea mai largă utilizare în fabricarea compozitelor armate cu fibre. Principalele lor avantaje sunt: costul destul de convenabil, prelucrabilitate ușoară, rezistență chimică bună și densitate redusă.

Polimerii se clasifică în două mari grupe:

1. polimerii termorigizi
2. polimerii termoplastici

Matrici polimerice termorigide

Polimerii termorigizi indică în mod generic, un tip de polimer la care legăturile dintre șiruri blochează structura moleculară într-o rețea tridimensională rigidă. De asemenea, aceste materiale au structură reticulară cu legături covalente între molecule și se caracterizează prin creșterea densității rețelei lanțurilor de monomeri cu temperatura, ceea ce conduce la micșorarea plasticității materialului [6, 17, 18].

Matricele polimerice termorigide sunt materiale ce se remarcă prin: stabilitate termică, rezistență la coroziune și contracție.

Matrici polimerice termoplaste

Polimerii termoplastici sunt homopolimeri cu structură liniară sau ramificată care, comparativ cu cei termorigizi, au o tenacitate mai bună și un ciclu de fabricație mai scurt, rezistență ridicată la impact și la rupere, alungiri la rupere mai mari, ceea ce poate implica o rezistență mai bună la microfisurare a matricei, pot fi reciclați și pot fi ușor manipulați. Polimerii termoplastici au o stabilitate dimensională mai redusă dar se prelucrează mai ușor, ceea ce permite utilizarea lor în aplicații de serie mare [6, 17].

Produsele executate din compozite cu matrice termoplastică își păstrează proprietățile fizico-mecanice inițiale până la temperatura de circa. 200°C [12].

1.2.2 Matrici ceramice

În literatura de specialitate, ceramicele sunt definite ca materiale nemetalice de natură anorganică, greu solubile în apă, obținute pe cale naturală sau artificială la temperaturi și presiuni ridicate [12].

Ceramica tehnică este utilizată ca matrice datorită proprietăților intrinseci deosebite, cum ar fi [6, 12]:

- rezistență mecanică ridicată;
- rezistență apreciabilă la uzură și la șoc termic;
- valori mari ale rezistenței la rupere;
- densitate de 2-3 ori mai mică decât a oțelurilor;
- module de elasticitate superioare oțelurilor;
- duritate ridicată;
- stabilitate geometrică și dimensională;
- coeficient scăzut la dilatare termică.

Fabricarea unui compozit cu aceste materiale ar trebui să conducă la creșterea rezistenței la rupere, creșterea coeficientului Poisson, creșterea energiei de rupere fără modificarea contracției secțiunii la rupere și la creșterea rezistenței la fluaj. Compozitele ceramice au proprietăți excelente, dar există dificultăți de ordin tehnologic și legate de găsirea unor cupluri compatibile matrice-fibră.

Matricele ceramice pot să includă: alumină, oxid de zirconiu, carbură de siliciu, nitrură de siliciu sau amestecuri ale acestor componente și compuși complecși.

1.2.3 Matrici metalice

Metalele și aliajele prezintă o serie de proprietăți fizico-mecanice deosebite, care le recomandă ca matrice: proprietăți tribologice deosebite, rezistență la temperaturi înalte, proprietăți mecanice remarcabile, conductivitate termică și electrică ridicată, stabilitate structurală, rezistență mare la aprindere și la fluaj, se pot deforma plastic, caracteristicile fizice pot fi modificate prin diferite tratamente termice și mecanice, sunt rezistente la acțiunea solvenților organici, prezintă tenacitate bună și pot fi prelucrate ușor [6, 11, 14, 21].

Compozitul metalic cu matricea dintr-un aliaj pe bază de Ni sau Co, aliat cu W, Mo, Ti, Al, Zr, B, intră în procesul de fabricație în stare solidă (pulberi), lichidă, păstoasă sau în stare de vapori [11, 14].

Criteriile care stau la baza alegerii materialului de armare compatibil cu matricea metalică țin cont de: densitatea materialelor, rezistența la rupere, punctul de topire, coeficientul de dilatare termică, interacțiunea cât mai redusă la interfață etc.

1.2.4 Matrici minerale

Materiale de natură minerală care îndeplinesc rolul de matrice se întâlnesc în special în construcții sub denumirea generică de lianți.

Lianții sunt materiale active, care amestecate în anumite proporții și condiții cu alte materiale inerte (sub formă de bucăți, granule, fibre, etc.) se întăresc în timp, dând naștere unor compozite folosite în diverse scopuri în construcții. Lianții utilizați sunt de natură organică (de exemplu bitumurile) sau de natură anorganică (cimentul, varul, ipsosul etc.) [6].

1.3. Ranforsanți

Armătura sau ranforsantul se identifică cu faza discontinuă, constituită din elemente insolubile în masa matricei și dispuse mai mult sau mai puțin uniform în matrice.

Datorită proprietăților, formei și dispunerii, ranforsantul contribuie la:

- creșterea rigidității și rezistenței materialului compozit;
- dirijarea caracteristicilor materialului compozit prin armarea după una sau mai multe direcții;
- obținerea de proprietăți omogene sau neomogene prin modul de poziționare a armăturii în matrice.

Alegerea materialului de armare impune cunoașterea performanțelor impuse materialului compozit, a condițiilor de funcționare și a tehnologiilor de realizare. Alegerea cuplului fibră-matrice ține seama de, [6, 23]:

- posibilitatea realizării unei bune aderențe matrice-ranforsant;
- evitarea sau eliminarea posibilității apariției unor compuși între cele două materiale în zona interfeței, compuși ce ar avea un efect distructiv asupra compozitului;
- favorizarea transferului tensiunilor dintre componenți prin interfața material de armare-matrice.

1.3.1. Funcțiile ranforsantului

Principalele aspecte care trebuie reținute în legătură cu folosirea fibrelor și rolul lor în armarea compozitelor [23] sunt:

- datorită naturii unidimensionale a fibrelor, armătura contribuie la creșterea rigidității și rezistenței compozitului în principal după direcția de ranforsare, deși are influențe și pe alte direcții (cum ar fi chiar cea normală la fibre);
- creșterea rigidității și a rezistenței compozitului este proporțională cu fracțiunea volumetrică de fibră dispusă paralel cu direcția efortului, atât timp cât matricea asigură învelirea corectă a fibrelor și transferul eforturilor între componente;
- în cazul unor anumite fracțiuni volumetrice de fibră și dispuneri geometrice ale armăturii, rezistența și rigiditatea la tracțiune a compozitului cresc prin sporirea rigidității relative a armăturii față de matrice;
- fibrelor li se cere să aibă variații reduse ale rezistențelor individuale, caracteristici geometrice uniforme și stabilitatea proprietăților în timpul operațiunilor de manipulare și punere în operă;
- armătura este faza care preia, în proporția cea mai mare, eforturile.

Din acest motiv, forma și orientarea armăturii în compozit trebuie astfel alese încât să corespundă optim stărilor de tensiuni și deformații din compozit.

Ținând cont de rolul matricei și a armăturii, se poate spune că, pentru transformarea unei matrice într-un compozit prin înglobarea unei armături, trebuie să fie cunoscute [23]:

- care sunt fracțiunile volumetrice minime — maxime, astfel încât armarea să fie eficientă din punctul de vedere al proprietăților pe care trebuie să le aibă compozitul;
- care sunt orientările posibile ale armăturii în compozit, pentru ca acesta să aibă proprietățile urmărite.

1.3.2. Geometria ranforsantului

Un alt factor foarte important de luat în considerare, în cadrul aplicațiilor structurale, este geometria armăturii.

Ponderele fibrelor ca sisteme de armare este determinată de caracteristicile fizico-mecanice pe care le prezintă și de caracteristicile fizico-mecanice pe care trebuie să le obțină compozitul.

1.3.2.1. Ranforsarea

Componenta elementară a materialelor de armare din fibre este filamentul. Acesta este definit ca *element textil unitar*, filat continuu, cu diametrul foarte mic (de ordinul micrometrilor). Un ansamblu de filamente paralele, produse simultan și ușor legate împreună, fără o răsucire intenționată, formează un fir de bază. Trebuie menționat că numai fibrele de bor și cele de carbură de siliciu se obțin ca filamente singulare, cu diametre relativ mari, [3,4].

Fibrele sunt materiale macroscopic omogene, cu structură filiformă, cu o lungime mare în raport cu dimensiunea transversală, care sunt menținute laolaltă în diferite formațiuni morfologice prin intermediul unor forțe secundare de coeziune. Omogenitatea macroscopică a fibrei este, în mod particular, semnificativă în raport cu eterogenitatea accentuată care este prezentă în materialele fibroase la nivel microscopic [4,16]. Există și o stare de fibră a materiei care, atât din punct de

vedere științific cât și din punct de vedere practic, nu este mai puțin importantă decât alte stări fizice ale materiei. Starea de fibră, alături de starea de plastomer și de elastomer se subordonează sferei mai largi a stării macromoleculare a materiei. Starea de fibră este o asemenea structură a materiei, ce asigură materialului respectiv o sumă de proprietăți fizico-mecanice, chimice, termice care să-l facă utilizabil în tehnica textilă, în cazul unei fibre organice naturale sau artificiale, o caracteristică fundamentală a stării de fibră este alcătuirea ei macromoleculară. Starea de fibră trebuie privită drept un sistem macromolecular orientat ireversibil, având un grad ridicat de regularitate tridimensională și care se caracterizează prin proprietăți puternic anizotrope [3,4,16]. Proprietățile fundamentale ale fibrelor sunt influențate în mod hotărâtor de procedeele de sinteză și de fabricare ale acestora, iar proprietățile tehnologice, înțelegând prin aceasta toate etapele de prelucrare a fibrelor, mecanice și/sau chimice pentru a fi transformate în produse textile, sunt influențate de condițiile de solicitare (tipul de solicitare și intensitatea acesteia) care pot modifica într-o măsură variabilă proprietățile inițiale ale fibrei.

Proprietățile fibrelor sunt funcții de variabile multiple ca: structura chimică, gradul de polimerizare intercatenară, gradul de cristalinitate, orientare, comportare termică etc. De asemenea, structura moleculară a fibrelor este influențată și de condițiile tehnologice de prelucrare. Spre exemplu, în procesul de filare a fibrelor chimice, o influență deloc de neglijată o au temperatura, viteza de filare și condițiile de solidificare a filamentelor. În cazul procesului de etirare, o influență mare o exercită corelarea raportului de etirare cu temperatura de vitrifiere. În continuare, structura se mai poate modifica și datorită proceselor de prelucrare textilă mecanică (bobinare, răsucire, urzire, tricotare) sau chimică (spălare, vopsire, termofixări, tratamente speciale etc.) [4, 7, 16],

Toate acestea conduc în mod continuu la modificări în structura fibrelor cu implicații corespunzătoare în proprietățile și calitatea produsului finit. Urmând criteriul general de clasificare al fibrelor și anume, după natura materialului, acestea pot fi grupate în: *fibre anorganice și organice*.

Compozitele armate cu fibre sunt cele mai des întâlnite în practică, datorită avantajului că armăturile fibroase pot fi orientate astfel încât să asigure cea mai mare rezistență și rigiditate în direcția cerută și permit să se obțină cele mai eficiente configurații structurale datorită adaptabilității materialului compozit.

Funcție de raportul lungime /diametru, fibrele utilizate la elaborarea acestor tipuri de compozite sunt de două feluri:

- fibre continue sau fibre lungi;
- fibre discontinue sau fibre scurte.

Fibrele continue

Fibrele continue sunt caracterizate prin raportul lungime/diametru mare și au forma unor fire simple (monofilament), fire răsucite (multifilamente) și roving.

Firele răsucite sunt constituite din filamente care au suferit un tratament special și una sau mai multe operații de răsucire. Tratamentele aplicate filamentelor, precum și torsionarea acestora, au drept scop protejarea firului împotriva abraziunii și facilitarea operațiilor de țesere sau împletire. Se disting fire care au suferit o singură operație de răsucire ce poartă numele de fire simple și fire răsucite sau șnururi care sunt formate din două sau mai multe fire simple unite printr-o nouă operație de răsucire, a cărei valoare este în general calculată pentru a echilibra firul.

Răsucirea firelor se poate face în două sensuri:

- de la dreapta spre stânga și se notează cu S, firul ținut în poziție verticală are spiralele tangente la porțiunea centrală a literei S;
- de la stânga spre dreapta și se notează cu Z, (firul ținut în poziție

verticală are spiralele paralele cu partea centrală a literei Z).

De obicei prima răsucire se face de la stânga spre dreapta (Z) iar cea de a doua de la dreapta spre stânga (S). Operațiile de răsucire modifică rezistența firului, diametrul și flexibilitatea sa.

Roving este un ansamblu de fibre paralele, unite fără o răsucire intenționată. Rovingul, ca material de armare, se caracterizează prin: rezistență la tracțiune determinată în principal de compoziția și integritatea fibrelor și a materialului de înclieiere, viteza de impregnare cu rășină [18, 20, 21].

În funcție de tehnicile de prelucrare se produc mai multe tipuri de roving [18, 19]:

- *roving pentru tocare*, utilizat de preferință la prelucrarea prin pulverizare și caracterizat printr-o bună comportare la tăiere și împrăștiere;
- *roving de înfășurare*, care este destinat armării materialelor plastice prin metoda înfășurării. Prin această metodă se obțin tuburi, țevi și fittinguri din poliesteri sau alți polimeri armați cu fire de sticlă. Aceste produse întrunesc caracteristici deosebite ca: rezistență la coroziune chimică, etanșeitate, rezistență la presiune etc.
- *roving de țesere*, se caracterizează prin flexibilitate ridicată, comportare bună la abraziune și scămoșare, tensionare uniformă a filamentelor, viteză mare de impregnare cu rășină poliesterică sau alte rășini. Printr-o apretare suplimentară cu un apret ce conține agenți de uleiare și umectare se mărește flexibilitatea rovingului și se reduc fenomenele de scămoșare și abraziune;
- *roving buclat*, este format, în general, dintr-un miez (mai multe fire continue și paralele) și un fir care formează în jurul miezului o serie de bucle. Rovingul buclat este folosit în principal la obținerea țesăturilor grele (în urzeală), destinate armării rășinilor poliesterice nesaturate.

Disponerea fibrelor în lamela compozită se face unidirecțional, bidirecțional și spațial.

În cazul *dispunerii unidirecționale* a fibrelor, lamela compozită astfel armată are proprietăți elastice cu valori mari în direcția longitudinală, comportarea compozitului pe celelalte direcții fiind aproape identică datorită distribuției aleatoare a fibrelor pe direcția transversală. Astfel, un compozit unidirecțional poate fi considerat transversal izotrop adică izotrop în planul perpendicular pe fibre.

În cazul *dispunerii bi și tridimensionale* a fibrelor, armătura apare ca o structură textilă. În lipsa unui criteriu definitiv, care să separe textilele preformate în două categorii (bi- și tridimensionale), s-a considerat drept criteriu gradul de integrare (implicare) al firului în rezistența pe direcția grosimii textilului. Astfel, tradiționalele țesături, împletituri, la care grosimea este limitată la două sau trei diametre și la care rezistența pe direcția grosimii este mică, s-au încadrat în categoria structuri textile bidimensionale. Pe de altă parte, textilele care prezintă o rezistență semnificativă pe direcția grosimii, cazul împletiturii rigide sau țesătura după trei direcții, se consideră a fi structuri textile tridimensionale [10, 17].

În cazul țesăturilor bidimensionale, funcție de modul de îmbinare al firelor, se disting mai multe legături fundamentale, dintre care amintim cele mai uzuale:

- țesere tip pânză (firele din urzeală și din bătătură se suprapun alternativ);
- țesere pe diagonală (la suprafața țesăturii apar linii diagonale caracteristice);
- țesere tip satin (prezintă o față a țesăturii formată în majoritate din fire din bătătură, iar cealaltă față formată în majoritate din fire din urzeală).

În cazul în care urzeala și bătătura cuprind același număr de fire, țeserea este pătrată, iar țesătura va avea caracteristici fizico-mecanice foarte apropiate ca valoare pe ambele direcții. Astfel de țesături se folosesc la obținerea pieselor ale căror caracteristici mecanice impun aceleași valori sau valori apropiate pe 2 direcții.

Țesăturile din roving se caracterizează printr-o bună impregnare, prin rezistențamecanice ridicate în mai multe direcții, un bun raport rezistență/greutate la prețuri convenabile.

Țesăturile se pot folosi în combinație cu mat, roving tocat sau alte materiale de armare, astfel încât să se asigure importante avantaje tehnice și economice.

Fibrele discontinue

Fibrele discontinue se pot produce ca atare sau sunt rezultatul fragmentării (tocarea, măcinarea) fibrelor de lungimi mari. Se disting următoarele categorii [6]:

- fibre discontinue lungi, caracterizate prin raportul $l/d=300-1000$, cu lungimi de ordinul milimetrilor și cu diametrul cuprins între 3-10 μm ;
- fibre discontinue scurte, obținute prin tăierea fibrelor continue lungi, care prezintă raportul $l/d=100$, iar diametrul aproximativ 30 μm ;
- fibre foarte scurte-*whiskers*-care reprezintă o noua clasă de materiale de armare constituite din monocristale filamentare, de diametre $\leq 1 \mu\text{m}$ și lungime de 10 până la 30 mm.

Fibre tocate

Fibrele tocate se folosesc la obținerea premixurilor și se pot obține din roving sau din stand prin tocarea acestora, operație care se poate face atât la producător cât și la beneficiar. Tehnologiile folosite asigură integritatea firelor de bază atât înainte cât și după tocare.

Fire măcinate

Fibrele măcinate (fibre scurte de 0,4÷6 mm) se obțin prin măcinarea firelor de bază (ștrand) în mori cu ciocane care ulterior sunt tratate pentru a le asigura compatibilitatea cu rășinile poliesterice sau epoxidice.

Fibre de tip Whiskers

Fibrele de tip whiskers reprezintă o noua clasă de materiale de armare constituite din monocristale filamentare, de diametre și lungimi foarte mici numite și fibre discontinue foarte scurte. Sunt alcătuite în esență din cristale perfecte, diametrele lor foarte mici împiedicând apariția defectelor structurale. Deși au rezistență mecanică mare, fibrele de tip whiskers prezintă dificultăți din punct de vedere economic și al tehnologiei de armare. Aceste fibre se pot obține din diferite materiale, cum ar fi: oxid de aluminiu Al_2O_3 , nitrură de aluminiu AlN , grafit, carbură de siliciu SiC α , β , nitrură de siliciu Si_3N_4 , oxid de magneziu MgO , metale [17, 18]. Dintre proprietățile ce le fac remarcate, amintim [18]:

- capacitatea de a rezista la tendința de deplasare a dislocațiilor, ceea ce implică posibilitatea utilizării acestor materiale la temperaturi înalte și în condiții de solicitare îndelungată;
- rezistența la rupere mare, invers proporțională cu grosimea;
- datorită anizotropiei cristalului, valoarea modulului de elasticitate depinde de direcția pe care se face măsurătoarea. Există posibilitatea orientării filamentelor, astfel încât direcția de solicitare mecanică să corespundă unui anumit modul de elasticitate;
- densitate redusă;
- inerție chimică.

Mat-uri

Mat-ul este un produs din fire de bază tocate sau continue, distribuite aleator și fixate cu un liant. Capacitatea de armare a mat-urilor din fire de bază

tocate și a aceloră din fire de bază continue nu diferă prea mult, astfel că metodele de prelucrare sunt cele care determină alegerea unuia sau altuia. Astfel, mat-ul din fire de bază continue, Fig. 1.12, se recomandă la obținerea unor profile complicate, la prelucrarea rășinilor poliesterice nesaturate prin presare și injecție, în timp ce mat-ul din fire de bază tăiate se folosește la obținerea unor profile simple, prin metoda manuală de contact și diferite procedee de impregnare continuă. Funcție de viteza de impregnare a acestora cu rășină deosebim mat cu viteză mare de impregnare și mat cu viteză mică de impregnare.

În cazurile în care se urmărește realizarea unui strat de suprafață neted și bogat în rășină, se folosesc mat-urile de suprafață. Mat-ul de suprafață este o împletitură foarte subțire din filamente de sticlă (0,3-0,4mm și 50g/m²) cu o mare putere de absorbție a rășinii poliesterice nesaturate. Funcție de cantitatea de liant folosită la obținere, se deosebesc [19]:

- mat de suprafață semirigid, care prezintă cu un bogat conținut în liant și care se recomandă în metodele de prelucrare prin presare și injecție;
- mat de acoperire cu un conținut scăzut în liant, care se recomandă în metode de prelucrare manuală.

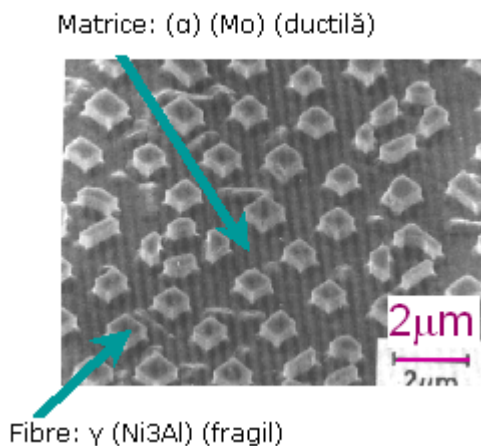


Fig. 1.12 – Ranforsare cu fibre continue

1.3.2.2. Ranforsarea cu particule

În general, prin armarea cu particule nu se obține îmbunătățirea rezistenței la rupere, dar procedeul prezintă avantajul obținerii unor materiale izotrope (izotropie locală sau pe întreaga secțiune a compozitului) cu tehnologii simple de înglobare și dispersare a particulelor în matrice și cu costuri reduse.

Particulele dure înglobate într-o matrice fragilă reduc rezistența compozitului, datorită concentrărilor de tensiuni în matricea din zona limitrofă armăturii. Particulele, mari sau mici, de formă sferică, plată sau altă configurație, se utilizează la producerea compozitelor cu rezistență ridicată la uzură, asigurând produsului finit o greutate redusă, stabilitate dimensională importantă, capacitate mare de amortizare a vibrațiilor, Fig. 1.13 [6, 11, 19, 21].

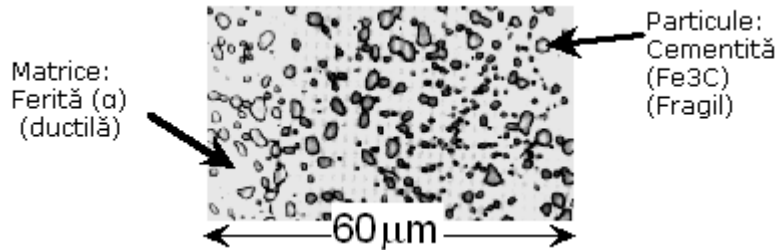


Fig. 1.13 – Ranforsare cu particule

Adaosurile din pulberi (filer) sunt utilizate frecvent pentru modificarea proprietăților masei de bază, cum ar fi: conductivitatea termică sau electrică, performanțele compozitelor la temperaturi ridicate, prelucrabilitatea, duritatea și contracția materialului.

Compozitul cu particule poate fi orice sistem prin care se combină materiale diverse, alegerea unei anumite asocieri depinzând de caracteristicile necesare. De exemplu, particulele de plumb în matricea unui aliaj de cupru și oțel îmbunătățesc prelucrabilitatea, iar cele de molibden sau crom într-o masă ductilă îmbunătățesc proprietățile la temperaturi ridicate, menținând ductilitatea la temperaturi normale. Compozitele cu particule de tungsten sau molibden în matrici de cupru îmbunătățesc caracteristicile electrice și modifică temperatura de topire a sistemului [6, 11,21].

1.3.2.3. Ranforsarea cu fulgi (solzi, foițe)

Solzii, ca material de armare, sunt realizați din materiale nemetalice. Au o geometrie bidimensională cu rezistență și rigiditate care se dezvoltă după două direcții. În mod obișnuit solzii se ordonează paralel unul cu altul, obținându-se procente de armare mai ridicate decât la armarea cu fibre. Această proprietate conferă avantajul reducerii cantității de matrice în scopul înveliții și legării solzilor. Foițele se suprapun așa de mult, încât un asemenea compozit este mult mai impermeabil decât un compozit armat cu alți ranforsanți. Un exemplu de compozit armat cu solzi îl constituie sticla armată cu solzi de mică, material folosit în aplicații electrotehnice [22, 23].

1.4. Interfața fibră-matrice

Analiza unui material compozit nu se poate face fără cunoașterea fenomenelor care au loc la interfața fibră-matrice. Interfața fibră-matrice este o regiune de tranziție cu o evoluție gradată a proprietăților. Regiunea de contact fibră-matrice poate fi tratată ca o a treia fază a compozitului. La interfața matrice-armătură se desfășoară procese fizice și chimice complexe, care se influențează reciproc și care pot schimba în sens favorabil sau nu condițiile de realizare a contactului dintre cele două componente. Transferul eforturilor la interfață este posibil numai dacă între componente se realizează un contact molecular intim. Cedarea la interfață este adesea critică pentru proprietățile compozitului, iar conlucrarea este asigurată mai ales în măsura în care se realizează pe cale chimică [21, 22].

1.5. Proprietățile materialelor compozite

Proprietățile compozitului sunt puternic influențate de *proprietățile* materialelor constitutive, de *distribuția* lor și de *interacțiunea* dintre ele. Astfel, în descrierea materialului compozit ca sistem, în afară de natura materialelor constitutive și proprietățile lor, este necesar să se specifice și geometria armăturii în ansamblul sistemului, aceasta din urmă putând fi descrisă de formă, mărime (proporții), distribuție (ca *mărime și concentrație*). Sistemele care conțin armături cu geometria identică pot fi diferențiate prin *concentrație, distribuția concentrațiilor și orientarea armăturilor*, după cum urmează [1]:

Forma unității discrete a fazei discontinue poate fi aproximată prin sfere sau cilindri, iar în general pentru armături naturale sau obținute pe cale industrială, forma poate fi asemănată cu a unor secțiuni prismatice.

Mărimea și distribuția armăturii controlează textura materialului. Împreună cu fracțiunea volumică se poate determina aria zonei de interfață, care joacă un rol important în determinarea interacțiunii dintre armătură și matrice.

Concentrația unui component se apreciază, în general, prin fracțiunea volumică sau masică. Contribuția unui singur constituent la toate proprietățile compozitului se determină prin acest parametru. De asemenea, concentrația este o variabilă ușor de controlat și utilizat în scopul modificării proprietăților compozitului.

Omogenitatea este o caracteristică importantă, care determină măsura în care un volum reprezentativ de material poate diferi prin proprietățile mecanice și fizice față de proprietățile medii ale materialului. Neuniformitatea sistemului ar trebui evitată pentru că aceasta reduce proprietățile care sunt guvernate de legăturile cele mai slabe din material.

Orientarea armăturii afectează izotropia sistemului. Acolo unde armătura se prezintă sub forma de particule care au dimensiunile aproximativ egale, compozitul se comportă ca un material izotrop, ale cărui proprietăți sunt independente de direcție. Dacă dimensiunile particulelor reprezentative sunt inegale, compozitul se comportă ca un material cvasiizotrop, dacă particulele sunt orientate aleator, ca și în cazul armării cu fibre scurte.

Distribuția concentrației particulelor se referă la relația spațială dintre ele și este o măsură a *omogenității* sau a uniformității sistemului. Particulele trebuie să fie uniform dispersate în compozit astfel încât să formeze o rețea cu trasee continue, care conectează toate particulele. Situația este posibilă în cazul unei concentrații mult scăzute, iar aceste rețele au o influență semnificativă asupra proprietăților electrice ale compozitelor.

În Tabelul 1.1 sunt exemplificate câteva combinații matrice – ranforsant și proprietățile obținute pe baza lor.

Tabelul 1.1 – Exemple de combinații fibră – matrice [55]

Matrice	Fibre	Proprietăți
Poliester	Sticlă	- rezistență mare - rigiditate ridicată - greutate redusă
Poliamide	Carbon	- rigiditate mare - termostabilitate până la 250° C
Epoxidică	Bor	- rezistență mare - rigiditate ridicată - greutate redusă
Aluminiu Titan și alije de titan	Bor	- limită la fluaj ridicată - rigiditate și termostabilitate până la 550° C - conductibilitate termică și electrică - rezistență la coroziune
Cobalt Nichel	TaC TaC; NbC	- termostabilitate la peste 1000°C - caracteristici mecanice ridicate
Oxizi și carburi (SiC, Al ₂ O ₃)	Sticlă	- tenacitate până la 600°C
Oxizi și nitruri	SiC Si ₃ N ₄ Al ₂ O ₃	- limită ridicată la fluaj - termostabilitate la 1200 – 1500 °C
Carbon	Carbon	- tenacitate până la 2600 °C

1.6. Direcții de cercetare-dezvoltare

Pe plan mondial, direcțiile de cercetare-dezvoltare în domeniul materialelor compozite rezultă din strategia economică a fiecărei țări sau a comunități economice. Dintre preocupările de cercetare-dezvoltare în domeniul materialelor compozite amintim [5, 10]:

- obținerea de noi tipuri de materiale compozite, care să satisfacă cerințe din ce în ce mai exigente ale domeniilor de utilizare;
- noi modele matematice ale variației proprietăților materialelor în funcție de parametrii proceselor tehnologice;
- lărgirea cunoștințelor privind fenomenele fizico-chimice care au loc la limita de separare a fazelor;
- dezvoltarea tehnicilor de control nedistructiv destinate acestor materiale;
- elaborarea de noi studii teoretice și experimentale pentru stabilirea comportării materialelor armate cu structuri textile de diverse arhitecturi;
- generare de noi dispozitive specifice pentru prelucrare și control;
- stabilirea principiilor fizice de prognozare a uzurii materiale anizotrope;
- noi materiale de înaltă complexitate care să aibă o componentă constitutivă la nivel nano;
- dezvoltarea de noi materiale de înaltă performanță și multifuncționale utilizând nanotehnologiile și nanoprocesele;
- elaborarea de noi materiale pentru matrice, cu structuri microcristaline sau amorfe, cu rezistență anticorrosivă înaltă, cu o rezistență termică superioară;
- obținerea de noi tipuri de sisteme de materiale compozite metalice pe bază de carburi, boruri, siliciu etc, în asociere cu diamante sintetice;
- dezvoltarea unor studii ale tehnologiilor de producere a materialelor de

perspectivă, având matrice cu rezistență specifică înaltă și modul de elasticitate superior, pe bază de aluminiu și titan, armate cu fibre de carbon, bor și bazalt;

- extinderea studierii posibilităților de utilizare a materialelor compozite metalice pentru îmbunătățirea cracteristicilor suprafețelor în contact supuse unui proces de frecare și eroziune, prin optimizarea și perfecționarea tehnicilor de acoperire a suprafețelor metalice cu pelicule din amestecuri de carburi, nitruri de siliciu, ori amestecuri metalo-ceramice pe bază de oxizi de aluminiu.

Studiul a fost conceput în sensul aprofundării datelor privind materialele compozite, examinate sub raportul proprietăților lor fizico-mecanice, cu particularizare la cazul plăcilor laminate și compozite de tip sandwich. Aceste materiale au utilizări tot mai extinse, în special în industria feroviară, dar și în industria constructoare de mașini, inclusiv în fabricația de utilaje destinate construcțiilor civile.

În general nivelul abordării acestei tematici în lume este destul de diferit, potrivit stadiului tehnologic - industrial al țărilor considerate, puterile industriale dispunând și aici de achizițiile cele mai performante.

Prin cercetarea atentă a surselor bibliografice de referință, monografiile științifice, referate și comunicări la congrese și colocvii de specialitate, se pot identifica direcții principale de preocupare generatoare de sugestii tematice, pentru doritorii de consacrare în această problematică.

Cu o atare fundamentare prin surse reprezentative care alcătuiesc Bibliografia ce o avem la dispoziție, vom dezvolta următoarele segmente:

- în primele două capitole se prezintă considerații teoretice asupra unor aspecte esențiale ale caracterizării compozitelor ca materiale anizotrope. Dezvoltăm aici concepte definitorii ale mecanicii plăcilor compozite laminate și compozite sandwich;

- capitolul trei prezintă o analiză numerică cu metoda elementului finit pe o placă compozit laminată, formată din straturi de lemn balsa cu diferite orientări și melamină

- capitolul patru este dedicat investigației esențiale efectuate, respectiv cercetărilor experimentale, asupra materialelor compozite de tip placă laminată multistrat și de tip sandwich.

Pe parcursul tezei de doctorat sunt prezentate o serie de concepte privind comportarea materialelor compozite la diferite moduri de solicitare precum și multe contribuții de natură analitică și experimentală, în vederea caracterizării mecanice a celor două tipuri de materiale compozite: compozit laminat format din straturi de lemn balsa și melamină și compozit sandwich format din miez de plută și fețe de aluminiu.

Ceea ce se prezintă într-o atare structurare are deopotrivă, astfel, semnificații teoretice și practice, cu concluzii utile la proiectarea plăcilor compozite. Cu această sinteză introductivă vom trece la abordarea problematicii teoretice a materialelor compozite.

2. STADIUL ACTUAL PRIVIND COMPORTAMENTUL MECANIC AL MATERIALELOR COMPOZITE

2.1. Generalități

Materialele compozite, în contextul unor materiale cu înalte performanțe pentru aplicații structurale, au fost utilizate cu precădere începând cu anii `60; cu toate că materiale ca polimeri ranforșați cu fibre de sticlă au fost deja studiate cu 20 de ani în urmă. Deși, inițial au fost utilizate o serie de metode de testare convenționale pentru determinarea proprietăților fizice și mecanice ale metalelor și alte materiale omogene și izotrope, a fost recunoscut, totuși, că aceste materiale noi, care sunt neomogene și anizotrope, necesită o atenție specială pentru determinarea proprietăților fizice și mecanice.

În prima fază, tehnologia materialelor compozite a fost dezvoltată în principal pentru comunitatea aerospațială. Datorită faptului că metodele de testare a materialelor compozite nu erau standardizate, fiecare producător de aparate de zbor au avut tendința de a dezvolta propriile proceduri. Problema s-a complicat și mai mult odată cu dezvoltarea de materiale noi, de exemplu, fibre de carbon și bor la mijlocul anilor `60 și fibrele de Kevlar la începutul anilor `70, împreună cu noi epoxi, poliamide și alte materiale matrice, inclusiv metale.

În Statele Unite ale Americii, guvernul a sponsorizat o mare parte din cercetările privind dezvoltarea și testarea materialelor compozite prin intermediul unor agenții de tipul National Aerospace Administration (NASA), Air Force și Navy. Totodată, a fost ridicată problema existenței unor standarde cu privire la metodele de încercare a materialelor compozite. Toate inițiativele legate de stabilirea unor standarde de încercări valabile pentru toate categoriile de materiale compozite au fost eșuate, datorită apariției unor noi clase de materiale cu proprietăți diferite și pentru care metodele de încercare existente nu puteau fi aplicate. Nici până în prezent încercările de generare a unor standarde generale pentru testarea materialelor compozite nu au ajuns la o finalizare. Pe de altă parte organizații ca ASTM au făcut demersuri pentru menținerea unui grad de uniformitate și pentru rezolvarea problemelor legate de standardele de încercări [27,28].

2.2. Cod de orientare a materialelor compozite laminate

De obicei, blocul de bază al unui component dintr-un material compozit este o placă unidirecțională, adică, un strat subțire constând dintr-o ranforsare de fibre toate orientate în aceeași direcție și înglobate într-o matrice cum ar fi polimerul. Alternativ, ranforsarea poate fi sub formă de fibre țesute formând un strat țesut sau un mănunchi subțire de fibre orientate aleator.

În procesul de concepție, aceste straturi individuale sunt stivuite și prelucrate împreună formând materialul compozit laminat, cu proprietățile dorite. Un astfel de laminat poate fi considerat ca un complex realizat să satisfacă criteriile specifice de proiectare adăugând rând pe rând straturi cu orientări aleatoare, diferite forme de ranforsări și tipuri de materiale. Până la începutul anilor `70 nu a fost stabilit un

sistem pentru definirea schemei de așezare a straturilor dintr-un material compozit. Nevoia de o terminologie comună în ceea ce privește definirea materialelor compozite, a devenit tot mai evidentă.

Astfel că, în ediția a treia a publicației „Advanced Composites Design Guide”, laboratorul „Air Force Structural Dynamics” include primul cod de orientare a materialelor compozite laminate [29]. Acest cod a stabilit un consens general în industria aeronautică la acea vreme și în prezent continuă să fie folosit, cu mici modificări, de aproape toate companiile utilizatoare de materiale compozite.

Codul de orientare a materialelor compozite publicat în 1973 este rezumat în următoarele secțiuni.

- Codul de orientare standard

Codul standard de orientare folosit pentru descrierea unui material compozit specific este prezentat prin următoarele caracteristici:

1. Straturile sunt înregistrate într-o secvență începând de la o față a laminatului spre cealaltă și încadrate în paranteze drepte pentru a indica începutul și sfârșitul codului.

2. Indicele T plasat după paranteza dreaptă ce închide codul indică faptul că în cod este prezentată întreaga secvență a laminatului compozit. Pentru un laminat simetric sunt trecute în cod doar straturile dintr-o parte a planului de simetrie urmat de indicele S după paranteza dreaptă ce închide codul. De asemenea, se folosește indicele Q în cod pentru a indica un laminat asimetric (impropriu denumit laminat cvasi-simetric).

3. Fiecare strat al laminatului este reprezentat printr-un număr ce indică unghiul de orientare, în grade, a stratului respectiv față de axa geometrică x a materialului compozit laminat. Unghiurile de orientare sunt considerate pozitive atunci când orientarea se face în sensul acelor de ceas.

4. În cazul în care laminatul este compus din două sau mai multe straturi învecinate, cu aceleași proprietăți și aceeași orientare, se folosește în codul de reprezentare un singur număr ce indică unghiul de orientare, precedat de un indice ce semnifică numărul straturilor învecinate cu aceeași orientare și respectiv proprietăți. De exemplu, un laminat constând din trei straturi cu orientare -45° va fi reprezentat prin $[-45_3]_T$.

5. Dacă unghiurile straturilor adiacente diferă sau au aceeași orientare dar proprietăți diferite, straturile sunt separate în cod prin semnul / . De exemplu, un laminat format din două straturi cu același material dar un strat orientat la $+45^\circ$ și celălalt la -30° , va fi exprimat prin $[45/-30]_T$. De reținut faptul că primul strat din codul de reprezentare corespunde cu primul strat din procesul de fabricare. Un laminat simetric format din șase straturi identice, având orientările $+45, 0, -30, -30, 0$ și $+45^\circ$ va fi exprimat prin $[45/0/-30]_S$. Când un laminat simetric conține un număr impar de straturi din același material, de exemplu $-30, 90, 45, 90$ și -30° ,

stratul din mijloc va fi trecut în cod cu o bară deasupra, $[-30/90/\bar{45}]_S$.

6. Când două straturi adiacente au unghiuri de orientare egale dar de semne diferite este necesar introducerea în cod a ambelor semne + și - . Fiecare semn + sau - reprezintă un strat. De exemplu, un laminat format din patru straturi orientat la $+20, +20, -30$ și $+30^\circ$, va fi reprezentat prin $[20_2,-30]_T$. Trebuie urmărită ordinea straturilor în laminat, în cazul de față s-a folosit \mp și nu \pm .

7. Repetarea unei secvențe de straturi formează un set și se introduce în paranteze rotunde. De exemplu, un laminat format din șase straturi $45, 0, 90, 45, 0$ și 90° va fi reprezentat prin $[(45/0/90)_2]_T$ sau $[(45,0,90)]_{2T}$.

8. Dacă laminatul conține straturi cu diferite materiale și/sau diferite grosimi, în codul de reprezentare fiecare strat este urmat de un indice (sau exponent) ce definește caracteristicile stratului. De exemplu, $[0_s, 90_k, 45_c]_S$ reprezintă un laminat simetric format din fibre de sticlă, Kevlar și carbon.

2.3. IZOTROP ȘI ANIZOTROP - MODURI DE TRATARE A PLĂCILOR COMPOZITE

Materialele anizotrope, având proprietăți direcționale, se consideră omogene dacă atare proprietăți direcționale din orice parte a plăcii sunt reprezentative față de proprietățile direcționale ale întregii plăci. Ipoteza trebuie raportată la o valoare medie, care în cazul compozitelor corespunde unei anumite distribuții a fibrelor de armare. Nu se iau în considerare perturbațiile locale ale tensiunilor.

Un tip special de materiale anizotrope este cel ortotrop, caracterizat prin existența a două plane ortogonale de simetrie; planul de simetrie se definește prin calitatea sa de a reflecta nealterată structura materialului considerat. În Fig. 2.1 este ilustrat cazul unei plăci compozite unidirecționale, în situația de simetrie, Fig. 2.1.a (compozitul este intersectat de două perechi de plane ortogonale: $x = 0$ și $y = 0$) și respectiv de asimetrie, Fig. 2.1.b.

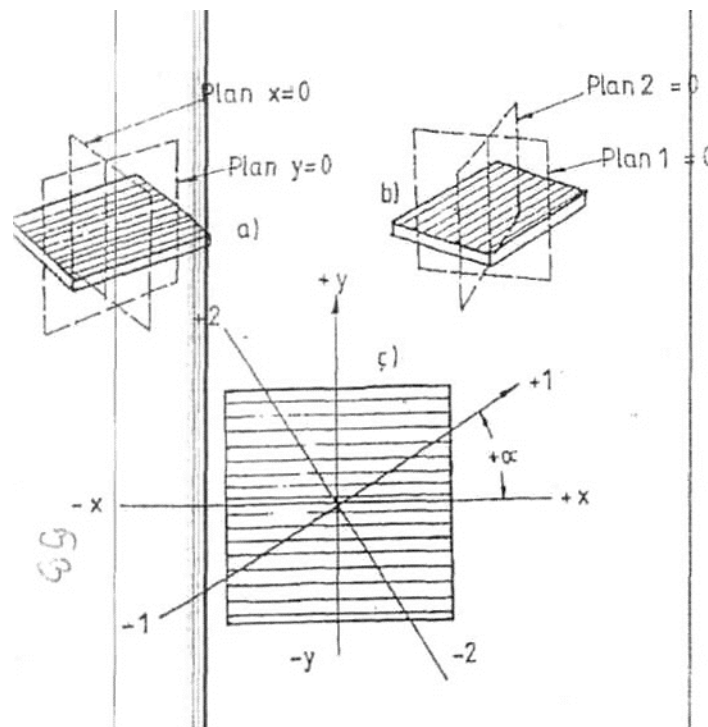


Fig. 2.1 – Placă compozit unidirecțională în condiții de: a) simetrie și b) asimetrie; c) reprezentarea planelor ortogonale pe o placă compozit unidirecțională

În Fig. 2.2 se schițează încărcarea plană a unui compozit ortotrop unidirecțional cu matrice epoxy și fibre de bor 50% în volum, având $\sigma_x = \sigma_y = \tau_{xy} = 700\text{MPa}$.

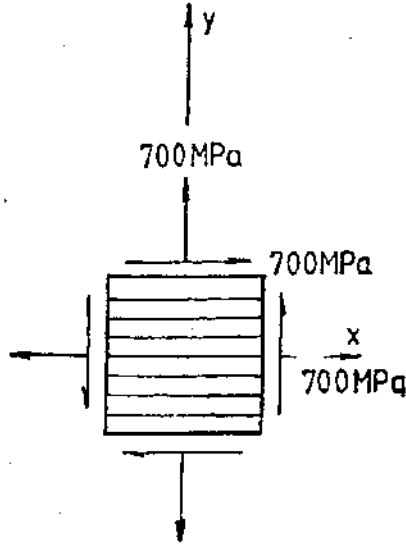


Fig. 2.2 – Încărcare plană a unui compozit ortotrop

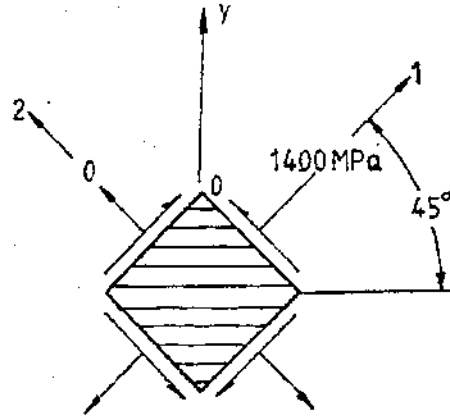


Fig. 2.3 – Încărcarea plană a unui compozit rotit la 45°

Rezultând următoarele valori pentru componentele corespunzătoare ale deformației: $\varepsilon_x = 0,26 \text{ mm/m}$; $\varepsilon_y = 3,11 \text{ mm/m}$; $\gamma_{xy} = 9,09 \text{ mm/m}$.

Se calculează apoi, spre exemplificare, componentele tensiunii și deformației în eșantionul rotit cu 45° (Fig. 2.3). Calculul se face recurgându-se la ecuațiile de transferare, respectiv pentru tensiune (2.1) și deformație (2.2) și se găsesc: $\sigma_1 = 1400 \text{ MPa}$; $\sigma_2 = 0$; $\varepsilon_1 = 6,23 \text{ mm/m}$; $\varepsilon_2 = 2,86 \text{ mm/m}$; $\gamma_{12} = 2,86 \text{ mm/m}$

Material izotrop
(direcțional independent)

$$v = \frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1};$$

$$(v_{yz} = v_{xz} = v_{xy});$$

$$E = \frac{\sigma_1}{\varepsilon_1} = \frac{\sigma_2}{\varepsilon_2} = \frac{\sigma_6}{\varepsilon_6};$$

Material anizotrop
(direcțional dependent)

$$v_{12} = -\frac{\varepsilon_2}{\varepsilon_1};$$

$$(v_{12} = v_{21});$$

$$E_{11} = \frac{\sigma_1}{\varepsilon_1}; E_{22} = \frac{\sigma_2}{\varepsilon_2}; \tag{2.1}$$

$$E_{66} = \frac{\sigma_6}{\varepsilon_6}. \tag{2.2}$$

Și modulul G pentru un material anizotrop se exprimă similar definiției sale din cazul izotrop, [47]:

$$G = \frac{\tau_{12}}{\gamma_{12}}, (\text{izotrop}) \tag{2.3}$$

$$G_{12} = \frac{\tau_{12}}{\gamma_{12}}, (\text{anizotrop}), \tag{2.4}$$

v – coeficientul lui Poisson; ε_1 – deformația specifică longitudinală după direcția 1; ε_2 – deformația specifică longitudinală după direcția 2; γ_{12} – deformația specifică

transversală pe latura perpendiculară pe direcția 1 și paralelă cu direcția 2; σ_1 – tensiunea normală principală după direcția 1; σ_2 – tensiunea normală principală după direcția 2; τ_{12} – tensiunea tangențială pe latura perpendiculară pe direcția 1 și paralelă cu direcția 2.

La materialele compozite anizotrope, spre deosebire de corpurile izotrope, tensiunile de forfecare se induc și prin încărcări normale.

2.4. Analiza mecanică a materialelor compozite laminate

Materialele compozite laminate, de obicei, sunt construite din straturi ortotrope ce conțin fibre unidirecționale sau țesături. În general, în sens macroscopic, un strat component al materialului compozit laminat, se presupune că se comportă ca un material ortotrop omogen. Relația constitutivă pentru un material liniar elastic ortotrop în raport cu sistemul de coordonate al materialului este [30-35]:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

în care componentele tensiunii (σ_{ij} , τ_{ij}) sunt definite în Figura 2.4, iar S_{ij} sunt elementele matricii de rigiditate. Componentele deformației specifice (ε_i , γ_{ij}) sunt definite în Figura 2.5.

Într-o placă subțire, o stare plană de tensiune este dată de relația:

$$\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{13} = 0 \quad (2.6)$$

Ținând cont de relația (2.10) în ecuația (2.9), rezultă:

$$\varepsilon_3 = S_{13} \cdot \sigma_1 + S_{23} \cdot \sigma_2 \quad (2.7)$$

$$\gamma_{23} = \gamma_{13} = 0 \quad (2.8)$$

Astfel, pentru starea plană de tensiune, pe grosime, deformația specifică ε_3 nu este o cantitate independentă și nu este necesar să fie inclusă în relația constitutivă, ecuația (2.5) devenind, [47]:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

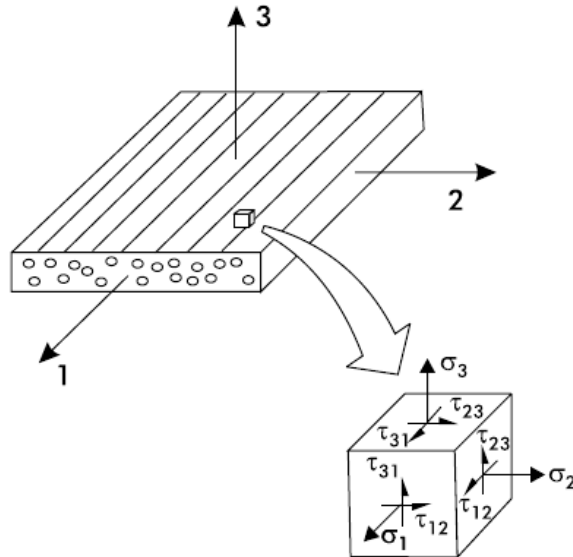


Fig. 2.4 – Reprezentarea direcțiilor principale și a componentelor tensiunii pentru un strat laminat

Elementele de complianță, S_{ij} , pot fi determinate în raport cu constantele ingineresti ($E_1, E_2, G_{12}, \nu_{12}, \nu_{21}$), [47]:

$$\begin{aligned} S_{11} &= 1/E_1, \quad S_{12} = -\nu_{12}/E_1 = -\nu_{21}/E_2 \\ S_{22} &= 1/E_2, \quad S_{66} = 1/G_{12} \end{aligned} \quad (2.10)$$

în care: $E_1 = \sigma_1 / \varepsilon_1$, $\nu_{12} = -\varepsilon_2 / \varepsilon_1$, $E_2 = \sigma_2 / \varepsilon_2$, $\nu_{21} = -\varepsilon_1 / \varepsilon_2$

Pentru un material compozit unidirecțional, E_2 este mult mai mic decât E_1 și ν_{21} este mult mai mic decât ν_{12} . Pentru un material compozit echilibrat $E_1 \approx E_2$ și $\nu_{12} \approx \nu_{21}$. Coeficienții lui Poisson, ν_{12} și ν_{21} , nu sunt independenți.

$$\nu_{21} = \nu_{12} E_2 / E_1 \quad (2.11)$$

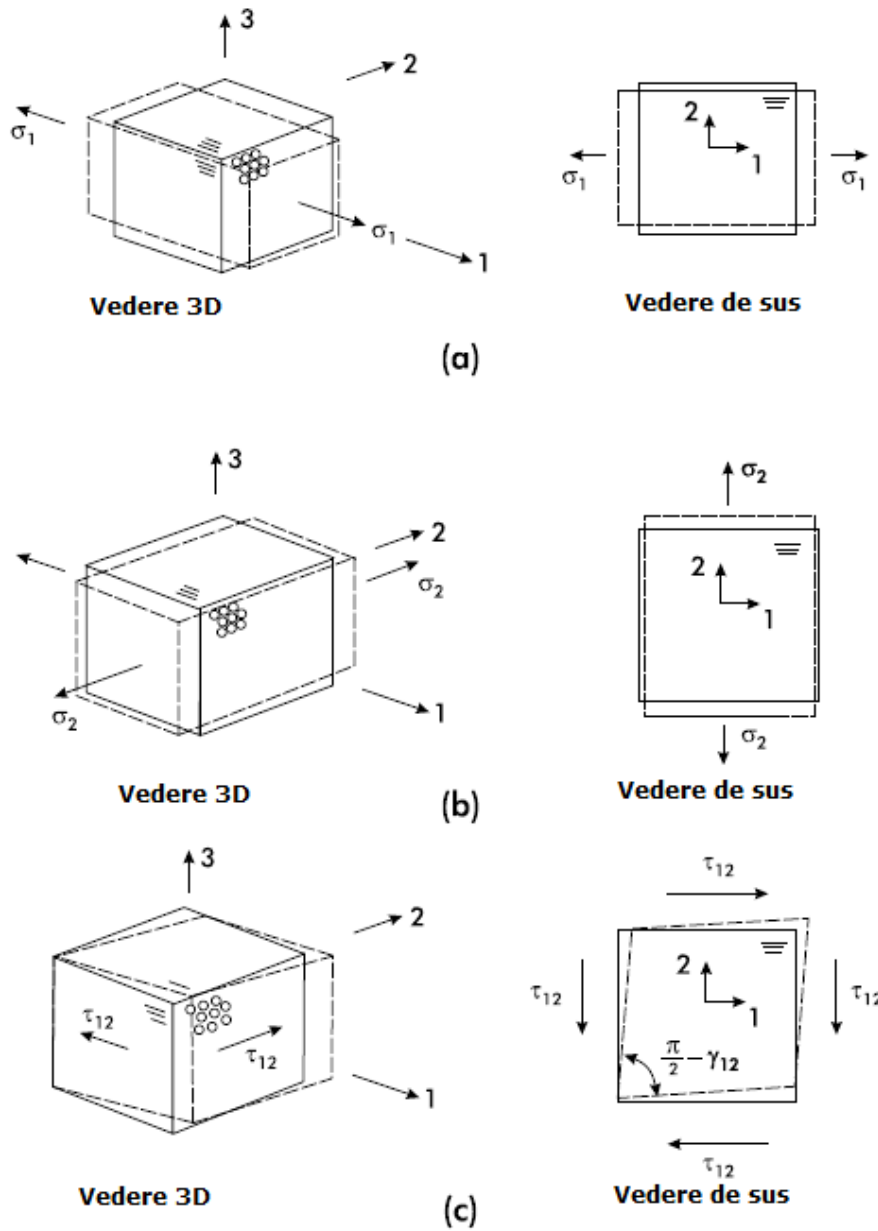


Fig. 2.5 – Reprezentarea deformațiilor unui material ortotropice date de: a) tensiunea σ_1 ; b) tensiunea σ_2 ; c) tensiunea τ_{12}

Modulul de forfecare în plan, G_{12} , este definit cu relația, Fig. 2.5-c:

$$G_{12} = \tau_{12} / \gamma_{12} \quad (2.12)$$

Deseori este convenabil ca exprimarea tensiunilor să se facă în funcție de deformațiile specifice. Acest lucru este realizat prin inversarea ecuației (2.9), [47]:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

În relația (2.13), termenii matricei de rigiditate redusă, Q_{ij} , pot fi exprimați prin următoarele relații, [47]:

$$Q_{11} = E_1 / (1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}) \quad (2.14.1)$$

$$Q_{12} = \nu_{12} \cdot E_2 / (1 - \nu_{12}\nu_{21}) = \nu_{21} \cdot E_1 / (1 - \nu_{12}\nu_{21}) \quad (2.14.2)$$

$$Q_{22} = E_2 / (1 - \nu_{12}\nu_{21}) \quad (2.14.3)$$

Transformarea tensiunilor și deformațiilor

Considerând un strat, la care direcțiile principale (1,2) sunt orientate sub un unghi θ față de sistemul de coordonate (x,y) al materialului (Fig. 2.6), componentele tensiunii și deformației specifice pot fi transformate cu următoarea relație, [47]:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = [T] \cdot \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

$$\text{și } \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} / 2 \end{bmatrix} = [T] \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} / 2 \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

iar matricea de transformare este dată de relația:

$$[T] = \begin{bmatrix} m^2 & n^2 & 2mn \\ n^2 & m^2 & -2mn \\ -mn & mn & m^2 - n^2 \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

$$m = \cos\theta, \quad n = \sin\theta$$

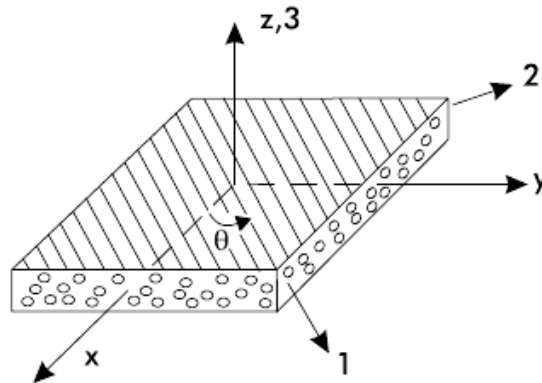


Fig. 2.6 – Rotire în sens pozitiv a direcțiilor principale (1,2), față de sistemul de axe (x,y)

Din (2.15) și (2.16) se pot stabili relațiile deformație specifică – tensiune pentru stratul considerat, raportate la sistemul de coordonate (x,y), [47]:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16} \\ \bar{S}_{12} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26} \\ \bar{S}_{16} & \bar{S}_{26} & \bar{S}_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Similar, pentru stratul considerat relația tensiune – deformație specifică se poate scrie, [47]:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

$$\bar{Q}_{11} = m^4 \cdot Q_{11} + 2m^2n^2(Q_{12} + 2Q_{66}) + n^4Q_{22}$$

$$\bar{Q}_{12} = m^2n^2(Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) + (m^4 + n^4)Q_{12}$$

$$\bar{Q}_{22} = n^4Q_{11} + 2m^2n^2(Q_{12} + 2Q_{66}) + 4m^4Q_{22}$$

$$\bar{Q}_{16} = m^3n(Q_{11} - Q_{12}) + mn^3(Q_{12} - Q_{22}) - 2mn(m^2 - n^2)Q_{66}$$

$$\bar{Q}_{26} = mn^3(Q_{11} - Q_{12}) + m^3n(Q_{12} - Q_{22}) + 2mn(m^2 - n^2)Q_{66}$$

$$\bar{Q}_{66} = m^2n^2(Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66}) + (m^4 + n^4)Q_{66}$$

Deformații higrotermice

În cazul în care fibrele materialelor compozite sunt prelucrate la temperaturi ridicate, pe parcursul răcirii la temperatura ambiantă sunt introduse deformații termice, ceea ce duce la dezvoltarea unor tensiuni reziduale și modificări dimensionale. Figura 2.7 prezintă modificări dimensionale ale materialului compozit în condițiile unei modificări a temperaturii cu cantitatea ΔT , față de temperatura mediului ambiant, T . Pe de altă parte, matricea polimerică este de obicei higroscopică și absorția de umezeală duce, deseori, la umflarea materialului. Analiza deformațiilor datorate absorției de umezeală, matematic, este echivalentă cu cea a deformațiilor termice [36,37].

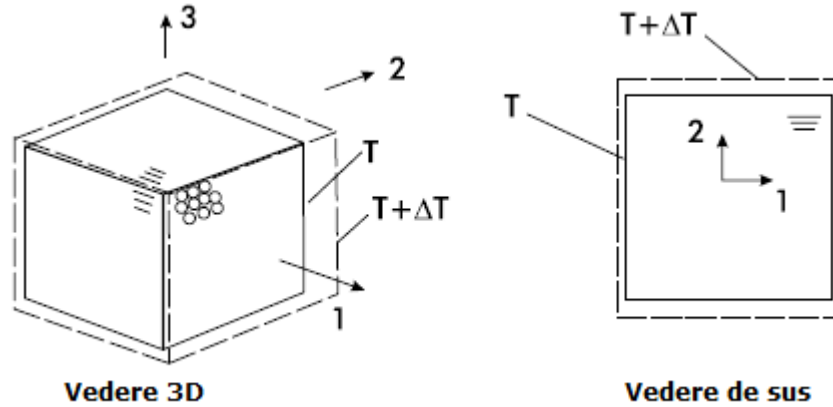


Fig. 2.7 – Deformația unui strat laminat în cazul unei temperaturi crescătoare

Relația constitutivă, care include deformații mecanice, termice și datorate absorbției de umezeală, este dată sub forma, [47]:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T \\ \varepsilon_1^T \\ \varepsilon_2^T \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon_1^M \\ \varepsilon_2^M \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

unde exponentul T și M indică deformațiile datorate temperaturii și respectiv absorbției de umezeală. De reținut faptul că, deformații principale de forfecare nu sunt introduse în material, datorită diferenței de temperatură și conținutului de umezeală. Ecuația (2.20) este bazată pe suprapunerea deformațiilor mecanice, termice și datorate absorbției de umezeală. Inversând relația (2.20), va rezulta, [47]:

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_1 - \varepsilon_1^T - \varepsilon_1^M \\ \varepsilon_2 - \varepsilon_2^T - \varepsilon_2^M \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Prin urmare, tensiunile generate de deformații sunt obținute prin scăderea din deformațiile specifice totale acele deformații termice și respectiv cele datorate de absorbția de umezeală. Deformațiile termice și datorate de absorbția de umezeală sunt approximate ca funcții liniare dependente de modificarea temperaturii și conținutul de umezeală.

$$\begin{bmatrix} T \\ \varepsilon_1^T \\ \varepsilon_2^T \end{bmatrix} = \Delta T \begin{bmatrix} \alpha_1 \\ \alpha_2 \end{bmatrix}, \quad \begin{bmatrix} \varepsilon_1^M \\ \varepsilon_2^M \end{bmatrix} = \Delta M \begin{bmatrix} \beta_1 \\ \beta_2 \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Coeficienții ΔT și ΔM reprezintă variația temperaturii și respectiv variația concentrației de umezeală față de starea de referință.

Coeficienții de dilatare termică, raportați la sistemul de axe (x,y) se determină pe baza coeficienților principali de dilatare termică (α_1 și α_2), folosind relațiile (2.23) și în care $\alpha_{16} = \beta_{16} = 0$:

$$\alpha_x = m^2 \alpha_1 + n^2 \alpha_2 \quad (2.23.1)$$

$$\alpha_y = n^2 \alpha_1 + m^2 \alpha_2 \quad (2.23.2)$$

$$\alpha_{xy} = 2mn(\alpha_1 - \alpha_2) \quad (2.23.3)$$

Coeficienții de dilatare a umezelei (β_x , β_y , β_{xy}) sunt determinați înlocuind α în relațiile (2.23) cu β .

Relațiile constitutive transformate pentru un strat, când sunt incluse și deformațiile termice și datorate absorbției de umezeală, sunt, [47]:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{S}_{11} & \bar{S}_{12} & \bar{S}_{16} \\ \bar{S}_{12} & \bar{S}_{22} & \bar{S}_{26} \\ \bar{S}_{16} & \bar{S}_{26} & \bar{S}_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} T \\ \varepsilon_y^T \\ \gamma_{xy}^T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M \\ \varepsilon_y^M \\ \gamma_{xy}^M \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_x - \varepsilon_x^T - \varepsilon_x^M \\ \varepsilon_y - \varepsilon_y^T - \varepsilon_y^M \\ \gamma_{xy} - \gamma_{xy}^T - \gamma_{xy}^M \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

Micromecanica materialelor compozite

Micromecanica tinde să descrie modulele și coeficienții de dilatare ai unui strat laminat, pe baza proprietăților fibrelor și matricei, microstructura materialului compozit precum și raportul volumic al constituenților materialului, Fig. 2.8. O mare parte din studiile legate de acest subiect s-au concentrat pe determinarea stării de tensiune și deformație din constituenții materialului compozit și formularea unor relații corespunzătoare, pentru definirea constantelor ingineresti. O mare parte din analizele micromecanice au fost concentrate pe materiale compozite cu fibre continue unidirecționale [38,39], cu toate că și proprietățile materialelor compozite cu armături din fibre țesute pot fi, de asemenea, prezise cu precizie rezonabilă, [40].

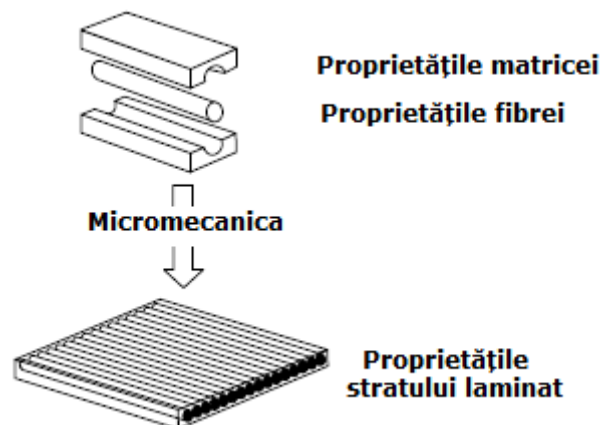


Fig. 2.8 – Rolul micromecanicii în caracterizarea materialelor compozite

Acest paragraf se va limita la estimarea unor constante de rigiditate foarte des utilizate în descrierea unui material compozit solicitat cu încărcări mecanice și termice, E_1 , E_2 , ν_{12} , ν_{21} , G_{12} și coeficienții de dilatare termică α_1 și α_2 . Aceste estimări pot fi comparate cu rezultate experimentale.

Proprietățile de rigiditate pentru un material compozit unidirecțional

Cu toate că, o mare parte din matrici sunt izotrope, multe fibre, cum ar fi cele de carbon și Kevlar, sunt caracterizate prin proprietăți direcționale, datorită efectelor moleculare și orientării planelor cristaline [33]. Ca rezultat, rigiditatea axială a acestor fibre este mult mai mare decât rigiditatea transversală. De asemenea, coeficienții de expansiune termică în lungul fibrei și transversal la fibră sunt diferiți [33]. În acest sens, constantele de rigiditate necesare pentru analiza unui material compozit în starea plană de tensiune și care are în componență fibre cu comportare diferită pe direcție axială și transversală, sunt E_L , E_T , G_{LT} , unde indicii L și T reprezintă direcțiile longitudinală și transversală ale fibrelor. Coeficienții de dilatare termică corespunzători sunt α_L și α_T . Conform mecanicii materialelor descrisă în Referința [39]:

$$E_1 = E_{Lf}V_f + E_mV_m \quad (2.26.1)$$

$$E_2 = \frac{E_{Tf}E_m}{E_{Tf}V_m + E_mV_f} \quad (2.26.2)$$

$$\nu_{12} = \nu_{LTf} \cdot V_f + \nu_m \cdot V_m \quad (2.26.3)$$

$$G_{12} = \frac{G_{LTf} \cdot G_m}{G_{LTf}V_m + G_mV_f} \quad (2.26.4)$$

în care indicii f și m reprezintă fibrele și respectiv matricea, iar V reprezintă raportul volumic.

De asemenea, proprietățile E_2 și G_{12} pot fi obținute și utilizând ecuațiile Halpin-Tsai [41]:

$$P = \frac{P_m(1 + \xi\chi V_f)}{1 - \chi V_f} \quad (2.27)$$

$$\chi = \frac{P_f - P_m}{P_f + \xi P_m} \quad (2.28)$$

unde P este mărimea ce se dorește a fi determinată (E_2 sau G_{12}), P_f și P_m sunt mărimile corespunzătoare ale fibrei și respectiv matricei. Parametrul ξ este numit eficiența armăturii și are valorile $\xi(E_2) = 2$ și $\xi(G_{12}) = 1$, pentru fibre circulare.

Coeficienții de dilatare termică

Coeficienții de expansiune termică și de absorție a umidității pot fi definiți considerând materialul compozit ca fiind solicitat cu o creștere uniformă a temperaturii sau un conținut de umezeală. Coeficienții de expansiune termică, α_1 și α_2 , pentru un material compozit unidirecțional, compus din fibre ortotropice cilindrice sau transversale într-o matrice izotropică, se pot determina, conform abordării mecanicii materialelor [39], cu următoarele relații:

$$\alpha_1 = \frac{\alpha_{Lf}E_{Lf} + \alpha_mE_mV_m}{E_{Lf} + E_mV_m} \quad (2.29)$$

$$\alpha_2 = \alpha_{Tf}V_f + \alpha_mV_m \quad (2.30)$$

O expresie propusă de Hyer și Waas [39] dă o estimare mai precisă pentru coeficientul α_2 :

$$\alpha_2 = \alpha_{Tf}V_f + \alpha_mV_m + \frac{E_{Lf}v_m + E_mv_{LTf}}{E_{Lf} + E_mV_m} \cdot (\alpha_m - \alpha_{Lf}) \cdot V_fV_m \quad (2.31)$$

Noțiuni de macromecanică. Teoria plăcilor laminate

Spre deosebire de micromecanică, *macromecanica* analizează relațiile dintre proprietățile structurale ale stratificatului final în funcție de proprietățile și orientarea corespunzătoare straturilor. În timp ce compozitul stratificat permite o optimizare atât din punct de vedere al materialului cât și structural, utilizarea lui complică analiza. Din acest motiv, pentru a analiza și proiecta plăci și învelișuri stratificate este necesară o relație între forțele și momentele aplicate materialului compozit stratificat și deformațiile și curburile produse.

Structurile compozite sunt construite din straturi având diverse orientări. Orientările straturilor sunt alese astfel încât să asigure rigiditatea și rezistența necesară pe direcția sarcinilor aplicate, ținând cont de faptul că materialul compozit este mult mai rezistent și mai rigid pe direcția fibrei decât pe orice altă direcție. Există două sisteme de coordonate ce sunt folosite în proiectarea compozitelor. Sistemul de coordonate al materialului (indicat de axele 1,2,3), care este un sistem de coordonate cartezian cu axa 1 orientată pe direcția fibrei, axa 2 este pe suprafața învelișului materialului compozit, perpendiculară pe axa 1, iar axa 3 este perpendiculară pe suprafața învelișului și pe planul format de axele 1 și 2. Cel de-al doilea sistem de coordonate este sistemul global (notat cu xyz) și este comun la toate straturile materialului compozit, Fig. 2.9.

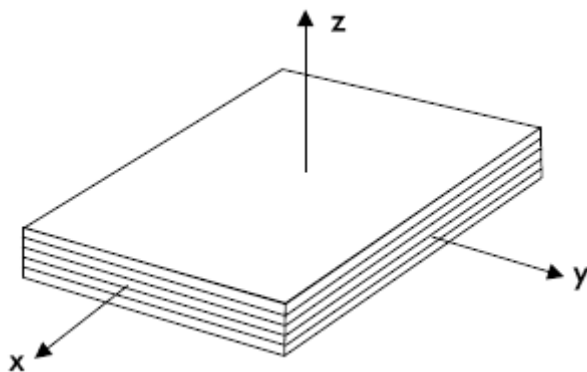


Fig. 2.9 – Sistemul de coordonate global pentru întregul material compozit laminat

Scopul teoriei stratificării este precizarea comportării unui material compozit stratificat, când se cunosc proprietățile de material ale straturilor individuale și geometria stratificatului. Determinarea variației tensiunii și deformației pe grosimea materialului compozit stratificat este importantă pentru a defini rigiditățile de întindere și încovoiere.

Pentru derivarea ecuațiilor de rigiditate și complianță se folosesc următoarele ipoteze, care extind teoria clasică a plăcilor la plăcile compozite stratificate:

a) fiecare strat este subțire și este construit din material liniar elastic, ortotrop, omogen macroscopic care nu are deformații transversale de alunecare;

b) straturile sunt perfect legate între ele, ceea ce înseamnă că materialul compozit stratificat lucrează ca un singur strat cu proprietăți speciale, constituind un element structural;

c) pot fi admise ipotezele lui Kirchhoff, adică o linie inițial dreaptă și perpendiculară pe suprafața mediană, rămâne dreaptă și perpendiculară pe această suprafață și după ce placa se deformează, Fig. 2.10. Această ipoteză se bazează pe observația experimentală și implică ipoteza că deformațiile γ_{xz} și γ_{yz} sunt constante pe grosime. Această ipoteză este corectă pentru stratificatele subțiri și constituie o bună aproximație în cele mai multe cazuri, cu excepția cazului când stratificatul este gros și straturile au rigidități de forfecare foarte diferite.

d) lungimea liniei AD, Fig. 2.10, este constantă. Acest lucru implică faptul că deformația normală $\epsilon_z \approx 0$. Această presupunere este bazată pe observația experimentală.

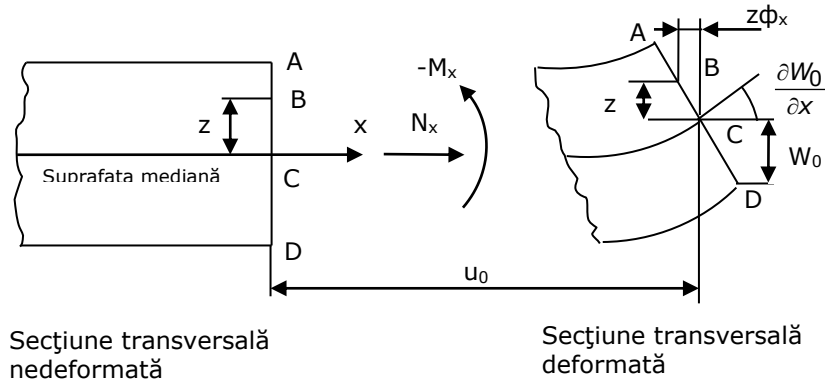


Fig. 2.10 – Deformații în cazul materialelor compozite stratificate subțiri

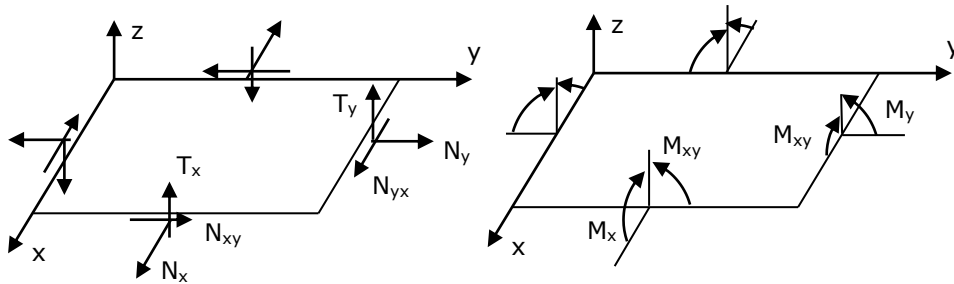


Fig. 2.11 – Eforturile secționale pe unitatea de lungime pentru elementul de placă compozită stratificată

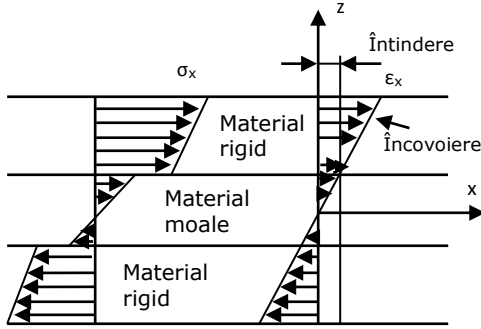


Fig. 2.12 – Distribuția deformației și tensiunii pe grosimea unui material compozit stratificat

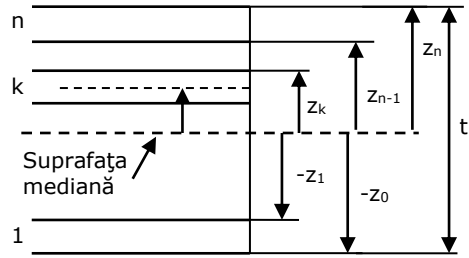


Fig. 2.13 – Coordonatele ce descriu fiecare strat din materialul compozit

Vectorul de deformație în plan [2], [43], este descris de următoarea relație:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \chi_x \\ \chi_y \\ \chi_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.32)$$

unde $\varepsilon_x^0, \varepsilon_y^0, \gamma_{xy}^0$ sunt numite deformații ale suprafeței mediane și sunt definite ca:

$$\varepsilon_x^0(x, y) = \frac{\partial u_0}{\partial x}, \quad \varepsilon_y^0(x, y) = \frac{\partial v_0}{\partial y}, \quad \gamma_{xy}^0(x, y) = \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} \quad (2.33)$$

Curburile plăcii datorită încovoierii χ_x și χ_y și datorită torsiunii χ_{xy} sunt date de relațiile:

$$\chi_x(x, y) = -\frac{\partial^2 w}{\partial x^2}, \quad \chi_y(x, y) = -\frac{\partial^2 w}{\partial y^2}, \quad \chi_{xy}(x, y) = -\left(\frac{\partial^2 w}{\partial y \partial x} + \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y} \right) \quad (2.34)$$

iar deformațiile de forfecare interlaminară sunt date de:

$$\gamma_{yx}(x, y, z) = \frac{\partial w_0}{\partial y} - \frac{\partial w}{\partial y}, \quad \gamma_{xz}(x, y, z) = \frac{\partial w_0}{\partial x} - \frac{\partial w}{\partial x} \quad (2.35)$$

În Figura 2.11 s-a notat cu N_x, N_y și N_{xy} forțele de tracțiune și de forfecare pe unitatea de lungime de-a lungul frontierei elementului de volum [N/m], cu T_x, T_y forțele tăietoare pe unitatea de lungime a plăcii și cu M_x, M_y, M_{xy} momentele pe unitatea de lungime.

Pe baza ipotezelor prezentate anterior, rezultă ecuația de rigiditate a elementului de placă compozită stratificată, sub forma, [43]:

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ \chi_x \\ \chi_y \\ \chi_{xy} \end{Bmatrix} \quad (2.36)$$

$$\begin{Bmatrix} T_y \\ T_x \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} H_{44} & H_{45} \\ H_{45} & H_{55} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \gamma_{yz} \\ \gamma_{xz} \end{Bmatrix} \quad (2.37)$$

unde: $A_{ij} = \sum_{k=1}^N \left(\bar{Q}_{ij} \right)_k \cdot (z_k - z_{k-1}) = \sum_{k=1}^N \left(\bar{Q}_{ij} \right)_k \cdot t_k$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N \left(\bar{Q}_{ij} \right)_k \cdot (z_k^2 - z_{k-1}^2) = \sum_{k=1}^N \left(\bar{Q}_{ij} \right)_k \cdot t_k \cdot \bar{z}_k \quad i, j = 1, 2, 6 \quad (2.38)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N \left(\bar{Q}_{ij} \right)_k \cdot (z_k^3 - z_{k-1}^3) = \sum_{k=1}^N \left(\bar{Q}_{ij} \right)_k \cdot \left(t_k \bar{z}_k + \frac{t_k^3}{12} \right) \quad i, j = 1, 2, 6$$

$$H_{ij} = \frac{5}{4} \sum_{k=1}^N \left(\bar{Q}_{ij} \right)_k \cdot \left[t_k - \frac{4}{t^2} \left(t_k \bar{z}_k + \frac{t_k^3}{12} \right) \right] \quad i, j = 4, 5$$

În ecuațiile (2.34) \bar{z}_k este coordonata suprafeței mediane a stratului k (Fig. 2.13 – linia punctată din stratul k), A_{ij} sunt rigiditățile de întindere, B_{ij} sunt rigidități de cuplare încovoieră – întindere, D_{ij} sunt rigidități de încovoieră, H_{ij} sunt coeficienți de forfecare interlaminară și t este grosimea totală a materialului compozit stratificat;

$\left(\bar{Q}_{ij} \right)_k$ sunt termenii matricii de rigiditate redusă transformată pentru stratul k .

Matricea de rigiditate de dimensiuni 6×6 este compusă din trei matrici simetrice $[A]$, $[B]$ și $[D]$, fiecare având dimensiunile 3×3 . Coeficienții A_{ij} , B_{ij} și D_{ij} sunt funcții de grosimea, orientarea, modul de așezare și proprietățile de material ale straturilor. Fiecare matrice are un rol particular în analiza materialului compozit stratificat, după cum urmează:

- Matricea $[A]$ este numită matrice de rigiditate în plan deoarece ea leagă direct deformațiile din plan $\varepsilon_x^0, \varepsilon_y^0, \gamma_{xy}^0$ de forțele din plan (N_x, N_y, N_{xy}) ;
- Matricea $[D]$ este numită matrice de rigiditate la încovoieră pentru că leagă vectorul curburilor $(\chi_x, \chi_y, \chi_{xy})$ de momentele de încovoieră (M_x, M_y, M_{xy}) ;
- Matricea $[B]$ leagă deformațiile din plan de momentele de încovoieră și curburile la forțele din plan. Acest efect de cuplare nu există pentru plăcile omogene (de exemplu plăci metalice). Din acest motiv ea este numită matrice de rigiditate (de cuplare) întindere – încovoieră;

- Matricea [H] leagă deformațiile de alunecare (γ_{xy}, γ_{xz}) de forțele tăietoare (T_y, T_x). Ea este numită matrice de rigiditate transversală de forfecare.

Calculul plăcilor din materiale compozite laminate

Se consideră placa stratificată din Figura 2.14 solicitată de sarcina distribuită $p(x,y)$, raportată la sistemul de referință cartezian $xOyz$, planul xOy fiind plan median. Studiul încovoierii plăcilor plane stratificate subțiri se bazează pe teoria clasică a comportării materialului compozit stratificat, folosind relațiile dintre eforturi, deformațiile din suprafața mediană și curburile suprafeței mediane.

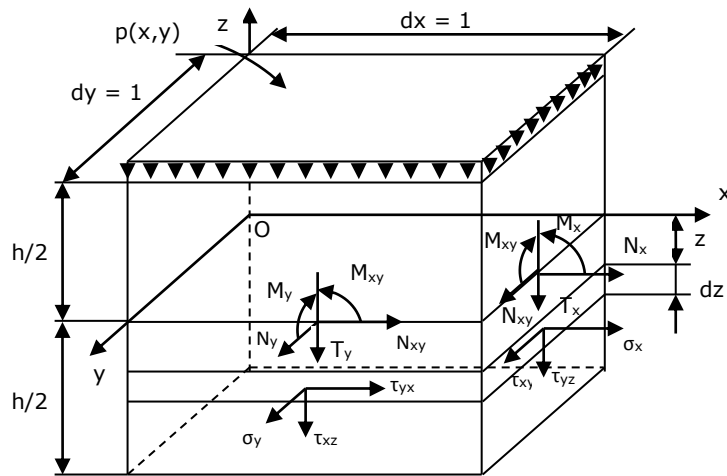


Fig. 2.14 – Element de tip placă solicitat cu forță distribuită, $p(x,y)$

Pentru a obține ecuația diferențială de încovoierie pentru plăci plane, se admit toate ipotezele folosite pentru deducerea ecuației constitutive a plăcii. Acestea extind teoria clasică a ortotropiei la plăci compozite stratificate. Ecuațiile de echilibru în tensiuni, în absența forțelor volumice, pentru elementul de tip placă, sunt, [43]:

$$\begin{cases} \frac{\partial \sigma_x}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} = 0 \\ \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \sigma_y}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial z} = 0 \\ \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \sigma_z}{\partial z} = 0 \end{cases} \quad (2.39)$$

Eforturile secționale reprezintă eforturile la care se reduc tensiunile, într-o secțiune normală la suprafața mediană a plăcii (elementul de placă se consideră de dimensiuni $dx = dy = 1$), [43]:

$$N_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_x dz, \quad N_y = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \sigma_y dz, \quad N_{xy} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \tau_{xy} dz$$

$$T_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \tau_{xz} dz, \quad T_y = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} \tau_{yz} dz \quad (2.40)$$

$$M_x = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} z \cdot \sigma_x dz, \quad M_y = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} z \cdot \sigma_y dz, \quad M_{xy} = \int_{-\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}} z \cdot \tau_{xy} dz$$

Pornind de la ipoteza că fețele plăcii sunt sollicitate doar pe direcția Oz (normală la placă), ceea ce presupune:

$$\tau_{xz} \Big|_{z=\frac{h}{2}}^z = \tau_{yz} \Big|_{z=\frac{h}{2}}^z = 0, \quad \sigma_z \Big|_{z=\frac{h}{2}}^z - \sigma_z \Big|_{z=-\frac{h}{2}}^z = p(x, y) \quad (2.41)$$

se demonstrează ecuația diferențială a plăcii subțiri sollicitată la încovoiere [42,43,44]:

$$\frac{\partial^2 M_z}{\partial x^2} + 2 \frac{\partial^2 M_{xy}}{\partial x \partial y} + \frac{\partial^2 M_y}{\partial y^2} - p(x, y) = 0 \quad (2.42)$$

Încovoierea cilindrică a plăcilor stratificate subțiri

Se consideră ipoteza că materialul compozit stratificat este alcătuit din straturi special ortotrope (Fig. 2.15) pentru cazul în care:

- placa este dreptunghiulară cu dimensiunile a, b și h:
 $0 \leq x \leq a; -\frac{b}{2} \leq y \leq \frac{b}{2}; -\frac{h}{2} \leq z \leq \frac{h}{2}; h \ll a; h \ll b;$
- starea de deformație nu depinde de y: $\frac{\partial}{\partial y}(\quad) = 0$
- marginile $y = \pm b/2$ sunt libere;
- încărcarea p nu depinde de y fiind de forma: $p = p_0 \sin \lambda x$ cu $\lambda = \frac{\pi}{a}$

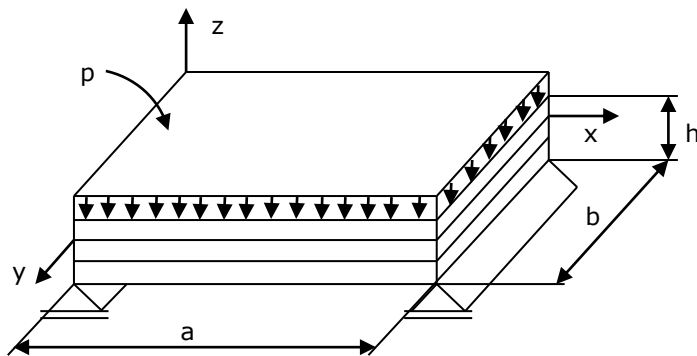


Fig. 2.15 – Încovoierea cilindrică a plăcilor stratificate subțiri

Înlocuind eforturile secționale din ecuația (2.36) în ecuația plăcii (2.42) și respectând ipotezele prezentate mai sus se obține, [44]:

$$\begin{cases} A_{11} \frac{\partial^2 u_0}{\partial x^2} - B_{11} \frac{\partial^3 w_0}{\partial x^3} = 0 \\ A_{16} \frac{\partial^2 u_0}{\partial x^2} - B_{16} \frac{\partial^3 w_0}{\partial x^3} = 0 \\ D_{11} \frac{\partial^4 w_0}{\partial x^4} - B_{11} \frac{\partial^3 u_0}{\partial x^3} = 0 \end{cases} \quad (2.43)$$

Deoarece în cazul plăcii cu straturi ortotrope $A_{16} = B_{16} = 0$, rezultă că:

$$\frac{\partial^3 u_0}{\partial x^3} = \frac{B_{11} \cdot p}{A_{11} D_{11} - B_{11}^2} \text{ și } \frac{\partial^4 w_0}{\partial x^4} = \frac{A_{11} \cdot p}{A_{11} D_{11} - B_{11}^2} \quad (2.44)$$

Prin integrare și ținând cont de forma încărcării p se obțin componentele deplasării unui punct de pe abscisa x , în planul median:

$$\begin{cases} u_0 = \frac{B_{11} \cdot p_0}{A_{11} D_{11} - B_{11}^2} \cdot \frac{\cos \lambda x}{\lambda^3} \\ w_0 = \frac{A_{11} \cdot p_0}{A_{11} D_{11} - B_{11}^2} \cdot \frac{\sin \lambda x}{\lambda^4} \end{cases} \quad (2.45)$$

Singura componentă nenulă a tensorului deformației este:

$$\varepsilon_x = \frac{\partial u_0}{\partial x} - \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \cdot z = \frac{A_{11} z - B_{11}}{A_{11} D_{11} - B_{11}^2} \cdot \frac{\sin \lambda x}{\lambda^2} \quad (2.46)$$

Iar tensiunea în stratul k se calculează cu relația:

$$(\sigma_x)_k = (Q_{11})_k \cdot \varepsilon_x \quad (2.47)$$

Încovoierea plăcilor stratificate subțiri simplu rezemate pe contur

Se consideră o placă dreptunghiulară încărcată cu o sarcină transversală distribuită $p(x,y)$ ca în Figura 2.16, [44].

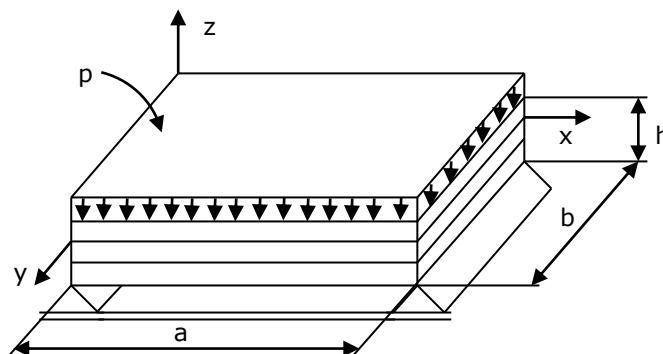


Fig. 2.16 – Placă compozită stratificată simplu rezemată pe contur

Înlocuind eforturile secționale din ecuația (2.36) în ecuația plăcii (2.42) și admitând ipoteza că stratificatul este special ortotrop, rezultă, [44]:

$$\begin{aligned} A_{11} \frac{\partial^2 u_0}{\partial x^2} + A_{66} \frac{\partial^2 u_0}{\partial y^2} + (A_{12} + A_{66}) \frac{\partial^2 v_0}{\partial x \partial y} &= 0 \\ (A_{12} + A_{66}) \frac{\partial^2 u_0}{\partial x \partial y} + A_{66} \frac{\partial^2 v_0}{\partial x^2} + A_{22} \frac{\partial^2 v_0}{\partial y^2} &= 0 \\ D_{11} \frac{\partial^4 w_0}{\partial x^4} + 2(D_{12} + 2D_{66}) \frac{\partial^4 w_0}{\partial x^2 \partial y^2} + D_{22} \frac{\partial^4 w_0}{\partial y^4} &= p(x, y) \end{aligned} \quad (2.48)$$

unde u_0 , v_0 și w_0 sunt deplasările din suprafața mediană a plăcii, Placa fiind rezemată pe cele patru laturi, condițiile de rezemare sunt:

$$\begin{aligned} - \text{ pentru } x = 0: & \begin{cases} w_0 = 0 \\ M_x = 0 \end{cases} \\ - \text{ pentru } x = a: & \begin{cases} w_0 = 0 \\ M_x = 0 \end{cases} \\ - \text{ pentru } y = 0: & \begin{cases} w_0 = 0 \\ M_y = 0 \end{cases} \\ - \text{ pentru } y = b: & \begin{cases} w_0 = 0 \\ M_y = 0 \end{cases} \end{aligned}$$

Din ecuația (2.36) rezultă:

$$\begin{cases} M_x = D_{11} \chi_x + D_{12} \chi_y = -D_{11} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} - D_{12} \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \\ M_y = D_{12} \chi_x + D_{22} \chi_y = -D_{12} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} - D_{22} \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \end{cases} \quad (2.49)$$

Din relațiile (2.48) și (2.49) rezultă:

$$\begin{aligned} - \text{ pentru } x = 0 \text{ sau } x = a: & -D_{11} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} - D_{12} \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} = 0 \\ - \text{ pentru } y = 0 \text{ sau } y = b: & -D_{12} \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} - D_{22} \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} = 0 \end{aligned}$$

Pentru exprimarea funcției de încărcare $p(x, y)$ precum și pentru exprimarea săgeții $w_0(x, y)$ se folosesc serii Fourier:

$$\begin{cases} p(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} p_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} \\ w_0(x, y) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} w_{mn} \sin \frac{m\pi x}{a} \sin \frac{n\pi y}{b} \end{cases} \quad (2.50)$$

Introducând relația (2.50) în ecuația a treia din (2.48) se obține:

$$w_{mn} = \frac{a^4 p_{mn}}{\pi^4 [D_{11} m^4 + 2(D_{12} + 2D_{66})(mnR)^2 + D_{22}(nR)^4]} \quad (2.51)$$

în care: $R = a/b$. De obicei se iau în considerare primii trei termeni ai seriei: 1) $m = n = 1$; 2) $m = 3, n = 1$; 3) $m = 1, n = 3$.

Pentru cazul particular $p(x,y) = p = \text{const.}$:
$$\rho_{mn} = \frac{16p}{\pi^2 mn}, \text{ unde } m, n = 1, 3, 5, \dots$$

Criterii de rupere a unui strat laminat

Prezicerea rezistenței materialelor compozite a fost un domeniu activ de cercetare începând cu studiile prezentate de Tsai [45]. Pe baza cercetărilor întreprinse au fost propuse o serie de teorii de rupere, cu toate că nu există un criteriu de rupere universal acceptat. Același lucru a fost susținut și de Hyer [33], sugerând că nu există un singur criteriu care să poată prezice cu exactitate ruperea tuturor materialelor compozite în toate condițiile de încărcare. Cele mai utilizate criterii de rezistență sunt: criteriul tensiunii maxime, criteriul deformației specifice maxime, criteriul Tsai-Hill și criteriul Tsai-Wu. Aceste criterii sunt fenomenologice în sensul că nu se bazează pe modelarea fizică a procesului de rupere. Motivul utilizării acestor criterii este faptul că se bazează pe încercări de rupere la tracțiune, compresiune și forfecare și sunt capabile să prezică nivelele de încărcare ce duc la ruperea materialelor compozite sub acțiunea încărcărilor combinate. În descrierea criteriilor de rupere, se presupune că un strat laminat, fiind o placă unidirecțională sau o țesătură de fibre, poate fi tratată ca o placă omogenă și ortotropă, pentru care se cunosc rezistențele materialului în raport cu direcțiile principale ale materialului. În plus, rezistența la forfecare în planul fibrelor este independentă de semnul tensiunii de forfecare. Prezentarea este făcută pentru starea plană de tensiune în planul fibrelor. În tabelul 2.1 sunt prezentate rezistențe la rupere și deformațiile specifice corespunzătoare, pentru starea plană de tensiune. Exponentul C și T reprezintă solicitarea de compresiune și respectiv tracțiune și de asemenea rezistențele și deformațiile la rupere sunt definite ca valori pozitive date de mărimea lor.

Tabelul 2.1 – Rezistențele și deformațiile la rupere pentru straturi ortotrope în starea plană de tensiune

Direcția/Planul	Tensiunea activă	Rezistența la rupere	Deformația la rupere
1	σ_1	X_1^T, X_1^C	e_1^T, e_1^C
2	σ_2	X_2^T, X_2^C	e_2^T, e_2^C
1,2	τ_{12}	S_6	e_6

Criteriul tensiunii maxime

Criteriul tensiunii maxime presupune că ruperea se produce atunci când oricare din componentele tensiunii din plan σ_1, σ_2 sau τ_{12} atinge valoarea limită. Dacă intensitatea acestor componente ale tensiunii este mai mică decât rezistențele la rupere, se consideră că nu se produce ruperea și elementul sau structura considerată este în siguranță. Pentru determinarea încărcării capabile trebuie satisfăcută oricare din următoarele egalități în punctul în care se va produce ruperea:

$$\sigma_1 = X_1^T, \sigma_1 = -X_1^C, \sigma_2 = X_2^T, \sigma_2 = -X_2^C, \tau_{12} = -S_6 \quad (2.52)$$

Criteriul deformației maxime

Criteriul deformației specifice maxime presupune că ruperea în orice plan principal al unui strat, se produce atunci când deformațiile specifice din plan ating valoarea limită a deformației specifice, determinată prin încercări de tracțiune, compresiune sau forfecare.

$$\varepsilon_1 = e_1^T, \varepsilon_1 = -e_1^C, \varepsilon_2 = e_2^T, \varepsilon_2 = -e_2^C, \gamma_{12} = e_6 \quad (2.53)$$

În aceste expresii, simbolul e reprezintă valoarea deformației specifice la rupere. Dacă una din condiții este îndeplinită, se consideră că se produce ruperea elementului considerat prin același mecanism de rupere ca la încărcarea uniaxială sau forfecare pură. Similar cu criteriul tensiunii maxime și acest criteriu poate să prezică modul de rupere.

Criteriul de rupere Tsai-Wu

Tsai și Wu [46] au propus un criteriu de rupere descris printr-un tensor polinomial de ordinul doi, pentru a prezice rezistența biaxială a materialelor compozite. Acest criteriu are următoarea formă:

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (2.54)$$

Ruperea în condițiile unei solicitări compuse se produce atunci când partea stângă a ecuației (2.54) este egală sau mai mare decât 1. Toți parametrii din criteriul Tsai-Wu, cu excepția lui F_{12} , pot fi exprimați în raport cu rezistențele la rupere:

$$\begin{aligned} F_1 &= \frac{1}{X_1^T} - \frac{1}{X_1^C}, \quad F_{11} = \frac{1}{(X_1^T X_1^C)} \\ F_2 &= \frac{1}{X_2^T} - \frac{1}{X_2^C}, \quad F_{22} = \frac{1}{(X_2^T X_2^C)} \\ F_{66} &= \frac{1}{S_6^2} \end{aligned} \quad (2.55)$$

F_{12} este un parametru de interacțiune și trebuie determinat prin încercări biaxiale. Cum astfel de încercări sunt costisitoare și greu de realizat, Tsai și Wu [46] sugerează că F_{12} poate fi estimat printr-o relație de forma:

$$F_{12} = -\frac{1}{2}\sqrt{F_{11}F_{22}} \quad (2.56)$$

Criteriul Tsai-Wu a fost utilizat la scară largă în industria materialelor compozite datorită versatilității sale, dar și a capacității de prezicere, cu precizie mare, a rezistenței materialelor compozite.

2.5. Rezistența materialelor compozite de tip sandwich

O atenție deosebită a fost adusă structurilor compozite de tip sandwich datorită greutateii reduse a acestora și rigiditate ridicată. Cu toate acestea, rigiditatea mare a acestor materiale nu este o proprietate suficientă. Astfel, structurile sandwich de tip grindă sau placă, pe lângă rigiditate, trebuie să aibă și o rezistență suficientă să mențină sarcinile din proiectare, fără apariția ruperii. Până în prezent, pentru materialele compozite de tip sandwich au fost definite cinci moduri de

rupere. Modul de rupere în cazul acestor materiale se poate modifica odată cu modificarea geometriei sau încărcării. Prin urmare, nu este suficient ca proiectarea acestor materiale să se facă din considerentul unui singur mod de rupere. Trebuie luate în considerare toate modurile de rupere definite la aceste materiale, după care se identifică modul de rupere dominant și se face o evaluare a rezistenței materialului [49].

În cele ce urmează vor fi prezentate modurile de rupere a materialelor compozite de tip sandwich și de asemenea se prezintă o modalitate de identificare a modului de rupere dominant.

Modurile de rupere a materialelor compozite de tip sandwich

Modurile de rupere a barelor sau panourilor sandwich sunt prezentate în Fig. 2.17. Ruperea acestor materiale se poate produce prin alunecarea sau ruperea fețelor. Analiza acestor moduri de rupere implică relații de calcul pentru tensiunile normale σ_f și σ_c dar și tensiunile tangențiale τ_f și τ_c (Fig. 2.18) care acționează atât pe fețe cât și pe miez. Tensiunea normală maximă, raportată la momentul de încovoiere aplicat, este dată de relația, [49]:

$$\sigma_f = \frac{MyE_f}{(EI)_{eq}} = \frac{M}{btc} \quad (2.57)$$

$$\sigma_c = \frac{MyE_c^*}{(EI)_{eq}} = \frac{M}{btc} \cdot \frac{E_c^*}{E_f} \quad (2.58)$$

$$(EI)_{eq} = \frac{E_f b t c^2}{2} - \text{rigiditatea echivalentă la încovoiere} \quad (2.59)$$

unde M este momentul de încovoiere aplicat, y este distanța față de axa neutră, E_f este modulul de elasticitate al materialului ce formează fețele materialului compozit sandwich. Pe secțiunea transversală, tensiunea tangențială are o variație parabolică, dar în cazul în care fețele sunt mult mai rigide și mai subțiri decât miezul, variația tensiunii tangențiale poate fi aproximată liniar pe fețe și constantă pe miez și este dată de relația:

$$\tau_c = \frac{Q}{bc} \quad (2.60)$$

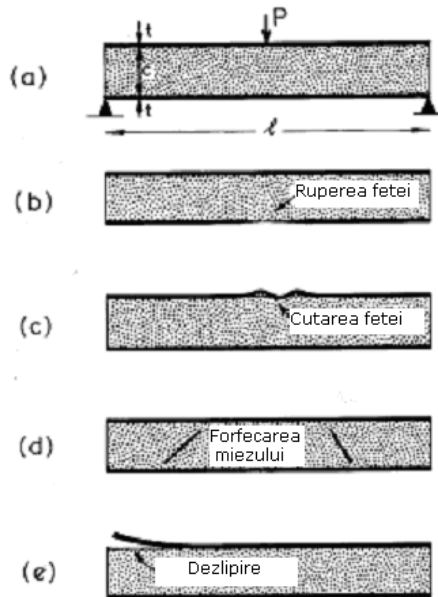


Fig. 2.17 – Modurile de rupere a panourilor sandwich: a) modul de solicitare; b) cedarea unei fețe; c) cutarea unei fețe; d) ruperea miezului; e) delaminare la interfața dintre miez și fețe

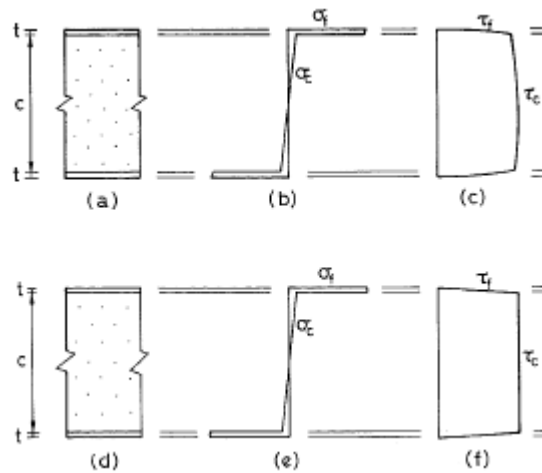


Fig. 2.18 – Distribuția tensiunilor pe secțiunea unei bare de tip sandwich: a) secțiunea barei; b) distribuția tensiunii normale; c) distribuția tensiunii tangențiale; d) secțiunea barei; e) Distribuția aproximativă a tensiunii normale; f) Distribuția aproximativă a tensiunii tangențiale

Tensiunea normală maximă apare în secțiunea în care momentul de încovoiere este maxim și este dat de sarcina aplicată, P , și o constantă, B_3 , ce depinde de geometria încărcării. Prin urmare, momentul maxim este dat de:

$$M = \frac{Pl}{B_3} \quad (2.61)$$

rezultând:

$$\sigma_f = \frac{Pl}{B_3 b t c} \quad (2.62)$$

$$\sigma_c = \frac{Pl}{B_3 b t c} \cdot \frac{E_c^*}{E_f} \quad (2.63)$$

Tensiunea tangențială medie pe fețe și miez este, [49]:

$$2\tau_f = \tau_c = \frac{P}{B_4 b c} \quad (2.64)$$

unde B_4 este o constantă ce face legătura între forța tăietoare maximă, Q , și forța aplicată, P ($Q = P/B_4$). Tensiunile principale din fețe și miez, σ_1 și σ_2 , și tensiunea tangențială maximă, τ_{\max} , sunt date de relațiile, [49]:

$$\sigma_1 = \frac{\sigma}{2} \left(1 + \left(1 + \left(\frac{2\tau}{\sigma} \right)^2 \right)^{\frac{1}{2}} \right) \quad (2.65)$$

$$\sigma_2 = \frac{\sigma}{2} \left(1 - \left(1 + \left(\frac{2\tau}{\sigma} \right)^2 \right)^{\frac{1}{2}} \right) \quad (2.66)$$

$$\tau_{\max} = \frac{\sigma}{2} \left(1 + \left(\frac{2\tau}{\sigma} \right)^2 \right)^{\frac{1}{2}} \quad (2.67)$$

unde σ este tensiunea normală, (6), (7) și τ este tensiunea tangențială (2.64). Pe fețe, raportul τ_f/σ_f ($=B_3/B_4 \cdot t/l$) este mic, astfel că, $\sigma_1 = \sigma_f$ și $\sigma_2 = 0$, $\tau_{\max} = \tau_f$. În schimb, în miez raportul

$$\tau_c / \sigma_c = \frac{B_3}{B_4} \cdot \frac{t}{l} \cdot \frac{E_f}{E_c^*}$$

este de obicei mare, deși nu întodeauna. În acest caz, $\sigma_1 = \tau_c$, $\sigma_2 = -\tau_c$, $\tau_{\max} = \tau_c$.

Considerând fiecare mod de rupere în parte, se observă următoarele:

1. *Ruperea unei fețe* apare când tensiunea normală dintr-o față devine egală cu rezistența la rupere a materialului feței, σ_{yf} , sau când, [49]:

$$\sigma_f = \frac{Pl}{B_3 b t c} = \sigma_{yf} \quad (2.68)$$

unde B_3 este o constantă ce face legătura între forța aplicată, P , și momentul încovoietor din bară.

2. *Cutarea unei fețe* apare când tensiunea normală de pe fața comprimată a barei de tip sandwich atinge valoarea corespunzătoare stării de instabilitate. Conform teoriei prezentate de Allen [50], cutarea apare când tensiunea de pe fața comprimată este dată de relația:

$$\sigma_f = \frac{Pl}{B_3 b t c} = \frac{3E_f^{1/3} E_c^{*2/3}}{\left(12(3 - \nu_c^*)^2 (1 + \nu_c^*)^2 \right)^{1/3}} \quad (2.69)$$

Considerând ν_c^* (coeficientul lui Poisson pentru materialul miezului) egal cu 1/3 și

$E_c^* = \left(\rho_c^* / \rho_s \right)^2 E_s$, (ρ_s , E_s sunt proprietățile materialului solid din care este obținut

miezul) rezultă:

$$\frac{Pl}{B_3 b t c} = 0,57 E_f^{1/3} E_s^{2/3} \left(\frac{\rho_c^*}{\rho_s} \right)^{\frac{4}{3}} \quad (2.70)$$

3. *Ruperea miezului* apare, la spume, în momentul în care tensiunea atinge o valoare corespunzătoare punctului de curgere plastică. Dacă tensiunea tangențială din miez este mai mare decât tensiunea normală, ruperea miezului apare când tensiunea tangențială, τ_c , este egală cu limita de curgere la forfecare, τ_c^* .

$$\tau_c = \tau_c^* \quad (2.71)$$

Pentru spume poliuretanică limita de curgere la forfecare depinde atât de densitate cât și de rezistența uniaxială. În aceste condiții, ruperea miezului se produce atunci când, [49]:

$$\frac{P}{B_4 b c} = C_{11} \left(\frac{\rho_c^*}{\rho_s} \right)^{3/2} \cdot \sigma_{ys} \quad (2.72)$$

unde C_{11} este constantă de proporționalitate. Miezul de spumă continuă să se deformeze până când apar fisuri diagonale ca în Fig. 2.17-d.

4. *Cedarea stratului de adeziv* dintre față și miez este cel mai dificil mecanism de analizat. Prăbușirea unor aeronave militare a fost atribuită modului de rupere a aripilor, care erau structuri de tip sandwich și deseori apăreau delaminări prin cedarea lipiturilor. În general, adezivii epoxidici sunt mai rezistenți decât miezul în sine, iar atunci când lipirea este perfectă, delaminarea nu constituie o problemă. În cazul în care interfața dintre stratul subțire ce constituie fața și miez conține defecte, acestea se pot propaga în momentul în care sandwich-ul este solicitat.

Energia, U , înmagazinată într-o bară care este solicitată cu un moment de încovoiere, M , este $\frac{1}{2}M\theta$, unde θ este unghiul de îndoire. Folosind $M = (EI)_{eq} / R$ și înlocuind raza de curbură, R , cu l / θ , rezultă:

$$U = \frac{1}{2} \cdot \frac{M^2 l}{(EI)_{eq}} \quad (2.73)$$

Se consideră o fisură străpunsă cu lungimea $2a$ la interfața dintre stratul subțire și miez, a cărei suprafață este de arie $2ba$. Dacă fisura este propagată pe întreaga interfață, toată energia U va fi disipată. Se presupune că energia disipată crește liniar cu lungimea fisurii. În aceste condiții, dacă fisura crește cu cantitatea δa , suprafața fisurii va crește cu $2b\delta a$ și modificarea energiei este, [49]:

$$\delta U = -\frac{2b\delta a}{lb} U = -\delta a \cdot \frac{M^2}{(EI)_{eq}} \quad (2.74)$$

Viteza de variație a energiei de deformație, G , este definită ca $-\delta U / 2b\delta a$, rezultând:

$$G = \frac{M^2}{2b(EI)_{eq}} \quad (2.75)$$

Dacă este depășită tenacitatea adezivului, G_c , fisura se va propaga instabil și bara va ceda. Prin urmare (folosind $M = Pl / B_3$) sarcina critică este dată de relația, [49]:

$$\frac{Pl}{B_2 b t c} = \left(\frac{G_c E_f}{t} \right)^{1/2} \quad (2.76)$$

Dacă tenacitatea miezului, G_c , este mai mică decât cea a adezivului, fisura se va propaga prin miez, de-a lungul interfeței, în acest caz pentru determinarea sarcinii critice trebuie utilizată tenacitatea miezului.

5. *Penetrarea miezului*, este o problemă doar atunci când sarcinile sunt concentrate. Această problemă poate fi întodeauna evitată prin asigurarea că sarcina este distribuită pe o anumită suprafață:

$$A = \frac{P}{\sigma_c^*} \quad (2.77)$$

unde σ_c^* este rezistența la compresiune a miezului.

Harta degradării materialelor compozite de tip sandwich

În tabelul 2.2 sunt prezentate relațiile de calcul a sarcinilor critice pentru fiecare mod de rupere a materialelor sandwich. Fiecare ecuație conține trei seturi de variabile, unele legate de configurarea încărcării (B_3 , B_4) și altele legate de

proprietățile de material ale fețelor și respectiv solidului din care este făcut miezul ($\rho_f, E_f, \sigma_{yf}, \rho_s, E_s, \sigma_{ys}$), iar al treilea set de variabile este format din elementele geometrice ale barei ($t/l, c/l, b/l, \rho_c^* / \rho_s$).

Un mecanism de rupere este considerat dominant, pentru un anumit design de material, dacă produce ruperea materialului la cea mai mică sarcină aplicată. În cazul în care două mecanisme de rupere au aceeași sarcină critică, se consideră o tranziție între cele două mecanisme. Toate aceste mecanisme de rupere, pot fi reprezentate într-o diagramă sau hartă de degradare, Fig. 2.19. Axele diagramei sunt formate din elementele geometrice ale barei sandwich, iar spațiul diagramei este delimitat de linii ce reprezintă puncte de tranziție între două mecanisme de rupere care au aceeași sarcină critică. Limitele unui mecanism de rupere se pot găsi rezolvând ecuațiile din tabelul 2.2.

Tabel 2.2 – Ecuațiile ce definesc modurile de rupere pentru o bară sandwich cu secțiune dreptunghiulară

Modul de rupere	Sarcina critică	Numărul ecuației
Ruperea unei fețe	$P = B_3bc\left(\frac{t}{l}\right)\sigma_{yf}$	F1
Cutarea unei fețe	$P = 0,57B_3bc\left(\frac{t}{l}\right)E_f^{1/3}E_s^{2/3}\left(\frac{\rho_c^*}{\rho_s}\right)^{4/3}$	F2
Forfecarea miezului	$P = C_{11}B_4bc\sigma_{ys}\left(\frac{\rho_c^*}{\rho_s}\right)^{3/2}$	F3
Ruperea miezului	$P = C_3B_4bc\sigma_{fs}\left(\frac{\rho_c^*}{\rho_s}\right)^{3/2}\sqrt{\frac{l^*}{a}}$	F4
Ruperea lipiturii	$P = B_3bc\left(\frac{t}{l}\right)\sqrt{\frac{G_cE_f}{t}}$	F5

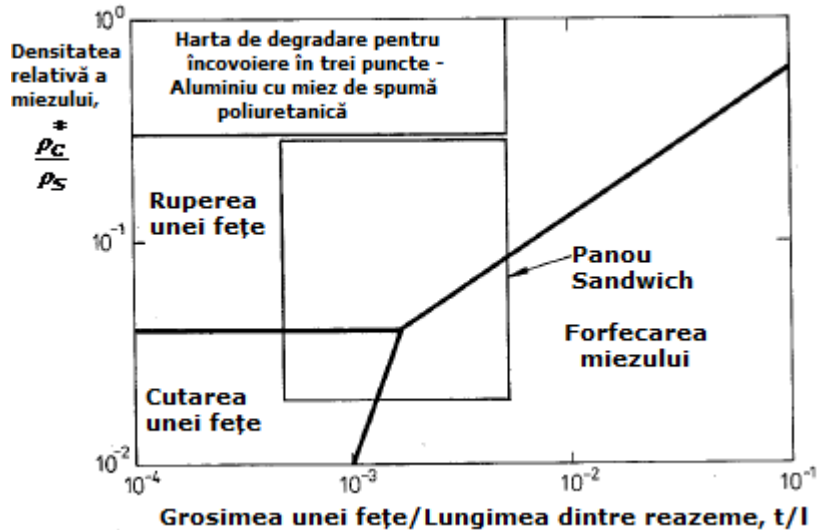


Fig. 2.19 – Harta de degradare pentru o grindă sandwich cu secțiune dreptunghiulară, compusă din fețe de aluminiu și miez de spumă poliuretanică, [49]

Această diagramă arată modurile de rupere la încovoiere în trei puncte a tuturor posibilităților de design a barelor compuse din aluminiu și miez de spumă poliuretanică.

Considerând o tranziție între modurile de rupere a unei fețe și respectiv cutarea unei fețe, din ecuațiile F1 și F2 (tabelul 2.2) rezultă relația pe baza căreia se poate determina limita dintre cele două moduri de rupere, [49]:

$$\frac{\rho_c}{\rho_s} = \left(\frac{\sigma_{yf}}{0,57 E_f^{1/3} E_s^{2/3}} \right)^{3/4} \quad (2.78)$$

În acest caz limita este independentă de t/l și apare pe diagramă ca o linie orizontală. În mod similar se determină limitele dintre celelalte moduri de rupere,

care în general depind $\frac{\rho_c}{\rho_s}$ dar și de t/l . În tabelul 2.3 sunt prezentate ecuațiile pe

baza cărora se definesc limitele modurilor de rupere.

Tabelul 2.3 – Ecuațiile de tranziție între modurile de rupere

Modurile de rupere	Ecuația de tranziție	Numărul ecuației
Ruperea unei fețe – Cutarea unei fețe	$\frac{\rho_c}{\rho_s} = \left(\frac{\sigma_{yf}}{0,57 E_f^{1/3} E_s^{2/3}} \right)^{3/4}$	T1
Ruperea unei fețe – Forfecarea miezului	$\frac{t}{l} = \frac{C_{11} B_4}{B_3} \left(\frac{\rho_c}{\rho_s} \right)^{3/2} \left(\frac{\sigma_{ys}}{\sigma_{yf}} \right)$	T2

Cutarea unei fețe – Forfecarea miezului	$\frac{t}{l} = \frac{C_{11}B_4}{0,57B_3} \left(\frac{\sigma_{ys}}{E_f^{1/3}E_s^{2/3}} \right) \left(\frac{\rho_c^*}{\rho_s} \right)^{1/6}$	T3
--	--	----

Tabelul 2.4 – Constante pentru încovoierea grinzilor sandwich

Modul de încărcare	B ₁	B ₂	B ₃	B ₄
	$\delta_b = \frac{Pl^3}{B_1(EI)_{eq}}$	$\delta_s = \frac{Pl}{B_2(AG)_{eq}}$	$M = \frac{Pl}{B_3}$	$Q = \frac{P}{B_4}$
Bară încastrată la un capăt și încărcată la capătul liber	3	1	1	1
Bară încastrată la un capăt și încărcată cu forță distribuită uniform	8	2	2	1
Încovoiere în trei puncte	48	4	4	2
Încovoiere în trei puncte cu forță distribuită uniform, q=P/l	384/5	8	8	2

2.6. Contribuții privind analiza și proiectarea materialelor compozite

Din descrierea făcută pe parcursul acestui capitol cu privire la proiectarea și realizarea materialelor compozite se poate spune că obținerea unui material compozit cu proprietățile dorite depinde în cea mai mare parte de tipul constituenților ce formează matricea și respectiv fibrele, proporția de fibre sau matrice, modul de dispunere a fibrelor, etc. Având în vedere aceste lucruri, în cele ce urmează va fi prezentată o aplicație cu privire la conceperea unor materiale compozite laminate. Subiectul aplicației constă în proiectarea unui material compozit laminat format din 7 straturi și în care constituenții sunt melamină și lemn Balsa. Calculul de proiectare urmărește obținerea unei formule optime de dispunere a straturilor, astfel încât, să se obțină un material compozit laminat, pe baza constituenților amintiți (melamină și lemn Balsa), care să aibă proprietăți de rezistență foarte bune în condițiile solicitărilor de tracțiune și încovoiere.

Aplicația prezentată are la bază teoriile de calcul a materialelor compozite stratificate și respectiv calculul plăcilor compozite laminate și a fost efectuată cu ajutorul programului COMPOSITE STAR v2.0.2.1. În fig. 2.20 este prezentată schema de principiu a programului COMPOSITE STAR v2.0.2.1 [52].

În vederea efectuării calculului, pentru cei doi constituenți au fost considerate următoarele proprietăți mecanice:

- **Melamină** [53]:

Modulul de elasticitate: $E_1=E_2=E_3= 7000$ MPa

- $G_{12}=G_{13}=G_{23}= 5000 \text{ MPa}$
- Coeficientul lui Poisson: $\nu_{12}=\nu_{13}=0,3$; $\nu_{23}=0,31$
 Rezistența la rupere la tracțiune: $X_t=40 \text{ MPa}$
 Rezistența la rupere la compresiune: $X_c=142 \text{ MPa}$
- **Lemn Balsa** [53]:
 Modulul de elasticitate: $E_1= 4000 \text{ MPa}$; $E_2=60 \text{ MPa}$; $E_3= 60 \text{ MPa}$
 $G_{12}= 148 \text{ MPa}$; $G_{13}=216 \text{ MPa}$; $G_{23}=20 \text{ MPa}$
 Coeficientul lui Poisson: $\nu_{12}=0,488$; $\nu_{13}=0,229$; $\nu_{23}=0,231$
 Rezistența la rupere la tracțiune: $X_t=73 \text{ MPa}$ – solicitare pe direcție axială
 $X_t= 1 \text{ MPa}$ – solicitare perpendiculară pe direcția fibrelor
 Rezistența la rupere la compresiune: $X_c=6,9 \text{ MPa}$ – solicitare pe direcție axială
 $X_c= 1 \text{ MPa}$ – solicitare perpendiculară pe direcția fibrelor

Pe baza celor doi constituenți, au fost realizate trei materiale compozite laminate avînd șapte straturi fiecare și următoarea dispunere a straturilor

$$\begin{bmatrix} 0^1_m, 90^1_b, 0^2_b, 90^2_b \end{bmatrix}_S, \begin{bmatrix} 0^1_m, 90^1_b, 90^2_b, 0^2_b \end{bmatrix}_S \text{ și } \begin{bmatrix} 0^1_m, 0^1_m, 90^2_b, 0^2_b \end{bmatrix}_S.$$

Semnificația celor trei coduri este prezentată în Figura 2.21.

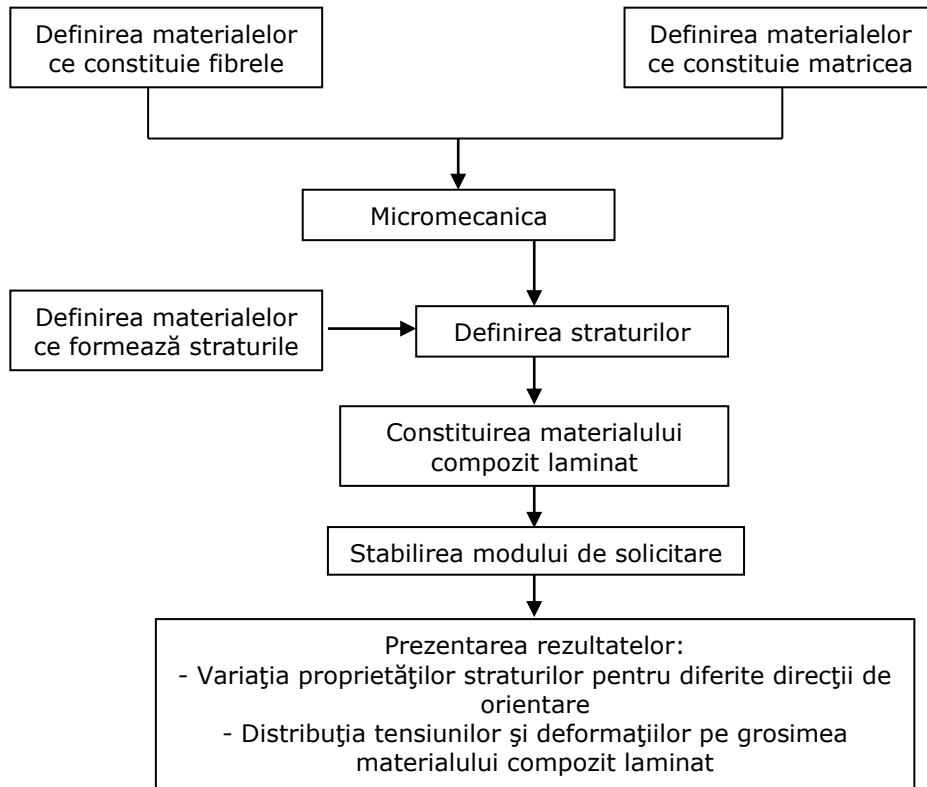


Fig. 2.20 – Schema de principiu a programului COMPOSITE STAR v2021

Materialele compozite laminate au fost analizate în cazul unei solicitări axiale cu o forță distribuită liniar, $N_x = 200 \text{ N/mm}$, fig. 2.22-a, și o solicitare de încovoiere cu un moment de încovoiere distribuit liniar, $M_x = 0,56 \text{ Nm/mm}$, fig. 2.22-b, calculat pe baza schemei de solicitare din figura 2.23.

Analiza celor trei materiale s-a făcut pe baza criteriului de rupere ce ia în considerare tensiunea maximă, urmărindu-se distribuția tensiunilor pe grosimea materialului laminat și mecanismul de rupere.

Melamină - 0°- grosime 1 mm
Balsa - 90°- grosime 1 mm
Balsa - 0°- grosime 2 mm
Balsa - 90°- grosime 2 mm
Balsa - 0°- grosime 2 mm
Balsa - 90°- grosime 2 mm
Balsa - 90°- grosime 1 mm
Melamină - 0°- grosime 1 mm

a)

Melamină - 0°- grosime 1 mm
Balsa - 90°- grosime 1 mm
Balsa - 90°- grosime 2 mm
Balsa - 0°- grosime 2 mm
Balsa - 90°- grosime 2 mm
Balsa - 90°- grosime 2 mm
Balsa - 90°- grosime 1 mm
Melamină - 0°- grosime 1 mm

b)

Melamină - 0°- grosime 1 mm
Balsa - 0°- grosime 1 mm
Balsa - 90°- grosime 2 mm
Balsa - 0°- grosime 2 mm
Balsa - 90°- grosime 2 mm
Balsa - 0°- grosime 1 mm
Melamină - 0°- grosime 1 mm

c)

Fig. 2.21 – Dispunerea straturilor pentru materialele analizate: a)

$$\left[\begin{matrix} 0^1_m, 9^1_b, 0^1_b, 9^2_b, 0^2_b \end{matrix} \right]_S \quad (\mathbf{material\ 1}); \quad \text{b)} \quad \left[\begin{matrix} 0^1_m, 9^1_b, 9^1_b, 9^2_b, 0^2_b \end{matrix} \right]_S \quad (\mathbf{material\ 2});$$

$$\text{c)} \quad \left[\begin{matrix} 0^1_m, 0^1_b, 9^1_b, 9^2_b, 0^2_b \end{matrix} \right]_S \quad (\mathbf{material\ 3})$$

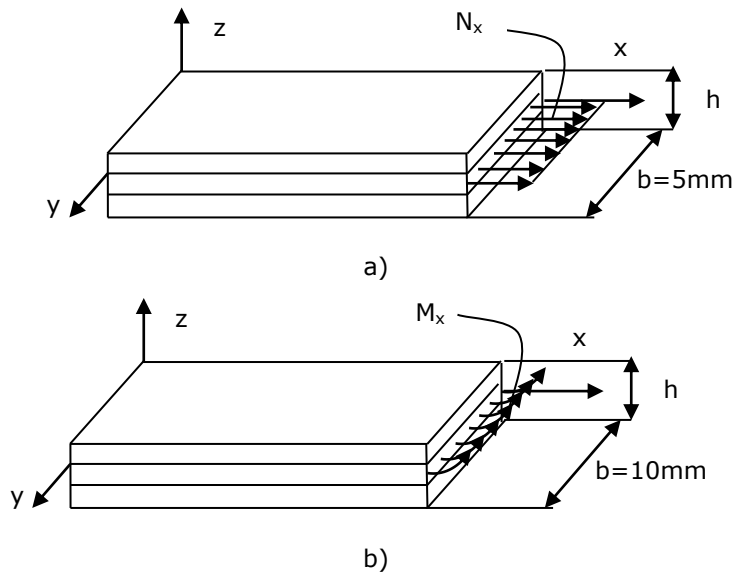


Fig. 2.22 – Modul de solicitare a celor trei materiale: a) tracțiune; b) încovoiere

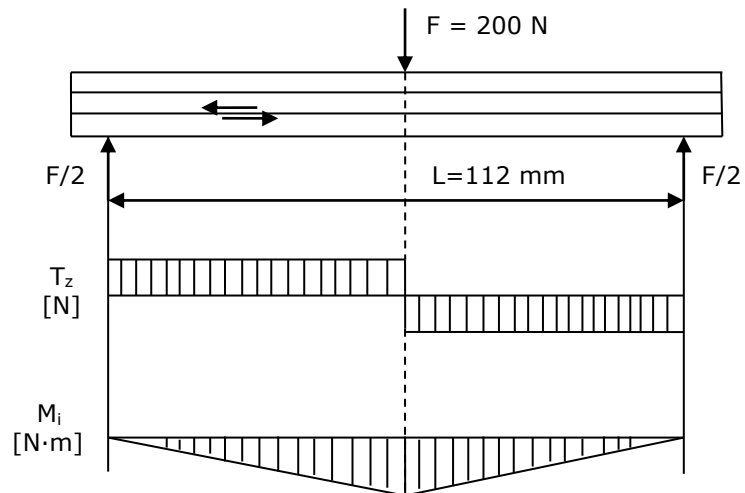


Fig. 2.23 – Schema de solicitare și diagramele de eforturi la încovoiere

- **Solicitarea de tracțiune**

Pentru toate materialele analizate, s-au pus în evidență distribuțiile tensiunilor normale pe secțiunea transversală, prezentate în figurile următoare:

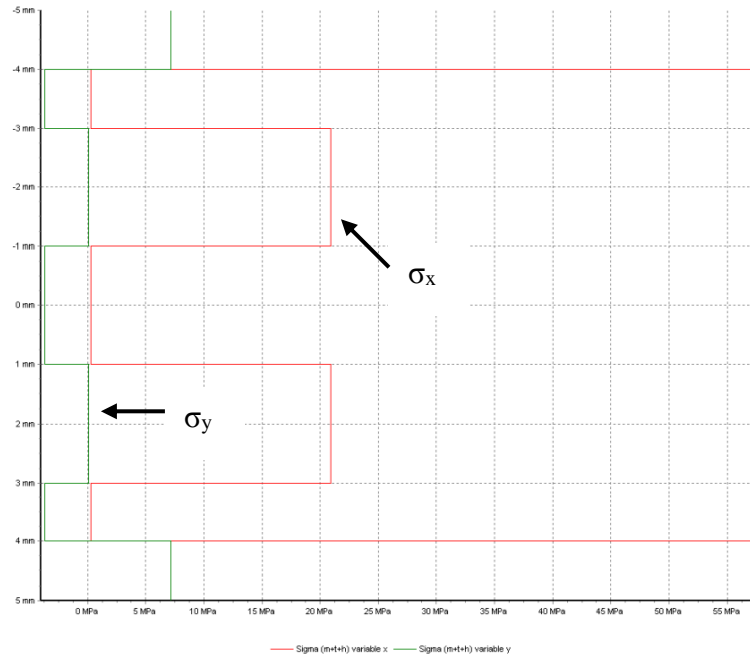


Fig. 2.24 - Distribuția tensiunilor normale σ_x și σ_y pentru **materialul 1**



Fig. 2.25 - Distribuția tensiunilor normale σ_x și σ_y pentru **materialul 2**

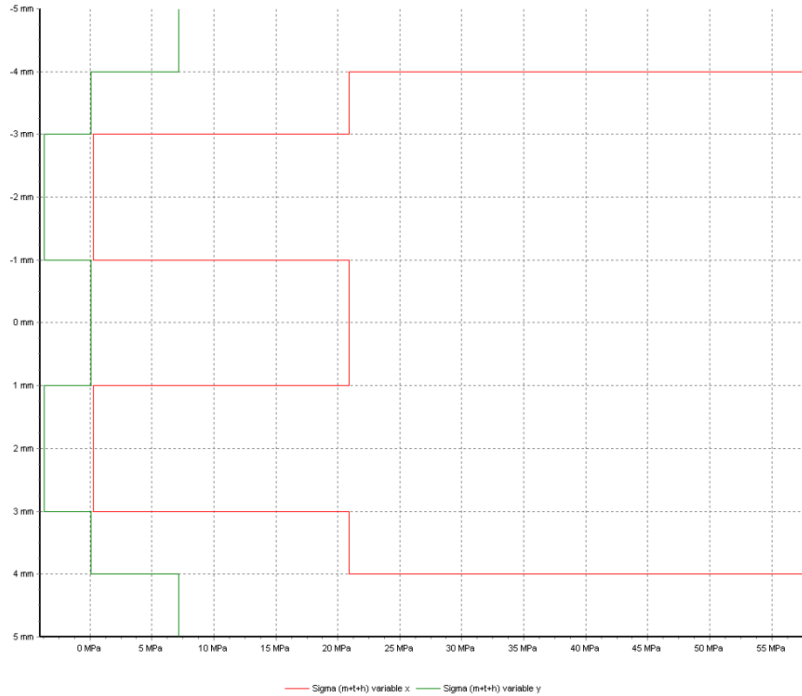


Fig. 2.26 - Distribuția tensiunilor normale σ_x și σ_y pentru **materialul 3**

Pe baza celor trei distribuții ale tensiunilor normale, s-a realizat histograma din figura 2.27, din care se poate determina gradul de solicitare a materialelor analizate.

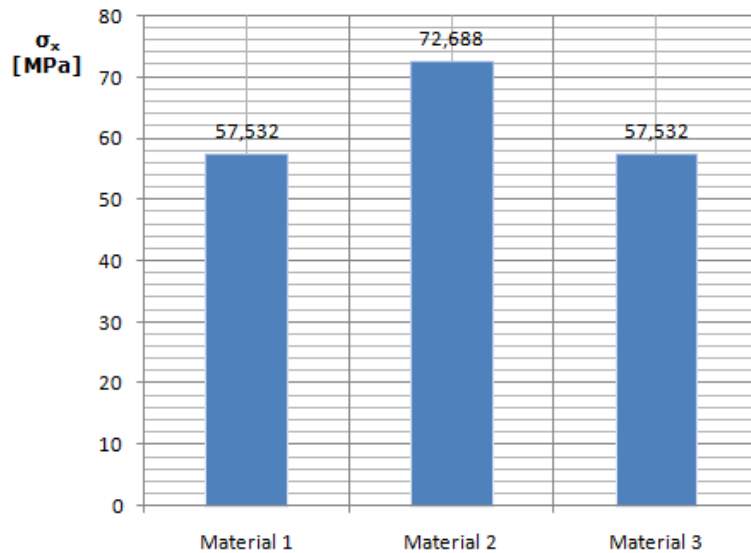


Fig. 2.27 – Variația tensiunii normale, σ_x , pentru materialele analizate

Urmărind matricea de degradare a fiecărui material, se poate stabili ordinea de rupere a straturilor ce formează materialul compozit laminat. Astfel, pentru Materialul 1 matricea de degradare este dată în Figura 2.28 și indică faptul că pentru forța de 200 N/mm se rup doar straturile de lemn Balsa orientate la 90°, iar restul rămân intacte preluând sarcina distribuită. În cazul Materialului 2, matricea de degradare este dată în Figura 2.29 și indică faptul că pentru aceeași forță distribuită liniar, primele straturi care se rup sunt cele de lemn Balsa orientate la 90° față de direcția de solicitare, după care sarcina distribuită este preluată de straturile rămase care la rândul lor cedează. Pentru Materialul 3, matricea de degradare, Fig. 2.30, indică doar ruperea straturilor de lemn Balsa orientate la 90°.

Ply			degradation factors					
#	▲	Name	Angle [°]	E1	E2	G12	Nu12	Xc
1		melamina	0	1	1	1	1	1
2		balsa_90	90	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
3		balsa_0	0	1	1	1	1	1
4		balsa_90	90	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
5		balsa_0	0	1	1	1	1	1
6		balsa_90	90	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
7		melamina	0	1	1	1	1	1

Fig. 2.28 – Matricea de degradare pentru Materialul 1

Ply			degradation factors					
#	▲	Name	Angle [°]	E1	E2	G12	Nu12	Xc
1		melamina	0	1	1	1	1	1
2		balsa_90	90	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
3		balsa_90	90	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
4		balsa_0	0	1	1	1	1	1
5		balsa_90	90	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
6		balsa_90	90	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
7		melamina	0	1	1	1	1	1

a)

Ply			degradation factors					
#	▲	Name	Angle [°]	E1	E2	G12	Nu12	Xc
1		melamina	0	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
2		balsa_90	90	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
3		balsa_90	90	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
4		balsa_0	0	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
5		balsa_90	90	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
6		balsa_90	90	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
7		melamina	0	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631

b)

Fig. 2.29 – Matricea de degradare pentru Materialul 2: a) indică ruperea straturilor de lemn Balsa orientate la 90°- prima fază; b) indică ruperea totală a materialului compozit laminat – a doua fază

Ply			degradation factors					
#	▲	Name	Angle [°]	E1	E2	G12	Nu12	Xc
1		melamina	0	1	1	1	1	1
2		balsa_0	0	1	1	1	1	1
3		balsa_90	90	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
4		balsa_0	0	1	1	1	1	1
5		balsa_90	90	0.01	0.015	0.01	0.015	0.631
6		balsa_0	0	1	1	1	1	1
7		melamina	0	1	1	1	1	1

Fig. 2.30 – Matricea de degradare pentru Materialul 3

- Solicitarea de încovoiere

Asemănător cazului de solicitare la tracțiune și pentru încovoiere s-a evidențiat starea de tensiune și respectiv modul de rupere a celor trei materiale analizate. Rezultatele fiind prezentate în figurile următoare.

Atât pentru solicitarea de tracțiune, cât și pentru încovoiere, s-a folosit în analiză criteriul de rupere Tsai-Hill.

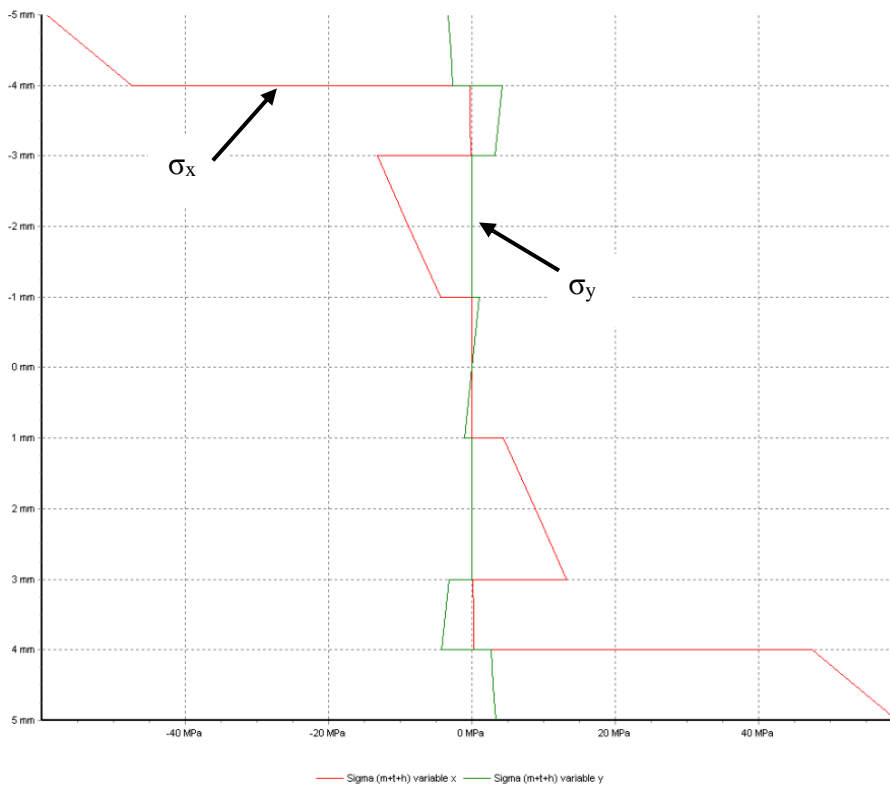


Fig. 2.31 - Distribuția tensiunilor normale σ_x și σ_y pentru **materialul 1**

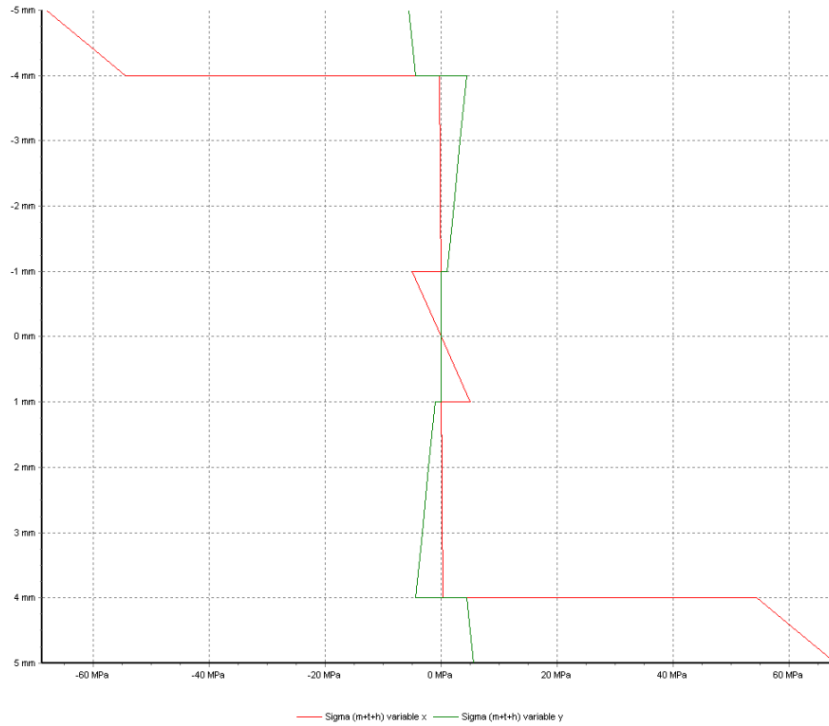


Fig. 2.32 - Distribuția tensiunilor normale σ_x și σ_y pentru **materialul 2**

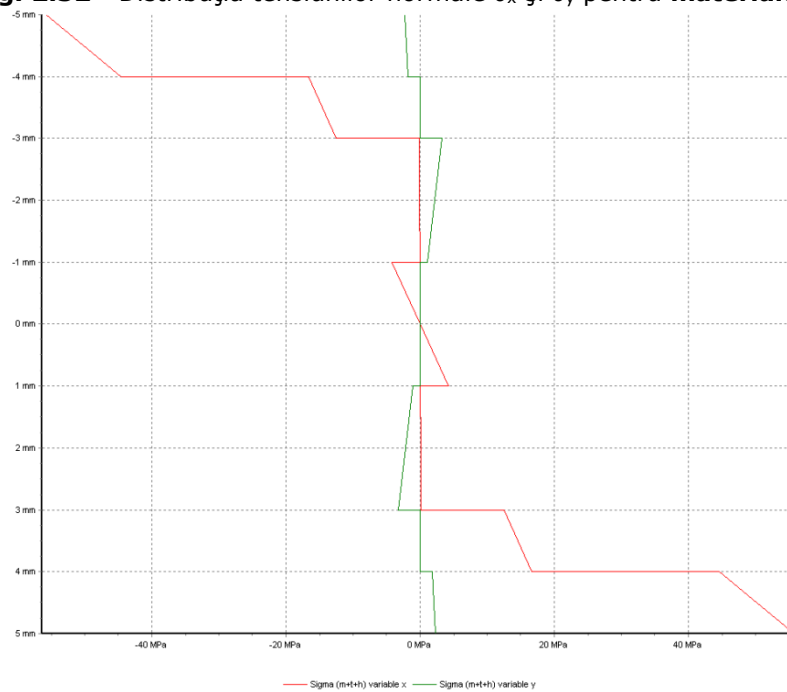


Fig. 2.33 - Distribuția tensiunilor normale σ_x și σ_y pentru **materialul 3**

Distribuțiile tensiunilor prezentate în Figurile 2.31 – 2.33 reprezintă starea de tensiune din cele trei materiale înainte de ruperea straturilor. Astfel că, pentru materialul 1 $\sigma_{x\max} = 59,279$ MPa, pentru materialul 2 $\sigma_{x\max} = 68,094$ MPa iar pentru materialul 3 $\sigma_{x\max} = 55,764$ MPa.

În continuare sunt prezentate și matricele de degradare, ce pun în evidență ordinea de rupere a straturilor.

Ply			degradation factors				
#	Name	Angle [°]	E1	E2	G12	Nu12	Xc
1	melamina	0	1	1	1	1	1
2	balsa_90	90	1	0,015	0,01	0,15	0,631
3	balsa_0	0	1	1	1	1	1
4	balsa_90	90	1	1	1	1	1
5	balsa_0	0	1	1	1	1	1
6	balsa_90	90	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
7	melamina	0	1	1	1	1	1

a)

Ply			degradation factors				
#	Name	Angle [°]	E1	E2	G12	Nu12	Xc
1	melamina	0	1	1	1	1	1
2	balsa_90	90	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
3	balsa_0	0	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
4	balsa_90	90	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
5	balsa_0	0	1	1	1	1	1
6	balsa_90	90	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
7	melamina	0	1	1	1	1	1

b)

Fig. 2.34 – Matricea de degradare pentru Materialul 1: a) indică ruperea straturilor de lemn Balsa 2 și 6 - prima fază; b) indică ruperea straturilor 3 și 4 - a doua fază

Ply			degradation factors				
#	Name	Angle [°]	E1	E2	G12	Nu12	Xc
1	melamina	0	1	1	1	1	1
2	balsa_90	90	1	0,015	0,01	0,15	0,631
3	balsa_90	90	1	1	1	1	1
4	balsa_0	0	1	1	1	1	1
5	balsa_90	90	1	1	1	1	1
6	balsa_90	90	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
7	melamina	0	1	1	1	1	1

a)

Ply			degradation factors				
#	Name	Angle [°]	E1	E2	G12	Nu12	Xc
1	melamina	0	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
2	balsa_90	90	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
3	balsa_90	90	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
4	balsa_0	0	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
5	balsa_90	90	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
6	balsa_90	90	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
7	melamina	0	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631

b)

Fig. 2.35 – Matricea de degradare pentru Materialul 2: a) indică ruperea straturilor de lemn Balsa 2 și 6 – prima fază; b) indică ruperea totală a materialului compozit laminat – a doua fază

Ply			degradation factors				
#	Name	Angle [°]	E1	E2	G12	Nu12	Xc
1	melamina	0	1	1	1	1	1
2	balsa_0	0	1	1	1	1	1
3	balsa_90	90	1	0,015	0,01	0,15	0,631
4	balsa_0	0	1	1	1	1	1
5	balsa_90	90	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
6	balsa_0	0	1	1	1	1	1
7	melamina	0	1	1	1	1	1

a)

Ply			degradation factors				
#	Name	Angle [°]	E1	E2	G12	Nu12	Xc
1	melamina	0	1	1	1	1	1
2	balsa_0	0	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
3	balsa_90	90	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
4	balsa_0	0	1	1	1	1	1
5	balsa_90	90	0,01	0,015	0,01	0,015	0,631
6	balsa_0	0	1	1	1	1	1
7	melamina	0	1	1	1	1	1

b)

Fig. 2.36 – Matricea de degradare pentru Materialul 3: a) indică ruperea straturilor de lemn Balsa 3 și 5 - prima fază; b) indică ruperea stratului 2 – a doua fază

În principal capacitatea de rezistență a materialelor analizate, în ambele situații de solicitare, depinde de numărul straturilor de lemn Balsa orientate la 90°, a căror rezistență la rupere este foarte mică (≈ 1 MPa). De asemenea, se observă că nu este avantajoasă dispunerea consecutivă a două straturi de lemn Balsa cu orientare la 90°.

3. ANALIZA NUMERICĂ A MATERIALELOR COMPOZITE LAMINATE PE BAZĂ DE LEMN BALSĂ ȘI MELAMINĂ

3.1. Considerații generale

Metoda Elementelor Finite este cea mai utilizată tehnică numerică pentru rezolvarea problemelor de orice natură, ce pot să apară în structurile ingineresti. Analiza cu element finit constă într-un set de etape care pot fi implementate într-un program și care pot fi utilizate în rezolvarea diferitor probleme prin modificarea datelor de intrare ce definesc domeniul, proprietățile fizice și condițiile inițiale ce definesc starea limită. Această caracteristică face ca metoda elementelor finite să fie utilizată cu succes în modelarea și simularea problemelor practice din inginerie.

Metoda elementului finit cuprinde două caracteristici de bază:

(i) domeniul problemei este văzut ca o colecție de subdomenii simple neintersectate numite elemente finite. De asemenea, domeniul reprezintă sistemul fizic sau regiunea materială ce poate fi descrisă printr-un sistem de ecuații. Divizarea domeniului în elemente se numește *discretizare*. În general domeniul discretizat în elemente finite este o aproximare a domeniului inițial.

(ii) Pentru fiecare element finit, soluția dată de sistemul de ecuații constitutive este aproximată printr-o combinație liniară de parametri nedeterminați și funcții de aproximare, de regulă, polinomiale.

Având în vedere că soluția este reprezentată polinomial pe fiecare element, o continuă aproximare a soluției pe întreg domeniul poate fi obținută doar prin impunerea continuității soluției pentru elementul finit și prin posibilitatea de derivare în raport cu limitele elementului. Procedura de punere a elementelor împreună este numită asamblarea elementelor.

În metoda elementului finit domeniile cu geometrii complexe sunt reprezentate ca o colecție de subdomenii care permit o ușoară construcție a funcțiilor de aproximare. Reprezentând soluția în funcție de valorile nodale ale elementului, se pot determina funcțiile de aproximare pentru un element sub forma unor interpolări polinomiale și se poate scrie, [54]:

$$u(x) \approx U_e(x) = \sum_{j=1}^n U_j^e \psi_j^e(x) \quad (3.1)$$

unde U_e reprezintă interpolantul elementului finit corespunzător funcției u , pe un element tipic Ω^e , U_j^e este valoarea lui U_e corespunzătoare nodului j , $\psi_j^e(x)$ este funcție de interpolare. De exemplu, aproximarea liniară a unei funcții $u(x,y)$ în probleme bi-dimensionale folosind elemente finite triunghiulare constă în reprezentarea domeniului considerat cu elemente triunghiulare și apoi aproximând funcția $u(x,y)$ pentru fiecare element prin polinoame liniare de forma:

$$u \approx a + bx + cy = \sum_{j=1}^3 U_j^e \psi_j^e(x, y) \quad (3.2)$$

Pe lângă cele două caracteristici de bază (i) discretizarea domeniului într-un set de elemente finite, și (ii) reprezentarea soluției u prin ecuații de forma relației (3.1), metoda elementului finit este o metodă numerică generală în care o ecuație diferențială dată este corectată într-o formă echivalentă numită exprimare variațională.

Metoda elementului finit poate fi privită ca o tehnică generatoare de funcții de aproximare pentru metode variaționale de aproximare. Generarea funcțiilor de aproximare este făcută în mod convenabil prin împărțirea domeniului analizat în elemente finite și restricționând alegerea polinoamelor [54].

3.2. Analiza numerică prin metoda elementului finit a unui material compozit laminat

Având în vedere aplicabilitatea metodei elementului finit în diverse domenii ale ingineriei, în cele ce urmează este prezentată o analiză a stării de tensiune și degradare dintr-un material compozit laminat solicitat la tracțiune. Pentru analiza numerică s-a folosit pachetul software ABAQUS/CAE versiunea 6.9, iar modelul folosit pentru simulare este format din șapte straturi (două de melamină și cinci de

lemn Balsa cu următoarea dispunere a fibrelor $\left[0_m^1, 90_b^1, 0_b^2, 90_b^2 \right]_S$) și are forma și dimensiunile unei epruvete de tracțiune, Fig. 3.1.

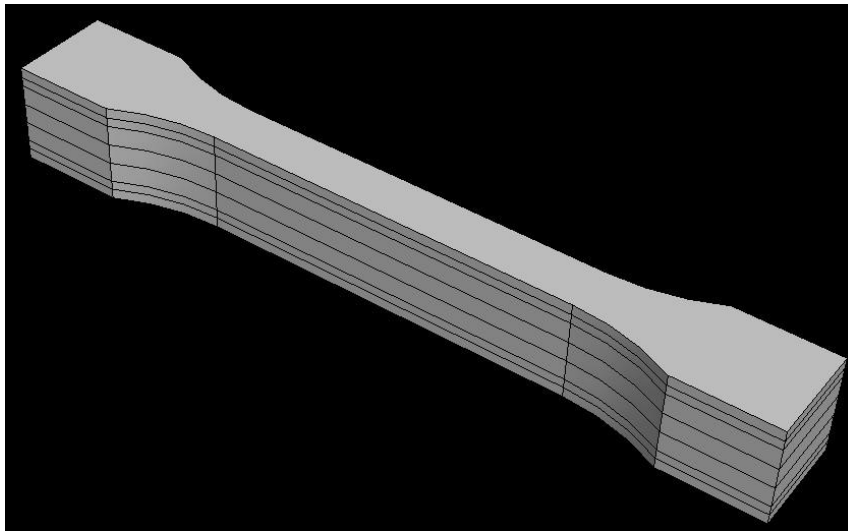


Fig. 3.1 – Modelul geometric folosit pentru analiza numerică

O problemă esențială în conceperea modelului de analiză a stării de tensiune și deformație, este definirea corectă a materialului.

Pentru că avem în discuție un material compozit, atât melamina cât și lemnul Balsa au fost definite ca materiale cu comportare elastică de tip lamina. Definirea unui material de tip lamina necesită cunoașterea proprietăților mecanice după toate cele trei direcții principale ale materialului.

Pentru acest lucru au fost efectuate încercări de tracțiune pe probe din melamină și respectiv lemn balsa. Încercările au fost efectuate în cadrul laboratorului de Rezistența Materialelor de la Facultatea de Mecanică Timișoara, pe o mașină de încercări la tracțiune-compresiune model Zwick/Roell de 5 kN. În urma încercărilor au fost obținute următoarele proprietăți mecanice:

- *Lemn Balsa*: $E_1 = 5144$ MPa, $E_2 = 77,16$ MPa, $\nu_{12} = 0,488$, $G_{12} = 190,33$ MPa, $G_{13} = 277,776$ MPa, $G_{23} = 25,72$ MPa, $R_m = 36,85$ MPa.
- *Melamină*: $E_1 = E_2 = 10600$ MPa, $\nu_{12} = 0,3$, $G_{12} = 8910$, $G_{13} = 8910$, $G_{23} = 8910$, $R_m = 61,7$ MPa

De asemenea, pentru o definiție corectă și completă a caracterului celor două materiale, s-a folosit un criteriu de rupere bazat pe teoria lui Hashin [36]. Această teorie consideră patru mecanisme de inițiere a degradării: fibră sollicitată la întindere, fibră sollicitată la compresiune, matrice sollicitată la întindere și matrice sollicitată la compresiune.

- Fibră sollicitată la întindere:

$$F_f^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T} \right)^2 + \alpha \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad (3.3)$$

- Fibră sollicitată la compresiune ($\hat{\sigma}_{11} \leq 0$):

$$F_f^c = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^C} \right)^2 \quad (3.4)$$

- Matrice sollicitată la întindere ($\hat{\sigma}_{22} \geq 0$):

$$F_m^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^T} \right)^2 + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad (3.5)$$

- Matrice sollicitată la compresiune ($\hat{\sigma}_{22} \leq 0$):

$$F_m^c = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T} \right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T} \right)^2 - 1 \right] \cdot \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^C} + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad (3.6)$$

În ecuațiile de mai sus:

X^T – rezistența la tracțiune longitudinală

X^C – rezistența la compresiune longitudinală

Y^T – rezistența la tracțiune transversală

Y^C – rezistența la compresiune transversală

S^L – rezistența la forfecare longitudinală

S^T – rezistența la forfecare transversală

α – este coeficient ce determină contribuția tensiunii de forfecare la inițierea degradării pe baza mecanismului de sollicitare la tracțiune a fibrei.

$\hat{\sigma}_{11}, \hat{\sigma}_{22}, \hat{\tau}_{12}$ - sunt componentele tensorului tensiune efectivă, $\hat{\sigma}$, care este utilizat în evaluarea criteriului de inițiere a degradării și care se calculează prin relația, [36]:

$$\hat{\sigma} = M \cdot \sigma \quad (3.7)$$

$$M = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ \frac{1}{(1-d_f)} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(1-d_m)} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(1-d_s)} \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

d_f, d_m și d_s sunt variabile interne care caracterizează fibra, matricea și degradarea prin forfecare și care sunt derivate din variabilele de degradare d_f^t, d_f^c, d_m^t și d_m^c , corespunzătoare celor patru moduri prezentate anterior.

$$d_f = \begin{cases} d_f^t, & \text{dacă } \hat{\sigma}_{11} \geq 0 \\ d_f^c, & \text{dacă } \hat{\sigma}_{11} < 0 \end{cases} \quad (3.9)$$

$$d_m = \begin{cases} d_m^t, & \text{dacă } \hat{\sigma}_{22} \geq 0 \\ d_m^c, & \text{dacă } \hat{\sigma}_{22} < 0 \end{cases} \quad (3.10)$$

$$d_s = 1 - (1 - d_f^t)(1 - d_f^c)(1 - d_m^t)(1 - d_m^c) \quad (3.11)$$

De asemenea, datorită orientării diferite a fibrelor din componența materialului compozit laminat, pentru fiecare strat al materialului s-a definit orientarea fibrelor față de sistemul de referință global, XOYZ, Fig. 3.2.

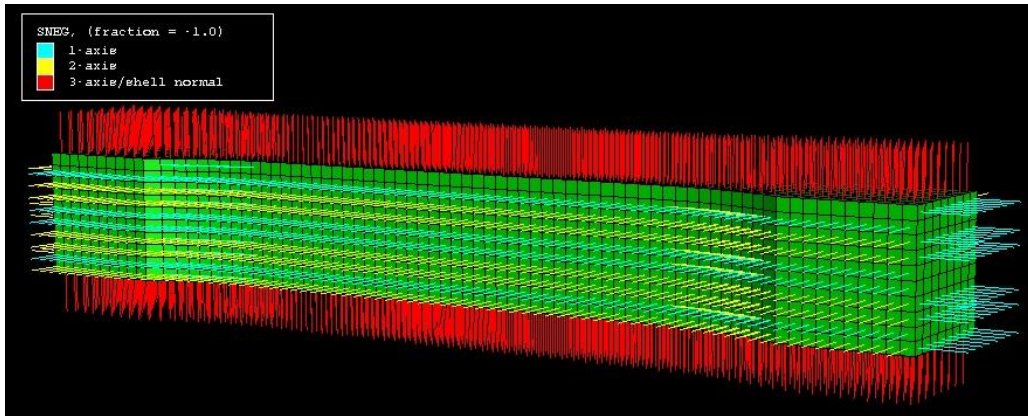


Fig. 3.2 – Orientarea fibrelor în modelul de analiză, $\begin{bmatrix} 0^1_m, 90^1_b, 0^2_b, 90^2_b \end{bmatrix}_S$

Pentru discretizarea modelului geometric s-au folosit elemente finite de tip Shell, SC8R, [56], [57], Fig. 3.3.

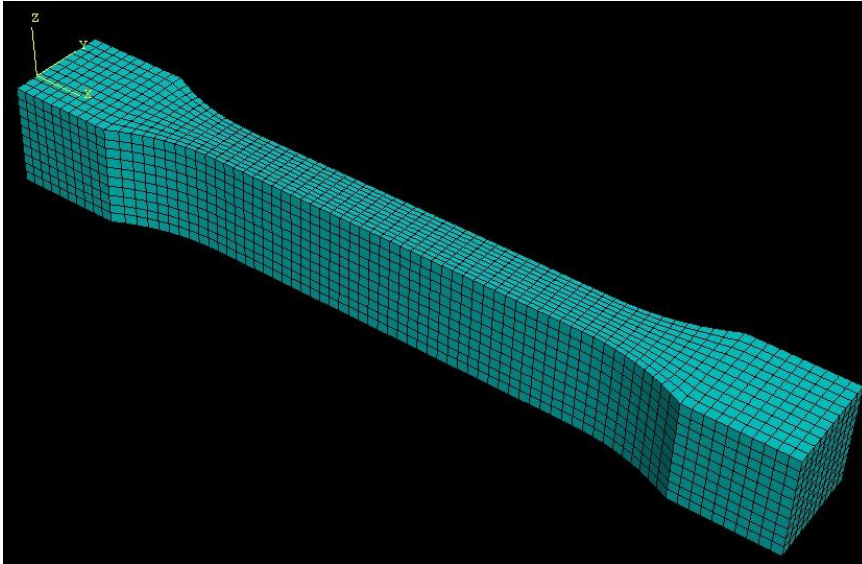


Fig. 3.3 – Model discretizat

În ceea ce privesc condițiile de rezemare și încărcare, acestea s-au făcut conform Figurii 3.4. Astfel că, pe suprafețele A au fost aplicate rezemare ce împiedică deplasarea după direcțiile x, y și z, iar pe suprafețele B au fost impuse condiții de deplasare după direcția x.

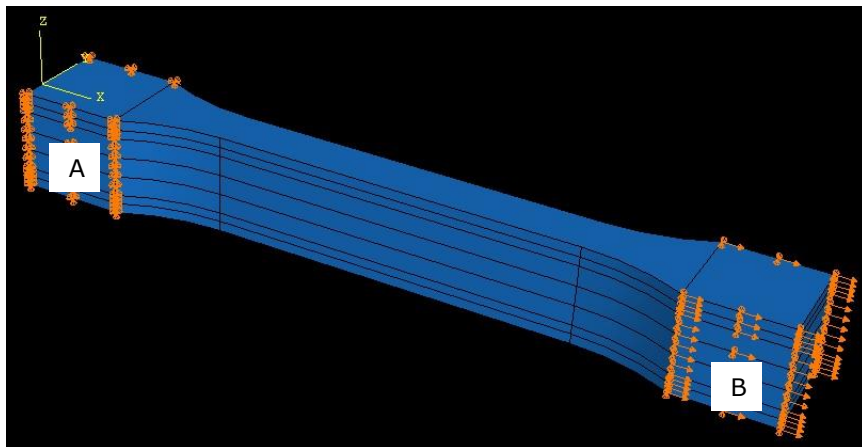


Fig. 3.4 – Definierea condițiilor pe contur

Odată conceput modelul de calcul, analiza cu metoda elementului finit a constatat în determinarea stării de tensiune din materialul compozit laminat în cazul în care

76 Analiza numerică a mat. comp. laminate pe bază de lemn balsa și melamină - 3

straturile de lemn balsa, care inițial sunt orientate la 0° față de axa longitudinală a probei, pot avea unghiuri de orientare de 20°, 40°, 60° și 80°, Fig. 3.5.

Melamină - 0°- grosime 1 mm
Balsa - 90°- grosime 1 mm
Balsa-0°,20°,40°,60°,80°-gr. 2
Balsa - 90°- grosime 2 mm
Balsa-0°,20°,40°,60°,80°-gr. 2
Balsa - 90°- grosime 1 mm
Melamină - 0°- grosime 1 mm

Fig. 3.5 – Schema de configurare a materialului compozit laminat

$$\left[0^1_m, 90^1_b, 0^2_b, 90^2_b \right]_S$$

În Figurile 3.6 și 3.7 este prezentată starea de tensiune din materialul analizat, reprezentată prin tensiunea echivalentă von Mises, în cazul în care cele două straturi de lemn balsa cu grosime de 2 mm au orientări de 0° și 40° față de axa longitudinală.

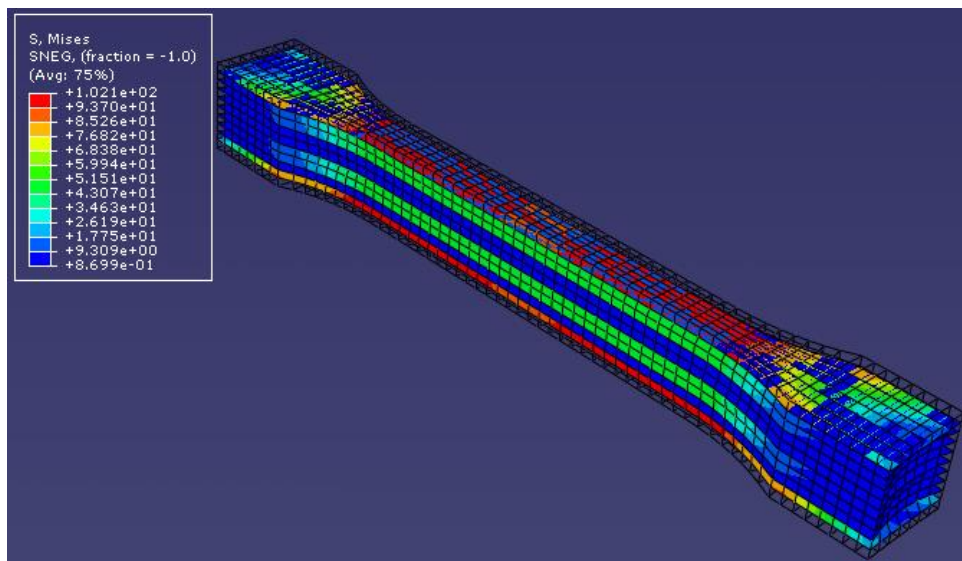


Fig. 3.6 – Distribuția tensiunii echivalente von Mises pentru cazul în care straturile de lemn Balsa cu grosime de 2 mm au orientare de 0°

Urmărind distribuția tensiunii von Mises pe grosimea probei analizate, în funcție de unghiul de orientare a fibrelor din cele două straturi de lemn Balsa (Fig. 3.5), s-a observat, odată cu creșterea unghiului de orientare a fibrelor, o scădere a tensiunii

în straturile de lemn Balsa și concentrarea tensiunii spre straturile exterioare de melamină, Fig. 3.8.

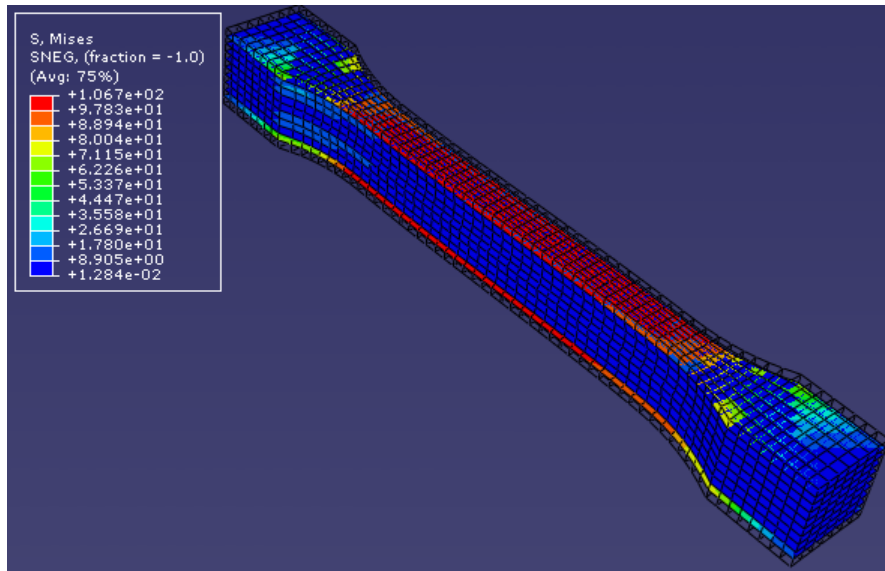


Fig. 3.7 – Distribuția tensiunii echivalente von Mises pentru cazul în care straturile de lemn Balsa cu grosime de 2 mm au orientare de 40°

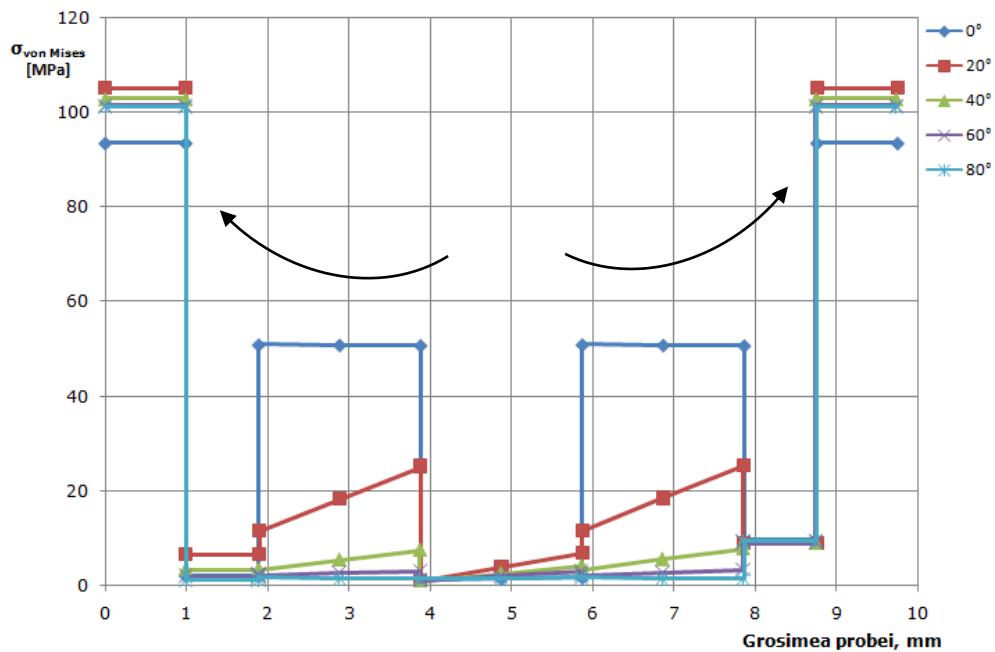


Fig. 3.8 – Distribuția tensiunii echivalente pe grosimea probei

În Figurile 3.9 și 3.10 sunt prezentate modurile de degradare a compozitului laminat analizat, solicitat la tracțiune, în condițiile în care, pentru cele două straturi de lemn balsa, cu grosimi de 2 mm, indicate în Figura 3.5, se modifică unghiul de orientare a fibrelor față de axa longitudinală.

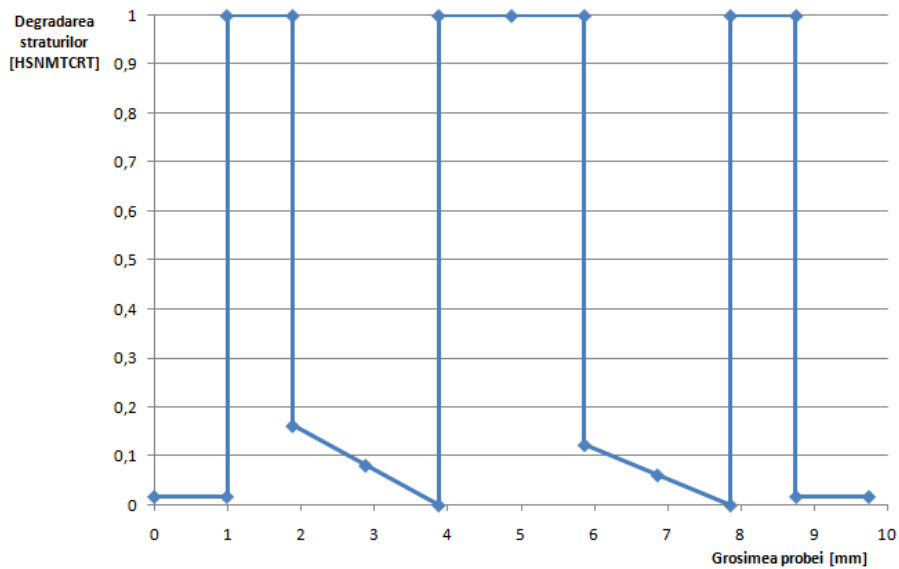


Fig. 3.9 – Inițierea degradării straturilor conform criteriului lui Hashin pentru cazul când cele două straturi considerate au unghiul de orientare a fibrelor 0° (HSNMTCRT – inițierea degradării prin ruperea matricei solicitată la tracțiune)

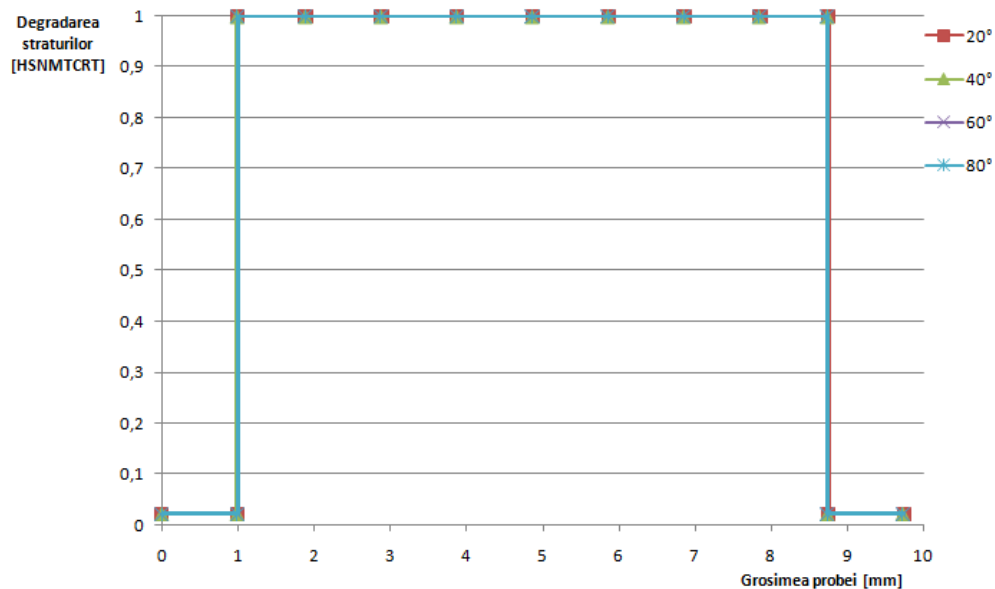


Fig. 3.10 – Inițierea degradării straturilor conform criteriului lui Hashin pentru cazul când cele două straturi considerate au unghiul de orientare a fibrelor 20°, 40°, 60° și 80°

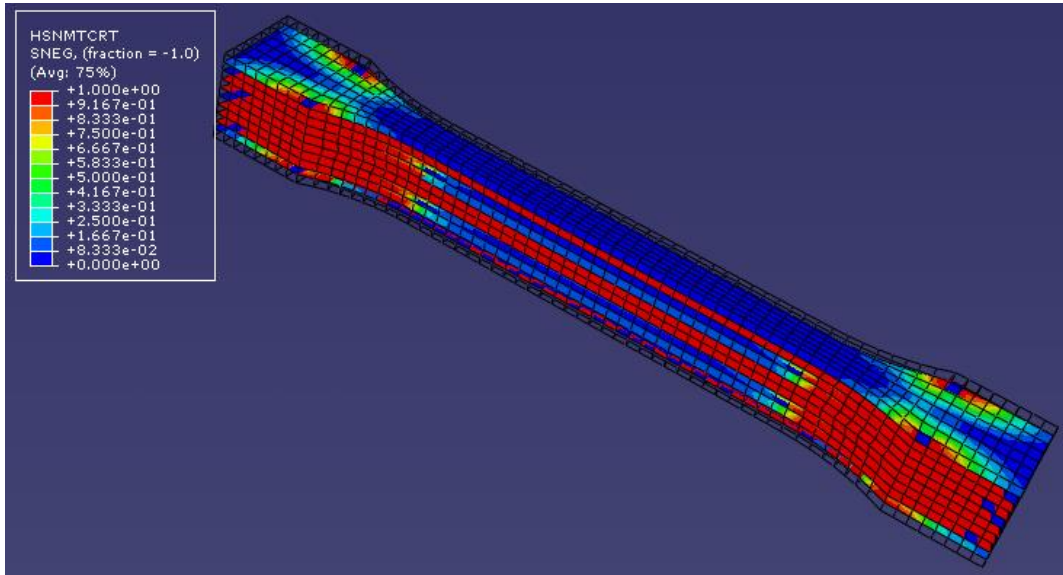


Fig. 3.11 – Distribuția degradării matricei conform criteriului lui Hashin pentru cazul când cele două straturi considerate au unghiul de orientare a fibrelor 0°

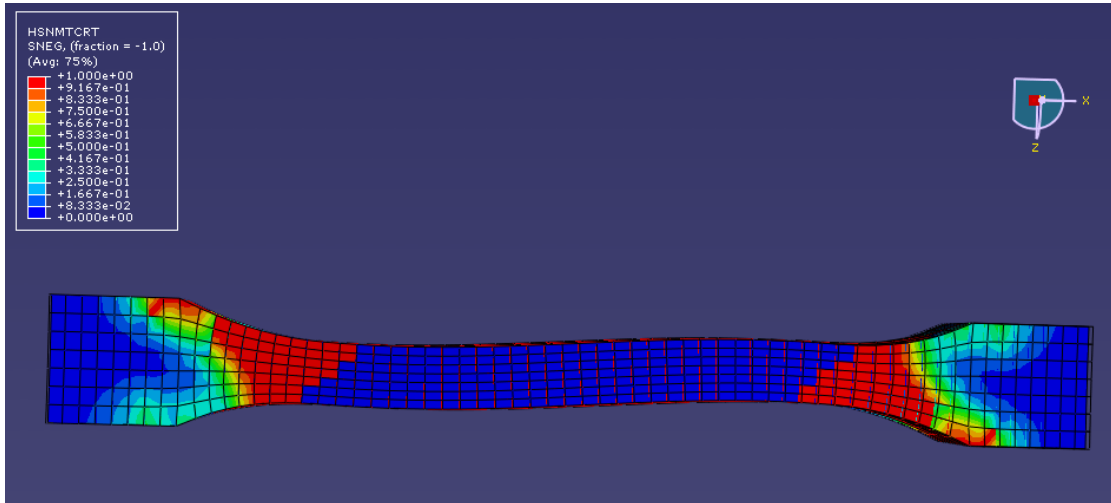


Fig. 3.12 – Distribuția degradării matricei conform criteriului lui Hashin pentru cazul când cele două straturi considerate au unghiul de orientare a fibrelor 20°

Urmărind distribuția tensiunii pe grosimea probei (Fig. 3.8) precum și modul de degradare a straturilor (Fig. 3.9 și 3.10), se poate spune faptul că se confirmă ipoteza lansată la sfârșitul subcapitolului 2.6, conform căreia capacitatea de

80 Analiza numerică a mat. comp. laminate pe bază de lemn balsa și melamină - 3

rezistență a compozitului laminat studiat, depinde în principal de numărul straturilor de lemn Balsa cu orientarea fibrelor la un unghi de 90° față de axa longitudinală a probei.

S-a observat că prezența straturilor de lemn Balsa, cu orientarea fibrelor la 0° față de axa longitudinală, determină o creștere a rezistenței la rupere a compozitului laminat.

4. CONTRIBUȚII PRIVIND DETERMINAREA EXPERIMENTALĂ A PROPRIETĂȚILOR MECANICE ALE MATERIALELOR COMPOZITE

4.1. Considerații generale

Caracterizarea experimentală a materialelor compozite este un subiect evaziv, datorită faptului că s-a aflat într-o continuă evoluție. Odată cu dezvoltarea de noi materiale compozite și apariția de noi aplicații, și tehnicile de testare a acestor materiale au înregistrat o continuă evoluție. Această evoluție a metodelor de testare pentru a răspunde noilor cerințe, a continuat de-a lungul timpului cu aspecte suplimentare și totodată au crescut în importanță, de exemplu, influența temperaturii, umidității și a altor factori care afectează durabilitatea. Așa cum se știe, odată cu intrarea în secolul 21 s-a înregistrat o accentuare a aplicării tuturor tipurilor de materiale compozite în obținerea de produse comerciale. Ca o anticipare a acestei evoluții, începând cu anii `90 a urmat o perioadă de înțelegere și consolidare a metodelor de încercare a materialelor compozite. Având în vedere acest lucru, prezenta teză de doctorat vine într-un moment oportun, în care evoluția metodelor de testare este într-o perioadă relativ stabilă și pot fi aduse recomandări definitive.

Astfel, în acest capitol sunt prezentate rezultate experimentale ale comportării mecanice pentru două tipuri de materiale compozite, un compozit laminat format din șapte straturi dintre care două de melamină și cinci straturi de lemn balsa cu diferite orientări ale fibrelor, notat în cadrul capitolului cu **MBM**, iar cel de-al doilea tip de material compozit analizat face parte din categoria compozitelor de tip sandwich fiind format din miez de plută și fețe de aluminiu iar la exterior un strat subțire de melamină, **MAP**, [58]. Aceste materiale sunt utilizate sub formă de panouri în construcția vagoanelor de cale ferată, dar nu numai.

Analiza experimentală a acestor două materiale s-a făcut după un program experimental special stabilit, a cărui schemă este prezentată în Fig. 4.1:

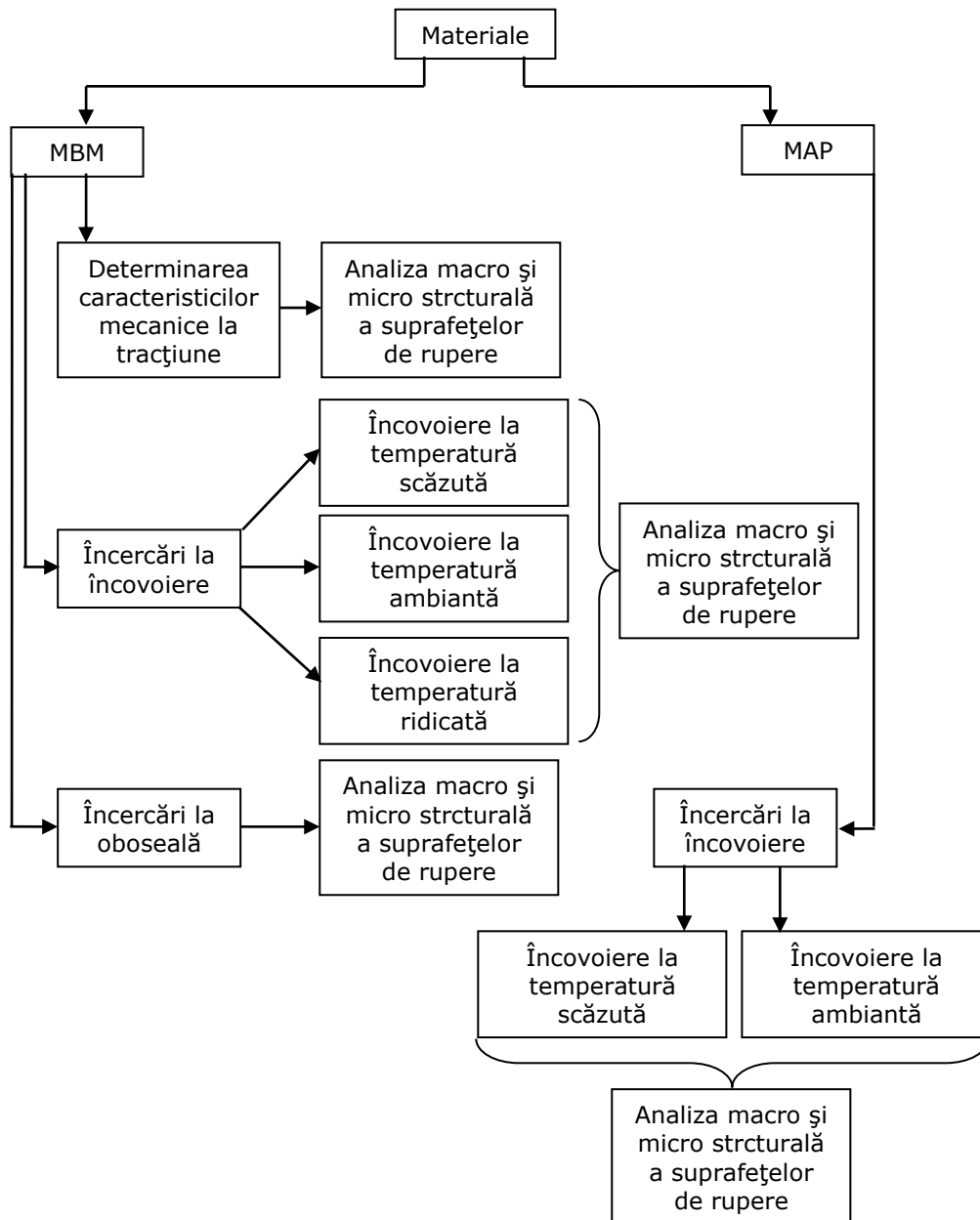


Fig. 4.1 – Schema de principiu a programului experimental

4.2. Determinarea proprietăților mecanice la tracțiune ale compozitului laminat MBM

Materialul supus încercărilor de tracțiune, este format din șapte straturi, dintre care două de melamină și cinci de lemn balsa, și are configurația din Tabelul 4.1. Încercările de tracțiune au fost efectuate pe o mașină de încercări la tracțiune-compresiune, model Zwick/Roell, de 5 kN (Fig. 4.3), folosind probe cu forma și dimensiunile din Figura 4.2. Pe parcursul încercării, epruveta este solicitată pe direcție axială cu o viteză constantă, până la ruperea totală, înregistrând concomitent forța și alungirea segmentului de referință de pe probă. Pentru înregistrarea valorilor corespunzătoare alungirii segmentului de referință s-a folosit un extensometru model MFL.

Melamină - 0°- grosime 1 mm
Balsa - 90°- grosime 1 mm
Balsa - 0°- grosime 2 mm
Balsa - 90°- grosime 2 mm
Balsa - 0°- grosime 2 mm
Balsa - 90°- grosime 1 mm
Melamină - 0°- grosime 1 mm

Tabelul 4.1 – Configurația materialului compozit laminat MBM folosit la încercările

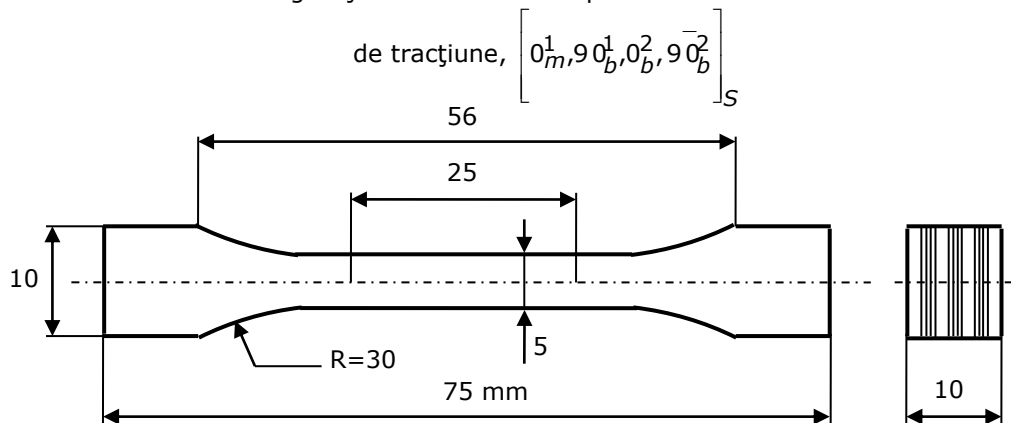


Fig. 4.2 – Probă de tracțiune, [59]

Au fost încercate patru probe, iar pe baza încercărilor efectuate sau determinat forța maximă, F_{\max} și modulul de elasticitate longitudinal, E_x . Rezultatele experimentale au fost comparate cu rezultate obținute analitic pe baza teoriei de rezistență a materialelor compozite laminate, prezentată detaliat în capitolul 2.

În tabelul 4.2. sunt prezentate rezultatele obținute la încercările de tracțiune, iar în Figura 4.4 este prezentată o diagramă în coordonate forță, F , - alungire, Δl . O primă observație pe diagrama de tracțiune este mecanismul de rupere treptată a straturilor înainte de ruperea finală.

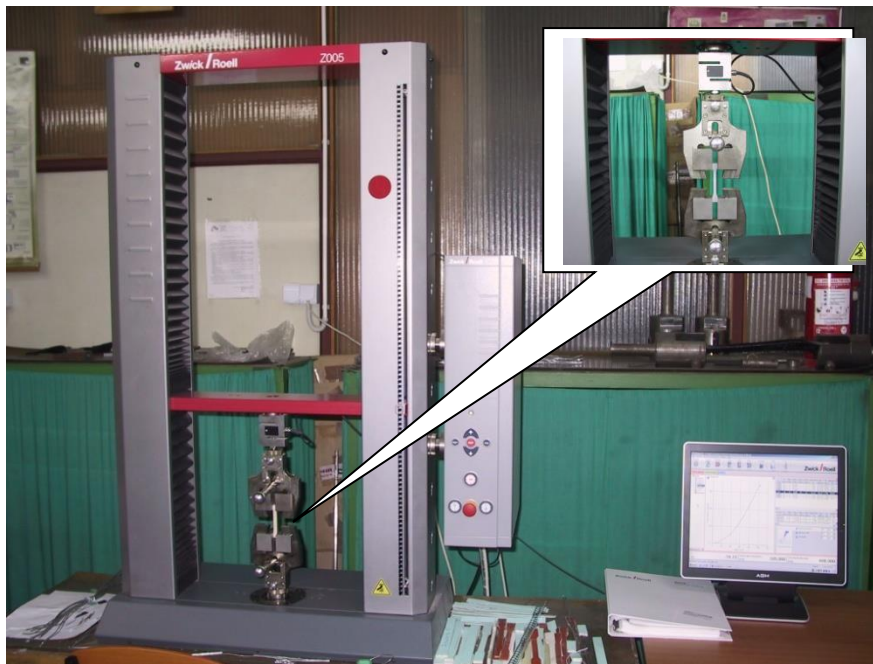


Fig. 4.3 – Mașina de încercări la tracțiune-compresiune Zwick/Roell

Tabelul 4.2 – Rezultatele încercărilor la tracțiune

Nr. epruvetă	h [mm]	b [mm]	A [mm ²]	L ₀ [mm]	F _{max} [N]	E _x [MPa]
1	10	5,1	51	25	1584	4500
2	10	5	50	25	1713	4437,5
3	10	5,1	51	25	1744	4272,72
4	10	5,1	51	25	1758	4555,55
Valori medii					1699,8	4441,44

h – grosimea probei; b – lățimea segmentului calibrat; A – aria secțiunii transversale; L₀ – lungimea inițială a segmentului calibrat

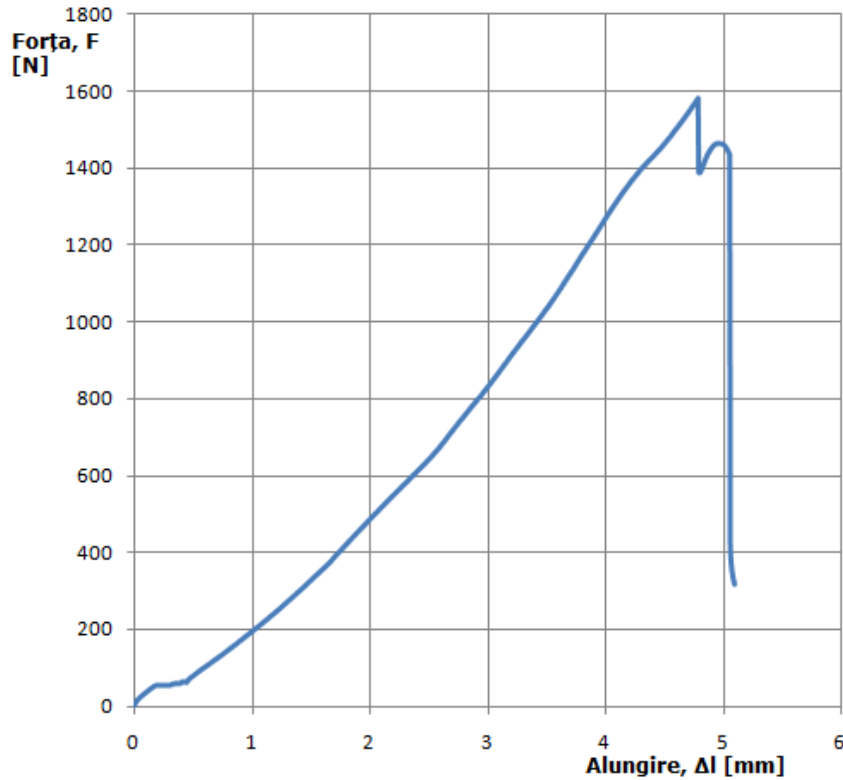


Fig. 4.4 – Diagrama caracteristică convențională pentru proba 1

Conform teoriei de rezistență a materialelor compozite laminate, ecuația constitutivă a unui laminat sollicitat axial, în care este neglijat efectul termic și cel al umidității, este dată de relația:

$$\begin{bmatrix} N_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

De unde rezultă că: $\varepsilon_x = \frac{A_{22}N_x}{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}$; $\varepsilon_y = \frac{-A_{12}\varepsilon_x}{A_{11}}$; $\gamma_{xy} = 0$, iar modulul de elasticitate longitudinal este dat de relația:

$$E_x = \frac{A_{11}A_{22} - A_{12}^2}{A_{22}h} \quad (4.2)$$

$$\nu_{xy} = \frac{A_{12}}{A_{22}} \text{ - coeficientul lui Poisson} \quad (4.3)$$

Prin urmare, pentru determinarea proprietăților mecanice ale materialului compozit încercat trebuie calculate elementele matricei de rigiditate, A_{ij} :

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k \cdot t_k \quad (4.4)$$

86 Contribuții experimentale privind det. prop. mecanice ale mat. compozite - 4

Pentru calculul elementelor matricei de rigiditate este necesar cunoașterea proprietăților mecanice ale fiecărui strat din componența laminatului. Pentru acest lucru au fost efectuate încercări de tracțiune pe probe din lemn balsa și respectiv melamină, având forma și dimensiunile din Figura 2, prelevate din compozitul laminat analizat. În urma încercărilor efectuate sau determinat: $E_1=5144,06$ MPa – pentru lemn balsa și respectiv $E_1=10600$ MPa – pentru melamină; rezistența la rupere la tracțiune, $\sigma_1^f = 37,77$ MPa – pentru lemn balsa și $\sigma_1^f = 77,41$ MPa – pentru melamină.

- **Balsa:** $E_1=5144,06$ MPa; $E_2=77,16$ MPa; $G_{12}=190,33$ MPa; $\nu_{12}=0,488$; $\nu_{13}=0,229$; $\nu_{23}=0,231$

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} = 5166692 \text{ MPa}; Q_{12} = \frac{\nu_{12} \cdot E_1}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} = 37,82 \text{ MPa}; Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} = 77,5 \text{ MPa};$$

$$Q_{66} = G_{12} = 190,33 \text{ MPa}$$

$$m = \cos(\theta); n = \sin(\theta)$$

θ – unghiul de orientare a fibrelor

$$\bar{Q}_{11balsa0} = m^4 \cdot Q_{11} + 2m^2n^2(Q_{12} + 2Q_{66}) + n^4Q_{22} = 5166,69$$

$$\bar{Q}_{11balsa90} = m^4 \cdot Q_{11} + 2m^2n^2(Q_{12} + 2Q_{66}) + n^4Q_{22} = 392067 \text{ MPa}$$

$$\bar{Q}_{12balsa0} = m^2n^2(Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) + (m^4 + n^4)Q_{12} = 37,82 \text{ MPa}$$

$$\bar{Q}_{12balsa90} = m^2n^2(Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) + (m^4 + n^4)Q_{12} = 745,01 \text{ MPa}$$

$$\bar{Q}_{22balsa0} = n^4Q_{11} + 2m^2n^2(Q_{12} + 2Q_{66}) + 4m^4Q_{22} = 77,5$$

$$\bar{Q}_{22balsa90} = n^4Q_{11} + 2m^2n^2(Q_{12} + 2Q_{66}) + 4m^4Q_{22} = 343774 \text{ MPa}$$

- **Melamină:** $E_1=E_2=E_3=10600$ MPa; $G_{12}=8910$ MPa; $\nu_{12}=0,3$; $\nu_{13}=0,3$; $\nu_{23}=0,31$

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} = 116485; Q_{12} = \frac{\nu_{12} \cdot E_1}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} = 34945;$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21}} = 116485; Q_{66} = G_{12} = 8910$$

$$\bar{Q}_{11melamina0} = m^4 \cdot Q_{11} + 2m^2n^2(Q_{12} + 2Q_{66}) + n^4Q_{22} = 116485$$

$$\bar{Q}_{12melamina0} = m^2n^2(Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66}) + (m^4 + n^4)Q_{12} = 34945$$

$$\bar{Q}_{22melamina0} = n^4Q_{11} + 2m^2n^2(Q_{12} + 2Q_{66}) + 4m^4Q_{22} = 116485$$

$$A_{11} = \bar{Q}_{11melamina0} \cdot 1 + \bar{Q}_{11balsa90} \cdot 1 + \bar{Q}_{11balsa0} \cdot 2 + \bar{Q}_{11balsa90} \cdot 2 + \bar{Q}_{11balsa0} \cdot 2 + \bar{Q}_{11balsa90} \cdot 1 + \bar{Q}_{11melamina0} \cdot 1$$

$$A_{11} = 4553173; A_{12} = 101283; A_{22} = 373578$$

Pe baza matricei de rigiditate, determinată prin elementele A_{ij} , s-a obținut modulul de elasticitate axial, E_x și coeficientul lui Poisson pentru materialul compozit laminat: $E_x = 4279,01$ MPa și $\nu_{xy} = 0,271$.

Luând în considerare forța maximă medie rezultată la încercările de tracțiune, $F_{\max\text{mediu}} = 1699,8$ N, care este uniform distribuită pe lățimea probei și dă un efort axial $N_x = 339,96$ N/mm, s-a determinat starea de tensiune din fiecare strat al compozitului laminat.

1. Stratul de melamină:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11m0} & \bar{Q}_{12m0} & \bar{Q}_{16m0} \\ \bar{Q}_{12m0} & \bar{Q}_{22m0} & \bar{Q}_{26m0} \\ \bar{Q}_{16m0} & \bar{Q}_{26m0} & \bar{Q}_{66m0} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\text{unde } \varepsilon_x = \frac{A_{22} \cdot N_x}{A_{11}A_{22} - A_{12}^2} = 0,008; \quad \varepsilon_y = \frac{-A_{12} \cdot \varepsilon_x}{A_{11}} = -0,00177; \quad \gamma_{xy} = 0$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 86,373 \\ 7,193 \\ 0 \end{bmatrix} \text{ MPa}$$

2. Stratul de lemn balsa cu orientare 90° :

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11b90} & \bar{Q}_{12b90} & \bar{Q}_{16b90} \\ \bar{Q}_{12b90} & \bar{Q}_{22b90} & \bar{Q}_{26b90} \\ \bar{Q}_{16b90} & \bar{Q}_{26b90} & \bar{Q}_{66b90} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1,799 \\ -0,152 \\ -1,168 \end{bmatrix} \text{ MPa}$$

3. Stratul de lemn balsa cu orientare 0° :

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11b0} & \bar{Q}_{12b0} & \bar{Q}_{16b0} \\ \bar{Q}_{12b0} & \bar{Q}_{22b0} & \bar{Q}_{26b0} \\ \bar{Q}_{16b0} & \bar{Q}_{26b0} & \bar{Q}_{66b0} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 40,982 \\ 0,164 \\ 0 \end{bmatrix} \text{ MPa}$$

Pe baza calculului analitic se poate evidenția distribuția tensiunii pe secțiunea transversală a materialului, această distribuție fiind confirmată și de analiza efectuată în sucapitolul 2.6, cu ajutorul programului Composite Star. Ca și grad de solicitare, rezultatele analitice au arătat că tensiunea normală, σ_x , este maximă în straturile de melamină, după care urmează straturile de lemn Balsa orientate la 0° .

Analiza structurii compozitului laminat MBM

Compozitul studiat are în alcătuirea sa lemn de Balsa - 3 straturi cu grosimi de 2 mm și două straturi de 1 mm dispuse cu fibrajul alternativ la 90^0 acoperite la suprafața exterioară pe fiecare parte de o placă de melamină cu grosimea de 1 mm. Îmbinarea straturilor-plăcilor se face prin intermediul unui adeziv epoxidic denumit EXPRESS EPOX A+B pe bază de rășină epoxidică și acizi grași.

Aparatura utilizată pentru caracterizarea structurală a constat din microscopul stereo tip Olympus SZX7 pentru analiza macroscopică și microscopul electronic prin baleiaj (SEM) tip FEI INSPECT S pentru analiza microstructurală, aflate în dotarea Catedrei SMS din cadrul Departamentului de IMF (Ingineria Materialelor și Fabricației) a Facultății de Mecanică din cadrul Universității „Politehnica” Timișoara.

Analiza detaliată a structurii fiecărui „component” al compozitului relevă următoarele aspecte.

Suprafața exterioară a compozitului, -cele două fețe - este un furnir (placă) de melamină. Melamina este o substanță organică întrebuințată la fabricarea unor materiale plastice rezistente. Sinteza melaminei rezultă din reacția chimică dintre uree și amoniac. Ea se utilizează la fabricarea rășinilor aminice -aminoplastelor. În urma reacției de policondensare dintre melamină și formaldehidă se formează o rășină melaminoformaldehidică cu proprietăți mecanice și termice superioare care se utilizează la fabricarea furnirului. În consecință „placa” este practic, un aglomerat (Figura 4.5) a cărui constituție la nivel microscopic (mărimi între 200 și 1600x) are un caracter specific unei rupei prin smulgere - figura 4.6, 4.7, 4.8, 4.9.

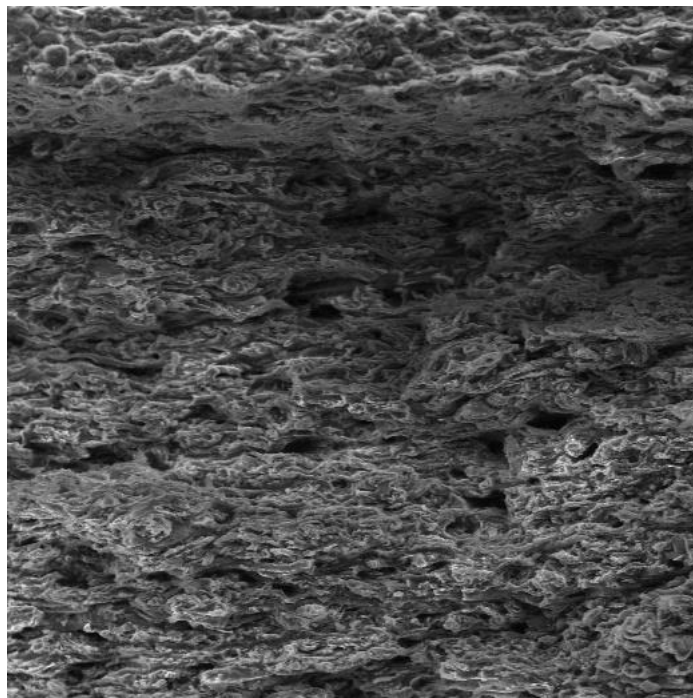


Fig. 4.5 – Imagine SEM (x200) cu placa de melamină

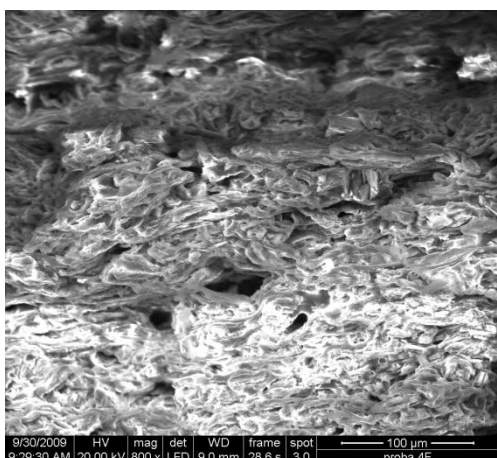


Fig. 4.6 – Imagine SEM (x800) cu structura melaminei

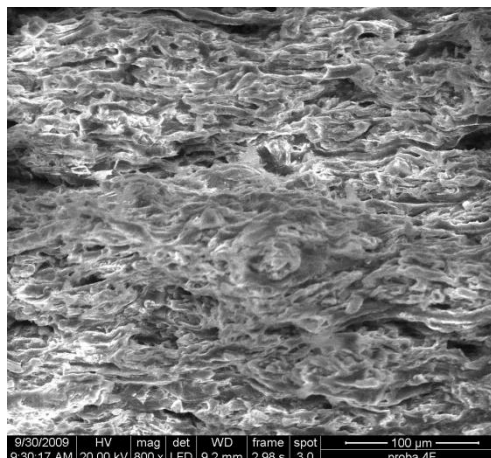


Fig. 4.7 – Imagine SEM (x800) cu structura melaminei (detaliu)

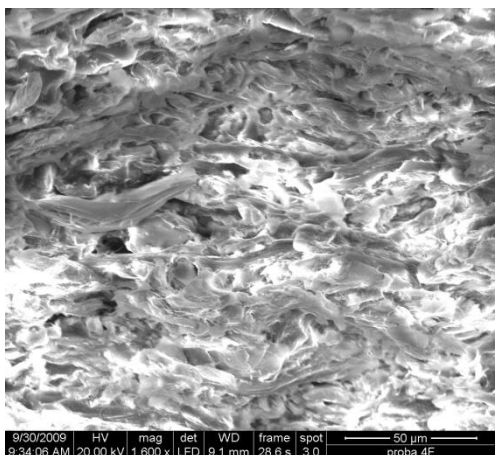


Fig. 4.8 – Imagine SEM (x1600) cu structura melaminei

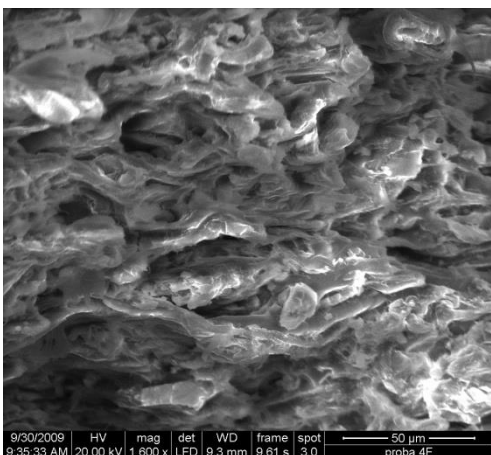


Fig. 4.9 – Imagine SEM (x1600) cu structura melaminei (detaliu)

Componentul principal se consideră lemnul de Balsa dispus în cinci straturi cu orientare alternativă a fibrelor–paralele cu direcția solicitării respectiv plasate la 90° .

Lemnul de Balsa prezintă din punct de vedere al caracteristicilor de exploatare o specificitate deosebită –fiind considerat cel mai ușor lemn din lume (doar 40 % din volumul total este materie solidă) dar cu o rezistență mecanică înaltă.

Lemnul se definește ca un material de natură organică cu o compoziție chimică complexă (ce conține celuloză, lignină, hemiceluloză, alte substanțe organice), eterogen și anizotrop” cu o structură formată din celule cu membrane lignificate.

La nivelul de organizare microstructural, lemnul de Balsa nu diferă semnificativ în comparație cu alte tipuri de lemn. El se poate considera un material compozit „clasic” din categoria compozitelor ranforsate cu fibre „fiber-reinforced composite”: într-o matrice constituită din lignină și hemiceluloză sunt dispuse fibrele din celuloză.

Rezultă astfel o structură cu caracter fibros și orientat (imagini sugestive sunt arătate în Figurile 4.11 în secțiune longitudinală a fibrelor, respectiv Figurile 4.12 și 4.13 în secțiunea transversală).

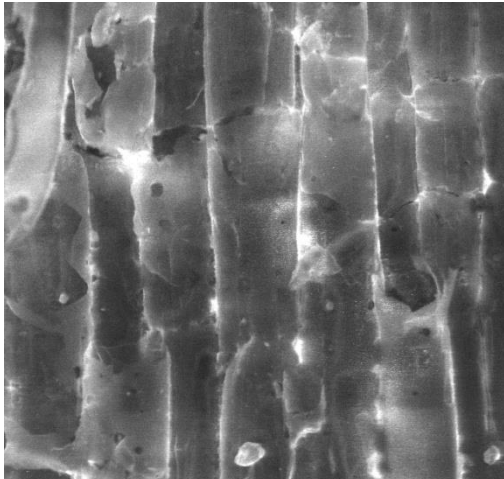


Fig. 4.10 – Imagine SEM cu secțiune longitudinală în fibrele lemnului de Balsa

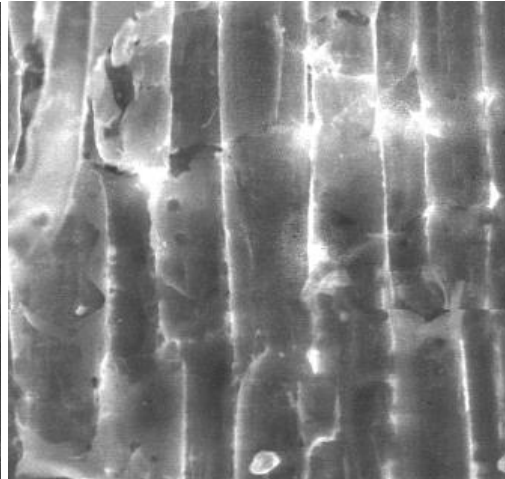


Fig. 4.11 – Imagine SEM cu secțiune longitudinală în fibrele lemnului de Balsa (detaliu)

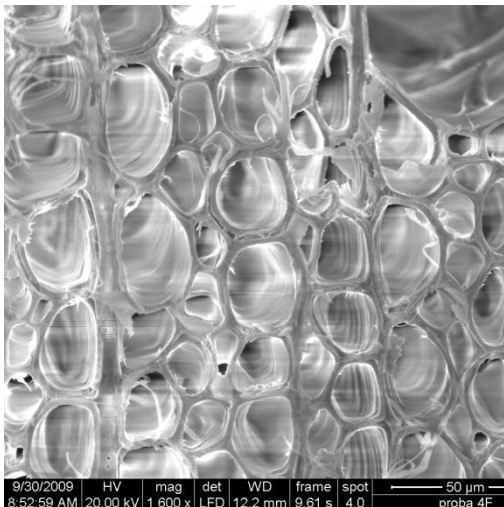


Fig. 4.12 – Imagine SEM cu secțiune transversală în fibrele lemnului de Balsa

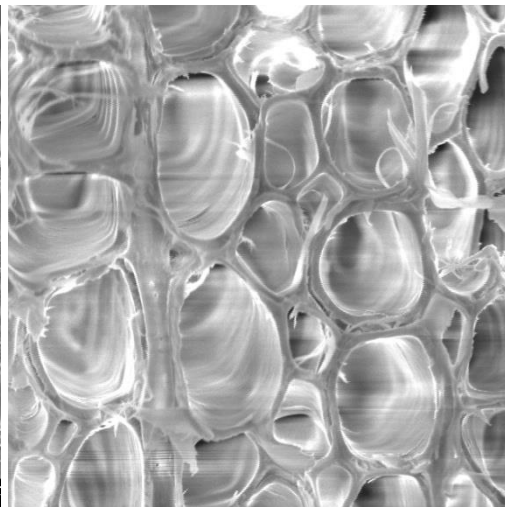


Fig. 4.13 – Imagine SEM cu secțiune transversală în fibrele lemnului de Balsa (detaliu)

Fibrele numite și traheide sunt alcătuite din lanțuri lungi moleculare, Figurile 4.14, 4.15. Traheidele sunt formate din straturi succesive în care orientarea microfibrilor este similară. Microfibrile la rândul lor sunt alcătuite din fibre elementare și lanțuri de celuloză. Legăturile dintre traheide sunt realizate printr-un țesut raiat format din celule de parenchim (Figura 4.16, *detalii* în Figurile 4.17, 4.18 - celulele fiind izodiametrice și unele ușor alungite).

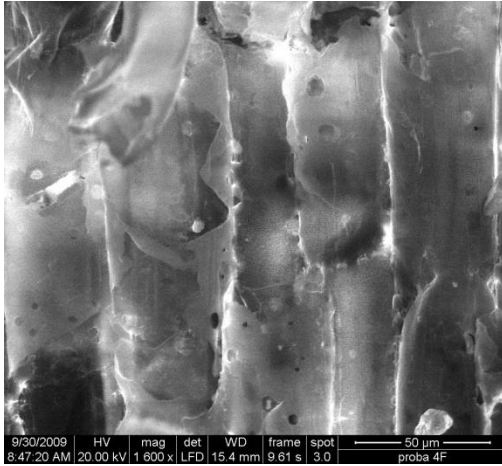


Fig. 4.14 – Imagine SEM cu secțiune prin traheidele lemnului de Balsă

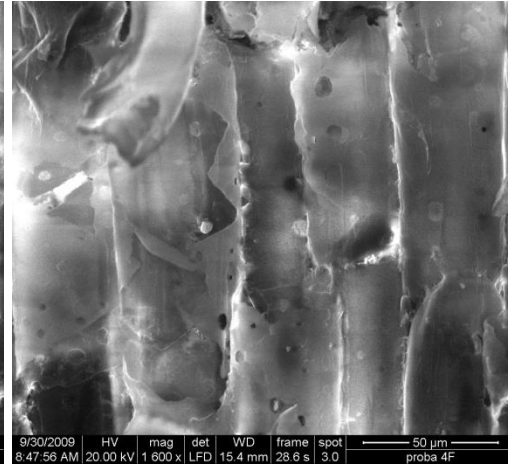


Fig. 4.15 – Imagine SEM cu secțiune prin traheidele lemnului de Balsă (detaliu)

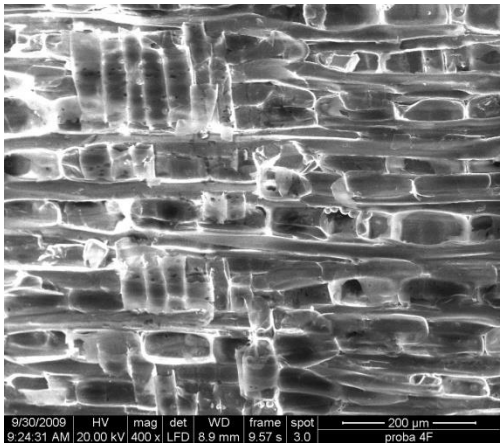


Fig. 4.16 – Imagine SEM cu secțiune prin celulele parenchim din lemnul Balsă

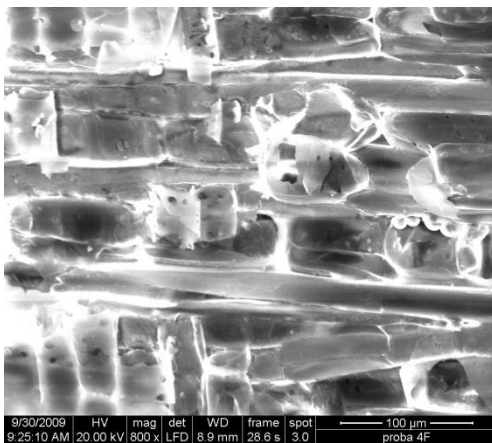


Fig. 4.17 – Imagine SEM cu secțiune prin celulele parenchim din lemnul Balsă (detaliu)

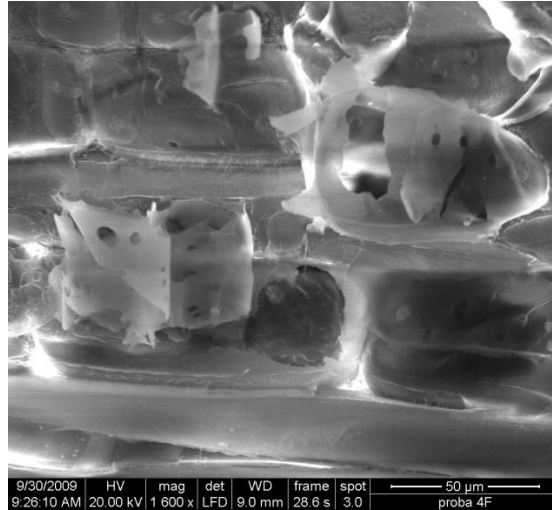


Fig. 4.18 – Imagine SEM (x1600) cu secțiune prin celulele parenchim din lemnul Balsam (detaliu)

Analiza suprafețelor de rupere la solicitarea de tracțiune a materialului MBM

S-a arătat că valorile caracteristicilor de rezistență și alura curbei de tracțiune obținută la încercarea de tracțiune indică un comportament la rupere în trepte cu caracter ușor ductil (confirmând calitatea de material elasto-plastic a componentului principal –lemnul).

Acest aspect este confirmat de analiza macrostructurală la mărimi de până la 100x. Se observă prin baleierea întregii secțiuni de rupere (Figura 4.19 -zona de suprafață –placă de melamină și adeziv, Figura 4.20 - zona de placă de balsam, grosime 1 mm și adeziv, Figura 4.21, zona de placă de lemn balsam cu grosime 1 mm, adeziv și placa de balsam cu grosime 2 mm, orientare 0°, Figura 4.22 -detaliu placă balsam gr. 2 mm, Figura 4.23 - zona de plăci de balsam cu grosime 2 mm, orientare 0°, adeziv și respectiv placa de balsam cu grosime 2 mm, orientare 90°, Figura 4.24 - detaliu placă balsam cu gr. 2 mm și orientare 90°, Figura 4.25 - zona de plăci balsam cu grosime de 2 mm și orientare 0° și respectiv placa de balsam cu grosime de 1 mm, orientare 90°, adeziv și parțial placă de melamină, Figura 4.26 – reprezintă detaliu în zona de plăci balsam cu grosimi de 2 mm și respectiv 1 mm, adeziv și parțial placă de melamină -, Figura 4.27 -placa de balsam cu gr. 1 mm, orientare 90°, adeziv și placa de melamină , Figura 4.28 – reprezintă detaliu în zona de placă de balsam cu gr. 1mm, orientare 90°, adeziv și placa de melamina (zona de suprafață opusă) aspectul fibros al rupei ceea ce justifică deformările plastice evidente ale componentelor compozitului.

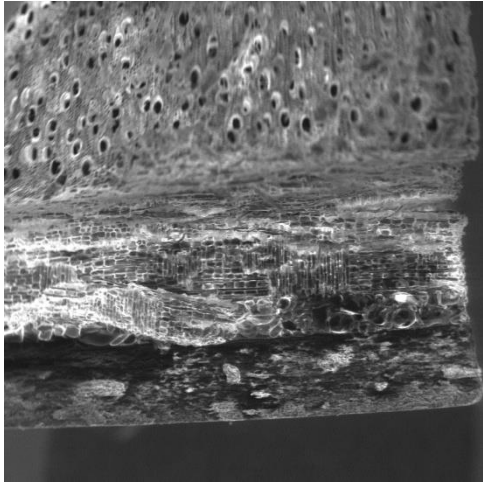


Fig. 4.19 – Zona de suprafață – placă de melamină și adeziv

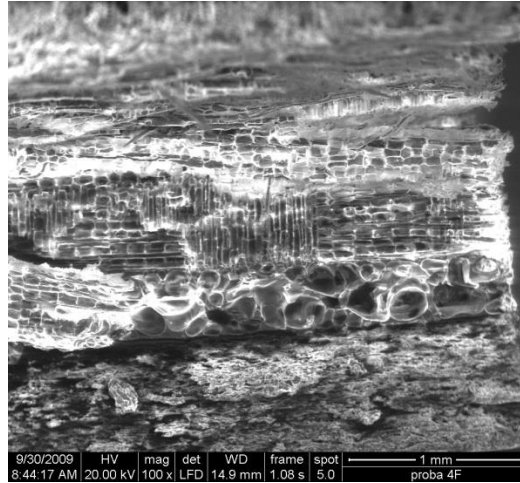


Fig. 4.20 – Zona de placă de Balsa cu gros. 1 mm și adeziv

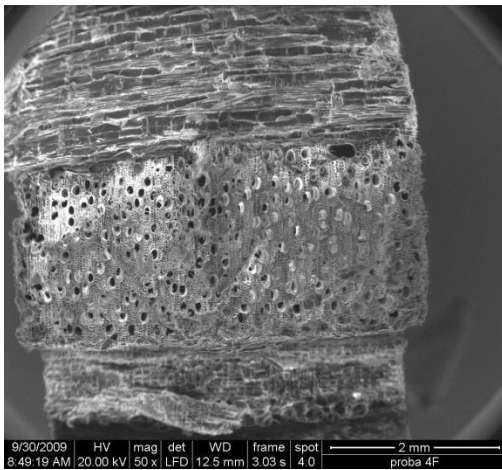


Fig. 4.21 – Zona de placă de lemn Balsa cu gros. 1 mm, adeziv și placa de Balsa cu gros. 2 mm, orientată la 0°

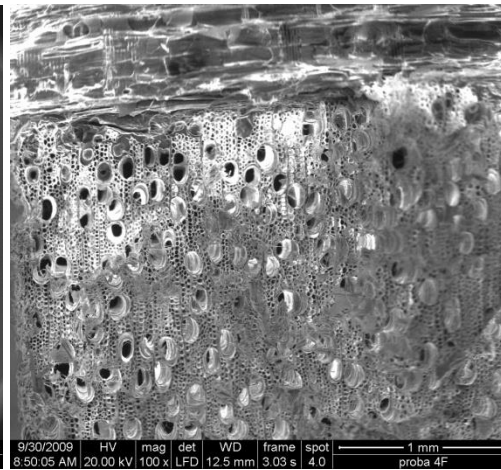


Fig. 4.22 – Detaliu la placa Balsa cu gros. 2 mm (x100)

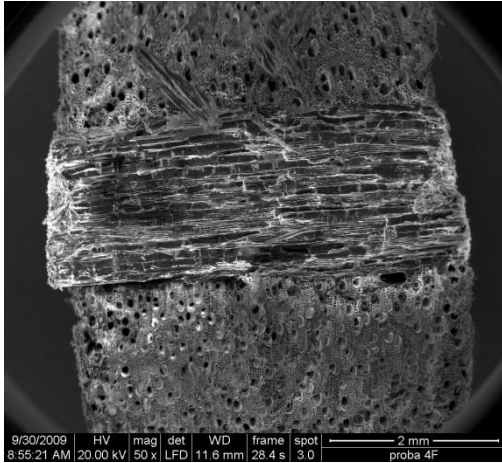


Fig. 4.23 – Zona de plăci de Balsa cu gros. 2 mm, orientare 0°, adeziv și respectiv placa de Balsa cu gros. 2 mm, orientare 90°

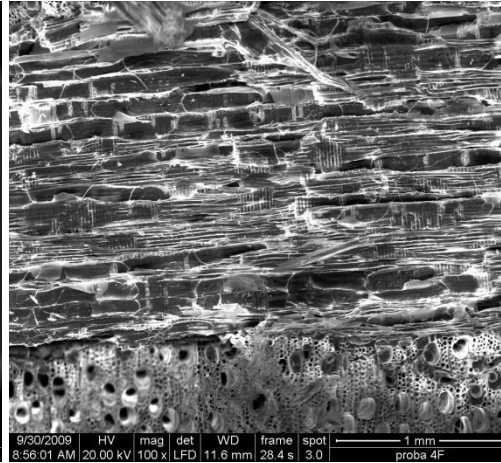


Fig. 4.24 – Detaliu la placa Balsa cu gr. 2 mm și orientare 90°

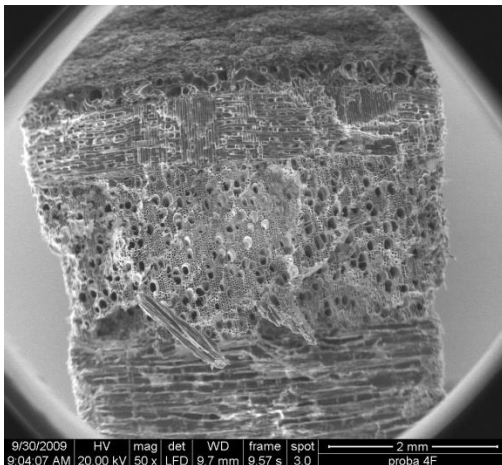


Fig. 4.25 – Zona de plăci Balsa cu grosime de 2 mm și orientare 0° și respectiv placa de balsa cu grosime de 1 mm, orientare 90°, adeziv și parțial placă de melamină (x50)

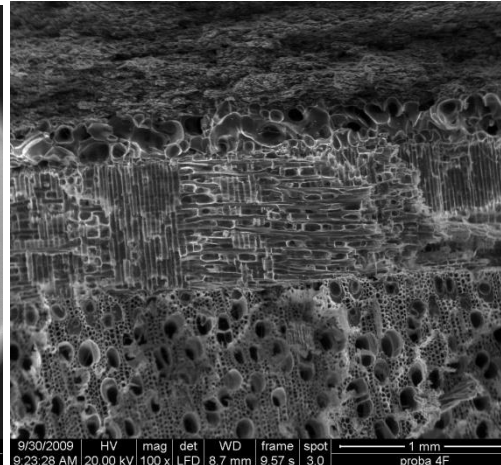


Fig. 4.26 – Detaliu în zona de plăci Balsa cu grosimi de 2 mm și respectiv 1 mm, adeziv și parțial placă de melamină, (x100)

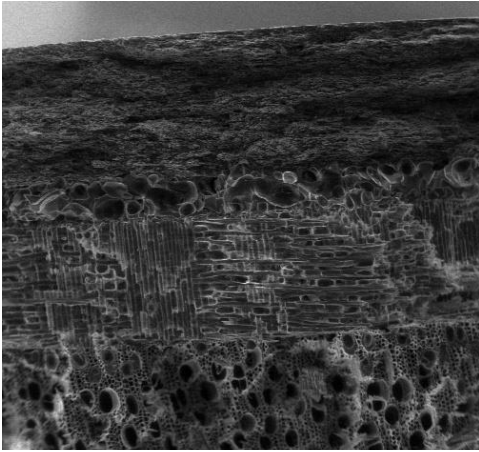


Fig. 4.27 – Placa de Balsa cu gr. 1 mm, orientare 90°, adeziv și placa de melamină



Fig. 4.28 – Detaliu în zona de placă de Balsa cu gr. 1mm, orientare 90°, adeziv și placa de melamina

Investigațiile la ordine de mărimi mai mari, certifică observațiile de mai sus. Pentru plăcile de melamină se observă că la x800 și x1600 microstructura se caracterizează printr-un aspect vâscos și o anumită porozitate responsabilă de ruperea la solicitări ridicate (Figurile 4.29, 4.30); plăcile cu fibrele dispuse pe direcția longitudinală (orientare 0°), se observă în secțiunea de rupere o deformare plastică foarte mică (în secțiunea transversală- Figurile 4.31, 4.33, cu detalii în Figurile 4.32, 4.34). În schimb pentru plăcile cu fibre dispuse perpendicular pe direcția solicitării (orientare 90°) deformările plastice sunt mai evidente, atât traheidele cât și celulele parenchimatice sunt evident mai alungite, (în secțiune longitudinală Figurile 4.35, 4.36, 4.37).

Ruperea este însoțită de desprinderi/deplasări ale unor mici volume de material care certifică acest proces de deformare plastică inițial finalizat cu o rupere bruscă urmare a reducerii secțiunii suprafeței supuse solicitării (Figura 4.38).

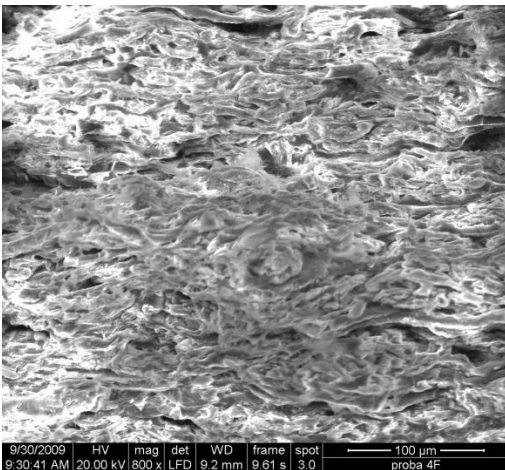


Fig. 4.29 – Imagine SEM (x800) cu ruperea plăcii de melamină

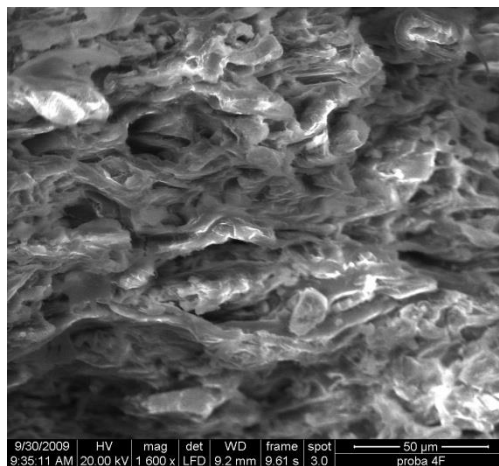


Fig. 4.30 – Imagine SEM (x1600) cu ruperea plăcii de melamină

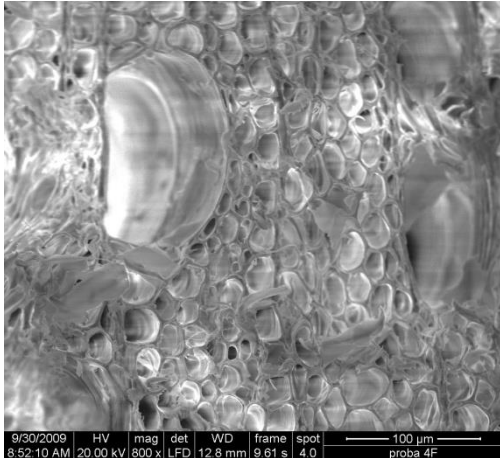


Fig. 4.31 – Imagine SEM (x800) cu placa de Balsam (0°) în secțiunea transversală de rupere

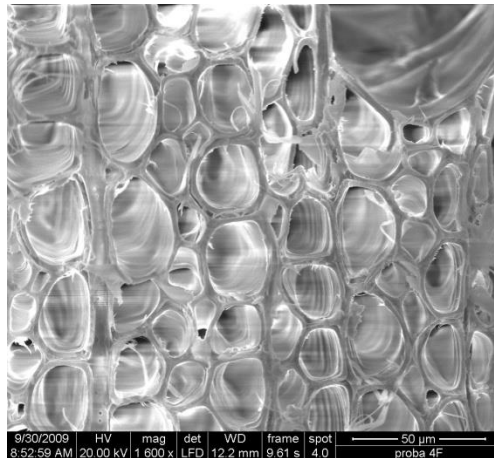


Fig. 4.32 – Imagine SEM (x1600) cu placa de Balsam (0°) în secțiunea transversală de rupere

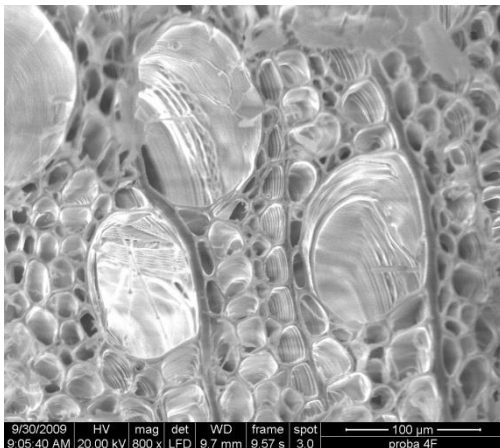


Fig. 4.33 – Imagine SEM (x800) cu placa de Balsam (0°) în secțiunea transversală de rupere

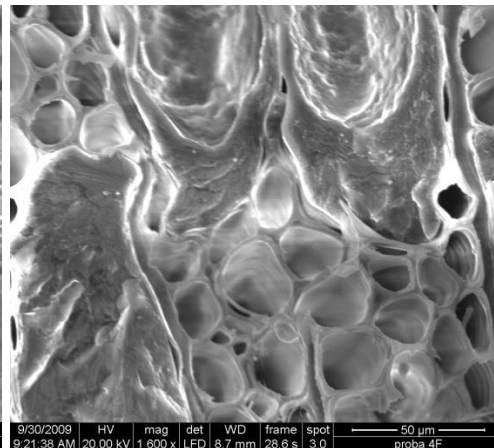


Fig. 4.34 – Imagine SEM (x1600) cu placa de Balsam (0°) în secțiunea transversală de rupere

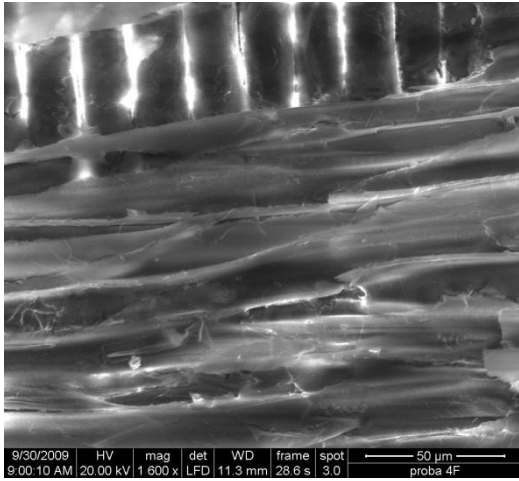


Fig. 4.35 – Secțiune longitudinală în fibrele plăcilor de Balsa orientate la 90°

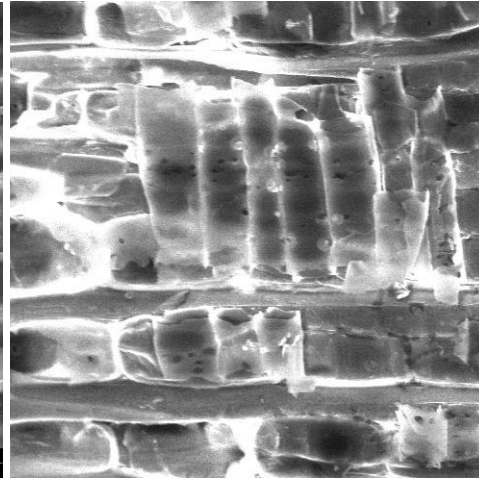


Fig. 4.36 – Secțiune longitudinală în fibrele plăcilor de Balsa orientate la 90° (detaliu)

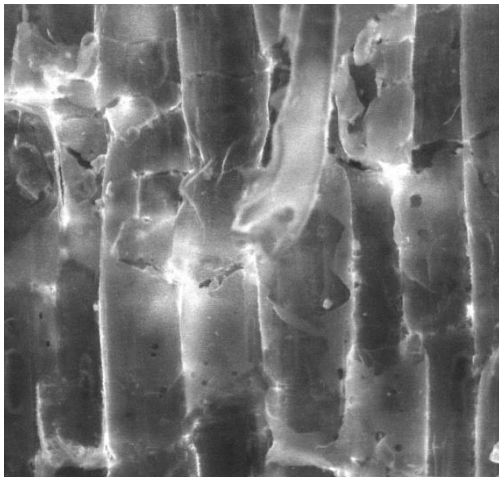


Fig. 4.37 – Secțiune longitudinală prin celulele parenchimatice ale plăcilor de Balsa orientate la 90°

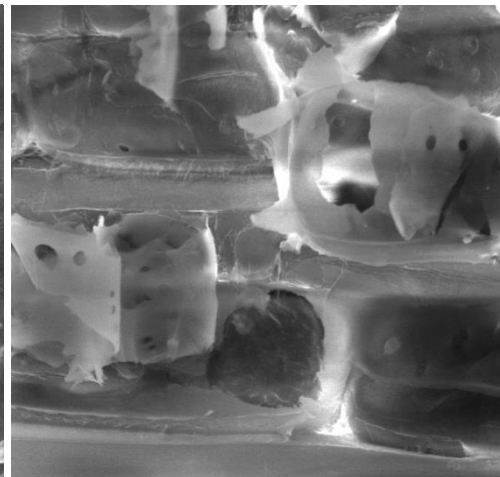


Fig. 4.38 – Secțiune longitudinală prin celulele parenchimatice ale plăcilor de Balsa orientate la 90°

4.3. Contribuții experimentale privind comportarea la încovoiere a materialului compozit laminat MBM

Studiul experimental prezentat, a fost efectuat pe materialul compozit laminat compus din șapte straturi, dintre care două de melamină și cinci de lemn balsa. În Tabelul 4.3 este prezentată configurația materialului compozit laminat.

Melamină - 0°- grosime 1 mm
Balsa - 0°- grosime 1 mm
Balsa - 90°- grosime 2 mm
Balsa - 0°- grosime 2 mm
Balsa - 90°- grosime 2 mm
Balsa - 0°- grosime 1 mm
Melamină - 0°- grosime 1 mm

Tabelul 4.3. – Configurația materialului compozit laminat MBM folosit la încercările

de încovoiere, $\left[0^1_m, 0^1_b, 90^2_b, 0^2_b \right]_S$

Materialul este utilizat sub formă de panouri izolatoare în construcția vagoanelor de cale ferată.

Încercările de încovoiere au fost efectuate pe mașina de încercări la tracțiune compresiune Zwick/Roell de 5 kN, folosind un dispozitiv de încovoiere, Fig. 4.40, pe probe prelevate din panouri, având forma și dimensiunile din Figura 4.39.

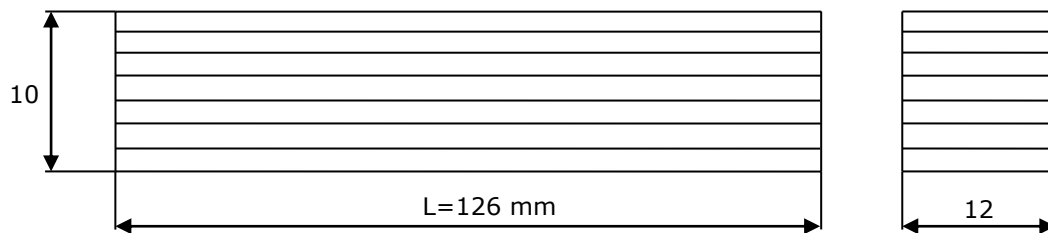


Fig. 4.39 – Probă pentru încercările de încovoiere, [60]



Fig. 4.40 – Imagine de ansamblu din timpul încercărilor de încovoiere

Pentru materialul considerat au fost efectuate încercări de încovoiere la temperatura ambiantă, dar și la temperatură scăzută (-5°C) și respectiv temperatură ridicată ($+35^{\circ}\text{C}$). Rezultatele încercărilor sunt prezentate în Tabelul 4.4.

Tabelul 4.4 – Rezultatele încercărilor de încovoiere în trei puncte

Nr. epruvetă	h [mm]	b [mm]	F_{\max} [N]	$F_{\max, \text{mediu}}$ [N]	Observații
1	10	12	376	391,8	Probele au fost încercate la temperatura ambiantă
2	10	12	408		
3	10	12	374		
4	10	12	388		
5	10	12	413		
6	10	12	298	308,33	Probele au fost încercate la temperatură scăzută (-5°C)
7	10	12	315		
8	10	12	312		
9	10	12	330	327,5	Probele au fost încercate la temperatură ridicată ($+35^{\circ}\text{C}$)
10	10	12	325		

O primă observație asupra încercărilor de încovoiere a fost aceea că odată cu scăderea temperaturii și creșterea umidității în materialul compozit încercat s-a înregistrat a scădere mare a capacității de rezistență a materialului și totodată s-a modificat modul de rupere a probelor, Fig. 4.41.

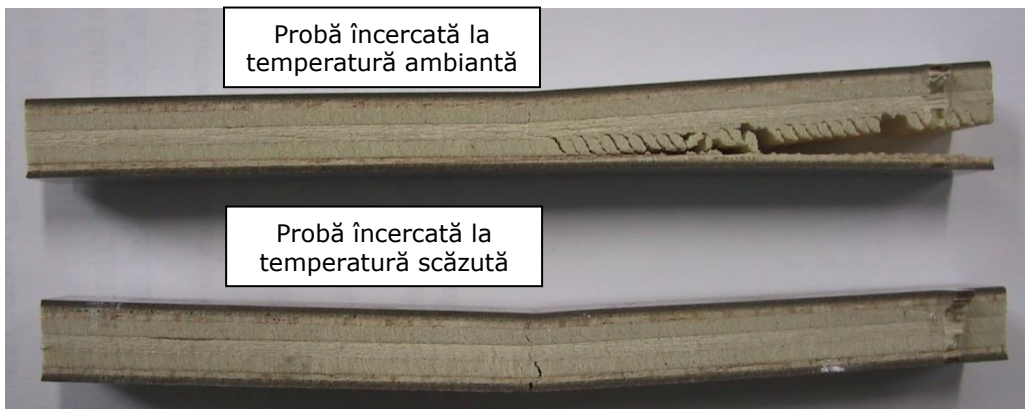


Fig. 4.41 – Modul de rupere a probelor încercate la încovoiere în trei puncte

În Figura 4.42 sunt prezentate trei diagrame în coordonate forță, F – deplasarea punctului de aplicare a forței, Δl , rezultate în urma încercărilor de încovoiere la temperatură ambiantă, scăzută și ridicată.

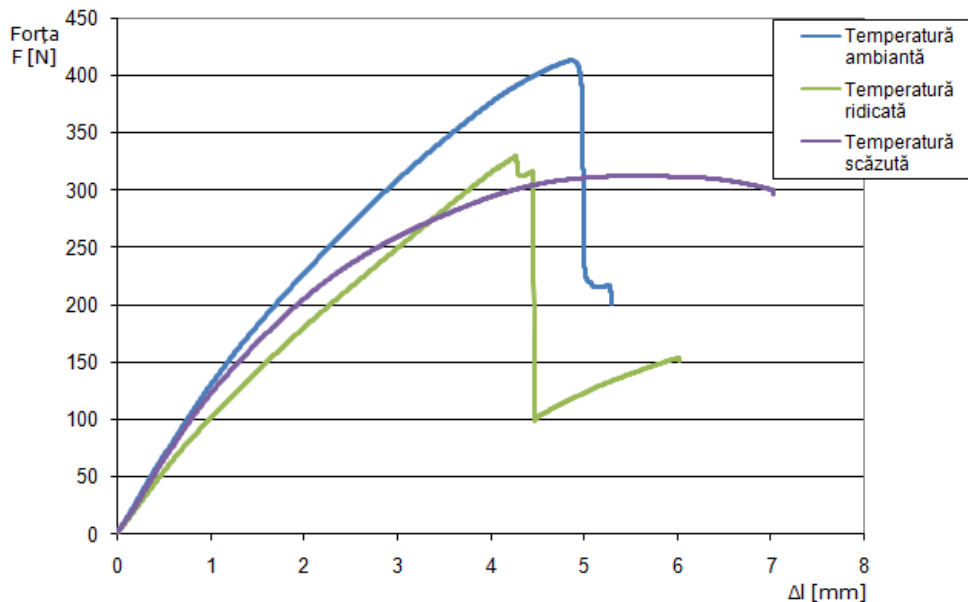


Fig. 4.42 – Influența temperaturii asupra comportării la încovoiere a materialului compozit laminat MBM

În continuare, aplicând teoria de rezistență a plăcilor compozite stratificate și folosind schema de solicitare din timpul încercărilor, Fig. 4.43, s-a determinat starea de tensiune din materialul compozit laminat solicitat la încovoiere.

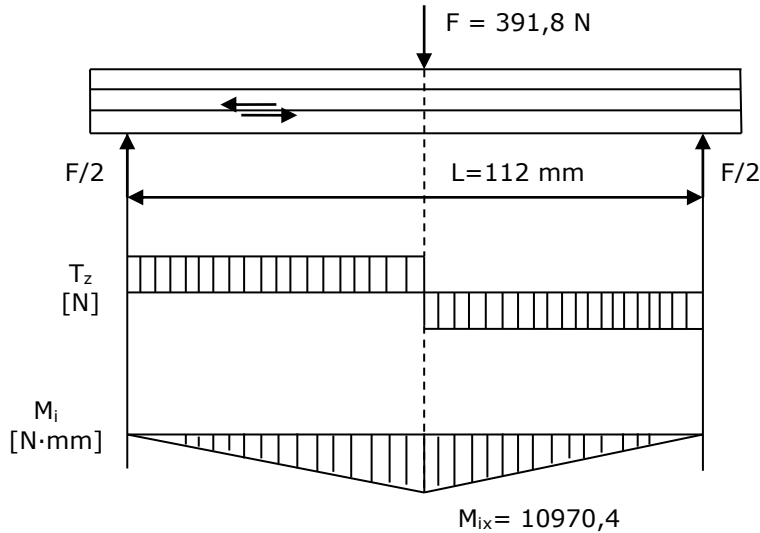


Fig. 4.43 – Schema de solicitare la încercările de încovoiere

Deoarece probele încercate au lățimi de 12 mm, momentul de încovoiere este distribuit uniform pe lățimea probei, $M_{ix} = 10970,4 \text{ N}\cdot\text{mm} = 914,2 \text{ N}\cdot\text{mm}/\text{mm}$. Conform teoriei compozitelor laminate, prezentată în capitolul 2, pentru o bară solicitată la încovoiere se poate scrie:

$$\begin{bmatrix} M_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

$$\text{unde: } \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{D}_{11} & \bar{D}_{12} & \bar{D}_{16} \\ \bar{D}_{12} & \bar{D}_{22} & \bar{D}_{26} \\ \bar{D}_{16} & \bar{D}_{26} & \bar{D}_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} M_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

$$[\bar{D}] = [D]^{-1}$$

Pentru calculul tensiunilor în fiecare strat al materialului compozit laminat, se aplică următoarea relație:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = z \cdot \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (4.7)$$

În care, z este coordonata fiecărui strat al materialului compozit laminat, față de suprafața mediană, iar coeficienții \bar{Q}_{ij} se calculează în același mod ca la încercările de tracțiune (paragraful 4.2). Coeficienții matricei D se calculează cu relația:

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N \left(\bar{Q}_{ij} \right)_k \cdot \left(z_k^3 - z_{k-1}^3 \right) = \sum_{k=1}^N \left(\bar{Q}_{ij} \right)_k \cdot \left(t_k \bar{z}_k + \frac{t_k^3}{12} \right) \quad (\text{vezi capitolul 2}) \quad (4.8)$$

Prin urmare:

$$D_{11} = \bar{Q}_{11m0} \cdot \left(1 \cdot 4,5^2 + \frac{1^3}{12} \right) + \bar{Q}_{11b0} \cdot \left(1 \cdot 3,5^2 + \frac{1^3}{12} \right) + \bar{Q}_{11b90} \left(2 \cdot 2^2 + \frac{2^3}{12} \right) + \dots = 66328787 \text{MPa}$$

$$D_{12} = 1710898; \quad D_{22} = 5840549; \quad D_{16} = -781795; \quad D_{26} = -2463974; \\ D_{66} = 368328$$

Se calculează inversa matricei D:

$$[D]^{-1} = \begin{bmatrix} 1,631 \cdot 10^{-5} & -4,764 \cdot 10^{-6} & 2,748 \cdot 10^{-7} \\ -4,764 \cdot 10^{-6} & 1,901 \cdot 10^{-5} & 1,171 \cdot 10^{-5} \\ 2,748 \cdot 10^{-7} & 1,171 \cdot 10^{-5} & 2,795 \cdot 10^{-4} \end{bmatrix}$$

Din relația (4.6) se calculează coeficienții k_x , k_y și k_{xy} :

$$\begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,0149 \\ -0,0044 \\ 0,0003 \end{bmatrix}$$

Aplicând relația (4.7), corespunzător momentului de încovoiere calculat, M_x , s-a determinat starea de tensiune pe fiecare strat al materialului compozit laminat.

- Melamina:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = 5 \cdot \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11m0} & \bar{Q}_{12m0} & \bar{Q}_{16m0} \\ \bar{Q}_{12m0} & \bar{Q}_{22m0} & \bar{Q}_{26m0} \\ \bar{Q}_{16m0} & \bar{Q}_{26m0} & \bar{Q}_{66m0} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad ; \quad \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 88,19 \\ 0,763 \\ 0,055 \end{bmatrix} \text{MPa}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = 4 \cdot \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11m0} & \bar{Q}_{12m0} & \bar{Q}_{16m0} \\ \bar{Q}_{12m0} & \bar{Q}_{22m0} & \bar{Q}_{26m0} \\ \bar{Q}_{16m0} & \bar{Q}_{26m0} & \bar{Q}_{66m0} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad ; \quad \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 70,552 \\ 0,61 \\ 0,044 \end{bmatrix}$$

- Balsa cu orientare 0° și grosime 1 mm:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = 4 \cdot \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11b0} & \bar{Q}_{12b0} & \bar{Q}_{16b0} \\ \bar{Q}_{12b0} & \bar{Q}_{22b0} & \bar{Q}_{26b0} \\ \bar{Q}_{16b0} & \bar{Q}_{26b0} & \bar{Q}_{66b0} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad ; \quad \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 28,24 \\ 0,083 \\ 0,018 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = 3 \cdot \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11b0} & \bar{Q}_{12b0} & \bar{Q}_{16b0} \\ \bar{Q}_{12m0} & \bar{Q}_{22m0} & \bar{Q}_{26b0} \\ \bar{Q}_{16b0} & \bar{Q}_{26b0} & \bar{Q}_{66b0} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} ; \quad \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2,181 \\ 0,062 \\ 0,013 \end{bmatrix}$$

- Balsa cu orientare la 90° și grosime 2 mm:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = 3 \cdot \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11b90} & \bar{Q}_{12b90} & \bar{Q}_{16b90} \\ \bar{Q}_{12m90} & \bar{Q}_{22m90} & \bar{Q}_{26b90} \\ \bar{Q}_{16b90} & \bar{Q}_{26b90} & \bar{Q}_{66b90} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} ; \quad \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,683 \\ -1,172 \\ -0,098 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = 1 \cdot \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11b90} & \bar{Q}_{12b90} & \bar{Q}_{16b90} \\ \bar{Q}_{12m90} & \bar{Q}_{22m90} & \bar{Q}_{26b90} \\ \bar{Q}_{16b90} & \bar{Q}_{26b90} & \bar{Q}_{66b90} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} k_x \\ k_y \\ k_{xy} \end{bmatrix} ; \quad \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0,228 \\ -0,391 \\ -0,033 \end{bmatrix}$$

În Figura 44 s-a reprezentat variația tensiunii normale σ_x pe secțiunea materialului compozit laminat.

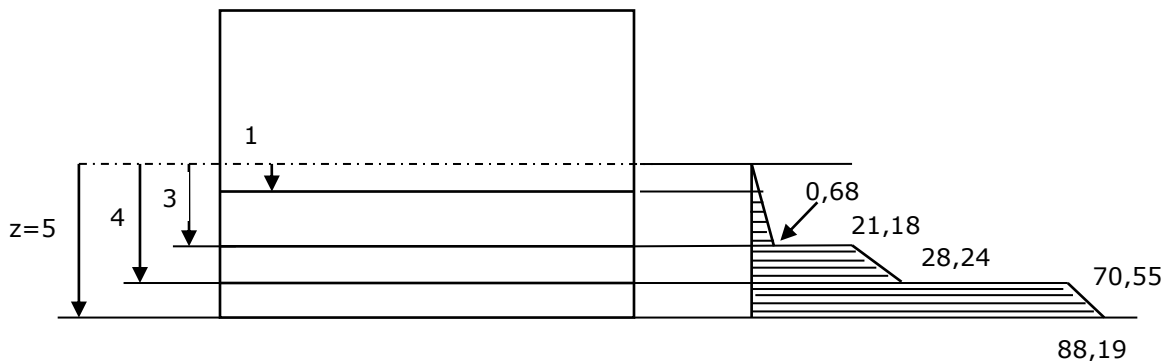


Fig. 4.44 – Diagrama de variație a tensiunii normale σ_x [MPa]

Analiza suprafețelor de rupere la solicitarea de încovoiere a materialului MBM

Imaginile structurale ale probelor supuse încovoierei ne oferă informații privind mecanismul ruperii atât la scară macro (8x) cât și la scară microstructurală.

Se menționează că prelevarea epruvetelor din materialul compozit în cazul încovoierei s-a efectuat transversal față de cazul probelor supuse încercărilor la tracțiune ceea ce conduce la o altă dispunere a fibrajului placilor (straturilor) de lemn în secțiune vis-a-vis de direcția longitudinală a acestora.

Indiferent de temperatura la care a avut loc solicitarea mecanismul ruperii este similar. Într-o primă etapă la valori mici ale solicitărilor se constată o deformare elasto-plastică mai evidentă în zona comprimată a compozitului. Creșterea încărcării produce primele fisuri (ruperi) în straturile dispuse perpendicular pe direcția longitudinală a epruvetei (*Figura stereo 4.45, respectiv Figura stereo 4.46*). Direcția fisurilor este evident paralelă cu direcția fibrajului.



Fig. 4.45 – Apariția primelor fisuri la solicitarea de încovoiere

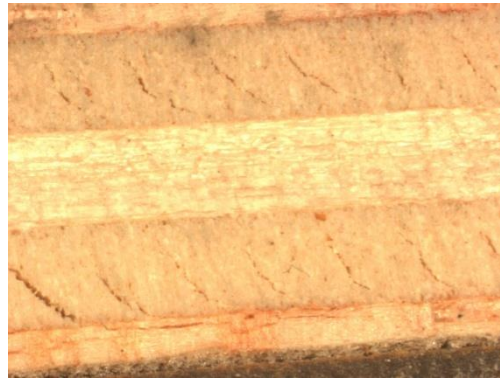


Fig. 4.46 – Apariția primelor fisuri la solicitarea de încovoiere în plăcile de Balsa (90°)

Fisurile apar cu o frecvență mai mare în zona centrală a epruvetei - pe direcția solicitării, producând o reducere semnificativă a secțiunii supuse solicitării. Se produce astfel o tensiune critică în placa de suprafață care depășește rezistența admisibilă a melaminei și cauzează ruperea ei și degradarea compozitului (*Figura stereo 4.47, respectiv Figura stereo 4.48*). Au fost situații în care ruperea compozitului s-a declanșat de la capătul epruvetei prin desprinderea stratului de lemn cu grosime 1 mm, orientare 90°, de stratul de lemn următor cu grosime 2 mm, orientare 0° (*Figura macro 4.49*). Fisura s-a propagat pe interfața dintre cele două straturi -zona de adeziv- iar apoi în apropierea direcției de aplicare a solicitării să patrundă transversal în placa de lemn cu grosime 2 mm, orientare 0°, într-o zonă cu o densitate mare de fisuri grosolane (*Figura stereo 4.50 și respectiv Figura stereo 4.51, proba fiind supusă încercării la temperatura de serviciu de 35°C*). Se observă de asemenea că ruperea nu afectează stratul cu fibrele dispuse paralel cu direcția epruvetei (*Figura stereo 4.52, proba fiind supusă încercării la temperatura de serviciu de -5°C*) decât în unele cazuri izolate și localizate pe suprafețe mici sau marginale (*Figurile stereo 4.53, respectiv 4.54*).



Fig. 4.47 – Declanșarea ruperii în placa de melamină

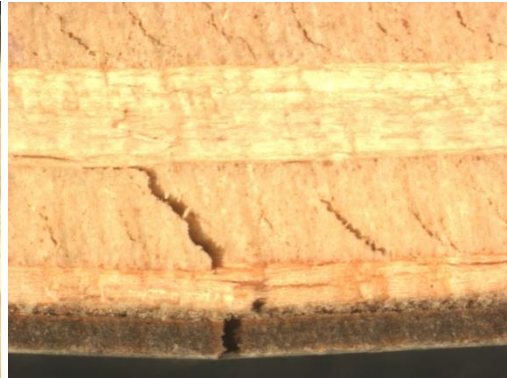


Fig. 4.48 – Declanșarea ruperii în placa de melamină (imagine stereo)



Fig. 4.49 – Desprinderea stratului de lemn cu grosime 1 mm, orientare 90°, de stratul de lemn următor cu grosime 2 mm, orientare 0°



Fig. 4.50 – Ruperea plăcii de lemn cu grosime 2 mm, orientare 0°

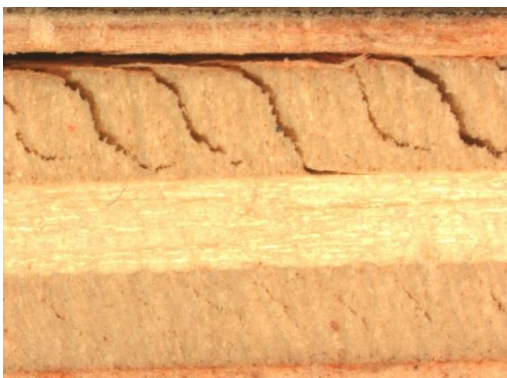


Fig. 4.51 – Propagarea fisurii de la interfața dintre straturi în placa de lemn cu grosime 2 mm, orientare 0°



Fig. 4.52 – Ruperea probei la temperatura de -5 °C



Fig. 4.53 – Ruperea probei la temperatura de -5 °C

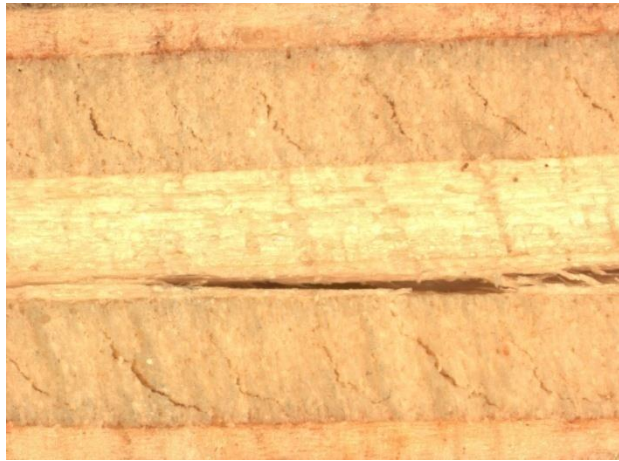


Fig. 4.54 – Ruperea probei la temperatura de -5 °C (detaliu)

Imaginile SEM vin să completeze mecanismul ruperii în mod spectaculos. În Figura 4.55 și 4.56 sunt prezentate modul de dispunere a fibrelor în secțiunea de rupere (pe cele două straturi de lemn) iar în Figura 4.57 și 4.58 suprafața de rupere acoperită cu adeziv (interfața) pe care s-a propagat fisura. Un detaliu al secțiunii de rupere cu pătrunderea fisurii în stratul de lemn cu grosime 2 mm este arătat în Figurile 4.59 ,4.60.

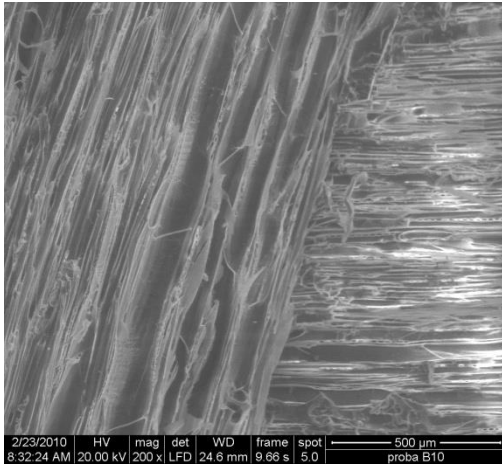


Fig. 4.55 – Imagine SEM (x200) cu dispunerea fibrelor în secțiunea de rupere

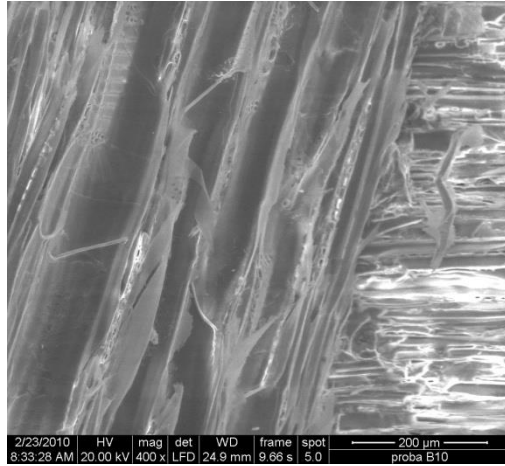


Fig. 4.56 – Imagine SEM (x400) cu dispunerea fibrelor în secțiunea de rupere

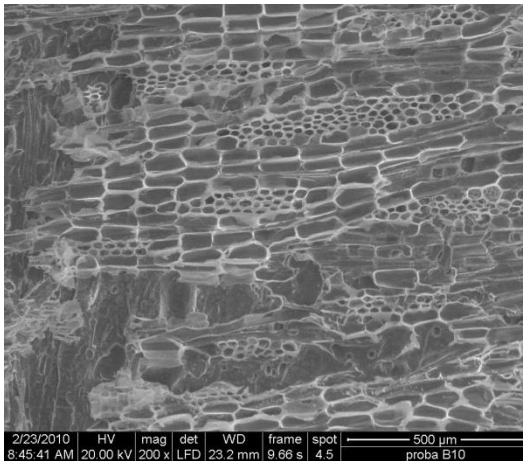


Fig. 4.57 – Imagine SEM (x200) cu interfața pe care s-a propagat fisura

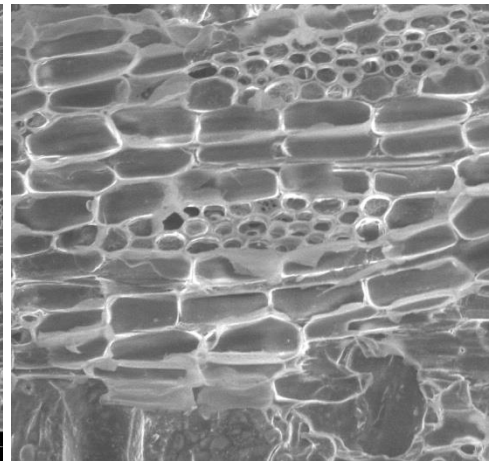


Fig. 4.58 – Imagine SEM (x400) cu interfața pe care s-a propagat fisura

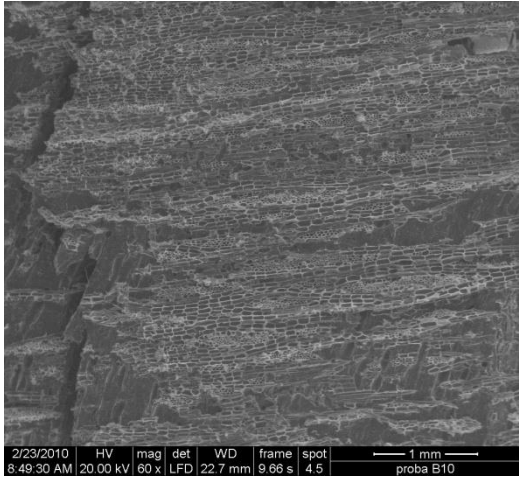


Fig. 4.59 – Secțiunea de rupere cu pătrunderea fisurii în stratul de lemn cu grosime 2 mm

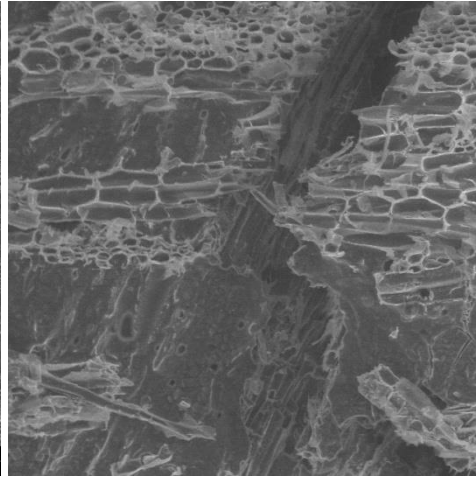


Fig. 4.60 – Secțiunea de rupere cu pătrunderea fisurii în stratul de lemn cu grosime 2 mm (detaliu)

Imaginile frontale pe suprafețele de rupere confirmă caracterul ruperii fragile al melaminei (*Figura 4.61*). De asemenea se observă că stratul imediat următor – după suprafața de adeziv – are un fibraj deformat evident, pereții celulelor sunt alterați, celulele sunt turtite, deformate până la atingerea pereților pe direcțiile paralele, rezultând practic o îndesare a traheidelor (*Figura 4.62, 4.63, 4.64, 4.65, 4.66*) producându-se astfel o creștere a rezistenței la rupere a acestui strat. Stratul următor cu traheidele dispuse longitudinal cu unele celule mai puțin deformate în care declanșarea procesului de fisurare are loc la valori reduse ale încărcării (*Figura 4.67, Figura 4.68*).

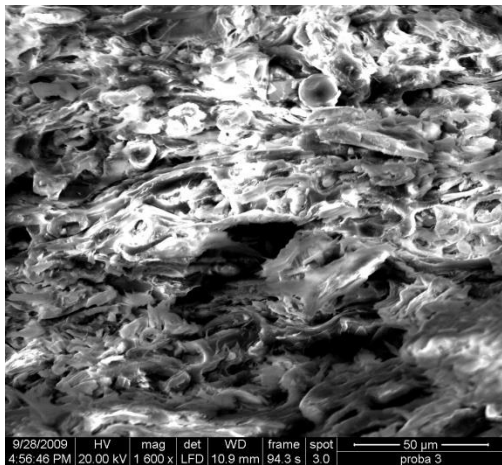


Fig. 4.61 – Ruperea fragilă a melaminei

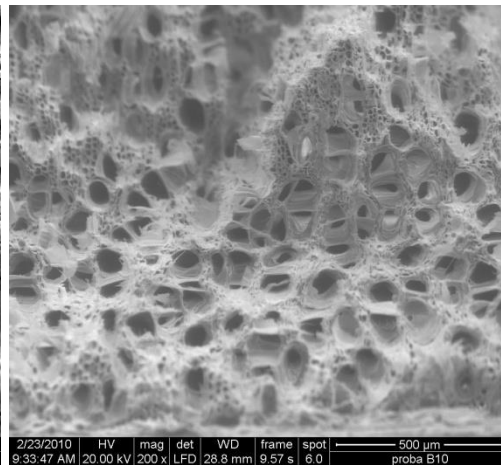


Fig. 4.62 – Imagine SEM (x200) cu traheidele plăcilor de lemn Balsa

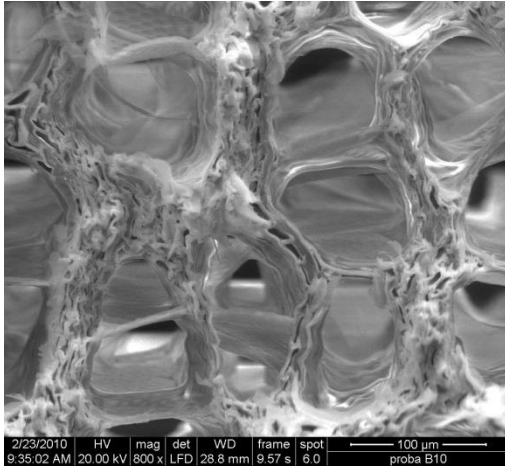


Fig. 4.63 – Imagine SEM (x800) cu traheidele plăcilor de lemn Balsa deformate

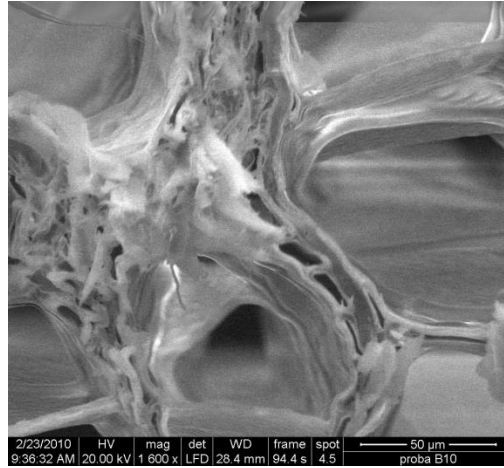


Fig. 4.64 – Imagine SEM (x1600) cu traheidele plăcilor de lemn Balsa deformate

Ruperea se propagă în majoritatea cazurilor prin exfolierea pereților celulelor („cell-wall peeling” similar ruperii intergranulare la materialele compacte)- în cazul solicitării pe direcția perpendiculară pe traheide- planul transversal, (*Figura 4.67*) dar și prin ruperea pereților celulelor (cell-wall breaking – similar ruperii intragranulare) - în cazul solicitării pe direcție paralelă cu traheidele-planul axial. (*Figura 4.68*).

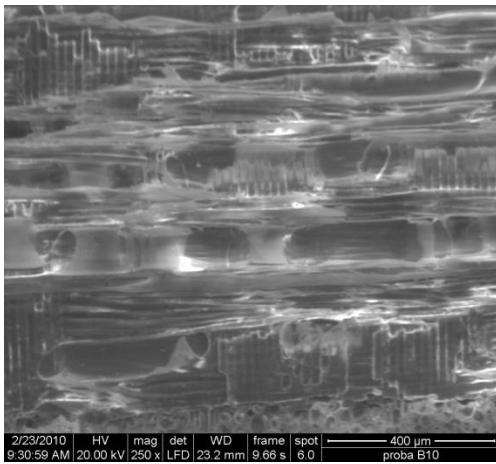


Fig. 4.65 – Imagine SEM (x250) cu traheidele plăcilor de lemn Balsa deformate

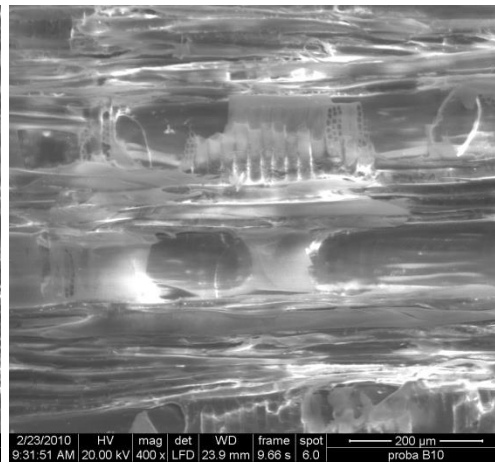


Fig. 4.66 – Imagine SEM (x400) cu traheidele plăcilor de lemn Balsa deformate

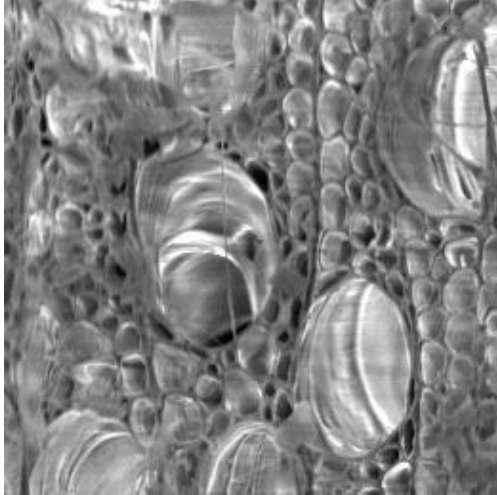


Fig. 4.67 – Ruperea de tipul „cell wall peeling” a celulelor

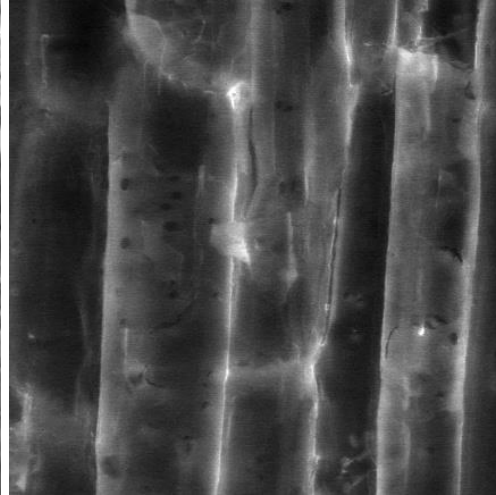


Fig. 4.68 – Ruperea de tipul „cell wall breaking” a celulelor

4.4. Cercetări experimentale privind degradarea la oboseală a materialelor compozite laminate MBM

Mecanismul de evoluție a degradării este una din cele mai importante investigații cu privire la comportarea la oboseală a materialelor compozite și de asemenea, reprezintă mecanismul de bază în predicția duratei de viață a structurilor compozite utilizate în aplicații ingineresti. Este știut faptul că, degradarea la oboseală și ruperea materialelor compozite este un mecanism mult mai complex decât la metale și este caracterizat de patru tipuri de rupere: ruperea matricei, dezlipire interfacială, delaminare și ruperea fibrelor. În ultima perioadă au fost definite o serie de modele, având la bază degradarea rezistenței, degradarea rigidității sau energia de disipare, pentru a descrie mecanismul de dezvoltare a degradării la materialele compozite.

Broutman și Sahu [61] au propus o teorie de cumulare a degradării folosind o ecuație liniară de degradare a rezistenței. Hahn și Kim [62], de asemenea, au introdus o ecuație neliniară de degradare a rezistenței care presupune că panta rezistenței reziduale este invers proporțională cu rezistența reziduală, însăși, ridicată la putere. Charewicz și Daniel [65] au propus un model de degradare bazat pe presupunerea că viteza de degradare a rezistenței reziduale este în funcție de fracțiunea duratei de viață, n/N .

Toate modelele menționate anterior pot face preziceri ale duratei de viață a materialelor compozite atât pentru solicitări cu amplitudine constantă cât și pentru solicitări cu amplitudine variabilă.

Reifsnider și Stinchcomb [66] au propus un model avansat de degradare a rezistenței reziduale, pe baza căruia se pot face predicții asupra duratei de viață a materialelor compozite laminate la solicitări cu amplitudine constantă și variabilă, pornind de la modelul neliniar propus de Broutman-Sahu. Acesta a fost modificat, prin definirea unui element critic și introducerea unei funcții de rupere locală care a fost determinată din analize microstructurale pe compozite laminate.

Broutman și Sahu [67] au observat o continuă scădere a modulului de elasticitate la materialele compozite, pe parcursul testelor de oboseală. Degradarea modulului

secant pe parcursul testelor de oboseală a fost investigată de Hahn și Kim [68] și de O'Brien și Reifsnider [69]. Wang și Chim [70] au propus un model de degradare la oboseală definit pe baza modulului elastic. Aceștia presupun că viteza de degradare la oboseală este o funcție de putere cu exponentul n (n – numărul de cicluri de oboseală) și proporțională cu un parametru care este o funcție de degradare. O metodă de predicție a duratei de viață la oboseală a compozitelor laminate este propusă de Poursartrip [71,72] folosind degradarea modulului elastic pe parcursul testelor de oboseală.

Una din principalele diferențe între abordările bazate pe degradarea rezistenței reziduale și respectiv degradarea modulului este criteriul de rupere. De obicei, în metoda degradării rezistenței reziduale singura condiție la limită este aceea că ruperea apare când rezistența reziduală se degradează sub acțiunea tensiunilor aplicate. Pentru a prezice durata de viață prin metodele degradării modulului, este necesară o condiție la limită în plus față de cea precedentă.

Criteriul de rupere pe baza modulului secant, care presupune că ruperea apare atunci când modulul de oboseală secant se degradează față de modulul secant static, este propus în referințele [68] și [69] și este prezentat schematic în Figura 4.69. În Figura 4.70 este prezentat schematic criteriul de rupere pe baza deformației specifice, conform căruia ruperea materialului se produce atunci când deformația specifică rezultantă la oboseală atinge deformația specifică corespunzătoare ruperii materialului la sollicitarea de tracțiune statică. O altă condiție a criteriului deformației specifice, care presupune că ruperea apare atunci când deformația specifică a ultimului ciclu de sollicitare devine egală cu deformația specifică corespunzătoare ruperii materialului la sollicitarea de tracțiune statică, este prezentată în Figura 4.71.

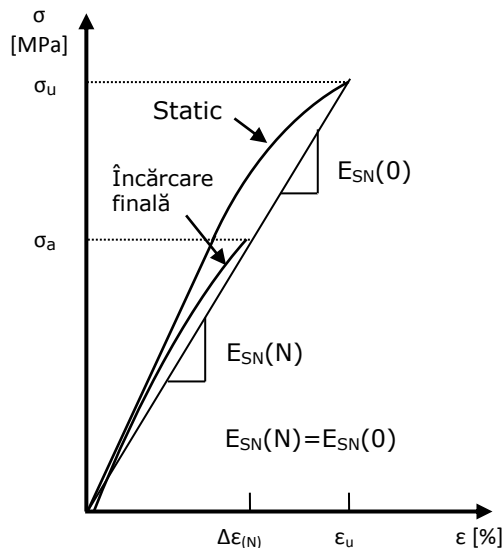


Fig. 4.69 – Schema criteriului de rupere bazat pe modulul secant [8,9]

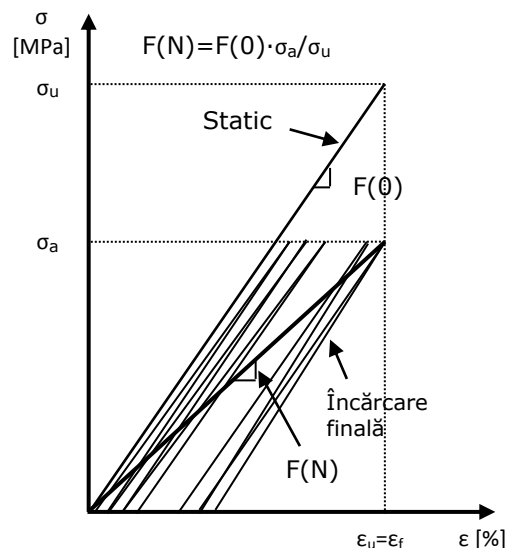


Fig. 4.70 – Criteriul de rupere bazat pe deformația specifică rezultantă

După cum a fost prezentat procesul de cumulare a degradării duce la modificarea proprietăților mecanice macroscopice ale materialelor compozite, cum ar fi,

degradarea rezistenței sau rigidității. Pe baza investigațiilor experimentale, Reifsnider a decis că evoluția degradării la oboseală a materialelor compozite este un mecanism neliniar. Pe parcursul perioadei inițiale a duratei de viață se dezvoltă o mulțime de fisuri neintersectabile în matrice. Odată ce densitatea de fisuri din matrice a ajuns la saturație se produce delaminarea, dezlipirea interfacială și ruperea fibrelor. Degradarea se dezvoltă rapid și determină ruperea totală a materialului compozit, Fig. 4.72.

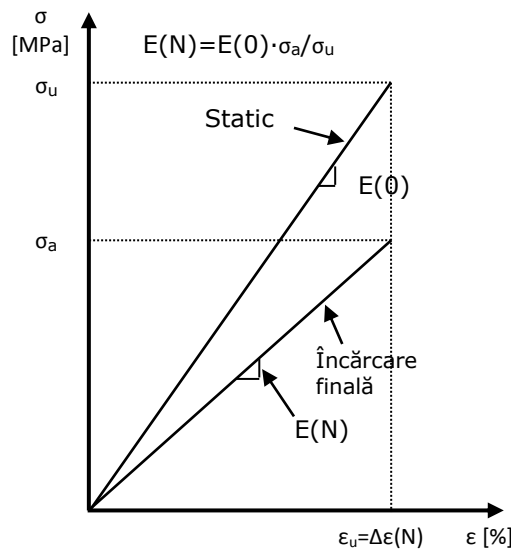


Fig. 4.71 – Criteriul de rupere bazat pe degradarea modului de elasticitate

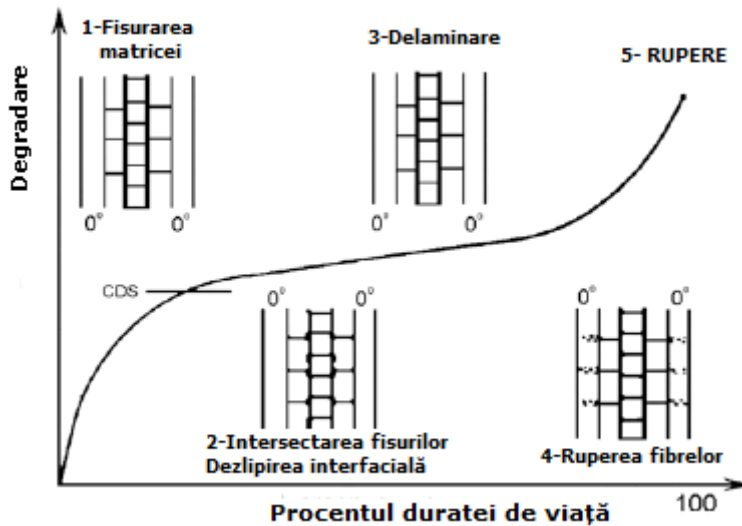


Fig. 4.72 – Evoluția degradării la oboseală la materialele compozite laminate

Având la bază mecanismul evoluției degradării, prezentat în Figura 4.72, Fugiang Wu și WeiXing Yao [74] au propus un model descris de următoarea ecuație:

$$D(n) = \frac{E_0 - E(n)}{E_0 - E_f} = 1 - \left(1 - \left(\frac{n}{N} \right)^B \right)^A \quad (4.9)$$

unde: E_0 este modulul de elasticitate inițial, E_f este modulul de elasticitate final, $E(n)$ este modulul de elasticitate al materialului după n cicluri de solicitare, N este numărul de cicluri până la rupere, A și B sunt parametrii modelului.

În ecuația (4.9) înlocuind durata de viață normalizată, n/N , cu $x = n/N$, rezultă:

$$\frac{dD}{dx} = ABx^{B-1} (1 - x^B)^{A-1} \quad (4.10)$$

unde dD/dx este viteza de creștere a degradării materialului

Datorită caracteristicilor de evoluție a degradării la materialele compozite vitezele de degradare, dintre perioada inițială și perioada finală a duratei de viață, sunt egale și se poate face presupunerea că vitezele de degradare corespunzătoare unor durate de viață normalizate x_1 și x_2 ($0 < x_1 < x_2 < 1$) sunt egale. Din ecuația (4.10) parametrii A și B pot fi exprimați prin:

$$A = 1 + (B - 1) \frac{\lg \frac{x_1}{x_2}}{\lg \frac{1 - x_2^B}{1 - x_1^B}} \quad (4.11)$$

Se poate verifica matematic că între A și B în ecuația (4.11) este o relație aproximativ liniară când x_1 și x_2 sunt cunoscute. Prin urmare, ecuația (4.11) poate fi aproximativ exprimată prin:

$$A = pB + q \quad (4.12)$$

unde p și q sunt constante.

Parametrul B este proporțional cu durata de viață N și invers proporțional cu nivelul de solicitare $\sigma_{\max}/\sigma_{ult}$.

$$B = k \frac{\lg N}{(1 - R) \cdot \left(\frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{ult}} \right)} \quad (4.13)$$

unde σ_{\max} tensiunea maximă, σ_{ult} rezistența la rupere și k constantă de proporționalitate, R este gradul de asimetrie al solicitării ciclice.

Modelul prezentat anterior poate descrie degradarea materialelor compozite în condițiile unor solicitări cu amplitudine constantă.

În cazul solicitărilor cu amplitudine variabilă, degradarea produsă în stadiul primar va afecta degradarea produsă în stadiul următor. Prin urmare, cumularea degradării la oboseală, $D(n)$, într-un material compozit încărcat cu un spectru cu i nivele de solicitare, este calculată cu următoarea relație:

$$D(n_i) = 1 - \left(1 - \left(\frac{n_i + n_{i,i-1}}{N_i} \right)^{B_i} \right)^{A_i} \quad (4.14)$$

$$n_{i,i-1} = N_i \cdot \left(1 - \left(1 - \left(\frac{n_{i-1} + n_{i-1,i-2}}{N_{i-1}} \right)^{B_{i-1}} \right)^{\frac{A_{i-1}}{A_i}} \right)^{\frac{1}{B_i}} \quad (4.15)$$

unde A_i , A_{i-1} , B_i , B_{i-1} sunt parametrii corespunzători nivelelor de încărcare i și respectiv $(i-1)$, n_i și n_{i-1} reprezintă numerele de cicluri ale secvențelor de încărcare i și respectiv $i-1$, N_i și N_{i-1} sunt limitele de oboseală corespunzătoare nivelelor de încărcare i și $i-1$, $n_{i,i-1}$ este numărul de cicluri echivalent.

O problemă delicată în aplicarea modelului descris o reprezintă stabilirea corectă a constantelor A și B .

Folosind probe, cu aceeași formă și aceleași dimensiuni ca cele folosite la încercările de tracțiune, din materialul compozit laminat compus din două straturi de melamină și cinci straturi de lemn balsa (MBM), au fost efectuate încercări de oboseală, urmărindu-se evoluția degradării acestui tip de material compozit și totodată s-a determinat curba de oboseală în coordonate tensiune maximă aplicată (σ_{\max}) și respectiv numărul de cicluri de solicitare, N .

Încercările au fost efectuate pe o mașină de încercări la oboseală, model Walter-Bai, de 10 kN, înregistrându-se diagrama ciclică tensiune – deformație specifică. Pentru măsurarea deformațiilor s-a folosit un extensometru model MFL.

Acceptând ipoteza că degradarea materialului este descrisă de scăderea rigidității, evaluarea acestui parametru, pe parcursul solicitării la oboseală, s-a făcut prin determinarea modulului de elasticitate al materialului compozit după un număr de cicluri de solicitare (4.16).

$$D = 1 - \frac{E_n}{E_0} \quad (4.16)$$

unde: E_n este modulul de elasticitate după n cicluri de solicitare, E_0 este modulul de elasticitate inițial al materialului.

Relația (4.16) este echivalentă cu relația următoare:

$$D = 1 - \frac{\varepsilon_0}{\varepsilon_n} \quad (4.17)$$

în care: ε_n este deformația specifică înregistrată după n cicluri de solicitare, corespunzătoare tensiunii normale aplicată, ε_0 este deformația specifică corespunzătoare unei tensiuni normale egală cu cea de la solicitarea ciclică, înregistrată la încercarea de tracțiune.

Încercările au fost efectuate aplicând cicluri de oboseală cu grad de asimetrie $R = 0,08$, pentru nivele ale tensiunii maxime aplicată corespunzătoare valorilor de 80%, 60%, 50%, 40%, 30% din rezistența la rupere a materialului compozit laminat.

În Figura 73 este prezentată curba de oboseală pentru materialul compozit analizat, în coordonate dublu logaritmice reprezentând tensiunea maximă aplicată și numărul de cicluri de solicitare până la rupere, N .

Aplicând relația (4.17) pe diagrama ciclică $\sigma - \varepsilon$, Fig. 4.74, s-au determinat curbele de evoluție a degradării, D , în funcție de durata de viață normalizată, n/N , pentru două nivele ale tensiunii maxime aplicată (80% și 50% din rezistența la rupere), Fig. 4.75.

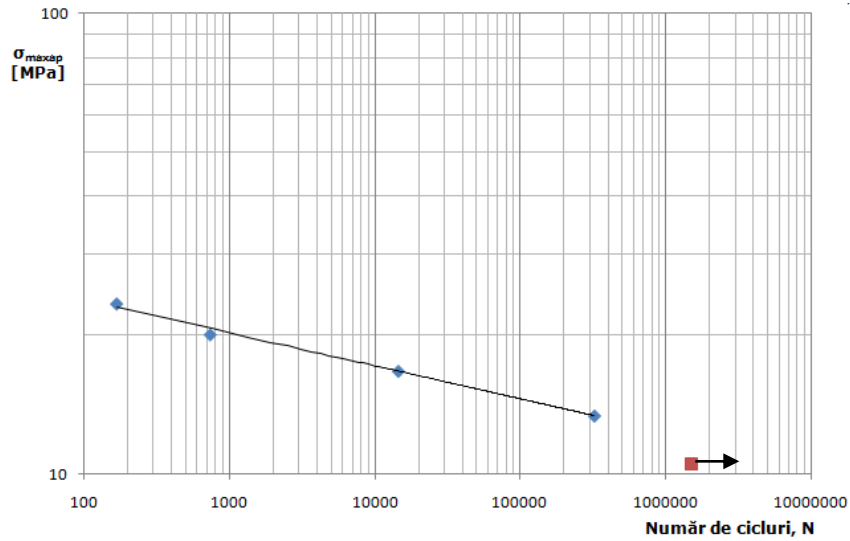


Fig. 4.73 – Curba de oboseală a materialului compozit laminat $\left[0^1_m, 90^1_b, 0^2_b, 90^2_b \right]_S$

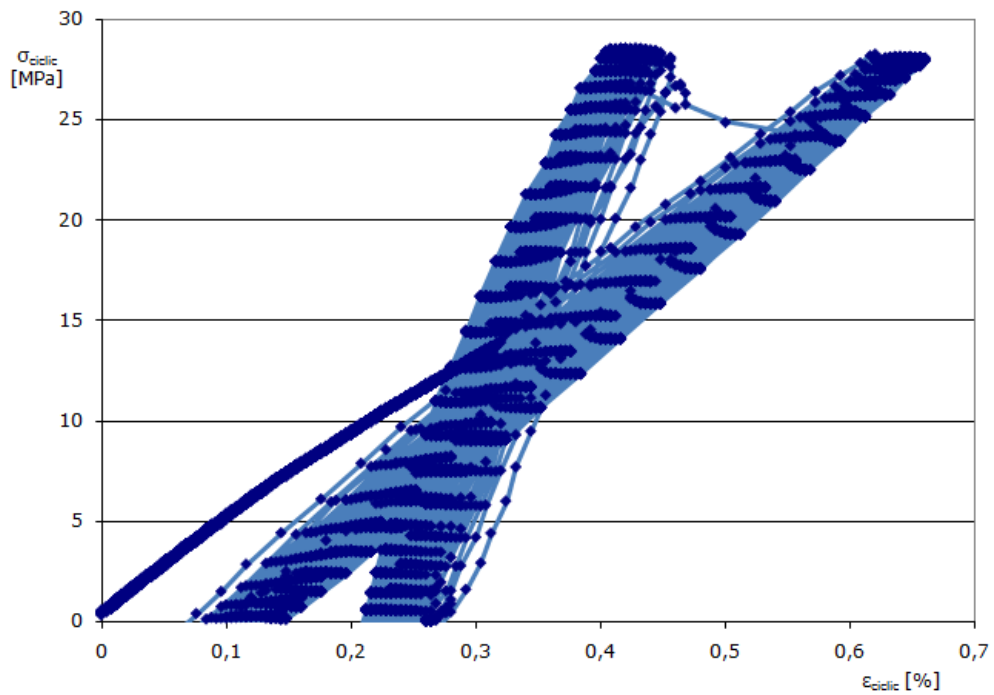


Fig. 4.74 – Diagrama ciclică $\sigma - \epsilon$ pentru tensiunea maximă aplicată corespunzătoare valorii de 80% din rezistența la rupere

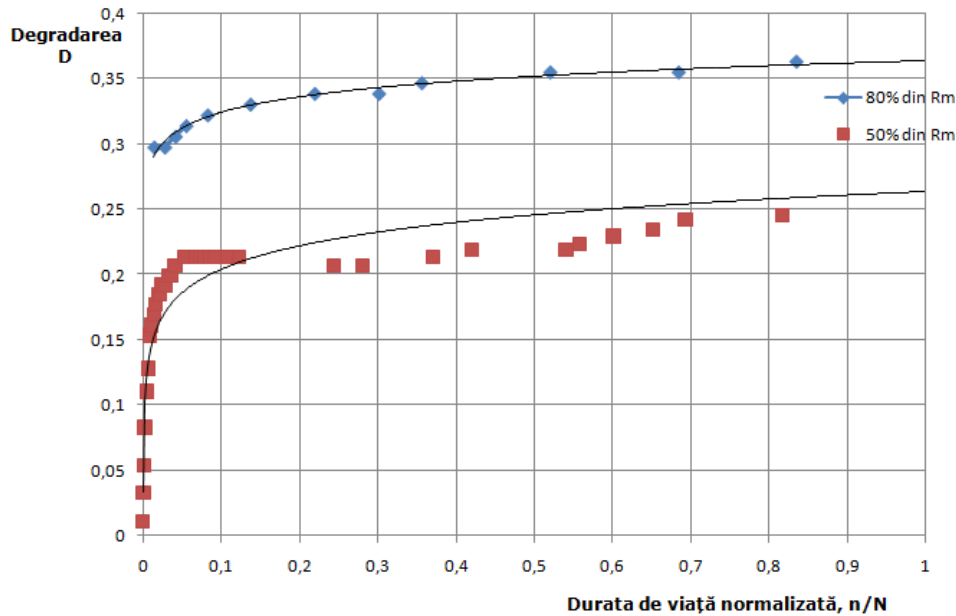


Fig. 4.75 – Evoluția degradării pentru două nivele ale tensiunii maxime aplicată

Așa cum s-a prezentat anterior, degradarea materialelor compozite este văzută ca un mecanism ce se derulează în două stagii. Primul stadiu constă într-o acumulare de fisuri neintersectabile, în matrice, până când densitatea de fisuri a ajuns la saturație, după care începe al doilea stadiu al degradării, care constă în delaminări, dezlipiri interfaciale și ruperea fibrelor. Rezultatele experimentale au arătat că la materialul compozit studiat, pentru nivele ale tensiunii maxime aplicate până la 50% din rezistența la rupere, degradarea la oboseală prezintă ambele stagii, la nivele mari ale tensiunii maxime aplicate (între 50% și 80%), primul stadiu al degradării la oboseală devine tot mai scurt.

Evoluția degradării a fost urmărită până la ruperea unui strat al materialului compozit laminat.

Pe baza observațiilor experimentale, s-a propus o ecuație ce descrie degradarea la oboseală a acestor tipuri de materiale compozite laminate, (4.18).

$$D = A \cdot \ln\left(\frac{n}{N}\right) + B \quad (4.18)$$

Considerând o variație liniară a constantelor A și B în funcție de nivelele de tensiune maximă aplicată, pentru determinarea acestor constante s-au propus următoarele ecuații:

$$A = -0,0016 \sigma_{\max ap} + 0,0609 \quad (4.19)$$

$$B = 0,0072 \sigma_{\max ap} + 0,1617 \quad (4.20)$$

Relațiile sunt valabile pentru solicitări ciclice cu grad de asimetrie $R = 0,08$.

În Figura 4.76 este prezentată evoluția degradării pentru tensiunea maximă aplicată de 40% din R_m , determinată experimental și estimată cu relația (4.18).

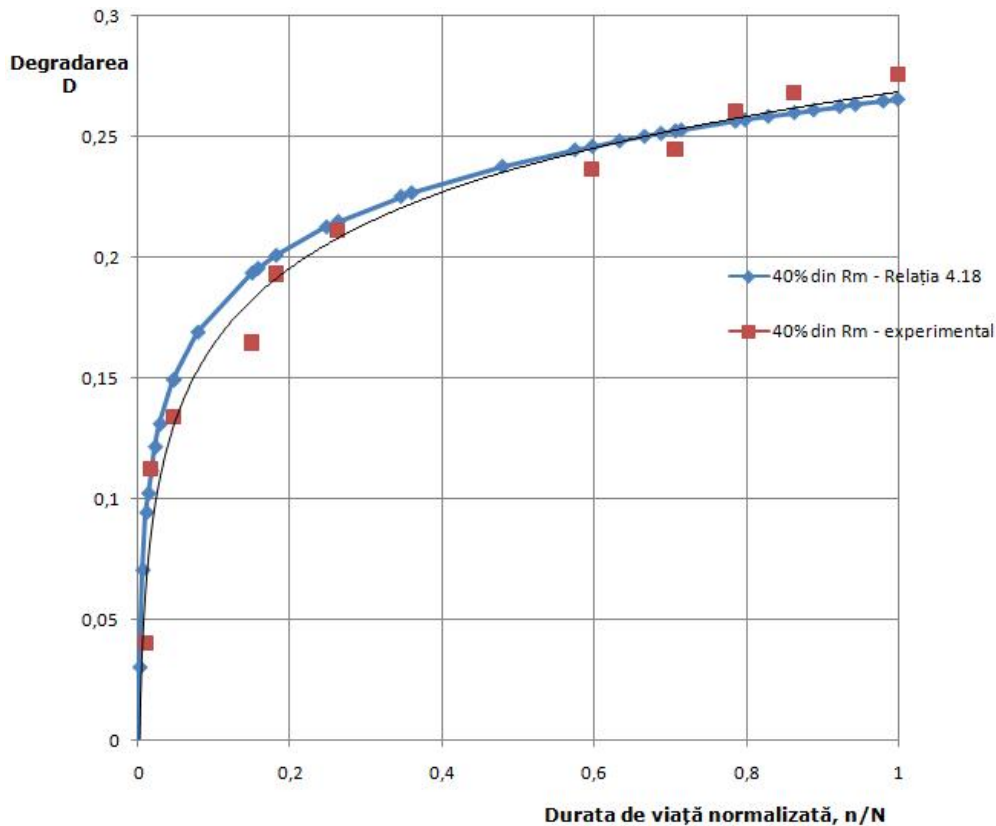


Fig. 4.76 – Evoluția degradării pentru tensiunea maximă aplicată de 40% din R_m

Analiza suprafețelor de rupere la solicitarea de oboseală a materialului compozit format din melamină și lemn balsa, MBM

În cazul acestui tip de încercări sunt relevante pentru analiza structurală probele supuse la o solicitare ciclică de 50% din rezistența la rupere. Ruperea compozitului la oboseală prezintă datorită eterogenității sale, o anumită specificitate. Fisurile declanșatoare ale mecanismului ruperii apar numai din interiorul compozitului; suprafața exterioară fiind constituită din placă de melamină lucioasă fără discontinuități, nu poate genera amorse de rupere. „Neomogenitățile” compozitului se referă atât la prezența materialelor componente de naturi diverse (lemn de balsa dispus sub diferite orientări, melamina, adezivul) cât și la constituția fiecăruia în parte. Lemnul se caracterizează printr-o structură la rândul ei de tip compozit care în plus prezintă pori, noduri, devieri ale fibrelor. Toate acestea pot constitui discontinuități ce devin concentratoare de tensiune care inițiază astfel fisura ce în final prin dezvoltarea ei va produce distrugerea compozitului.

Este de așteptat ca ruperea să se declanșeze în stratul de lemn de Balsa plasat transversal pe direcția solicitării. În *figurile stereo 4.77 respectiv 4.78* se observă prezența fisurilor în acest strat - pe planuri de alunecare la 45° față de direcția solicitării - într-o proporție semnificativă precum și a porilor/ găurilor de dimensiuni mari. Se remarcă de asemenea ruperea prin smulgere (specifică caracterului fragil) în

cazul lemnului Balsa dispus cu o orientare a fibrelor pe direcția solicitării, care certifică o distrugere finală bruscă a materialului.

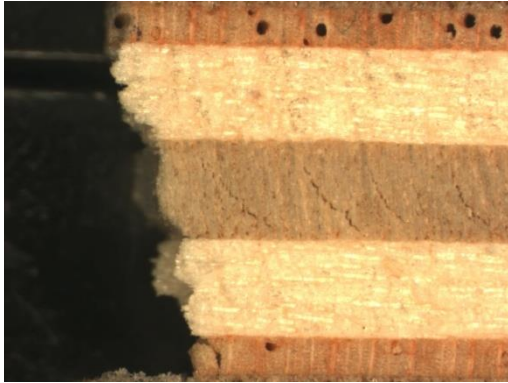


Fig. 4.77 – Prezența porilor în plăcile de Balsa la 90°

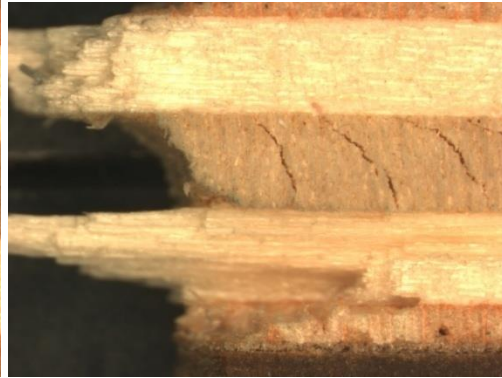


Fig. 4.78 – Prezența fisurilor în plăcile de Balsa la 90°

Analiza SEM indică o rupere fragilă în placa de melamină și zona adezivului (Figura 4.79, 4.80). Investigația suprafețelor de rupere în cazul lemnului Balsa dispus transversal (Figura 4.81, Figura 4.82) arată existența fisurilor pe pereții fibrelor și oferă informații privind mecanismul de rupere (cell-wall breaking). Microstructura lemnului Balsa cu fibrele dispuse axial pe direcția solicitării certifică ruperea fragilă a fibrelor prin smulgere, specifică fazei finale a ruperii prin oboseală (Figura 4.82, Figura 4.84, Figura 4.85, Figura 4.86).

Deși nu apare în mod evident, se pot totuși identifica zone din stratul de lemn de balsa ușor netezite obținute prin frecarea părților rezultate la formarea și dezvoltarea fisurii (Figura stereo 4.87).

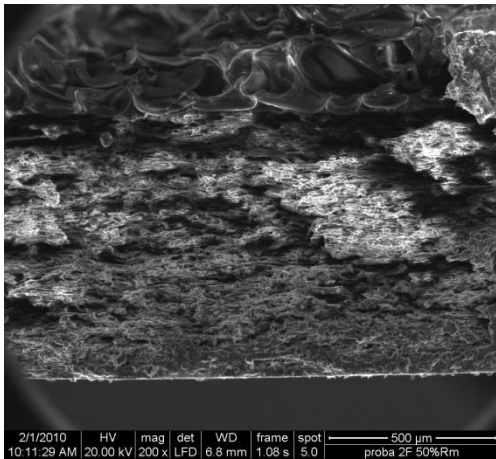


Fig. 4.79 – Imagine SEM cu ruperea fragilă a plăcii de melamină

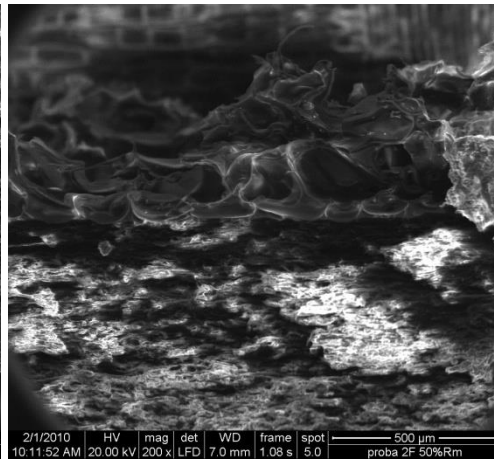


Fig. 4.80 – Imagine SEM cu ruperea fragilă a plăcii de melamină (detaliu)

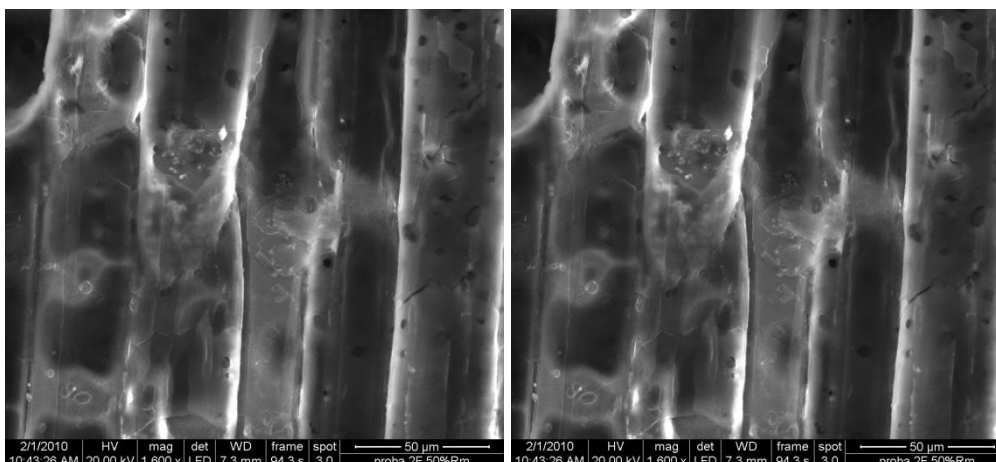


Fig. 4.81 – Imagine SEM cu suprafața de rupere a plăcilor Balsam dispuse transversal

Fig. 4.82 – Imagine SEM cu ruperea pereților celulelor

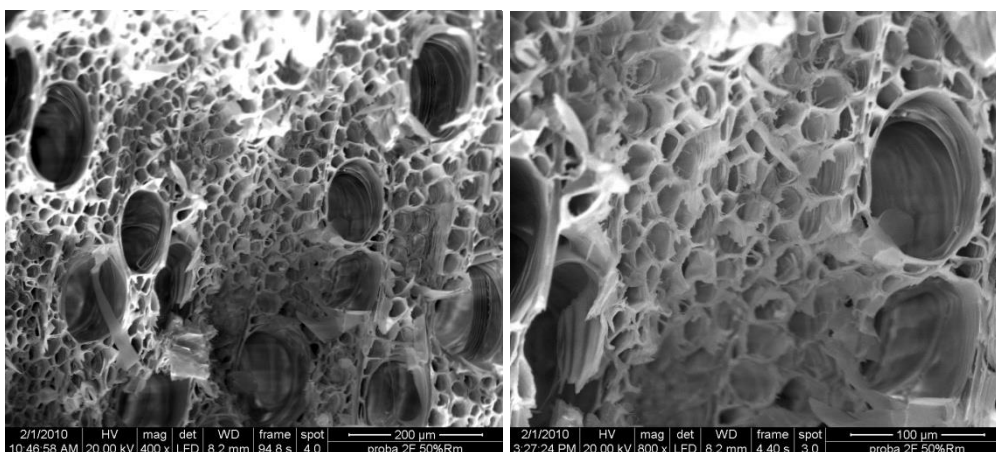


Fig. 4.83 – Imagine SEM (x400) cu ruperea fragilă a fibrelor Balsam dispuse longitudinal

Fig. 4.84 – Imagine SEM (x800) cu ruperea fragilă a fibrelor Balsam dispuse longitudinal

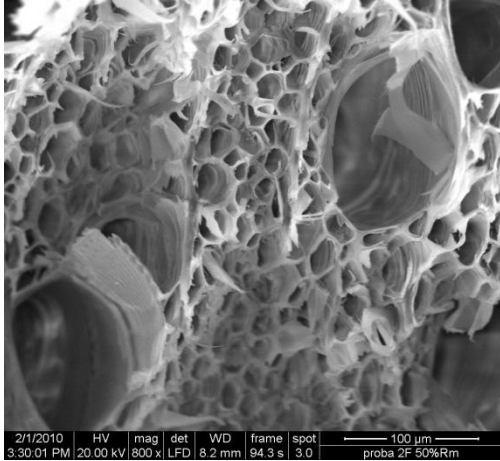


Fig. 4.85 – Imagine SEM (x800) cu ruperea fragilă a fibrelor Balsa dispuse longitudinal (detaliu)

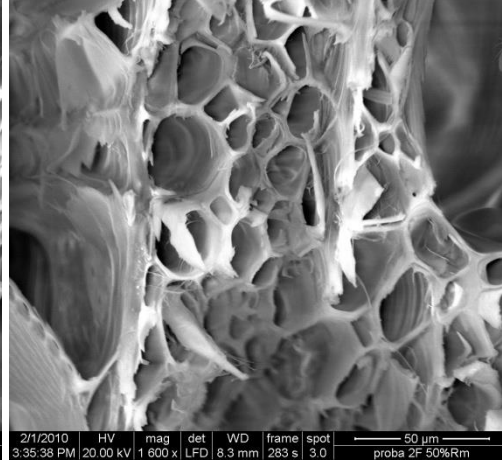


Fig. 4.86 – Imagine SEM (x1600) cu ruperea fragilă a fibrelor Balsa dispuse longitudinal

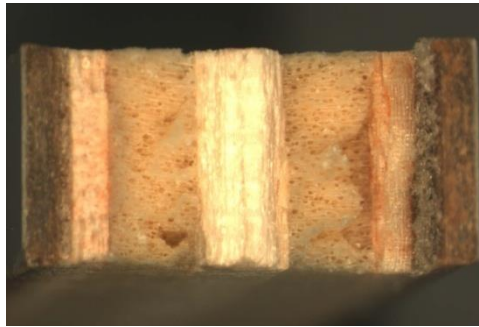


Fig. 4.87 – Secțiune de rupere la solicitarea de oboseală

4.5. Studii experimentale privind ruperea materialelor compozite de tip sandwich, MAP, solicitate la încovoiere în trei puncte

Structurile compuse din două straturi subțiri și rigide, separate de un miez cu greutate redusă, sunt cunoscute sub numele de panouri sandwich. Separarea fețelor de un miez ușor, crește momentul de inerție al structurii cu o creștere mică a greutății, rezultând structuri eficiente în cazul solicitărilor de încovoiere și flambaj. Datorită acestui lucru, panourile sandwich sunt des utilizate în aplicații la care se necesită o greutate redusă.

Comportarea mecanică a panourilor sandwich depinde de geometria acestora și de proprietățile mecanice ale materialelor ce constituie fețele și respectiv miezul. În cele mai multe aplicații panoul trebuie să aibă o greutate cât mai mică și o rigiditate suficient de mare încât să nu cedeze sub acțiunea sarcinilor din serviciu.

Obiectul studiului experimental prezentat în acest capitol este un panou sandwich compus din fețe de aluminiu și miez de plută, utilizat ca panou despărțitor în construcția vagoanelor de cale ferată. Având în vedere că panourile respective sunt solicitate în cea mai mare parte la încovoiere, studiul experimental s-a derulat pe un

program de încercări la încovoiere în trei puncte utilizând probe prelevate din panouri.

Încercările de încovoiere au fost efectuate pe mașina de încercări la tracțiune-compresiune, model Zwick/Roell de 5 kN, folosind un dispozitiv de încovoiere, Fig. 4.88. În Figura 4.89 este prezentată schema de solicitare și dimensiunile probelor încercate.



Fig. 4.88 – Imagine de ansamblu de la încercările de încovoiere

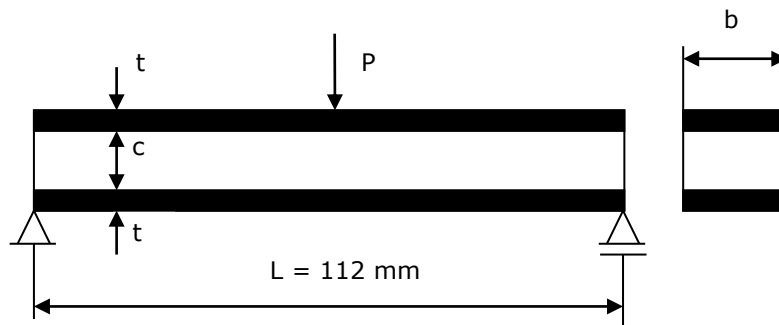


Fig. 4.89 – Schema de solicitare a probelor sandwich MAP

Unde: $b = 12$ mm este lățimea probelor; $c = 5$ mm este grosimea miezului de plută; $t = 1,5$ mm este grosimea unei fețe de aluminiu.

Au fost efectuate încercări de încovoiere la temperatura mediului ambiant și la temperatură scăzută (-5° C), rezultatele fiind prezentate în Tabelul 4.5. Pe baza

diagramelor forță – deplasarea punctului de aplicație a forței, înregistrate în timpul testelor, s-a determinat sarcina critică la încovoiere pentru materialul compozit încercat, Fig. 4.90. Sarcina critică fiind considerată în punctul în care diagrama înregistrează o abatere semnificativă de la porțiunea liniară.

Tabelul 4.5. – Rezultatele încercărilor de încovoiere pe probe de tip sandwich, MAP

Nr. epruvetă	h [mm]	b [mm]	F _{critic} [N]	F _{critic,mediu} [N]	Observații
1	8	12	58,5	54,68	Probele au fost încercate la temperatura ambiantă
2	8	12	58,4		
3	8	12	55,7		
4	8	12	48,5		
5	8	12	52,3		
6	8	12	44,3	48	Probele au fost încercate la temperatură scăzută (-5°C)
7	8	12	57,2		
8	8	12	42,5		

Încercările la temperatură scăzută au arătat o ușoară scădere a forței critice, datorată în principal scăderii temperaturii dar și o posibilă creștere a conținutului de umiditate din miezul de plută.

În ceea ce privește modul de rupere a probelor, la toate încercările efectuate s-a observat că cedarea materialului a început cu ruperea prin forfecare a miezului de plută, Fig. 4.91.

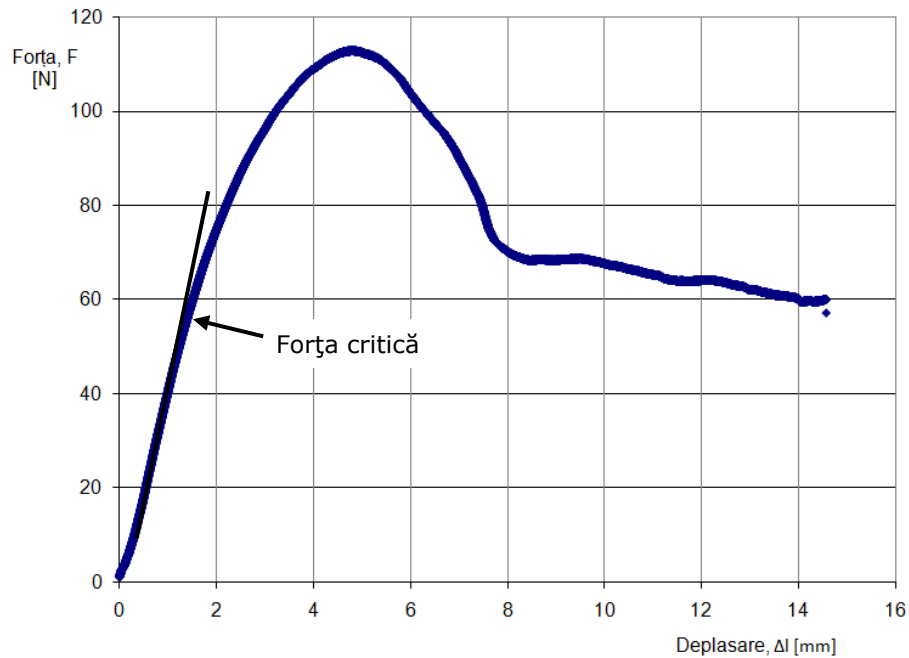


Fig. 4.90 – Determinarea forței critice la proba 1



Fig. 4.91 – Modul de rupere a probelor încercate

Aplicând teoria de rezistență a materialelor compozite sandwich, prezentată în capitolul 2, s-a determinat pentru probele încercate o hartă de degradare. Aceasta permite stabilirea mecanismului de rupere dominant și totodată determinarea sarcinii critice.

Pentru construirea hărții de rupere s-a considerat o tranziție între două mecanisme de rupere rezultând limitele domeniilor de împărțire a hărții.

- Ruperea unei fețe + Cutarea unei fețe
Combinând cele două mecanisme de rupere a rezultat relația (4.21) care dă limita dintre aceste două mecanisme de rupere:

$$\frac{\rho_C^*}{\rho_S} = \left(\frac{\sigma_{yf}}{0.57E_f^{1/3}E_S^{2/3}} \right)^{3/4} = 3.086 \cdot 10^{-2} \quad (4.21)$$

$\sigma_{yf} = 77$ MPa – este limita de curgere a materialului feței (aluminii) și a fost determinată prin încercări de tracțiune pe probe din aluminiu

$E_f = 33569$ MPa – este modulul de elasticitate longitudinal pentru fețele de aluminiu

$E_S = 9000$ MPa – este modulul de elasticitate longitudinal pentru peretele celulei din miezul de plută [49]

ρ_C^* / ρ_S - densitatea relativă a miezului de plută

- Ruperea feței + Ruperea prin forfecare a miezului:

$$\frac{t}{L} = \frac{C_{11}B_4}{B_3} \left(\frac{\rho_C^*}{\rho_S} \right)^{3/2} \left(\frac{\sigma_{ys}}{\sigma_{yf}} \right) = 2.815 \cdot 10^{-4} \quad (4.22)$$

$\sigma_{ys} = 1$ MPa – limita de curgere a miezului de plută [49]

$B_4 = 2$ [49]

$C_{11} = 8$ [49]

$B_3 = 4$ [49]

- Cutarea feței + Ruperea prin forfecare a miezului:

$$\frac{t}{L} = \frac{C_{11}B_4}{0.57B_3} \left(\frac{\sigma_{ys}}{E_f^{1/3}E_S^{2/3}} \right) \left(\frac{\rho_C^*}{\rho_S} \right)^{1/6} = 2.815 \cdot 10^{-4} \quad (4.23)$$

În continuare se consideră limita superioară a densității relative a miezului de plută $\rho_C^* / \rho_S = 1$ și din relația (4.22) rezultă $t/L = 5,194 \cdot 10^{-2}$ pentru limita dintre mecanismele de rupere a feței și ruperea prin forfecare a miezului de plută. Pentru limita inferioară a densității relative a miezului de plută $\rho_C^* / \rho_S = 0,01$, din relația (4.23) rezultă $t/L = 2,333 \cdot 10^{-4}$ pentru limita dintre mecanismele de cutare a unei fețe și ruperea prin forfecare a miezului.

Având determinate limitele fiecărui mecanism de rupere a materialelor sandwich, s-a stabilit, în Figura 4.92, harta de rupere în coordonate densitatea relativă a miezului de plută (ρ_C^* / ρ_S) și raportul dintre grosimea unei fețe și distanța dintre reazeme (t/L – Fig. 4.89).

Punctul A ($0,15; 1,33 \cdot 10^{-2}$) din diagramă, unde $0,15$ este densitatea relativă a miezului de plută din componența materialului sandwich analizat, reprezintă probele încercate la încovoiere în trei puncte și indică faptul că, mecanismul dominant de rupere al acestor probe este ruperea prin forfecare a miezului.

Același mecanism de rupere a fost observat și la încercările de încovoiere.

Având stabilit mecanismul dominant de rupere a probelor, se poate calcula sarcina critică:

$$P = C_{11}B_4bc\sigma_{ys} \left(\frac{\rho_C^*}{\rho_S} \right)^{3/2} = 57,63 N \quad (4.24)$$

Valoarea calculată pentru sarcina critică este în bună concordanță cu sarcinile critice determinate experimental.

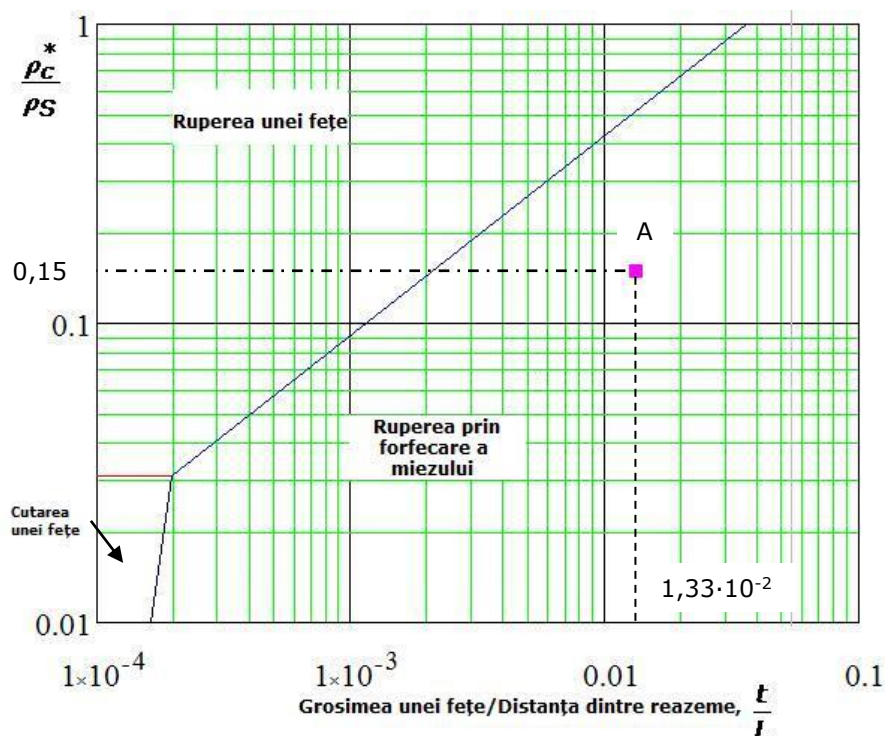


Fig. 4.92 – Harta de rupere a materialelor sandwich compuse din miez de plută și fețe de aluminiu, solicitate a încovoiere în trei puncte

Analiza structurii compozitului MAP

Compozitul de tip MAP este un material stratificat din melamină-aluminiu-plută-aluminiu, straturile fiind îmbinate cu ajutorul aceluși tip de adeziv ca și în cazul compozitul analizat precedent. Probele prelevate din acest material au fost supuse încercărilor de tracțiune și încovoiere.

Plăcile de aluminiu au grosimi de 0,5 mm respectiv 1 mm și sunt prelevate din tablă de aluminiu comercială (ce conține 99,5 % aluminiu). Pluta este plasată între plăcile de aluminiu având grosimea de 4 mm.

Pluta este un material organic, obținut din scoarța stejarului de plută. Ea are o structură celulară. În golurile acestor celule se găsește un gaz asemănător aerului, ce ocupă practic 89,7 % din volumul plutei. Celulele au forme cu caracter poligonal, funcție de secțiunea prin plută: în secțiune radială celulele au o formă preponderent hexagonală (Figura 4.93), iar în cea axială și tangențială sunt dispuse asemeni cărămizilor într-un zid așa cum rezultă din imaginile SEM – (Figurile 4.94, și 4.95). Pereții celulelor au grosimi destul de uniforme în jurul a 1 micrometri. La mărimi de 3200 x (Figurile 4.96 și 4.97) se observă o ondulare a pereților celulelor precum și faptul că aceștia au în componența lor mai multe straturi. Aceste straturi conțin substanțe de tipul suber și ceară care-i conferă elasticitatea excepțională.

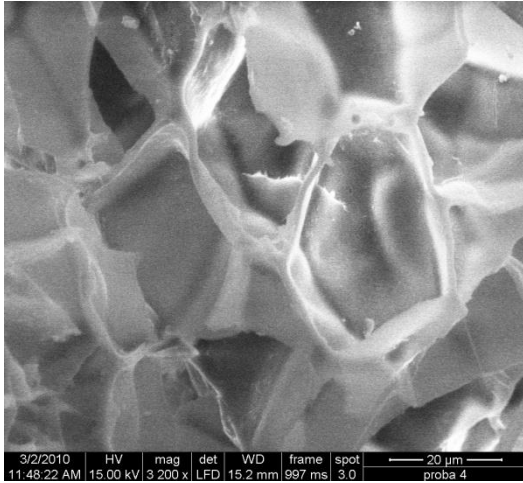


Fig. 4.93 – Secțiune radială prin celulele plutei

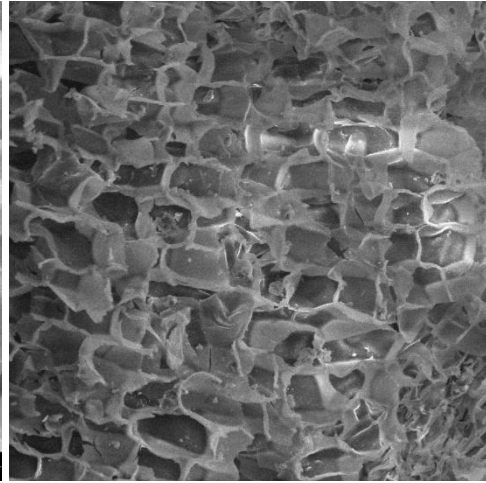


Fig. 4.94 – Secțiune axială prin celulele plutei

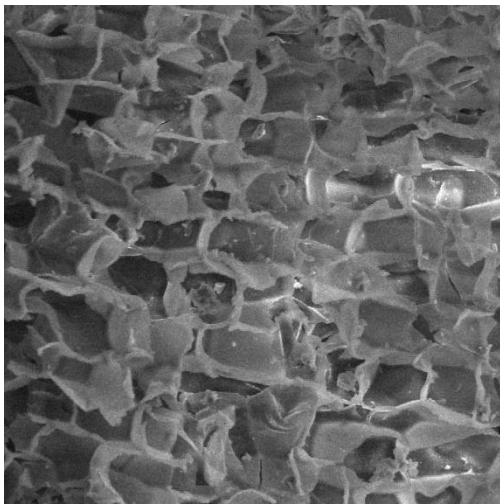


Fig. 4.95 – Secțiune tangențială prin celulele plutei

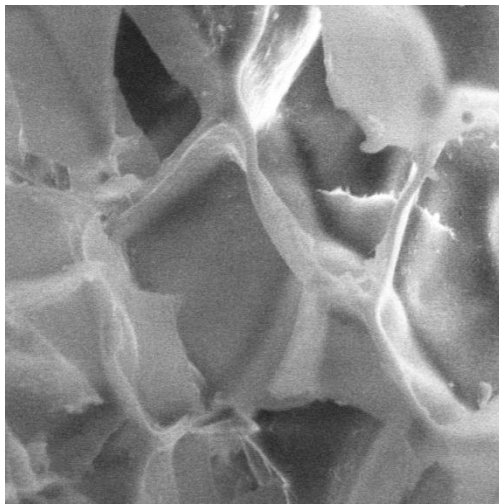


Fig. 4.96 – Imagine SEM (x3200) a celulelor plutei

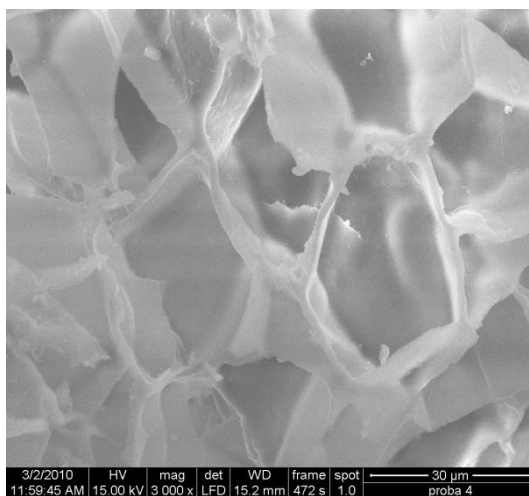


Fig. 4.97 – Imagine SEM (x3200) a celulelor plutei, observându-se o formă ondulată a pereților

Analiza suprafețelor de rupere la solicitarea de tracțiune a materialului sandwich MAP

Curba de tracțiune a compozitului MAP indică o rupere în trepte –specifică distrugerii succesive a straturilor componente precedată de o ușoară deformare elasto-plastică. Imaginile macrostructurale indică pentru melamină același caracter al ruperii ca și în cazul compozitului precedent. *Figurile 4.98, respectiv 4.99* certifică acest lucru. Detaliile oferite la mărimi de 800x respectiv 1600 x (*Figura 4.100, respectiv 4.101*), arată specificitatea structurii melaminei cu o constituție vîscoasă și marcată de prezența porilor și a golurilor. Componentul următor pe secțiunea compozitului îmbinat de melamină printr-un adeziv este aluminiu (*Figura 4.102*) care suferă o rupere cu caracter ductil –aspect clar evidențiat atât la mărimi de 800x și 1600x (*Figurile 4.103, 4.104, 4.105*).

Solicitarea de întindere a plutei face ca structura celulară să sufere o serie de deformări–alungiri și devieri/îndoiri/flambări cu caracter permanent ale pereților celulelor și a șirurilor de celule (*Figurile 4.106, 4.107*), ce în final conduc la distrugerea plutei și pe cale de consecință a compozitului.

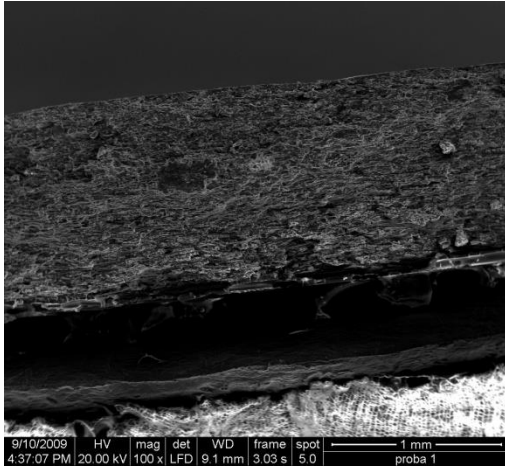


Fig. 4.98 – Imagine macrostructurală a suprafeței de rupere a melaminei (x100)

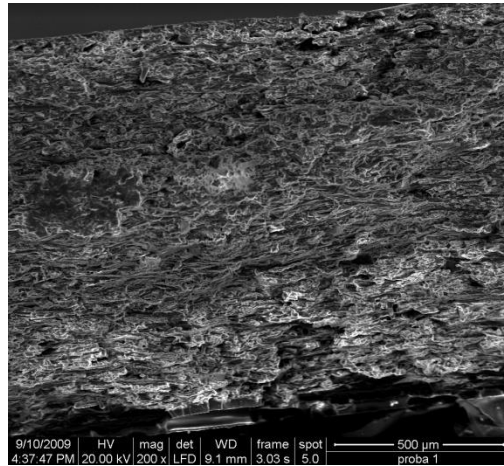


Fig. 4.99 – Imagine macrostructurală a suprafeței de rupere a melaminei (x200)

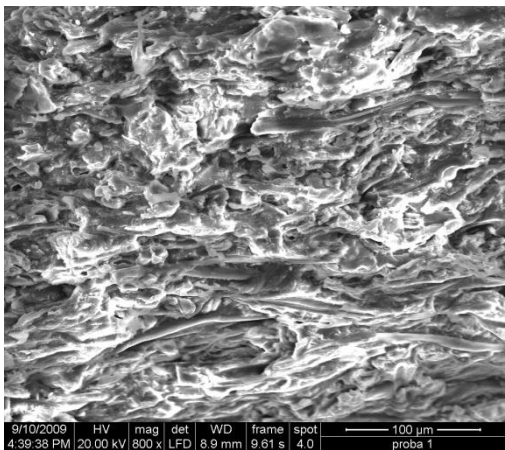


Fig. 4.100 – Prezența porilor în structura vâscoasă a melaminei (x800)

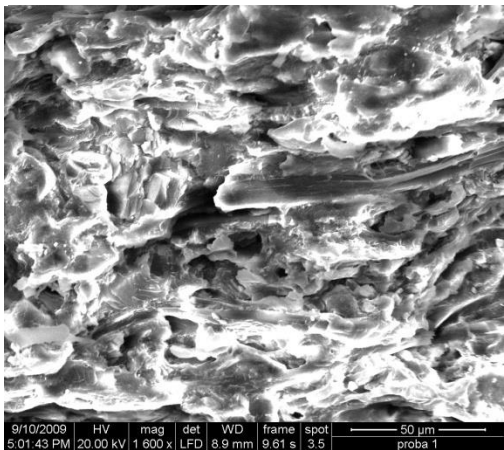


Fig. 4.101 – Prezența porilor în structura vâscoasă a melaminei (x1600)



Fig. 4.102 – Ruperea ductilă a feței de aluminiu (x100)

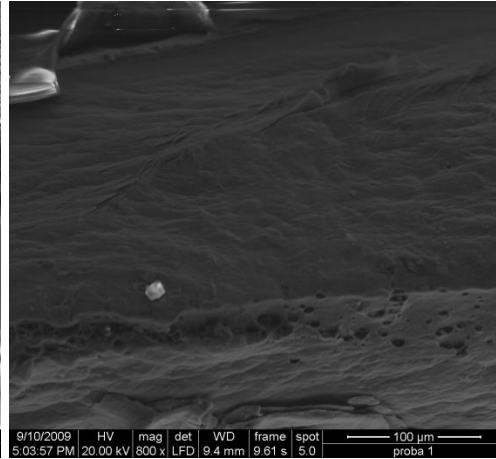


Fig. 4.103 – Ruperea ductilă a feței de aluminiu (x800)

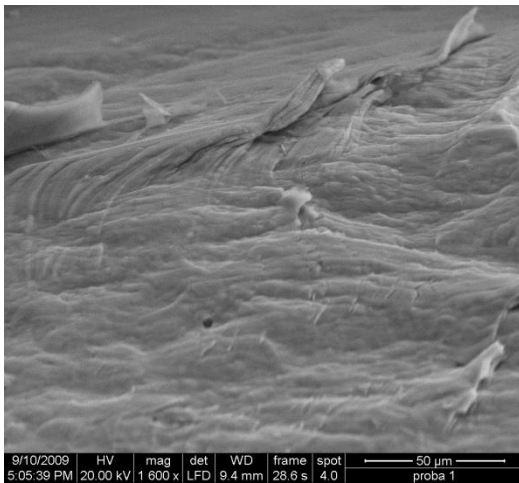


Fig. 4.104 – Ruperea ductilă a feței de aluminiu (x1600)

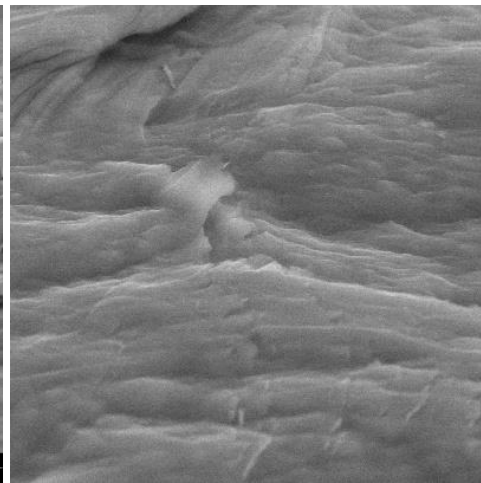


Fig. 4.105 – Ruperea ductilă a feței de aluminiu (x1600) - detaliu

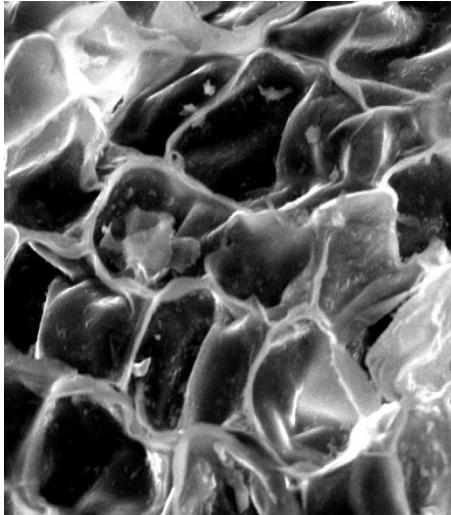


Fig. 4.106 – Deformarea plastică a celulelor plutei

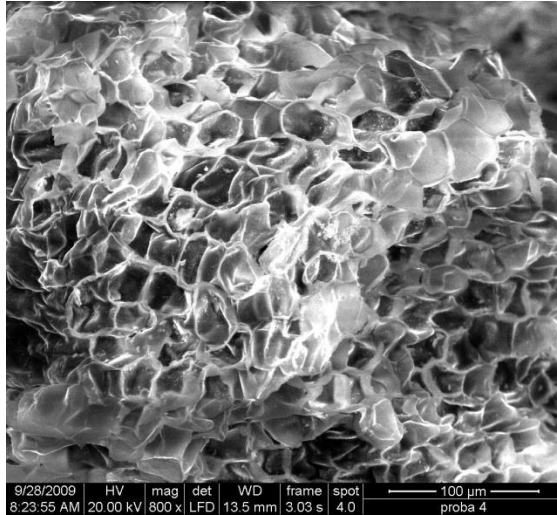


Fig. 4.107 – Deformarea plastică a celulelor plutei (x800)

Analiza suprafețelor de rupere la solicitarea de încovoiere a materialului de tip sandwich MAP

Ruperea epruvetelor la solicitarea de încovoiere în 3 puncte este spectaculoasă. Analizele macrostructurale (8x) indică un proces de distrugere evident al acestui compozit prin degradarea plutei și ruperea melaminei, aluminiu fiind doar deformat (*încovoiere la temp. ambiantă, figurile stereo 4.108, 4.109*). Desfășurarea încercărilor la temperaturi scăzute accelerează procesul de degradare, urmare a prezenței umidității și a fragilizării suplimentare datorită temperaturilor scăzute (*încovoiere la temp. -5°C, figura macro 4.110 cu desprinderea plăcii de melamină, respectiv Figurile stereo 4.111 și 4.112*).



Fig. 4.108 – Ruperea materialului prin încovoiere la temperatură ambiantă



Fig. 4.109 – Ruperea materialului prin încovoiere la temperatură ambiantă – detaliu ruperea plutei



Fig. 4.110 – Ruperea materialului prin încovoiere la temperatură de -5 °C



Fig. 4.111 – Ruperea materialului prin încovoiere la temperatură de -5 °C – detaliu ruperea plutei

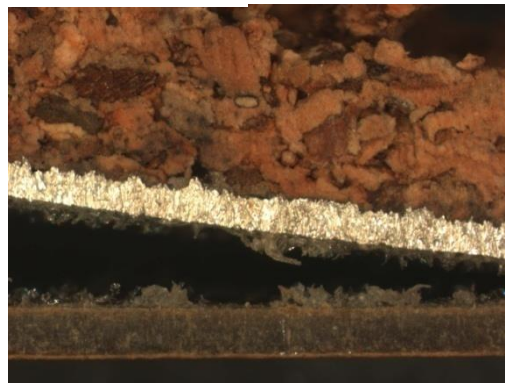


Fig. 4.112 – Ruperea materialului prin încovoiere la temperatură de -5 °C – detaliu dezlipire adeziv

5. CONCLUZII. CONTRIBUȚII PERSONALE

1. Teza de doctorat cu titlul „*Studiul teoretic și experimental de rezistență și deformabilitate a materialelor compozite utilizate în domeniul transporturilor*” a fost concepută și realizată cu scopul rezolvării unor probleme ce privesc comportarea mecanică a materialelor compozite utilizate preponderent în construcția vehiculelor de transport. Studiile elaborate pe parcursul tezei de doctorat s-au concentrat pe caracterizarea mecanică a materialelor compozite laminate și de tip sandwich, pe baza celor mai noi teorii și procedee de calcul.
2. În cadrul capitolului 2 s-au sintetizat metodele analitice de determinare a stării de tensiune și deformație din materiale compozite. Sunt prezentate teoria de rezistență a plăcilor laminate și a grinzilor tip Sandwich. Abordarea materialelor compozite s-a realizat la nivelul constituenților utilizând modelele micromecanice, dar și la scară microscopică considerând compozitul ca un element structural. Sunt prezentate comparativ criteriile de rupere ale laminelor și teoriile de rezistență aplicate compozitelor tip sandwich.
3. Folosind programe specializate de calcul al comportării materialelor compozite s-au investigat laminate având fețe de melamină și straturi din lemn de balsa cu diferite orientări, solicitate la tracțiune și încovoiere.
4. Folosind metoda elementelor finite și programul ABAQUS s-a realizat un studiu al stării de tensiune și al evoluției degradării în timpul solicitării la tracțiune a unui compozit laminat având fețe de melamină și straturi de lemn de balsa cu diferite orientări. Pe baza studiului efectuat se poate concluziona că rezistența compozitului laminat depinde în principal de numărul straturilor de lemn Balsa cu orientarea fibrelor la un unghi de 90° față de axa longitudinală a probei. S-a observat că prezența straturilor de lemn Balsa, cu orientarea fibrelor la 0° față de axa longitudinală, determină o creștere a rezistenței la rupere a compozitului laminat.
5. Determinarea experimentală a forței de rupere și a modulului de elasticitate E_x la tracțiune ale compozitelor laminate tip MBM. Pe baza forței medii de rupere obținută experimental s-a realizat un calcul analitic pentru determinarea modulului de elasticitate longitudinal al compozitului, folosind teoria de rezistență a compozitelor laminate și s-a efectuat o evaluare a stării de tensiune pe secțiunea transversală a compozitului MBM.
6. Rezultatele încercărilor la încovoiere ale compozitului laminat tip MBM la diferite temperaturi arată că modificarea temperaturii influențează rezistența la încovoiere și modul de rupere. Astfel la temperaturi scăzute (-5° C) duce la o scădere a rezistenței la încovoiere cu 21% și la o fragilizare a materialelor constituente, iar ruperea se inițiază în stratul de melamină corespunzător fibrei întinse.
7. Încercările de oboseală la tracțiune pe epruvete din material compozit tip MBM au permis trasarea curbei de oboseală în coordonate dublu logaritmice $\sigma_{max} = f(N)$, Fig. 73 (Cap. 4). Identificarea degradării în timp a materialelor tip MBM s-a realizat pe baza diagramei ciclice $\sigma - \epsilon$ Fig. 74 (Cap. 4), urmărind scăderea modulului de elasticitate cu creșterea numărului de cicluri. Variația degradării în timp Fig. 75 (Cap. 4) prezintă două stadii de evoluție: o creștere rapidă până la

atingerea nivelului de saturație a densității de microfisuri, după care urmează o creștere mai lentă pe parcursul stadiului doi.

8. Pentru materialul tip sandwich MAP s-a studiat influența temperaturii asupra rezistenței la încovoiere. În urma încercărilor experimentale la temperatura ambiantă și la temperatura de -5°C s-a observat o scădere cu 12% a forței de rupere cu scăderea temperaturii.

9. Construirea hărții de degradare pentru materialul Sandwich compus din fețe de aluminiu-melamină și miez de plută s-a realizat luând în considerare diferite moduri de rupere (cutarea fețelor, forfecarea miezului și ruperea feței la tracțiune), grosimi ale fețelor și densitate a miezului.

Contribuții personale

- Studiul documentar privind stadiul actual în analiza comportamentului mecanic al materialelor compozite laminate și tip sandwich.

- S-a introdus în vederea proiectării și optimizării structurilor compozite de tip sandwich conceptul de "hartă a degradării" acestor materiale.

- Realizarea unor calcule analitice pentru proiectarea materialelor compozite laminate solicitate la tracțiune și încovoiere utilizând programe de calcul specializate pentru studiul comportării materialelor compozite (CompositeStar).

- Evaluarea stării de tensiune și deformație a compozitului laminat cu fețe de melamină și straturi interioare din lemn de balsa folosind analiza cu elemente finite, prezentată în capitolul 3.

- Studiul influenței unghiului de orientare a straturilor din lemn de balsa asupra rezistenței la tracțiune a compozitului laminat folosind programul ABAQUS.

- Pentru solicitarea la tracțiune a compozitului laminat tip MBM s-a determinat modulul de elasticitate longitudinal E_x experimental (4441,44 MPa) și analitic pe baza teoriei compozitelor laminate (4279,01 MPa) obținându-se o eroare de 3,6% între cele două valori.

- Studiul influenței temperaturii la încercarea de încovoiere a materialului compozit laminat tip MBM. Pe baza forței medii înregistrată la încercările de încovoiere s-a realizat o evaluare a stării de tensiune din secțiunea transversală a compozitului laminat.

- Evaluarea degradării la oboseală a materialului compozit laminat tip MBM pe baza criteriului de scădere a rigidității materialului.

- S-a propus o ecuație de estimare a evoluției degradării materialelor compozite laminate tip MBM de forma (4.18), unde constantele A și B s-au determinat prin regresie liniară.

- Aplicarea conceptului de hartă a degradării pentru determinarea forței critice la încovoiere a materialului Sandwich tip MAP și stabilirea modului de rupere. Predicția forței critice la încovoiere (57,63 N) este în concordanță cu valoarea medie determinată experimental (54,68 N) iar modul de rupere (forfecare a miezului) este confirmat de încercările experimentale.

6. REFERINȚE

- [1] Agarwal B.D., Broutman L.J., - „*Analysis and performance of fiber composites*”, John Wiley & sons, Inc. New York, 1990
- [2] Alămoreanu E., Chiriță R., - „*Bare și plăci din materiale compozite*”, Ed. Tehnică, București, 1997
- [3] Antoniu Gh., - „*Structura și tehnologia materialelor pentru tricotate și confecții. Partea I., Structura și tehnologia firelor*”, Rotaprint, Iași, 1996
- [4] Asandei N., Grigoriu A., - „*Chimia și structura fibrelor*”, Ed. Academiei, 1983
- [5] Bejan L., - „*Introducere în micromecanica materialelor compozite armate cu țesături*”, Ed. Gh. Asachi, Iași, 2000
- [6] Bibu M., Nemeș T., - „*Studiul materialelor. Materiale utilizate în construcții de mașini*”, Ed. Universității Lucian Blaga Sibiu, 2004
- [7] Chinciu D., Marchiș A., - „*Metode moderne de proiectare și optimizare a structurilor textile*”, Rotaprint, Iași, 1985
- [8] Chinciu D., - „*Geometria structurilor țesăturilor. Aplicații*”, Ed. Bit, Iași, 1996,
- [9] Cioară L., - „*Structura țesăturilor*”, Ed. Performantica, Iași, 2001
- [10] Drăgulescu D., Popescu M., - „*Materiale compozite metalice. Prezent cu perspective*”, Ed. Orizonturi Universitare, Timișoara, 2001
- [11] Dumitraș D., Opran C., - „*Prelucrarea materialelor compozite, ceramice și minerale*”, Ed. Tehnică, București, 1994
- [12] Goanță V., - „*Materiale ceramice tehnice. Studiul proprietăților mecanice*”, Ed. Performantica, Iași, 2003
- [13] Hubcă Gh., Iovu H., Tomescu M., Roșea Iosif D., Novac O., Ivănuș Gh., - „*Materiale compozite*”, Ed. Tehnică, București, 2000
- [14] Ispas St.C., - „*Materiale compozite*”, Ed. Tehnică, București, 1987
- [15] Lee S. M. ed., - „*Dictionary of Composite Materials Technology*”, Technomic, Lancaster, 1989
- [16] Marchiș A., Macovei M., Mureșan T., Ionescu St., - „*Structura și proiectarea țesăturilor*”, Rotaprint, Iași, 1980

- [17] Mihalcu M., - „*Materiale plastice armate*”, Ed. Tehnică, București; 1973,
- [18] Nistor D., Ripszky S., Izrael Gh., - „*Materiale termorigide armate*”, Ed. Tehnică, București, 1980
- [19] Oprea C, Constantinescu A., Bârsănescu P., - „*Ruperea polimerilor. Teorie și aplicații*”, Ed. Tehnică, București, 1992
- [20] Sanjaz K. Mazumdar PhD, - „*Composites Manufacturing, Materials, Product and Process Engineering*”, CRC Press, Boca Raton Londra, New York, Washington, 2002
- [21] Ștefănescu T., Neagu G., Mihai A., - „*Materialele viitorului se fabrică azi. Materiale compozite*”, Ed. Didactică și Pedagogică, București, 1996
- [22] Țăranu N., Secu A., Decher E., Isopesu D., - „*Structuri din materiale compozite și asociate*”, Rotaprint, Iași, 1992
- [23] Zgură Gh., V.Moga, - „*Bazele proiectării materialelor compozite*”, Ed. Bren, București, 1999
- [24] Alexander E.L., Caputo A.A., Hilzinger J.E., - „*Technical Report AFML-TR-65-283*”, 1965,
- [25] Gay D, - „*Materiaux composites*”, Ed. Hermes, Paris, 1987.
- [26] IDRCnr 32-56/1994, București
- [27] Y.M. Tarnopolskii, T.Y. Kincis - „*Static Test Methods for Composites*”, Van Nostrand Reinhold, New York, 1985
- [28] J.M. Hodgkinson - „*Mechanical Testing of Advanced Fibre Composites*”, CRPC Press, Boca Raton, FL, 2000
- [29] „*Advanced Composites Design Guide*”, 3rd ed., R.M. Neff, project engineer, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, Dayton, OH, january 1973
- [30] I.M. Daniel, O. Ishai - „*Engineering Mechanics of Composite Materials*”, Oxford University Press, New York, 1994
- [31] R.F. Gibson - „*Principles of Composite Materials Mechanics*”, McGraw-Hill, New York, 1994
- [32] J.N. Reddy - „*Mechanics of Laminated Composite Materials – Theory and Analysis*”, CRC Press, Boca Raton, FL, 1997
- [33] M.W. Hyer - „*Stress Analysis of Fiber-Reinforced Composite Materials*”, WCB/McGraw-Hill, Boston, 1998
- [34] C.T. Herakovich - „*Mechanics of Fibrous Composites*”, John & Sons, New York, 1998

- [35] R.M. Jones, - „*Mechanics of Composite Materials*”, 2nd ed., Taylor & Francis, Philadelphia, 1999
- [36] Z. Hashin - „*Analysis of composite materials – a survey*”, J. Appl. Mech., 50, 481-505, 1983;
- [37] J.C. Halpin, N.J. Pagano - „*Consequences of environmentally induced dilatation in solids*”, Recent Adv. Eng. Sci., 5, 33-46, 1970
- [38] R.M. Christensen, - „*Mechanics of Composite Materials*”, John Wiley & Sons, New York, 1979
- [39] M.Y. Hyer, A.M. Waas - „*Micromechanics of linear elastic continuous fiber composite, in Comprehensive Composite Materials*”, A. Kelly and C. Zweben, eds., vol. 1, Elsevier, Oxford, 2000, pp. 345-375
- [40] J.H. Byun, T.W. Chou - „*Mechanics of textile composites, in Comprehensive Composite Materials*”, A. Kelly and C. Zweben, eds., vol. 1, Elsevier, Oxford, 2000, pp. 719-761;
- [41] J.C. Halpin, J.L. Kardos - „*The Halpin-Tsai equations: a review*”, Polym. Eng. Sci., 16, 344-352, 1976
- [42] ASM Handbook - „*Composites*” – Vol. 21, 2001;
- [43] E.J. Barbero - „*Introduction to composite materials design*”, USA, 1998
- [44] V. Ciofoaia, I. Curtu - „*Teoria elasticitatii corpurilor izotrope si anizotrope*”, Universitatea Transilvania Brasov, 2000
- [45] S.W. Tsai - „*Strength theories of filamentary structures, in Fundamental Aspects of Fiber Reinforced Plastic Composites*”, R.T. Schwartz and H.S. Schwartz, eds., John Wiley & Sons, New York, 1968, pp.3-11.
- [46] S.W. Tsai, E.M. Wu - „*A general theory of strength for anisotropic materials*”, J. Comps. Mater., 5, 58-80,1971
- [47] D.F. Adams, L.A. Carlsson, R.B. Pipes - „*Experimental characterization of Advanced Composite Materials – Third Edition*”, CRC Press, 2003
- [48] R.F. Gibson - „*Principles of Composite Material Mechanics*”, McGraw-Hill inc., 1994
- [49] L.J. Gibson, M.F. Ashby - „*Cellular solids – Structure and properties – second edition*”, Cambridge University Press, 1997;
- [50] H.G. Allen - „*Analysis and Design of Structural Sandwich Panels*”, Pergamon Press, Oxford, 1969;
- [51] M.F. Ashby - „*Material Selection in Mechanical Design*”, Pergamon Press,

Oxford, UK, 1992

[52] Composite Star – Help Documentation – the database and design software for composite materials

[53] www.matweb.com – material property data

[54] O.O. Ochoa, J.N. Reddy - „*Finite Element Analysis of Composite Laminates*”, Kluwer Academic Publishers, 1992;

[55] C. Craciunescu - „*Materiale Compozite*”, ed. SEDONA, Timisoara, 1998;

[56] ABAQUS Version 6.6 – Documentation;

[57] N. Faur - „*Elemente Finite – Fundamente*”, ed. Politehnica, Timisoara, 2002;

[58] SC Clagi Romania SRL – www.clagi.ro;

[59] DIN EN ISO 527-1 – *Standard Test Method for Tensile Properties of Plastic Materials*;

[60] ASTM D 790 - „*Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials*”;

[61] Broutman I.J. and Sahu S. - „*A new Theory to Predict Cumulative Fatigue Damage in Fiberglass Reinforced Plastics*”, in *Composite Materials: Testing and Design (Second Conference)*, ASTM STP 497, 1972, pp. 170-188;

[62] Hahn H. And Kim R.Y. - „*Proof. Testing of Composite Materials*”, *Journal of Composite Materials*, vol. 9, 1975, pp. 297-311;

[63] Yang J.N. and Liu M.D. - „*Residual Strength Degradation Model and Theory of Periodic Proof Tests for Graphite/Epoxy Laminates*”, *Journal of Composite Materials*, vol. 11, 1977, pp. 176-203;

[64] Yang J.N. and Jones D.L. - „*Load Sequence Effects on the Fatigue of Unnotched Composite Materials*”, in *Fatigue of Fibrous Composite Materials*, ASTM STP 723, 1981, pp. 213-232;

[65] Charewicz A. and Daniel I.M. - „*Damage Mechanisms and Accumulation in Graphite/Epoxy Laminates*”, in *Composite Materials: Fatigue and Fracture*, ASTM STP 907, H.T. Hahn, Ed., 1986, pp. 274-297

[66] Reifsnider K.L. and Stinchcomb W.W. - „*A Critical-Element Model of the Residual Strength and Life of Fatigue-Loaded Composite Coupons*”, in *Composite Materials: Fatigue and Fracture*, ASTM STP 907, H.T. Hahn Ed., 1986, pp. 298-313;

[67] Broutman L.J. and Sahu S. - „*Progressive Damage of a Glass Reinforced Plastic During Fatigue*”, Presented at the 24th Annual Reinforced Plastics/Composites Industry Conference, Society of Plastics Industry, 1969, Sec. 11-D;

- [68] Hahn H.T. and Kim R.Y. - „*Fatigue Behavior of Composite Laminates*”, Journal of Composite Materials, vol. 10, 1976, pp. 156-180;
- [69] O’Brien T.K. and Reifsnider K.L. - „*Fatigue Damage Evaluation Through Stiffness Measurements in Boron-Epoxy Laminates*”, Journal of Composite Materials, vol. 15, 1981, pp. 55-70;
- [70] Wang S.S. and Chim E.S. - „*Fatigue Damage and Degradation in Random Short-Fiber SMC Composite*”, Journal of Composite Materials, vol. 17, 1983, pp. 114-134;
- [71] Poursatip A., Ashby M.F.A. and Beaumont P.W.R. - „*The Fatigue Damage Mechanics of a Carbon Fibre Composite Laminates: I – Development of the model*”, Composites Science and Technology, vol. 25, 1986, pp. 193-218;
- [72] Poursatip A. and Beaumont P.W.R. - „*The Fatigue Damage Mechanics of a Carbon Fibre Composite Laminate: II – Life Prediction*”, Composites Science and Technology, vol. 25, 1986, pp. 283-299;
- [73] Hwang W and Han K.S. - „*Fatigue of Composites – Fatigue Modulus Concept and Life Prediction*”, Journal of Composite Materials, vol. 20, 1986, pp. 154-165;
- [74] Fuqiang Wu, Weixiang Yao - „*A fatigue damage model of composite materials*”, International Journal of Fatigue, vol. 32, 2010, pp. 134-138;
- [75] A. Plumtree, M. Melo and J. Dahl - „*Damage evolution in a $[\pm 45]_{2s}$ CFRP laminate under block loading conditions*”, International Journal of Fatigue, vol. 32, 2010, pp. 139-145;
- [76] Andre Da Silva, S. Kyriakides - „*Compressive response and failure of balsa wood*”, International Journal of Solids and Structures, vol. 44, 2007, 8685 – 8717;
- [77] E.W. Andrews, N.A. Moussa - „*Failure mode maps for composite sandwich panels subjected to air blast loading*”, International Journal of Impact Engineering, vol. 36, 2009, pp. 418 – 425;
- [78] O. Rusu, M. Teodorescu - „*Oboseala metalelor – Baze de calcul*”, Ed. Tehnica, vol. I si II, Bucuresti, 1992;
- [79] I. Dumitru - „*Bazele calculului la oboseala*”, Editura Eurostampa, Timisoara, 2009
- [80] I. Dumitru, N. Faur - „*Elemente de calcul si aplicatii in Rezistenta Materialelor*”, Editura Politehnica, Timisoara, 1999;
- [81] N. Faur - „*Mecanica Materialelor*”, Ed. Politehnica Timisoara;
- [82] I. Dumitru, N. Negut - „*Curs de Rezistenta Materialelor*”, vol. I, Institutul

- Politehnic „Traian Vuia” Timisoara, 1984;
- [83] N. Faur, I. Dumitru - „*Diferente Finite si elemente finite*”, Ed. Mirton Timisoara, 1997;
- [84] L. Marsavina - „*Metode numerice in Mecanica Ruperii*”, Ed. Mirton Timisoara, 1998;
- [85] I. Dumitru, N. Negut - „*Elemente de elasticitate, plasticitate si Rezistenta Materialelor*”, vol. I, Ed. Politehnica Timisoara, 2003;
- [86] V.A. Serban, I. David, I. Chincea - „*Considerations of Welding Behavior by Laser Beam of Austenitic Manganese Alloys*”, Scientific Bulletin of „Politehnica” University of Timisoara, Tom 52(66), ISSN 1224-6077, Fasc. 1, 2007
- [87] I. Chincea, T. Babeu - „*Determinarea fortei de rupere a unui conductor compozit*”, Buletinul AGIR, nr. 2, 2007;
- [88] C. Codrean, V.A. Serban, I. Chincea - „*Some aspects concerning crack sensitivity of austenitic manganese steels during laser beam welding*”, The IX International Symposium „Young People and Multidisciplinary Research” – ISYMPR2007 – ACMV, Scientific Bulletin of „Politehnica” University of Timisoara, Tom 52(66), Fasc. 8, 2007;
- [89] I. Chincea, A. Cernescu, L. Marsavina, V.A. Serban - „*Failure of composite sandwich materials loaded in three-point bending*”, Scientific Bulletin of „Politehnica” University of Timisoara, ISSN 1224-6077, Tom 55(69), Fasc. 1, 2010;
- [90] I. Chincea, A. Cernescu, L. Marsavina, V.A. Serban - „*Fatigue damage evolution in laminate composite with balsa wood*”, Cellulose Chemistry and Technology Journal, ISSN 0576-9787, issue 1, 2011;
- [91] I. Chincea, A. Cernescu, L. Marsavina, V.A. Serban - „*Design map of sandwich beams loaded in three-point bending*”, 21st DAAAM International World Symposium, University of Zadar, Croatia, 20-23 october 2010;
- [92] I. Chincea, T. Babeu - „*Modulul de elasticitate al unui conductor compozit – indicator de calitate in utilizare*”, Buletinul AGIR, nr. 2, 2007;