

# REPROIECTAREA PENTRU MASĂ MINIMĂ A STRUCTURILOR SUDATE PENTRU AVIOANELE UȘOARE – STUDIU DE CAZ

Drd. ing. Gabriel DIMA, Prof. dr. ing. Ion BALCU, Angi NORBERT

Universitatea „Transilvania” din Brașov

**REZUMAT.** Designul pentru masă minimă reprezintă o cerință definitorie pentru structurile aeronavelor. Articolul prezintă un studiu de caz, legat de ușurarea structurii fuselajului unui avion ușor prin reproiectarea punctelor de joncțiune cu aripa, respectiv trenul de aterizare. Sunt prezentate soluțiile alternative, rezultatele cantitative cu concluzii și recomandări pentru practica de proiectare.

**Cuvinte cheie:** structuri sudate, design pentru masă minimă, joncțiuni tubulare, analiza cu elemente finite.

**ABSTRACT.** Lightweight design represents a major technical requirement for aircraft structures. Paper presents a case study, related to a light aircraft structure weight saving program by redesign of joining points of wing, wing strut, main and tail landing gear. There are presented alternate concepts and results together with conclusions and recommendations for practical design.

**Keywords:** welded structures, lightweight design, tubular joints, finite elements analysis.

## 1. GENERALITĂȚI

Prima structură care și-a demonstrat conformitatea cu cerințele multiple ale unui aparat de zbor a fost grinda cu zăbrele, care a evoluat de la construcții din lemn sau metal asamblate cu bride și diagonale din sârmă până la construcțiile sudate moderne. Deținând rolul principal până în anii '30, acesta a trecut pe locul secund după ce semimonococa s-a impus definitiv. Structura sudată portantă a ramas uzuală pentru aeronavele ușoare sau la structuri secundare și suporturi echipamente la celelalte categorii de aeronave. Deși este foarte răspândită și longevivă în același timp, structura sudată necesită în continuare un tratament special, începând cu faza de proiectare, calcule, respectiv fabricația care necesită o calificare specială atât pentru executant cât și pentru controlul nedistructiv.

Designul pentru masa minimă a reprezentat încă de la începuturile aviației o cerință majoră, în prezent atenția migrând către programele de ușurare structurală [2], [3]. O structură mai ușoară conduce la o suprafață portantă mai mică, un motor mai mic, rezultatul fiind economiile de combustibil, deci aeronave mai puțin poluante și operare mai profitabilă. Pentru că proiectarea aeronavelor se face de către colective specializate, respectând cerințele de masă minimă, un program de ușurare structurală cu rezultate de 15% din masa structurii poate fi considerat satisfăcător.

Articolul prezintă rezultatele unei cercetări realizate pe structura avionului Stol King (fig. 1), ale cărei obiectivele majore au fost modelarea CAD a structurii, analiza joncțiunilor sudate și a punctelor de montaj în vederea îmbunătățirii comportamentului la oboseală (Design for Fatigue), pentru facilitarea fabricației (Design for Manufacturing), respectiv a reducerii costurilor de fabricație (Design for Cost).

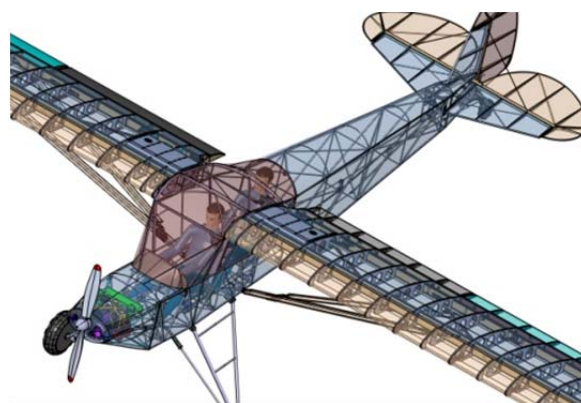


Fig. 1. Modelul CAD al avionului Stol King.

## 2. STOL KING

Stol King (STOL = Short Take Off Landing) are ca precursor avionul Storch, dezvoltat în 1936 de producătorul german Fieseler, ca răspuns al cererii Luftwaffe pentru sprijin aerian și evacuare. Datorită calităților desosebite de operare pe terenuri scurte și

## REPROIECTAREA PENTRU MASĂ MINIMĂ A STRUCTURILOR SUDATE

neamenajate, s-a produs într-un număr de aproape 3000 de unități, în timpul celui de-al doilea război mondial acesta fiind realizat și în Franța, Cehia sau România. Conceptul a fost preluat după război și de producători din SUA sau Serbia [11].

Stol King este produs în prezent de Preceptor Aircraft din SUA ca avion ce poate fi achiziționat asamblat sau kit. Principalul atu al acestui aparat este un raport putere/greutate foarte mare, care permite aterizarea foarte scurtă (până la 15 m), pe teren neamenajat (inclusiv vaduri de ape) sau pe pante abrupte.

Caracteristicile principale sunt [12]:

- lungime: 7,3 m;
- anvergură: 9,60 m;
- greutatea gol: 286 kg;
- greutatea maximă la decolare: 560 kg;
- viteza de croazieră: 160 km/h;
- viteza de înfundare: 24 km/h;
- raza de acțiune: 515 km.

Avionul este un biloc în tandem cu elice bipală din lemn, propulsată de un motor Lycoming în 4 cilindri, cu răcire cu aer, de 150 CP.



Fig. 2. Vedere laterală avionului Stol King.

Structura fuselajului este de tip grindă cu zăbrele, confecționată din țevi de oțel slab aliat AISI 4130 sudate, carenată cu tablă de duraluminu (Fig. 2). Aripa este bilonjeron cu nervuri din tablă ambutisată și suprafața împânzită. Suprafețele de comandă sunt cu schelet sudat (cadre din țevă și nervuri din tablă ambutisată), împânzite.

### 3. METODOLOGIE

Ca și date de intrare s-au utilizat desenele de execuție ale fabricatorului și fotografiile cu detalii ale structurii. În primă fază, s-a realizat reverse engineering pentru structura existentă, cu ocazia realizării modelului CAD detectându-se erorile, interferențele și neconcordanțele din desenele de execuție ale fabricantului.

După realizarea modelului CAD al fuselajului (fig. 3), s-a trecut la analiza tuturor detaliilor constructive ale structurilor sudate. Acestea s-au comparat cu soluții existente pe alte aeronave (avioane ușoare sau elicoptere), cu soluțiile existente în arti-

cole și lucrări de specialitate [1, 5, 6, 7, 8], la final fiind supuse unor analize în cadrul unui colectiv de specialiști în structuri de masă minimă, proiectare structuri sudate, respectiv fabricație aerostructuri. Pentru punctele de jonționare, s-au propus concepte alternative de design, care în urma unor analize multicriteriale s-au filtrat și îmbunătățit, rezultând jonțiuni complet fezabile.

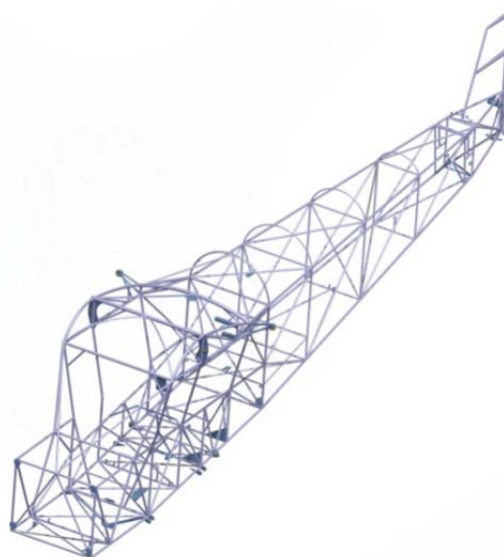


Fig. 3. Vedere de ansamblu a fuselajului sudat.

Noile jonțiuni au fost analizate comparativ cu cele existente folosind metoda elementelor finite. Pachetul software folosit a fost Altair Hypermesh/Hyperview. Discretizarea a fost realizată cu elemente 2D (quad shell), utilizându-se metodologii de lucru agreate în industria aerospațială. Pentru fiecare jonțiune s-au comparat masa, valorile tensiunilor, respectiv cele ale deplasărilor, pentru a avea valori cantitative exacte ale îmbunătățirilor realizate. După [7] proiectarea structurilor sudate din tuburi cu pereți subțiri specifice aeronavelor se realizează supradimensionat datorită dificultăților de calcul și dependenței calității sudurii de îndemânarea operatorului. Pentru că designul pentru masă minimă presupune acuratețea metodelor de calcul, preprocesarea modelului de elemente finite și interpretarea rezultatelor s-a făcut în conformitate cu recomandările din [4, 9 și 10]. Au fost luate în considerare doar cazurile de calcul extreme și anume resursa pozitivă ( $n_z = 4 g$ ) și aterizarea dură ( $n_z = -2,5 g$ ).

Nivelul tensiunilor este ilustrativ pentru comportarea la sarcini statice sau la solicitările de oboseală. O valoare a tensiunilor peste valoarea tensiunii la rupere este considerată periculoasă. O valoare prea mică a tensiunilor indică o structură supradimensionată, opusul cerinței de masă minimă. Deplasările au fost studiate doar pentru a studia influența asupra rigidității jonțiunii. Nivelul deplasărilor este limitat de cerințele aerodinamice și funcționale (în special

pentru suprafețe de comandă). Pentru structurile sudate, o deplasare de ordinul milimetrilor se consideră acceptabilă.

La finalul acestui proiect, structura obținută a fost una îmbunătățită din punct de vedere al masei, comportării sub sarcini statice și dinamice, al fabricației și al costurilor de producție.

#### 4. REPROIECTAREA JONCȚIUNILOR ARIPII

Proiectarea structurilor sudate este un proces multidisciplinar, care implică specialități diferite și multă rigoare. Detaliile structurale au o importanță deosebită pentru rezistența la oboseală, neexistând o omogenitate a designului, de la un fabricant la altul sau de la o aeronavă la alta soluțiile constructive prezentând diferențe și particularități.

Ca o cerință suplimentară, proiectantul trebuie să genereze o structură care să permită accesul în vederea sudurii, inspecției de calitate, operațiilor de mentenanță sau reparațiilor structurale.

Nodurile multiple (până la nouă țevi sudate într-un punct) prezintă probleme datorate frezării spațiale a nodurilor și a suprapunerii cordoanelor de sudură. Deși literatura de specialitate prezintă metode de evitare a nodurilor multiple (prin decalajul membrilor secundare, utilizare gusee etc.), acestea se întâlnesc și la aeronave mai noi.

Punctele de joncțiune avute în vedere au fost cele destinate atașării aripii, contrafișei aripii, stabiliza-

torului, trenului de aterizare principal și cel al bechiei. Țevile fuselajului au grosimi de perete de 1 – 1,2 mm, guseele de 1,2 mm iar ferurile de 1,6 mm.

Joncționarea aripii se face în trei puncte – bord atac, bord fugă și în zona inferioară a fuselajului, aceasta fiind atașată prin intermediul unei contrafișe (hobană). Joncțiunea aripii de la bordul de atac este cea mai solicitată pentru că de aceasta se atașează lonjeronul principal al aripii. Soluția existentă (fig. 4) constă într-un trapez din tablă bordurată. Datorită dimensiunilor de aprox  $200 \times 100$  mm, pentru a preveni pierderea stabilității, aceasta este confecționată dintr-o tablă groasă, aceasta având ca rezultat concentrarea eforturilor către țevile joncțiunii. Soluția reproiectată constă într-un ochi din tablă care să formeze un volum închis, atașat tangent la țeava verticală a fuselajului. Pentru reducerea tensiunilor în joncțiunile învecinate, s-au introdus gusee în planul de simetrie al acestora. Rezultatele sunt centralizate în tabelul 1.

Tabelul 1

|   | Existent | Reproiectat | Îmbunătățire |
|---|----------|-------------|--------------|
| $m$ [kg]  | 1,635    | 1,485       | 9,2%         |
| Resursă pozitivă ( $F_z = 6.2$ kN, $F_y = 23$ kN) |          |             |              |
| $\sigma$ [MPa]                                    | 876      | 886         | - 1,1%       |
| $\delta$ [mm]                                     | 1,92     | 1,81        | -            |
| Aterizare dură ( $F_z = 0,3$ kN, $F_y = 3,7$ kN)  |          |             |              |
| $\sigma$ [MPa]                                    | 167      | 157         | 5,9%         |
| $\delta$ [mm]                                     | 0,29     | 0,29        | -            |

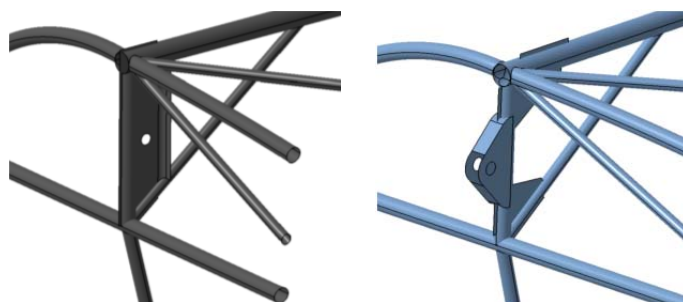


Fig. 4. Joncțiunea lonjeronului principal al aripii (stânga – existentă, dreapta – reproiectată).

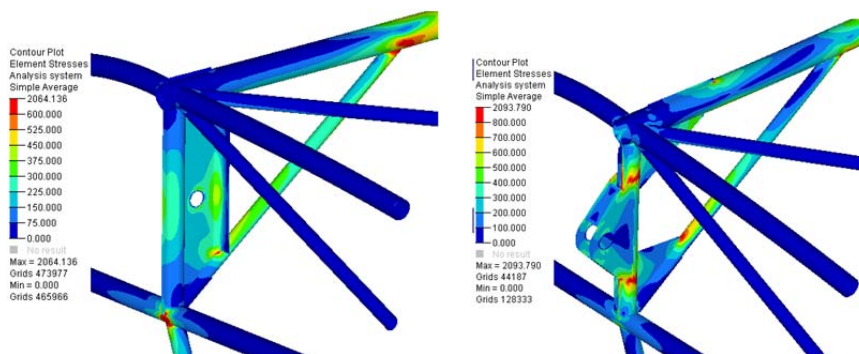


Fig. 5. Distribuția de tensiuni în joncțiunea lonjeronului principal al aripii (stânga – existentă, dreapta – reproiectată).

## REPROIECTAREA PENTRU MASĂ MINIMĂ A STRUCTURILOR SUDATE

Se observă o scădere a masei de 9% în condițiile menținerii valorii tensiunilor maxime pentru cazul cel mai solicitant (resursa pozitivă), valorile deplasărilor variind neesențial.

Joncțiunea aripii de la bordul de fugă este în designul existent decalată față de axa joncțiunii de la bordul de atac, furca fiind situată în capatul unui tetraedru format din țevi (fig. 6). Varianta reproiectată aliniază axele celor două joncțiuni, eliminând nevoia de țevi auxiliare. Fixarea are același design ca cel al joncțiunii de la bordul de atac. Distribuția de tensiune în cele două variante este ilustrată în figura 7. Rezultatele sunt centralizate în tabelul 2. Se observă o scădere a masei de 14% în condițiile

scăderii tensiunilor cu peste 45% în ambele cazuri de încărcare.

Tabelul 2

|  | Existent | Reproiectat | Îmbunătățire |
|--|----------|-------------|--------------|
| $m$ [kg]   | 1,036    | 0,890       | 14,1%        |
| Resursă pozitivă ( $F_Z = 0,1$ kN, $F_Y = 3,9$ kN) |          |             |              |
| $\sigma$ [MPa]                                     | 314      | 129         | 59%          |
| $\delta$ [mm]                                      | 0,41     | 0,31        | -            |
| Aterizare dură ( $F_Z = 0,05$ kN, $F_Y = 0,6$ kN)  |          |             |              |
| $\sigma$ [MPa]                                     | 116      | 64          | 45,7%        |
| $\delta$ [mm]                                      | 0,08     | 0,05        | -            |

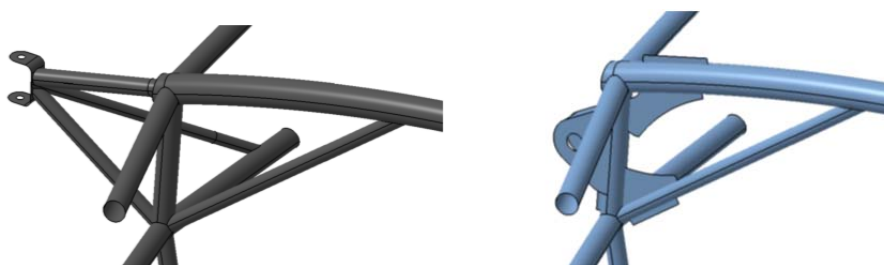


Fig. 6. Joncțiunea lonjeronului spate al aripii (stânga – existentă, dreapta – reproiectată).

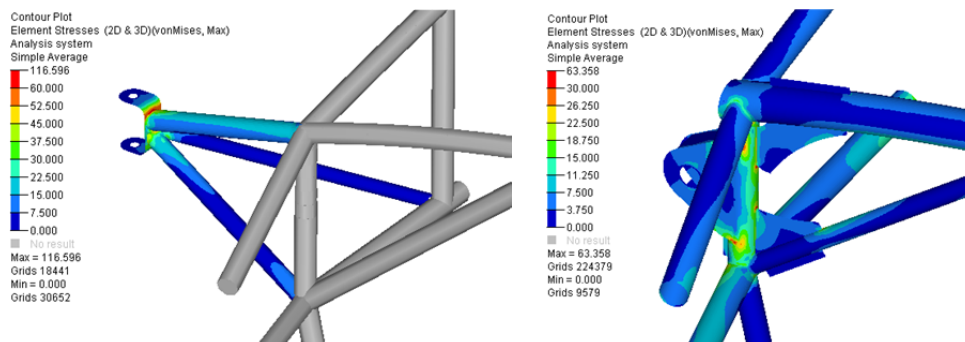


Fig. 7. Distribuția de tensiuni în joncțiunea lonjeronului spate al aripii (stânga – existentă, dreapta – reproiectată).

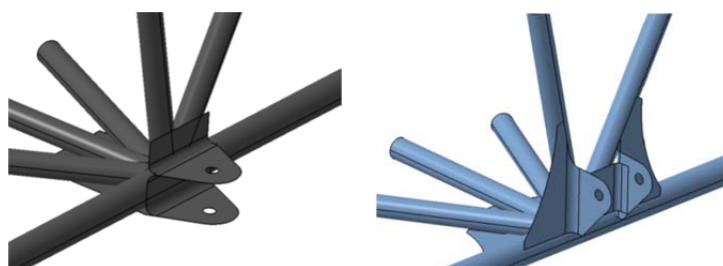


Fig. 8. Joncțiunea contrafășei aripii (stânga – existentă, dreapta – reproiectată).

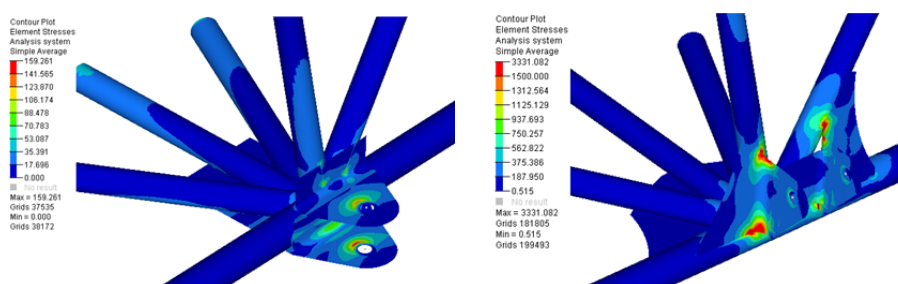


Fig. 9. Distribuția de tensiuni în joncțiunea contrafășei aripii (stânga – existentă, dreapta – reproiectată).



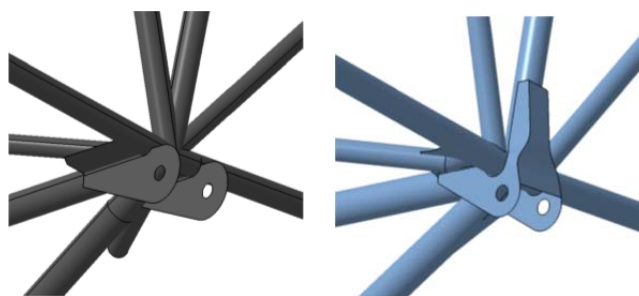


Fig. 10. Joncțiunea trenului de aterizare principal (stânga – existentă, dreapta – reproiectată).

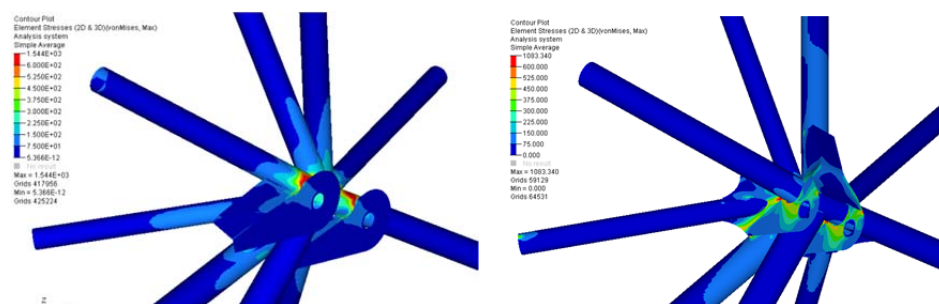


Fig. 11. Distribuția de tensiuni în joncțiunea trenului de aterizare principal (stânga – existentă, dreapta – reproiectată).

Joncțiunea contrafișei aripii pe fuselaj este aliniată cu axa verticală, ceea ce nu permite anularea momentului în joncțiune, ceea ce presupune o ferură mai robustă, deci mai grea (fig. 8). Talpa inferioară a furcii este amplasată tangent la cele patru țevi orizontale ale nodului sudat, ceea ce nu permite o sudură de calitate. Varianta reproiectată aliniază ferura paralel cu axa ferurilor de joncțiune a aripii, urechile ochiului fiind având marginile tangente doar la câte două țevi, fiind aliniată cu acestea, permițând astfel un cordon continuu de sudură. Guseul inferior este crestă în zona țevilor pentru a permite un cordon de sudură continuu. Distribuția de tensiune în cele două variante este ilustrată în figura 9. Rezultatele sunt centralizate în tabelul 3. Se observă o scădere a masei de 3,4% în condițiile scăderii tensiunilor cu 20% în ambele cazuri de calcul.

Tabelul 3

|   | Existent | Reproiectat | Îmbunătățire |
|---|----------|-------------|--------------|
| $m$ [kg]                                | 0,446    | 0,431       | 3,4%         |
| Resursă pozitivă ( $F_{axl} = 26,8$ kN) |          |             |              |
| $\sigma$ [MPa]                          | 904      | 726         | 19,7%        |
| $\delta$ [mm]                           | 0,25     | 0,17        | -            |
| Aterizare dură ( $F_{axl} = 4,7$ kN)    |          |             |              |
| $\sigma$ [MPa]                          | 159      | 130         | 19,5%        |
| $\delta$ [mm]                           | 0,05     | 0,01        | -            |

Se menționează că în situațiile în care valorile tensiunilor sunt sub 75% din valorile tensiunii la rupere (aprox 980 MPa pentru AISI 4130, respectiv 650 MPa în zona cordoanelor de sudură) trebuie reduse grosimile componentelor, cu verificarea comportării la stabilitate. De asemenea, la valori mici ale tensiunilor (sub 200 MPa) se pot elimina anumite

componente cum ar fi guseele din planul de simetrie al joncțiunilor.

## 5. REPROIECTAREA FERURILOR TRENULUI DE ATERIZARE

Ferurile față și spate ale trenului de aterizare principal sunt identice. Studiul s-a făcut doar pentru ferura față, pentru ferura spate rezultatele fiind similare. Componentele ochiului ferurii sunt sudate perpendicular pe lonjeronul fuselajului, cea mai mare parte a acestora fiind sudate pe guseul care joncționează țevile din planul inferior al joncțiunii (fig. 10).

Varianta reproiectată atașează pe o lungime considerabilă componentele ochiurilor ferurii de țeava verticală. Diagonalele din planul orizontal al fuselajului sunt sudate doar de guseu, pentru a evita suprapunerea cordoanelor de sudură în nodul multiplu (8 țevi fuselaj, la care se adaugă contrafișa suport pentru amortizorul trenului). Se obține o distribuție a tensiunilor mult mai uniformă față de designul existent (Fig. 11). Rezultatele sunt centralizate în tabelul 4. Pentru trenul de aterizare se ia în considerare doar cazul aterizării dure.

Tabelul 4

|                                      | Existent | Reproiectat | Îmbunătățire |
|--------------------------------------|----------|-------------|--------------|
| $m$ [kg]                             | 0,672    | 0,631       | 6,2%         |
| Aterizare dură ( $F_{axl} = 5,5$ kN) |          |             |              |
| $\sigma$ [MPa]                       | 160      | 509         | -300%        |
| $\delta$ [mm]                        | 0,29     | 0,25        | -            |

Se remarcă o scădere a masei cu 6,2% în condițiile unei creșteri semnificative a valorilor tensiunii.

## REPROIECTAREA PENTRU MASĂ MINIMĂ A STRUCTURILOR SUDATE

Trebuie menționat că varianta existentă prezintă valori ale tensiunilor mult sub limita de rupere a cordoanelor de sudură (650 MPa), varianta reproiectată având valori mult mai raționale.

Bechia (trenul de coadă) este atașată de extremitatea spate a grinzii fuselajului. Structura existentă prezintă un număr de patru țevi diagonale (fig. 12); varianta reproiectată păstrează doar o țevă diagonală pentru reducerea tensiunilor, extremitățile acesteia fiind prevăzute cu gusee amplasate tangențial. Distribuția câmpului de tensiuni este prezentată în figura 13. Rezultatele sunt centralizate în tabelul 5. Valorile tensiunii pentru varianta reproiectată sunt de 196

MPa în zona bechiei, respectiv 349 MPa în zona superioară a diagonalei; chiar dacă aceste valori sunt

superioare designului existent, acestea sunt sub limita de rupere a cordonului de sudură (650 MPa). Se constată o scădere a masei în valoare de 13%.

Tabelul 5

|                                      | Existent | Reproiectat | Îmbunătățire |
|--------------------------------------|----------|-------------|--------------|
| $m$ [kg]                             | 3,186    | 2,772       | 13%          |
| Aterizare dură ( $F_{axl} = 5,5$ kN) |          |             |              |
| $\sigma$ [MPa]                       | 160      | 196 (349)   | -19% (-218%) |
| $\delta$ [mm]                        | 0,29     | 0,61        | -            |

Cercetarea a mai vizat și alte zone de jonctiune cum ar fi cele pentru suportul motor sau pentru stabilizator, unde reducerile de masă obținute nu au fost semnificative.



Fig. 12. Fuselaj spate și deriva cu detaliul zonei de montaj a bechiei (stânga – existentă, dreapta – reproiectată).

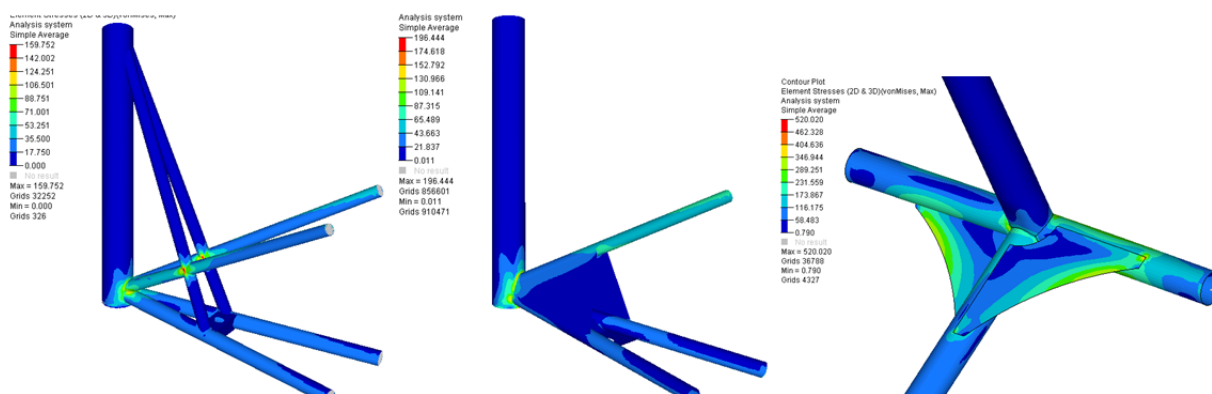


Fig. 13. Distribuția de tensiuni în zona bechiei și la capătul țevii diagonale (stânga – existentă, dreapta – reproiectată).

## 6. CONCLUZII

Articolul a prezentat rezultatele unui proiect de reverse engineering urmat de un program de ușurare structurală pentru un fuselaj al unui avion ușor. Au fost vizate zonele cele mai solicitate și anume zonele de jonctiune principale.

Reducerea masei pentru acest ciclu de reducere a masei a înregistrat valori între 3,4 și 14%, cu o medie de 9,2%. Continuarea procesului prin utilizarea de elemente structurale de grosime redusă pentru reperetele cu solicitări de sub 450 MPa poate

duce la ridicarea mediei de ușurare a masei cu încă 2 – 5%. Programele de ușurare a structurii nu se referă doar la detalii, putând fi reconsiderate și elementele grinzii – în ceea ce privește grosimea peretelui.

Rigiditatea jonctiunilor rămâne practic neafectată, deplasările maxime fiind sub valoarea de 0,6 mm.

Folosirea guseelor cu rol structural nu respectă întotdeauna recomandările de design, fiind întâlnite adesea utilizarea neadecvată cu tipul de solicitare sau amplasarea necorespunzătoare, care favorizează concentratorii de tensiune.

Structurile sudate continuă să se utilizeze pentru avioanele ușoare datorită robusteții, utilizării judicioase a materialului, a dispozitivelor de fabricație simple, care permit costuri de fabricație reduse și pentru serii mici sau unice.

În condițiile în care tehnologiile de fabricație ale structurilor compozite devin din ce în ce mai ieftine, se pare că asamblarea prin sudură va migra mai mult către structura semimonococă (asamblarea lisei de înveliș) din motive de productivitate, deși sunt puternic concurate de îmbinările lipite. Subansamble sudate ca structurile secundare, suportii de echipamente sau comenzile de zbor se estimează că vor continua să echipeze aeronavele și la generațiile următoare de aeronave.

## 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] Bruhn E. F., *Analysis and design of flight vehicle structures*, Tri-State Offset Company, 1973
- [2] Dima G., Balcu I., *Considerații privind proiectarea pentru masa minimă a aerostururilor*, Recent, Vol 13, 2012
- [3] Dima G., Balcu I., *Tendențe actuale ale LightWeight Design pentru aerostururi. Interferențe cu industria auto*, Buletinul AGIR, nr. 1, 2014
- [4] Dong, P., Draper, J., *The structural Stress Method for the Fatigue Analysis of Welded Structures*, Center for Welded Structures Research, 2010
- [5] Grosu I., *Calculul și construcția avionului*, Editura didactică și pedagogică, București, 1965
- [6] Hertel H., *Leichtbau. Bauelemente, Bemessungen und Konstruktionen von Flugzeugen und anderen Leichtbauwerken*, Springer, New York, 1980
- [7] Niu M. C. Y., *Airframe Structural Design*, Hong Kong Conlimited Press, 1988
- [8] \* \* \*, *Aircraft Detail Design Manual*, Aviation Publications, Appleton, US, 1977
- [9] \* \* \*, *Hypermesh 8.0 User's Manual*, Altair Engineering Inc., 2007
- [10] \* \* \*, *Recommended fatigue design procedure for welded hollow section joints*, IIW Docs, XV-1035-99/ XIII-1804-99, France: International Institute of Welding, 1999
- [11] \* \* \*, Fiesler Fi 156, [wikipedia.org/wiki/fiesler\\_Fi\\_156](http://wikipedia.org/wiki/fiesler_Fi_156)
- [12] \* \* \*, Preceptor STOL King, [wikipedia.org/wiki/Preceptor\\_STOL\\_King](http://wikipedia.org/wiki/Preceptor_STOL_King)

---

## Despre autori

Drd. ing. **Gabriel DIMA**

Universitatea „Transilvania” din Brașov

Absolvent al Universității „Transilvania” din Brașov. Activitate de proiectare la IAR, Airbus, Gulfstream. Din anul 2010 este director tehnic în cadrul companiei NUARB Aerospace Brașov. Competențe în utilizarea programelor FEM de calcul și simulare precum și specializări multiple în cadrul proiectării 3D. Din 2012 este doctorand în cadrul Universității „Transilvania” din Brașov.

Prof. dr. ing. **Ion BALCU**

Universitatea „Transilvania” din Brașov

A absolvit Facultatea de Tehnologia Construcțiilor de Mașini în anul 1974; este doctor inginer din anul 1988. Este profesor universitar în cadrul Facultății de Inginerie Mecanică; predă cursuri de Rezistența materialelor și Vibrații. Este membru al societăților: SRMTA; ARTENS; AOS. Conducător de doctorat în specializarea Inginerie mecanică.

**Angi NORBERT**

Universitatea „Transilvania” din Brașov

Student al Universității „Transilvania” din Brașov, Facultatea de Inginerie Tehnologică, secția Construcții Aeronave. Preocupări în domeniul calculului și fabricației aeronavelor ușoare și simulării aerodinamice.