

**Contractor: Institutul Național de
Cercetare-Dezvoltare Aerospațială
„Elie Carafoli” –I.N.C.A.S.București
Cod fiscal :RO434670**

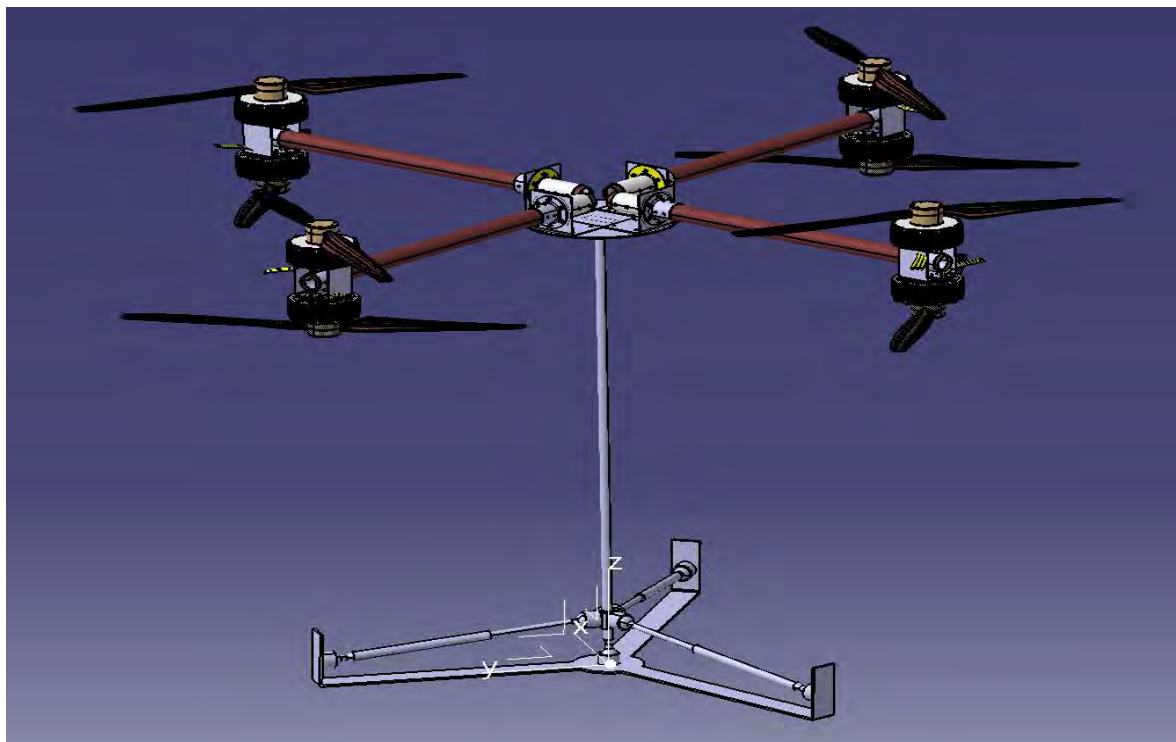
RAPORT ANUAL DE ACTIVITATE
privind desfășurarea programului nucleu
Cercetări avansate pentru creșterea competitivității și capacității de concepție, analiză și
expertiză specifică în domeniul aerospațial – “AEROEXPERT 2023-2026”
anul 2024

Durata programului: 4 ani

Data începerii: ianuarie 2023

Data finalizării: decembrie 2026

1.Scopul programului: Programul “ Cercetări avansate pentru creșterea competitivității și capacității de concepție, analiză și expertiză specifică în domeniul aerospațial – AEROEXPERT 2023-2026” si-a propus efectuarea de cercetari fundamentale si aplicative in domenii prioritare stabilite cum ar fi :eco-nano-tehnologii si materiale avansate, spatiu si securitate, sănătate din zonele de competenta ale INCAS cu scopul de a asigura cresterea competitivitatii economiei romanesti prin inovare, cresterea contributiei romanesti la progresul cunoasterii si cresterea rolului stiintei in rezolvarea problemelor societatii.



2.Modul de derulare al programului: In urma unei analize privind desfasurarea programelor in perioada 2019-2022,in anul 2024 programul AEROEXPERT 2023-2026 a continuat cu cele 8 teme de proiect abordate inca din anul 2023,astfel:

1 - Cercetari avansate in domeniul fizicii curgerilor si aplicatii aerospatiale:

- Tehnologii moderne de testare aerodinamică și aeroacustică a modelelor de vehicule cu propulsie electrică și hibridă;
- Dezvoltare capabilitati pentru caracterizarea numerica si experimentală a vehiculelor aerospatiale;
- Dezvoltarea capabilităților numerice de optimizare aerodinamică independente, portabile, pentru proiectarea vehiculelor aerospațiale;
- Dezvoltarea de capacități avansate de simulare aerodinamică (high fidelity);

2 -Sisteme CPS (cyber physical systems) pentru vehicule si operatiuni aerospatiale:

- Tehnologii pentru sinteza, validarea si testarea algoritmilor necesari controlului geometriei formației și comportamentului de stol al sistemelor aeriene fără pilot;
- Sistem de simulare dinamică pentru aplicații de tip pilot-in-the-loop;
- Platforme inteligente CPS (Cyber Physical Systems) pentru sisteme autonome ce functioneaza in conditii ostile (gps denied);
- Demonstrator tehnologic pentru controlul autonom al aterizarii pe platforme mobile

3. Conceptie si dezvoltare structuri si materiale avansate pentru aeronautica si spatiu:

- Tehnologii SHM cu senzori distribuiti si algoritmi avansati de identificare a defectelor;
- Tehnologii emergente bazate pe materiale structurale hi-tech sustenabile pentru industria aeronautica;
- Structuri compozite multifunctionale rezistente la temperaturi extreme pentru aplicatii spatiale;
- Instrumente, analize specifice si validarea rezultatelor obtinute prin simulari numerice avansate pentru certificarea structurilor aerospatiale;
- Metodologie de evaluare si prelungirea resursei structurilor aeronavelor.

4.Dezvoltari precompetitive (TRL4-6) pentru produse si tehnologii specifice domeniului aerospatial:

- Dezvoltari tehnologice avansate pentru generatiile viitoare de sisteme aeriene robotizate pentru lucrul aerian distribuit;
 - Demonstrator tehnologic pentru o noua generatie de aeronave de scoala si antrenament;
- Sisteme avansate de comenzi fly-by-wire, oxigen si climatizare pentru aeronave si integrare intr-o baza demonstrator tehnologic pentru un trainer avansat.

5. Instalații și infrastructuri de cercetare în domeniul aerospațial:

- Tehnologii de experimentare pentru vehicule aerospatiale in tunele aerodinamice de viteza mare
- Asigurarea si dezvoltarea capabilitatiilor tehnologice de cercetare din domeniul mediului atmosferic utilizand IC-CAART
 - Metode experimetale non-invazive aplicate în tunele aerodinamice pentru vehicule aerospațiale
- Extindere capabilitati de procesare, vizualizare si interactiune imersiva pentru Laboratorul de Realitate Virtuala.

6. Sisteme și operațiuni în spațiu aerian nese segregat:

- Dezvoltarea de modele și identificarea de soluții tehnologice pentru creșterea siguranței de operare pe piste contaminate în condiții de vânt lateral
- Tehnologii pentru identificarea și scăderea factorilor de risc asociați integrării sistemelor fără pilot în spațiul aerian nese segregat
- Dezvoltarea unui mediu virtual integrat pentru analiza de incidente aviatice și elaborarea de scenarii de siguranță pentru operarea aeronavelor
- Interfața om-mășină-mediu pentru creșterea siguranței de operare în spațiul aerian nese segregat.

7. Tehnologii spațiale:

- Dezvoltarea unui demonstrator tehnologic reutilizabil tip vehicul spațial de reintrare cu recuperare prin încercare în condiții de cadere controlată
- Demonstrator tehnologic wire-bird de tip microlansator la scară reală
- Tehnologie de recuperare prin aterizare verticală pentru demonstratoare spațiale
- Laborator de testare în condiții extreme pentru sisteme/echipamente spațiale.

8. Cercetări avansate de mediu atmosferic:

- Cercetări cu laboratoare aeropurtate privind influența microstructurii și evoluției norilor
- Studii avansate ale compoziției atmosferice în suportul misiunilor de EO
- Tehnologii spațiale și aeropurtate în managementul dezastrelor și crizelor majore
- Cercetări avansate în domeniul ingineriei vântului.

2.1 Descrierea activităților (utilizând și informațiile din rapoartele de fază, Anexa nr. 10)

PROIECT NUCLEU PN 23 17 01 01:

FAZA nr. 3- Dezvoltare capacități de analiză aerodinamică utilizând inteligența artificială.

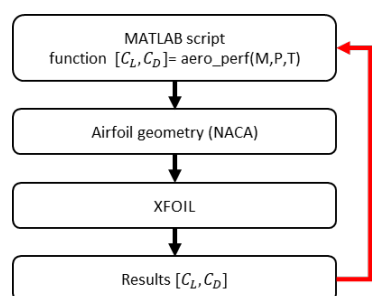
În prima activitate a acestei faze, *Generare bază de date cu soluții aerodinamice pe geometrii convenționale determinate cu programe dedicate de analiză*, s-au prezentat metodologiile de generare a trei baze de date folosind diferite metode de obținere a rezultatelor. S-a studiat și generat o bază de date inițială folosind rezultate obținute prin metode de analiză de fidelitate redusă bazate pe metoda potențială cuplată cu modele de strat limită. Apoi, s-a generat o bază de date similară, îmbunătățind gradul de acuratețe al rezultatelor prin utilizarea metodelor de analiză numerică de fidelitate înaltă precum simulări numerice RANS. În final, s-a generat încă o bază de date folosind rezultate experimentale.

În a doua activitate a acestei faze, *Identificare și implementare rețea neurală în vederea antrenării acesteia*, s-a realizat o analiză detaliată a diferitelor tipuri de rețele neurale utilizate în procesul de antrenare. Printre acestea, s-au examinat rețelele neurale complet conectate, convoluționale, recurente și cele cu mecanisme de memorie și atenție. Pentru fiecare metodă a fost evaluat gradul de fezabilitate al integrării acesteia în procesul de antrenare, având ca referință bazele de date generate anterior.

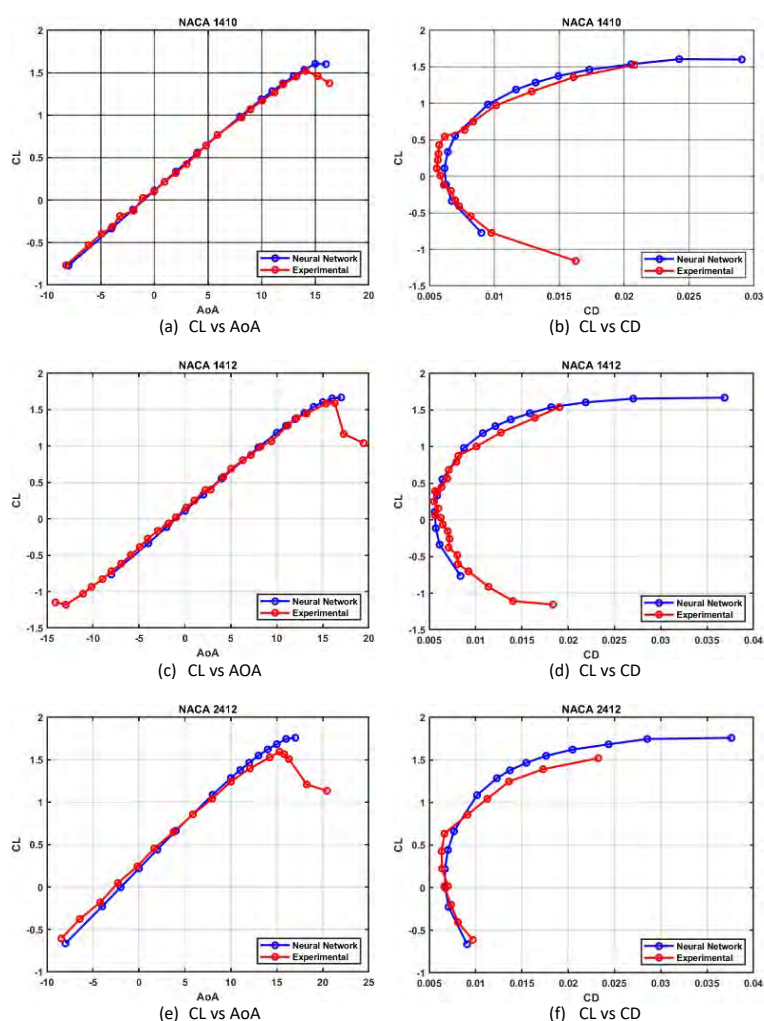
În cea de-a treia activitate a fazei curente, *Testarea și validarea soluțiilor obținute utilizând rețeaua neurală cu programe dedicate de analiză aerodinamică*, s-a determinat gradul de fezabilitate al fiecărei baze de date generate anterior. Prima parte a constatat în antrenarea rețelei folosind date experimentale determinând avantajele și dezavantajele acesteia. Ulterior, s-a evaluat performanța rețelei neurale utilizând date provenite din metode de fidelitate redusă.

În final, s-a studiat fezabilitatea utilizării bazei de date generate folosind programe de analiză de fidelitate înaltă. Scopul principal a fost identificarea și îmbunătățirea performanței, prin analiza grafică a coeficienților aerodinamici prezii de rețeaua neurală în comparație cu cei din baza de date. Metode standard de analiză, precum măsurarea erorii de predicție și calcularea coeficienților de corelație, au fost utilizate pentru a evalua în ce măsură rețeaua neurală poate să modeleze relațiile dintre parametrii de intrare și parametrii de ieșire. De asemenea, s-a realizat o reprezentare grafică pentru a evidenția comportamentele atipice ale coeficienților aerodinamici, sugerând posibile îmbunătățiri în procesul de antrenare.

În concluzie, în cadrul fazei curente au fost atinse obiectivele impuse prin realizarea completă a activităților desemnate fiind realizate pachete de proiectare conceptuală și preliminară utilizând procese de optimizare aerodinamică.



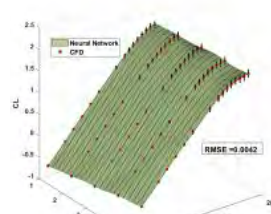
Schema logica a procesului de automatizare folosită pentru programul de calcul Xfoil



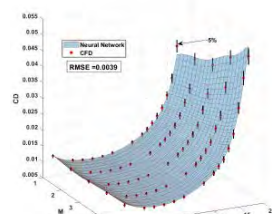
Comparație pentru diferite profile aerodinamice între datele prezise și datele din baza de date

Pentru evaluarea performanței rețelei neurale, se vor utiliza metode standard de analiză, cum ar fi măsurarea erorii de predicție și calcularea coeficienților de corelație. Aceasta va permite să se determine în ce măsură rețeaua neurală poate să modeleze corect relațiile dintre parametrii de intrare, cum ar fi coeficienții metodei de parametrizare a profilurilor NACA cu 4 cifre și unghiul de incidență, și parametrii de ieșire, reprezentați de coeficienții aerodinamici.

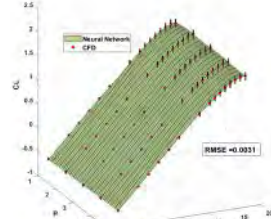
O măsură suplimentară de validare a comportamentului rețelei neurale, o reprezintă reprezentarea grafică a suprafețelor corespunzător coeficienților aerodinamici de portanță și rezistență la înaintare în comparație cu rezultatele din baza de date. Această reprezentare grafică va evidenția eventualele puncte de discontinuitate sau comportamente atipice ale coeficienților aerodinamici, care ar putea indica probleme în performanța rețelei neurale. Pe baza acestor concluzii, se propun metode de îmbunătățire în procesul de antrenare sau în arhitectura rețelei neurale pentru a îmbunătăți performanța rețelei.



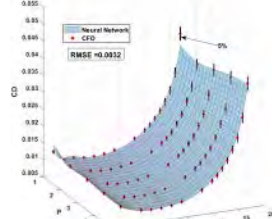
(a) C_L vs AoA vs M pentru $P = 4$ și $T = 12$



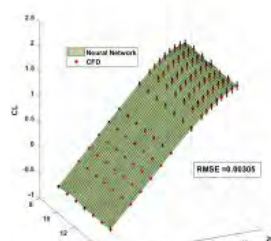
(b) C_D vs AoA vs M, pentru $P = 4$ și $T = 12$



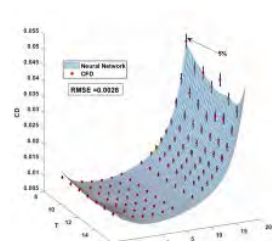
(c) C_L vs AoA vs P, pentru $M = 2$ și $T = 12$



(d) C_D vs AoA vs P, pentru $M = 2$ și $T = 12$

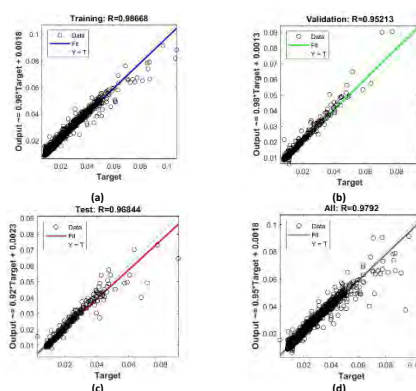


(e) C_L vs AoA vs T, pentru $M = 2$ și $P = 4$

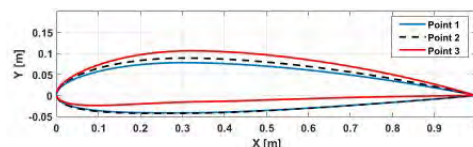


(f) C_D vs AoA vs T, pentru $M = 2$ și $P = 4$

Studiu parametric comparativ între ADflow și rețeaua neurală ai performanțelor aerodinamice ale profilurilor NACA 4 cifre



Reprezentarea coeficientului de corelație pentru (a) baza de date de antrenare, (b) baza de date de validare, (c) baza de date de test și (d) baza de date completă



Reprezentarea geometrică a celor trei puncte de optim alese

FAZA nr. 4- Dezvoltare metodologii de optimizare structurală a ansamblurilor aeronautice în vederea minimizării masei și eficientizării zborului

Această lucrare analizează metodele de parametrizare și optimizare structurală a ansamblurilor aeronautice utilizând software precum MYSTRAN, ANSYS și un solver structural dezvoltat la INCAS.

Se evidențiază importanța eficienței, preciziei și reducerii costurilor prin automatizarea soluționării structurale, esențiale în dezvoltarea aeronavelor mai ușoare și performante. Printre metodologiile discutate se numără optimizarea topologică prin metode precum SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) și Level Set, precum și utilizarea algoritmilor genetici pentru optimizarea distribuției materialelor și a geometriei structurilor, contribuind la minimizarea masei și îmbunătățirea caracteristicilor de zbor.

În prima activitate a acestei faze, *Dezvoltare metodologii de parametrizare a ansamblurilor structurale aeronautice și de automatizare a soluționării structurale a acestora utilizând codul MYSTRAN și similare*, s-au prezentat metodologiile de soluționare ale ansamblurilor structurale cât și metodele de parametrizare a acestora. De asemenea s-au prezentat modalitățile de automatizare a acestora împreună cu procedeul de optimizare topologică folosind metoda SIMP.

În a doua activitate a acestei faze, *Identificarea și implementarea condițiilor de optimizare, a constrângerilor și a funcțiilor obiectiv necesare obținerii unor rezultate aplicabile*, s-a realizat o analiză detaliată a diferitelor tipuri de algoritmi de optimizare ce pot fi utilizați cu constrângeri, s-au identificat și implementat condițiile de optimizare cât și constrângerile pentru funcțiile obiectiv identificate specifice cazurilor de interes.

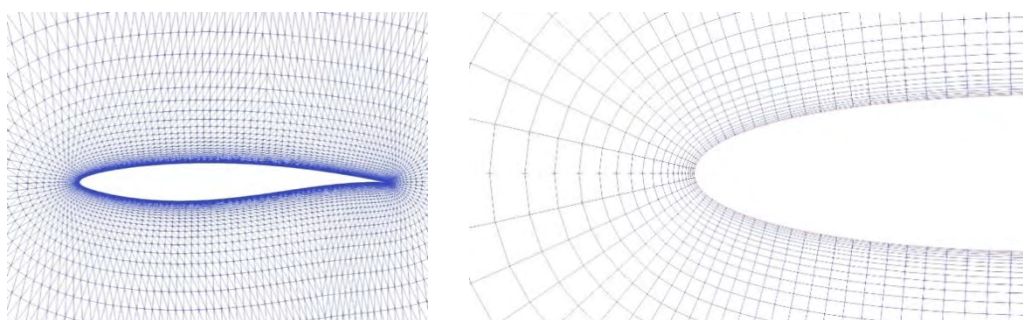
În cea de-a treia activitate a fazei curente, *Aplicarea optimizării aero-structurale pentru un caz reprezentativ*, s-au prezentat rezultatele obținute în urma optimizării aero-structurale pentru ansamble de tip aripă (înveliș + lonjeroane + nervuri), aripă ((înveliș + lonjeroane + nervuri + lise), fuzelaj (înveliș + cadre + lise).

În concluzie, în cadrul fazei curente au fost atinse obiectivele impuse prin realizarea completă a activităților desemnate fiind realizate pachete de proiectare conceptuală și preliminară utilizând procese de optimizare structurală.

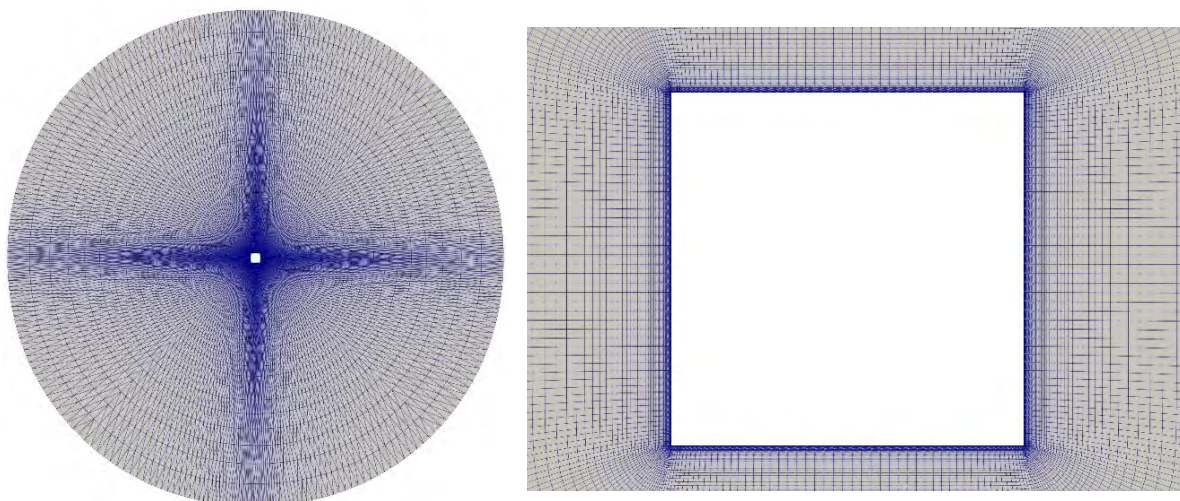
PROIECT NUCLEU PN 23 17 01 02:

În cadrul celor 3 faze din anul 2024 s-a realizat:

-Dezvoltarea unei metodologii de discretizare de tip advancing front 2D, pentru configurații high-lift sau multi-element, pentru grile hibride, pentru solverul bidimensional, s2d dezvoltat de INCAS

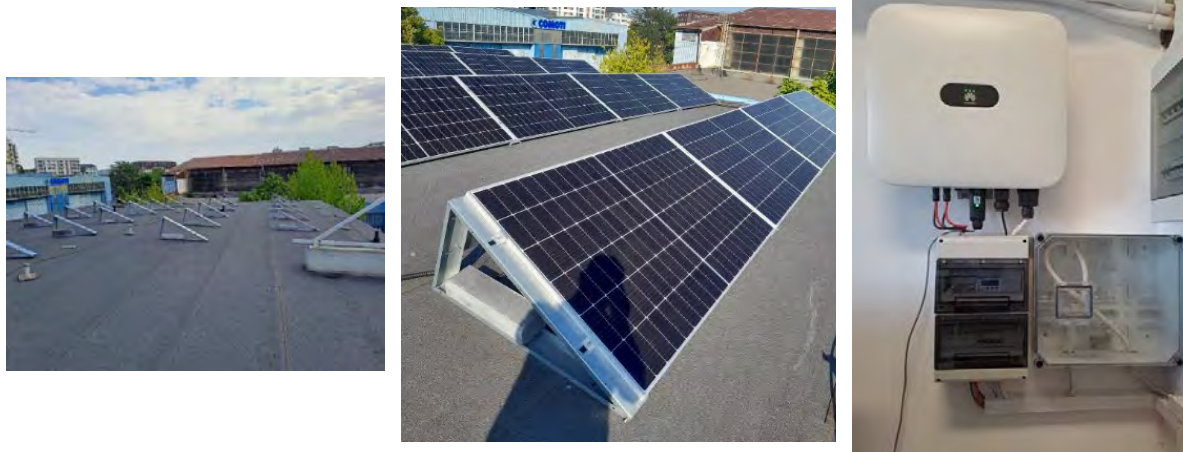


Grile monobloc generate de INCAS, cu metoda advancing front



Grile hibride generate de INCAS, cu metoda advancing front

-Asigurarea unei producții mici de electricitate prin instalarea de panouri solare cu o putere nominală de 10 kW



Panourile fotovoltaice montate pe corpul E, invertorul Huawei, sistemul de monitorizare prin internet și carcasa unui contor de energie



Cele două ninsori din iarna 2023-2024 au acoperit cu un strat subțire de gheață panourile rezultând o producție nulă; este necesară spălarea periodică a panourilor, cu jet de apă



Interfața aplicației pentru monitorizarea producției de energie a sistemului fotovoltaic

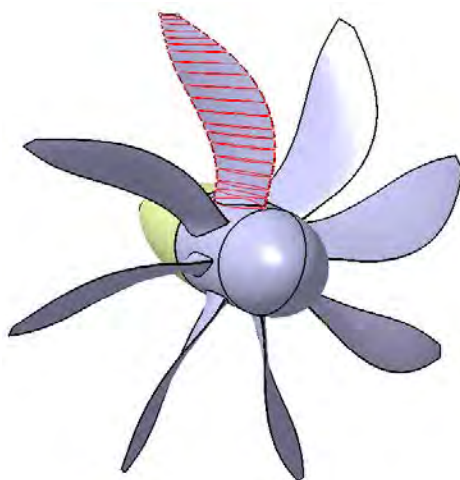
● PV output ● Total consumption ● Consumed from PV (kW)



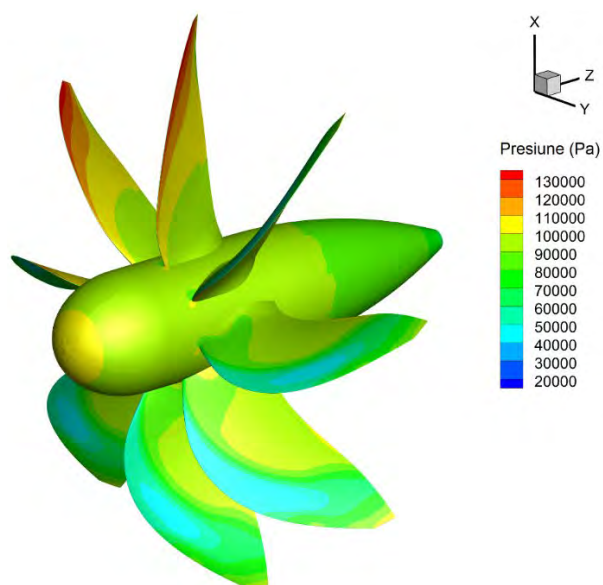
Productia intr-o zi normală, în aprilie 2024

Productia de energie electrica fotovoltaica in primul an de exploatare a sistemului arata potentialul de recuperare a investitiei intr-un interval aproximativ 3 ani. Energia zilnica maxima produsa este de 70 kWh pe zi. Cateva zile pe an puterea electrica la varf depaseste usor, consumul sistemului de calcul HPC si al aerului conditionat. Economia realizata inseamna aproximativ 16% din consum. Acoperisul cladirii permite dublarea capacitatii de productie.

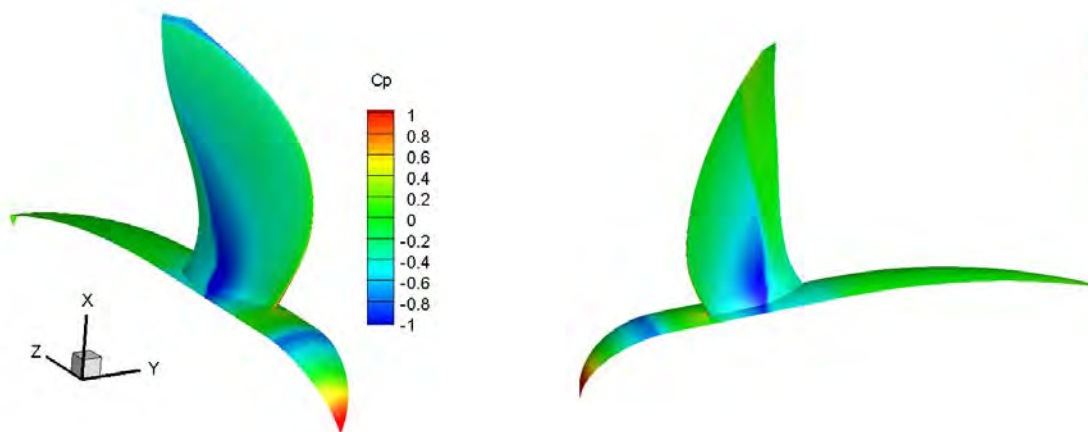
- Utilizarea de sisteme de referință multiple



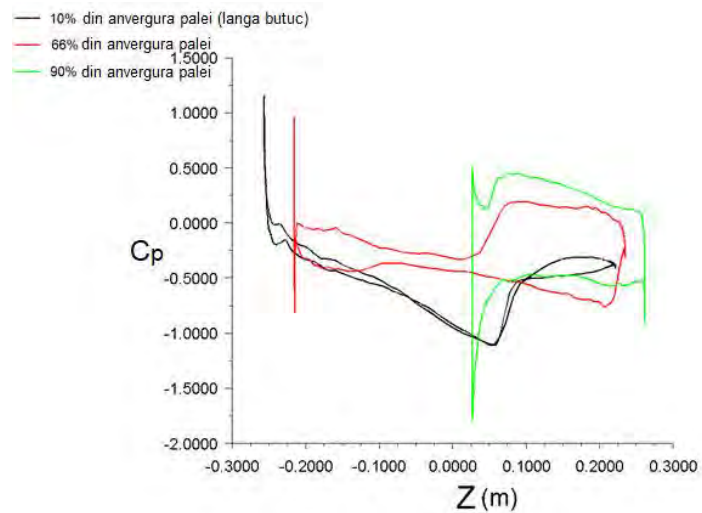
Geometria elicei de tip „propfan” a fost creată cu programul Catia, utilizând curbele dintr-un brevet american



Presiunea statică pe elicea de tip „propfan”, la regimul nominal

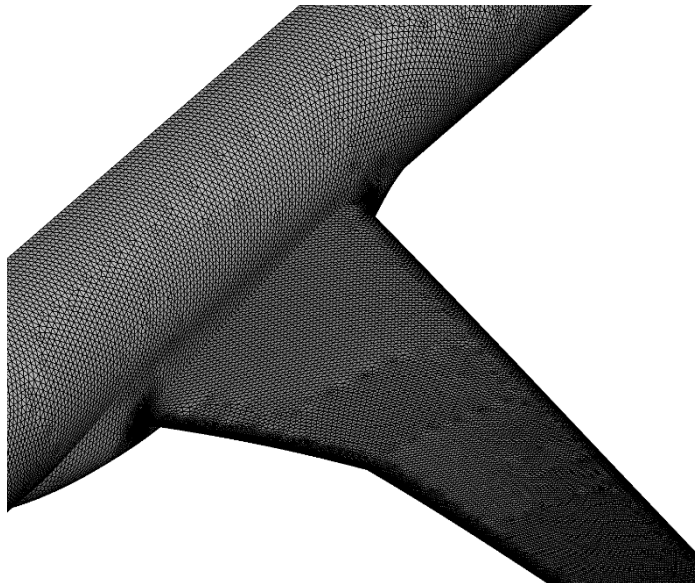


Coeficientul de presiune pe extradosul (stânga) și intradosul (dreapta) palei de elice, la regimul nominal, $C_p = \frac{p - p_\infty}{0.5 \cdot \rho_\infty \cdot [V^2 + (\omega \cdot r)^2]}$

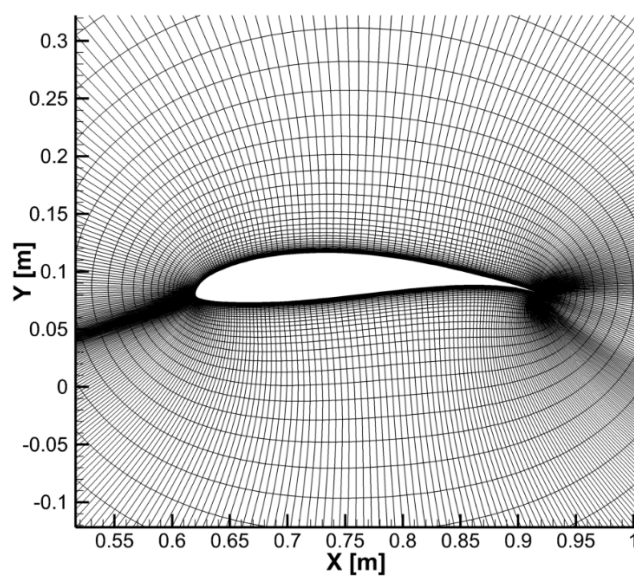


Coeficientul de presiune, în 3 secțiuni cilindrice ale palei de elice,
la regimul nominal, $C_p = \frac{p-p_\infty}{0.5 \cdot \rho_\infty \cdot [V^2 + (\omega \cdot r)^2]}$

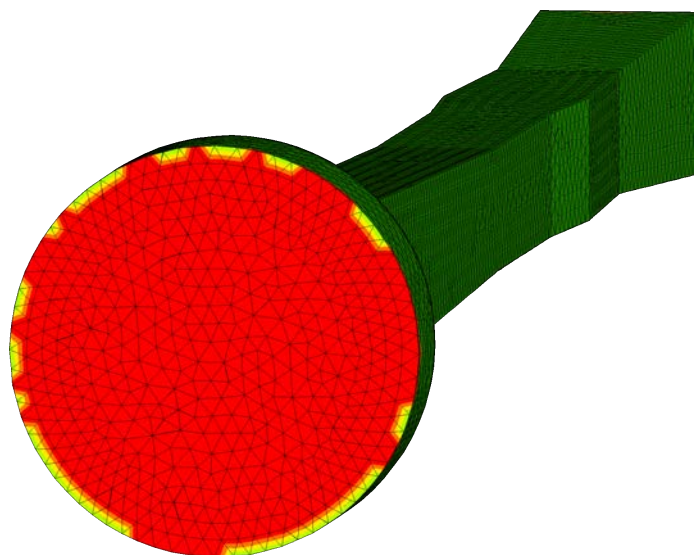
-Dezvoltarea unei metodologii de discretizare de tip advancing front 3D, pentru configuratii high-lift sau multielement pentru grile hibride, pentru solverul tridimensional, s3d dezvoltat de INCAS



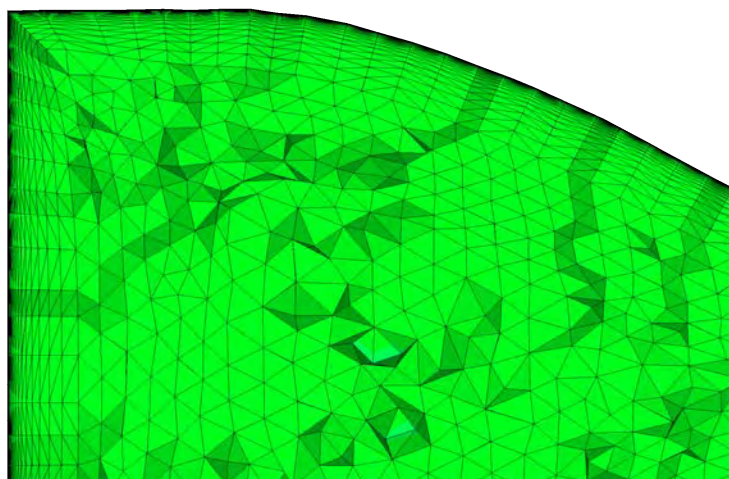
Grila de suprafață obținută din discretizare geometriei



Grila de suprafață ce reiese din discretizare geometriei folosind metoda advancing front



Grila pentru studiul curgerii din interiorul tunelului trisonic de la INCAS, realizată cu programul dezvoltat de INCAS



PROIECT NUCLEU PN 23 17 02 01:

Faza 3: Metode pentru determinarea performanțelor vehiculelor aeriene, și softuri dedicate pentru acestea

Procesul de proiectare al aeronavelor este constrâns de necesitățile impuse de condițiile de siguranță pe care trebuie să le îndeplinească produsul final. Din această cauză este un proces de lungă durată care poate fi împărțit într-un număr de etape caracterizate de gradul de cunoaștere de către proiectanți a configurației finale a aeronavei. În fiecare dintre aceste etape Dinamica Zborului îndeplinește un rol central bine-definit.

➤ Etapa I Pre-concept

În această etapă la aeronavă există doar ca un set de performanțe necesare și o misiune ce trebuie îndeplinită în anumiți parametri. Rolul Dinamicii Zborului în această etapă este de a pre-estima, pornind de la datele unor aeronave cunoscute, parametrii inerțiali și geometrici ce definesc configurația, precum și a oferi o gamă de valori necesare pentru principalii coeficienți aerodinamici. Procesul are un caracter iterativ pornind de la estimări bazate pe similitudini cu aeronave existente care sunt rafinate de-a lungul unor iterații succesive până când se obține unul sau mai multe seturi de date ce îndeplinesc performanțele necesare. În baza acestor date se vor defini în etapa următoare configurațiile de studiat.

➤ Etapa II Definirea-conceptului

În cadrul acestei etape plecând de la seturile de date inerțiale, geometrice și aerodinamice estimate obținute în etapa I se definesc din punct de vedere aerodinamic și al design-ului o serie de configurații pentru care se vor realiza de către colectivul de aerodinamică și structură calcule detaliate privind coeficienții și derivatele aerodinamice și diagrama de manevră a aeronavei. În baza acestor calcule colectivul de dinamică zborului realizează studiul de stabilitate și control al aeronavei calculând ecuațiile Dinamicii Zborului obținând astfel modelul ne-liniar al dinamicii aeronavei și apoi folosind teoria micilor perturbatii modelul liniarizat. Modelul liniarizat este folosit pentru a studia stabilitatea sistemului în buclă deschisă, determinând dacă îndeplinește cerințele impuse de standarde și de asemenea pentru proiectarea sistemului automat de comandă care să permită sistemului în buclă închisă să realizeze performanțele cerute de cerințele de proiectare. În iterații succesive colectivul de dinamică sistemului propune modificări ale configurației care să permită realizarea cerințelor de stabilitate în buclă deschisă, dacă soluțiile de control nu permit realizarea stabilității în buclă închisă, sau îmbunătățirea controlului pentru a realiza performanțele impuse de cerințele de proiect. Dacă aceste modificări sunt acceptate se va începe un nou proces de calcul al derivatelor, coeficienților, diagramei de manevră și modelarea ne-liniară și liniară a dinamicii zborului.

➤ Etapa III Înghețarea configurației

Dintre configurațiile studiate în etapa anterioară este aleasă cea care are șansele cele mai mari de a îndeplini performanțele cerute cu costul cel mai mic. Pentru această configurație se face un proiect detaliat și studii structurale folosind metode CAD, studii aerodinamice detaliate folosind modele CFD, teste în suflerii și datele generate de aceste metode sunt folosite pentru a obține modele detaliate de dinamică zborului rafinate de-a lungul a mai multor iterații până când performanțele și caracteristicile dinamice obținute îndeplinesc cerințele de proiectare.

➤ Etapa IV Prototipare

În această fază proiectul detaliat realizat în etapa anterioară, este construit. Rolul dinamicii zborului în această etapă este de a pregăti și supraveghea programul de testare în zbor și în baza datelor obținute

sa rafineze sistemul automat de control pentru a contracara deficiente ce nu au putut fi scoase in evidenta decat in faza de testare in zbor.

In aceasta faza a proiectului se vor detalia metodele folosite pentru Calculul si Analiza performantelor, metode ce sunt necesare in toate cele patru etape detaliate mai sus.

Produse comerciale disponibile

In momentul de fata in industria aerospatiala sunt doua produse ce au devenit standard pentru calculul performantelor: Advanced Aircraft Analysis (AAA) produs si distribuit de DAR Corporation prin modul sau de performante si Aircraft Performance Program (APP) produs de ALR Aerospace in asociere cu RUAG Aerospace Defence si distribuit de DAR Corporaion. In cele ce urmeaza o scurta descriere a fiecaruia extrasa din rapoartele anterioare va fi oferita.

Programul de calcul AAA - Advanced Aircraft Analysis

AAA - Advanced Aircraft Analysis [12] este un program cuprinzător de calcul si proiectare a aeronavelor care oferă utilizatorilor autoritate deplină asupra întregului proces preliminar de proiectare, așa cum se prezintă în figura 1. De la dimensionarea greutății și performanței la aerodinamică și analiza stabilității și controlului, inclusiv monitorizarea tuturor aspectelor proiectării la fiecare pas.

Metodele AAA sunt bazate pe fizică de înaltă fidelitate, combinate cu metodele semi-empirice testate în timp, au îmbunătățit capacitatea inginerilor aerospațiali de a analiza mai multe modele neconvenționale de aeronave și de a rămâne în fruntea industriei aerospațiale în continuă evoluție.

AAA oferă un cadru puternic pentru a sprijini procesul iterativ și variat de proiectare preliminară a aeronavelor. Programul AAA permite inginerilor de proiectare preliminară să ia o configurație de aeronavă de la dimensionarea timpurie a greutății prin analiza de stabilitate și sensibilitate dinamică în buclă deschisă și în buclă închisă, în timp ce lucrează în limitele de reglementare impuse de standardele MIL,CS25 și CS27.

AAA poate fi folosit pentru a proiecta avioane de tip luptă și avioane de mare viteză. Modulul de tracțiune detaliat permite proiectanților să meargă până la fluxul supersonic. Modulele de stabilitate și derivate de control tratează doar fluxul subsonic (până la aproximativ Mach = 0,7) pentru majoritatea derivatelor. Majoritatea celorlalte module nu au dependență de viteză și pot fi utilizate în orice regim de viteză. AAA este utilizat pentru proiectarea preliminară și clasa a II-a, pentru analiza stabilității și controlului aeronavelor noi și existente. Proiectarea de clasa a II-a încorporează greutatea și echilibrul detaliat, aerodinamica, stabilitatea și calculele de control, inclusiv analiza decupajului și calitățile de zbor utilizate împreună cu secvența preliminară de proiectare. Proiectul de clasa a II-a evaluează instalarea centralei electrice, dispunerea trenului de aterizare și amplasarea componentelor pe aeronavă.

AAA se aplică majorității configurațiilor de aeronave cu aripi fixe (aeronave civile, militare și de transport), precum și configurațiilor de aeronave neconvenționale, cum ar fi VTOL (Vertical Take-Off and Landing) și permite inginerilor de proiectare să evolueze rapid o configurație a aeronavei de la dimensionarea greutății prin calcule detaliate ale performanței și estimări ale costurilor. Toate reglementările aplicabile privind performanța și calitatea zborului sunt disponibile în programul AAA. Aceasta oferă proiectantului o evaluare instantanee a stării proiectului în raport cu aceste reglementări.

AAA utilizează atât unități britanice, cât și unități S.I. și permite comutarea între ambele unități în cadrul aceluiași proiect. Programul permite schimbarea temporară a unităților (de exemplu,

introduceți puterea motorului în cai putere, în timp ce proiectul este în unități și are nevoie de kW). De asemenea, sunt disponibile unități alternative.

Metodologia de calcul pentru AAA se bazează pe cărțile Airplane Design, părțile I-VIII, Airplane Flight Dynamics & Automatic Flight Controls, părțile I și II, de Dr. Jan Roskam, Airplane Aerodynamics and Performance, de Dr. C.T. Lan și dr. Jan Roskam. AAA încorporează metodele, bazele de date statistice, formulele și ilustrațiile și desenele relevante din aceste referințe.

De când a început dezvoltarea, multe metode noi bazate pe Regulamentele Aviației Federale, Datcom, metodele de la NACA și NASA și metodele dezvoltate de inginerii DARcorporation au fost încorporate în AAA. Inginerii DARcorporation au peste 30 de ani de experiență în proiectarea aeronavelor și datele colectate din testarea în suflerii, au fost utilizate pentru validarea și îmbunătățirea acestor metode de proiectare. Toate metodele sunt documentate în sistemul de ajutor AAA. Multe dintre aceste metode se referă la avioane moderne (utilizarea compozitelor) și configurații neconvenționale, inclusiv VTOL (Vertical Take-Off and Landing).

Metoda și programul Advanced Aircraft Analysis (AAA) cuprinde 12 module pentru care s-a păstrat denumirea originală și consacrată din limba engleză, așa cum se prezintă în figura 2. Fiecare modul este proiectat pentru a efectua sarcini care trebuie să fie completate pentru a evalua caracteristicile unei anumite aeronave în fiecare etapă a proiectării preliminare.

Programul de calcul APP - Aircraft Performance Program

APP a fost creat în 1981 de către ALR Aerospace, în asociere cu RUAG Aerospace Defense Technology, ca un program unic de performanță a aeronavelor și de analiză preliminară a proiectelor pentru a ajuta la proiectarea conceptuală și preliminară a aeronavelor de luptă, a aeronavelor de școală și antrenament și a avioanelor ușoare, așa cum se prezintă în figura 3.

Astăzi, APP este un instrument de încredere pentru analiza performanței aeronavelor. DARcorporation este singurul distribuitor al programului ALR Aircraft Performance Program și recomandă cu tărie acest program utilizat pe scară largă pentru calculele performanței aeronavelor.

Aircraft Performance Program (APP) este un software specializat pentru analiza performanței aeronavelor. APP calculează gama completă de parametri de performanță a aeronavei pe o gamă specificată de utilizator de altitudini, viteze și alte variabile. Software-ul este conceput pentru viteză, simplitate și flexibilitate în utilizarea sa. Oferă utilizatorilor funcții utile de analiză rapidă (evaluare) pentru examinarea unei varietăți largi de date, de ex. împingere, debit de combustibil, ridicare, tracțiune, SEP, viteză de rotație etc. Aircraft Performance Program (APP) [] este un program pentru calculul performanțelor aeronavelor, special conceput pentru a oferi în mod rapid și ușor evaluarea acestora, îmbunătățind productivitatea în toate etapele procesului de proiectare. Este ușor de folosit de către utilizatori, nu este nevoie de o formare a utilizatorilor.

APP este un program de înaltă performanță, ce calculează performanțele aeronavei în ipoteza "punct material", cu datele provenite din configurația de bază, aerodinamică și proprietăți de motor. APP poate fi folosit pentru aproape toate aeronavele cu aripa fixă. Se pot evalua performanțele de la avioane de vânătoare de înaltă tehnologie până la evaluarea performanțelor unui planor. Programul este ușor de manevrat, determinând datele de performanță în câteva secunde.

APP conține toate instrumentele necesare pentru calcularea, organizarea, prezentarea, vizualizarea și imprimarea datelor de performanță și misiuni în mod eficient.

Utilizatorul poate alege mai multe diagrame standard pentru a calcula parametrii de performanță specifici:

Parametrii de performanță:

- Accelerarea;
- Urcarea (normală, cu cel mai bun unghi, cu Mach constant, cu cea mai bună rată de urcare);

- Croazieră (normală, cu Mach constant, cu cea mai bună distanță specifică);
- Manevre (performanță maximă);
- Viteza maximă;
- Viteza de stall;
- Puterea specifică (Specific Excess Power (SEP)).

Anvelope standard:

- Anvelopa de zbor ;
- Anvelopa puterii specifice;
- Anvelopa de viraj (altitudine constantă);
- Anvelopa de viraj (puterea specifică constantă);
- Anvelopa puterii specifice (altitudine constantă);
- Anvelopa tracțiunii.

APP poate calcula **segmente de zbor** și **misiuni** respectiv optimizarea acestora. Sunt disponibile următoarele segmente:

Segmente de zbor:

- Accelerare;
- Urcare;
- Croazieră;
- Coborâre;
- Așteptare (cu consum minim de combustibil);
- Operații la sol;
- Decolare;
- Realimentare în zbor;
- Manevre (cu factor de sarcină constant).

Profile de zbor:

- Distanța maximă;
- Timp de zbor maxim;
- Raza de acțiune

APP este un program de calcul al performanței aeronavelor, conceput special pentru a oferi un mod rapid și ușor de evaluare a performanței aeronavelor. O altă cerință majoră de proiectare a fost de a impune nicio restricție asupra tipului de aeronavă care poate fi manipulat de APP. Datorită interfeței de utilizator simple, care se explică de la sine, este necesară o pregătire minimă pentru a începe să utilizați APP. Programul oferă funcții de post-procesare și export pentru a prelucra datele în continuare, dacă este necesar. Pentru utilizatorul avansat, APP va oferi flexibilitatea necesară pentru a rezolva chiar și cele mai dificile și complexe probleme.

APP poate îndeplini o gamă largă de sarcini diferite:

- Evaluarea rapidă și ușoară a proiectării unui avion;
- Compararea diferitelor aeronave;
- Analiza performanței concurentului;
- Evaluarea modificărilor de proiectare;
- Optimizarea misiunii;
- Crearea de parcele pentru manuale de zbor și broșuri de marketing;
- Suport pentru testarea zborului și certificare;
- Ajutarea practicanților să înțeleagă impactul diferiților parametri;
- Studii de fezabilitate.

Cele mai importante capabilități și funcționalități ale APP:

- Calculul performanței punctelor aeronavei;
- Calculul performanței misiunii;
- Optimizarea și variația profilurilor misiunii;
- Calcule detaliate de decolare și aterizare;
- Aplicabil aeronavelor cu reacție și elice, atât militare, cât și civile;
- Introducere și manipulare ușoară a datelor;
- Post-procesare grafică puternică încorporată;
- Peste 60 de parametri de ieșire;
- 4 sisteme de unități (SI, imperial etc.) pentru intrare și ieșire;
- Exportul tabelelor și al graficelor în Excel.

Orice proiect de aeronava este definit de un set de performante ce definesc misiunea aeronavei. Calculul performanțelor configurației studiate este singurul mod prin care se poate determina dacă rezultatul procesului de proiectare îndeplinește cerințele. De- lungul procesului de proiectare calculul performanțelor se întâlnește în două moduri:

- 1) Dimensionarea pentru performante. În faza inițială de stabilire a configurației calculul performanțelor este folosit pentru estimarea unor parametri ce permit dimensionarea aeronavei cum ar fi: suprafața portanță, încărcarea alară, raportul tracțiune/greutate etc.
- 2) Analiza performanțelor. Este folosită în fazele ulterioare de proiectare. Efectuând calcule inverse celor folosite la dimensionarea pentru performante poate determina dacă configurația rezultată în urma unei iteratii îndeplinește cerințele de proiectare.

Concluzii

În cadrul Fazei au fost identificate o serie de aplicații comerciale, folosite în mod curent pentru calculul și analiza performanțelor. De asemenea s-au identificat metode de lucru folosind aceste aplicații. Aplicațiile există deja în inventarul institutului și există personal antrenat în utilizarea lor. Există astfel în cadrul Institutului o capacitate robustă pentru realizarea rapidă în mediu cibernetic asistat de calculator a calculelor specifice de performanță. Se recomandă pe viitor întărirea acestor capacități prin realizarea unor modele practice așa cum este prevăzut pentru etapa următoare.

S-a realizat obiectivul principal al fazei sub forma unui raport tehnic ce cataloghează aceste aplicații. Astfel activitățile au fost realizate în totalitate și obiectivul a fost îndeplinit.

Faza 4: Stabilirea procedurilor pentru determinarea practica a performantelor vehiculelor aeriene optional pilotate

În etapele anterioare ale proiectului au fost efectuate studii teoretice privind metode asistate de computer de pre-estimare a configurației unei aeronavei (Faza I) și de calcularea a performanțelor (Faza III), precum și un studiu practic, în Faza II, al metodelor terorizate în Faza I. În faza curentă s-a realizat testarea procedurilor prezentate în etapa anterioară pe două configurații de aeronave opțional pilotate sau fără pilot.

Procesul pentru calculul performanțelor:

Procedura pentru calculul performanțelor este similară cu cea pentru dimensionarea inițială a aeronavei (vezi Fazele I și II), folosind același aparat matematic. Diferența este în modul de abordare a ecuațiilor. De-a lungul procesului de proiectare calculul performanțelor se întâlnește în două moduri:

- 3) Dimensionarea pentru performanțe. În faza inițială de stabilire a configurației calculul performanțelor este folosit pentru estimarea unor parametri ce permit dimensionarea aeronavei cum ar fi: suprafața portanță, încărcarea alară, raportul tracțiune/greutate etc.
- 4) Analiza performanțelor. Este folosită în fazele ulterioare de proiectare. Efectuând calcule inverse celor folosite la dimensionarea pentru performanțe, plecând de la caracteristicile geometrice, inerțiale și aerodinamice se pot determina performanțele unei configurații rezultată în urma unei iterații și se poate verifica astfel dacă îndeplinește cerințele de proiectare.

În cele ce urmează va fi rezumată aparatul matematic și pașii procedurali pentru calculul performanțelor aeronavei.

1) Calculul performanțelor la decolare

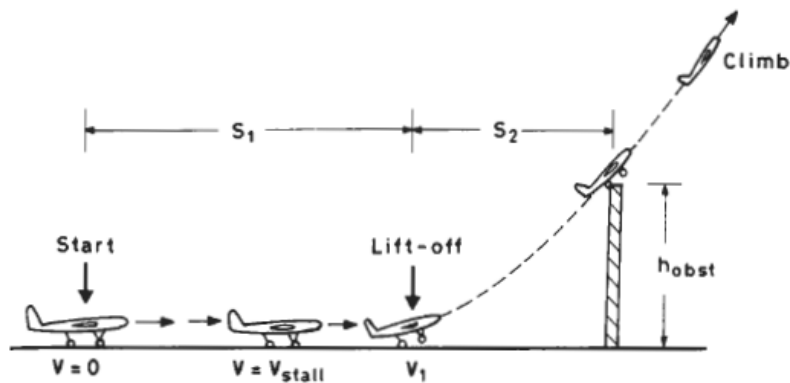
Deși decolarea și aterizarea nu sunt chiar condiții de zbor liber, ele sunt faze critice ale operării unui avion. O operație sigură de decolare aterizare nu depinde numai de caracteristicile aerodinamice sau de tracțiune ale avionului, dar de asemenea de tehnica de pilotaj.

O fază tipică de decolare conține următorii pași:

- 1) Cu motoarele producând puterea/tracțiunea maximă avionul este accelerat din repaus până la viteza de decolare;
- 2) Ajuns la viteza de decolare avionul ridică botul astfel încât unghiul de atac crește suficient pentru a genera portanța pentru desprindere;
- 3) Avionul începe urcarea pentru a depăși un obstacol specific de înălțime h_{obst} .

Partea a II-a a FAR, specifică un obstacol standard cu înălțimea de 35 ft (adică 11,5 m), în timp ce reglementările UK specifică aprox 50 ft (aprox 15 m). Faza de decolare se spune că este completă în momentul când avionul a atins înălțimea de obstacol prestabilit. Pilotul escamotează trenul de aterizare, reducând rezistența la înaintare și crește viteza ascensională. Avionul poate continua să urce până la atingerea altitudinii de croazieră sau va proceda la realizarea altor misiuni, care i-au fost încredințate.

Valoarea totală a distanței de decolare este suma dintre rularea la sol S_1 și distanța parcursă în aer S_2 , așa cum este arătat în figura de mai jos.



Figură 1 Diagrama schematică a decolării unui avion

Calculul performanțelor la decolare se poate face în funcție de mai multe standarde. Mai jos se va prezenta analiza în funcție de distanța maximă de rulare pe sol permisă la decolare, și nu de distanța de decolare cu trecere peste obstacol de 15m. Următoarea formulă prezentată în [1] și extrasă inițial din regulamentele militare depinde de acesteia de raportul tracțiune greutate (T/G) și de încărcarea aripii (W/S).

$$S_{tog} = \frac{k_1 \left(\frac{W}{S}\right)_{to}}{\rho \{C_{Lmax_{TO}} [(k_2 \left(\frac{T}{G}\right)_{TO} - \mu) - 0,72 C_{D0}]\}} \quad (1)$$

Coeficienții au următoarele valori posibile extrase din [1]:

$k_1 = 0.0447$

$k_2 = 0,75(5+\lambda)/(4+\lambda)$

λ = factorul de bypass al motorului și va fi fixat la 0.84.

μ este coeficientul de frecare și va fi fixat la 0.04 pentru iarba.

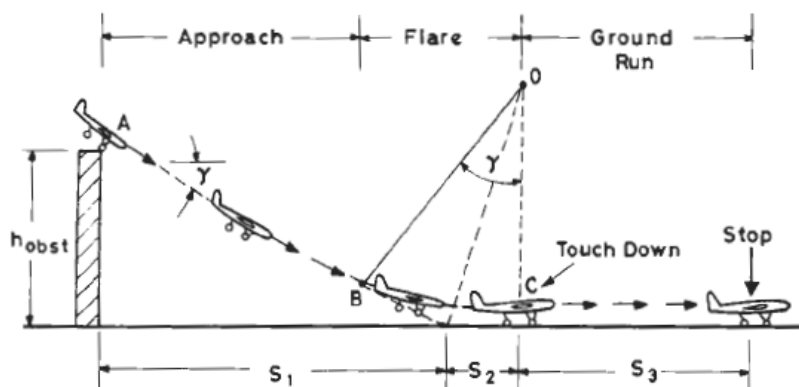
ρ densitatea aerului va fi luată la în atmosfera standard ca 101,325 kPa și temperatura 20 grade Celsius adică 1.2754 kg/m³.

C_{D0} coeficientul de frecare la portanță zero va fi presupus a fi 0.013

C_{Lmato} va varia între 1.4 și 2

2) Calculul performanțelor la aterizare

O fază de aterizare tipică este constituită din următoarele secvențe detaliate în figura de mai jos.



Figură 2 Diagrama schematică a aterizării avionului

1. Apropiere pe panta de aterizare - planare stabilizată la unghi mic, de apropiere de pistă cu menținerea constantă a unghiului de înclinare a traiectoriei γ . Unghiul de înclinare este menținut cât mai mic posibil astfel încât viteza de înfundare să fie minimă. În acest mod se urmărește reducerea energiei care urmează a fi disipată la impactul cu solul.
2. Racordarea în care avionul î-și se rotește botul astfel încât pentru un moment să ajungă la acel nivel de zbor care asigură viteza minimă de înfundare;
3. Atingere solului care este precedată de atingerea pentru un moment a vitezei limită.
4. Rularea la sol cu tracțiune inversată (dacă este disponibilă), spoilerare sau parașute de frânare, și aplicarea frânelor pentru a produce maximum de frânare și aducerii avionului în stare completă de oprire.

Admițând că unghiul de înclinare a traiectoriei și viteza sunt constante în timpul pantei de aterizare, putem scrie:

$$s_1 = \frac{h_{obst}}{\tan(\gamma)}; \quad t_1 = \frac{s_1}{V_A \cos(\gamma)} \quad (2)$$

Viteza de apropiere este în uzual: $V_A = 1.3V_{stall}$. Mai mult, vom presupune că segmentul BC, din fig. 2, de racordare poate fi aproximat cu un arc de cerc. Fie r raza acestui cerc. De notat că unghiul BOC este egal cu unghiul de planare.

Ecuatiile exacte ale mișcării pentru zborul în lungul arcului BC sunt:

$$\begin{aligned} L - G \cos(\gamma) &= \frac{GV^2}{rg} \\ T - D - G \sin(\gamma) &= 0 \end{aligned} \quad (3)$$

Atunci

$$\sin(\gamma) = \left(\frac{T - D}{G} \right)_{V=V_A} \quad (4)$$

Presupunând că γ este mic, vom obține:

$$r = \frac{GV^2}{g(L - G)} \quad (5)$$

Presupunând că viteza rămâne constantă pe arc BC și este egală cu V_A , iar $C_L = C_{L_{max}}$, se obține:

$$L = \rho \frac{V_A^2}{2} S C_{L_{max}} = \rho \frac{(1.3V_{stall})^2}{2} S C_{L_{max}} = 1.3^2 G = 1.69G \quad (6)$$

de unde:

$$r = \frac{V_A^2}{0.69g} \quad (7)$$

respectiv:

$$s_2 = \frac{1}{2} r \gamma \quad (8)$$

3) *Calculul de performante la zborul în urcare.*

Pentru toate înălțimile cuprinse între nivelul „0” și plafonul teoretic avem două soluții pentru zbor orizontal stabilizat, soluția de viteză minimă V_{mim} și soluția de viteză maximă V_{max} . Ce se întâmplă dacă încercăm să zburăm la o viteză intermediară $V_{mim} < V < V_{max}$. În această situație avem un exces de tracțiune sau putere și zborul orizontal stabilizat nu mai este posibil.

Ceea ce se întâmplă este:

Ori avionul se accelerează la V_{max} dacă altitudinea este forțată să rămână constantă;

Sau avionul va urca. În această secțiune vom discuta despre zborul în urcare sau zborul ascensional.

Pentru început vom considera cazul zborului în urcare stabilizat, cu viteză ascensională constantă, iar ulterior cazul cu mai general cu viteză ascensională accelerată. Pentru simplitate vom considera că avionul are greutate constantă în timpul zborului.

Zborul ascensional stabilizat

Considerăm un avion în zbor ascensional stabilizat. Traectoria unui astfel de avion este o linie dreaptă în plan vertical. Reluând ecuațiile de mișcare și cinematice vom avea:

$$\begin{aligned} T - D - G \sin(\gamma) &= 0 \\ L - G \cos(\gamma) &= 0 \\ \dot{x} &= V \cos(\gamma) \end{aligned} \quad (9)$$

$$\dot{h} = V \sin(\gamma).$$

Din primele 2 ecuații obținem:

$$\sin(\gamma) = \frac{T - D}{G} = \frac{\text{Excesul de tracțiune}}{\text{Greutate}} \quad (10)$$

Se observă că unghiul de înclinare a traiectoriei este direct proporțional cu excesul de tracțiune pe unitate de greutate. Prin urmare, cel mai mare unghi de înclinare se obține pentru excesul de tracțiune pe unitate de greutate, maxim.

Dacă notăm RC (**R**ate of **C**limb) viteza ascensională: $\dot{h} = RC$, obținem succesiv:

$$RC = V \sin(\gamma) = \frac{V(T - D)}{G} = \frac{P_a - P_R}{\text{Greutate}} = P_s \quad (11)$$

unde P_s este excesul de putere pe unitate de greutate. Uzual, P_s poartă numele de exces de putere specifică. Observăm că $\frac{R}{C}$ este maxim când excesul de putere specifică este maxim.

Pentru cazul discutat în aceasta lucrare se specifică în caietul de sarcini în general, viteza ascensională, plafonul și putere specifică în exces. Vom face pre-dimensionare pentru viteza ascensională la unghiuri de panta mici sub 15 grade după cum prezintă [1].

Se lucrează cu formulele următoare:

Viteza ascensionala:

$$RC = \sqrt{\frac{2\frac{W}{S}}{\rho \sqrt{C_{D0}} \pi A e}} \left(\frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \right) \quad (12)$$

unde L/D este:

$$\left(\frac{L}{D} \right)_{max} = 0,5 \sqrt{\left(\frac{\pi A e}{C_{D0}} \right)} \quad (13)$$

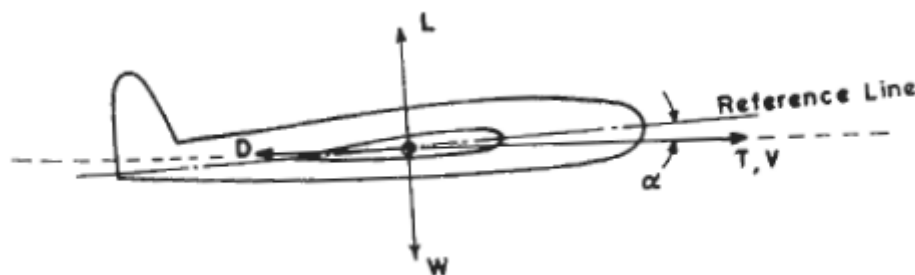
unde A reprezinta alungirea aripii, si e factorul de eficientizare al lui Oswald

4) **Calculul de performante la zborul de croazieră.**

Forțele care acționează asupra avionului în zborul orizontal sunt arătate în fig.6. În zbor orizontal, avionul are o altitudine constantă, așa că $\dot{h} = \gamma = 0$. Cu acesta, ecuațiile generale capătă forma:

$$\begin{aligned} T - D &= 0 \\ L - G &= 0 \end{aligned} \quad (14)$$

În aceste relații, tracțiunea T este tracțiunea produsă de motorul avionului, sau tracțiunea disponibilă a acestuia. D este rezistența la înaintare a avionului, sau esențial, tracțiune necesară susținerii înălțimii de zbor.



Figură 3 Zborul orizontal

Deci pentru zborul orizontal, condiția de echilibru poate fi enunțată ca fiind portanța egală cu greutatea și tracțiunea necesară egală cu cea disponibilă. Cu $L = G$ factorul de sarcină devine $n = 1$. Ecuațiile cinematice generale devin pentru zborul orizontal:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V \\ \dot{h} &= 0 \end{aligned} \quad (15)$$

Soluția ecuațiilor generale de mișcare dă viteza de zbor V și unghiul de incidență α , sau coeficientul forței portante C_L pentru realizarea unui zbor staționar, la echilibru.

Tracțiunea necesară pentru zborul orizontal, tracțiunea minimă

Tracțiunea necesară este chiar rezistența la înaintare care pentru zborul orizontal are o variație interesantă cu viteza. Pentru înțelegerea acesteia procedăm în felul următor:

Exprimăm rezistența la înaintare:

$$D = \rho \frac{V^2}{2} S (C_0 + k C_L^2) \quad (16)$$

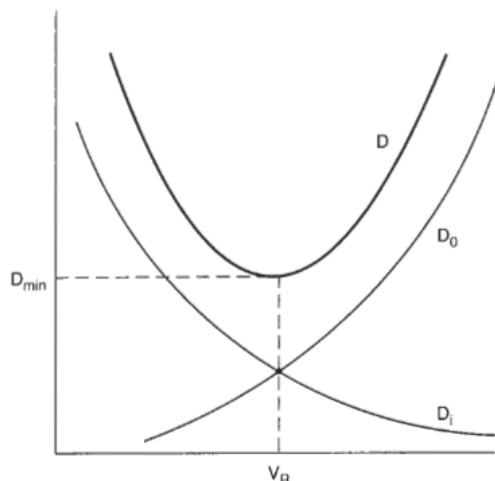
Dacă ținem cont că $L = G$, putem obține coeficientul de portanță:

$$C_L = \frac{2G}{\rho V^2 S} \quad (17)$$

În acest caz, rezistența la înaintare devine:

$$D = \rho \frac{V^2}{2} SC_0 + \frac{2kG^2}{\rho V^2 S} \quad (18)$$

relație în care a fost pusă în evidență influența vitezei asupra celor doi termeni, rezistența la incidență nulă și rezistența indusă, cei doi termeni fiind reprezentați în fig. 5.



Figură 4 Dependenta termenilor forței rezistente de viteză

Pentru a obține valoarea minimă a forței rezistente și viteza la care aceasta se produce, derivăm expresia anterioară în raport cu viteza, și egalăm cu zero, obținând:

$$\rho V S C_0 - \frac{4kG^2}{\rho V^3 S} = 0 \quad (19)$$

de unde, viteza:

$$V = V_R = \sqrt[4]{\frac{k}{C_{D0}}} \sqrt{\frac{2G}{\rho S}} \quad (20)$$

Înlocuind (20) în (19) obținem că pentru V_R :

$$D_i = D_0 = G\sqrt{kC_{D0}} \quad (21)$$

de unde valoarea minimă a rezistenței la înaintare este dată de:

$$D_{min} = 2D_0 = 2D_i = 2G\sqrt{kC_{D0}} \quad (22)$$

Metoda expusă este valabilă pentru asigurarea unui zbor cu eficiență maximă în cazul avioanelor cu reacție, caracterizate prin forță de tracțiune.

Concluzii

În cadrul Fazei au fost verificate o serie de proceduri pentru calculul și analiza performanțelor în mediu asistat de computer, folosind aplicații comerciale folosite în mod curent. Aplicațiile există deja în inventarul institutului și există personal antrenat în utilizarea lor. Există astfel în cadrul Institutului o capacitate robustă pentru realizarea rapidă în mediu cibernetic asistat de calculator a calculelor specifice de performanță. Se recomandă pe viitor întărirea acestor capacități prin antrenarea de personal suplimentar în utilizare lor.

S-a realizat obiectivul principal a fazei sub forma unui raport tehnic ce cataloghează aceste proceduri. Astfel activitățile au fost realizate în totalitate și obiectivul a fost îndeplinit.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 02 02:

Faza 3

Obiectivul fazei 3: Obiectivul etapei 3 este elaborarea de modele și algoritmi pentru percepția, localizarea și navigarea sistemelor autonome.

Pentru asigurarea scalabilității sistemului s-a ales o arhitectură modulară în care elementele hardware și software care vor contribui la creșterea gradului de autonomie al sistemului sunt decuplate de componenta de control al zborului (pilotul automat). În acest mod dezvoltarea sistemului nu este condiționată de componenta pilot automat (prin intermediul interfetei hw/sw potrivite se poate conecta orice pilot automat disponibil pe piață sau dezvoltat *in-house*).

Rezultate preconizate pentru atingerea obiectivului fazei:

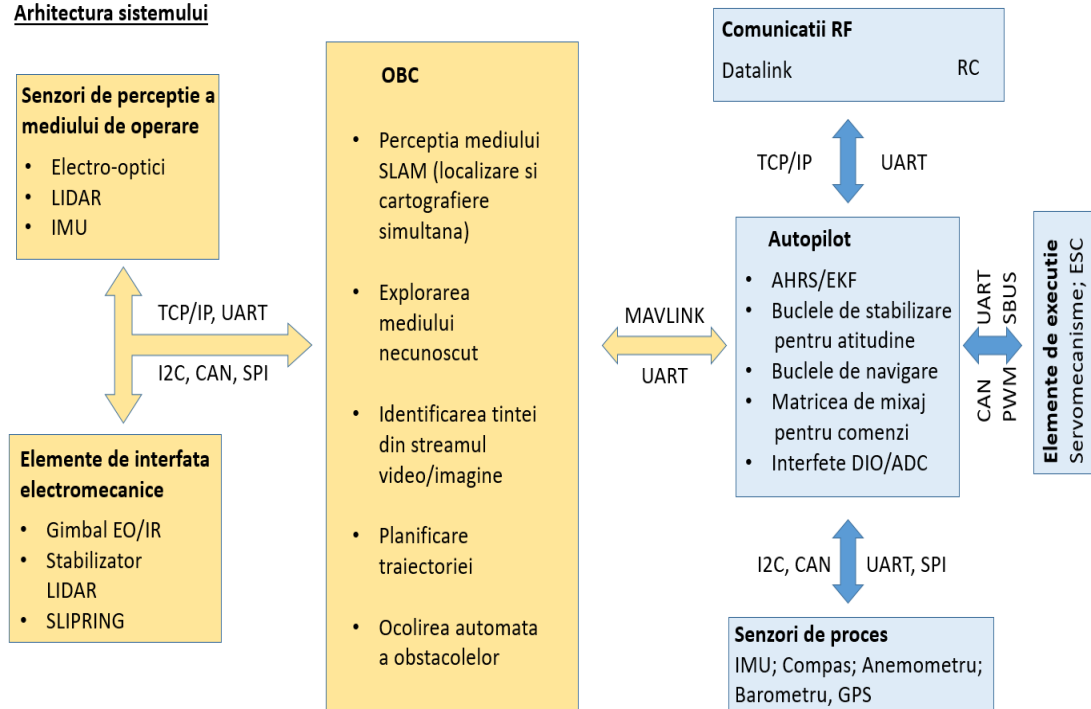
Elementele de sistem (hardware și software) dezvoltate în această etapă sunt următoarele:

- Componenta centrală OBC (on board computer) care conține elementele software (algoritmii) necesare operării autonome a sistemului
- Elementele hardware (senzorii de proces) care transmit date (stream video, poziții în coordonate carteziane) subsistemului OBC pentru a putea percepe mediu de operare
- Elementele hardware (elemente de acționare electromecanică) necesare stabilizării senzorilor de proces (sistemele de gimbal – sisteme de poziționare automată cu 3 grade de libertate / pentru atitudine)
- Interfețele hw/sw de comunicare
 - OBC/pilot automat (MAVLINK/UART)
 - OBC/sistem de stabilizare (IQ/UART)
 - OBC/senzorii de proces (TCP/IP/Hokuyo – lidar; UART/VISCA – modul video Sony)

Rezumatul fazei:

Pentru asigurarea scalabilității sistemului s-a ales o arhitectură modulară în care elementele hardware și software care vor contribui la creșterea gradului de autonomie al sistemului sunt decuplate de componenta de control al zborului (pilotul automat). În acest mod dezvoltarea sistemului nu este condiționată de componenta pilot automat (prin intermediul interfetei hw/sw potrivite se poate conecta orice pilot automat disponibil pe piață sau dezvoltat *in-house*).

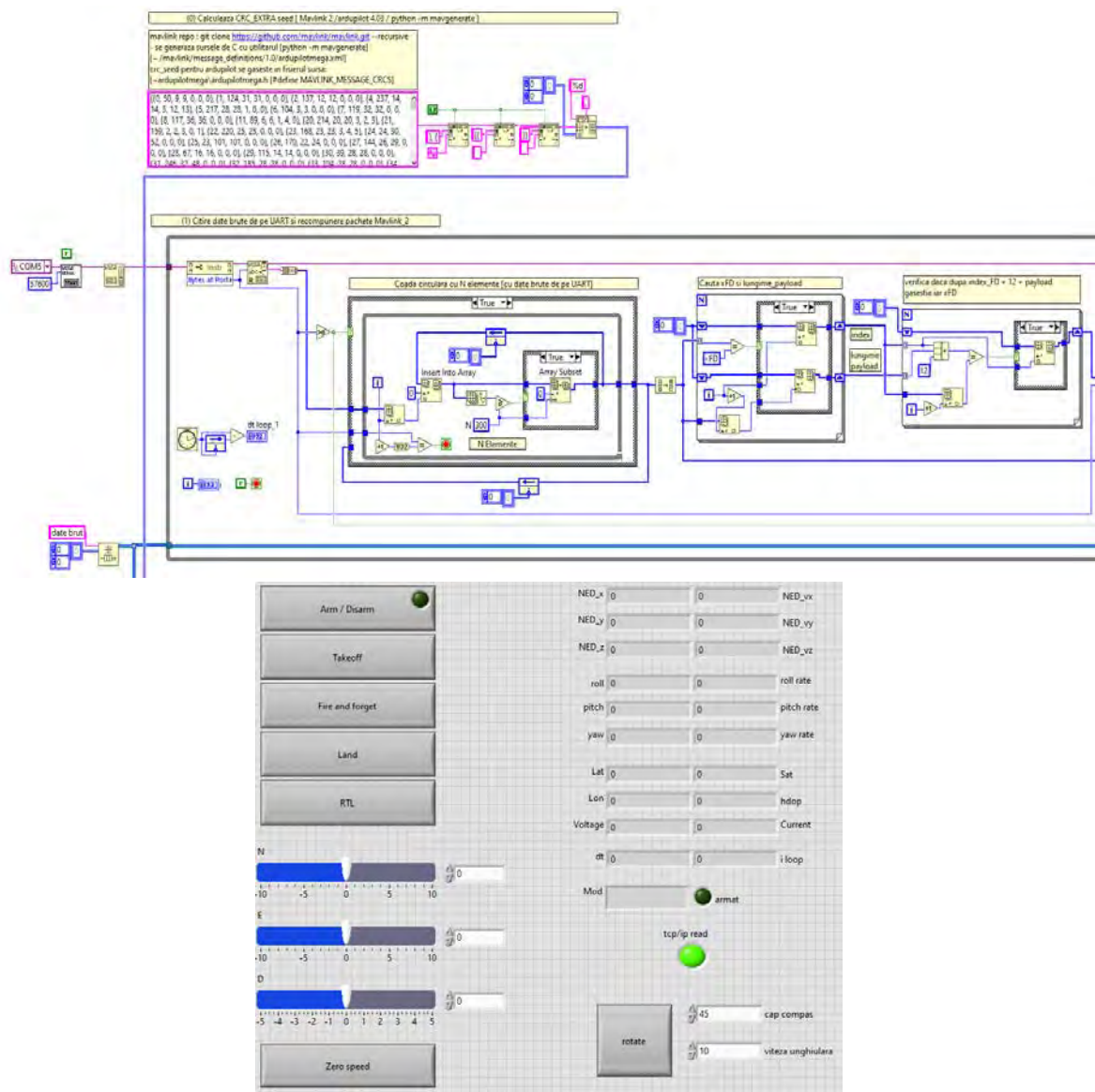
Arhitectura sistemului



Subsistemul de comunicatii inter-procese

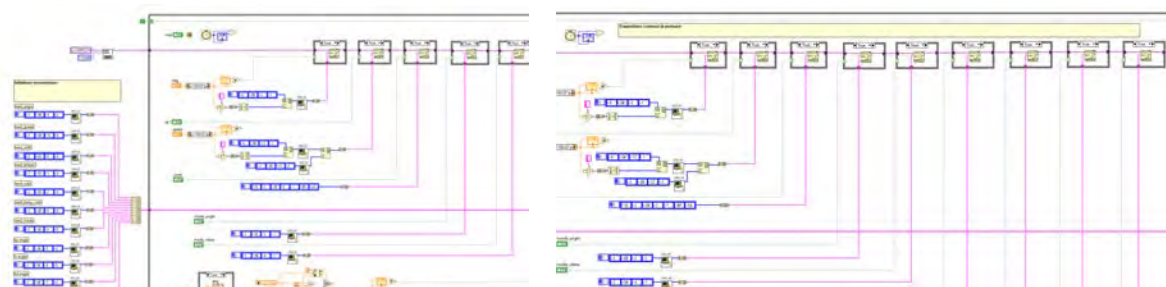
MAVLINK/UART (OBC/autopilot): conform [1] MAVLink este un protocol de mesagerie folosit pentru comunicarea cu sistemele UAV (și între componentele de sistem aflate la bord). MAVLink folosește o arhitectura hibridă de tip publicare/abonare și punct-la-punct pentru comunicare. Fluxurile de date sunt trimise/publicate ca subiecte în timp ce sub-protocoalele de configurare, cum ar fi protocolul de misiune sau protocolul de transmitere a parametrilor sunt de tip punct-la-punct cu confirmarea recepției. Mesajele sunt definite în fișiere XML. Fiecare fișier XML definește setul de mesaje suportat de un sistem MAVLink particular, cunoscut de asemenea ca un "dialect". Setul de mesaje de referință, care este implementat de majoritatea stațiilor de control de la sol și autopiloți, este definit în common.xml (majoritatea dialectelor se bazează pe acest catalog).

Algoritmul de comunicare dezvoltat în cadrul etapei 3 pentru comunicatia OBC/autopilot cu MAVLINK



OBC/sistem de stabilizare (IQ/UART): conform [2] servomotorul 23-06 220Kv este un modul ultra-compact și ușor care integrează un motor performant din clasa 23-06, un controler de 30A, 6S și un senzor de poziție. Performanța sa este comparabilă sau mai bună decât a altor motoare din aceeași clasă (NEMA 11, motor pas cu pas de 28mm) și poate opera variabil între +/- 4800 RPM datorită controlului său în buclă închisă (compensator PID pe 3 nivele: cuplu/curent, viteza de rotație, poziție unghiulară). Servomotorul 23-06 220Kv include un modul de calcul pentru conversia miscării de rotație în mișcare de translație (pentru aplicații de poziționare la mașini de tip CNC, antrenarea axelor de ghidare cu mecanisme de tip surub/piulita).

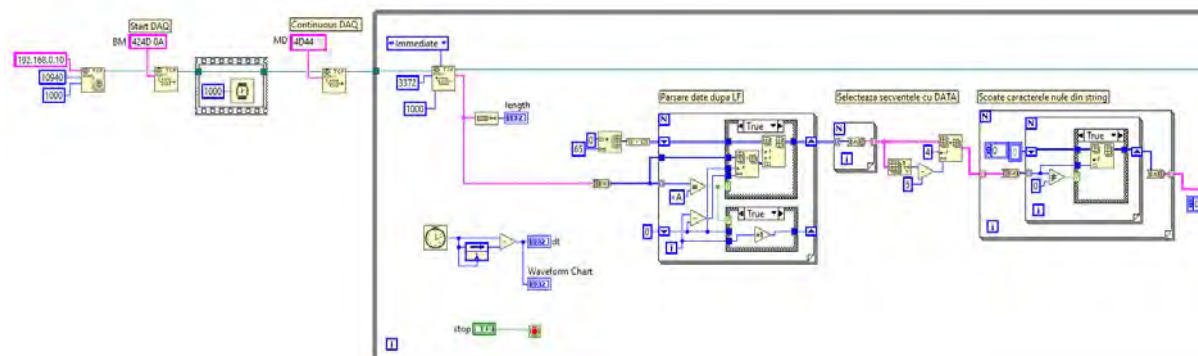
Interfata software de comanda pentru servomotoarele IQ



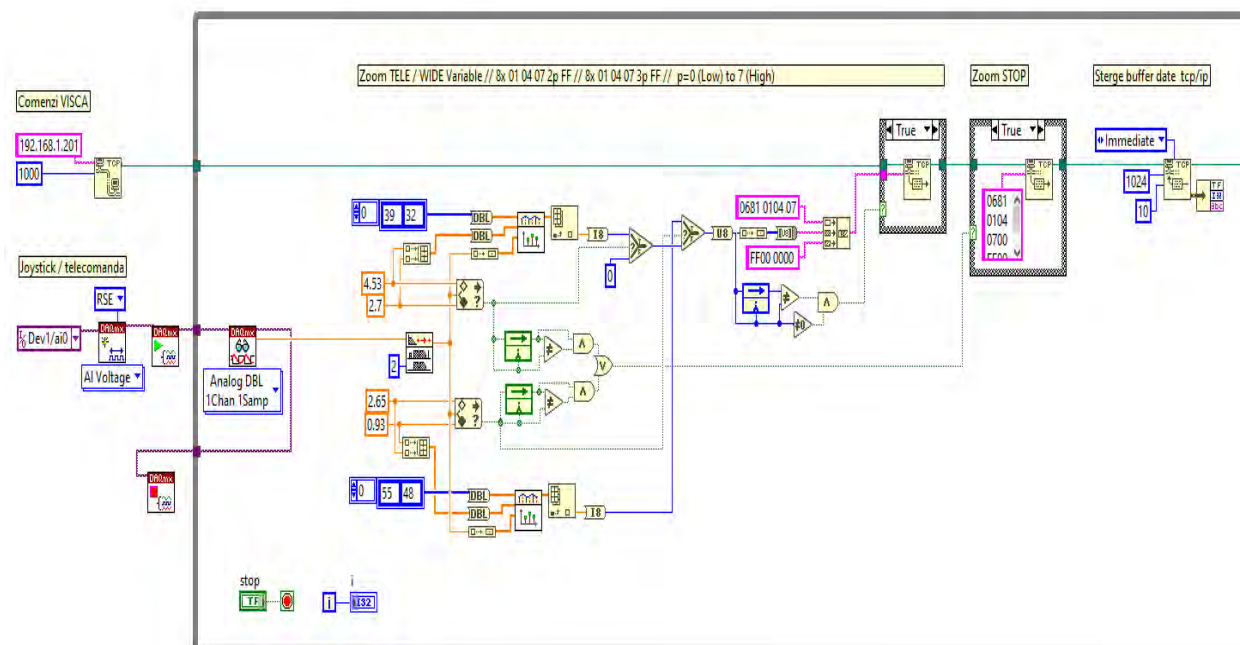
OBC/senzorii de proces

TCP/IP/Hokuyo lidar: conform [3] senzorul UST-10LX este un sistem de tip LiDAR 2D compact și ușor, utilizat pentru detectarea obstacolelor și localizarea pe roboți mobili autonomi. Echipat cu o interfață Ethernet, poate transmite datele de poziționare măsurare precise și rapid într-un câmp vizual de 270° (până la 10 metri). Datorită consumului său scăzut de energie, acest scaner este potrivit pentru sistemele mobile alimentate cu baterii. Poate fi utilizat în medii variate, este fiabil și performant ceea ce permite integrarea acestuia în sistemele de navigație și poziționare autonome.

Algoritmul de comunicare dezvoltat în cadrul etapei 3 pentru comunicarea cu senzorul Hokuyo UST-10LX

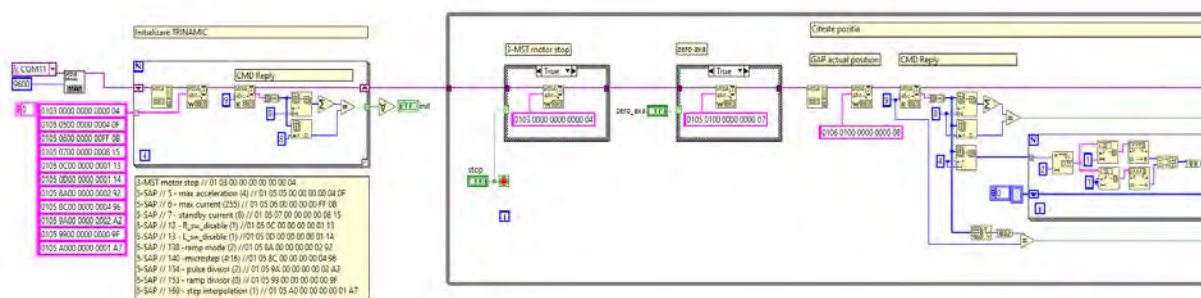


UART/VISCA modul video Sony: conform [4] VISCA este un protocol de control al camerelor profesionale utilizat cu camere PTZ (Pan, Tilt, Zoom). A fost proiectat de Sony pentru a fi utilizat pe mai multe dintre camerele sale de supraveghere și module video OEM. Protocolul dezvoltat de Sony permite utilizatorilor să controleze toți parametrii interni ai camerei cum ar fi timpul de expunere, deschiderea diafragmei, servomotoarele de zoom și PTZ, luminozitatea, cantitatea de culare pe fiecare canal RGB, parametrii de comunicare, modul de compresie al datelor, etc. Comunicarea prin VISCA se poate face prin cabluri seriale VISCA este un protocol de comunicare bazat pe comunicațiile seriale (UART, RS-232, RS-485) cu o rată de transmisie de 9600 biți pe secundă, configurat ca 8N1 (8 biți de date, nici un bit de paritate, 1 bit de stop) și fără control de sincronizare *handshake*.



Interfata servomotoare Trinamic: TCM-1160 [5] este un modul avansat de control și acționare pentru motoare pas cu pas (pentru actionari cu o singură axă). Modulele din familia 1160 includ mai multe tehnologii dezvoltate de firma ADI Trinamic cum ar fi: StallGuard2 pentru detectarea suprasolicitării motorului (fără senzori externi), CoolStep care ajustează curentul motorului în funcție de sarcină, crescând eficiența, și tehnologia chopper SpreadCycle care asigură funcționarea lină și silențioasă a motorului. De asemenea, include un generator de rampă trapezoidală pentru accelerare și decelerare lină a motorului. Modulele suportă un curent nominal de până la 4A (cu condiția utilizării unui radiator adecvat). TCM-1160 este potrivit pentru o gamă largă de aplicații care necesită control precis și eficient al motorului. Este proiectat pentru a opera la o tensiune între 9 și 51V, ceea ce îl face versatil pentru diverse medii de instalare. Pentru conectivitate, acest dispozitiv este echipat cu multiple interfețe, inclusiv RS485, CAN, USB, S/D (Step/Direction) și o interfață pentru encoder, lărgind compatibilitatea sa cu alte sisteme. TCM include un microcontroler dedicat care permite comunicația cu protocolul de nivel înalt TMCL (Trinamic Motion Control Language) / CANopen, permițând configurarea și controlul intuitiv și eficient. Suportă executarea comenzilor în mod direct, monitorizarea comportamentului în timp real prin afișaje grafice și înregistrarea și stocarea datelor. Această configurare este ideală pentru implementarea rapidă și controlul robust al motoarelor pas cu pas într-o varietate de aplicații, de la automatizări industriale la robotică.

Interfata servomotorului Trinamic



IMU Xsens MTi 1-series/10-series/100-series

Senzorul MTi 1-s conține un giroscop cu 3 axe, un accelerometru cu 3 axe, un magnetometru cu 3 axe, un cristal de mare precizie și un microcontroler cu consum redus de energie. Modulul MTi-7 accepta în plus și semnale de la un receptor GNSS și de la un barometru extern. Microcontrolerul coordonează activitatea de achiziție a datelor și sincronizarea senzorilor (frecvențe diferite pentru DAQ). Modulul de fuziune a datelor (proprietary XSens) este bazat pe un filtru Kalman extins care combină toate intrările senzorilor și estimează optimal orientarea, poziția și viteza la o rată de date de ieșire de până la 100 Hz.

An MT message (standard length) contains the following fields:

Xbus header					
Preamble	BID	MID	LEN	DATA	CHECKSUM

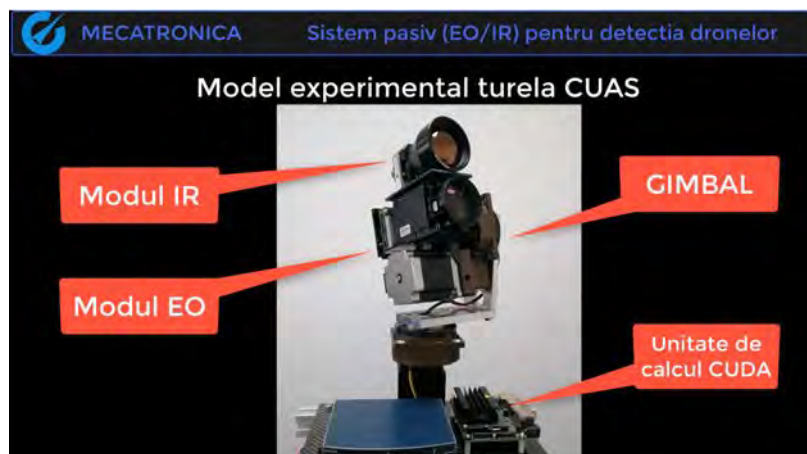
An MT message (extended length) contains these fields:

Preamble	BID	MID	LEN	LEN _{ext}	DATA	CHECKSUM
----------	-----	-----	-----	--------------------	------	----------

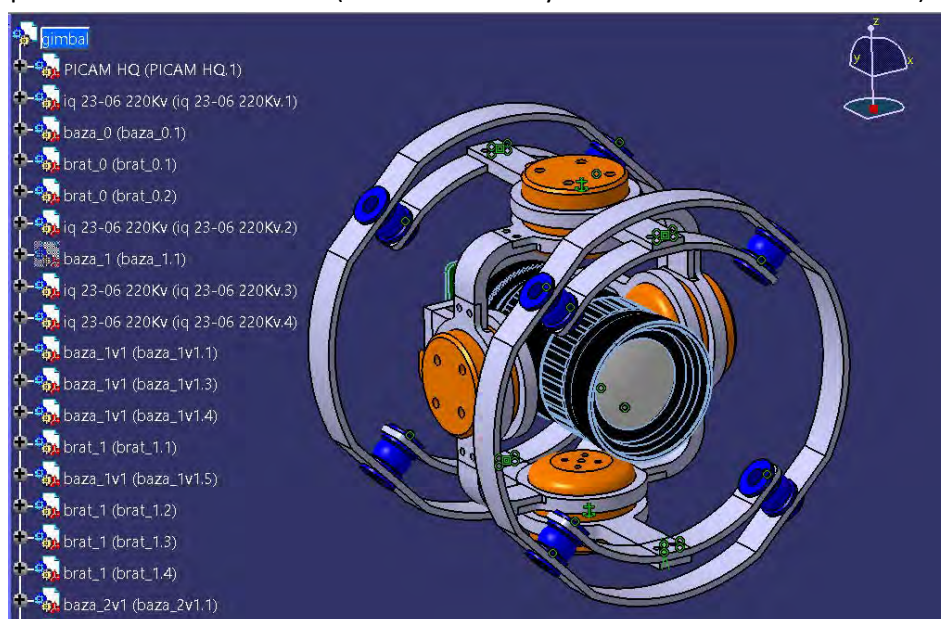
Elemente hardware dezvoltate în cadrul etapei 3

Pentru asigurarea fluxului de date către algoritmi implementați pe OBC au fost proiectate și realizate o serie de modele experimentale de tip turele EO/IR cu diferite specificații pentru modulele video (implicit diverse capacități de detecție vs masă/gabarit deci posibilitatea de a fi ambarcate pe diverse platforme UAV).

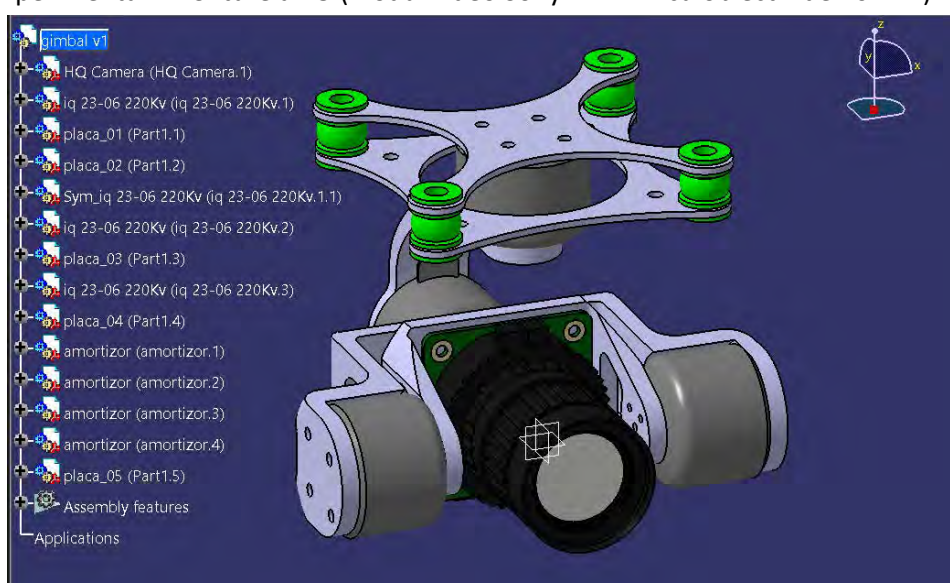
Modelul experimental nr. 1: turela EO/IR cUAS



Modelul experimental nr. 2: turela EO (modul video Sony IMX477 cu obiectiv de 16 mm)



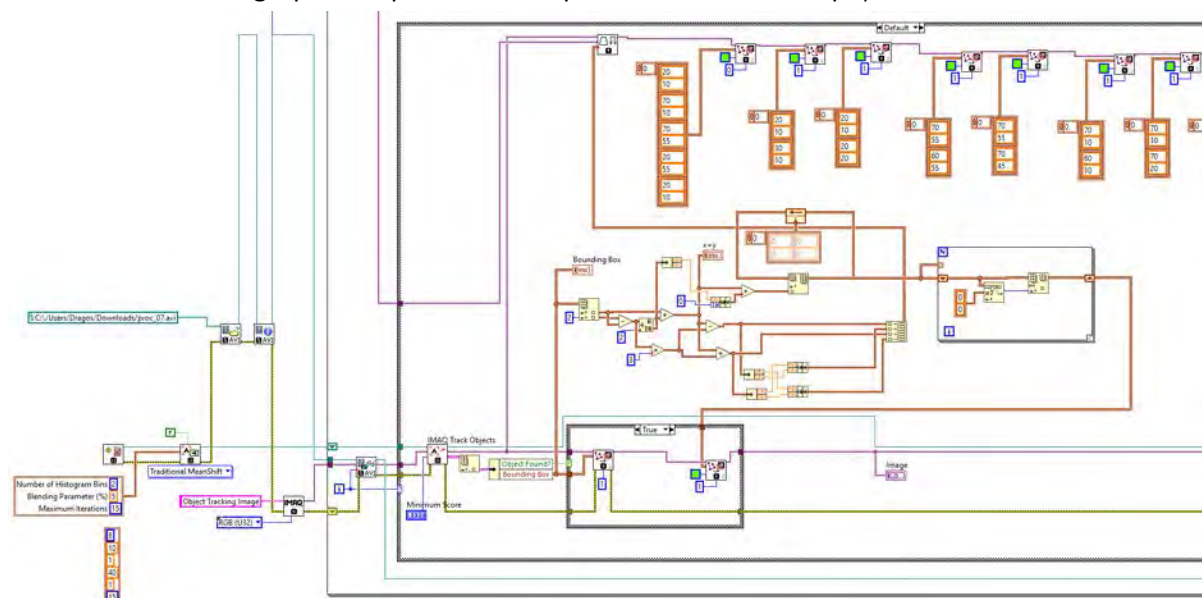
Modelul experimental nr. 3: turela EO (modul video Sony IMX274 cu obiectiv de 16 mm)



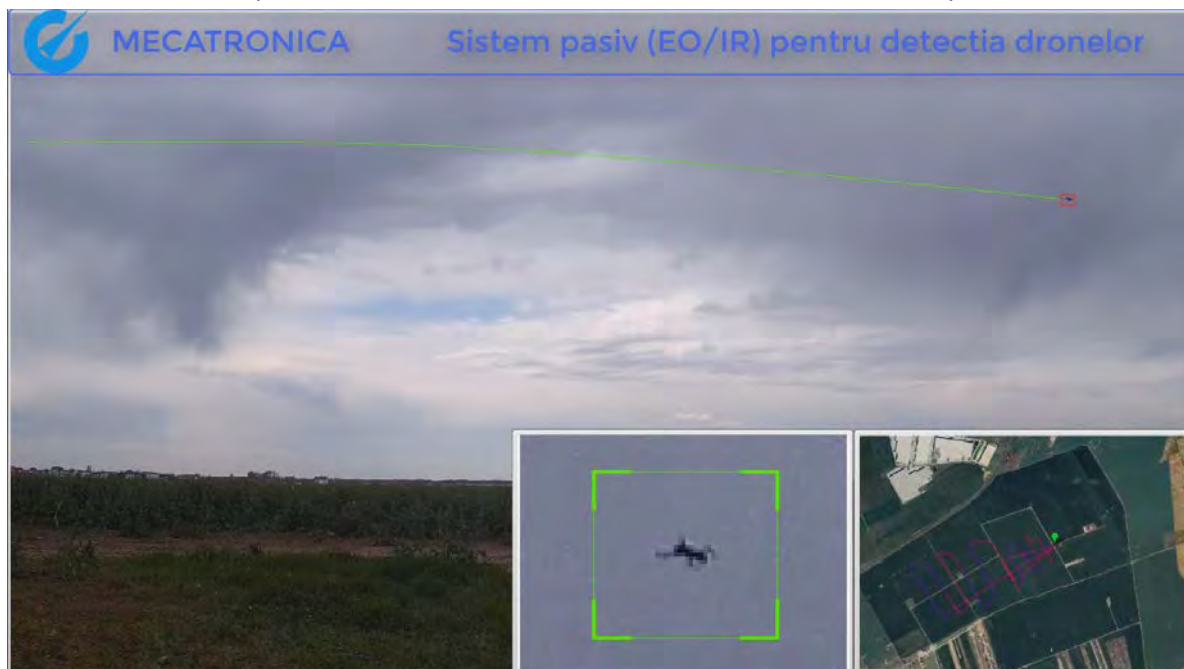
Componenta centrala OBC. Elementele software (algoritmii) necesare operarii autonome a sistemului

Algoritmul Mean-Shift

Algoritmul Mean-Shift [7] este o tehnică de clusterizare și de detectare a maximelor locale într-o distribuție de puncte. Acesta funcționează prin recalcularea iterativă a mediei punctelor din jurul fiecărui punct, mutând treptat punctele către direcția în care densitatea de puncte este cea mai mare. Procesul continuă până când fiecare punct ajunge la un maxim local al densității. Acest algoritm este folosit în special pentru segmentarea imaginilor, urmărirea obiectelor și clusterizarea datelor, iar rezultatul său este o grupare de puncte care reprezintă clusterurile în spațiul de date.

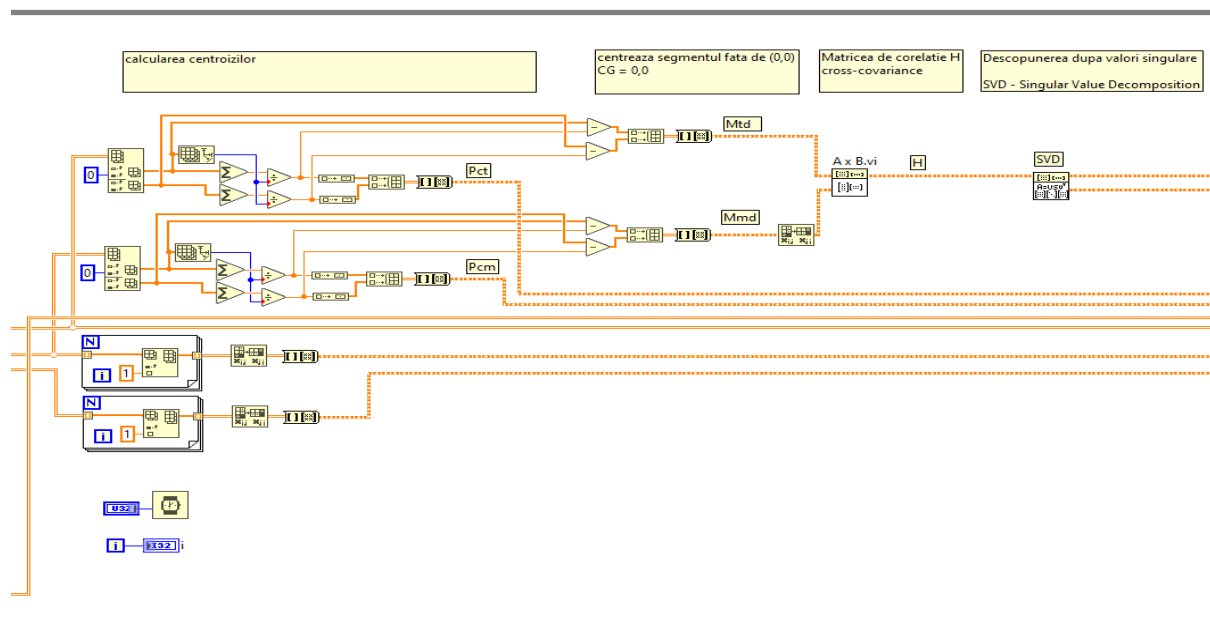


Rezultate obtinute in procesarea unui stream video (urmarirea traiectoriei unui system UAV in zbor):



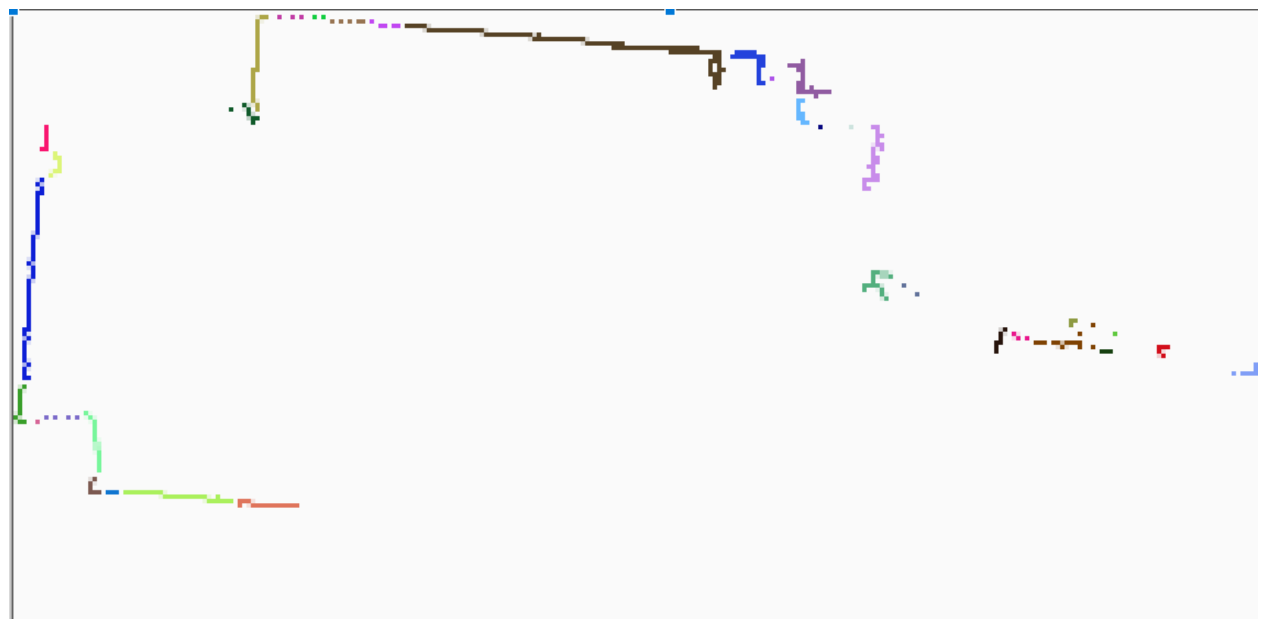
Perceptia mediului SLAM (localizare si cartografiere simultana)

Iterative Closest Point este un algoritm [8] folosit în procesarea semnalelor și grafica computerizată pentru alinierea a două seturi de date (multimi de puncte care descriu forme geometrice similare). Scopul algoritmului ICP este de a minimiza diferența între două seturi de puncte. Acesta este adesea utilizat în aplicații precum reconstrucția 3D, robotica și navigația autonomă.



Segmentarea datelor LIDAR. Algoritmul CC - Connected Components

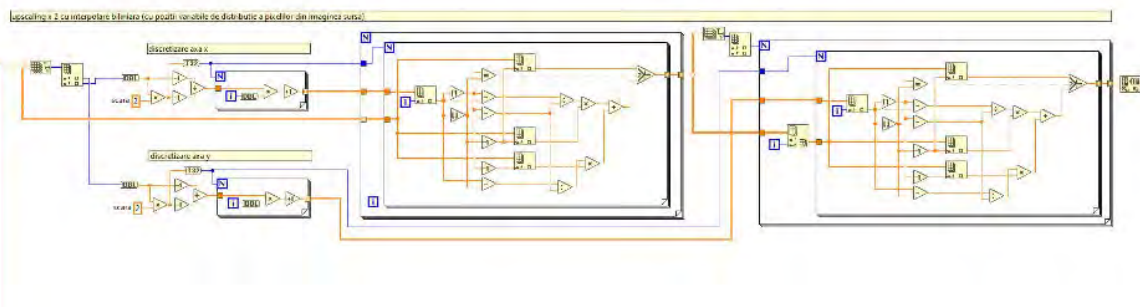
Algoritmul Connected Components [9] este utilizat în prelucrarea imaginilor pentru a identifica regiunile conectate (pixeli care fac parte din aceeași regiune). Acesta este adesea folosit în segmentarea imaginilor și în analiza morfologică. Prezentarea algoritmului:



Algoritmul SIFT

Algoritmul SIFT - Scale Invariant Feature Transform

Scale Invariant Feature Transform [10] este un algoritm complex folosit pentru a detecta și descrie caracteristicile locale din imagini. Acesta a fost dezvoltat de David Lowe și a reprezentat un salt evolutiv pentru aplicații în domeniul procesării imaginilor, recunoașterea obiectelor, robotică și navigare autonomă.



Algoritmi open-source de procesare a imaginilor cu ajutorul rețelelor neuronale

Mai multe companii de renume, producătoare de software sau de servicii informatice, pun la dispoziție medii de dezvoltare puternice cu biblioteci specializate pentru procesarea imaginilor cu ajutorul rețelelor neuronale. Cele mai recunoscute frameworkuri: TensorFlow (Google Brain), PyTorch (Facebook's AI), JetPack (Nvidia).

Exemplu de implementare a algoritmului SSD ResNet cu TensorFlow:

```

1  import cv2
2  import time
3  import os
4  import tensorflow as tf
5  import numpy as np
6
7  from tensorflow.python.keras.utils.data_utils import get_file
8
9  np.random.seed(20)
10
11  print("-----")
12
13  class Detector:
14
15      def __init__(self):
16          pass
17
18
19      def readClasses(self, classesFilePath):
20          with open(classesFilePath, 'r') as f:
21              self.classesList = f.readlines()
22
23          # color list
24          self.colorList = np.random.uniform(low=0, high=255, size=(len(self.classesList), 3))
25
26          print(len(self.classesList), len(self.colorList))
27
28
29      def downloadModel(self, modelURL):
30
31          fileName = os.path.basename(modelURL)
32          self.modelName = fileName[:fileName.index('.')]
33
34          self.cacheDir = "./pretrained_models"
35
36          os.makedirs(self.cacheDir, exist_ok=True)
37
38          get_file(fname=fileName, origin=modelURL, cache_dir=self.cacheDir, cache_subdir="checkpoints", extract=True)
39
40
41      def loadModel(self):
42          print("Loading Model " + self.modelName)
43          tf.keras.backend.clear_session()
44          self.model = tf.keras.models.load_model(os.path.join(self.cacheDir, "checkpoints", self.modelName, "saved_model"))
45
46          print("Model " + self.modelName + " loaded successfully...")
47
48
49      def createBoundingBox(self, image, threshold = 0.5):
50          inputTensor = cv2.cvtColor(image.copy(), cv2.COLOR_BGR2RGB)
51          inputTensor = tf.convert_to_tensor(inputTensor, dtype=tf.uint8)
52          inputTensor = inputTensor[tf.newaxis, ...]
53
54          detections = self.model(inputTensor)

```

Rezultate, stadiul realizării obiectivului fazei 3, concluzii și propuneri pentru continuarea proiectului

(se vor preciza stadiul de implementare a proiectului, gradul de îndeplinire a obiectivului cu referire la tinte stabilite și indicatorii asociați pentru monitorizare și evaluare).

Obiectivul etapei 3 este elaborarea de modele și algoritmi pentru percepția, localizarea și navigarea sistemelor autonome. Elementele de sistem (hardware și software) dezvoltate în această etapă sunt următoarele:

- Componenta centrala OBC (on board computer) care contine elementele software (algoritmii) necesare operarii autonome a sistemului
- Elementele hardware (senzorii de proces) care transmit date (stream video, pozitii in coordonate carteziene) subsistemului OBC pentru a putea percepe mediu de operare
- Elementele hardware (elemente de actionare electromecanica) necesare stabilizarii senzorilor de proces (sistemele de gimbal – sisteme de pozitionare automata cu 3 grade de libertate / pentru atitudine)
- Interfetele hw/sw de comunicare
 - OBC/pilot automat (MAVLINK/UART)
 - OBC/sistem de stabilizare (IQ/UART)
 - OBC/senzorii de proces (TCP/IP/Hokuyo – lidar; UART/VISCA – modul video Sony)

Pentru asigurarea scalabilitatii sistemului s-a ales o arhitectura modulara in care elementele hardware si software care vor contribui la cresterea gradului de autonomie al sistemului sunt decuplate de componenta de control al zborului (pilotul automat). In acest mod dezvoltarea sistemului nu este conditionata de componenta pilot automat (prin intermediul interfetei hw/sw potrivite se poate conecta orice pilot automat disponibil pe piata sau dezvoltat in-house).

Activitatile au fost realizate in totalitate si obiectivul etapei a fost indeplinit.

Faza 4

Obiectivul fazei 4:

Obiectivul etapei 4 este validarea modelelor si a algoritmilor in medii de simulare MIL, SIL, HIL.

Rezultate preconizate pentru atingerea obiectivului fazei:

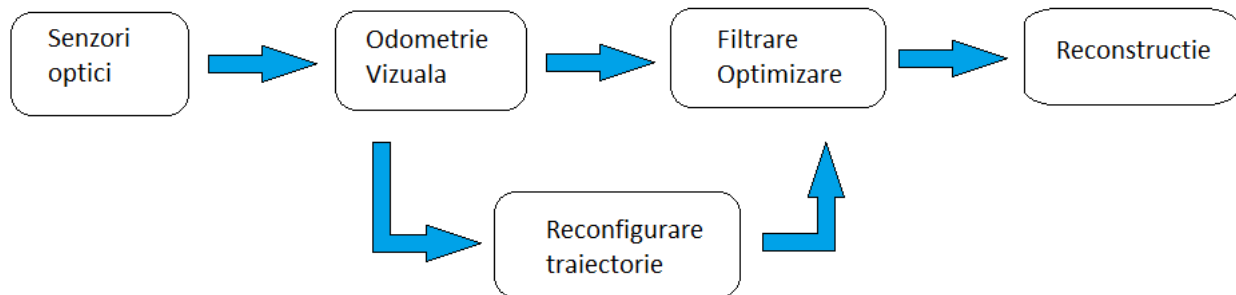
- Crearea bazei de date pentru validarea algoritmului vSLAM
- Realizarea modelului experimental al sistemului stereoscopic pentru achizitia datelor
- Calibrarea modelului
- Realizarea si validarea algoritmilor prin simulare pe sistemele Host si Target

vSLAM - Consideratii teoretice

Un alt mod de abordare a problemei “SLAM” este cel bazat pe informatii furnizate de senzorii optici (camere video). Acesta este foarte asemanator cu modul in care omul percepe mediul, folosind doi senzori optici – ochii pentru identificarea si spatializarea mediului inconjurator (reconstructia 3D). Metodele de acest tip se regasesc in literatura de specialitate sub numele vSLAM (Visual SLAM). In functie de senzorii utilizati se pot structura metodele vSLAM in metode aplicate pentru sisteme monoculare (folosesc o singura sursa de imagine), stereo (utilizeaza doua camere pentru achizitia de imagine), RGB-d (utilizeaza ca sursa de date o camera ce codifica in matricea de imagine distanta si nu intensitatea luminii cum este cazul camerelor video obisnuite). O categorie aparte o reprezinta si cea bazata pe fuziunea de date de la senzori diferiti (IMU si optici). Informatiile receptionate prin metode specifice bazate pe senzori optici si inertiali sunt complementare in sensul ca IMU reactioneaza mai bine la variatii rapide ale miscarii elementului de baza pe care sunt montati. Daca un senzor IMU este pozitionat fix si se integreaza de doua ori semnalul de baza, acceleratiile pe canalele de masura, semnalul rezultat – pozitia pe respectivul canal prezinta o alunecare/drift care face inutila utilizarea semnalului intr-un timp relativ scurt (de ordinul secundelor, functie de aplicatie si de constrangerile de precizie impuse). In opozitie, metodele vSLAM pure opereaza ma bine la variatii mici ale miscarii.

Un sistem vSLAM va ramane stabil, semnalul nu va acumula erori, daca baza nu se misca in schib acumuleaza inerent erori in timpul deplasarii in mediu de operare. Fuziunea datelor IMU/optice are potentialul de a imbunatati procesul "SLAM" dar vine cu un cost "de calcul" suplimentar in contextul in care vSLAM este oricum foarte solicitant pentru sistemele embedded de calcul disponibile acum pe piata (problema este specifica sistemelor de timp real care trebuie sa rapunda unor constrangeri de timp foarte mici, 10-20 ms).

Arhitectura tipica a unui sistem vSLAM prezinta urmatoarea structura:



Arhitectura tipica a unui sistem vSLAM

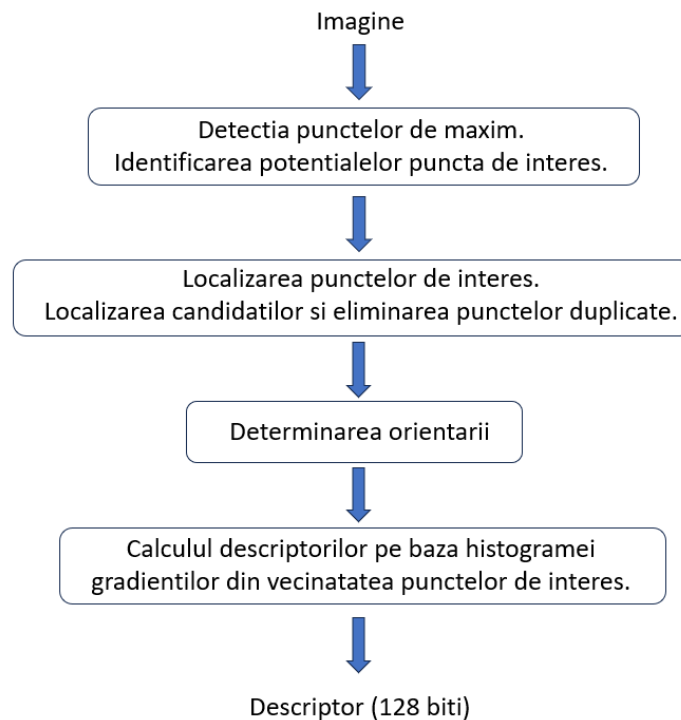
Modulele principale vSLAM sunt:

- Achizitia si post-procesarea datelor de la senzorii optici
- Odometrie vizuala: la acest nivel se estimeaza pozitia/deplasarea camerelor pe baza informatiilor procesate din doua cadre de imagine consecutive culese din fluxul video
- Filtrare, optimizare: la acest nivel, pe baza informatiilor estimate de pozitie (din modulul OV) si de memorie (se recunoaste o scena vizitata anterior cu modulul de reconfigurare) se poate optimiza traseul in sensul recorelarii punctelor de navigare pentru reducerea erorilor acumulate
- Reconfigurare traseu: detecteaza cadre anterir vizitate (loop closing)
- Reconstructie: constructia efectiva a hartii de navigare

Determinarea punctelor caracteristice din imagini (descriptorii de imagine)

Algoritmul SIFT - Scale Invariant Feature Transform

Scale Invariant Feature Transform [6] este un algoritm folosit pentru a detecta și descrie caracteristicile locale din imagini. Acesta a fost dezvoltat de David Lowe si a reprezentat un salt evolutiv pentru aplicații în domeniul procesarii imaginilor, recunoașterea obiectelor, robotică și navigare autonoma.



Modul de functionare:

1. Detectarea Extremelor. SIFT incepe cu crearea unei piramide de imagini scalate, urmata de aplicarea unui filtru Gaussian diferit pentru fiecare nivel de scala. Se calculeaza diferenta de gaussiene (DoG) intre imaginile consecutive din piramida de scala. Punctele extreme din acest spatiu DoG sunt potentiale puncte-cheie.
2. Localizarea Punctelor-Cheie: Dupa identificarea extremelor, SIFT elimina zonele slab reprezentate (dupa o valoare de prag) si punctele situate pe muchii (acestea sunt de regula instabile).
3. Orientarea Punctelor-Cheie: Pentru fiecare punct cheie se calculeaza orientarea pe baza gradientilor locali din jurul acestuia. Acest pas asigura invarianta la rotatie.
4. Descrierea Punctelor-Cheie: In jurul fiecarui punct-cheie, algoritmul creeaza un descriptor bazat pe gradientii si orientarile pixelilor dintr-o regiune semnificativa. Descriptorul este un vector cu 128 de valori care contine informatii caracteristice regiunii analizate.
5. Compararea Caracteristicilor: Dupa extragerea descriptorilor, acestia pot fi comparati intre diferite imagini pentru a identifica punctele-cheie corespondente.



Imagine sursa

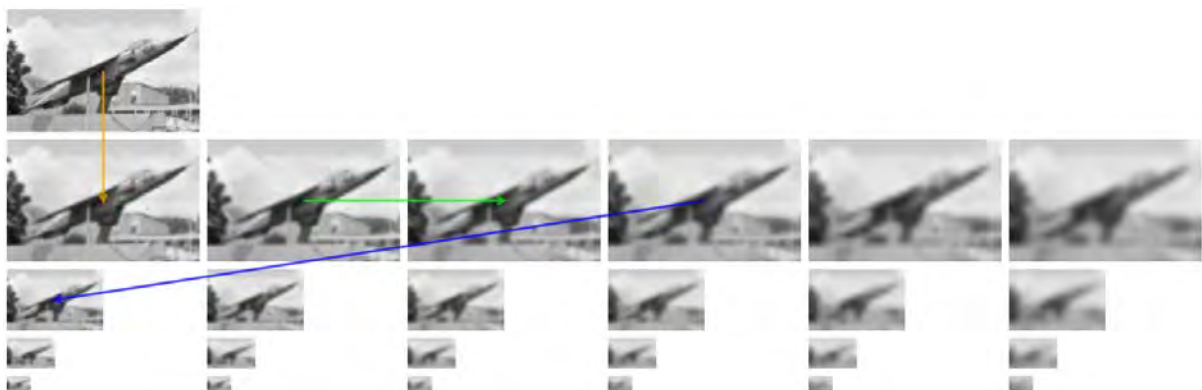
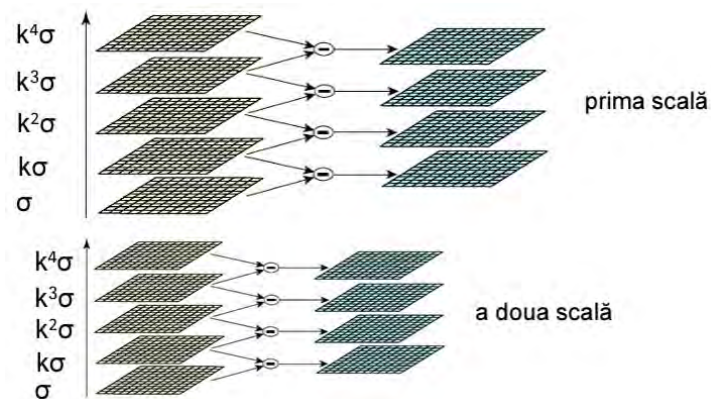
Detectia punctelor de extrem invariabile la scara se realizeaza prin constructia piramidei de scara (se scade progresiv rezolutia imaginii sursa pentru a surprinde caracteristicile vizibile si la alte rapoarte de scalare a imaginii). Pentru evidentierea extremelor se utilizeaza functia de diferente gaussiene (DoG).

$I(x, y)$ – imaginea sursa

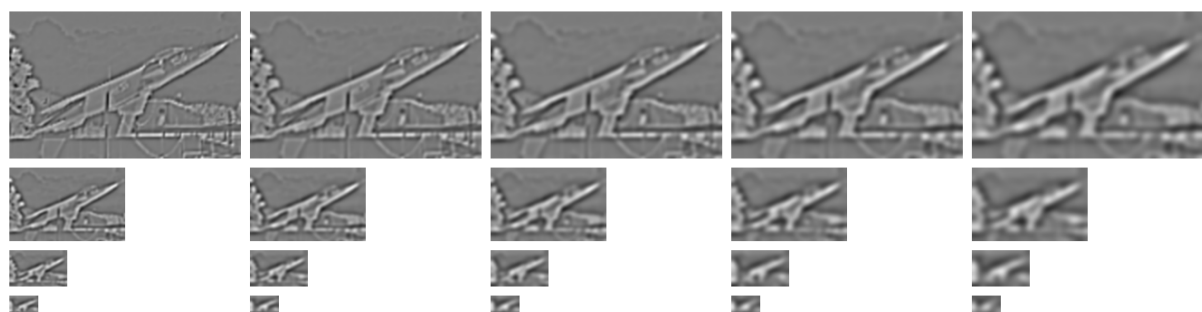
$$L(x, y, \sigma) = G(x, y, \sigma) * I(x, y)$$

$$G(x, y, \sigma) = \frac{1}{2\pi\sigma^2} e^{-\frac{(x^2+y^2)}{2\sigma^2}}$$

$$D(x, y, \sigma) = (G(x, y, k\sigma) - G(x, y, \sigma)) * I(x, y) = L(x, y, k\sigma) - L(x, y, \sigma)$$

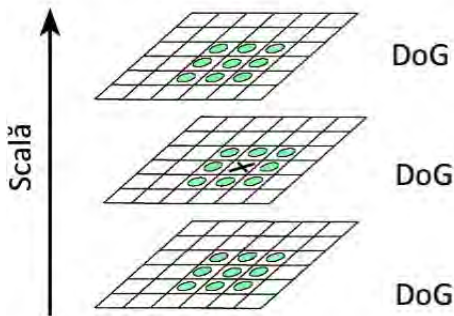


Rezultatul aplicarii filtrului gaussian asupra piramidei de imagini sursa



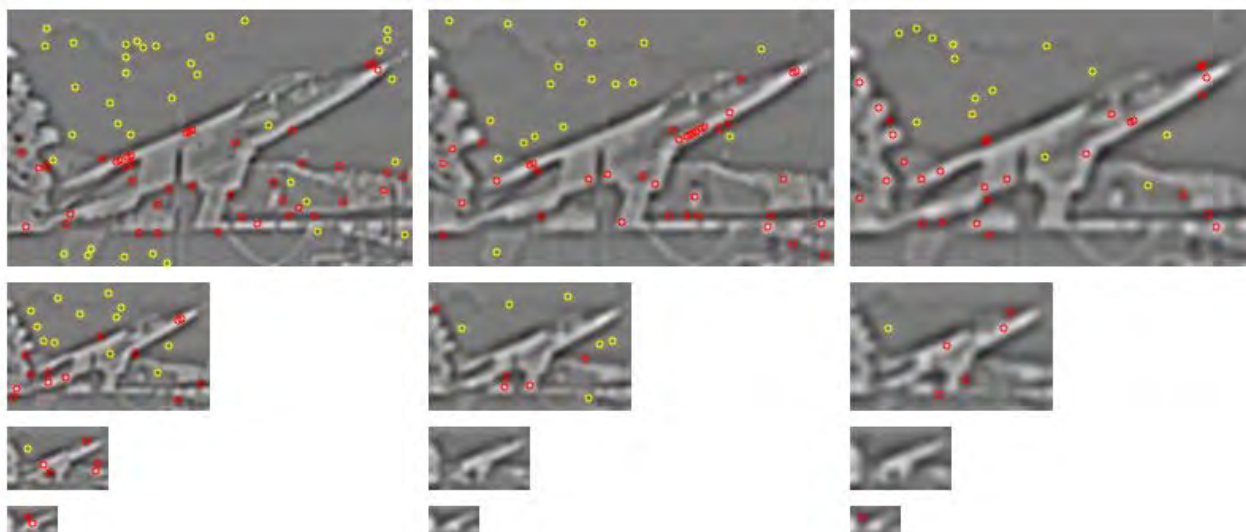
Piramida de imagini rezultate in urma aplicarii DoG

Detectia punctelor de extrem:

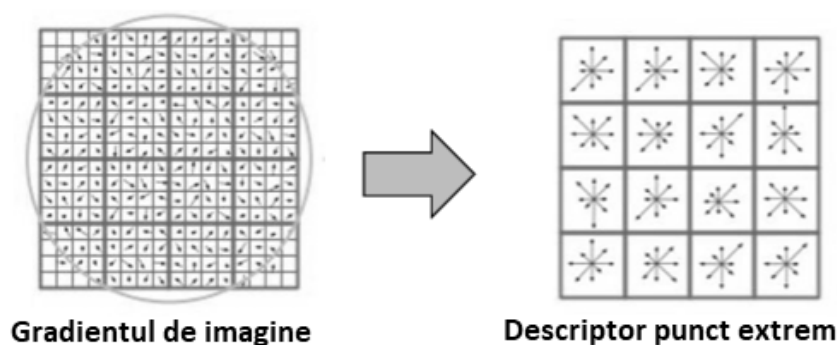
	Daca punctul X marcat in imaginea alaturata (imagini succesive din piramida de imagini) este cel mai mare sau cel mai mic (intensitatea luminoasa) dintre toti vecinii lui atunci X este marcat ca fiind un punct de extrem (keypoint). Dupa detectia extremelor se elimina (prin comparatie cu valori de prag impuse) punctele cu contrast scazut. Punctele ramase vor fi caracterizate de pozitie (x, y), magnitudine si orientare.
---	---

$$\text{Magnitudinea } m(x, y) = \sqrt{(L(x + 1, y) - L(x - 1, y))^2 + (L(x, y + 1) - L(x, y - 1))^2}$$

$$\text{Orientarea } \theta(x, y) = \tan^{-1} \left[\frac{L(x, y + 1) - L(x, y - 1)}{L(x + 1, y) - L(x - 1, y)} \right]$$



Detectia si trierea punctelor de extrem dupa valoarea de prag
Determinarea descriptorilor pentru punctele de extrem selectionate



In vecinatatea fiecarui punct de interes se creaza o fereastră de 16 x 16 unitati de imagine (pixeli). Fereastră rezultata se imparte in celule cu dimensiunea de 4 x 4. Pentru fiecare celula se realizeaza o histograma cu orientarile (gradientii) segmentelor de imagine sursa. Pentru a asigura invarianta la rotatie orientarile sunt normalizate dupa orientarea punctului de extrem pentru care se determina descriptorul. Din histograma se aleg magnitudinile pentru 8 orientari principale (cu increment de 45°).

Prin concatenare rezulta o caracteristica cu 128 de trasaturi specifice punctului de extrem (16 histograme x 8 orientari principale).

Descriptorul rezultat are urmatoarele caracteristici:

- Grad ridicat de distinctivitate (se va regasi intr-o suita de imagini succesive care vizeaza aceeaasi scena)
- Grad ridicat de invarianta la transformari prin scalare (datorata piramidei de imagini utilizata in determinarea punctelor cheie) si rotatie (datorita normalizarii ferestrei 16 x 16 dupa orientarea principala a punctului cheie) a imaginii sursa
- Relativ stabil la schimbari de iluminare a scenei



Caracteristici imagine extrase cu SIFT (OpenCV)

Mediul de simulare SIL/HIL

Pentru validarea in mediu de simulare SIL/HIL s-a implementat o forma simplificata de vSLAM in Python/OpenCV. Aceasta a fost rulata in mod SIL pe platforma *Host* unde a fost dezvoltata (un sistem cu procesor Ryzen7 5700 cu 8 coruri la 3GHz) si in mod HIL pe un sistem *Target* Jetson Quad-core ARM Cortex-A57.

Structura algoritmului

Pregatirea modelului

Achizitia de date cu o structura cu model cunoscut pentru calibrarea sistemului (determinarea parametrilor intrinseci pentru camerele video)

Salvarea parametrilor intrinseci (matricea de calibrare si coeficientii de distorsie ai camerelor)

Fluxul principal al aplicatiei

Importul modulelor utilizate in aplicatie (de sistem, OpenCV, numpy etc.)

Verificarea existentei surselor de imagine

Initializarea camerelor

Achizitia continua cadru cu cadru a imaginilor

Corectia datelor brute de imagine (raw data) cu parametrii de distorsie radiala si tangentiala obtinuti in procesul de calibrare

Conversia acestora din format RGB in format Gray

Detectia punctelor de interes (a caracteristicilor) din imaginile stereo (camera stanga si camera dreapta) cu algoritmul SIFT sau ORB

Sortarea punctelor caracteristice si portivirea (dupa un criteriu de prag aplicat descriptorului binar) acestora intre seturile culese de la camera stanga si camera dreapta

Verificarea conditiei epipolare (daca punctele considerate pereche stanga/dreapta au o variatie mai mare de doua procente pe Y sunt excluse din lista)

Pentru perechile filtrate se calculeaza corespondenta trigonometrica in spatiul 3D prin triangularizare

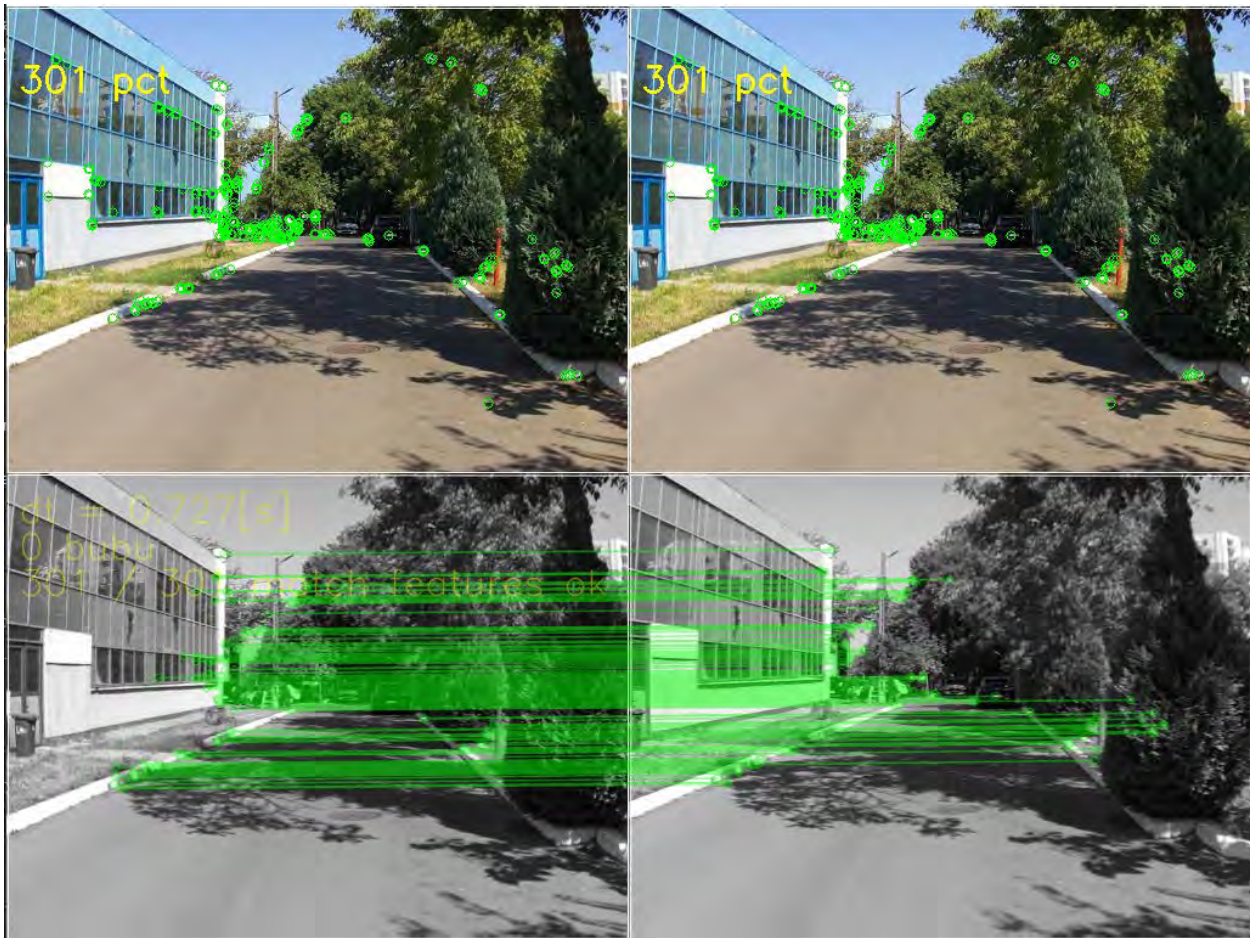
Cu ajutorul perechilor de puncte din planul imagine 2D si cele corespondente din 3D se determina transformarea necesara pentru proiectia punctelor din 3D in planul imagine (se aplica pentru cele mai reprezentative 3 puncte caracteristice si dupa aceea se verifica matricea de transformare rezultata prin proiectia celorlalte puncte 3D in planul imagine si verificarea deviatiei punctelor rezultate in 2D fata de punctele determinate cu SIFT sau ORB, nivelul 2 de filtrare a punctelor deviate / *outliers*)

Se pastreaza in memorie transformarea necesara pentru cadrele anterioare, se repeta procesul si se determina pentru instanta curenta noua transformare. Cu ajutorul secventelor iterative de transformare (cadrul anterior / cadrul curent aplicat pe setul de date de la o camera stanga sau dreapta) se determina transformata T care corespunde rotatiei si translatiei necesare pentru maparea punctelor intre cadre si anume miscarea senzorului intre cadre succesive.

Se reitereaza procesul de la faza de achizitie continua cadru cu cadru a imaginilor.

Comparativ intre modurile de simulare SIL (pe sistemul host performant) si HIL pe sistemul target embedded (cu resurse limitate de calcul) pentru un set de date de intrare cu rezolutia de 640 x 480 timpi de rulare pentru variantele SIFT si ORB de detectie a punctelor caracteristice sunt:

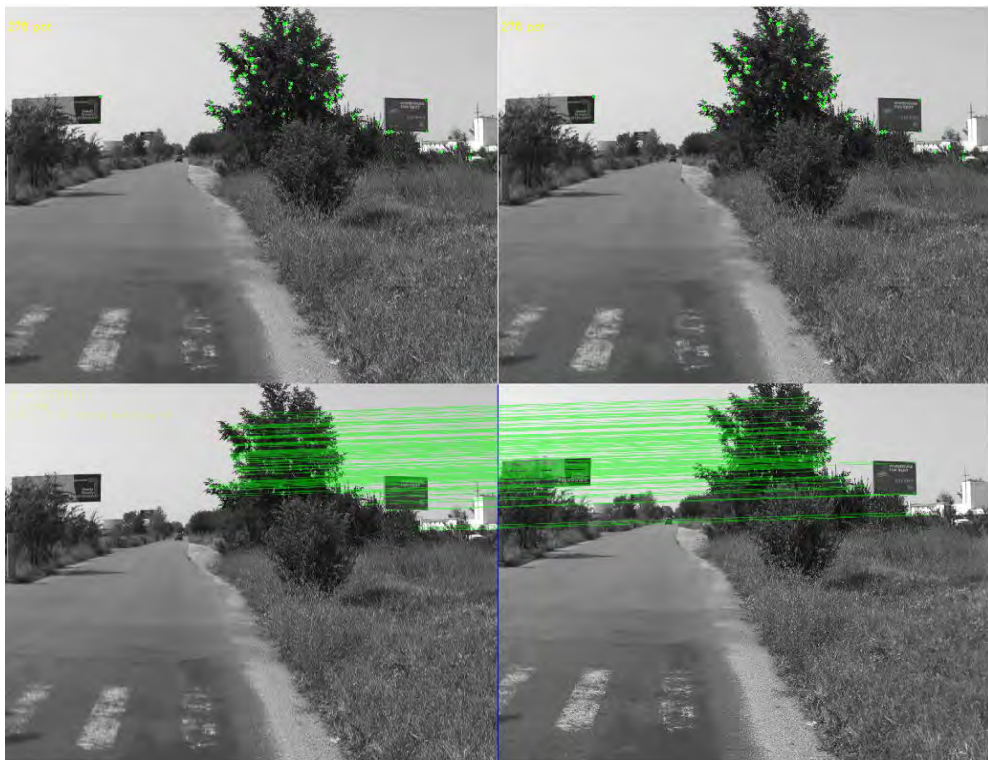
Img 640 x 480 pixeli	SIFT	ORB
Host	20 ms	4 ms
Target	100 ms	20 ms



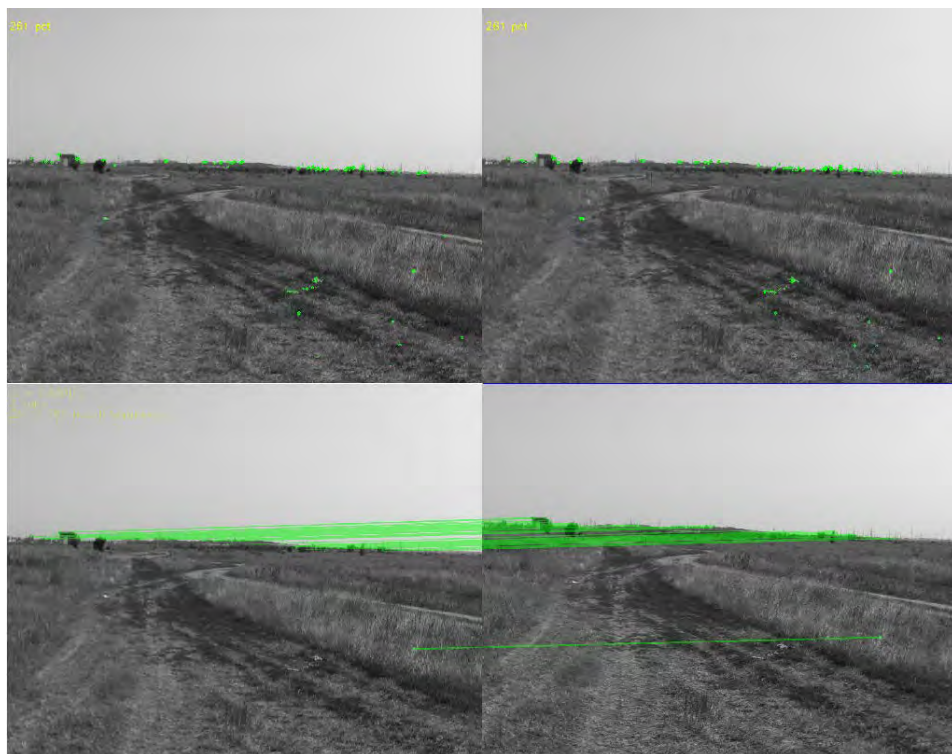
Scena stereoscopica din setul 1 de date (mediu urban) procesata cu algoritmul dezvoltat in Python



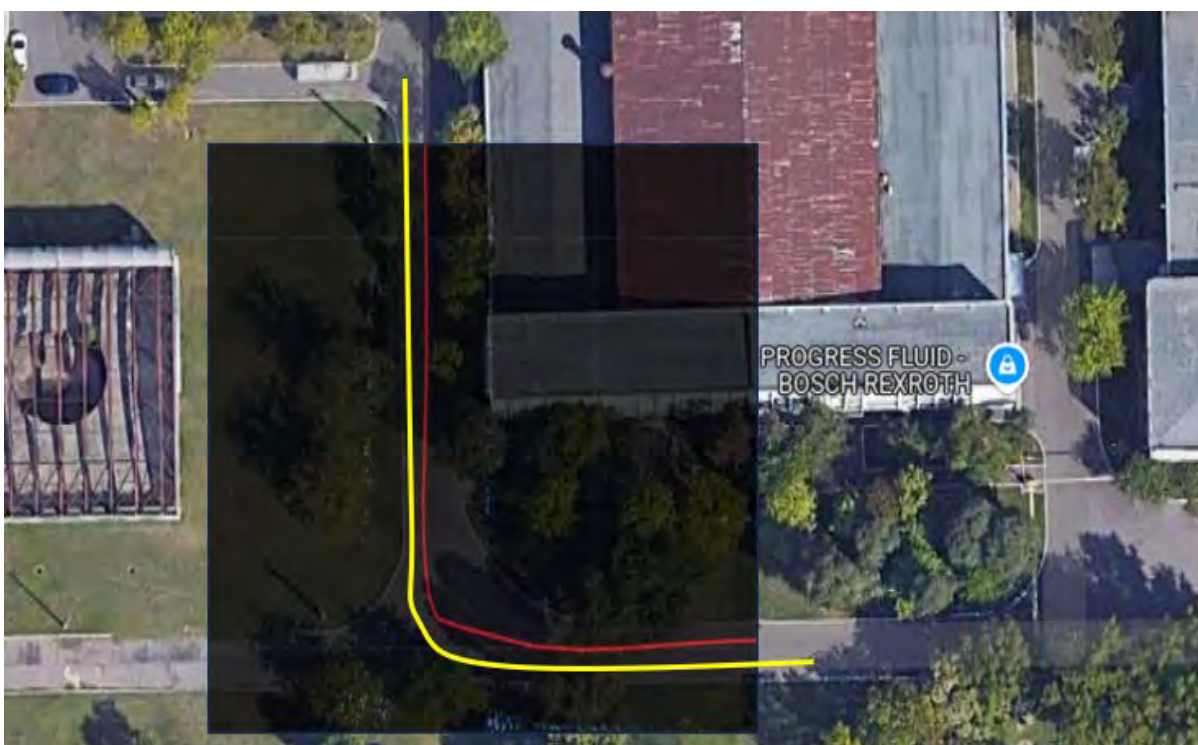
Scena stereoscopica din setul 1 de date (mediu urban) procesata cu algoritmul dezvoltat in Python



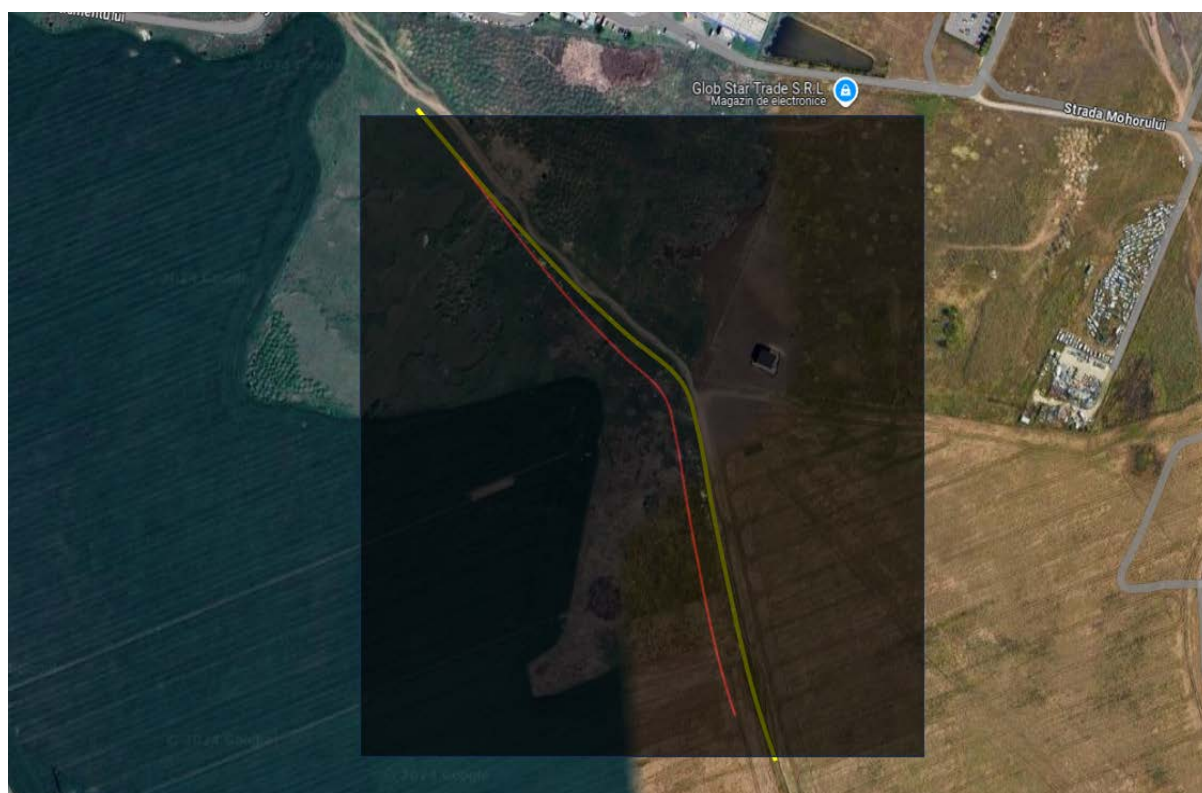
Scena stereoscopica din setul 2 de date (mediu extra -urban) procesata cu algoritmul dezvoltat in Python



Scena stereoscopica din setul 2 de date (mediu extra -urban) procesata cu algoritmul dezvoltat in Python



Estimarea pozitiei sistemului stereoscopic de achizitie a datelor pentru setul 1 de date (mediu urban)



Estimarea pozitiei sistemului stereoscopic de achizitie a datelor pentru setul 2 de date
(mediu extra-urban)

Rezultate, stadiul realizării obiectivului fazei, concluzii și propuneri pentru continuarea proiectului
(se vor preciza stadiul de implementare a proiectului, gradul de indeplinire a obiectivului cu referire la tintele stabilite si indicatorii asociati pentru monitorizare si evaluare).

În această etapă a proiectului au fost validate modelele și algoritmi vSLAM în medii de simulare MIL, SIL, HIL. Pentru aceasta s-a realizat un model experimental pentru un sistem de achiziție a datelor (imagini stereoscopice) și s-a realizat o bază de date cu două scenarii specifice mediului urban și extra-urban. Sistemul a fost calibrat (s-au determinat parametrii intrinseci, matricea A și parametrii de distorsiune radială și tangentială) utilizând imagini șablon cu model cunoscut de caracteristici.

Pentru varianta embedded a sistemului a fost dezvoltat și implementat în Python/OpenCV un algoritm de tip vSLAM (localizare și cartografiere simultană prin tehnici de procesare a imaginilor din fluxurile video).

Comparativ între modurile de simulare SIL (pe sistemul host performant) și HIL pe sistemul target embedded (cu resurse limitate de calcul) pentru un set de date de intrare similar timp de rulare pentru variantele SIFT și ORB de detecție a punctelor caracteristice sunt de aproximativ 5 ori mai mari în urma utilizării metodei SIFT de extragere a caracteristicilor din imagine în raport cu o metodă de tip ORB (la aceeași rezoluție a imaginii brute 640 x 480 pixeli sistemul target are un timp de procesare de 100ms pentru SIFT și 20ms pentru ORB).

La estimarea poziției sistemului stereoscopic de achiziție a datelor pentru setul 1 și 2 de date (mediu urban și mediul extra-urban) se remarcă tendința metodei vSLAM de acumulare a erorilor de poziție. Pentru varianta prototip (unde vor fi disponibile informațiile de la IMU și GPS prin sistemul autopilot) se propune fuzionarea datelor vSLAM cu acestea (IMU - GPS) prin intermediul unui filtru Kalman. Activitățile din anul 2024 au fost realizate în totalitate și obiectivele etapelor derulate au fost îndeplinite.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 02 03:

Proiectul a avut, pe durata anului 2024, două etape: una de dezvoltare de metodologii de identificare a defectelor pe structuri aerospațiale, și o a doua de dezvoltare de legi de control activ pentru diverse scenarii, cu monitorizare orientată către oboseala sistemului.

Cele două Etape sunt descrise pe scurt, cu menționarea activităților și rezultatelor, în cele ce urmează.

2. Descrierea activităților:

Raportul de Etapa nr. 3 se dezvoltă pe parcursul a 8 capitole la care se adaugă Concluziile.

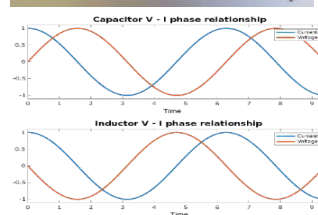
Dintre rezultatele obținute, care depășesc ca volum limitele inițial gândite pentru această Fază, menționăm un sir rezumativ :

- a) Model matematic de mentenanță preventivă bazat pe procese Markov. Procesele Markov caracterizează foarte bine procesele de mentenanță, având un anumit grad determinist, în sensul că ceea ce se întâmplă la pasul k depinde de pasul anterior, $k - 1$. Aceasta este o deosebire esențială față de procesul Wiener (zgomotul alb), care are un grad absolut de nedeterminare, în sensul că ce se întâmplă la pasul k nu depinde de pașii anteriori. Utilizând procesele Markov, sunt calculate probabilitățile stărilor, iar valoarea optimă a timpului mediu al **mentenantei preventive** este determinată prin maximizarea disponibilității unui singur component în raport cu timpul mediu până la întreținerea preventivă minimală.
- b) Principiul entropiei nu putea fi ocolit în caracterizarea proprietăților semnalelor date de senzori pentru a detecta anomalii sau comportamente nereprezentative în sistemele fizice. În teoria detectării defecțiunilor, entropia poate măsura dezordinea sau incertitudinea, ajutând la detectarea și clasificarea defecțiunilor sau a condițiilor anormale de funcționare. Populară este ideea de entropie Shannon, introdusă pentru a calcula neregularitatea și autosimilaritatea semnalelor. Entropia Shannon $H(x)$ a unui semnal aleator x cu n rezultate posibile este definită de următoarea formulă:

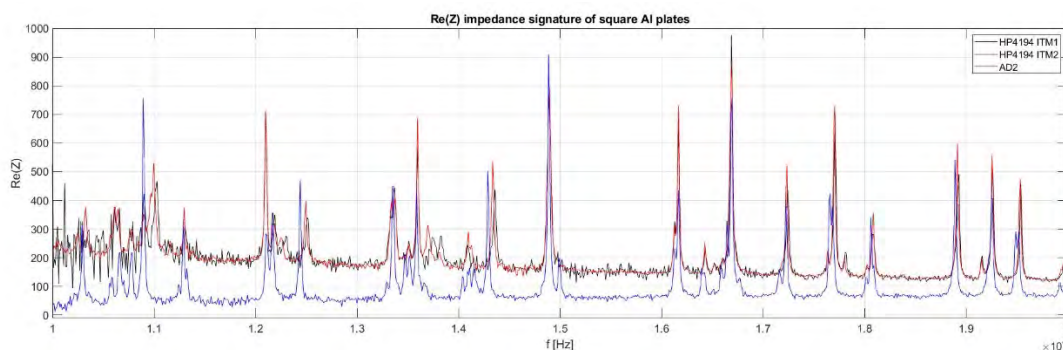
$$H(x) = -\sum_{i=1}^n p(x_i) \log_2 p(x_i)$$

unde $p(x_i)$ este funcția densității de probabilitate a semnalului x_i .

- c) Mentenanta in general, si cea preventiva in special, se bazeaza pe principiul redundantei: circuitele sunt compuse din unitati operationale si unitati de rezerva, acestea din urma intrand automat in operabilitate la defectarea celor dintai. Astfel, in Capitolul 5, este analizata o problema legata de fiabilitatea unui sistem redundant cu două unitați, presupunând că timpul de defectare pentru unitatea de operare este distribuit exponențial. S-a calculat disponibilitatea și timpul mediu până apare o defecțiune în cazul regimului staționar al diferitelor configurații de sisteme cu timpi distribuiți exponențial.
- d) Raportul de faza contine si dezvoltarea unei optimizari a mentenanței preventive in cazul comenzilor de piese de schimb, luând în considerare detectarea imperfectă. La prima vedere, problema nu are o legatura vizibila cu aviatia, insa la o cercetare mai atenta este legata de ceea ce presupune un trafic, inclusiv de avioane civile de cursa globala, cand este important si economicos sa se dezvolte servicii de mentenanta rapida pe marile trasee ale rutelor. Varii scenarii de reinnoire sunt considerate.
- e) In Capitolul 6 sunt propuse modele liniare și neliniare de mentenanță preventivă, ceea ce reprezinta o punere in ordine a evaluarilor din capitolele precedente.
- f) Importantul Capitol 8, care face atingere la topica monitorizarii starii de sanatare a structurilor, prezinta set-ul experimental si metodologia propusa pentru dezvoltarea unei metodologii de mentenanta preventive prin metoda impedantei electromecanice. Fiecare structura are o semnatura proprie, in cazul “sanatarei”, semnatura descrisa de spectrul de impedanta electromeccanica a senzorilor PWAS (piezo wafer active sensors) lipiti pe structura . In momentul aparitiei vreunui defect, apar modificari in acest spectru



Logistica pentru aplicarea metodei spectroscopiei impedantei electromecanice a structurilor



Semnătură de impedanță $Re(Z)$ pe domeniul de frecvență 10-20 kHz

Activitățile Etapei 4, **Dezvoltarea de legi de control activ pentru diverse scenarii, cu monitorizare orientată către oboseala sistemului**, s-au realizat în contextul

Capitolului 1, în care sunt descrise legile de control activ robust (la care se adaugă o aplicație de sinteză a controlului Hinfinit), apoi în

Capitolul 2, în care se realizează compararea metodelor spectrale pentru analiza oboselii în procesele aleatoare Gaussiene cu bandă largă, apoi în

Capitolul 3, în care se efectuează analiza fenomenului de oboseală cauzat de vibrații la o structură integrată pe un vehicul aerian, apoi în

Capitolul 4, în care se evaluează rezistența la oboseală în cazul încărcărilor aleatorii non-Gaussiene, apoi în

Capitolul 5, care propune o metodă de testare accelerată Weibull a duratei de viață cu mai multe variabile folosind regresia liniară multiplă;

Capitolul 6 realizează analiza oboselii unui sistem pe baza rainflow counting,

Capitolul 7 propune un program de culegere a datelor spectrale ale modelului de aripă, iar

Capitolul 8 dezvoltă un scenariu de testare prin metoda spectrală pentru calculul duratei de viață la oboseală (fatigue life).

Obiectivul Fazei 4 a proiectului, intitulată „Dezvoltarea de legi de control activ pentru diverse scenarii, cu monitorizare orientată către oboseala sistemului” este de a defini, evalua, și selecta metodologii de calcul al duratei de viață a structurilor în prezența oboselii provocate în principal de vibrații. În corelare cu acest obiectiv, au fost dezvoltate o serie de metodologii de calcul, dependente de natura perturbărilor care provoacă vibrațiile: perturbări aleatoare gaussiene, negaussiene, de bandă îngustă sau de bandă largă (capitolele 2 și 4). Capitolul 1 revizitează metodele de control robust (metoda exponentului Liapunov, metoda receptanței, metoda LQG/LTR, metoda Hinfinit cu ponderi statice). În prealabil s-a dezvoltat un model matematic al structurii tip aripă de avion, echipată cu actuatori piezo MFC (Macro Fiber Composite), achiziționați de la firma Smart Materials Corp, la care se adaugă un accelerometru montat în varful aripii. Folosind această logistică, s-a putut achiziționa o bază de date reprezentativă pentru a se deduce densitatea spectrală de putere (PSD, Power Spectral Density) a deplasării de vibrație, precum și a sarcinii (stress) la ieșire. Acestea sunt elemente care intră în constituția metodelor de calcul al duratei de viață în prezența oboselii. În contextul recoltării datelor se evidențiază rolul controlului activ în diminuarea vibrației structurii, cu cca. 13 dB, aceasta având impact asupra prelungirii duratei de viață a structurii (pag. 20).

Strict aplicative sunt Capitolul 6 - Analiza oboselii unui sistem pe baza rainflow counting; Capitolul 7 - Realizarea unui program de culegere a datelor spectrale ale modelului de aripă; Capitolul 8 - Dezvoltarea unui scenariu de testare prin metoda spectrală pentru calculul duratei de viață la oboseală

(fatigue life), care dezvoltă un program luat de pe net (Capitolul 6), care parcurge pași esențiali în calculul duratei de viață la oboseală, urmând să fie continuați în Etapa următoare după ce se va obține curba Wohler $S(N)$ (S este sarcină-load-stress), N este numărul de cicluri până la distrugere în prezenta oboselii (Capitolul 7), calculul stress-ului S asociat unei runde de vibrație (Capitolul 8).



Echipament pentru culegerea datelor spectrale de vibrație a modelului de aripă: PC plus placa de achiziție NI, amplificatoare TREK, actuator MFC excitatie și respective control, accelerometru B&K, preamplificator integrator, model de aripă cu actuatori MFC

PROIECT NUCLEU PN 23 17 03 01:

Faza nr 3 a proiectului cu titlul **“Implementarea metodologiilor de tratament de suprafață a materialelor de ranforsare pentru structuri compozite folosite în aviație”** a avut ca obiectiv principal experimentarea unor rute de tratamente chimice aplicate asupra fibrelor de ranforsare utilizate în materialele compozite și selecția variantelor optime în ceea ce privește precursorii utilizați și parametri metodelor. Etapa a fost împărțită în două activități principale (livrabile):

- **Activitatea 3.1. Studiu documentar privind principalele metode și compusi utilizați pentru tratamentul de suprafață al materialelor de ranforsare în vederea activării/ funcționalizării**
- **Activitatea 3.2. Implementarea metodelor de laborator pentru aplicarea tratamentelor de suprafață asupra agenților de ranforsare**

Prima activitate a fost dedicată unui studiu sumar al ultimelor avansări în domeniul modificărilor de suprafață aplicate agenților de ranforsare, cu accent pe fibrele de carbon, activitate în care au fost stabilite niște elemente esențiale ce vor fi utilizate în studiul experimental și anume compuși chimici și parametri metodelor de modificare. Cea de-a doua activitate a fost dedicată studiului experimental de laborator în care au fost aplicate protocoalele alese în activitatea anterioară.

Astfel, în cadrul Fazei nr 3 au fost prezentate studii experimentale de tratare a fibrelor de ranforsare (în special fibra de carbon comerciale, certificate pentru aplicații aeri) în vederea îmbunătățirii compatibilității cu matricile polimerice prin activarea suprafeței fibrelor, inertă prin natura ei și chiar funcționalizarea prin introducerea de grupări chimice capabile să formeze legături puternice cu grupările chimice din structura polimerilor, prin crearea unor interacțiuni la nivel fizic și/sau chimic. În etapa următoare se vor realiza compozite prin înglobarea fibrelor compatibilizate (activate/funcționalizate) în matrici, termoreactive sau termoplastice (alegerea matricilor va fi făcută pe baza studiului documentar realizat în decursul primului an al proiectului).

Au fost stabilite două protocoale ce vizează tratamente chimice. Un prim protocol a constatat în tratamente chimice de oxidare utilizând un acid (acid azotic), pentru activarea suprafeței inerte a fibrelor și introducerea de grupări funcționale (-OH, -COOH) pe suprafață. Al doilea protocol a constatat în tratamente chimice de funcționalizare a suprafeței activate/oxidate în prezența unui agent de funcționalizare silanic (3-aminopropiltrimetoxisilan-APTMS), pentru introducerea de grupări

funcționale capabile să interacționeze prin formarea de legături chimice cu grupările funcționale din polimeri.

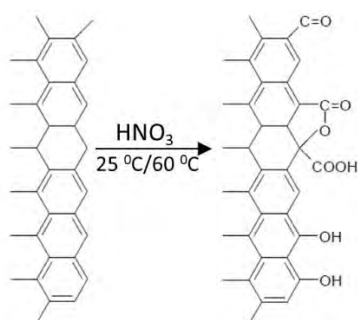


Fig. 1. Schema propusă pentru reacția de activare prin oxidare a suprafeței fibrei de carbon

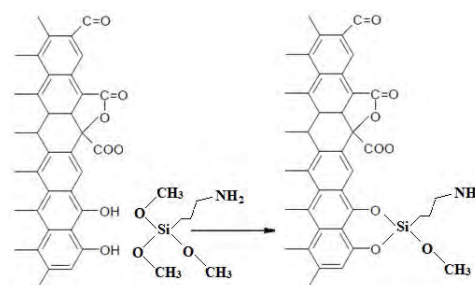


Fig. 2. Schema propusă pentru reacția de funcționalizare prin silanizare suprafeței activate a fibrei de carbon

Analizele de spectroscopie FTIR efectuate asupra probelor au confirmat faptul că atât utilizarea unor temperaturi cât și unor timpi mai mari de reacție la temperaturi mai ridicate determină un grad mai avansat de oxidare a suprafeței fibrei, prin prezența unor peak-uri în spectrele probelor, corespunzătoare grupărilor funcționale specifice oxidării (hidroxil, carboxil). De asemenea, silanizarea cu succes este confirmată în cazul probelor ce au fost în prealabil oxidate la temperatura de 60°C, timp de 18 ore. Analizele de spectroscopie FT-IR au fost completate și confirmate cu ajutorul analizelor de microscopie SEM.

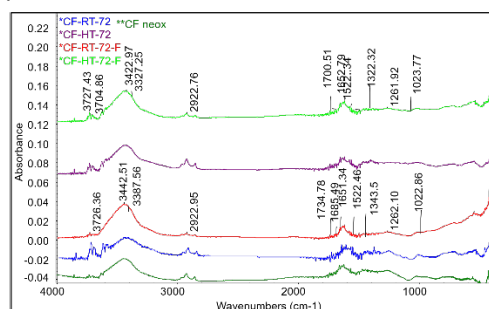


Fig. 3. Spectrele FT-IR ale probelor CF (martor), CF-RT-72 (oxidat 25°C/72 h), CF-RT-72-F (funcționalizat 25°C/72 h), CF-HT-72 (oxidat 60°/18h/25°C/54h), CF-HT-72-F (funcționalizat 60°/18h/25°C/54h)

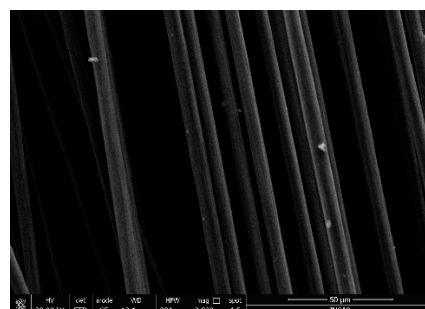


Fig. 4. Micrografie SEM a fibrelor de carbon activate prin oxidare cu HNO³ la 600C/18 h și 25°C/54 h

Faza nr 4 intitulată „Dezvoltarea materialelor compozite polimerice ranforsate cu fibre tratate pe suprafata” a avut principal obiectiv realizarea unor compozite având la bază fibrele de ranforsare ce au fost supuse unor tratamente chimice de modificare a suprafeței, conform protocoalelor stabilite în etapa anterioară. Etapa a fost împărțită în două activități principale (livrabile):

- **Activitatea 4.1. Realizarea de materiale compozite cu matrice polimerica si ranforsare cu fibre ce au fost supuse tratamentelor de suprafata**
- **Activitatea 4.2. Caracterizarea si testarea materialelor compozite cu matrice polimerica si ranforsare cu fibre ce au fost supuse tratamentelor de suprafata in vederea evaluarii interfetei dintre faze si a comportamentului la stimuli de natura mecanica**

Prima activitate ea fost dedicata etapei experimentale de realizare a unor compozite polimerice, ranforsate cu țesături din fibre de carbon, ce au fost în prealabil supuse unor tratamente de modificare

chimică a suprafeței în vederea îmbunătățirii interacțiunii cu polimerul. Cea de-a doua activitate a fost dedicată testării și caracterizării materialelor realizate în cadrul activității anterioare.

Faza 4 a cuprins studii experimentale privind realizarea de materiale compozite prin înglobarea în matrici termoreactive a unor fibre de carbon sub formă de țesătură ce au fost în prealabil supuse tratamentelor chimice de suprafață (prin oxidare chimică, respectiv silanizare) în vederea compatibilizării lor cu polimerii, crearea unor interfețe fibre/matrice mai puternice, care să fie capabile să transfere sarcinile mecanice într-un mod mai eficient, îmbunătățind astfel proprietățile mecanice ale materialelor compozite prin limitarea formării și propagării microfisurilor ce inițiază cedarea mecanică.

Pentru tratamentele de suprafață ale fibrelor au fost urmate protocoale stabilite în etapa anterioară. Astfel, modificarea suprafeței s-a realizat prin activare prin intermediul tratamentului chimic oxidativ cu acid azotic la temperatura de 60°C/25°C pentru introducerea de grupări funcționale (-OH, -COOH) și respectiv prin funcționalizarea suprafeței activate/oxidate în prezența agentului de funcționalizare silanic 3-aminopropiltrimetoxisilan (APTMS) în vederea introducerii de grupări funcționale capabile să interacționeze cu grupările din polimeri prin formarea de legături chimice. Parametrii au fost aleși pe baza testelor preliminare efectuate în etapa anterioară, care au confirmat activarea/funcționalizarea cu succes a suprafeței fibrelor prin intermediul analizelor de spectroscopie FTIR, fără a genera deteriorarea suprafeței sau structurii fibrelor, fapt confirmat prin intermediul microscopiei electronice de baleiaj.

Au fost realizate 3 probe de material compozit: o probă martor având la bază matrice epoxidică ranforsată cu 9 straturi fibra de carbon comercială utilizată ca atare, fără a fi supusă vreunui tratament de suprafață (probă denumită 9CF-Epoxy (Martor)), o probă având la bază matrice epoxidică ranforsată cu 9 straturi fibra de carbon activată prin oxidare chimică cu acid azotic (probă denumită 9CFox-Epoxy) și o probă având la bază matrice epoxidică ranforsată cu 9 straturi fibra de carbon oxidată cu acid azotic și funcționalizată cu agentul silanic APTMS (probă denumită 9CFf-Epoxy). Au fost prezentate pe larg reacțiile fizico-chimice ce au loc între suprafața fibrei și agentul oxidant, suprafața fibrei oxidate și agentul de funcționalizare (silanizare), rășină epoxidică și întăritorul aminic, rășină epoxidică și grupele funcționale generate pe suprafața fibrei modificate cu agent de silanizare.

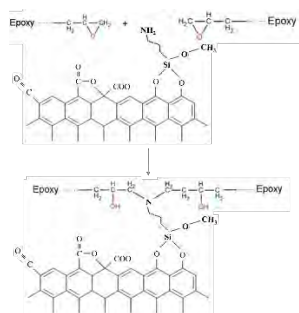


Fig. 5. Reacția dintre grupările epoxi ale matricii și grupările din APTMS cu care a fost modificată suprafața fibrei



Fig. 6. Probele 9CFox-Epoxy și 9CFf-Epoxy extrase din presa, înainte de decuparea marginilor

Probele au fost supuse testării mecanice la tracțiune, compresiune și încovoiere. Rezultatele au indicat o creștere semnificativă a performanțelor mecanice atunci când compozitele au fost ranforsate cu fibre activate prin oxidare cu acid, iar ranforsarea cu fibre funcționalizate a condus la valori superioare celor din urmă. Analizele fractografice au indicat că materialele au cedat conform modurilor de cedare acceptate de standarde.

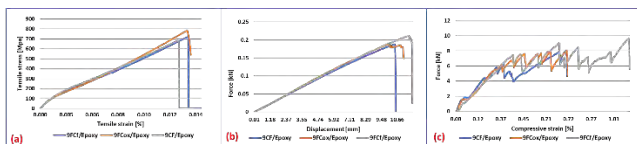


Fig. 7. Exemple de curbe din timpul testării la tracțiune (a), încovoiere în 3 puncte (b), compresiune (c) a celor 3 probe de material compozit realizate

Rezultatele indică performanțe semnificativ îmbunătățite cu utilizarea de fibre ce au fost supuse tratamentelor de suprafață, fapt datorat asigurării unui transfer de sarcini mecanice mai eficient datorită interfeței îmbunătățite prin caracterul dual reprezentat de ancorare mecanică – legături fizico-chimice.

2. Analiza stadiului de atingere a obiectivelor proiectului PN 23 17 03 01 (descriere)

Atingerea obiectivelor celor două faze desfășurate în anul 2024 s-a realizat într-o manieră asemănătoare cu cea planificată pentru atingerea scopului proiectului și anume construirea temeinică pas cu pas a strategiilor de implementare a conceptelor științifice și tehnologice ce stau la baza consolidării temei fazei.

Faza 3 a proiectului cu titlul “Implementarea metodologiilor de tratament de suprafață a materialelor de ranforsare pentru structuri compozite folosite în aviație” a avut ca principal obiectiv experimentarea unor rute de tratamente chimice aplicate asupra fibrelor de ranforsare utilizate în materialele compozite și selecția variantelor optime în ceea ce privește precursorii utilizați și parametri metodelor.

Rezultatele preconizate pentru atingerea obiectivului fazei 3 sunt în concordanță cu al doilea pas al strategiei de consolidare a traseului de atingere a tintelor vizate în proiect și anume:

- Realizarea unui studiu actualizat asupra stadiului actual al cunoașterii în ceea ce privește avansările în domeniu legate de alternativele de modificare a suprafeței materialelor de ranforsare în vederea utilizării lor ca faza componentă alături de matrici polimerice, în materiale compozite inteligente, cu scopul de a îmbunătăți interfata dintre faze și a asigura un transfer al sarcinilor mecanice mai eficient;
- Realizarea unui studiu experimental bazat atât pe cele mai eficiente rute și alternative de modificare a agenților de ranforsare, identificate în cadrul studiului teoretic, cât și pe studiile experimentale anterioare deja realizate de către echipa implicată în implementarea proiectului/fazei
- Evaluarea gradului de succes obținut în cadrul experimentărilor de laborator prin investigații experimentale specifice, în vederea alegerii a 2-3 variante considerate ca fiind „optime” pentru a fi implementate în etapa următoare dedicată realizării unor compozite polimerice bazate pe fibrele de ranforsare modificate.

Faza 4 a proiectului cu titlul “Dezvoltarea materialelor compozite polimerice ranforsate cu fibre tratate pe suprafață” a avut ca principal obiectiv realizarea și testarea unor compozite având la bază fibre de ranforsare ce au fost supuse unor tratamente chimice de modificare a suprafeței, conform protocoalelor stabilite în etapa anterioară. Rezultatele preconizate pentru atingerea obiectivului fazei sunt în concordanță cu al doilea pas al strategiei de consolidare a traseului de atingere a tintelor vizate în proiect și anume:

- Aplicarea unor tratamente de suprafață asupra fibrelor de ranforsare din carbon, conform parametrilor și protocoalelor stabilite în etapa anterioară: activarea prin oxidarea cu acid azotic la 60°C/25°C urmată de funcționalizarea prin silanizarea cu 3-aminopropiltrimetoxisilan (APTMS)

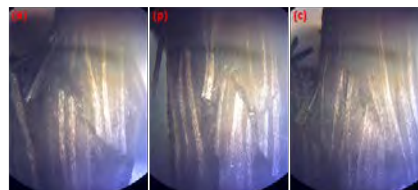


Fig. 8. Micrografii ale epruvetelor testate la compresiune (a) 9CF-Epoxy (Martor), (b) 9CFox-Epoxy, (c) 9CFf-Epoxy

- Realizarea unor materiale compozite cu matrice polimerica termoreactivă epoxidică ranforsate cu fibrele a căror suprafața a fost activată/funcționalizată, cu scopul de a îmbunătăți interfata celor doua faze si a asigura un transfer al sarcinilor mecanice mai eficient;
- Testarea lor din punct de vedere mecanic în vederea evaluării modificării proprietăților mecanice la tracțiune, compresiune și încovoiere în funcție de metoda de tratament de suprafață aplicată
- Analiza modului de cedare a materialelor realizate, în urma testării performanțelor mecanice

In cadrul ambelor au fost abordate și finalizate cu succes cele două activități prevăzute per etapă, acestea fiind prezentate pe larg în raportul fiecărei faze in extenso, și au fost îndeplinite toate obiectivele vizate în planul de realizare a proiectului.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 03 02:

Obiectivul general al proiectului este fundamentarea științifică și tehnică a modului de implementare a metodelor de validare structurală în vederea certificării prin creșterea capacităților sustenabile pentru industria aeronautică.

Proiectul prevede însușirea următoarelor obiective generale:

- Fundamentare științifică și tehnică asupra metodologiilor de testare performante pentru materialele inteligente folosite în aviație prin:
 - analiza detaliată a metodelor de testare existente și a cercetărilor științifice legate de materialele inteligente utilizate în industria aeronautică.
 - identificarea și evaluarea performanțelor diferitelor tehnici de testare în funcție de specificul materialelor inteligente și a nevoilor industriale.
 - documentarea avantajelor, limitărilor și inovațiilor din domeniul testării materialelor inteligente și adaptarea acestora la standardele și cerințele industriale.
- Implementarea metodologiilor de testare și experimentarea materialelor inteligente cu indici de performanță ridicați respectând condițiile impuse de aplicația vizată; validarea tehnologiilor de obținere a materialelor inteligente cu proprietăți performante prin:
 - dezvoltarea și aplicarea unor protocoale de testare care să permită evaluarea și compararea performanțelor materialelor inteligente în medii de test reprezentative pentru industria aeronautică.
 - experimentarea materialelor inteligente în condiții simulate care reproduc mediul și solicitările aeriene, asigurându-se că aceste materiale îndeplinesc criteriile de performanță stabilite.
 - calidarea proceselor tehnologice de obținere a materialelor inteligente, confirmând că proprietățile și calitățile acestora corespund standardelor de performanță și cerințelor industriei aeronautice.
- Teste și analize structurale specifice cu scopul de a înțelege comportamentul materialelor cu proprietăți adaptive, cât și validarea rezultatelor obținute.
 - realizarea de teste structurale pentru a evalua comportamentul materialelor cu proprietăți adaptive sub diferite încărcături și condiții de mediu.
 - analiza rezultatelor obținute din testele structurale pentru a înțelege modul în care materialele cu proprietăți adaptive răspund la solicitări și cum se comportă în condiții variate.
 - calidarea rezultatelor obținute în urma testelor, confirmând coerența acestora cu așteptările și necesitățile impuse de industria aeronautică.

În etapa 3 a proiectului, cercetările asupra tribosistemelor aviatice au abordat aspecte cruciale precum lubrifierea, uzura, ingineria suprafețelor și tribologia la temperaturi înalte. Activitățile sunt descrise detaliat mai jos, împreună cu relevanța acestora pentru domeniul aerospațial.

Lubrifierea este o componentă fundamentală a tribologiei, utilizată pentru reducerea frecțiunii și uzurii între componentele aflate în contact. Această etapă a proiectului a explorat tehnici avansate de lubrifiere, incluzând dezvoltarea de noi materiale și metode. Superlubrifierea reprezintă un progres recent în tribologie, reducând coeficientul de frecare cu câteva ordine de mărime. Aceasta a fost intens studiată pentru aplicațiile aerospațiale. DLC-ul (Diamond-like carbon) este recunoscut pentru rezistența sa extremă la uzură și coeficientul scăzut de frecare. Figura 1 arată un film nanocompozit DLC/Pt-Au format in situ prin tribochimie. Acest film, utilizat într-un mediu uscat, a rezistat la 100.000 de cicluri de alunecare fără pierderi vizibile de material. Filmele DLC hibride, cum ar fi cele conținând nanoparticule de siliciu sau fluor, au arătat performanțe ridicate chiar și la viteze mari și presiuni intense.

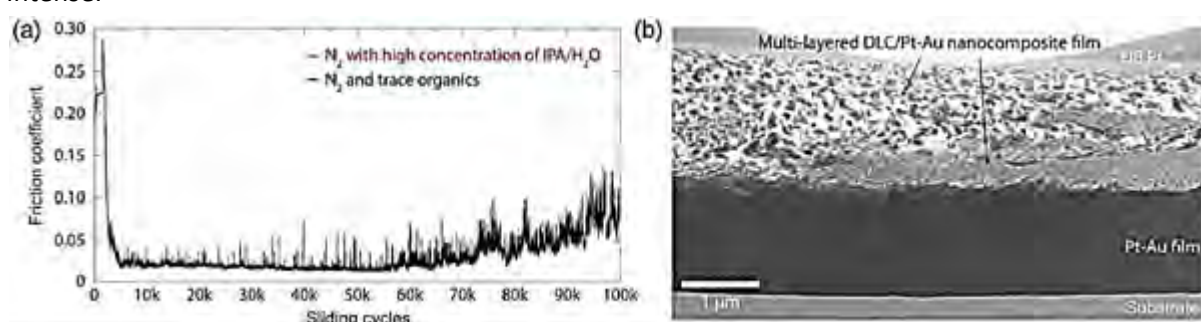


Fig. 1 (a) Suprafata din aliaj Pt-Au rezistenta la uzura, lubrifiata de hidrocarburi de urme din mediu in N₂ uscat, (b) Film nanocompozit autolubricant DLC/Pt-Au format tribochimic in situ

Cercetările au demonstrat că un strat tribologic ordonat format în timpul frecării reduce semnificativ frecarea. Figura 2 prezintă starea de superlubrifiere atinsă folosind soluții apoase de polietilen glicol (PEG) și alți lubrifianți compatibili cu temperaturi ridicate.

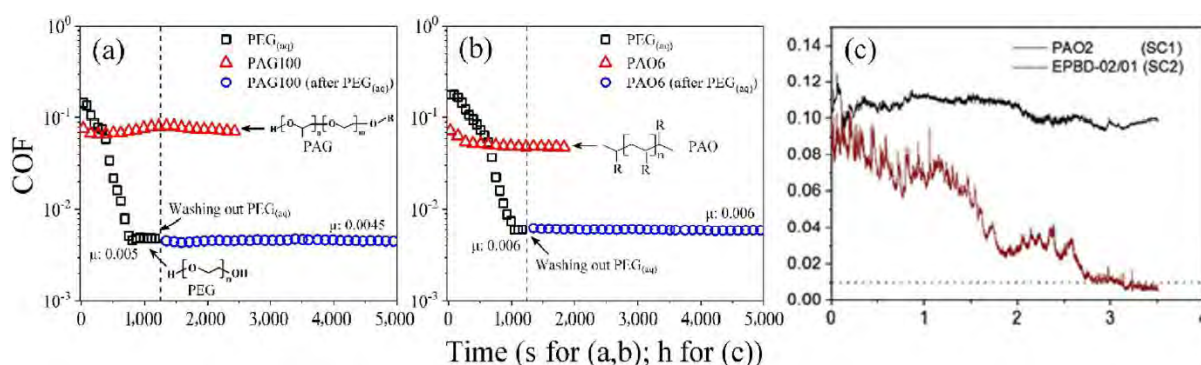


Fig. 2 Coeficientul de frecare al suprafetei de otel inainte si dupa tratamentul de rodaj cu PEG (a) PAG, (b) PAO si (c) 1,3-dicetona

Figura 3 evidențiază performanțele unui aditiv pe bază de fosfor negru nanostructurat. Acesta reduce coeficientul de frecare la 0,0006 și asigură superlubrifiere în condiții extreme.

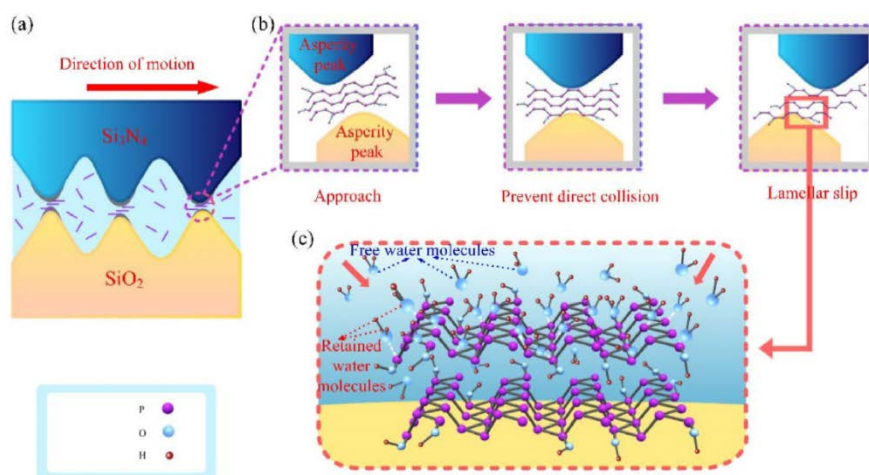


Fig. 3 Superlubrifierea in solutia apoasa cu foi nanomerice de BP-OH

Proiectarea de acoperiri noi, precum cele pe bază de TiMoN/a-MoS_x, a oferit soluții durabile pentru aplicațiile aviatice. Aceste acoperiri combină duritatea extremă cu rezistența la uzură, având un coeficient de frecare de doar 0,1. Tribologia în medii extreme, precum temperaturi ridicate, este esențială în aviație, unde componentele sunt expuse la sarcini intense. Materialele precum MoS₂ și grafitul sunt utilizate datorită stabilității lor la temperaturi extreme. Straturile auto-lubrifiante bazate pe carburi amorse prezintă rezultate remarcabile.

Testele efectuate confirmă aplicabilitatea lubrifierii avansate și a acoperirilor dure în sisteme reale, demonstrând o reducere semnificativă a uzurii și fricțiunii. Acoperirile cu straturi ceramice, folosind diferite tehnici de depunere, sunt utilizate într-o gama largă de aplicații, atât în industria de fabricare a turbinelor cât și în industria electronică, preponderent în aplicațiile care includ protecție la uzură, temperatură înaltă și atac chimic. În cadrul laboratorului s-au efectuat studii tribologice pentru o pulbere ceramica pe bază de zirconia (NiCrAlY/Al₂O₃/ZrO₂CeRO/La₂Zr₂O₇/Gd₂Zr₂O₇), utilizată ca protecție de tip bariera termică TBC, pentru a putea identifica și analiza performanțele tribologice ale straturilor de protecție elaborate pentru parametri studiați precum: viteza de alunecare, coeficientul de frecare și distanța de alunecare în regim uscat.

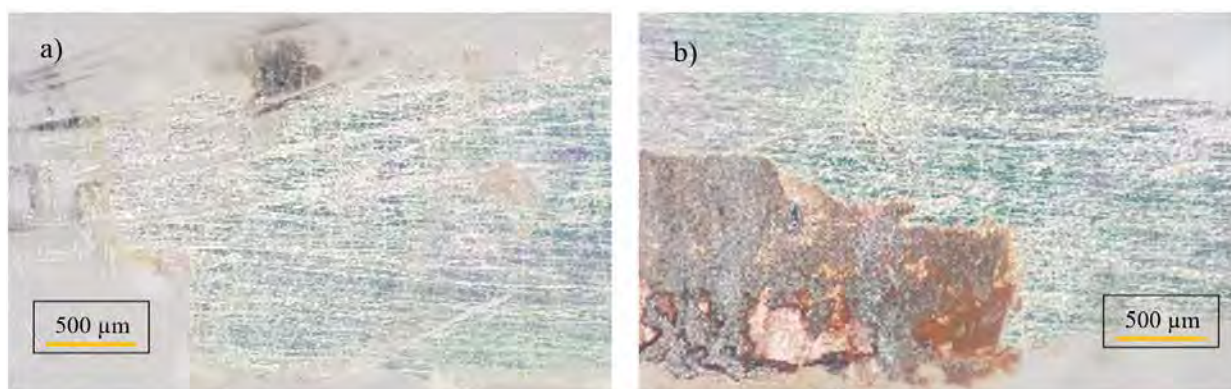


Fig. 4 a) Epruveta testata la $v = 250$ rpm, b) epruveta testata la $v = 300$ rpm

Alura curbelor coeficientilor de frecare au aratat ca la viteze mici $v = 100$ rpm si $v = 150$ rpm, comportarea tribologica in regim uscat este una buna, cu o medie a coeficientului de frecare de aproximativ 0,3 si o stabilitate in timp a curbei coeficientului de frecare. Pentru testele realizate la o viteza de rotatie de peste 150 rpm, se observa o fază inițială scurtă de stabilitate a coeficientului de frecare, după care o creștere a acestuia până în jurul valorii de 1, valoare caracteristică tipului uzurii

abrazive. Aceste teste au prezentat si o distributie mare a coeficientului de frecare in a 2a parte a testului, cu exceptia vitezei de rotatie de 200 rpm. Comportamentul straturilor (Fig. 4) in urma testelor de tribologie este diferentiat in functie de viteza de turatie aplicata. Straturile epruvetei testate la viteza de 250 rpm, prezinta o comportare buna comparativ cu epruveta testata la viteza de 300 rpm. Aceasta nu prezinta o exfoliere uniforma a straturilor depuse, pe toata zona de testare. Epruveta testata la 300 rpm prezinta o zona de oxidare puternica.

Concluzie

Această etapă a proiectului a dus la rezultate semnificative în înțelegerea și aplicarea tehnologiilor de lubrifiere și protecție anti-uzură pentru tribosistemele aviatice. Figurile 1-4 oferă suport vizual pentru soluțiile inovatoare propuse, evidențiind performanțele superioare ale materialelor și tehnologiilor studiate. Aceste contribuții vor sprijini dezvoltarea unor structuri aerospațiale mai durabile și eficiente.

Faza a patra a proiectului reprezintă o activitate esențială în domeniul aerospațial, dedicată evaluării nedistructive a materialelor utilizate în construcția aeronavelor și a echipamentelor spațiale. Scopul principal este dezvoltarea metodologiilor de testare și analiza materialelor în conformitate cu reglementările stricte impuse de agențiile aeronautice internaționale, cum ar fi EASA și FAA. Aceste metodologii permit:

- detectarea defectelor care ar putea compromite siguranța și fiabilitatea structurilor;
- prevenirea cedării catastrofale a pieselor critice;
- menținerea standardelor de calitate pentru siguranța zborurilor și misiunilor spațiale.

De exemplu, autoritățile cer ca structurile să fie tolerante la uzură și să-și păstreze funcționalitatea chiar și în prezența avariilor minore, iar materialele utilizate să respecte limite stricte de porozitate și delaminare. Reglementările subliniază importanța inspecțiilor riguroase, mai ales pentru componentele fabricate prin tehnologii noi, cum ar fi fabricarea aditivă (AM).

Un prim pas în evaluare este clasificarea și înțelegerea defectelor tipice întâlnite în materialele aerospațiale. Tabelele 1 și 2 prezintă defectele comune ale materialelor metalice și compozite.

Tabel 1 Defecte si daune comune in metale

Defect	Descrierea defectelor
In etapa de fabricare	
Porozitate	Incluziune de aer sau gaz prins in materialul solid in timpul solidificarii
Incluziune intermetalica	Particula dura si fragila formata in timpul turnarii sau tratamentului termic
Retasuri	Fisuri formate din contractia turnarii metalelor
Fisuri, zgarieturi	Defecte cauzate de operatiunile de prelucrare mecanica si gaurire
In exploatare	
Oboseala	Fisuri formate din cauza tensiunilor mecanice, oboselii termice sau acustice
Coroziune	Degradarea materialului (pitting, fisurare) cauzata de coroziune
Impact	Fisuri formate in urma impactului

Tabel 2 Defecte si daune comune in compozite fibre-polimer

Defect	Descrierea defectelor
In etapa de fabricare	
Delaminare	Separarea pliurilor intr-un laminat din cauza tensiunilor de reticulare
Fisura in matrice	Fisura in matricea polimerica cauzata de tensiunile de reticulare
Lipire incompleta	Zona dintre straturile de fibra care nu reusesc sa se lipeasca impreuna
Obiect strain	Incluziunea unui obiect strain
Porozitate	Incluziune de aer prins in timpul laminarii
Strivirea miezului	Strivirea miezului din cauza presiunii excesive in timpul reticularii
In exploatare	
Deteriorari din impact	Delaminare, fisuri in matrice si ruperea fibrelor cauzate de incarcarea la impact
Higratie	Inmuiare si fisurare cauzate de absorbtia de umiditate
Oboseala	Delaminare, fisuri in matrice si ruperea fibrelor cauzate de tensiuni mecanice, oboseala termica sau acustica
Degradarea miezului	Coroziunea miezului din aluminiu si inmuierea miezului Nomex din cauza absorbtiei de umiditate

Aceste defecte sunt prezentate vizual în Figurile 5 și 6, evidențiind diferențele între structurile fără defecte și cele cu defecte intenționate (cum ar fi zăbrelele lipsă) în testele pentru fabricarea aditivă.

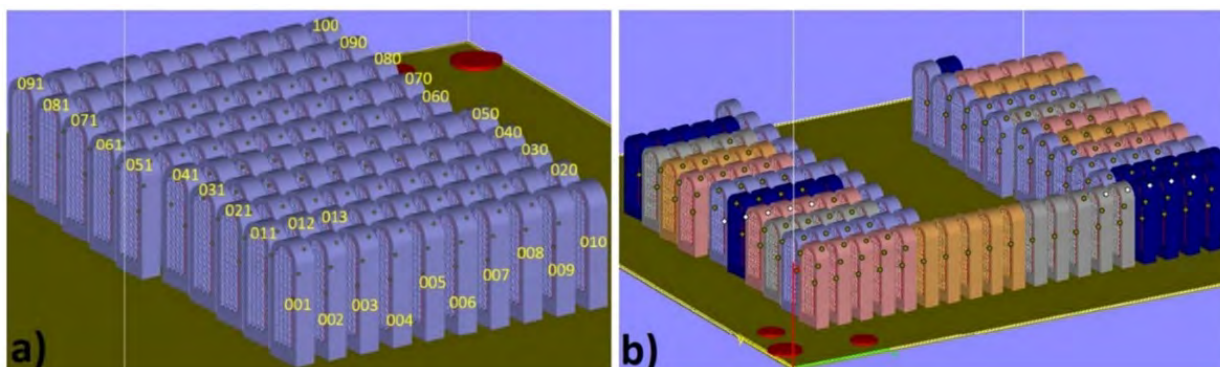


Figura 5 Distribuția structurilor de zăbrele pe platforma AM: a) piese de referință, b) piese cu zăbrele lipsă

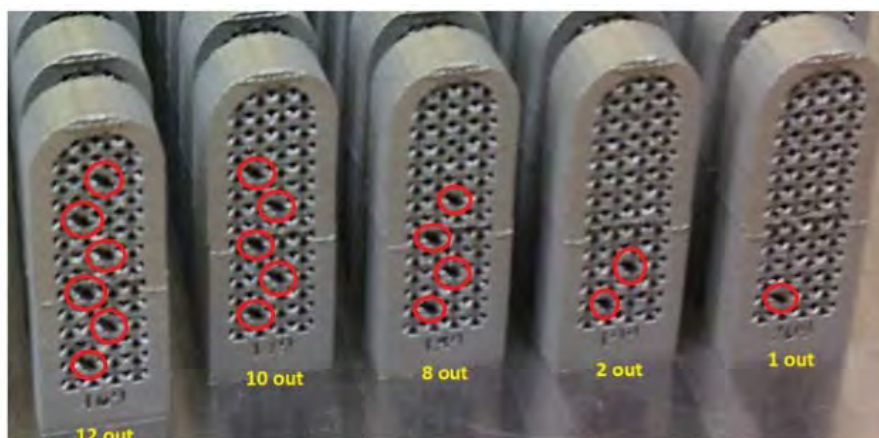


Figura 6 Inspectie vizuala a cinci structuri de zăbrele Co-Cr cu zăbrele exteriori lipsă

Tabel 3 Tehnologii de inspectie nedistructiva

Tehnica NDT	Metoda de inspectie	Metal	Compozit
Ultrasunete	Unde acustice	Incluziuni intermetalice, fisuri, coroziune si porozitate	Delaminari, fisuri, porozitate si obiecte straine
Radiografie	Raze X, neutroni	Incluziuni intermetalice, fisuri, coroziune si porozitate	Fisuri in matrice si porozitate
Termografie	Caldura	Incluziuni intermetalice, fisuri, coroziune si porozitate	Delaminari, fisuri, porozitate, obiecte straine si degradarea miezului
Curent Eddy	Radiatii electromagnetice	Fisuri, coroziune si porozitate	Nu se aplica
Particule magnetice	Electromagnetism	Fisuri, coroziune si porozitate	Fisuri si goluri (doar compozite cu fibre de carbon)
Lichide penetrante	Vizual	Fisuri de suprafata	Fisuri de suprafata
Emisie acustica	Zgomot	Incluziuni intermetalice si fisuri	Delaminari si fisuri

Figura 7 ilustrează gama de tehnici disponibile, indicând adâncimea detectabilă și rezoluția fiecărei metode. Tomografia computerizată (CT) este evidențiată pentru capacitatea sa de a oferi o vedere detaliată a structurilor interne, fiind esențială pentru piesele fabricate aditiv.

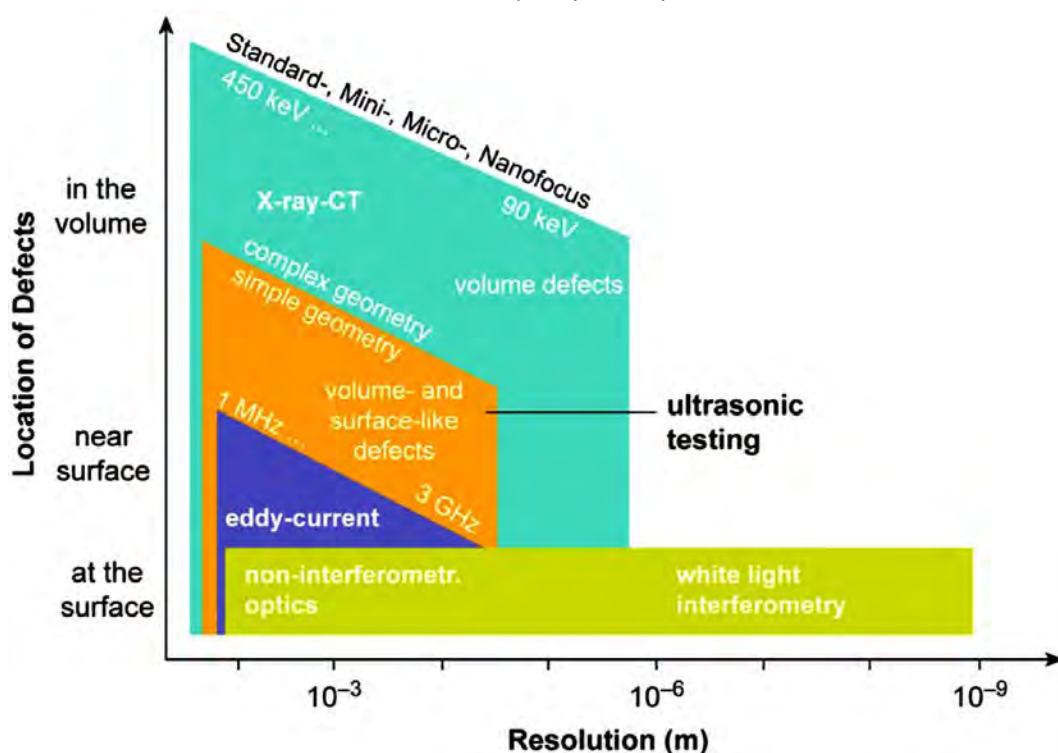


Figura 7 Compararea tehnicilor NDE si tehnicilor de masurare optica in functie de localizarea defectelor detectabile si rezolutia spatiala

Pe lângă tehnicile tradiționale, metoda RAM (Metoda Acustică de Rezonanță) este menționată ca o soluție promițătoare pentru evaluarea structurilor reticulare. Procesul este prezentat în Figura 8 și include:

1. Excitarea mecanică a frecvențelor naturale ale unei piese prin impact.
2. Capturarea răspunsului acustic printr-un senzor.
3. Procesarea datelor pentru a genera spectre de frecvență.
4. Compararea spectrelor cu cele ale pieselor de referință.

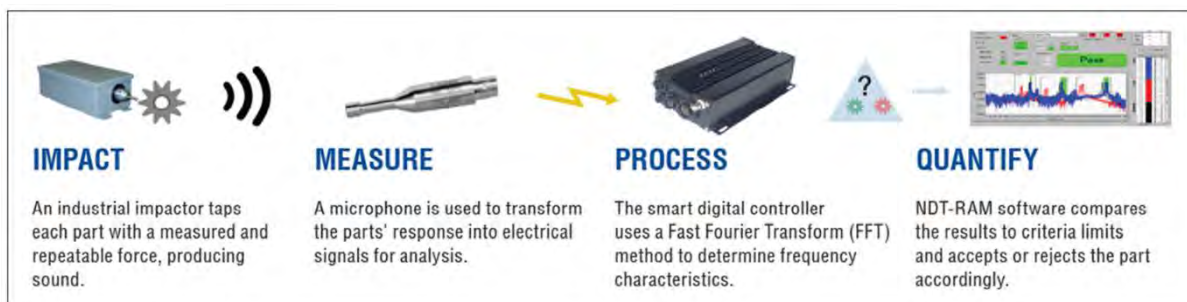


Figura 8 Etapele principale pentru efectuarea testării RUS folosind RAM

Metoda a fost utilizată pentru testarea structurilor fabricate aditiv, precum cele prezentate în Figurile 5 și 6, detectând cu succes zăbrele lipsă în structuri complexe. Fabricarea aditivă aduce provocări specifice în inspecția pieselor din cauza naturii stratificate a procesului. Dimensiunile critice ale defectelor sunt definite conform standardelor, cum ar fi NASA-STD-5009. Acestea includ defecte volumetrice și planare, cu efecte asupra proprietăților mecanice. Se aplică tehnici avansate, cum ar fi CT și IRT, pentru a detecta porozitatea internă și alinierea defectelor.

Figura 9 arată inspecții cu raze X realizate pe structuri AM, confirmând eficiența acestor metode în detectarea defectelor interne.

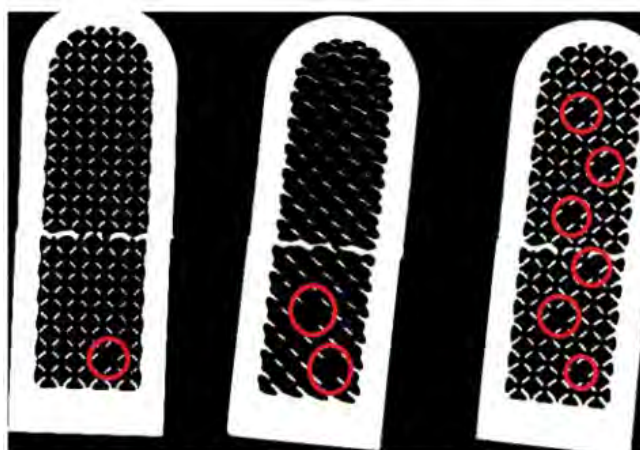


Figura 9 Imagine XDR a celor trei structuri de zăbrele inspectate cu zăbrele interioare lipsa în structurile de zăbrele Co–Cr

Aceasta etapă evidențiază rolul important al standardelor și colaborării internaționale în armonizarea cerințelor de inspecție. Agenții precum NASA, JAXA și ESA lucrează la:

MSFC-STD-3716 (NASA) și ECSS-Q-ST-70-C (ESA) sunt exemple de cadre pentru inspecția pieselor AM. Figurile 2 și 3 detaliază fluxurile de activități și lacunele tehnologice în procesul de standardizare.

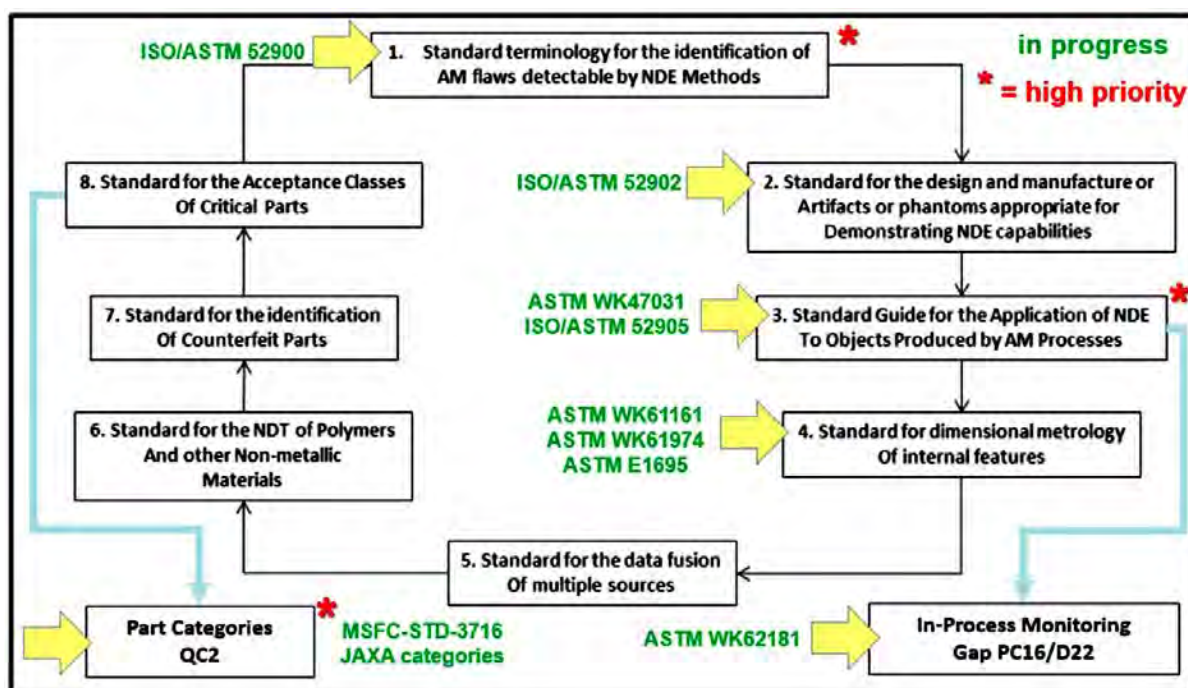


Figura 3 Secvența în evoluție a testării nedistructive în fabricarea aditivă și lacunele de standardizare aferente (săgețile indică activitatea curentă)

Concluzie

Inspecțiile NDT reduc riscurile de cedare. Dezvoltarea metodologiilor și criteriilor pentru acceptarea pieselor critice. Catalogarea defectelor și optimizarea metodelor NDT sunt esențiale pentru aviația comercială și misiunile spațiale. Aceste progrese sunt vizualizate în Figurile 5, 6 și 9, demonstrând integrarea tehnologiilor moderne în procesele de inspecție și certificare.

Toate activitățile planificate pentru etapele anului 2024 ale proiectului au fost realizate cu succes, întrunindu-ne în totalitate obiectivele propuse. În această perspectivă, am abordat cu succes studiul tribologic al factorilor de uzură care acționează asupra unor repere din domeniul aerospațial și aplicarea metodelor de investigare tribologică asupra structurilor complexe și evaluarea nedistructivă a materialelor din domeniul aerospațial. S-au evidențiat metodele de testare nedistructivă actuale, precum și tehnici noi de testare nedistructivă care să fie pretabile pentru structurile celulare fabricate aditiv. Aceste etape reprezintă un avans semnificativ în domeniul cercetării noastre, contribuind la îndeplinirea cu succes a obiectivelor strategice stabilite pentru proiect.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 03 03:

Obiectivul principal al acestui proiect este dezvoltarea de capacități avansate pentru concepția structurilor și a materialelor în domeniul aeronauticii și spațiului. Proiectul abordează în mod prioritar problema optimizării multidisciplinare a structurilor aerospațiale și validarea rezultatelor obținute prin metode specifice (simulări numerice avansate, experiențe de laborator, încercări în zbor) în vederea certificării acestora.

Activitățile propuse trebuie să beneficieze de o infrastructură de experimentare și calcul conform unor standarde specifice domeniului aerospațial, în cadrul Compartimentului de rezistență a structurilor aerospațiale din Institut. Pentru realizarea unor evaluări corecte de rezistență este necesară o colaborare strânsă cu compartimentul de Materiale și laboratoarele de încercări precum

si echipament de calcul si software. Aceste colaborări vor fi prezentate în detaliu pentru fiecare etapă în parte.

Proiectul isi propune urmatoarele aspecte

- Investigarea si asimilarea teoriei si a modelelor matematice utilizate in analiza de optimizare structurala;
- Identificarea tuturor oportunitatilor oferite de metoda in sine si de solutiile comerciale existente si utilizate la scara globala;
- Dezvoltarea unor cerinte privind tipuri de analize structurale de optimizare si functiilor de obiectiv asociate.

In cadrul Fazei III obiectivele propuse si realizate au fost:

In conformitate cu propunerea de proiect, obiectivele acestei faze, faza 3, sunt:

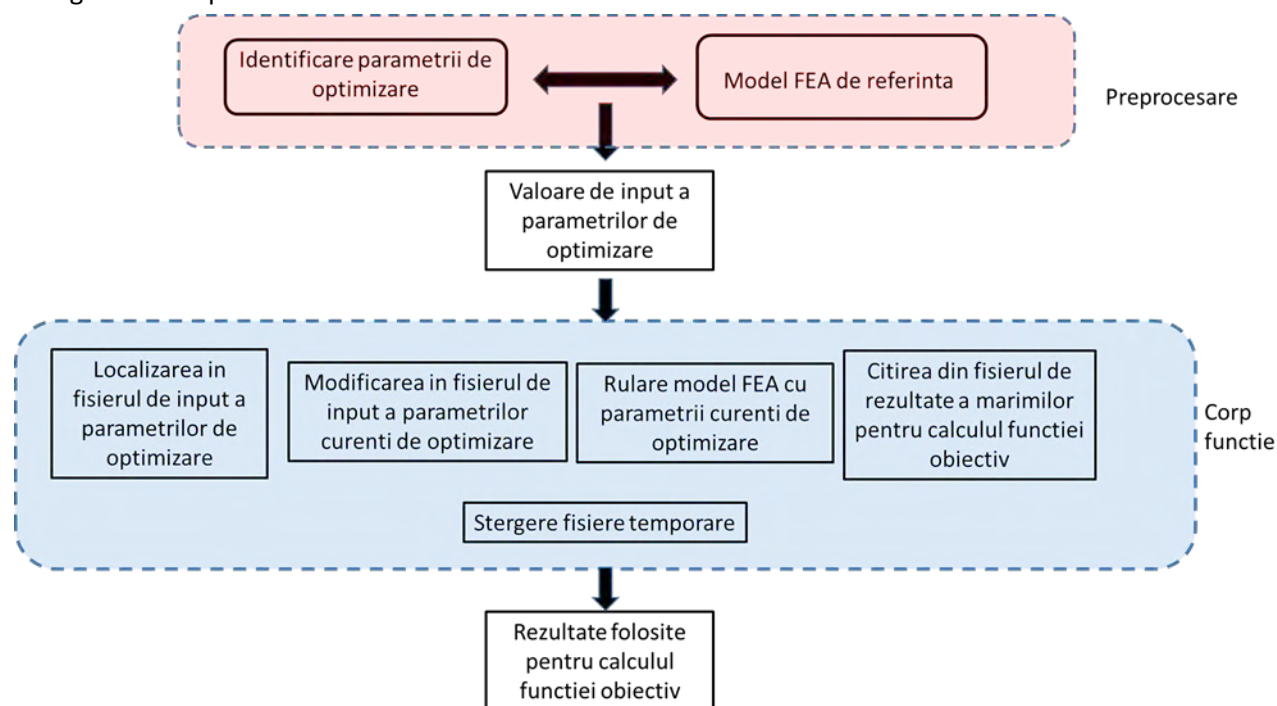
Analiza de optimizare geometrica a structurilor primare realizate din materiale izotrope

Obiective:

- Dezvoltarea unor metodologii de optimizare geometrica a structurilor primare din materiale omogene
- Validarea soluțiilor de geometrie optima si material propuse utilizând tehnici de modelare cu elemente finite, program NASTRAN/ PATRAN si MARC din dotarea compartimentului Analiză Structuri.

In faza anterioara au fost prezentate elementele de baza pentru crearea unor scheme de optimizare bazate pe realizarea unor script-uri care sa ruleze iterativ modele de analiza cu elemente finite.

In aceasta faza se prezinta dezvoltarea principiilor prezentate anterior, adica a scripturilor MATLAB care pe de o parte sa comande rularea unor modele FEA iar pe de alta parte sa modifice anumite date din fisierele de input si sa citeasca rezultate din fisierele de output, asa fel incat sa poata urmari un algoritm de optimizare.



In cadrul Fazei IV obiectivele propuse si realizate au fost:

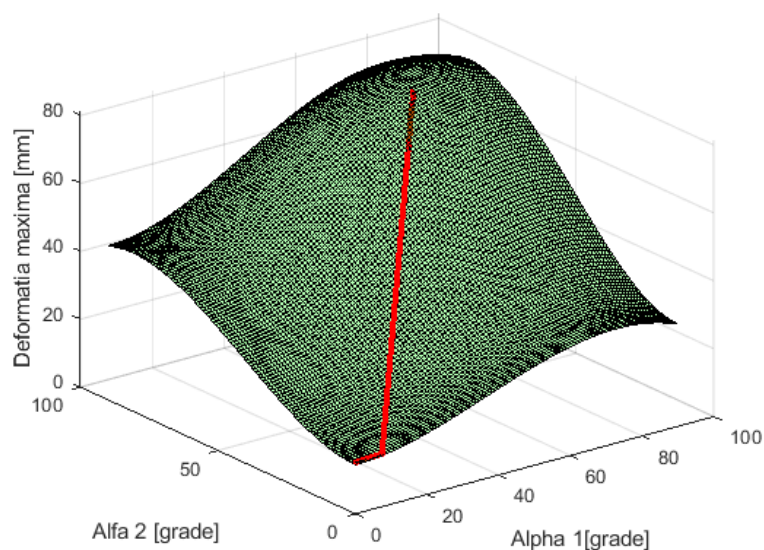
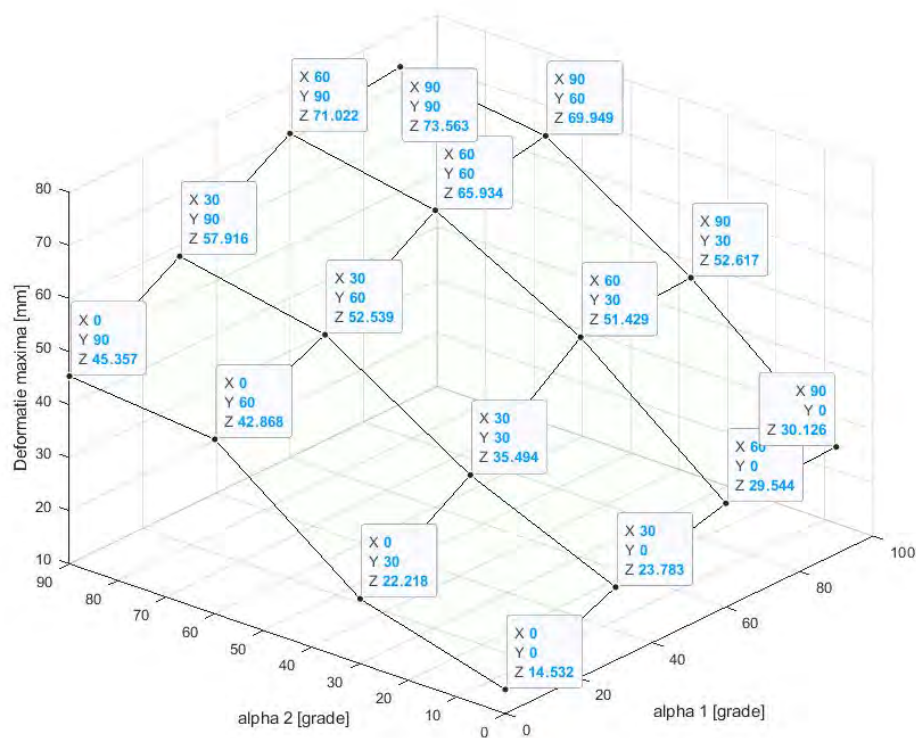
Asa cum a fost prezentat in propunerea de proiect, aceasta faza, cauta sa prezinte modalitati de optimizare a structurii de lay-up a unui compozit [3]. Acesta faza, faza IV-a a proiectului nucleu este o continuare a fazei precedente dar realizata prin viziunea de digital twin.

Conceptul Digital Twin se refera la capacitatea de a reprezenta si optimiza virtual un produs sau proces din viata reala. Inca de la aparitia primelor calculatoare, oamenii au incercat sa modeleze abstract diferite probleme cu care se confruntau cu intentia ca folosind puterea de procesare sa gaseasca raspunsuri optime.

Datorita avansului tehnologic exponential, manifestat prin puterea de procesare, capacitatea de memorare si multitudinea de aplicatii dezvoltate s-a ajuns la conceptul de Industry 4.0.

Acest concept este o revolutie industrială, care va marca următoarele decenii. Aceasta se va manifesta prin dezvoltarea si utilizarea la scara larga a sistemelor ciber-fizice. (CPS – Cyber-Physical System). Digital Twin este parte importanta din Industry4.0.

Practic, putem reprezenta cu o acuratețe aproape perfecta produsele si procesele in mediul virtual si putem simula comportamentul acestora in viata reala. Se poate spune ca nu e nimic nou pana aici pentru ca solutiile CAD-CAM-CAE exista de zeci de ani. Digital Twin este insa urmatorul nivel. Digital Twin se refera la captarea, structurarea si sincronizarea tuturor datelor despre produs de la idee, pana la design, fabricatie, lansare, utilizare si intretinere.



Analiza algoritmi

Digital Twin permite optimizarea tuturor fazelor din ciclul de viata al produsului. Simularile virtuale ale design-ului si functionalitatii dezvoltate in paralel cu planificarea fabricatiei conduc la o lansare mult mai rapida pe piata, la reducerea semnificativa a costurilor, la o calitate superioara.

Digital Twin permite analiza unei infinitati de variante pentru produs sau proces si transpunerea in realitate numai a acelor parti care conteaza cu adevarat si produc valoare.

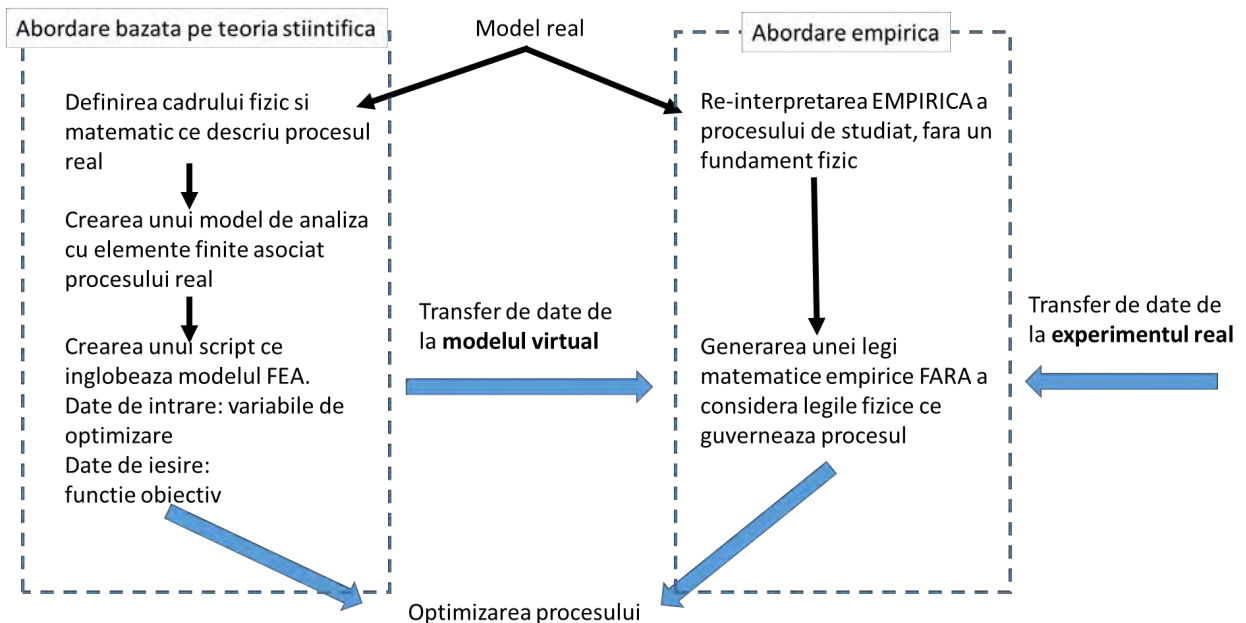
Digital Twin presupune existenta unei platforme de colaborare, in care fiecare persoana are acces la informatia corecta si in timp real pentru a putea lua decizii informate. Aceste decizii pot fi automatizate prin protocoale M2M (masina cu masina) si algoritmi AI (inteligenta artificiala).

În cadrul fazei precedente a prezentului proiect, studiul s-a axat pe următoarele aspecte:

- Generarea unor algoritmi care să încorporeze rulari de analiză cu elemente finite. În astfel de algoritmi datele de intrare sunt variabilele de optimizare iar datele de ieșire sunt parametrii ce contribuie la calcularea funcției obiectiv
- Utilizarea ca atare a acestor algoritmi în cadrul unor procese de optimizare

Faza a IV a proiectului completează faza precedentă cu ajutorul principiilor de Digital Twin. În cadrul acestei faze se realizează prin experiment virtual (dar posibil și real) un proces de învățare. Rezultatul acestui proces de învățare este o formulare matematică ce descrie pe larg fenomenul sau procesul studiat.

În baza acestei formulări matematice cu caracter empiric se trece la optimizarea procesului.



Schema dualitatii reprezentarii si optimizarii unui proces real

PROIECT NUCLEU PN 23 17 04 01:

Scopul proiectului constă în dezvoltarea de structuri spațiale 3D și acoperiri cu proprietăți tribologice avansate, prin utilizarea tehnologiilor de fabricare aditivă, cu scopul de a dezvolta produse cu potențiale aplicații în domeniul aeronautic, energetic și securitate.

În acest sens ne propunem să dezvoltăm modele teoretice și experimentale folosind tehnicile de fabricare aditivă, pentru realizarea de structuri spațiale 3D și acoperiri cu proprietăți tribologice avansate.

Obiectivul general al proiectului constă în dezvoltarea de structuri spațiale 3D și acoperiri cu proprietăți tribologice avansate, prin utilizarea tehnologiilor de fabricare aditivă, cu scopul de a dezvolta produse cu potențiale aplicații în domeniul aeronautic, energetic și securitate.

Proiectul prevede însușirea următoarelor obiective generale:

Obținerea unui salt calitativ și cantitativ în capacitatea de a dezvolta noi materiale combinând tehnici computaționale de simulare virtuală și testare experimentală de laborator.

Extinderea capacității în elaborare de materiale avansate cu proprietăți graduale (functional graded materials) prin metalizare laser, destinate sistemelor de protecție pentru ansamblele structural sensibile ale vehiculelor aerospațiale.

Extinderea capacității de testare în vederea certificării a unor materialelor avansate din domeniul aerospațial.

Digitizarea parțială a proceselor de concepere de noi materiale avansate prin simularea multifizică ținând cont de fenomenele ce au loc în timpul exploatarei reale.

Analiza și optimizarea soluțiilor de materiale în conformitate cu condițiile de exploatare precum șocuri mecanice, explozii, șocuri termice, temperaturi extreme.

Dobândirea aptitudinilor necesare privind conceperea, realizarea și testarea în condiții de laborator în vederea certificării soluțiilor de materiale avansate, asistați de metodele moderne de calcul computațional și brevetarea metodelor de elaborare.

Încurajarea mediului privat în activități de suport și susținere economică a direcțiilor de cercetare cu aplicații duale.

Lucrarea consta în identificarea parametrilor optimi pentru depunerile prin laser cladding în vederea identificării și stabilirii procedurilor de lucru pentru depunerile cu aplicații tribologice.

Acoperirile au fost studiate din punct de vedere calitativ și cantitativ prin analize metalografice și microscopie optică și SEM, precum și din punct de vedere a proprietăților de material privind duritatea depunerii.

În faza a 3-a a proiectului, am aprofundat studiul tehnologiei de depunere cu laser cladding, o metodă avansată de modificare a suprafețelor prin topirea localizată a unui material precursor sub acțiunea unui fascicul laser de înaltă energie. Această tehnică permite obținerea de acoperiri metalice, ceramice sau compozite cu o densitate și aderență superioare, datorită ratei de răcire rapide și controlului precis al parametrilor procesului. În plus, depunerea cu laser cladding oferă posibilitatea de a obține microstructuri fine și omogenitate compozițională, ceea ce conduce la îmbunătățirea semnificativă a proprietăților funcționale ale suprafețelor tratate, precum duritatea, rezistența la uzură, coroziune și temperatură

În faza a III-a a proiectului, am aprofundat studiul tehnologiei de depunere cu laser, o metodă industrială consacrată pentru crearea de acoperiri funcționale. Prin focalizarea unui fascicul laser asupra materialului precursor, se induce topirea localizată și formarea unui strat dens și compact. Spre deosebire de alte tehnici, depunerea cu laser oferă acoperiri cu o integritate structurală superioară, caracterizată printr-o porozitate minimă și o absență a fisurilor superficiale.

Procesarea materialelor prin topire cu laser, în special a aliajelor metalice, ceramicelor și compozitelor, deschide noi perspective în ingineria materialelor. Energia concentrată a laserului permite modificarea profundă a proprietăților superficiale, inducerea de microstructuri fine și controlul precis al compoziției chimice.

Obiectivul principal al acestui studiu a fost optimizarea parametrilor de proces pentru a obține depuneri cu caracteristici îmbunătățite. Am urmărit, în special, controlul grosimii depunerii, reducerea porozității, obținerea unei microstructuri uniforme și îmbunătățirea proprietăților mecanice.

Metodologia a constat în :

Experimente cu variația puterii laserului: S-au realizat o serie de depuneri cu laser, variind puterea laserului ca parametru principal, în timp ce ceilalți parametri (viteză de depunere , gaz de protecție , etc.) au fost menținuți constanți.

Analiza parametrilor de depunere: S-au efectuat analize detaliate și studii pentru a determina parametrii optimi de depunere, luând în considerare factori precum grosimea depunerii, porozitatea, microstructura și proprietățile mecanice.

Realizarea epruvetelor: După identificarea parametrilor optimi, s-au fabricat epruvete din depunerile obținute.

Materiale folosite: Pulbere de inox 316 L



Figura 1. Pulbere Metco 316L

Rezultate experimentale privind depunerile cu 316L variind puterea laser, restul parametrilor au fost menținuți constant.



Figura 2 Depunere cu inox 316L pe substrat de inox 304.



Figura 3 Epruvete debitate in vederea elaborării investigațiilor morfostructurale.

Din analiza rezultatelor experimentale privind caracteristicile geometrice pentru cordoanele depuse prin laser cladding, valorile medii W si H pentru P45%, au fost selectate in vederea realizării depunerilor pentru etapa următoare, si anume investigații privind performatele tribologice.

In continuare sunt prezentate imagini microscopice pentru Puterea laser de P45% echivalent a 270W.



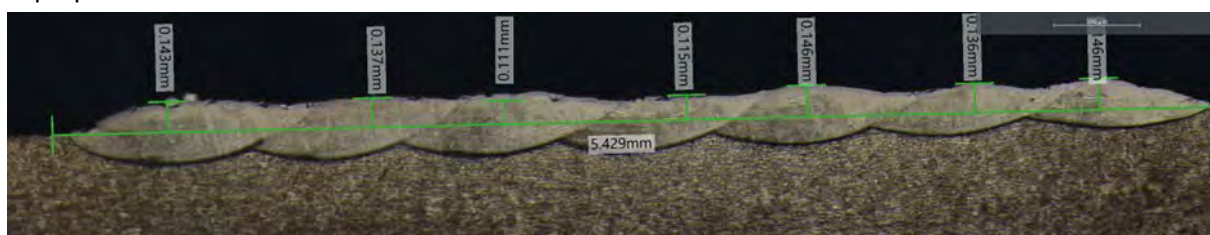
Figura 4 Vedere cordon 100X pentru 316L_Ls0.4_v7_1Rpm_ArC3_ArS12_Pw45% depunere laser cladding,

In continuare sunt prezentate imagini microscopice pentru Puterea laser de P45% echivalent a 270W variind gradul de suprapunere a cordoanelor, respectiv 0%, 25%, 50%, de asemenea au fost realizate si studiate depuneri cu mai multe starturi suprapuse, 1 strat, cu 2 starturi si 3 starturi.

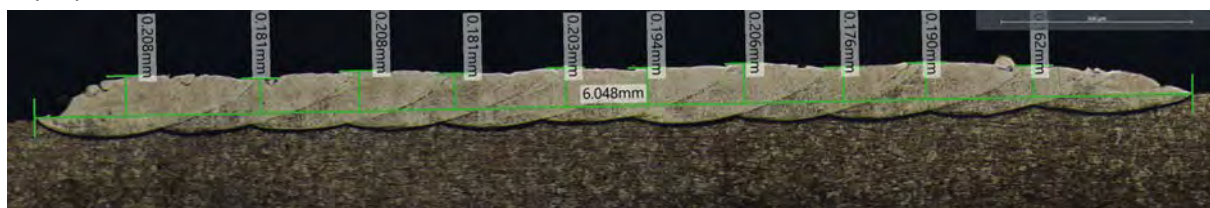
Suprapunere de 0%



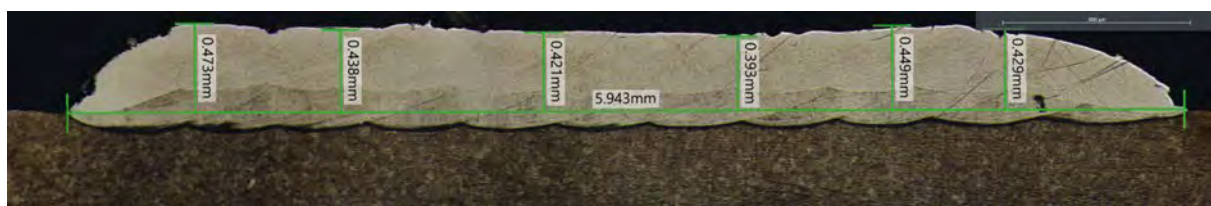
Suprapunere de 25%



Suprapunere de 50% 1 strat



Suprapunere de 50% 2 straturi



Suprapunere de 50% 3 straturi

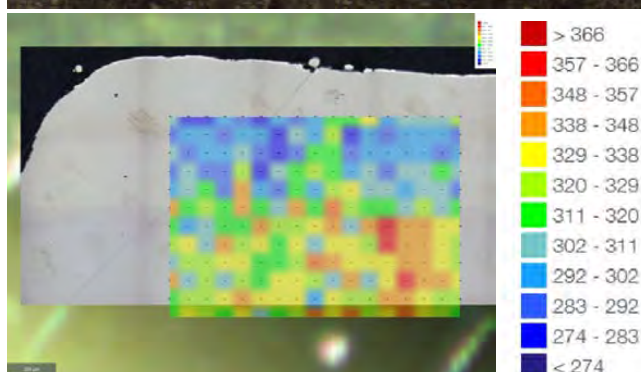
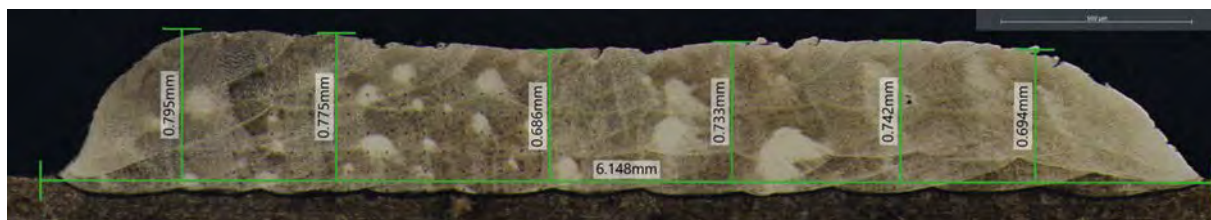


Figura 5 Distribuția microdurității HV 0.02, pentru depunerea de inox 316 L pe suport de inox 304.

S-a efectuat o analiză microscopică detaliată a depunerilor pentru a evalua microstructura lor, iar microduritatea (HV) a fost măsurată pentru a determina proprietățile mecanice ale materialului depus.

Analiza microstructurală a relevat o textură eutectică fină și omogenă în depunerile de oțel inoxidabil 316L, caracterizată prin austenită dendritică și carburi secundare distribuite uniform la limitele de grăunți. Această microstructură, rezultată din solidificarea rapidă și direcționată indusă de procesul de depunere cu laser, a contribuit semnificativ la creșterea durității, cu valori cuprinse între 300 și 274 HV0.02. Absența porilor și a altor defecte interne, precum și aderența excelentă la substrat, indică o calitate superioară a îmbinării metalurgice.

În etapa a IV-a a proiectului, s-a realizat o investigație aprofundată asupra caracteristicilor tribologice și termo-mecanice ale acoperirilor metalice obținute prin depunere cu laser. Obiectivul principal a fost optimizarea parametrilor de proces pentru aliajul FeNiCr și evaluarea performanțelor acestora în condiții de solicitare severă.

În acesta fază am urmarit atingerea următoarelor obiective:

- Determinarea proprietăților funcționale ale acoperirilor, inclusiv rezistența la uzură, eroziune și șoc termic.
- Compararea performanțelor sistemelor multistrat și ale depunerilor laser.
- Correlarea proprietăților cu microstructura materialelor, prin analize metalografice detaliate.

Pentru a evalua și compara, din punct de vedere tribologic, depunerile realizate și descrise mai sus, s-a stabilit un plan de testare la frecare și uzura pe masina universală CETR UMT-3 Bruker din

cadrul Laboratorului de Materiale și Tribologie a Institutului National de Cercetare-Dezvoltare Aerospaciala "Elie Carafoli" – INCAS Bucuresti. *Fig. 9*



Fig. 9 Tribometrului Universal CETR UMT-3 Bruker din cadrul Laboratorului de Materiale și Tribologie, INCAS București



Fig. 10 Evoluția în timp (30 min) a coeficientului de frecare la o forță aplicată de 25N și o turație de 300 rpm

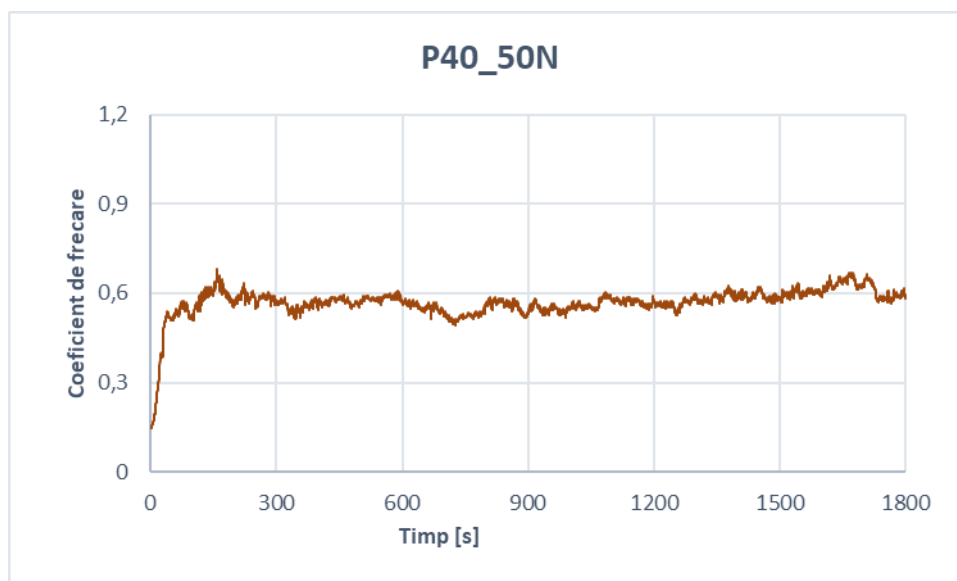


Fig. 11 Evoluția în timp (30 min) a coeficientului de frecare la o forță aplicată de 50N și o turație de 300 rpm

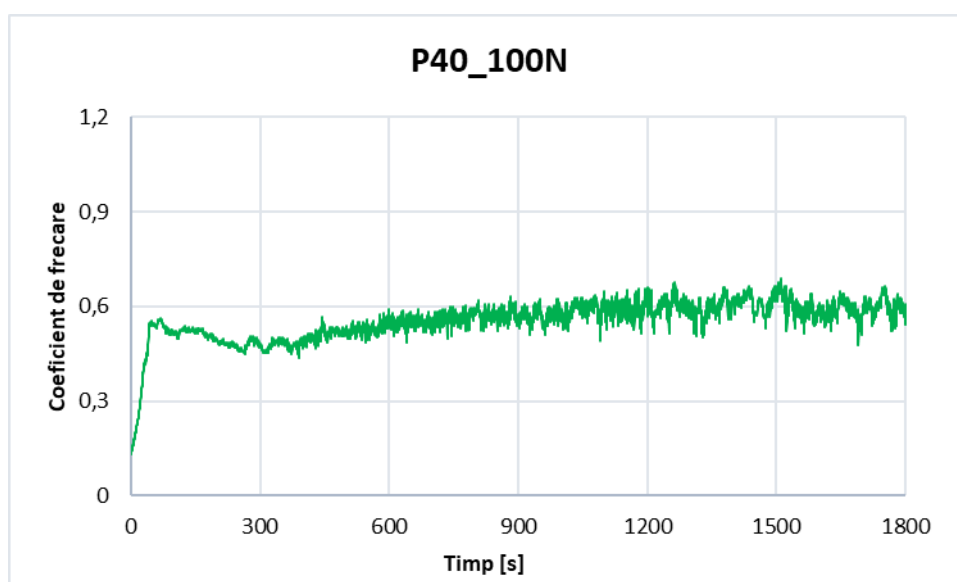


Fig. 12 Evoluția în timp (30 min) a coeficientului de frecare la o forță aplicată de 100N și o turație de 300 rpm

Graficele ilustrează evoluția în timp a coeficientului de frecare pentru un contact uscat între o depunere de FeNiCr și un inel metalic, pentru diferite sarcini aplicate (25N, 50N și 100N) și o turație constantă de 300 rpm. Depunerea de FeNiCr, cu o grosime medie de 150 micrometri, a fost realizată pe un substrat de inox prin laser cladding. Rezultatele indică o stabilitate remarcabilă a coeficientului de frecare pe întreaga durată a testului, sugerând o bună aderență a depunerii la substrat și o rezistență la uzură satisfăcătoare. Absența unor variații semnificative ale coeficientului de frecare în timp indică o uzură neglijabilă a depunerii și o interfață stabilă între cele două materiale.

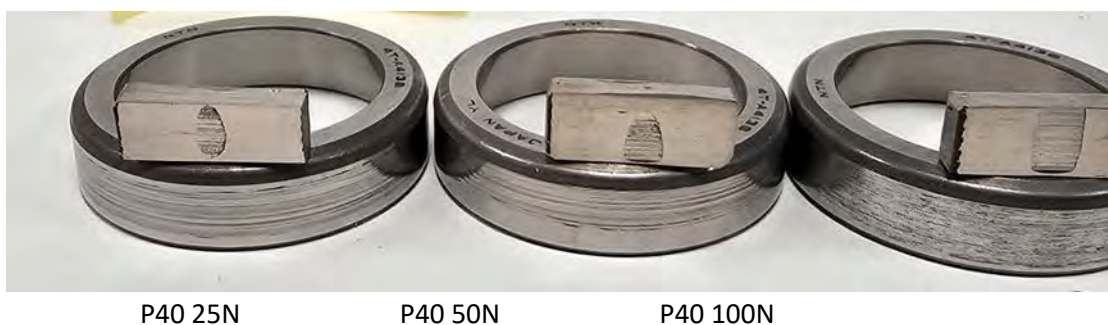


Fig. 13 Prezentarea cuplelor de materiale utilizate în testele de frecare-uzura

Testele de uzură au fost efectuate în condiții controlate, aplicând o forță normală variabilă pe o durată de 30 de minute, la o turație constantă a inelului. Pentru fiecare combinație de parametri, s-au realizat trei repetări ale testului pentru a asigura fiabilitatea datelor.

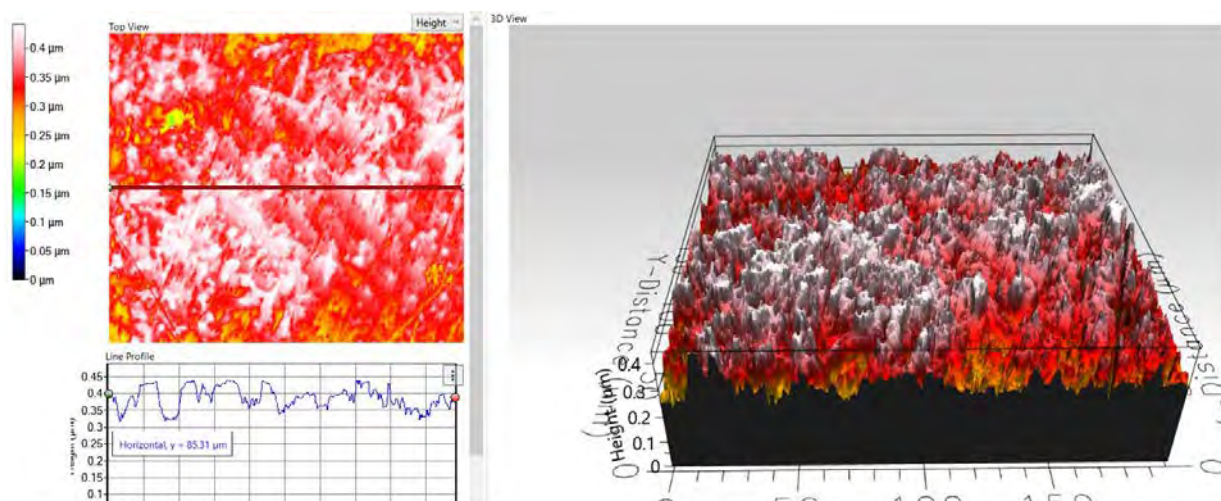


Fig. 14 Profilometrie 3D a suprafeței înainte de testare pentru depunerea P40_100N

Rezultatele obținute indică o creștere semnificativă a uzurii epruvetelor cu FeNiCr odată cu creșterea forței aplicate, ceea ce poate fi atribuit intensificării proceselor de abraziune și aderență. În contrast, uzura inelului prezintă o tendință inversă, sugerând formarea unui film de transfer protector la forțe mai mari.

În vederea realizării testelor la eroziune a fost proiectat și realizat un dispozitiv suport. Dispozitivul a fost proiectat în maniera de a permite fixarea epruvetelor de diferite dimensiuni. Acesta permite fixarea probelor pe o platformă reglabilă, simulând astfel diferite unghiuri de impact ale particulelor erozive, de la o incidență perpendiculară până la una tangentă cu posibilitatea de a seta unghiul de incidență la 0, 15, 30, 45, 60, 75 și 90 grade.

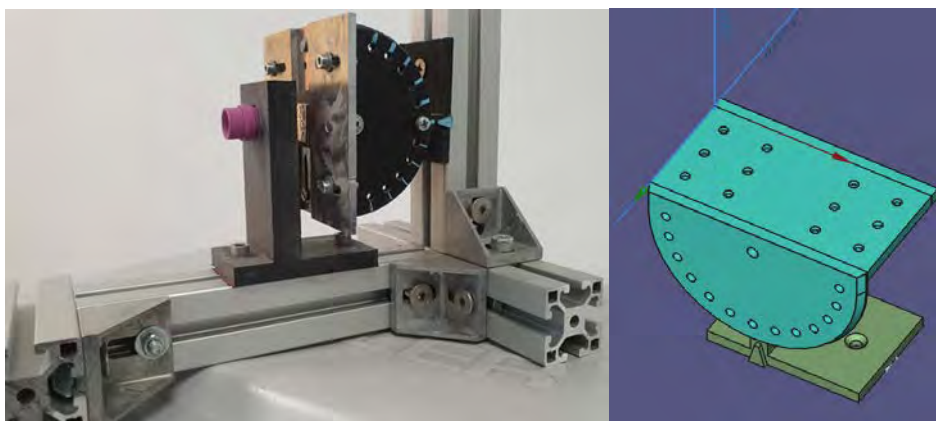


Fig. 15 Dispozitiv proiectat și executat pentru efectuarea testelor la eroziune.



Fig. 16 Vedere cu epruvetele pregătite înainte de a fi testate la eroziune

Înainte de a fi cântărite pentru a determina pierderea de masă exactă după testul de eroziune, epruvetele au fost imersate într-o baie cu ultrasunete, timp de 5 minute, într-o soluție de nitrodiluant. Această procedură a avut ca scop îndepărtarea tuturor particulelor aderente la suprafața probelor, asigurând astfel o măsurare precisă a pierderii de material.

Determinarea rezistenței la soc termic reprezintă încercarea finală care departajează materialele cu straturi de protecție după efectuarea testelor de uzură, de coroziune, abraziune, eroziune, conductivitate termică, dilatare, etc. Aceasta metoda de testare este foarte importantă, întrucât straturile materialelor bariera termică utilizate în aeronautica au coeficienți de dilatare diferiți în raport cu suportul metalic (aproximativ 1:2), care induc tensiuni interne pe durata scurtă de soc termic și rezultând în final cedarea stratului de protecție prin exfoliere.

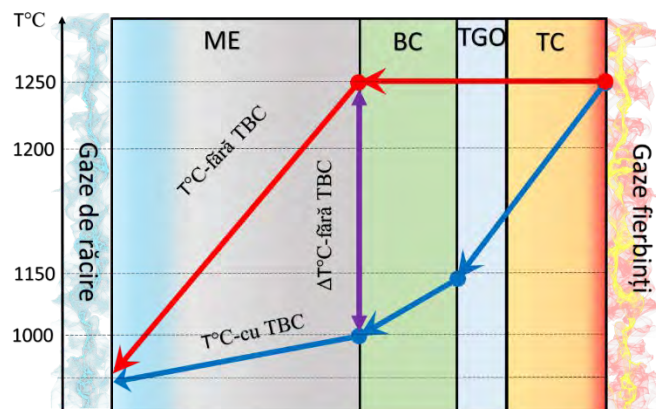


Fig. 17 Distribuția temperaturilor după aplicarea stratului TBC

Testele la care sunt supuse epruvetele acoperite cu material ceramic sunt mai complexe decât cele de testare a materialelor solide deoarece nu sunt implicate numai proprietățile combinate ale stratului de acoperire și ale substratului ci și condițiile de legătura dintre ele precum și tensiunile interne ce rezulta din diferența proprietăților fizice ale materialelor din care sunt realizate părțile componente ale epruvetei.

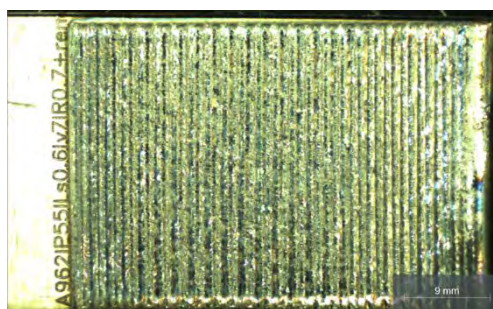
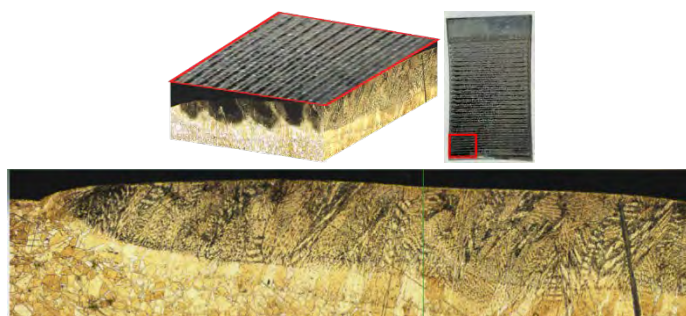


Fig. 18 Epruveta cu depunere de NiCrAlY puterea laserului de la 55%, spotul laser 0.6 mm.

Testele pentru proprietăți fizice fundamentale sunt acelea care pun în evidența anumite proprietăți cum ar fi: micro-duritatea, porozitatea, densitatea etc, care reprezintă proprietățile fizice fundamentale, pe lângă aceste proprietăți fundamentale ce țin de material o alta proprietate importanta pentru structurile de TBC este anduranța la șocuri termice cu gradient ridicat.

Lucrarea elaborată a cuprins studiul comportării tribologice, soc termic și la eroziune a depunerilor cu fascicul laser pentru un aliaj pe baza de FeNiCr.

Scopul fiind estimarea parametrilor tehnologici, optimi în vederea realizării depunerilor cu fascicul laser pentru materialul studiat. Epruvetele elaborate au permis evaluarea performanțelor depunerii din punct de vedere tribologic și morfostructural.



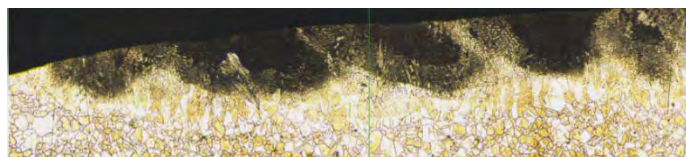


Fig. 19 Vedere transversala si longitudinală în secțiune a epruvetei după încercările de soc termic, suport Nimonic + NiCrAlY depus cu laser cladding, 25 ciclări la 900°C si 25 ciclări la 1000°C.

Obiectivele propuse pentru această etapa a proiectului au condus la elaborarea mai multor concluzii referitoare la fiecare sistem de depunere studiat în parte.

Urmărirea în ansamblu a rezultatelor obținute a permis stabilirea unor concluzii generale și strategii care vor fi luate în considerare în etapa următoare.

Obiectivele etapei au fost atinse prin enumerarea următoarelor rezultate:

- Elaborarea unui studiu experimental privind obținerea parametrilor optimi și realizarea depunerilor cu fascicul laser pentru pulberile din aliajul FeNiCr pe suportul de inox 304;
- Realizarea depunerilor cu laser pentru un set de eșantioane care au fost evaluate din punct de vedere al performanțelor tribologice, în regim de testare uscat;
- Realizarea depunerilor pentru un set de eșantioane și evaluarea acestora din puncte vedere al rezistenței la eroziune severă;
- Investigațiile micro si macro-structurale au evidențiat nivele de omogenitate structurala în stratul depus prin cladding si la interfață suport inox/strat depus cladding

A fost elaborat un studiu privind duranță la expunerea straturilor de tip bariera termica a unei depuneri multistrat NiCrAlY/ Al_2O_3 / ZrO_2CeRO / $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ / $\text{Gd}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ pe suport de aliaj Nimonic depuse prin EB-PVD si a unei depuneri de NiCrAlY prin tehnica laser cladding.

Analizând suprafețe probelor, principala cauză a exfolierii parțiale poate fi din datorată nivelului ridicat de tensiuni interne care apar la nivelul interfeței dintre stratul metalic (Bond Coat - BC) și cel al suprapunerilor de straturi din oxizi (Al_2O_3 / ZrO_2CeRO / $\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$ / $\text{Gd}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$) ales pentru sistemul stratul superior ceramic de bariera termică (Top Coat).

Depunerile realizate cu laser cladding cu aliajul NiCrAlY au rezistat încercărilor de solicitări termice severe, si anume au fost testate la 2 temperaturi 25 ciclări la 900°C si 25 de ciclări la 1000°C. Analiza metalografica a evidențiat o buna aderență de suportul de Nimonic.

Instalația de testare la soc termic rapid QTS 2 împreună cu metodele de testare asociate propuse, reprezintă o metoda complementara procedurilor clasice de testare pentru investigarea caracteristicilor materialelor.

Din perspectiva evaluării duranței la șocuri termice cu gradient avansat, folosind echipamentul special dezvoltat de INCAS pentru astfel de evaluări. Probele testate la șocuri termice prezinta potențial pentru aplicații de tipul barierelor termice. În perspectivă autorii urmăresc sa dezvolte sisteme substrat/ acoperire prin EB-PVD, cu grosimi mai mari pentru a răspunde cerențelor din domeniul aerospațial privind utilizarea acoperirilor de tip bariera termica.

Au fost diseminate realizările parțiale a proiectului în cadrul conferinței: AEROSPATIAL 2024 - INCAS, Bucuresti, si 10 th International Conference on Materials Science and Smart Materials "MSSM-2024".

Activitățile propuse pentru aceasta etapa a proiectului au fost atinse si realizate în totalitate, astfel îndeplinindu-se obiectivele urmărite.

Activitățile prevăzute în proiect au fost îndeplinite cu succes realizându-se un studiu amplu din punct de vedere științific privind tehnicile de fabricare aditiva. Astfel obiectivele propuse în proiect au fost atinse si au fost realizate studii privind:

- Dezvoltarea unor tehnologii avansate privind elaborarea de metode de realizare prin fabricare aditiva DED dedicate pentru grupuri țintă de materiale metalice și nemetalice vizate.
- Elaborarea și evaluarea conceptului de inginerie digitalizată în vederea automatizării și standardizării metodelor de fabricare aditiva.
- Studii avansate privind caracterizarea și optimizarea produselor elaborate prin metode de fabricare aditivă.
- Dezvoltarea de noi produse High-Tech prin realizarea de structuri spațiale 3D folosind tehnici de fabricarea aditiva.
- Cercetări privind dezvoltarea de straturi de protecție pentru aplicații tribologice prin durificări de suprafață controlată.

Activitățile propuse pentru aceasta etapa a proiectului au fost atinse și realizate în totalitate, astfel îndeplinindu-se obiectivele urmărite și anume realizarea unui studiu complex privind tehnicile de fabricație aditiva în vederea realizării de structuri spațiale 3D auxiliare și acoperiri cu proprietăți tribologice avansate.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 04 02:

Scopul general al proiectului LCE (life cycle engineering) și LCA (life cycle assesment) în vederea certificării structurilor de aviație este de dezvoltare și implementare a strategiilor de sustenabilitate în baza unui profil standardizat și cuantificarea impactului acestora asupra indicatorilor de mediu prin definirea etapelor ciclului de viață a produselor de aviație.

Posibilitatea de atingere a scopului constă în fundamentarea științifică și tehnică a modului de implementare a strategiilor de evaluare cât și de consolidare a unor profile standardizate pentru realizarea unor studii de analiză asupra indicatorilor de mediu, mai exact prin definirea etapelor ciclului de viață a produselor pentru industria aeronautică.

Pentru evaluarea aspectelor asociate cu produsele dezvoltate pe parcursul ciclului de viață se impune dezvoltarea studiilor de evaluare a ciclului de viață al produselor de aviație (LCA - life cycle assesment). Această evaluare ajută în final la luarea deciziilor între downcycling și reciclarea deșeurilor rezultate în procesul tehnologic, dar aduce și un plus de informații în vederea proiectării și realizării noilor structuri și produse astfel încât să fie cât mai prietenoase cu mediul.

Analiza ciclului de viață (LCA) este o metodologie de evaluare a impactului asupra mediului al unui produs, serviciu sau proces pe parcursul ciclului său de viață, de la producția de materii prime până la eliminarea finală. Această abordare globală face posibilă înțelegerea diferitelor faze și interacțiuni dintre sistemele tehnologice, materiale și mediu.

LCA are multe aplicații în industria aerospațială, oferind o vedere generală a impactului asupra mediului asociat cu proiectarea, fabricarea și utilizarea componentelor aeronavei. LCA face posibilă evaluarea impactului asupra mediului al diferitelor materiale utilizate în construcția avioanelor, ajutând astfel la alegerea materialelor mai durabile și eco-eficiente. Evaluând diferite scenarii de proiectare, LCA poate ajuta la identificarea zonelor cu impact ridicat asupra mediului și poate oferi soluții de proiectare mai durabile.

LCA poate fi, de asemenea, utilizat pentru a evalua opțiunile de reciclare, reutilizare sau eliminare a componentelor de aeronave scoase din uz, contribuind astfel la o mai bună gestionare a deșeurilor. Prin urmare, este crucial să se integreze LCA în procesele de proiectare și dezvoltare a produselor încă din primele etape. Prin integrarea LCA la începutul procesului de proiectare, companiile aerospațiale pot identifica mai eficient oportunitățile de îmbunătățire a durabilității ecologice a produselor lor, reducând astfel impactul negativ pe parcursul întregului ciclu de viață.

În cadrul fazei nr 3 s-a realizat o inventariere a datelor privind structura clasică a unui avion și a materialelor utilizate la realizarea acestuia.

Forma exterioară a avionului, dimensiunile, motorizarea, organizarea structurală a componentelor sale îi influențează direct performanțele. Avionul este un aparat complex alcătuit în mod normal din patru subsisteme [1], [2]:

- structura de rezistență
- sistemul de propulsie
- echipamentele de bord și aparatele de comandă a zborului
- instalațiile și mecanizarea aeronavei

În general, un avion este alcătuit din următoarele părți principale: aripa cu dispozitivele sale de sustentare, fuselajul, ampenajele orizontale și verticale cu părțile lor mobile, trenul de aterizare și sistemul de propulsie. Părțile mobile ale avionului sunt: eleroanele, profundorul, direcția, flapsurile, voletii, frâna aerodinamică și compensatoarele. [1], [2]

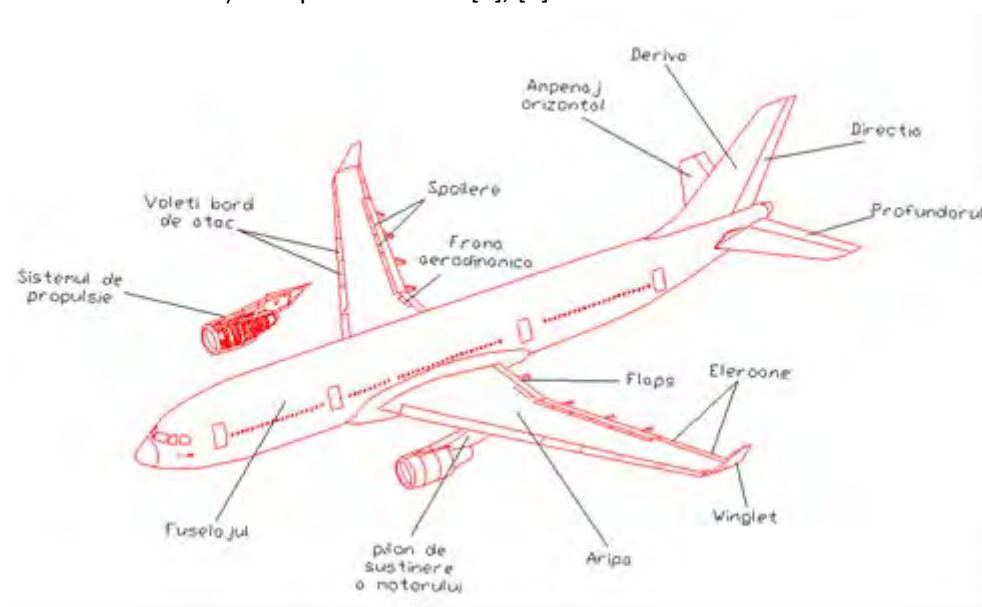


Fig.1. Structura generală a unui avion [1]

Aparatura de bord este alcătuită din: sisteme pentru controlul zborului, sisteme pentru controlul funcționării motoarelor, sisteme de navigație aeriană, aparatură radio/radiolocație.

La avioanele militare se adaugă armamentul de bord, instalațiile de bombardament și dirijare a rachetelor, blindajul de protecție, acroșajele și aparatura adecvată misiunilor de luptă.

Acționarea comenzilor avionului se realizează prin intermediul instalațiilor hidraulice și pneumatice. Esențiale pentru zborul avionului sunt și instalațiile de alimentare cu combustibil și ulei, instalațiile electrice, de antigivraj (dezghețare), sanitară, de izolație termică și fonică, climatizare și comenzile agregatelor aeronavei, echipamentul de dirijare.

Comanda sistemului de propulsie și a comenzilor părților sale mobile asigură manevrarea aeronavei.

Comanda tracțiunii se realizează prin maneta de gaze care acționează sistemul de propulsie. Comenzile părților mobile sunt asigurate prin manșă, paloniere, flapsuri, frâne, etc. De exemplu, acționarea manșei înainte și înapoi implică bracărea profunzimele în sus și în jos, fapt care duce la o

mișcare a avionului în sus sau în jos. Mișcarea manșei spre stânga sau dreapta acționează eleroanele de pe aripi, ducând la o mișcare de rulu (rotație) în jurul axei longitudinale. Călcarea palonierelor (pedalelor) spre stânga sau dreapta acționează direcția avionului în lateral. Ceea ce trebuie reținut însă, este că manevrarea aeronavei se face prin acționarea combinată a diferitelor comenzi. [1], [2]

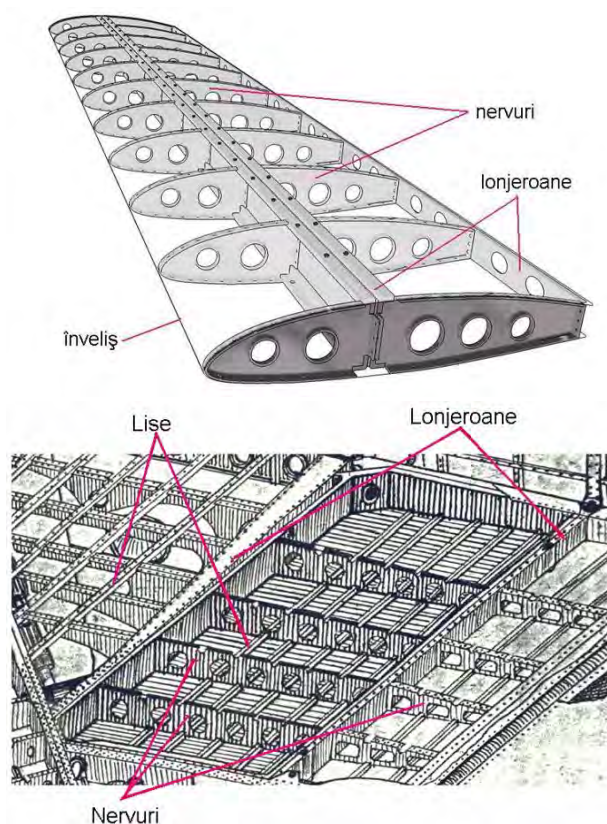


Fig. 2 Componenta aripii unui avion [1]

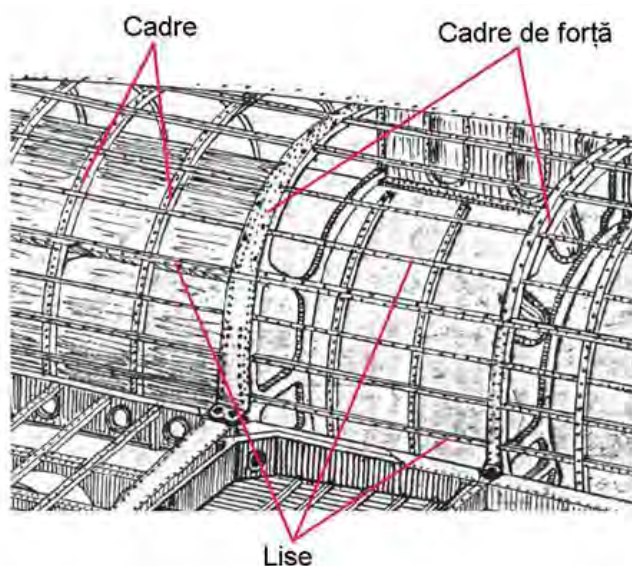


Fig. 3. Principalele elemente ale fuselajului[1]

Materiale folosite in constructia avioanelor

Pentru a fi corespunzatoare pentru constructia structurii avionului, materialele trebuie sa indeplineasca urmatoarele conditii minime, in ordinea importantei[2]:

- sa preia sarcinile mecanice corespunzatoare elementului component al avionului;
- sa aiba un raport rezistenta / greutate cat mai mare;
- sa nu fie inflamabile;
- sa aiba stabilitate mecanica si chimica la variatia conditiilor climatice (temperatura, umiditate, diversi agenti corozivi, cum ar fi, spre exemplu, aerul salin de langa litoral, etc.);
- sa fie usor prelucrabile;
- sa aiba un pret mic (deci sa existe resurse suficiente).

Materiale metalice

Otelurile

Otelurile sunt aliaje fier-carbon cu rezistenta de $\sigma = 1000 - 1400 \text{ N/mm}^2$ in functie de tipul de otel si densitate $\rho = 7,8 \text{ kg/dm}^3$

Pe langa fier si carbon, in functie de calitatea si intrebuintarea otelului, se mai gasesc si alte elemente de aliere precum Ni, Cr, Mo (INOX), si Mn, W, Va.[2]

Otelurile inalt aliate sunt folosite pentru fabricarea pieselor de inalta rezistenta (bolturi sau feruri de prindere a semiplanurilor aripilor, ampenajelor, sistemului de propulsie sau trenului de aterizare pe fuselaj).

Otelurile slab aliate sub forma de tevi sudabile se folosesc pentru structuri tip "grinda cu zabrele" (folosite la constructia fuselajului, cadrului de montare a motorului sau a trenului de aterizare)

Aliajele de aluminiu

Aliajele de aluminiu se folosesc pe scara larga in constructia avionului datorita raportul rezistenta / greutate foarte bun.

$$\sigma = 250 - 420 \text{ N/mm}^2$$

$$\rho = 2,7 \text{ kg/dm}^3$$

Elementele de structura se fabrica din aliaje tip DURAL (aliat cu Cu, Mg, Mn), sub forma de bare sau profile complexe extrudate, formate la rece sau cald, placi sau table, elemente de asamblare (nituri).

Piese componente pentru motor se fabrica din aliaje de turnare de tip SILUMIN (aliat cu Si, Mn).

Tipuri de aliaje de aluminiu pentru aeronave [3]

Aluminiul joaca un rol vital in constructia aeronavelor. Rezistenta sa ridicata la coroziune si raportul bun greutate/rezistenta/cost il fac materialul perfect pentru constructia de avioane. Dar singura proprietate care face din aluminiu metalul ideal pentru constructia de avioane este rezistenta la daune UV.

Unele dintre aliajele de aluminiu de calitate aeronautica includ [3] :

2024-T3

Gradul 2024-T3 este cel mai comun aliaj de aluminiu de inalta rezistenta. Este adesea considerata calitatea aeronavei. Are o rezistenta excelenta la oboseala, chiar daca rezistenta sa la coroziune este mai mica decat cea a lui 6061. Aceasta foaie de aliaj de aluminiu este folosita in mod obișnuit pentru a face fuselajul, învelișurile aripilor, structura aeronavei si capacurile majorității avioanelor. De asemenea, este ideal pentru reparatii si restaurare deoarece are un finisaj strălucitor.

6061-T6

Acest aliaj este cel mai bine cunoscut pentru rezistenta ridicata la coroziune si finisaj. Este ușor de sudat si are aproape aceeași rezistență ca oțelul moale. Gradul 6061-T6 este adesea folosit pentru a

face covorașe de aterizare pentru avioane, caroserii de camioane și cadre, precum și componente structurale. Poate fi fabricat folosind cele mai comune tehnici, ceea ce este o proprietate excelentă.

5052 – H32

5052-H32 este un aliaj de aluminiu care nu poate fi tratat termic și are una dintre cele mai mari rezistențe din clasa sa. Nu este structural, dar are o rezistență mare la oboseală în comparație cu alte aliaje. De asemenea, posedă o rezistență excelentă la coroziune, în special în aplicațiile marine. Lucrabilitatea sa excelentă face ca această foaie de aluminiu să fie ideală pentru construcția rezervoarelor de combustibil.

3003-H14

Această foaie de aluminiu are o mare lucrabilitate și este unul dintre cele mai utilizate aliaje de aluminiu. Este realizat dintr-un amestec de aluminiu pur și mangan. De asemenea, această foaie nu poate fi tratată termic, dar poate fi ambușită, sudată, filată sau lipită. Este perfect pentru a face capote în avioane și placarea cu deflectoare.

7075-T6

Rolul principal al acestui aliaj de aluminiu este de a întări structurile aeronavelor din aluminiu. Aliajul este realizat dintr-un amestec atent de cupru, magneziu și zinc pentru a-i oferi o rezistență suplimentară. Cu toate acestea, din cauza cuprului, sudarea este dificilă, dar nu imposibilă. Odată anodizat, are un finisaj frumos și are cea mai bună prelucrabilitate.

Pe lângă aplicațiile pentru avioane, aluminiul este folosit și în nave spațiale. Proprietățile sale unice au și mai multă valoare în această aplicație. Majoritatea navelor spațiale sunt fabricate din componente de aluminiu de până la 90%. Materialul este, de asemenea, folosit la realizarea de stații spațiale precum Skylab și este de așteptat să facă și mai multe apariții în explorarea spațială cu echipaj.[3]

Magneziul

$$\sigma = 180 - 250 \text{ N/mm}^2$$

$$\rho = 1,7 \text{ kg/dm}^3$$

Magneziul este metalul cu cel mai mare raport rezistență / greutate dar, având dezavantajul ca este foarte inflamabil, nu mai este folosit decât în aliaje ale aluminiului.

Titaniul

$$\sigma = 350 - 800 \text{ N/mm}^2$$

$$\rho = 4,5 \text{ kg/dm}^3$$

Titaniul este urmatorul după aluminiu ca raport rezistență / greutate, dar are rezistențe comparabile cu ale oțelurilor medii aliate. Titanul se aliază cu Al, Mo, V, Mn, Cr etc.

Este folosit la piesele de rezistență medie și înaltă (jonctiuni, piese ale trenului de aterizare), dar și la piesele de motoare turboreactoare sau la structuri destinate avioanelor supersonice, având o foarte bună comportare la temperaturi mari.

Are *dezavantajul* ca este un metal rar, așa că este relativ scump.

Superaliaje pe baza de nichel

Superaliajele pe baza de nichel prezintă o rezistență foarte mare la temperaturi înalte, această calitate făcându-le potrivite și favorite pentru utilizarea la turbinele motoarelor și pentru alte aplicații la temperaturi înalte.

Inconelul este o clasă de aliaj pe baza de nichel-crom care este foarte rezistent la temperaturi înalte, presiune, coroziune și sarcini mecanice, aceste calități făcându-l potrivit pentru aplicații aerospațiale.

Materiale compozite

Materialele compozite sau fibrele ranforsate cu rasini sunt materiale de ultima generatie folosite la constructia structurilor de aviatie datorita *avantajelor* lor, cum sunt[4]:

- rezistenta mecanica buna;
- stabilitate chimica foarte buna;
- sunt neinflamabile;
- pret scazut;
- tehnologie ieftina de fabricatie a structurilor de aviatie (SDV-istica ieftina).

Dar au si unele *dezavantaje*, cum ar fi[4]:

- vulnerabilitate la temperaturi mari sau la variatii bruste de temperatura;
- fabricatie in mediu foarte bine controlat (umiditate si mai ales temperatura);
- comportare rea antistatica (se incarca cu energie electrica statica necesitand precautii la alimentarea cu combustibil).

Acestea sunt:

- fibre de sticla ranforsate (GFRP = Glass Fiber Reinforced Plastics);
- fibre de carbon ranforsate (CFRP = Carbon Fiber Reinforced Plastics);
- fibre tip KEVLAR;
- combinatii de cele trei.

Materiale plastice

Materialele plastice sunt din ce in ce mai folosite in constructia avioanelor (pentru inceput la piese fara rol de preluare a sarcinilor mecanice, dar in ultimul timp se folosesc si la invelisuri de suprafete portante, piese de rezistenta mecanica mica sau piese de motor), datorita *avantajelor*[4]:

- stabilitate chimica foarte buna;
- prelucrabilitate foarte buna si ieftina;
- pret foarte mic.

Dar au si anumite *dezavantaje* cum ar fi:

- inflamabilitate mare;
- instabilitate la temperaturi mari.

Materiale spongioase sau structuri de tip "fagure"

Materialele spongioase (spume poliuretane) se folosesc la umplerea sau rigidizarea pieselor de structura. Acestea sunt foarte usoare (contin mult aer in structura) si se aplica foarte usor (sub forma de spray).

Structurile de tip "fagure" au, de asemenea, o greutate foarte mica si o rezistenta mecanica foarte buna. Se folosesc la pereti despartitori sau chiar la invelisuri portante.

Cauciucuri (elastomeri)

Cauciucurile se folosesc la constructia diverselor componente ale avionului cum ar fi:

- anvelope si camere de aer;
- conducte flexibile (de combustibil, ulei, lichid hidraulic, aer, vacuum, oxigen etc.);
- garnituri de etansare (inele "o"-ring, simeringuri, membrane, burdufuri etc.)
- elemente de amortizare (pufere, bucxse elastice de montare ale motorului etc.)

Deoarece cauciucul in timp isi pierde calitatile, anumite componente vitale de cauciuc (diverse conducte, simeringuri etc.) se schimba la intervale de timp prestabilite (de regula, la 5 ani).

Trebuie avuta in vedere vulnerabilitatea cauciucului la uleiuri si grasimi (anvelopele sau bucxsele elastice de montare ale motorului nu trebuie sa fie contaminate cu uleiuri).

Diverse materiale

- plexiglass-ul se foloseste la constructia cupolei (nu se foloseste geamul de sticla la

avion);

- panza se foloseste la acoperirea diferitelor suprafete portante;
- lacurile se folosesc la lipirea si intinderea panzei;
- vopsele, grunduri etc.

Aspecte de mediu

Din punct de vedere al mediului, procesul de sfârșit de viață a aeronavei prezintă atât riscuri, cât și oportunități. Pe de o parte, aeronavele conțin o varietate de materiale periculoase care trebuie manipulate cu atenție în timpul dezasamblării și demontării. Pe de altă parte, marea majoritate a pieselor de aeronave pot fi reutilizate sau reciclate fără a lua măsuri de precauție speciale.[9]

Manipularea materialelor periculoase necesită respectarea legilor și standardelor naționale privind sănătatea și securitatea în muncă, pentru a preveni eliberarea neprevăzută a acestor materiale în mediu. Combustibilul rămas în rezervoare, precum și uleiul hidraulic, apa uzată și alte fluide trebuie să fie scurse corespunzător înainte ca aeronava să poată fi dezasamblată și demontată. Exemple de alte componente care necesită un tratament special includ: sticle de oxigen de urgență, generatoare și cilindri cu halon. Unele avioane fabricate înainte de anii 1980 pot conține blocuri de uraniu sărăcit, care a fost folosit ca greutate de balast datorită densității sale mari. Acestea trebuie eliminate în conformitate cu reglementările privind deșeurile nucleare, care prescriu proceduri speciale privind: separarea de alte deșeuri, ambalare, transport, urmărire și eliminare finală.[5], [6]

Aeronavele scoase din uz care au fost abandonate la marginile aerodromurilor prezintă un risc deosebit de scurgere de materiale periculoase și de contaminare a solurilor și apei din jur. Acest lucru poate fi mai ales problematic dacă documentația producătorului nu mai este disponibilă.

Standarde și regulamente internaționale

Activitățile de dezmembrare a aeronavelor trebuie să respecte regulile și reglementările existente emise de ICAO referitoare la navigabilitatea aeronavelor, gestionarea generală și a deșeurilor periculoase și activitățile de reciclare. CAEP a adunat standardele și practicile recomandate (SARP) ICAO existente, precum și alte materiale cu caracter de reglementare de la diferite organisme internaționale, inclusiv de la organizații non-aviație[5].

Impactul aviației asupra mediului - Emisii din aviație

În zbor avionul produce emisii de gaze datorate arderii combustibilului. Printre acestea se numără dioxid de carbon (CO_2), apă (H_2O), oxizi de azot (NO_x), monoxid de carbon (CO), oxizi de sulf (SO_x), hidrocarburi (HC) sau Compuși organici volatili (COV) și particule. O parte dintre COV și particule sunt considerate ca fiind periculos de poluante pentru aer. Asadar este recomandat sa se faca o diferentiere a tipurilor de noxe emise aproape de sol (in timpul decolarii si aterizarii) fata de cele emise in aer in modul croaziera, deoarece emisiile din modul croaziera contribuie in primul rand la incalzirea globala si emisiile de altitudine joasa pot fi considerate ca fiind principalii poluanti locali ai aerului. De asemenea, apa din aerul evacuat din aeronavă la altitudine are un efect de seră și ocazional această apă are și ea un efect pozitiv asupra încălzirii conform [7]. În cele din urmă, funcționarea aeroportului are un impact asupra mediului: utilizarea unei unități de alimentare la sol (GPU - Ground Power Unit) și serviciile de transfer utilizează combustibil.



Fig. 4. Emisiile de noxe la arderea combustibilului[7]

Indicele de emisie

Indicele de emisie (EI) [g/kg de combustibil] este utilizat pentru a indica cantitatea de poluant per kg la 100 kg de combustibil ars[7,8].

Pentru 100 kg kerosen ars se produc aproximativ 4,4 kg gaze de evacuare a motorului.

Aceste emisii sunt [7,14]

- 3,16 kg CO_2 (distruge ozonul și metanul),
- 1,24 kg H_2O ,
- 14 g NO_x ,
- 3 g CO
- 0,8 g SO_2 ,
- 0,4 g HC ,
- 0,025 g particule de funingine,
- OH , metan și lubrifiant,
- Contraile liniare.

Produsele secundare ale arderii kerosenului depind de:

- Condiții de funcționare,
- Altitudinea.
- Umiditate,
- Temperatura.

Tabel 1. Impactul climatic în fiecare fază de viață a aeronavei A330-200 [1]

Fazele ciclului de viață ale A330-200	Impactul în schimbările climatice (%)
Arderea combustibilului	99,9
Construcția aeroportului	0,0591*
Mentenanța aeronavei	0,000158*
Manufacturarea aeronavei	0,00000468
Scenariu de sfârșit de viață	Beneficii foarte mici aduse asupra mediului
* Trebuie luate în considerare ipotezele și incertitudinile proceselor EcoInvent adaptate.	

Conform datelor de specialitate rezultate în urma analizei asupra ciclului de viață a unei aeronave, se poate concluziona faptul că cea mai mare cantitate de emisii de gaze cu efect de seră se

produc in faza operationala a unei aeronave. Acest lucru se poate observa si in tabelele 1 si 2 si figura 5.

Tabel 2 Emisiile operaționale ale A330-200 pe fiecare faza[7]

Life-cycle Component	I/O	per Aircraft-life	per VKT	per PKT
Taxi				
	Fuel (kg)	15166947	0,241	1,34E-03
	Nox (kg)	70252	0,001	6,20E-06
	HC (g)	25783810	0,410	2,28E-03
	CO (g)	515767201	8,192	4,55E-02
	Sox (g)	12133558	0,193	1,07E-03
	CO2 (kg)	47927553	0,761	4,23E-03
	Particles(g)	303339	0,005	2,68E-05
	lead	x	x	x
Take-off				
	Fuel (kg)	4074879	0,065	3,60E-04
	Nox (kg)	112912	0,002	9,96E-06
	HC (g)	403413	0,006	3,56E-05
	CO (g)	2444927	0,039	2,16E-04
	Sox (g)	3259903	0,052	2,88E-04
	CO2 (kg)	12876616	0,205	1,14E-03
	Particles(g)	81498	0,001	7,19E-06
	lead	x	x	x
Climb out				
	Fuel (kg)	10537710	0,167	9,30E-04
	Nox (kg)	247038	0,004	2,18E-05
	HC (g)	1053771	0,017	9,30E-05
	CO (g)	26344274	0,418	2,32E-03
	Sox (g)	8430168	0,134	7,44E-04
	CO2 (kg)	33299163	0,529	2,94E-03
	Particles(g)	210754	0,003	1,86E-05
	lead	x	x	x
Climb/cruise/descent				
	Fuel (kg)	178106974	2,829	1,57E-02
	Nox (kg)	2550710	0,041	2,25E-04
	HC (g)	31225808	0,496	2,76E-03
	CO (g)	162898889	2,587	1,44E-02
	Sox (g)	142485579	2,263	1,26E-02
	CO2 (kg)	562818038	8,939	4,97E-02
	Particles(g)	3562139	0,057	3,14E-04
	lead	x	x	x

Life-cycle Component	I/O	per Aircraft-life	per VKT	per PKT
Approach landing				
	Fuel (kg)	6590181	0,105	5,81E-04
	Nox (kg)	60904	0,001	5,37E-06
	HC (g)	59937700	0,952	5,29E-03
	CO (g)	252944341	4,017	2,23E-02
	Sox (g)	5272145	0,084	4,65E-04
	CO2 (kg)	20824973	0,331	1,84E-03
	Particles(g)	131804	0,002	1,16E-05
	lead	x	x	x
Flight total				
	Fuel (kg)	214476691	3,406	1,89E-02
	Nox (kg)	3041815	0,048	2,68E-04
	HC (g)	118404502	1,881	1,04E-02
	CO (g)	960399633	15,253	8,47E-02
	Sox (g)	171581353	2,725	1,51E-02
	CO2 (kg)	677746343	10,764	5,98E-02
	Particles(g)	4289534	0,068	3,78E-04
	lead	x	x	x

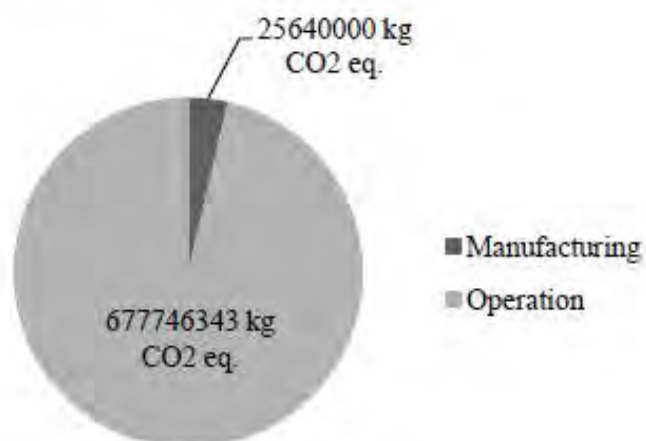


Fig. 5. Emisiile totale de CO2 echivalent: fabricare vs operațional [7]

În cadrul etapei nr. 5 a proiectului, s-a realizat o metodologie de inventariere a ciclului de viață a structurii unui UAV realizat de către INCAS.

Obiectivul acestui studiu este de a analiza modul în care aceste vehicule aeriene influențează mediul. Studiul este destinat să includă o perspectivă ecologică a producției și utilizării UAV-urilor, precum și să înțeleagă consecințele asupra mediului care îl însoțesc.

Ingineria ciclului de viață (LCE – life cycle engineering) este definită ca o metodologie de inginerie orientată spre sustenabilitate care ține cont de impactul tehnic, de mediu și economic cuprinzător al deciziilor în cadrul ciclului de viață al produsului.

LCE necesită o analiză pentru a cuantifica sustenabilitatea, stabilind ținte adecvate pentru impactul asupra mediului.

Scopul acestui studiu este de a înțelege consecințele asupra mediului ale producerii și utilizării Vehiculelor Aeriene Fără pilot (UAV) prin procesul de evaluare a ciclului de viață.

LCA se bazează pe standardele prezentate în Organizația Internațională de Standardizare (ISO) 14040:2006 “Managementul mediului – Evaluarea ciclului de viață – Principii și document framework”. Această lucrare identifică cerințele pentru analiza Sistemelor de Management de Mediu (EMS) și principiile abordării științifice într-un LCA.

În funcție de fazele utilizate de LCA se pot stabili anumiți indicatori pentru evaluare, spre exemplu, noxele emise, cost sau proprietăți și informații despre materiale. LCA este o metodă standardizată conform ISO 14040 și 14044, o metodă iterativă în care se pot redefini lucrurile pe parcursul evoluției metodei.

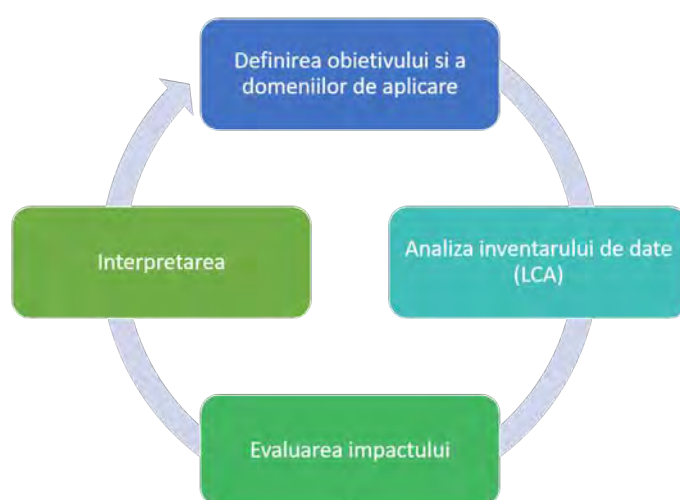


Figura 6. Etapele LCA[15]

Definirea Obiectivului

Rezultatele acestui LCA sunt destinate a fi utilizate pentru deciziile comerciale de proiectare a produselor UAV, deciziile de politică guvernamentală și raportarea de mediu a sistemului.

Informațiile privind politicile pot fi, de asemenea, sprijinite prin identificarea potențialului de îmbunătățire a mediului în ceea ce privește producția și utilizarea materialelor.

Definirea scopului

Vehiculele Aeriene Fără pilot au o gamă largă de funcții, așa cum s-a discutat anterior. Acestea sunt aeronave manuale sau controlate de la distanță care transportă sarcini utile pentru colectarea de informații, transportul de mărfuri și în scopuri de documentare vizuală.

Analiza inventarului ciclului de viață (LCI)

După ce scopul și domeniul de aplicare al studiului sunt definite în mod corespunzător, următoarea parte a unui LCA implică colectarea de date, precum și cuantificarea intrărilor și ieșirilor. Faza de inventar a unui LCA este locul în care începe colectarea datelor și modelarea proceselor. Acestea rămân în concordanță cu scopul și domeniul de aplicare al studiului, dar oferă și feedback ciclic pentru reajustarea domeniului de aplicare. Intrările de energie, materii prime și costurile asociate pot fi

urmărite prin diagrama din figura 6. Sistemul poate fi reprezentat prin procese tipice, cum ar fi extracția, prelucrarea și prepararea materiilor prime, fabricarea și asamblarea, utilizarea și eliminarea. [15]

Fiecare etapă generează emisii în aer, subproduse în apă și sol și electricitate.

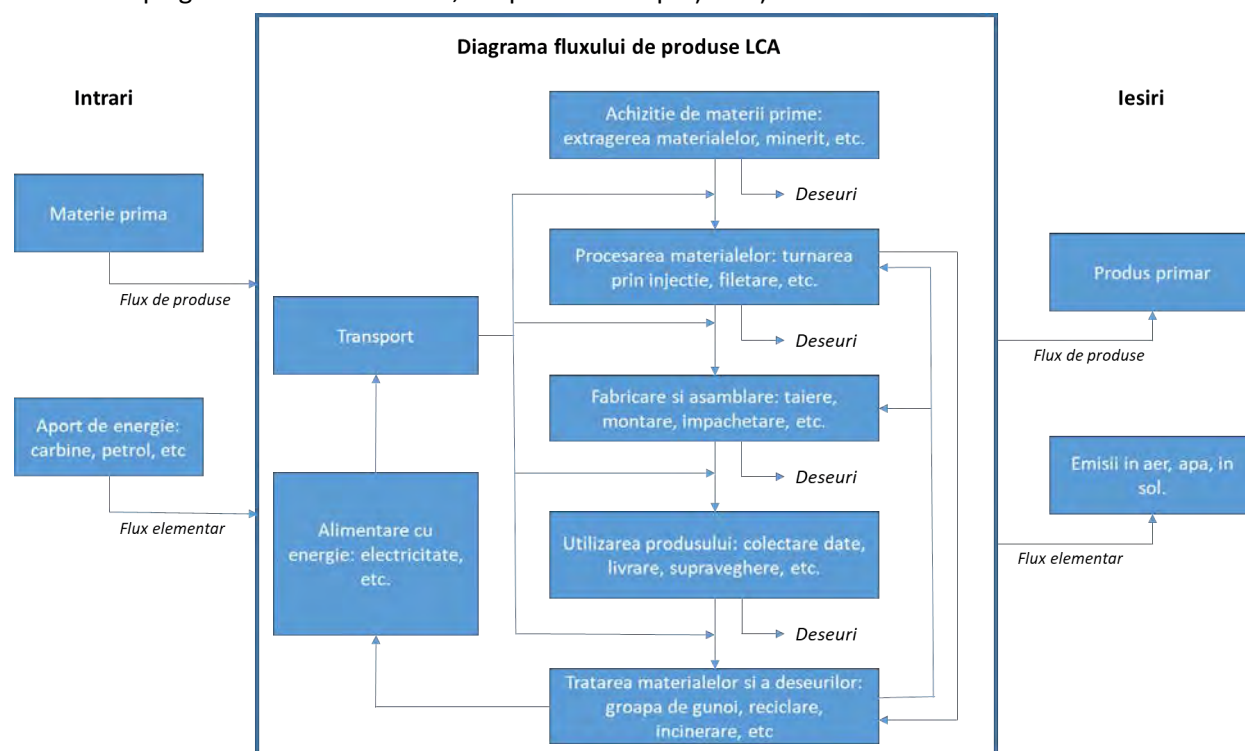


Figura 7. Modelul general de intrări și ieșiri conform ISO 14044:2006[15, 18]

Structura UAV-ului (figura 8) realizat de compartimentul de Materiale și Tribologie din cadrul INCAS este realizat din rasina epoxidică ranforsată cu țesătura de fibră de carbon. La anumite componente de la alte variante structurale s-a folosit și inserție pentru ranforsare de miez de tip fagure Nomex pentru aviație.

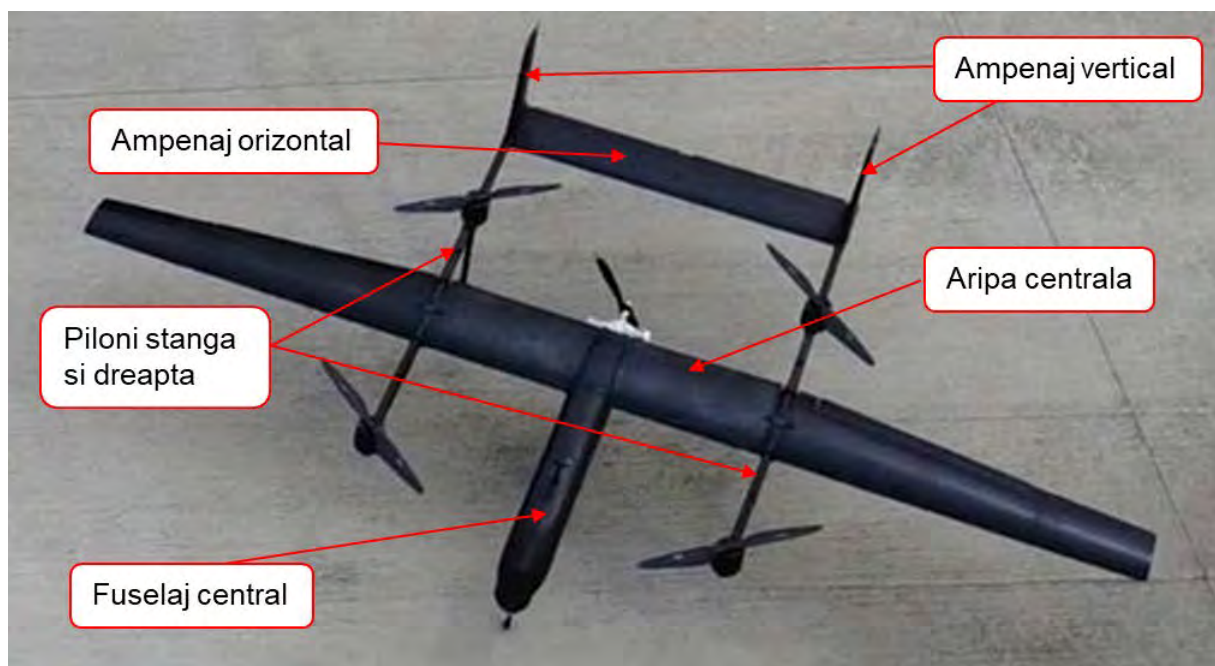


Figura 8. UAV realizat de către INCAS

Structura detaliată pe componente a UAV-ului realizate de INCAS este detaliată în continuarea schematic prin figurile 9-13.

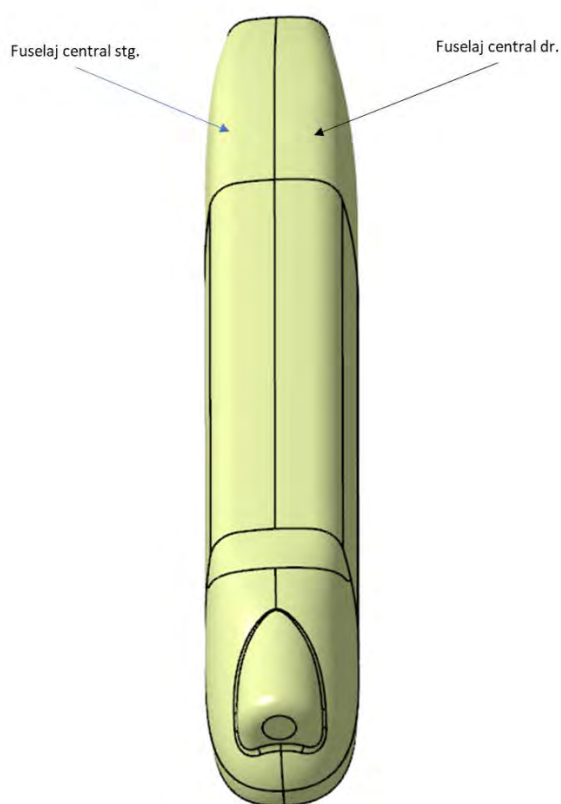


Figure 1. Fuselaj central al UAV realizat de INCAS

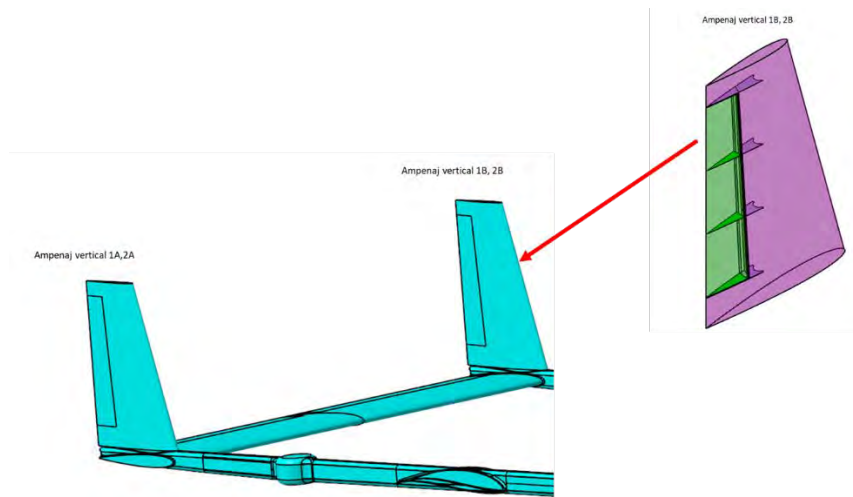


Figure 2. Ampenaj vertical al UAV realizat de INCAS

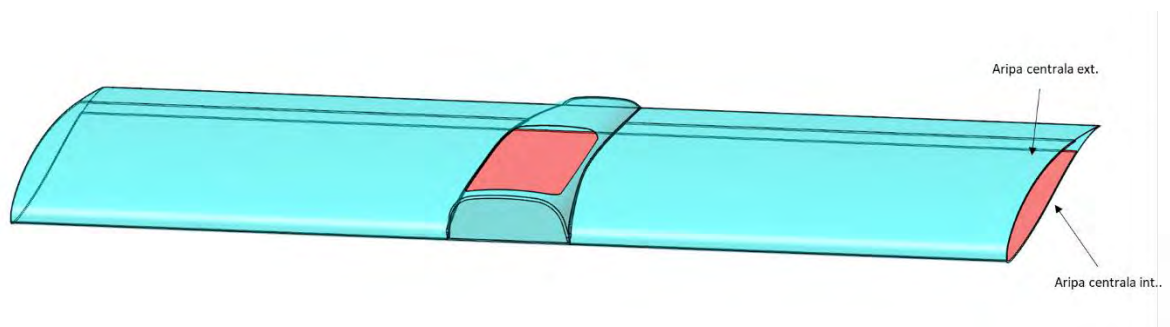


Figure 3. Aripa centrală al UAV realizat de INCAS

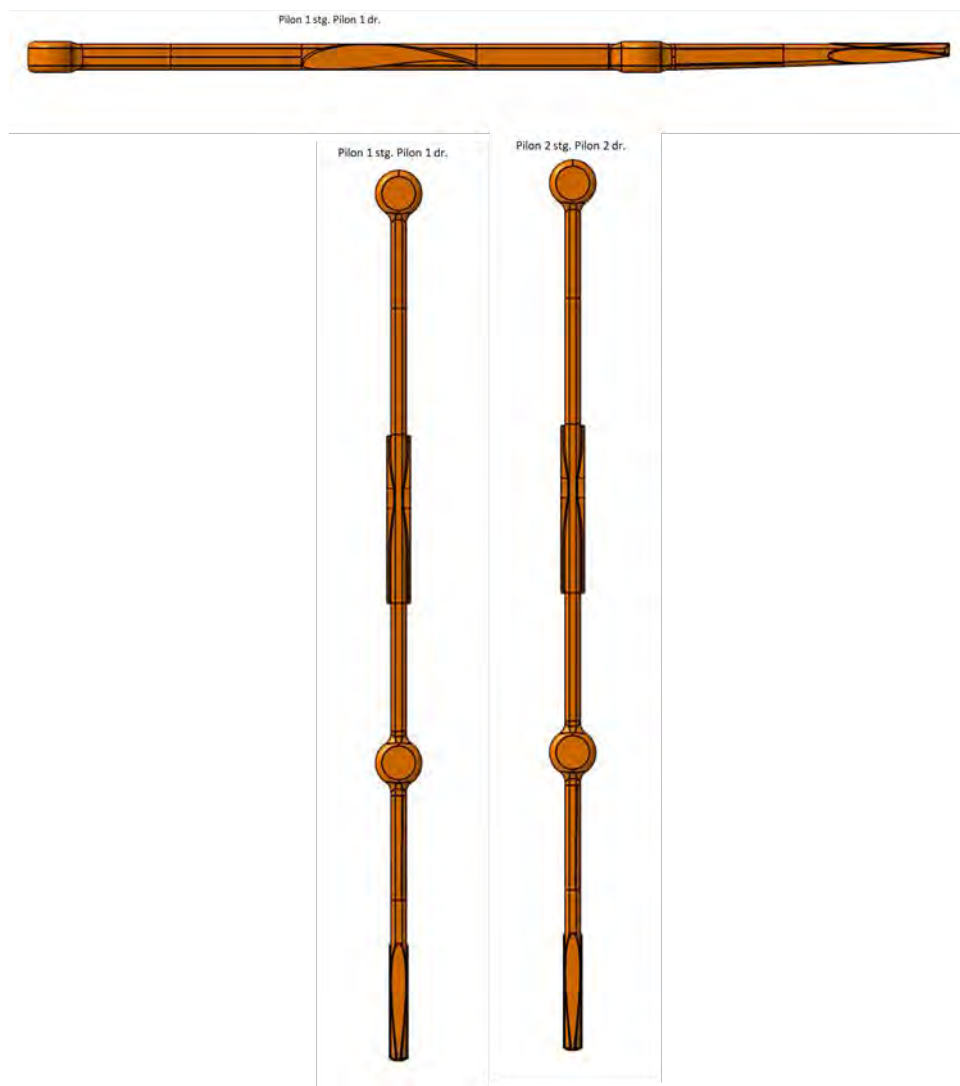


Figure 4. Pilon 1 si pilon 2 , stanga si dreapta ai UAV realizat de INCAS

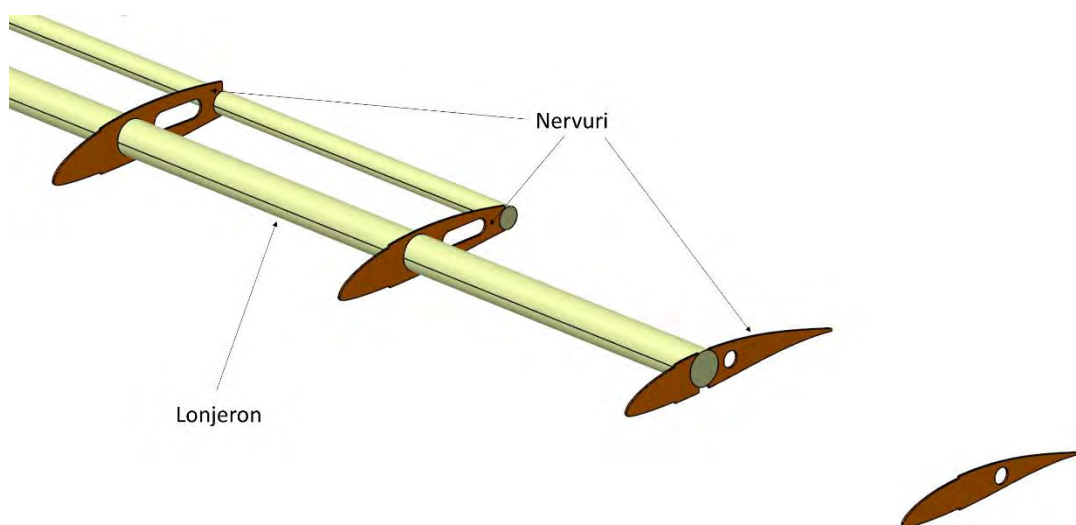


Figure 5. Lonjeron si nervuri UAV INCAS

În urma analizei și corelării datelor legate de materiale (consumul de materiale și impactul asupra mediului) pentru realizarea structurii UAV-ului INCAS, se poate concluziona că partea de realizare nu are un impact prea mare asupra mediului, dar se mai pot aduce îmbunătățiri la partea de design și proces de manufacturare pentru a ține către tendința europeană de zero amprentă de carbon.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 04 03:

Derularea proiectului a decurs în modul în care este prevăzut de regulamentele interne ale institutului și a normelor AQ. De asemenea, derularea proiectului a decurs în modul descris în propunerea de proiect. Certificatele de calitate ale INCAS sunt: ISO 9001:2014, ISO 14001:2014, OHSAS 18001:2014, respectiv EN 9100:2014

Corespunzător anului 2024, activitățile desfășurate în cadrul proiectului sunt cele corespunzătoare Fazei 3, respectiv Fazei 4.

Obiectivul Fazei 3: Modelarea conceptuală a paternului de calcul (computronium) și evaluarea prin simulare numerică a robusteții paternului. Paternul de calcul (computronium) va realiza funcțiile de inferență asupra datelor achiziționate și se va realiza pe structura bazei de date implementată prin intermediul memoriei artificiale evolutive. Robustețea paternului se va evalua prin simulare numerică, urmărindu-se dacă evoluțiile în timpii proprii rămân constante din punctul de vedere al existenței în toate domeniile.

Activitățile aferente acestei faze sunt:

- Activitatea 3.1 Modelarea conceptuală a paternului de calcul
- Activitatea 3.2 Evaluare tehnică a robusteții paternului de calcul
- Activitatea 3.3 Întocmirea raportului tehnic

Rezultate preconizate pentru atingerea obiectivului fazei: Raport tehnic, verificarea modulelor software realizate anterior, construcția de funcții noi software în cadrul programelor realizate anterior

Prin activitățile din Faza 3, ne-am propus să dezvoltăm, respectiv să verificăm conceptele și soluțiile inovative realizate anterior și pe care s-au obținut drepturi de autor morale și patrimoniale înregistrate la ORDA, respectiv OSIM:

- ©Certificat 933484BUnr.11751/1/22-23 RNPC Program analiză impact frecvențial mediu(E.Popa);
- ©Certificat 933484BUnr.11751/2/22-23 RNPC Program dimensionare flotor (E.Popa);
- ©Certificat 933484BUnr.11751/3/22-23 RNPC Soft concepție ambarcațiuni cu generator CAD-CAM stereolite Varianta alfa. Fără GUI (E.Popa);
- ©Certificat 933484BUnr.11751/4/22-23 RNPC Soft de automatizare a concepției proiectării și analizei de subsansamble aerodinamice cu interfață CAD-CAM (E.Popa);
- ©Certificat 933484BUnr.11751/5/22-23 RNPC Soft de construcție și învățare Rețea Neurală Artificială Evolutivă (E.Popa);
- ©Certificat 933484BUnr.11751/6/22-23 RNPC Soft de definire a unei aeronave cu interfață CAD-CAM (E.Popa);
- Certificat OSIM 023169/31.10.2023 – Hidroglisor fără pilot (E.Popa);
- Certificat OSIM 023168/31.10.2023 – Dronă Oceanică (I.Grujdin);
- Certificat OSIM 023167/31.10.2023 – Dronă Oceanică (R.Blideran);

Pe parcursul studiului se utilizează softurile concepute anterior astfel încât paternul de calcul (computronium) să realizeze funcțiile de inferență asupra datelor achiziționate. Se

structurează baza de date implementată prin intermediul memoriei artificiale evolutive. Robustețea paternului se va evalua prin simulare numerică, urmărindu-se dacă evoluțiile în timpii proprii rămân constante din punctul de vedere al existenței în toate domeniile.

S-a realizat în această fază o abordare inversă a calculului în sensul că, dat fiind un mediu neomogen, să vedem în ce măsură acesta poate determina o sursă de perturbație astfel încât să determine mediul dat. Cu alte cuvinte, am dori să determinăm un sistem automat de concepție de proprietăți ale unei cauze pentru a se obține o bază de date dorită, de formă dată de utilizator.

Referitor la modul de calcul din lucrările anterioare, verificarea practică a softurilor originale © 933484BU nr.11751/22-23 RNPC, s-a realizat testul interfeței soft pe imprimanta 3D achiziționată în cadrul fazei anterioare. În imaginile de mai jos sunt fotografiile cu modelul industrial OSIM 023169/31.10.2023 – Hidroglisor fără pilot (E.Popa) printat 3D:



Figura 1 Rezultatul verificărilor interfețelor CAD-CAM (stereolite) - Certificat OSIM 023169/31.10.2023 – Hidroglisor fără pilot (E.Popa)

Programul pe care ne focalizăm atenția este © Program analiză impact frecvențial mediu 933484BU nr.11751/1/22-23 RNPC .

După un studiu anevoios de revizuire a acestui soft am constatat două direcții de dezvoltare ce vor fi abordate în prezenta lucrare, și anume:

- Crearea unui efect cumulativ date de elementele de mediu (computronium) asupra unei forme oarecare (surse). Elementele de mediu formează baza de date care se are în vedere, în cazul nostru mediul fiind format din pixeli cu proprietățile aferente;
- Având în vedere că în softul inițial toți pixelii aveau aceleași proprietăți, ceea ce înseamnă un mediu omogen, în prezenta lucrare vom crea funcții de variație a acestor proprietăți.

Pentru realizarea modulului software pe care ni l-am propus, am luat în considerare unda transmisă prin hologramă :

$$\psi(\vec{r}) = \beta [C_0 R_0^2(\vec{r}) e^{i\phi_c} + C_0 O_0^2(\vec{r}) e^{i\phi_c} + C_0 R_0 O_0 e^{i(\phi_R - \phi_0 + \phi_c)} + C_0 R_0 O_0 e^{-i(\phi_R - \phi_0 + \phi_c)}]$$

Aceasta este ecuația de bază a hologramei, termenii din expresia de mai sus reprezentând fasciculele difractate de hologramă.

Dacă unda de citire este identică cu unda de referință

$$C(\vec{r}) = R(\vec{r})$$

unda transmisă va fi:

$$\psi(\vec{r}) = \beta [R_0^3 e^{i\phi_R} + R_0 O_0^2(\vec{r}) e^{i\phi_R}] + \beta R_0^2 O_0 e^{i(2\phi_R - \phi_0)} + \beta O_0 R_0^2 e^{i\phi_0}$$

unde termenii de mai sus reprezintă:

- $R_0^3 e^{i\phi_R}$ - unda I
- $R_0 O_0^2(\vec{r}) e^{i\phi_R}$ - unda II
- $R_0^2 O_0 e^{i(2\phi_R - \phi_0)}$ - unda III
- $O_0 R_0^2 e^{i\phi_0}$ - unda IV

Undele I și II sunt transmise prin hologramă și nu conțin informații privind faza undei obiect.

Unda IV: până la niște constante multiplicative, este identică cu unda obiect, se propagă în aceeași direcție și sens cu aceasta. Se obține o imagine primară (obiect virtual). Imaginea tridimensională obținută va avea aceeași formă complicată ca a obiectului.

Unda III are faza $(2\phi_R - \phi_0)$ și reprezintă o undă conjugată în fază cu unda obiect (care are faza ϕ_0). Această undă va fi convergentă dacă unda obiect este divergentă, se obține o imagine reală conjugată, de cealaltă parte a hologramei.

Partea grafică a modului software realizat este după cum urmează:

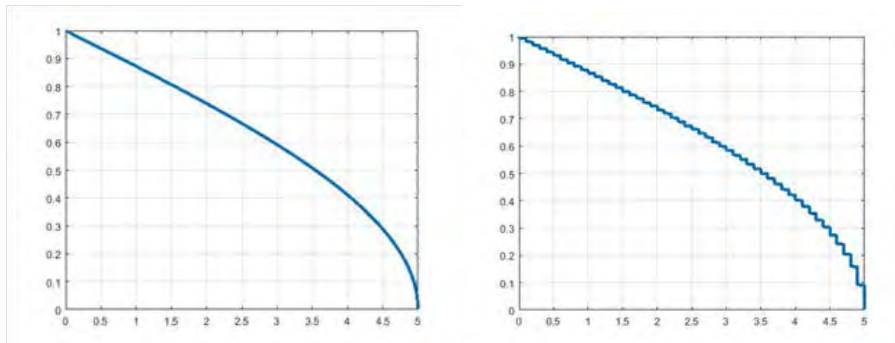


Figura 2. Funcție neliniară analogică (stânga) reprezentată prin eșantionări (dreapta)

Constatăm ca, cu un singur parametru (mărime unidimensională) se poate genera o structură complexă, multidimensională, sub formă de fractali de computronium. Fiecare pixel din imagine are aceeași funcție de transfer, în acest caz o hiperbolă. În soft am introdus și o procedură de realizare a unui film – succesiune de imagini. Din păcate nu poate fi figurat în acest document.

Peste această succesiune de imagini se suprapune neomogenitatea mediului din Figura 2, obținându-se o imagine statică, ca în Figura 3:

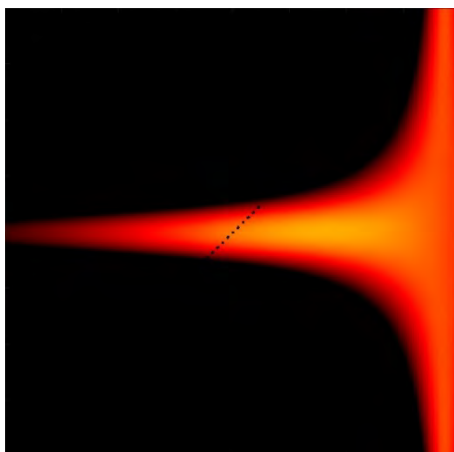


Figura 3. Forma surselor care generează o neomogenitate impusă în mediu.

Obiectivul Fazei 4: Construcția un sistemului creativ automat (perceptronium). Se abordează în detaliu următoarele subiecte: sinteza interfețelor grafice pentru achiziția datelor și executarea interogărilor. Activitățile aferente acestei faze sunt:

- Activitatea 4.1 Definirea interfeței grafice
- Activitatea 4.2 Verificarea funcțională a interfeței grafice
- Activitatea 4.3 Întocmirea documentației de omologare și depunerea acesteia la ORDA
- Activitatea 4.4 Întocmirea raportului tehnic

Rezultate preconizate pentru atingerea obiectivului fazei:

- Construcția software a interfeței grafice
- Verificarea / validarea prin teste a funcționării interfeței grafice
- Întocmirea documentației de omologare și depunerea acesteia la ORDA
- Întocmirea raportului tehnic

Rezumatul fazei:

Definirea interfeței grafice:

Structura generală a interfeței grafice este definită ca în Figura 4:



Figura 4. Interfața grafică de introducere a datelor primare de către utilizator (GUI)

Întreaga interfață este dimensionată la dimensiunile maxime posibil în funcție de monitorul folosit în timpul rulării programului. GUI are prevăzută în partea din stânga, ca o coloană mai îngustă, zona unde se introduc trei tipuri de date, anume:

- Date generale privind structura bazei de date care se va calcula;
- Afișarea grafică neponderată a datelor generale;
- Butoane de calcul, actualizare și memorare.

În partea dreaptă, GUI are prevăzut un ecran, de formă pătrată, cu axe adimensionalizate, în care se reprezintă datele aflate în lucru. De date din stânga este prezentată în continuare detaliat, de sus în jos.

În partea din stânga-sus, este o coloană de text care indică ce reprezintă datele din căsuțe – coloana alăturată - pe care le introduce utilizatorul, astfel:

- Rezoluție – adică dimensiunea în pixeli a ecranului din dreapta; în cazul de față, ecranul are 600x600 pixeli;
- Viteza de prag – este viteza mediului la care se schimbă regimul, analog vitezei sunetului (MACH 1); în cazul de față, 336 m/s;
- Număr de surse – este un contor al numărului surselor care vibrează, impuse de utilizator; acest număr nu se introduce de către utilizator; în cazul de față sunt 11 surse;
- Raport maxim viteze – reprezintă limita superioară a raportului de lungimi de undă dintre mediu și surse, aici este 5, adică se analizează intervalul între 0 și 5;
- Increment raport – reprezintă pasul cu care se construiește baza de date; în cazul de față, baza de date se calculează la un pas de 0,1 pe intervalul de mai sus, 0 - 5 ;

- Scara de vedere – reprezintă scara geometrică a surselor față de ecranul din dreapta.

Rezoluția, Raport maxim viteze și Increment raport se aleg în funcție de puterea de procesare utilizată și de acuratețea dorită a rezultatelor.

Viteza de prag este utilă pentru a avea o reprezentare intuitivă a rezultatelor.

Scara de vedere oferă posibilitatea de a vedea comportamentul unui volum mai mare sau mai mic din mediul analizat.

Prin apăsarea butonului Actualizare coordonate surse, pe ecranul din dreapta apare imaginea inserată de utilizator, preferabil cu laturi egale. Pe această imagine luată ca reper, utilizatorul desenează cu ajutorul mouse – ului sursele (click stânga), ultima sursă fiind desemnată cu click dreapta. Prin tasta ENTER, se scalează sursele la scara Scara de vedere și se afișează.

Graficul este cu axe egale, dimensionate pe coordonatele maxime ale surselor. Reprezentarea acestora este adimensională. Discurile galbene reprezintă sursele, iar linia roșie are doar rol de orientare pentru a se vedea ordinea în care au fost memorate. Sub acest grafic este butonul Actualizare coordonate surse prin apăsarea căruia se actualizează toate datele introduse anterior.

O problemă identificată la reprezentările grafice este faptul că imaginile și liniile au axe predefinite în oglindă. Liniile sunt de un limbaj foarte scăzut, iar imaginile sunt de limbaj foarte înalt. Din acest motiv axele de reprezentare grafică a trebuit specificate în fiecare fișier script apelat cu oricare din butoanele de pe interfața utilizator (GUI).

Sub modulul descris mai sus, este modulul de introducere a datelor privind percepția mediului. Aici, în căsuța de sub textul Funcția percepției mediului, utilizatorul poate introduce orice funcție în variabila X (majusculă) și poate specifica mai jos limitele pe axa Ox a reprezentării funcției.

La apăsarea butonului Actualizare Percepție Mediu, în graficul de deasupra este reprezentată funcția introdusă astfel: limitele pe axa Ox sunt cele alese de utilizator, iar limitele pe axa Oy sunt predefinite între 0 și 1, deoarece acesta reprezintă scalat intervalul 0 - Raport maxim viteze. În ecranul din dreapta, intervalul pe Oy este rescalat la 0,5 – 1, mărimea 0,5 corespunzând lui 0. Această rescalare poate fi aleasă de către utilizator doar intervenind în script.

Ultimile butoane (stânga jos din Figura 5) sunt, după cum urmează:

- Baza Date – prin apăsarea căruia se construiește baza de date; pe ecranul din dreapta se afișează succesiv, sub formă de imagine, structura bazei de date; când se atinge limita Raport maxim viteze, baza de date se memorează, iar pe ecran se dă un film de 30fpm cu framurile fiecărei imagini la pasul de Increment raport;
- ANALIZA – prin apăsarea căruia se reprezintă pe ecranul din dreapta rezultatul final sub formă de imagine. Ulterior, utilizatorul poate culege date atât manual cât și prin prelucrarea matricei 3D a imaginii finale.

Verificarea funcțională a interfeței grafice

Verificarea funcțională decurge în succesiunea prezentată în Cap.2.1, și anume:

1. Se introduc valori după preferință în casetele de date;
2. Se apasă Actualizare coordonate surse (se importă imaginea dorită); exemple:

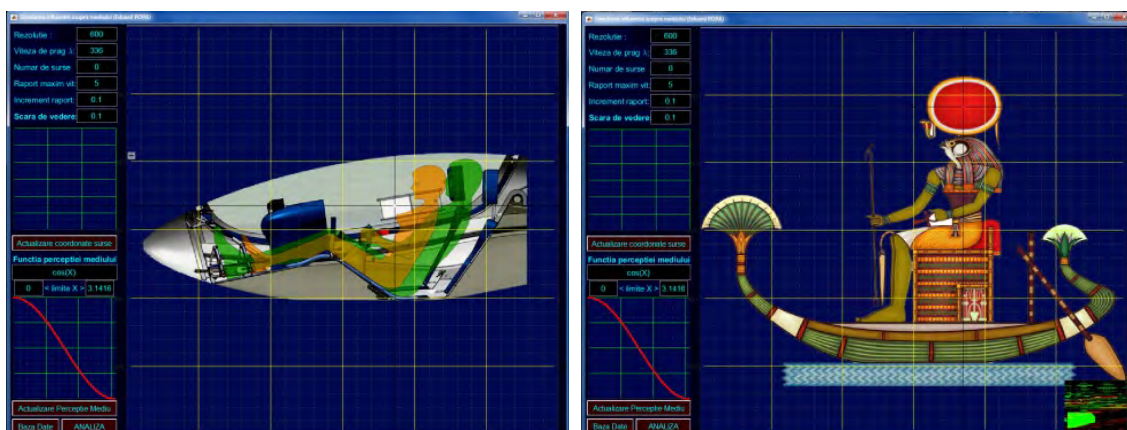


Figura 5. Import de imagini etalon și memorare date din casetele de date inițiale

3. Cu mouse-ul se aleg poziționările surselor pe imaginea etalon apoi, apăsând tasta ENTER se memorează datele alese, nelimitat ca număr; cu tasta ENTER se scalează poziția surselor:

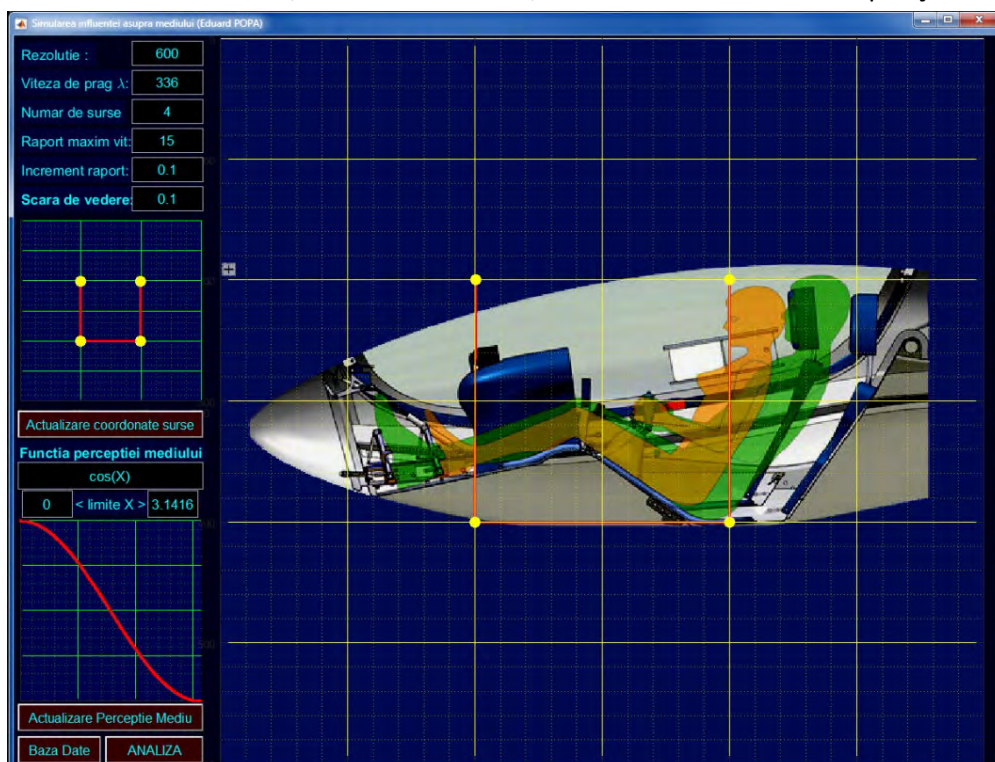


Figura 6. Introducerea coordonatelor surselor și scalare

4. Se verifică achiziția datelor privind Funcția percepției mediului:

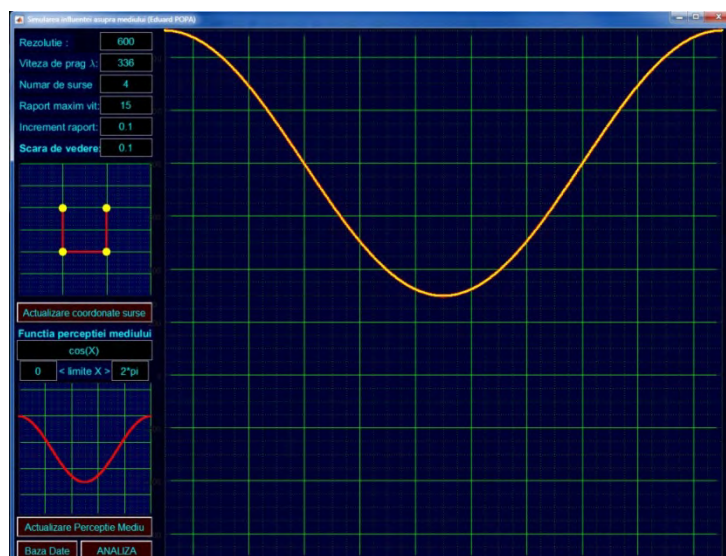


Figura 7. Introducerea datelor privind Funcția percepției mediului

5. Se verifică definirea bazei de date prin apăsarea butonului Baze Date – Figura 8; în partea de jos a ecranului din dreapta apar încă două casete în care:
 - a. Se afișează timpul de procesare a datelor, respectiv
 - b. Se afișează raportul curent al raportului lungimilor de undă.
6. Se verifică funcționarea interfeței în afișarea rezultatului final, prin apăsarea butonului ANALIZA – Figura 9; în partea de jos a ecranului din dreapta rămâne o singură casetă în care este afișat raportul maxim al lungimilor de undă.

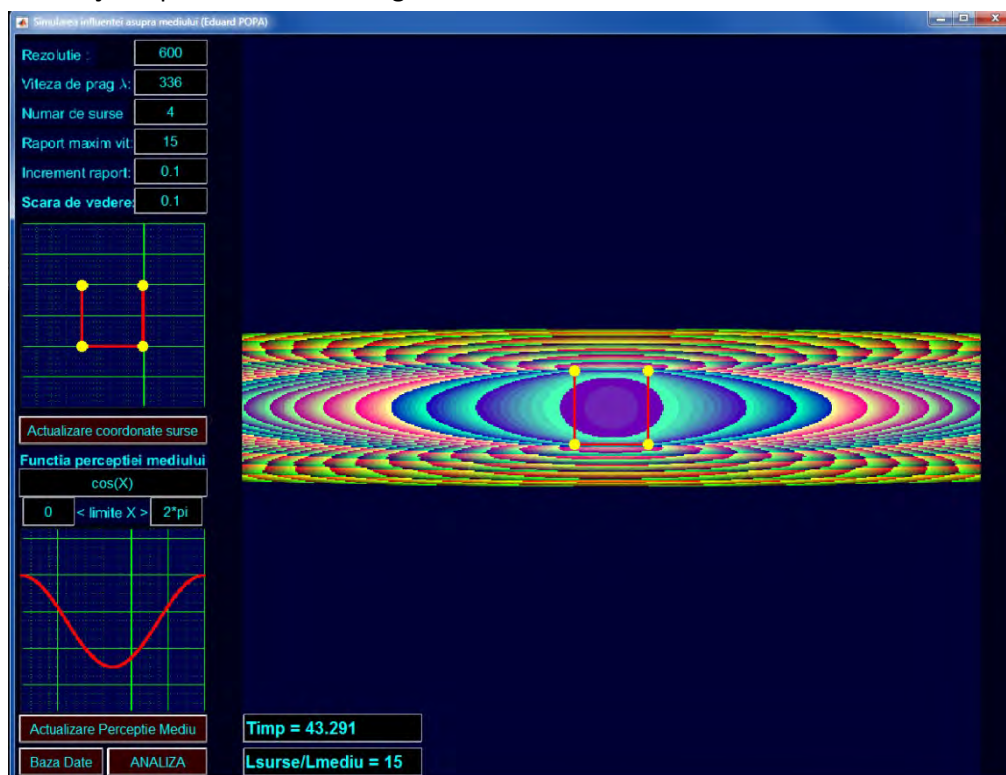


Figura 8. Verificarea conformității privind construirea bazei de date

Pe parcursul a sute de verificări, s-a constatat o toleranță foarte bună a procedurilor de calcul întrucât orice valori și funcții introduse de către utilizator nu au blocat buna funcționare a soft-ului.

Limbajul utilizat în scripturi este de cel mai jos nivel astfel încât să fie permisă utilizarea acestui soft pe orice tip de computer și orice licență MATLAB.

Teoretic, acest soft poate fi modificat astfel încât să permită introducerea unor funcții noi pe mai multe axe. Totuși, având în vedere noutatea conceptului și domeniul în care s-a prevăzut ca aplicație, este suficientă și, mai ales, intuitivă actuala structură a datelor și a rezultatelor.

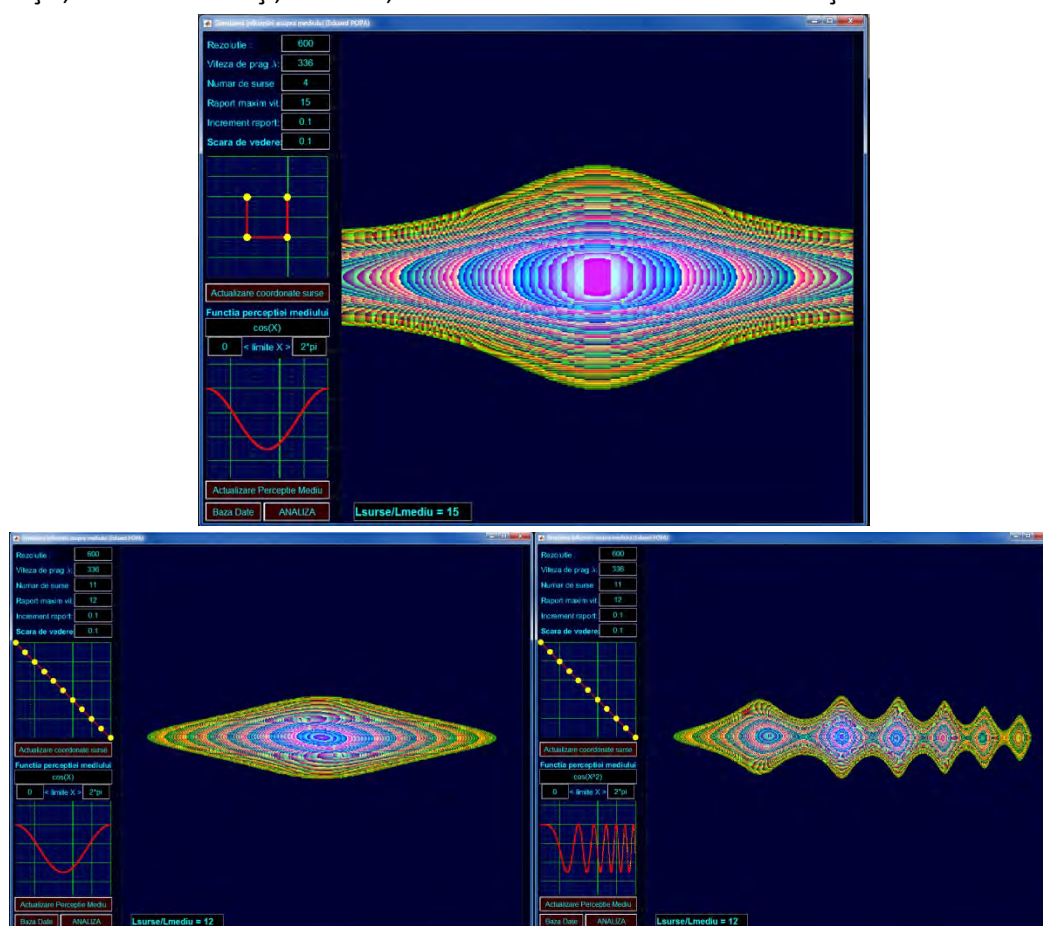


Figura 9. Verificarea conformității rezultatelor

Rezultate, stadiul realizării obiectivului fazei 4, concluzii și propuneri pentru continuarea proiectului :

În cadrul obiectivului 2 al proiectului, în care se urmărește construcția unui sistem creativ automat (perceptronium), prin prezentul raport tehnic se prezintă sinteza interfețelor grafice pentru achiziția datelor și executarea interogărilor. Astfel, s-a definit o interfață grafică pentru utilizator, de introducere a datelor și s-a verificat funcționarea acestei interfețe grafice cu modulul software de bază construit în fazele anterioare. Pe parcursul acestei lucrări au trebuit îmbunătățite atât modulul de calcul din fazele anterioare, cât și modul de achiziție al datelor de calcul.

Dezvoltarea interfețelor grafice s-a realizat în mediu de dezvoltare științific de nivel înalt MATLAB (Matrix Laboratory). Prin utilizarea acestui mediu de programare se poate converti software-ul dezvoltat în alte limbaje de nivel jos în vederea compilării și executării, sau poate fi convertit direct în cod executabil. În Anexa 1 sunt prezentate toate modulele software, sub formă „script”. Nu au fost

convertite sub formă de „funcții” deoarece dezvoltarea ulterioară a soft-ului ar fi mult îngreunată. În module au fost păstrate și diversele variante de program care au fost testate pe parcursul dezvoltării.

Pe lângă realizarea interfețelor grafice, s-au efectuat studii și asupra posibilității aplicării acestei proceduri de calcul și în alte domenii științifice. Astfel, s-a constatat că pot fi dezvoltate noi sisteme de criptare a informațiilor, subiect ce va fi amintit pe parcursul lucrării. Deasemenea, au fost studiate și experimente în domeniul electromagnetic care evidențiază un comportament similar al surselor și mediului din domeniul fluidelor mecanice. În Anexa 2 un astfel de experiment prin care se realizează un vortex electromagnetic, similar cu cel gazos, ca în simularea de mai jos:

Pe parcursul a sute de verificări, s-a constatat o toleranță foarte bună a procedurilor de calcul întrucât orice valori și funcții introduse de către utilizator nu au blocat buna funcționare a soft-ului.

Limbajul utilizat în scripturi este de cel mai jos nivel astfel încât să fie permisă utilizarea acestui soft pe orice tip de computer și orice licență MATLAB.

Teoretic, acest soft poate fi modificat astfel încât să permită introducerea unor funcții noi pe mai multe axe. Totuși, având în vedere noutatea conceptului și domeniul în care s-a prevăzut ca aplicație, este suficientă și, mai ales, intuitivă actuala structură a datelor și a rezultatelor.

Activitățile aferente acestei faze sunt îndeplinite cu succes. Acestea sunt:

- Activitatea 4.1 Definirea interfeței grafice
- Activitatea 4.2 Verificarea funcțională a interfeței grafice
- Activitatea 4.3 Întocmirea documentației de omologare și depunerea acesteia la ORDA – nr. înregistrare ORDA - 4130 DIN 06.11.2024.
- Activitatea 4.4 Întocmirea raportului tehnic



Continuarea proiectului în condiții la fel de bune ca până în prezent creează un cadru propice ca noile metode de calcul să fie direct productive atât în proiectare cât și în execuție.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 04 04:

Obiectivul proiectului cuprinde definirea conceptuală a sistemului, baza de calcul și soluția tehnică aferentă, dezvoltarea și testarea demonstratorului tehnologic. Ansamblul vizat beneficiază de tehnologii noi și „verzi” atât pentru partea de motorizare, cât și pentru cea de alimentare cu energie electrică.

Una dintre cele mai recente tehnologii în materie de alimentare cu energie electrică promovează utilizarea pilei cu hidrogen pentru generarea energiei. Soluția tehnică elimină bateriile, energia fiind generată continuu, atâta timp cât pila este alimentată cu hidrogen și agent oxidant (oxigen din atmosferă). Printr-o astfel de tehnologie autonomia crește substanțial și astfel că una din principalele probleme ale propulsiei electrice este eliminată [1].

Obiectivul principal al proiectului este validarea unei tehnologii de echipare cu propulsie electrică a aeronavelor, prin testarea sistemului pe standul de probă. Testarea în vederea validării se face într-o configurație completă, care înglobează și sistemele de alimentare și control ale motorului. Tehnologia este bazată pe alimentare la bord cu pilă de combustie cu hidrogen.

Din obiectivul principal al proiectului derivă următoarele obiective specifice:

- Stabilirea arhitecturii conceptuale a întregului sistem și a structurii bancului de probă;
- Definirea soluției tehnice în ceea ce privește configurația sistemelor de propulsie, alimentare, comandă și control, dar și a ansamblului bancului de probă, respectând condițiile impuse de proiect;
- Dezvoltarea constructivă a demonstratorului tehnologic. Verificarea și interconectarea tuturor componentelor sistemului în vederea validării configurației stabilite;
- Realizarea și instrumentarea demonstratorului tehnologic, pe baza programului de încercări și a cerințelor specifice;
- Adaptarea standului de încercări de laborator la soluția tehnică aplicată pentru validarea tehnologiei;
- Realizarea testelor, interpretarea rezultatelor, concluzii privind validarea tehnologiei;
- Diseminarea rezultatelor în lucrări prezentate la conferințe internaționale.

Activitățile au fost realizate în totalitate și obiectivele au fost îndeplinite complet.

Faza 3. Lucrarea cu denumirea Realizarea demonstratorului si a standului de probe. Metodologie de încercare.

Furnizorul Tame-Power propune pentru fiecare convertor în parte câte o „Hartă de putere” pe baza căreia se poate identifica puterea maximă admisă în cadrul procesului de transformare. Varianta CONV-DCDC-44KW-BIKS-01-H, aleasă inițial, nu accepta puterea necesară de lucru, relativ la parametrii de intrare și ieșire alocați. În aceste circumstanțe s-a optat pentru înlocuirea acestui convertor cu modelul CONVY-DCDC-800V-15-RB-00.

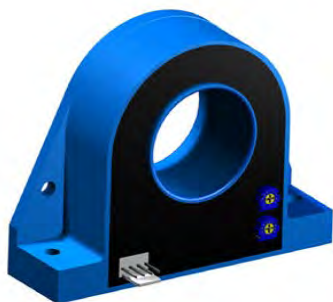


Convertorul DC/DC bidirecțional Tame-Power CONVY-DCDC-800V-15-RB-00

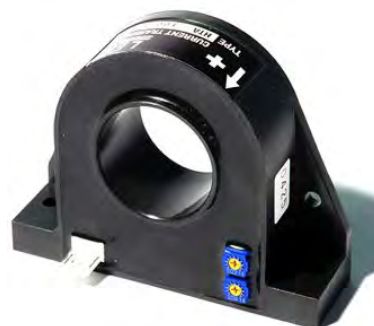
Noul pachet de baterii Elinta Motors ESS6A.360.36 este prezentat în figura următoare.



În cazul senzorilor de curent s-a optat pentru variantele HTA 100-S și HTA 300-S. Cele două modele sunt prezentate în figurile următoare.



Senzor de curent HTA 100-S



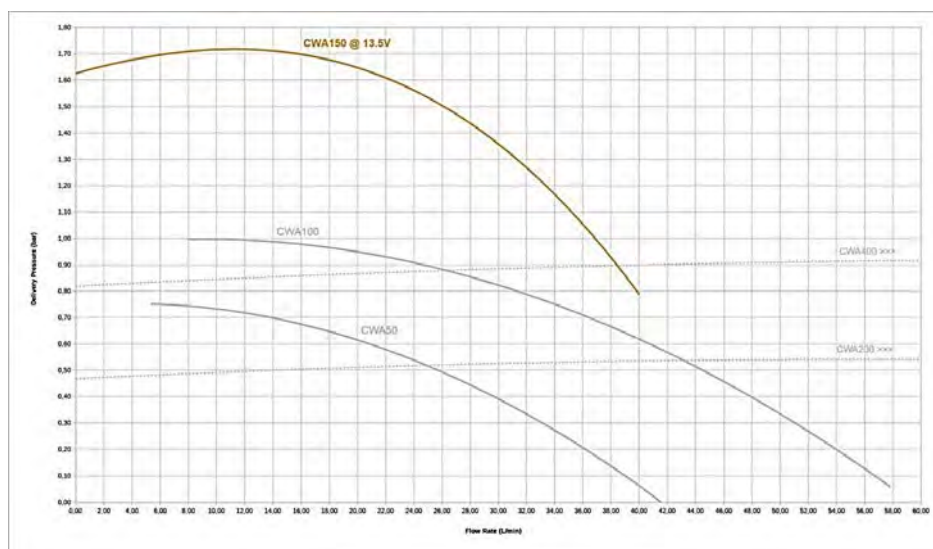
Senzor de curent HTA 300-S

Acești traductori de curent sunt specializați în măsurarea atât a curentului continuu, cât și a celui alternativ, furnizând un semnal de tensiune instantanee de ± 4 V.

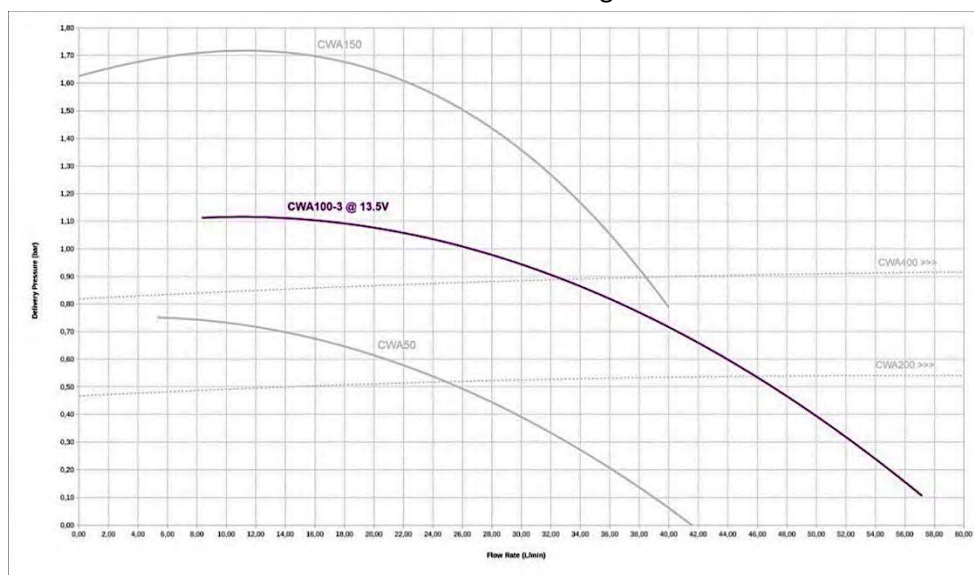
Pentru asigurarea unei monitorizări precise a tensiunilor din sistem, s-a optat pentru integrarea senzorilor de tensiune DVL 750/SP5 și DVL 1000/SP9. Alegerea acestor senzori s-a bazat pe capacitatea lor de a oferi măsurători exacte într-un interval semnificativ de tensiuni.



Atât DTI, cât și Emrax au recomandat în vederea răcirii utilizarea pompelor de apă Pierburg. În cazul controlerului s-a optat pentru modelul CWA150, în timp ce varianta CWA100-3 a fost aleasă pentru motor. Ambele sisteme de răcire sunt controlate independent de câte un controler tinyCWA.



Sistemului de răcire Pierburg CWA150



Sistemul de răcire Pierburg CWA100-3

Având toate aceste sisteme de răcire stabilite și implementate, ansamblul ce face obiectul demonstratorului tehnologic poate opera corespunzător la parametrii calculați prin proiect, eliminându-se problema supraîncălzirii. Menținerea tuturor temperaturilor în intervalele definite va fi asigurată prin monitorizarea acestora cu ajutorul senzorilor echipați. Toate datele sunt colectate prin intermediul sistemului de achiziție și control, care mai departe va interacționa cu fiecare sistem de răcire în parte pentru a le adapta în timp real performanțele.

Sursele de putere și rezervorul de hidrogen vor fi amplasate în incinte separate, delimitate între ele, dar și față de restul ansamblului prin panouri de protecție.



Pila de combustie Symbio StackPack-150

Rezervorul de hidrogen utilizat pentru alimentarea pilei beneficiază de un suport metalic dedicat de la furnizorul Hyfindr



Suportul rezervorului Hyfindr Carbon4tank

Din motive structurale, în cadrul proiectului s-a optat pentru utilizarea suportului de tip „X”. Astfel, peste distanțierul cilindric se atașează structura în „X” precizată. Prinderea ansamblului flanșă motor – distanțier – suport se face prin intermediul a 10 dintre cele 16 găuri M8. Mai departe, suportul dispune în cele 4 colțuri de câte o gaură în vederea prinderii pe structura suport. Întreg ansamblul este prezentat în figura următoare.



Motorul Emrax 348 MV LC echipat cu suportul de tip „X”

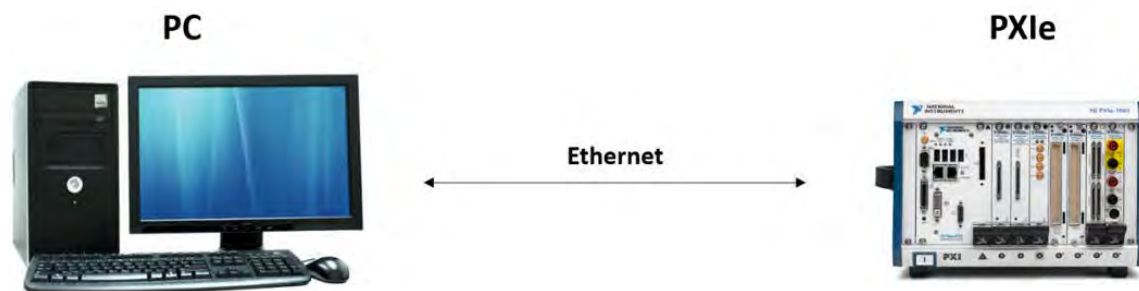
Faza 4. Lucrarea cu denumirea Testarea demonstratorului si analiza rezultatelor. Diseminare.

În capitolul 2 se realizează configurarea sistemului de răcire. Primul lucru ce trebuie realizat în cadrul procesului de dimensionare a unui sistem de răcire este determinarea parametrilor necesari fluidului de răcire. Odată realizat acest pas, se poate stabili ulterior o configurație a sistemului, care să îndeplinească aceste cerințe. Specificațiile agentului termic se extrag din manualele componentelor ce urmează a fi răcite (motorul electric, inverter, convertor). Urmează calculul și dimensionarea sistemului de răcire. Prin urmare, traseul circuitului de răcire în paralel va fi alcătuit dintr-un furtun principal de diametru intern 20 mm, racorduri de tip „Y” utilizate pentru bifurcare și furtunuri secundare de 10 mm. În acest mod, ținând cont de setarea pompei, agentul termic va fi transportat la parametrii corecți către componentele electrice din sistem, la 60°C pentru circuitul simplu, care răcește doar inverterul și la 50°C în cazul sistemului în paralel, ce înglobează și motorul și convertorul. În capitolul 3 se realizează standul de probe aferent regimului de avarie caz în care este nevoie de o adaptare structurală a sistemului și de redefinirea întregului ansamblu de conexiuni electrice. Prin regim de avarie se definește cazul în care se defectează sau sunt scoase din sistem fie pachetul de baterii, fie pila de combustie. Ambele situații afectează performanțele demonstratorului tehnologic și conduc la o funcționare limitată a sistemului. Defectarea pachetului de baterii reprezintă un caz în care ansamblul electric de alimentare se află în imposibilitatea de a asigura suplimentul instant de curent necesar pornirii sau oricărei manevre de forțaj. Totuși, dacă bateria se devine indisponibilă în timp ce demonstratorul funcționează, acesta poate rula în continuare sub un regim economic direct. Scoaterea din sistem a pilei de combustie conduce la cel de-al doilea tip de avarie. Fără puterea generată de pilă, singura sursă de energie disponibilă rămâne pachetul de baterii Li-ion. Cu alte cuvinte, în această situație de avarie alimentarea demonstratorului se poate face cu maxim 40 kW, valoare mult sub necesitățile sistemului. Chiar dacă motorul va putea genera puteri reduse, demonstratorul va putea executa operațiunea de pornire sau accelerare bruscă.



În capitolul 4 se realizează testarea sistemului de achiziție. Ansamblul de Monitorizare și Control al bancului de probă este constituit din trei componente principale: senzori, partea hardware și partea software. Senzorii sunt amplasați în punctele cheie ale sistemului unde monitorizarea parametrilor electrici este necesară pentru asigurarea unei funcționări optime. Partea de hardware este reprezentată de sistemul de achiziție, iar pentru partea software se utilizează programul LabVIEW în care sunt afișați parametrii mășurați. În cadrul proiectului s-a ales utilizarea unui sistem de achiziție PXI de la National Instruments datorită modularității și fiabilității acestuia. Acest dispozitiv este compus dintr-o carcasă cu rol de stocare și sincronizare a modulelor, un controller integrat având performanțe de procesare și un modul DAQ multifuncțional pentru achiziția de date cu multiple intrări și ieșiri analogice și digitale. Pentru a facilita conectarea senzorilor la sistemul de achiziție s-a decis utilizarea unui bloc terminal care oferă o asamblare directă către pinii modului DAQ. Partea software a ansamblului este instalată pe un computer și constituie interfața cu utilizatorul. LabVIEW este un mediu de programare grafică care permite dezvoltarea programelor pentru testare, având o abordare intuitivă și posibilitatea de comunicare cu componente hardware prin intermediul modului Real-

Time. Pentru stabilirea legăturii dintre partea hardware și cea software s-a creat o conexiune de tip LAN (Local Area Network) prin intermediul unui cablu Ethernet, asigurând astfel o comunicare rapidă și eficientă între cele două dispozitive.



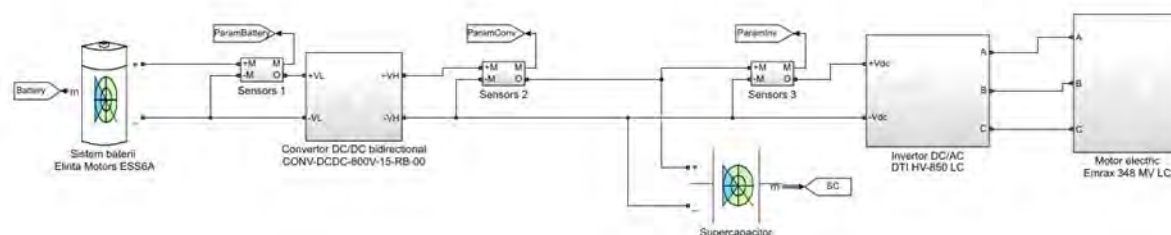
Sistemul PXI este conectat la un monitor suplimentar, care permite interacțiunea cu controlerul. Dispozitivul de achiziție rulează în modul LabVIEW Real-Time, oferind o adresă IP necesară pentru configurarea conexiunii LAN pe computer.

În setările de internet ale calculatorului, la secțiunea proprietăți a protocolului de internet, s-a introdus aceeași adresă IP furnizată de sistemul PXI, dar cu modificarea ultimei cifre. Acest lucru este necesar deoarece, într-o rețea LAN, fiecare dispozitiv trebuie să aibă o adresă IP unică pentru a comunica eficient. Primele trei grupuri de numere rămân identice pentru a indica aceeași rețea, în timp ce ultima cifră variază pentru a diferenția dispozitivele conectate. Această organizare ajută la gestionarea corectă a traficului de date și previne conflictele de adresare. Conectarea componentelor pe bancul de lucru și stabilirea legăturii dintre acestea este prezentată în figura 4.2.



Pentru a confirma realizarea cu succes a conexiunii se folosește subprogramul NI Max din pachetul LabVIEW. Acesta permite monitorizarea și testarea comunicației dintre computer și sistemul PXI.

În capitolul 5 se face descrierea adaptării modelului funcțional la regim de avarie (MFRA). Modelul funcțional al sistemului hibrid de alimentare a motorului electric, prezentat în raportul anterior, a fost adaptat astfel încât să poată funcționa în regim de avarie, scenariu în care pila de combustie nu mai este operabilă. Aceste modificări sunt ilustrate în figura următoare, unde se poate observa că pila de combustie a fost eliminată complet din cadrul sistemului, lăsând sistemul de baterii drept sursă principală de alimentare.



În regimul normal de funcționare, pila de combustie ar avea rolul de a furniza energie pe termen lung, suplimentând energia stocată în baterie pentru a prelungi autonomia sistemului. În scenariul de avarie însă, fără contribuția pilei de combustie, motorul electric este alimentat exclusiv de către sistemul de baterii, ceea ce face ca întregul flux energetic să se bazeze pe capacitatea de descărcare a acestei surse. Din acest motiv, convertorul bidirecțional, care în mod obișnuit ar gestiona fluxuri de energie în ambele direcții, este acum folosit doar pentru a descărca energia din baterie către motorul electric, nefiind necesară funcționarea pe direcția de încărcare. În acest context, pentru a compensa anumite limitări ale bateriei și a optimiza performanța globală a sistemului, a fost introdus un nou element – super condensator. Acesta este conectat în paralel cu convertorul și invertorul și joacă un rol esențial în îmbunătățirea răspunsului dinamic al sistemului. Super condensatorii, spre deosebire de baterii, au o capacitate relativ redusă de stocare a energiei, dar au avantajul unei viteze mult mai mari de stocare și eliberare a energiei. Astfel, în situațiile în care sistemul de propulsie necesită modificări rapide ale puterii (cum ar fi în timpul accelerărilor bruște sau al frânării regeneratoare), super condensatorul poate furniza sau absorbi instantaneu energia necesară. Un alt avantaj major al super condensatorului este legat de stabilizarea tensiunii în sistem. În orice sistem electric complex, cum este cel de propulsie a unui vehicul electric, fluctuațiile rapide de tensiune sunt o problemă comună, mai ales în condiții de sarcină variabilă. De exemplu, pornirea motorului electric sau oprirea sa bruscă poate genera variații semnificative de tensiune. Aceste fluctuații pot afecta nu doar performanța motorului, dar și alte componente electronice din sistem, crescând riscul de avarie. Super condensatorul are capacitatea de a prelua aceste fluctuații și de a stabili tensiunea, asigurând un flux energetic constant. Aceasta protejează echipamentele sensibile și îmbunătățește siguranța și fiabilitatea întregului sistem.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 05 01:

Proiectul propune dezvoltarea capacităților de testare din cadrul Institutului National de Cercetari Aerospațiale “Elie Carafoli”, cu focalizare pe cele doua instalatii strategice la nivel national si european. Proiectul propus are ca obiectiv principal dezvoltarea de tehnologii de testare menite sa vina in sprijinul economiei spatiale urmand o abordare multidisciplinara. Un prim scop este identificarea si utilizarea unor solutii inovative in ceea ce priveste machetele active de ultima generatie, inclusiv determinarea caracteristicilor acustice pentru realizarea de aeronave ecologice. Se urmareste atingerea unui nivel TRL 5 prin validare experimentală a conceptelor si a dispozitivelor experimentale dezvoltate in mediul relevant (o parte din tehnologiile si dispozitivele vor fi utilizate/validate in tunelele aerodinamice sau bancul de testare). Totodata se vor realiza teste pentru demonstrarea capabilitatilor dezvoltate in timpul proiectului. Atingerea obiectivului principal sustine dezvoltarea de noi tehnologii pentru economia spatia la care sa permita realizarea de noi aeronave ce indeplinesc conditiile tot mai riguroase din punct de vedere al consumului de energie, al poluarii (inclusiv sonora)

si al sigurantei. Datorita flexibilitatii si abordarii multidisciplinare, pe langa domeniul de baza vizat, programul sustine indirect si alte sectoare cum ar fi domeniile: militar, energetic, feroviar, (imbunatatirea conditiilor de testare a rachetelor, proiectilelor, turbinelor eoliene, machete de trenuri), etc.

Pe parcursul acestui an s-au desfasurat doua faze. In prima faza s-au abordat aspecte pentru cresterea capabilitatii de simulare a parametrilor aerodinamici pentru obtinerea unor rezultate experimentale mai evolute, optime in contextul utilizarii modelelor experimentale active. Astfel, s-a urmarit dezvoltarea de capacitati specifice pentru testarea machetelor active in vederea cresterii capacitatii de analiza si expertiza in domeniul aerospacial la nivel de competitivitate stiintifica internationala. Cercetarile proiectului au in vedere ca rezultate optimizarea formei aerodinamice a partii frontale a unei machete active inclusiv proiectarea sa. Se doreste ca rezultat, minimizarea rezistentei la inaintare si in acest fel minimizarea incarcarii senzorilor pe directie axiala. In acest fel incarcările relevante vor fi mai vizibile. Optimizarea formei frontale s-a realizat utilizand algoritmi specifici si au avut ca obiectiv identificarea formei geometrice optimizate, in functie de regimul de testare la viteze mari, pentru a se obtine o valoare mica a coeficientului de rezistenta la inaintare pentru diferite regimuri. Datorita necesitatii validarii rezultatelor numerice sau obtinerii unor informatii cu privire la proprietatile aerodinamice ale unui model activ, se utilizeaza analiza experimentală a acestor modele active in tunelele aerodinamice special concepute pentru a masura parametrii ce tin de aerodinamica modelului.

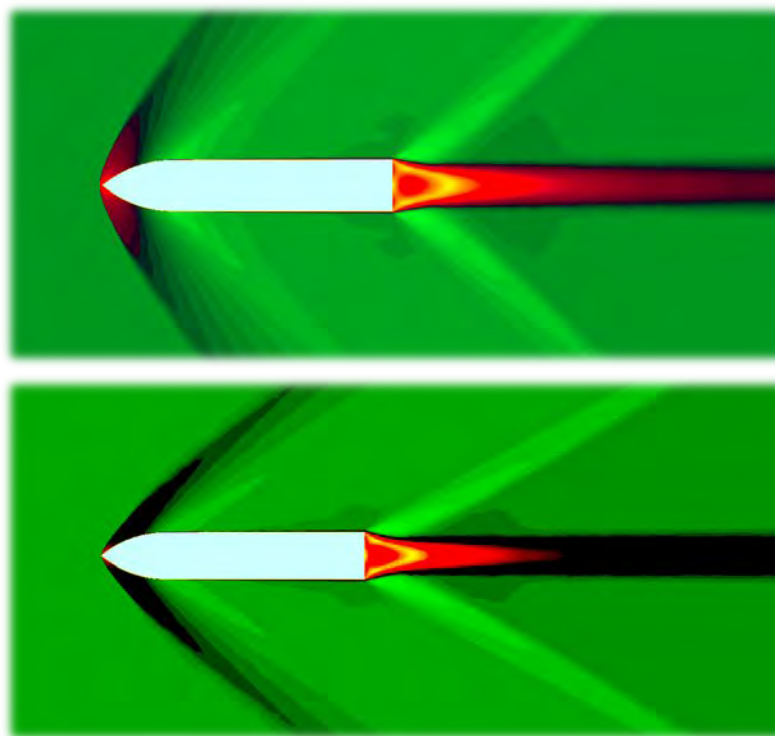


Figura 6 - Distributia de viteze pentru diferite conditii de testare utilizand ogiva optimizata

Acest lucru va duce la o imbunatatire a calitatii si a uniformitatii curgerii in tunel ce va avea ca scop cresterea preciziei de masurare si reglare a parametrilor de testare. Macheta activa va fi instrumentata in vederea testarii in tunelul aerodinamic. Rezultatele obtinute vor fi analizate si se vor evalua imbunatatirile obtinute. Modelul activ, ce face obiectul acestei cercetari, este de tip modular si poate fi setat in doua configuratii de testare. Una dintre configuratii se bazeaza pe un singur motor mai mare, ce functioneaza pe baza de peroxid de hidrogen, dar poate genera si un flux de aer secundar, iar al doilea se bazeaza pe patru motoare similar dar fara flux secundar. Modelul este fixat

folosind un suport lateral atasat de peretele lateral stang al tunelului de vant. Modelul este utilizat la teste in ambele sectiunile de experimentare, cea cu pereti solizi cat si cea cu pereti perforati, in corelatie cu numarul Mach. Deoarece experimentele la regimuri supersonice se efectueaza in pereti solizi, iar celelalte experimente se efectueaza in pereti perforati, este necesara demontarea si remontarea intregului model, inclusiv suportul, sistemele de alimentare si instrumentarea. Atmosfera superioara si limitele inferioare ale spatiului raman domenii cheie de interes pentru studiul stiintific si progresul tehnologiei. Accesul la aceste zone in mod constant si rapid s-a dovedit totusi a fi o sarcina dificila. In general, rachetele in timpul ascensiunii, ele evolueaza la viteze subsonice, transonice, supersonice si uneori hipersonice pe parcursul misiunii. Pe masura ce conditiile de zbor se schimba, exista diferite forme optime, astfel incat determinarea geometriei ideale a conului frontal pentru o serie de regimuri de zbor devine o sarcina complexa. In timpul studiului s-a utilizat o varietate de suprafete aerodinamice au fost folosite in mod traditional pentru a minimiza rezistenta la inaintare si incalzirea asociata, fiecare avand propriul sau set de avantaje si dezavantaje la fiecare regim de zbor. Gasirea unei geometrii frontale potrivite pentru zbor este esentiala pentru viabilitatea si succesul unei misiuni. Potrivit literaturii, exista mai multe tipuri de geometrii de con frontal, care pot fi folosite in functie de conditiile de zbor si alti factori. In principiu, exista trei tipuri de geometrii de con frontal: conice, ogivale, semisferice. Fiecare dintre aceste categorii au efecte specifice asupra performantei la rezistenta, proprietatilor termice si integritatii structurale a conului frontal. Forma conica este cea mai utilizata pentru proiectarea conului frontal. Totodata, forma conica este comuna si usor de fabricat in comparatie cu alte geometrii. De asemenea, ofera un design aerodinamic cu valori scazute de rezistenta la inaintare. Cu toate acestea, geometria in forma de ogiva este utilizata mai frecvent decat cea conica, datorita multor avantaje pe care geometriile ogivale le au, cum ar fi volum mai mare pentru lungimea si raza data, integritatea structurala crescuta datorita formei specifice si rezistenta putin mai mica. In cele din urma, ultima categorie de forma este geometriile semisferice, care sunt utilizate in special la rachetele dotate cu senzori de cautare in spectrul infrarosu. Aceste geometrii de conuri frontale ofera mai mult volum si o integritate structurala mai mare decat alte tipuri de geometrii de conuri frontale. Acest avantaj vine impreuna cu o crestere abrupta a rezistentei la inaintare. Profilul unui con in forma de ogiva tangenta este format dintr-un segment de cerc astfel incat corpul rachetei este tangent la curba profilului conului la baza acestuia, iar baza este tangenta pe raza cercului. Popularitatea acestei forme se datoreaza usurintei de construire si prelucrare a profilului; profilul reprezinta de fapt segmentul unui cerc, care poate fi trasat cu usurinta. Sub Mach 0.8 rezistenta la inaintare datorate presiunii la conul frontal este aproape nula pentru toate formele. Factorul semnificativ major este rezistenta la inaintare datorate frecarii. In cazul rachetelor strict subsonice, o forma eliptica si neteda este de obicei cea mai buna. In regiunea transonica si nu numai, unde rezistenta creste dramatic, efectul formei conului frontal asupra rezistentei devine extrem de important. Factorii care influenteaza major rezistenta in curent sunt forma conului frontal si raportul de finete. Cercetarile sunt focalizate in general catre performanta de zbor in regiunea transonica, adica in intervalul Mach 0,8 - 1,2, iar alegerea geometriei conului se face avand in vedere cele mentionate. Obtinerea unei rezistente mai mici si a unei fineti aerodinamice mari pentru rachete este scopul multor cercetari din domeniul designului aerodinamic.

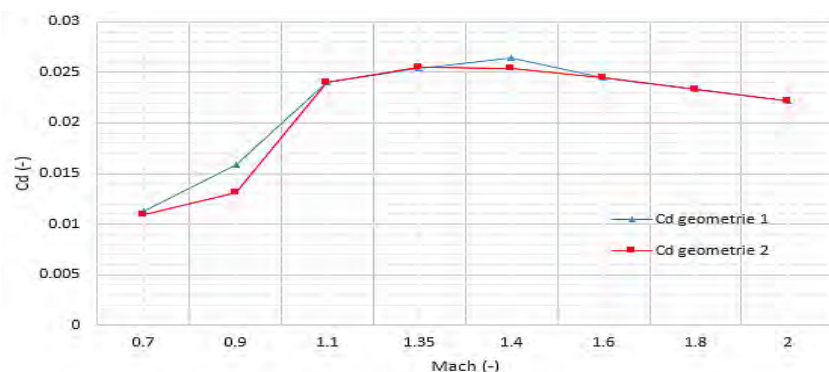


Figura 7 - Reprezentarea coeficientilor obtinuti pentru cele doua geometrii

Un exemplu elocvent de conuri frontale de racheta care pot avea rezistenta la inaintare mica la unghi de atac nul pentru viteze transonice si hipersonice este conul de racheta in forma de ogiva von Karman. De aceea, aceasta forma este cel mai des folosita in proiectarea rachetelor sau a lansatoarelor. Pe parcursul etapei s-a facut constructia domeniului de calcul si s-a generat grila de discretizare pentru cazurile de studiu. Pentru a calula si a simula campurile de viteza si performantele aerodinamice s-au folosit ecuatiile bidimensionale cuplate implicit RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) si modelul de turbulenta bidimensional Spalart-Allmaras, care este un model de o singura ecuatie, in care necunoscuta este vascrozitatea cinematica turbulenta. Analiza curgerii unui gaz in mediul fluid se poate realiza prin rezolvarea ecuatiilor de conservare si turbulenta. De asemenea, pentru discretizarea spatiala s-a folosit schema upwind de ordinul al 2-lea, iar pentru calcularea gradientilor s-a folosit metoda Least Squares Cell Based. Tratamentul de perete imbunatatit (Enhanced Wall Treatment) a fost introdus in curgere in zona din apropierea peretelui si s-a impus de-a lungul peretelui modelului conditia la limita no-slip, adica componenta tangentiala a vectorului viteza este egala cu viteza peretelui, in timp ce componenta normala are valoarea nula. Presiunea de tip farfield a fost setata ca fiind conditia la limita pentru campurile de intrare si de iesire a fluidului. In cazul de fata, macheta activa pentru tunelul de vant, are o configuratie generica ce foloseste pentru propulsie motoare racheta. Modelul a fost utilizat intr-o configuratie cu un motor si in configuratie cu patru motoare. In timpul testarii, au fost masurati parametrii modelului precum presiunea, temperatura si fortele. De mentionat este faptul ca au fost utilizate cele doua configuratii ale machetei, cu patru motoare si cu un motor. Pentru a fixa modelul in tunel si a permite masurarea fortelor, este necesar suportul de fixare, care a fost proiectat pentru a fi atasat de peretele tunelului de vant in interiorul zonei experimentale. Acest suport mentine pozitia modelului la punct fix. Conexiunile electrice si pneumatice la traductoare si la subsistemul de achizitie traverseaza suportul modelului. De asemenea, suportul mentionat asigura pozitionarea flanselor fata si spate in pozitia axiala a modelului ce permit montarea balantelor de forta corespunzatoare. Totodata, ansamblul permite traversarea conductelor cu combustibil si a sistemelor de alimentare cu aer catre macheta. Ca parte a sistemului instalatiei de testare, camera de testare a tunelului de vant permite integrarea altor subsisteme pentru realizarea de teste. Camera de testare a tunelului de vant a necesitat unele ajustari pentru a facilita integrarea modelului, a sistemului de alimentare cat si pentru a oferi interfatarea cu suportul modelului. Motoarele pot fi testate si individual, acesta fiind un mare avantaj deoarece se pot face modificari si verificari inainte de integrarea lor pe macheta activa. Motoarele functioneaza pe baza de peroxid de hidrogen sub presiune. Pentru a varia tractiunea lor se modifica debitul de combustibil prin schimbarea presiunii de alimentare. De asemenea tractiunea variaza si in functie de concentratia

combustibilului precum si temperatura in interiorul motoarelor cat si la iesirile din ajutaje. Materialul ales pentru corpului de baza cat si al ajutajelor este inoxul pentru a rezista la coroziune. Motoarele, in ambele variante, sunt alimentate prin partea din spate. Pentru varianta cu patru motoare se foloseste un distribuitor, ce este alimentat din conducta principala, asigurand acelasi debit pe fiecare dintre ele. S-au efectuat teste in mai multe conditii de tunelul de vant si cu motoarele in regimuri diferite, inclusiv cu acestea oprite.

In etapa urmatoare, s-a avut in vedere rolul achizitiei de date si prelucrarea acestora. Cele mentionate reprezinta doua elemente importante in procesul de validare a formelor machetelor aerodinamice, evidentinand daca produsele testate se incadreaza sau nu in caracteristicile de proiectare initiale sau daca sunt necesare anumite imbunatatiri.

Achizitia de date de la senzori si traductoare reprezinta procesul de colectare si conversie a informatiilor masurate de catre senzori si traductoare, care in acest caz reprezinta dispozitive utilizate pentru a detecta si masura diverse marimi fizice, cum ar fi temperatura, presiunea, umiditatea, miscarea si alte fenomene. In faza urmatoare, in general, datele obtinute sunt apoi analizate primar pentru corectia anomilor tipuri de erori sau pentru a lua diferite decizii. Pe parcursul perioadei de testare a machetelor, in cadrul departamentului nostru, care se ocupa de testarea aerodinamica la diferite regimuri (de la regim subsonic la regim supersonic) in suflerii, s-au intalnit numeroase situatii in care elementele ce urmau a fi imbarcate pe modelele experimentale trebuiau sa fie de sine statatoare. In acest caz atat ansamblul de achizitie de semnal cat si ansamblul de senzori si traductoare trebuiau sa formeze un sistem independent in care informatia culeasa de catre sistemul de achizitie sa fie trimisa in afara mediului de testare printr-un protocol wireless datorita spatiului limitat care nu permitea instalarea cablurilor necesare. Astfel, nevoia de implementare al unui sistem auxiliar de transmitere a datelor fara fir devine o cerinta importanta in dezvoltarea procesului de achizitie de date a viitoarelor modele experimentale. O prima etapa in dezvoltarea unui sistem de achizitie de date cu transmisie la distanta este identificarea sistemelor hardware disponibile pe piata. Un studiu al optiunilor existente pentru subansamblurile de achizitie de date este esential pentru a contura o viziune clara asupra caracteristicilor tehnice si functionale necesare pentru implementarea cu succes a unui astfel de sistem. Aceasta evaluare initiala permite selectarea componentelor adecvate si asigura compatibilitatea si performanta optima a sistemului final. In urma studiului realizat in cadrul acestei etape a condus la identificarea mai multor sisteme de achizitie de date. S-au identificat cateva sisteme posibile pentru aplicatiile din cazul nostru iar in final s-a decis ca cea mai potrivita platforma este cea de la National Instruments datorita capabilitatilor tehnice si flexibilitatii pe care o ofera, inclusiv compatibilitatea cu o serie de senzori pe care ii utilizam in timpul testelor.



Figura 8 – Exemplu de platforme pentru transmisia datelor

Tot in cadrul acestei etape, pentru dezvoltarea programului de comunicare si comanda, in urma experientei, s-a ales utilizarea unui program dedicat industriei Labview. Acest program (Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench) este un mediu de dezvoltare grafica dezvoltat de National Instruments, utilizat in principal pentru aplicatii de achizitie de date, controlul instrumentelor si automatizarilor. Utilizarea acestui software ofera numeroase avantaje, mai ales in domeniile ingineriei si cercetarii stiintifice:

Interfata Grafica Intuitiva

- Programare Vizuala: LabVIEW foloseste un limbaj de programare grafica, care permite utilizatorilor sa construiasca programe prin interconectarea unor blocuri functionale. Acest tip de programare este mai intuitiv si mai usor de inteles, mai ales pentru cei care nu au experienta in programarea traditionala text-based.

- Drag-and-Drop: blocurile de functii pot fi plasate si conectate grafic, ceea ce face ca dezvoltarea aplicatiilor sa fie mai rapida si mai putin predispusa la erori.

Integrare Usoara cu Hardware-ul

- Achizitie de Date (DAQ): LabVIEW ofera suport extins pentru integrarea cu hardware-ul de achizitie de date, cum ar fi placi DAQ, osciloscoape, multimetre, etc. Acest lucru permite colectarea si analiza in timp real a datelor.

- Control de Instrumente: LabVIEW include drivere pentru o gama larga de instrumente de masurare si control, facilitand comunicarea cu acestea prin diverse protocoale (GPIB, USB, Ethernet).

Capacitati Extinse de Analiza si Procesare a Datelor

- Biblioteci Extinse: LabVIEW vine cu o biblioteca vasta de functii predefinite pentru analiza semnalelor, procesarea datelor, filtrare, analiza a datelor si multe altele.

- Simulare si modelare: Software-ul permite simularea sistemelor si proceselor fizice, ceea ce este util in testarea si dezvoltarea de noi aplicatii.

Platforma Multidisciplinara

- Versatilitate: LabVIEW este utilizat intr-o varietate de domenii, cum ar fi automatizarea industriala, testarea electronica, robotica si multe altele.

- Compatibilitate Multi-platforma: LabVIEW poate rula pe diferite sisteme de operare si permite crearea de aplicatii destinate unor platforme specifice, cum ar fi sistemele embedded.

Integrare cu alte limbaje de programare

- Compatibilitate: LabVIEW poate integra cod scris in alte limbaje de programare (C, C++, Python, etc.), oferind astfel flexibilitate in dezvoltarea aplicatiilor hibride.

Aceste avantaje fac din LabVIEW un instrument potrivit pentru ingineri si cercetatori care lucreaza in domenii care necesita interactiunea directa cu echipamente hardware si prelucrarea semnalelor sau datelor in timp real, asa cum este si cazul nostru.

Conexiunea dintre sistemul hardware si interfata cu utilizatorul este realizat de catre o platforma software capabila sa proceseze si afiseze pachetele de date receptionate de la placa de achizitie. Pentru dezvoltarea soft-ului pentru managementul placii de achizitie de date, capabil sa proceseze, sa afiseze si sa stocheze datele receptionate s-a ales mediul de dezvoltare LabView. Acesta este un mediu de dezvoltare software si un limbaj de programare grafic dezvoltat de National Instruments. Acesta este utilizat in principal pentru achizitia de date, controlul instrumentelor,

automatizarea proceselor si analiza datelor, fiind utilizat in domeniul ingineriei si cercetarii, in special in aplicatii care implica masuratori si control.

Pentru comunicarea dintre sistemul hardware, atat din punct de vedere al utilizarii placii modulare dezvoltata intern cat si a variantelor comerciale de sisteme de achizitie de date, este necesara instalarea unei librarii corespunzatoare fiecarui sistem ales. In cazul utilizarii placii de achizitii modulare bazate pe microprocesorul esp32 se va utiliza libraria LINX.

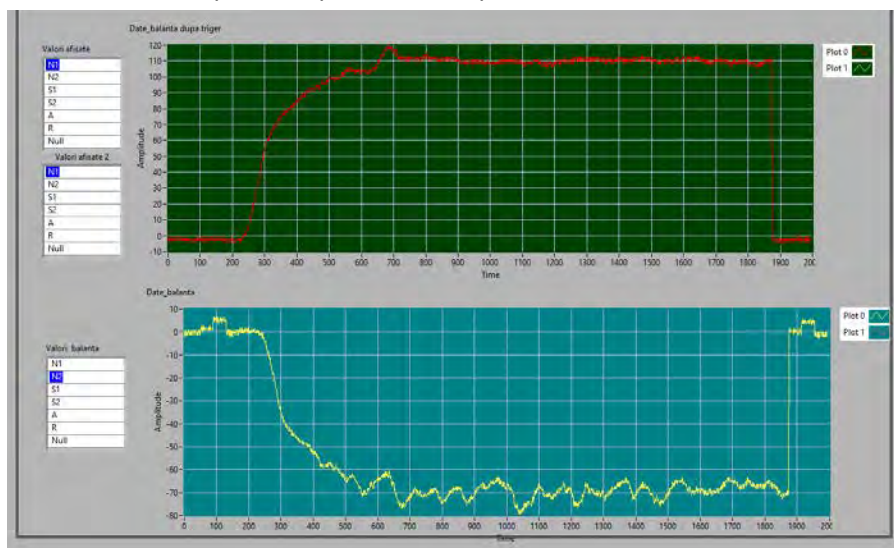


Figura 9 - Interfata grafica pentru previzualizarea datelor achizitionate

Pentru interfata cu utilizatorul s-au definit elementele de afisare vizuale precum interfetele de afisare grafice, indicatoare numerice, indicatoare de nivel, etc. Programul a fost realizat astfel incat datele primite sa fie afisate in timp real pe panoul de interfata cu utilizatorul si totodata sa fie salvate concomitent intr-o baza de date definita de utilizator. Pentru aceasta este necesara selectare caii unde fisierul sa fie salvat. In cazul in care dupa selectarea cailor de salvare a datelor, programul nu gaseste fisierul necesar, acesta isi scrie automat un fisier pentru a putea salva datele.

Programul de achizitie de date a fost realizat modular pentru utilizarea a mai multor tipuri de senzori si traductoare. Astfel, din panoul utilizatorului au fost implementate patru modele de balante tensometrice, fiecare avand un model matematic si coeficienti specifici. Prin selectarea unui anumit model de balanta si a unui anumit tip de senzori de temperatura, programul proceseaza si afiseaza datele primite de la placa de achizitie prelucrandu-le dupa modelul ales.

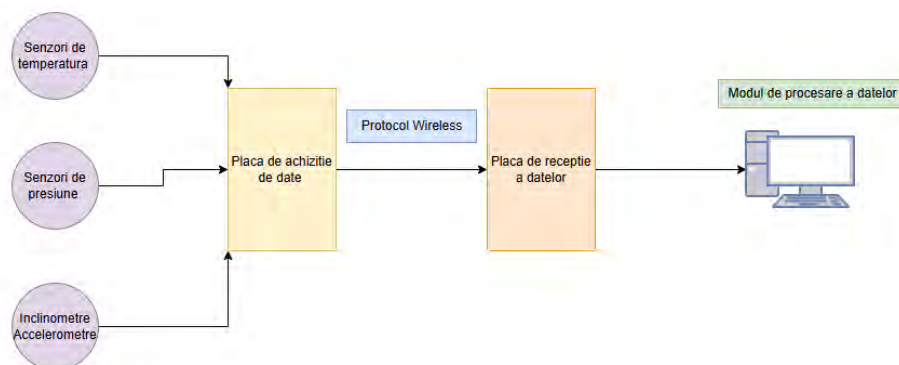


Figura 10 – Schema de principiu pentru sistemul de achizitie a datelor

Pentru conectarea sistemului de afisare, care poate fi un calculator sau un laptop, la placa de achizitie este necesara stabilirea conexiunii wi-fi. Aceasta presupune instalarea instrumentului NI-VISA in mediul de dezvoltare LABView si configurarea acestuia. La o prima interatie a programului, acesta va cere introducerea datelor de conexiune (ip, baudrate, port), iar dupa validarea datelor acesta va verifica conexiunea cu placa de achizitie.

In timpul testelor datele generate de catre senzorii integrati in machete, precum: senzorii de masurare a presiunii, inclinometre, senzorii de masurare a temperaturii, au fost transmise catre placa de achizitie de date. Datele colectate sunt trimise de catre placa de achizitie de date wireless catre un echipament ce receptioneaza datele si le transmite mai departe catre blocul de procesare.



Figura 11 - Interfața grafică al sistemului de achizitie a datelor de la sistemul de masurare al presiunii

Datele receptionate sunt procesate primar, prin aplicarea in prima etapa a unui filtru de eliminare a valorilor neconcordante iar mai apoi sunt procesate utilizand metodele de prelucrare specifice. Datele finale sunt afisate catre utilizator in timp real si stocate intr-o baza de date.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 05 02:

Proiectul “Dezvoltări de noi concepte și metodologii de testare și evaluare a parametrilor în zbor” abordează concepte de testare și evaluare în zbor a modelelor demonstrative la scara. Acest proiect acoperă în Fazele 3 si 4 un studiu amănunțit asupra tehnologiilor de dezvoltare a aeronavelor prin prisma unui studiu amanuntit (documentatie aferenta) și proceselor de optimizare structurală. Faza 3 urmărește validarea datelor experimentale obținute prin teste la sol și în zbor cu simulări CFD în scopul reducerii costurilor și a duratei procesului de dezvoltare a unei aeronave. Faza 4 identifica problematica senzorilor și controalelor de zbor ca sisteme de instrumentare și exemplifica necesitatea unui sistem personalizat pentru o mai buna identificare a caracteristicilor modelului care să fie capabil să furnizeze date precise despre starea completă și suprafața de control cât și măsurători precise și exacte ale deflexiunii suprafeței de control pentru aeronave. Faza 4 a identificat sistemele de instrumentare necesare pentru a înregistra date de stare pentru demonstratoarele la scara în timpul testării în zbor care vor fi prelucrate in urmatoarele faze ale proiectului.

Implementarea activităților au fost realizate conform Fazelor stabilite, echipa de implementare a proiectului a început să pună în aplicare activitățile stabile in proiect și să dezvolte livrabilele.

În cadrul proiectului „Dezvoltări de noi concepte și metodologii de testare și evaluare a parametrilor în zbor”, faza a patra se concentrează pe studiul configurației sistemelor de

instrumentare necesare pentru testarea și evaluarea demonstratoarelor de aeronave la scară, în vederea îmbunătățirii procesului de testare în zbor al acestor modele. Proiectul urmărește să îmbunătățească tehnologiile și procesele implicate în evaluarea performanțelor aeronavelor printr-o integrare mai eficientă a senzorilor, a controalelor de zbor și a altor sisteme avionice esențiale.

Structurile aeronavelor actuale se disting printr-un înalt grad de complexitate. Această complexitate provine de la necesitatea realierii unor performanțe superioare de exploatare (viteze mari, rază mare de acțiune, durabilitate și a capacitate superioară etc.) și a unui înalt grad de securitate de zbor în orice condiții atmosferice.

În figura 1, este reprezentată schematic construcția structurii unui avion de pasageri cu performanțe și capacitate medie. S-a ales acest exemplu deoarece reprezintă stadiul actual la care sunt construite structurile aeronavelor și care încorporează atât soluții constructive clasice cât și soluții moderne.

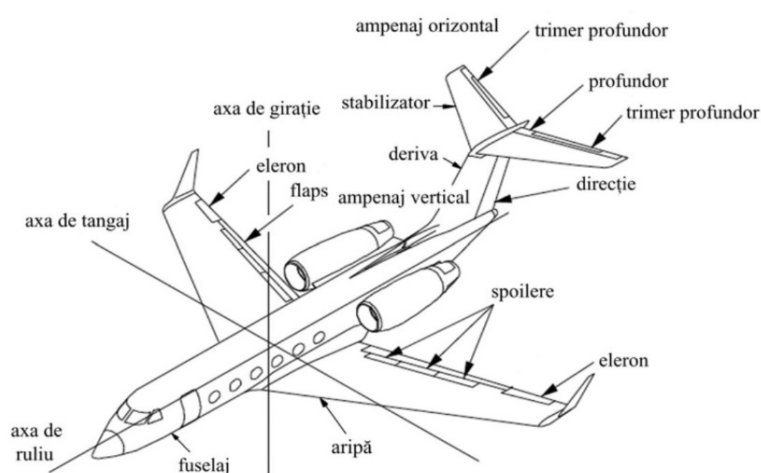


Fig. 20 Vedere generală a unei structuri de aeronavă [1]

Testarea și evaluarea în domeniul aeronautic reprezintă o ramură a ingineriei aeronautice, care produce și culege date pe timpul dezvoltării/zborului/funcționării unui sistem aeronautic iar apoi analizează datele pentru a evalua parametrii de funcționare de performanță ai sistemului și a valida configurația acestuia și domeniul de utilizare, incluzând aspectele privind siguranța utilizării. Faza testelor pe modele sau elemente de configurație urmărește definirea configurației și estimarea caracteristicilor acestora. Faza testelor de zbor urmărește realizarea a două obiective majore:

- 1) identificarea și soluționarea oricărei probleme privind proiectul sistemului
- 2) verificarea și definitivarea documentației privind capacitățile sistemului pentru certificarea acestuia sau recepția din partea contractului.

Faza testelor poate cuprinde o gamă largă de teste, de la testarea unui singur element nou pentru un sistem existent până la verificarea completă și certificarea unui întreg sistem. În consecință, programul de testare poate dura de la câteva săptămâni până la câțiva ani.

Testarea și evaluarea (TE) este o etapă cheie în dezvoltarea oricărui sistem aeronautic și spațial cu destinație militară sau civilă. Acesta este principalul mijloc de a se asigura și de a demonstra că sistemul va efectua de fapt, funcțiile proiectate și va putea opera în mediul pentru care a fost proiectat.

TE a unui sistem modern în inclusiv a unei aeronave este un proces complicat și de multe ori de lungă durată, care reflectă atât complexitatea sistemului testat cât și varietatea de resurse și activități specializate de testare necesare. TE acoperă o parte semnificativă a procesului de dezvoltare, presupune timp și resurse pentru sistemele utilizate și materiale consumabile scumpe utilizate pe

durata unor sesiuni de testare, care uneori se pot repeta, acestea fiind motive suficiente pentru ca permanent acest proces sa fie analizat și optimizat. Cu toate acestea, niciodată, nimeni și nimic nu a contestat necesitatea includerii TE în structura proceselor de dezvoltare, ba mai mult, în ultimul deceniu aceste procese au crescut în importanță și complexitate. Având în vedere noile tehnologii de fabricație precum și a materialelor noi folosite (trecerea de la materiale metalice și nemetalice la materiale compozite, cu memorie, etc.) este necesară o altă abordare metodologică a procesului de analiza, testare și expertiza a sistemelor aerospațiale.

Controlul la sol și încercarea în zbor a aeronavelor se efectuează în scopul realizării siguranței maxime în funcționare și pentru a preveni apariția defecțiunilor tehnice în timpul zborului la tehnica de aviație.

Analiza CFD constă în 3 etape: 1. Construcția geometriei, care cuprinde schițarea aeronavei x-45 și a domeniului de curgere; 2. Geometria obținută în pasul 1 este folosită pentru două cazuri de curgere – subsonic ($M = 0.25$) și supersonic ($M = 1$). Prin urmare se generează două grile corespunzătoare celor două cazuri; 3. Rezolvarea problemei de curgere și calcularea coeficienților aerodinamici pentru cele două cazuri.

➤ Construcția geometriei

Geometria a fost schițată cu ajutorul programului ANSYS Design Modeler. Pentru a ușura mai mult procesul de calculare a coeficienților aerodinamici, s-a convenit ca geometria aeronavei x-45 să fie împărțită în două jumătăți simetrice și folosită în calcule doar o jumătate de aeronavă, așa cum reiese din figura 2.

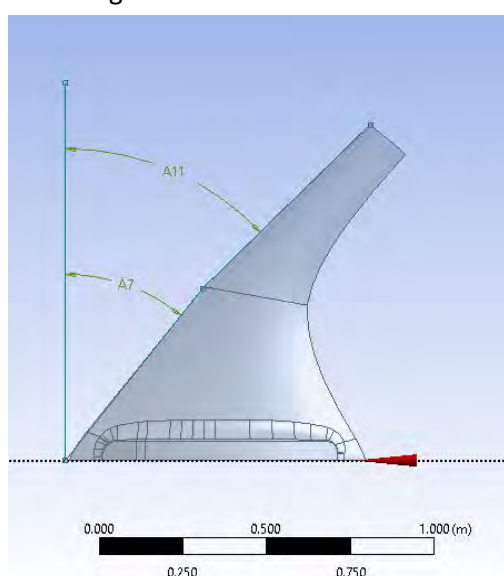


Fig. 2 – Geometria folosită în calcule

➤ Rezultate și concluzii

Pentru ambele cazuri s-au realizat simulări numerice CFD pentru o gamă largă de unghiuri de atac. În urmă simulărilor, s-au calculat coeficientul de portanță și cel de rezistență la înaintare. Toți coeficienții calculați sunt trecuți în tabelul de mai jos. De asemenea, s-a calculat și finețea aerodinamică pentru toate unghiurile de atac alese și pentru ambele regimuri de zbor. Finețea aerodinamică a fost calculată pentru a vedea comportamentul acesteia în funcție de unghiul de atac pentru ambele regimuri de zbor (subsonic și transonic).

Tabel 1 Rezultatele finale

AoA	M = 0.25			M = 1		
	Cl	Cd	Cl/Cd	Cl	Cd	Cl/Cd
0	0.04264	0.020879	2.04252	-0.02691	0.091062	-0.29559
1	0.08638	0.021935	3.93824	0.01155	0.091681	0.12604

2	0.13012	0.022991	5.65978	0.05002	0.0923	0.54203
3	0.16682	0.025561	6.52653	0.08731	0.093456	0.93423
4	0.20352	0.028131	7.23492	0.12459	0.094613	1.31684
5	0.23641	0.03224	7.33176	0.16232	0.099149	1.63716
6	0.27239	0.037711	7.22305	0.20005	0.103685	1.92945
7	0.30291	0.044604	6.79111	0.24110	0.11138	2.16465
8	0.33343	0.051497	6.47479	0.28214	0.119074	2.36947
9	0.36891	0.060629	6.08478	0.32108	0.128039	2.50768
10	0.4044	0.069762	5.79687	0.36002	0.137005	2.62781
11	0.43875	0.080573	5.44536	0.39761	0.148714	2.67367
12	0.4731	0.091385	5.17703	0.4352	0.160422	2.71284
13	0.50341	0.104636	4.81108	0.47081	0.174949	2.69115
14	0.53372	0.117887	4.52741	0.50643	0.189477	2.67278
15	0.56262	0.134662	4.17803	0.53846	0.205964	2.61435
16	0.59152	0.151437	3.90605	0.57049	0.222451	2.56459

Depedenta dintre coeficienții aerodinamici și unghiul de atac, precum și depedenta dintre finețea aerodinamică și unghiul de atac este reprezentată grafic mai jos, în figurile 3 – 4.

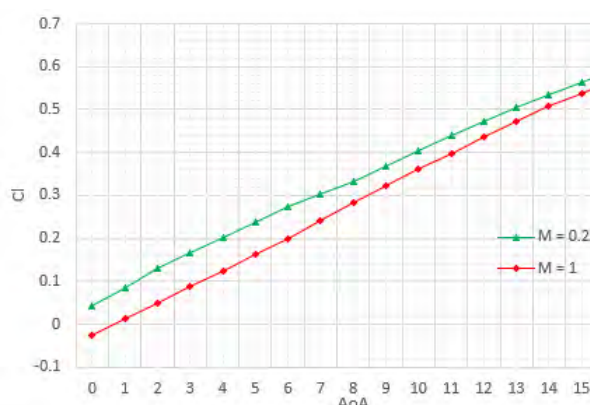


Fig. 3 Depedenta dintre coeficientul de portanta si unghiul de atac

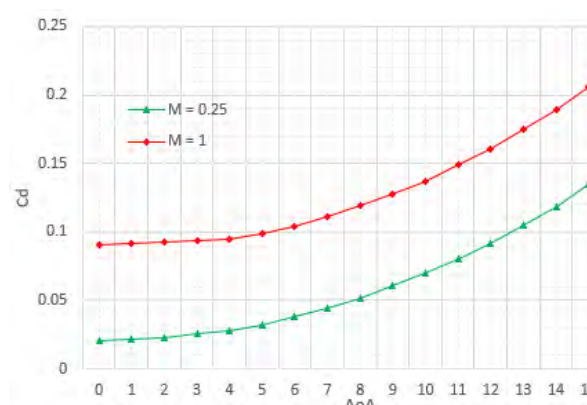


Fig. 4 Depedenta dintre coeficientul de rezistenta la inaintare si unghiul de atac

Optimizarea și reducerea costurilor pentru demonstratoarele aeronautice (prototipuri) reprezintă un aspect crucial în etapele inițiale de dezvoltare și testare a noilor tehnologii și concepte în industria aeronautică. Înțelegerea și aplicarea unor strategii eficiente pentru gestionarea costurilor pot contribui semnificativ la realizarea de progrese într-un mod mai eficient și sustenabil. Strategii cheie pentru optimizarea și reducerea costurilor pentru demonstratoare aeronautice sunt:

1. Analiza și planificarea atentă a costurilor: Înainte de a începe dezvoltarea unui demonstrator, este esențial să se efectueze o analiză detaliată a costurilor și să se stabilească un buget realist. Aceasta implică estimarea costurilor pentru materiale, muncă, echipamente, testare și alte resurse necesare pentru realizarea proiectului.
2. Proiectare și inginerie eficientă: O proiectare și inginerie eficientă pot contribui la optimizarea costurilor într-o etapă timpurie a procesului de dezvoltare a demonstratorului. Identificarea și eliminarea elementelor redundante sau neesențiale din proiectul aeronavei pot reduce semnificativ costurile de dezvoltare și producție.

3. Utilizarea materialelor și tehnologii economice: Selecția materialelor și tehnologiilor potrivite poate avea un impact semnificativ asupra costurilor de construcție a demonstratorului. Utilizarea de materiale mai ieftine sau tehnologii mai economice poate contribui la reducerea costurilor, fără a compromite calitatea sau performanța.
4. Colaborarea și parteneriatele strategice: Colaborarea cu alte companii, instituții de cercetare sau organizații guvernamentale poate facilita împărțirea costurilor și resurselor, precum și accesul la tehnologii și infrastructură specializată. Parteneriatele strategice pot reduce costurile de dezvoltare și testare și pot accelera timpul de realizare a proiectului.
5. Utilizarea simulării și modelării: Utilizarea simulării și modelării computaționale poate fi o modalitate eficientă de a evalua și valida conceptele și proiectele înainte de a trece la construcția fizică a demonstratorului. Acest lucru poate ajuta la identificarea și corectarea potențialelor probleme sau ineficiențe într-o etapă timpurie, evitând astfel costuri suplimentare în etapele ulterioare.
6. Monitorizarea și controlul continuu al costurilor: Monitorizarea și analiza continuă a costurilor pe parcursul dezvoltării proiectului sunt esențiale pentru identificarea și gestionarea eficientă a riscurilor financiare. Alocarea resurselor în mod strategic și ajustarea bugetului în funcție de necesități pot contribui la menținerea proiectului în termen și în limita bugetului stabilit.
7. Planificarea eficientă a testelor și evaluarea performanței: Planificarea și efectuarea testelor în mod eficient pot contribui la reducerea costurilor și timpului de dezvoltare a demonstratorului. Prioritizarea testelor esențiale și evaluarea regulată a performanței pot ajuta la identificarea și soluționarea rapidă a problemelor, reducând astfel costurile și întârzierile.

Prin aplicarea acestor strategii și practici, se poate optimiza procesul de dezvoltare și reducere a costurilor, contribuind astfel la accelerarea inovației și aducerea de progrese în industria aeronautică

Studiu introductiv despre utilizarea senzorilor și a controalelor de zbor în testarea și evaluarea demonstratoarelor la scară. Testele de zbor pentru aceste modele sunt un pas esențial în procesul de validare a noilor concepte aerodinamice și tehnologice înainte de implementarea lor pe aeronavele de dimensiuni reale. Senzorii și controalele de zbor sunt instrumente cruciale pentru colectarea datelor necesare pentru evaluarea comportamentului aeronavei în diferite condiții de zbor. Acești senzori furnizează date esențiale privind:

- Parametrii aerodinamici (ex. viteza, unghiul de atac, forțele aerodinamice, presiunea atmosferică),
- Comportamentul suprafețelor de control (ex. deflecția eleroanelor, profundorului, timonelor),
- Comportamentul structural (vibrații și deformări ale structurii aeronavale),
- Performanțele sistemelor de control și feedback-ul din cockpit.

Controalele de zbor, care includ sistemele de manevrabilitate și stabilitate a aeronavei, sunt testate împreună cu senzorii pentru a evalua răspunsul aeronavei la comenzi și condiții de zbor variate.

Problematica senzorilor și a controalelor de zbor ca sisteme de instrumentare detaliază mai multe probleme tehnice și operaționale întâmpinate în implementarea și utilizarea senzorilor și a controalelor de zbor ca sisteme de instrumentare în testele de zbor. Printre principalele provocări se numără:

- Integritatea și precizia senzorilor: Senzorii trebuie să furnizeze date precise în condiții extreme de zbor, care includ manevre aerodinamice complexe, vibrații și schimbări de presiune și temperatură. Calibrarea corectă a senzorilor este esențială pentru obținerea unor măsurători fiabile.

- Compatibilitatea senzorilor cu sistemele existente de avionica: Sensorii noi trebuie să fie compatibili cu sistemele de avionica deja existente și să se integreze eficient în rețelele de date ale aeronavei.
- Siguranța și redundanța sistemelor: În testele de zbor, orice defecțiune a unui senzor sau a unui sistem de control poate duce la un accident. De aceea, sensorii și sistemele de control trebuie să fie redundante și să aibă un sistem de autodiagnoză pentru a detecta eventualele defecțiuni.
- Provocări de implementare pe aeronavele demonstrative la scară: Modelele demonstrative sunt de dimensiuni mici, iar spațiul pentru instalarea senzorilor este adesea limitat. În plus, aceste aeronave sunt supuse unor regimuri de zbor extreme, care impun cerințe suplimentare privind rezistența și fiabilitatea senzorilor.

Prezentarea generală a senzorilor clasici pentru aeronave se concentrează pe sensorii clasici folosiți în testele de zbor pentru aeronave. Acești senzori sunt esențiali pentru măsurarea parametrilor critici de zbor și pentru garantarea siguranței zborului. Printre cei mai importanți senzori clasici pentru aeronave se numără:

- Senzori de motor: Aceștia monitorizează parametrii motorului, inclusiv temperatura, presiunea uleiului, turațiile și alimentarea cu combustibil. Acești senzori sunt esențiali pentru a evalua performanța motorului în timpul zborului.
- Senzori de poziție: Sensorii de poziție sunt utilizați pentru a monitoriza poziția și orientarea aeronavei (altitudine, unghi de atac, unghi de înclinare) și sunt esențiali pentru determinarea stabilității și manevrabilității aeronavei.
- Senzori de evoluție: Măsoară parametrii dinamici ai aeronavei, cum ar fi accelerațiile, viteza unghiulară și schimbările de viteză. Aceste măsurători sunt esențiale pentru a evalua performanțele și comportamentele aerodinamice ale aeronavei în timpul manevrelor.
- Senzori de asistență: Sunt folosiți pentru monitorizarea stării sistemelor auxiliare ale aeronavei, cum ar fi sistemele de climatizare, iluminat sau echipamentele de comunicație.

Introducerea unor concepte noi în avionica aeronavelor prezintă noile concepte avansate în avionica aeronavelor, care îmbunătățesc performanțele și siguranța în zbor:

- Head-Up Display (HUD): HUD-ul este un sistem vizual care permite piloților să vizualizeze informații esențiale despre zbor (viteza, altitudinea, direcția) direct în câmpul vizual, fără a fi necesar să își ia ochii de la drumul avionului (Figura 5).



Figura 5 Câmp de vedere HUD

- Hand-On Throttle and Stick (HOTAS): Sistemul HOTAS permite piloților să controleze motorul și elementele de direcție ale aeronavei din aceleași manete, îmbunătățind controlul și reducând timpul de reacție în timpul manevrelor.
- Display and Sight Helmet (HMD): Este o tehnologie de avansată care permite piloților să aibă informațiile esențiale proiectate pe vizorul căștii, fără a distrage atenția de la operațiunile de zbor.
- Modular Multirole Computer (MMRC): MMRC este un sistem informatic avansat care poate prelua și procesa date din multiple surse, fiind capabil să îndeplinească mai multe funcții aviatice, de la monitorizarea zborului la suport pentru navigație.

Senzori moderni pentru siguranța și eficiența operațiunilor aeriene analizează senzorii moderni, care aduc un plus semnificativ de performanță și siguranță în cadrul testelor de zbor:

- Senzori de detecție a turbulențelor: Aceste dispozitive sunt capabile să măsoare variațiile rapide ale presiunii și vitezei aerului, permițând echipajului să prevină zonele turbulente.
- Senzori de monitorizare a sănătății structurale (SHM): Tehnologiile SHM sunt utilizate pentru a monitoriza continuu starea structurală a aeronavei, detectând eventualele fisuri sau deformări în timp real.
- Senzori de radar și lidar pentru detecția obiectelor: Acești senzori sunt utilizați pentru a detecta obstacole în apropierea aeronavei și pentru a preveni coliziunile (Figura 6).

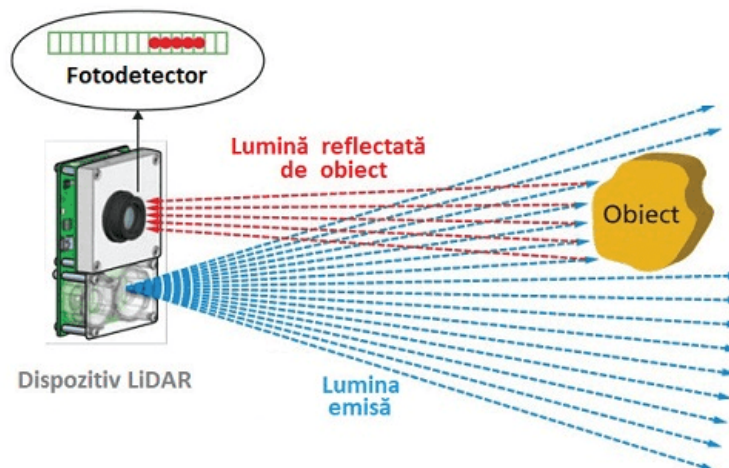


Figura 6 Senzor LIDAR

Prezentarea senzorilor într-un sistem avionic integrat (Figura 7) oferă o viziune generală asupra integrării senzorilor într-un sistem avionic complex. Se analizează modul în care acești senzori interacționează între ei și cu restul componentelor avionice pentru a furniza un sistem unitar de monitorizare și control al zborului. De asemenea, sunt discutate tehnologiile de procesare a datelor, care permit integrarea și utilizarea eficientă a informațiilor colectate de la senzorii aeronavei.

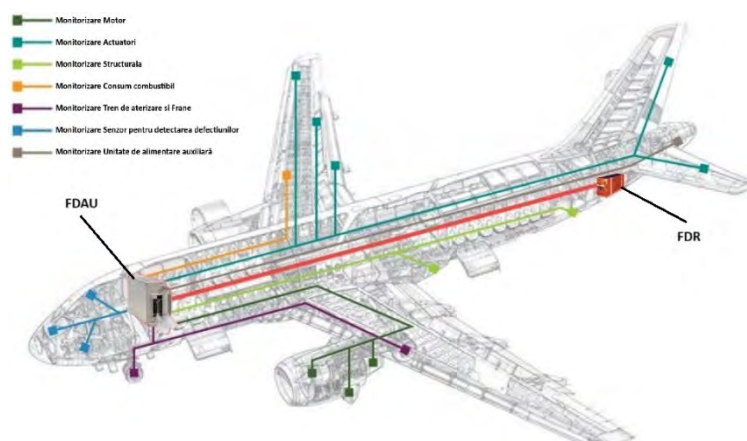


Figura 7 Procesul de monitorizare a datelor de zbor

Descrierea acumulatorilor și a bateriilor de aviație detaliază parametrii de funcționare ai acumulatorilor și bateriilor de aviație, esențiali pentru alimentarea sistemelor avionice și de control al zborului:

- Tipuri de baterii: Bateriile utilizate în aviație, cum ar fi cele pe bază de litiu-ion sau litiu-polimer, sunt prezentate cu avantajele și limitările fiecărui tip.
- Întreținerea și inspecția bateriilor: Se analizează procedurile de întreținere a acumulatorilor, inclusiv inspecțiile periodice, încărcarea corectă și testarea stării de sănătate a acestora pentru a preveni defecțiuni în timpul zborului.

Acest proiect va furniza o bază solidă pentru înțelegerea și dezvoltarea de noi concepte de testare în zbor și pentru implementarea unui sistem de instrumentare avansat în cadrul proiectelor de dezvoltare ale aeronavelor demonstrative la scară.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 06 01:

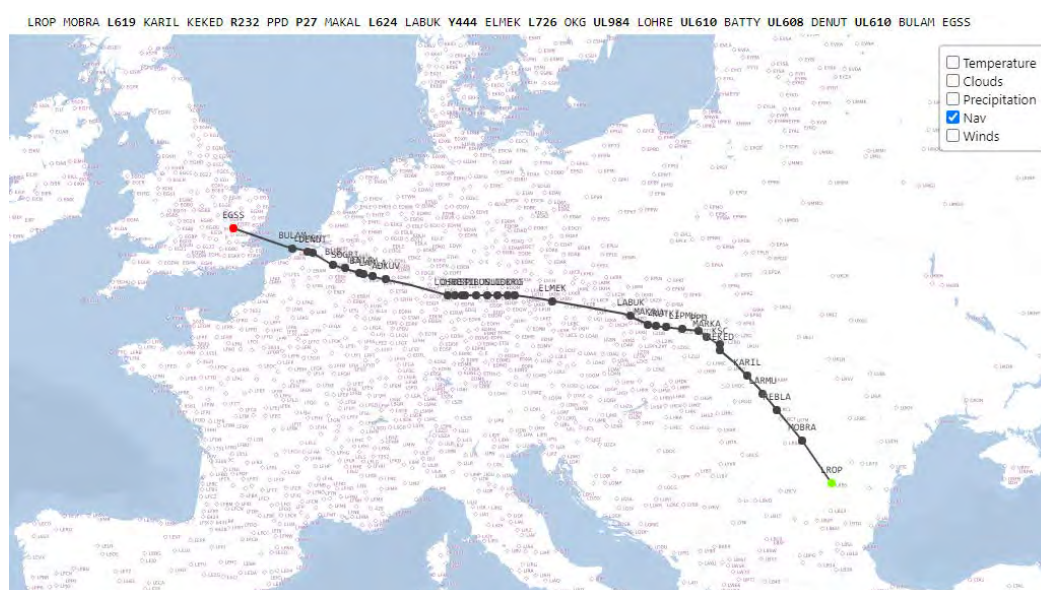
FAZA nr.3 - : Studiul noului concept de Turn de Control Virtual. Configurații hardware și sisteme de monitorizare pentru turn de control virtual. Sisteme de vizualizare pentru turn de control virtual.

Remote Tower Systems (RTS) este o soluție propusă pentru un Air Traffic Control Tower (ATCT) pentru controlul traficului aerian ATM. Un RTS (Remote Tower System) poate consta din unul sau mai multe tipuri de senzori optici și afișaje. RTS pune la dispoziția Specialiștilor în Controlul Traficului Aerian (ATCS) informațiile vizuale de care au nevoie pentru a furniza servicii ATCT (Air Traffic Control Tower). Senzorii optici pot include, dar nu se limitează la, camere optice de zi/noapte sau camere infraroșii/termice.

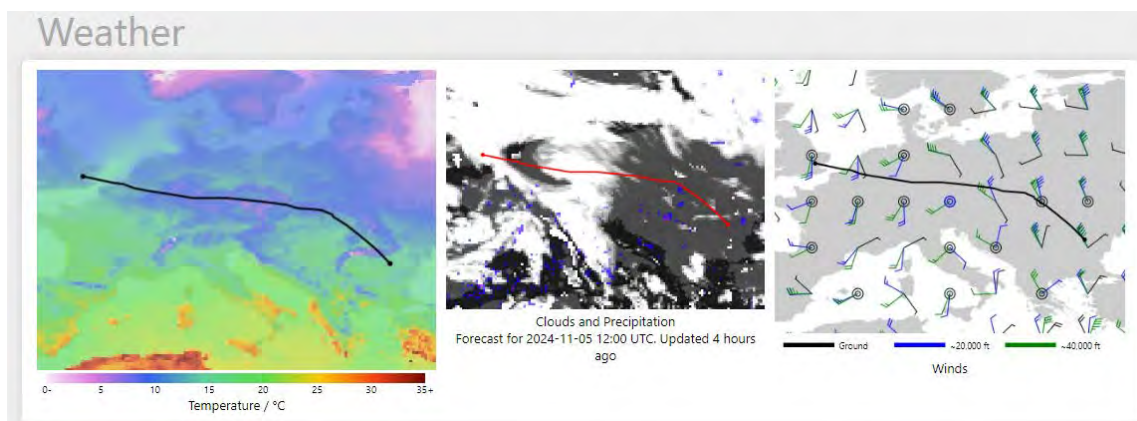
Turnurile digitale permit un nivel de flexibilitate care nu este în prezent realizabil ca operare dintr-un turn convențional. Soluțiile de turn digitale permit ca resursele să fie împărțite între mai multe aerodromuri, permițând ca personalul să fie corelat corespunzător cu volumele de trafic aerian fără a genera costuri suplimentare.

FAZA nr.4 - Realizarea unui zbor virtual complet cu simulatorul A320 care să conțină toate fazele unui zbor real cu decolare de pe un aeroport din România și aterizarea pe un aeroport din Europa cu urmărirea tuturor punctelor de navigație aeriană implicate în planul de zbor.

A fost realizat un zbor complet, folosind date de navigație reale din baza de date europeană cu preluarea datelor meteorologice curente pe ruta Aeroportul Internațional Henri Coandă, Otopeni, RO – Stanstead, London, UK folosind simulatorul de zbor Full Cockpit, Airbus A320 din cadru INCAS.



Plan de zbor - Ruta aeriana Otopeni – Stanstead (UK)



Profilul condițiilor meteo la momentul realizării zborului

Zborul a fost monitorizat pe întreg teritoriul României de la simulatorul ATC (Air Traffic Control) interconectat cu cele două simulatoare A320 și B737. Datele de zbor afișate de sistemul ATC au fost în concordanță cu datele din simulatorul A320 pe toată aria de vizibilitate a sistemului ATC ce include teritoriul României.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 06 02:

Proiectul s-a derulat conform planului prestabilit, cu respectarea etapelor initiale. Pe parcurs, au aparut mici dificultati care au reprezentat provocari pentru echipa de proiect, insa acestea au fost gestionate eficient si rezolvate cu succes. In plus, pe baza problemelor intalnite si a solutiilor identificate, am descoperit noi directii de dezvoltare pentru viitor.

Totodata, acest proces a contribuit semnificativ la imbunatatirea cunostintelor si abilitatilor echipei. In concluzie, primele doua etape ale proiectului s-au desfasurat in mod satisfactor, atingandu-se obiectivele stabilite in propunerea initiala.

Etapele din acest an au cuprins mai multe activitati:

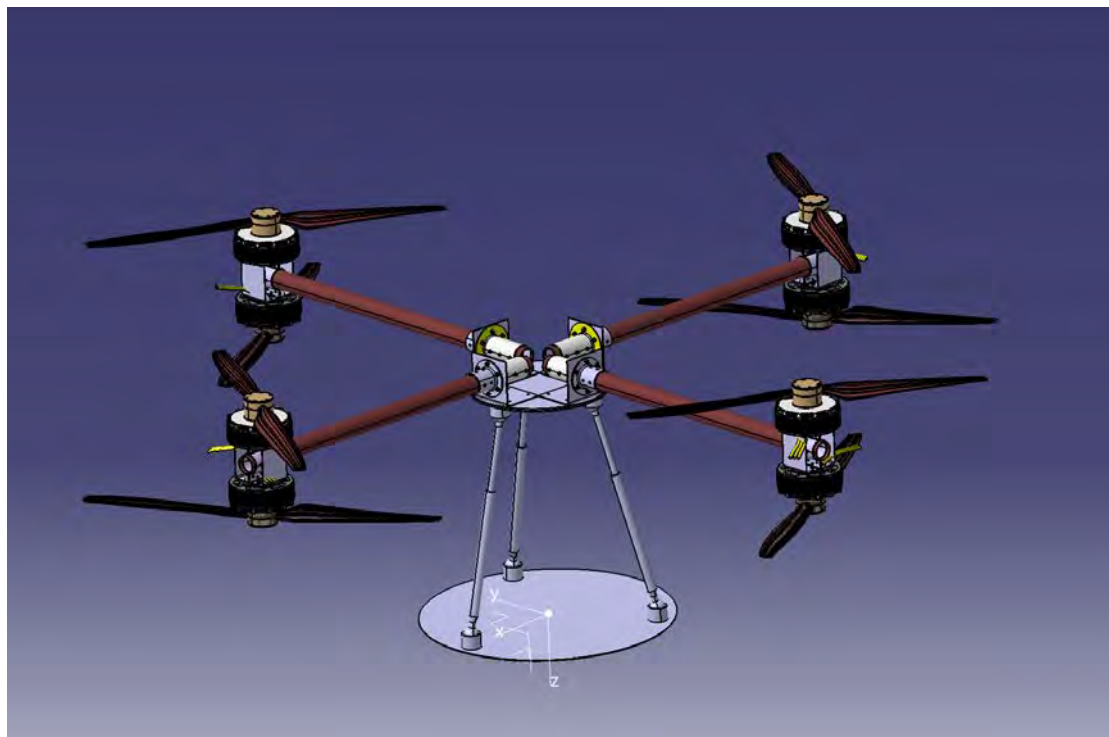
- Elaborare concepte bancuri de testare
- Elaborare concepte subansamble eVTOL
- Analiza sistemului de control al bancului de testare
- Analiza sistemului de control eVTOL

Elaborare concepte bancuri de testare

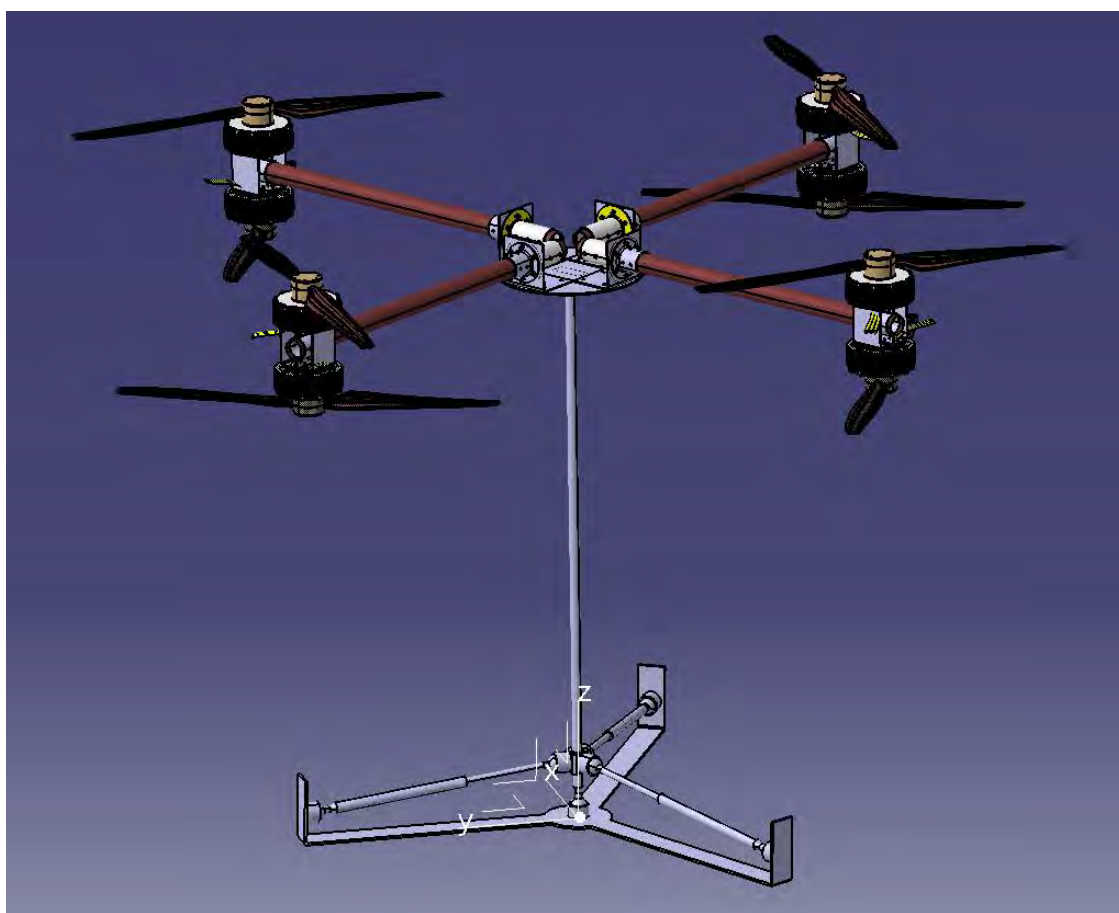
Activitatea prezinta progresul tehnologic in domeniul aviatiei fara pilot, in special in ceea ce priveste vehiculele aeriene fara pilot (UAV-uri) si quadcoptere, evidentiind importanta configuratiilor propulsive coaxiale pentru cresterea eficientei si stabilitatii. Este subliniata necesitatea utilizarii bancurilor de testare pentru evaluarea acestor configuratii, care permit simularea diferitelor conditii de zbor si masurarea performantelor.

Activitatea descrie trei versiuni de bancuri de testare pentru quadcoptere, fiecare cu avantaje si dezavantaje. Prima versiune este simpla si accesibila, dar are o precizie limitata. A doua versiune

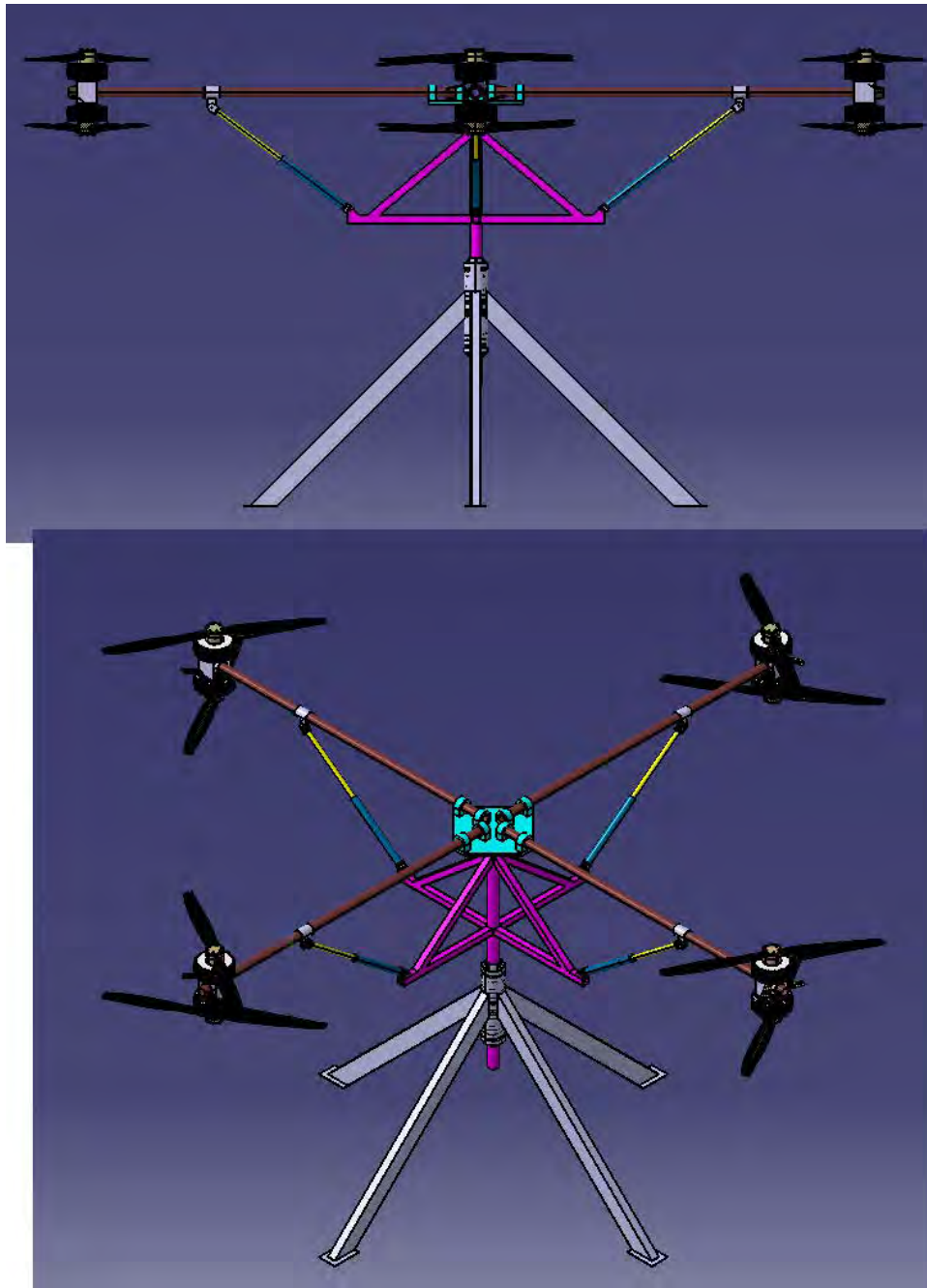
adreaseaza aceste neajunsuri printr-un design mai complex, oferind o miscare libera in jurul axei Z, dar necesita mai mult spatiu. A treia versiune este cea mai complexa si versatila, oferind posibilitatea de a testa multiple configuratii de motoare, dar este dificil de intretinut din cauza numarului mare de componente.



Prima versiunea a bancului de testari



Versiunea a II – a, a bancului de testari



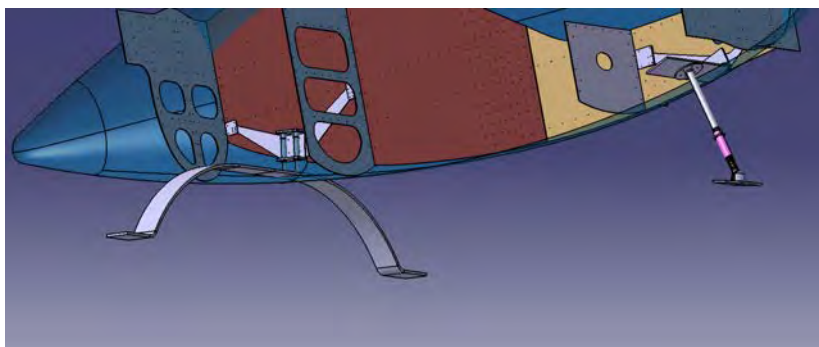
Versiunea a III – a, a bancului de testari

Elaborare concepte subansamble eVTOL

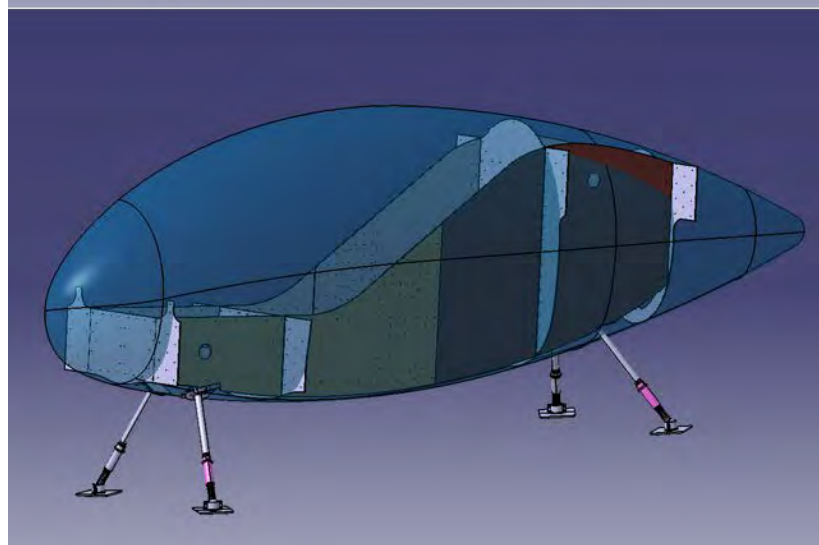
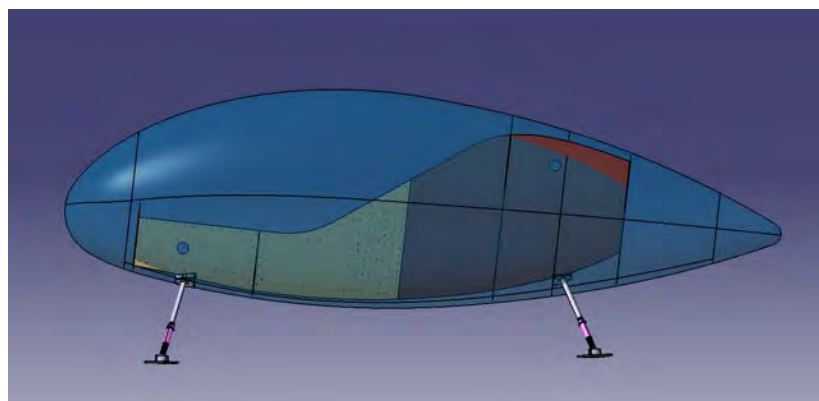
Proiectul propune un tren de aterizare simplificat pentru eVTOL, cu doua brate fixe din material hibrid, care absorb socurile aterizarii. Versiunea imbunatatita introduce un picior frontal cu amortizor si articulatie sferica, permitand adaptarea la aterizari neuniforme, si doua micro-amortizoare cu gaz in partea din spate, reducand greutatea totala si absorbind mai bine socurile. Desi noile solutii aduc beneficii de greutate si performanta, acestea implica costuri mai mari de productie si intretinere. Urmatoarele etape necesita simulari FEM pentru evaluarea eficientei.

A doua versiune a trenului de aterizare propune patru picioare cu amortizoare si articulatie sferica, optimizand aterizarea pe terenuri denivelate. In cadrul aceleiasi faze, s-au explorat sisteme noi de prindere a grupului motor (GMP), punand accent pe utilizarea materialelor compozite pentru reducerea greutatii si imbunatatirea rezistentei. Conceptele dezvoltate includ fixarea simplificata a motoarelor si optimizarea procesului de fabricatie.

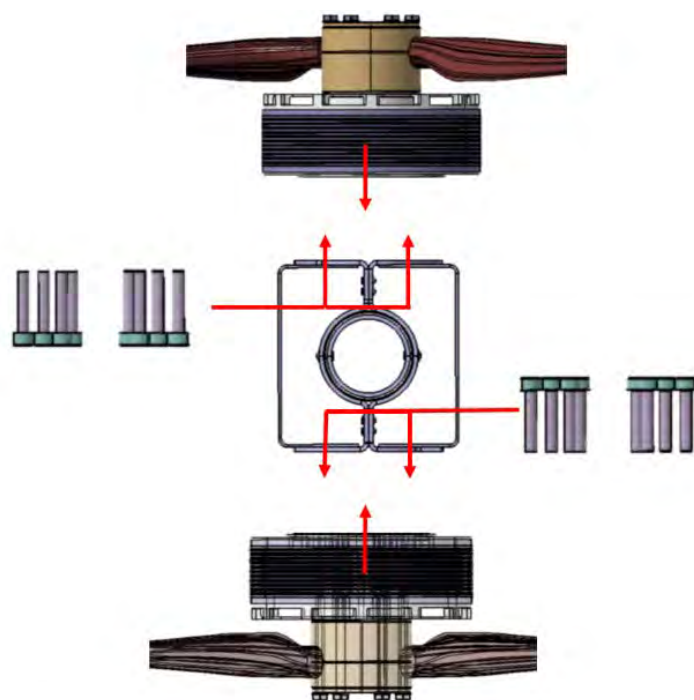
La nivelul cabinei de pilotaj, s-a realizat un design ergonomic al consolei si scaunului, cu accent pe accesibilitate si intretinere usoara. Scaunul, optimizat prin tehnologie de printare 3D, a fost proiectat pentru a oferi confort si siguranta in cadrul eVTOL-ului.



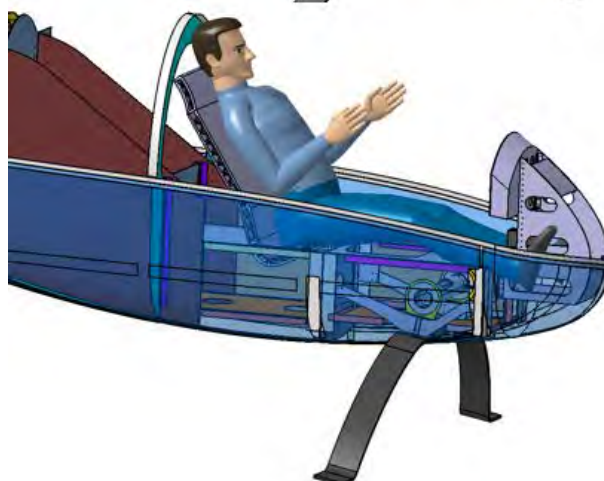
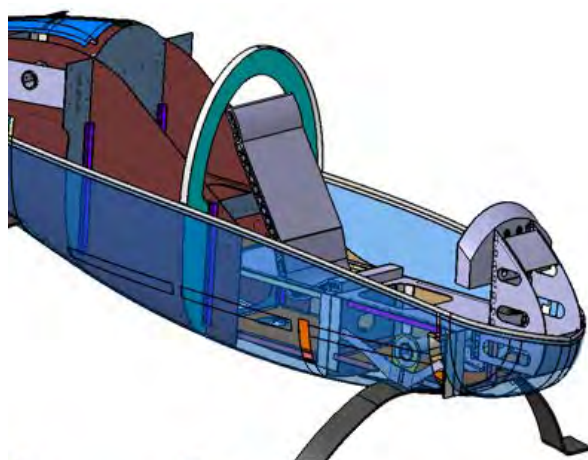
Versiune tren de aterizare cu amortizoare fata / spate



Versiunea a II-a tren de aterizare - Sus: Vedere laterala, Jos: Vedere izometrica



Concept asamblare GMP-uri

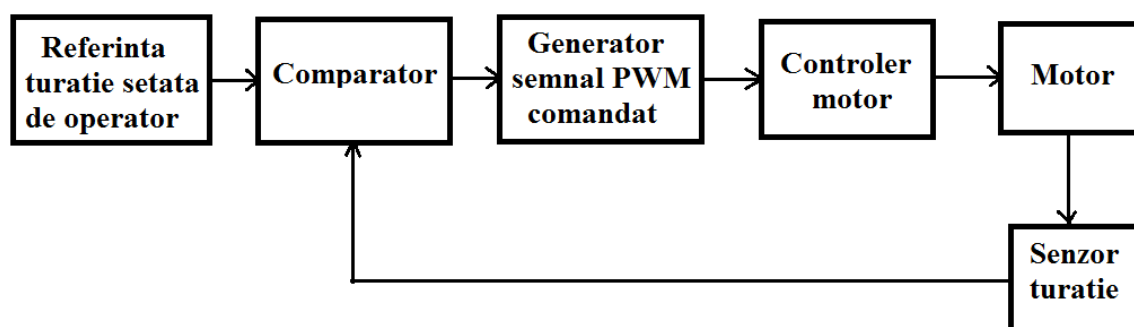


Concept cabina de pilotaj

Analiza sistemului de control al bancului de testare

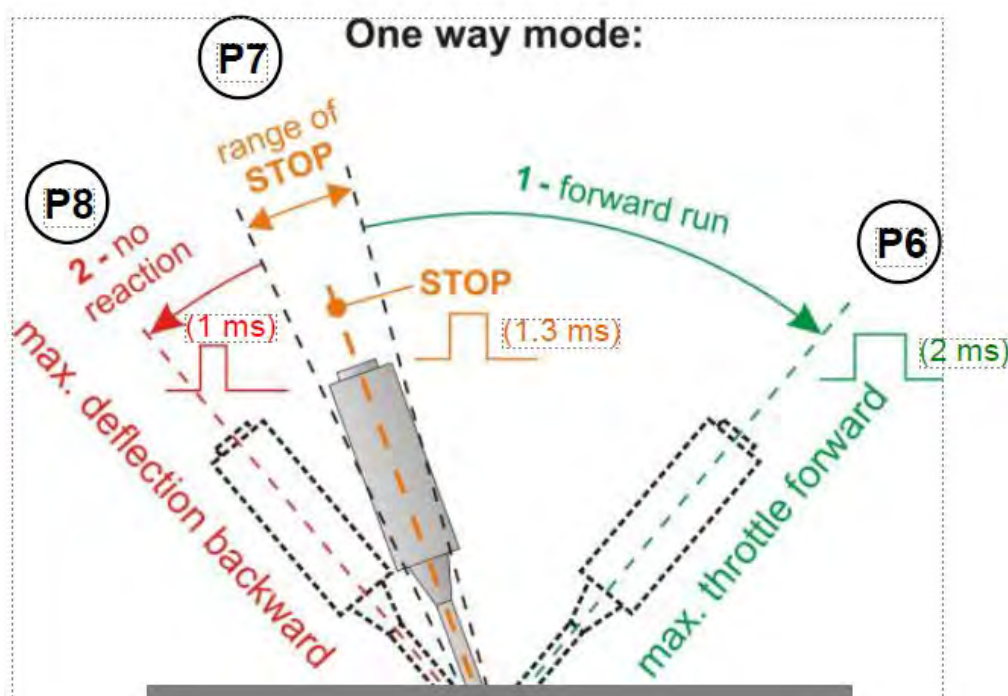
Activitatea detaliaza analiza sistemelor de control pentru un banc de testare, impartita in doua categorii principale: controlul sistemelor in regim normal de functionare si controlul in regimuri anormale sau de avarie. Parametrii principali monitorizati includ turatia motoarelor, curentul si tensiunea bateriilor, interconectarea cailor de semnal si temperaturile componentelor critice.

Sistemele de control sunt atat automate, cat si manuale, iar metodele de management al energiei si protectia echipamentelor sunt discutate, incluzand solutii de echilibrare activa a tensiunilor bateriilor si sisteme de racire pentru motoare si baterii.

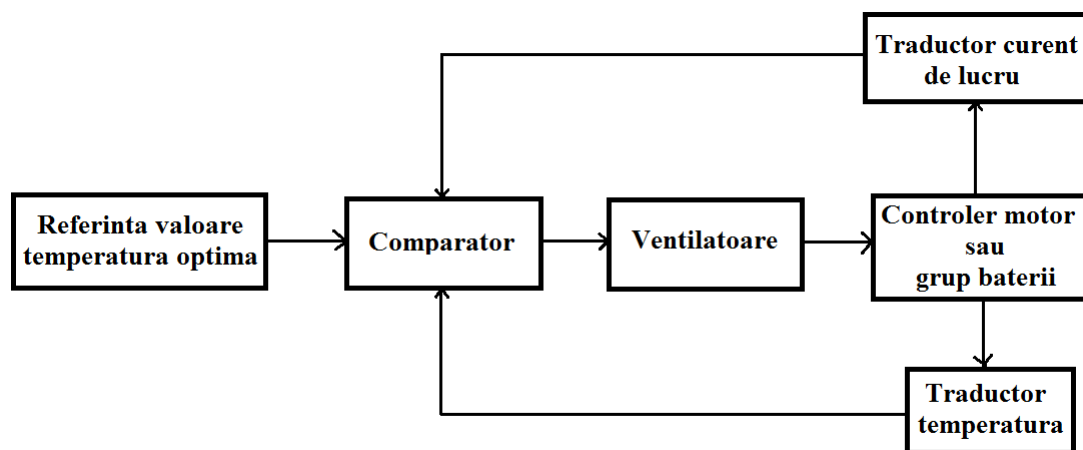


Schema bloc de control a turației motoarelor

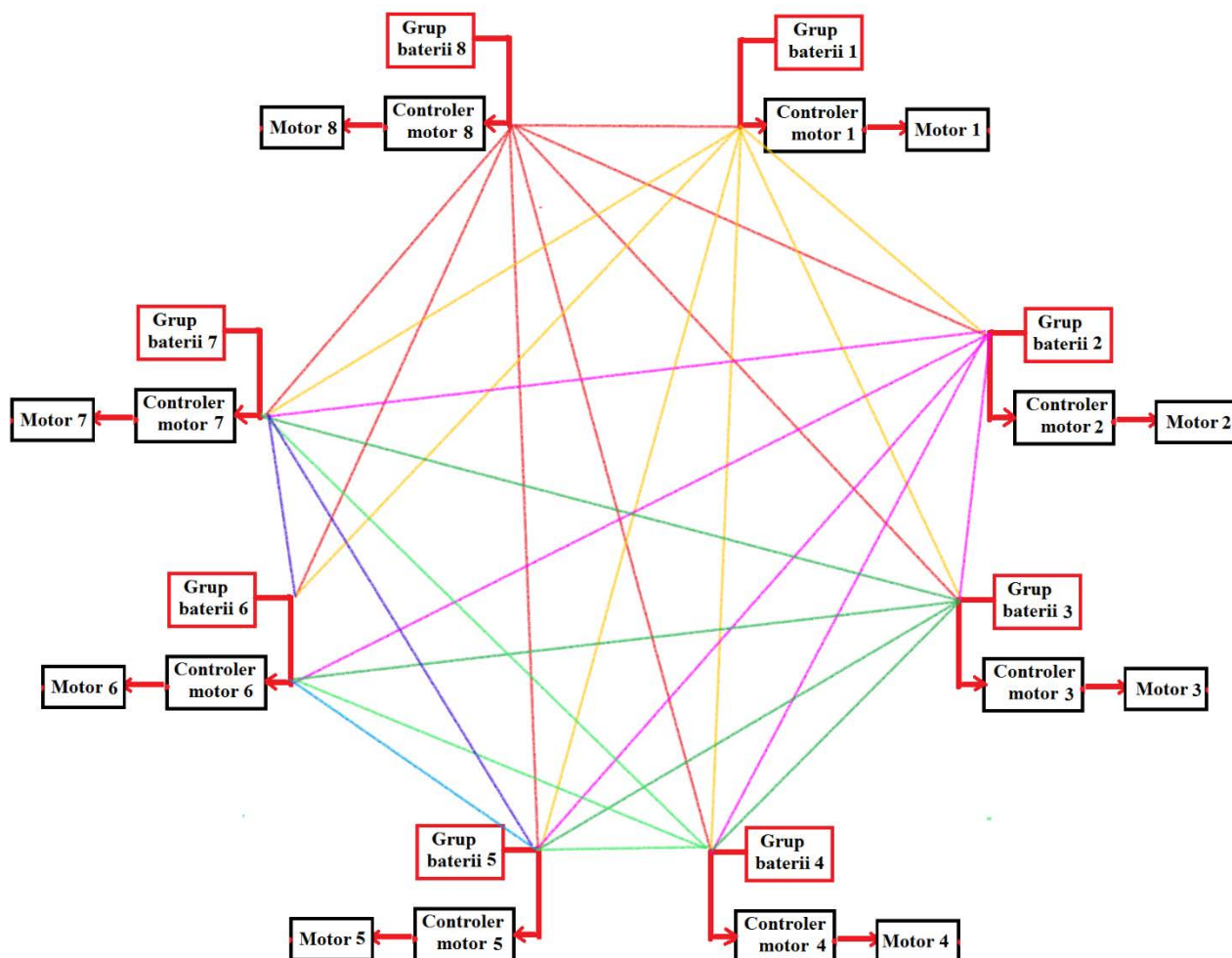
Joystick / Input PWM



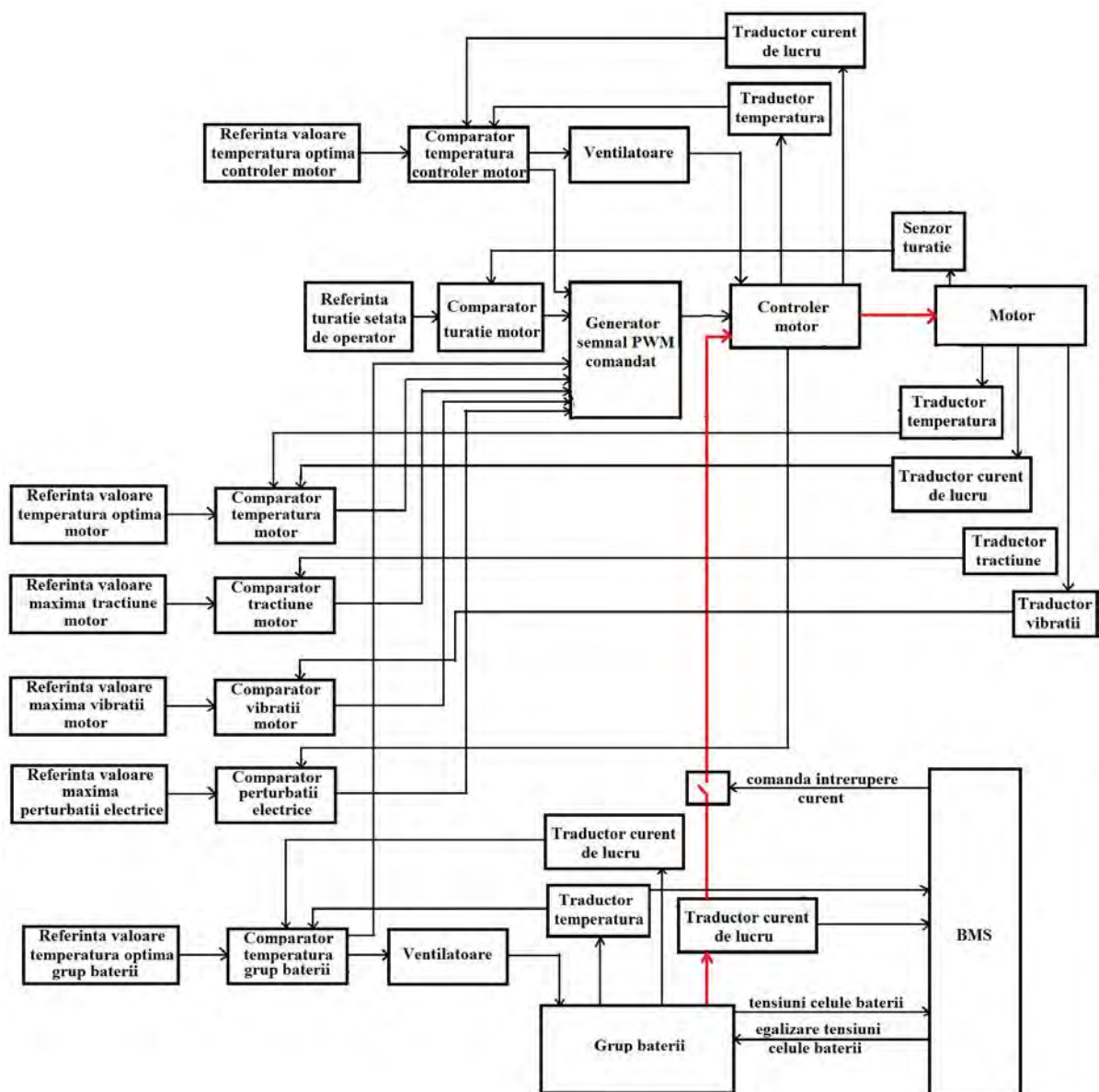
Modul de control PWM pentru un singur sens de rotatie al motorului



Schema bloc de control a temperaturii controlerelor motoarelor și a grupurilor de baterii



Configurație cu magistrale multiple temporare sau de tip rețea



Schema combinată de ansamblu a controlul parametrilor în regim de funcționare anormală

Analiza sistemului de control eVTOL

Aceasta activitate detaliaza analiza sistemului de control al unui eVTOL, axat pe integrarea si optimizarea diferitelor module, inclusiv controlul aeronavei, managementul energiei si interactiunea intre echipele de design si mecatronica.

Analiza include optimizarea stabilitatii in zbor prin colaborarea intre departamente, gestionarea sistemelor electrice (controlul bateriilor si protectia componentelor), si modelarea prin simulari FEA pentru verificarea structurii aeronavei.

De asemenea, activitatea discuta implementarea unui algoritm de control pentru stabilizarea zborului, cu simulari si evaluari detaliate ale performantei controlului atitudinii si altitudinii.



Fluxul de informații între departamente



Setup experimental PIL (processor in the loop)

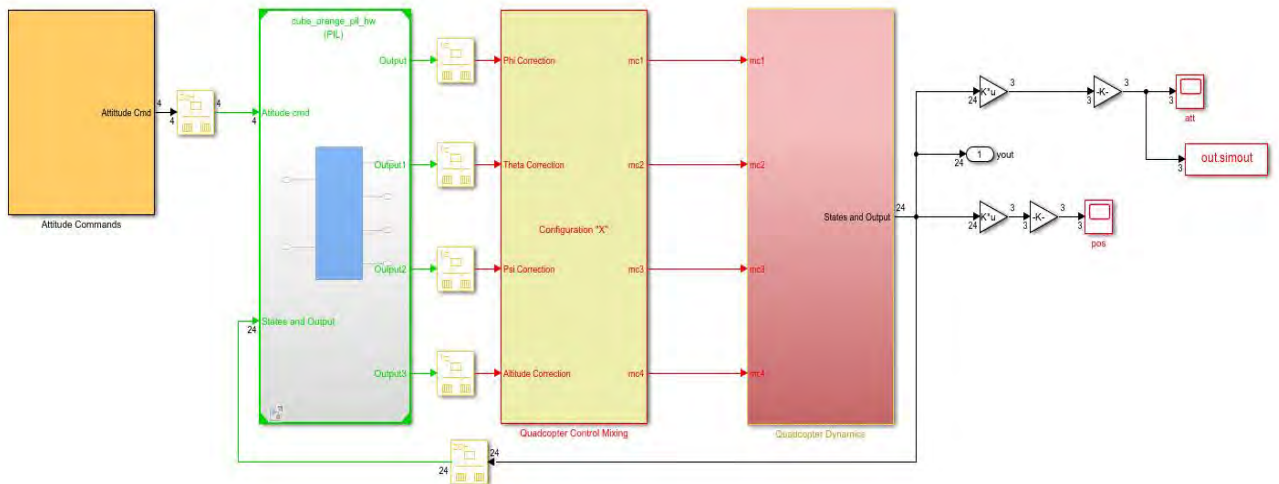
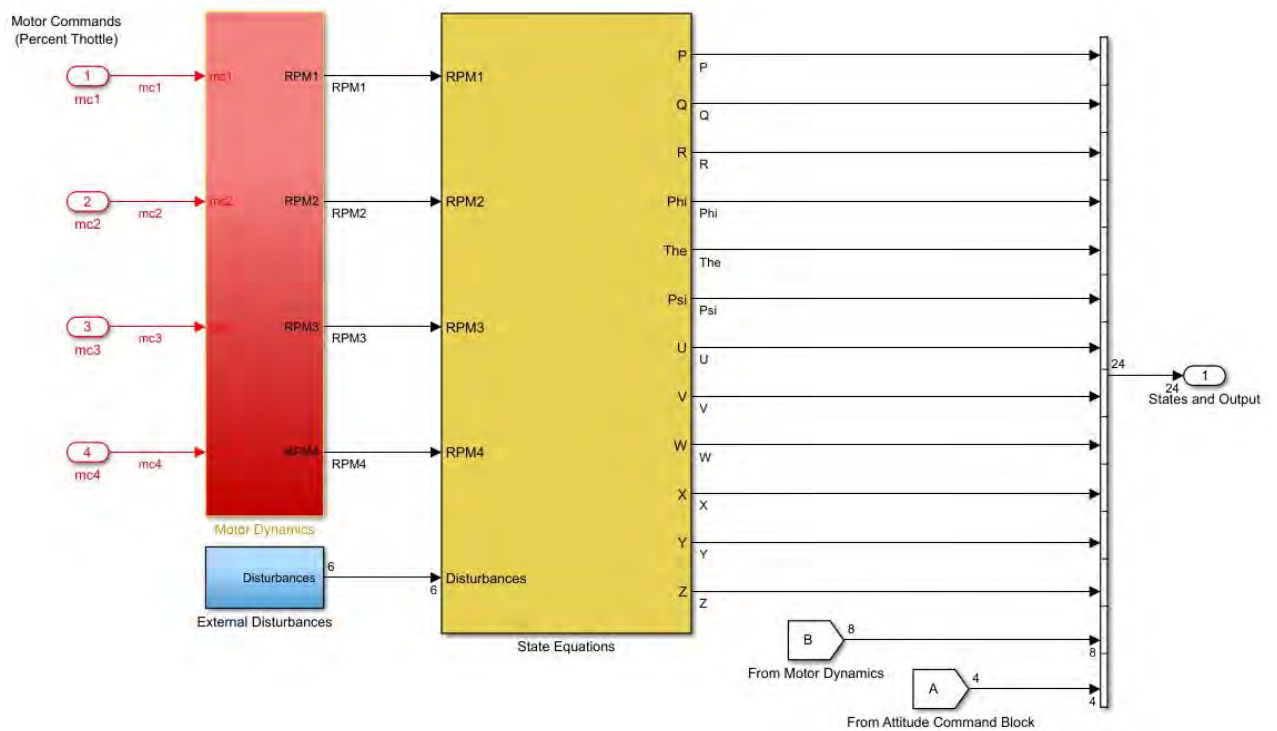
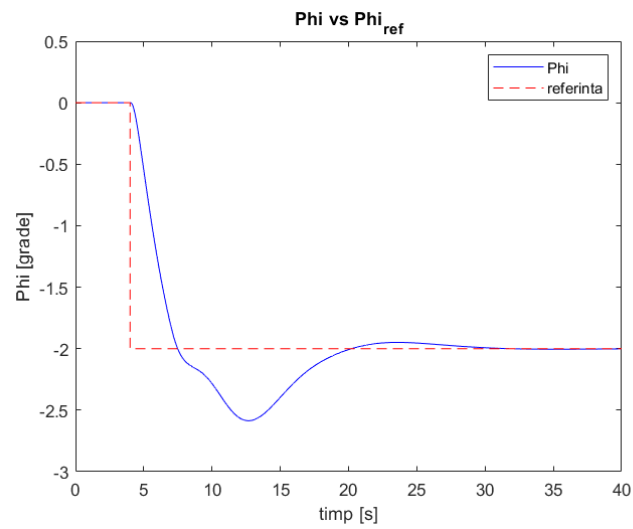


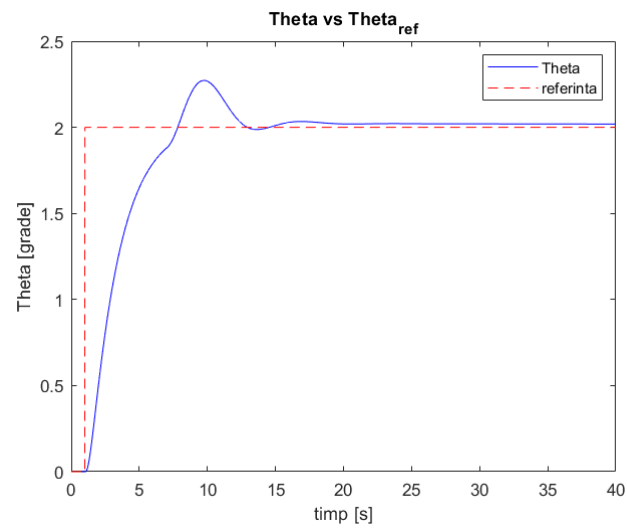
Diagrama simulare



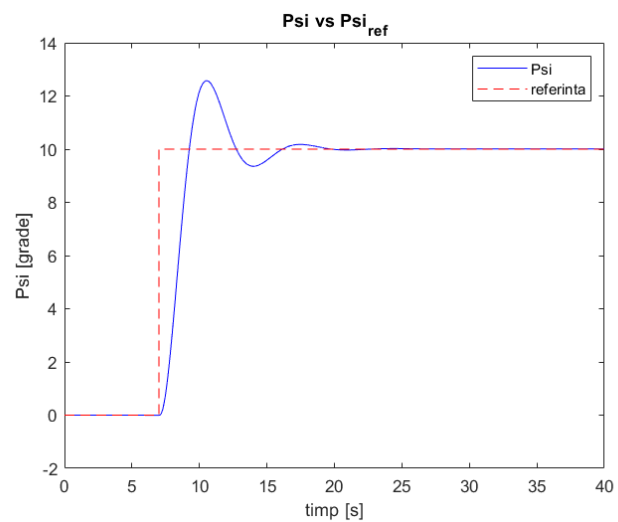
Model matematic



Raspuns la comanda de rulu



Raspuns la comanda de tangaj



PROIECT NUCLEU PN 23 17 06 03:

În anul 2024, au fost finalizate și predate trei faze, după cum urmează:

Faza 3 - Dezvoltarea modelelor și soluțiilor pentru evitarea coliziunilor în fazele terminale ale traiectoriei în U-Space. **Rezultate estimate:** Raport privind dezvoltarea de modele și soluții pentru evitarea coliziunilor în fazele terminale ale traiectoriei vehiculelor operabile în U-Space;

Faza 4 - Dezvoltarea modelelor și soluțiilor de tip network managing (U-space). **Rezultate estimate:** Raport privind dezvoltarea modelelor și soluțiilor de tip network managing;

Faza 5 - Dezvoltarea de modele de simulare integrată specifică U-Space. **Rezultate estimate:** Raport privind dezvoltarea unor modele de simulare integrată specifică U-Space.

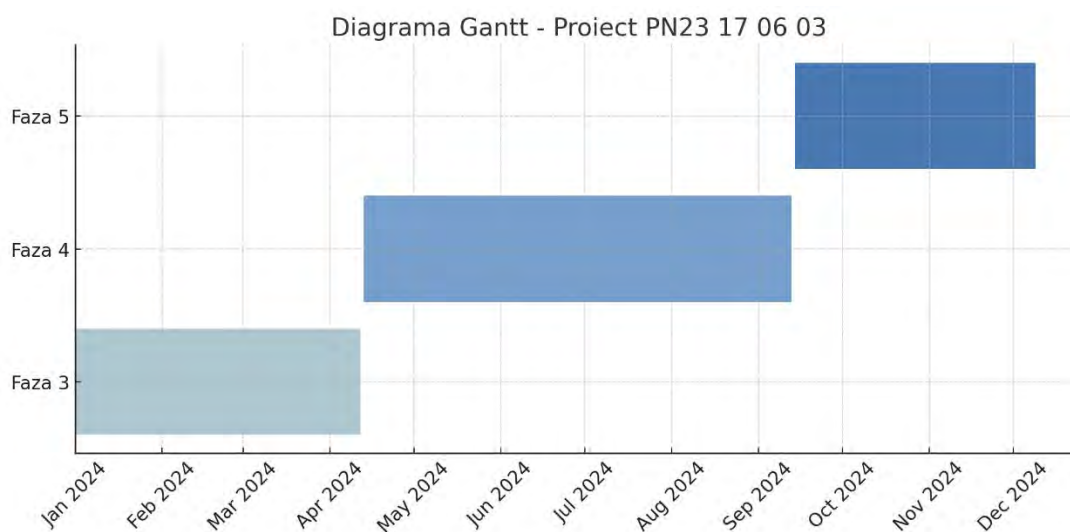


Fig. 1- Etapele derulate în anul 2024, aferente proiectului PN23 17 06 03

Obiectivul general pentru 2024 al proiectului „**Concepte avansate pentru Advanced Air Mobility (AAM) și Unmanned Aircraft Systems (UAS) Traffic Management (UTM)**” a fost de a analiza și dezvolta modele și soluții pentru evitarea coliziunilor, managementul rețelei U-Space și simularea integrată a traficului aerian autonom, asigurând astfel siguranța și eficiența operării aeronavelor fără pilot în spațiul aerian urban.

- *Definirea și Analiza Nivelurilor de Gestionare a Conflictelor în U-Space.*

În cadrul acestei activități s-a documentat modul în care ar trebui structurate și implementate măsurile necesare în U-Space pentru a gestiona riscurile de coliziune între aeronavele fără pilot.

Am detaliat necesitatea unui **management strategic al conflictelor** ca prim pas în asigurarea siguranței operațiunilor aeriene fără pilot. Am subliniat importanța identificării zonelor cu risc crescut de coliziune și a analizării factorilor relevanți pentru siguranță, cum ar fi condițiile meteorologice și densitatea traficului aerian. De asemenea, am explicat rolul crucial al planificării traiectoriilor și stabilirii unor restricții de zbor pentru prevenirea coliziunilor dintre UAS-uri și alte aeronave, sugerând că aceste elemente ar trebui integrate în managementul strategic al U-Space.

Pentru **managementul tactic al conflictelor**, am analizat importanța monitorizării în timp real a traficului aerian și a mișcărilor UAS-urilor pentru a identifica și gestiona prompt riscurile de coliziune. Am identificat necesitatea implementării unor sisteme avansate de monitorizare și comunicare care

să permită urmărirea continuă a mișcărilor aeronavelor, menționând că astfel de sisteme ar contribui la o gestionare mai rapidă și mai eficientă a conflictelor în zbor.

Am detaliat importanța utilizării sistemelor automate de detectare și **evitare a coliziunilor (ACAS)** ca o măsură esențială pentru prevenirea incidentelor și asigurarea siguranței zborului. În această activitate, am recomandat că astfel de sisteme ar trebui considerate o componentă centrală a gestionării conflictelor în U-Space pentru a reduce riscul de coliziuni și pentru a sprijini operațiunile aeriene sigure și eficiente.

- *Analiza metodelor de evitare a coliziunilor și echipamentele necesare*

Pentru activitatea de analiză a metodelor de evitare a coliziunilor și echipamentele necesare din faza 3, am documentat rolul crucial al sistemelor anti-coliziune și de detectare a obstacolelor în asigurarea siguranței zborurilor autonome în U-Space.

În această activitate, am analizat importanța **sistemelor anti-coliziune (ACAS)** în prevenirea incidentelor aeriene pentru UAS-uri. Am detaliat faptul că aceste sisteme sunt echipate cu senzori avansați – precum radar, lidar și ADS-B – pentru a detecta prezența altor aeronave din proximitate și a avertiza operatorii sau sistemele de control asupra riscurilor de coliziune, oferind astfel recomandări automatizate pentru evitarea obstacolelor în zbor.

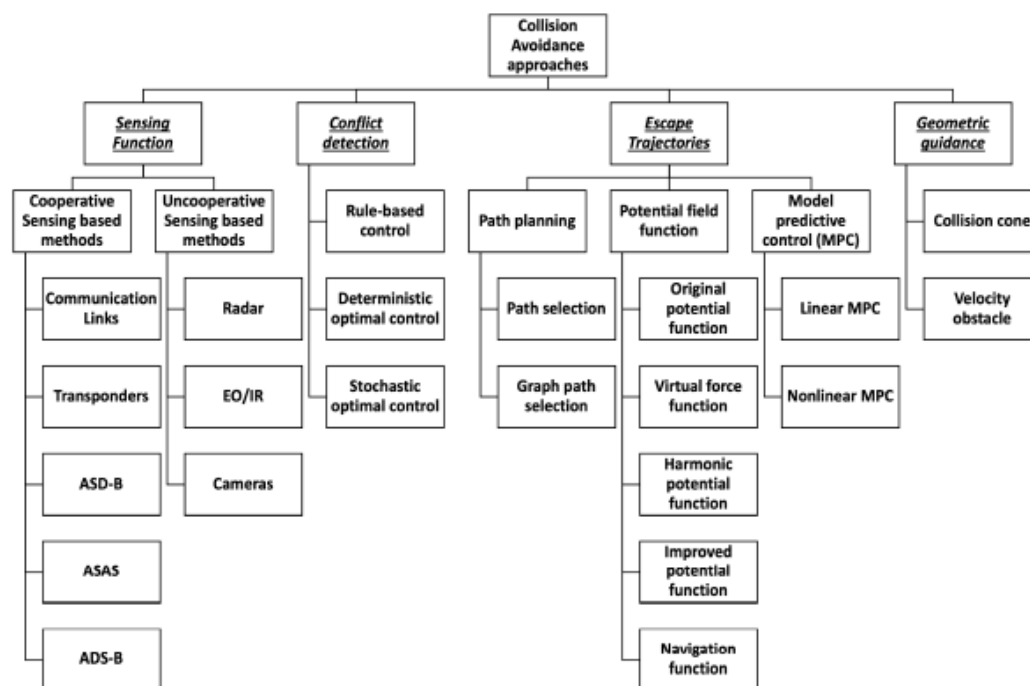


Fig. 21 - Collision Avoidance Systems

Credit: Dushime et al., 2021, Review on Collision Avoidance Systems for Unmanned Aerial Vehicles, <https://dx.doi.org/10.1109/ICTC52510.2021.9621120>

S-a detaliat importanța **sistemelor de detectare și evitare a obstacolelor (ODAA)**, care utilizează tehnologii variate pentru a identifica și evita obstacolele întâlnite în traiectoria de zbor a aeronavelor fără pilot. Aceste sisteme au fost prezentate ca soluții indispensabile pentru operarea autonomă în medii complexe, contribuind la siguranța și eficiența zborurilor în spațiul aerian U-Space.

- *Conceperea unei rețele de coridoare de trafic aerian urban*

Scopul principal a fost de a crea un sistem care să evite conflictele și să asigure fluiditatea traficului aerian, integrând concepte de siguranță și gestionare a traficului.

Rețeaua a fost proiectată astfel încât să includă un inel giratoriu de urgență și prioritate, poziționat cu 50 m deasupra inelului giratoriu pentru traficul normal. Această separare pe nivele diferite a fost concepută pentru a asigura o distincție clară între benzile de urgență și cele de trafic obișnuit. Rețeaua este destinată quadcoptereleor, acestea fiind considerate vehiculele cel mai bine adaptate pentru traficul aerian urban. S-a stabilit lățimea unei benzi de trafic la 15 metri, iar culoarele de zbor au fost configurate cu o lățime totală de 60 metri, asigurând sensuri separate pentru zborul în ambele direcții. În rețea, viteza maximă pentru aceste vehicule a fost limitată la 25 m/s (90 km/h), iar pentru a preveni blocajele, am definit pragul de 8 m/s (28.8 km/h) drept limita sub care traficul dintr-o zonă este considerat ambuteiaj și necesită deviere către culoarele adiacente.

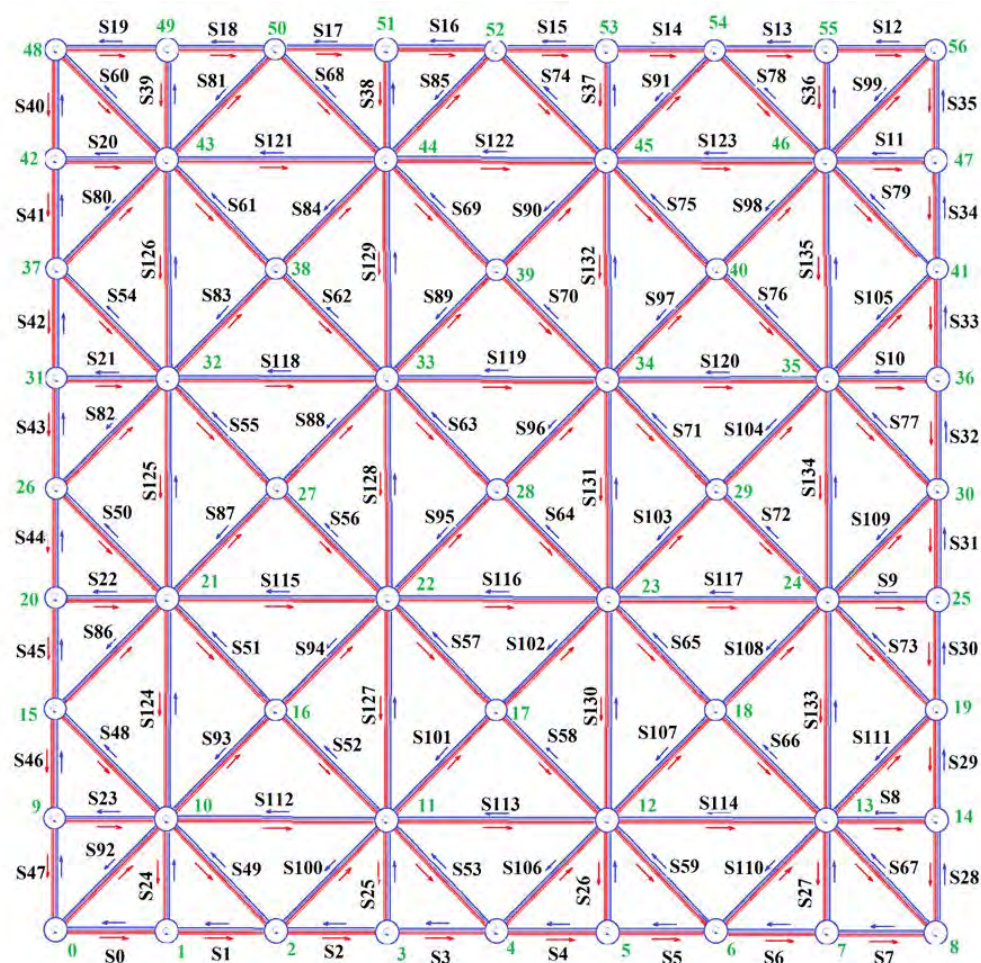


Fig. 22 – Arhitectura rețelei de coridoare pentru traficul aerian urban

Monitorizarea în timp real a traficului a fost proiectată să fie gestionată de un centru de comandă centralizat. Fiecare participant la trafic este monitorizat și transmite centrului de comandă poziția actuală, destinația, cererile de prioritate și, în caz de necesitate, raportează avarii care necesită aterizare imediată. Centrul de comandă determină pozițiile viitoare și ajustează traiectoriile pentru a asigura o circulație sigură și continuă, în special în caz de blocaje, când poate redirectiona traficul pe rute alternative.

Pentru a eficientiza gestiunea traficului în inelele giratorii, s-a creat o structură descentralizată de gestionare. Fiecare inel giratoriu este dotat cu propriul sistem de management, care este în

comunicare permanentă cu centrul de comandă și coordonează eșalonarea vehiculelor în funcție de condițiile de trafic. Intrarea și ieșirea vehiculelor din inel sunt reglementate astfel încât să se respecte o distanță minimă de 20 metri între vehicule, cu o viteză de 30 km/h (8.3 m/s) în inelul giratoriu. Fiecare inel dispune de echipamente de măsurare a distanței și de orientare, suplimentând informațiile GPS, pentru a asigura siguranța și precizia necesare în gestionarea traficului aerian.

În plus, pentru optimizarea traseului, s-a proiectat un algoritm de tip Dijkstra care identifică rutele optime pe baza densității traficului din rețea. Acest algoritm ia în considerare condițiile curente de trafic și adaptează rutele pe cele 270 de segmente, permițând UAV-urilor să navigheze pe trasee optime.

- *Analiza și implementarea dinamicii de control pentru UAV-uri operabile în U-Space*

Pentru a asigura o dinamică eficientă a vehiculului în rețeaua de mobilitate urbană, s-au dezvoltat legi de comandă adaptive, implementate prin algoritmi software specifici. În activitatea desfășurată, au fost detaliate componentele principale ale dinamicii evolutive, fiecare contribuind la performanța și stabilitatea vehiculului.

Urcarea și orientarea inițială: Etapa implică ridicarea vehiculului de la sol până la altitudinea de bază necesară deplasării. Odată ajuns la altitudinea de zbor, vehiculul se rotește în jurul axei sale verticale pentru a alinia axa longitudinală cu direcția traiectoriei planificate. A fost analizată și posibilitatea ca vehiculul să evolueze fără alinierea axei longitudinale cu direcția de zbor, ceea ce ar duce la o deplasare „în derapaj”, stabilă și adaptată condițiilor dinamice.

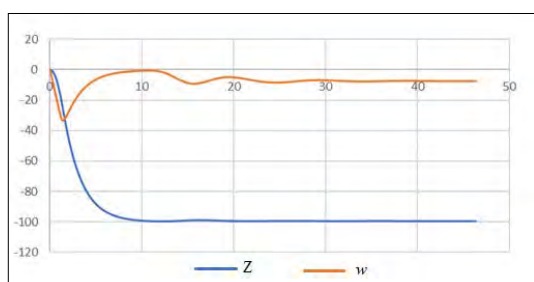


Fig. 23- Altitudinea și viteza Z și viteza verticală în sistemul body- w

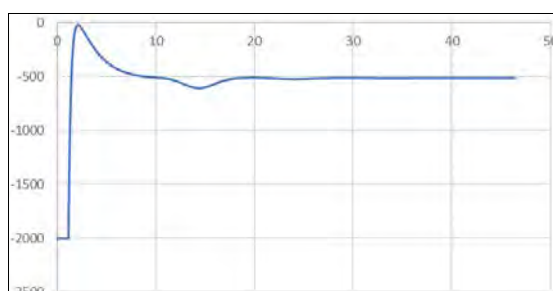


Fig. 24- Evoluția comenzii U_1 responsabilă cu urcarea la altitudinea dorită

Deplasarea în linie dreaptă și controlul vitezei: Această etapă presupune ca vehiculul să se deplaseze în linie dreaptă, menținând viteza optimă și ajustând-o pentru a păstra o distanță sigură față de vehiculul din față, chiar și atunci când viteza acestuia variază. Controlul vitezei este fin reglat pentru a permite opriri în „hover” (staționare în aer) fără oscilații, asigurând astfel stabilitatea vehiculului în condiții de trafic variabil.

Intrarea și evoluția în inelul giratoriu: Din poziția de staționare (hover) aflată la 20 m de inelul giratoriu, vehiculul se înscrie pe traiectoria circulară a inelului, menținând viteza maximă permisă. În timpul evoluției pe inel și la ieșirea din acesta, vehiculul ajustează constant viteza și corectează erorile de traiectorie, ceea ce asigură o tranziție fluidă și sigură.

Ieșirea din inel și realinierea pe traiectorie: După ieșirea din inelul giratoriu, vehiculul se încadrează pe noul segment de traiectorie în linie dreaptă. Monitorizarea continuă a erorilor de aliniere în culoarul de zbor contribuie la menținerea vehiculului pe traiectoria corectă, asigurând un flux de trafic coerent și sigur.

Evoluția pe segmentul de dreapta al traiectoriei la o gama de viteze dorite și oprirea înaintea intrării în inelul giratoriu.

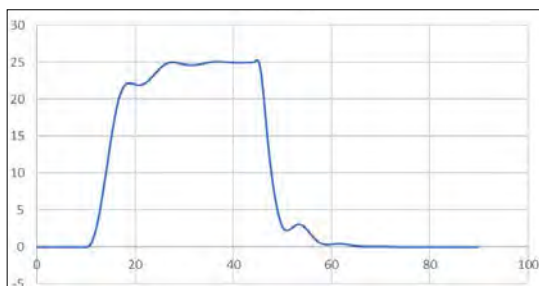


Fig. 25 - Viteza longitudinală- u in sistemul body in evoluția pe segmentul de dreapta.

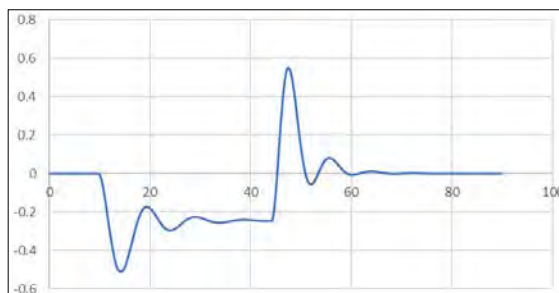


Fig. 26 - Variația unghiului de tangaj θ in evoluția pe segmentul de dreapta.

Evoluția cu vehicul premergător, păstrarea unei distanțe de siguranță, inclusiv oprirea.

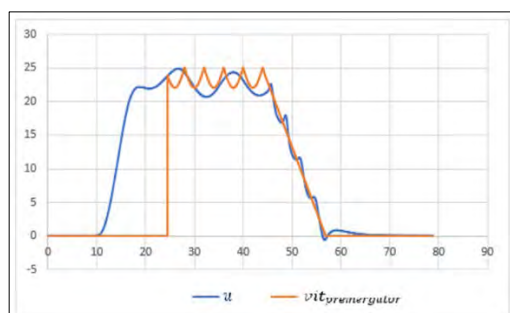


Fig. 27 - Viteza longitudinală și viteza premergătorului

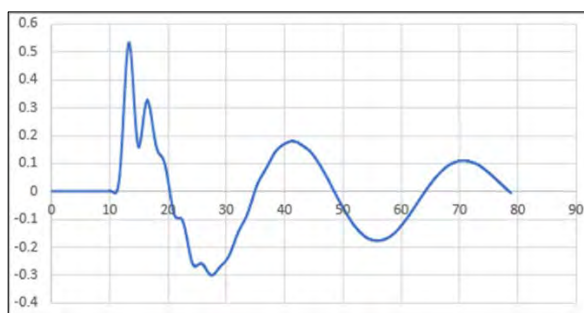


Fig. 28 - Abaterea față de axul culoarului de zbor

Intrarea, evoluția și ieșirea din inelul giratoriu

Pe parcursul acestei manevre, asigurarea continuității traiectoriei și menținerea siguranței sunt esențiale pentru încadrarea corectă și schimbarea direcției de zbor.

Graficul de mai jos, care ilustrează abaterea față de traiectoria prescrisă, arată o ieșire sigură din inelul giratoriu, cu o bună încadrare în culoarul de zbor. În această fază, eroarea inițială se situează între -5 și 5 metri față de axul culoarului, stabilizându-se ulterior, ceea ce confirmă o ajustare corespunzătoare a poziției vehiculului. În timpul evoluției pe inelul giratoriu, eroarea de poziționare are un semn negativ, ceea ce indică o poziționare mai aproape de centrul inelului decât de circumferința acestuia.

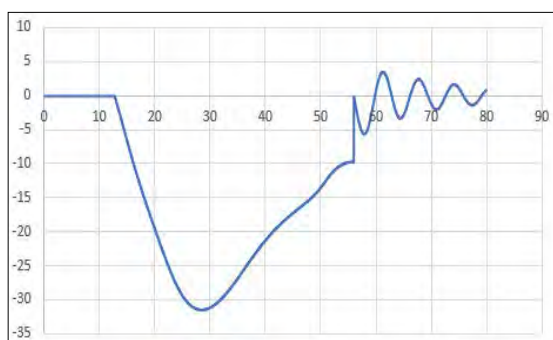


Fig. 29 - Abaterea de la traiectoria prescrisă

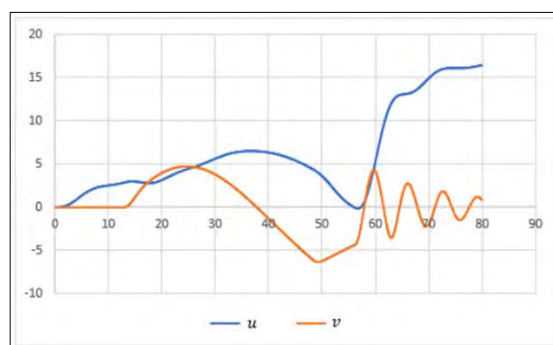


Fig. 30 - Vitezele u (longitudinala) și v (laterală)

Aterizarea

Pentru procedura de aterizare, se va aplica procedura „oprire la punct fix - hover”, cu o limitare a vitezei de deplasare a vehiculului (componentele u, v, w) care să nu depășească 1 m/s. Aceeași lege de comandă utilizată în cazul „decolării” va fi aplicată și aici, cu singura modificare că valoarea pentru Z_{dorit} va fi setată la 0 (altitudine zero, adică atingerea solului).

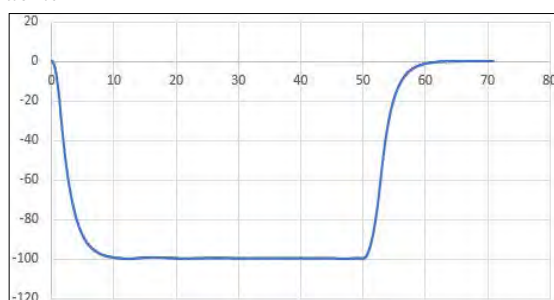


Fig. 31 – Variația înălțimii pe tot parcursul evoluției.

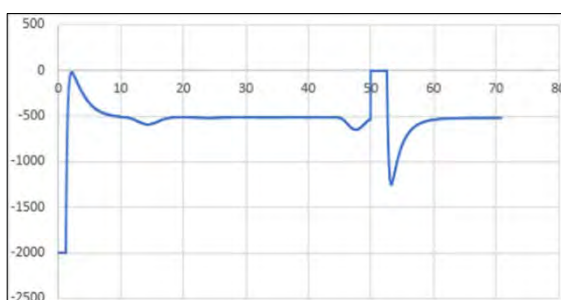


Fig. 32 – Comanda de menținere a altitudinii de bază U1

Studiul a demonstrat că urcarea vehiculului la altitudinea de bază (100 m) s-a realizat fără oscilații, folosind doar comenzile necesare pentru stabilitate și orientare. În timpul opririi, la o distanță sigură de 11 m față de intrarea în inelul giratoriu, vehiculul și-a menținut stabilitatea optimă, fără oscilații. Comanda longitudinală a asigurat păstrarea distanței de siguranță față de vehiculul premergător, chiar și în condiții de viteză variabilă, iar la intrarea și ieșirea din inelul giratoriu vehiculul s-a aliniat fără oscilații. În inel, vehiculul și-a menținut poziționarea interioară, fără a compromite siguranța. Procedura de aterizare s-a desfășurat eficient și stabil, confirmând pregătirea vehiculului pentru o nouă decolare. Concluziile au evidențiat stabilitatea și precizia controlului quadrotorului, validând eficiența algoritmilor dezvoltati.

- *Interconectarea mediilor de simulare a traficului aerian cu platformele de simulare a zborului*

În cadrul acestei activități, s-a început dezvoltarea unei aplicații Windows în limbajul C, concepută pentru monitorizarea și vizualizarea traficului aerian urban al vehiculelor de tip quadcopter. Aplicația este destinată afișării arhitecturii rețelei de trafic, incluzând coridoare de deplasare pentru fiecare sens și coridoare de urgență.

Cluster traseu interactiv: Fiecare inel din clusterul de trasee va funcționa ca o zonă touch-screen, permițând utilizatorului să efectueze selecții și să activeze opțiuni de zoom pentru vizualizarea detaliată a rețelei de coridoare.

Lista de detalii ale vehiculelor aflate în trafic: Utilizatorul va putea selecta vehicule individuale pentru a vizualiza traseul lor optimizat, bazat pe condițiile de trafic actuale pe fiecare segment, și parametrii dinamici ai evoluției vehiculului.

Acces la parametrii dinamici ai vehiculelor: Parametrii dinamici ai fiecărui vehicul vor fi înregistrați pentru a genera, la cerere, grafice detaliate ale evoluției vehiculului.

Selectia zoom pe fiecare segment din cluster: Ilustrează funcționalitatea de **zoom** a aplicației, este prezentată o vizualizare detaliată a rețelei de trafic aerian urban la nivelul unui segment selectat. Prin selectarea unui inel din clusterul traseu (zona touch-screen), utilizatorul poate accesa o imagine mărită a acelei zone specifice.

- *Realizarea aparatului integrat de pilotaj în interfața grafică*

Din aplicația grafică descrisă la activitatea anterioară, s-a realizat giroorizontul integrat pentru monitorizarea dinamicii vehiculului, oferind informații esențiale despre orientare, viteză și stabilitate în timp real. Afișajul include următoarele funcționalități:

Monitorizarea dinamicii vehiculului:



Fig. 35 – Giroorizont (monitorizarea dinamicii vehiculului)

- **Tangaj:** Afișarea liniei orizontului cu o scală de 5 grade indică unghiul de tangaj față de un reper fix al vehiculului;
- **Ruliu:** Giroorizontul prezintă un arc gradat de la 0 la ± 90 de grade, indicând unghiul de ruliu pentru o orientare precisă în spațiu;
- **Girație:** La partea superioară, o bandă gradată de la 0 la 360 de grade (cu indicatoare pentru direcțiile cardinale N, E, S, W) afișează unghiul de girație, cu o valoare numerică suprapusă;
- **Viteza reală:** O bandă verticală gradată în „m/s” în stânga display-ului, însoțită de o valoare numerică, arată viteza curentă;
- **Altitudinea:** O bandă verticală gradată în „m” în dreapta display-ului afișează altitudinea, cu o valoare numerică corespunzătoare;
- **Accelerația longitudinală:** O bară „magenta” pe banda vitezei indică predicția variației de viteză peste 6 secunde, oferind informații asupra schimbărilor viitoare ale vitezei;
- **Viteza pe verticală:** O altă bară „magenta” lângă banda altitudinii indică rata de urcare sau coborâre, cu o scală gradată în mii de metri/minut;
- **Viteza de girație:** Sub banda de girație, o bară orizontală „magenta” arată schimbarea estimată a direcției într-un interval de 6 secunde;
- **Indicator de glisadă (derapaj):** Deplasarea unei „bile” între repere verticale semnalează derapajul, indicând nealinierea pe axul coridorului de zbor;
- **Alte informații:** Display-ul oferă ora locală în partea stângă jos și presiunea barometrică în partea dreaptă jos.

Personalizarea giroorizontului: Giroorizontul a permis configurarea interfeței prin patru butoane de selecție în partea de jos a display-ului: *BUG:* A facilitat setarea repere pentru direcție, viteză și altitudine, ajustabile prin meniuri și opțiuni numerice.

- *BUG:* Setează repere pentru direcție, viteză și altitudine, ajustabile prin meniuri și opțiuni numerice;
- *TOGGLE:* Activează/dezactivează diverse elemente de afișaj (cum ar fi banda vitezei, rata de girație, indicatorul de altitudine), facilitând personalizarea afișajului;
- *BARO:* Setează presiunea barometrică la decolare;
- *EXIT:* Revine la ecranul principal.

În anul 2024, în cadrul proiectului **PN 23 17 06 03 – „Concepte avansate pentru Advanced Air Mobility (AAM) si Unmanned Aircraft Systems (UAS) Traffic Management (UTM)”**, s-au realizat progrese semnificative pentru gestionarea traficului aerian urban autonom, incluzând dezvoltarea algoritmilor de evitare a coliziunilor, modelarea coridoarelor de trafic și optimizarea dinamicii UAV-urilor. Totodată, s-a început realizarea unei aplicații de monitorizare a traficului, finalizându-se componenta de giroorizont, iar restul funcționalităților fiind în curs de implementare. Toate obiectivele aferente anului 2024 au fost astfel îndeplinite cu succes, asigurând un cadru tehnologic robust pentru mobilitatea aeriană avansată.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 07 01:

Pornind de la rezultatele obținute în proiectul Nucleu precedent, dar și în proiecte europene, tematica actuală a proiectului pune accent pe tehnologii/metode de control aplicate în robotica spațială. În proiectul “Tehnologii avansate de control pentru aplicații spațiale robotizate” sunt abordate două direcții de cercetare principale, ambele reprezentând tehnologii ce sunt intens studiate la nivel european și chiar global. Prima direcție are ca scop final validarea în zbor a unui algoritm de planificare on-line a traiectoriei unui vehicul cu aterizare și decolare verticală. Cea de-a doua direcție validează prin încercări de laborator, o misiune de recuperare a unui satelit cu ajutorul unui braț robotic.

Se urmărește creșterea competențelor în domeniul spațial aplicând tehnologii moderne de sinteză, simulare, generare și compilare automată software-ului de zbor, software care poate fi testat pe un vehicul demonstrator de vehicul lansator și în laboratorul spațial al institutului.

Proiectul aplică un mod de derulare incremental care pornește de la studii teoretice către modelări matematice, sinteza sistemelor de control în circuit închis, validări software, validări prin încercări în zbor sau în laboratoare dedicate misiunilor spațiale.

Se utilizează metode moderne de sinteză a legilor de control, validate prin simulări numerice și metode de generare automată de cod, folosind pachetul programe Matlab/Simulink.

De asemenea, în proiect sunt incluse și validări prin teste experimentale pe un vehicul cu aterizare și decolare verticală, dar și teste cu roboții industriali, parte a laboratorului spațial INCAS.

Etapă a treia proiectului este prima dintre etapele proiectului dedicate obiectivului de întări capacitățile INCAS de cercetare-dezvoltare și inovare în domeniul spațial, în special în sub-domeniul tehnologiilor spațiale. Partea a doua proiectului are ca temă realizarea experimentală a unei misiuni de andocare în cadrul laboratorului INCAS – ECOTECH din Măneciu Prahova. În cadrul acestui laborator există doi roboți industriali care se pot utiliza în simularea experimentelor spațiale. Pentru a atinge acest scop, această fază face un studiu dedicat unei misiuni de recuperare a unui satelit nefuncțional, necooperant folosind un alt satelit/vehicul/navă echipat(ă) cu un braț robotic și propune metode de

control, așa cum rezultă din literatura de specialitate, metode care intervin în misiuni de recuperare a obiectelor spațiale nefuncționale.

Se menționează că acest obiectiv al proiectului se concentrează pe sinteza și implementarea controlului și mai puțin pe realizarea unui hardware utilizat în misiuni reale. Se aduc în prim plan două probleme de control: dirijarea optimă din punct de vedere al consumului de combustibil și determinarea vitezei unui satelit non cooperant. Partea a doua din etapa a III-a, prezintă a soluție constructivă a unui manipulator care se va realiza în etapele următoare ale proiectului pentru a fi utilizat în experimentul de andocare.

Etapa a treia a proiectului este împărțită în trei capitole.

Subcapitolul 2.1 Studiul cercetărilor în domeniu. Analiza comparativă a metodelor de control descrie problema de control optimă formulată pentru o misiune de dirijare către un satelit nefuncțional.

Secțiunea aduce în prim plan rezultatele obținute în domeniul controlului optimă cu aplicații în domeniul spațial. În ultimii zece ani, rezultatele din teoria optimizării convexe au făcut posibilă implementarea algoritmilor de control optimă pe un hardware cu putere de calcul adecvată. Termenul de dirijare online și control (computational guidance and control) (CGC) a apărut recent în literatura de specialitate pentru a se face referire la metodele de calcul care rulează în timpul misiunii (online).

Toate aplicațiile de dirijare *Figura 12* definesc o problemă de optimizare în care se urmărește să se maximizeze/minimizeze un indice de performanță sau indice de performanță:

$$\min_x J(x) \text{ s. t.} \quad (1)$$

$$x \in C$$

în care $J: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}$ este funcția cost, $x \in C$ este mulțimea punctelor fezabile (domeniul de definiție al funcției cost pentru care sunt verificate constrângerile de optimizare), iar x este mulțimea variabilelor de optimizare.

Formularea generică din (1), [1] se poate aplica pentru o misiune de tip andocare, fie andocare cargo-stație spațială (ISS International Space Station), fie o misiune de andocare/captură robot-satelit. S-a ales definirea matematică a acestor misiuni în domeniul matematic al optimizării convexe, deoarece acest aparat matematic, pune la dispoziție inginerului practician cadrul natural de formulare al constrângerilor ce intervin în misiunile menționate.

$$\min_{t_f, u} L_f(x(t_f), t_f) + \int_0^{t_f} L(x(\tau), u(\tau), \tau) d\tau \quad (2)$$

cu constrângerile:

$$\dot{x}(t) = f(x(t), u(t), t), \forall t \in [0, t_f] \quad (3)$$

$$g(x(t), u(t), t) \leq 0, \forall t \in [0, t_f] \quad (4)$$

$$b(x(0), x(t_f), u(t_f)) = 0 \quad (5)$$

Calculul controlului optimă înseamnă determinarea funcției $u(t)$, care minimizează indicele de performanță (2), în același timp cu îndeplinirea condițiilor (3) (5). Starea sistemului, $x(t) \in \mathbb{R}^{n_x}$ variază în timp ($t \in [0, t_f]$) conform sistemului dinamic, (4) ($f: \mathbb{R}^{n_x} \times \mathbb{R}^{n_u} \times \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{R}^{n_x}$), cu vectorul de control $u(t) \in \mathbb{R}^{n_u}$. Condițiile temporale la limită sunt specificate prin funcția, $b: \mathbb{R}^{n_x} \times \mathbb{R}^{n_u} \times \mathbb{R} \rightarrow \mathbb{R}^{n_b}$.

Există două tipuri de metode de rezolvare [1]. Mode directe în care problema (2)-(5) este discretizată la momente finite de timp și se transformă într-o problemă de optimizare parametrică, în

timp ce cel de al doilea tip de metodă, (metodele indirecte), implica rezolvarea problemelor cu constrângeri la două momente de timp (condiții impuse variabilelor de stare și costărilor), momentul de timp inițial și respectiv final. În literatura de specialitate, aceste probleme se numesc probleme cu două condiții limită (TPBVP - two-point boundary conditions). Numeric, problemele TPBVP sunt rezolvate prin metode de tip shooting, metode care apar în sinteza controlului prin metoda programării dinamice a lui Bellman și prin metoda principiului maximului a lui Pontriaghin. Aceste din urmă două metode se adaugă metodei calculului variațional, respectiv ecuația Euler-Lagrange.

Subcapitolul 2.2 Controlul de urmărire a unei ținte în mișcare cu sisteme robotice pe baza de observer stabil detaliază o metodă prin care se estimează poziția și viteză unui obiect nefuncțional utilizând funcțiile vectoriale Liapunov.

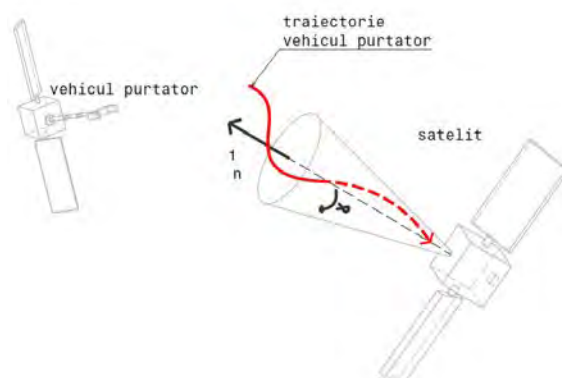


Figura 12 Coridor de apropiere

Subcapitolul 2.2 Controlul de urmărire a unei ținte în mișcare cu sisteme robotice pe baza de observer stabil detaliază o metodă prin care se estimează poziția și viteză unui obiect nefuncțional utilizând funcțiile vectoriale Liapunov.

Se simulează traiectoria unui satelit țintă care se deplasează cu o viteză dată. Se calculează controlul (forța) necesar aplicat vehiculului purtător astfel încât acesta din urmă să ajungă la viteza țintei și tindă asimptotic la distanță relativă nulă. Pentru dinamica vehiculului purtător s-a impus o distanță relativă față de țintă care reprezintă condiția inițială a sistemului de ecuații diferențiale pentru vehiculul purtător. Rezultatele simulării sunt date în Figura 13 și Figura 14

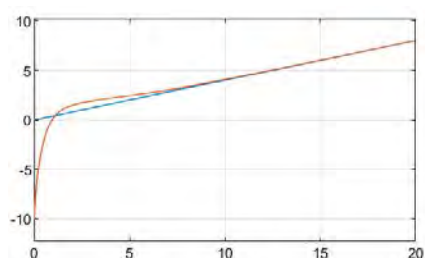


Figura 13 Poziție Țintă (albastru) poziție Vehicul (roșu)

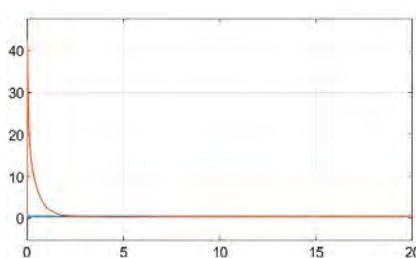


Figura 14 Viteză Țintă (albastru) viteză Vehicul (roșu)

Subcapitolul 2.3 definește cerințele pe care trebuie să le îndeplinească sistemul de control.

În spațiul extraterestru manevra de andocare a satelitului captură se realizează automat. Această manevră constă într-o succesiune de manevre elementare:

- Alinierea navei spațiale purtătoare a brațului robotic cu satelitul captură.

- Extinderea brațului robotic în poziția de lucru, după o geometrie care sa fie adaptată dimensiunilor satelitului
- Plasarea navei purtătoare față de satelit la o distanță corespunzătoare astfel încât să intre în raza de acțiune a brațului robotic.
- Sincronizarea vitezei de rotație a navei purtătoare cu viteza de spin a satelitului.
- Poziționarea suprafeței de contact a segmentului de capăt a brațului robotic astfel încât să asigure suprafața maximă de contact cu fețele satelitului.
- Prinderea satelitului prin strângerea brațului extensibil până la asigurarea fixării satelitului între segmentele de capăt ale brațului.
- Deplasarea satelitului într-o poziție de transport prestabilită.

Subcapitolul 2.4.1 Simulator andocare satelit descrie proiectul unui manipulator format din două brațe robotice care vor fi comandate pentru a realiza acroșarea muckp-ului unui satelit nefuncțional. În *Tabelul 1* sunt date componentele simulatorului din *Figura 15*.

Tabelul 1 Componenta simulator andocare

Simulator navă spațială		Simulator satelit	
1	Robot tip ABB 7600	5	Robot tip ABB 7600
2	Braț robotic	4	Suport satelit
		3	Satelit

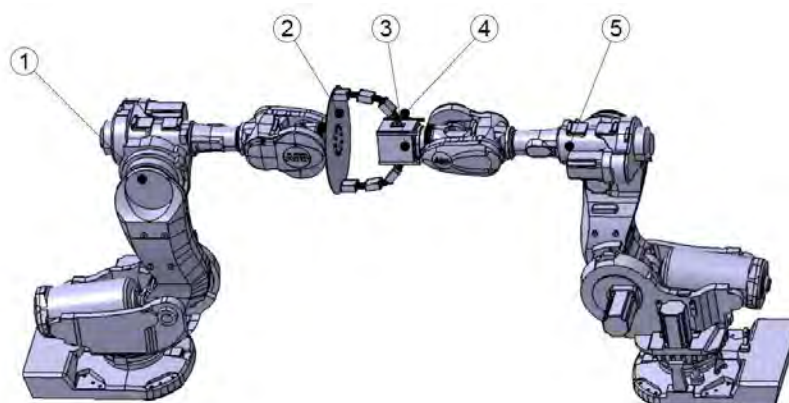


Figura 15 Simulator andocare

Etapa a IV-a a proiectului este a doua dintre etapele proiectului dedicate obiectivului de a întări capacitățile INCAS de cercetare-dezvoltare și inovare în domeniul spațial, în special în subdomeniul tehnologiilor spațiale. Proiectului are ca temă realizarea experimentală a unei misiuni de andocare în cadrul laboratorului INCAS – ECOTECH din Măneciu Prahova. În cadrul acestui laborator există doi roboți industriali care se pot utiliza în simularea experimentelor spațiale. Pentru a atinge acest scop, această fază este dedicată testelor funcționale cu robotul cu rolul de vehicul spațial din cadrul laboratorului spațial INCAS Măneciu. Principalul obiectiv este comanda robotului printr-un calculator de proces, astfel încât traiectoria urmată de efectorul robotului sa fie similară unei misiuni de andocare, deci în această etapă intermediară, se realizează programele necesare de calcul al traiectoriei și de comunicare cu sistemul de control al robotului.

S-a demonstrat experimental că acest robot poate să urmeze o traiectorie determinată pe un sistem (embedded) separat de controller-ul cu care este echipat robotul.

În a doua parte a proiectului, se descrie un model matematic pentru vehicul aerian de mici dimensiuni propulsat de un motor cu reacție, denumit VADV – vehicul cu aterizare și decolare verticală.

Obiectivul etapei a constat în realizarea și implementarea unui algoritm de calcul pentru determinarea unei traiectorii care să poată fi reprodusă în condiții de laborator de robotul ABB 7600, mai exact de efectorul robotului. Această traiectorie reprezintă o traiectorie optimă din punct de vedere al combustibilului și se dorește să reprezinte traiectoria unei nave spațiale într-o misiune de recuperare a unui obiect spațial necooperant. Se definesc punctele de start, respectiv final și se cere staționarea în apropierea obiectului necooperant cu o masă maximă, având în vedere consumul specific al motorului.

Deoarece misiunea de andocare nu este definită în această etapă a proiectului, pentru verificarea funcționalității robotului, se calculează o traiectorie de aterizare, realizată de un vehicul cu aterizare și decolare verticală, Figura 16, care poate fi reprodusă de robotul industrial. Cu alte cuvinte, mișcarea robotului (a endeffector-ului) reprezintă traiectoria unui punct material, centrul de greutate al vehiculului, din punctul de start $\vec{P}0 = [5 \ -1.716 \ 2] \text{ [m]}$, viteză zero, la punctul $\vec{P}1 = [6 \ -1.716 \ 0.5] \text{ final [m]}$ și viteză nulă. Aceste puncte sunt definite având în vedere condițiile din laboratorul INCAS Ecotech.

Calculatorul de proces este o placă de dezvoltare de tip Raspberry PI, model B3+, bazat pe un procesor ARM pe care rulează un sistem de operare Linux (Raspberry PI OS). Pe acest calculator a fost implementat algoritmul de calcul al traiectoriei și driverul de comunicație cu robotul ABB 7600.

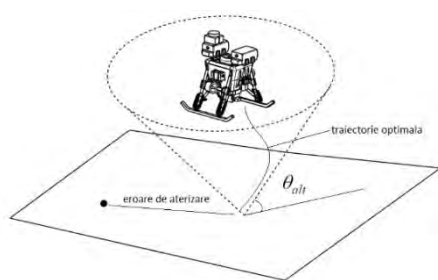


Figura 16 Vehicul cu aterizare și decolare verticală

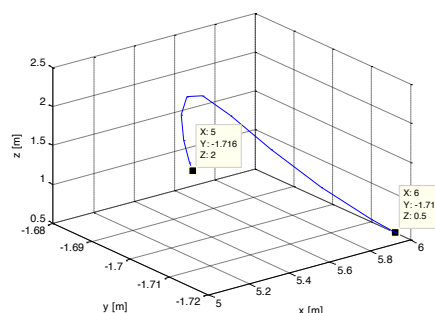


Figura 17 Traiectorie 3D vehicul

Etapa a IV-a structurată în cinci capitole, prezintă în subcapitolul 2.1 „Teste funcționale în circuit deschis cu roboții industriali. Planificarea traiectoriilor de mișcare” algoritmul de sinteză a traiectoriei de referință, prezentată în Figura 17. Rezultatele obținute cu acest algoritm “in house”, sunt comparate cu valorile numerice din software-ul CVX folosit pentru a rezolva aceeași problemă de optimizare convexă.

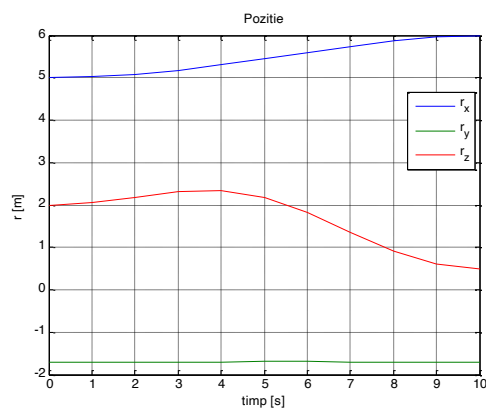


Figura 18 Traiectorie vehicul

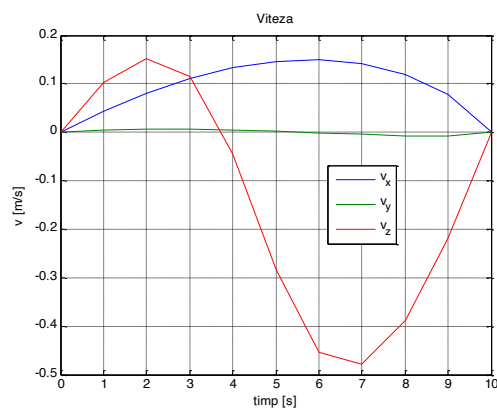


Figura 19 Viteză vehicul

Traectoria optimă este prezentată în Figura 18 și Figura 19.

În Subcapitolul 2.2 “Dezvoltare de software de interfață (drivere) dintre calculatorul de bord și roboții industriali” se prezintă principalele obiective ale etapei. Cel mai important obiectiv a fost realizarea comunicație dintre un calculator de proces , în acest caz, o placă de dezvoltare de tip Raspberry PI, model B3+ și controllerul (IRC 5) al robotului industrial ABB 7600, echipamente aflate în dotarea platformei Echotech INCAS Măneciu. Comunicația dintre programe (programul care rulează pe calculatorul de bord și cel care rulează pe controllerul IRC 5) s-a testa mai întâi în mediu virtual utilizând software-ul RobotSim. Figura 20.

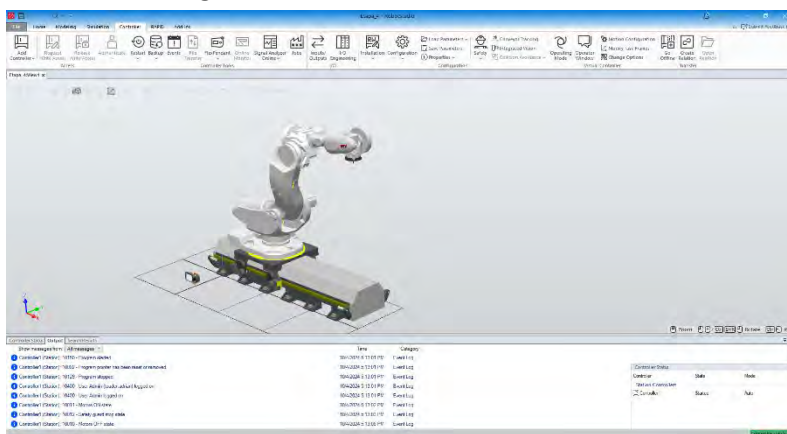


Figura 20 Captură de imagine din software-ul RobotSim

Următorul pas a fost realizarea experimentelor prevăzute în această etapă în laboratorul spațial INCAS MĂNECIU.

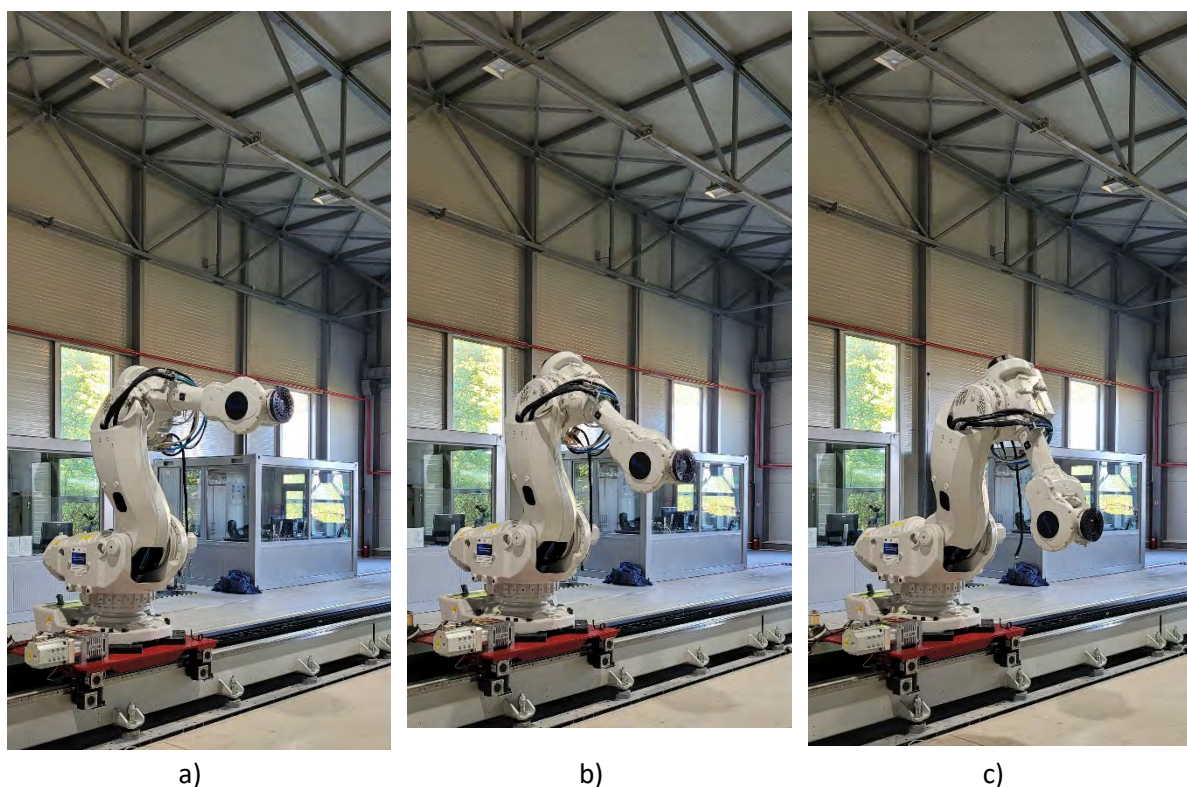


Figura 21 Secvențe de mișcare pe traiectoria comandată

În Figura 21 sunt secvențe surprinse în timpul experimentelor.

Subcapitolul 2.3 “Sincronizarea echipamentelor prin intermediul calculatorului de proces” descrie metoda de sincronizare dintre echipamente (calculatorul de proces, Figura 22 și controllerul robotului)

Conform diagramei din, Figura 23, definesc vectorul de poziție de start $\vec{P}0 = [x(0) \ y(0) \ (0)]^T$, respectiv vectorul de poziție țintă $\vec{P}1 = [x(N) \ y(N) \ (N)]^T$. Viteza de start și viteza țintă sunt nule. Se calculează traiectoria de deplasare a robotului, formată din ($N = 11$) puncte (inclusiv punctele de start și țintă). De asemenea, algoritmul de optimizare furnizează și viteza în punctele



Figura 22 Calculator de proces

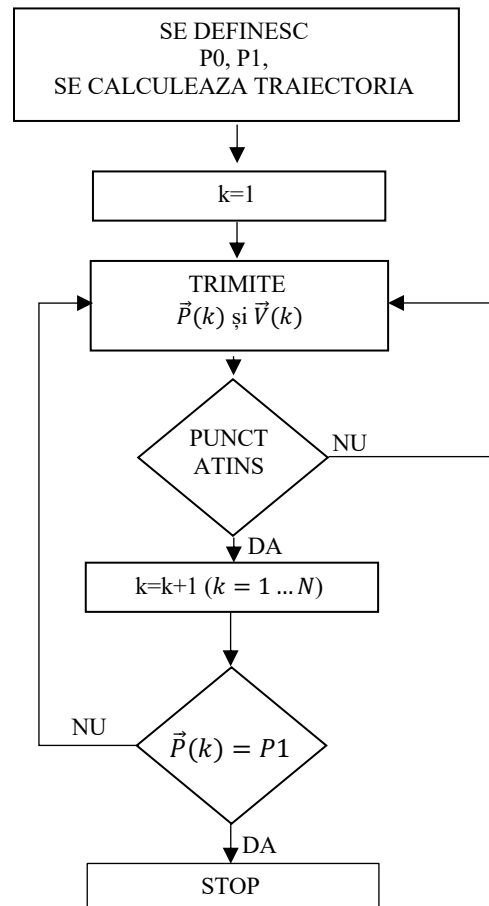


Figura 23 Digramă de sincronizare

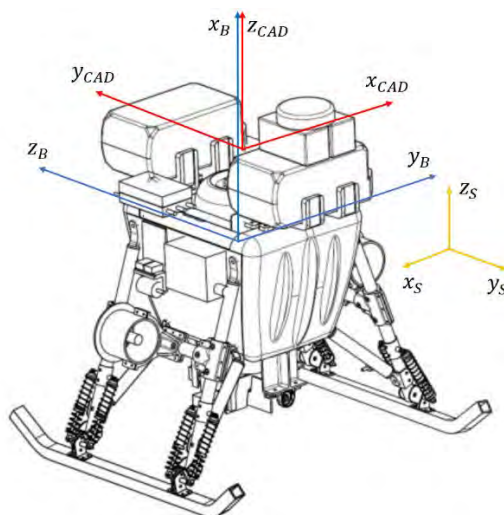


Figura 24 Vehicul cu aterizare și decolare verticală

de intermediare. Aceste valori de poziție și viteză sunt stocate în două variabile de tip vector, variabile care sunt indexate prin contorul k . Incrementarea contorului se face în momentul când robotul (punctul material de ultimul braț al robotului) atinge punctul comandat. Pentru incrementare, controllerul robotului trimite prin TCP/IP (folosind socket-urile TCP/IP) către calculatorul de proces

caracterul special “#”. La fiecare moment de timp este testată în programul valoarea contorului k prin comparație cu valoarea numărului de puncte de pe traiectorie. Programul se încheie atunci când $k = N$

Subcapitolul 2.4, „Definirea, implementarea și testarea procedurilor de oprire în condiții de siguranță” descrie opțiunile de oprire de siguranță implementate în laboratorul spațial. Sunt implementate două nivele de siguranță hardware și software.

Ultimul capitol este dedicat primului obiectiv al proiectului și prezintă un model matematic al unui vehicul cu aterizare și decolare verticală, Figura 24, vehicul care a fost testat în etapa a II-a proiectului. Se au în vedere îmbunătățirea modelului matematic și a sistemului de control.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 07 02:

În acest proiect propunem dezvoltarea de concepte pentru vehicule spațiale de tip microlansatoare reutilizabile ce rezultă dintr-un proces complex de optimizare multidisciplinară. Configurațiile optime ale microlansatoarelor vor fi definitive având în vedere proiectarea preliminară multidisciplinară, analiza de reintrare în atmosferă și recuperare a treptelor inferioare, analiza structurală, analiza de cost și de piață a microlansatoarelor pentru asigurarea competitivității acestora pe segmentul corespunzător.

Proiectul curent propune tehnologii esențiale pentru asigurarea recuperării primei trepte și ulterior reutilizarea acesteia utilizând tehnici de retropropulsie. Această tehnologie demonstrată cu succes de compania americană SpaceX este cea care a revoluționat industria spațială la nivel mondial. Alte tehnologii ce vor fi studiate în cadrul acestui proiect sunt legate de conceptul unui tren de aterizare retractabil care permite aterizarea la punct fix a primei trepte a microlansatorului, dar și de utilizarea aripioarelor de tip “grid fins” pentru asigurarea unui control aerodinamic sporit pe parcursul traiectoriei descendente.

Obiectivul general al proiectului îl reprezintă elaborarea de concepte de microlansatoare reutilizabile capabile de o reintrare cu succes în atmosferă și recuperare a treptelor inferioare pentru o utilizare ulterioară.

Pentru îndeplinirea tematicii asociate proiectului „**Concepte de microlansatoare spațiale reutilizabile și studiul reintrării acestora în atmosferă**” este avută în vedere atingerea a cinci obiective specifice orizontului de timp 2023-2026, în strânsă corelație cu obiectivul Programului Nucleu:

- **Obiectiv specific 1:** Definire metodologie de concepție microlansator spațial reutilizabil;
- **Obiectiv specific 2:** Analiza reintrării în atmosferă a lansatorului;
- **Obiectiv specific 3:** Dezvoltare capabilități de optimizare multidisciplinară a vehiculelor de tip microlansator reutilizabil;
- **Obiectiv specific 4:** Definire concept de microlansator reutilizabil nominal și determinarea performanțelor orbitale;
- **Obiectiv specific 5:** Elaborare plan de dezvoltare pentru fabricația microlansatorului reutilizabil și definirea infrastructurii necesare operării în siguranță a acestuia.

Cele cinci obiective specifice menționate anterior vor fi atinse prin adoptarea fazelor de lucru, fiecare dintre acestea având activitățile ei aferente, fiind prezentate în continuare:

- ✓ Faza 1. Studiu privind principalele aspecte necesare proiectării preliminare a soluțiilor constructive corespunzătoare microlansatoarelor spațiale reutilizabile
 - Activitatea 1.1 Detalierea algoritmului de optimizare multidisciplinară
 - Activitatea 1.2 Definirea unui concept de microlansator clasic

- Activitatea 1.3 Impactul combustibilului utilizat asupra caracteristicilor lansatorului
- Activitatea 1.4 Definirea conceptului de reutilizabilitate în contextul microlansatoarelor
- Activitatea 1.5 Identificarea direcțiilor de cercetare necesare extinderii capabilităților algoritmului de optimizare multidisciplinară pentru generarea conceptelor de lansatoare reutilizabile
- ✓ Faza 2. Analiza fenomenelor aerotermodinamice specifice recuperării lansatorului. Analiza reintrării în atmosferă a treptelor
 - Activitatea 2.1 Analiza reintrării în atmosferă a treptelor inferioare
 - Activitatea 2.2 Studiu asupra provocărilor retropropulsiei utilizând modele de înaltă fidelitate de tip CFD
 - Activitatea 2.3 Analiza reintrării în atmosferă a treptei superioare
- ✓ Faza 3. Extinderea capabilităților de analiză aerodinamică pentru cazul lansatoarelor spațiale reutilizabile
 - Activitatea 3.1 Estimarea caracteristicilor aerodinamice ale configurațiilor de întoarcere
 - Activitatea 3.2 Impactul aerodinamic al aripioarelor de tip grilă (grid fins)
 - Activitatea 3.3 Estimarea caracteristicilor aerodinamice în apropierea solului
- ✓ Faza 4. Extinderea capabilităților simulatorului de mișcare pentru recuperarea treptelor în condiții de siguranță
 - Activitatea 4.1 Definirea fazelor cheie în recuperarea treptelor inferioare
 - Activitatea 4.2 Dezvoltarea și implementarea modelelor dinamice necesare recuperării treptelor inferioare de la locația de lansare
 - Activitatea 4.3 Dezvoltarea și implementarea modelelor dinamice necesare recuperării treptelor inferioare de la o locație secundară
- ✓ Faza 5. Extinderea capabilităților algoritmului de optimizare multidisciplinară și definirea unei metodologii de estimare a costului vehiculului de tip lansator spațial
 - Activitatea 5.1 Definirea și implementarea modelelor matematice pentru dimensionarea componentelor adiționale necesare reutilizării microlansatoarelor
 - Activitatea 5.2 Estimarea costului vehiculului de tip microlansator
- ✓ Faza 6. Definirea unei familii de microlansatoare reutilizabile pentru diverse misiuni cheie. Selecția conceptului de microlansator reutilizabil nominal
 - Activitatea 6.1 Definirea cerințelor de proiectare preliminară
 - Activitatea 6.2 Prezentarea soluțiilor constructive obținute
 - Activitatea 6.3 Selecția conceptului de microlansator reutilizabil nominal
- ✓ Faza 7. Studii adiționale privind microlansatorul reutilizabil propus
 - Activitatea 7.1 Elaborarea conceptului CAD și realizarea desenelor de execuție pentru structura principală a microlansatorului
 - Activitatea 7.2 Realizarea analizelor structurale preliminare
 - Activitatea 7.3 Validarea misiunii folosind un simulator de mișcare 6DOF
 - Activitatea 7.4 Studiu detaliat al reintrării vehiculului în atmosferă
- ✓ Faza 8. Definirea planului de dezvoltare pentru prototipul microlansatorului reutilizabil

- Activitatea 8.1 Definirea listei componentelor microlansatorului ce pot fi produse sau achiziționate local
- Activitatea 8.2 Definirea infrastructurii necesare operării în siguranță a microlansatorului reutilizabil în România

Sucesiunea de derulare a etapelor proiectului este evidențiată în Figura 25.

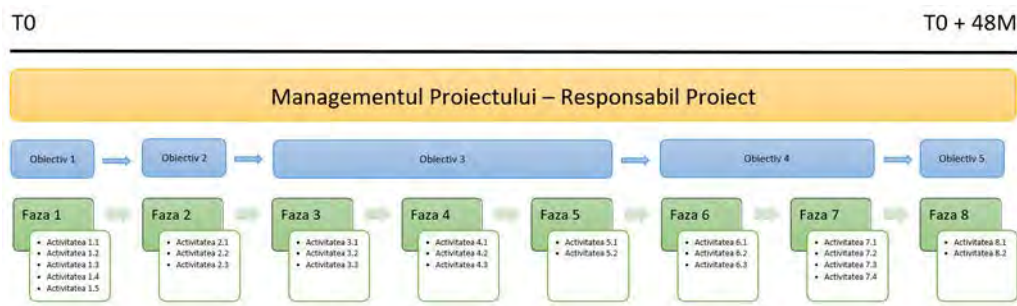


Figura 25 Diagrama structurii de alocare a activităților

Conform propunerii de proiect, activitățile anterior prezervate se vor derula pe o durată de 4 ani (48 luni) începând cu anul 2023 într-o manieră succesivă, fiind evidențiată în diagrama Gantt din Figura 26.

	2023												2024											
	Ian	Feb	Mar	Apr	Mai	Iun	Iul	Aug	Sep	Oct	Nov	Dec	Ian	Feb	Mar	Apr	Mai	Iun	Iul	Aug	Sep	Oct	Nov	Dec
Faza 1																								
Faza 2																								
Faza 3																								
Faza 4																								
Faza 5																								
Faza 6																								
Faza 7																								
Faza 8																								

Figura 26 Diagrama Gantt proiect

Rezultatele preconizate pentru atingerea obiectivelor proiectului sunt strâns legate de extinderea capacităților de cercetare aerospațială și creșterea competitivității INCAS pe plan național și european, încadrându-se în următoarele categorii:

- Documentații, studii și lucrări;
- Procedee, metode;
- Produse informatice;
- Colecții și baze de date;
- Planuri și scheme;
- Cerere model industrial OSIM.

Ca rezultate generale în cadrul proiectului se are în vedere creșterea capacităților INCAS prin următoarele acțiuni:

- Angajarea a minim 2 tineri cercetători în cadrul institutului, angrenați în tematici aferente domeniului spațial;
- Definirea unei metodologii de concepție pentru vehiculele de tip microlansator spațial reutilizabil;
- Dezvoltarea uneltelor de calcul specifice analizei reintrării vehiculelor în atmosferă;
- Dezvoltarea unui cadru de calcul numeric multidisciplinar care să includă posibilitatea recuperării treptelor inferioare, relevant în cazul aplicațiilor de lansatoare reutilizabile;

- Depunerea unei cereri de model industrial către OSIM pentru conceptul de microlansator reutilizabil propus;
- Elaborarea unui plan de dezvoltare pentru fabricația microlansatorului reutilizabil propus;
- Definirea infrastructurii de sol necesare operării în siguranță a microlansatorului.

În cadrul acestui proiect vor fi întocmite **8 rapoarte tehnice** (câte unul aferent fiecărei faze) pe baza a numeroase **studii individuale** realizate în orizontul de timp 2023-2026. Se urmărește **definirea unei metodologii de concepție** aferentă proiectării preliminare a unui microlansator reutilizabil folosind **procedee numerice de tip optimizare disciplinară și multidisciplinară**. **Metode numerice** de analiză a reintrării vehiculelor spațiale în atmosferă alături de codurile de calcul aferente (**produse informatice**) vor fi dezvoltate, ce vor putea fi folosite ulterior și în cadrul altor proiecte. Totodată, vor fi definite **baze de date numerice** pentru principalele caracteristici aerodinamice ale configurațiilor de reîntoarcere. Către finalul proiectului, după selecția lansatorului nominal, va fi realizat **un plan de dezvoltare** pentru producerea întregului sistem alături de o definire a infrastructurii necesare operării în siguranță a acestuia. Este avută în vedere și depunerea unei **cereri de model industrial către OSIM** pentru conceptul de microlansator reutilizabil rezultat în urma proiectului.

Pentru anul 2024 s-a dorit finalizarea cu succes a fazelor 3-4 ale proiectului PN 23 17 07 02.

În cadrul **raportului tehnic** aferent Fazei 3, intitulat „Extinderea capabilităților de analiză aerodinamică pentru cazul lansatoarelor spațiale reutilizabile”, au fost expuse principalele aspecte necesare extinderii capabilităților de analiză aerodinamică pentru cazul lansatoarelor spațiale reutilizabile, cu accent atât pe **dezvoltarea unor modele matematice** simplificate (modele analitice și semi-empirice), cât și pe metode de înaltă fidelitate de tip CFD (simulări numerice). Au fost realizate **studii numerice** privind estimarea caracteristicilor aerodinamice ale configurațiilor de întoarcere (aferente primei trepte reutilizabile a unui microlansator). Au fost astfel definite **baze de date numerice** pentru principalele caracteristici aerodinamice ale configurațiilor de reîntoarcere. Au fost, de asemenea, dezvoltate modele matematice și unelte de calcul (**produse informatice**) pentru analiza impactului aerodinamic al aripioarelor de tip grilă (“grid fins”). S-au utilizat tehnici de înaltă fidelitate de tip CFD pentru realizarea unei analize detaliate a interacțiunii jet - sol - vehicul.

Pentru cea de-a patra fază a proiectului s-a urmărit elaborarea unui **raport tehnic** intitulat „Extinderea capabilităților simulatorului de mișcare pentru recuperarea treptelor în condiții de siguranță” în care au fost expuse principalele aspecte necesare extinderii capabilităților de simulare a mișcării implementat în cadrul algoritmului de optimizare multidisciplinară (OMD). A fost dezvoltată o **metodologie** de optimizare a misiunilor de recuperare a treptelor inferioare ce are în vedere minimizarea cantității de combustibil necesară. Recuperarea se poate face atât de la locația de lansare, cât și de la o locație secundară. Au fost **dezvoltate și implementate modele dinamice** necesare recuperării treptelor inferioare de la locația de lansare și de la o locație secundară, plecând de la un model simplificat cu 3 grade de libertate (3DOF). Au fost **definite fazele cheie** în recuperarea treptelor, acestea fiind apoi implementate în cadrul unui cod de calcul (**produs informatic**). S-au realizat **simulări numerice** de tip optimizare disciplinară pentru a obține o traiectorie de referință pe care treapta inferioară o va urma pentru a ajunge la locația de aterizare.

Fazele 3 și 4 ale proiectului au fost finalizate cu succes pe parcursul anului 2024, fiind predate următoarele documentele necesare (pentru fiecare din cele două faze):

- Raport de activitate (Anexa 10);
- Lucrarea în extenso;

- Specificația de lucru;
- Fișa de evidență a rezultatelor cercetării.

În continuare sunt prezentate pe scurt rezumatele celor două faze specifice anului 2024.

FAZA 3 / 2024

Raportul tehnic intitulat „**Extinderea capabilităților de analiză aerodinamică pentru cazul lansatoarelor spațiale reutilizabile**” constituie Faza 3/2024 a Proiectului “**Concepte de microlansatoare spațiale reutilizabile și studiul reintrării acestora în atmosferă**”, Cod Proiect PN 23-17-07-02, Contract 36N/2023 din cadrul Programului Nucleu INCAS: “*Cercetări avansate pentru creșterea competitivității și capacității de concepție, analiză și expertiză specifică în domeniul aerospațial - AEROEXPERT 2023-2026*”.

Acest raport prezintă principalele aspecte necesare extinderii capabilităților de analiză aerodinamică pentru cazul lansatoarelor spațiale reutilizabile, cu accent atât pe dezvoltarea unor modele matematice simplificate (modele analitice și semi-empirice), cât și pe metode de înaltă fidelitate de tip CFD (simulări numerice). Raportul curent este alcătuit din 7 capitole cărora li se adaugă o listă de notații, o listă de figuri și o listă de tabele pentru o ușoară navigare către informațiile cheie. Pe parcursul elaborării raportului tehnic s-a urmărit îndeplinirea cu succes a tuturor celor 3 activități propuse, fiind alocat câte un capitol individual pentru fiecare activitate.

Capitolul 1, intitulat **Introducere**, conține următoarele subcapitole: *Scopul proiectului, Obiectivele proiectului, Obiectivul fazei, Activitățile fazei și Rezultate cheie din fazele anterioare ale proiectului*.

Capitolul 2 al lucrării, intitulat **Aspecte generale privind recuperarea treptei inferioare**, este alcătuit din următoarele subcapitole: *Aterizarea autonomă, Capabilități curente calcul aerodinamic și Modele de înaltă fidelitate CFD*.

Din punct de vedere al componentelor recuperate, atunci când se discută despre un lansator reutilizabil, se disting două mari categorii și anume cele capabile de o recuperare totală (*complet reutilizabil - “fully reusable”*) sau de o recuperare parțială (*parțial reutilizabil - „partially reusable”*). Până în acest moment, vehicule de tip lansator spațial complet reutilizabil nu există în exploatare, în acest proiect fiind implementată o filozofie de tip microlansator parțial reutilizabil, prin recuperarea treptei inferioare.

Pentru cazul microlansatoarelor, cea mai adecvată soluție de recuperare a treptelor o reprezintă aterizarea autonomă (atât la locația de lansare, cât și la o locație secundară). În cadrul acestei faze a proiectului, au fost analizate cu precădere implicațiile aerodinamice ale componentelor adiționale necesare recuperării treptei inferioare: *impactul aerodinamic al sistemului de aripioare tip grilă („grid fins”) și al sistemului de aterizare retractabil în imediata vecinătate a solului*. Suplimentar, a fost necesară o *extindere a capabilităților curente de calcul privind estimarea caracteristicilor aerodinamice ale primei trepte pe parcursul traiectoriei de întoarcere*, când orientarea treptei față de direcția de mișcare este inversată.

În era digitală actuală, Dinamica Fluidelor Computațională (CFD) a devenit un pilon esențial în dezvoltarea și optimizarea soluțiilor tehnologice dintr-o varietate de domenii, de la medicină și energie până la industria aerospațială. Cu ajutorul puterii de calcul și a modelelor matematice complexe, prin folosirea uneltelor specifice analizelor CFD, putem să explorăm comportamentul fluidelor în diverse medii și condiții de exploatare, furnizând o perspectivă virtuală detaliată asupra interacțiunilor complexe dintre obiectele studiate (vehiculele aerospațiale în cazul nostru) și mediul lor înconjurător. Aici, au fost prezentate cele mai importante aspecte legate de metodele CFD și anume: *Ecuatiile Navier-Stokes, Metoda volumelor finite, Tipuri de grile, Modelul ecuațiilor mediate Reynolds, Modelul*

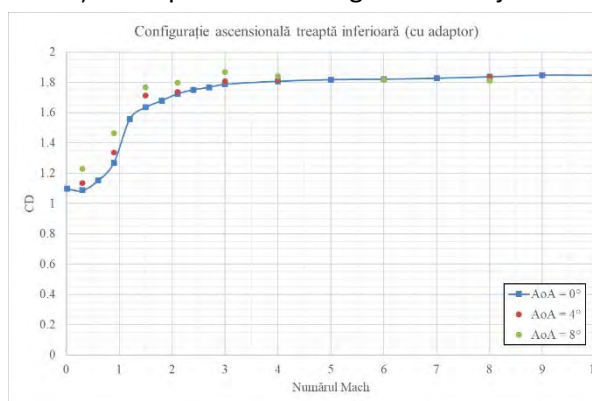
stratului limită, Zonarea stratului limită, Modele de turbulență și Unelte computaționale comerciale pentru analize CFD.

Capitolul 3 al lucrării, intitulat **Estimarea caracteristicilor aerodinamice ale configurațiilor de întoarcere**, este alcătuit din următoarele subcapitole: *Privire de ansamblu, Modelare matematică, Simulări numerice CFD și Comparații rezultate și extinderea modelelor matematice.*

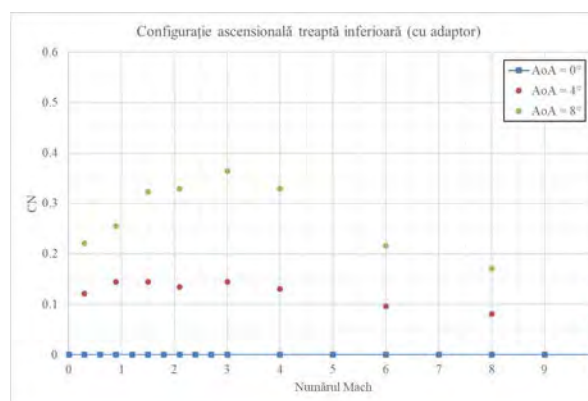
Modelarea matematică a fost inițial realizată pe baza unor modele existente în literatura de specialitate (înglobând atât modele analitice, cât și modele semi-empirice), dar și pe baza metodelor dezvoltate în INCAS folosind rezultatele anterioare obținute în cadrul lucrării aferente Fazei 1 a proiectului. Pentru configurația ascensională ($AoA \approx 0^\circ$) este dezvoltat un model matematic plecând de la cazul particular al cilindrului bont, iar pentru configurația descensională ($AoA \approx 180^\circ$) pentru cuantificarea impactului aerodinamic dat de adoptarea în componența treptei inferioare a ajutorului ce intră primul în contact cu fluidul se face o analogie la cazul cilindrului cu sondă frontală de diametru inferior treptei cilindrice.

Pentru configurația ascensională au fost realizate inițial 36 cazuri de calcul cu numere Mach cuprinse între 0.01 și 10. Diferența observată între configurația cu adaptor față de cea fără adaptor a stat la baza propunerii unui model semi-empiric pentru cuantificarea acestuia, model ce va fi utilizat în fazele următoare ale proiectului în cadrul algoritmului de optimizare multidisciplinară (OMD).

A fost studiat apoi impactul unghiului de incidență (AoA) asupra coeficienților aerodinamici de interes (C_A , C_N , C_D , C_L), fiind analizate încă 18 cazuri de calcul (doar pentru configurația finală, cu adaptorul dintre trepte, pentru incidența de 4° și 8°), cu numere Mach cuprinse între 0.3 și 10. Două dintre cele mai importante variații de coeficienți aerodinamici cu numărul Mach pentru diferite incidențe sunt prezentate în figura de mai jos.



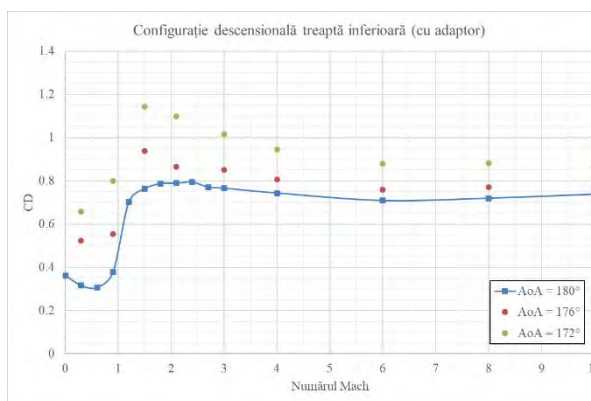
Rezultate numerice CFD $AoA = 0^\circ / 4^\circ / 8^\circ$,
geometrie cu adaptor (C_D)



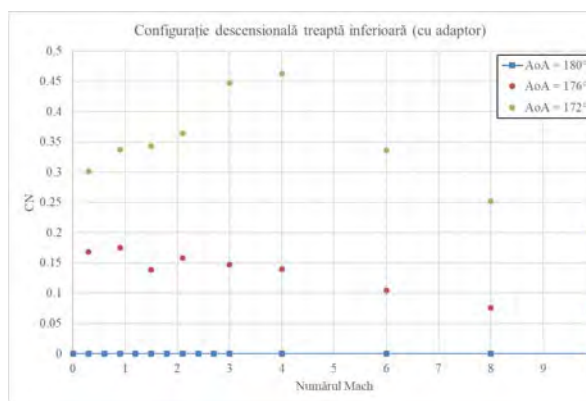
Rezultate numerice CFD $AoA = 0^\circ / 4^\circ / 8^\circ$,
geometrie cu adaptor (C_N)

Pentru configurația descensională au fost realizate inițial 15 cazuri de calcul cu numere Mach cuprinse între 0.01 și 10. S-a observat faptul că utilizând o geometrie în care ajutorul este în zona anterioară ($AoA = 180^\circ$), C_D scade considerabil comparativ cu aceeași configurație în care adaptorul (sau chiar un cilindru bont) se află în zona anterioară ($AoA = 0^\circ$). Acest aspect este în concordanță cu cazul cilindrului cu sondă frontală, observându-se în regimul subsonic o reducere cu 70% a coeficientului C_D , iar în medie pe toată plaja de numere Mach, o reducere de aproximativ 60%.

A fost studiat apoi impactul unghiului de incidență (AoA) asupra coeficienților aerodinamici de interes (C_A , C_N , C_D , C_L), fiind analizate încă 18 cazuri de calcul (pentru incidența de 176° și 172°), cu numere Mach cuprinse între 0.3 și 10. Două dintre cele mai importante variații de coeficienți aerodinamici cu numărul Mach pentru diferite incidențe sunt prezentate mai jos.



Rezultate numerice CFD AoA = 180° / 176° / 172°, geometrie cu adaptor (CD)



Rezultate numerice CFD AoA = 180° / 176° / 172°, geometrie cu adaptor (CN)

Realizând apoi o comparație a rezultatelor CFD și cele prezise de modelele matematice inițiale, s-au descoperit unele lipsuri privind acuratețea acestora, în special pentru coeficientul forței normale. Astfel, modelele inițiale au fost extinse cu formulări noi pentru a surprinde efectele utilizării componentelor de tip adaptor și ajutor în cadrul configurației de treaptă inferioară. În final, modelele propuse pentru a fi utilizate în fazele următoare ale proiectului au fost validate cu datele CFD.

Capitolul 4 al lucrării, intitulat **Impactul aerodinamic al aripioarelor de tip grilă**, este alcătuit din următoarele subcapitole: *Privire de ansamblu, Modelare matematică și Simulări numerice CFD*.

Au fost realizate două concepte de sisteme de control aerodinamic, având totuși aceleași dimensiuni de gabarit, cu diferența că unul din concepte înglobează o arhitectură de aripioară cu ochiuri drepte (fără unghi de săgeată), iar celălalt concept dispune de ochiuri cu vârfuri ascuțite (cu unghi de săgeată). Pentru simplificarea simulărilor numerice și reducerea timpului de calcul s-a recurs la studierea doar a primului concept în detaliu. De menționat este faptul că cele două concepte dezvoltate au stat la baza cererii de înregistrare a 2 modele industriale la OSIM.

Pentru modelarea matematică s-a recurs la dezvoltarea unei metode de calcul interne în INCAS pentru calculul forțelor și momentelor aerodinamice care apar când aripioara grilă GF ("grid fin") se află într-un curent de aer și este bracăată cu un unghi nenul. Până la acest moment, această unealtă oferă rezultate promițătoare doar pentru regimul subsonic, fiind bazat pe un model aerodinamic de tip VLM care conduce la un sistem algebric de ecuații lineare.

Pentru simulările CFD, s-a utilizat geometria de referință a primei trepte din cadrul conceptului nominal de microlansator clasic, la care se adaugă sistemul de control aerodinamic (ACS – „aerodynamic control system”), aceasta putând fi observată în figurile de mai jos.



Treaptă inferioară cu ACS dezactivat

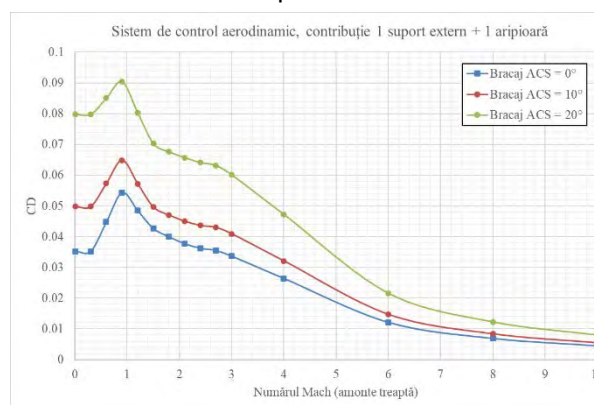


Treaptă inferioară cu ACS activat (bracaj 0°)

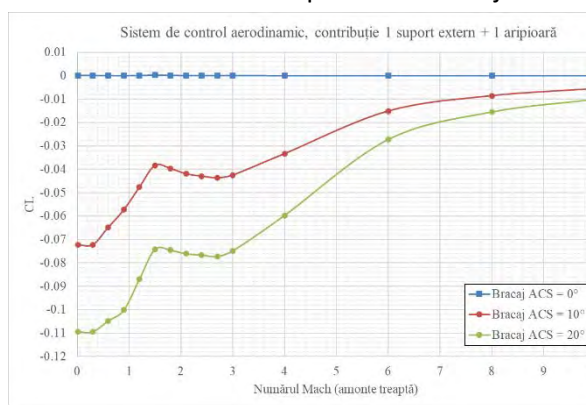
Au fost studiate 21 cazuri de calcul, având 7 numere Mach (0.3, 0.9, 1.5, 2.1, 3, 4, 5) și 3 bracaje diferite ale suprafețelor de control aerodinamic (0°, 10° și 20°). Deoarece timpul de calcul ar fi fost prea mare pentru a studia întreaga configurație de treaptă inferioară cu ACS, s-a recurs la utilizarea unei simplificări și anume a fost simulată doar curgerea pe aripioara perforată și în vecinătatea acesteia. Ulterior simulărilor CFD s-a putut face o corecție a datelor numerice obținute pentru numărul

Mach local al curgerii în vecinătatea sistemului ACS către numărul Mach global de la infinit amonte, alături de o cuantificare a impactului dat de adoptarea ajutorului în geometria reală.

Au fost extrase datele de interes pentru $\frac{1}{4}$ din sistemul ACS (1 aripioară + 1 suport extern), alături de corespondența dintre numerele Mach globale (din amonte treptei) și numerele Mach locale (din dreptul ACS). Astfel, având acum date privind raportul dintre viteza din dreptul suprafeței de control aerodinamic (viteza locală ACS) și viteza de la infinit amonte (viteza globală), se pot face corecțiile necesare pentru evaluarea corectă a coeficienților aerodinamici ai sistemului de control aerodinamic CD, CL, Cm_y, Cm_z față de regimul de curgere pe care întreaga treaptă îl experimentează. O parte din rezultatele finale ce fac parte din baza de date aerodinamică dezvoltată sunt prezentate mai jos.



Sistem ACS, variația CD cu numărul Mach (global)



Sistem ACS, variația CL cu numărul Mach (global)

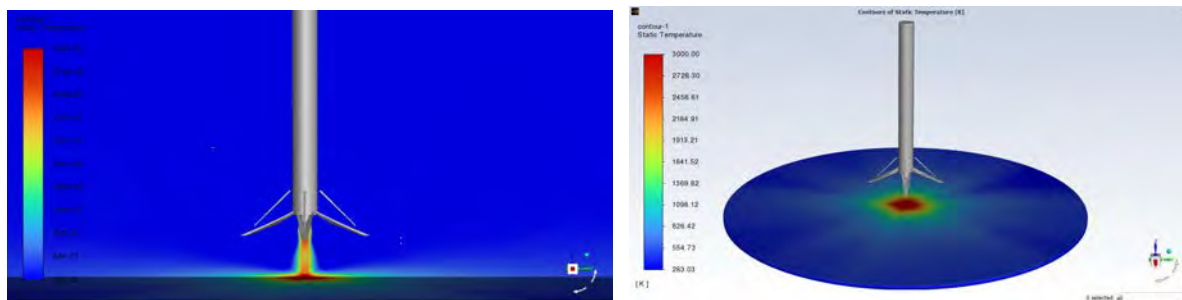
Capitolul 5 al lucrării, intitulat **Estimarea caracteristicilor aerodinamice în apropierea solului**, este alcătuit din următoarele subcapitole: *Concepte preliminare pentru sistemul de aterizare, Considerații asupra geometriei studiate, Simulări numerice și Investigații CFD adiționale*.

În acest capitol au fost realizate atât studii numerice privind modelarea comportamentului aerodinamic al primei trepte reutilizabile în imediata apropiere a solului în timpul manevrei de aterizare, cât și studii privind impactul sistemului de aterizare asupra caracteristicilor aerodinamice ale treptei inferioare.

Au fost realizate două concepte de sisteme de aterizare retractabile, care au stat la baza cererii de înregistrare a 2 modele industriale la OSIM, iar în final, s-a recurs la analiza în detaliu doar a primului concept de sistem de aterizare. Pentru studiul manevrei de aterizare s-a recurs la realizarea unei simulări numerice CFD pentru configurația de aterizare, fiind de asemenea aplicată o simplificare pentru a reduce complexitatea formulării matematice și a reduce timpul de calcul (a fost îndepărtat sistemul ACS din configurație).

Pentru studiul manevrei de aterizare s-a recurs la realizarea unei simulări numerice CFD nestaționară pentru ultima configurație expusă în figura anterioară, fiind de asemenea aplicată o simplificare pentru a reduce complexitatea formulării matematice și a reduce timpul de calcul (a fost îndepărtat sistemul ACS din configurație).

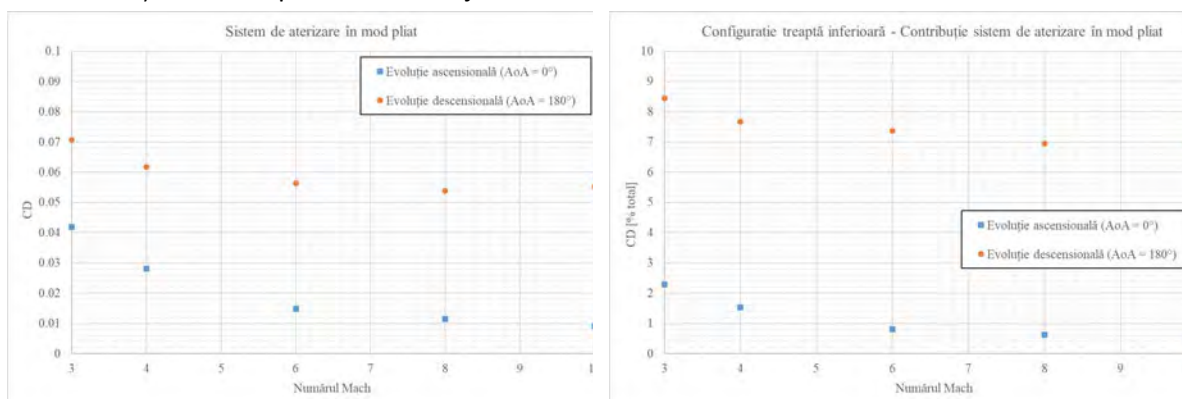
Simularea nestaționară a pornit de la un caz staționar convers la pasul de timp $t = 0$ [s] și $H = 2$ [m]. Pentru acest caz, au fost expuse reprezentări grafice de interes, precum contururile de temperatură statică din figura de mai jos, fiind extrase date de interes legate de încărcarea termică a treptei inferioare și a platformei de aterizare. Au fost, de asemenea, extrase în urma simulării CFD date numerice privind forțele și momentele aerodinamice generate de către configurația studiată.



Contur temperatură statică (fluid și sol)

Având acum cazul staționar convers pentru altitudinea de 2 m față de sol, s-a putut rula simularea nestaționară prin care este simulată manevra de aterizare. Așa cum este detaliat în lucrare, se pornește de la altitudinea inițială de 2 m, treapta urmând să coboare cu o viteză constantă de 3 m/s până în momentul atingerii altitudinii finale (de 0 m). Au fost extrase reprezentări grafice din care să reiasă dezvoltarea curgerii în apropierea solului (temperatură și număr Mach), fiind reprezentate multiple altitudini intermediare. Din punct de vedere al forțelor și momentelor aerodinamice, nu s-au observat variații semnificative ale valorilor numerice comparativ cu cele obținute la $H = 2$ m, astfel impactul aerodinamic se poate neglija pe parcursul manevrei de aterizare (cel puțin pe ultimii metri).

Suplimentar cazului numeric nestaționar studiat în care sistemul de aterizare se află în poziția depliată (de aterizare), au fost realizate investigații numerice adiționale pentru a cuantifica impactul aerodinamic dat de sistemul de aterizare atunci când se află în poziția pliat. O parte din rezultatele numerice obținute sunt prezentate mai jos.



Sistem de aterizare în mod pliat, variația CD cu numărul Mach

Sistem de aterizare în mod pliat, contribuție procentuală a CD

S-a observat faptul că impactul aerodinamic al sistemului de aterizare este unul redus pentru configurația ascensională ($AoA = 0^\circ$), fiind de ordinul 0.5-2.3%. Pentru configurația descensională impactul aerodinamic este unul mai ridicat, fiind în intervalul 7-8.5%, acest lucru având un efect pozitiv asupra performanțelor de recuperare, deoarece contribuie la reducerea vitezei treptei inferioare pe parcursul evoluției spre Pământ.

Raportul se finalizează cu prezentarea **concluziilor** în cadrul capitolului 6 și expunerea **bibliografiei** utilizate pentru elaborarea lucrării în capitolul 7. Bibliografia utilizată pentru elaborarea raportului tehnic este una actuală, bogată, reprezentativă pentru domeniul abordat și cuprinde 109 de referințe, atât din țară, cât și din literatura internațională.

FAZA 4 / 2024

Raportul tehnic intitulat „**Extinderea capabilităților simulatorului de mișcare pentru recuperarea treptelor în condiții de siguranță**” constituie Faza 4/2024 a Proiectului “**Concepte de microlansatoare spațiale reutilizabile și studiul reintrării acestora în atmosferă**”, Cod Proiect PN 23-17-07-02, Contract 36N/2023 din cadrul Programului Nucleu INCAS: “*Cercetări avansate pentru creșterea competitivității și capacității de concepție, analiză și expertiză specifică în domeniul aerospațial - AEROEXPERT 2023-2026*”.

Acest raport prezintă principalele aspecte necesare extinderii capabilităților de simulare a mișcării implementat în cadrul algoritmului de optimizare multidisciplinară (OMD) dezvoltat anterior în cadrul acestui proiect pentru a putea utiliza și optimiza traiectorii de recuperare ale primei trepte de vehicul microlansator. Raportul curent este alcătuit din 8 capitole cărora li se adaugă o listă de notații, o listă de figuri și o listă de tabele pentru o ușoară navigare către informațiile cheie. Pe parcursul elaborării raportului tehnic s-a urmărit îndeplinirea cu succes a tuturor celor 3 activități propuse, fiind alocat câte un capitol individual pentru fiecare activitate.

Capitolul 1, intitulat **Introducere**, conține următoarele subcapitole: *Scopul proiectului, Obiectivele proiectului, Obiectivul fazei, Activitățile fazei și Rezultate cheie din fazele anterioare ale proiectului*.

Capitolul 2 al lucrării, intitulat **Aspecte generale privind recuperarea treptei inferioare**, este alcătuit din următoarele subcapitole: *Reutilizabilitatea în contextul microlansatoarelor, Modalități de recuperare a treptelor inferioare, Aterizarea autonomă și Capabilități curente simulator de mișcare*.

Subiectul *reutilizabilității* este unul de interes curent în sectorul de lansatoare spațiale, putându-se observa o mișcare la nivel mondial în direcția elaborării de soluții constructive capabile de o recuperare totală sau parțială a vehiculelor de tip lansatoare spațiale în detrimentul soluțiilor clasice ce pot fi folosite într-o singură misiune. Din punct de vedere al componentelor recuperate, atunci când se discută despre un lansator reutilizabil, se disting două mari categorii și anume cele capabile de o recuperare totală (complet reutilizabil - “fully reusable”) sau de o recuperare parțială (parțial reutilizabil - „partially reusable”). Până în acest moment, vehicule de tip lansator spațial complet reutilizabil nu există în exploatare, în acest proiect fiind implementată o filozofie de tip microlansator parțial reutilizabil, prin recuperarea treptei inferioare.

Pentru cazul microlansatoarelor, cea mai adecvată *soluție de recuperare a treptelor* o reprezintă *aterizarea autonomă* (atât la locația de lansare, cât și la o locație secundară). În cadrul acestei faze a proiectului, a fost analizată cu precădere simularea mișcării pe parcursul traiectoriei de recuperare, fiind necesare extinderi ale capabilităților curente de calcul prin introducerea conceptului de recuperare a primei trepte, fiind necesară o extensie atât a modelelor dinamice, cât și a fazelor cheie ce apar pe parcursul evoluției descensionale.

Capitolul 3 al lucrării, intitulat **Definirea fazelor cheie în recuperarea treptelor inferioare**, este alcătuit din următoarele subcapitole: *Detalii generale, Recuperarea treptelor inferioare de la o locație secundară și Recuperarea treptelor inferioare de la locația de lansare*.

Indiferent dacă se dorește drept locație de recuperare a treptei inferioare atât locația de lansare, cât și o locație secundară, este necesară o manevră de rotație / întoarcere a treptei inferioare (“flip-over”) prin care atitudinea treptei suferă modificări notabile, și anume orientarea acesteia este cu partea inferioară către direcția de mișcare, astfel unghiul aerodinamic de incidență crește treptat de la aproximativ 0° la aproximativ 180°. Această manevră de rotație după desprinderea treptei de ansamblul microlansator se realizează printr-un sistem de control extraatmosferic bazat pe propulsoare cu gaz rece (RCS), iar pentru cazul recuperării de la locația de lansare este necesară și utilizarea motorului principal rachetă pentru un surplus de viteză în direcția potrivită (boostback).

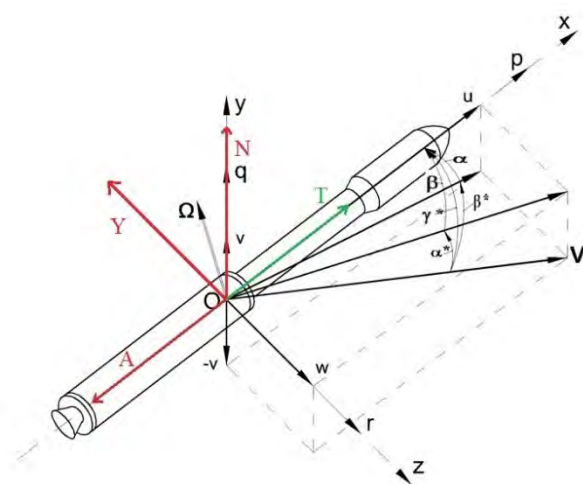
După manevra de întoarcere, treapta inferioară are o evoluție balistică (temporară) către zona de aterizare urmând apoi o evoluție controlată activ, prin intermediul următoarelor evenimente cheie succesive: Activarea sistemului de ghidare aerodinamic (aripioarele tip grilă); Pornirea motorului pentru încetinirea trepte; Activarea trenului de aterizare retractabil. Analizând cu atenție evenimentele cheie și fazele de evoluție specifice unei misiuni de recuperare, s-a observat faptul că există între 2 și 3 reporniri ale motorului rachetă, dintre care una este considerată critică, aceasta fiind pentru manevra de reintrare în atmosferă, acolo unde are loc fenomenul de retropropulsie hipersonică. Comparativ cu o misiune de recuperare de la locația de lansare, recuperarea de la o locație secundară poate fi considerată mai simplă, fiind necesare doar 9 evenimente cheie / faze de zbor, față de 12. Totuși, complexitatea unei astfel de misiuni nu trebuie subestimată, fiind necesare atât activări succesive ale sistemului de control extraatmosferic bazat pe propulsoare cu gaz rece (RCS), cât și o acuratețe foarte mare a brăcelor de suprafețe aerodinamice de comandă (ACS).

Capitolul 4 al lucrării, intitulat **Dezvoltarea modelelor dinamice necesare recuperării treptelor inferioare**, este alcătuit din următoarele subcapitole: *Cazul general al microlansatorului și Cazul particular al treptei inferioare*.

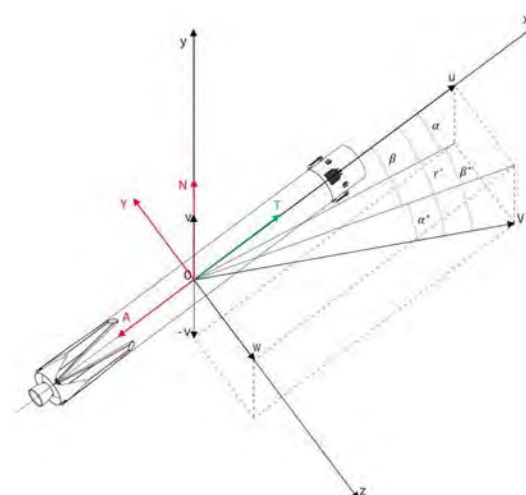
Se preferă ca modelele dinamice utilizate pentru generarea traiectoriei de recuperare pentru treapta inferioară să fie aceleași precum cele utilizate în generarea traiectoriei ascensionale de referință. Desigur, este necesară adăugarea noilor faze critice indispensabile recuperării treptei inferioare, precum sistemul de control aerodinamic. Păstrând același schelet al simulatorului de mișcare ne permite dezvoltarea noilor capabilități de calcul într-un timp scurt, fiind necesară doar o particularizare a schemelor de control pentru anumite faze și o actualizare a forțelor propulsive și aerodinamice.

Este prezentat cazul general al microlansatorului, prezentându-se modelul dinamic cu 3 grade de libertate (3DOF), fiind utilizată implementarea cu unghi de rulu-viteză nul. Este apoi prezentat în detaliu cazul particular al treptei inferioare, diferența majoră dintre studiul configurației de lansator și studiul configurației de treaptă inferioară este dată de forma componentelor forței aplicate (N_x, N_y, N_z), cu precădere forțele aerodinamice.

Modul de realizare al controlului este în directă legătură cu fazele de zbor pe parcursul cărora motorul rachetă este pornit, existând un total de 2 faze de zbor pentru recuperare de la o locație secundară (manevra de reintrare în atmosferă și manevra de aterizare) și 3 faze de zbor pentru recuperare de la locația de lansare (manevra de reîntoarcere / boostback, manevra de reintrare în atmosferă și manevra de aterizare).



Cazul general al microlansatorului



Cazul particular al treptei inferioare

În cadrul acestei lucrări s-a considerat faptul că sistemul RCS reușește să rotească treapta inferioară la valorile predefinite în mod instantaneu, nefiind simulată dinamica rotațională a treptei inferioare, astfel atitudinea este tratată ca o schimbare bruscă a unghiului de incidență (de exemplu, incidența crește de la 0° la 180° la apogeul traiectoriei instantaneu). Sistemul ACS este activat (bracaj ACS nul) în momentul în care treapta ajunge la apogeu și este rotită, incidența fiind de aproximativ 180° pe restul traiectoriei de coborâre și aterizare. La momentul actual nu se implementează legi de control pentru sistemul ACS, nefiind utilizat activ în ghidarea treptei, ci mai degrabă este folosit pentru micile corecții ce țin de existența incertitudinilor ce pot perturba urmărirea unei traiectorii de referință fără a utiliza consum de combustibil (această traiectorie este optimizată în cadrul acestei lucrări). Pentru manevra de boostback necesară recuperării treptei de la locația de lansare se are în vedere ca întreaga forță propulsivă generată de motor să fie utilizată pentru a reduce viteza laterală a treptei în direcție opusă. Pentru manevrele de reintrare în atmosferă și de aterizare se consideră faptul că ajutorul nu este supus unei mișcări de bracare suplimentară, astfel încât incidența treptei inferioare rămâne constantă, având valoarea de 180°.

Capitolul 5 al lucrării, intitulat **Extinderea capabilităților simulatorului de mișcare**, este alcătuit din subcapitolele: *Minimizarea cantității de combustibil necesară recuperării treptei inferioare*, *Configurație studiată* și *Rezultate numerice și traiectorii de referință*.

În acest capitol a fost prezentată metodologia de optimizare a traiectoriei de recuperare a treptei, obiectivul principal fiind acela al minimizării cantității de combustibil necesară recuperării treptei inferioare în condiții de siguranță (sub pragul impus de viteză și abatere de la verticală în momentul aterizării).

$$f_{\text{obiectiv}} = \left(M_{\text{combustibil}_{\text{recuperare}}} + I_{\text{aterizare}} \right) \cdot I_{\text{constrangeri}}$$

Pentru definirea traiectoriei de referință sunt necesare 4 variabile de optimizare pentru o recuperare de la o locație secundară și 7 variabile de optimizare dacă se dorește o recuperare de la locația de lansare.

Pentru studiul dedicat recuperării treptei inferioare s-a pornit de la conceptul de microlansator clasic dezvoltat în cadrul lucrărilor anterioare ale proiectului curent la care s-au adăugat unele sisteme adiționale ce sunt necesare a fi înglobate în cadrul primei trepte pentru a transforma conceptul într-unul reutilizabil (adaptor trepte, sistem de control aerodinamic, sistem de aterizare retractabil).



a) C1 - ACS dezactivat



b) C2 - ACS activat



c) C3 - Sistem de aterizare depliat

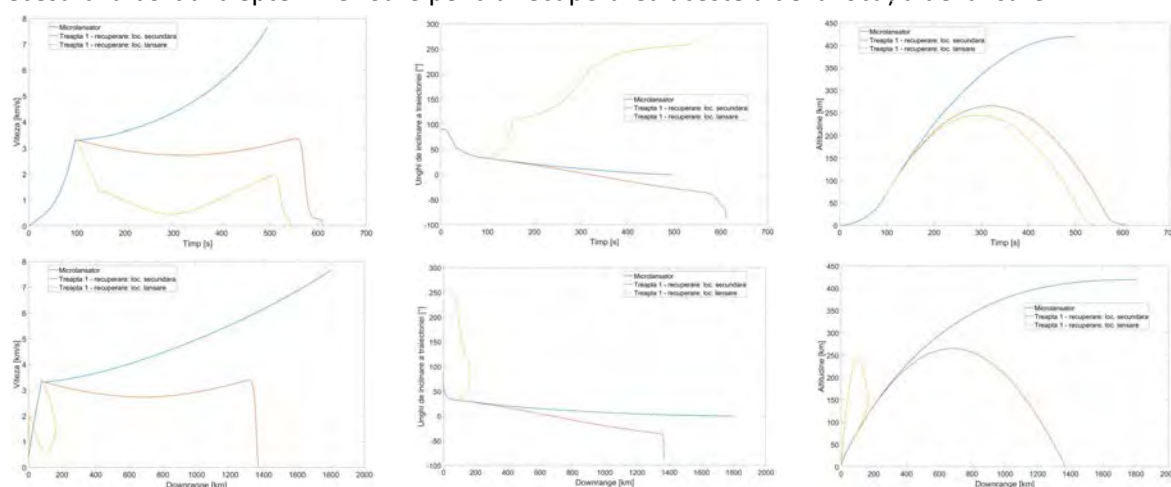
Configurații treaptă inferioară reutilizabilă pe parcursul misiunii de recuperare

Trebuie avut în vedere faptul că, neavând încă acces la modele matematice de estimare a maselor și dimensiunilor de gabarit ale sistemelor adiționale necesare recuperării treptei (acestea vor fi dezvoltate în cadrul Fazei 5 a proiectului curent), au fost utilizate, pe alocuri, unele date de intrare ce pot avea un grad scăzut de acuratețe. Totuși, acestea sunt necesare pentru a putea completa setul de date de intrare necesare rulării algoritmilor de calcul dezvoltați. Pentru conceptul primei trepte

nereutilizabile, masa structurală a însumat un total de 909.17 kg. Componentele adiționale necesare recuperării trepte (adaptor, ACS, RCS, scut termic, sistem de aterizare) au însumat 911.6 kg, astfel masa structurală a configurației studiate a fost de 1820.77 kg.

Pentru cazurile numerice studiate s-a considerat faptul că misiunea de recuperare a trepte inferioare începe în momentul desprinderii trepte inferioare a conceptului de microlansator nominal dezvoltat în cadrul celorlalte faze anterioare ale proiectului curent. Traectoria nominală a microlansatorului prevede faptul că la momentul $T_0 + 96.38$ secunde se produce desprinderea primei trepte (alături de adaptorul dintre trepte), altitudinea fiind de 65.15 km, iar viteza trepte inferioare fiind de 3.35 km/s.

În urma studiilor efectuate în acest capitol, s-a observat faptul că manevra de reîntoarcere (boostback) este cea care atrage după sine impactul cel mai mare în cantitatea de combustibil necesară la bordul trepte inferioare pentru recuperarea acesteia de la locația de lansare.



Comparație misiuni de recuperare a trepte inferioare, microlansator nominal

Capitolul șase este intitulat **Studii parametrice privind necesarul de combustibil al misiunii de recuperare** și cuprinde următoarele subcapitole: *Impactul distanței dintre locația de aterizare și locația de lansare*, *Impactul unghiului de înclinare a traiectoriei inițial* și *Impactul vitezei trepte în momentul desprinderii*.

Au fost realizate 3 studii parametrice adiționale privind cantitatea de combustibil necesară pentru îndeplinirea misiunii de recuperare a trepte inferioare, fiind studiat impactul distanței dintre locația de aterizare și locația de lansare (downrange), impactul unghiului de înclinare a traiectoriei inițial și impactul vitezei trepte în momentul desprinderii. În total, au fost optimizate încă 29 de misiuni de recuperare a trepte inferioare pe lângă cele 2 nominale expuse în capitolul 5.

Din primul studiu parametric s-a observat faptul că, pentru a obține o locație de aterizare apropiată de cea de lansare (<100 km), este necesară o cantitate de cel puțin 4 t de combustibil. Necesarul de combustibil scade apoi considerabil pe măsură ce ne îndepărtăm de locația de lansare, fiind de aproximativ 2 t la 500 km distanță, 0.8 t la 1000 km distanță și 0.2 t la 1367 km distanță.

Din cel de-al doilea studiu parametric s-a observat faptul că, pe măsură ce unghiul de înclinare a traiectoriei inițial (din momentul desprinderii trepte inferioare de ansamblul microlansator) este mai crescut, cantitatea de combustibil necesară recuperării trepte de la locația de lansare scade considerabil, ajungând la aproximativ 2.3 tone atunci când $\gamma_{initial} = 60^\circ$, comparativ cu 6.1 tone atunci când $\gamma_{initial} = 25^\circ$.

Din cel de-al treilea studiu parametric s-a observat faptul că, pe măsură ce viteza inițială (din momentul desprinderii trepte inferioare de ansamblul microlansator) este mai crescută, cantitatea

de combustibil necesară recuperării treptei de la locația de lansare crește considerabil, ajungând la aproximativ 6.5 tone atunci când $V_{initial} = 4000$ m/s, comparativ cu 2.8 tone atunci când $V_{initial} = 2000$ m/s.

Raportul se finalizează cu prezentarea **concluziilor** în cadrul capitolului 7 și expunerea **bibliografiei** utilizate pentru elaborarea lucrării în capitolul 8. Bibliografia utilizată pentru elaborarea raportului tehnic este una actuală, bogată, reprezentativă pentru domeniul abordat și cuprinde 36 de referințe, atât din țară, cât și din literatura internațională.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 08 01:

Proiectul „**Dezvoltare de capacitati tehnologice in suportul activitatilor de Earth Monitoring si mediu**” are drept scop principal dezvoltarea și extinderea capacităților științifice și tehnologice pentru studiul parametrilor microfiziici, suportul misiunilor satelitare, studiul aerosolului atmosferic și monitorizarea suprafeței terestre prin realizarea de campanii de măsurări cu senzori de ultimă generație integrați în platformele aerportate.

Prin intermediul proiectului va fi realizată atât îmbunătățirea rezultatelor cercetării pe baza potențialului rețelelor pentru excelență prin transferul de cunoștințe și schimbul de bune practici între instituțiile de cercetare și parteneri, cât și participarea activă la infrastructuri și rețele la scară europeană, stimulată de transferul de know-how prin care se vor realiza, pe lângă capacitățile actuale: furnizarea de servicii inovatoare comunităților de cercetare și operationale: activități Cal/Val pentru ACTRIS, ICOS și UNEP, misiuni de calibrare și validare prin satelit (parametrii norilor), contribuție la programele ESA, factori de decizie, cercetare, contribuție la inițiativele EREA și ESRE, contribuție ca furnizor de date pentru grupurile de modelare din UE și participarea la proiecte de cercetare conexe consolidate prin transferul de know-how, va asigura publicarea în reviste și citate științifice de rang înalt, contribuția la inițiative regionale și centre de date.

În cadrul fazei a treia și fazei a patra a proiectului „**Dezvoltare de capacitati tehnologice in suportul activitatilor de Earth Monitoring si mediu**”, au fost realizate activități corespunzătoare următoarelor pachete de lucru: **WP1**. Dezvoltarea capacităților de cercetare, **WP2**. Campanii de testare și măsurare, **WP3**. Procesarea și analiza datelor colectate, **WP4**. Baza de date științifice, **WP5**. Diseminare și vizibilitate, **WP6**. Managementul proiectului.

Principalele rezultate obținute în cadrul acestor faze sunt detaliate mai jos, prin intermediul acestora fiind îndeplinit obiectivele etapelor – **extinderea capacităților științifice și aerportate ale INCAS în domeniul microfiziicii norilor și al calității aerului, prin implementarea tehnicii holografie pentru măsurarea parametrilor microfiziici ai norilor**.

W.P.1-Dezvoltarea capacităților de cercetare

T1.1. Realizare proceduri de achiziție

În prima parte a anului 2024, echipa de implementare a proiectului a inițiat procesul de elaborare a documentației necesare pentru achiziția instrumentului HERA (High-volume flow aERosol particle filter sAmpler). Dat fiind caracterul specializat al acestui echipament, elaborarea documentației a necesitat o atenție deosebită pentru a asigura conformitatea cu cerințele proiectului și standardele de calitate.

În a doua parte a anului 2024, în perioada de raportare, procesul de elaborare a documentației de achiziție pentru HERA a fost finalizat. Având în vedere unicitatea tehnologică a sistemului HERA și specificațiile sale avansate, INCAS, în calitate de achizitor, a identificat un singur furnizor capabil să

furnizeze acest echipament. Prin urmare, s-a lansat o procedură de negociere fără publicare prealabilă, urmând ca achiziția să fie realizată în conformitate cu aceste proceduri speciale, care respectă cadrul legal în vigoare.

Această abordare asigură achiziția unui echipament de înaltă performanță, esențial pentru atingerea obiectivelor proiectului. De asemenea, au fost achiziționate două stații de lucru PC Office, esențiale pentru optimizarea și accelerarea desfășurării activităților de cercetare. În plus, au fost finalizate procedurile de achiziție pentru licența de tip floating pentru software-ul dedicat aplicației topografice: MicroStation SELECT Subscription Renew.

T1.2. Calibrare și testare preliminară la sol

În cadrul celei de-a treia etape a proiectului a fost trimis în Statele Unite ale Americii (SUA) instrumentul aeropurtat Hawkeye (Cloud Particle and Precipitation Probe) pentru calibrare și pregătirea acestuia pentru următoarele campanii de cercetare.

Sonda Hawkeye (Cloud Particle and Precipitation Probe) este un instrument aeropurtat avansat care măsoară și caracterizează particulele de nori și precipitațiile în atmosferă. Aceasta detectează și analizează dimensiunea, forma și concentrația particulelor de apă și gheață din nor, inclusiv a picăturilor de ploaie, cristalelor de gheață și fulgilor de zăpadă. Datele colectate de Hawkeye sunt esențiale pentru înțelegerea microfizicii norilor, ceea ce contribuie la îmbunătățirea modelelor climatice și a previziunilor meteorologice, ajutând cercetătorii să studieze procesul de formare a precipitațiilor și structura norilor.



Figura 1. Poziționarea pe aeronava Beechcraft King Air C90 GTX a instrumentului Hawkeye



Figura 2. Instrumentul aeropurtat Hawkeye după calibrare

În cadrul celei de-a patra etapă a proiectului a fost trimis în Statele Unite ale Americii (SUA) instrumentul aeropurtat CAPS (Cloud, Aerosol and Precipitation Spectrometer) pentru calibrare și pregătirea acestuia pentru viitoarele campanii de cercetare.

Cloud, Aerosol and Precipitation Spectrometer (CAPS) este un instrument de măsurare aeropurtat, utilizat pentru a analiza particulele de nor, aerosolii (particule mici) și precipitațiile din atmosferă. CAPS combină mai mulți senzori într-un singur sistem, fiind capabil să măsoare o gamă variată de particule atmosferice, de la aerosoli foarte mici (de ordinul micronilor) până la particule mai mari de gheață sau picături de ploaie.



Figura 3. Poziționarea pe aeronava Beechcraft King Air C90 GTx a instrumentului CAPS



Figura 4. Instrumentul aeropurtat CAPS după calibrare

W.P.2 - Campanii de testare și măsurare

T2.1. Planificare campanie testare/măsurare

Planificarea detaliată a campaniei de cercetare pentru validarea misiunii EarthCARE a fost realizată prin parcurgerea unor etape esențiale, de la stabilirea obiectivelor științifice până la structura analizei post-campanie. În primă fază, au fost definite obiectivele științifice, accentul fiind pus pe identificarea parametrilor atmosferici și a tipurilor de nori necesari pentru validarea datelor generate de satelit. Obiectivul principal a fost calibrarea și verificarea informațiilor furnizate de instrumentele EarthCARE – ATLID, CPR, MSI și BBR – prin corelarea lor cu observațiile directe din campanie, Figura....

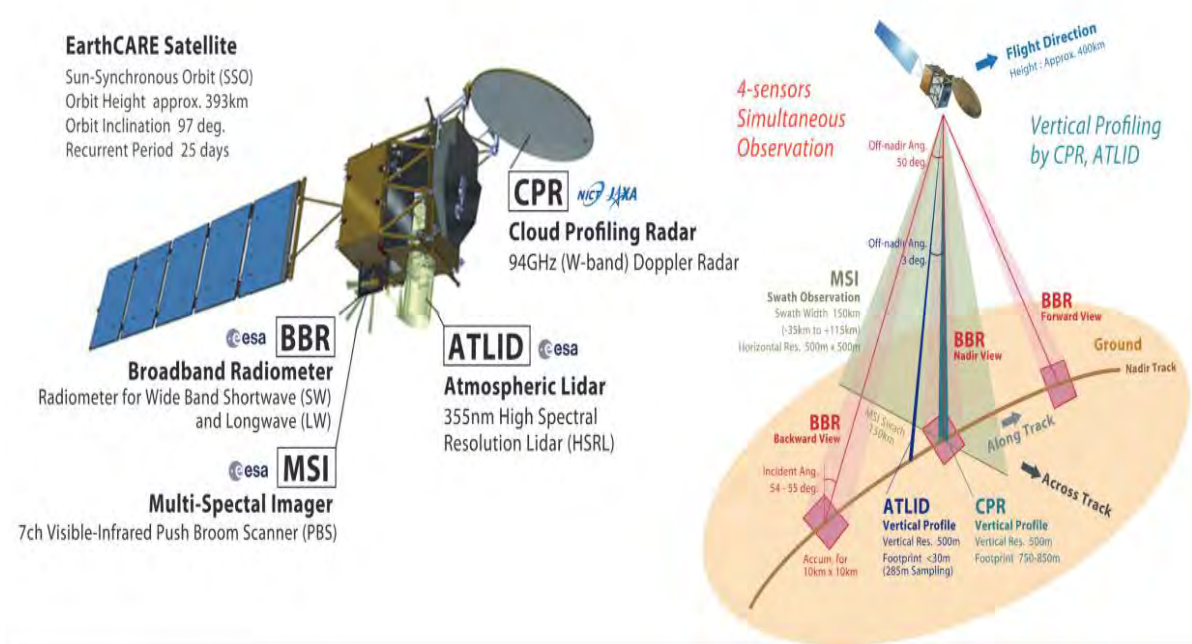


Figura 5. Prezentarea generală a încărcăturii utile a misiunii spațiale EarthCARE incluzând specificații despre cele patru instrumente: ATLID, CPR, MSI și BBR (stânga).
 Prezentarea schematică a geometriilor, amprentelor și a rezoluțiilor (dreapta).

A urmat selecția zonelor de zbor, traseele fiind alese astfel încât să acopere o gamă variată de condiții atmosferice și structuri de nori pentru a surprinde scenarii meteo relevante. Altitudinea și rutele specifice de zbor au fost definite în funcție de tipul de nor și de concentrațiile de aerosoli dorite, maximizând astfel corelarea cu datele satelitare. În paralel, echipamentele CAPS și Hawkeye au fost calibrate și integrate în sistemul aeronavei pentru a asigura precizia colectării datelor și compatibilitatea cu cerințele proiectului. Sistemele de înregistrare și telemetria au fost configurate pentru a permite analiza preliminară în timp real, permițând ajustarea operațiunilor în funcție de condițiile atmosferice întâlnite.

Colaborarea cu partenerii – Universitatea din Oslo și Andoya Space – a fost asigurată prin alinierea metodologiilor de măsurare și clarificarea protocoalelor de comunicare și partajare a datelor înainte de începerea campaniei, astfel încât să se poată realiza analize comparative și verificări precise ale instrumentelor. Pe partea logistică, programul de zbor a fost structurat pentru a asigura pregătirea echipelor și echipamentelor conform cerințelor impuse de condițiile de zbor, iar măsurile de securitate au fost respectate integral. În timpul desfășurării campaniei, echipele au monitorizat performanța măsurătorilor în timp real, adaptând strategiile de zbor în funcție de condițiile meteorologice observate, pentru a asigura colectarea datelor la calitatea dorită. Campania a fost deja realizată, având ca scop validarea tehnologiilor și colectarea de date esențiale pentru înțelegerea proceselor atmosferice.

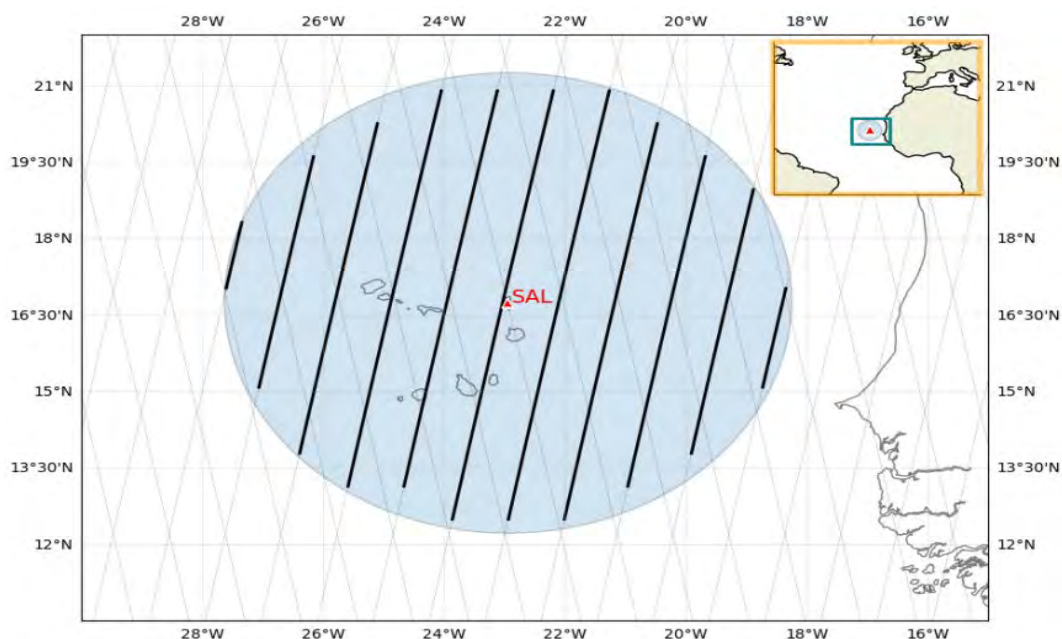


Figura 6. Harta arată raza operațională a avionului Beechcraft King Air C90 GTx (cercul albastru) cu baza pe aeroportul SAL - Capul Verde (triunghiul roșu) din campania CELLO-ORCESTRA

T2.2. Realizare campanii de testare

În prima parte a anului 2024 au fost efectuate o serie de teste și determinări pentru a stabili cele mai potrivite strategii de exploatare a infrastructurii recent achiziționate și aflate la baza de cercetare de la Strejnicu. În perioada de raportare au fost exploatate următoarele echipamente/sisteme: PINE (Portable Ice Nucleation Experiment), Camera cu ceață, Monitor de ceață (FM-120), RPG-FMCW-94 (Radar de nori) și AISAFENIX (Cameră Hiperspectrală).

❖ PINE (Portable Ice Nucleation Experiment)

Nuclee de înghețare (INP) sunt sursa formării primare de gheață în nori, prin urmare concentrația lor poate afecta formarea precipitațiilor și proprietățile radiative ale norilor în sistemul climatic. PINE permite măsurarea precisă și pe termen lung a concentrațiilor de INP, oferind astfel cercetătorilor o perspectivă unică asupra concentrațiilor și surselor de INP.



❖ **Camera cu ceață**

Camera cu ceață este un instrument conceput pentru a sprijini cercetarea în domeniul științei norilor. Un volum de vapori saturați aflat în camera de ceață este făcut suprasaturat printr-o expansiune adiabatică bruscă. Când radiația ionizantă trece printr-un astfel de vapor suprasaturat, ionizarea produsă în vapori servește ca nucleu de condensare



❖ **Monitor de ceață (FM-120)**

Monitorul de ceață (FM-120) este un spectrometru de particule de nori proiectat pentru a fi utilizat în timpul studiilor terestre. FM-120 permite calcularea și afișarea în timp real a concentrației particulelor de ceață, a diametrului volumului median, a diametrului echivalent și a conținutului de apă lichidă din particule.



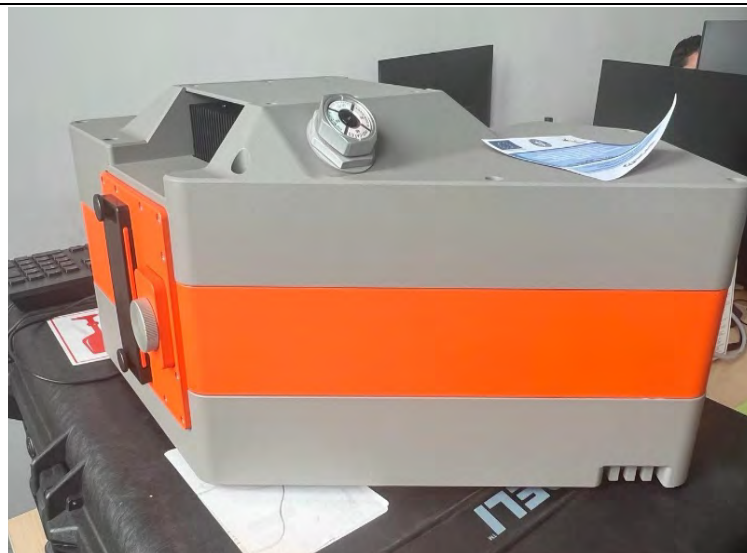
❖ **RPG-FMCW-94 (Sistem radar de nori)**

Radarul RPG-FMCW-94, dezvoltat de Radiometer Physics GmbH pentru cercetarea atmosferică, funcționează la o lungime de undă de 3,2 mm, ceea ce permite atingerea unei sensibilități ridicate cu instrumente de dimensiuni mici. Radarul oferă profiluri ale parametrilor care conțin informații despre împrăștierea din atmosferă, cum ar fi particulele de nor, picăturile de ploaie, fulgii de zăpadă și insectele.



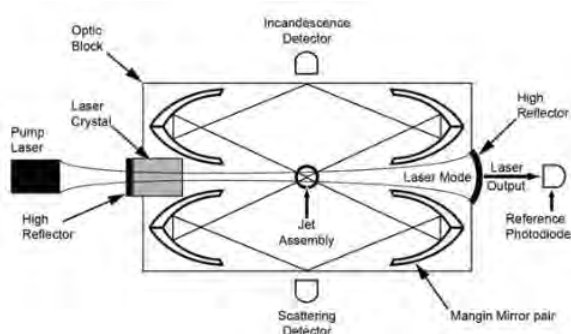
❖ **AISAFENIX (Cameră Hiperspectrală)**

Camera hiperspectrală AisaFENIX oferă date hiperspectrale de cea mai înaltă calitate disponibile în lungimi de undă VNIR (vizibil și infraroșu apropiat) și SWIR (infraroșu cu unde scurte) într-o singură imagine continuă. Deoarece senzorul hiperspectral AisaFENIX oferă o rezistență extremă și o dimensiune mai mică decât alte produse asemănătoare, poate fi montat și în UAV-uri de dimensiuni medii.



În cea de-a doua parte a anului 2024, au fost efectuate o serie de teste și determinări pentru a stabili cele mai potrivite strategii de exploatare a infrastructurii recent achiziționate și aflate la baza de cercetare de la Strejnicu. În această perioadă de raportare, au fost utilizate următoarele echipamente: SP²-XR (Analizor de Negru de fum), DustTrak II 8530 EP , Sniffer4D 1ppm TDLAS Methane Sensing & Mapping System.

SP²-XR: Este un Analizor de Negru de fum de înaltă precizie. Acesta indică în timp real concentrația, masa și dimensiunea particulelor. Acest instrument este esențial pentru detectarea poluării provenite din arderea combustibililor fosili, în special în urma arderii incomplete a motoarelor diesel. Acesta funcționează pe baza unei metode optice prin care într-o cavitate optică radiațiile provenite de la un laser interacționează cu particulele de negru de fum.



DustTrak: DustTrak II 8530 EP este un instrument utilizat pentru măsurarea concentrației de particule fine PM cu diametru de maxim 10 microni. Instrumentul poate fi alimentat atât prin conectarea la o priza 220V, cât și pe baterii. De asemenea este prevăzut și cu o pompă externă care sa asigure debitul de aer necesar măsurărilor. Acesta poate face măsurări 24/7/365 fiind ideal în monitorizările de lungă durată. Instrumentul nu poate monitoriza simultan mai mulți parametrii, ci prin modificarea inlet-ului se poate seta



diametrul particulelor dorit (PM1, PM2.5, PM10).	
Sniffer4D 1ppm TDLAS Methane Sensing & Mapping System: Un dispozitiv specializat pentru detectarea concentrațiilor de metan (CH ₄), acesta fiind un gaz cu efect de seră semnificativ. Acesta poate măsura concentrații cuprinse între 0 și 10000ppm cu o rezoluție de 1ppm iar temperatura ideală de funcționare a acestuia este între 15~25°C. Acesta poate fi utilizat în aplicații la sol dar poate fi instalat și pe dispozitive de tip UAV având un suport special destinat în acest sens. Acesta realizează măsurările concentrațiilor de metan printr-o metodă optică, TDLAS (Tunable Diode Laser Absorption Spectroscopy).	

Aerosolii joacă un rol esențial în procesele atmosferice, influențând formarea norilor și clima globală. Aceste particule mici ajută la formarea picăturilor de apă din vapori, determinând tipul și dimensiunea norilor și afectând precipitațiile și reflectia luminii solare. Studiul aerosolilor este crucial pentru înțelegerea schimbărilor climatice și a impactului lor asupra mediului și sănătății umane.

Institutul Național de Cercetare Aerospațială „Elie Carafoli” (INCAS) a desfășurat o campanie de monitorizare a poluanților atmosferici în București, utilizând echipamente precum SP2-XR și DustTrak pentru măsurarea concentrațiilor de Negru de Fum și PM2.5 pe trei trasee distincte din oraș. Campania, desfășurată pe parcursul a trei săptămâni, a inclus măsurători diurne și nocturne, au fost realizate trei trasee unice, fiecare parcurs de trei ori pe timpul zilei și o dată pe timpul nopții, acumulând peste 70 de ore de date și peste 1500 km parcurși. Aceste date sunt esențiale pentru înțelegerea impactului aerosolilor asupra formării norilor în mediul urban.

În data de 06 august 2024, a fost efectuat un zbor de test cu aeronava Beechcraft King Air C90 GTx, având ca punct de plecare Aeroportul Internațional Aurel Vlaicu Din Băneasa, cu destinația Craiova și retur.

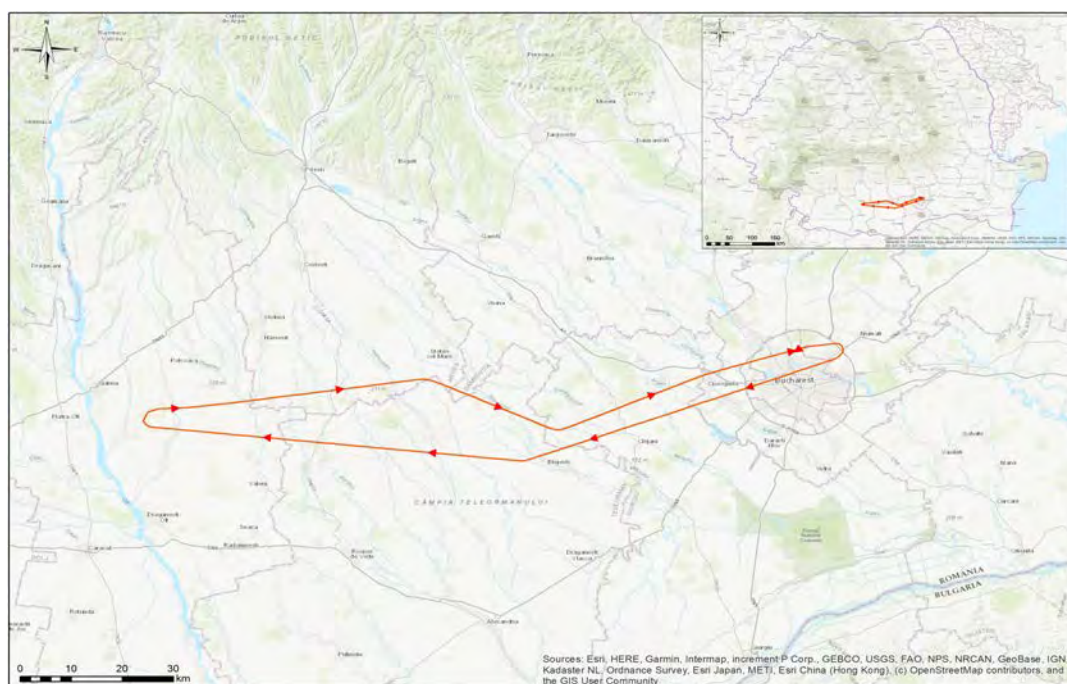


Figura 7. Traiectoria zborului de test din 06.08.2024

Scopul zborului a fost testarea instrumentelor aeropurtate CAPS și Hawkeye, în pregătirea pentru campania de măsurători din Republica Capul Verde, Africa. În paralel, satelitul EarthCARE, lansat de ESA (Agenția Spațială Europeană) și JAXA (Agenția Spațială Japoneză) pe 28.05.2024, va oferi observații noi despre interacțiunile aerosoli-nori-radiație, dar este necesară validarea acestuia prin măsurători *in situ*.

Proiectul *Cloud and EarthCARE cal/val Observations* (CELLO) a fost implementat pentru a realiza aceste măsurători aeropurtate de aerosoli și nori ca parte a inițiativei internaționale *ORCESTRA*.

Campania de cercetare *CELLO-ORCESTRA* a avut loc în Praia, Capul Verde, în perioada august-septembrie 2024, implicând cercetători din cadrul Universității din Oslo, Andoya Space și INCAS. Aeronava de cercetare Beechcraft King Air C90 GTx, echipată cu instrumentele CAPS și Hawkeye, a fost utilizată pentru măsurători ale aerosolilor și particulelor de nor.

Un zbor de test a fost efectuat pe 06.08.2024, astfel în timpul zborului au fost nori subțiri imediat după decolare, iar în apropiere de Slatina au fost prezente câteva precipitații ușoare, pentru verificarea funcționării instrumentelor.

Analizând graficele de mai jos privind distribuția dimensională a particulelor și concentrația numerică a picăturilor de nor s-a ajuns la concluzia că instrumentele dau măsurări precise și de încredere.

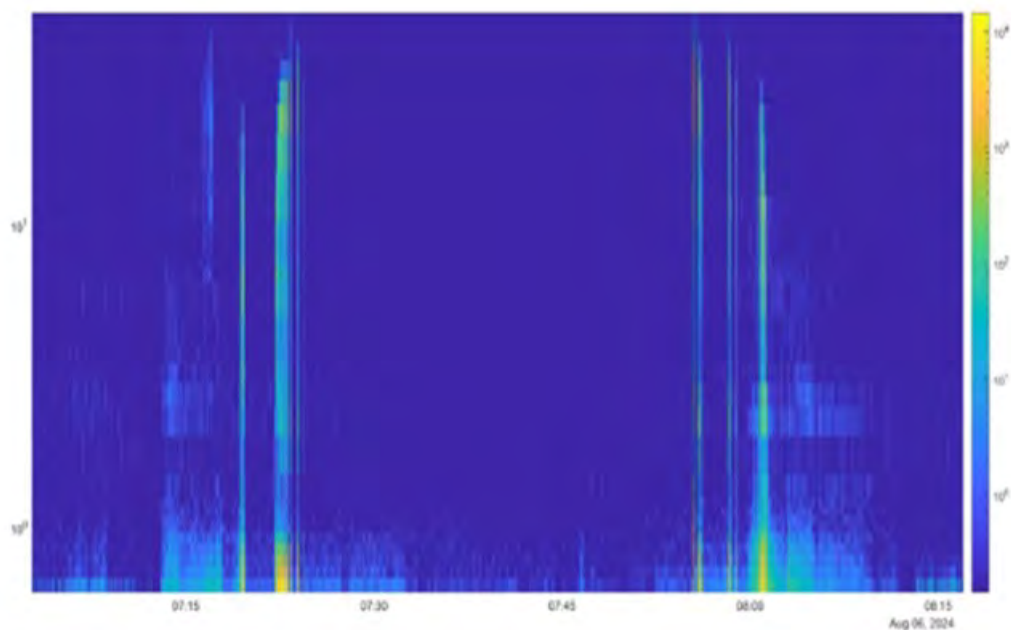


Figura 8. Distribuția dimensională funcție de timp a particulelor măsurată cu instrumentul aeropurtat CAPS în timpul zborului de test

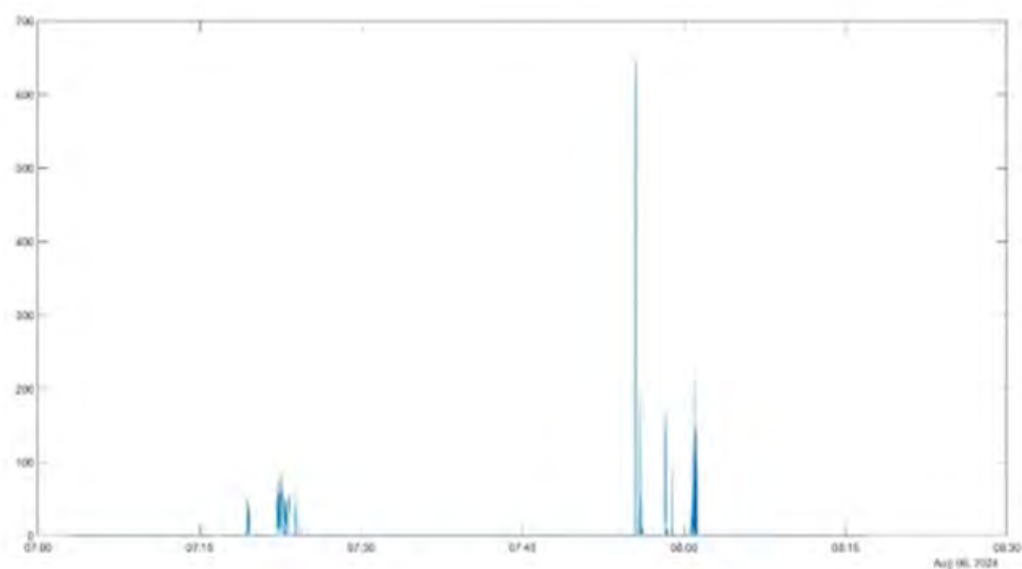


Figura 9. Concentrația numerică a picăturilor de nor funcție de timp măsurată cu ajutorul instrumentului aeropurtat CAPS în timpul zborului de test

T2.3. Realizare campanie de măsurare

O parte din echipamentele descrise la T2.2. *Realizare campanii de testare*, instalate la baza Strejnicu, colectează date pentru caracterizarea atmosferei, în mod continuu. Datele colectate și apoi analizate vor fi prezentate în WP3.

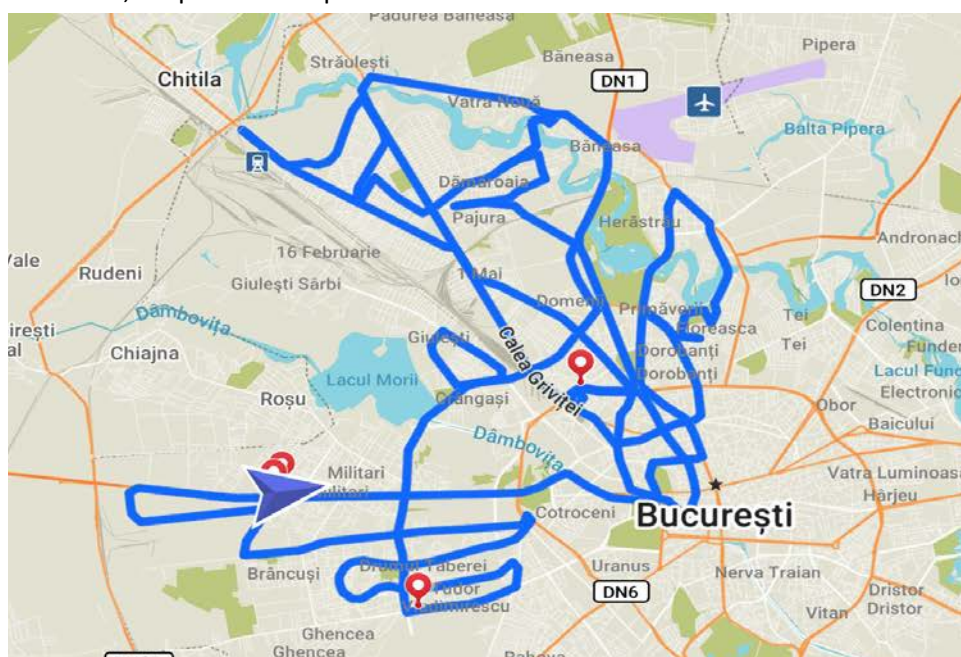
W.P.3 - Procesarea și analiza datelor colectate

T3.1. Dezvoltare de programe pentru procesarea datelor

A fost dezvoltat un algoritm avansat care analizează și reprezintă grafic evoluția datelor de ceață extrase din observațiile METAR. Acest algoritm are capacitatea de a accesa direct baza de date METAR disponibilă pe platforma GitHub și de a procesa informațiile, oferind reprezentări grafice detaliate ale frecvenței de apariție a fenomenelor de ceață, numărului total de cazuri, duratei evenimentelor, precum și ale variațiilor altor parametri meteorologici relevanți, cum ar fi temperatura mediului ambiant, temperatura punctului de rouă, presiunea atmosferică, direcția și viteza vântului. Studiul, realizat pe o perioadă de 14 ani (2010-2023), incluzând perioadele pandemiei COVID-19 și ale conflictului din Ucraina, a avut ca zonă de interes aeroportul Otopeni și a utilizat date METAR la o frecvență de 30 de minute. Prin intermediul acestui algoritm, cercetătorii și profesioniștii din domeniul aviației dispun de instrumente eficiente pentru analiza și gestionarea riscurilor asociate cu condițiile meteorologice dificile, contribuind astfel la optimizarea siguranței zborurilor.

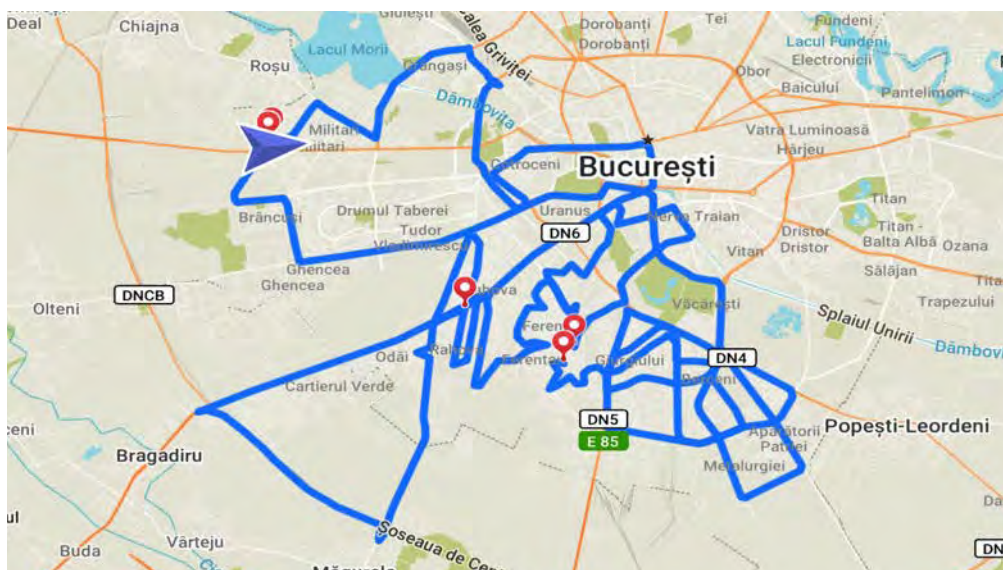
În a doua parte anului 2024, planificarea determinărilor a fost crucială pentru colectarea eficientă a datelor, esențiale în evaluarea impactului aerosolilor asupra dinamicii atmosferice și formării norilor. Traseele au fost concepute pentru a acoperi zone reprezentative:

Traseul 1 a inclus zone cu trafic rutier intens, având scopul de a evalua impactul traficului asupra poluării atmosferice, în special în timpul orelor de vârf.



Traseu 1

Traseul 2 a cuprins zone rezidențiale, fiind dedicat monitorizării calității aerului și evaluării expunerii comunității la poluanți.



Traseu 2

Traseul 3 a vizat zone centrale și periferice ale orașului, incluzând atât spații verzi, cât și zone industriale ușoare, pentru a analiza poluarea la marginea orașului și influențele mediilor urbane și rurale asupra calității aerului.



Traseu 3

T3.2. Procesare date cu produse informatice dedicate

Rezultatele obținute cu ajutorul algoritmului descris mai sus permit o analiză detaliată a fenomenului de ceață înregistrat la Aeroportul Otopeni, oferind informații esențiale pentru înțelegerea și gestionarea condițiilor meteorologice dificile în timpul operațiunilor aeriene. Reprezentările grafice de mai jos ilustrează înregistrările evenimentelor de ceață, realizate pentru aceeași zi și aceeași oră în fiecare an. Această metodă a fost folosită pentru a obține un set de date comparabil și consistent, permițând analiza evoluției și distribuției fenomenului de ceață pe parcursul perioadei studiate.

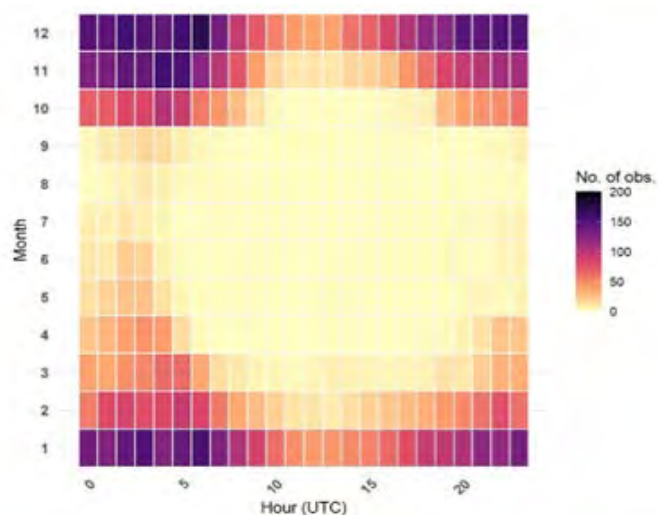


Figura 10. Numărul total de înregistrări ale evenimentelor de ceață din perioada 01.01.2010 – 31.12.2023

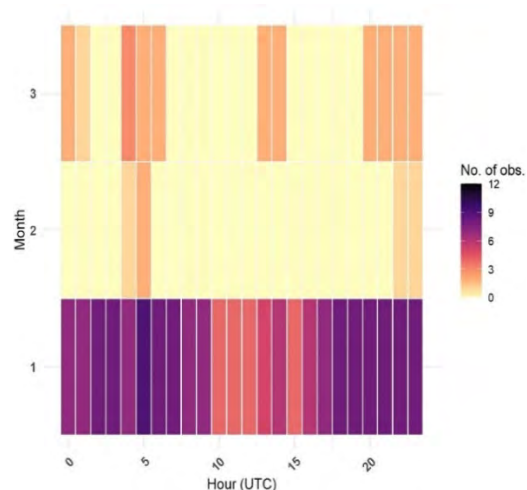


Figura 11. Numărul total de înregistrări ale evenimentelor de ceață din perioada COVID19, dinaintea de lockdown 01.01.2020 – 15.03.2023

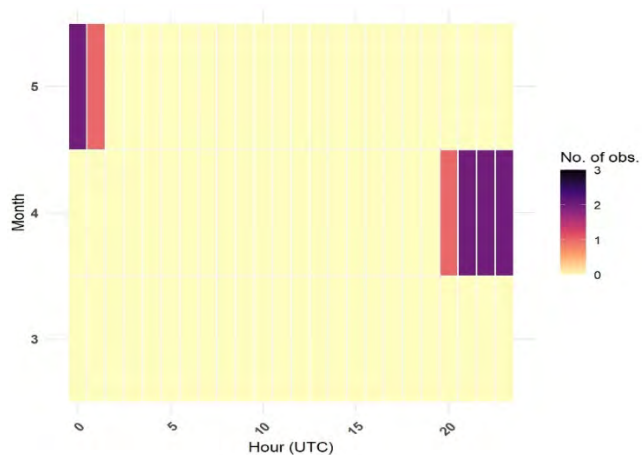


Figura 12. Numărul total de înregistrări ale evenimentelor de ceață din perioada COVID19, din lockdown 16.03.2020 – 15.05.2020

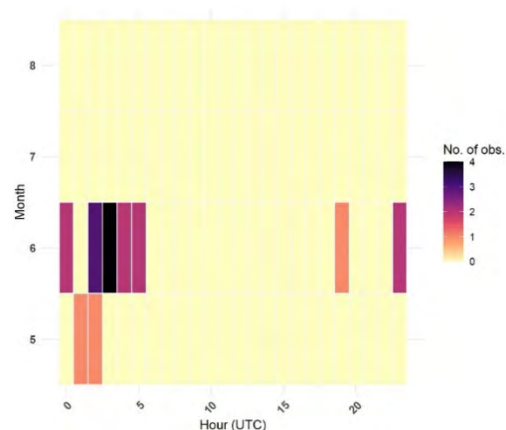


Figura 13. Numărul total de înregistrări ale evenimentelor de ceață din perioada COVID19, din starea 1 de alertă 16.05.2020 – 15.08.2020

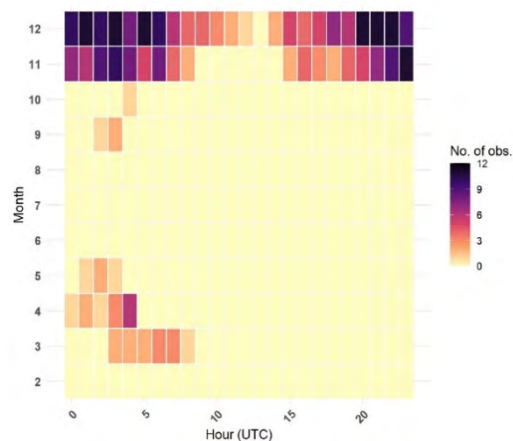
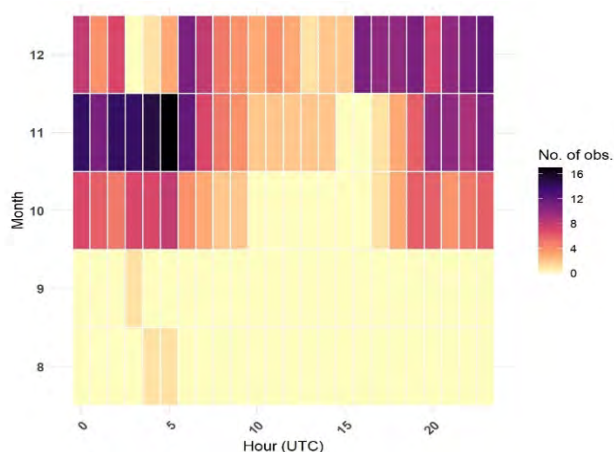


Figura 14. Numărul total de înregistrări ale evenimentelor de ceață din perioada COVID19, din starea 2 de alertă 16.08.2020 – 31.12.2020

Figura 15. Numărul total de înregistrări ale evenimentelor de ceață din perioada începutului războiului Rusia-Ucraina 24.02.2022 – 31.12.2022

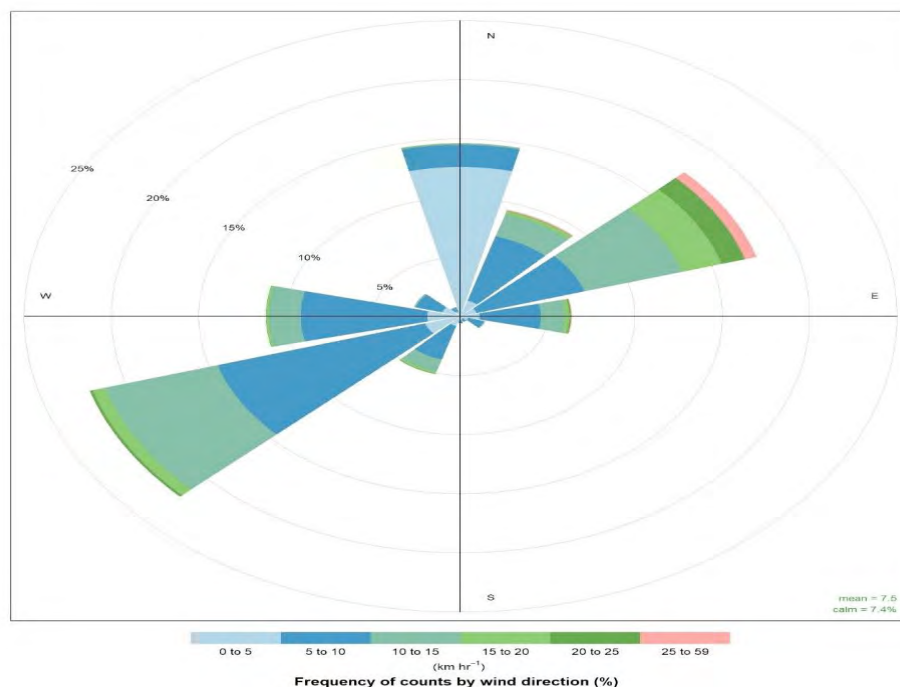


Figura 16. Roza vântului realizată pentru toate înregistrări ale evenimentelor de ceață din perioada 01.01.2010 – 31.12.2023

Un alt studiu realizat a vizat emisiile de gaz metan din perioada 1980-2021, cu date obținute din baza de date EDGAR (Emissions Database for Global Atmospheric Research). Gazul metan a fost ales datorită potențialului său puternic de efect de seră, având un timp de viață relativ scurt și un impact mult mai mare asupra încălzirii globale decât CO₂-ul pe termen de 100 de ani. Pentru analiza datelor, s-a utilizat metoda statistică CPA (change point analysis) pentru identificarea punctelor de schimbare, regresia liniară pentru a evidenția trendul, și s-a calculat coeficientul de determinare (R^2) între seria temporală și trendul obținut.

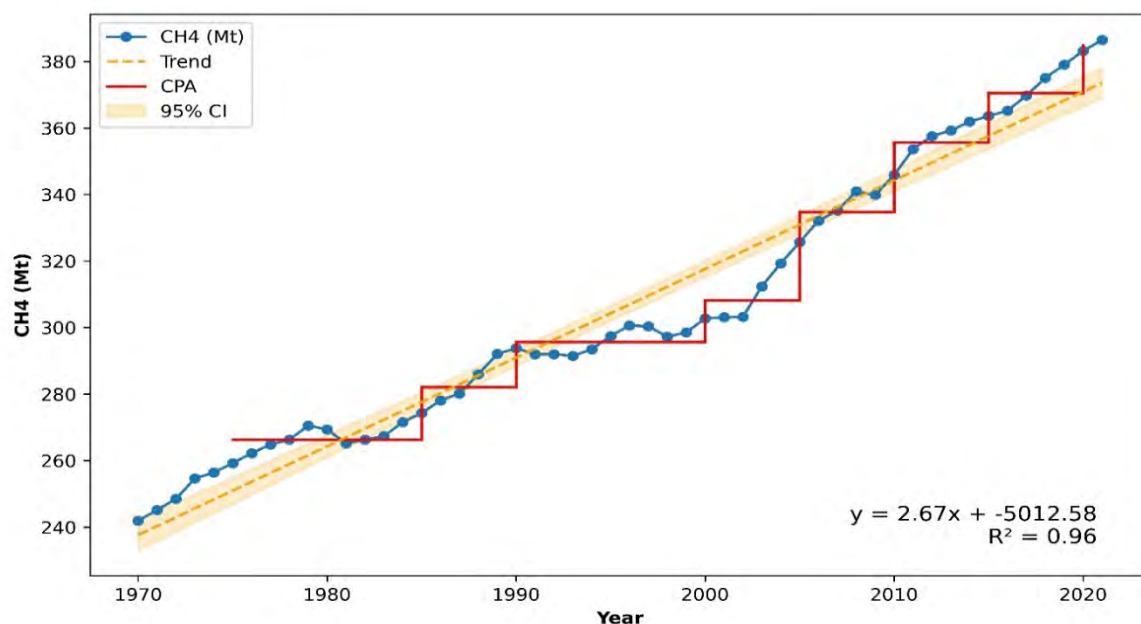
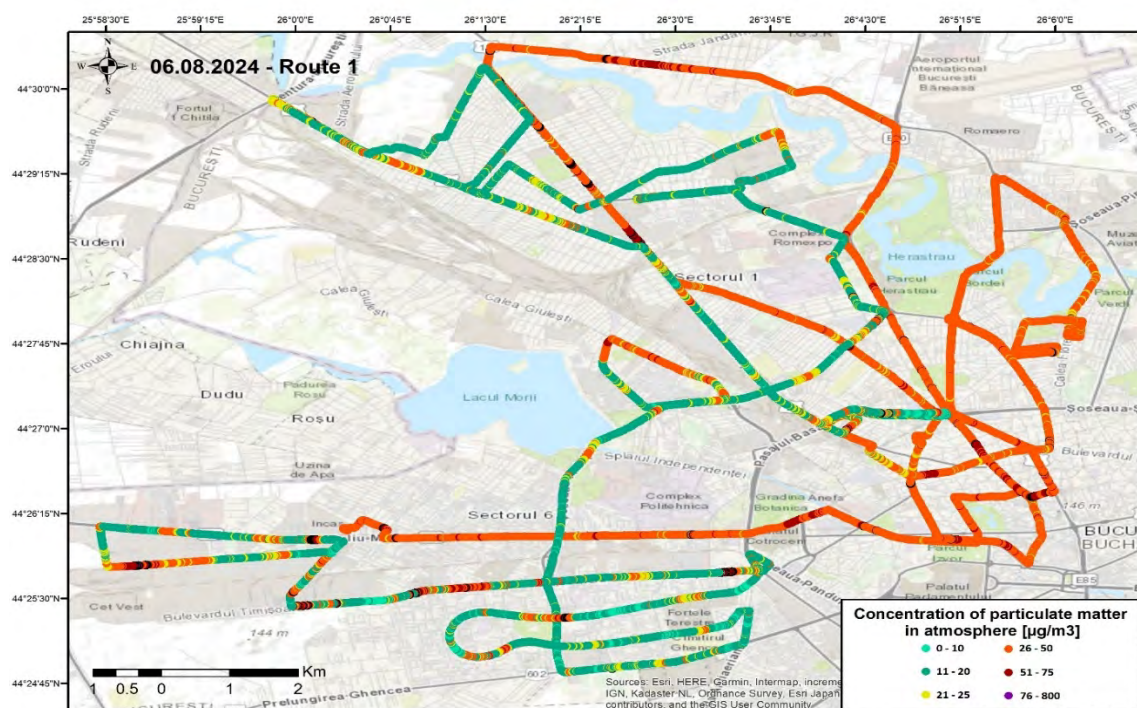


Figura 17. Emisiile de gaz metan la nivel global din perioada 1980-2021

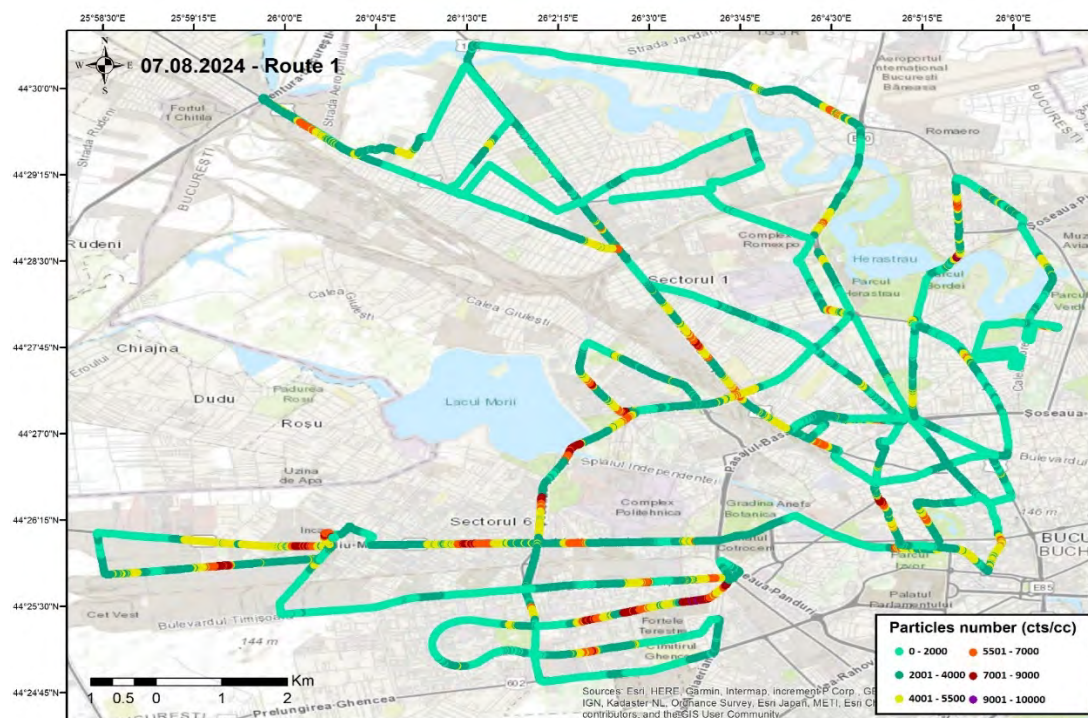
Valorile obținute indică o creștere liniară a concentrației de gaz metan la nivel global, valorile crescând în 50 de ani cu aproximativ 55%. Conform graficului, a existat o creștere liniară la fiecare 5 ani, mai puțin în perioadele 1975-1985 și 1990-2000, perioade în care creșterea concentrației de metan a fost mai mică sau chiar a fost în scădere (din perioada 1990 până în 1995).

Rezultatele din cadrul campaniei de măsurări din București, cele trei trasee concepute, au fost utilizate datele obținute de la instrumentele SP2-XR și DustTrak pentru a crea hărți detaliate ce evidențiază nivelurile de negru de fum și particule în suspensie. Pentru hărțile DustTrak, valorile au fost ajustate conform indicilor din Rețeaua Națională de Monitorizare a Calității Aerului, asigurându-se o interpretare standardizată și obiectivă. În schimb, pentru negrul de fum, care nu beneficiază de un studiu extensiv, hărțile au fost realizate cu flexibilitate, respectând codul de culori utilizat pentru particulele în suspensie. Analiza datelor a identificat intervalele minime și maxime, împărțind valorile în șase categorii, conform legendei fiecărei hărți.

În Figura 18 este prezentată harta traseului parcurs în București pe 06 august 2024 (Ruta 1), care ilustrează concentrațiile de particule în suspensie. Zonele verzi și galbene indică concentrații scăzute ($0-25 \mu\text{g}/\text{m}^3$), sugerând o calitate bună a aerului, în timp ce segmentele roșii și mov semnifică concentrații ridicate (peste $26 \mu\text{g}/\text{m}^3$), indicând poluare crescută. Zonele cu concentrații mai mari se află în apropierea arterelor principale și a zonelor industriale, corelate cu traficul și activitățile economice care generează poluare. Aceste particule au un impact negativ asupra calității aerului și sănătății publice.



În Figura 19 este prezentată harta unui traseu din București, parcurs pe 07 august 2024 (Ruta 1), care ilustrează distribuția negrului de fum (număr de particule per centimetru cub). Comparativ cu ziua precedentă, numărul de particule este mai mic, cu valori mai mari în apropierea intersecțiilor cu trafic intens sau a zonelor industriale. Zona centrală are concentrații scăzute, iar valorile maxime sunt înregistrate pe Drumul Taberei și Bulevardul Iuliu Maniu, zone cu trafic și activități economice intense.



În Figura 20 este prezentată harta unui traseu din București, parcurs pe 07 august 2024 (Ruta 1), care arată concentrația de particule în suspensie. Zonele verzi și galbene indică o calitate bună a aerului, cu concentrații scăzute, iar cele roșii și mov semnalează poluare ridicată. Cele mai poluate zone sunt Bulevardele Iuliu Maniu, Ion Mihalache și Șoseaua Gheorghe Ionescu Sisești, unde concentrațiile mari de particule sunt corelate cu traficul intens și activitățile economice. Particulele în suspensie afectează direct calitatea aerului și sănătatea publică.

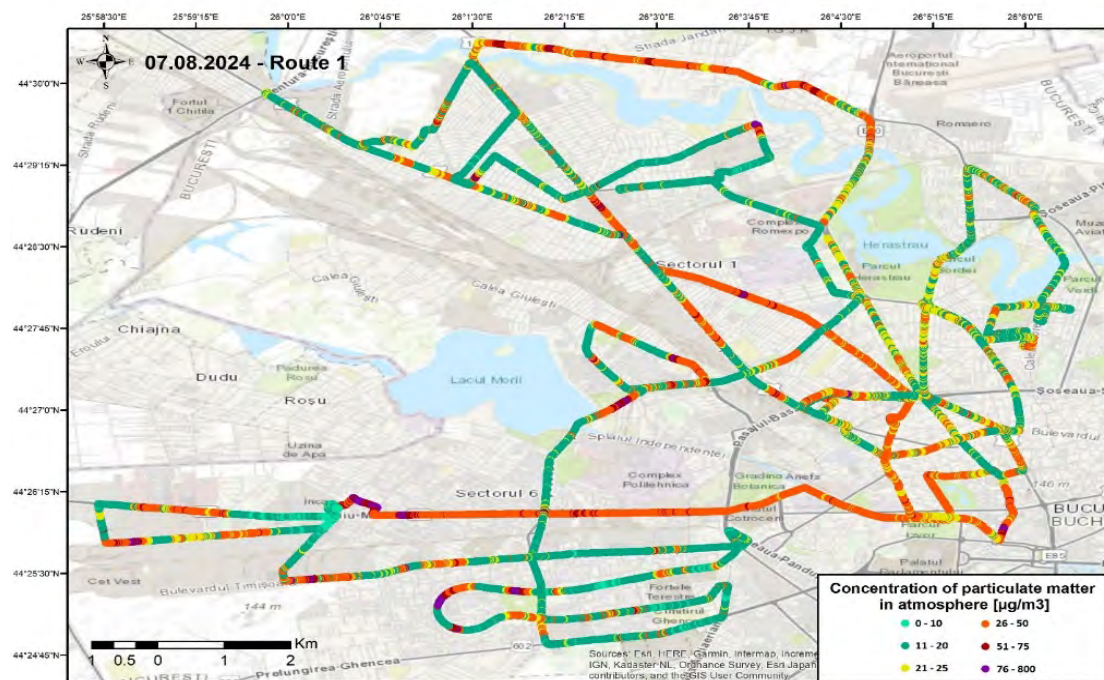


Figura 20. Reprezentarea particulelor în suspensie în data de 07.08.2024

Figura 21 prezintă harta traseului din București din 08 august 2024, care ilustrează distribuția negrului de fum măsurat. Zonele verzi și galbene indică concentrații scăzute spre moderate de particule, sub 5500 cts/cc, sugerând o calitate relativ bună a aerului. Zonele roșii și mov, cu concentrații mai mari de 5500 cts/cc, semnalează poluare semnificativă. Cele mai poluate regiuni sunt Șoseaua Chitilei, Șoseaua București-Ploiești și intersecția Bulevardului Iuliu Maniu cu Șoseaua Cotroceni. Factorii precum traficul și lucrările de construcții influențează distribuția particulelor.

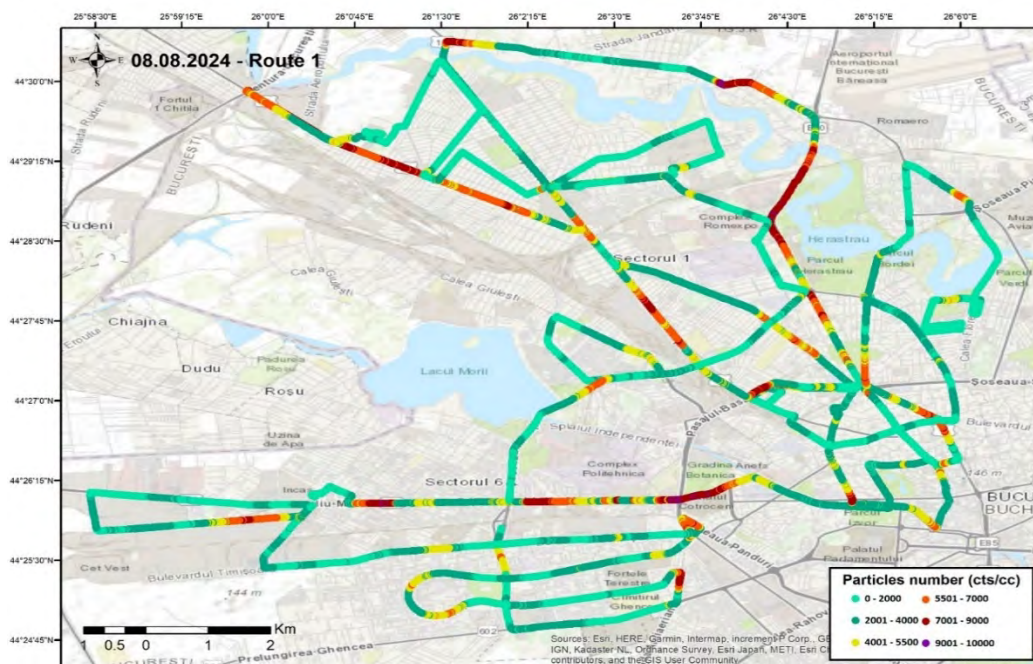


Figura 21. Reprezentarea negrului de fum în data de 08.08.2024

Figura 22 arată distribuția negrului de fum măsurat în noaptea dintre 08.08.2024 și 09.08.2024 în București. Concentrațiile scăzute de particule (sub 5500 cts/cc) sunt indicate de verde și galben, iar cele mai mari concentrații (peste 5500 cts/cc) sunt semnalizate cu roșu și mov, fiind măsurate în apropierea stației de metrou Păcii, la intersecția Bulevardului Regina Elisabeta cu Calea Victoriei și pe Bulevardul Bucureștii Noi. Pe timpul nopții, datorită traficului redus și lipsei activității industriale, poluarea a fost mult mai scăzută decât în timpul zilei.

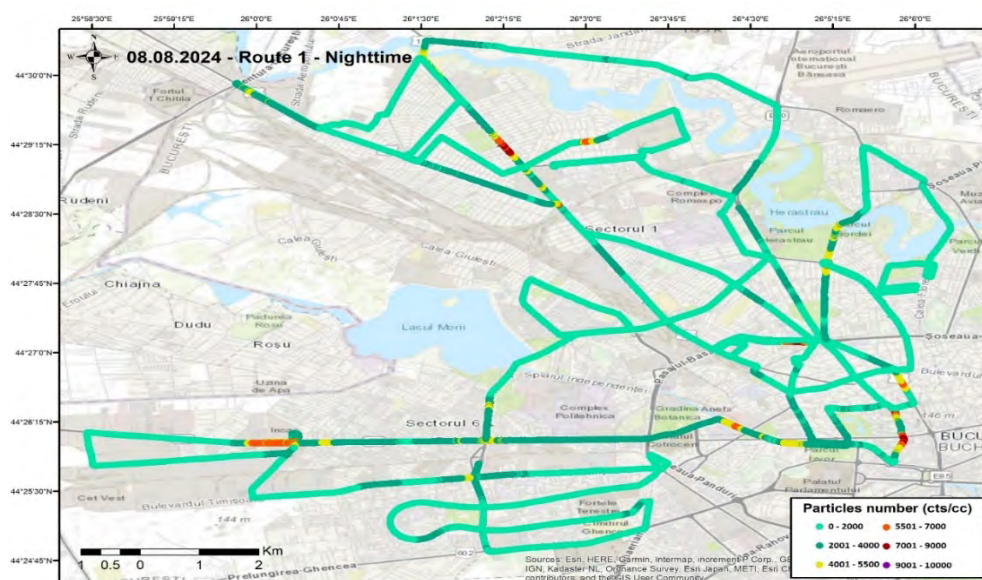
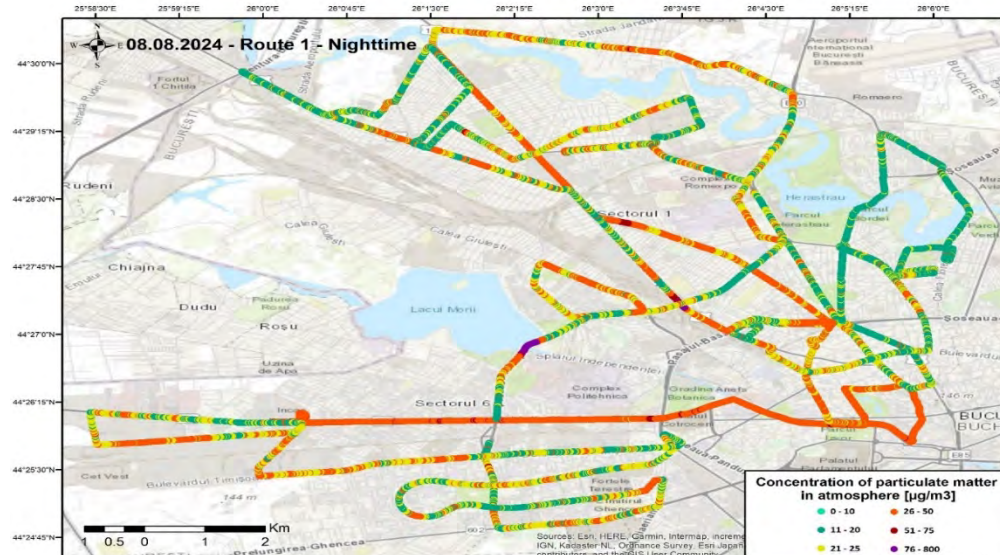


Figura 22. Reprezentarea negrului de fum în data de 08.08.2024 - noaptea

Figura 23 prezintă distribuția particulelor în suspensie în București în noaptea dinspre 08.08.2024 spre 09.08.2024. Zonele cu concentrații scăzute de particule ($0-25 \mu\text{g}/\text{m}^3$) sunt colorate verde și galben, iar cele cu concentrații mai ridicate (peste $26 \mu\text{g}/\text{m}^3$) sunt roșu și mov. Deși măsurările au avut loc noaptea, au fost identificate zone cu concentrații mari de particule, cum ar fi în apropierea marilor artere de circulație și în zonele industriale. Cele mai scăzute valori au fost măsurate în zonele Lacului



Floreasca, Drumul Taberei și Colosseum Mall.

Figura 23. Reprezentarea particulelor în suspensie în data de 08.08.2024 –noaptea

Figura 24 prezintă distribuția negrului de fum măsurat pe 12 august 2024, în sectoarele 4, 5, 6 și pe centura Bucureștiului. Măsurătorile sunt exprimate în număr de particule per centimetru cub (cts/cc), iar zonele cu concentrații scăzute sau moderate (sub 5500 cts/cc) sunt colorate verde și galben, indicând o calitate bună a aerului. Zonele cu concentrații ridicate (peste 5500 cts/cc) sunt colorate roșu și mov, semnalând o poluare semnificativă. Cele mai mari concentrații de particule au fost măsurate în zona stației de metrou Timpuri Noi, Bulevardul Ghencea și Bulevardul Regina Elisabeta, cu posibile cauze legate de trafic intens, lucrări de construcții și condiții meteorologice.

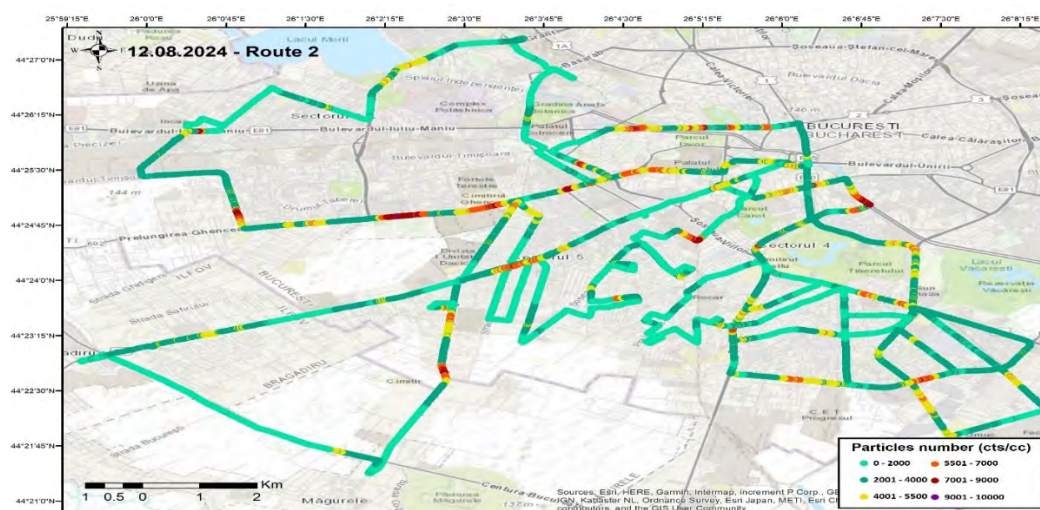


Figura 24. Reprezentarea negrului de fum în data de 12.08.2024

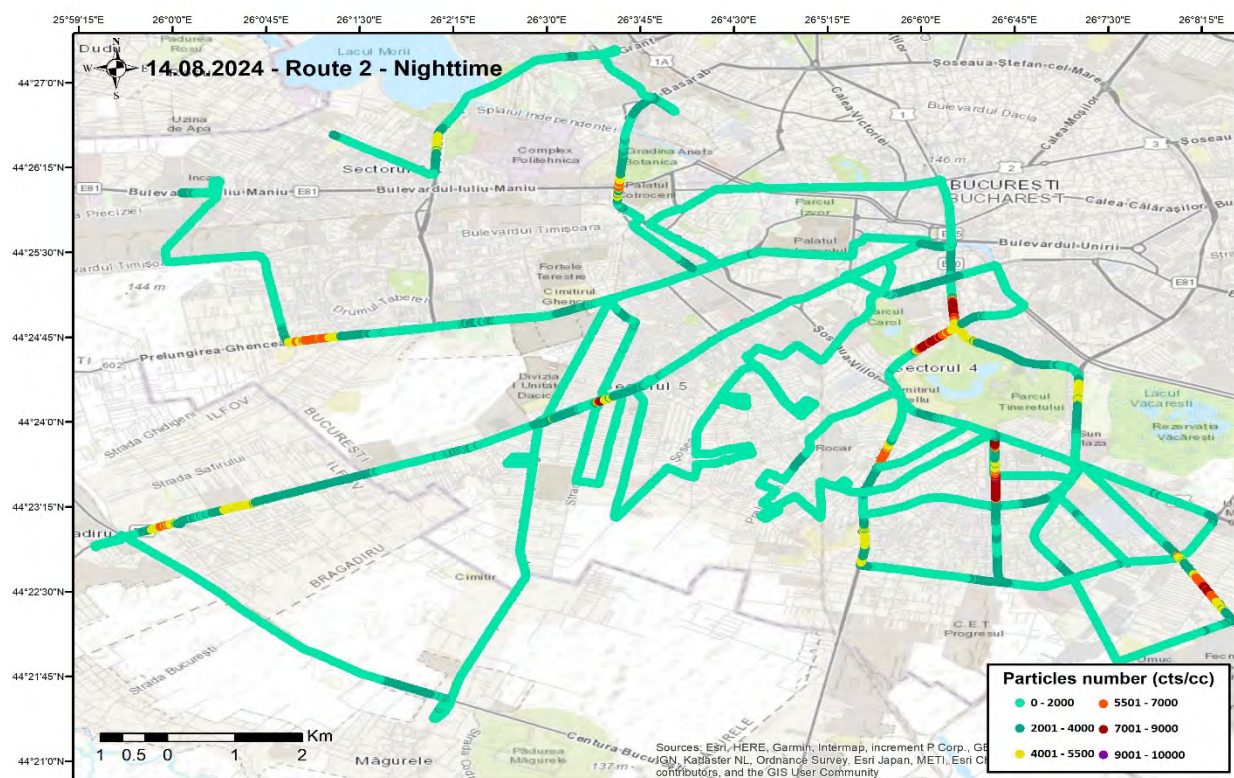


Figura 26. Reprezentarea negrului de fum în data de 14.08.2024 – noaptea

Figura 27 ilustrează concentrația de particule în suspensie măsurată în micrograme pe metru cub ($\mu\text{g}/\text{m}^3$) pe traseul parcurs în noaptea dintre 14 și 15 august 2024, în București. Zonele colorate verde și galben indică concentrații scăzute de particule, sugerând o calitate bună a aerului, în timp ce segmentele roșii și mov reflectă poluarea ridicată, cu valori peste $26 \mu\text{g}/\text{m}^3$. În ciuda măsurătorilor nocturne, se observă în continuare zone cu concentrații mari de particule, în special în zonele cu trafic intens, dar și locuri unde concentrațiile nocturne sunt mai mari decât cele diurne, cum ar fi intersecția Bulevardului Timișoara cu Strada Valea Oltului și Șoseaua de Centură. Cauzele acestor valori crescute pot fi vehiculele, construcțiile, praful sau emisiile industriale, având un impact asupra calității aerului și sănătății publice.

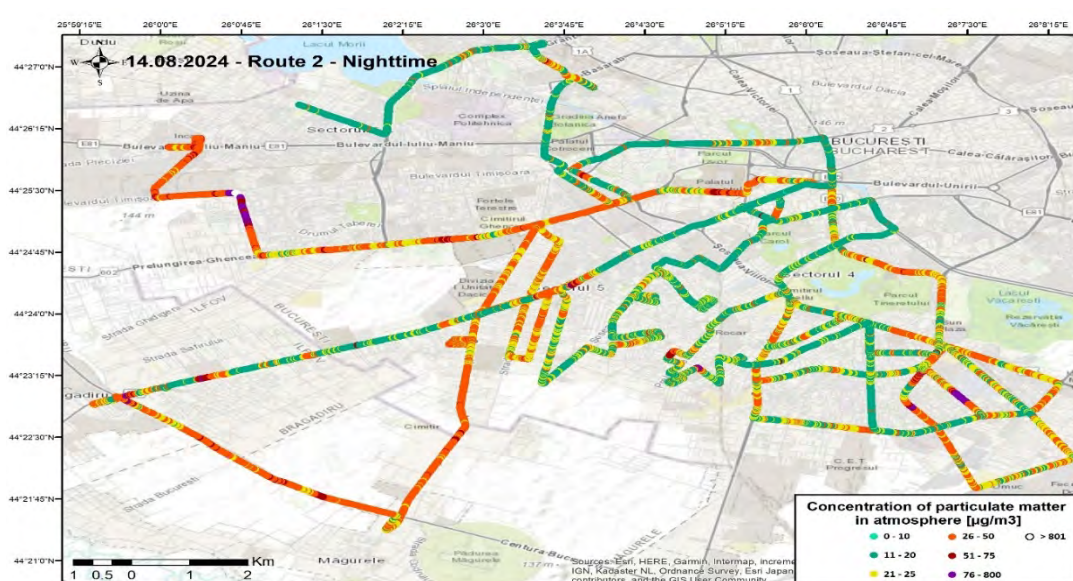


Figura 27. Reprezentarea particulelor în suspensie în data de 14.08.2024 – noaptea

Figura 28 reprezintă harta traseului parcurs pe 19 august 2024 în București, pe traseul 3, care include sectoarele 2, 3 și Ilfov. Măsurătorile negrului de fum, exprimate în număr de particule per centimetru cub (cts/cc), indică o concentrație scăzută până la moderată în zonele colorate verde sau galben, iar valorile mari de peste 5500 cts/cc, reprezentate prin culorile roșu și mov, sugerează o poluare semnificativă. Cele mai ridicate concentrații de particule au fost măsurate pe Șoseaua Fundeni, Autostrada București-Ploiești și în sectorul 3. Această zi a înregistrat cele mai multe valori ridicate dintre cele trei zile de măsurători, iar poluarea poate fi influențată de traficul intens, lucrările de construcții sau condițiile meteorologice. Harta evidențiază variațiile calității aerului în funcție de locație.

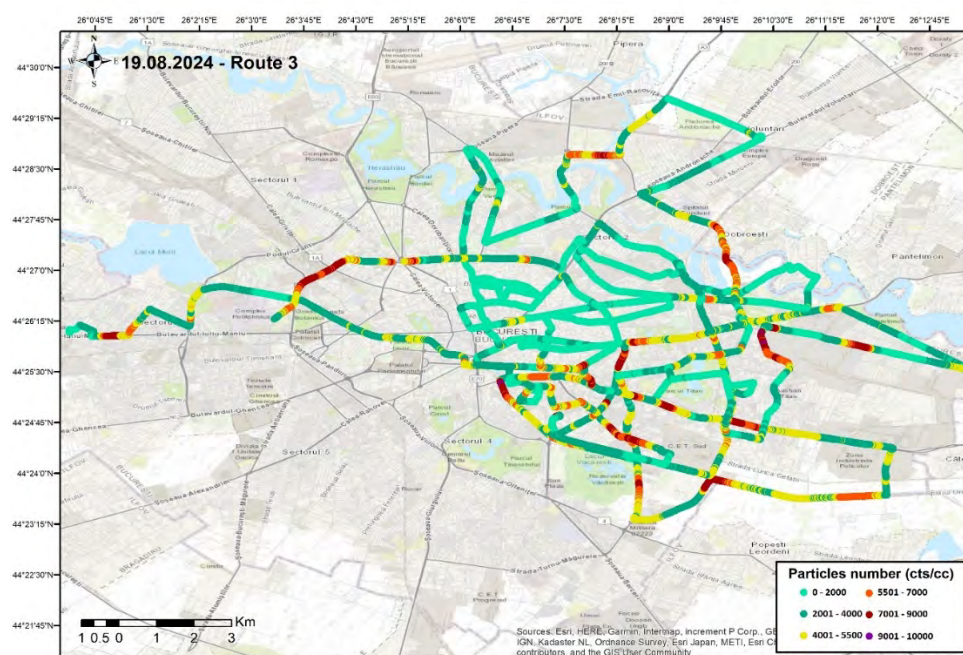


Figura 28. Reprezentarea negrului de fum în data de 19.08.2024

Figura 29 reprezintă harta traseului parcurs în București pe 19 august 2024 (Ruta 3), ilustrând concentrația de particule în suspensie, măsurată în micrograme pe metru cub ($\mu\text{g}/\text{m}^3$). Zonele verzi și galbene indică o concentrație scăzută a particulelor ($0\text{--}25 \mu\text{g}/\text{m}^3$), în timp ce zonele roșii și mov semnifică o poluare mai mare (peste $26 \mu\text{g}/\text{m}^3$). În această zi, concentrațiile au fost extrem de ridicate, în special pe Splaiul Independenței, iar valorile specifice indicelui 4 ($26\text{--}50 \mu\text{g}/\text{m}^3$) au predominat. Străzile din sectorul 3 au avut concentrații mai mari comparativ cu sectorul 2. Factori precum traficul intens, construcțiile și emisiile industriale pot contribui la aceste valori crescute, având un impact asupra calității aerului și sănătății publice.

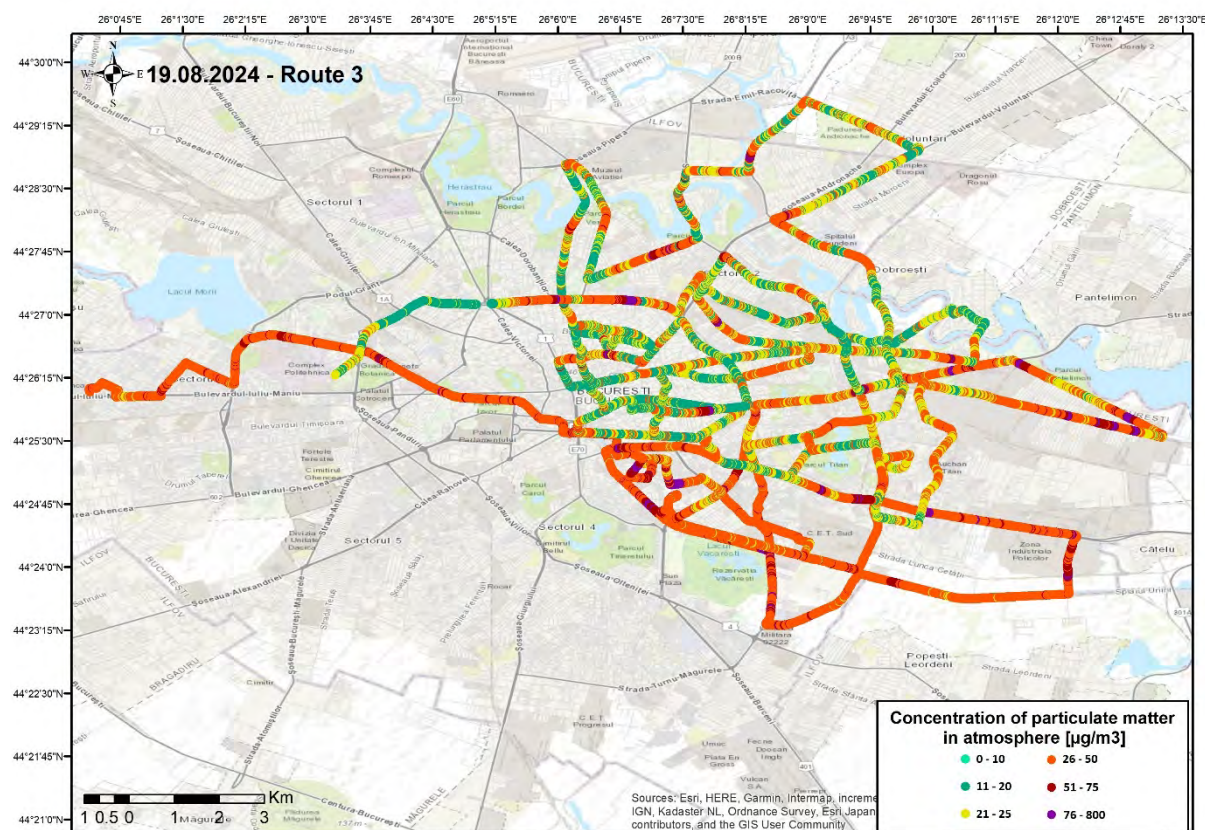


Figura 29. Reprezentarea particulelor în suspensie în data de 19.08.2024

Figura 30 arată traseul din Bucureşti pe 20 august 2024, cu concentraţia de particule în suspensie măsurată între 0 şi 50 µg/m³. Majoritatea valorilor sunt în intervalul 26-50 µg/m³, indicând o poluare crescută, mai ales în sectorul 3. Poluarea poate fi cauzată de trafic, construcţii şi emisii industriale, având un impact asupra sănătăţii publice.

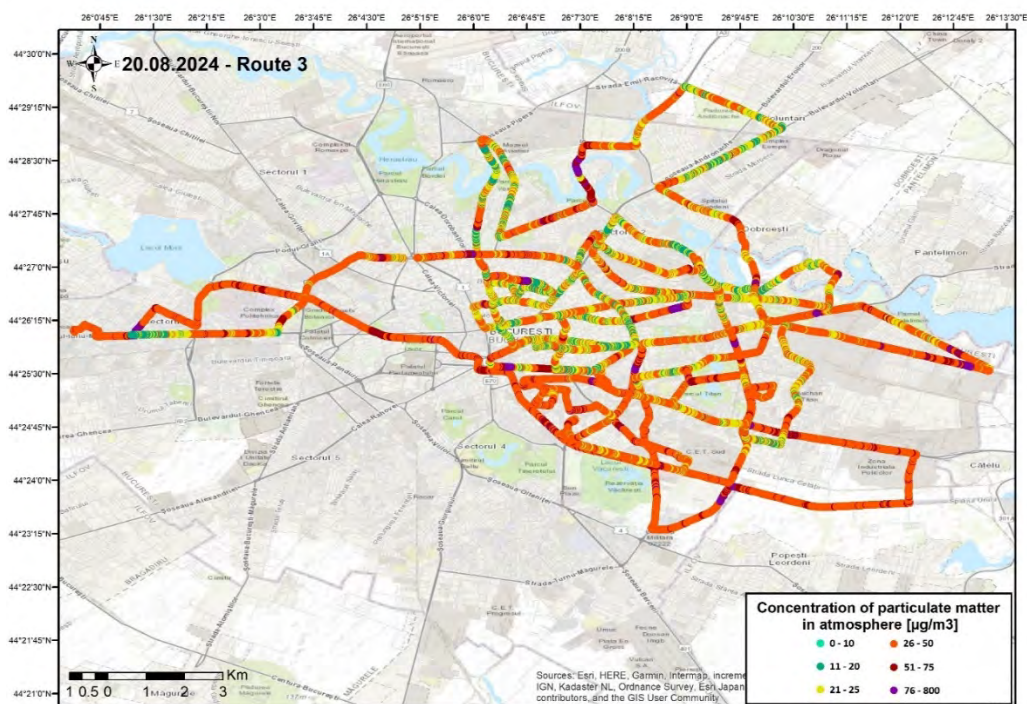


Figura 30. Reprezentarea particulelor în suspensie în data de 20.08.2024

Figura 31 prezintă traseul din 27 august 2024 în București, cu măsurători ale negrului de fum exprimate în particule per centimetru cub (cts/cc). Zonele verzi și galbene indică concentrații scăzute, iar cele roșii și mov sugerează poluare ridicată. Poluarea este influențată de trafic, construcții și condițiile meteo, variind în funcție de locație.

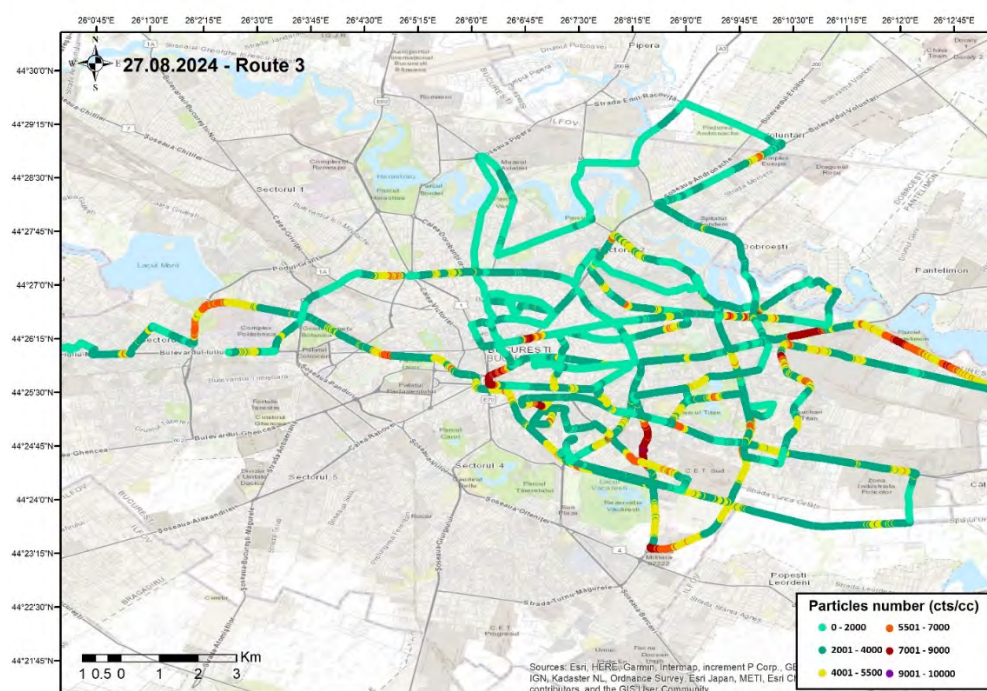


Figura 31. Reprezentarea negrului de fum în data de 27.08.2024

În urma studiului efectuat în București cu privire la măsurarea negrului de fum și a particulelor în suspensie au fost evidențiate variații semnificative ale calității aerului, influențate în principal de traficul intens și activitățile economice din zonele urbane. În general, în zilele analizate, concentrațiile de negru de fum și particule în suspensie au fost ridicate în apropierea arterelor principale și a zonelor industriale, indicând o poluare crescută în aceste regiuni. Zonele centrale și arterele aglomerate, precum bulevardele Iuliu Maniu și Șoseaua Gheorghe Ionescu Sisești, au înregistrat cele mai mari valori ale poluanților, sugerând că traficul auto este o sursă majoră de emisii. Pe de altă parte, pe timpul nopții, măsurătorile au arătat o reducere considerabilă a poluării, ceea ce poate fi explicat prin scăderea activității economice și a traficului auto. Concentrațiile ridicate de particule din zilele analizate arată impactul negativ asupra calității aerului, influențând sănătatea publică.

W.P.4-Baza de date științifice

T4.1. Dezvoltarea și actualizarea bazei de date pentru misiuni de cercetare atmosferică

În cadrul perioadelor de raportare aferente anului 2024, s-a realizat definirea și structurarea caracteristicilor de dezvoltare ale bazei de date atmosferice. Astfel, datele colectate prin intermediul instrumentației de cercetare au fost clasificate și stocate în funcție de tipul fișierelor, incluzând atât datele brute, cât și metadatele corespunzătoare. Procesul de stocare și clasificare a fost realizat conform Planului de Management al Datelor, având ca fundament principiile FAIR (Findability, Accessibility, Interoperability, and Reuse), asigurându-se că toate datele obținute în cadrul campaniilor de măsurători sunt accesibile și reutilizabile. Datele colectate în cadrul proiectelor de cercetare-dezvoltare vor fi stocate și gestionate într-o rețea informatică dedicată, asigurând astfel

integritatea și transparența procesului de analiză. De asemenea, a fost realizată clasificarea datelor arhivate pe baza platformei aeropurtate utilizate sau a tehnicii de detecție aplicate (în cazul datelor colectate la sol), acest proces fiind esențial în optimizarea gestionării și procesării datelor, contribuind la o mai bună înțelegere a proceselor atmosferice studiate.

PROIECT NUCLEU PN 23 17 08 02:

Obiectivul general al proiectului *“Dezvoltarea capacității de modelare și simulare a sistemului Atmosferă – Pământ în sinergie cu date aeropurtate”* este îmbunătățirea evaluării calitative și cantitative a stării și a dinamicii componentelor Sistemului Atmosferă – Pământ (precum sol, apă, aer) prin metode de modelare și simulare a unor fenomene care apar ca urmare a perturbării echilibrului acestui sistem complex de viață.

Pentru atingerea obiectivului, în anul 2024, au fost realizate două studii, fiecare dintre acestea fiind corespunzătoare celor două faze derulate în această perioadă. Studiile se refera la:

- i) analiza impactului a 2 tipuri de design urban existente în anumite cartiere ale Municipiului București, separate în timp de cutremurul din anul 1977, asupra microclimatului local utilizând tehnici GIS, date satelitare și modelarea numerică.
- ii) analiza efectului reabilitării termice (anvelopării) a clădirilor asupra microclimatului urban local, atât prin monitorizarea sezonieră a temperaturilor suprafeței clădirilor cu ajutorul camerei cu termoviziune, la diferite intervale de timp, cât și prin simulări numerice ale temperaturii aerului la diferite niveluri din atmosferă, folosind modelul hidrostatic tridimensional pentru simularea microclimatului urban, ENVI-met.

2.1. Descrierea activităților

Pe parcursul anului 2024, în cele două faze ale proiectului *“Dezvoltarea capacității de modelare și simulare a sistemului Atmosferă – Pământ în sinergie cu date aeropurtate”*, au fost realizate activități corespunzătoare tuturor celor 6 pachete de lucru: WP1. Colectarea datelor/campanii, WP2. Dezvoltarea bazei de date, WP3. Procesarea datelor, WP4. Studii de caz, WP5. Educație și diseminare, WP6. Managementul proiectului, care contribuie prin specificul lor la atingerea obiectivelor proiectului. Principalele rezultate obținute sunt următoarele:

- **A.1.1. Selectarea zonei de analiză.** A fost realizată selectarea arealelor de studiu (Fig.1) pe baza imaginilor satelitare și a datelor cadastrale, necesare pentru a diferenția zone construite înainte și după 1977 dar și pentru a se obține un areal de studiu tipic unui cartier de blocuri bucureștean alcătuit din clădiri anvelopate și neanvelopate. În urma selectării arealelor de studiu au fost realizate simulări ale microclimatului urban.
- **A.1.2. Planificarea campaniilor.** A fost planificată campania de monitorizare a temperaturilor suprafețelor clădirilor pentru utilizarea camerei cu termoviziune.

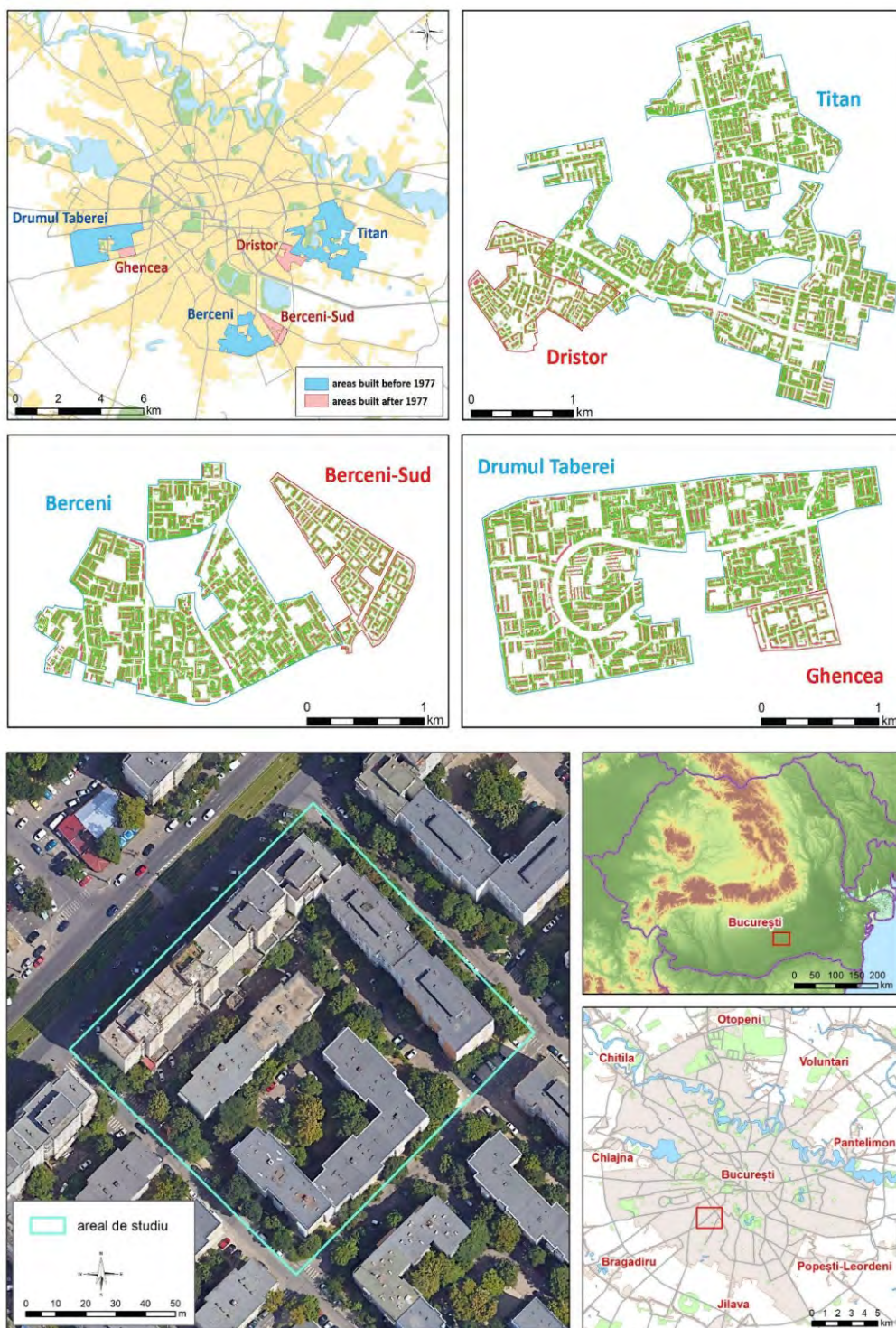


Fig. 1. Arealele de studiu selectate

- **A.1.3. Asigurarea instrumentelor pentru campanii (achiziții/ calibrare).** Prin intermediul achizițiilor realizate în cadrul proiectului a fost asigurată buna funcționare a echipamentelor IT și a aparaturii de laborator;

WP2. Dezvoltarea bazei de date

- **A.2.2. Efectuarea de campanii de măsurare la sol.** A fost realizată colectarea imaginilor cu camera cu termoviziune pentru zilele și orele stabilite în cadrul planificării campaniilor (Fig. 2);

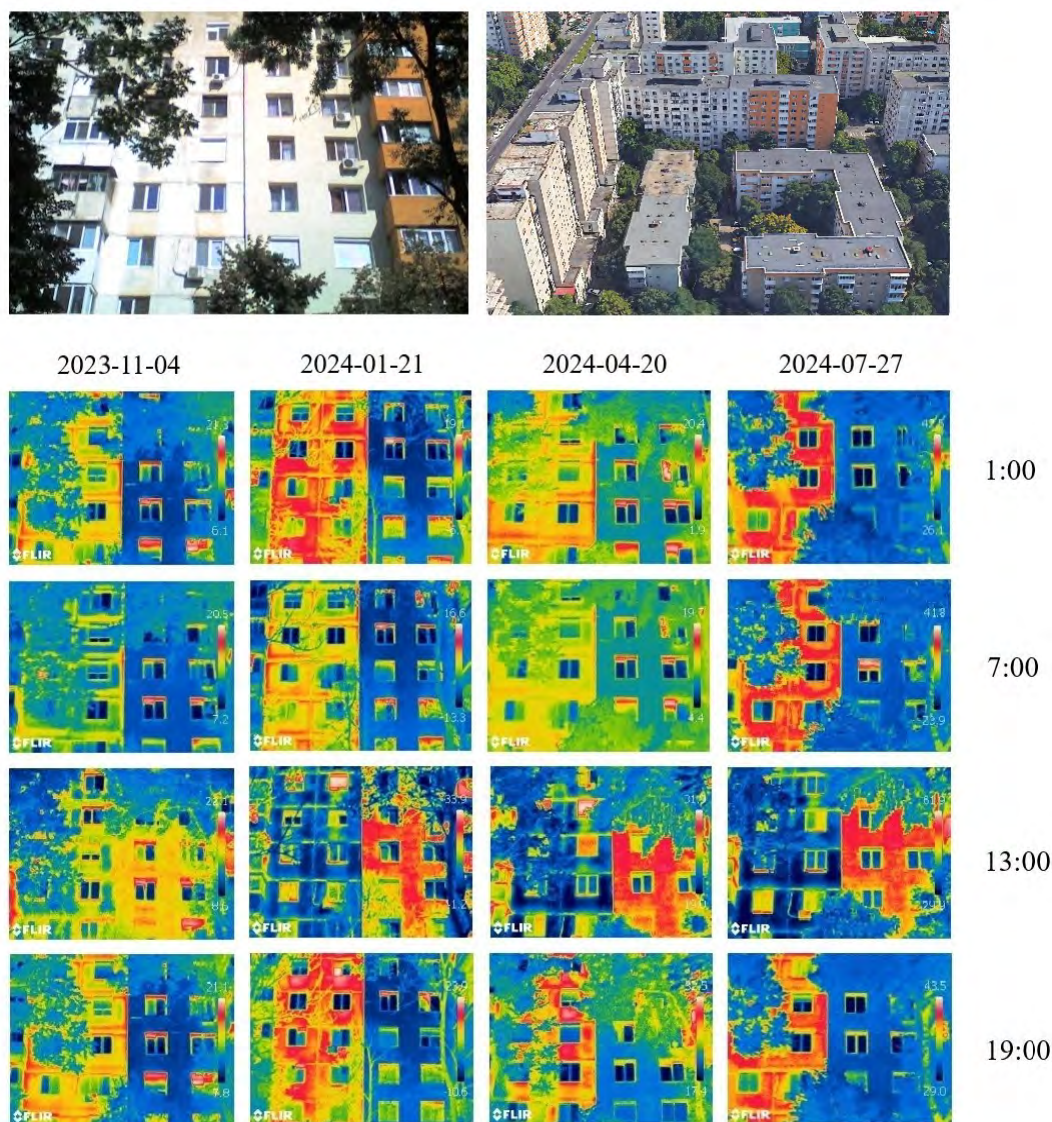


Fig. 2. Imaginile colectate folosind camera cu termoviziune

- **A.2.3. Identificarea și colectarea datelor din alte surse.** Selectarea datelor provenite de la sateliții LANDSAT pentru a fi utilizate în faza a treia proiectului pentru extragerea datelor de temperatură, date care sunt necesare pentru studiul temperaturilor suprafețelor și implicit al fenomenului de insulă de căldură. Au fost selectate și colectate imagini satelitare din perioada de vară și analizate pentru a nu exista imagini acoperite de nori sau să conțină erori. Identificarea și colectarea datelor meteorologice pentru zilele studiate (direcția și viteza vântului, temperatura aerului și umiditatea relativă) necesare modelului ENVI-met pentru arealele de studiu.

WP3. Procesarea datelor

- **A.3.1. Asigurarea softurilor dedicate pentru procesarea datelor (achiziție/dezvoltare).**
Au fost realizate modele de automatizare a prelucrării datelor satelitare, care apelează succesiv instrumente din platforma GIS.
- **A.3.2. Filtrarea datelor.** Au fost realizate calibrarea radiometrică și atmosferică a produselor Landsat folosind metoda "DOS" (Extragerea punctelor negre);

Au fost realizate reproiectări ale datelor satelitare în sistem de coordonate național S-42.

- **A.3.3. Prelucrarea datelor** A fost realizată procesarea datelor satelitare și cadastrale evidențiind-se diferențierea morfologiei urbane a acestora în cartierele bucureștene construite înainte și după cutremurul din anul 1977 (Fig.3).



Fig. 3 Reprezentarea arealelor pentru care au fost realizate simulări ale microclimatului urban (areale construite înainte de 1977 – stânga, areale construite după 1977 – dreapta)

Au fost realizate modelele tridimensionale al zonelor de analiză (Fig.4), folosite ulterior ca date de intrare în modelul de simulare a microclimatului urban ENVI-met și asigurarea softurilor dedicate din suita Bentley, pentru procesarea datelor LiDAR. S-a realizat georeferențierea imaginii satelitare și vectorizarea arealului de studiu utilizând instrumente de geoprocесare ale platformei GIS.



Fig. 4. Reprezentarea modelelor 3D ale arealelor pentru care au fost realizate simulări ale microclimatului urban folosind modelul ENVI-met

WP4. Studii de caz

- **A.4.1. Extragerea parametrilor relevanți pentru studiile de caz.** A constat în determinarea valorilor de temperatură la nivelul suprafeței obținute din pixelii benzilor termale Landsat (Fig.5) pentru faza a treia, iar pentru ultima fază s-au extras și analizat valorile de temperatură la nivelul suprafeței pereților clădirilor monitorizate (blocuri anvelopate și neanvelopate) cu ajutorul camerei cu termoviziune în zilele și la orele planificate;

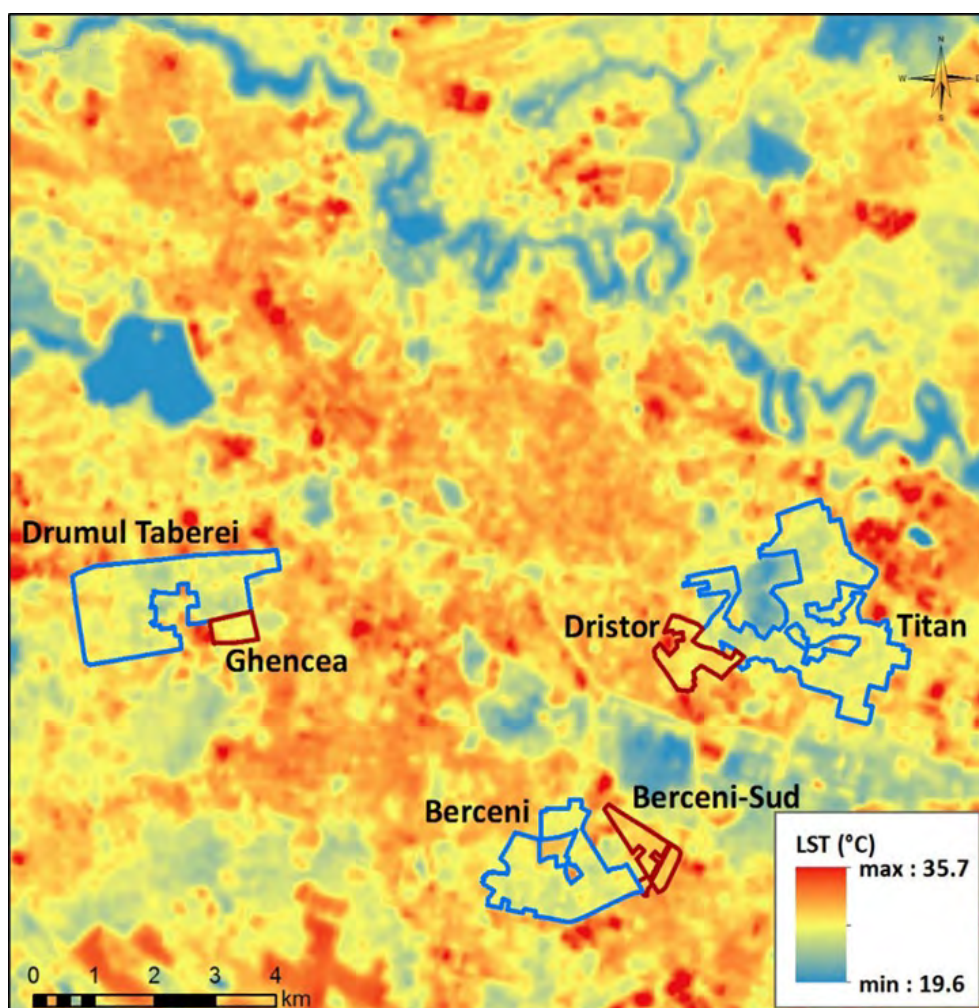


Fig. 5. Temperatura la suprafața solului obținută din imagini Landsat

- **A.4.2. Estimarea acurateții și/ sau corelații între parametrii** – A fost realizată analiza relației dintre temperaturile la suprafața solului obținute din date satelitare și morfologia urbană pentru faza a treia a proiectului (Tabelul 1), iar ulterior s-au analizat temperaturile la suprafața solului și a aerului rezultate din scenariile de modelare numerică pentru arealele selectate la ora 12 (Fig. 6-8). Pentru ultima fază s-au realizat simulări numerice (Fig. 9-12) ale temperaturii aerului și solului pentru a evidenția influența clădirilor anvelopate și neanvelopate asupra temperaturii aerului pentru fiecare zi și termen orar când s-a realizat monitorizarea temperaturii suprafețelor clădirilor cu camera termală (Tabelul 2).

Tabel 1. Rezultatele analizei spațiale privind suprafețele ocupate de construcții și spații verzi din cartierele analizate și temperaturile suprafeței corespunzătoare arealelor studiate

Denumire areal	perioada de construcție	suprafață areal (km ²)	construcții (km ²)	% construcții din suprafață areal	spații verzi (km ²)	% spații verzi din suprafață areal	T _s MI N (°C)	T _s MA X (°C)	T _s MEA N (°C)	STD (°C)
----------------	-------------------------	------------------------------------	--------------------------------	-----------------------------------	---------------------------------	------------------------------------	--------------------------	--------------------------	---------------------------	----------

Drumul Taberei	1965-1977	3,51	0,51	14,5	1,19	33,9	25,8	29,9	27,5	0,68
Titan	1965-1977	4,78	0,66	13,8	1,57	32,8	25	30	27,4	0,61
Berceni	1965-1977	2,48	0,36	14,5	0,9	36,3	26,2	30,5	27,7	0,61
Ghencea	1978-1984	0,3	0,06	20	0,05	16,7	26,6	30,9	28,2	0,64
Dristor	1978-1984	0,74	0,14	18,9	0,16	21,6	27,1	31,2	28,4	0,48
Berceni-Sud	1978-1984	0,62	0,14	22,6	0,15	24,2	27,9	29,9	28,8	0,31

Tabel 2 - Valori de temperatură pentru suprafețele clădirilor analizate

Suprafețe neanvelopate				
oră/zi	2023-11-04	2024-01-21	2024-04-20	2024-07-27
1:00	+13 °C - +18 °C	+3 °C - +18 °C	+8 °C - +17 °C	+32 °C - +38 °C
7:00	+8 °C - +12 °C	-2 °C - +7 °C	+7 °C - +12 °C	+30 °C - +36 °C
13:00	+10 °C - +14 °C	-1 °C - +10 °C	+19 °C - +23 °C	+31 °C - +39 °C
19:00	+12 °C - +19 °C	+8 °C - +19 °C	+25 °C - +32 °C	+36 °C - +43 °C
Suprafețe anvelopate				
oră/zi	2023-11-04	2024-01-21	2024-04-20	2024-07-27
1:00	+7 °C - +9 °C	-4 °C - -1 °C	+7 °C - +9 °C	+27 °C - +30 °C
7:00	+8 °C - +9 °C	-5 °C - -1 °C	+5 °C - +7 °C	+24 °C - +26 °C
13:00	+15 °C - +19 °C	+10 °C - +23 °C	+24 °C - +28 °C	+48 °C - +58 °C
19:00	+8 °C - +10 °C	-8 °C - -2 °C	+19 °C - +22 °C	+30 °C - +32 °C

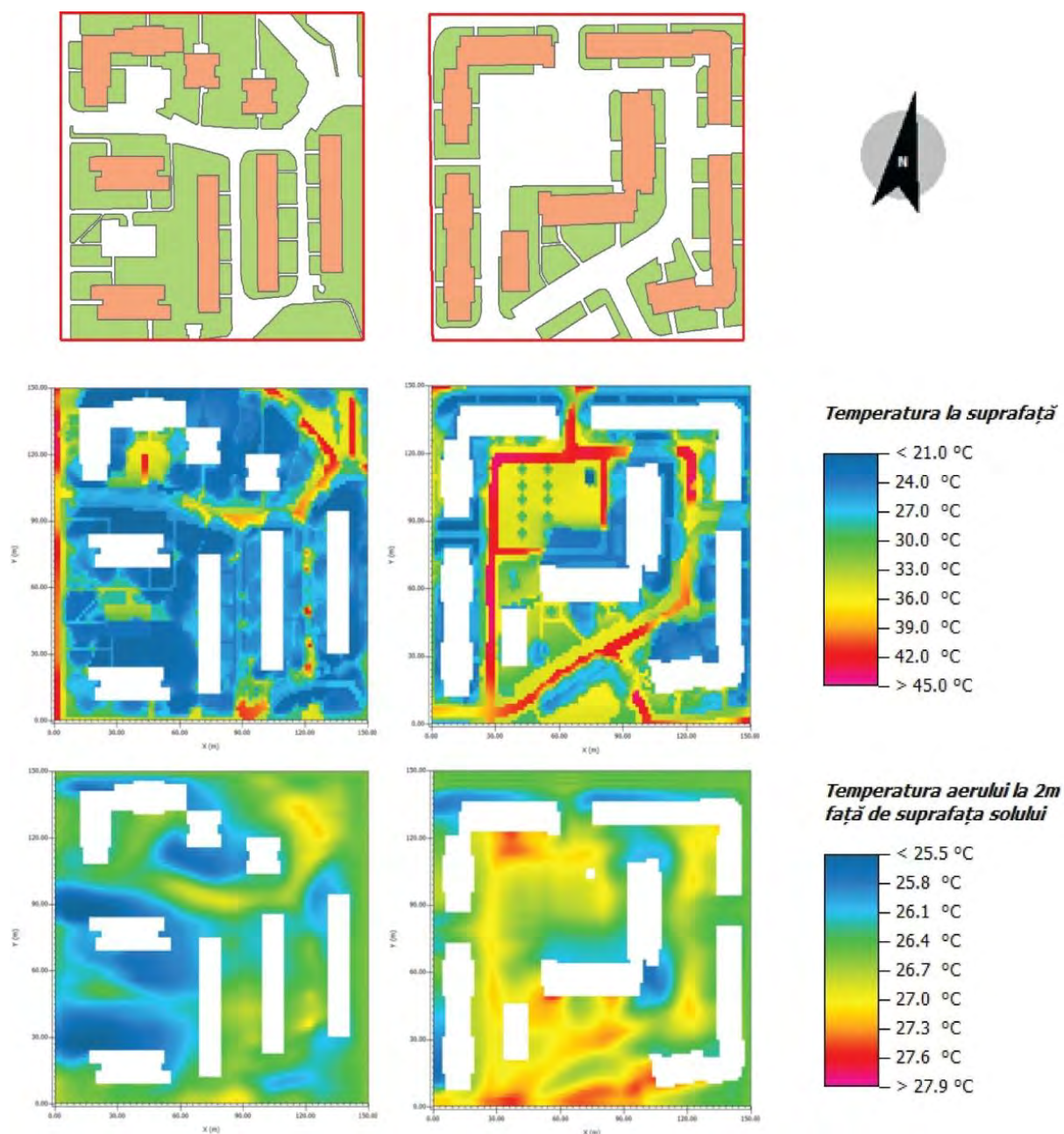


Fig.6. Temperatura la suprafața solului și a aerului pentru ora 12:00, Berceni (stânga) și Berceni-Sud (dreapta), sus - arealele digitizate, la mijloc - temperatura la suprafață, jos - temperatura aerului la înălțimea de 2 m

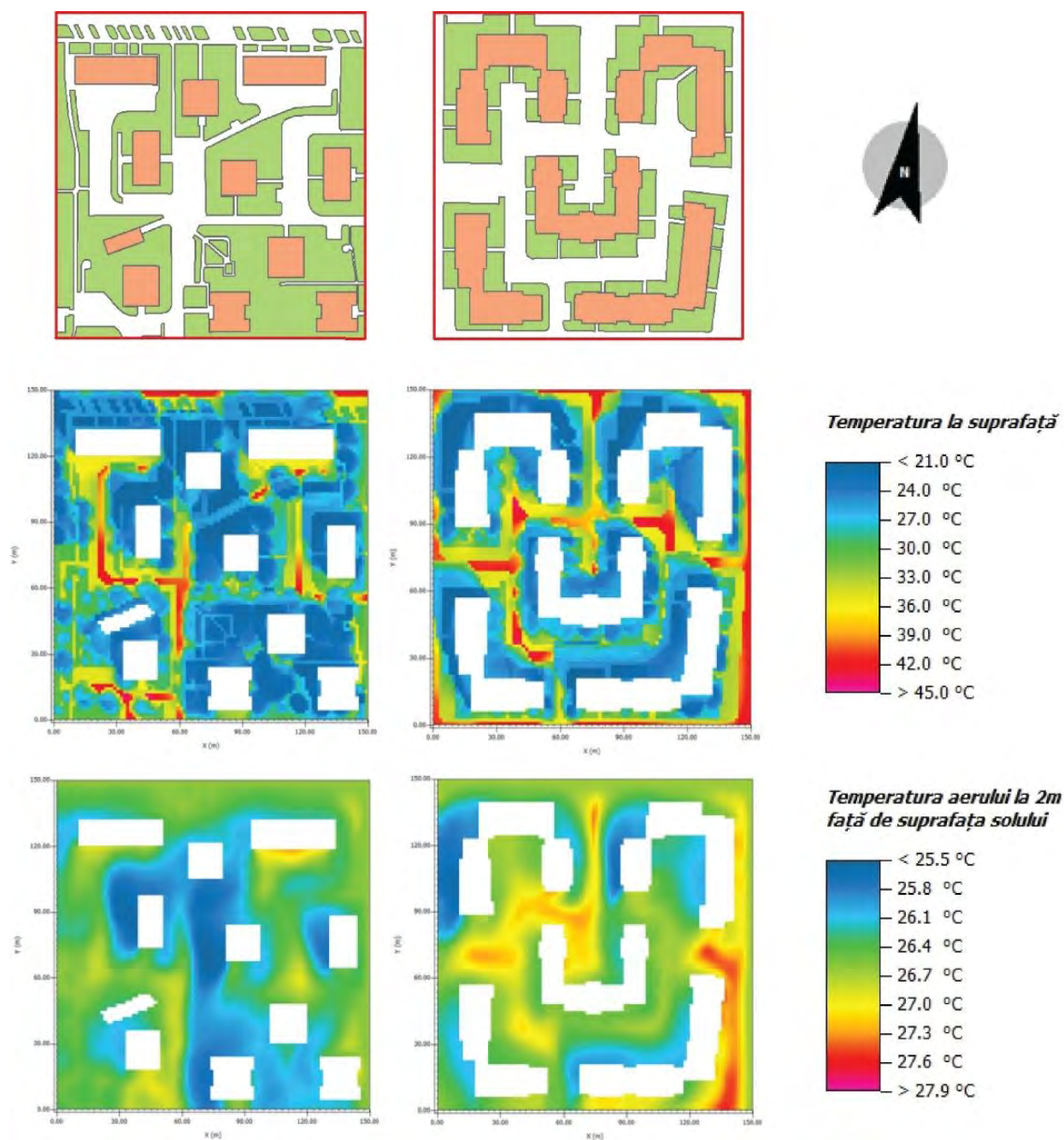


Fig.7. Temperatura la suprafața solului și a aerului pentru ora 12:00, Titan (stânga) și Dristor (dreapta), sus - arealele digitizate, la mijloc - temperatura la suprafață, jos - temperatura aerului la înălțimea de 2 m

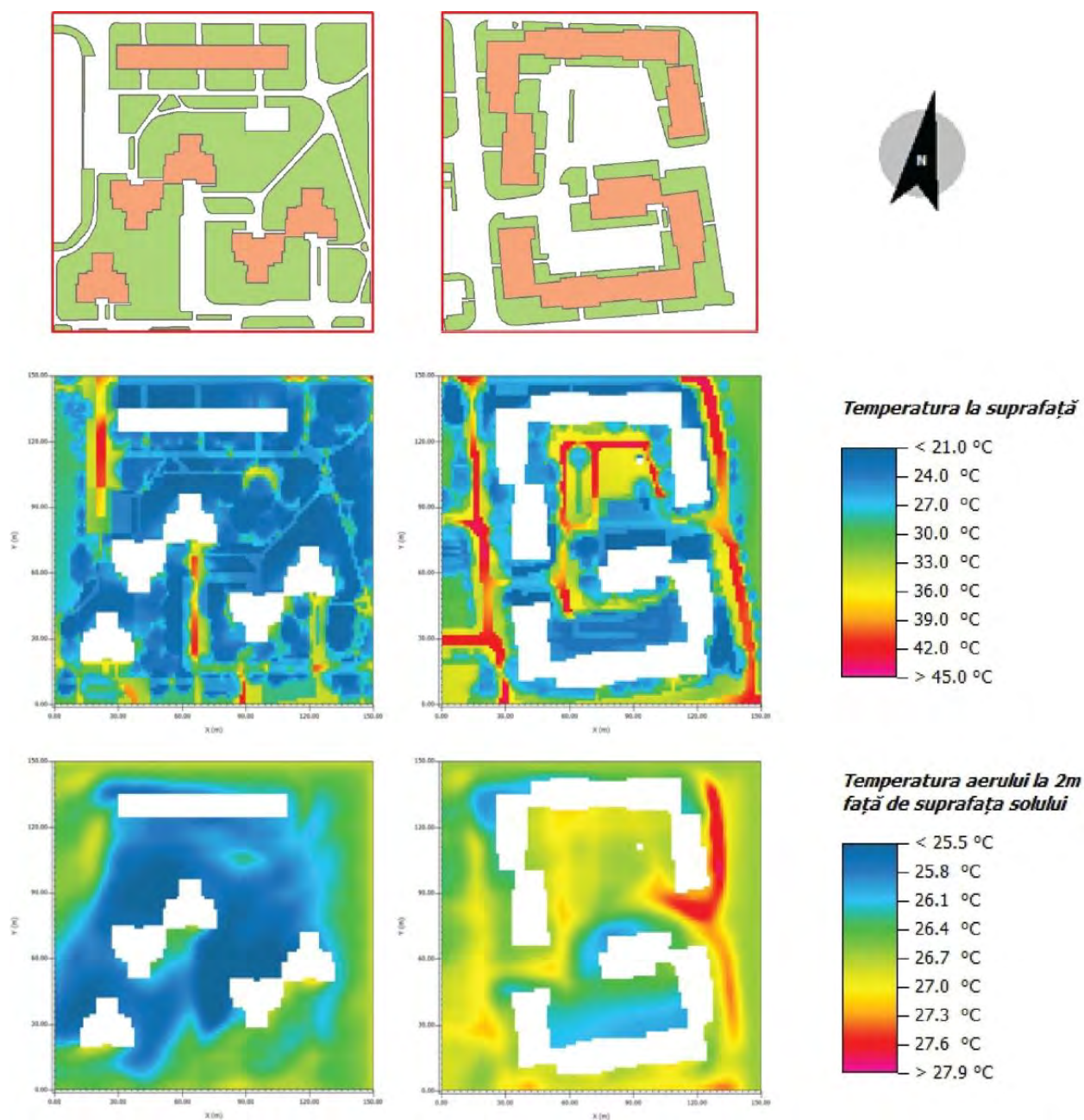


Fig.8. Temperatura la suprafața solului și a aerului pentru ora 12:00, Drumul Taberei (stânga) și Ghencea (dreapta), sus - arealele digitizate, la mijloc - temperatura la suprafață, jos - temperatura aerului la înălțimea de 2 m

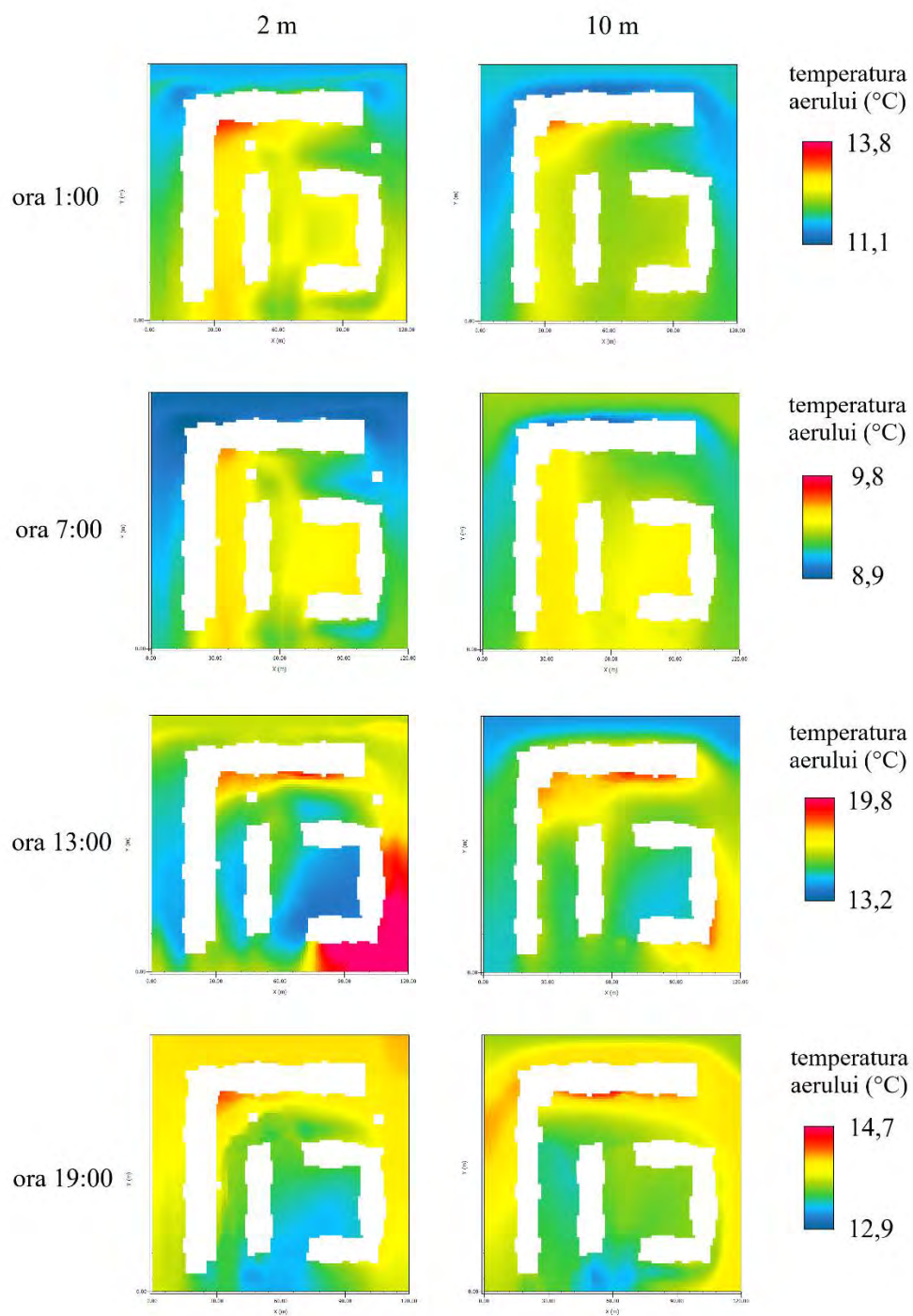


Fig.9. Temperatura aerului în data de 04-11-2023, pentru orele 1:00, 7:00, 13:00 și 19:00 la altitudinea de 2m și 10m

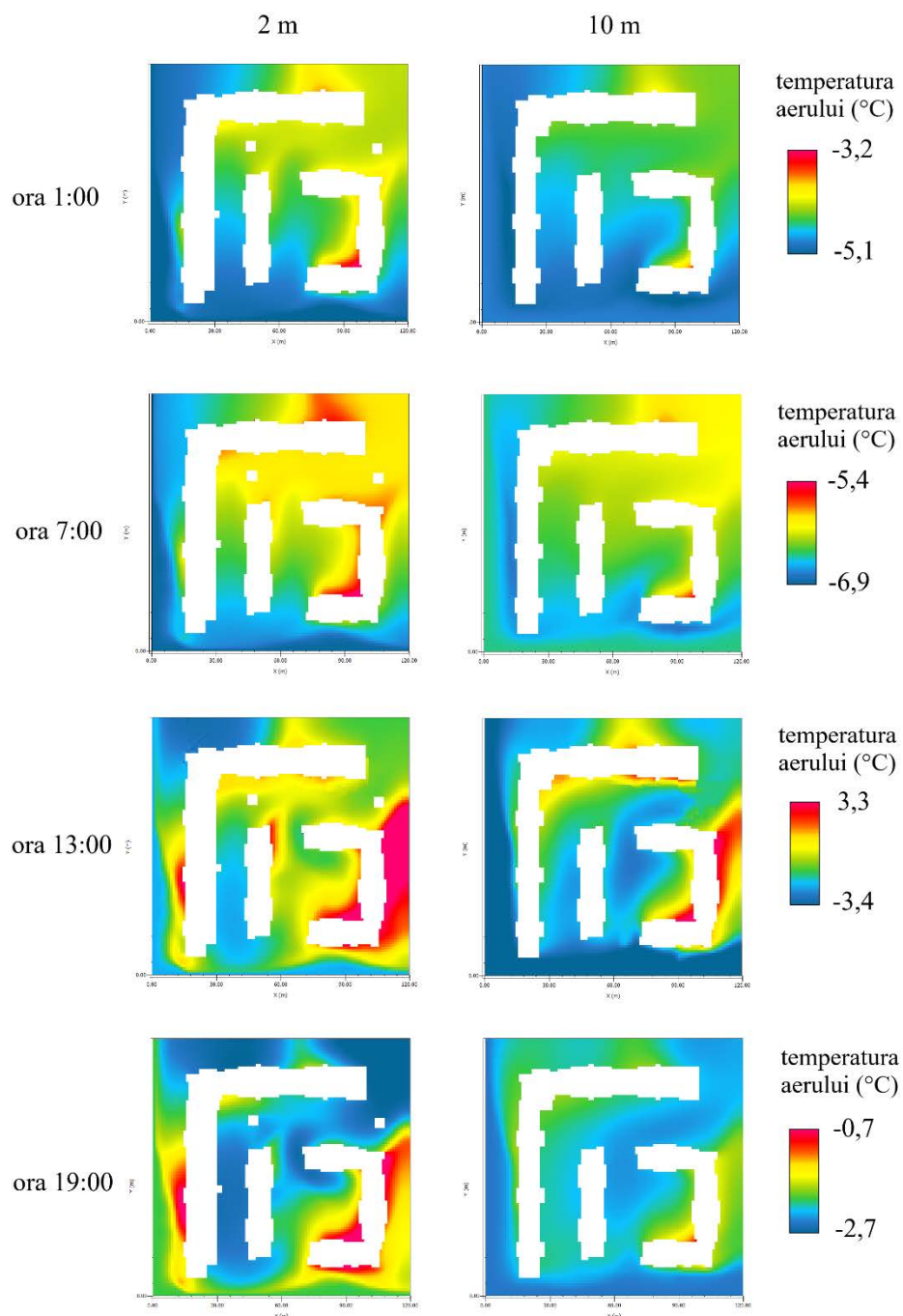


Fig.10. Temperatura aerului în data de 21-01-2024, pentru orele 1:00, 7:00, 13:00 și 19:00 la altitudinea de 2m și 10m

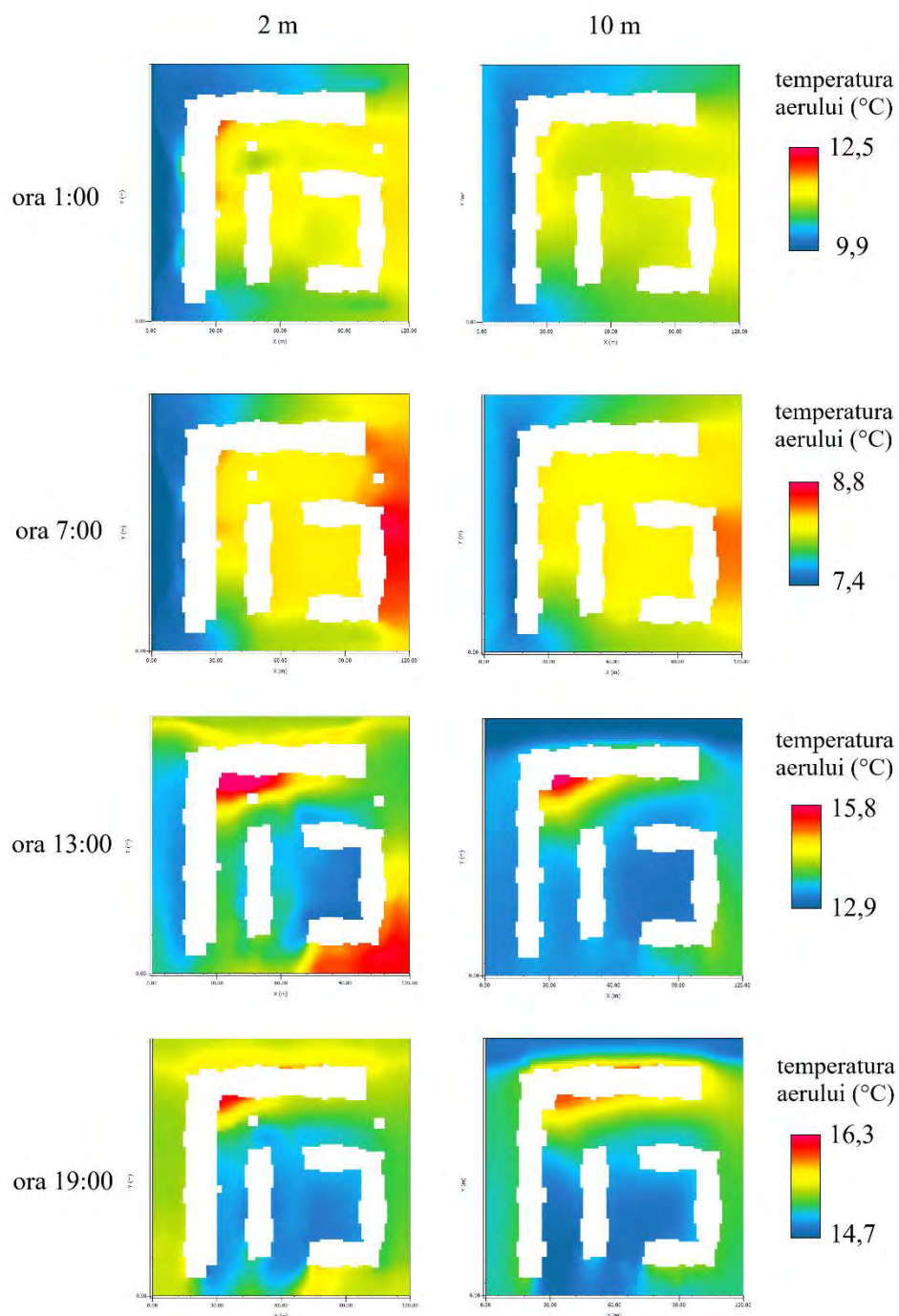


Fig.11. Temperatura aerului în data de 20-04-2024, pentru orele 1:00, 7:00, 13:00 și 19:00 la altitudinea de 2m și 10m

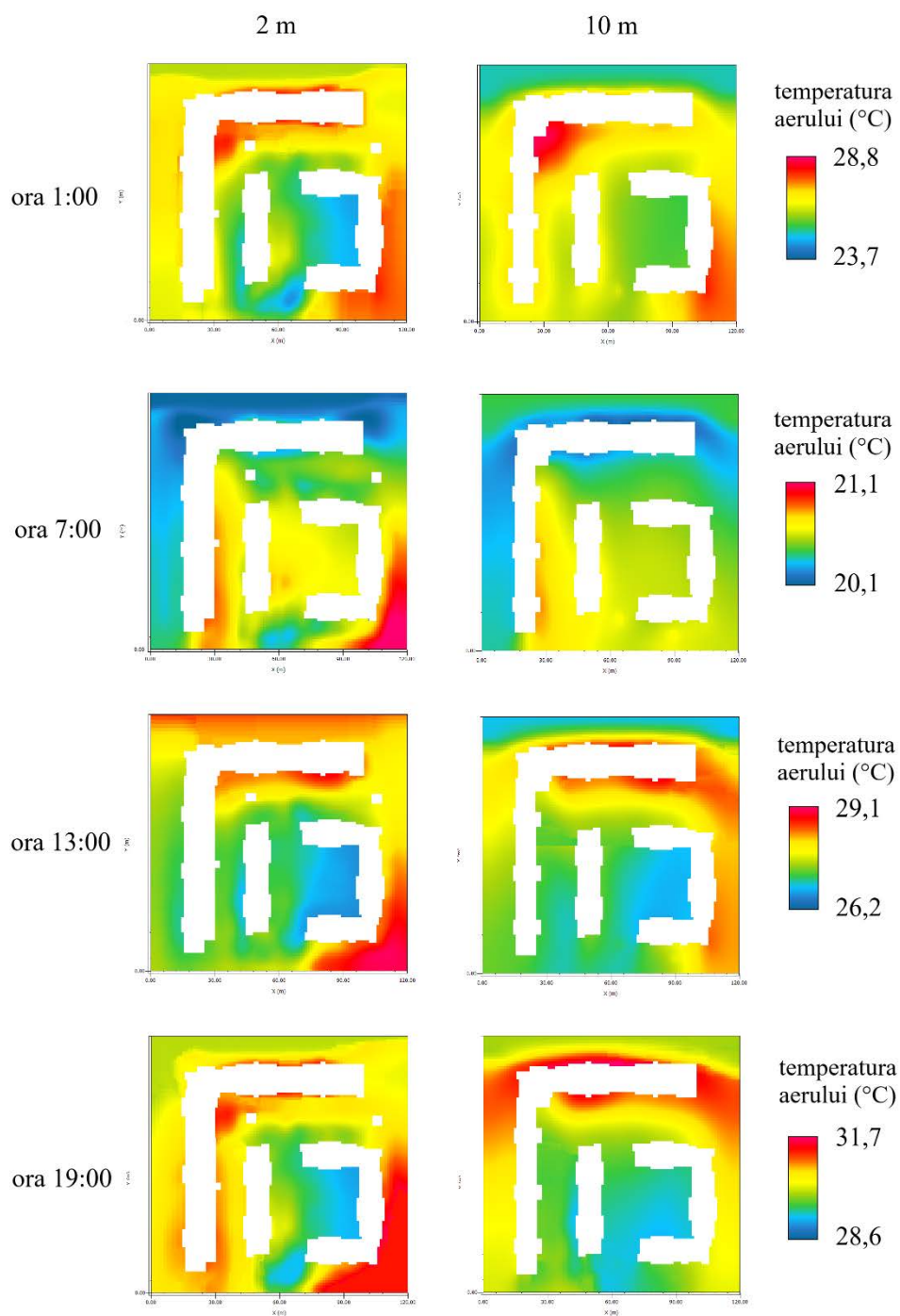


Fig.11. Temperatura aerului în data de 27-07-2024, pentru orele 1:00, 7:00, 13:00 și 19:00 la altitudinea de 2m și 10m

WP5. Educație și diseminare

- **A.5.1. Elaborarea materialelor și a articolelor pentru diseminare.** Au fost realizate hărți pe baza rezultatelor obținute din procesarea datelor în cadrul proiectului și au fost pregătite rapoartele și materiale științifice pentru diseminare; A fost realizat draft-ul unui articol pe baza

rezultatelor obținute în faza a doua a proiectului, articol ce va fi trimis către reviste cu factor de impact în scopul acceptării spre publicare.

- **A.5.2. Instruirea personalului.** A fost realizată instruirea studenților masteranzi și doctoranzi în utilizarea unor instrumente GIS în vederea extragerii unor informații din imagini satelitare multispectrale precum și realizarea de hărți cu programe GIS.

WP6. Managementul proiectului

- Pe parcursul întregului an de raportare a fost realizată supravegherea implementării tehnice și financiare a proiectului;
- De asemenea, au fost elaborate la timp și corect rapoartele științifice și financiare ale fiecărei faze, precum și raportul anual.

Coordonarea proiectului a fost realizată de către coordonatorul de proiect împreună cu echipa care a implementat activitățile proiectului, astfel încât obiectivele propuse să fie îndeplinite, cu respectarea graficului de activități.

2.2 Proiecte contractate:

Cod Obiectiv	Nr. proiecte contractate	Nr. proiecte finalizate	Anul 2024
1.PN 23 17 01	2	0	2
2.PN 23 17 02	3	0	3
3.PN 23 17 03	3	0	3
4 PN 23 17 04	4	0	4
5 PN 23 17 05	2	0	2
6.PN 23 17 06	3	0	3
7.PN 23 17 07	2	0	2
8 PN 23 17 08	2	0	2
Total:	21	0	21

2.3 Situația centralizată a cheltuielilor privind programul-nucleu :

	<u>Cheltuieli (lei)</u>
I. Cheltuieli directe	
1. Cheltuieli de personal	30.011.685,00
2. Cheltuieli materiale și servicii	3.683.499,78
II. Cheltuieli Indirecte: Regia (maxim 43% din Total proiect/program)	27.413.210,00
	0,00
III. Achiziții / Dotări independente	2.882.000,00
TOTAL (I+II+III)	63.990.394,78

3. Analiza stadiului de atingere a obiectivelor programului:

Pe parcursul anului 2024, în conformitate cu schema de realizare a programului Nucleu, au fost finalizate toate activitățile proiectelor contractate, astfel:

- la proiectul **PN 23 17 01 01** cu titlul **Dezvoltare capacități de proiectare, analiză și optimizare a aeronavelor cu impact redus asupra mediului** au fost realizate două faze, astfel:

- Dezvoltare capacități de analiză aerodinamică utilizând inteligența artificială;
- Dezvoltare metodologii de optimizare structurală a ansamblurilor aeronautice în vederea minimizării masei și eficientizării zborului.

- la proiectul **PN 23 17 01 02** cu titlul **Capacități de simulare numerică de înaltă performanță pentru analiză și optimizare aerodinamică** au fost realizate trei faze, astfel:

- Extinderea unui solver de casa RANS la ordin înalt (pană la 6) în 2D, cu aplicarea tehnicii de grile hibride și paralelizare după standardul CoArray;
- Extinderea unui solver de casa RANS pentru ordin înalt (pană la 6) în 3D, cu aplicarea tehnicii de grile hibride și paralelizare calcul după standardul CoArray;
- Dezvoltarea unei metodologii de discretizare de tip advancing front 3D pentru configurații high-lift sau multielement pentru grile hibride, pentru solverul 3D.

- la proiectul **PN 23 17 02 01** cu titlul **Metode cibernetice (rapide) pentru determinarea și validarea legilor de control al vehiculelor optional pilotate** au fost realizate două faze, astfel:

- Metode pentru determinarea performanțelor vehiculelor aeriene, și softuri dedicate pentru acestea;
- Stabilirea procedurilor pentru determinarea practică a performanțelor vehiculelor aeriene optional pilotate.

- la proiectul **PN 23 17 02 02** cu titlul **Sisteme mecatronice inteligente (cyber-mecatronice) pentru vehicule și operațiuni aerospațiale** au fost realizate trei faze, astfel:

- Elaborarea de modele și algoritmi pentru percepția, localizarea și navigarea sistemelor autonome;
- Validarea modelelor și a algoritmilor în medii de simulare MIL, SIL, PIL/FIL, HIL;
- Proiectarea și realizarea modelelor experimentale, a unității centrale FCU/OBC și a elementelor de interfață hardware și software. Partea I

- la proiectul **PN 23 17 02 03** cu titlul **Tehnologii moderne pentru creșterea gradului de siguranță a zborului** au fost realizate două faze, astfel:

- Dezvoltarea de metodologii de identificare a defectelor pe structuri aerospațiale;
- Dezvoltarea de legi de control activ pentru diverse scenarii, cu monitorizare orientată către oboseala sistemului.

-- la proiectul **PN 23 17 03 01** cu titlul **Dezvoltarea și implementarea conceptelor și sistemelor tehnologice fundamentale de realizare a unor structuri inteligente** au fost realizate trei faze, astfel:

- Implementarea metodologiilor de tratament de suprafață a materialelor de ranforsare pentru structuri compozite folosite în aviație;
- Dezvoltarea materialelor compozite polimerice ranforsate cu fibre tratate pe suprafață. Partea I;
- Dezvoltarea materialelor compozite polimerice ranforsate cu fibre tratate pe suprafață. Partea II.

-- la proiectul **PN 23 17 03 02** cu titlul **Creșterea capacităților de validare structurală aerospațială în vederea certificării prin dezvoltarea unor metodologii optime de evaluare** au fost realizate două faze, astfel:

- Cercetări privind materialele high-tech folosite în tribosistemele utilizate în aviație;
- Evaluarea nedistructivă a materialelor din domeniul aerospațial.

-- la proiectul **PN 23 17 03 03** cu titlul **Cercetarea și dezvoltarea unor concepte de light weight design prin optimizări structurale** au fost realizate două faze, astfel:

- Analiza de optimizare geometrica a structurilor primare realizate din materiale izotrope;
- Analiza de optimizare a layup-ului unei structuri realizate din materiale compozite laminate.
- la proiectul **PN 23 17 04 01** cu titlul ***Cercetari complexe privind dezvoltarea proceselor de fabricatie aditiva pentru obtinerea de structuri spatiale 3D si acoperiri cu proprietati tribologice avansate*** au fost realizate doua faze,astfel:
 - Elaborarea si evaluarea metodelor de fabricare aditiva (DED) pentru grupul de materiale avansate cu aplicatii tribologice;
 - Caracterizarea experimentală a performantelor tribologice, a rezistentei la eroziune si soc termic a acoperirilor folosind metode de fabricare aditiva.
- la proiectul **PN 23 17 04 02** cu titlul ***LCE (life cycle engineering) si LCA (life cycle assesment) in vederea certificarii structurilor de aviatie*** au fost realizate trei faze,astfel:
 - Definirea metodologiilor de evaluare a impactului asupra mediului a proceselor specifice aviatiei, colectate si modelate in LCI (life cycle inventory);
 - Integrarea raportului LCI (life cycle inventory) in baza studiilor si analizelor asociate categoriilor de impact;
 - Elaborarea ghidului de evaluare LCE (life cycle engineering) bazat pe asigurarea calitatii.
- la proiectul **PN 23 17 04 03** cu titlul ***Conceptie si tehnologii duale pentru sisteme aerospatiale*** au fost realizate doua faze,astfel:
 - Modelarea conceptuala a paternului de calcul (computronium) si evaluarea prin simulare numerica a robustetii paternului (TRL 2)
 - Sinteza interfetelor grafice pentru achizitia datelor si executarea interogarilor (TRL 2)
- la proiectul **PN 23 17 04 03** cu titlul ***Ecosisteme de inovare si specializare inteligenta in domeniul aerospatial*** au fost realizate doua faze,astfel:
 - Realizarea demonstratorului si a standului de probe. Metodologie de incercare;
 - Testarea demonstratorului si analiza rezultatelor. Diseminare
- la proiectul **PN 23 17 05 01** cu titlul ***Dezvoltarea de capacitati avansate de testare la sol pentru domeniul aerospatial*** au fost realizate doua faze,astfel:
 - Imbunatatirea capabilitatii de simulare la viteze mari folosind machete active;
 - Tehnologii de masura a parametrilor dinamici pentru sisteme la sol.
- la proiectul **PN 23 17 05 02** cu titlul ***Dezvoltari de noi concepte si metodologii de testare si evaluare a parametrilor in zbor*** au fost realizate doua faze,astfel:
 - Sinergia datelor obtinute prin simulari, teste la sol si teste in zbor in scopul optimizarii costurilor si a duratei procesului de dezvoltare;
 - Considerente privind configuratia sistemelor de instrumentare utilizate in procesele de testare si evaluare a aeronavelor.
- la proiectul **PN 23 17 06 01** cu titlul ***Tehnologii de ultima generatie pentru sisteme ATM (Air Traffic Management): Trajectory Based Operation (TBO) si AI & Data Analytics pentru sistemul ATM*** au fost realizate doua faze,astfel:
 - Instalare si punere in functiune turn de control multifunctional cu ecran panoramic pe 270°.
 - Efectuare de teste de vizualizare dinamica;
 - Interconectare Turn de control cu simulatoarele FullCockpit Airbus A320 si Boeing 737. Testarea calitatii interconexiunii multiple.
- la proiectul **PN 23 17 06 02** cu titlul ***Conceptie vehicule UAM (Urban Air Mobility) /AAS (Advanced Aircraft Systems) cu impact redus asupra mediului*** au fost realizate doua faze,astfel:
 - Analiza concepte design;

- Analiza concepte sisteme de control.
- la proiectul **PN 23 17 06 03** cu titlul **Concepte avansate pentru Advanced Air Mobility (AAM) si Unmanned Aircraft Systems (UAS) Traffic Management (UTM)** au fost realizate trei faze,astfel:
 - Dezvoltarea modelelor si solutiilor pentru evitarea coliziunilor in fazele terminale ale traiectoriei in U-Space;
 - Dezvoltarea modelelor si solutiilor de tip network managing (U-space);
 - Dezvoltarea de modele de simulare integrata specifice U-Space.
- la proiectul **PN 23 17 07 01** cu titlul **Tehnologii avansate de control pentru aplicatii spatiale robotizate** au fost realizate doua faze,astfel:
 - Studiul misiunilor spatiale care necesita utilizarea unui brat robotic. Identificarea subsistemelor unui manipulator spatial;
 - Teste functionale cu echipamentele laboratorului spatial.
- la proiectul **PN 23 17 07 02** cu titlul **Concepte de microlansatoare spatiale reutilizabile si studiul reintrarii acestora in atmosfera** au fost realizate doua faze,astfel:
 - Extinderea capabilitatilor de analiza aerodinamica pentru cazul lansatoarelor spatiale reutilizabile;
 - Extinderea capabilitatilor simulatorului de miscare pentru recuperarea treptelor in conditii de siguranta.
- la proiectul **PN 23 17 08 01** cu titlul **Dezvoltare de capabilitati tehnologice in suportul activitatilor de Earth Monitoring si mediu** au fost realizate doua faze,astfel:
 - Dezvoltarea si testarea capabilitatilor de masurare si studiu al aerosolului atmosferic;
 - Extinderea capabilitatilor aeropurtate de masurare a parametrilor microfizici ai norilor prin intermediul tehnicii holografie.
- la proiectul **PN 23 17 08 02** cu titlul **Dezvoltarea de capacitati de modelare si simulare a sistemului Atmosfera – Pamant in sinergie cu date aeropurtate** au fost realizate doua faze,astfel:
 - Modelarea numerica a microclimatului urban;
 - Modelarea numerica a influentei reabilitarii termice a cladirilor asupra temperaturii aerului.

4.Prezentarea rezultatelor:

4.1.Stadiul de implementare al proiectelor componente

Proiect component	Tipul rezultatului estimat	Stadiul realizării proiectului
1.PN 23 17 01 01	Studiu, software	100%
2.PN23 17 01 02	Studiu, software	Activitățile celor 3 faze din anul 2024 au fost realizate în totalitate și obiectivele au fost îndeplinite 100%
3. PN23 17 02 01	Studii Metode de calcul Proiectare Proceduri de calcul Aplicatii software	Obiectivele proiectului sunt in termen si realizate 100%
4. PN23 17 02 02	Modele si algoritmi	Obiectivele proiectului sunt in termen si realizate 100%

5.PN23 17 02 03	Documentatie, studiu, metode	Activitatile aferente anului 2023 au fost realizate conform diagramei Gantt in proportie de 100%.
6. PN23 17 03 01	Faza 3- procedeu (raport tehnic) Faza 4- procedeu (raport tehnic)	Faza 3 - Realizarea completa a activitatilor si obiectivelor prevazute Faza 4 - Realizarea completa a activitatilor si obiectivelor prevazute
7.PN23 17 03 02	studiu, tehnologie, procedeu	Activitățile celor 2 faze din anul 2024 au fost realizate în totalitate și obiectivele au fost îndeplinite 100%
8.PN23 17 03 03	- Algoritmi de optimizare - Dezvoltare de tehnici duale de Machine Learning asociate optimizarii	Ambele faze realizate 100%
9.PN23 17 04 01	-Elaborarea si evaluarea (DED) pentru grupul de materiale avansate cu aplicatii tribologice. -Metode de fabricare aditiva	Ambele faze realizate 100%
10.PN23 17 04 02	Ghid	In anul 2024 s-au finalizat etapele 3, 4 si 5 in cadrul carora s-au realizat inventarierea datelor pentru realizarea ciclului de viata a structurii unui UAV realizat in cadrul INCAS, s-a demarat realizarea unei baze de date in acest sens, baza de date cu actualizare si completare continua. Proiectul evolueaza conform planului de lucru.
11.PN23 17 04 03	Raport tehnic "Modelarea conceptuală a paternului de calcul (computronium) și evaluarea prin simulare numerică a robusteții paternului", aferent fazei 3; Raport tehnic "Sinteza interfețelor grafice pentru achiziția datelor și executarea interogărilor" aferent fazei 4;	Au fost realizate fazele 3 și 4 aferente anului 2024 în proporție de 100%.

12.PN23 17 04 04	Demonstrator si stand de probe	Activitățile au fost realizate în totalitate și obiectivele au fost îndeplinite complet.
13.PN23 17 05 01	Studii	Activitățile au fost realizate în totalitate și obiectivele au fost îndeplinite complet.
14.PN23 17 05 02	Studiu, Raport tehnic	S-au realizat in totalitate cele 2 faze, conform contractului semnat
15.PN23 17 06 01	Realizarea unui mediu virtual integrat pentru studiul complex al problemelor de Air Traffic Management (ATM) atât la bordul avioanelor cât și la centrele de control trafic aerian	Au fost realizate fazele 3 și 4 aferente anului 2024 în proporție de 100%.
16.PN23 17 06 02	Studiu	Au fost realizate fazele 3 și 4 aferente anului 2024 în proporție de 100% De asemenea, au fost elaborate analize pentru sistemele de control atat ale eVTOL-ului cat si a bancului de testare..
17.PN23 17 06 03	- Studii - Prototip - Software	Faza 3. Dezvoltarea modelelor si solutiilor pentru evitarea coliziunilor in fazele terminale ale traiectoriei in U-Space - <i>finalizata</i> Faza 4. Dezvoltarea modelelor și soluțiilor de tip network managing (U-space) - <i>finalizata</i> Faza 5. Dezvoltarea de modele de simulare integrata specifice U-Space - <i>giroorizontul finalizat, restul funcționalităților sunt în lucru</i>
18.PN23 17 07 01	Studiu. Software. Proiect.	Etapele a III-a și a IV încheiate in proportie de 100%
19.PN23 17 07 02	Raport tehnic Studii Metodologii Procedee numerice Produse informatice Baze de date	S-au realizat in totalitate cele 2 faze, conform contractului semnat
20.PN23 17 08 01	Studii	Cele doua etape au fost realizate in proportie de 100%
21.PN23 17 08 02	Raport tehnic, bază de date geospațiale, hărți	Bază de date geospațiale satelitare LANDSAT. Hartă reprezentând LST. Hărți reprezentând temperatura suprafețelor și ale aerului pentru arealele construite înainte și după 1977. Hărți

		reprezentând temperatura aerului pentru areale cu clădiri anvelopate și neanvelopate. Bază de date cu imagini realizate cu camera cu termoviziune.
--	--	--

4.2. Lucrări științifice, cărți, studii relevante, strategii, teze de doctorat, aplicații informatice, planuri, scheme, baze de date, colecții relevante și alte asemenea

Tip	Nr. Total
<u>Lucrări științifice</u>	26
<u>Cărți/capitole carte</u>	1
<u>Comunicări științifice</u>	52
<u>Studii relevante la nivel național/domeniului</u>	28
<u>Strategii elaborate/ actualizate</u>	4
<u>Teze de doctorat</u>	1
<u>Produse informatice</u>	25
<u>Modele</u>	9
<u>Tehnologii</u>	14
Planuri	13
Scheme	44
Baze de date	13
Colecții relevante	4
Altele asemenea	Ecologizarea capacității de supercomputing prin instalarea de panouri solare cu o putere nominală de 10 kW
-Componenta centrala OBC (on board computer) •	1
-Elementele hardware (senzorii de proces)	3
Model de automatizare	1

Din care:

4.2.1. Lucrări științifice publicate în jurnale cu factor de impact ISI ne-nul

Nr.	Nume Autori	Titlul articolului	Denumire jurnal, an, volum, pagina nr.	DOI (Digital Object Identifier)	Factor de impact	Număr citări
1.	Ionut Bunescu, Mihaita-Gilbert	Experimental Determination of Pitch Damping	MDPI Aerospace,	https://doi.org/10.3390/a	2.1 (2023) ; 5-	

	Stoican, Mihai-Vladut Hothazie	Coefficient Using Free Oscillation Method	10.3390/aerospace11070579	erospace11070579	Year Impact Factor: 2.4 (2023)	
2.	D. Enciu, A. Toader, I. Ursu	Further Results on the Input-to-State Stability of a Linear Disturbed System with Control Delay	Mathematics, 2024, 12, 634	doi.org/10.3390/math12050634	2.3	
3.	I. Ursu, G. Tecuceanu, D. Enciu, A. Toader, I. Nastase, M. Arghir, M. Calcea	A Smart Wing Model: From Design to Testing in a Wind Tunnel with a Turbulence Generator	Aerospace, 2024, 11, 493	doi.org/10.3390/aerospace11060493	2.1	
4.	Mircea BOCIOAGA Cristian MOISEI Octavian NISTOR Ciprian BACRIA1 Denise NITESCU Daniela BARAN	Extending structural optimization capabilities of FEA softs according to machine learning principles	INCAS BULLETIN, Volume 16, Issue 2/ 2024, pp. 35 – 45			
5.	Marius POP, Mihai TUDOSE Daniel VISAN Mircea BOCIOAGA, Mihai BOTAN Cesar BANU Tiberiu SALAORU	A Machine Learning-Driven Wireless System for Structural Health Monitoring	INCAS BULLETIN, Volume 16, Issue 3/ 2024, pp. 77 – 93			
6.	Nicolin, B. A., Nicolin, I.	Tire selection for a military training aircraft	Macromolecular Symposia, Vol. 411, 2200184, Oct. 2023	https://doi.org/10.1002/masy.202200184	21,875	

7.	Nicolin, B. A., Nicolin, I.	Calculation of the steering moment of friction for military training aircraft	Macromolecular Symposia, Volume 413, Issue3	https://doi.org/10.1002/masy.202300157	21,875	
8.	Apostol E. I., Țițu A.M., Olteanu C.	Enhancing the quality of aeronautical scientific research: a pathway to innovation and progress	Management and Production Engineering Review		1.4	
9.	D. Iorga, C. C. Andrei, et al.	Micro UAV with Fixed Wing. Design, Technological Solution and Tests	Aerospace (MDPI)	(articol acceptat catre publicare)	2.1	0
10.	F. Vogel, S. Ars D. Wunch, J. Lavoie, L. Gillespie H. Maazallahi, T. Röckmann, J. Nęcki, J. Bartyzel P. Jagoda, D. Lowry J. France J., Fernandez, S. Bakkaloglu, R. Fisher, M. Lanoiselle, H. Chen M. Oudshoorn C. Yver-Kwok S. Defratyka J. A. Morgui C. Estruch, R. Curcoll, C. Grossi, J. Chen F. Dietrich, A. Forstmaier, H. A. C. Denier van der Gon, S. N. C. Dellaert, J.	Ground-Based Mobile Measurements to Track Urban Methane Emissions from Natural Gas in 12 Cities across Eight Countries	Environmental Science Technology, Vol58/Issue5, 2271-2281, 2023	10.1021/acs.est.3c03160	11,4	

	Saló,M. Corbu,S. S. Iancu A. S. Tudor A. I. Scarlat A. Calcan					
11.	Foteini Stavropoulou, Katarina Vinković, Bert Kers, Marcel de Vries, Steven van Heuven, Piotr Korbeń, Marti na Schmidt, Julia Wietzel, Pawel Jagoda, Jarosla v M. Necki, Jakub Bartyzel, Hoss ein Maazallahi, M alika Menoud, Carin a van der Veen, Sylvia Walter, Béla Tuzson, Jonas Ravelid, Randu lph Paulo Morales, Lukas Emmenegger, Dominik Brunner, Mich ael Steiner, Arjan Hensen, Ilona Velzeboer, Pi m van den Bulk, Hugo Denier van der Gon, Antonio	High potential for CH4 emission mitigation from oil infrastructure in one of EU's major production regions	Volume 23, issue 18/ACP,23, 0399– 10412, 2023	10.5194/acp- 23-10399- 2023	6,3	3

Delre, Maklaw e Essonanawe Edjabou, Charl otte Scheutz, Mariu s Corbu, Sebasti an Iancu, Denisa Moaca, Alin Scarlat, Alexan dru Tudor, Ioana Vizireanu, And reea Calcan, Magda lena Ardelean, Sori n Ghemulet, Ale xandru Pana, Aurel Constantinesc u, Lucian Cusa, Alexandr u Nica, Calin Baciu, Cristian Pop, Andrei Radovici, Alexa ndru Mereuta, Hora tiu Stefanie, Alexa ndru Dandocsi, Bas Hermans, Stef an Schwietzke, Da niel Zavala- Araiza, Huilin Chen, and Tho mas Röckmann					
---	--	--	--	--	--

4.2.2. Lucrări publicate în publicații indexate în alte baze de date internaționale:

Nr.	Nume Autori	Titlul articolului	Denumire jurnal, an, volum, pagina nr.
1.	Mihai-Vladut Hothazie, Bunescu Ionut, Mihaita-Gilbert Stoican, Dennis-Stefan Chelemen	Investigating the Effectiveness of Vortex Generators in Aviation through High-Fidelity CFD Analysis	INCAS BULLETIN, 2024 Septembrie, 10.13111/2066-8201.2024.16.3.5
2.	Mihaita-Gilbert Stoican, Marina Andrei, Tiberiu Adrian Salaoru, Ionut Bunescu, Mihai-Vladut Hothazie, Mihai Victor Pricop	Development of Jets rig dedicated for an Active Launch Escape Abort System Wind Tunnel Model	INCAS BULLETIN, Iulie 2024, 10.13111/2066-8201.2024.16.2.10
3.	D. Enciu, A. Halanay, C.-A. Safta, A. Toader, I. Ursu	Control Synthesis and Stability Analysis of Equilibria in a Mathematical Model of a Pneumatic Servosystem	Proceedings of ICNPAA 2023, in curs de publicare
4.	C-E. Pelin, G. Pelin	Mechanical properties of basalt fiber/ epoxy resin composites	INCAS Bulletin, 2024, 16 (2), 99-111, doi: 10.13111/2066-8201.2024.16.2.8
5.	George CRISTEA Lorena DELEANU Adriana ȘTEFAN Alina DRAGOMIRESCU Mihail BOȚAN	A tribological investigation of polymer materials utilizing the Block-on-Ring method	Volume 63, Issue 1 January 2025
6.	Nicolin, B. A., Dumitrache, A., Frunzulică, F.	Structural Analysis of a Two-Stage Rotor VAWT	AIP Conference Proceedings, 2425, 240010 (2022) https://doi.org/10.1063/5.0081923
7.	Nicolin, B. A., Nicolin, I.	Green hydrogen as an environmentally-friendly power source	The 9th International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, "NMAS 2023" 10.13111/2066-8201.2023.15.2.13
8.	Nicolin, I., Nicolin, B. A.	Research on the nose landing gear of a military training aircraft	INCAS BULLETIN, Volume 12, Issue 4/ 2020, pp. 249 – 259 10.13111/2066-8201.2020.12.4.23
9.	Nicolin, B. A., Nicolin, I.	Simulation of the hydraulic steering for a nose landing gear	12th International Conference on Advanced Manufacturing

			Technologies 10.1088/1757-899X/1268/1/012005
10.	Nicolin, B. A., Nicolin, I.	Experimental research of hydraulic cylinder with the built-in throttle for steering	International Conference of Aerospace Sciences "AEROSPATIAL 2022" 10.13111/2066-8201.2022.14.4.19
11.	Nicolin, I., Nicolin, B. A.	Tribological aspects of dynamic seals with O-rings used in aircraft hydraulic equipment	7th International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences "NMAAS 2019" 10.13111/2066-8201.2019.11.2.18
12.	Nicolin, B. A., Nicolin, I.	Military aircraft: LED lights for high-speed take-offs, landing, and taxi	8th International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences 10.13111/2066-8201.2022.14.2.12
13.	Nicolin, I., Nicolin, B. A.	The Fly-by-Light system for military aircrafts	The 39th "Caius Iacob" Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications 10.13111/2066-8201.2022.14.1.19
14.	Nicolin, I., Nicolin, B. A.	The fly-by-wire system	The 38th "Caius Iacob" Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications 10.13111/2066-8201.2019.11.4.19
15.	Nicolin, I., Nicolin, B. A.	Physico-mathematical model of the contact between the sealing O-ring and the sealing surfaces	7th International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences "NMAAS" 10.13111/2066-8201.2019.11.2.19
16.	Nicolin, I., Nicolin, B. A.	Overview regarding the certification of a new school and training military jet program	International Conference of Aerospace Sciences "AEROSPATIAL 2018" 10.13111/2066-8201.2019.11.1.18
17.	Nicolin, I., Nicolin, B. A.	Failure Mode and Effect Analysis for a military nose landing gear project	The 39th "Caius Iacob" Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications 10.13111/2066-8201.2021.13.4.17

18.	Nicolin, I., Nicolin, B. A.	Preliminary calculation of the landing gear of a military training aircraft	International Conference of Aerospace Sciences "AEROSPATIAL 2020 10.13111/2066-8201.2020.12.4.22
19.	Nicolin, I., Nicolin, B. A.	Analysis of modern military jet trainer aircraft	International Conference of Aerospace Sciences "AEROSPATIAL 2018 10.13111/2066-8201.2018.10.4.17
20.	Nicolin, B. A., Nicolin, I.	Calculation of steering system parameters of a military training aircraft	International Conference of Aerospace Sciences "AEROSPATIAL 2022 10.13111/2066-8201.2020.12.4.23
21.	Apostol E. I., Țițu A.M	Risk management applied to qualitative airflow visualization methods in wind tunnels	Revista de Management si Inginerie Economica, Vol. 23, No. 2(92), June 2024, p. 176 - 187, ISSN (print): 1583-624X, ISSN (online): 2360-2155
22.	Apostol E. I., Țițu A.M	Review of qualitative experimental methods for visualising airflow around aircraft mock-ups in wind tunnels	Journal of Research and Innovation for Sustainable Society (JRISS), Tg. Jiu, Romania, Volume 6, Nr. 2, 2024, ISSN: 2668-0416, Thoth Publishing House
23.	Apostol E. I., Țițu A.M	Swot analysis of simulation methods and visualisation of airflow in subsonic wind tunnels	Journal of Research and Innovation for Sustainable Society (JRISS), Tg. Jiu, Romania, Volume 6, Nr. 2, 2024, ISSN: 2668-0416, Thoth Publishing House
24.	Corneliu BERBENTE, Sorin BERBENTE	" A Possible Evolution of Black Holes by Using a Hydrodynamic Analogy "	INCAS BULLETIN, Volume 15, Issue 1/ 2023, pp. 3 – 8, (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528, DOI: 10.13111/2066-8201.2023.15.1.1
25.	Irina-Carmen ANDREI, ¹ Gabriela-Liliana STROE, Sorin BERBENTE, Gina Florica STOICA, Nicoleta CRISAN, Delia PRISECARU, Anca	"Applications of design and reverse engineering for the development of digital and smart tools for composite additive manufacturing "	INCAS BULLETIN, Volume 15, Issue 4/ 2023, pp. 19 – 34, (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528, DOI: 10.13111/2066-8201.2023.15.4.2

	GRECULESCU, Emil COSTEA, Ionel POPESCU, Cristian STOICA, Octavian Ioan FILIPESCU		
26	Anton BALABAN, Andrei NEAMTU, Sorin BERBENTE, Gabriela- Liliana STROE, Irina- Beatrice STEFANESCU, Emil COSTEA, Irina- Carmen ANDREI, Ionel POPESCU	"Considerations regarding the composition of the cockpit view for a modern simulator "	INCAS BULLETIN, Volume 15, Issue 2/ 2023, pp. 3 – 10, (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247- 4528, DOI: 10.13111/2066- 8201.2023.15.2.1
27.	Anton BALABAN, Sorin BERBENTE, Andrei NEAMTU, Gabriela- Liliana STROE, Emil COSTEA, Irina-Beatrice STEFANESCU, Irina- Carmen ANDREI, Ionel POPESCU	"Case study of TCAS implementation in modern FMS "	Volume 15, Issue 2/ 2023, pp. 11 – 19, (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528, DOI: 10.13111/2066- 8201.2023.15.2.2
28.	Nicolae APOSTOLESCU, Dragos-Daniel ION- GUTA	Image processing for feature detection and extraction	INCAS BULLETIN, 2024, Volume 16, Issue 3/ 2024, pp. 3 – 18
29.	F. Vogel, S. Ars D. Wunch,J. Lavoie,L.Gillespie H. Maazallahi, T. Röckmann, J.Nęcki,J. Bartyzel P.Jagoda,D.Lowry J.FranceJ.,Fernandez,S . Bakkaloglu, R.Fisher,M.Lanoiselle, H. Chen M. Oudshoorn C. Yver-Kwok S. Defratyka J. A. Morgui C.Estruch,R.Curcoll,C. Grossi,J. Chen F.Dietrich,A.Forstmaie r,H. A. C. Denier van der Gon,S. N. C.	Ground-Based Mobile Measurements to Track Urban Methane Emissions from Natural Gas in 12 Cities across Eight Countries	Enviromental Science Tehnology, Vol58/Issue5, 2271- 2281, 2023

	Dellaert, J. Salo, M. Corbu, S. S. Iancu A. S. Tudor A. I. Scarlat A. Calcan		
30.	Foteini Stavropoulou, Katarin a Vinković, Bert Kers, Marcel de Vries, Steven van Heuven, Piotr Korbeň, Martina Schmidt, Julia Wietzel, Pawel Jagoda, Jaroslav M. Necki, Jakub Bartyzel, Hossein Maazallahi, Malika Menoud, Carina van der Veen, Sylvia Walter, Béla Tuzson, Jonas Ravelid, Randolph Paulo Morales, Lukas Emmenegger, Dominik Brunner, Michael Steiner, Arjan Hensen, Ilona Velzeboer, Pim van den Bulk, Hugo Denier van der Gon, Antonio Delre, Maklawe Essonanawe Edjabou, Charlotte Scheutz, Marius Corbu, Sebastian Iancu, Denisa Moaca, Alin Scarlat, Alexandru Tudor, Ioana Vizireanu, Andreea Calcan, Magdalena Ardelean, Sorin Ghemulet, Alexandru Pana, Aurel	High potential for CH ₄ emission mitigation from oil infrastructure in one of EU's major production regions	Volume 23, issue 18 /ACP, 23, 0399–10412, 2023

	Constantinescu, Lucian Cusa, Alexandru Nica, Calin Baciu, Cristian Pop, Andrei Radovici, Alexandru Mereuta, Horatiu Stefanie, Alexandru Dandocsi, Bas Hermans, Stefan Schwietzke, Daniel Zavala-Araiza, Huilin Chen, and Thomas Röckmann		
31.	F. Vogel, S. Ars D. Wunch, J. Lavoie, L. Gillespie H. Maazallahi, T. Röckmann, J. Nęcki, J. Bartyzel P. Jagoda, D. Lowry J. France J., Fernandez, S. .Bakkaloglu, R. Fisher, M. Lanoiselle, H. Chen M. Oudshoorn C. Yver-Kwok S. Defratyka J. A. Morgui C. Estruch, R. Curcoll, C. Grossi, J. Chen F. Dietrich, A. Forstmaier, H. A. C. Denier van der Gon, S. N. C. Dellaert, J. Salo, M. Corbu, S. S. Iancu A. S. Tudor A. I. Scarlat A. Calcan	Ground-Based Mobile Measurements to Track Urban Methane Emissions from Natural Gas in 12 Cities across Eight Countries	Environmental Science Technology, Vol58/Issue5, 2271- 2281, 2023
32.	Foteini Stavropoulou, Katarina Vinković, Bert Kers, Marcel de Vries, Steven van Heuven, Piotr	High potential for CH ₄ emission mitigation from oil infrastructure in one of EU's major production regions	Volume 23, issue 18 /ACP, 23, 0399–10412, 2023

	Korbeń, Martina Schmidt, Julia Wietzel, Pawel Jagoda, Jaroslav M. Necki, Jakub Bartyzel, Hossein Maazallahi, Malika Menoud, Carina van der Veen, Sylvia Walter, Béla Tuzson, Jonas Ravelid, Randolph Paulo Morales, Lukas Emmenegger, Dominik Brunner, Michael Steiner, Arjan Hensen, Ilona Velzeboer, Pim van den Bulk, Hugo Denier van der Gon, Antonio Delre, Maklawe Essonanawe Edjabou, Charlotte Scheutz, Marius Corbu, Sebastian Iancu, Denisa Moaca, Alin Scarlat, Alexandru Tudor, Ioana Vizireanu, Andreea Calcan, Magdalena Ardelean, Sorin Ghemulet, Alexandru Pana, Aurel Constantinescu, Lucian Cusa, Alexandru Nica, Calin Baciu, Cristian Pop, Andrei Radovici, Alexandru Mereuta, Horatiu Stefanie, Alexandru Dandocsi, Bas Hermans, Stefan Schwietzke, Daniel		
--	--	--	--

	Zavala-Araiza, Huilin Chen, and Thomas Röckmann		
33.	F. Vogel, S. Ars D. Wunch, J. Lavoie, L. Gillespie H. Maazallahi, T. Röckmann, J. Nęcki, J. Bartyzel P. Jagoda, D. Lowry J. France J., Fernandez, S. . Bakkaloglu, R. Fisher, M. Lanoiselle, H. Chen M. Oudshoorn C. Yver-Kwok S. Defratyka J. A. Morgui C. Estruch, R. Curcoll, C. Grossi, J. Chen F. Dietrich, A. Forstmaier, H. A. C. Denier van der Gon, S. N. C. Dellaert, J. Salo, M. Corbu, S. S. Iancu A. S. Tudor A. I. Scarlat A. Calcan	Ground-Based Mobile Measurements to Track Urban Methane Emissions from Natural Gas in 12 Cities across Eight Countries	Environmental Science Technology, Vol58/Issue5, 2271- 2281, 2023
34.	Foteini Stavropoulou, Katarina Vinković, Bert Kers, Marcel de Vries, Steven van Heuven, Piotr Korbeń, Martina Schmidt, Julia Wietzel, Pawel Jagoda, Jaroslav M. Necki, Jakub Bartyzel, Hossein Maazallahi, Malika Menoud, Carina van der Veen, Sylvia Walter, Béla Tuzson, Jonas	High potential for CH ₄ emission mitigation from oil infrastructure in one of EU's major production regions	Volume 23, issue 18 /ACP, 23, 0399–10412, 2023

	Ravelid, Randolph Paulo Morales, Lukas Emmenegger, Dominik Brunner, Michael Steiner, Arjan Hensen, Ilona Velzeboer, Pim van den Bulk, Hugo Denier van der Gon, Antonio Delre, Maklawe Essonanawe Edjabou, Charlotte Scheutz, Marius Corbu, Sebastian Iancu, Denisa Moaca, Alin Scarlat, Alexandru Tudor, Ioana Vizireanu, Andreea Calcan, Magdalena Ardelean, Sorin Ghemulet, Alexandru Pana, Aurel Constantinescu, Lucian Cusa, Alexandru Nica, Calin Baciu, Cristian Pop, Andrei Radovici, Alexandru Mereuta, Horatiu Stefanie, Alexandru Dandocsi, Bas Hermans, Stefan Schwietzke, Daniel Zavala-Araiza, Huilin Chen, and Thomas Röckmann		
35.	F. Vogel, S. Ars D. Wunch,J. Lavoie,L.Gillespie H. Maazallahi, T. Röckmann, J. Nęcki,J. Bartyzel P.Jagoda,D.Lowry	Ground-Based Mobile Measurements to Track Urban Methane Emissions from Natural Gas in 12 Cities across Eight Countries	Enviromental Science Tehnology, Vol58/Issue5, 2271- 2281, 2023

	J.FranceJ.,Fernandez,S . Bakkaloglu, R.Fisher,M.Lanoiselle, H. Chen M. Oudshoorn C. Yver-Kwok S. Defratyka J. A. Morgui C.Estruch,R.Curcoll,C. Grossi,J. Chen F.Dietrich,A.Forstmaie r,H. A. C. Denier van der Gon,S. N. C. Dellaert,J. Salo,M. Corbu,S. S. Iancu A. S. Tudor A. I. Scarlat A. Calcan		
36.	Georgiana GRIGORAȘ, Bogdan URIȚESCU	Analysis of urban thermal environments using satellite data and urban microclimate modeling	INCAS BULLETIN, 2024, vol.16, pp.39-49

4.2.3. Cărți/capitole carte:

Nr.	Denumire carte	Capitol (Titlu, pagini)	An apariție	Editură	ISBN/ISSN
1.	Nae C. Nicolin I. Nicolin B. A.	Chapter Military Aircraft Flight Control, Book Aeronautics, Vol. New Advances, 14	2022	IntechOpen Publ. House	ISBN 978- 1-80355- 301-6
2.					

4.2.4. Lucrări științifice comunicate la manifestări științifice (conferințe, seminarii, workshops etc):

Nr. crt.	Nume Autori	Titlul comunicării	Manifestarea științifică (denumire, dateși loc desfasurare)	An desfășurare
1.	Mihai Victor Pricop, Ionut Bunescu, Mihai Vladut Hothazie, Mihaita-Gilbert	Optimization Of Gravity Turn To Prescribed Circular Orbit By Modulation	SCIENTIFIC RESEARCH AND EDUCATION IN THE AIR FORCE, iulie	2024

	Stoican, Irina Carmen Andrei	Of Thrust For Ssto, Using Differential Evolution	2024, 10.19062/2247- 3173.2024.25.22	
2.	Ionut Bunescu, Mihai Victor Pricop, Mihaita-Gilbert Stoican, Mihai- Vladut Hothazie	Identification of roll damping coefficient using the free rotation method	INCAS BULLETIN, Martie 2024, 10.13111/2066- 8201.2024.16.1.2	2024
3.	Mihai Victor Pricop, Ionut Bunescu, Mihai-Vladut Hothazie, Mihaita Gilbert Stoican, Tudorel Afilipoae, Alexandru-Iulian Onel	Quasi one dimensional digital twin for blow- down supersonic wind tunnel	AIAA SCITECH 2024 Forum, Ianuarie 2024, 10.2514/6.2024-2349	2024
4.	Ionut Bunescu, Mihai Vladut Hothazie, Mihai Victor Pricop, Alexandru-Iulian Onel, Tudorel Afilipoae	Numerical Investigation of Basic Finner Model in Roll Motion as Complement to the Experimental Work	AIAA SCITECH 2024 Forum, Ianuarie 2024, 10.2514/6.2024-2348	2024
5.	M. V. Pricop, I. C. Andrei, M. L. Niculescu, I. Bunescu, M. V. Hothazie, M. G. Stoican, Ș. Mihăilescu	Turbojet Performance in Calorically Perfect Gas versus Thermally Perfect Gas and its Impact on Flight Performance of a Supersonic Airplane	11 th edition of the International Conference of Aerospace Sciences, “AEROSPATIAL 2024”, 17-18 October, 2024, Bucharest, Romania	2024
6.	M. V. Hothazie, D. E. Crunțeanu, M. V. Pricop, I. Bunescu, M. G. Stoican, D. Ș. Chelemen	Strut Braced Wing Configuration Investigation Using High-Fidelity CFD Analysis	11 th edition of the International Conference of Aerospace Sciences, “AEROSPATIAL 2024”, 17-18 October, 2024, Bucharest, Romania	2024
7.	Mihai-Victor Pricop, Ionuț Bunescu, Mihai-Vlăduț, Hothazie, Mihăiță-Gilbert Stoican, Tudorel- Petronel Afilipoae,	Digital twin for blow- down supersonic wind tunnel	AIAA 2024-2349 Session: Special Session: INCAS (National Institute of Aerospace Research Elie Carafoli) Research, SciTech AIAA FORUM,	2024

	Alexandru-Iulian Onel		08-12 January, 2024, https://doi.org/10.2514/6.2024-2349	
8.	Mihai-Victor Pricop, Ionuț Bunescu, Mihai-Vlăduț Hothazie, Mihăiță Gilbert Stoican, Irina Carmen Andrei	Optimization of gravity turn to prescribed circular orbit by modulation of thrust for SSTO, using Differential Evolution	25 th edition of the International Conference AFASES 2024, Scientific Research and Education in the Air Force, 23-25 May, 2024, Brașov, Romania, DOI: 10.19062/2247-3173.2024.25.22	2024
9.	Georgiana Ichim, Ion Matei , Alexandru-Iulian Onel and Oana-Iuliana Popescu	CFD Investigation of a Microlauncher First Stage Ascent and Descent Configurations, <i>in curs de publicare</i>	ICNAAM 2024, Septembrie 2024	2024
10.	Alexandru-Iulian Onel, Georgiana Ichim, Ion Matei, Oana-Iuliana Popescu, Alexandra Popescu	CFD Investigation on the Influence of a Folded Landing System for a Microlauncher Reusable First Stage, <i>in curs de publicare</i>	ICNAAM 2024, Septembrie 2024	2024
11.	Mihai Vladut Hothazie, Daniel Eugeniu Crunteanu, Mihai Victor Pricop, Ionut Bunescu, Mihaita Gilbert Stoican	CFD Numerical Simulations of the Strut Braced Wing Configuration using Overset Grid Technique, <i>in curs de publicare</i>	ICNAAM 2024, Septembrie 2024	2024
12.	Mihaita Gilbert stoican, Ionut Bunescu, Mihai Vladut Hothazie, Mihai Victor Pricop, Dennis Chelemen	Development of an Experimental Damping System with Paired Flexor Elements for Determining the Aerodynamic Longitudinal Damping Coefficient in a Trisonic Facility, <i>in curs de publicare</i>	ICNAAM 2024, Septembrie 2024	2024

13.	Ionuț Bunescu ¹ , Mihai-Victor Pricop, Mihai-Vlăduț Hothazie ¹ , Mihăiță- Gilbert Stoican, Dennis-Ștefan Chelemen	Hybridization's Impact on Regional Aircraft Performance, <i>in curs de publicare</i>	ICNAAM 2024, Septembrie 2024	2024
14.	Mihai Vladut Hothazie, Daniel Eugeniu Crunteanu, Mihai Victor Pricop, Ionut Bunescu	Investigating Truss- Braced Wing Configuration through CFD Based Analysis, <i>in curs de publicare</i>	The 9th European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, ECCOMAS Congress 2024, 3 – 7 June 2024, Lisbon, Portugal	2024
15.	I. C. Andrei, M. V. Pricop, M. L. Niculescu, G. L. Stroe, V. Prisacariu, O. I. Filipescu, A. Ionel, Ș. Palas	Comparative Analysis for Performance Prediction in Case of IAR 99 Aircraft Propulsion Systems	25 th edition of the International Conference AFASES 2024, Scientific Research and Education in the Air Force, 23-25 May, 2024, Brașov, Romania	2024
16.	M. L. Niculescu, I. Matei, L. Pădureanu, D. Pepelea, M. V. Pricop	CFD Analysis on Mars Re-entry Vehicle	11 th edition of the International Conference of Aerospace Sciences, “AEROSPATIAL 2024”, 17-18 October, 2024, Bucharest, Romania	2024
17.	M. V. Pricop, I. C. Andrei, M. L. Niculescu, I. Bunescu, M. V. Hothazie, M. G. Stoican, Ș. Mihăilescu	Turbojet Performance in Calorically Perfect Gas versus Thermally Perfect Gas and its Impact on Flight Performance of a Supersonic Airplane	11 th edition of the International Conference of Aerospace Sciences, “AEROSPATIAL 2024”, 17-18 October, 2024, Bucharest, Romania	2024
18.	M. V. Hothazie, D. E. Crunțeanu, M. V. Pricop, I. Bunescu, M. G. Stoican, D. Ș. Chelemen	Strut Braced Wing Configuration Investigation Using High-Fidelity CFD Analysis	11 th edition of the International Conference of Aerospace Sciences, “AEROSPATIAL 2024”,	2024

			17-18 October, 2024, Bucharest, Romania	
19.	I. Matei, L. Pădureanu, G. Ichim	Validation of CFD Solvers for Low Speed External Flow	11 th edition of the International Conference of Aerospace Sciences, “AEROSPATIAL 2024”, 17-18 October, 2024, Bucharest, Romania	2024
20.	Mihai-Victor Pricop, Ionuț Bunescu, Mihai-Vlăduț, Hothazie, Mihăiță-Gilbert Stoican, Tudorel- Petronel Afilipoae, Alexandru-Iulian Onel	Digital twin for blow- down supersonic wind tunnel	AIAA 2024-2349 Session: Special Session: INCAS (National Institute of Aerospace Research Elie Carafoli) Research, SciTech AIAA FORUM, 08-12 January, 2024, https://doi.org/10.2514/6.2024-2349	2024
21.	Mihai-Victor Pricop, Ionuț Bunescu, Mihai-Vlăduț Hothazie, Mihăiță Gilbert Stoican, Irina Carmen Andrei	Optimization of gravity turn to prescribed circular orbit by modulation of thrust for SSTD, using Differential Evolution	25 th edition of the International Conference AFASES 2024, Scientific Research and Education in the Air Force, 23-25 May, 2024, Braşov, Romania, DOI: 10.19062/2247- 3173.2024.25.22	2024
22.	Cristina-Elisabeta Pelin, George Pelin, Maria Sonmez, Adriana Ştefan, Alina Dragomirescu	Carbon fiber surface treatments for improved interfacial adhesion in CFRP composites	11th International Conference of Aerospace Sciences “AEROSPATIAL 2024”, 17 - 18 Octombrie 2024, Bucuresti, Romania	2024
23.	George CRISTEA Mihail BOTAN Adriana STEFAN George PELIN Alina DRAGOMIRESCU	Enhancing Aerospace Structural Validation for Certification by Advancing Optimal Evaluation Methods	The 40th “Caius Iacob” Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications Bucharest, Romania	19 – 20 Octombrie 2023

24.	George CRISTEA Lorena DELEANU Adriana ȘTEFAN Alina DRAGOMIRESCU Mihail BOȚAN	A tribological investigation of polymer materials utilizing the Block-on-Ring method	2025 AIAA SciTech Forum Hyatt Regency Orlando Orlando, Florida	6–10 January 2025
25.	Andrei Zemba ¹ , Mihail BOTAN ² , Adriana ȘTEFAN ² , George CRISTEA ² , Alina DRAGOMIRESCU ²	Direct Energy Deposition with laser spot variation	The International Conference of Aerospace Sciences "AEROSPATIAL 2022", Bucharest, 17 - 18 October 2024	2024
26.	Mihail Botan ¹ , Adriana Ștefan ¹ , George Cristea ¹ , Alina Dragomirescu ¹ ,	Direct energy deposition of Nickel-Based coatings on Nimonic 90	10 th International Conference on Materials Science and Smart Materials "MSSM-2024"	2024
27.	Alina DRAGOMIRESCU, Adriana ȘTEFAN, George Catalin CRISTEA, Cristina Elisabeta PELIN, Mihail BOTAN, George PELIN	Life cycle inventory on aircraft structures	Conferinta international AEROSPATIAL, 17-18 octombrie 2024, desfasurata la Institutul National de Cercetare-Dezvoltare Aeronautica "Elie Carafoli", B-dul Iuliu Maniu 220, Bucuresti 061136, Romania	2024
28.	Apostol E. I., Țițu A.M., Olteanu C.	Enhancing the quality of aeronautical scientific research: a pathway to innovation and progress	4th ICPR AEM Poznań 2024 Moving to New Production Research and Management Paradigms	2024
29.	Irina-Carmen ANDREI, Gabriela-Liliana STROE, Sorin BERBENTE, Vasile PRISACARIU, Emil COSTEA, Ionel POPESCU, Octavian Ioan FILIPESCU	"RISK MANAGEMENT APPLIED TO AEROSPACE ENGINEERING DESIGN"	Conferinta AFASES 2023, AFASES 2023 - Scientific Research and Education in the Air Force, May 25th – 27th, 2023, Brașov, Proceedings, pag. 113-128, DOI:	2023

			10.19062/2247-3173.2023.24.16.	
30.	Alexandru-Iulian Onel	Aerodynamic Assessment of Microlauncher First Stage Ascent and Descent Clean Configurations in MDO Context	22nd International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics, Heraklion, Crete, Greece, 11-17 September 2024 (ICNAAM 2024)	2024
31.	Georgiana Ichim, Ion Matei, Alexandru-Iulian Onel and Oana-Iuliana Popescu	CFD Investigation of a Microlauncher First Stage Ascent and Descent Configurations	22nd International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics, Heraklion, Crete, Greece, 11-17 September 2024 (ICNAAM 2024)	2024
32	Alexandru-Iulian Onel, Georgiana Ichim, Ion Matei, Oana-Iuliana Popescu, Alexandra Popescu and Tudorel-Petronel Afilipoae	CFD Investigation of a Grid Fin Based Aerodynamic Control System for a Microlauncher Reusable First Stage	22nd International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics, Heraklion, Crete, Greece, 11-17 September 2024 (ICNAAM 2024)	2024
33	Alexandru-Iulian Onel, Georgiana Ichim, Ion Matei, Oana-Iuliana Popescu and Alexandra Popescu	CFD Investigation on the Influence of a Folded Landing System for a Microlauncher Reusable First Stage	22nd International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics, Heraklion, Crete, Greece, 11-17 September 2024 (ICNAAM 2024)	2024
34.	Alexandru TUDOR, Alin SCARLAT, Gabriela IORGA	<i>Past and recent changes in SO2 emissions in Romania: an analysis based on EDGAR database</i>	Sesiunea Științifică a Facultății de Fizică, București, 24Mai	2024

35.	Alex VLAD, Gabriela IORGA, Bogdan ANTONESCU	<i>Fog events in the Bucharest Henri Coandă International Airport area</i>	Sesiunea Științifică a Facultății de Fizică, Bucuresti, 24Mai	2024
	Alexandru TUDOR, Alin SCARLAT, Gabriela IORGA	<i>Study of greenhouse gases in Romania in the period 1970-2021 in a European and global context</i>	Sesiunea Științifică a Facultății de Fizică, Bucuresti, 24Mai	
36.	Alin SCARLAT, Alexandru TUDOR, Gabriela IORGA	<i>Analysing the Romania's greenhouse gas emissions at regional scale”, Sesiunea Științifică</i>	Sesiunea Științifică a Facultății de Fizică, Bucuresti, 24Mai	2024
37.	Alin SCARLAT, Alexandru TUDOR, Gabriela IORGA	<i>Territorial Distribution of the Greenhouse Gas Emissions in Romania</i>	International Conference of Aerospace Sciences “AEROSPATIAL 2024”, București, 17-18 Octombrie	2024
38.	Vlad Alex Gabriela IORGA Nicu BARBU Sabina ȘTEFAN	<i>Examining the fog occurrence over the Bucharest Henri Coandă International Airport and its adjacent area</i>	EGU Assembly 14-19 Aprilie 2024, Viena	2024
39	Alexandru TUDOR, Alin SCARLAT, Gabriela IORGA	<i>Understanding the Dynamics of Greenhouse Gas Emissions in Romania within the European and Global Context</i>	19th Annual International Symposium on Environment, 15-18 Iulie, Atena.	2024
40.	Alin SCARLAT, Alexandru TUDOR, Gabriela IORGA	<i>Evolution of Greenhouse Gas</i>	19th Annual International	2024

		<i>Emissions in Romania: A Regional Analysis from 1990 to 2021</i>	Symposium on Environment, 15-18 Iulie, Atena.	
--	--	--	---	--

4.2.5. Studii, rapoarte, documente de fundamentare sau monitorizare care:

a) au stat la baza unor politici sau decizii publice:

Tip document	Nr.total	Publicat în:
Hotărâre de Guvern		
Lege		
Ordin ministru	7	M.O.
Decizie președinte		
Standard		
Strategie		
Altele (se vor preciza)		

b) au contribuit la promovarea științei și tehnologiei - evenimente de mediatizare a științei și tehnologiei:

Tip eveniment	Nr. apariții	Nume eveniment:
web-site		
Emisiuni TV		
Emisiuni radio		
Presă scrisă/electronică		
Reviste		
Bloguri		
Podcast		
Altele (se vor preciza)		

c) contribuie la elaborare teze de doctorat

Nume prenume doctorand	Titlu teza	Anul prevazut pentru susținere apublica

4.3. Tehnologii, procedee, produse informatice, rețele, formule, metode și altele asemenea:

Tip	Nr. total în anul 2024
Tehnologii	3
Procedee	6
Produse informatice	9 (5 recertificate + 2 cu certificate noi)
Rețele	2
Formule	
Metode	5
Baze de date	10
Colecții relevante	
Altele asemenea <i>(se vor specifica</i>	Ecologizarea capacității de supercomputing prin instalarea de panouri solare cu o putere nominală de 10 kW
Modele experimentale	5
Studii relevante la nivel național/domeniului	2
Strategii elaborate/ actualizate	1

Din care:

4.3.1 Propuneri de brevete de invenție, certificate de înregistrare a desenelor și modelelor industriale și altele asemenea:

	Nr.propuneri brevete	Anul înregistrării	Autorul/Autorii	Numele propunerii de brevet
OSIM	Certificat OSIM 023169	31.10.2023	Eduard POPA	Hidroglisor fără pilot
OSIM	Certificat OSIM 023168	31.10.2023	Ion GRUJDIN	Dronă Oceanică S&R
OSIM	Certificat OSIM 023167	31.10.2023	Radu BLIDERAN	Dronă Oceanică
OSIM	1	2024	Nicolin, I., Nicolin, B. A., Ionescu, N.	1. Cilindru hidraulic de acționare
OSIM	1	2024	Nicolin, I., Nicolin, B. A.	2. Dispozitiv gonflabil de ridicare la suprafața apei a

				unei cutii negre de la o aeronavă
OSIM	1	2023	Nae, C. Nicolin, I. Nicolin B. A.	3. Metodă de realizare a unui buton de comandă cu leduri clasice
OSIM	1	2023	Nicolin, I., Nicolin, B. A.	4. Metodă de realizare a unui buton de comandă transparent
OSIM	1	2023	Nae, C. Nicolin, I. Nicolin B. A.	5. Metodă de realizare a unui buton de comandă fotoluminescent
OSIM	1	2023	Nae, C. Nicolin, I. Nicolin B. A.	6. Metodă de realizare a unui buton de comandă prin vopsire
OSIM	1	2023	Nicolin, I., Nicolin, B. A.	7. Metodă de realizare a unui buton de comandă cu folie metalică reflectorizantă
OSIM	1	2023	Nae, C. Nicolin, I. Nicolin B. A.	8. Metodă de realizare a unui buton de comandă prin injecție succesivă
OSIM	1	2023	Stoica Corneliu, Elena Vajaiac, Nica Alexandru, Trandafir Emanuel, Pirvu Catalin , Defta Sebastian Sorin, Curt Dumitru, Pana Alexandru	Instalatie de testare a sistemelor de propulsie pentru machete active
OSIM	Certificat de înregistrare a 2 desene / modele industriale Nr. 023331 / 31.07.2024	2024	Popescu Alexandra, Popescu Oana-Iuliana, Alexandru-Iulian Onel	Suprafețe de control aerodinamic

OSIM	Certificat de înregistrare a 2 desene / modele industriale Nr. 023332 / 31.07.2024	2024	Popescu Alexandra, Popescu Oana-Iuliana, Alexandru-Iulian Onel	Dispozitive de control aerodinamic
OSIM	Certificat de înregistrare a 2 desene / modele industriale Nr. 023333 / 31.07.2024	2024	Popescu Alexandra, Popescu Oana-Iuliana, Alexandru-Iulian Onel	Dispozitive de aterizare retractabile
ORDA	©Certificat466580BV Nr.12850/1	18.10.2024	Eduard POPA	Program analiză impact frecvențial mediu
ORDA	©Certificat466580BV Nr.12850/2	18.10.2024	Eduard POPA	Program dimensionare flotor
ORDA	©Certificat466580BV Nr.12850/3	18.10.2024	Eduard POPA	Soft concepție ambarcațiuni cu generator CAD-CAM stereolite Varianta alfa. Fără GUI
ORDA	©Certificat466580BV Nr.12850/4	18.10.2024	Eduard POPA	Soft de automatizare a concepției proiectării și analizei de subansamble aerodinamice cu interfață CAD-CAM
ORDA	©Certificat466580BV Nr.12850/5	18.10.2024	Eduard POPA	Soft de construcție și învățare Rețea Neurală Artificială Evolutivă
ORDA	©Certificat466580BV Nr.12850/6	18.10.2024	Eduard POPA	Soft de definire a unei aeronave cu interfață CAD-CAM
ORDA	©Certificat466580BV Nr.12850/7	2024	Eduard POPA	Interfețe grafice pentru perceptron – achiziția datelor și executarea interogărilor
WIPO				
USPTO				

--	--	--	--	--

4.4.1. Structura de personal implicat în programul-nucleu:

		Număr în anul 2024
Categorii personal CDI	CS1/ IDT1	7/2
	CS2/ IDT2	10/4
	CS3/ IDT3	35/28
	CS/ IDT	18/12
	ACS	77
	Personal auxiliar cu studii superioare	51
	Personal auxiliar cu studii medii	27
Total personal CDI atestat		147
Total personal CDI cu titlul de doctor		47
Total personal CDI		293

4.4.1 Lista personalului de cercetare care a participat la derularea Programului-nucleu:

Nr.	Nume și prenume	Grad	Funcția	Echivalent normă întreagă (ENI)	Anul angajării	Nr. Ore lucrate/An*
1	AFILIPOAE TUDOREL PETRONEL	CS III	Membru	10,52	2023	1768
2	ALEXANDRESCU MIHAIL PETRUT	AC	Membru	11,14	2016	1872
3	ANDREI IRINA CARMEN	CS III	Membru	10,14	2013	1704
4	ANDREI MARINA	IDT II	Membru	11,95	2012	2008
5	ANDREI DRAGOS GABRIEL	AC	Membru	10,52	2023	1768
6	ANGHEL DRAGOS EUGEN	AC	Membru	11,48	2020	1928
7	APOSTOL ELIZA	CS	Membru	11,00	2015	1848
8	ARDELEAN DORICA MAGDALENA	CS III	Membru	10,52	2015	1768
9	ARGHIR SIMONA NARCISA	AC	Membru	11,95	2023	2008
10	AVRAM BOGDAN CRISTIAN	IDT	Membru	11,00	2016	1848
11	AVRAMESCU ANDREI	AC	Membru	11,95	2022	2008
12	AXENIE ALEXANDRA RALUCA	CS III	Membru	10,52	2013	1768
13	BACRIA CIPRIAN IOAN	AS	Membru	9,17	2024	1540
14	BALAN MARIAN	AC	Membru	11,29	2007	1896
15	BALASA RALUCA	CS III	Membru	11,00	2015	1848
16	BALASA RAZVAN IONUT	AC	Membru	2,43	2023	408
17	BALAUROU MARILENA-CORINA	AC	Membru	11,33	1998	1904

18	BANU CESAR CIPRIAN	IDT III	Membru	11,29	2011	1896
19	BARLIBA CORNELIU STEFAN	AC	Membru	11,24	2015	1888
20	BELEGA MONICA	AS	Membru	7,19	2023	1208
21	BERBENTE SORIN	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 06 01	11,57	2012	1944
22	BILAN IONUT CATALIN	AC	Membru	10,95	2023	1839
23	BILU MARIAN CIPRIAN	AC	Membru	10,48	2019	1760
24	BIRSAN GAVRIL	AC	Membru	5,26	2023	884
25	BISTREANU IULIA	AC	Membru	11,95	2017	2008
26	BLIDERAN RADU CALIN	CS III	Membru	10,81	2013	1816
27	BOB ANDREI CATALIN	AC	Membru	11,95	2020	2008
28	BOCIOAGA MIRCEA	CS	Responsabil proiect PN 23 17 03 03	11,29	2019	1896
29	BOGATEANU GABRIELA - CAMELIA	AC	Membru	11,95	2008	2008
30	BOGATEANU RADU	CS III	Membru	11,95	2002	2008
31	BORDEI ANA - MARIA	CS	Responsabil proiect PN 23 17 06 03	11,95	2018	2008
32	BOROZAN NICOLETA	AC	Membru	11,33	2015	1904
33	BOTAN MIHAIL	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 04 01	10,71	2015	1800
34	BRINZA IONUT OVIDIU	IDT II	Membru	11,43	2008	1920
35	BUCUR ALEXANDRU MARIAN	AC	Membru	5,33	2011	896
36	BUDULEANU SAMUEL	AC	Membru	11,00	2023	1848
37	BUNESCU IONUT	CS	Membru	11,38	2016	1912
38	BURCA ANDREEA	AS	Membru	6,48		1088
39	BURGHIU ADRIAN	IDT III	Membru	11,95	2012	2008
40	BURGHIU MIHAELA	CS III	Membru	11,00	2015	1848
41	CALCEA MANUELA	IDT III	Membru	11,95	2006	2008
42	CEPLEANU MARIAN BOGDAN	AC	Membru	11,14		1872
43	CERCELARU FLORIN	AC	Membru	2,32	2018	390
44	CERNAT ANDREEA	CS III	Membru	11,10	2009	1864
45	CERNAT MIHAIL - VICTOR	IDT	Membru	11,95	2012	2008
46	CHELARU ADRIAN	CS III	Membru	11,10	2012	1864
47	CHELEMEN DENNIS STEFAN	AC	Membru	2,45	2024	412
48	CHIRA ALINA IOANA	CS III	Membru	4,00	2013	672
49	CHIRITA IULIAN	IDT	Membru	10,43	2018	1752
50	CHIVU ALEXANDRA	IDT	Membru	0,00	2017	0
51	CHIVU CIPRIAN-MARINEL	CS	Membru	11,05	2023	1856
52	CISMILIANU ALEXANDRU MIHAI	IDT II	Membru	10,19	2013	1712
53	CIUNGU MARIN ANDRETTI	AC	Membru	4,00	2023	672
54	COBAN ALEXANDRU	IDT III	Membru	0,00	2021	0
55	COMAN CALIN - DUMITRU	CS III	Membru	11,81	2011	1984

56	COMAN RALUCA DIANA	AC	Membru	10,52	2022	1768
57	CONSTANTINESCU NICOLAE	AC	Membru	0,00	2021	0
58	COPAESCU RADU STEFAN	IDT III	Membru	11,95	2014	2008
59	COPU BOGDAN VIOREL	AS	Membru	11,24	2023	1888
60	CORBU MARIUS PAUL	CS	Membru	11,00	2018	1848
61	CORCAU JENICA ILEANA	AC	Membru	5,43	2023	912
62	CORMOS RAUL	CS III	Membru	11,95	2012	2008
63	CORNIGEANU CATALIN ANDREI	AS	Membru	11,95	2014	2008
64	COSEREANU MIHAIL LIVIU	CS I	Director Program PN 23 17	10,62	2017	1784
65	COSTACHE FLORIN	CS	Membru	11,95	2017	2008
66	COSTEA CORNELIA	AC	Membru	11,33	2013	1904
67	COSTEA EMIL-GABRIEL	IDT III	Membru	11,62	2007	1952
68	COSTIN EUGEN NICOLAE	AC	Membru	11,95	2022	2008
69	CRACIUN DANIEL - DUMITRU	AC	Membru	11,15	2022	1874
70	CRISTEA GEORGE CATALIN	CS III	Responsabil proiect PN 23 17 03 03	10,57	2018	1776
71	CUCIUREANU LIVIA ANDREEA	AC	Membru	11,33	2023	1904
72	CUCU ANDRA	AS	Membru	0,00	2023	0
73	CULDA MIHAIL SEBASTIAN	AC	Membru	4,19	2024	704
74	CURT DUMITRU	IDT III	Membru	11,48	2013	1928
75	CUSA LUCIAN	AC	Membru	11,48	2016	1928
76	DARABAN GEORGE ANTONIU	AS	Membru	5,90	2023	992
77	DAVIDESCU MIHAELA	AC	Membru	11,95	2023	2008
78	DEFTA SEBASTIAN SORIN	IDT III	Membru	11,48	2017	1928
79	DIMOFTE CRISTINA IOANA	AC	Membru	11,33	2017	1904
80	DINU DUMITRA	AC	Membru	0,00	2023	0
81	DINU ION	AC	Membru	10,52	2023	1768
82	DINU ANA TEODORA	AC	Membru	11,95	2022	2008
83	DITEI MIHNEA CRISTIAN	IDT	Membru	11,95	2019	2008
84	DOBRA DAN - IONUT	AC	Membru	11,24	2015	1888
85	DOBRE ADRIAN	IDT I	Membru	0,00	1991	0
86	DOBRE - CISIU MARIUS MARIAN	AC	Membru	11,95	2012	2008
87	DOBRE CLAUDIA	CS	Membru	10,63	2004	1785
88	DOBRE OCTAVIAN	AC	Membru	5,93	2016	996
89	DRAGAN RAUL CLAUDIU	AC	Membru	11,95	2022	2008
90	DRAGOMIR DUMITRU	CS III	Membru	5,43	2018	912
91	DRAGOMIRESCU ALINA	CS III	Responsabil proiect PN 23 17 04 02	11,00	2016	1848
92	DUMITRU IONITA	IDT III	Membru	3,55	2023	596
93	ENCIU DANIELA	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 02 03	8,48	2013	1424
94	ENIU MARILENA ROXANA	AC	Membru	0,67	2023	112

95	FILIP RAZVAN FLORIN	AS	Membru	10,71	2023	1800
96	FIRTAT LAURENTIU NICOLAE	CS	Membru	2,95	2019	496
97	FLOREA ANDREEA - DANIELA	AC	Membru	10,52	2023	1768
98	FLOREA CLAUDIU-EMILIAN	AC	Membru	11,33	2002	1904
99	FRANCISCO STELUTA	AC	Membru	11,24	2011	1888
100	FRENT VERONICA	AC	Membru	11,95	2003	2008
101	GAINUSA CONSTANTIN ALEXANDRU	IDT	Membru	11,95	2016	2008
102	GAZ ADRIAN GHEORGHE	AC	Membru	11,43	2016	1920
103	GEANA MIHAI	AS	Membru	10,71	2023	1800
104	GHEMULET MARIAN VALENTIN	AS	Membru	11,00	2012	1848
105	GHEMULET SORIN STEFAN	CS	Membru	11,00	2017	1848
106	GHEORGHITA DIANA	AS	Membru	11,00	2023	1848
107	GHEORGHU ANDRA ANA-MARIA	AC	Membru	11,00	2023	1848
108	GHEORMA CRISTIAN TUDOR	AC	Membru	5,52	2024	928
109	GHIMPETEANU ANA MARIA	AC	Membru	1,90	2022	320
110	GHIOCA COSTICA	AC	Membru	5,38	2012	904
111	GHITA VASILE	AC	Membru	11,95	2022	2008
112	GOLEA DENISA	AC	Membru	11,05	2023	1856
113	GRIGORAS GEORGIANA DENISA	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 08 02	11,00	2016	1848
114	GRIGORE RUSU MIHAELA RAMONA	CS	Membru	11,95		2008
115	GRUJDIN ION	AC	Membru	10,48	2021	1760
116	HARIS SYED-MIKAAIL	AC	Membru	11,95	2023	2008
117	HOTHAZIE MIHAI VLADUT	CS	Membru	11,10	2019	1864
118	IANCU SEBASTIAN STEFAN	CS	Membru	11,00	2017	1848
119	ICHIM GEORGIANA	CS	Membru	11,10	2021	1864
120	ICHIM (VIERU) PAULA MALINA	IDT	Membru	10,62	2022	1784
121	ILIE LAURENTIU STEFAN	IDT	Membru	11,52	2016	1936
122	ILIE RAZVAN EMIL	IDT	Membru	11,95	2017	2008
123	ILIESCU MARIA CRISTINA	AC	Membru	11,95	2022	2008
124	ILINA SORINA	CS	Membru	0,00	2007	0
125	ION CATALIN ANDREI	AC	Membru	5,26	2019	884
126	IONEL ALEXANDRU	IDT III	Membru	11,95	2011	2008
127	IONEL - FAKHOURI AIDA MARIA	IDT III	Membru	11,95	2015	2008
128	IONESCU SIMINA IOANA	AC	Membru	11,95	2014	2008
129	ION-GUTA DRAGOS DANIEL	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 02 02	11,95	2012	2008
130	IONITA ACHIM	CS I	Membru	11,95	2016	2008
131	IONUT MIHAI	AC	Membru	11,95	2019	2008
132	IORDACHE CATALIN	AC	Membru	11,95	2020	2008
133	JIANU FLORINA	AS	Membru	0,00	2023	0
134	JIDOVU CRISTIANA	IDT	Membru	11,95	2017	2008

135	LAMATIC ANDREEA CATALINA	AS	Membru	10,45	2023	1755
136	LECEA MIHAI VLADIMIR	AS	Membru	11,95	2023	2008
137	LEON COLORIAN - EMANUEL	AC	Membru	11,29	2011	1896
138	LEON ROXANA	AC	Membru	10,48	2011	1760
139	LEPADATU DANA MARIA	AC	Membru	11,95	2023	2008
140	LICA IRINA-OANA	CS III	Membru	11,95	2013	2008
141	LIHU PETRE	AC	Membru	11,95	1996	2008
142	LIURCA DANIEL MARIAN	AC	Membru	4,48	2024	752
143	LOM CRISTINA - DIANA	AC	Membru	11,33	2013	1904
144	LOM IONUT - VALENTIN	AC	Membru	11,81	2010	1984
145	LUNCASU CRISTINA VALENTINA	IDT	Membru	11,95	2019	2008
146	MANDANAC CONSTANTIN	AS	Membru	11,95	1998	2008
147	MANEA MARILENA	AC	Membru	11,95	2023	2008
148	MARCU ALINA - MIHAELA	AC	Membru	11,95	2009	2008
149	MARCU EMILIAN	AC	Membru	10,72	2023	1801
150	MARCU SILVIA	AC	Membru	11,95	1991	2008
151	MARIN ALEXANDRU	AC	Membru	6,00	2015	1008
152	MARIN CATALIN VALENTIN	AC	Membru	11,95	2018	2008
153	MARIN DARIA TEODORA	AC	Membru	11,95	2015	2008
154	MARIN ELENA ILINCA MAGDALENA	AC	Membru	11,33	2010	1904
155	MARIN LAURA	AC	Membru	11,95	2015	2008
156	MARIN ROMEO IONUT	IDT III	Membru	8,24	2023	1384
157	MATEI ION	AC	Membru	11,90	2023	2000
158	MAZILU DANIELA	IDT III	Membru	11,81	2012	1984
159	MICU ANDRA	IDT III	Membru	11,43	2017	1920
160	MIHAI ADRIAN	IDT III	Membru	4,24	2024	712
161	MIHAI DOMNICA	AC	Membru	11,48	2021	1928
162	MIHAI LENUTA	AC	Membru	10,48	2014	1760
163	MIHAI MIHAELA ALINA	AS	Membru	9,82	2023	1650
164	MIROIU VALENTIN	AC	Membru	11,24	2019	1888
165	MOACA DENISA ELENA	CS	Membru	4,00	2018	672
166	MOCANU GEORGEL	AC	Membru	2,83	2017	476
167	MOCANU MARIA	AC	Membru	1,95	2022	328
168	MOCENCO DANIELA	AC	Membru	10,57	2013	1775
169	MOISEI CRISTIAN GHEORGHE	CS III	Membru	11,48	2016	1928
170	MOISOIU CATALIN SEVER	IDT III	Membru	10,98	2014	1844
171	MOVILA GEORGE DANIEL 05	AC	Membru	10,48	2023	1760
172	MUNTEANU CAMELIA ELENA	CS III	Membru	0,00	2013	0
173	NAE CATALIN	CS I	Membru	10,40	1991	1747
174	NASTASE MIHAELA	CS III	Membru	11,52	2013	1936
175	NASTASIU MIRUNA LIGIA	AC	Membru	11,24	2020	1888
176	NEAMTU SORIN-ANDREI	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 02 01	11,95	2006	2008

177	NEATA NICULAE	AC	Membru	11,95	2022	2008
178	NECASU DIANA	AC	Membru	9,67	2023	1624
179	NECULAESCU ANA - MARIA	CS III	Membru	5,19	2012	872
180	NENCIU ANDREI	CS	Membru	10,52	2019	1768
181	NENCIU STEFAN	AC	Membru	11,95	2022	2008
182	NETOIU AURELIAN DAN	AC	Membru	3,45	2023	580
183	NICA ALEXANDRU NICOLAE	CS	Membru	0,00	2012	0
184	NICHIFOR SANDRA ELENA	CS	Membru	11,95	2019	2008
185	NICOLIN BOGDAN ADRIAN	IDT III	Membru	11,95	2022	2008
186	NICOLIN ILIE	IDT I	Responsabil proiect PN 23 17 04 04	10,43	2012	1752
187	NICULESCU MIHAI - LEONIDA	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 01 02	11,10	2019	1864
188	NISTOR NADINA IOANA ANDREEA	AC	Membru	2,83	2022	476
189	NISTOR OCTAVIAN	CS III	Membru	11,76	2012	1976
190	NITESCU DENISE LIANE	AC	Membru	5,26		884
191	NOATA IONEL	AC	Membru	10,57	2022	1776
192	OGNERU CRISTIAN DRAGOS	IDT III	Membru	12,10	2019	2032
193	OLTEANU DANUT	AC	Membru	11,48	2018	1928
194	OLTEANU ELENA DORINA	AC	Membru	0,00	2022	0
195	ONEL ALEXANDRU IULIAN	CS III	Responsabil proiect PN 23 17 07 02	11,57	2013	1944
196	OPRICA ANDREI ROBERT	IDT III	Membru	11,95	2012	2008
197	PADUREANU IOAN LAURENTIU	CS	Membru	11,10	2021	1864
198	PALAS ARINEL STEFAN	IDT III	Membru	11,00	2015	1848
199	PANA GHERGHINA	AC	Membru	10,16	2016	1707
200	PANA ALEXANDRU	IDT III	Membru	11,00	2000	1848
201	PANAIT ALEXANDRU MARIUS	CS III	Membru	11,48	2009	1928
202	PANAIT LIVIA JEANINA	IDT III	Membru	11,95	2010	2008
203	PARASCHIV FLORINA IULIANA	AC	Membru	6,33	2017	1064
204	PARASCHIV PAUL FLORIN	AS	Membru	9,81	2021	1648
205	PARASCHIV ST. GHEORGHE	AS	Membru	11,95	2012	2008
206	PASARIN MARCELA LILIANA	AC	Membru	11,33	2017	1904
207	PASAROIU VIORICA DENISA	AC	Membru	11,47	2022	1927
208	PASCALE CATALIN	CS	Membru	11,95	2018	2008
209	PAUN STEFAN - IONUT	AC	Membru	9,81	2023	1648
210	PAUN VIRGIL	IDT	Membru	10,76	2020	1808
211	PELIN CRISTINA - ELISABETA	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 03 01	9,67	2011	1624
212	PELIN GEORGE	CS III	Membru	11,00	2012	1848
213	PEPELEA DUMITRU	CS III	Membru	11,10	2014	1864

214	PERSINARU ALEXANDRU GABRIEL	IDT II	Membru	10,77	2015	1809
215	PETRACHI VICTORIA	AC	Membru	11,24	2017	1889
216	PETRE ANDREI	AC	Membru	11,24	2022	1888
217	PIRVU CATALIN	CS III	Responsabil proiect PN 23 17 05 02	11,10	2016	1864
218	POP MARIUS - CRISTIAN	IDT	Membru	11,14	2022	1872
219	POPA EDUARD	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 04 03	11,81	2009	1984
220	POPA ELENA	AC	Membru	10,52	2023	1768
221	POPESCU ALEXANDRA	AC	Membru	11,57	2023	1944
222	POPESCU ALEXANDRU RAZVAN	AC	Membru	10,52	2022	1768
223	POPESCU MARIA	AC	Membru	8,83	2023	1484
224	POPESCU OANA IULIANA	IDT III	Membru	11,57	2013	1944
225	POTIRCA CRISTIAN COSMIN	AS	Membru	0,00	2024	0
226	PRICOP MIHAI-VICTOR	CS I	Responsabil proiect PN 23 17 01 01	10,43	2002	1752
227	PUIU OLIVIA	AC	Membru	11,10	2023	1864
228	RACIANU MARIUS	AC	Membru	11,95	2019	2008
229	RADU GHEORGHE RAZVAN	AS	Membru	5,33	2023	896
230	RADUCANU ANDREI CATALIN	AC	Membru	5,79	2022	972
231	RADULESCU CLAUDIA	AC	Membru	11,95	2022	2008
232	RENGHIUT VIOLETA	AC	Membru	11,33	2024	1904
233	RIJNITA IULIANA	AC	Membru	4,52	2023	760
234	RISTEA ALEXANDRU COSTIN	AC	Membru	10,48	2022	1760
235	ROIBU VLAD IONUT	AC	Membru	10,52	2023	1768
236	ROSIORU MARIAN	AS	Membru	11,95	1991	2008
237	ROSIORU VASILE	AC	Membru	11,33	2011	1904
238	RUGINA CRISTIAN	AS	Membru	5,31	2023	892
239	RUSU BOGDAN	IDT III	Membru	11,95	2017	2008
240	RUSU MANUELA	AC	Membru	11,33	2011	1904
241	RUSU MIHAELA RAMONA	CS	Membru	0,00	2019	0
242	SALAORU TIBERIU - ADRIAN	CS III	Responsabil proiect PN 23 17 06 02	10,14	2013	1704
243	SANDU ANA - MARIA	IDT	Membru	11,95	2016	2008
244	SANDU IULIAN CONSTANTIN	AC	Membru	11,95	2021	2008
245	SANDU VALERIAN-MARIAN	AC	Membru	6,00	2022	1008
246	SAPOI FLORIN ALEXANDRU	IDT III	Membru	11,95	2017	2008
247	SAVA IONUT	AC	Membru	11,48	2011	1928
248	SCARLAT ALIN IONUT	CS	Membru	10,52	2019	1768
249	SEPCU CONSTANTIN LUCIAN	CS	Membru	5,33	2023	896
250	SEPCU RODICA VIOLETA	AC	Membru	5,48	2023	920
251	SEPTICHITA RENATA	AC	Membru	11,95	2019	2008

252	SIMA GABRIEL	AC	Membru	11,14	2019	1872
253	SIMA MIHAI	AC	Membru	11,14	2019	1872
254	SIRBU NICOLAE	AC	Membru	1,00	2023	168
255	SOARE FLORIN AUREL VALENTIN	IDT III	Membru	11,94	2009	2006
256	SPERLEA FLORENTIN	CS III	Membru	6,10	1999	1024
257	STAN ILIE CATALIN	AC	Membru	9,62	2023	1616
258	STANCULESCU MARILENA	AC	Membru	1,33	2023	224
259	STANESCU RAZVAN	AC	Membru	11,95	2023	2008
260	STAN-IVAN FLORIN	AC	Membru	10,52	2022	1768
261	STEFAN ADRIANA	CS I	Membru	11,43	2001	1920
262	STEFAN MIRCEA	CS II	Membru	11,24	2020	1888
263	STEFANESCU SORIN	IDT III	Membru	11,29	2017	1896
264	STIRBU PAUL CAMIL 06	AC	Membru	7,43	2023	1248
265	STOIAN MARIN	AC	Membru	10,58	2023	1777
266	STOICA CORNELIU-IOAN	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 05 01	10,87	2004	1826
267	STOICA GEORGE DANIEL	CS	Membru	10,52	2020	1768
268	STOICAN MIHAITA GILBERT	CS III	Membru	11,48	2013	1928
269	STROE GABRIELA - LILIANA	AC	Membru	5,26	2019	884
270	TEODORESCU DANIELA MARIANA	AC	Membru	6,05	2023	1016
271	TOADER ADRIAN	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 07 01	11,95	2006	2008
272	TOMA MATEI IONUT	IDT	Membru	11,33	2019	1904
273	TOMESCU ILIUTA	AC	Membru	4,99	2021	838
274	TOPALA ELIZA - GEANINA	AS	Membru	11,29	2012	1896
275	TRANDAFIR EMANUEL TEODOR	IDT	Membru	11,57	2018	1944
276	TUDOR ALEXANDRU SILVIU	CS	Membru	10,52	2019	1768
277	UDREA IOAN PETRU	AC	Membru	11,01	2022	1850
278	ULMEANU - ANGELESCU LEONARD - FLORIAN	AC	Membru	11,24	2015	1888
279	URITESCU BOGDAN	CS III	Membru	10,52	2020	1768
280	URSU IOAN	CS I	Membru	11,96	2016	2009
281	VAJAIAC ELENA	CS III	Membru	11,57	2012	1944
282	VAJAIAC NICOLAE SORIN	CS III	Membru	5,33	2012	896
283	VASILESCU CRISTIAN BOGDAN	AC	Membru	10,62	2021	1784
284	VIJA (COSTEA) MIHAELA LUMINITA	CS	Responsabil proiect PN 23 17 08 01	10,52	2016	1768
285	VISAN DANIEL	AC	Membru	11,95	2020	2008
286	VISAN LENUTA	AS	Membru	11,33	2011	1904
287	VISOIU CONSTANTIN	AC	Membru	10,87	2013	1826
288	VIZIREANU IOANA	CS	Membru	3,05	2024	512
289	VLAD FLORENTIN - ALEX	AC	Membru	10,52	2021	1768

290	VLASIE STEFAN	AC	Membru	4,93	2022	828
291	VOICU ANA MARIA	AC	Membru	1,33	2023	224
292	ZAHARIA GHEORGHE - ADRIAN	AC	Membru	11,24	2012	1888
293	ZAMFIRESCU ALEXANDRU COSTIN	AC	Membru	11,33	2019	1904

4.5. Infrastructuri de cercetare rezultate din derularea programului-nucleu. Obiecte fizice și produse realizate în cadrul derulării programului; colecții și baze de date conținând înregistrări analogice sau digitale, izvoare istorice, eșantioane, specimene, fotografii, observații, roci, fosile și altele asemenea, împreună cu informațiile necesare arhivării, regăsirii și precizării contextului în care au fost obținute:

Nr.	Nume infrastructură/obiect/bază de date...	Data achiziției	Valoarea achiziției (lei)	Sursa finanțării	Valoarea finanțării infrastructurii din bugetul Progr. Nucleu
1.					
2.					

5. Rezultatele Programului-nucleu care au fundamentat alte proiecte/propuneri de proiecte de cercetare:

	Nr.	Tip
Proiecte internaționale		<i>Ex. Orizont Europa, Bilateral, ERANET, EUREKA, COST, etc.</i>
Proiecte naționale		<i>Ex. PNCDI IV, etc.</i>

6. Rezultate cu potențial de transfer în vederea aplicării :

Tip rezultat	Instituția beneficiară (nume instituție)	Efecte socio-economice la utilizator
Proceduri de optimizare structurală	Fabricantii prezenti si viitori de aeronave cu si fara pilot : CARFIL, INCAS, AFT, AVI Aircraft	Maturizare proiecte aerodinamice si mecanice, asistenta la certificare prin calcule de performanta, optimizare proiecte 'clean sheet'
Depuneri cu FeNiCr	ICPEST SRL	Creșterea competitivității, tehnologie noua
Modele industriale flotoare/ambarcațiuni	Parteneri în proiecte structurale, START-Up, SPIN-Off, PED, etc.	Dezvoltarea întreprinderilor de producție cu înaltă tehnologie, cu mare valoare adăugată – producție duală.

Software concepție/proiectare subansamble nave/aeroneve	Parteneri în proiecte structurale, START-Up, SPIN-Off, PED, etc.	Dezvoltarea întreprinderilor de producție cu înaltă tehnologie, cu mare valoare adăugată – producție duală.
Software pentru concepție nave/aeroneve	Parteneri în proiecte structurale, START-Up, SPIN-Off, PED, etc.	Dezvoltarea întreprinderilor de producție cu înaltă tehnologie, cu mare valoare adăugată – producție duală.
Concepție, soluție tehnică și testare în laborator pentru demonstrator tehnologic de motor electric alimentat cu pilă de hidrogen	Aerostar S. A. Bacău	Rezultatele obținute pot fi folosite la implementarea soluției cu motor electric alimentat cu pilă de hidrogen la o aeronavă cu greutatea maximă autorizată de până la 1200 kg.

7. Alte rezultate:

Ne propunem ca în urma proiectului **PN 23 17 05 01- Dezvoltarea de capacități avansate de testare la sol pentru domeniul aerospațial**, prin creșterea competitivității, tunelele aerodinamice ale INCAS au fost implicate în această perioadă în mai multe proiecte din domeniu după cum urmează:

- Tekrevolution – testare macheta FD1; baza de date
- Hanwha – testare machete; baza de date

Lucrările prezentate în cadrul conferinței ICNAAM 2024 -din proiectul **PN 23 17 07 02 Concepte de microlansatoare spațiale reutilizabile și studiul reintrării acestora în atmosferă** -vor fi publicate în AIP Conference Proceedings, având indexare Web of Science (WoS).

Impactul asupra mediului

Soluțiile inovative propuse au la bază necesitatea alinierii la standardele propuse, la nivel mondial, de scăderea a amprentei de carbon. În acest context dezvoltarea tehnologiilor propuse va elimina și va înlocui orice fază care poate conduce la un potențial impact negativ asupra mediului.

8. Aprecieri asupra derulării programului și propunerii:

În cadrul programului nucleu **“Cercetări avansate pentru creșterea competitivității și capacității de concepție, analiză și expertiză specifică în domeniul aerospațial – “AEROEXPERT 2023-2026”** în anul 2024, s-au derulat activități care cresc capacitatea de expertiză, concepție și analiză în domeniul aerospațial la nivelul de competitivitate științifică a INCAS în cadrul UE și internațional, prin extinderea,

consolidarea, optimizarea si implementarea metodelor de conceptie, a procedurilor de testare si a tehnologiilor de fabricare.

Obiectivul specific al activitatilor implementate in anul 2024 a fost de aprofundare a unor directii consacrate dar și dezvoltarea altor directii noi de cercetare, in perspectiva ACARE SRIA pentru perioada 2035-2050.

Valorificarea rezultatelor cercetarii stiintifice obtinute in perioada martie-decembrie 2024 este foarte importanta deoarece constituie o sursa de dezvoltare continua prin generarea de cooperari cu industria. Un alt aspect ce poate fi remarcat este faptul ca, prin implementarea etapelor din acest an, s-au valorificat acele resurse pe termen lung in ceea ce priveste actiunile de ecologizare, care constau in identificarea si reducerea surselor de poluare cat si reutilizarea resurselor catre alte destinatii prin substituirea acestora.

Pentru proiectele derulate în anul 2024 s-au atins obiectivele propuse, inclusiv dezvoltarea capacitatii de participare la programele de cercetare ale Uniunii Europene și formarea de cercetători de înalt nivel stiintific în domeniul aerospacial.

DIRECTOR GENERAL,

Adriana ȘTEFAN

DIRECTOR DE PROGRAM,

Mihai Liviu COȘEREANU

DIRECTOR ECONOMIC,

Fănica ENE