

UTILIZAREA MBSE ÎN INVESTIGAREA REȚELEI ELECTRICE A UNUI AVION PILOTAT DE LA SOL

Drd. ing. **Diana CAZANGIU**¹, Drd. ing. **Gabriel DIMA**², Dr. **Yves LEMMENS**³,
Prof. dr. ing. **Ileana ROȘCA**¹

¹Universitatea „Transilvania” din Brașov, ²NUARB Aerospace – Brașov,
³LMS International, Belgia

REZUMAT. Cercetările prezentate în această lucrare au făcut parte din cadrul unui proiect dezvoltat în colaborare cu compania LMS International din Leuven, Belgia și Universitatea Catolică din Brugge Oostende care a avut amabilitatea de a pune la dispoziție suportul tehnic necesar. Scopul acestor cercetări a fost de a aplica modelul bazat pe ingineria sistemelor în dezvoltarea și investigarea rețelei electrice a unui avion pilotat de la sol. S-au dezvoltat și investigat două rețele electrice diferite ale unui avion pilotat de la sol și anume: arhitectura de referință bazată pe managementul energetic (modelul electric) și arhitectura de referință bazată pe managementul energetic și termic (modelul termic). De asemenea, s-au creat diferite configurații pentru cele două arhitecturi de referință în scopul determinării configurației optime care să ofere cele mai bune rezultate (în ceea ce privește durabilitatea bateriilor principale și a controllerului de viteză) într-un zbor real.

Cuvinte cheie: dronă, arhitectură de referință, model termic, arhitectură configurată, supercomponent.

ABSTRACT. These researches are a part of a project developed in collaboration with LMS International Company from Leuven, Belgium and the main purpose was to apply the MBSE (model based system engineering) in development and the investigation of the UAV electrical network. It was developed and investigated two different networks for UAV: the electrical model and the thermal one. For realize this objective it was used LMS.Imagine.Lab platform. It created different configurations for the two reference architectures to determine the optimum configuration which can offer the best results regarding the durability of the main batteries and the electronic speed controller, in a real case.

Keywords: UAV, reference architecture, thermal model, configured architecture, electrical model.

1. INTRODUCERE

Scopul prezentei lucrări a fost de a determina configurația optimă a rețelei electrice a unui avion fără pilot prin utilizarea unui instrument de configurare automată. În acest sens, s-au stabilit o serie de obiective, printre care cele mai semnificative sunt: proiectarea a două arhitecturi de referință corespunzătoare celor două modele ce se doresc a fi investigate (modelul electric și modelul termic), crearea, pentru fiecare model în parte, a unui set de configurații precum și investigarea fiecărei configurații astfel creată. Ca și rezultate s-au urmărit, gradul de încărcare a bateriilor principale – pentru modelul electric iar pentru modelul termic, parametrul de ieșire vizat a fost temperatura atât a sistemului termic al avionului cât și la nivelul controllerului.

Avionul pilotat de la sol, cunoscut și sub numele de dronă, este un avion fără pilot uman la bord. Zborul acestuia poate fi controlat atât autonom prin computerul instalat la bord cât și de la sol sau din alt vehicul prin intermediul unui centru de control.

Tehnologia actuală a avioanelor pilotate de la sol oferă soluții fiabile în ceea ce privește forma și dimensiunile acestora, sistemele de control al zborului, comunicațiile precum și stațiile situate la sol. Mai mult decât atât, datorită evoluției tehnologiei există senzori de dimensiuni microscopice care sunt utilizați cu succes în aplicațiile din domeniul aerospațial. Prin urmare, se utilizează la bordul dronelor senzori pentru monitorizarea vremii, dispozitive multispectru sau SAR (senzori radar cu apertură sintetică). Astfel, dronele au devenit astăzi platforme eficiente care pot fi utilizate în aplicațiile de control la distanță atât în domeniul militar cât și civil. [2].

Asociația europeană de vehicule fără pilot (European Unmanned Vehicle Association) a identificat 5 categorii de drone [1]:

- **pentru distanță mică** – acestea pot zbura pe o distanță mai mică 25 km. De obicei aceste avioane sunt extrem de ușoare;
- **pentru distanță scurtă** – sunt avioane ce pot opera pe o distanță cuprinsă între 25 și 100 km;
- **pentru distanță medie** – sunt avioane capabile să zboare pe o distanță cuprinsă între 100 și 200 km.

Acestea necesită proiectare aerodinamică avansată și sisteme de control pentru operațiuni cu performanță ridicată;

– **pentru distanță lungă** – aceste avioane zboară pe o distanță cuprinsă între 200 și 500 km. Acestea necesită tehnologie avansată pentru a fi utilizate în misiuni complexe. De asemenea, necesită legătură cu satelitul pentru a evita problemele de comunicație între centrul situat la sol și sistemele de control, datorate de curbura Pământului;

– **de rezistență** – avioane ce operează pe o distanță mai mare de 500 km, sau pot fi menținute în aer pe o durată mai mare de 20 ore. Acestea sunt considerate cele mai sofisticate din familia dronelor datorită capacităților avansate ale acestora.

Utilizarea avioanelor pilotate de la sol oferă numeroase avantaje legate de cost, flexibilitate, rezistență etc. Chiar și operarea în situații periculoase datorită condițiilor climatice extreme (vânt, frig, căldură) poate fi posibilă deoarece nu există factor uman la bord. [2].

Aspectul „fără pilot” este acela care îl deosebește de avioanele clasice. Acest aspect a ridicat de asemenea unele preocupări morale în rândul oamenilor. După unii autori se consideră că aspectul luptei dintre oameni și mașini, care sunt controlate de la o distanță sigură, este lipsit de integritate și onoare, care a fost evaluată în timpul războiului [3]. Alții cred că dacă tehnologia este accesibilă, este o datorie morală să fie exploatată pentru a salva un număr mare de vieți. Alt aspect moral legat de utilizarea dronelor este acela că acestea sunt utilizate într-un mod mai mult frivol și că viețile oamenilor sunt afectate de atacurile aeriene ale acestora.

2. CREAREA A DOUĂ ARHITECTURI DE REFERINȚĂ PENTRU REȚEAUA ELECTRICĂ A UNUI AVION PILOTAT DE LA SOL

Arhitectura de referință originală a avionului pilotat de la sol utilizată în cadrul acestor cercetări a fost proiectată, utilizând instrumentul software AMESim, din elemente ce conțin componente electrice simple. Aceste elemente sunt: două elice; două motoare de curent continuu; 4 baterii; două controllere electronice de viteză; 13 servomotoare; două receptoare; un emițător; un Sistem Receptor Redundant (RRS); o cutie de putere.

LMS Imagine.Lab AMESim are o bibliotecă vastă și are capacitatea de a reduce extrem timpul de lucru prin eliminarea necesității de modelare complexă [4].

Acest software permite unui utilizator să construiască scheme ale sistemelor ingineresti prin adăugarea de pictograme din bibliotecă în spațiul de lucru. Când schema este completă, se activează simularea care conține 4 etape: descrierea matematică a componentelor care este asociată cu pictogramele;

sunt setate funcțiile componentelor; se pornește simularea; sunt reprezentate grafic parametrii de ieșire ce descriu comportamentul sistemului.

Pomind de la modelul global, prezentat în figura 1, s-au creat două arhitecturi de referință diferite care descriu comportamentul electric și termic al rețelei electrice a avionului: modelul electric, reprezentat în figura 2 și modelul termic reprezentat în figura 5.

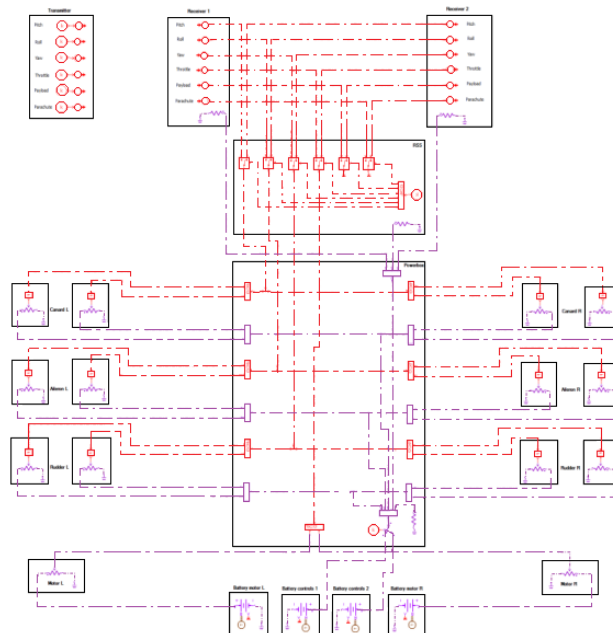


Fig. 1. Modelul global al rețelei electrice a avionului pilotat de la sol.

În figura 2, liniile reprezintă conexiunile între componente, roșu pentru cele de semnale, violet pentru conexiunile electrice și verde pentru cele mecanice. Componentele care cauzează producerea căldurii au un port termic.

Se poate observa că partea de alimentare cu energie constă în 4 baterii care trimit energie electrică către cele două controllere de viteză și către cutia de putere. De la controller semnalul electric este trimis către motor și elice. Cutia de putere transmite semnalul electric către servomotoare și către sistemul receptor redundant. De acolo puterea este transmisă către cele două receptoare.

Unul din obiectivele acestor cercetări a fost de a investiga comportamentul termic al componentelor din interiorul fuzelajului. Acest lucru ar putea indica dacă există un curent de aer continuu, fie că este sau nu indus, de-a lungul fuzelajului. Temperatura structurii compozite este limitată la 120°C și acest lucru trebuie să se ia în considerare.

Pentru modelul inițial s-a utilizat un transfer de căldură prin convecție între componente și mediu (aer). Proprietățile termice ale solidului au fost stocate într-un fișier de date, care a fost conectat la subcomponentul solid în AMESim. De asemenea, parametrii referitori la transferul de căldură prin convecție pot fi copiați de la un model la altul.

UTILIZAREA MBSE ÎN INVESTIGAREA REȚELEI ELECTRICE A UNUI AVION PILOTAT DE LA SOL

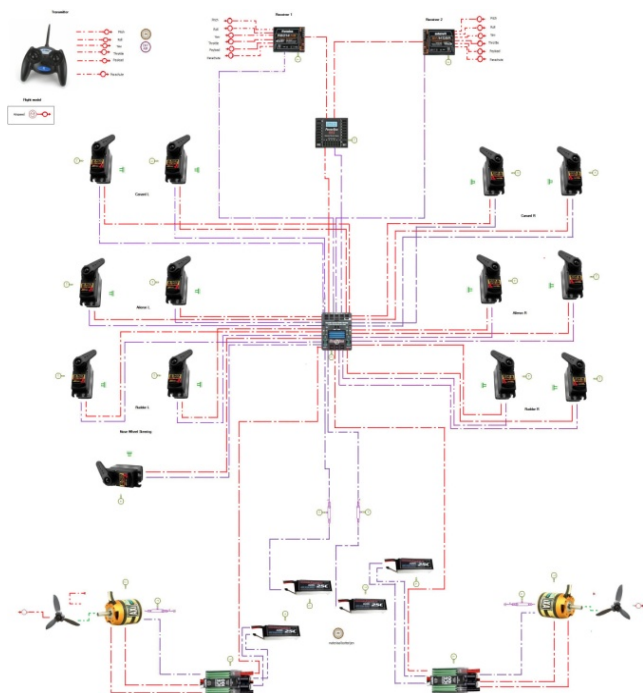


Fig. 2. Arhitectura de referință a rețelei electrice bazată pe managementul energetic.

Pentru realizarea modelului termic al rețelei electrice a avionului a fost necesar să se creeze mai întâi un sistem termic. De fapt, au fost create 4 modele constructive diferite ale sistemului termic, acestea fiind necesare pentru etapa de creare a configurațiilor. Acestea sunt prezentate în figura 3, a, b, c, d.

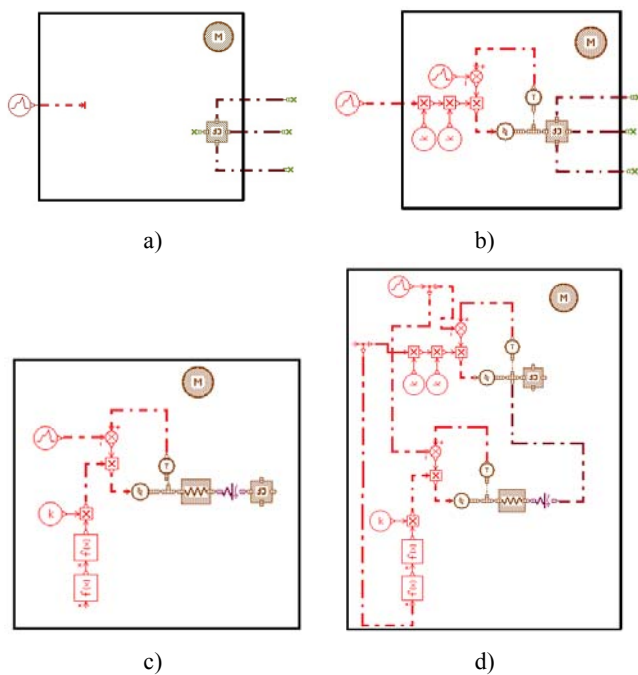


Fig. 3. Modele ale sistemului termic al avionului, proiectate în AMESim.

Se poate observa că sistemul termic constă într-un component termic și o serie de funcții de semnal.

La proiectarea modelului termic al rețelei electrice a avionului pilotat de la sol a trebuit să se ia în considerare posibilitatea de disipare a căldurii. Aerul ar putea fi contaminat și umidificat din cauza comunicării cu exteriorul. Acest lucru nu este de dorit în cazul contactului direct cu componentele electrice și bateriile. O soluție ar fi să se monteze un canal de diametru mare lângă sursa de căldură pentru a dirija căldura în exterior

Submodelul controllerului din figura 4 este conectat cu un submodel de transfer convectiv liniar pentru a simula tranziția între cele două temperaturi. În partea cealaltă a submodelului este conectată o masă de Aluminiu care transformă pierderile de energie prin convecție forțată cu fluxul de aer extern. Acest submodel este conectat la un convertor de temperatură, la care semnalul sosește de la receptorul de temperatură a aerului.

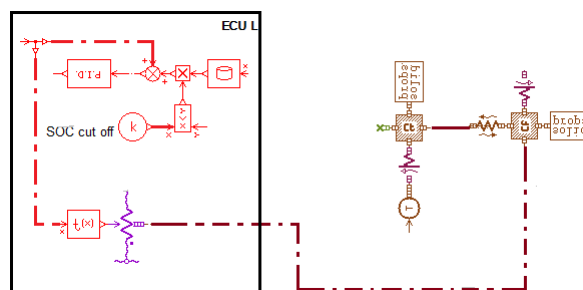


Fig. 4. Sursa de căldură atașată la controllerul de viteză.

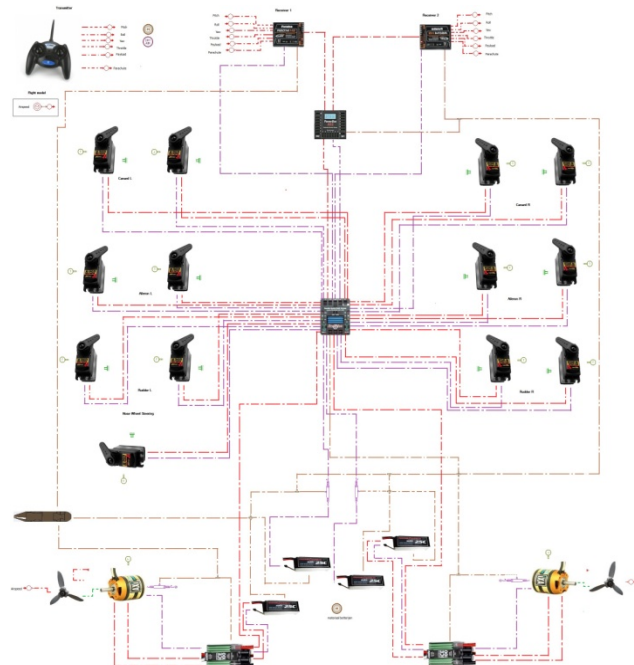


Fig. 5. Arhitectura de referință bazată pe managementul energetic și termic.

Pentru modelul termic, subcomponentele influențate de temperatura aerului înconjurător din interiorul fuzelajului sunt conectate între ele.

3. TESTE ȘI SIMULĂRI

Unul din obiectivele principale ale acestei cercetări a fost investigarea configurațiilor create atât pentru modelul electric cât și pentru modelul termic. Acest lucru este posibil prin evaluarea parametrilor de ieșire semnificativi pentru cele două arhitecturi create. Este extrem de important să se cunoască în fiecare moment valoarea acestor parametri pentru a se face predicții pentru cazul unui zbor real. Pornind de la aceste două arhitecturi de referință create și utilizând programul AMESim s-au creat supercomponente pentru o parte din componentele rețelei electrice ale avionului pilotat de la sol (baterii, servomotoare, motoare și elice). Motivul pentru care s-a procedat la crearea supercomponentelor a fost de a facilita, pentru un utilizator necunoscător, o mai bună înțelegere a funcționării rețelei electrice a avionului. În acest caz, interfața arhitecturii de referință a rețelei electrice a devenit mult mai prietenoasă prin înlocuirea grupurilor de componente electrice de bază cu supercomponente.

Supercomponentele constau într-o pictogramă, o imagine și porturi și sunt asociate cu submodelele. După crearea fiecărui supercomponent, s-a rulat simularea pentru a verifica dacă supercomponentul creat era funcțional.

Pentru crearea configurațiilor pentru cele două arhitecturi de referință s-au utilizat două instrumente de configurare automată: SysDM și System Synthesis.

LMS Imagine.Lab SysDM [4] este o soluție pentru a gestiona datele unui sistem importate din LMS Imagine.Lab AMESim precum și alte instrumente de simulare, furnizând un mediu pentru dezvoltarea Modelului bazat pe Ingineria Sistemelor. Acest instrument software este un sistem de stocare unde inginerii pot crea modele organizaționale pentru bazele de date ale unui sistem, se pot face clasificări precum și alte operații cu aceste date.

Cu LMS Imagine.Lab System Synthesis [3] inginerii de sistem și arhitecții pot crea proiecte conceptuale și arhitecturi de sistem, integrarea și validarea acestora, utilizând datele și modelele provenite din aplicații ca LMS Imagine.Lab AMESim, Simulink®, și Modelica. În final rezultă un model executabil care poate fi testat pe diferite scenarii pentru a valida și optimiza întregul sistem conceptual.

Diagrama din figura 6 reprezintă modul de interconectare între cele trei instrumente software utilizate.

În ceea ce privește această diagramă, se poate observa că prima etapă este crearea arhitecturii de referință, prin intermediul programului AMESim după care se vor crea bazele de date pentru fiecare component existent în cadrul arhitecturii.

Următoarea etapă este importarea acestor baze de date în softul SysDM după care este necesar să se importe arhitectura de referință creată în programul System Synthesis. Pornind de la această arhitectură se vor crea configurațiile dorite după care se va executa simularea acestora.

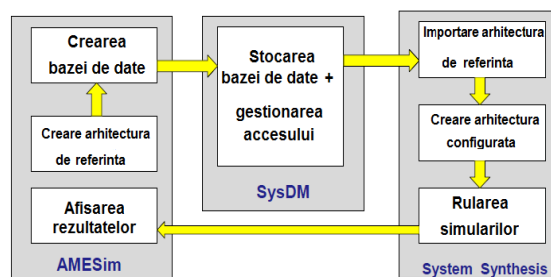


Fig. 6. Conexiunea între cele trei instrumente software.

Etapa finală o constituie afișarea rezultatelor ceea ce ne trimite din nou către programul AMESim.

Instrumentul software SysDM conține un spațiu de depozitare denumit „Repository folder” care este un director unde sunt publicate toate bazele de date precum și arhitecturile de referință și cele configurate, astfel ca toți utilizatorii situați la alte computere legate în aceeași rețea să poată avea acces.

Fiecare component utilizat într-o arhitectură de referință poate avea unul sau mai multe modele. Din acest motiv un component configurabil poate avea una sau mai multe opțiuni.

Pornind de la arhitectura de referință a modelului electric al avionului pilotat de la sol s-au creat 9 configurații cu parametri diferiți ai unor componente (motor, elice). Datorită faptului că s-au creat trei modele pentru fiecare dintre aceste componente a fost foarte ușor să se creeze configurațiile dorite.

În final, după ce s-au creat toate configurațiile posibile s-au rulat simulările. Acest proces este prezentat în figura 7.

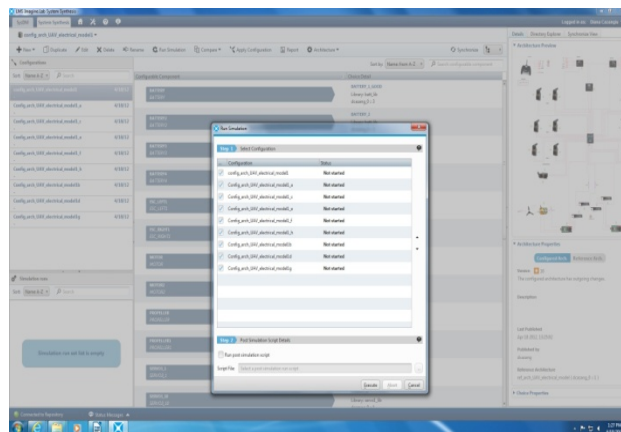


Fig. 7. Cele 9 configurații create pentru modelul electric înainte de simulare.

După terminarea operației de simulare (proces prezentat în figura 8) s-au deschis pe rând fiecare configurație, utilizând programul AMESim pentru a fi afișate graficele care arată comportamentul modelului electric studiat. Pe baza acestor rezultate se poate identifica configurația optimă care va putea fi eventual utilizată într-un caz real.

În același fel, s-au creat, pentru modelul termic 8 configurații care sunt afișate în figura 9. Utilizând două modele diferite constructiv pentru controllerul

electronic de viteză (ESC) și patru modele pentru sistemul termic a fost posibilă crearea configurațiilor dorite.

Urmând procedura, după simulare, fiecare configurație a fost deschisă în programul AMESim pentru a se putea obține rezultatele grafice.

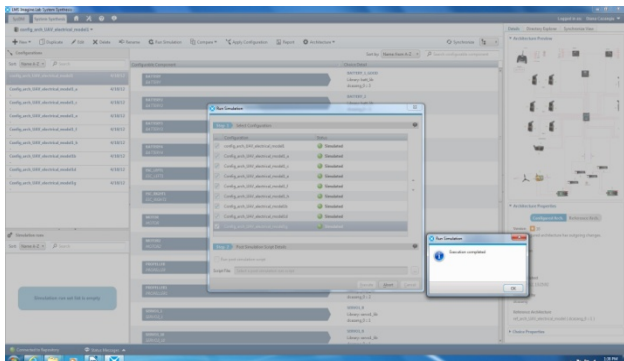


Fig. 8. Configurațiile corespunzătoare modelului electric, după simulare.

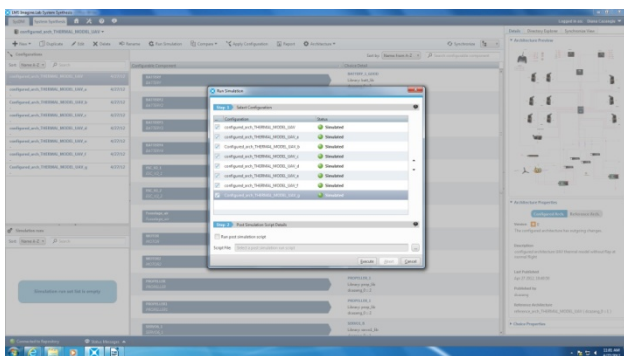


Fig. 9. Cele 8 configurații pentru modelul termic după simulare.

4. REZULTATE ȘI CONCLUZII

S-au executat simulări pentru toate configurațiile create corespunzătoare celor două modele arhitecturale. Pentru simulări s-a utilizat profilul de zbor normal ceea ce înseamnă o durată maximă de 3400 s.

Rezultatele obținute în urma simulărilor s-au situat în jurul valorii de 10 % pentru gradul de încărcare a bateriilor principale. După cum se poate observa din tabelul 1 nu pentru toate configurațiile a funcționat simularea pe durata setată. Se poate observa că durata maximă a simulării diferă de la o configurație la alta în funcție de valorile parametrilor pentru motor și elice.

Simulările au fost executate utilizând trei seturi de parametri pentru elice (AmeProp 17×10, AmeProp 18×10 and AmeProp 19×10). Cele mai bune rezultate s-au obținut pentru configurațiile în s-a utilizat modelul de elice cu diametrul mai mic.

Ca o concluzie, s-a observat că dacă acești parametrii (momentul motor și diametrul elicei) sunt prea mari, atunci timpul de simulare descrește deoarece nivelul de încărcare al bateriilor principale ajunge mai repede la valoarea limită setată de 10 %.

În tabelul 1 pot fi observate valorile gradului de încărcare al bateriilor principale pentru cele 9 configurații ale modelului arhitectural electric.

Tabelul 1. Rezultate numerice obținute în urma simulărilor pentru modelul electric

Configurația Nr..	Valoarea SOC pentru bateriile principale, [%]
1	10,2577
2	Eșuată (simularea se oprește după 2100 s)
3	Eșuată (simularea se oprește după 2600 s)
4	Eșuată simularea se oprește după 2600 s)
5	Eșuată (simularea se oprește după 1600 s)
6	10,5264
7	Eșuată (simularea se oprește după 2400 s)
8	Eșuată (simularea se oprește după 1900 s)
9	37,3146

Pentru modelul termic, simulările s-au executat tot pe profilul zborului normal, pe o durată de 3400 s. Ca variabile de ieșire s-au înregistrat temperaturile dezvoltate în sistemul termic și la nivelul controllerului de viteză.

În tabelul 2 pot fi observate rezultatele numerice ale parametrilor vizați, pentru modelul termic.

Tabel 2. Rezultate numerice pentru temperatura din sistemul termic și de la nivelul controllerului

Configurația Nr.	Temperatura sistemului termic [°C]	Temperatura controllerului [°C]
1	98,5151	529,15
2	137,221	536,887
3	137,221	536,887
4	98,5151	529,15
5	72,5153	189,35
6	97,8255	191,214
7	97,8255	191,214
8	72,5153	189,35

După cum se observă în tabelul 2, sistemul termic a înregistrat o temperatură de 98.5151 °C în timp ce controllerul de viteză montat pe fuselaj a atins o temperatură extremă de 529.15 °C. Această valoare a temperaturii controllerului s-a obținut deoarece în simulările preliminare modelul termic nu a fost calibrat și nu s-au utilizat parametri reali de simulare.

În condițiile unui zbor real ar fi imposibil ca un controller să reziste la o temperatură așa mare; după valoarea de 200 °C acest tip de controller ar fi practic descompus.

Controllerul de viteză este sursa cea mai importantă de producere a căldurii. În cazul primelor patru configurații, simularea s-a executat în condițiile unui transfer direct de căldură între mediul interior și cel de afară, utilizând un controller montat pe structura din Aluminiu a sursei de căldură.

Pentru a evita creșterea rapidă a temperaturii la nivelul controllerului s-a utilizat, pentru ultimele patru configurații, o sursă adițională de răcire a aerului și astfel temperatura a scăzut semnificativ până la valoarea de 189,35 °C. Acest lucru a condus la

rularea în condiții optime a simulării configurațiilor corespunzătoare modelului termic.

În urma simulărilor efectuate în cadrul acestor cercetări se pot concluziona următoarele:

- Utilizarea instrumentelor de configurare automată în proiectarea sistemelor reduce semnificativ durata de lucru necesară operației de schimbare a componentelor.

- Procesul de simulare se poate aplica unui set de configurații existente într-o listă.

- După cum s-a și observat pe parcursul acestei lucrări, prin utilizarea instrumentelor de configurare automată s-au obținut mai multe configurații ale aceleiași arhitecturi de referință fără să fie necesară modificarea acesteia.

- În cadrul investigării unui sistem este întotdeauna necesar să se creeze mai multe configurații. În acest fel se poate determina, în urma rezultatelor simulărilor, care este configurația optimă pentru o misiune specifică. Odată ce este identificată varianta optimă de configurație se poate proceda la construcția fizică a sistemului respectiv. În cazul de față, configurația optimă pentru modelul electric a fost ultima din tabelul 1 deoarece după cele 3400 s de simulare gradul de încărcare a bateriilor principale a atins valoarea de 37,3146. Desigur acest lucru a impus o ajustare a parametrilor inițiali ai motorului și elicei. Tot pe acest considerent, s-au identificat pentru modelul termic două configurații optime (numerotate cu 5 și 8 în tabelul 2).

Ca o concluzie finală, se poate afirma că procesul de cosimulare între instrumentele software este în zilele noastre o opțiune pentru a salva atât timp cât și resurse financiare.

În finalul acestei lucrări as dori să mulțumesc Universității catolice din Brugge Oostende (KHBO) pentru datele furnizate precum și pentru suportul teoretic necesar realizării acestor cercetări.

BIBLIOGRAFIE

- [1] Meyer J., du Plessis F., Clarke W., *Design Considerations for Long Endurance Unmanned Aerial Vehicles*, Johannesburg University, South Africa, 2009.
- [2] <http://www.army-technology.com/features/featureuav-evolution-natural-selection-drone-revolution> - retrieved 22.06.2013
- [3] Awan S.H., *UAV applications in atmospheric research*, Cranfield University School of Engineering, 2007.
- [4] LMS International (2011). *Imagine Lab Amesim*. From LMS International: <http://www.lmsintl.com/LMS-Imagine-Lab-AMESim>
- [5] Prototalk (2012). *Lithium Polymer Battery guide*. From Prototalk: <http://prototalk.net/forums/showthread.php?t=22>
- [6] Thunderpower (2011). *Thunderpower Battery documents*. From Thunderpower: <http://thunderpowerrc.com/html/documents/TPRCWebPriceList08242011.pdf>
- [7] Models of servos (2012). Retrieved 10.04.2012 from HITEC: <http://www.servoshop.co.uk/index.php?pid=HITHS5056MG&rea=Servo>
- [8] Models of Brushless Motors (2012). Retrieved 10.04.2012 from AXI 5320/18 GOLD LINE: <http://www.modelmotors.cz/index.php?page=61&product=5325&serie=18&line=GOLD>
- [9] Propeller image from <http://www.taem.co.za/products.html> (retrieved 07.05.2012).

Despre autori

Drd. ing. **Diana CAZANGIU**

Universitatea „Transilvania” – Brașov

Absolventă a Universității „Transilvania” din Brașov. Din anul 2012, activează ca inginer doctorand la Universitatea „Transilvania” din Brașov, cu competențe în utilizarea mediului de programare grafică și analiza și prelucrarea semnalelor.

Drd. ing. **Gabriel DIMA**

NUARB Aerospace Brașov

Absolvent al Universității „Transilvania” din Brașov. Din anul 2010, Director tehnic în cadrul Companiei NUARB Aerospace din Brașov, cu competențe în utilizarea programelor FEM de calcul și simulare precum și specializări multiple în cadrul CAD.

Dr. **Yves LEMMENS**

LMS International, Belgia

Absolvent al specializării de Aviație și Tehnologii Spațiale din cadrul Universității din Brussels, a obținut doctoratul la Departamentul de Inginerie Aerospațială a Universității din Cranfield University (UK). Este cercetător și responsabil de proiect la centrul de Competență aerospațială din cadrul companiei LMS International unde are preocupări în simularea multicorp cu integrarea sistemelor pentru aplicații aerospațiale.

Prof. univ. dr. ing. **Ileana ROȘCA**

Universitatea Transilvania din Brașov

Absolventă a Universității „Transilvania” din Brașov. Din anul 2000, este profesor la Universitatea „Transilvania” din Brașov și are competențe în domeniile: Metrologie; Modelarea biosistemelor și metode moderne de măsurare; Biomecanică, proteze și orteze; Ombroscopie optică și tratament statistic de imagine.