

CARACTERISTICI MECANICE ALE MATERIALELOR COMPOZITE ÎN DOMENIUL AERONAUTIC

Dr. ing. Dorin ROȘU¹, Ing. Traian TOMESCU², Ing. Tudor TOMESCU³

¹S.C. Compozite S.R.L – Brașov, ²Filiala AGIR Brașov, ³EADCO GmbH, Germania

REZUMAT. Lucrarea prezintă aspecte teoretice și rezultate originale ale încercărilor unor materiale compozite, realizate la Brașov. Datorită proprietăților înalte mecanice ale compozitelor pe bază de fibre de carbon cu rășini epoxidice, acestea au căpătat aplicații în principal în industria aeronautică.

Cuvinte cheie:

ABSTRACT. The paper presents theoretical aspects and original results of tests on composite materials, made in Brasov. Due to high mechanical properties of composites based on carbon fibers with epoxy resins, they primarily have aerospace applications.

Keywords:

Materialele compozite fac parte din categoria noilor materiale create special pentru a răspunde unor exigențe deosebite privind rezistența mecanică, rigiditatea, rezistența la coroziune, greutate mică, rezistența la oboseală, la șocuri și la uzură și stabilitate dimensională [1,] fiind utilizate din ce în ce mai mult în industria aeronautică dar și în multe alte domenii (industria auto, materiale sportive sau altele)

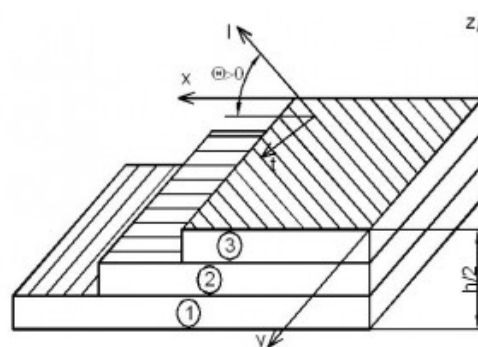
O primă clasificare în trei categorii a materialelor compozite se poate face plecând de la tipul și modul de combinare a materialelor, putând fi obținute materiale compozite fibroase constând din materiale sub forma unor fibre introduse într-un material de bază numit matrice, materiale compozite laminate formate din straturi suprapuse din diferite materiale și materiale compozite speciale alcătuite din particule introduse în matrice.

O altă clasificare în patru grupe a materialelor compozite se poate face plecând de la modul în care se realizează combinațiile de materiale putând fi obținute materiale compozite armate cu fibre, materiale compozite hibride, materiale compozite stratificate și materiale compozite armate cu particule.[2]

Un material compozit stratificat și armat cu fibre se obține prin lipirea mai multor lamine (straturi) cu orientări diferite ale fibrelor. Dacă două sau mai multe lamine succesive au aceeași orientare a fibrelor, ele formează un grup de lamine. Așezarea fibrelor în lamine sau grupuri de lamine se face în funcție de performanțele mecanice urmărite pentru structura realizată din materialul respectiv (rigiditate, rezistență la anumite solicitări etc.). Stratificatul este caracterizat prin numărul de lamine ce intră în alcătuirea sa, precum și prin unghiul q care indică orientarea fibrelor în lamină.

Fiecare lamină are asociat un sistem de coordonate local Olt , în care axa Ol este paralelă cu direcția fibrelor, iar axa Ot este perpendiculară pe direcția fibrelor și conținută în planul laminei. Pentru laminat, sistemul de axe $Oxyz$ are axele Ox și Oy conținute în planul mediu al acestuia și axa Oz perpendiculară pe plan.

Fiecare lamină este caracterizată printr-un unghi q pe care direcția fibrelor (axa Ol) îl face cu axa Ox . Așezarea laminelor este descrisă pornind de la fața semifabricatului, situată la cota $z = -h/2$ și se termină la $z = h/2$, iar pentru un grup de lamine se trece un indice ce arată numărul de lamine din grup.



Stratificatul $[0/90_3/0/45]$ conține șase lamine în care fibrele sunt orientate la 0° , 90° și 45° față de Ox , laminele cu fibre orientate la 90° fiind în număr de trei.

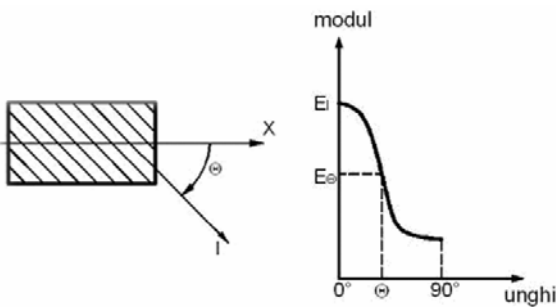
Se spune despre un stratificat că posedă *simetrie tip oglindă*, dacă lamine identice ca tip și orientare a fibrelor se regăsesc simetric de o parte și de alta a planului xOy . Un exemplu de astfel de compozit este $[90/0_2/-45/45]_S$, realizat din 10 lamine dispuse simetric (vezi indicele S)

față de planul median, fibrele fiind orientate față de Ox sub unghiurile 90° (două lamine), 0° (patru lamine), -45° (două lamine) și 45° (două lamine).

Studiul unei structuri având o formă oarecare, realizată din materiale compozite stratificate și armate cu fibre continue, necesită următoarele cinci caracteristici elastice ale unei lamine:

- E_l – modulul de elasticitate longitudinal al laminei pe direcția fibrei (direcția axei Ox);
- E_t – modulul de elasticitate al laminei pe direcție normală pe cea a fibrei (direcția axei Oy), sau modulul de elasticitate transversal;
- G_{lt} – modulul de forfecare al laminei (în planul Oxz);
- n_{lx} – coeficientul lui Poisson în planul Oxz ;
- n_{ly} – coeficientul lui Poisson în planul Oxy .

Dacă structura este realizată dintr-un stratificat plan, în calcule sunt necesare numai patru constante elastice ale laminei: E_b , E_p , G_{lt} și n_{lx} . Aceste caracteristici elastice sunt calculate cu ajutorul unor relații sau sunt determinate experimental.



Caracteristicile fizico-elastice și mecanice ale materialului compozit pot fi estimate plecând de la caracteristicile fiecăruia dintre constituenți (regula amestecului).

Pentru o lamină se pot defini următoarele mărimi:

- procentul masic al fibrelor, M_f , ca raportul dintre masa fibrelor conținute într-un volum definit de material compozit și masa totală a aceluiasi volum;
- procentul masic al matricei: $M_m = 1 - M_f$;
- procentul volumic al fibrelor, V_f , ca fiind raportul dintre volumul fibrelor conținute într-un volum definit și acel volum;
- procentul volumic al matricei: $V_m = 1 - V_f$;
- masa fibrelor pe unitatea de suprafață, m_{of} [kg/m^2].

Dacă indicii f și m se referă la densitățile fibrei și ale matricei, atunci între procente volumice și masice definite există relațiile:

$$V_f = \frac{M_f \cdot \rho_f}{M_f \cdot \rho_f + M_m \cdot \rho_m}; M_f = \frac{V_f \cdot \rho_f}{V_f \cdot \rho_f + V_m \cdot \rho_m}$$

Densitatea laminei se poate exprima cu relația:

$$\rho = \rho_f V_f + \rho_m V_m$$

Grosimea laminei, e , se poate calcula folosind una din relațiile:

$$e = \frac{m_{of}}{V_f \rho_f}; e = m_{of} \left[\frac{1}{\rho_f} + \frac{1}{\rho_m} \left(\frac{1 - M_f}{M_f} \right) \right]$$

Cu ajutorul mărimilor de mai sus, se pot calcula următoarele caracteristici elastice și mecanice ale laminei:

- Modulul de elasticitate în lungul fibrelor, E_l :

$$E_l = E_f V_f + E_m V_m = E_f V_f + E_m (1 - V_f)$$

în care E_f reprezintă modulul de elasticitate al fibrei, iar E_m modulul de elasticitate al matricei.

Modulul E_l depinde în mod esențial de modulul longitudinal al fibrei, E_f , deoarece $E_m \ll E_f$

- Modulul de elasticitate pe o direcție perpendiculară pe direcția fibrei, E_t (modul de elasticitate transversal):

$$E_t = E_m \left[\frac{1}{(1 - V_f) + \frac{E_m}{E_f} V_f} \right]$$

în care E_f reprezintă valoarea modulului de elasticitate al fibrei pe o direcție transversală pe direcția fibrelor.

- Modulul de forfecare, G_{lt} :

$$G_{lt} = G_m \left[\frac{1}{(1 - V_f) + \frac{G_m}{G_{ft}} V_f} \right]$$

în care G_m este modulul de elasticitate transversal al matricei iar G_{ft} este modulul de elasticitate transversal al fibrei.

- Coeficientul lui Poisson:

$$\nu_{lt} = \nu_f V_f + \nu_m V_m$$

unde ν_f și ν_m sunt coeficienții lui Poisson pentru fibre, respectiv pentru matrice.

- Modulul de elasticitate pe o direcție oarecare x :

$$E_x = \frac{1}{\frac{c^4}{E_l} + \frac{s^4}{E_t} + 2c^2 s^2 \left(\frac{1}{2G_{lt}} - \frac{\nu_{lt}}{E_l} \right)}$$

unde $c = \cos$; $s = \sin$.

- Rezistența la rupere a unei lamine pe direcția fibrei:

$$\sigma_{lr} = \sigma_{fr} \left[V_f + (1 - V_f) \frac{E_m}{E_f} \right]$$

unde f_r se referă la rezistența de rupere la tracțiune a fibrei.

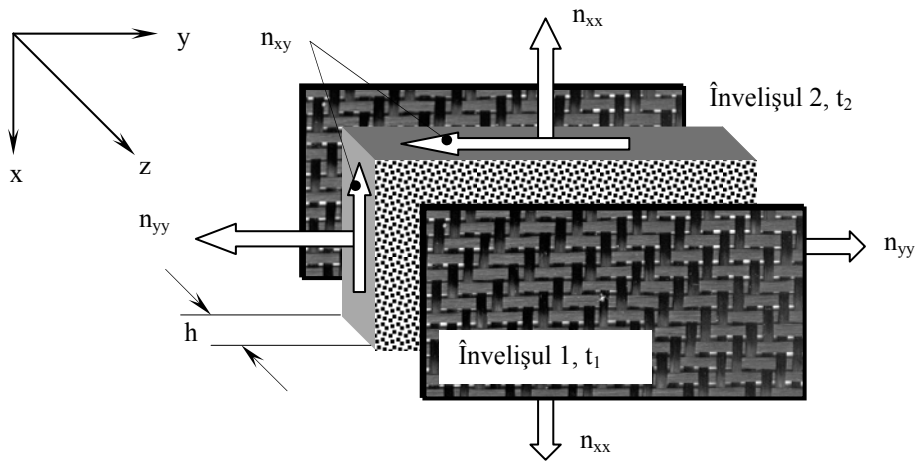


Fig. 1. Arhitectura structurii sandwich supusă unui câmp biaxial de forțe normale n_{xx} , n_{yy} precum și a unei forțe de forfecare n_{xy} .

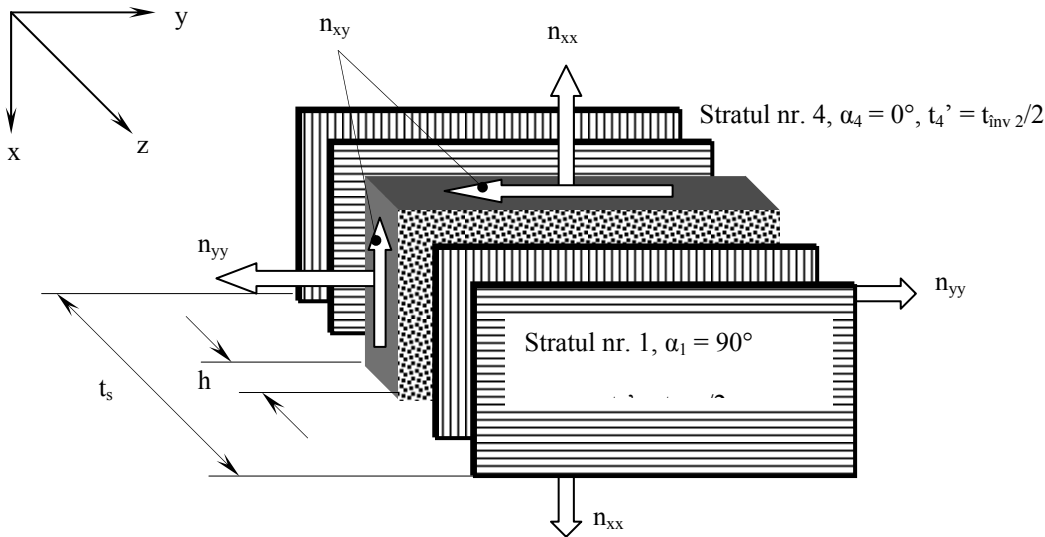


Fig. 2. Arhitectura structurii sandwich la care învelișurile se echivalează cu straturi unidireționale pe direcția urzelii, respectiv bătăturii, structură supusă unui câmp biaxial de forțe și a unei forțe de forfecare.

• *Rezistența la rupere a unei lamine pe o direcție oarecare x:*

$$\sigma_{xx} = \frac{l}{\sqrt{\frac{c^4}{\sigma_{lr}^2} + \frac{s^4}{\sigma_{tr}^2} + \left(\frac{1}{\tau_{ltr}^2} - \frac{1}{\sigma_{lr}^2}\right) c^2 s^2}}$$

în care l_r , t_r , l_{tr} se referă la valorile tensiunilor de rupere ale laminei pe direcția fibrelor de armare, pe o direcție perpendiculară pe cea a fibrelor, respectiv ale tensiunii de rupere prin forfecare în planul Olt al laminei.

În continuare exemplificăm o utilizare frecventă în aeronautică și prezentăm unele aspecte privind calculul unei structuri compozite tip sandwich, ultraușoare și cu rigiditate ridicată, structură supusă unui câmp biaxial de forțe normale și a unei forțe de forfecare.

Structura (fig. 1) este un sandwich cu două învelișuri din țesătură fibră de carbon cu o greutate specifică de

300 g/m², miez din polistiren expandat, cu grosimea de 9 mm și densitatea de 30 kg/m³. Impregnarea fibrei de carbon s-a realizat cu rășină epoxidică. Grosimea finală a structurii este de 10,4 mm. Țesătura din fibre de carbon utilizată în cazul unei astfel de structuri este una de înaltă rigiditate și prezintă așa numita legătură diagonală la care firele de urzeală și cele de bătătură sunt întreșute într-o ordine și frecvență programate pentru a obține un aspect în diagonală.

Modelul de echivalare a țesăturii tip legătură diagonală este unul la care stratul de grosime t armat cu acest tip de țesătură poate fi echivalat cu două straturi de grosime $t/2$ armate unidirecțional pe direcția urzelii respectiv bătăturii. În acest fel, structura sandwich ce prezintă învelișuri pe bază de rășină epoxidică armată cu țesătură din fibre de carbon tip legătură diagonală se echivalează cu o structură a cărei arhitectură este prezentată în figura 2.

Pentru a defini structura sandwich de pot utiliza date prezentate în continuare.

I. Date privind arhitectura structurii sandwich:

- Numărul straturilor învelișurilor: $N = 4$
- Grosimea structurii sandwich: $t_s = 10,4 \text{ mm}$
- Grosimea fiecărui strat: $t'_{1...4} = 0,35 \text{ mm}$
- Grosimea învelișurilor: $t_{inv} = 1,4 \text{ mm}$
- Grosimea miezului: $h = 9 \text{ mm}$
- Unghi de dispunere a fibrelor fiecărui strat:
 $\alpha_{1,3} = 90^\circ; \alpha_{2,4} = 0^\circ$
- Frațiunea volumică a fibrelor fiecărui strat:
 $\phi_{1...4} = 60\%$

II. Date privind caracteristicile structurii sandwich:

- Tipul materialului de armare pentru învelișuri:
Fibre de carbon
- Greutatea specifică a fibrelor:
300 g/m²
- Densitatea miezului:
 $\rho_{miez} = 30 \text{ kg/m}^3$
- Tipul matricei:
Rășină epoxidică
- Tipul miezului:
Polistiren expandat
- Modulul de elasticitate longitudinal al miezului:
 $E_{miez} = 30 \text{ N/mm}^2$
- Coeficientul lui Poisson al miezului:
 $\nu_{miez} = 0,35$
- Modulul de elasticitate transversal al miezului:
 $G_{miez} = 11 \text{ N/mm}^2$
- Modulul de elasticitate longitudinal, determinat de-a lungul fibrelor:
 $E_{F\parallel} = 540000 \text{ N/mm}^2$
- Modul de elasticitate longitudinal, perpendicular pe direcția fibrelor:
 $E_{F\perp} = 27000 \text{ N/mm}^2$
- Coeficientul lui Poisson :
 - al fibrelor de carbon: $\nu_F = 0,3$
 - al matricei: $\nu_M = 0,37$
- Modulul de elasticitate transversal al fibrelor:
 $G_F = 10385 \text{ N/mm}^2$
- Modulul de elasticitate longitudinal al matricei:
 $E_M = 3900 \text{ N/mm}^2$
- Modulul de elasticitate transversal al matricei:
 $G_M = 1425 \text{ N/mm}^2$

III. Date privind solicitarea structurii sandwich:

- Forța normală pe direcția axei x:
 $n_{xx} = 100 \text{ N/mm}$
- Forța de forfecare:
 $n_{xy} = 25 \text{ N/mm}$
- Forța normală pe direcția axei y:
 $n_{yy} = 50 \text{ N/mm}$

Elasticitățile miezului izotrop se calculează în modul următor:

$$r_{m11} \quad r_{m22} \quad \frac{E_{miez}}{1 - \nu_{miez}^2}, \quad (1)$$

$$r_{m12} \quad \frac{E_{miez} \nu_{miez}}{1 - \nu_{miez}^2}, \quad (2)$$

$$r_{m33} \quad G_{miez}. \quad (3)$$

Elasticitățile structurii sandwich se calculează astfel:

$$r_{ij} \quad \sum_{K=1}^N r_{ijK} \frac{t'_K}{t_{inv}} \quad r_{mij} \quad \frac{h}{t_s}. \quad (4)$$

Complianțele structurii sandwich se obțin prin inversarea elasticităților:

$$c_{ij} \quad \frac{1}{r_{ij}}. \quad (5)$$

Tensiunile normale pe direcțiile x respectiv y precum și tensiunea tangențială a învelișurilor raportată la sistemul x-y, sunt:

$$-xx \quad \frac{n_{xx}}{t_{inv}}; \quad -yy \quad \frac{n_{yy}}{t_{inv}}; \quad -xy \quad \frac{n_{xy}}{t_{inv}}. \quad (6)$$

Tensiunile în straturile învelișurilor sunt:

$$\Pi_K \quad \frac{E_{\Pi K}}{1 - \nu_{\Pi K}^2} \quad \Pi_K \quad \frac{\Pi_K E_K}{1 - \nu_{\Pi K}^2} \quad K, \quad (7)$$

$$K \quad \frac{\Pi_K E_K}{1 - \nu_{\Pi K}^2} \quad \Pi_K \quad \frac{E_K}{1 - \nu_{\Pi K}^2} \quad K, \quad (8)$$

$$\Pi_K \quad G_{\Pi} \quad \Pi, \quad (9)$$

iar tensiunea în miezul izotrop este:

$$miez \quad E_{miez} \quad xx. \quad (10)$$

Rezultatele calculului sunt prezentate în tabelele 2 – 9.

Tabelul 2

Mărimile fundamentale de elasticitate ale straturilor învelișurilor

	Valoare
Modulul de elasticitate longitudinal E_{\parallel} [N/mm ²]	325560
Modulul de elasticitate longitudinal E_{\perp} [N/mm ²]	14100,3
Coeficientul de contracție transversală ν_{\parallel} [-]	0,328
Coeficientul de contracție transversală ν_{\perp} [-]	0,014
Modulul de elasticitate transversal G_{\perp} [N/mm ²]	5212,4

Tabelul 3

Elasticitățile transformate ale straturilor învelișurilor

	Straturile 1 și 3	Straturile 2 și 4
r_{11} [N/mm ²]	14165,3	327061,8
r_{22} [N/mm ²]	327061,8	14165,3
r_{33} [N/mm ²]	5212,4	5212,4
r_{12} [N/mm ²]	4646,2	4646,2
r_{13} [N/mm ²]	0	0
r_{23} [N/mm ²]	0	0

Tabelul 4

Elasticitățile miezului

	Valoare
r_{m11} [N/mm ²]	34,18
r_{m22} [N/mm ²]	34,18
r_{m33} [N/mm ²]	11
r_{m12} [N/mm ²]	11,96
r_{m13} [N/mm ²]	0
r_{m23} [N/mm ²]	0

Tabelul 5

Elasticitățile structurii sandwich

	Valoare
r_{11} [N/mm ²]	170643,12
r_{22} [N/mm ²]	170643,12
r_{33} [N/mm ²]	5221,9
r_{12} [N/mm ²]	4656,5
r_{13} [N/mm ²]	0
r_{23} [N/mm ²]	0

Tabelul 6

Complianțele structurii sandwich

	Valoare
c_{11} [$\cdot 10^{-6}$ mm ² /N]	5,86
c_{22} [$\cdot 10^{-6}$ mm ² /N]	5,86
c_{33} [$\cdot 10^{-6}$ mm ² /N]	191,5
c_{12} [$\cdot 10^{-6}$ mm ² /N]	214,7
c_{13} [$\cdot 10^{-6}$ mm ² /N]	0
c_{23} [$\cdot 10^{-6}$ mm ² /N]	0

Tabelul 7

Alungirile și lunecarea structurii sandwich

	Valoare
Alungirea ϵ_{xx} [-]	0,00808
Alungirea ϵ_{yy} [-]	0,01554
Lunecarea γ_{xy} [-]	0,00341

Tabelul 8

Alungirile și lunecările straturilor învelișurilor

	Straturile 1 și 3	Straturile 2 și 4
Alungirea de-a lungul fibrelor ϵ_{\parallel} [-]	0,01554	0,00808
Alungirea perpendiculară pe direcția fibrelor ϵ_{\perp} [-]	0,00808	0,01554
Lunecarea γ_{\perp} [-]	- 0,00341	0,00341

Tabelul 9

Tensiunile structurii sandwich

	Straturile 1 și 3	Straturile 2 și 4
Tensiunea de-a lungul fibrelor σ_{\parallel} [N/mm ²]	5120	2714,8
Tensiunea perpendiculară pe direcția fibrelor σ_{\perp} [N/mm ²]	186,6	257,6
Tensiunea tangențială τ_{\perp} [N/mm ²]	- 17,7	17,7
Tensiunea miezului σ_{miez} [N/mm ²]	0,24	

Comparând rezistența la rupere a oțelurilor înalt aliate ($\sigma = 800$ N/mm²) cu cea a compozitelor pe bază de fibră de carbon, (σ mai mare de 2500 N/mm²), sau modul de elasticitate la oțel E_{\parallel} de cca. 200.000 [N/mm²] kgf/mm² față de 325.560 [N/mm²] la compozitele carbon, rezultă superioritatea acestora față de materialele clasice. Pe lângă faptul că sunt rezistente, rigide și ușoare, compozitele pe bază de fibre de carbon mai ofera:- calități înalte de lubrefiere; coeficient de dilatare termică redus, până la negativ, rezistivitate electrică scăzută ($1.4 \cdot 10^{-3} \dots 2.10^{-3} \cdot \Omega$); rezistența excelentă la oboseală – grafitul poate rezista la 10 milioane cicluri la 70% din rezistența sa de rupere la tracțiune, în timp ce metalele se rup la 50% în încercarea standard, stabilitate termică ridicată - variațiile dimensionale datorită variațiilor de temperatură sunt de 1/5 din cele ale metalelor, caracteristici unice de amortizare - vibrațiile acustice și mecanice sunt oprite într-un timp de 1/10 față de metal.

În funcție de domeniul de aplicare a fibrelor carbon, acestea se livrează în trei tipuri generale:

1) fibre cu modul de rezistență înaltă E_{\parallel} de 325.560 [N/mm²], destinate aeronauticii și aplicațiilor aerospațiale, unde sunt necesare performanțe ridicate, și greutate mică;

2) fibre cu modul de elasticitate mediu, de cca. 200.000 [N/mm²] și rezistența la rupere ridicată, cu aplicații în industria mecanică și a materialelor sportive;

3) fibre cu modul de elasticitate scăzut de max. 14000 kgf/mm² care se folosesc ca izolații.

Cel mai mare consumator de fibre carbon este industria aeronautică și aerospațială (46%), urmată de industria echipamentelor sportive, textile, construcții de mașini etc., dar prin cercetarea comportării unor organe de mașini care lucrează în condiții grele, în diverse agregate și utilaje se prevede ca industria construcțiilor de mașini să capete o pondere însemnată.

La fabricarea palelor de elici pentru avioanele ușoare se utilizează și în prezent ca material lemnul, care este un excelent material compozit creat de natură, dar atât la palele de elice ale avioanelor cât și la palele rotoarelor elicopterelor sunt utilizate materialele compozite moderne pe bază de fibră de sticlă, fibre de carbon și tesături din carbon + kevlar impregnate cu rășini epoxidice .

Ponderea materialelor compozite în structura avioanelor a depășit 50% la multe tipuri de avioane moderne civile sau militare sau 20 % la multe tipuri de elicoptere și pentru palele rotoarelor elicopterelor sau cele pentru generarea de energie electrică pcu o pondere de peste 80 – 90 %.

Utilizarea materialelor compozite în domeniul aeronautic are următoarele avantaje:

– optimizarea structurilor care asigură rezistență sporită la greutatea minime și optimizarea sub aspect performanțe/cost;

– rezistență ridicată la oboseală și la variații de temperatură

BIBLIOGRAFIE

- [1] Hadăr Anton, *Structuri din compozite stratificate*, Ed. Academiei Române și Ed. AGIR 2002.
- [2] N Cristescu, *Mecanica materialelor compozite*. Universitatea București 1983.
- [3] Hadăr, A., *Probleme locale la materiale compozite*, Teză de doctorat, U.P.B., 1997.
- [4] Alămoreanu, E., Negruț, C., Gheorghiu, H., Hadăr, A., *Studiul caracteristicilor și metodelor de calcul adecvate materialelor compozite*, Contract M. C. T., 1991-1992.
- [5] Alămoreanu, E., Negruț, C., Jiga, G., *Calculul structurilor din materiale compozite*, Universitatea „Politehnica” – București, 1993.
- [6] Gay, D., *Matériaux composites*, Editions Hermes, Paris, 1991
- [7] Gheorghiu, H., Hadăr, A., Constantin, N., *Analiza structurilor din materiale izotrope și anizotrope*, Editura Printech, București, 1998.
- [8] Constantinescu, I. N., Dăneț, G., *Metode noi pentru calcule de rezistență*, Ed. Tehnică, 1989.
- [9] Dorin Roșu, *Contribuții teoretice și experimentale la structuri din materiale compozite noi*, Teza de Doctorat, 2010, Universitatea „Transilvania” – Brașov, Facultatea de Inginerie Mecanică.

Despre autori

Dr. Ing. **Dorin ROȘU**

S.C. Compozite S.R.L – Brașov

A absolvit în 1971 Facultatea Tehnologia Construcțiilor de Mașini (TCM) la Institutul Politehnic din Brașov, cu specializarea Unelte și scule. A lucrat ca inginer la IPL – Miercurea Ciuc (1971-1974) și la IAR – Brașov (1975-1991). În prezent este managerul societății S.C. Compozite S.R.L.

Ing. **Traian TOMESCU**

Filiala AGIR Brașov

A absolvit Facultatea de Aeronave și Instalații de Bord din Institutul Politehnic București, în anul 1970. În perioada 1970-2007 a lucrat ca inginer la IAR – Brașov, unde a contribuit la montajul a peste 1000 de planeare, motoplanoare, avioane și elicoptere. Este aeromodelist din anul 1960 și pilot sportiv de planeare în perioada 1965-1970. În perioada 2007-2011 a fost director general la S.C. Construcții Aeronautice S.A. Brașov în prezent fiind pensionar. Este președinte al filialei AGIR Brașov.

Ing. **Tudor - Mihai TOMESCU**

EADCO GmbH, Germania

A absolvit în anul 1997 Facultatea de Inginerie Tehnologică la Universitatea „Transilvania” din Brașov, secția Construcții aeronautice. A lucrat ca inginer proiectant la: SC Cambric SRL – Brașov (1998-2000), OMF – Germania; INA Schaffler – Germania, CAE Inc – Canada (pentru avionul Airbus A320), CTT System AB – Suedia (pentru avioanele Airbus A380 și Boeing B767), Bombardier Aerospace – Montreal, Canada (pentru avionul Global Express G 5000) și EADS în Germania (pentru proiecte ale companiei Airbus).