CONFIGURAREA ȘI CALIBRAREA SISTEMELOR AVIONICE ALE AERONAVELOR FĂRĂ PILOT (UAV)

CONFIGURATION AND CALIBRATION OF UNMANNED AIRCRAFT (UAV) AIRCRAFT SYSTEMS

Anton DANICI, ORCID:
fondatorul mărcii DanAero

CZU: e-mail: adanici@gmail.com

In this article we present optimizing the construction of the aircraft involves remodeling the fuselage, giving it a more pronounced aerodynamic shape, at the same time increasing the latter's functionality. The specified optimization is interdependent on the constituent materials but also the production techniques. Many of the manual processes and processes, such as the lamination of the reinforcing fabric layer, the primary processing of the load-bearing structure but also the post-processing will be automated or qualitatively and quantitatively controlled by the machine specific to the process in question.

Keywords: *avionic system, unmanned aircraft, configuration, calibration.*

INTRODUCERE

Primul pas în optimizarea construcției generale a aeronavei din proiect este remodelarea formei și conținutului fuzelajului. Pentru a corespunde proiectului de optimizare a fost fabricat un set nou de matrițe. Se dorește ca asamblarea fuzelajului să fie relativ ușoară și în același timp precizia asamblării să fie încadrată în toleranțe de ±0.2 mm. Asemenea cerințe față de toleranțe constructive sunt înaintate din considerentul că la faza operațională fuzelajul urmează să fie cuplabil la modulele aeronavei urmând același principiu de ”hot-swap”, prin intermediul unei interfețe elaborate în acest sens. O variabilitate ce excedează limita de ±0.2 mm per unitate creează premise pentru imposibilitatea realizării modularității propuse. Am hotărât că asamblarea modulului fuzelajului se va face prin intermediul nituirii, întrucât poziționarea acestuia poate fi prestabilită la nivel de proiect și materializată prin integrarea marcajelor fizice în matrițe. Astfel, fiecare componentă a fuzelajului va avea gravată pe ea punctele de găurire pentru o nituire ulterioară.

Optimizarea construcției aeronavei

Optimizarea construcției aeronavei presupune remodelarea fuzelajului, pentru a i se conferi o formă aerodinamică mai pronunțată, în același timp sporind funcționalitatea lui. Optimizarea menționată este interdependentă de materialele constituitoare, dar și de tehnicile de producție. Multe dintre procesele și procesările manuale, precum laminarea stratului țesutului de ranforsare, prelucrarea primară a structurii portante, dar și postprocesarea, vor fi automatizate sau controlate calitativ și cantitativ de utilajul specific procesului vizat [1]. În contextul optimizărilor tehnologice, procesul de laminare a țesuturilor

de ranforsare a fost în totalitate automatizat prin utilizarea metodei de injectare a rășinii epoxidice, în vid (-0,9 kgf/cm^2). În cadrul acestui proces, țesuturile uscate se aranjează în matriță, se produce vid și apoi se deschide supapa de alimentare a matriței cu rășină epoxidică. În continuare matrița este supusă tratamentului termic rampant de la 40°C la 60°C în decurs de 24 de ore, păstrând vidul pentru consolidarea straturilor țesutului (în cazul dat – fibră de carbon) peste formă.

Pentru atingerea acestui scop propus, a fost necesară fabricarea unei pompe de vid automatizate și a unui cuptor cuplat la sistemul de vid, controlat prin algoritmii PID. În urma elaborării proiectelor tehnice de rigoare, aceste dispozitive au fost fabricate și puse în funcțiune conform planului.



Fig. 1. Procesul de fabricație a pompei de vid și rezultatul final.

Odată fabricate, piesele au fost postprocesate mecanic și supuse procesului de asamblare.



Fig. 2. Procesul de nituire a elementelor.

În urma nituirii elementelor am constatat o îmbinare solidă între componente, precum și încadrarea toleranțelor în marja de eroare acceptabilă; astfel, procesul a fost repetat pentru toate elementele fuzelajului, la care s-au folosit cca 200 de nituri. Prima între-

bare rezonabilă care a apărut, oare asemenea cantitate impunătoare de nituri nu va afecta negativ caracteristicile de greutate ale aeronavei? Cel puțin în comparație cu metodele convenționale de îmbinare, precum substanțele adezive pe bază de epoxizi sau poliester [2]. Dar calculul a arătat că fiecare îmbinare prin nit cântărește cca 0.5 g, ce se însumează la 100 g de nituri total folosite pentru îmbinarea tuturor elementelor fuzelajului, mult mai puțin decât s-ar cere față de cantitatea adezivului convențional.

Adăugarea funcționalității VTOL

Pasul dat presupune în primul rând rigidizarea complexului de îmbinări portante ale aeronavei, dar și a componentelor care nemijlocit vor purta sarcina primară în timpul planării verticale, de tip elicopter, a aeronavei. Punctul focal al acestui ansamblu de distribuție a forțelor aplicate este modulul central al aripii, în care în același timp este integrată placa cu echipamentele de avionică instalate.

Totodată, este nevoie de a fabrica noi module ale cadrului aeronavei care vor servi drept tije pentru montarea constelației de elemente de propulsie (4 unități), echidistant amplasate în raport cu centrul de greutate, dar și cu centrul de portanță al aripii principale [3].

Rigiditatea structurală este crucială pentru ca planarea verticală să fie posibilă. Dacă structura cadrului aeronavei va fi prea elastică, cu deflecții de peste 5 mm la fiecare 1 m, această elasticitate va face imposibilă măsurarea veridică în timp real a vitezei unghiulare pe fiecare ax al deplasării cadrului aeronavei, ceea ce va duce la trimiterea semnalelor eronate de control de la placa de bord către regulatoarele motoarelor electrice, responsabile de planarea verticală, fapt ce poate duce ca și consecință la o planare instabilă sau imposibilă, estimările calculate de atitudine fiind inadecvate atitudinii de facto a corpului aeronavei în zbor [4].

În această ordine de idei, modulul central al aripii a fost optimizat pentru a fi fabricat din fibră de carbon în numeroase straturi, cu adăugarea unui material poros de umplutură între straturile de fibră de carbon, astfel obținându-se o secțiune mai mare a peretelui confecției la același număr de straturi de fibră.



Fig. 3. Aranjarea țesăturii de carbon, fibră de sticlă, material poros în matriță.

În rezultatul coacerii au fost obținute părțile componente ale modului aripii centrale. Ambele jumătăți sunt confecționate cu un buzunar din fibră de sticlă pe centru, înconjurate pe perimetru de structură compusă din fibră de carbon. Astfel s-a procedat intenționat, întrucât fibra de carbon este conductibilă și va produce efectul „Cușca lui Faraday”, blocând semnalele de comunicații și poziționare GNSS. În acest buzunar improvizat și radio-transparent este instalată placa purtătoare de echipamente de avionică.



Fig. 4. O parte din modulul aripii centrale, după coacere.



Fig. 5. Aceeași piesă, vedere verso.

Ca și un pas următor în vederea atingerii țintei propuse în contextul modificării structurale a cadrului aeronavei, au fost concepute și produse modulele pentru amplasarea unităților de propulsie VTOL.

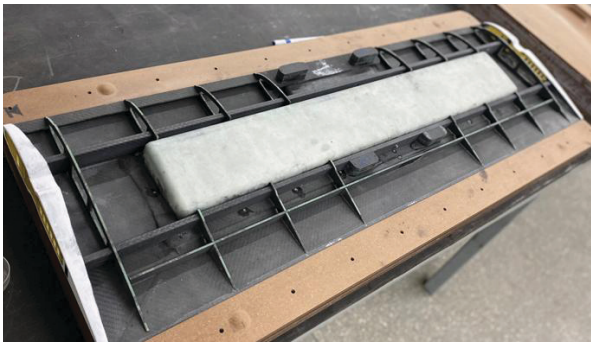


Fig. 6. Modulul aripii centrale în secțiune, în vedere – structura internă portantă.



Fig. 7. Montarea preliminară a modulelor de bare VTOL pe cadrul aeronavei.

După cum a fost menționat mai sus, la adăugarea în sistem a 4 consumatori de curent electric în diapazonul consumării însumate de 200-300 Ah la 50 V curent continuu este nevoie de suplinirea acestuia cu un nod de distribuție a energiei, în cadrul căruia în același timp va decurge și monitorizarea sursei de curent, dar și a volumului de energie deja consumat.

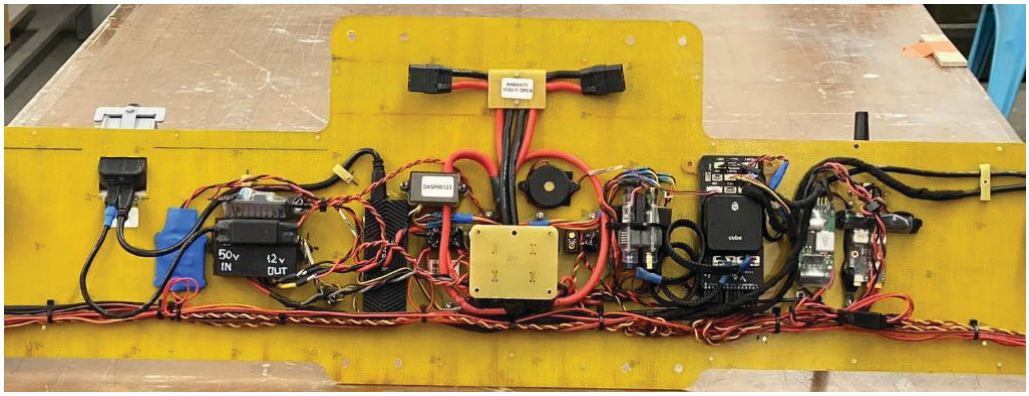


Fig. 8. Amplasarea echipamentelor de avionică în modulul aripii centrale.

Astfel, setul de avionică a fost suplinit cu:
- Circuit de distribuție a curentului la 50 V
- Transformator de tensiune 50 V – 12 V
- Transformator de tensiune 50 V – 7.2 V
- Transformator de tensiune 50 V – 5.3V (2 unități)
- Transformator de tensiune 12 V – 5 V
- Transformator de tensiune 12 V – 6 V
- Senzor de curent la 50 V tensiune – unități a câte 200 Ah maxim (în paralel).

În modulele portante VTOL au fost integrate elementele de propulsie (motoare electrice în 3 faze curent alternativ), precum și ESC (Electronic Speed Controller), funcția căruia este transformarea curentului continuu din circuit în curent alternativ și controlul motorului trifazat pe faze cu element de feedback activ și ajustare dinamică.

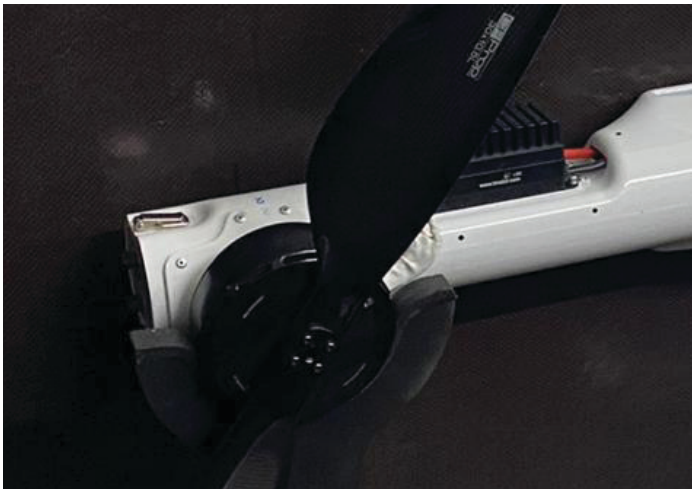


Fig. 9. Un element de propulsie VTOL.

Urmând procedurile descrise *supra,* a fost produs prototipul aeronavei optimizate, dotate cu funcționalitatea VTOL, urmând teste în teren pentru verificarea valabilități provocărilor teoretice privind afectarea grupului de senzori de câmpurile electromagnetice introduse în ecuație de 4 consumatori de curent ai subsistemului de asigurare a zborului vertical (VTOL).



Fig. 7. Aeronava VTOL în planare, primul zbor de testare.

CONCLUZII

Construcția aeronavei fără pilot reprezintă o direcție promițătoare în domeniul aeronauticii, oferind beneficii semnificative în diverse domenii, cum ar fi monitorizarea mediului înconjurător, intervențiile în situații de urgență sau dezvoltarea tehnologiilor de transport inteligent. Prin integrarea tehnologiilor avansate, cum ar fi inteligența artificială, autonomia și sistemele de control sofisticate, aeronavele fără pilot pot revoluționa modul în care desfășurăm activități aeriene și pot aduce contribuții semnificative la dezvoltarea societății noastră. Cu toate acestea, este esențială continuarea cercetărilor și dezvoltării tehnologice pentru a asigura siguranța, fiabilitatea și reglementarea adecvată a acestor aeronave, deschizând astfel noi orizonturi pentru viitorul aviației fără pilot.

Referințe:

1. NASA.gov. *Aerodynamic Forces.*
2. VOS, R., FAROKHI, S. *Airofil Aerodynamics.*
3. NEWCOME, L.R. *Unmanned Aviation: A Brief History of Unmanned Aerial Vehicles*. AIAA, Reston, Virginia, 2004.
4. NICOLAI, L.M. and CARICHNER, G.E. *Fundamentals of Aircraft and Airship Design* American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2010.