NOTE PRIVIND UTILIZAREA GRINZII CU ZĂBRELE ȘI A STRUCTURII SEMIMONOCOCĂ PENTRU FUSELAJUL AERONAVELOR

Drd. ing. **Gabriel DIMA**

Universitatea „Transilvania“ din Braşov

REZUMAT. Structura fuselajului aeronavelor a utilizat în timp o multitudine de concepte, materiale şi tehnologii. Articolul prezintă o scurtă evoluţie în timp a structurilor pentru fuselaj cu o prezentare detaliată a celor mai întâlnite concepte: grinda cu zăbrele şi semimonococa. S-a realizat o comparaţie a celor două concepte luând în considerare aspecte funcţionale, constructive şi de fabricaţie. Se prezintă de asemenea şi alte concepte care au fost utilizate pentru diferite aeronave, fără a se impune ca soluţii consacrate. La final se prezintă tendinţe actuale în proiectarea structurilor de fuselaj, cu comentarii şi concluzii.

Cuvinte cheie: structură primară, fuselaj, grindă cu zăbrele, semimonococă, structură izogrid.

ABSTRACT. The aircraft fuselage structure used in time many concepts, materials and manufacturing technologies. Paper presents a brief evolution in time of aircraft fuselage structures, highlighting the most used concepts: latticed beam and semimonocoque structures. An assessment of these concepts has been made, taking into account functional, operational and manufaturing aspects. There are also presented concepts used on miscellaneous aircrafts, but only with limited aplication. In the end, trends on fuselaje structures researches are presented, together with discussions and concluzions.

Keywords: primary structure, fuselage, latticed beam, semimonocoque, isogrid structures.

1. GENERALITĂȚI

Structura tip grindă cu zăbrele a fost prima structură care a întrunit condițiile de rigiditate și masă minimă în cadrul aparatului fraților Wright – Flyer 1903. Soluțiile anterioare au fost marcate de eșec fie datorită fragilității (cum a fost cazul lui Otto Lilienthall, sau al aparatului lui Samuel Langley), fie nu se ridicau de la sol datorită masei prea mari. Ideea utilizării biplanului care să formeze o grindă ușoară cu moment de inerție ridicat a fost a lui Octave Chanute, un foate experimentat inginer civil. Chiar dacă frații Wright au demonstrat viabilitatea conceptului lor din punct de vedere aerodinamic, al stabilității, al motorizării și al structurii până în aproximativ 1910, s-au înregistrat în continuare numeroase eșecuri, ceea ce demonstrează că, în ciuda faptului că reușiseră să realizeze zborul controlat, soluțiile adoptate de aceștia încă nu ajunseseră să-i convingă pe pionierii și producătorii timpurii de aparate de zbor. Primul război mondial a fost acela care a impus o linie mult mai pragmatică, la sfârșitul acestuia, avionul devenind dintr-o simplă curiozitate, un aparat demn de încredere, căruia i se putea încredința o misiune de luptă.

2. EVOLUȚIA ÎN TIMP A STRUCTURII FUSELAJULUI

Structura primară reprezintă acea parte a structurii unei aeronave a cărei cedare duce la un eveniment catastrofic. Ca element central al structurii unei aeronave, fuselajul prezintă un număr însemnat de componente ale structurii primare, motiv pentru care proiectarea, calculul şi testarea acestuia sunt tratate cu o atenţie specială atât de producător cât şi de organismul de certificare.

Primele structuri utilizate în aparatele de zbor timpurii au fost grinda cu zăbrele pentru fuselaj şi membrana rigidizată pentru aripa (rigidizoare radiale, asemenea aripii de liliac). În cazul fuselajului acesta a trecut prin următoarele etape:

- grinda necarenată formată din 3 sau 4 lonjeroane, cu contrafişe verticale şi tendoare diagonale (fig. 1);
- grinda împânzită cu tendoare (fig. 2);
- grinda împânzită cu diagonale din ţeavă;
- grinda cu înveliş semiportant (furnir sau placaj) care avea un număr redus de tendoare şi contrafişe (fig. 3);
- grinda cu o structură intermediară ca suport pentru înveliş (fig. 4);

- grinda cu înveliş portant;
- fuselajul mixt (grinda cu zăbrele frontal, semimonococă spate);
- fuselajul cocă (fig. 5);
- fuselajul semimonococă (fig. 6);

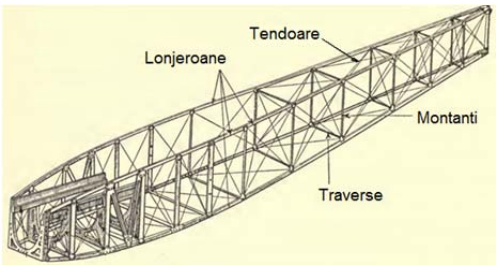

Fig. 1. Fuselaj tip grindă cu zăbrele [18].

Fig. 2. Fuselaj grindă împânzită (Sopwith) [24].

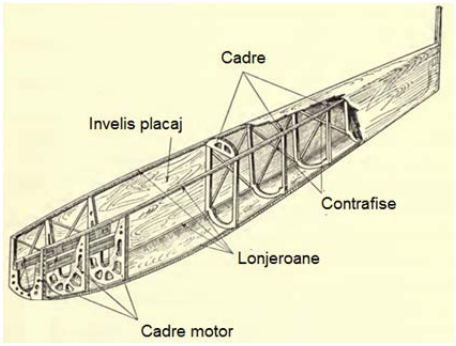

Fig. 3. Fuselaj tip grindă carenată din lemn [18].

Fig. 4. Fuselaj grindă cu zăbrele
cu structura secundară din lemn [27].

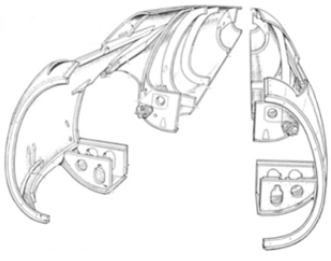

Fig. 5. Fuselaj tip monococă –
De Havilland Mosquito [25].

3. FUSELAJUL TIP GRINDĂ CU ZĂBRELE

Grinzile cu zăbrele folosite în aviaţie sunt grinzile tip Pratt (cu diagonale solicitate la întindere), Howe (cu diagonalele solicitate la compresiune) şi Warren (fără coloane verticale) – figura 6 [2, 6]. Grinda Pratt este foarte utilizată deoarece materializează referinţele cadrelor (stations) şi permit cea mai simplă ataşare a învelişului, structurii secundare, a echipamentelor etc. Grinda Warren este o soluţie mai uşoară decât grinda Pratt. Grinda Howe are aplicaţie limitată datorită riscului de flambaj al diagonalelor. Grinda Vierendeel (doar cu coloane verticale, fără diagonale) este întâlnită doar cu diagonale din sârmă (tendoare).

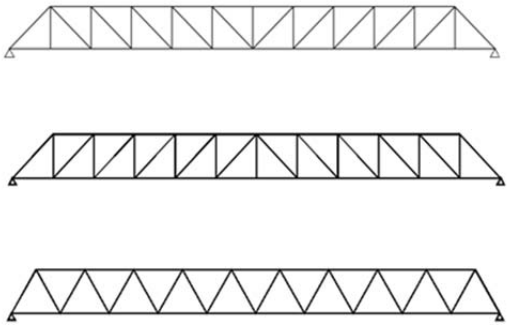

Fig. 6. Grinzile Pratt, Howe şi Warren.

Elementele constitutive ale unei grinzi cu zăbrele sunt lonjeroanele, coloanele verticale şi contrafişele (elementele diagonale) cu rolul păstrării formei rectangulare a celulelor grinzii. În marea majoritate a cazurilor, fuselajul tip grindă cu zăbrele prezenta un singur element portant, învelişul fiind adoptat mai mult pentru protecţie sau pentru realizarea unei forme aerodinamice. Ca şi materiale s-au utilizat lemnul (fixarea fiind realizată din bride sau colţate metalice, utilizând tendoare) sau metalul (structuri sudate sau fixate cu bride cu şuruburi sau nituite). În prezent se fac cercetări pentru implementarea materialelor compozite, pentru elementele grinzii cu zăbrele asamblarea facându-se prin nituire. Dezavantajul principal al grinzilor cu zăbrele îl reprezintă problemele generate de sudură (suprapunerea cordoanelor, propagarea fisurilor) şi cele datorate formelor complexe ale capetelor frezate ale ţevilor.

4. FUSELAJUL SEMIMONOCOCĂ

Structura cocă constă într-un singur înveliş portant; nu este întâlnită în aviaţie datorită comportării slabe la flambaj, ceea ce ar fi condus la o grosime de perete mare şi implicit o masă nepractică [3, 9]. Monococa reprezintă învelişul portant rigidizat cu cadre (bulkheads, frames); s-a folosit iniţial la avioanele

de lemn. Semimonococa reprezintă învelişul portant rigidizat suplimentar cu o reţea de lise pentru a menţine stabilitatea învelişelor subţiri (soluție prezentă la toate avioanele moderne) – figura 7. În [7] se defineşte semimonococa drept „monococa cu discontinuităţi discrete".

În literatura anglo-saxonă, se foloseşte doar termenul de monococă. Conform Cambridge Aerospace Dictionary celor două concepte diferă prin capacitatea portantă a învelişului:

Monococă = formă tridimensională (asemenea fuselajului) având toată rezistenţa în înveliş, cadre şi lise învecinate, fără structură interioară sau contrafişe. (Definiţia este controversată)

Semimonococă = structură în care sarcinile sunt suportate parţial de combinaţia de cadre şi lise, parţial de înveliş.

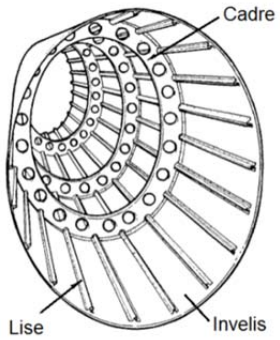

Fig. 7. Fuselajul semimonococă [22].

Structurile cu pereți subțiri a căror învelişuri preiau solicitările se mai numesc structuri cu înveliş portant (stressed skin) [15]. Alte surse consideră monococa structura în care învelişul este principalul element portant, fiind secondat de structura de cadre şi lise, semimonococa fiind structura care prezintă şi lise de forţă (lonjeroane) cărora le revine principalul rol în preluarea eforturilor.

După [1] şi [7] se consideră că tehnica realizării semimonococii a provenit din industria navală (construcţia de yahturi), acest domeniu intersectându-se cu aviația cu ocazia fabricării hidroavioanelor (flying boats). Un elveţian, Ruchonnet, a fost cel care a proiectat prima structură semimonococă în 1911 [16]. Totuşi, semimonococa a fost folosită simultan pentru primul hidroavion (Curtiss, USA) şi avion de curse (Deperdussin) în 1912. Tehnologie imatură încă pentru acei ani, semimonococa a revenit, odată cu învelişul metalic, cu hiodroavioanele (1924, Rohrbach). În 1921 F. Loudy a patentat structură metalică semimonococa cu înveliş neted [16].

După [7], adoptarea structurii semimonococă a coincis natural cu trecerea de la lemn la metal, trecerea fiind făcută odată cu obţinerea de semifabricate de tablă mai ieftine, cu o calitate bună a suprafeţei şi calităţi mecanice superioare. După [11, 14] trecerea la metal s-a făcut după ce avantajele structurii semimonococă erau deja demonstrate, în două etape, mai întâi prin înlocuirea lemnului cu tablă şi apoi, într-o etapă ulterioară, prin adoptarea unor soluţii constructive pentru piese şi ansamble adecvate cu tehnologiile de fabricaţie specifice metalului.

5. SOLUȚII ATIPICE PENTRU FUSELAJ

Structura fuselajului a prezentat în timp un număr foarte mare de concepte, mulți producători venind cu inovații constructive, tehnologice, de material sau metode de asamblare. Dincolo de elmentele de noutate, aceste soluții au prezentat la vremea lor dezavantaje, care au împiedicat aplicarea lor pe generațiile viitoare de aeronave.

O primă soluție atipică a fost prezentată de Junkers J2, care avea o secțiune centrală din schelet sudat de care se atașau fuselajul față, fuselajul spate și cele două semiaripi (fig. 8). Secțiunea centrală avea rezervorul de combustibil încorporat. Această soluție avea să se aplice mai târziu la toate avioanele de mari dimensiuni, însă sub forma structurii semimonococă.

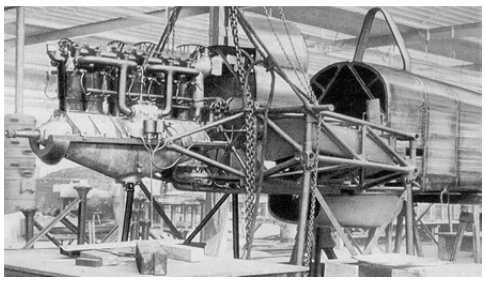

Fig. 8. Secțiunea centrală – Junkers J 2 [23].

În [10] se prezintă o soluție hibridă, fuselajul prezentând o grindă inferioară (asemănătoare planoarelor); corpul fuselajulului era realizat dintr-un sistem de cadre şi lise uşoare şi învelişul exterior (fig. 9).

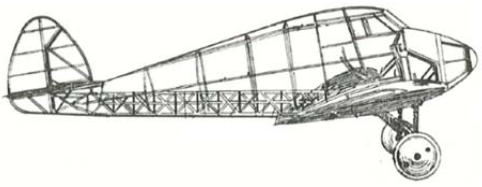

Fig. 9. Avion cu fuselaj grindă carenată [10]

Construcţia geodetică a fost utilizată la bombardierele Vickers Wellesly (1935) şi Wellington (1936) (fig. 10). Structura constă într-un sistem rectangular de diagonale care sunt spiralate în jurul fuselajului şi lonjeroane aliniate cu axa fuselajului.

Deşi materialul era utilizat eficient, rezultând o structură raţională, complicaţiile constructive au dus la costuri de fabricaţie mari [9, 10]. În [16] construc-

ţia geodetică este caracterizată ca „extrem de rigidă, putând rezista distrugerilor provocate de proiectilele antiaeriene”. Datorită complicaţiilor tehnologice, acest tip de structură nu a fost continuat; după anii ’70 conceptul va fi reluat însă pentru industria spaţială fiind dezvoltat de McDonnel Douglas pentru panourile din aluminiu uzinat [21].

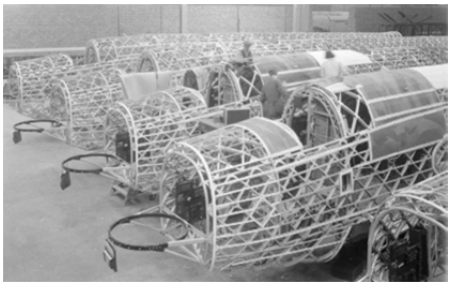

Fig. 10. Bombardierul Vickers Wellington [19].

6. GRINDA CU ZĂBRELE VS. SEMOMONOCOCĂ

Puterea necesară propulsiei depinde de cubul vitezei. Pentru a ţine puterea la un minim, la viteze mari peste importanță menţinerea la minim a secţiunii transversale şi o formă cât mai aerodinamică [9]. Structura cu schelet interior rectangular portant necesită o structură secundară pentru carenarea aerodiamică (Fig. 10).

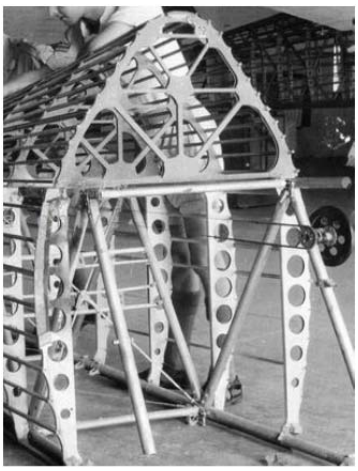

Fig. 10. Fuselaj grindă cu structură secundară a fuselajului (Hawker Hurricane) [26].

Semimonococa a venit cu o singură structură care realiza ambele scopuri: forma aerodinamică şi preluarea integrală a încărcărilor [9, 7]. Pe de altă parte, semomonococa are un nivel mai uniform al solicitărilor [9], reducând concentratorii de stress şi ducând la o comportare mai bună la oboseală. Materialul este situat la suprafața secţiunii, momentele de inerţie şi cel polar fiind mărite rezistența la încovoiere, respectiv torsiune fiind superioare [7].

Față de grinda carenată, semimonococa a permis o secţiune transversală mai mică cu aprox 35%, ceea ce duce la o rezistenţă la înaintare şi putere necesară micşorate corespunzător (fig. 11) [9]. În concluzie semomonococa utilizează mai bine spaţiul interior [17]. În [18] se precizează că semimonococa era „nepractică”, chiar dacă era un mare succes din punct de vedere aerodinamic [13].

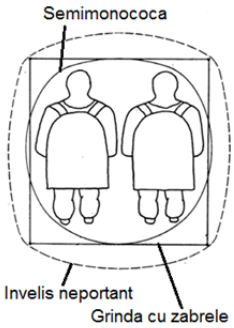

Fig. 11. Comparaţie secţiuni grindă cu zăbrele – seminococă [9].

Semimonococa prezintă problema stabilităţii la compresiune şi forfecare (shear stress) aceste solicitări conducând la cedările cele mai întâlnite în operare. Pentru a creşte forțele critice de flambaj, s-a trecut la adăugarea de lise (stringers) şi la micşorarea pasului structurii de cadre [7].

Grinda cu zăbrele îşi păstrează anumite avantaje cum ar fi accesul uşor în interior şi obţinerea de zone de acces cu usurință prin flexibilitatea aranjamentului elementelor constructive ale acesteia [10]. Un avantaj particular îl are grinda cu zăbrele sudată prin integrarea în grindă a felurilor de joncţiune pentru elementele principale (aripă, ampenaje, tren aterizare etc.). La structura cu pereţi subţiri, fiecare punct de montaj („hard point”) necesită o zonă de descreştere treptată a grosimii învelişului, joncţionarea fiind posibilă doar în zone unde sunt prezente elementele structurale mai robuste.

Marele dezavantaj al grinzii cu zăbrele îl constituie concentrarea eforturilor, cedarea unui element ducând la scăderea considerabilă a rezistenţei acesteia [10].

7. TENDINȚE ÎN PROIECTAREA STRUCTURII FUSELAJULUI

Chiar dacă în ultimii ani trecerea la materialele compozite se face tot mai accelerat, conceptele structurale nu înregistrează progrese. Structurile compozite sunt realizate tot pe sistemul semimonococă sau monococă, elementele structurale fiind lipite sau nituite. Marii producători au trecut relativ târziu (abia după 2005) la fuselajul presurizat din compozit. Cu toate acestea, elementele structurale

sunt identice cu cele ale structurilor de metal: înveliș portant, cadre și lise, asamblate prin nituire.

Deși intrate într-un con de umbră după anii '80, cercetările asupra structurilor izogrid sunt reluate de Hexcel și NASA, apoi de Alcan fără implementare în producție. Isogrid Composites Canada raportează în 2011 punerea la punct a unei tehnologii prin care reușește să realizeze panouri izogrid din fibră de carbon la o calitate superioară celor realizate de Hexcel și Alcan. Isogrid Composites anunță reduceri de masă de până la 50% față de panourile din aluminiu, pentru o rezistență mărită cu 30% (fig. 12).

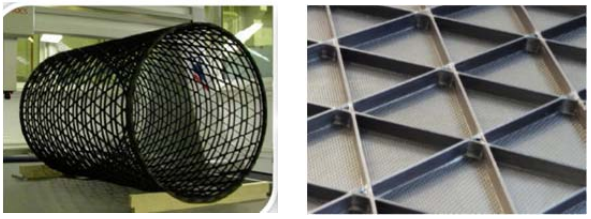

Fig. 12. Structuri izogrid din fibră de carbon [4].

NASA continuă căutările legate de coaserea materialelor compozite în baza programului Advanced Composite Technologies început în colaboare cu Boeing în 1990. În [12] se prezintă conceptul PRSEUS – Pultruded Rod Stitched Efficient Unitised Structure (Structura unitară eficientă cu bare extrudate cusute) având ca obiectiv dezvoltarea unui concept de aripă după 2016. Structura este tot o semimonococă, elementele având următoarele particularități:

- cadre realizate din spumă, împachetate în fibră de carbon;
- lise din fibră de carbon cu tije din roving;
- benzi rigidizoare pentru îmbinarea lise – înveliș, respectiv cadre înveliș;
- învelișul din fibră de carbon;

În cadrul proiectului FP7 Advanced Lattice Structures for Composite Airframes, cercetători din Anglia, Germania și Rusia au investigat noi posibilități de combinare a avantajelor structurii semomonococă cu structura izogrid utilizând metode de optimizare topologică și algoritmi genetici.

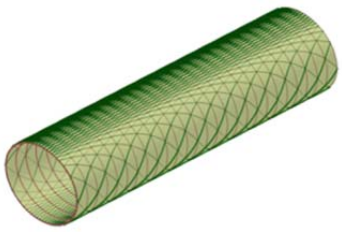

Fig. 13. Fuselaj cu zăbrele [19].

Noua structură a fost denumită non-izogrid sau fuselaj cu zăbrele, lisele fiind spiralate, cu o densitate mai mare pe tavan și zona de podea, zonele corespunzătoare hublourilor fiind libere (fig. 13). Cercetătorii consideră că rezultatele studiului pot fi implementate cu minim de modificări pentru obținerea unui proiect preliminar acceptabil.

8. CONCLUZII

Articolul a prezentat evoluția în timp și dezvoltarea diferitelor concepte pentru structura fuselajului. În urma studiului se pot formula următoarele concluzii:

- Grinda cu zăbrele și semomonococa rămân cele mai uzuale concepte pentru fuselaj;
- Grinda cu zăbrele cu secțiune dreptunghiulară va dispare cel mai probabil datorită ieftinirii tehnologiilor de realizare a fuselajului din fibră de carbon;
- În prezent, direcțiile de cercetare sunt îndreptate către medii continue (spume cu compozit) sau medii discrete (fuselaj cu cu zăbrele sau fuselaj celular);
- Progresul tehnologic este extrem de lent datorită eforturilor de certificare;
- Proiectele actuale (B787, A350) au adoptat structurile semimonococă clasice – aviația comercială este extrem de pragmatică și înaintează doar cu pași mici;
- Un salt semnificativ ar trebui să vină din zona avioanelor ușoare, cu presiune tehnologică poate chiar din industria auto.

Acknowledgement

Author: Gabriel Dima.This paper is supported by the Sectoral Operational Programme Human Resources Development (SOP HRD), ID134378 financed from the European Social Fund and by the Romanian Government.

BIBLIOGRAFIE

[1] Anderson J. D., *Introduction to flight*, McGraw Hill, 2004.
[2] Caughey D. A., *Aeronautical history. Important advances în aircraft design*. Cornell University, New York, 2008.
[3] Corona E., *Notes on Aerospace Structures*, AME 30 341, University of Notre Dame, 2006.
[4] Dicaire P., s.a., *Isogrid CNRP - IRAP*, Aerospace Innovation Forum, Montreal, 2011.
[5] Dima G., Balcu I., *Consideraţii privind proiectarea pentru masa minimă a aerostructurilor*, Recent, Vol 13, 2012.
[6] Green W., Swanborough G., *An illustrated anatomy of the world's fighters*, Salamander Book ltd, London, 1981.
[7] Groh R., *A Brief History of Aircraft Structures*, http://aerospaceengineeringblog.com/aircraft-structures/, 2012.
[8] Grosu I., *Calculul şi construcţia avionului*, Editura Didactică şi Pedagogică, Bucureşti, 1965.

[9] Hoff, N. J., *A short history of the development of airplane structures*, American Scientist, Vol. 34, No. 3, 1946.
[10] Iliescu P., Mitu P., Stoian G., *Manualul tinichigiului structurist de aviaţie*, Ed Didactică şi Pedagogică, Bucureşti, 1974.
[11] Jakab P. L., *Wood to metal: The structural originsa of the modern airplane*, Journal of Aircraft, Vol 36, No. 6, 1999.
[12] Jegley D., Velicki A., *Status of Advanced Stitched Composite Structures*, AIAA Aero Sciences Meeting, 2011.
[13] Klemin Al., *Aeronautical Engineering and Airplane Design*, Garner Moffat Co., New York, 1918.
[14] Loftin L. K., *Quest for performance. Evolution of modern aircraft*, NASA Scientific and Technical Infromation Branch, Washington, D.C., 1998.
[15] Megson T. H., *An Introduction to Aircraft Structural Analysis*, Elsevier, 2010.
[16] Paul D., et al., *Evolution of US Military Aircraft Structures Technology*, Journal of Aircraft, Vol. 39, No. 1, 2002.
[17] Petre A., *Proiectarea struţurilor de aero-astronave*, Editura Academiei Române, Bucureşti, 1999.
[18] Pomilio O., *Airplane design and construction*, McGraw Hill, New York, 1919.
[19] Querin O. M., s.a., *Topology and Parametric Optimisation of a Lattice Composite Fuselage Structure*, Altair University, 2013.
[20] Wells M., *A history of engineering and structural design*, Routledge, Oxfordshire, 2010.
[21] * * *, *Isogrid Design Handbook*, McDonell Douglas Astronautics Company West, 1973.
[22] * * *, *Air Cadet Publication ACP33*, Vol. 4 Airframes, www.967atc.co.uk/wordpress, 2000.
[23] * * *, www.en.wikipedia.org
[24] * * *, www.mapairmuseum.org
[25] * * *, users.skynet.be/BAMRS/dh103/
[26] * * *, www.flick.com
[27] * * *, www.cammfollowers.org

Despre autor

Drd. ing. **Gabriel DIMA**
Universitatea „Transilvania“ din Braşov

Absolvent al Universităţii „Transilvania“ din Braşov. Activitate de proiectare la IAR, Airbus, Gulfstream. Din anul 2010, director tehnic in cadrul companiei NUARB Aerospace Braşov. Compentenţe în utilizarea programelor FEM de calcul şi simulare, precum şi specializări multiple în cadrul proiectării 3D. Din 2012, doctorand în cadrul Universităţii „Transilvania“ din Braşov.