

**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 2023**

**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.



In urma unei analize privind desfasurarea programelor in perioada 2019-2022,in anul 2023 programul AEROEXPERT 2023-2026 a abordat 8 teme de proiect, 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 funcționează în condiții ostile (gps denied);
- Demonstrator tehnologic pentru controlul autonom al aterizării 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 capabilitatilor tehnologice de cercetare din domeniul mediului atmosferic utilizand IC-CAART
 - Metode experimentale 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 operatiuni în spațiu aerian neselegat:

- Dezvoltarea de modele si identificarea de solutii tehnologice pentru cresterea sigurantei de operare pe piste contaminate in conditii de vant lateral
- Tehnologii pentru identificarea și scăderea factorilor de risc asociați integrării sistemelor fără pilot în spațiul aerian neselegat
- Dezvoltarea unui mediu virtual integrat pentru analiza de incidente aviatice si elaborarea de scenarii de siguranta pentru operarea aeronavelor
- Interfata om-masina-mediu pentru cresterea sigurantei de operare in spatiul aerian neselegat.

7. Tehnologii spațiale:

- Dezvoltarea unui demonstrator tehnologic reutilizabil tip vehicul spațial de reintrare cu recuperare prin incercare 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.

3. Modul de derulare al programului:

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

Proiectul PN 23 17 01 01- Obiectivele acestui proiect sunt corelate în mod corespunzător cu obiectivele stabilite în propunerea de Program Nucleu prin prisma dezvoltării de produse software care să permită proiectarea conceptuală sau preliminară și analiza configurațiilor aeronautice eficiente energetic și prietenoase cu mediul. Sunt 5 obiective specifice avute în vedere, care se realizează pas cu pas.

În cadrul celor 2 faze din anul 2023 s-a realizat:

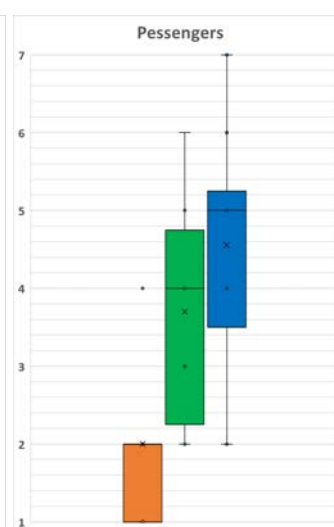
Pe lângă studiul bibliografic sintetic, s-a modelat o familie de vehicule eVTOL cu aceeași capacitate energetică, respectiv fuselaj, dar cu diferite arhitecturi de propulsie și aripă. Acestea s-au analizat comparativ cu programe de calcul CFD mid-fidelity.

- Analiza performanțelor aeronavelor hibrid-electric și eVTOL;

- Studiul configurațiilor de aeronave convenționale, neconvenționale și eVTOL cu propulsie hibridă, ca tehnologii inovatoare în aviația civilă utilizând coduri mid-fidelity (Flightstream).



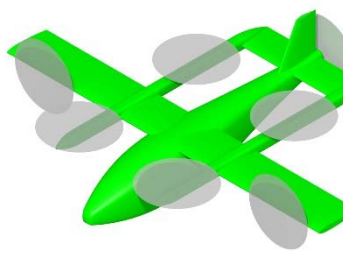
Performanțele de zbor ale arhitecturilor eVTOL



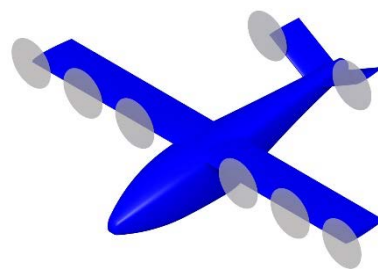
Capacitatea de transport



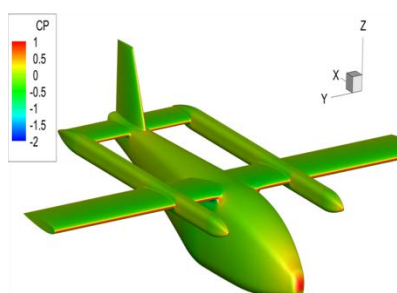
Geometrie Multirotor fără aripă



Geometrie Ridicare + Croazieră



Geometrie Tracțiune Vectorizată

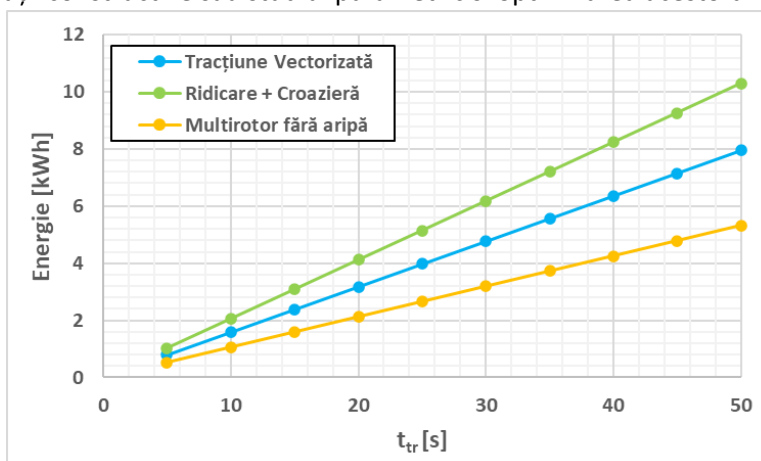


Distribuție Cp pe configurația Ridicare+Croazieră



Distribuție Cp pe configurația Tracțiune Vectorizată

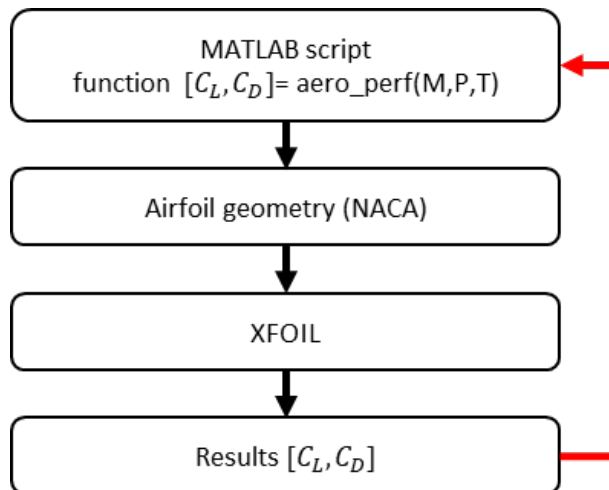
S-au realizat estimări de bilanț energetic pe faza de tranziție, care se află între faza de hover/urcare și cea de croazieră din punct de vedere al consumului. Aceste estimări se pot realiza pe orice configurație de vehicule eVTOL sau VTOL într-un mod economic, prin modelarea cu disc actuator a rotoarelor, ca alternativă la modelarea directă în CFD, care ar face imposibilă analiza comparativă a unui număr de soluții constructive sau studiul parametric și optimizarea acestora.



Variația consumului de energie în faza de tranziție în funcție de timpul de tranziție

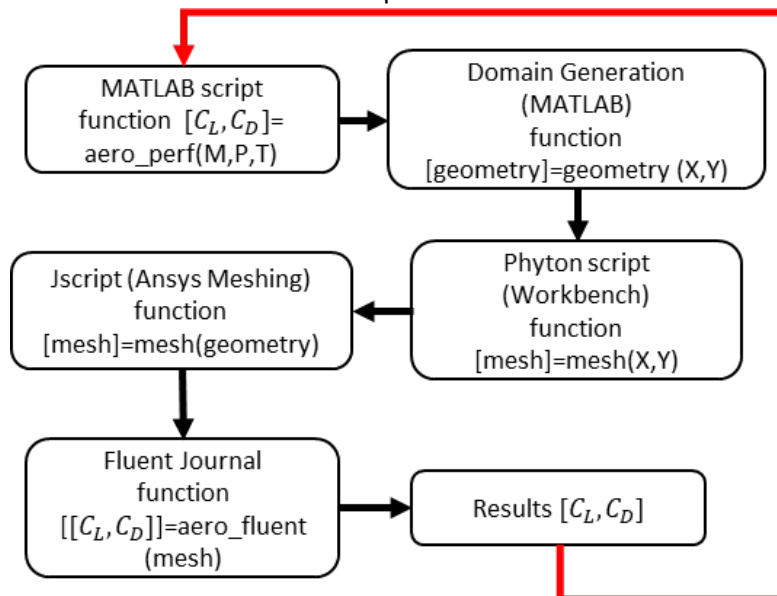
În faza a doua a proiectului s-au realizat pachete de calcul de optimizare aerodinamică, respectiv scripturi care fac o conexiune eficientă între aplicații comerciale sau gratuite, la nivelele low și high-fidelity.

Optimizarea profilelor aerodinamice cu Xfoil rămâne o capacitate interesantă, cu posibilități bune, la un cost de calcul redus. Antrenarea unei rețele neurale cu Xfoil permite caracterizarea aerodinamică foarte rapidă a profilelor aerodinamice, dar cu o deteriorare a acurateții la incidențe apropiate de stall. Problema rămâne deschisă pentru viitor.



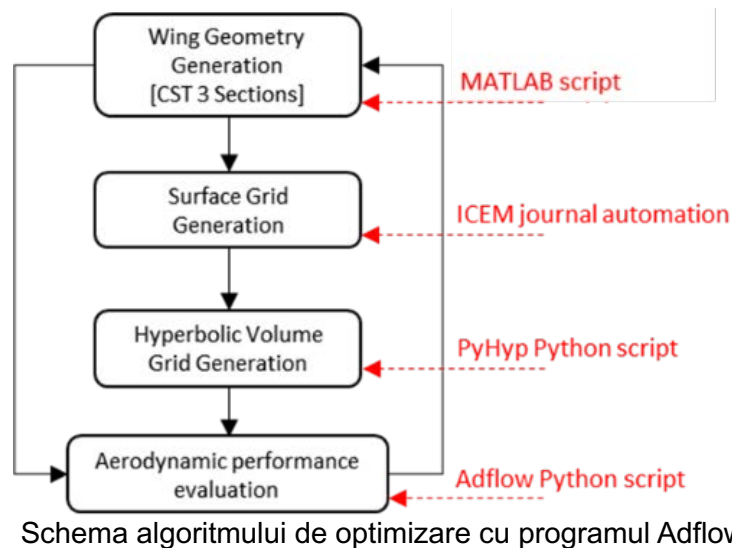
Schema algoritmului de optimizare cu programul XFOIL

S-au realizat scripturi Matlab, Python, Jscript pentru conectarea automata a programelor Ansys Fluent, ADFLOW și FlightStream cu programe de discretizare a domeniului de calcul pentru optimizarea formelor aerodinamice în mai multe parametrizări.

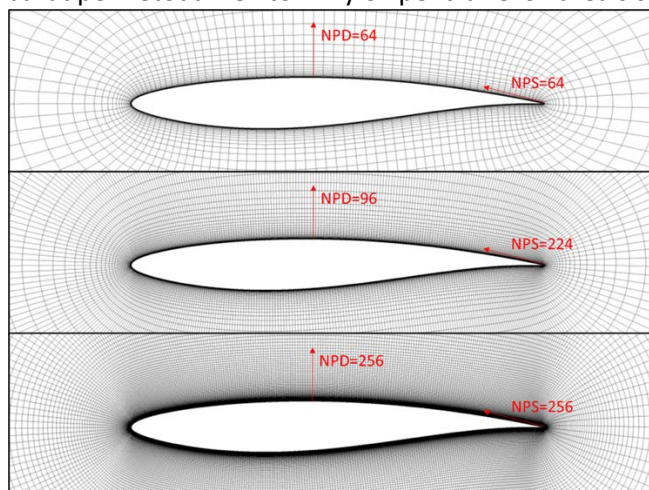


Schema algoritmului de optimizare cu programul Fluent (Ansys)

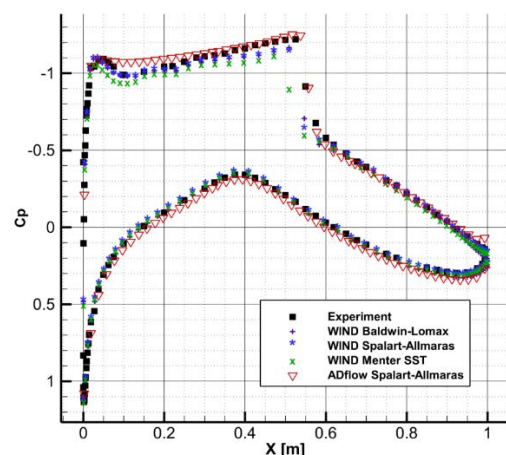
S-au realizat scripturi Matlab, ICEM-CFD pentru discretizarea „advancing front” cu pyHyp si rularea cazurilor 3D cu ADFLOW, pentru optimizare 3D.



Pentru optimizarea profilelor aerodinamice in regim transonic s-a realizat o premiera la nivel național, prin utilizarea unui solver compresibil (ADflow) extrem de eficient pentru profile aerodinamice, care permite analiza unui caz in aproximativ 20s. Codul este scris in Fortran si este bazat pe metoda Newton-Krylov pentru rezolvarea sistemului algebric nelinear.

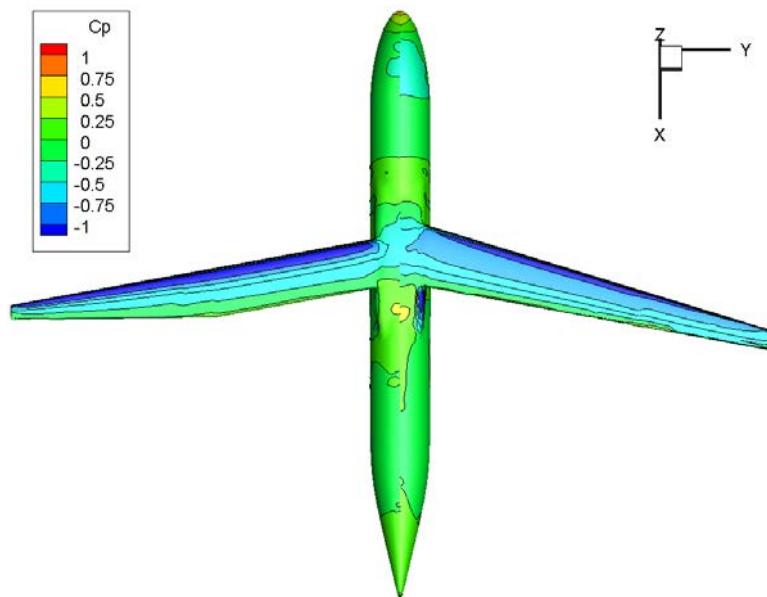


Comparație dintre grile rafinate, medii și rare, generate cu metoda hiperbolica

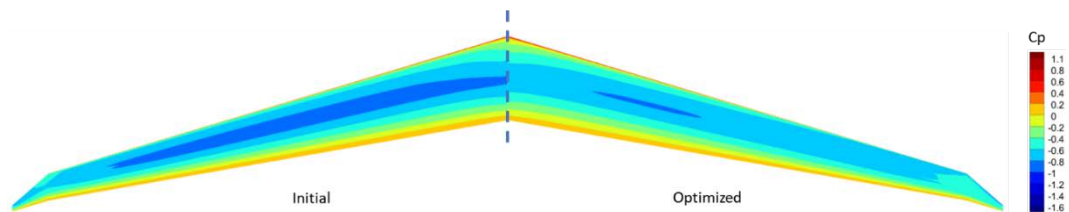


Distributii Cp comparate

O altă premieră la nivel național este optimizarea aripilor 3D in regim compresibil. Pentru că eficientizarea configurațiilor viitoare ține de creșterea alungirii aripii, momentul de încovoiere crescut trebuie compensat cu montanți, generând ceea ce se numește „braced wing”. Problema de optimizare se formulează similar cu cele 2D.



Comparație între configurația optimizată (a) și configurația inițială (b) a coeficientului de presiune pe suprafață



Distribuția coeficientului de presiune pe extradusul aripii pentru configurația inițială și cea optimizată

Proiectul PN 23 17 01 02- În cadrul proiectului ne axăm pe dezvoltarea capabilităților HPC (High Performance Computing) utilizând clusterul Dell al Departamentului Fizica Curgerilor, prin configurarea sa cu unelte de compilare și conversie a unor programe de generație veche, instalarea și aducerea la nivel de producție a unor solvere CFD gratuite (OpenFoam și SU2), prin ecologizarea parțială a funcționării adoptând un sistem de climatizare mai eficient decât cel existent, prin asigurarea unei producții mici de electricitate și prin extinderea capabilităților programelor de casă Hyper_2D, s2d, s3d și a funcțiilor de discretizare geometrică.

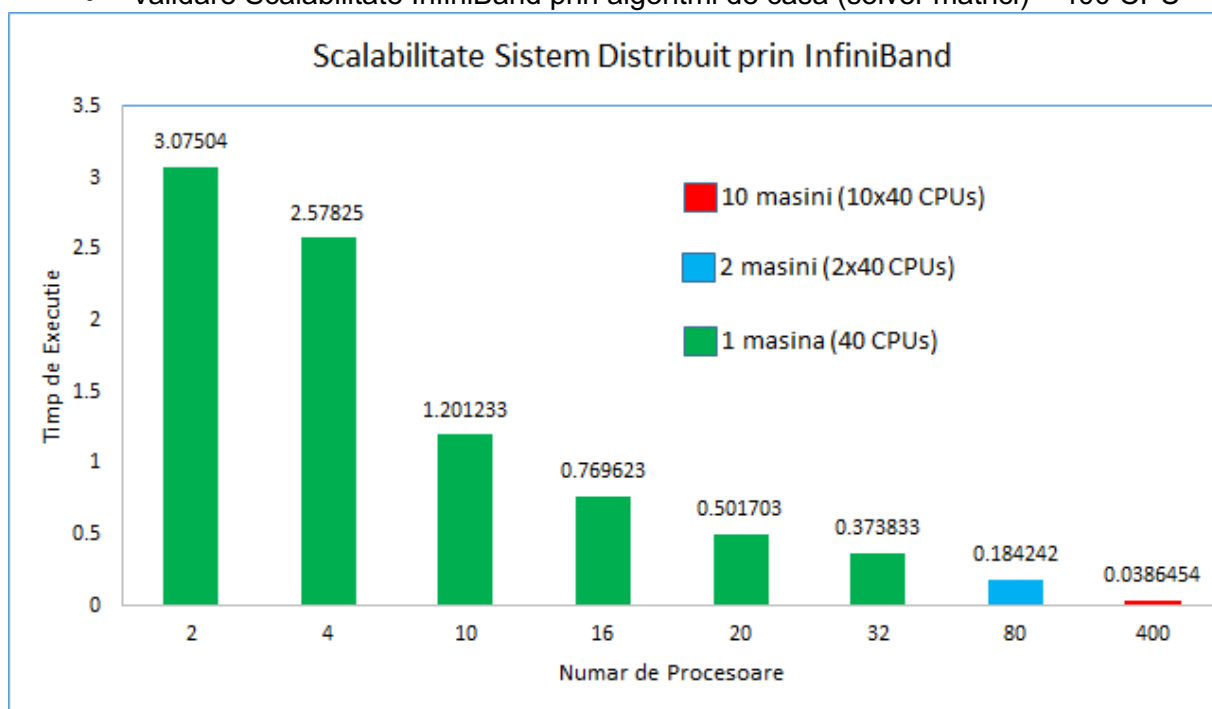
În cadrul celor 2 faze din anul 2023 s-a realizat:

- Instalare, configurare, testare InfiniBand și comparație indirectă cu Ethernet



Clusterul din INCAS după Instalarea InfiniBand

- Validare Scalabilitate InfiniBand prin algoritmi de casă (solver matrici) – 400 CPU



Rezultatele solverului, timp de execuție per număr de procesoare

- Rulare de cazuri CFD prin suite de programe cu sursa deschisă SU2 și OpenFOAM pe clusterul din INCAS după instalarea InfiniBand
- Conversia de programe scrise în standardul vechi Fortran 77 în noul standard Fortran 95 utilizând programul SPAG



M=0.62						
spaghetti_original		spaghetti_descompus		structurat, despachetizat		
CL	Cdwave	CL	Cdwave	CL	Cdwave	Obs
AoA=0						
0.435756	0.000017	0.435782	0.000016	0.435782	0.000016	THERE ARE 0 SHOCKS INSIDE CONTOL
AoA=0.5						
0.519053	0.000063	0.519084	0.000062	0.519084	0.000062	THERE ARE 0 SHOCKS INSIDE CONTOL
AoA=1						
0.602789	0.000124	0.602826	0.000122	0.602826	0.000122	THERE ARE 0 SHOCKS INSIDE CONTOL
AoA=1.5						
0.687134	0.000199	0.687178	0.000198	0.687178	0.000198	THERE ARE 0 SHOCKS INSIDE CONTOL
AoA=2						
0.772351	0.000324	0.772401	0.000323	0.772401	0.000323	THERE ARE 0 SHOCKS INSIDE CONTOL
AoA=2.5						
0.85894	0.000648	0.858997	0.000646	0.858997	0.000646	THERE ARE 0 SHOCKS INSIDE CONTOL
AoA=4.5						
1.237494	0.008638	1.237584	0.008638	1.237584	0.008638	THERE ARE 1 SHOCKS INSIDE CONTOL

M=0.7						
spaghetti_original		spaghetti_descompus		structurat, despachetizat		
CL	Cdwave	CL	Cdwave	CL	Cdwave	obs
AoA=1						
0.685079	0.000317	0.685023	0.000318	0.685023	0.000318	THERE ARE 0 SHOCKS INSIDE CONTOL
AoA=2						
0.908039	0.002645	0.907944	0.002662	0.907944	0.002662	THERE ARE 0 SHOCKS INSIDE CONTOL
AoA=3.5						
1.7282	0.069971	1.727325	0.069856	1.727325	0.069856	THERE ARE 1 SHOCKS INSIDE CONTOL
MAXIMUM MACH NUMBER EXCEEDS 1.3						
SHOCK JUMPS IN ERROR IF UPSTREAM NORMAL MACH NUMBER GREATER THAN 1.3						

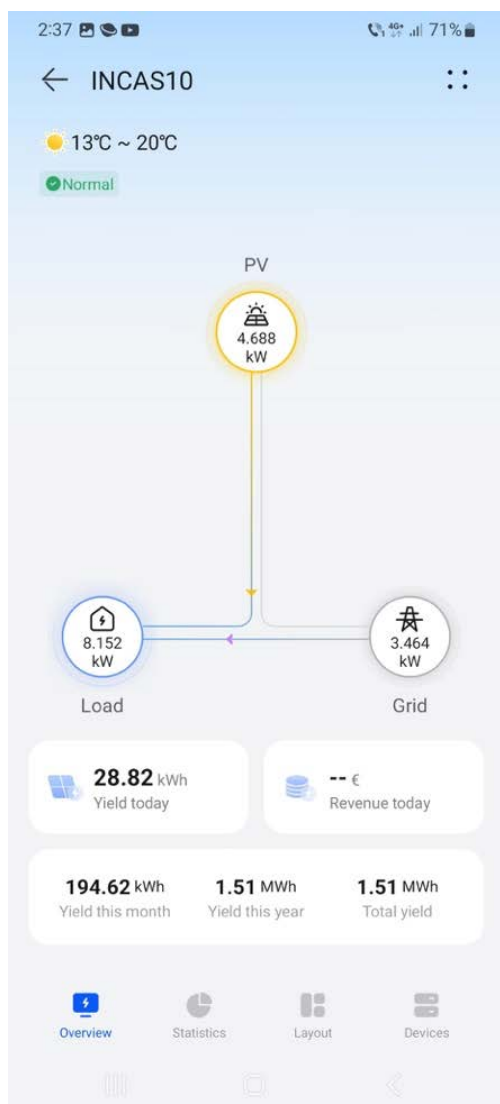
- Analiza de extindere a clusterului HPC prin creșterea numărului de mașini
- Asigurarea unei producții mici de electricitate prin instalarea de panouri solare cu o putere nominală de 10 kW



Panouri fotovoltaice montate pe acoperișul corpului E al INCAS

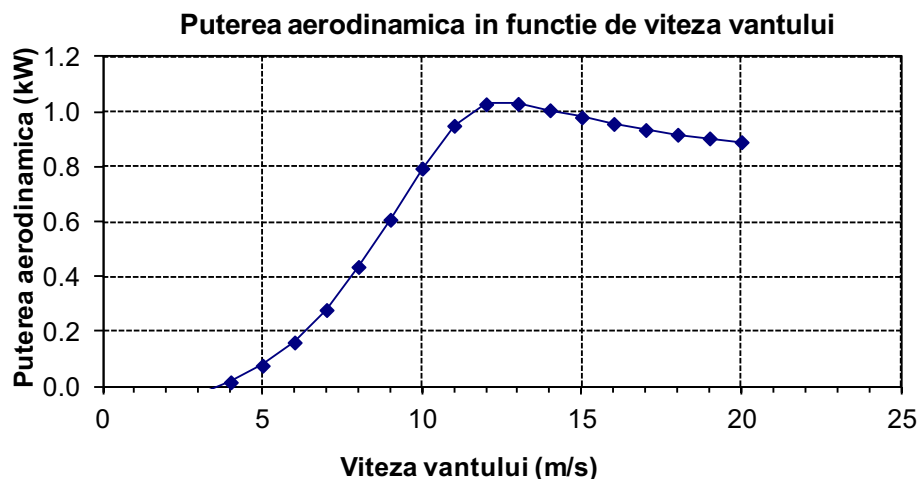


Invertorul Huawei, sistemul de monitorizare prin internet si carcasa unui contor de energie

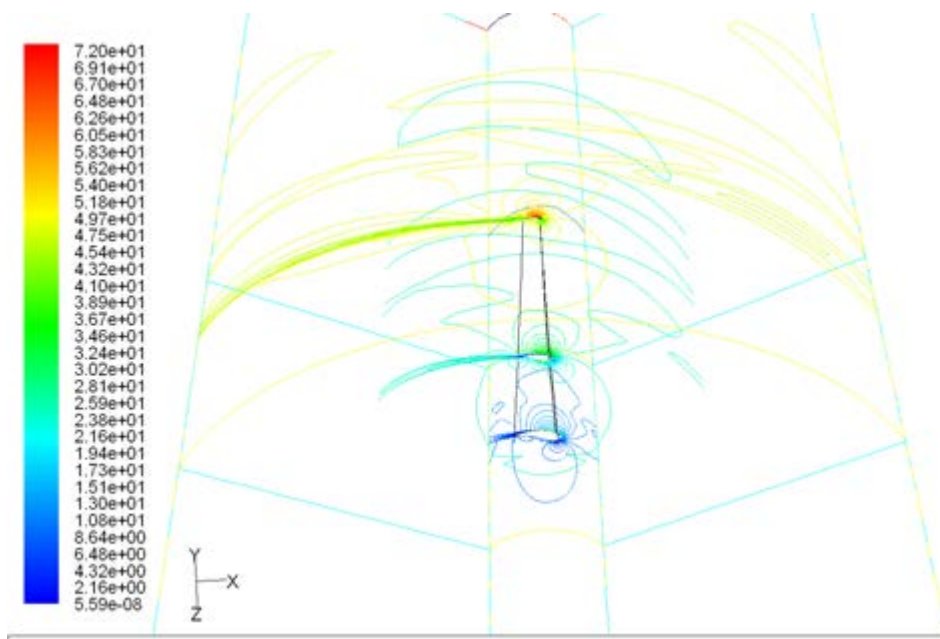


Interfața aplicației pentru monitorizarea producției de energie a sistemului fotovoltaic

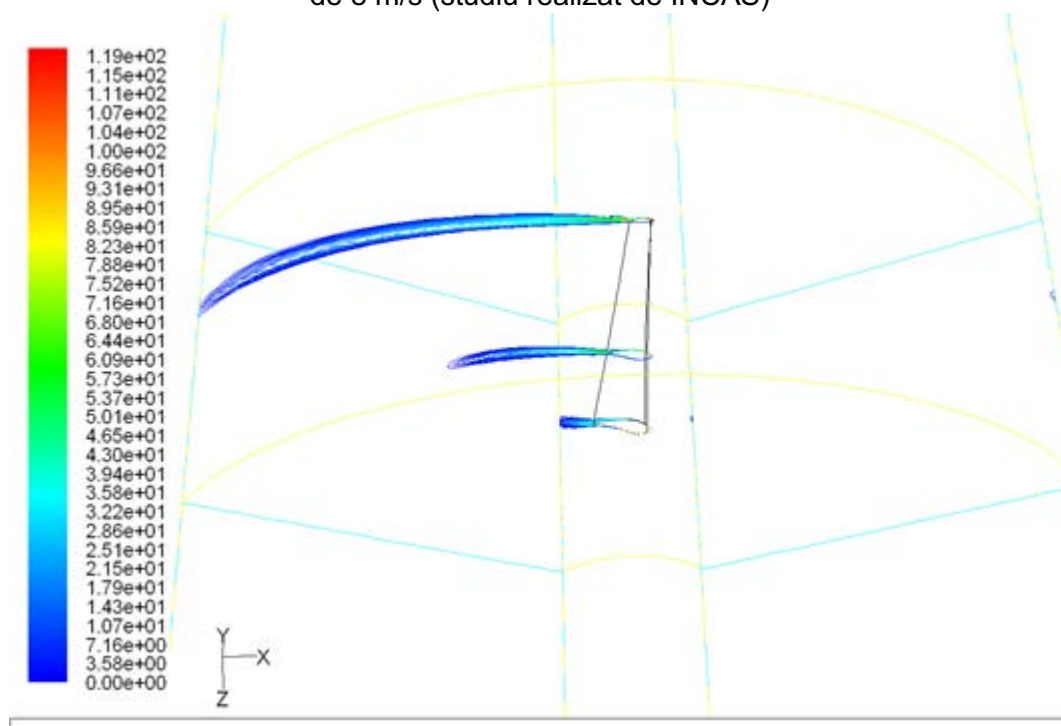
- Studiul detaliat al turbinelor eoliene de putere mică cu ax orizontal și de tip Darrieus, optimizate pentru mediul urban prin reducerea zgomotului și randament ridicat pentru viteze mici și medii ale vântului deoarece orașele nu sunt amplasate în locuri cu potențial eolian ridicat



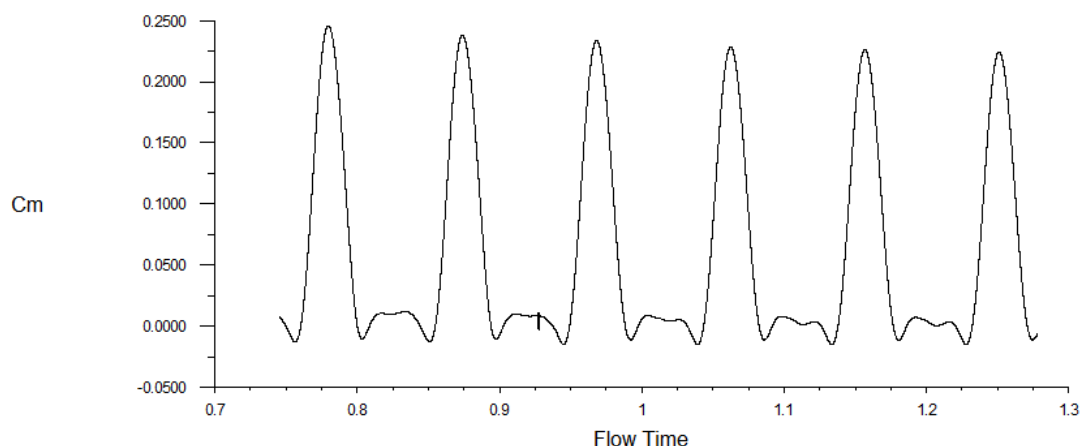
Puterea produsă de eoliană cu ax orizontal, cu diametrul de 2 m, la diverse viteze ale vântului (studiu realizat de INCAS)



Izoliniile de viteză relativă (m/s), lângă butuc, la jumătatea înălțimii palei și lângă carcasa unei eoliane întubate (carenate), cu ax orizontal, cu diametrul de 4 m, la o viteză a vântului de 8 m/s (studiu realizat de INCAS)



Izoliniile surselor acustice (dB), lângă butuc, la jumătatea înălțimii palei și lângă carcasa unei eoliane întubate (carenate), cu ax orizontal, cu diametrul de 4 m, la o viteză a vântului de 8 m/s (studiu realizat de INCAS)



Coeficientul de moment pentru 1 pală al eolienei Turby (eoliană de tip Darrieus)
calculat cu modelul de turbulență RSM (Reynolds Stress Models)
(studiu realizat de INCAS)

Analiza stadiului de atingere a obiectivelor proiectului PN 23 17 01 02
(descriere)

Principalele obiective ale acestui proiect pentru anul 2023 sunt:

1. Configurarea și optimizarea unui sistem de calcul HPC de tip cluster la aplicațiile CFD de casă, SU2 și OpenFoam
2. Ecologizarea capacității de supercomputing la nivel de departament

În concluzie, activitățile celor 2 faze din anul 2023 au fost realizate în totalitate și obiectivele celor 2 faze din anul 2023 au fost îndeplinite.

Proiectul PN 23 17 02 01- Proiectul s-a derulat în anul 2023 în două faze:

FAZA nr. 1- Studiul codurilor interne și aplicațiilor comerciale utilizate în procesul determinării legilor de control al vehiculelor aeriene cu predare în 15 martie 2023

Rezultate estimate: Raport cu privire la soluții uzuale pentru realizarea controlului aeronavelor opțional pilotate.

FAZA nr. 2- Formularea problemei. Definire studii de caz: determinarea caracteristicilor geometrice, inerțiale și aerodinamice cu predare în 15 mai 2023

Rezultate estimate: -Aplicație pentru pre-dimensionarea aparaterilor de zbor în faza de pre-concept și raport asociat ce detaliază funcționalitatea

Rezultatele preconizate ale ambelor faze au fost atinse, ambele faze fiind realizate integral, iar obiectivele au fost atinse în totalitate.

FAZA nr. 1-Studiul codurilor interne și aplicațiilor comerciale utilizate în procesul determinării legilor de control al vehiculelor aeriene

În cadrul acestei faze s-a realizat o trecere în revistă a aplicațiilor, codurilor și programelor de calcul disponibile pentru a fi utilizate în modelarea dinamicii sistemelor aerospațiale și studierea caracteristicilor și calităților de zbor. S-au avut în vedere atât aplicații comerciale cât și algoritmi și coduri dezvoltate în cadrul institutului. S-a realizat un raport care prezintă aplicațiile și algoritmi utilizabili la ora actuală în cadrul Institutului. Acest raport este structurat în două părți. În prima parte se prezintă modul de organizare și structura algoritmilor dezvoltați în cadrul Institutului. Partea a -II-a prezintă modul de lucru cu aplicațiile comerciale existente în cadrul INCAS și care pot fi folosite în procesul iterativ de determinarea a calităților de zbor și legilor de control al sistemelor aerospațiale opțional pilotate.

Prezentarea programelor de calcul comerciale

Evaluarea performanțelor și stabilității aeronavelor se realizează prin utilizarea unor programe de calcul internaționale dedicate acestui scop. Aceste metode de calcul cuprind mai multe programe de calcul validate la nivel internațional: programul de calcul AAA - Advanced Aircraft Analysis furnizat de compania DARcorporation [12]; programul de calcul APP - Aircraft Performance Program furnizat de compania DARcorporation [19]; pachetul software J2 Universal Tool-Kit

Programul de calcul AAA - Advanced Aircraft Analysis

AAA - Advanced Aircraft Analysis [12] este un program cuprinzător de calcul și 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 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.

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 fixa. 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, așa cum se prezintă în figura 5.4.

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

J2 Universal Toolkit.

J2 Universal Tool-Kit este un pachet software modern destinat realizării studiilor de dinamica a zborului de-a lungul întregii perioade de proiectare a unei aeronave începând de la stadiul de preconcept când nu exista decât cerințe privind greutatea și performanțele viitoarei aeronave și până la stadiul de testare în zbor când exista informații detaliate obținute din teste în suflerie, în zbor și la sol.

J2 este organizat în module ceea ce permite studierea a mai multor configurații structurale, în condiții de zbor diferite, construirea modelului matematic al aeronavei fiind realizată într-un modul separat de cel în care sunt realizate modelele cazurilor de zbor și analiza acestora.

Module existente:

- 1) **J2 Builder.** Interfața grafică ce permite modelarea rapidă a unei configurații de aeronavă.
- 2) **J2 Freedom** este modulul ce permite simularea dinamicii aeronavei atât în cazul studierii stabilității statice, lucrului în ipoteza micilor perturbații cât și studierea caracteristicilor dinamice ale aeronavei, răspunsului la comenzi etc. Permite realizarea a două tipuri de modele: modelul trim folosit pentru a bloca aeronava la o condiție de zbor pentru a realiza analiza stabilității în stări de zbor staționare, și modelul de răspunsuri care este folosit în analiza dinamică a răspunsurilor aeronavei la comenzi. De asemenea modulul realizează și cele două tipuri de analize menționate.
- 3) **J2 Visualize** este modulul principal ce permite trasarea de grafice și vizualizarea rezultatelor produse de modul Freedom
- 4) **J2 Virtual** este tot un modul de vizualizare a rezultatelor celor două tipuri de analiză. Permite realizarea unui model 3D al aeronavei considerate și vizualizarea manevrelor analizate de modulul Freedom sub forma unor filme interactive
- 5) **J2 Active** permite integrarea de modele Matlab și Simulink în J2 precum și exportarea configurațiilor J2 sub forma unor programe și simulări Matlab și Simulink se poate trece astfel ușor la studiul sistemului automat de comandă a zborului necesar aeronavei.
- 6) **J2 Elements** permite calcularea coeficienților aerodinamici ai configurației studiate.

7) J2 Clasical permite efectuarea de analize liniare clasice

Prezentare algoritmi dezvoltati intern: analiza “miscarilor de baza” folosind softuri “in house” dezvoltate in cadrul INCAS

Complementar cu softurile licentiate AAA si J2, un program intern INCAS isi poate dovedi utilitatea prin abordarea unitara in analiza de stabilitate si control, a unor date aerodinamice complexe, cu caracter de generalitate, pe o gama larga de combinatii ale parametrilor de intrare si pentru intervale de variatie parametrica acoperind anelopa de zbor. Caracterul de generalitate al datelor de intrare asigura atat analiza starilor stationare cit si a celor nestationare.

Elaborarea acestui program are la baza utilizarea in comun a unor alte programe INCAS specializate si deja functionale :

1-Prelucrarea datelor aerodinamice complexe cu caracter maxim de generalitate (date aerodinamice neliniare avind fiecare element cu posibila dependenta parametrica pina la 4 dimensiuni) prin interpolari cubice spline si obtinerea starilor de echilibru, inclusiv a unor gradienti pentru intervale parametriche. Exista doua programe functionale in aceasta directie (realizate in NUCLEU 2010) care, utilizind datele avionului IAR-99, calculeaza starile de echilibru, gradientii si integreaza in timp real (sub 20 ms) sistemul ecuatiilor dinamice pentru simularea zborului.

2-Program INCAS (elaborat in cadrul proiectului CESAR), incluzind si interfata grafica, realizind afisajul simultan al incadrarii in cerintele standardizate pentru combinatii de parametri (la dispozitia utilizatorului cite 8 valori parametriche pentru masa, panta, viteza, altitudine, factor de sarcina, unghi de derapaj) la studiul starilor de echilibru si analiza modala sau prin simularea dinamica. La acest program starile de echilibru si matricile de liniarizare erau primite de la partenerii straini, deci trebuie acum sa le suplinim printr-un program INCAS.

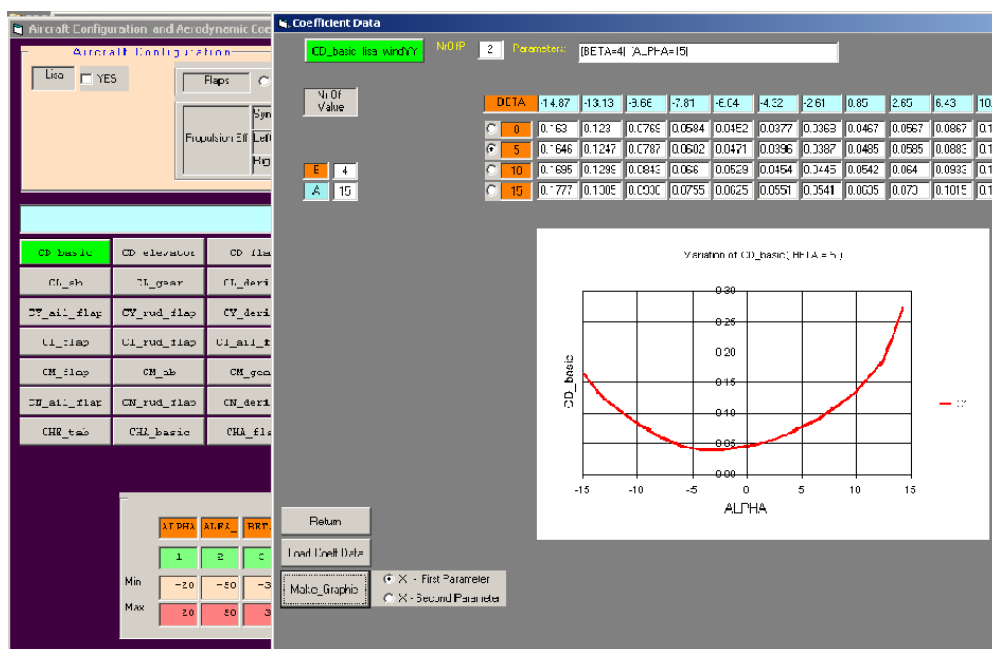
Ca modalitate de afisaj si ca idee de rezolvare simultana a incadrarii in standarde pentru o gama intreaga de valori parametriche a fost utilizat vechiul program INCAS – INCREST (Fortran). Datele aerodinamice la acest program erau insa in forma liniara si nu contineau elementele de generalitate actuale.

In mod efectiv s-a desfasurat activitate pentru liniarizarea ecuatiilor sistemului dinamic continind noua forma generala a coeficientilor aerodinamici, obtinerea matricelor de stabilitate si comanda si pentru integrarea lor intr-un ansamblu unitar (interfata grafica) cu celelalte programe INCAS mentionate.

Modalitatea flexibila de introducere a datelor aerodinamice permite lucrul in forma (liniar sau neliniar) cea mai convenabila utilizatorului care dispune de posibilitatea exprimarii fiecarui element printr-o dependenta de pina la patru parametri. Programul precizeaza pentru fiecare element de coeficient aerodinamic maxim patru parametri luati in calcul lasind libertatea utilizatorului pentru alegerea intrebuintarii (functie de datele disponibile) si a ordinii acestora.

Datele aerodinamice pot fi introduse printr-un fisier text, avind un model care respecta reguli simple si asigura totodata o flexibilitate in acord cu posibilele constrangeri in formatul datelor, sau direct prin interfata grafica. Corectitudinea introducerii datelor si forma grafica a dependentelor lor parametriche pot fi verificate in detaliu prin interfata grafica

Modalitatea de organizare a datelor si dependentele dinamice care au fost luate in considerare permit programului si analiza stabilitatii starilor nestationare.



Exemplu de utilizare a interfeței grafice

Intr-o prima etapa programul calculeaza starile de echilibru pentru miscarile de baza :

- zbor simetric neaccelerat (parametri impusi : $B=F=n=CA=CR=0$, parametri la alegere utilizator : γ, H, V sau $V_interval$);
- zbor simetric cu suprasarcina (parametri impusi : $B=F=CA=CR=0$, parametri la alegere utilizator : H, V sau $V_interval, n$ sau $n_interval$);
- derapaj stationar (parametri impusi : $n=1$, parametri la alegere utilizator : γ, H, V sau $V_interval, B$ sau $B_interval$);
- viraj stationar coordonat (parametri impusi : $B=\gamma=0$, parametri la alegere utilizator : H, V sau $V_interval, n$ sau $n_interval$).

In etapa a doua se vor generaliza 10 miscari de baza:

Concluzii

In cadrul Fazei au fost identificate o serie de aplicații comerciale si „in house”, dezvoltate in baza unor algoritmi interni, folosite in procesul iterativ de modelare a dinamicii, analiza stabilității, determinarea si sinteza legilor de comanda pentru sisteme aerospațiale opțional pilotate. Exista astfel in cadrul Institutului o capacita robusta pentru realizarea rapida in mediu cibernetic asistat de calculator a calculelor specifice de dinamica a sistemelor. Se recomanda pe viitor întărirea acestor capacități prin achiziția unor soft-uri ce pot fi utilizate in mode sinergic cu capacitățile deja existente. Un exemplu ar fi achiziția in Faza următoare a unor module suplimentarea pentru pachetul software MATLAB/SIMULINK

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

FAZA nr. 2- Formularea problemei. Definire studii de caz: determinarea caracteristicilor geometrice, inertiiale si aerodinamice

In aceasta faza s-a inceput cu definirea unor profile de misiune. Se are in vedere ca orice tip de vehicul este proiectat in functie de specificațiile (viteze, timp de zbor, raza de actiune etc) cerute de utilizator, in functie de misiunile (supravegere, urmarire tinte) pe care trebuie sa le indeplineasca.

In baza acestor profile de misiune se definesc caracteristicile geometrice, inertiiale, și aerodinamice, initiale, ale unor configurații de vehicule aeriene. Pentru definirea caracteristicile geometrice se pot folosi modele CAD. Datele geometrice sunt apoi utilizate in determinarea caracteristicilor aerodinamice ale vehiculelor in pachete software pentru estimarea initiala a derivatele aerodinamice, definirea maselor vehiculului si respectiv calculul momentelor de inertie.

Lucru in aceasta faza are un puternic caracter empiric. Datorita faptului ca aeronava studiata este definita doar in termeni generali, mare parte din calcule folosesc parametrii determinati prin

similitudine cu configuratii existente ce indeplinesc aceiasi misiune. Astfel odata aleasca o configuratie geometrica si o clasa de misiuni pe care respectiva configuratie trebuie sa le indeplineasca, caracteristicile aerodinamice sunt extrapolate folosind date aerodinamice ale unor configuratii existente. Aceste date aerodinamice sunt apoi folosite pentru a calcula caracteristicile inertiiale ale aeronavei studiate, in baza carora se obtine o noua estimarea a caracteristicilor aerodinamice.

Procesul de proiectare al aeronavelor este constrâns de necesitatile impuse de conditiile de siguranta pe care trebuie sa le indeplineasca produsul final. Din aceasta cauza este un proces de lunga durata care poate fi impartit intr-un numar de etape caracterizate de gradul de cunoastere de catre proiectanti a configuratiei finale a aeronavei. In fiecare dintre aceste etape Dinamica Zborului indeplineste un rol central bine-definit.

➤ Etapa I Pre-concept

In aceasta etapa la aeronava exista doar ca un set de performante necesare si o misiune ce trebuie indeplinita in anumiti parametri. Rolul Dinamicii Zborului in aceasta etapa este de a pre-estima, pornind de la datele unor aeronave cunoscute, parametrii inertiali si geometrici ce definesc configuratia, precum si a oferi o gama de valori necesare pentru principali coeficienti aerodinamici. Procesul are un caracter intertiv pornind de la estimari bazate pe similitudini cu aeronave existente care sunt rafinate de-a lungul unor iteratii succesive pana cand se obtine unul sau mai multe seturi de date ce indeplinesc performantele necesare. In baza acestor date se vor defini in etapa urmatoare configuratiile de studiat.

➤ Etapa II Definirea-conceptului

In cadrul acestei etape plecand de la seturile de date inertiiale, geometrice si aerodinamice estimate obtinute in etapa I se definesc din punct de vedere aerodinamic si al design-ului o serie de configuratii pentru care se vor realiza de catre colectivul de aerodinamica si structura calcule detaliate privind coeficientii si derivatele aerodinamice si diagrama de manevra a aeronavei. In baza acestor calcule colectivul de dinamica zborului realizeaza studiul de stabilitate si control al aeronavei calculand ecuatiile Dinamicii Zborului obtinand astfel modelul ne-liniar al dinamicii aeronavei si apoi folosind teoria micilor perturbatii modelul liniarizat. Modelul liniarizat este folosit pentru a studia stabilitatea sistemului in bucla deschisa, determinând dacă îndeplinește cerințele impuse de standarde si de-asemena pentru proiectarea sistemului automat de comanda care sa permita sistemului in bucla inchisa sa realizeze performantele cerute de cerintele de proiectare. In iteratii succesive colectivul de dinamica sistemului propune modificări ale configurației care sa permită realizarea cerințelor de stabilitate in bucla deschisa, daca soluțiile de control nu permit realizarea stabilității in bucla închisa, sau îmbunătățirea controlului pentru a realiza performantele impuse de cerințele de proiect. Daca aceste modificări sunt acceptate se va începe un nou proces de calcul al derivatelor, coeficienților, diagramei de manevra si modelarea ne-liniara si liniara a dinamicii zborului

➤ Etapa III Înghețarea configurației

Dintre configurațiile studiate in etapa anterioara este aleasa cea care are șansele cele mai mari de a îndeplini performantele cerute cu costul cel mai mic. Pentru aceasta configurație se face un proiect detaliat si studii structurale folosind metode CAD, studii aerodinamice detaliate folosind modele CFD, teste in suflerii si datele generate de aceste metode sunt folosite pentru a obține modele detaliate de dinamica zborului rafinate de-a lungul a mai multor iteratii pana când performantele si caracteristicile dinamice obținute îndeplinesc cerintele de proiectare

➤ Etapa IV Prototipare

In aceasta faza proiectul detaliat realizat in etapa anterioara, este construit. Rolul dinamicii zborului in aceasta etapa este de a pregati si supraveghea programul de testare in zbor si in baza datelor obtinute 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 au fost detaliate metodele folosite in Etapa I Pre-Concept pentru studiul dinamicii zborului. S-a facut o trecere in revista a etapelor de calcul si s-au realizat o serie de studii de caz pe o serie de configuratii.

Pre-Estimarea greutăților aparatului

Pasii algoritmului pentru pre-estimarea greutăților aeronavei:

Pasul 1: Estimarea greutății utile prin comparare cu aparate similare. Presupune alegerea unei greutăți utile ori din cerințele impuse proiectului ori dacă aceasta nu este impusă prin comparare cu aparate care au misiuni similare

Pasul 2: Estimarea greutății de decolare prin comparare cu aparate similare. În funcție de greutatea utilă se alege o greutate la decolare similară cu aeronave care au aceiași misiune și profil de zbor.

Pasul 3: Determinarea greutății combustibilului. Se face prin alegerea fracțiilor de combustibil pentru fiecare etapă de zbor în funcție de profilele de misiune solicitate. Fracție de combustibil pentru o etapă de zbor se definește ca raportul între greutatea aeronavei la sfârșitul etapei și greutatea aeronavei la începutul etapei. Se vor realiza unul sau mai multe planuri de misiune. În funcție de misiunile pentru care este proiectat aparatul, Dacă este vorba despre o aeronavă militară multirol asta poate rezulta în crearea a câteva zeci de planuri de zbor. Mai jos sunt trecute etapele uzuale ale unui plan de misiune simplă cu fracțiile de combustibil tipice asociate pentru a aeronavă echipată cu motor turboreactor (vezi [1]):

- I) Pornirea și încălzirea motorului: Fracție de combustibil 99%
- II) Rulaj la decolare: Fracție de combustibil: 99%
- III) Decolare: Fracție de combustibil: 99%
- IV) Urcare la altitudine de croaziera: Fracție de combustibil: 98%
- V) Zborul de croaziera: Combustibilul pentru această etapă se calculează folosind formula lui Breguet ([1], [2]). În cazul aeronavei cu reacție aceasta este:

$$R = \frac{V}{C_T} \frac{L}{D} \ln\left(\frac{1}{f_c}\right) \quad (1)$$

unde V este viteza de croaziera în noduri, C_T este consumul specific exprimat în lbs/lbs/h, L este portanța, D rezistența la înaintare, și f_c fracția de combustibil. Valorile lui $\frac{L}{D}$ și C_T sunt alese din date empirice ([1], [2])

- VI) Așteptare (engl: loitering): Combustibilul pentru această etapă se calculează folosind o versiune modificată a formulei lui Breguet ([1], [2]):

$$E_a = \frac{1}{C_T} \frac{L}{D} \ln(f_c) \quad (2)$$

unde E_a se măsoară în ore și este timpul de așteptare, iar C_t este consumul specific exprimat în lbs/lbs/h, cu o valoare mai mică decât la croaziera datorită vitezei mai mici și din același motiv raportul $\frac{L}{D}$ are o valoare mai mare.

- VII) Coborare: Fracție de combustibil: 99%
 - VIII) Aterizare, rulaj la aterizare: Fracție de combustibil: 99,5%
- Fracția de combustibil pentru misiune se calculează înmulțind fracțiile pentru toate etapele misiunii și de aici se calculează combustibilul necesar misiunii prin scăderea din Greutatea la Decolare a Produsului dintre Greutatea la Decolare și Fracția de combustibil și adăugând o rezervă de combustibil de urgență, în general o masă de 250 kg.

Pasul 4: Calcularea unei valori inițiale pentru greutatea gol a aparatului se face prin scăderea din greutatea la decolare a greutății estimate a combustibilului și a greutății utile.

Pasul 5: Rafinarea valorii inițiale pentru greutatea gol a aparatului prin eliminarea greutății induse de piloti (~110kg) și a unei marje de eroare dată de greutatea uleiurilor și combustibilului remanent (~0,5% din greutatea la decolare).

Pasul 6: Determinarea valorii permise a greutății gol folosind o formulă empirică. Se va folosi următoarea formulă empirică [1] ce permite determinarea greutății gol a unui aparat dintr-o categorie aleasă.

$$\log_{10} W_E = \frac{(\log_{10} W_{TO} - A)}{B} \quad (3)$$

Formula este bazata pe comparatia a mai multor avioane similare. Prin parametrii A si B, alesi din tabelul 1 de mai jos extras din [1], se determina clasa, W_E reprezinta greutatea gol a aparatului si W_{TO} greutatea la decolare a aparatului:

O refinarea suplimentara poate fi obtinuta prin inultirea cu factorii din tabelul 2 in functie de constructia aparatului. Tabelul doi este extras din [1] .

Pasul 7: Compararea valorii permise a greutatii gol cu cu valoarea initiala calculata la pasul 5. Daca diferenta este mai mare de decat o toleranta de 5% se modifica valoarea estimata a valorii greutateii la decolare si se reiau pasii de la 3 la 6.

Pre-dimensionarea aparatului. Determinarea suprafeței portante, coeficientului maxim de portanta si tracțiunii maxime necesare

Si acest proces are mai mulți pași, pentru inceput trebuie facuta o preesitmare a polarei de rezistenta la inaintare, la viteze mici. Plecand de la date empirice o astfel de estimare se poate realiza cu o metoda descrisa in [1]. Astfel coeficientul rezistetei la inaintare este:

$$C_{D_0} = \frac{f}{S} \quad (5)$$

unde f reprezinta suprafata parazita echivalenta si S este suprafata aripii. Printr-o forumula empirica a carei determinare se poate regasi in [1] coeficientul f poate fi relationat cu suprafata „udata” de fluxul de aer S_{wet} (in engl, „wetted area”):

$$\log_{10} f = a + b \cdot \log_{10} S_{wet} \quad (6)$$

valorile a si b sunt obtinute din tabelul de mai jos in functie de coefiecitul de frecare la nivelul inveliselui („skin friction”) c_f [1]. S_{wet} la randul sau poate fi relationat printr-o formula empirica cu greutatea la decolare (W_{TO}) dupa cum descrie [1]

$$\log_{10} S_{wet} = a + b \cdot \log_{10} W_{TO} \quad (7)$$

Coeficientii a, b, c, d si c_f se ragasesc in Figura 1 ce prezinta doua tabele extrase din [1].

In functie de cerintele din tema de proiectare aeronava poate fi pre-dimensionata in functie de cerinte privind luginea pistei la aterizare, decolarea, zbor planat, zbor in urcare si viteza de infundare dupa cum urmeaza:

Pre-estimarea coeficientului de portanta porniind de la vitezei de infundare.

Se foloseste urmatoarea formula:

$$C_{L_{max}} = \frac{\left(\frac{G}{S}\right)_S}{\frac{1}{2}\rho V_S^2} \quad (8)$$

Se fixeaza viteza de infundare V_S si incarcarea alara $\left(\frac{G}{S}\right)_S$ prin compratie cu aeronave similare si se poate determina coeficientul de portanta maxima $C_{L_{max}}$ ce apoi poate fi folosit in alte pre-estimari si pre-dimensionari.

Pre-dimensionarea in functie de cerintele 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 le avionului, dar de asemenea de tehnica de pilotaj.

O faza 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} .

Pre-dimensionarea la decolare se poate face in funcție de mai multe standarde. Mai jos se va prezenta dimensionarea in functie de distanta maxima de rulare pe sol permisa la decolare, si nu de distanta de decolare cu trecere peste obstacol de 15m. Urmatoare formula prezentata in [1] si

extrasa initial din regulamentele militare da dependinta acesteia de raportul tractiune greutate(T/G) si de incarcarea alara (W/S).

$$S_{tog} = \frac{k_1 \left(\frac{W}{S} \right)_{to}}{\rho \left\{ C_{L_{max_{TO}}} \left[\left(k_2 \left(\frac{T}{G} \right)_{TO} - \mu \right) - 0,72 C_{D_0} \right] \right\}}$$

Pre-dimensionare la aterizare

O fază de aterizare tipică este constituită din următoarele secvențe :

. Apropiere pe panta de aterizare - planare stabilizată la unghi mic, de apropiere de pistă cu menținerea constantă a unghiului de înclinare a traiectoriei g . 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 nivelul 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) , spoilere 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:

$$s_1 = \frac{h_{obst}}{tg(\gamma)}; \quad t_1 = \frac{s_1}{V_A \cos(\gamma)} \quad (10)$$

Viteza de apropiere este în uzual: $V_A = 1.3V_{stall}$. Mai mult, vom presupune că segmentul BC din fig. 5 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:

$$\begin{aligned} L - G \cos(\gamma) &= \frac{GV^2}{rg} \\ T - D - G \sin(\gamma) &= 0 \end{aligned} \quad (11)$$

Atunci

$$\sin(\gamma) = \left(\frac{T - D}{G} \right)_{V=V_A} \quad (12)$$

Presupunând că γ este mic, vom obține:

$$r = \frac{GV^2}{g(L - G)} \quad (13)$$

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

$$L = \rho \frac{V_A^2}{2} SC_{L_{max}} = \rho \frac{(1.3V_{stall})^2}{2} SC_{L_{max}} = 1.3^2 G = 1.69G \quad (14)$$

de unde:

$$r = \frac{V_A^2}{0.69g} \quad (15)$$

respectiv:

$$s_2 = \frac{1}{2} r \gamma \quad (16)$$

Pre-dimensionare la zborul in urcare.

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

$$RC = V \sin(\gamma) = \frac{V(T - D)}{G} = \frac{P_a - P_R}{Greutate} = P_s \quad (19)$$

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 această 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 ascensională:

$$RC = \sqrt{\frac{2\frac{W}{S}}{\rho \sqrt{(C_{D0} \pi A e)}}} \left(\frac{T}{W} - \frac{1}{D} \right) \quad (20)$$

unde L/D este:

$$\left(\frac{L}{D} \right)_{max} = 0,5 \sqrt{\left(\frac{\pi A e}{C_{D0}} \right)} \quad (21)$$

unde A reprezintă alungirea aripii, și e factorul de eficientizare al lui Oswald

Concluzii

În această etapă au fost studiate metodele prin care se poate realiza pre-dimensionarea și estimarea calitatilor unei aeronave în faza de pre-concept când aceasta nu există decât sub forma unor cerințe. S-a realizat o aplicație de calcul ce a fost folosit împreună cu aplicații comerciale (Advanced Aircraft Analysis) pentru a studia trei configurații posibile de aeronave opțional pilotate. Unul dintre studiile de caz este prezentat în detaliu în anexa.

Proiectul PN 23 17 02 02- În cadrul acestui proiect se vizează dezvoltarea unui sistem autonom de navigație bazat pe fuziunea de date de la mai mulți senzori (optici, radar, lidar) și a conceptelor de AI/ML pentru luarea deciziilor fără asistența operatorului uman.

Pentru sistemele autonome, din punct de vedere al problemei de navigație, cea mai mare provocare o reprezintă estimarea cu precizie a poziției în spațial de operare. Tradițional această problemă se rezolvă prin fuzionarea datelor de la senzori inerțiali IMU (care furnizează datele necesare localizării din punct de vedere matematic dar aceste date sunt afectate de tendința de acumulare a erorilor specifică senzorilor MEMS, în special pentru senzorii giroscopici low-cost) cu datele de la senzorii aferenți sistemelor GNSS. Fuzionarea datelor se face uzual cu filtre Kalman. În contextul acestui proiect se propune continuarea cercetărilor realizate de colectivul de cercetare în proiectul Sisteme CPS (cyber physical systems) pentru vehicule și operațiuni aerospațiale și completarea informației de localizare realizate în acest proiect utilizând tehnici de Odometrie Vizuală (VO), tehnici de localizare și mapare simultană (SLAM) și prin introducerea în sistemul de data-fusion a informațiilor din mai multe surse: lidar și radar pentru navigarea de proximitate (pentru tratarea problemelor specifice de evitare a obstacolelor) și optice pentru tratarea problemelor de navigație în absența semnalelor de poziționare satelitară. Ținând cont de posibilitatea utilizării unui astfel de sistem în medii urbane se va ține cont de nevoia de operare cooperativă a sistemului și de constrangerile impuse de un nivel superior de management a traficului.

Activitatea 1. Evaluarea tehnicilor și metodelor moderne de analiză aplicate sistemelor autonome de control a zborului

1.1. Analiza stadiului actual (State-of-Art) al cercetărilor în domeniul sistemelor autonome

1.2. Evaluarea performanțelor senzorilor de măsură și percepție a mediului (IMU, optici, laser)

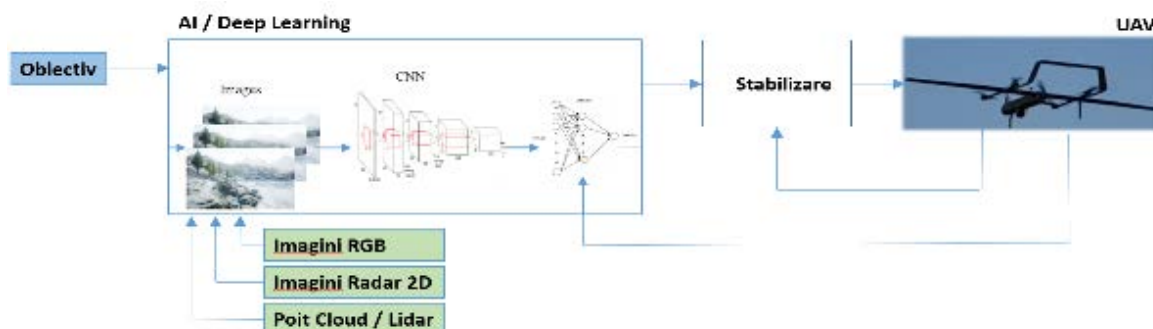
1.3. Evaluarea performanțelor elementelor hardware de calcul bazate pe nuclee CUDA.

1.4. Identificarea celor mai adecvate metode de analiza pentru sistemele autonome de control a zborului

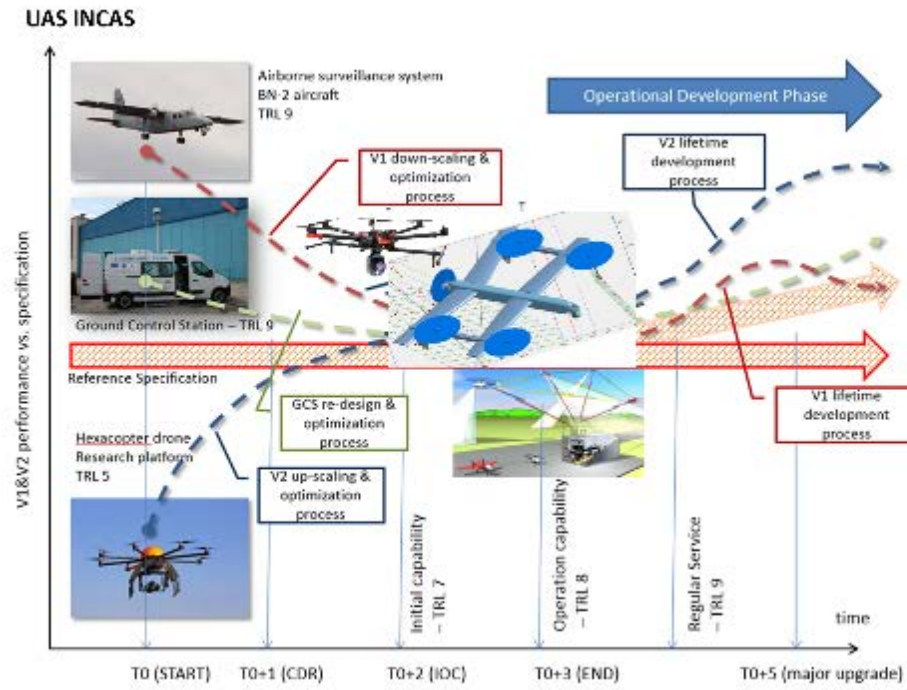
În raportul de etapă au fost prezentate metode de analiză pentru sistemele autonome de control al zborului (unele identificate în urma analizei literaturii de specialitate și altele ca elemente deja investigate și testate de echipa de lucru din INCAS în cadrul proiectelor de cercetare finalizate). O componentă importantă este și sistemul UAS dezvoltat în INCAS. Acesta este un sistem complex ce include mai multe tipuri de aparate de zbor fără pilot (hibridi VTOL, sisteme multirotor și sisteme alimentate de la sol). Au fost prezentate structurile de control (clasice) utilizate în prezent pentru controlul vectorilor aerieni (bucle cascade de navigare/stabilizare bazate pe prelucrarea proporțională-integrativ-derivativă a semnalului de eroare).

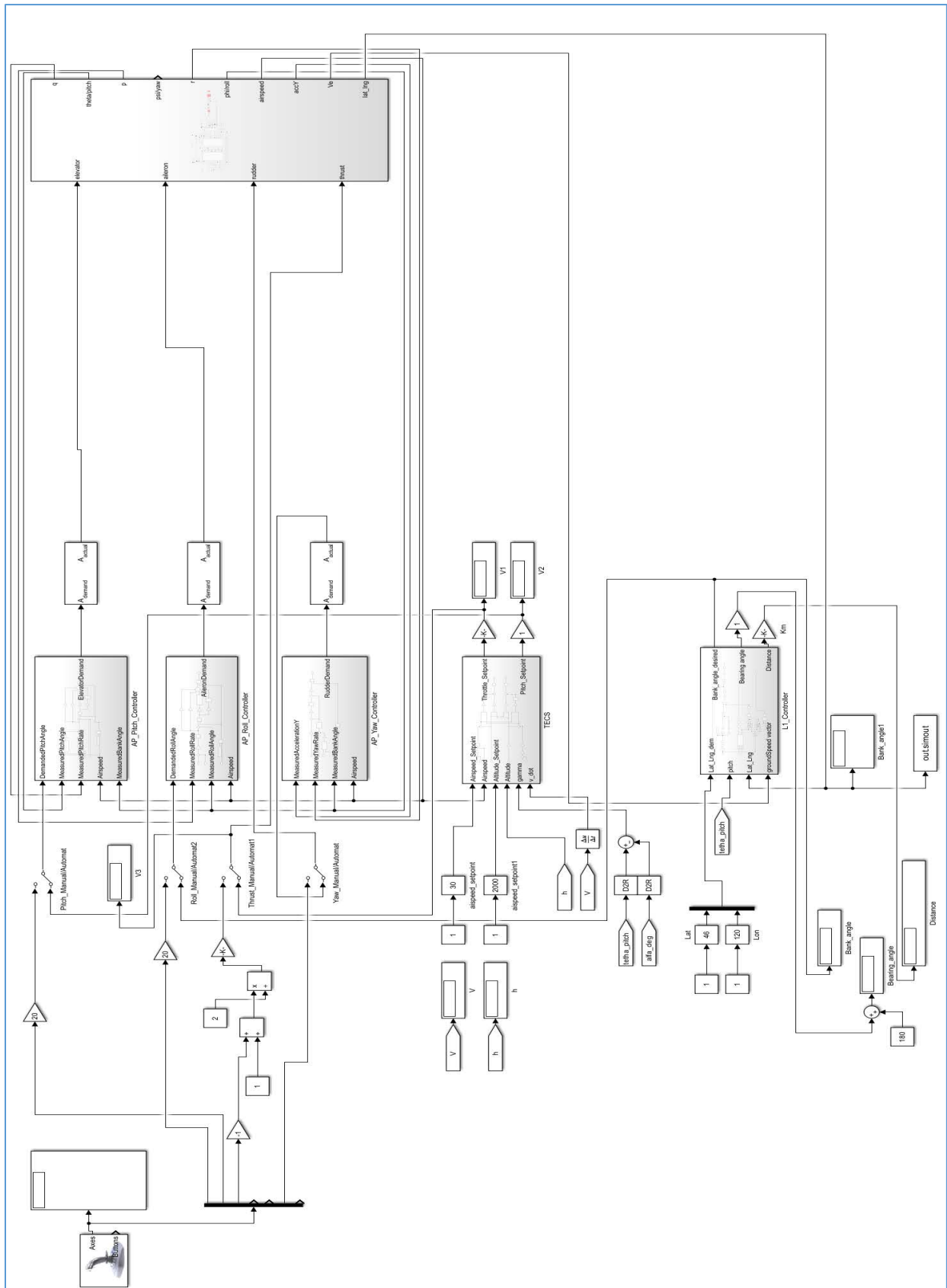
Trebuie menționat faptul că sistemul prezentat se încadrează în clasa sistemelor automate cu supervizare de la sol. Pentru modernizarea sistemului UAS/Incas în spiritul proiectului prezent (tranzitia către clasa sistemelor autonome de zbor) se propune o abordare conservatoare bazată pe actualizarea componentei de control a zborului cu algoritmi ce au un aparat matematic recunoscut și acceptat de comunitatea științifică (de ex. MPC – structuri de control cu model de simulare a procesului), completarea componentei software de control pentru tratarea cazurilor care scot sistemul din comportamentul automat/pre-programat (algoritmi A* sau VHS pentru evitarea obstacolelor). Algoritmii avansați de AI/ML pot fi utilizați în vederea controlului elementelor specifice operaționale – senzorul de misiune.

Țintele și indicatorii de realizare menționați în propunerea de proiect pentru această etapă au fost: realizarea raportului tehnic, angajați noi. Menționăm faptul că au fost desfășurate activitățile specifice pentru angajarea a 4 noi cercetători (referat aprobat, procesul este în curs de desfășurare conform regulilor specifice de angajare din INCAS).



Sistemul UAS INCAS – platforma suport pe care va fi implementat și testat sistemul





Activitatea 2. Definirea arhitecturii sistemului

2.1. Stabilirea cerintelor functionale si operationale ale sistemului

2.2. Stabilirea arhitecturii sistemului

2.3. Documentarea interactiunilor hardware si software existente intre elementele de sistem

În raportul de etapă au fost tratate următoarele aspecte specifice proiectului: cerințele funcționale și operaționale ale sistemului, arhitectura sistemului și interacțiunile hardware și software existente între elementele de sistem.

Cerințele funcționale și operaționale ale sistemului au fost definite ținând cont de caracteristicile sistemului UAS existent în INCAS și de dorința membrilor echipei de cercetare de a realiza o îmbunătățire a performanțelor acestuia prin adăugarea unui nivel hardware și software care va permite utilizarea lui în mod autonom (în prezent vectorii aerieni pot fi controlați în mod manual, asistat/stabilizare și automat/programat).

Arhitectura sistemului a fost realizată ținând cont de intenția voită de a separa componenta de tip pilot automat de componenta dotată cu inteligență artificială. Acest aspect permite creșterea gradului de siguranță a sistemului prin decuplarea părții de AI dacă este cazul și efectuarea manevrelor de aterizare în mod automat sau supervizat prin radio-comandă de operatorii sistemului. Această arhitectură permite: reutilizarea cu modificări minime a elementelor de sistem dezvoltate în proiectele anterioare, comutarea ușoară a modurilor de lucru (supervizat, automat și autonom), utilizarea algoritmilor deterministi pentru componenta critică de zbor, realizarea unui mecanism de protecție pentru componenta de AI.

Interacțiunile hardware și software existente între elementele de sistem sunt prezentate prin intermediul a 7 diagrame hardware (scheme electrice și de conexiuni între elementele de sistem), 8 diagrame software (Matlab/Simulink), un tabel de interfață I/O pentru OBC, un tabel cu formatul datelor achiziționate prin HAL de la IMU(Xsens-MTi) și o diagramă cu structura pachetelor de date furnizate de senzorul Lidar OS1 (comunicatie TCP/IP)..

Țintele și indicatorii de realizare menționați în propunerea de proiect pentru această etapă au fost: realizarea raportului tehnic.

Proiectul PN 23 17 02 03- a avut pe durata anului 2023 două etape: una de evaluare în literatura de specialitate a state-of-the-art în domeniul tehnologiilor de creștere a siguranței zborului prin metode de control activ, mentenanță predictivă, fault detection, și o a doua de alegere, dintre metodele identificate, a celor mai bune pentru parcursul proiectului.

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

Etapă 1. Evaluarea la zi a tehnologiilor de creștere a siguranței zborului prin metode de control activ, mentenanță predictivă, și fault detection

În cadrul primei etape s-a evaluat stadiul actual (State-of-Art) al tehnologiilor dezvoltate pentru siguranța zborului, incluzând: mentenanță preventivă, mentenanță predictivă, controlul activ al vibrațiilor structurii, fault detection și fault tolerant control pentru actuatori, cu accentul pe:

A.1.1. State-of-Art pentru control activ în industria aeronautică

A.1.2. State-of-Art pentru mentenanță predictivă în industria aeronautică

A.1.3. State-of-Art pentru fault detection în industria aeronautică

Etapă de state-of-art a constat în identificarea în literatura a metodologiilor următoare: a) definirea vibrațiilor ca agent principal al deteriorării stării de sănătate a structurilor; b) modelarea matematică a vibrațiilor unor sisteme complexe de tipul structurilor aerospațiale și definirea obiectivelor de control activ modal; c) definirea unei proceduri de dezvoltare în ritm accelerat a deteriorărilor (de tipul distribuției Weibull din cazul testelor de oboseală și durabilitate), (damages) și defectiunilor (faults); d) dezvoltarea unei metodologii de control activ performant, robust și antisaturant, de tip neuro-fuzzy, adaptate la metodologia integrată din cadrul proiectului; e) determinarea prin mijloace analitic-euristice a beneficiilor. Un rol important îl va avea metoda receptanței care a fost dezvoltată în scopul evitării modelelor analitice, de multe ori nu foarte precise, obținute, e.g., prin metoda elementului finit. Metoda presupune identificarea experimentală a modelului matematic, necesar în sinteza legii de control. Din punct de vedere al siguranței zborului, controlul vibrațiilor aripii, de exemplu, contribuie la contracararea oboselii și, foarte important, la creșterea vitezei de flutter, cu impact pozitiv asupra creșterii anvelopei de zbor.

Siguranta zborului presupune pentru avion siguranta cumulata in functionare a partilor sale componente: fuzelaj, aripi, ampenaje, instalatii de putere (motor, elice), tren de aterizare si diverse subsisteme si echipamente: de climatizare, de actionare, mecanizare, si automatizare, aparatura de bord, senzoriala etc. Complexitatea aparatului de zbor este extrem de ridicata, si nu poate fi acoperita in intregime in proiect, de aceea limitarea se face la doua directii principale de studiu: mentenanta unei structuri de rezistenta (o componenta de fuzelaj sau de aripa, in speta) si mentenanta unui actuator, ca sistem automat (Fig. 1). Pentru ambele directii se elaboreaza o strategie complexa de mentenanta preventiva (MP), privita sub doua unghiuri: unul prospectiv, mentenanta predictiva (PdM), si unul reactiv, mentenanta bazata pe conditionari/praguri ale parametrilor (Condition-Based Maintenance, CBM), cu dezvoltarea unor metode de fault detection (Fig. 2).

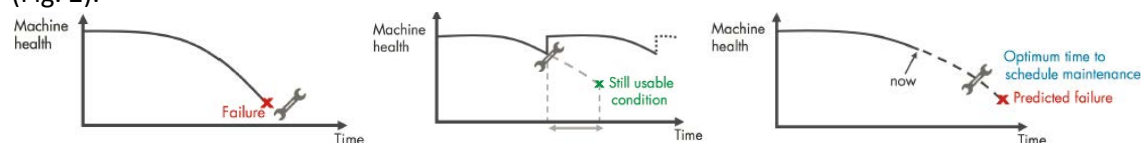


Fig. 1. Ilustrare privind mentenanta: stanga – reactiva; mijloc – preventiva; dreapta – predictiva

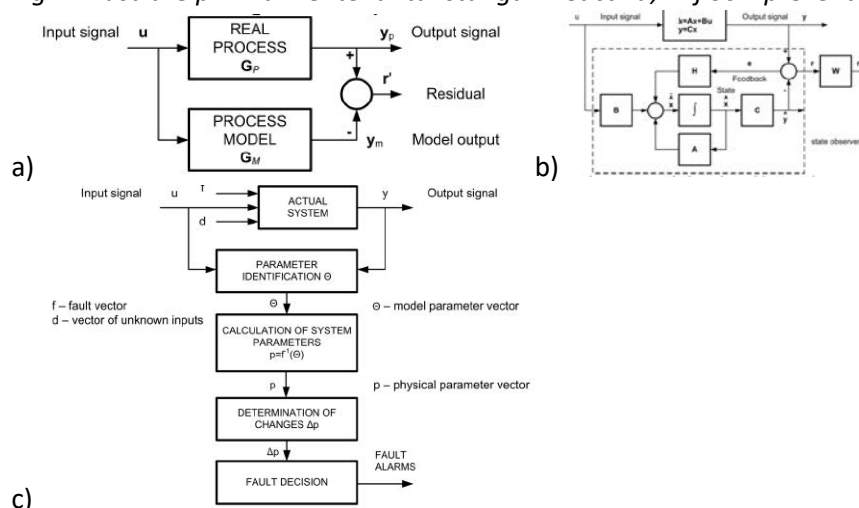


Fig. 2. Fault detection cu: a) ecuatii de paritate; b) observatori de stare; c) estimarea parametrilor

Etape 2. Alegerea si optimizarea strategiilor adecvate in termeni de fezabilitate a proiectului

In cadrul etapei doi a proiectului s-au fixat ideile si abordarile gasite in literatura, cele mai interesante, completate cu propriile demersuri ale membrilor echipei proiectului, in care au fost aprofundate si dezvoltate rezultate obtinute in proiecte si studii anterioare, realizand urmatoarele:

A2.1. Dezvoltarea unor strategii de mentenanta preventiva, fault detection si control activ al vibratiilor

A2.2. Integrarea procedurilor intr-o conceptie unitara

A2.3. Definirea unor proceduri de colectare a datelor

A2.4. Diseminarea rezultatelor

Fiabilitatea este probabilitatea ca un sistem (element, bloc, ansamblu, aparat, echipament) să-și îndeplinească funcția intenționată, în condiții de utilizare determinate, pe o perioadă de timp precizată. Fiabilitatea este o funcție de timp $R(t)$, definită drept probabilitatea ca, în condiții operaționale specificate, obiectul (componenta, procesul, sistemul) să funcționeze fără defecte, menținându-și parametrii prestabiliți în intervalul de timp $[0, t)$. Practic, fiabilitatea este o probabilitate (de bună funcționare), cu o valoare cuprinsă între 0 și 1.

Fiabilitatea se poate exprima în următoarele forme distincte: *fiabilitatea previzională (proiectată)*, *fiabilitatea experimentală (de laborator)*, *fiabilitatea operațională (efectivă)*, *fiabilitatea nominală*, *fiabilitatea potențială*. În practică, se calculează fiabilitatea previzională, se verifică în laboratoare determinându-se fiabilitatea experimentală, se confirmă în exploatare prin fiabilitatea operațională și, eventual, se înscrie pe produs fiabilitatea nominală.

Redundanța presupune folosirea unor sisteme sau dispozitive de rezervă, suplimentare, în scopul creșterii fiabilității sistemului (Fig. 3). Redundanța se realizează prin folosirea de componente (unități, module) adiționale, peste numărul normal necesar, pentru ca sistemul să funcționeze satisfăcător atunci când apar defecțiuni (Fig. 4), aceste componente adiționale preluând rolul funcțional al celor defectate.

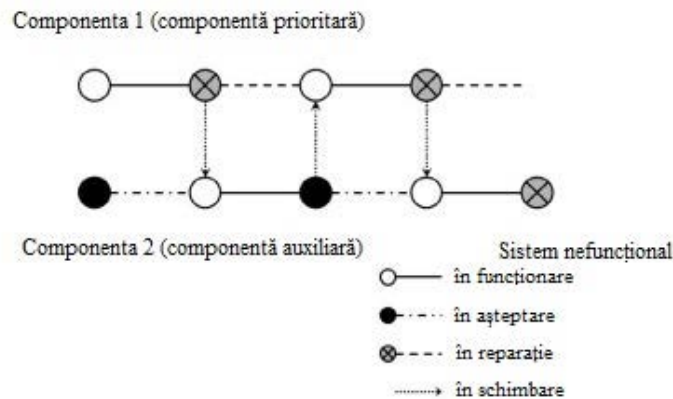


Fig. 3. Sistemul redundant cu prioritate și standby cu 2 componente

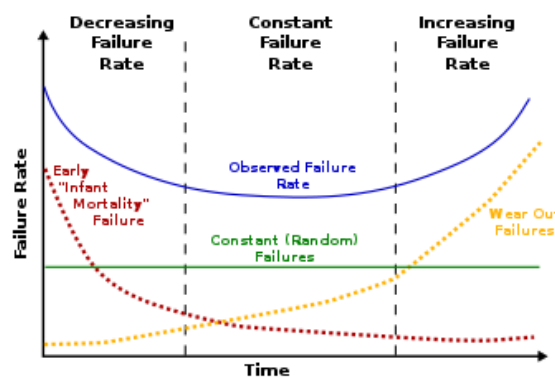


Fig. 4. Graficul apariției defectelor cu timpul de operare

Filtrul Kalman Discret

Considerăm reprezentarea spațiului stărilor unui sistem dinamic liniar în forma

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\mathbf{u}(k) + \mathbf{w}(k), \mathbf{y}(k) = \mathbf{C}_0\mathbf{x}(k) + \mathbf{v}(k) \quad (1)$$

unde $\mathbf{w}(k)$ și $\mathbf{v}(k)$ sunt zgomote albe stationare necorelate de medie zero și covarianțe $\mathbf{Q}(k)$ și $\mathbf{R}(k)$, respectiv, care perturbă simultan și stările și ieșirile. Obiectivul este de a găsi un filtru liniar optimal a cărui funcție de cost de minimizat este speranța (asteptarea) (expected) matematica a erorii patratice a predicției

$$J = E \left\{ \left\| \hat{\mathbf{x}}(k+1) - \mathbf{x}(k+1) \right\|_2^2 \right\} = E \left\{ \left(\hat{\mathbf{x}}(k+1) - \mathbf{x}(k+1) \right)^T \left(\hat{\mathbf{x}}(k+1) - \mathbf{x}(k+1) \right) \right\} \quad (2)$$

FK poate fi descris ca o succesiune repetată de două faze: predicția și corecția. Matricea de covarianță a stărilor, care oferă o măsură a preciziei estimate a estimării stării, este

$$\mathbf{P}(k) = E \left\{ \left(\hat{\mathbf{x}}(k+1) - \mathbf{x}(k+1) \right) \left(\hat{\mathbf{x}}(k+1) - \mathbf{x}(k+1) \right)^T \right\} \quad (3)$$

Faza de predicție.

Estimările stărilor (deoarece zgomotul $\mathbf{w}(k)$ are media zero) sunt actualizate astfel

$$\hat{\mathbf{x}}(k+1|k) = \mathbf{A}\hat{\mathbf{x}}(k) + \mathbf{B}\mathbf{u}(k) \quad (4)$$

pe baza măsurătorilor până la pasul de timp k . Luând în considerare estimarea estimată a priori din (4), matricea de covarianță poate fi scrisă (după ceva calcule algebrice) ca

$$\mathbf{P}(k+1|k) = \mathbf{A}\mathbf{P}(k)\mathbf{A}^T + \mathbf{Q}(k) \quad (5)$$

unde s-a exploatat faptul că $\hat{\mathbf{x}}(k)$ și $\mathbf{x}(k)$ sunt necorelate cu $\mathbf{w}(k)$.

Faza de corectie.

Odată ce este disponibilă o nouă măsurătoare $\mathbf{y}(k+1)$, aceasta poate fi utilizată pentru a corecta estimările după cum urmează

$$\hat{\mathbf{x}}(k+1|k+1) = \hat{\mathbf{x}}(k+1|k) + \mathbf{K}(k+1)(\mathbf{y}(k+1) - \mathbf{C}_0\hat{\mathbf{x}}(k+1|k)) \quad (6)$$

unde în mod clar estimările se bazează pe măsurătorile până la pasul de timp $k+1$, iar amplificarea feedbackului optimal $\mathbf{K}(k+1)$ se calculează astfel

$$\mathbf{K}(k+1) = \mathbf{P}(k+1|k)\mathbf{C}_0^T(\mathbf{C}_0\mathbf{P}(k+1|k)\mathbf{C}_0^T + \mathbf{Q})^{-1} \quad (7)$$

Conform ecuației (6), $\mathbf{K}(k+1)$ determină care marimi au mai multă pondere în actualizarea stărilor estimate: eroarea de observare $\mathbf{y}(k+1) - \mathbf{C}_0\hat{\mathbf{x}}(k+1|k)$ sau predicția stărilor bazate pe modelul intern $\hat{\mathbf{x}}(k+1|k)$. În cele din urmă, luând în considerare estimarea stării a posteriori din (A6), matricea de covarianță poate fi actualizată ca

$$\mathbf{P}(k+1|k+1) = (\mathbf{I} - \mathbf{K}(k+1)\mathbf{C}_0)\mathbf{P}(k+1|k) \quad (8)$$

În paralel cu testele demonstrative pentru procedura Kolmogorov-Landau-Lifschitz, s-au efectuat teste de control activ al vibrațiilor într-un mediu turbulent. Structura experimentală de control activ a constat în proiectarea și fabricarea unei aripi inteligente, în obținerea unui generator de turbulențe

și în sinteza unei legi adecvate de control activ. Legile LQG și de control robust H_∞ se bazează pe sinteza modelului matematic al aripii prin identificare experimentală. Identificarea funcțiilor de transfer în tunelul de vânt se realizează pentru mai multe viteze ale aerului. Rezultate semnificative pentru performanța legilor de control activ în atenuarea vibrațiilor sunt rezumate în Fig. 5.

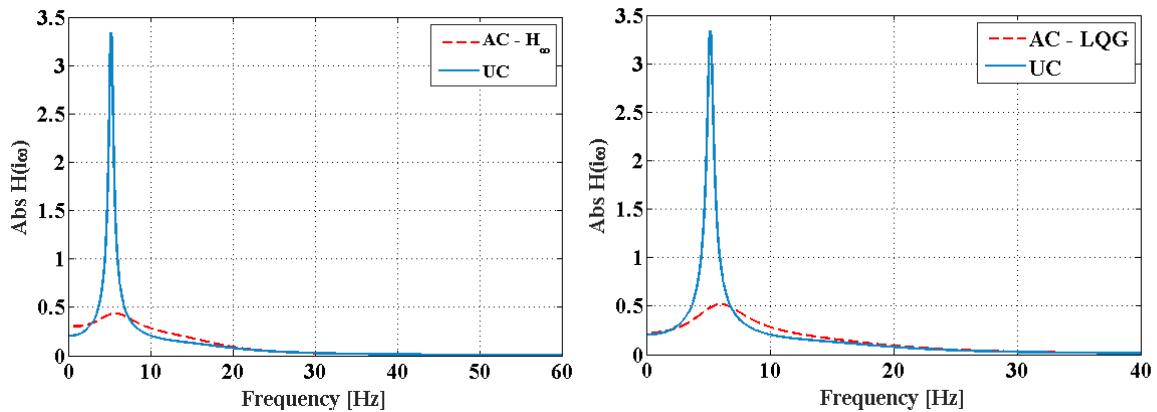


Fig. 5. Atenuare de cca. 18 dB a primei frecvențe spectrale. Stânga: legea H_∞ robustă; dreapta: legea LQG

Pasii fundamentali în procesul logic de diagnoză pentru toate tipurile de echipament sunt:

- (1) Analiza simptomelor
- (2) Inspectia echipamentului
- (3) Localizarea defectiunii
- (4) Verificarea circuitelor

- (5) Reparatia sau inlocuirea componentei defecte
- (6) Efectuarea testelor de buna functionare

Proiectul PN 23 17 03 01- proiectul “Dezvoltarea si implementarea conceptelor si sistemelor tehnologice fundamentale de realizare a unor structuri inteligente” se bazeaza pe dezvoltarea unor structuri compozite inteligente din componenta aeronavelor, bazate pe materiale constitutive cu suprafata modificata prin diverse rute, in vederea obtinerii de materiale reziliente la conditiile de operare prin adaptarea proprietatilor mecanice si electromagnetice. Noutatea solutiilor consta in dezvoltarea conceptului de modificare a materialelor conventionale astfel incat acestora sa li se imprime un comportament asemanator materialelor inteligente, vizand diverse categorii de proprietati. Proiectul vizeaza in prima faza o componenta redusa ca durata de desfasurare, dedicata studiilor teoretice, in vederea construirii unui studiu amplu asupra cercetarilor ulterioare in domeniile vizate, urmata de o componenta extinsa dedicate studiilor experimentale. Componenta dedicată studiilor teoretice s-a desfășurat pe durata anului prezent, fiind compusă din primele doua faze. Modul de atingere a scopului proiectului consta in construirea pas cu pas a strategiilor de implementare a conceptelor stiintifice si tehnologice ce stau la baza temei proiectului. Construirea acestor strategii se va face gradual, fiecare an al avansarii proiectului reprezentand o noua etapa de consolidare a traseului de atingere a tintelor vizate, dupa cum urmeaza:

- Consolidarea aspectelor tehnico-stiintifice legate de definirea, realizarea si caracterizarea materialelor inteligente in vederea utilizarii lor in zone critice ale aeronavelor, ce impun modelarea comportamentului materialelor implicate in functie de stimulii/solicitarile din mediu (ex: solicitari mecanice, electrice, electromagnetice etc);
- Studiul teoretic si experimental al alternativelor de modificare a suprafetei materialelor de ranforsare in vederea utilizarii lor ca faza componenta alaturi de matrici polimerice, in materiale compozite inteligente, cu scopul de a imbunatati interfata celor doua faze si a asigura un transfer al sarcinilor mecanice mai eficient;
- Dezvoltarea unor sisteme tehnologice de tip „stealth” avand la baza materiale compozite polimerice modificate cu compusi cu proprietati absorbante a radiatiilor electromagnetice si evaluarea acestor sisteme din punct de vedere electromagnetic, mecanic, morfo-structural, cu scopul de a imbunatati protectia impotriva solicitarilor sau agresiunilor electromagnetice si nu numai
- Dezvoltarea si caracterizarea unor sisteme de materiale bazate pe matrici polimerice si elemente de ranforsare modificate conductiv electromagnetic in vederea cresterii sigurantei in domeniul aeronautic prin protejarea zonelor critice supuse solicitarilor electrice/electromagnetice din timpul conditiilor mediului

Obiectivele vizate in cadrul proiectului se aliniaza intereselor actuale existente la nivel international catre dezvoltarea materialelor inteligente in domeniul aeronautic, aerospacial precum si alte industrii asociate transporturilor.

2.2.Descrierea activităților *(utilizând și informațiile din rapoartele pe care le-ati intocmit la data incheierii fiecarei etape)*

Prima faza a proiectului denumita **Definirea conceptelor de material si metodologiilor de obtinere pentru structuri pe baza de materiale inteligente**, are ca obiectiv realizarea unui studiu documentar ce cuprinde o sinteză a principalelor cercetări în domeniul materialelor ce stau la baza structurilor inteligente, punând accent pe principalele aplicații pe care proprietățile lor le pot deservi. Etapa este împărțită în două activități principale:

- **Activitatea 1.1**– cuprinde un studiu documentar asupra stadiului actual al cunoasterii (state-of-the-art) în ceea ce privește materialele inteligente dezvoltate/studiate până în prezent pe plan

national și internațional (categorii, metode și tehnologii de manufacturare, proprietăți, metode de caracterizare și testare)

- **Activitatea 1.2**– cuprinde un studiu documentar despre principalele aplicații ale materialelor inteligente în funcție de domeniu și categoria din care fac parte

Cea de a doua fază, denumită **Studii privind implementarea metodologiilor de dezvoltare și caracterizare a materialelor inteligente cu potențial de aplicare în domeniul aerospațial**, are ca obiectiv realizarea unui studiu documentar amplu privind potențialul aplicării materialelor inteligente (ale căror proprietăți au fost descrise pe larg în etapa precedentă) în industria aeronautică și aerospațială, identificând principalele zone cheie din structurile aeronavelor în care materialele convenționale pot, sau este indicat a fi înlocuite cu materiale “vii”, în vederea obținerii unor structuri inteligente.

Etapea este împărțită în două activități principale:

- **Activitatea 2.1.** Studiu documentar asupra claselor de materiale inteligente cu potențial de aplicare în industria aerospațială, identificarea zonelor cheie din structura unei aeronave în care materialele convenționale pot fi înlocuite cu materiale inteligente
- **Activitatea 2.2.** Identificarea principalelor categorii de materiale ce pot fi utilizate ca materii prime cu rol de matrice polimerică, agent de ranforsare, agenți de modificare în metodologiile de dezvoltare a materialelor inteligente din cadrul proiectului

În cadrul raportului Fazei 1 a fost prezentat pe larg stadiul actual al cunoșterii în ceea ce privește materialele inteligente, prezintându-se principalele categorii de materiale inteligente și proprietățile lor, metode și tehnologii de manufacturare a materialelor inteligente, metode de caracterizare și testare ale materialelor inteligente precum și principalele aplicații ale materialelor inteligente în funcție de domeniu și categoria din care fac parte.

Asadar o **primă formă de clasificare** a materialelor inteligente poate fi în două clase principale: active și pasive, așa cum este ilustrat în Fig. 1

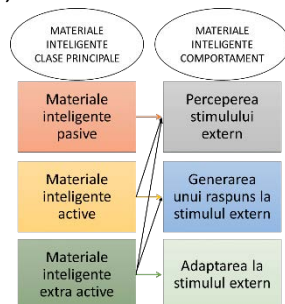


Fig. 1. Clasificarea materialelor inteligente în cele două clase principale în funcție de comportamentul lor

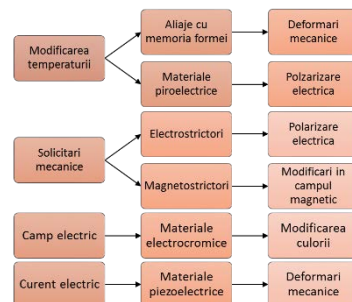


Fig. 2. Tipuri de materiale inteligente în funcție de proprietățile lor

După clasificarea în două categorii majore ale materialelor inteligente, se disting mai multe **tipuri specifice** de materiale inteligente în funcție de proprietățile lor.

În continuare a fost prezentat pe larg stadiul actual al cunoșterii pe plan internațional în funcție de tipurile de materiale inteligente:

Materiale cu memoria formei

- Unele dintre cele mai comune exemple de materiale inteligente, acestea având tendința de a-și păstra forma originală atunci când supuse acțiunii unor stimuli externi cum ar fi stresul.
- Această modificare a formei are loc între două faze martensitică către austenitică.
- Faza martensitică este stabilă la temperaturi joase în timp ce faza austenitică este stabilă la temperaturi mai ridicate, materialul inteligent existând între cele două faze.
- Datorită acestor proprietăți mecanice excelente, aplicațiile acestui tip de materiale inteligente s-au extins din ce în ce mai mult în ultimul deceniu într-o mare varietate de

domenii, de la domeniul auto, aerospațial, miniactuatori și sisteme micro electromecanice la domeniul biomedical

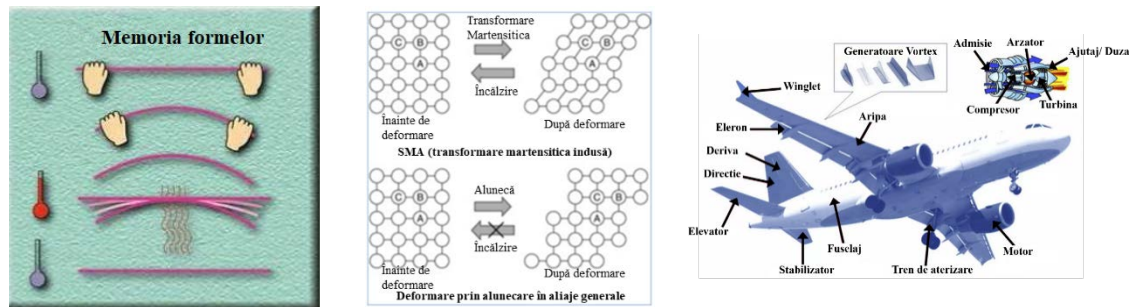


Fig. 3. Aplicații existente și potențiale ale aliajelor cu memoria formei (SMA – shape memory alloys) în domeniul aerospațial

Materiale piezoelectrice

- Au tendința de a produce tensiune atunci când se aplică stres și același proces se poate întâmpla într-o manieră reversibilă.
- Structura realizată cu acest material se poate îndoi, extinde și comprima.
- Materialele piezoelectrice, SMA-urile, fluidele ER și materialele magneto-strictive sunt considerate materiale inteligente active și prin urmare, pot fi utilizați ca traductoare de forță și dispozitive de acționare.

Materiale termo-responsive

- Materialele termo-responsive, fie aliajele cu memorie de formă (SMA), fie polimerii cu memorie de formă, sunt materiale care pot păstra forme diferite la diferite temperaturi.
- Ele pot fi deformate și readuse la forma lor inițială prin încălzire.
- Asemenea tipuri de materiale pot fi folosite în aplicații precum termostate, rame de ochelari super elastice, stenturi pentru vene, suturile chirurgicale biodegradabile care se vor strânge automat la tensiunea corectă și, de asemenea, în caroserii auto-reparatoare care își vor recupera forma la încălzirea ușoară după o deformare

Materiale magneto-restrictive

- Isi pot modifica forma atunci când sunt supuse câmpului magnetic.
- Proces reversibil, astfel încât atunci când câmpul magnetic va fi aplicat, va avea loc schimbarea formei.
- Similare materialelor piezoelectrice (răspund la câmpul electric), diferența fiind că acestea răspund la câmpul magnetic
- Ele sunt utilizate în mod obișnuit în traductoare de joasă frecvență, de mare putere, motoare și actuatoare hidraulice, împreună cu aliajul cu memorie de formă Nitinol, materialele magneto restrictive sunt considerate candidați promițători pentru obținerea atenuării active a vibrațiilor.

Materiale cromice

- Isi schimbă culoarea atunci când sunt supuse unui impuls extern (temperatură, lumini, câmp electric).
- Clasificate în:
 - (i) materiale termocromice - în cazul materialelor termocromice pe bază de cerneluri termocromice, acestea au în componentă niste capsule ce conțin cristale lichide, ce

migrează cu modificarea temperaturii, reorientarea lor determina schimbarea temperaturii la o valoare a temperaturii

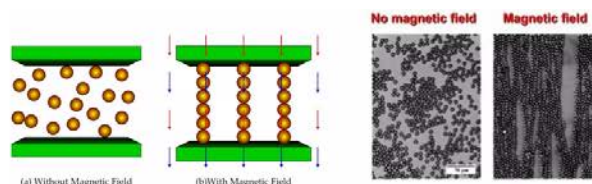
- (ii) materiale fotocromice - sunt materiale care își schimbă culoarea ca urmare a expunerii unei cantități de lumină (ca de exemplu: lentilele fotocromice din sticlă sau plastic- care se închid reversibil la culoare sub acțiunea razelor UV)
- (iii) materiale halocromice- sunt materiale care își schimbă culoarea ca rezultat a schimbării acidității- ca un exemplu de aplicație pot fi vopselele care își pot schimba culoarea pentru a indica coroziunea metalului de sub ele

Materiale sensibile la pH

- Își schimbă culoarea ca urmare a modificării acidității.
- Pot fi folosite pentru a indica coroziunea prin amestecarea lor cu o vopsea.
- Aplicabil pentru vopselele care își pot schimba culoarea pentru a indica coroziunea metalului de sub ele
- Materialele polimerice sensibile la pH au capacitatea de a-și modifica dimensiunea (se contractă sau se dilată) cu variația pH-ului mediului în care se află.

Fluide magneto-reostatice

- Fluidele magneto-reologice au abilitatea de a-și modifica starea de agregare în prezența unui câmp magnetic.
- Un fluid care are vâscozitate aproape de ulei se va solidifica atunci când este introdus în câmpul magnetic
- Solidificarea lichidului este atât de puternică încât poate ridica 100 kg fără nicio problemă
- Aceste fluide sunt lichide în starea lor obișnuită și au în compoziție particule pe bază de fier.
- Supuse acțiunii unui câmp magnetic, particulele sunt atrase una de cealaltă, unindu-se și formând un solid



În ceea ce privește metodele de obținere, acestea au fost de asemenea descrise pe larg, făcând referire la numeroase studii și lucrări de cercetare și nu numai în această direcție. Materialele composite inteligente pot fi obținute cu ajutorul tehnicilor convenționale și nu numai.

Alegerea factorilor pentru un proces de fabricație sunt: Cerințele tehnice pentru piesa mecanică; Tipul de material (calitatea și aspectul suprafeței); volumul producției; complexitatea piesei (tip de producție, performanță a piesei); capitalul pentru investiții. Având în vedere multitudinea de proprietăți și funcționalități pe care materialele inteligente le prezintă, metodele de caracterizare și testare ale acestora depind de proprietățile vizate și aplicabilitatea materialelor în domeniile targetate. Materialele inteligente pot fi supuse tehnicilor de caracterizare și testare aplicate materialelor convenționale.

A doua activitate a fazei 1 abordează principalele aplicații ale materialelor inteligente, cuprinzând toate domeniile de la sănătate la industria aerospațială. În ceea ce privește aplicațiile tehnice ale materialelor inteligente, acestea implică materiale compozite încorporate cu fibră optică, dispozitive de acționare, senzori, sisteme micro-electromecanice (MEMSs), controlul vibrațiilor, controlul sunetului, controlul formei, monitorizarea duratei de viață, monitorizarea tratamentului, procesare inteligentă, controale active și pasive, auto-reparare (vindecare), organe artificiale, dispozitive indicatoare noi, magneți proiectați, stabilitatea aeroelastică de amortizare și distribuția stresului. Structurile inteligente se găsesc în automobile, sisteme spațiale, aeronave cu aripi fixe și rotative, ambarcațiuni, structuri civile, mașini-unelte, dispozitive de agrement și medicale. Tipul de „inteligentă” manifestat de aceste materiale este, în general, programat prin compoziția materialului, prelucrare specială, introducerea de defecte sau prin modificarea microstructurii, astfel încât să se adapteze la diferitele niveluri de stimuli într-un mod controlat. Funcțiile de feedback din material sunt combinate cu proprietățile și răspunsul materialelor. De asemenea, sistemele

inteligente își simt mediul și răspund, dar nu sunt construite dintr-un singur material. Ele pot încorpora materiale inteligente, dar pot fi construite și folosind tehnologia tradițională.

Raportul fazei 1 este structurat în 5 capitole principale ce cuprind o secțiunea introductivă, descrierea detaliată a activităților cuprinse în planul de realizare al fazei proiectului, o secțiune dedicată concluziilor studiului, bibliografia ce cuprinde 73 de referințe.

În cadrul Fazei a 2-a din acest an a fost continuată documentarea în vederea punerii accentului pe materialele inteligente din industria aerospațială. Asadar, dacă în prima faza ultima activitatea a fost dedicată aplicațiilor materialelor inteligente în general, în cea de-a doua faza, prima activitate a fost dedicată unui studiu amplu privind materiale inteligente cu potențial de aplicare în industria aerospațială, identificarea zonelor cheie din structura unei aeronave în care acestea pot înlocui materialele convenționale.

Sinteza cercetărilor și cazurilor aplicative existente a dus la realizarea unei sinteze a structurilor din industria aerospațială în care materialele inteligente sunt utilizate sau au potențialul să fie utilizate. Sinteza referințelor bibliografice a identificat principalele tipuri de materiale inteligente și aplicațiile lor în zone cheie ale aeronavelor:

Clasa de materiale inteligente	Aplicații în domeniul aerospațial
Materiale cu memoria formei	• controlul formei • eliberarea la șocuri reduse • controlul vibrațiilor și absorbția impactului • conectori și etanșare • asistarea auto-vindecării
Materiale piezoelectrice	• monitorizarea sănătății structurii (SHM) aeronavelor • colectare de energie • controlul vibrațiilor și al zgomotului • controlul daunelor
Materiale magneto-restrictive	• monitorizare cu unde ghidate • controlul vibrațiilor și colectarea de energie • actuatori de precizie înaltă

Având în vedere amplul studiu documentar prezentat mai sus, putem afirma că numeroase tipuri de materiale sunt deja cercetate și chiar folosite în vederea a fi implementate în structurile ce vor dezvolta aeronavele de următoare generație, care vor fi atât prietenoase cu mediul, cât și optimizate din punct de vedere tehnologic și operational. Tinta finală este ca aceste aeronave să aibă capacitatea de a se optimiza automat în funcție de cerințele misiunii lor, reducând astfel nevoiile legate de a proiecta și construi aeronave separate pentru scopuri diferite. Avantajele unei reușite de a înlocui materialele convenționale din anumite puncte/zone cheie ale aeronavelor cu structuri bazate pe materiale inteligente sunt numeroase și ar avea impact în mai multe direcții: reducerea greutății concomitent cu îmbunătățirea performanțelor, creșterea sustenabilității și rezilienței aerostucturilor concomitent cu creșterea caracterului circular al aviației, reducerea consumului și combustibil concomitent cu reducerea costurilor (în special cele asociate mentenanței și reparațiilor) și nu în ultimul rând realizarea și implementarea unor structuri „vii”, capabile să își schimbe comportamentul în timp real, ducând astfel la creșterea siguranței și protecției în domeniul aeronautic.

Ținând cont de studiile documentare ample realizate în decursul acestui an, **matricile ce vor fi utilizate în etapele experimentale** vor fi de tipul **polimeri termoplastici**, respective **polimeri termoreactivi**, din categoria **SMP** și nu numai, pentru a realiza composite cu fibre de carbon a cărei suprafață va fi activată/funcționalizată. În aceste materiale composite se va avea în vedere adăugarea de micro sau nanoparticule, fie în matricile polimerice, fie pe suprafața fibrei de carbon, nanoparticule cu caracteristici speciale din punct de vedere electromagnetic și nu numai pentru a le induce comportamente specifice.

Raportul fazei a 2-a este structurat în 5 capitole principale ce cuprind o secțiunea introductivă, descrierea detaliată a activităților cuprinse în planul de realizare al fazei proiectului, o secțiune dedicată concluziilor studiului, bibliografia ce cuprinde 119 referințe.

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 următoarele 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.
- Materialele sunt selectate prin potrivirea proprietăților lor cu specificațiile de proiectare și condițiile de funcționare ale structurii aeronavei sau ale componentei motorului. Proiectarea preliminară a noilor structuri necesită ca inginerul aerospațial să analizeze cerințele de performanță pentru materiale. Informațiile cheie privind cerințele de proprietate pentru materiale sunt determinate la începutul procesului de proiectare. Condițiile de mediu în care funcționează materialele trebuie determinate și în timpul procesului de proiectare. De exemplu, materialele folosite în sateliți și nave spațiale trebuie construite folosind materiale care au proprietăți mecanice ridicate la temperaturi extrem de scăzute și nu sunt deteriorate de radiațiile ionizante, impactul micrometeorului sau condițiile de presiune scăzută ale mediului spațial.
- Încercarea la tracțiune este una dintre cele mai comune și importante metode de măsurare a proprietăților mecanice ale materialelor. Testarea este populară deoarece un număr mare de proprietăți pot fi determinate într-un singur test: modulul de elasticitate, rezistența, ductilitatea și alte proprietăți. Testul este, de asemenea, popular pentru că este simplu,

rapid și ieftin. Un aspect important al încercării la tracțiune este că este complet standardizat. Testul este efectuat într-un set controlat de condiții folosind echipamente standardizate care asigură rezultate fiabile, consistente și repetabile atunci când sunt măsurate oriunde în lume.

- Tensiunea aplicată materialelor utilizate în structurile aerospațiale trebuie să rămână întotdeauna în regimul elastic pentru a se asigura că acestea nu sunt deformat permanent. Toate solidele fragile și ductile sunt elastice liniare la deformare redusă (de obicei, mai puțin de 0,1%), dar la deformări mai mari materialele fragile se sparg brusc, în timp ce materialele ductile se deformează plastic. Câteva solide, cum ar fi cauciucul, sunt elastice până la solicitări foarte mari (de ordinul 500–1000%), deși astfel de materiale nu sunt utilizate în structurile aeronavelor din alte motive (cum ar fi rezistența scăzută și rezistența la fluaj).

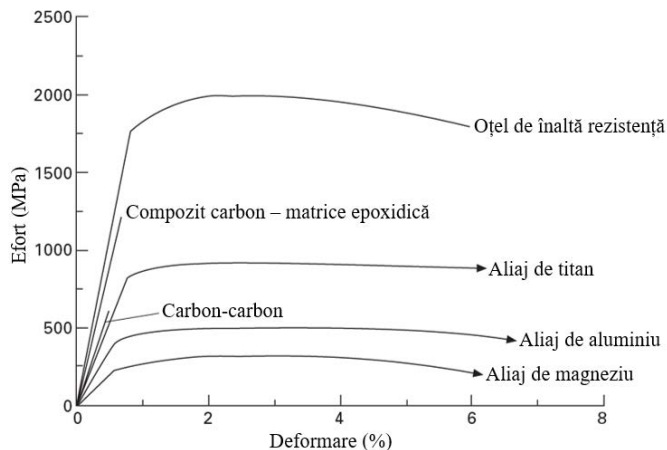


Figura 1 Grafice efort-deformare pentru diferite materiale aerospațiale

- Modulul elastic al metalelor este strâns legat de energia de legare dintre atomii lor și crește odată cu aceasta. O pantă abruptă către regiunea liniară a curbei efort-deformare indică faptul că este necesară o forță mare pentru a separa atomii și pentru a determina întinderea materialului, rezultând astfel un modul elastic ridicat. Energia de legare dintre atomi este constantă și nu poate fi modificată și, prin urmare, modulul elastic al unui metal este constant. Modulul elastic al metalelor este una dintre puținele proprietăți care nu sunt sensibile la microstructură.

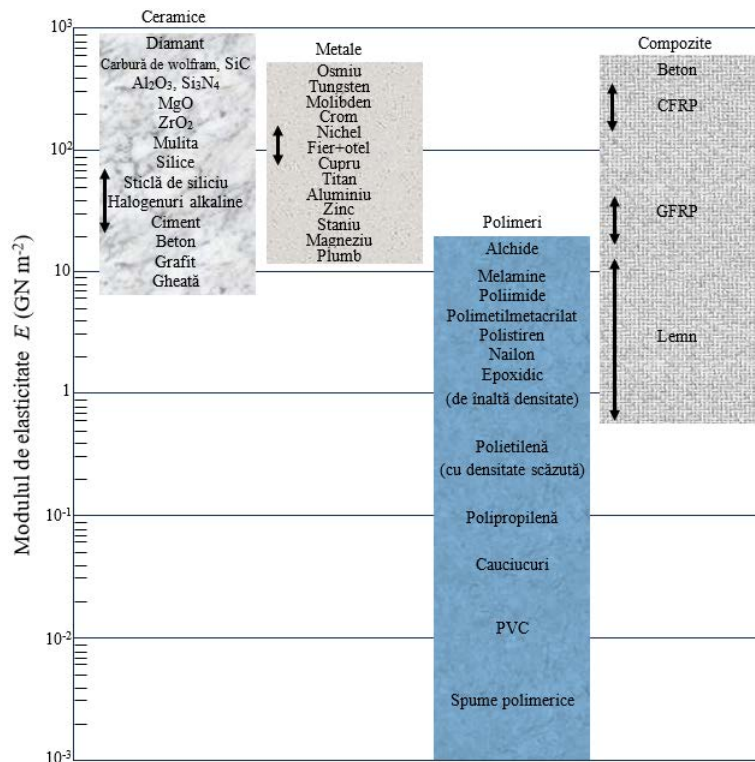


Figura 2 Valorile modulului elastic pentru materiale din inginerie

- Încercarea de compresie determină proprietățile mecanice ale materialelor sub sarcini de strivire. Există multe structuri de aeronave care suportă sarcini de compresie, cum ar fi trenul de rulare în timpul decolării și aterizării sau suprafața superioară a aripii în timpul zborului și, prin urmare, comportamentul mecanic al materialelor lor trebuie determinat prin testarea compresiei. Se presupune adesea că proprietățile de tensiune și compresie ale materialelor sunt aceleași, dar acest lucru este valabil doar pentru modulul elastic. Alte proprietăți mecanice importante, cum ar fi limita de curgere, pot fi diferite sub tensiune și compresie. Este esențial ca proprietățile mecanice ale materialelor utilizate în componentele aerospațiale încărcate de compresie să fie măsurate sub sarcină de compresie, mai degrabă decât să presupunem că sunt identice cu proprietățile de tracțiune.
- Testul de încovoiere măsoară proprietățile mecanice ale materialelor atunci când sunt supuse sarcinii de încovoiere. Sarcina face ca epruveta să flexeze, inducând astfel o deformare de compresie pe partea concavă, o deformare la tracțiune pe partea convexă și o forfecare de-a lungul planului median. Distanța de separare dintre punctele de sprijin trebuie să fie suficient de mare pentru a evita generarea unei solicitări de forfecare mari. Acest lucru se realizează prin setarea raportului dintre lungimea deschiderii exterioare L și înălțimea probei h la 16:1 sau mai mare. Acest lucru asigură că defectarea are loc prin defecțiune la suprafață, mai degrabă decât prin forfecare.
- Duritatea este măsurată prin apăsarea unui indenter dur în suprafața materialului de testat sub o forță specifică (de obicei aproximativ 2 N), așa cum se arată în Figura 3. Cu cât indenterul se scufundă mai mult în material, cu atât materialul este mai moale. Adâncimea sau dimensiunea adânciturii rămase pe suprafața materialului după îndepărtarea indenterului este utilizată pentru a determina duritatea. Indentația trebuie să fie suficient de mare pentru a obține o măsurare în masă a durității, dar suficient de mică încât să nu deterioreze finisajul suprafeței sau să acționeze ca un factor de creștere a tensiunii. Crestăturile produse de testul de duritate sunt de obicei de 0,1–1 mm lățime și mai puțin de 0,5 mm adâncime.

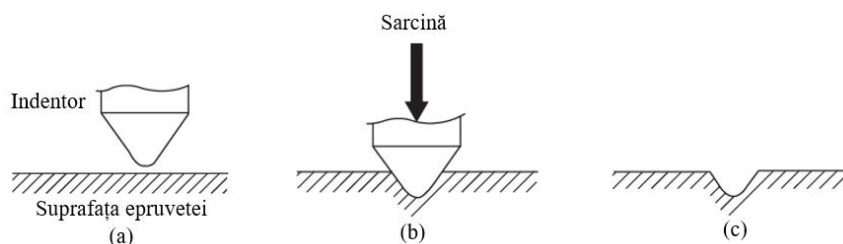


Figura 3 Test de duritate. Indentația lăsată de indector este utilizată pentru a determina valoarea durității

- Duritatea la rupere este o proprietate inginerască care definește rezistența unui material la fisurare. Materialele dure necesită cantități mari de energie pentru a fi fisurate, în timp ce materialele cu tenacitate scăzută au o rezistență redusă la fisurare. Pentru materialele utilizate în structurile aeronavelor, tenacitatea la rupere este la fel de importantă ca și alte proprietăți mecanice, cum ar fi modulul elastic și rezistența. Materialele aerospațiale au nevoie de rezistență ridicată pentru a rezista la creșterea fisurilor inițiate în locurile deteriorate (de exemplu, pitting sau regiuni lovite) sau locuri cu concentrație mare de tensiuni (de exemplu, găuri de fixare, ferestre, uși și alte puncte de acces în avion).
- Compozitele din fibră-polimer sunt susceptibile la deteriorări din cauza evenimentelor de impact, cum ar fi lovirea cu păsările, sculele scăpate în timpul întreținerii aeronavei, resturile de asfalt ridicate de roți în timpul decolării sau aterizării și pietre mari de grindină. Testarea la impact este efectuată la diferite nivele de energie de impact pentru a ecrana materialele compozite pentru rezistența și toleranța la deteriorare. Cel mai comun și cel mai simplu test pentru măsurarea rezistenței la impact este testul prin cădere liberă, așa cum se arată în Figura 4. Un panou eșantion plat din material compozit este lovit perpendicular pe suprafață de un obiect dur, de obicei un impactor de oțel semisferic.
- Metoda de bază pentru determinarea rezistenței la oboseală a materialelor este curba de viață la oboseală (S–N). Această curbă este un grafic al tensiunii maxime de oboseală S în raport cu numărul de cicluri de sarcină până la rupere a materialului N. Curba este reprezentată cu efortul de oboseală pe o scară liniară și ciclurile de sarcină până la rupere pe o scară logaritmică. Datele pentru curbă sunt generate de epruvetele de testare la oboseală la diferite niveluri de solicitare la oboseală pentru a măsura numărul de cicluri de sarcină până la cedare. Un test de oboseală poate fi oprit după un anumit număr de cicluri de încărcare și apoi epruveta este tensionată până la cedare pentru a măsura rezistența la oboseală reziduală.
-



Figura 4 Testarea la impact a compozitelor (Echipament din cadrul laboratorului de materiale și tribologie INCAS București)

- Metoda de bază pentru determinarea rezistenței la oboseală a materialelor este curba de viață la oboseală (S–N). Această curbă este un grafic al tensiunii maxime de oboseală S în raport cu numărul de cicluri de sarcină până la rupere a materialului N. Curba este reprezentată cu efortul de oboseală pe o scară liniară și ciclurile de sarcină până la rupere pe o scară logaritmică. Datele pentru curbă sunt generate de epruvetele de testare la oboseală la diferite niveluri de solicitare la oboseală pentru a măsura numărul de cicluri de sarcină până la cedare. Un test de oboseală poate fi oprit după un anumit număr de cicluri de încărcare și apoi epruveta este tensionată până la cedare pentru a măsura rezistența la oboseală reziduală.
- Unul dintre cele mai dăunătoare efecte ale mediului asupra metalelor aerospațiale este coroziunea. Aceasta apare sub mai multe forme în aliajele metalice utilizate în structurile și motoarele aeronavelor, inclusiv coroziune generală, coroziune prin tensiuni, coroziune prin pitting, coroziune în crăpături și coroziune prin exfoliere. Nu există un singur test de coroziune universal; în schimb există un număr mare de teste folosite pentru a măsura rezistența metalelor la diferite tipuri de coroziune. Testele sunt adesea efectuate în condiții de coroziune extreme pentru a accelera viteza de coroziune și, prin urmare, pentru a determina performanța la coroziune pe termen lung a metalelor. Majoritatea testelor au fost concepute pentru a măsura (fie cantitativ, fie calitativ) rezistența metalelor la un anumit tip de coroziune sau mediu corosiv. De exemplu, unele teste determină rezistența metalelor la coroziune prin pitting, în timp ce alte teste sunt utilizate pentru a măsura rezistența metalelor la coroziunea crevată. Companiile aerospațiale pot folosi uneori propriile metode de testare a coroziunii, cum ar fi expunerea metalelor structurale la combustibili de aviație, lubrifianți sau decapanți pentru vopsele care pot conține substanțe chimice potențial corozive. Producătorii de motoare cu reacție efectuează teste de coroziune de specialitate ale materialelor utilizate la palele și discurile turbinelor care implică gaze fierbinți de ardere produse de combustibilul de aviație.
- În lumea materialelor compozite, o importanță crucială revine studiului și înțelegerii modului în care straturile adiacente pot fi desprinse sau delaminate. Testarea forței necesare pentru a realiza acest proces este esențială în evaluarea comportamentului și a performanței materialelor compozite tip sandwich și permite inginerilor să înțeleagă mai bine aderența și forța de legătură dintre straturile individuale, aspecte fundamentale pentru aplicarea practică a acestor materiale în diverse domenii. Există mai multe metode de testare a forței necesare pentru delaminare în materialele compozite, iar alegerea unei tehnici depinde adesea de natura specifică a materialului și de obiectivele testării.
- În viitor, se prevede o continuă evoluție a testelor pentru materialele compozite tip sandwich. Cercetările în acest domeniu se concentrează pe dezvoltarea de tehnici de testare mai precise și mai eficiente, adaptate pentru a evalua noile materiale și configurații structurale. De asemenea, se explorează metode non-distructive de testare care să ofere informații detaliate fără a afecta integritatea epruvetelor. Noile tehnologii și metodologii, precum analiza avansată a imaginilor și simulările computerizate, vor juca un rol important în îmbunătățirea și înțelegerea noilor structuri. Aceste evoluții vor aduce beneficii semnificative în proiectarea și fabricarea materialelor compozite și nu numai, consolidând utilizarea acestora într-o gamă largă de aplicații industriale și tehnologice.
- Certificarea materialelor structurale reprezintă una dintre cele mai importante aspecte în testarea și evaluarea noilor aeronave. Certificarea se efectuează, de asemenea, atunci când se utilizează materiale noi în modernizările structurale majore ale aeronavelor existente, în mod obișnuit pentru prelungirea duratei de viață. Certificarea este esențială pentru a asigura că materialele sunt sigure, fiabile, durabile și funcționale în aplicațiile lor structurale. Materialele noi și îmbunătățite nu pot fi introduse în aeronave fără o analiză, testare și evaluare amănunțite. O evaluare riguroasă a materialelor structurale trebuie efectuată și trecută înainte ca acestea să fie certificate pentru utilizare în aeronave și elicoptere.

- Procesul de certificare implică teste mecanice și de mediu (durabilitate) ale materialului, împreună cu analize computaționale utilizând modelarea cu elemente finite și alte metode analitice. Certificarea aeronavelor este un proces complex, costisitor și consumator de timp. Procedura de certificare este adesea reprezentată de piramida de testare arătată în Figura 5. Cunoscută adesea sub denumirea de abordare „building-block” (fundamentală), această metodă este larg utilizată de industria aerospațială pentru a stabili date despre proprietățile mecanice, factori de reducere a proprietăților și validarea caracteristicilor critice de proiectare pentru structuri.
- Certificarea începe la baza piramidei. Proprietățile mecanice ale materialului sunt determinate printr-o serie de teste pe epruvete (cupoane), ceea ce înseamnă dimensiuni de eșantion de aproximativ 100–200 mm lungime și 10–50 mm lățime. Testele la nivel pe epruvete se efectuează pentru a determina datele de bază despre proprietățile materialelor, cum ar fi modulul lui Young, rezistența, tenacitatea la fractură, durata de viață în oboseală și altele. Testele sunt efectuate în condiții standardizate care specifică parametrii de testare, cum ar fi dimensiunea eșantionului și rata de încărcare. Condițiile de testare sunt specificate de organizațiile de standardizare, cum ar fi Societatea Americană de Testare și Materiale. Companiile aero-spațiale mari au, de asemenea, propriile lor specificații pentru anumite teste mecanice sau de durabilitate care nu sunt acoperite de organizațiile de standardizare.

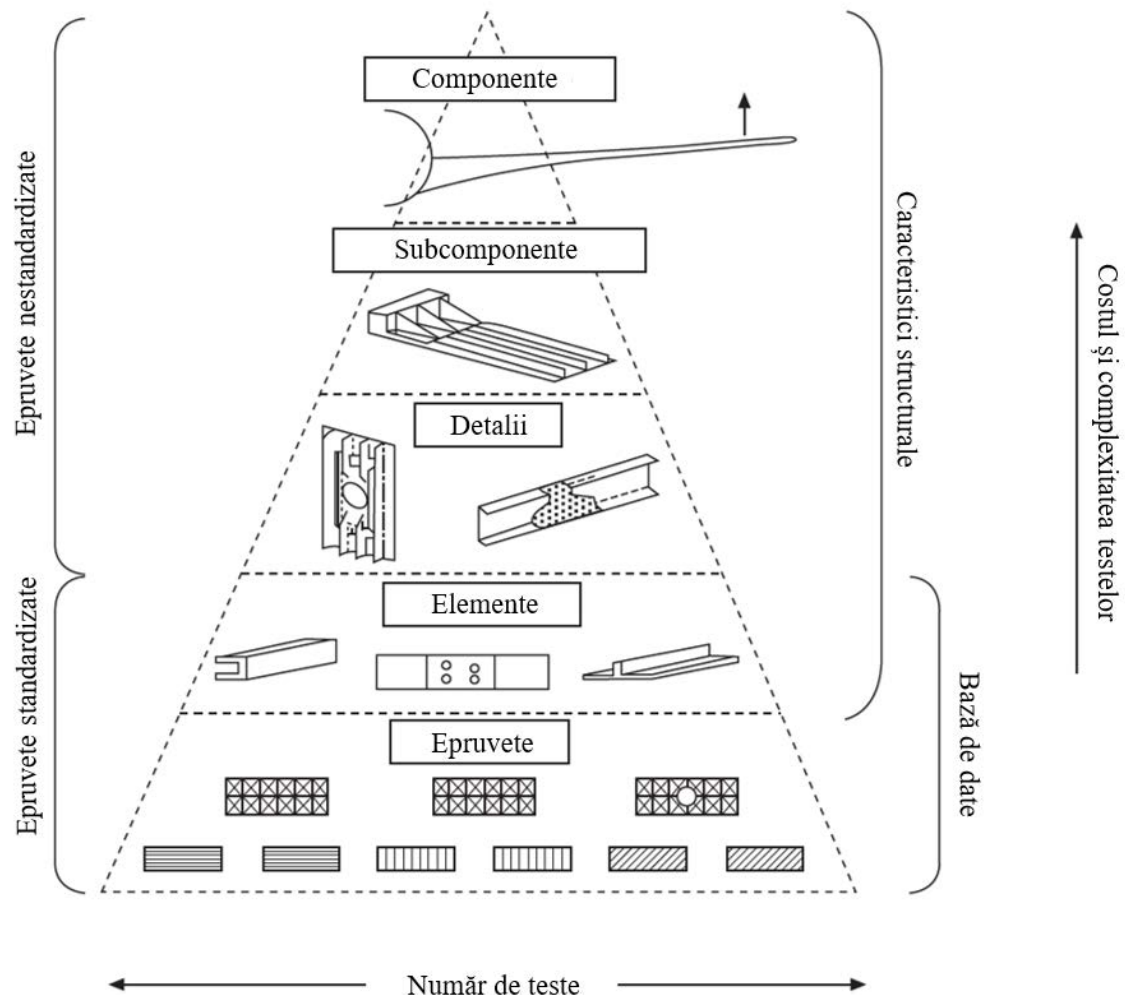


Figura 5 Piramida de testare pentru certificarea structurilor aerospațiale și materiale noi

Proiectul PN 23 17 03 03-Activitățile corespunzătoare Fazei I au fost:

- Identificarea și aprofundarea soluțiilor teoretice pentru optimizare. Activitate descrisă în raportul detaliat al Fazei I
- Identificarea oportunităților pentru care se va realiza optimizarea în cadrul proiectului. . Activitate descrisă în raportul detaliat al Fazei I.
- Identificarea soluțiilor software necesare derulării proiectului. Au fost analizate ofertele mai multor case de software. Din analiza prețurilor și a modulelor necesare a fost ales Hexagon MSC Marc/Mentat. A fost emis un raport de necesitate pentru achiziționarea acestui soft din bugetul proiectului
- Identificarea soluțiilor hardware. A fost emis un raport de necesitate pentru achiziționarea acestor componente hardware din bugetul proiectului.

În cadrul activităților de diseminare și pregătire de noi specialiști au fost implicați studenți voluntari din cadrul Facultății de Inginerie Aerospațială a UPB

Proiectul 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 următoarele 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 ansamblurile 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.

În faza 1 a proiectului „Cercetări avansate privind procesele de fabricare aditivă DED (Direct Energy Deposition) și printare 3D în vederea realizării de structuri spațiale.” Scopul acestei faze urmărește însorirea abilităților în domeniul fabricării aditive privind dezvoltarea unor tehnologii avansate dedicate pentru grupuri țintă de materiale metalice și nemetalice.

Activitățile etapei au cuprins elaborarea unor cercetări privind:

- stadiu actual al cercetării în domeniul fabricației aditive

- Cercetări privind procesele de fabricare aditivă DED (metale) și a printării 3D FDM (polimeri).
- Evaluarea softurilor de procesare pre și post fabricare aditiva
- Design structuri spațiale primare pretabile fabricării aditive DED (metale) și FDM (polimeri)

Fabricația aditivă sau imprimarea 3D este un termen utilizat pentru a descrie o serie de tehnologii digitale de fabricație, care produc părți componente prin suprapuneri de straturi prin utilizarea materialelor fie ele metalice, ceramice sau polimerice.

Sunt cunoscute diferite tipuri de procese în industria de fabricație aditivă sau imprimare 3D, o industrie care este aproape în totalitate digitalizată chiar din etapa de concepere, urmată de pre-procesare și post-procesare. Echipamentele AM (Additiv Manufacturing) sunt programate și controlate folosind date digitale tridimensionale, astfel muncă manuală este înlocuită cu un grup de procese automatizate, tehnologia de fabricare aditivă ghidându-se mai degrabă pe date digitale decât pe dexteritatea și competența personalului.

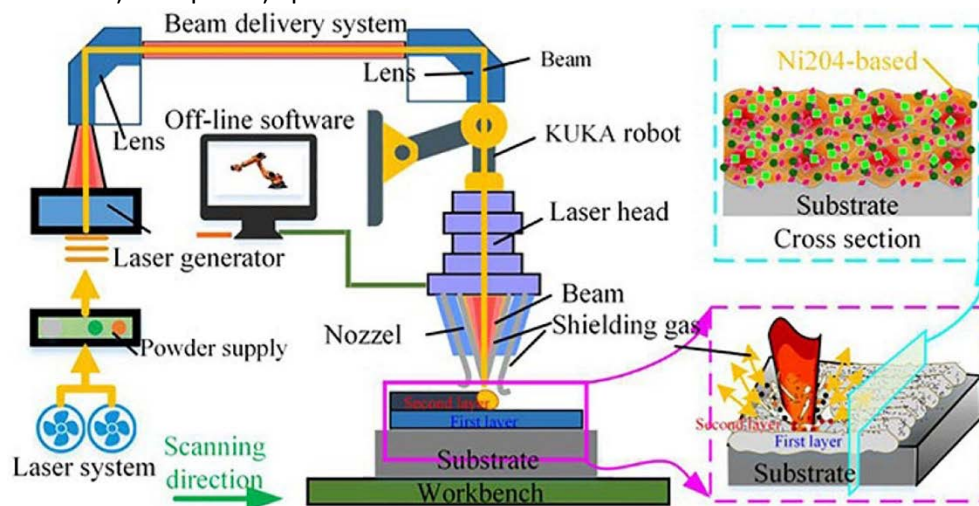


Figura 0-1 Principiu de funcționare a metodei de fabricație aditivă cu laser

Folosirea digitalizată a fabricației de produse permite reducerea considerabilă a tot ce înseamnă rebuturi, astfel fabricația aditivă permitea folosirea rațională a resurselor, fie ele energetice sau care depind de lanțul de aprovizionare. Implementarea digitalizării în **fabricile viitorului** va permite o trasabilitate crescută a produselor asigurând o **eco-inginerie** viabilă și predictibilă din punct de vedere a managementului deșeurilor. În plus, datele digitale pot fi ușor dublate și transmise de la consumator la consumator, fără a recurge la inițiatorul sau proprietarul datelor.

Unele procese de fabricație aditivă construiesc piese prin extrudarea plasticului topit printr-o duză și depunerea cu precizie a acestuia pe o platformă de construcție. Alte tehnologii folosesc lasere pentru a topi straturi de material pudră, sau folosesc surse de energie cum ar fi laseri, ultrasunete, fascicul de electroni pentru a depune materialul topit direct pe platforma de construcție.

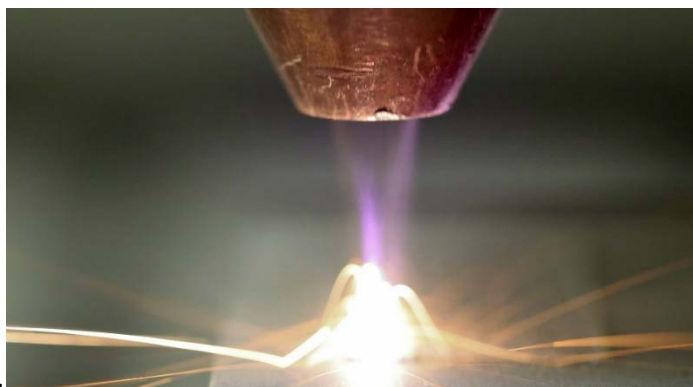


Figura 0-2 Topirea fluxului de pulberi metalici, proces de fabricare aditiva (Direct Energy Deposition)

Procedeele de fabricare aditiva prin topire directa folosind ca sursa termică fasciculul de electroni se bazează pe transformarea energiei cinetice a acestuia în energie termică, în urma impactului cu materialul care este topit și depus în continuare. Pentru generarea fasciculului de electroni se utilizează tunuri electronice specializate pentru operațiuni de evaporare pentru operațiuni de prelucrare, respectiv topire- pentru fabricarea aditiva, ce pot fi montate fie în interiorul unei camere tehnologice de depunere, fie în exteriorul acesteia. În general, tunurile de evaporare / topire din interiorul camerei sunt tunuri de mică putere, adică 1...12 kW, care utilizează fascicule la 90°; 180° sau 270°, prin acțiunea unui câmp electrostatic sau electromagnetic.

Procedeele de fabricare aditiva prin topire directa folosind ca sursa de energie fasciculul laser, se efectuează la nivele ale intensității radiației incidente inferioare valorilor de prag care produce distrugerea suprafețelor metalice prin topire și vaporizarea ($103 - 104 \text{ W/cm}^2$). Comportarea unui material iradiat cu un fascicul laser de putere este caracterizată prin intermediul absorbitivității suprafeței iradiate în raport cu lungimea de undă a radiației incidente. Mărimea absorbitivității este determinată atât de proprietățile materialului cât și de caracteristicile radiației laser. Fuziunea în patul de pulbere cuprinde o varietate de tehnici de fabricație aditivă, inclusiv topirea directă a metalelor cu laser (DMLM), sinterizarea cu laser direct a metalelor (DMLS), topirea cu fascicul de electroni (EBM), sinterizarea selectivă cu laser (SLS) și sinterizarea selectivă (SHS). Laserele sau capetele de imprimare termică sunt utilizate pentru a topi integral sau parțial straturi fine de material, după care excesul de pulbere este eliminat.

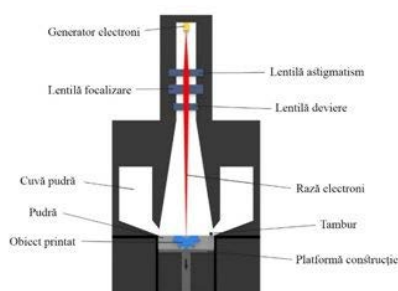


Figura 0-3 Principiu de funcționare a metodei de fabricare aditive EBM (electron beam melting)

Sinterizarea selectivă cu laser este o tehnologie de fabricație aditiva care fabrică piese 3D prin aplicarea de fascicule laser pe pulberea de sinterizare în pozițiile specifice și lipirea acestora strat cu strat până la formarea componentului solid final care este definit de datele tridimensionale CAD. Este o tehnologie rentabilă, cu productivitate ridicată, care poate fi utilizată folosind diverse materiale, cum ar fi termoplasticele, elastomeri, chiar metale și materiale ceramice, ceea ce face ca SLS să devină una dintre cele mai utilizate tehnologii de imprimare 3D. Aplicațiile uzuale ale SLS includ dispozitivele medicale, componente auto, piese cu fixare rapidă, electronice etc.

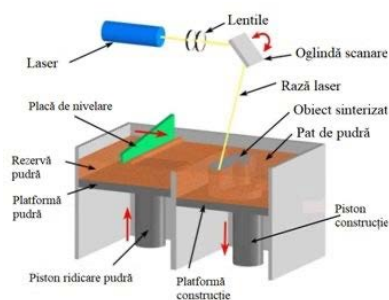


Figura 0-4 Principiu de funcționare a procesului de fabricație aditivă SLS (Sinterizarea selectivă cu laser)

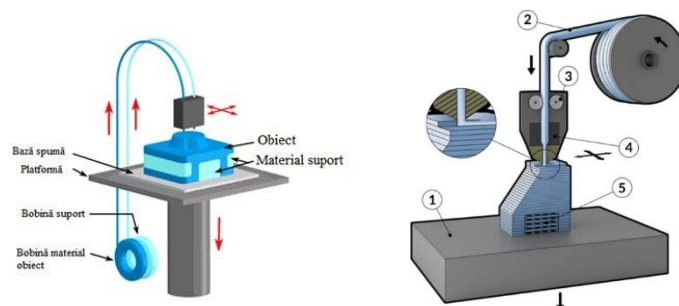


Figura 0-5 Principiu de funcționarea a procedurii de fabricare aditivă FDM (Fused Deposition Modeling)

Procedeu de fabricarea aditivă cu fir (FDM) (Fused Deposition Modeling)

Acest procedeu care face parte din tehnologiile de extrudare și este cel mai răspândit mod de a realiza imprimări 3D. Este folosit la modele mai mici sau prototipuri. Denumirea provine din termenul englezesc Fused Deposition Modeling notat prescurtat FDM. Principiul tehnologic se bazează pe extrudarea maselor termoplastice, imprimarea realizându-se prin topirea firelor termoplastice care trec prin capul de imprimare urmat de o duză de extrudare. Construcția modelului se realizează prin mișcarea mono planară tip x y și mișcarea de-a lungul axei z a mesei (1), asigurând stratificarea. Acest principiu de funcționare este prezentat în Figura 0-5. Firul de imprimantă (2) înfășurat este direcționat cu ajutorul unei roti zimțate (3) și un rulment spre capul de imprimare încălzit (4).

Metalizarea prin depunere cu fascicul laser (Laser Cladding), aplicații de ameliorare a suprafețelor cu aplicații tribologice

Metalizarea prin pulverizare este un proces de acoperire cu metale sau aliaje metalice, proiectate cu ajutorul unui jet de gaz (comprimat) pe suprafețele de interes. Termenul de metalizare, în articolul de față, se referă la acoperirea oricăror feluri de suprafețe, metalice, nemetalice. Există și teorii de acoperire unde metalizarea privește doar suprafețe nemetalice. Materialele acoperitoare sunt de regulă în stare de pulbere topită (atomizată), dar sunt și metode ce fac excepție de la aceasta.

Procedee de metalizare

- cu arc electric
- cu gaze combustibile
- cu plasmă
- cu HVOF (High Velocity Oxygen Fuel - sistem de depunere a metalelor la viteză supersonică)
- cu laser
- cu gaze reci

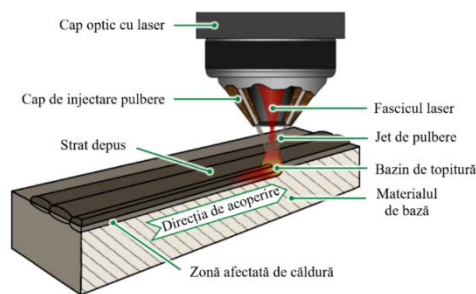


Figura 0-6. Procesul de acoperire cu laser (Laser Cladding)

Metalizarea este adecvată reperelor de dimensiuni medii și mari, fiind ideală în acoperirea suprafețelor acestora cu zinc, aluminiu, crom, carburi, wolfram și alte metale sau aliaje. Acoperirile prin metalizare se efectuează conform standardelor internaționale, asigurând o viață mult mai lungă reperelor procesate, față de alte procese similare cu același scop.

Metalizarea nu este avantajoasă în cazul în care se dorește procesarea reperelor (pieselor) de dimensiuni reduse (de ordinul a câțiva milimetri).

Metalizarea prin depunere cu fascicul laser (Laser Cladding) folosită și ca terminologie DED (Direct Energy Deposition) reprezintă un proces de depunere a unui material pe suprafața altuia. Un flux de pulbere trece prin duza coaxială spre punctul focal al fasciculului laser, care scanează suprafața țintă de depunere, lăsând în urmă un strat depus prin topire din materialul folosit ca precursor. În acest mod, materialul poate fi depus, în mod selectiv, numai acolo unde este necesar. În mod obișnuit, metoda de acoperire cu laser cladding poate ajunge la grosimi cuprinse între 0,5 și 3 mm.

Metalizarea cu laser are scopul obținerii, pe cât posibil, a unui strat depus cu un efect termic cât mai redusă al zonei de diluție.

Prin astfel de depuneri prin metalizare laser, controlate de sistem CAD/CAM, sunt obținute acoperiri rezistență la uzură, eroziune și coroziune și poate crește durata de exploatare și durabilitatea suprafețelor cu mult peste limita de funcționare normală.

Faza 2 a proiectului „Evaluarea procesului de fabricare aditivă DED pentru realizarea acoperirilor cu proprietăți tribologice avansate.” A urmarit atingerea următoarelor obiective:

- Realizarea unui studiu privind tehnologiile de fabricație aditivă cu scop tribologic
- Identificarea avantajelor și a dezavantajelor pentru fiecare tehnologie studiată precum și a materialelor în vederea dezvoltării de structuri precum și a acoperirilor cu aplicații tribologice folosind DED (Direct Energy Deposition)
- Studii privind evaluarea parametrilor de fabricare aditivă prin depunerea directă de energie utilizând tehnica de microscopie optică și analiza rugozității

Instalația de laser cladding din cadrul INCAS este proiectată pentru sudarea metalelor și placarea pulberilor metalice și nemetalice prin utilizarea laserului cu o putere de până la 600W în mod de undă continuă și 6KW în mod pulsant.

Pentru a identifica combinația optimă a parametrilor, se poate utiliza planificarea experimentală. Aceasta implică realizarea unui set de experimente sistematice, unde se variază valorile parametrilor și se evaluează rezultatele. Acest proces permite o înțelegere mai profundă a influenței parametrilor asupra caracteristicilor acoperirilor.

Datele colectate din experimente trebuie analizate în detaliu pentru a identifica tendințele și corelațiile dintre parametrii de proces și caracteristicile acoperirilor. Aceasta poate implica analiza statistică, modele matematice sau tehnici avansate de analiză a datelor.

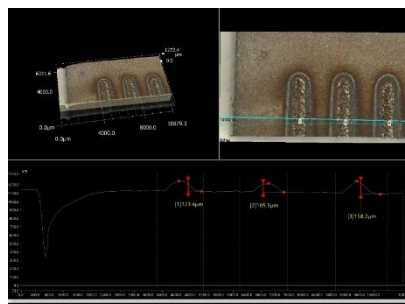


Figura 0-7 Profilometria laser a cordanelor printate 3D

Pe baza analizei rezultatelor experimentale, se pot identifica combinațiile optime de parametri care conduc la obținerea acoperirilor cu proprietăți tribologice avansate. Aceste combinații pot fi determinate prin metode de optimizare, cum ar fi algoritmi genetici sau metode de căutare avansate.

Combinațiile optime de parametri identificate trebuie validate prin producerea de acoperiri utilizând aceste setări și testarea lor în condiții reale. Se pot efectua teste tribologice, teste de aderență și alte teste relevante pentru a verifica și confirma performanța acoperirilor.

Procesul de optimizare este unul continuu și poate necesita mai multe iterații pentru a obține rezultatele dorite. În funcție de rezultatele obținute și de feedback-ul primit, se pot face ajustări suplimentare ale parametrilor pentru a îmbunătăți performanța și calitatea acoperirilor.

Prin aplicarea acestui proces de optimizare a parametrilor de proces, se poate obține o producție eficientă și acoperiri de înaltă calitate, cu proprietăți tribologice avansate și adecvate aplicațiilor specifice.

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

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

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

PROIECT PN 23 17 04 02- Prin dezvoltarea de materiale noi cât și utilizarea tehnologiilor de ultimă generație, și în domeniul aviației, atenția se îndreaptă fără doar și poate asupra provocărilor legate de amprenta de carbon, energie și gaze cu efect de seră, atât la nivel național, regional cât și internațional.

Scopul proiectului este de a dezvolta și implementa strategii de sustenabilitate în baza unui profil standardizat și de a cuantifica impactul 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 analiză cât și de consolidare a unor profile standardizate pentru realizarea unor studii de analiză asupra indicatorilor de mediu, mai exact definirea etapelor ciclului de viață a produselor pentru industria aeronautică.

Pentru evaluarea aspectelor asociate cu produsele dezvoltate pe parcursul ciclului de viata se impune dezvoltarea studiilor de evaluare a ciclului de viata al produselor de aviatie (LCA - life cycle assesment).

Aveasta evaluare ajuta in final la luarea deciziilor intre **downcycling** si **reciclarea deseurilor** rezultate in procesul tehnologic.

Pe parcursul proiectului, in mod deosebit, o serie de rezultate corelate cu obiectivele propuse, vor avea un impact major asupra sistemului CDI la nivel institutional:

R1. Definirea ciclului de viata a structurilor de aviatie pentru aeronave din flota institutiei;

R2. Descrierea fluxurilor de materiale si energie din sistemul structurilor de aviatie corelate cu amprenta de carbon, emisiile de poluanti cat si fluxurile subsidiare de energie si materii prime;

R3. Realizarea pentru prima data la nivel national, a unui roadmap, care sa includa date si studii specifice asupra ciclului de viata a structurilor de aviatie in vederea certificarii;

R4. Studiu detaliat de evaluare al impactului asupra mediului;

R5. Ghid de evaluare al ciclului de viata pentru structuri de aviatie.

Scopul general al proiectului **LCE (life cycle engineering) si LCA (life cycle assesment) in vederea certificarii structurilor de aviatie** este de **dezvoltare si implementare a strategiilor de sustenabilitate in baza unui profil standardizat si cuantificarea impactului acestora asupra indicatorilor de mediu prin definirea etapelor ciclului de viata a produselor de aviatie.**

Posibilitatea de atingere a scopului consta in fundamentarea stiintifica si tehnica a modului de implementare a strategiilor de evaluare cat si de consolidare a unor profile standardizate pentru realizarea unor studii de analiza asupra indicatorilor de mediu, mai exact prin definirea etapelor ciclului de viata a produselor pentru industria aeronautica.

Faza 1 a proiectului vizeaza definirea fluxurilor elementare a materiilor prime, deseuri, etc, asociate sistemelor structurale de aviatie; diagrama fluxului tehnic, lista de produse prime si deseuri, de la/catre sisteme de managment de mediu)

A1.1. Lista produse prime si deseuri asociate sistemelor structurale de aviatie

A1.2. Definirea fluxurilor elementare, diagrama de flux de la/catre sisteme de managment de mediu

Faza 2 a proiectului vizeaza **Integrarea seturilor de date, a intrarilor de mediu (ex materiale ca materii prime, energie) si a iesirilor de mediu (ex emisii, medii poluante, flux de deseuri), structura sistemelor structural de aviatie.**

A2.1. Integrarea setului de date al intrarilor si iesirilor de mediu asociate structurilor de aviatie

Rapoartele celor doua faze sunt structurate in 5 capitole principale ce cuprind o sectiunea introductivă, descrierea detaliată a activităților cuprinse în planul de realizare al fazei proiectului, o sectiune dedicată concluziilor studiului, bibliografia si lista de aprevieri.

Conceptul proiectului se bazeaza pe dezvoltarea unor studii de analiza tintite asupra structurilor de aviatie prin parcurgerea a 4 stadii specifice de evaluare. Pe parcursul celor 4 faze ale proiectului desfasurate si finalizate pe parcursul anului 2023, s-a avut in vedere parcurgerea stadiului 1 din planul proiectului PN 23 17 04 02:

Stadiul 1: Scopul si domeniul de aplicare care urmaresc sa defineasca o parte din ciclul de viata al produsului care va fi luata in evaluare. Criteriile care servesc la compararea sistemelor si timpilor specifici vor fi descrise in acest pas.

S-a urmarit abordarea si definirea metodologiei de generare a fluxului de viata a structurilor de aviatie. In *primele doua faze ale proiectului* s-a urmarit definirea fluxurile elementare a materiilor prime, deseuri, etc, asociate sistemelor structurale de aviatie; diagrama fluxului tehnic, lista de produse prime si deseuri, de la/catre sisteme de managment de mediu.

- Atingerea obiectivelor fazelor s-a realizat prin construirea temeinică a etapelor ce au dus la consolidarea studiului documentar, prin intermediul unor rezultate preconizate anterior;

- Realizarea unei ample evaluari a literaturii de specialitate din domeniul materialelor inteligente, accesand toate tipurile de surse disponibile (articole in jurnale de specialitate, carti, capitole de carte, proceedings ale conferintelor din domeniul, articole in reviste tehnice, studii realizate de catre companii industriale etc).

Consolidarea aspectelor tehnico-stiintifice disponibile in literatura de specialitate legate de definirea, realizarea si caracterizarea materialelor reciclate in vederea utilizarii lor ulterioare in functie de proprietatile materialelor rezultate;

- Identificarea oportunitatilor tehnice existente pe piață pentru utilizarea durabila a materialelor si a tehnologiilor de reciclare astfel incat sa poata fi utilizate adecvat in functie de proprietatile lor.

In prezent, in sectorul aviatiei, initiativele de sustenabilitate si circularitate se concentreaza pe propulsie si managementul deseurilor, pentru a reduce emisiile de gaze cu efect de sera, din operatiunile aeronavelor si cantitatea de deseuri produse in aeroporturi si in timpul zborurilor.

Aceste aspecte acopera doar o parte a ciclului de viata a unei aeronave si doar o cantitate limitata din consumul total de energie si emisiile de gaze cu efect de sera (GES) legate de aviatie.

In general, aproximativ 45% din emisiile globale de GES pot fi atribuite productiei de materiale si alte produse, iar cel putin 30% din emisiile de GES legate de aviatie sunt generate din surse care nu au legatura cu operarea activa a aeronavei sau cu propulsia. Recent, aspectele de sustenabilitate si circularitate sunt introduse incet in productie. Cu toate acestea, majoritatea activitatilor legate de aviatie au fost pana acum neglijate in analiza ciclului de viata, ceea ce a condus la o implementare partiala, deci ineficienta, a abordarilor sustenabile si circulare. Pentru a atinge obiectivul de reducere a emisiilor de GES si a altor obiective de mediu, ciclul general de viata al aeronavei, de la cradle la cradle, trebuie reevaluat si noi solutii industriale dezvoltate si implementate.

Odata cu cresterea gradului de constientizare a mediului, este de asteptat mai multa cerere din partea societatii si a pasagerilor pentru servicii durabile si circulare. O astfel de schimbare a obiceiurilor la noile generatii a fost deja observata in alte sectoare; aviatia ar trebui, de asemenea, sa implementeze si sa faca publicitate in mod activ pentru tranzitia la aviatia circulara.



Fig. 1. Cercul economiei circulare

Reciclarea aeronavelor scoase din uz este in intregime voluntara si nu este reglementata de legislatie. Cu toate acestea, in ultimul deceniu, cei mai importanti producatori de avioane, cum ar fi Airbus si Boeing, au intrepris actiuni mai proactive pentru a aborda provocarile de mediu si pentru a-si sustine gestionarea produselor.

Valoarea reziduala a unei aeronave retrase este intre 1 milion si 3 milioane de dolari si se estimeaza ca aproximativ 80% din valoare este generata din motoarele recuperate, cu conditia ca evidentele de intretinere ale acestora sa fie bine documentate [1]. Celelalte componente valoroase includ trenul de aterizare, unitatea auxiliara de putere si generatorul de energie electrica, precum si echipamentul avionica [2]. Aceste componente sunt etichetate, testate, recertificate sau revizuite si revandute pentru a fi reutilizate pe piata second-hand sau returnate companiei aeriene ca piese pentru

flota ramasa [3]. Majoritatea componentelor interioare, cum ar fi scaunele, insertiile electrice si carucioarele de bucatarie, sunt reutilizate pe alte avioane. Corpul aeronavei este, in general, taiat in dimensiuni potrivite pentru transportul in fabrici de reciclare pentru sortare in diferite fluxuri de materiale.

Metalele precum aliajele de aluminiu, titanul, superaliajele pe baza de nichel, otelul inoxidabil etc., sunt in mare parte reciclate in topitorii aerospatiale. Piese nemetalice, cum ar fi textile, izolatii, plastic mixt, cauciuc etc., vor fi prelucrate in centre de reciclare certificate.

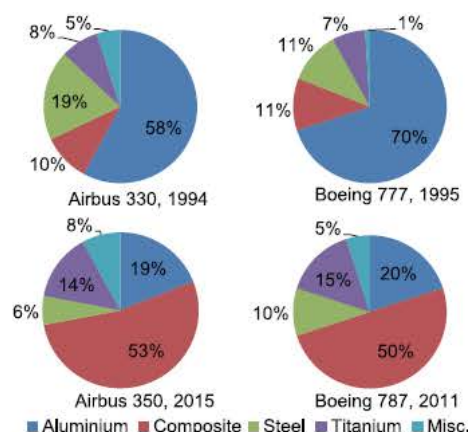


Fig. 2. Distributia materialelor in functie de tipul de avion si anul introducerii [4,5]

Utilizarea materialului compozit a crescut semnificativ, deoarece s-a dovedit ca acest material avansat ofera multe avantaje fata de omologii metalici conventionali, cum ar fi designul, flexibilitate si integritate, economie de greutate, intretinere redusa, rezistenta la coroziune si o viata mai buna la oboseala. Avand in vedere o durata medie de viata de aproximativ 28 de ani, aeronavele recent retrase sunt in mare parte din anii '80 si '90, care contin un nivel ridicat de componente metalice. Aceste materiale au fost reciclate cu succes prin programele sugerate de Airbus si Boeing, cu o rata de reciclare mai mare de 80% din greutate. Cu toate acestea, aeronavele mai noi, cu continut de compozit mult mai mare, reprezinta noi provocari pentru industria de reciclare, deoarece este necesara o noua tehnologie pentru a recicla aceste noi materiale intr-un mod viabil din punct de vedere economic.

Deseurile compozite din industria aerospatiale pot fi impartite in doua categorii: deseuri generate in timpul procesului de fabricatie si piese de la aeronavele scoase din uz.

Poate ca cea mai mare provocare pentru reciclator in anii urmasi este sa gaseasca modalitati economice fezabile de a lucra cu compozitul din aeronavele scoase din uz.

Ciclul de viata al unui avion este un proces prin care trece un avion din momentul in care este proiectat si construit pentru prima data, pana cand este in cele din urma retras si inlocuit. Obiectivul principal al cunoasterii Ciclului de viata al aeronavei este de a se asigura ca totul este facut chiar de la bun inceput, astfel incat aeronava sa fie de inalta calitate, navigabila, sa raspunda nevoilor clientilor si sa fie livrata la timp si la buget. Ciclul mediu de viata al unei aeronave pana la pensionare poate varia intre 20-30 de ani.

Etapele ciclului de viata a aeronavei sunt urmatoarele [2]:

1. Concept: Etapa de concept implica multa cercetare si brainstorming pentru a descoperi cel mai bun design pentru aeronava. Acest lucru ar putea implica un design pur nou sau o imbunatatire fata de designul existent.

2. Dezvoltare: In timpul etapei de dezvoltare, designul noului avion este rafinat si sunt create planuri detaliate. Aceasta etapa implica multe teste si experimente pentru a va asigura ca aeronava va fi sigura si eficienta.

3. Productie: Odata ce planurile pentru aeronava sunt finalizate, aceasta trece in etapa de productie. Aici este construita aeronava, fie intr-o fabrica, fie prin asamblarea diferitelor piese de la furnizori.

4. Utilizare: Odata ce aeronava este construita, aceasta este livrata companiei aeriene sau altui operator care o va folosi. Aeronava este apoi pusa in functiune, unde transporta pasageri sau marfuri catre destinatiile lor. Etapa de utilizare este cea in care aeronava genereaza venituri pentru proprietarii sai si este motivul principal pentru care a fost construita in primul rand.

5. Suport: In timpul duratei de viata/etapa de utilizare, aeronava trebuie intretinuta si reparata pentru a mentine zborul in siguranta.

6. Retragere: Dupa multi ani de serviciu, aeronava isi va incheia in cele din urma durata de viata utila si va intra in retragere. In aceasta etapa, aeronava poate fi vanduta, casata sau donata unui muzeu pentru expunere.

Putem intelege mai bine aceste etape analizand o diagrama care arata relatia dintre varsta, costul si etapa ciclului de viata a unei aeronave:

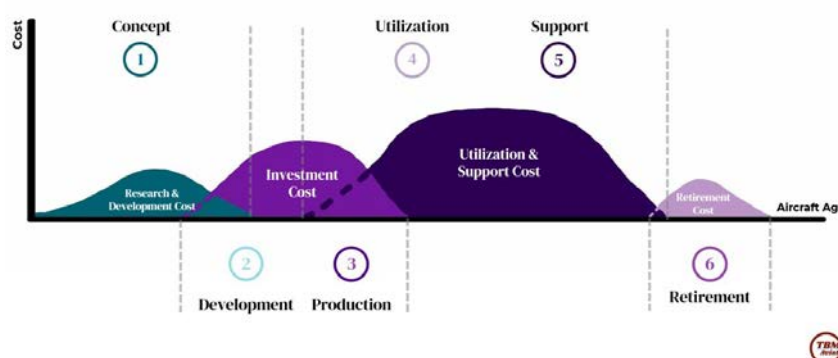


Fig. 3. Diagrama ciclului de viata al avionului – Comparatie intre varsta avionului si costuri;

Sursa: Managementul ciclului de viata al tehnologiei aviatiei: importanta pentru companiile de aviatie, organizatiile din industria aerospaciala si partile interesate relevante, TBM Aviation

Desigur, aceasta schema se aplica doar activitatilor care se desfasoara pe o platforma fixa de dezmembrare, in timp ce unele companii au si unitati mobile de dezmembrare pentru operatiuni in situ. In faza de pregatire a aeronavei, pot fi efectuate analize spectroscopice pentru a determina locatiile diferitelor metale valoroase.

Dezmembrarea incepe cu decaparea interioarelor, in cockpit (de exemplu, panouri si extractie avionica), precum si in cabina (de exemplu, indepartarea podelei, a scaunelor si a portbagajului). Dupa aceasta, are loc o faza de taiere urmata de demolare hidraulica. In procesul de taiere, anumite parti sau sectiuni (usi, ferestre, cockpit etc.) ale aeronavei pot fi extrase pentru diverse utilizari non-aeronautice si pot fi recuperate anumite parti metalice valoroase (cum ar fi grinzile de titan). Plasticul, compozitul si alte deseuri separate in timpul decaparii interioare pot fi eliminate ca deseuri nepericuloase. Dupa ce aeronava este casata, metalele recuperate merg intr-un tocanor; dupa maruntire, acestea sunt separate folosind diferite tehnologii de sortare, cum ar fi separarea prin densitate (flux de aer), separarea cu curent Eddy si separarea magnetica. Materialele sunt apoi vandute catre diversi reciclatori. Inainte de reutilizarea materialelor, tehnicile de flotatie pot fi folosite si pentru a le sorta in continuare.

Metalele care pot fi recuperate din aeronavele scoase din uz includ in special aluminiu, otel aliat, titan si wolfram. Firele de cupru pot fi, de asemenea, sortate. Aluminiul este principalul constituent al aeronavelor EOL actuale, prezent in special in fuselaj si aripi. Tungstenul poate fi gasit in contragreutatele unor aeronave. Anumite companii de dezmembrare pot acoperi si metale prezente in cantitati mai mici, cum ar fi metalele pretioase gasite in conectorii electrici.

Pentru moment, majoritatea metalelor in vrac sunt extrase din aeronavele scoase din uz, in timp ce metalele mai rare, prezente in cantitati mici, sunt adesea neglijate. In plus, materialele plastice si compozitele nu sunt inca reciclate deloc (cel putin la scara industriala) si ajung in gropile de gunoi sau in incineratoare. Metalele recuperate sunt adesea de calitate mediocra: de exemplu, aluminiul pentru avioane EOL poate contine un amestec de aliaje diferite (in principal seriile 7000 si 2000), precum si cantitati mai mici de alte metale, cum ar fi otel si titan, gasite in nituri.

Materiale compozite, materiale plastice si textile pot fi gasite si in amestec, mai ales daca interiorul aeronavei nu este indepartat complet inainte de casare. Utilizarea mai mare a demontarii manuale ar putea creste calitatea materialelor recuperate; cu toate acestea, ar creste si costurile de recuperare, in special in tarile in care orele de munca sunt scumpe. Prin urmare, pare sa existe un compromis intre costurile de dezmembrare si calitatea materialelor recuperate. In timp ce petrecerea mai mult timp pe separarea manuala ar putea imbunatati calitatea materialelor recuperate, ar putea fi, de asemenea, posibila dezvoltarea unor tehnici de demontare mai sofisticate, bazandu-se pe automatizare.

O problemă importantă în procesul de dezmembrare o reprezintă diversele materiale periculoase prezente în aeronavele EOL. De exemplu, aeronavele militare vechi pot conține azbest, stingătoare de incendiu conțin Halon 1301, iar detectoarele de fum și semnele de ieșire de urgență găsite în aeronavele comerciale includ elemente radioactive. Cromul hexavalent poate fi găsit și în amorsa vopselei pentru avioane. Gestionarea și eliminarea corectă a acestor materiale creează costuri suplimentare de dezmembrare. Reciclarea avionicii și electronicii la sfârșitul vieții este o altă chestiune problematică.

Reciclarea viitoarelor aliaje de aeronave, cum ar fi aluminiu-litiu (Al-Li), aluminiu-litiu (Al-Sc) și aluminiu-magneziu-litiu (Al-Mg-Li) este o altă întrebare care rămâne de rezolvat. În prezent, prezența litiului creează un pericol de explozie în faza de retopire a aluminiului și, prin urmare, prezența acestuia în deșeurile de aluminiu este nedorită. Nu în ultimul rând, provocările logistice legate de sfârșitul duratei de viață a aeronavelor sunt descurajante: reciclarea aeronavelor poate deveni o industrie fără nișă doar atunci când există suficiente avioane EOL concentrate într-o zonă în care pot fi reciclate.

Poate cel mai important, lipsesc în mare parte aplicațiile de utilizare finală de mare valoare pentru aluminiu reciclat pentru avioane (și alte metale): metalele recuperate sunt adesea destinate reciclării. Deșeurile vechi de aluminiu pot fi utilizate în special în feroaliaje sau ca oxidant în fabricarea otelului electric. Calitatea inferioară a aluminiului de aeronave recuperat este principalul motiv pentru reciclarea acestuia.

Dacă diferite aliaje de aluminiu sau cel puțin familii de aliaje ar putea fi separate în timpul procesului de dezmembrare, aluminiul aeronautic ar putea fi reutilizat în vehicule comerciale sau personale, biciclete, construcții și cladiri sau poate chiar în aplicații aeronautice nestructurale.

Prezența cromului hexavalent în deșeurile de aluminiu ridică unele provocări pentru reutilizarea acestuia, în special în industria ambalajelor. Există tehnici care ar putea fi utilizate pentru a îndepărta grundul de vopsea, dar profitabilitatea lor economică, precum și impactul asupra mediului rămân de investigat.

Legislația actuală și viitoare privind gestionarea deșeurilor și legislația de mediu impun ca toate materialele de inginerie să fie recuperate și reciclate în mod corespunzător, din produse la sfârșitul vieții (EOL), cum ar fi vehiculele scoase din uz (ELV). Reciclarea va duce în cele din urmă la economii de resurse și energie pentru producția de materiale de armare și matrice.

Singura modalitate eficientă de a încorpora circularitatea este implementarea principiilor de proiectare circulară atunci când se dezvoltă produse noi, în faza de proiectare conceptuală. Din păcate, cadrele de proiectare și metodele de analiză și evaluare a ciclului de viață specifice circularității necesită cercetări suplimentare, înainte de a fi optimizate pentru aplicarea în sectorul aviației.[6]

În prezent există operațiuni comerciale de reciclare foarte limitate pentru principalele materiale compozite, din cauza constrângerilor tehnologice și economice. Problema de bază este dificultatea de a elibera particule omogene din materialul compozit. Reciclarea compozitelor este îngreunată atât de fibre și de alte tipuri de armături, cât și de matrice sau lianți în special de tip termorigid. Din cauza acestor provocări, majoritatea activităților de reciclare a materialelor compozite sunt limitate la reciclarea pufului, cum ar fi recuperarea energiei sau a combustibilului, cu o recuperare redusă a materialelor, cum ar fi fibrele de armare.

Au fost desfășurate activități extinse de cercetare și dezvoltare, iar diverse tehnologii, încă de comercializat, au fost dezvoltate în principal în trei categorii: reciclare mecanică, reciclare termică și reciclare chimică.

Conservarea energiei este astăzi o prioritate de vârf pentru organizațiile de afaceri pentru a crește profitabilitatea și pentru a dezvolta o strategie autentică față de concurență pentru a câștiga mai mulți clienți noi. Astfel, pe lângă costul de capital, cantitatea de energie consumată pentru reciclarea unui kilogram de fibră de carbon a fost un factor important în selectarea unui proces de reciclare profitabil.

Metode de reciclare a materialelor compozite

Tehnologii de reciclare a compozitelor

Deșeurile compozite la sfârșitul vieții sunt o adevărată provocare în lumea reciclării. Termoseturile nu pot fi remolate pentru aplicații de generație următoare și nu sunt în general biodegradabile de către ecosistemul natural. Din anii 1980 au fost studiate mai multe tehnologii de reciclare pentru a aborda această problemă. Următoarele secțiuni oferă o scurtă descriere a posibilităților mai importante. O revizuire cuprinzătoare a tehnologiilor pentru reciclarea compozitelor termorigide poate fi găsită de la Pickering [7].

Reciclare mecanică

Reciclarea mecanică, sau reducerea dimensiunii, este cea mai simplă abordare, care implică un cost de instalare moderat și vine cu o tehnologie de mărunțire bine stabilită pentru a produce diferite tipuri de reciclate. Reciclatele sunt grupate în general fie sub formă de pulbere, fie sub formă fibroasă. Este evident că această abordare se limitează la compozitul armat cu fibră de sticlă, deoarece materialele reciclate sunt în general utilizate ca materiale de umplutură pentru aplicații de calitate scăzută. Mărunțirea încă joacă un rol important în reciclarea compozitelor termoplastice prin regranularea compozitului pentru re-mulare [8,9].

Incinerarea

Incinerarea este un proces convențional de tratare a deșeurilor care implică arderea substanțelor organice. Reduce volumul deșeurilor cu 95%, iar energia eliberată din procesul de ardere poate fi captată și utilizată pentru generarea de căldură sau electricitate. La Universitatea din Nottingham, un proces în pat fluidizat a fost dezvoltat nu numai pentru recuperarea energiei, ci și pentru a recicla fibră de carbon valoroasă din resturi de compozit termorigide contaminate sau amestecate [10]. O diagramă schematică a procesului este prezentată în Figura 4. Instalația constă dintr-un pat de particule de nisip fluidizate de aer cald la peste 500°C. Acțiunea de barbotare asigură o stare de încălzire rapidă și uniformă.

Preimpregnatul mărunțit este introdus în stratul de nisip fluidizat, iar temperatura ridicată descompune rapid matricea epoxidică și arde carbonul pirolitic, permițând fibrelor curate să ajunga departe de zona fierbinte de către aerul fierbinte. Un ciclon este folosit pentru a separa fibra de fluxul de gaz care iese. Fibra este colectată într-un recipient conectat sub ciclon. Evacuarea este direcționată către un post-arzător pentru o oxidare suplimentară la 850°C și, în același timp, se folosesc schimbătoare de căldură cu eficiență ridicată pentru recuperarea energiei pentru a preîncălzi aerul de intrare.

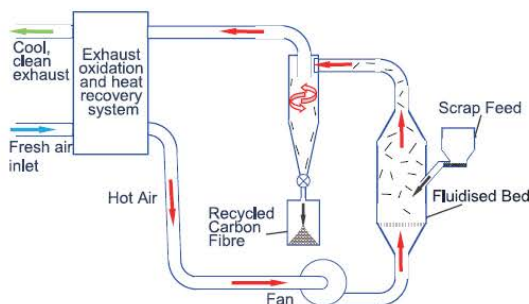


Fig. 4. Reprezentarea schematică a unei instalații de incinerare [11]

Piroliza

Piroliza este un proces de încălzire fără prezența oxigenului. Într-un mediu inert între 350°C și 800°C, toată materia organică se descompune în gaze și apoi este parțial condensată într-un lichid. Reziduurile solide constau din fracțiuni anorganice de umplutură, fibre de armare și cantități minore de substanțe carbonice, cum ar fi carbon și cocs. Incusarea sau oxidarea ulterioară în aer este necesară pentru a arde toate substanțele carbonice pentru a obține fibre și materiale de umplutură curate. Mai multe

compozite termorigide au fost supuse reciclării prin piroliză și au fost raportate rezultate promițătoare [12].

Tabel 1. Puterea calorică brută (GCV) a gazelor de piroliză derivate din diverse compozite termorigide la 500°C [12]

Matrice	GCV (MJm⁻³)
Polimer nesaturat	14,5
Fenol	16,2
Ester vinil	18,7
Epoxy	42,0

Tabelul 1 prezintă puterile calorifice brute ale gazelor de piroliză derivate din diverse compozite termorigide [12]. Poliesterul nesaturat a creat în principal dioxid de carbon (aproximativ 60vol%) din cauza descompunerii legăturilor esterice și astfel a dat o valoare relativ scăzută. În schimb, rășina epoxidică a dat o putere calorică mult mai mare datorită eliberării a aproximativ 45% vol de metan. După cum este citat de Marco și colab. [13], gazul de piroliză de 29,2–37,3 MJ m⁻³ a fost necesar pentru a susține un proces de piroliză.

Solvoliza

În solvoliză, solventul reactiv simplu, cum ar fi metanolul, propanolul, apa etc. este utilizat sub o anumită combinație de temperatură și presiune pentru a ajunge fie la o stare apropiată, fie la o stare supercritică, pentru a rupe legăturile chimice din rășinile termosetate și a le transforma în monomeri cu conținut mai scăzut. greutate moleculară. Solvolysis este considerată a fi mai recentă abordare și a fost investigat activ în cercetarea academică. Cu un propanol supercritic la 500°C și 60 bar (1 bar=105 Pa), matricea epoxidică a fost în mare parte descompusă, lăsând fibra de carbon cu rigiditate neschimbată și o reducere marginală a rezistenței la tracțiune [14]. De asemenea, sa constatat că apa deionizată poate descompune rășina epoxidică la 400°C și la o presiune de 280 bar. În ciuda faptului că aceasta a fost cu mult peste starea supercritică, doar 79,3% în greutate de rășină a fost eliminată din compozit. Cu toate acestea, adăugarea de hidroxid de potasiu nu numai că a crescut rata de eliminare a rășinii cu 95,4% în greutate, dar a scurtat și durata procesului de la 30 la 15,5 min [15].

Este evident că solvoliza este un proces consumatoare de energie și s-au dedicat eforturi pentru dezvoltarea unei soluții mai economice.

Consumul de energie al proceselor de reciclare

Conservarea energiei este astăzi o prioritate de vârf pentru organizațiile de afaceri pentru a crește profitabilitatea și pentru a dezvolta o strategie autentică față de concurență pentru a câștiga mai mulți clienți noi. Astfel, pe lângă costul de capital, cantitatea de energie consumată pentru reciclarea unui kilogram de fibră de carbon a fost un factor important în selectarea unui proces de reciclare profitabil. Aceste informații sunt sensibile pentru afaceri și confidențiale pentru reciclatorii comerciali de fibră de carbon. Cu toate acestea, câteva sugestii pot fi încă găsite din media deschisă și din literatura academică, care au fost în general derivate din modelare cu ipoteze conservatoare. Tabelul 2 enumeră energia cheltuită estimată pentru recuperarea a 1 kg de fibră de carbon folosind diferite procese de reciclare.

Tabelul 2. Estimarea consumului de energie pentru principalele procese de reciclare[11]

Procesul de reciclare	Consumul de energie (MJ Kg⁻¹)
Reciclare mecanică	0,3 (rată de mărunțire: 150 kg h ⁻¹) 2,0 (rată de mărunțire: 10 kg h ⁻¹)
Incinerare	6 (viteza de avans: 12 kg h ⁻¹ m ⁻²) 40 (viteza de avans: 3 kg h ⁻¹ m ⁻²)
Piroliza	2,8 (rata de alimentare indisponibilă) 30,0 (rata de alimentare indisponibilă)

Economii semnificative de energie se găsesc în fiecare caz în comparație cu producția de fibră de carbon virgină pe bază de PAN, care necesită 245 MJ kg⁻¹ pentru fabricarea precursorului PAN și apoi încă 459 MJ kg⁻¹ pentru conversia în fibră de carbon [16]. Cifrele prezentate în tabel sunt doar orientative și ar

putea avea abateri considerabile de la procesul real de producție, deoarece îmbunătățirea constantă a fost întotdeauna practică în industrie pentru economisirea costurilor.

Aplicații ale materialelor reciclate

După cum este enumerat în Tabelul 2, reducerea sau granulara mecanică oferă cel mai mic consum de energie dintre multe opțiuni de reciclare și este capabilă să lucreze cu eterogenitatea deșeurilor compozite la sfârșitul vieții. Reciclatele compozite granulate sunt, în general, clasificate în funcție de distribuția lor de dimensiune și au fost făcute mai multe încercări de a investiga potențialul lor de reutilizare. Ogi și colab. [17] au sugerat beneficiul utilizării unor materiale reciclate de dimensiuni mai mici pentru îmbunătățiri mai mari ale rezistenței la încovoiere și compresiune a materialului din beton. Mastali și Dalvand [18] au raportat, de asemenea, o creștere a proprietăților de încovoiere, compresiune și impact ale betonului cu includerea de reciclați cu o lungime medie de 20 mm. Thomas și colab. [19] a descris utilizarea de pulberi reciclate cu o lungime medie de 45 μm pentru a forma o pastă de rășină epoxidică cu succes în obținerea unei proprietăți mecanice mai bune în comparație cu rășina simplă. Alte aplicații includ utilizarea materialelor reciclate în compusul de turnare a foilor și turnarea prin injecție [20]. În ciuda rezultatelor pozitive raportate din aceste constatări academice, există o acceptare limitată din partea industriei compozitelor. Acest lucru a contribuit probabil la utilizarea pentru aplicații de calitate scăzută și în competiție cu alte materiale reciclate mai ieftine, cum ar fi compozitul armat cu fibră de sticlă. Pentru a obține un venit mai mare din materiale reciclate, fibra de carbon este de preferat să fie separată de matricea de rășină, astfel încât să poată fi utilizată pentru aplicații cu valoare mai mare. Rigiditatea la tracțiune și rezistența la forfecare interfacială a fibrelor de carbon virgine și reciclate nu par foarte diferite. În cazul rezistenței la tracțiune, totuși, aceasta depinde de procesul de reciclare ales și s-a găsit un grad ridicat de reținere a rezistenței din procesele de piroliză disponibile comercial. Cu toate acestea, o diferență marcată este în forma lor fizică: fibra virgină este continuă și poate fi țesută cu ușurință în modelul țesut marca înregistrată, care este perceput pentru aplicarea de înaltă calitate; întrucât fibra reciclată este scurtă și discontinuă, fără dimensionare și într-o formă pufoasă, împiedicând-o să fie un substitut direct al fibrei virgine și necesită o îngrijire specială la manipulare datorită naturii lor aeropurtate, care ar putea provoca scurtcircuit și șoc electric în aparatele electrice și poate provoca iritații mecanice operatorului. Astfel, sunt necesare procese suplimentare de conversie pentru a îmbunătăți manipularea și procesabilitatea fibrei de carbon reciclate.

PROIECT PN 23 17 04 03- Etapele din anul 2023 aferente proiectului, s-au derulat în mod optim, beneficiind de o echipă de lucru cu membri specialiști în multiple domenii de cercetare necesare îndeplinirii scopului ambițios și a obiectivelor propuse. În decursul unor studii anterioare s-au constatat multiple inadvertențe între modele teoretice de calcul, general acceptate, și observațiile științifice. Ca exemple date în cadrul lucrărilor din cadrul activităților derulate se pot aminti diferențe majore între mecanica newtoniană, respectiv teoria relativistă și observațiile privind mișcarea stelelor din galaxia noastră. Deasemenea, la nivel quantic, materia în sine își pierde proprietățile ce o definesc.

Există teorii de avandardă care încearcă să explice pe rând aceste inadvertențe și multe altele. În cadrul proiectului se încearcă găsirea unui numitor comun al acestor teorii și implementarea directă, cu rezultate cât se poate de practice în tehnologii duale. În aceste condiții, cercetările aferente anului 2023 au mers, simultan, pe două direcții, anume: construcția de programe software ce să modeleze concluziile noastre teoretice și implementarea directă în practică prin concepție / proiectare automată cu generare de modele industriale, inclusiv machete de studiu și evaluare.

Activitățile desfășurate în anul 2023 sunt primele două din cele trei curespunzătoare primului obiectiv al proiectului care urmărește crearea unei baze de date multidisciplinare a experimentelor și observațiilor științifice din domeniile fizicii cuantice și astrofizicii și structurarea acestora sub forma unui patrn de calcul obiectiv printr-un cod software (computronium). Aceste activități au fost:

1. Construcția logicii matematice pentru achiziția de date și a domeniilor de interacțiuni eveniment - observator și eveniment – spațiu-timp.

Ideea de bază în construcția logicii matematice pentru achiziția de date o reprezintă reformularea paradigmelor și conceptelor fizice astfel încât „masa” devine o informație echivalentă unei densități de „spațiu”, „timpul” devine o informație dependentă de spațiul propriu al evenimentului, „viteza” devine o funcție logică (0 sau 1) ce descrie fenomenul de entanglement, iar „energia” devine o informație de existență într-un câmp de observare.

Construcția domeniilor de interacțiuni eveniment - observator și eveniment – spațiu-timp se va baza pe ipoteza că nu informația de energie se conservă ci informația de existență în sine. Acest lucru are în vedere faptul că în vid apar și dispar particule în timpi extrem de scurți, echivalenți dimensiunii Plank. Activitățile aferente acestei faze sunt următoarele:

- Activitatea 1.1 Definirea datelor de achiziție
- Activitatea 1.2 Redefinirea fenomenologica a datelor de achiziție
- Activitatea 1.3 Modelarea datelor achiziționate
- Activitatea 1.4. Întocmirea raportului tehnic

2.Construcția memoriei artificiale evolutive. Stocarea informațiilor structurate în conformitate cu construcțiile anterioare se va realiza printr-o funcție de definire a unui fractal sau a unei rețele neuronale artificiale cu structură internă de fractal, lucru care va conduce la generarea unei memorii evolutive artificiale. Activitățile aferente acestei faze sunt următoarele:

- Activitatea 2.1 Definirea grupurilor de date
- Activitatea 2.2 Definirea structurii interne a memoriei artificiale
- Activitatea 2.3 Concepția metodologiei bazei de date
- Activitatea 2.4. Întocmirea raportului tehnic

În **Activitățile 1**, se prezintă pe scurt cele mai importante metode de modelare atât la nivel macro cât și în domeniul cuantic din perspectiva paradigmelor științifice actuale și filosofice. Se deduc noțiuni concrete și strategii clare de construcție a unui aparat software mult simplificat de concepție și proiectare, care se dorește a imita chiar intuiția, sau experiența umană, astfel:

- Referitor la **definirea datelor de achiziție**: mărimile ce definesc materialele, cum ar fi densități, temperaturi, vâscozități, dar și viteza și energia și altele trebuie definite sub formă de unde;
- **Redefinirea fenomenologică** prin simularea interacțiunilor ar trebui realizată cu metode statistice, utilizându-se metode iterative, cum ar fi fractalii;
- **Modelarea datelor în relația dintre un obiect și mediul** în care se află ar trebui să se facă doar pe baza unor câmpuri cu interacțiuni instantanee, dar cu percepție diferențiată de frecvențe proprii de manifestare, fiecare având ca reper pe celălalt;

Strategia de construcție a metodologiei de calcul va avea următorul parcurs: se vor impune forme de câmp în mediul discretizat apoi, considerând o interacțiune instantanee, mediul va observa obiectul care i-a creat forma de câmp pe care o are.

Această strategie originală de calcul a fost prezentată și la **WS „Strategic background for a European Flying Test Bed”, EREA initiative, in line with ACARE’s Fly The Green Deal goals, 1 martie 2023.**

Civilizațiile cunoscute, numite „antice” în acea antichitate, sunt civilizația Sag-Giga (sumeriană) și civilizația Kemit (egipteană), ambele în mileniul al III-lea î.e.n. Aceste prime civilizații recunoscute la această oră, aveau o cosmogonie care poate fi sintetizată în următoarea scurtă descriere:

„ Începutul este un ocean întunecat și fără valuri. Din acest ocean s-a născut, prin voință proprie, primul zeu, Zeul Luminii. Acesta a făcut doi zei, Zeul Timpului și Zeul pământului, sau zeu al cauzalității ” (Figura 1).

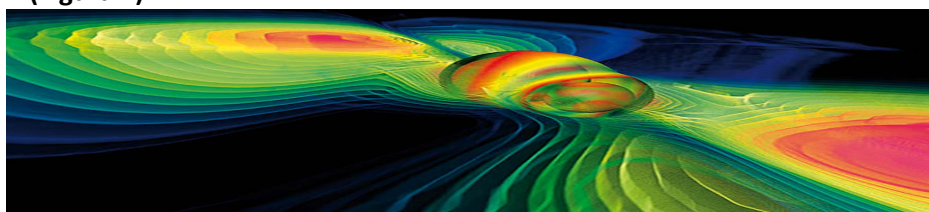


Figura 1.1 Interpretare grafică a cosmogoniei descrise la începuturile istoriei cunoscute; Interpretare identică cu reprezentarea undelor gravitaționale din știința contemporană

Această paradigmă nu este diferită de cea actuală :

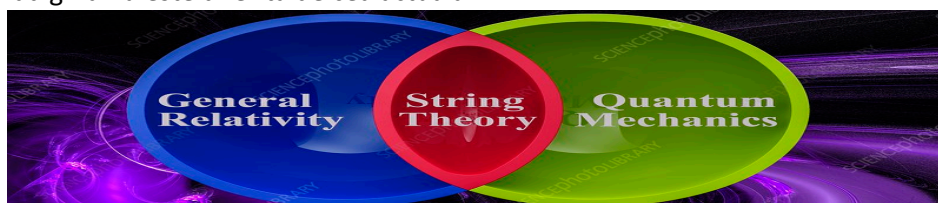


Figura 1.2 Pretenția „String Theory” de a împăca, din punct de vedere matematic, teoria relativității generalizate cu teoria cuantică

Ca multe alte dezbateri publice, pe lângă faptul că marii oameni de știință au căzut de acord că nu sunt de acord, totuși se pot deduce, mai ales din experimente, următoarele:

- Matematica este un bun instrument de reprezentare mai mult sau mai puțin corectă a realității, dar cu certitudine aduce titluri științifice celor care o utilizează; de exemplu, bosonul Higgs este o marime scalară care pune în acord măsurătorile cu ecuațiile;
- Oricât s-ar micșora sau mări scara de măsurare, există un „miracol” ca fundament al observației; de exemplu „Big Bang”, sau energiile și masele „Negre”, sau energia vidului;
- Singurele teorii de succes (modelul standard în mecanica cuantică și teoria relativității generalizate) sunt bune aproximări la scările de mărime avute în vedere - CERN, respectiv sistemul solar - dar reprezintă doar 5% din fenomenele descoperite la scară universală;
- Cam totul este o funcție de undă, cam totul este elastic, exceptând particula neutrino (care nu se descompune) sau fotonul (care nu interacționează cu el însuși) - până la proba contrarie;
- Doar o inteligență artificială generală (IAG) poate face corelațiile necesare pentru modelarea corectă a realității astfel încât să fie predictibilă.

Teoriile actuale însă, se dovedesc a fi departe de realitatea observată la nivel galactic, relativ la viteza de rotație a sistemelor solare din cadrul galaxiei. În acest sens este demn de remarcat apariția unei noi teorii, Teoria AQUAL, prin care se îmbunătățește teoria newtoniană, fără a inventa noi universuri sau proprietăți magice ale realității (Figura 3).

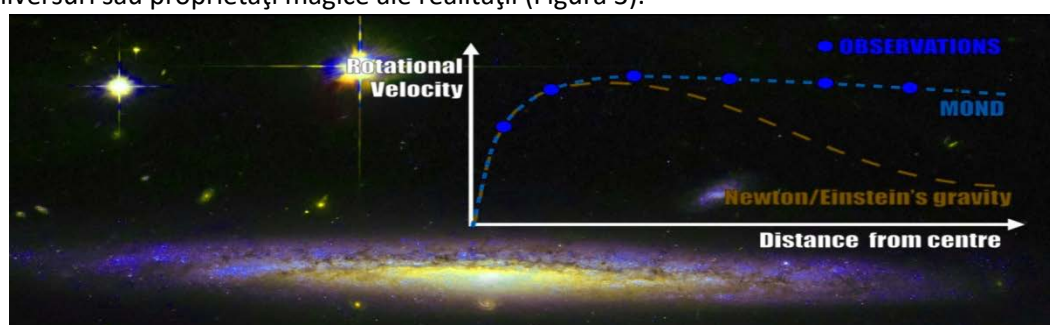


Figura 1.3 Diferența dintre teoriile Newton / Einstein asupra gravitației și măsurători ale comportamentului real al galaxiilor

În descrierea acestora se observă o anumită repetitivitate sub formă de unde și fractali, construcții și ele abstracte pentru reprezentarea realității. O bună reprezentare este prezentă în construcțiile matematice exemplificate mai jos:

- Reprezentarea energiei în mecanica cuantică:

$$S = -Et + Pr \quad S = r \times P$$
- Ecuațiile clasice ale dinamicii:

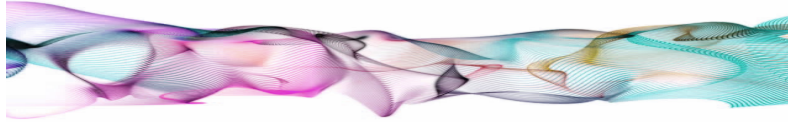
$$t = \frac{\hbar}{E} \quad r = \frac{\hbar}{p} \quad \frac{E}{r} = \frac{p}{t} = F \quad \frac{dS}{dt} = r \times F$$

- Ecuțiile Maxwell:

$$S = Q\Phi + \int \nabla \times A'' dS \quad \Phi = Q\Phi + \int \nabla \times A dS \quad Q$$

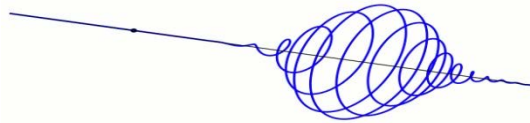
$$\delta Q = \int \left(\frac{\partial D}{\partial t} - \nabla \times \frac{\partial A''}{\partial t} \right) \delta t dS \quad \delta \Phi = \int \left(\frac{\partial B}{\partial t} + \nabla \times \frac{\partial A}{\partial t} \right) \delta t dS$$

$$\nabla D = \rho \quad \nabla B = 0 \quad \frac{\partial D}{\partial t} = \nabla \times H \quad \frac{\partial B}{\partial t} = -\nabla \times E$$



- Ecuțiile Schrödinger:

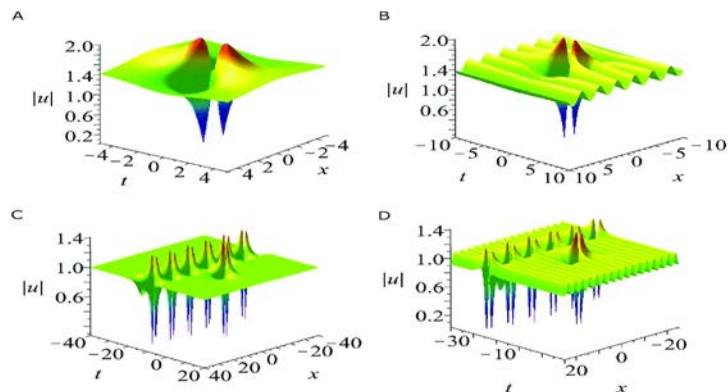
$$i\hbar \frac{\partial \psi}{\partial t} = \left(-\frac{\hbar^2}{2m} \Delta + U \right) \psi \quad h = \int_0^t \left(\frac{3p^2}{2m} + u \right) dt \quad t = \frac{\hbar}{E} \quad r = \frac{\hbar}{p^2} p$$



- Ecuțiile Klein-Gordon:

$$\frac{\partial^2 \psi}{c^2 \partial t^2} - \Delta \psi + \frac{m^2 c^2}{\hbar^2} \psi = 0$$

$$t = \frac{\hbar}{E} \quad r = \frac{\hbar}{p^2} p \quad \tau = \frac{\hbar}{mc^2} \quad r = \frac{\hbar}{m^2 c^2} mc$$



- Ecuțiile termodinamice:

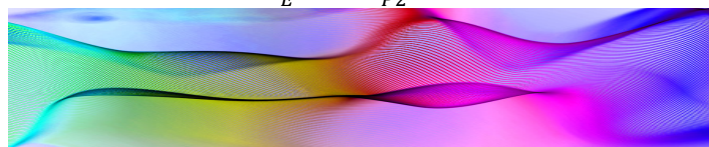
$$S = Qt - (U + A)t$$

$$\delta S = (\delta Q t - dU - \delta A) t + (Q - U - A) \delta t$$

$$\delta Q - dU + \delta A = 0$$

$$\delta Q = dU + \delta A$$

$$t = \frac{\hbar}{E} \quad r = \frac{\hbar}{p^2} p$$



Astfel, se propune o abordare a problematicei prin constructia de fractali care să includă ecuații de undă.

Implementările algoritmilor de compresie fractală diferă în funcție de obiectivele pot fi urmărite astfel: Pot fi concepuți algoritmi care să urmărească obținerea unei erori sub un anumit

prag și, implicit, o fidelitate mai bună, sau obținerea unei rate de compresie cât mai mare, iar pseudocodul pentru un astfel de algoritm este mai jos:

Se alege un nivel de toleranță e_c
 Se setează $R_I = I^2$ și se marchează ca neacoperit
 Atât timp cât există codomenii neacoperite R_i execută {
 Din toate domeniile posibile D , se găsește domeniul D_i și aplicația w_i care acoperă cel mai bine pe R_i (minimizează expresia **Error! Reference source not found.**)
 Dacă $d_{rms}(f \cap (R_i \times I), w_i(f)) < e_c$ sau mărimea $(R_i) \leq r_{min}$ atunci
 Marchează R_i ca acoperit și scrie transformarea w_i ;
 altfel
 Partiționează R_i în codomenii mai mici care sunt marcate ca neacoperite și înlătură R_i din lista de codomenii neacoperite}

Pseudocodul pentru o rată de compresie cât mai bună este prezentat mai jos:

Se alege un număr de codomenii țintă N_r
 Se setează $R_I = I^2$ și se marchează ca neacoperit
 Atât timp cât există codomenii neacoperite R_i execută {
 Pentru fiecare codomeniu neacoperit din listă D , se găsește și se memorează domeniul $D_i \in D$ și aplicația w_i care acoperă cel mai bine pe R_i (minimizează expresia **Error! Reference source not found.**)
 Din lista de codomenii, se găsește codomeniul R_j cu mărimea $R_j > r_{min}$ cu cel mai mare $d_{rms}(f \cap (R_j \times I), w_j(f))$ (așadar, care este cel mai slab acoperit)
 Dacă numărul de codomenii din listă este mai mic decât N_r atunci {
 Partiționează R_j în codomenii mai mici care sunt adăugate la listă și marcate ca neacoperite
 înlătură R_j , w_j și D_j din lista de codomenii neacoperite
 }
 Scrie toate w_i în listă

Reprezentarea soluțiilor ecuațiilor de undă în spațiu tridimensional sunt date de ecuația :

$$q(\vec{r}, t) = Ae^{ik(x-vt)}$$

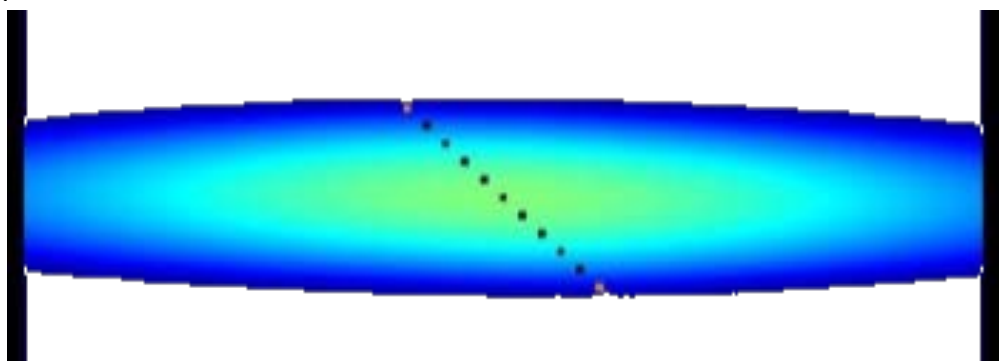
În această activitate, se prezintă pe scurt cele mai importante metode de modelare atât la nivel macro cât și în domeniul cuantic din perspectiva paradigmatelor științifice actuale și filosofice. Se deduc noțiuni concrete și strategii clare de construcție a unui aparat software mult simplificat de concepție și proiectare, care se dorește a imita chiar intuiția, sau experiența umană, astfel:

- Referitor la **definirea datelor de achiziție**: mărimile ce definesc materialele, cum ar fi densități, temperaturi, vâscozități, dar și viteza și energia și altele trebuie definite sub formă de unde;
- **Redefinirea fenomenologică** prin simularea interacțiunilor ar trebui realizată cu metode statistice, utilizându-se metode iterative, cum ar fi fractalii;
- **Modelarea datelor în relația dintre un obiect și mediul** în care se află ar trebui să se facă doar pe baza unor câmpuri cu interacțiuni instantanee, dar cu percepție diferențiată de frecvențe proprii de manifestare, fiecare având ca reper pe celălalt;

Strategia de construcție a metodologiei de calcul va avea următorul parcurs: se vor impune forme de câmp în mediul discretizat apoi, considerând o interacțiune instantanee, mediul va observa obiectul care i-a creat forma de câmp pe care o are. Această strategie originală de calcul a fost prezentată și la **WS „Strategic background for a European Flying Test Bed”, EREA initiative, in line with ACARE’s Fly The Green Deal goals, 1 martie 2023.**

În figura de mai jos, realizare software proprie, se poate remarca faptul că mediul, cu o frecvență proprie mult inferioară celei a obiectului (un raport sub 1/10) practic nu „observă” o anumită formă ceea ce înseamnă că forma respectivă are un coeficient de frecare la înaintare

aproape nul. Evident, forma simetrică rezultată se datorează faptului că mediul a fost considerat omogen.



Software original: Pentru un rând de obiecte așezate într-o configurație oarecare, câmpul generat de mediu desenează forma suprafeței optime care îmbracă aceste puncte

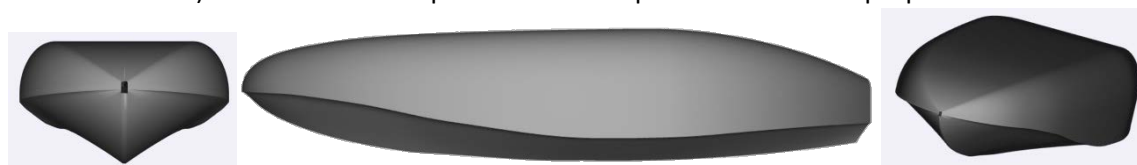
Această strategie de calcul a avut rezultate promițătoare în simulările anterioare, deși nu au fost complet definite cu toate datele fizice ale mediului și ale obiectului. Software-ul realizat până în prezent **se va îmbunătăți punând condiții restrictive mediului, care devine astfel neomogen.**

În **Activitățile 2**, s-a realizat un software înregistrat cu un Copyright la ORDA și trei modele-desene industriale înregistrate la OSIM. Deasemenea, s-a obținut publicarea a încă două modele-desene industriale (F 124 și F 125) depuse în faza anterioară. Deasemenea, s-au actualizat alte cinci software.

Metoda de realizare a acestora se bazează pe metoda (și filosofia) de calcul preluată din Fibrilația Hopf prin care un spațiu multidimensional este proiectat în spațiul tridimensional astfel încât să rezulte structuri topologice (chiar tehnologice) de nave și aeronave, cu realizare imediată CAM, ambele fără intervenție umană. S-a mărit, conform cu datele de analiză, dimensiunea spațiului care se proiectează în 3D. Spațiul în sine de proiecție nu mai este o sferă, ci curbe, linii fără grosime, care sunt forțate să descrie geometrii și volume. Argumentele matematice utilizate sunt pur geometrice. Această idee a apărut într-o lucrare nucleu anterioară unde, două medii omogene se pot observa sau nu, în funcție de frecvențele lor de manifestare, existență.

Se creează un câmp de studiu astfel încât, în etapele / fazele ulterioare se va urmări reducerea interacțiunii umane inclusiv la realizarea caietului de sarcini. Se constată că legile fizicii cunoscute au doar două componente care sunt geometria (volumul) și timpul, care și el pare că are două componente, din care unul este referința în sine. Evident, o relație între acestea ar putea fi viteza (luminii), dar acest studiu încă nu face parte dezvoltările preconizate în această lucrare, din simplă lipsă de resurse.

Achizițiile făcute (materiale de laborator, siguranță aparatură de calcul și sisteme de transmisie de date) s-au realizat în scopul demonstrării practice a metodei propuse.



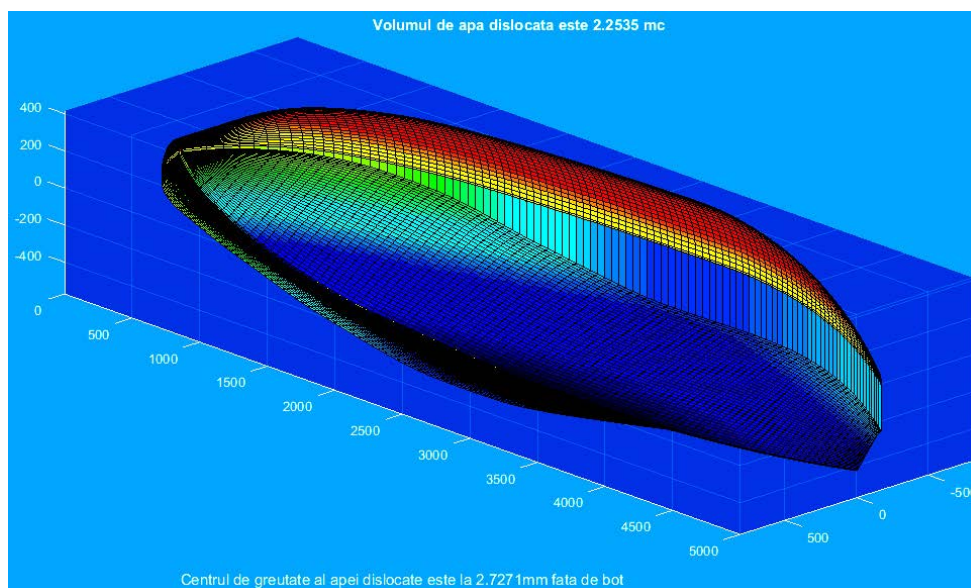


Figura 2.1. Exemplificare de Model/desen industrial propus în această fază

Studiul realizat a preluat unele constatări date de o metodă de calcul relativ veche și posibilitățile sale abia recent intrate în atenție astfel, în proiectarea aerospațială, o posibilă aplicație a fibrației Hopf poate fi analiza și optimizarea structurii sistemelor complexe și multidimensionale.

Proprietățile geometrice ale fibrației Hopf pot fi utilizate pentru a simplifica proiectarea componentelor de avioane sau nave spațiale, profitând de modul în care aceasta transformă spațiile de dimensiuni superioare în cele de dimensiuni inferioare. Acest lucru ar putea ajuta la identificarea de modele și relații în procesul de proiectare care sunt dificil de observat în spațiile de dimensiuni superioare, conducând la o mai bună înțelegere a modului în care diferitele componente interacționează și funcționează împreună. Unele aplicații specifice pot include:

- Optimizarea structurală: fibrația Hopf poate fi utilizată pentru a proiecta structuri ușoare, dar puternice și rigide pentru avioane și nave spațiale. Prin exploatarea proprietăților intrinseci ale fibrației Hopf, inginerii pot optimiza distribuția materialului în interiorul structurii, reducând greutatea și îmbunătățind performanța;
- Analiza vibrațiilor: geometria fibrației Hopf poate fi aplicată pentru a analiza și reducerea vibrațiile în structurile aerospațiale. Prin înțelegerea frecvențelor naturale și a diferitelor forme modale, se pot dezvolta sisteme mai eficiente de izolare și reducere a vibrațiilor.
- Optimizarea aerodinamică: proprietățile de transformare continuă ale fibrației Hopf pot fi folosite pentru a proiecta suprafețe aerodinamice cu tranziții netede, reducând frecarea și îmbunătățind eficiența combustibilului.

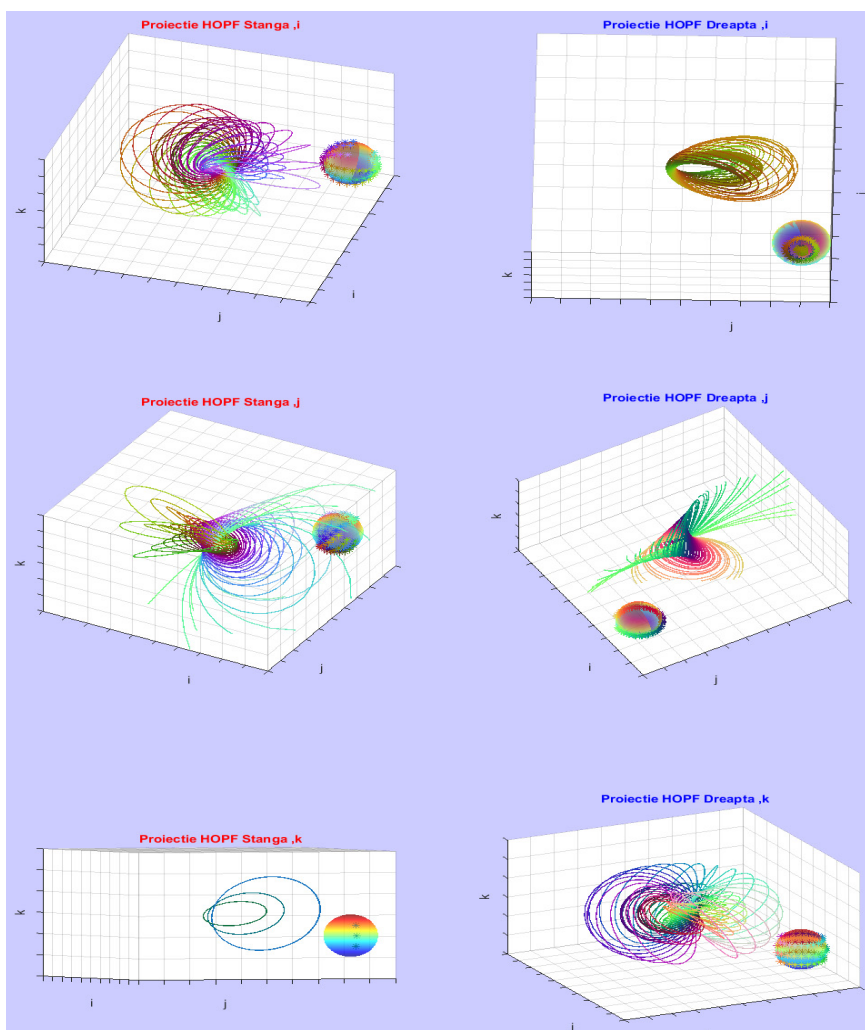


Figura 2.2. Simulare software originală - Reprezentare Fibrilație Hopf

Mai mult, deoarece fibrația Hopf este legată de geometria 3-sferelor și a cuaternionilor, poate avea aplicații potențiale în controlul orientării și studiul orientării vehiculelor spațiale. În acest context, fibrația Hopf ar putea oferi o înțelegere mai intuitivă a relației dintre reprezentările bazate pe cuaternioni ale orientării și rotația fizică reală a navei spațiale.

Versatilitatea și proprietățile unice ale fibrației Hopf oferă mai multe aplicații potențiale în industria aerospațială:

- Producția avansată: geometriile complexe ale fibrației Hopf pot fi integrate cu tehnici avansate de fabricație, cum ar fi imprimarea 3D, pentru a dezvolta structuri aerospațiale noi, cu caracteristici de performanță îmbunătățite.
- Designul habitatelor spațiale: fibrația Hopf ar putea fi aplicată la proiectarea habitatelor spațiale, unde geometria unică ar putea ajuta la optimizarea utilizării spațiului și a integrității structurale în medii cu microgravitație.
- Structuri transformabile: proprietățile continue de transformare ale fibrației Hopf pot permite dezvoltarea de structuri transformabile pentru vehiculele aerospațiale, permițând design-uri adaptabile și reconfigurabile care pot ajusta la diferite condiții de zbor sau cerințe ale misiunii.
- Calculul cuantic: Pe măsură ce domeniul calculului cuantic avansează, fibrația Hopf poate juca un rol în dezvoltarea algoritmilor care exploatează proprietățile topologice ale fibrației, contribuind potențial la calcule mai eficiente în aplicațiile aerospațiale.

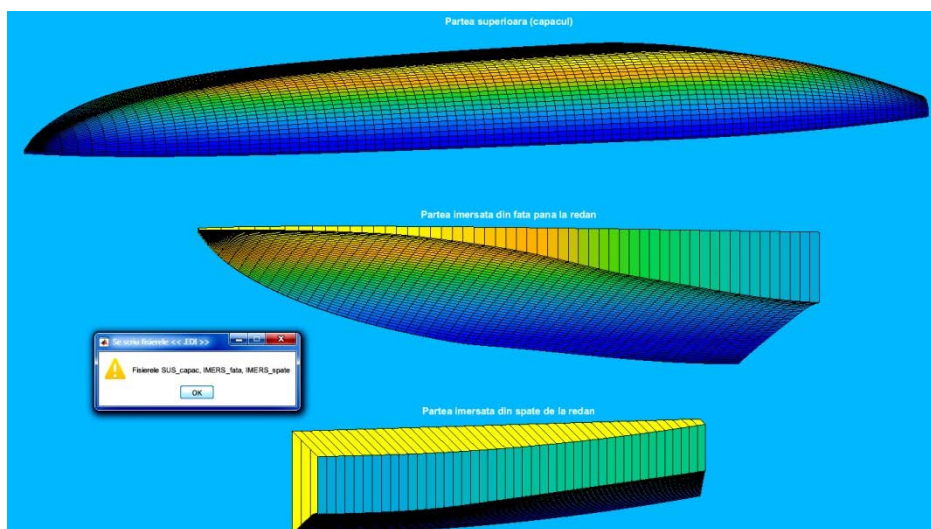


Figura 2.3. Reprezentare componente, 3D, a navei cu evoluție simultană în medii de apă și aer

Baza de date pentru care am optat este de forma unei parametrizări a tuturor curbilor interpolate astfel încât opțiunile din caietul de sarcini specific să fie introduse de către utilizator. Parametrii de calcul introduși nu au decât componenta geometrică adimensională deși includ orice altă cerință de mase, stabilitate, etc. Acești parametri sunt:

- **redan_x=...**; poziționare redan în funcție de poziția centrului de greutate dorit;
- **f_a=...**; factor de adancime recalibrată;
- **f_p=...**; factor de volum peste nivelul apei, valoare subunitară;
- **lungime_flotor=...**; lungime flotor [mm]
- **pas_Ox=...**; adică pasul pe Ox necesar pentru interpolări;
- **latime_flotor=...**; lățime flotor [mm]
- **pas_Oy=...**; adică pasul pe Oy de interpolare;
- **redan_z=...**; înălțimea redanului în [mm]
- **f_coadă=...**; evazare coadă flotor, valoare subunitară;
- **factor_ss=...**; factor de îndreptare carenă submersibilă spate sus;
- **ascutime=...**; între [1...2] Ascutimea botului în plan XoY;
- **gap_xOz=...**; distanța tehnologică [mm] între componente, vedere XOZ.

Cu aceste parametrizări practic se poate defini orice structură spațială destinată evoluției prin apă, aer și chiar spațiul extraterestru. Problema care este în acest moment, este reprezentarea CAD și definirea tehnologică de execuție automată a carenei - CAM. Pentru reprezentarea CAD, utilizând coordonatele pe secțiuni, s-au generat fișiere ASCII pentru automatizarea proiectării. Ideile din prezenta lucrare sunt o urmare firească a modurilor anterioare de concepție și proiectare, exemplificate în figurile de mai jos. În aceste cazuri, informațiile generate de derivatele de timp au fost asimilate în construcție fără a ține seama de parametrizarea acestora.

Ca rezultate ale acestor activități, s-a realizat un software înregistrat cu un Copyright la ORDA și trei modele-desene industriale înregistrate la OSIM. Deasemenea, s-a obținut publicarea a încă două modele-desene industriale (F 124 și F 125) depuse în faza anterioară.

Metoda software de realizare conceptuală și tehnologică propusă în această lucrare se bazează pe metoda (și filosofia) de calcul preluată din Fibrilația Hopf prin care un spațiu multidimensional este proiectat în spațiul tridimensional astfel încât să rezulte structuri topologice (chiar tehnologice) de nave și aeronave, cu realizare imediată CAM, ambele fără intervenție umană.

S-a mărit, conform cu datele de analiză, dimensiunea spațiului care se proiectează în 3D. Spațiul în sine de proiecție nu mai este o sferă, ci curbe, linii fără grosime, care sunt forțate să descrie geometrii și volume. Argumentele matematice utilizate sunt pur geometrice. Această idee a apărut într-o lucrare nucleu anterioară unde, două medii omogene se pot observa sau nu, în funcție de frecvențele lor de manifestare, de existență.

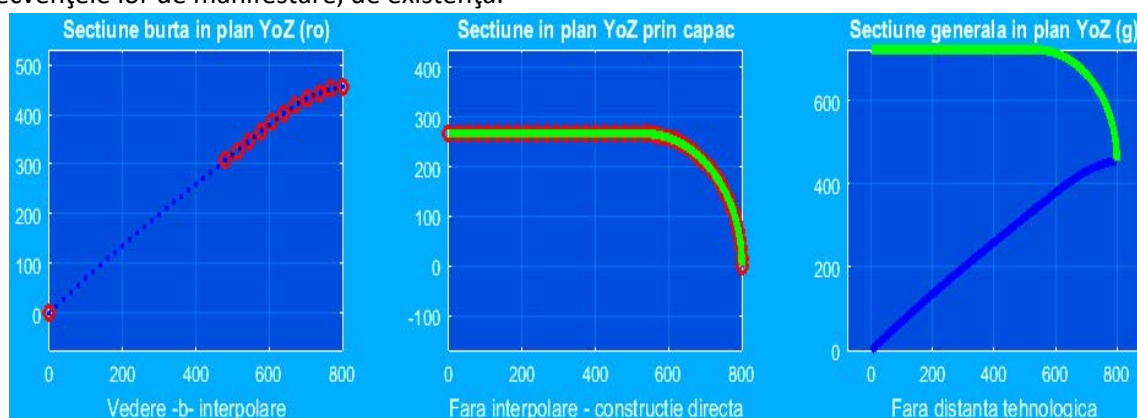


Figura 2.4. Reprezentare generală, în planul yOz , a navei cu evoluție simultană în medii de apă și aer (bază de date de curbe generice)

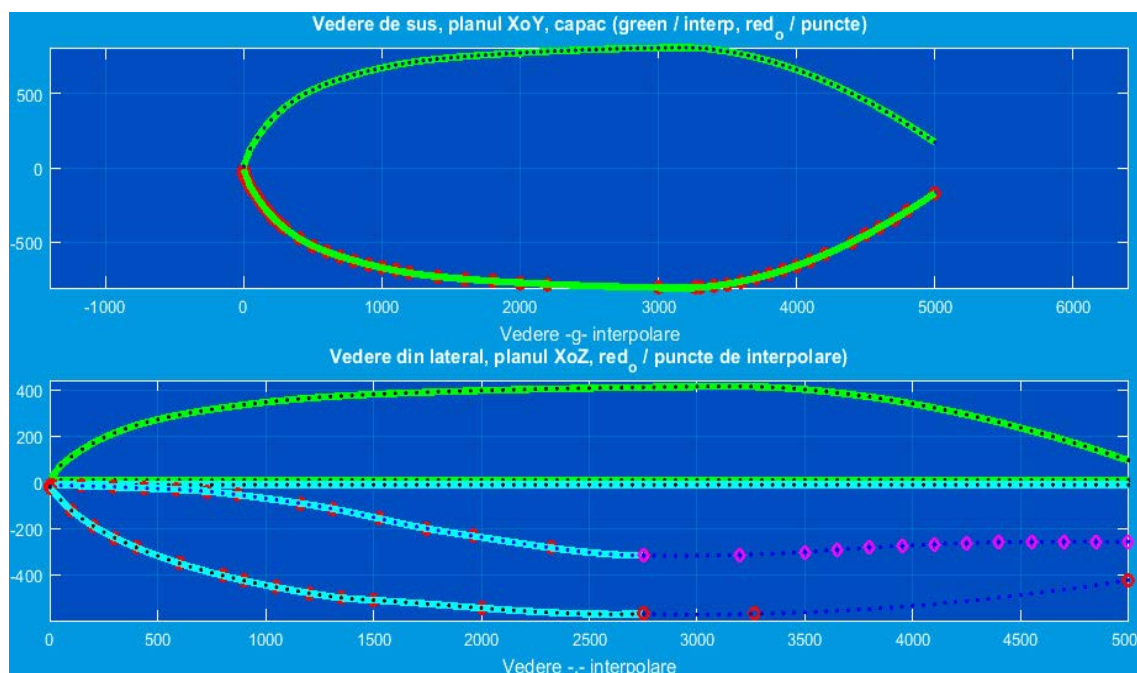


Figura 2.5. Reprezentare generală, în două plane, a navei cu evoluție simultană în medii de apă și aer (bază de date de curbe generice)



Figura 2.6. Macheta realizată practic, scara 1:12

Se creează un câmp de studiu astfel încât, în etapele / fazele ulterioare se va urmări reducerea interacțiunii umane inclusiv la realizarea caietului de sarcini necesare realizării unei nave / aeronave. Se constată că legile fizicii cunoscute au doar două componente care sunt geometria (volumul) și timpul, care și el pare că are două componente, din care unul este referința în sine.

Evident, o relație între acestea ar putea fi viteza (luminii), dar acest studiu încă nu-și propune să dezvolte acest subiect, dar creează premisele pentru aceasta. Achizițiile făcute (materiale de laborator, siguranță aparatură de calcul și sisteme de transmisie de date) s-au realizat în scopul demonstrării practice a metodei propuse.

Studiul realizat a preluat unele constatări date de o metodă de calcul relativ veche și posibilitățile sale abia recent intrate în atenție astfel, în proiectarea aerospațială, o posibilă aplicație a fibrației Hopf poate fi analiza și optimizarea structurii sistemelor complexe și multidimensionale.

Deși nu este expusă explicit în prezenta lucrare, cercetările efectuate au avut în vedere și așa numita Teorie „Twistor” (Roger Penrose – premiul Nobel pentru fizică 2020) și legătura sa cu mecanica cuantică, fenomenul de „entanglement”, nonlocalitatea, gravitația și definiția realității. Aparatul matematic, însă, este definit de Fibrilația Hopf.

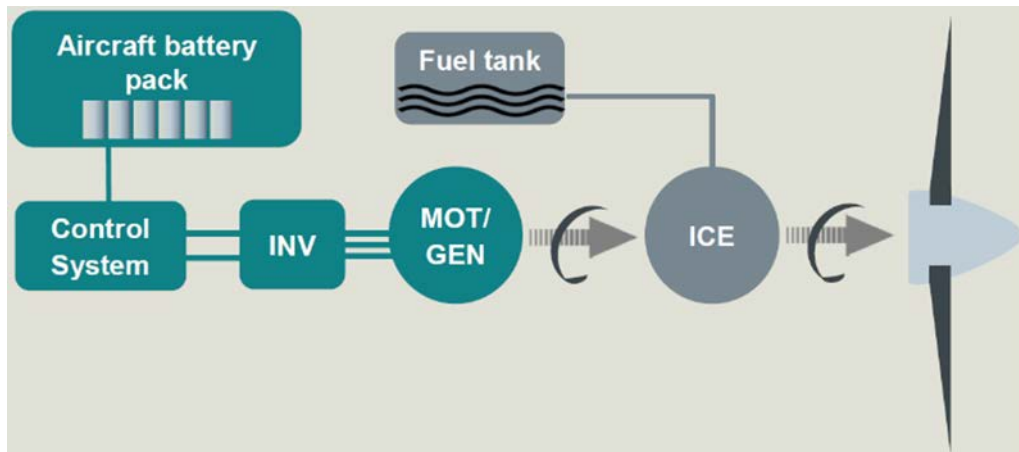
Proiectul PN 23 17 04 04- propune dezvoltarea unui concept, baza de calcul și soluția tehnică dezvoltată în cadrul proiectului pentru demonstratorul tehnologic. Soluția tehnică elimină bateriile, energia fiind generată continuu, atâta timp cât pila este alimentată cu hidrogen și agent oxidant (oxigen din atmosferă). Printr-o astfel de tehnologie autonomia crește substanțial. Testarea sistemului demonstrator se va realiza pe un banc de probe dezvoltat în cadrul proiectului instrumentat astfel încât să răspundă cerințelor din Programul de încercări.

Prezenta lucrare cu denumirea „Concepția sistemului de propulsie” este parte a etapei ”Concepție, soluție tehnică și testare în laborator pentru demonstrator tehnologic de motor electric alimentat cu pilă de hidrogen”, Cod: PN 23 17 04 04, elaborata în baza actului adițional nr. 1/2023, nota de comandă: 23-027/1 PN, constituie faza 1 de dezvoltare a proiectului ”Ecosisteme de inovare și specializare inteligentă în domeniul aerospațial”.

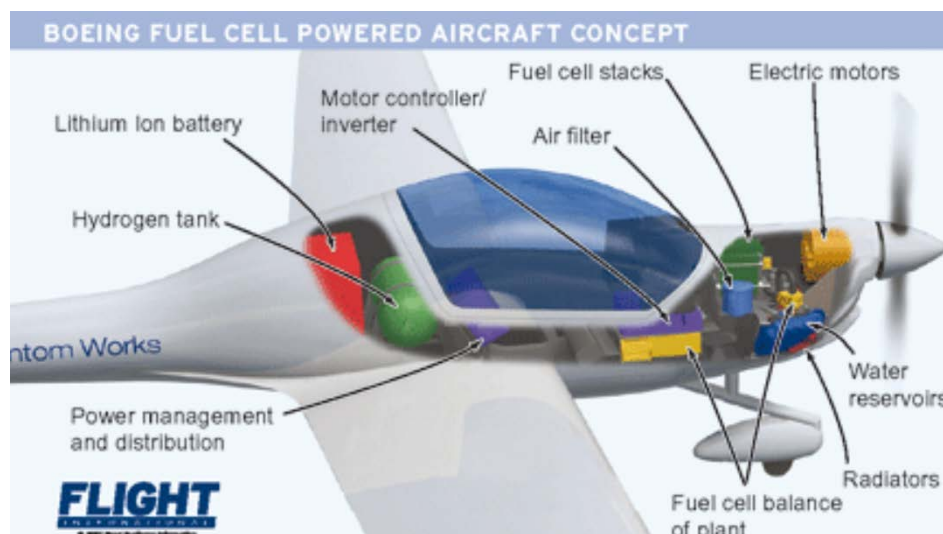
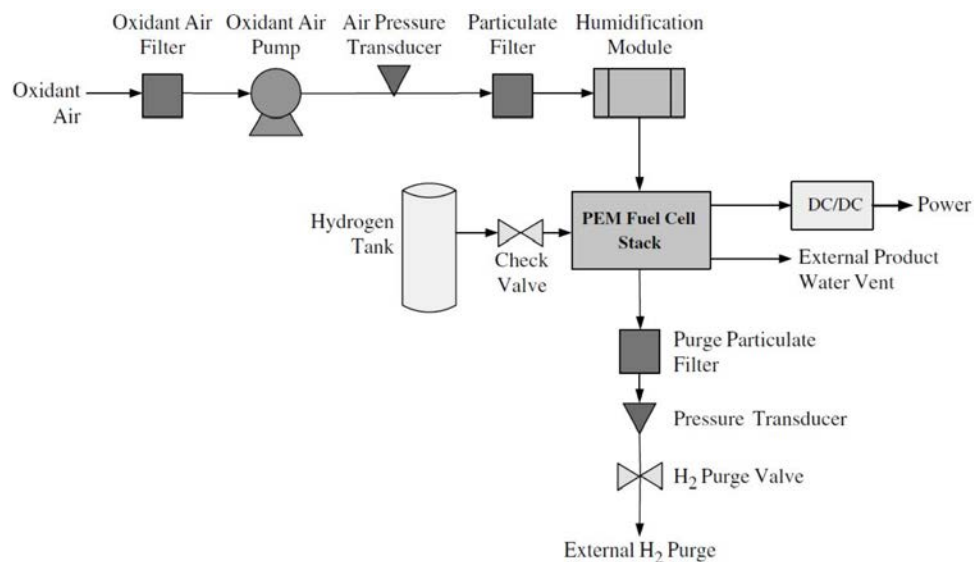
În primul capitolul sunt prezentate: baza și condițiile de elaborare a lucrării, scopul lucrării, obiectivele lucrării, contribuția inovativă și rezultatele estimate.

În al II-lea capitol este prezentat hidrogenul ca sursă curată (verde) de energie, exemple de utilizare a hidrogenului în aplicațiile aerospațiale, pilele de combustibil cu hidrogen pentru aplicații aerospațiale și stadiul actual al cercetărilor la nivel mondial privind aeronavele complet electrice. În prezent, majoritatea aeronavelor electrice sunt în stadiul de demonstratoare aeriene. Aeronavele hibride includ cel puțin două tipuri de surse de energie, ca în figura următoare. Adesea combustia și puterea electrică sunt folosite împreună sau alternativ pentru a propulsa aeronava [15].

Sistemul de alimentare pe bază de pilă de combustie presupune în linii mari un traseu de admisie, filtrare și transport al aerului către catodul pilei și un traseu de alimentare cu hidrogen, care să conducă gazul provenit din rezervoare presurizate și să îl introducă în anodul pilei. Pentru eliminarea substanțelor în exces sau rezultate în urma reacțiilor chimice, sistemul este asigurat cu o evacuare aferentă anodului și alta pentru catod.



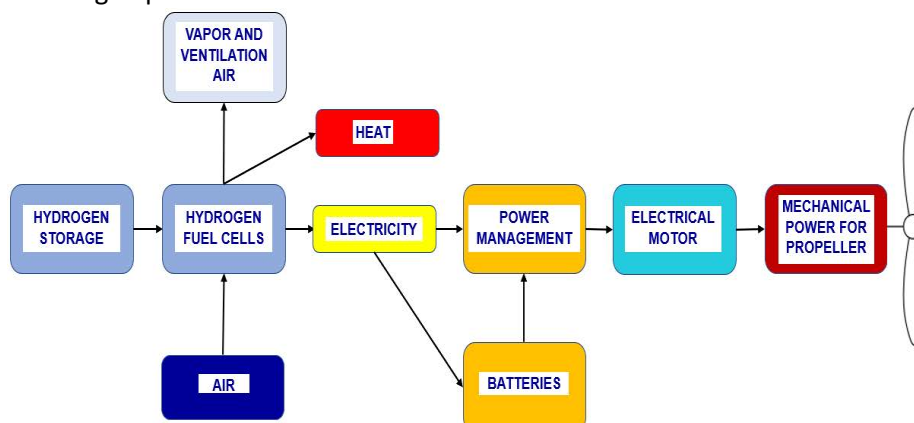
Pachetul de baterii are rolul de a suplimenta puterea de alimentare a sistemului în cazul regimurilor de forță. În restul timpului bateriile se vor încărca treptat cu energie furnizată de la pila de combustie.



În al III-lea capitol este prezentată structura demonstratorului tehnologic. Proiectul dezvoltă un sistem de propulsie electric, bazat pe alimentare de la o pilă de combustie cu hidrogen, adaptat variantei electrice a unei aeronave din categoria CS 23. Soluțiile tehnice cu caracter inovativ aplicate pe demonstratorul tehnologic vizează:

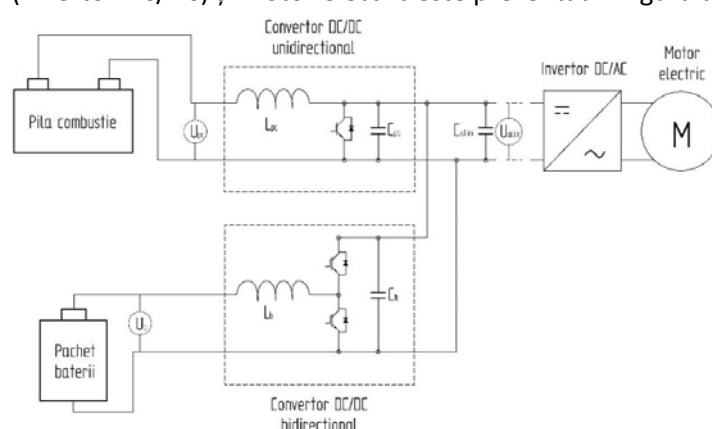
- fiabilitate și siguranța în exploatare;
- dimensionarea și realizarea comenzilor mecanice și electrice dedicate;
- extinderea utilizării materialelor de ultimă generație la nivel industrial și reducerea semnificativă a greutății, în principal pentru rezervoare și magistrala de hidrogen;
- sisteme de protecție și control al funcționării;
- amplasarea eficientă a senzorilor și realizarea acționărilor comandate direct de senzori, ca în figura următoare:

Tehnologia propusă are în vedere utilizarea unei surse de energie electrică pe bază de pilă de combustie cu hidrogen pentru alimentarea unui motor electric.



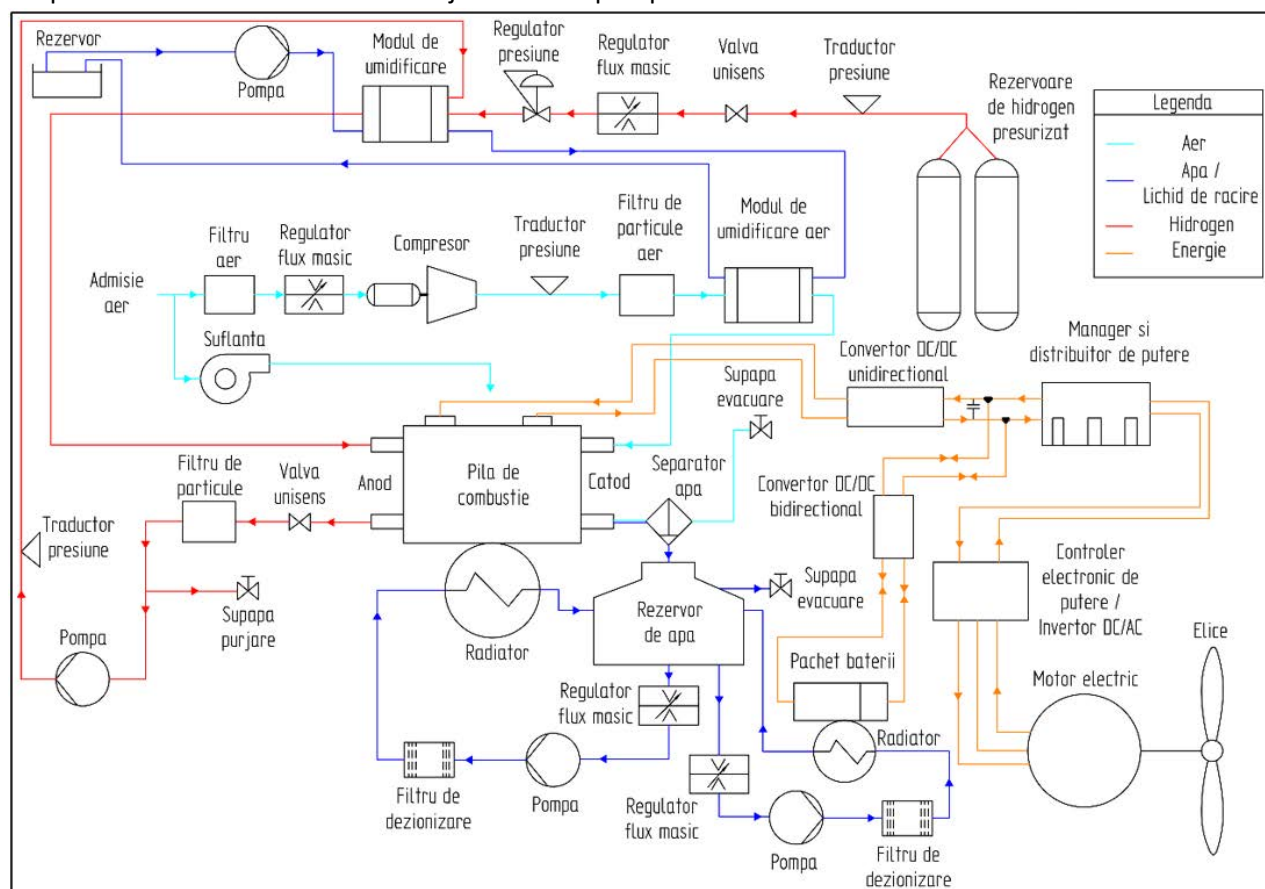
Magistralele de lucru sunt grupate în patru categorii: aer, apă, hidrogen și energie electrică. Hidrogenul este stocat în stare gazoasă în rezervoare presurizate. Pe parcursul magistralei există regulatoare de presiune și debit, care să constrângă hidrogenul la valorile nominale de lucru. Gazul este mai apoi trecut printr-un modul de umidificare, iar în final este introdus în anodul pilei. Presiunea înaltă de stocare asigură transportul hidrogenului prin instalație. În partea opusă, aerul admis din mediul exterior trece prin filtru, regulator de debit, compresor și umidificator, iar în final intră în catodul pilei de combustie. Electronii încărcăți negativ parcurg un circuit extern de la anod la catod sub forma unui curent continuu, ce va fi folosit pentru alimentarea sistemului de propulsie.

Un sistem hibrid activ cu pilă de combustie cu hidrogen și baterii Li-ion, cuplat cu un ansamblu format din controler (invertor DC/AC) și motor electric este prezentat în figura următoare:



În concluzie se optează pentru trecerea de la un sistem pur hidrogen la un sistem de alimentare hibrid activ pilă - baterii. Implementarea acestui nou design în cadrul schemei conceptuale a demonstratorului presupune și asigurarea răcirii bateriilor. În acest scop, ansamblul este suplimentat cu un al doilea radiator, responsabil pentru menținerea pachetului de baterii la o temperatură

Noua schemă conceptuală și inovativă a demonstratorului tehnologic bazat pe sistem de alimentare hibrid este prezentată în figura următoare. Pentru această variantă s-a optat ca hidrogenul evacuat din pilă să fie recirculat în sistem cu ajutorul unei pompe.



În al V-lea capitol sunt alese componentele standului pe baza calculelor efectuate în capitolul anterior: Rezervor presurizat Carbon4tank pentru hidrogen; Pilă de combustie Horizon VL-III, răcită cu lichid; Controler electric (invertor) DTI HV-850 LC; Motor electric Emrax 348 LV LC; Pompă electrică de apă Pierburg CWA100-3; Elice Hartzell HC-C2YR-1N/N7605 (/SM41) care permit stabilirea configurației standului de încercări și schema conceptuală a standului de încercări.

Stadiul 1, Faza 2. Prezenta lucrare cu denumirea „Dezvoltare constructivă pentru demonstratorul instrumentat și standul de probe echipat” este parte a etapei ”Concepție, soluție tehnică și testare în laborator pentru demonstrator tehnologic de motor electric alimentat cu pilă de hidrogen”, Cod: PN 23 17 04 04, elaborata în baza actului adițional nr. 1/2023, nota de comandă: 23-027/2 PN, constituie faza 2 de dezvoltare a proiectului “Ecosisteme de inovare și specializare inteligentă în domeniul aerospațial”.

În al II-lea capitol este prezentată configurația și parametrii sistemului electric, conceptul transferului de putere electrică către motor, optimizarea schemei sistemului electric, selecția motorului electric Emrax 348 LV LC, calculul detaliat al performanțelor sistemului de propulsie și analiza detaliată a bilanțului energetic al sistemului.

În al III-lea capitol este prezentată componenta demonstratorului tehnologic care cuprinde:

- calculul si alegerea controlerului DC/AC, tip DTI HV-850 LC;



- calculul si alegerea convertoarelor DC/DC, tip bidirecțional CONV-DCDC-44KW-BIKS-01-H;



- calculul si alegerea pilei de combustie cu hidrogen, tip Symbio StackPack 150;



- calculul si alegerea rezervoarelor de hidrogen tip Hyfindr Carbon4tank;



- calculul si alegerea pachetului de baterii, tip E-Battery Systems AMEP 88;



- alegerea sistemului de achiziție și control;

Sistemul PXI reprezintă o soluție complexă, alcătuită din trei componente hardware esențiale și o componentă software. Componentele hardware includ carcasă, controler și modulele periferice, formând o structură modulară care poate fi adaptată la cerințele specifice ale proiectului.

Carcasa aleasă pentru sistemul prezentat este PXIe-1071 cu 4 sloturi. Pentru completarea configurației sistemului de achiziție și control s-a ales modulul PXIe-6363, care este un modul multifuncțional I/O utilizat pentru o gama largă de aplicații, inclusiv pentru achiziții de date, control și automatizare.

- alegerea senzorilor de curent și de tensiune, de temperatură, de presiune, de cuplu, de turație și de viteză;
- alegerea elicei tip Hartzell HC-C2YR-1N/N7605 (cu pas variabil) sau MT-188R-145-4G (cu pas fix).



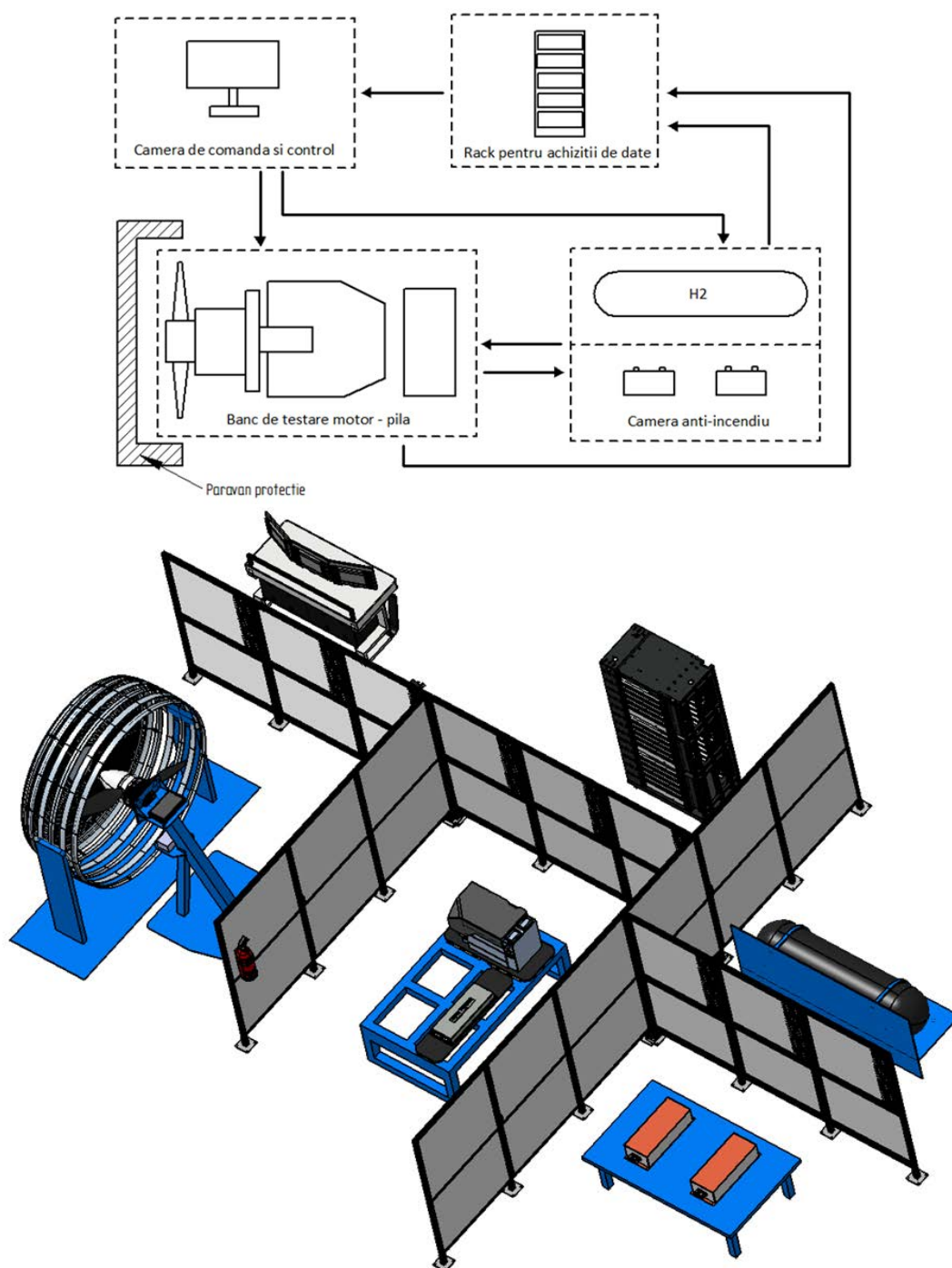
În al IV-lea capitol este prezentată dezvoltarea constructivă a standului de încercări și îmbunătățirea configurației standului.

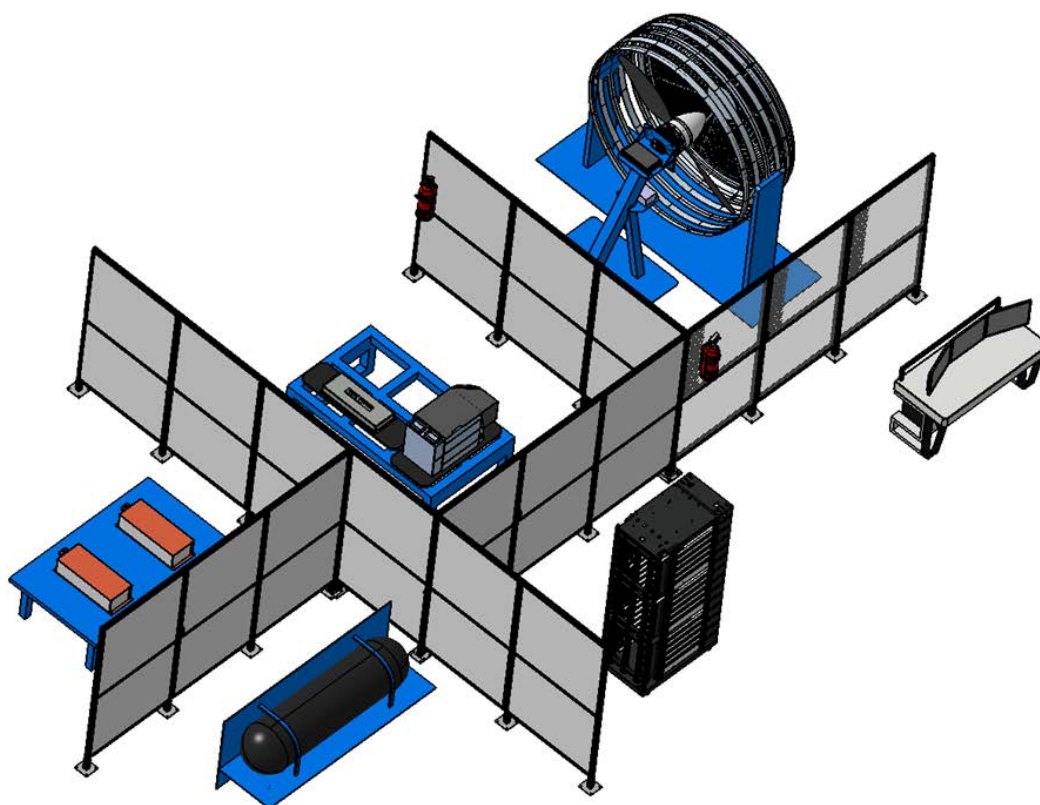
Următorul pas spre realizarea demonstratorului tehnologic este dezvoltarea unei configurații clare a standului de încercări. În iterația precedentă a fost expusă o configurație incipientă a standului. În etapa curentă este vizat un ansamblu 3D care să promoveze structura standului, împreună cu marea majoritate a elementelor componente. Prima dată sunt preluate sau construite modelele tridimensionale ale principalelor ansambluri. În continuare sunt analizate interfețele necesare de prindere. În final se creează un spațiu de lucru în care fiecare componentă este amplasată la locul ei ținând cont de:

- gabaritul propriu;
- conexiunile ce trebuie realizate;

- interfața de prindere;
- grupul de proveniență;
- măsurile de protecție impuse;
- modul de răcire;
- alimentarea cu energie;
- ergonomia standului etc.

După analizarea și respectarea tuturor criteriilor, standul de probă al demonstratorului tehnologic capătă configurația prezentată în următoarele imagini.



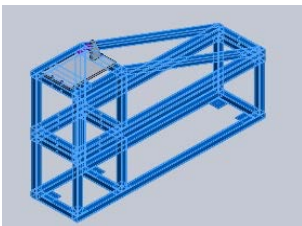
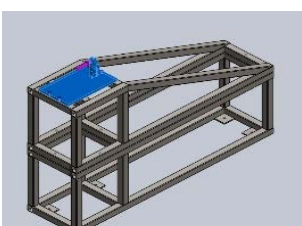


În final sunt prezentate normele de siguranță și de operare care sunt esențiale în procesul de dezvoltare, funcționare și testare a standului de încercări. Pentru a fi evitate orice tip de incidente este strict necesară definirea și respectarea unor norme și măsuri de siguranță specifice.

PROIECT PN 23.17.05.01- Pentru realizarea bancului de teste s-au avut în vedere o serie de capacități. În primul rând s-a dorit ca el să ofere o flexibilitate în utilizare, putând fi folosit pentru diverse încercări și determinarea parametrilor mai multor tipuri de motoare de machete active (motoare electrice, motoare cu jet cu combustibili lichizi sau solizi). O serie de motoare pot fi montate în partea superioară, prin intermediul unei plăci adaptoare care, poate fi înlocuită în cazul unor cerințe specifice. În configurația actuală, este compus din două componente principale, una fixă și una mobilă. Partea fixă este formată din două cadre metalice sudate, realizate din profile rectangulare de 60x60x5 mm, cele două cadre făcând corp comun cu ajutorul elementelor de fixare surub – piulita. În procesul de alegere al profilului au fost luate în considerare estimări ale forțelor dezvoltate de motoarele ce vor fi testate. Pentru a evita deplasarea standului în timpul efectuării testelor, cadrul metalic este fixat rigid în 6 puncte de prindere de o platformă de beton. În partea superioară a standului se afla un ansamblu format din două plăci de duraluminu de dimensiuni diferite. Pe placa de duraluminu inferioară, sunt fixate două sine de ghidaj liniar, pe aceasta din urmă alunecând patru rulmenți liniari. Placa de duraluminu superioară este fixată rigid cu suruburi de rulmenți. Motoarele sunt fixate de placa mobilă prin intermediul unui sistem de prindere, acest sistem fiind proiectat astfel încât să faciliteze înlocuirea motoarelor cu un grad minim de dificultate, fiind ușor accesibil. În cazul în care se utilizează motoare cu jet ce necesită combustibil, alimentarea se poate realiza printr-un sistem situat în partea laterală a standului. Sistemului de măsurare a forțelor, din punct de vedere fizic, este realizat prin intermediul a două piese, una fixată pe placa superioară și una pe cea inferioară, între ele fiind montat un traductor de forțe (de exemplu FN7325) prin intermediul a două flanșe dispuse de o parte și de cealaltă. Pentru a asigura o operare sigură în exploatare, dimensionarea standului s-a realizat pe baza unui calcul de rezistență pentru modelul proiectat. La partea de calcul s-au luat ca date de intrare materialele folosite. Pentru partea fixă, și

anume cadrul metalic, s-a utilizat materialul AISI 1045 Steel iar pentru partea mobila duraluminiu 7075-T6. Proprietatile materialelor in urma carora s-a realizat simularea se regasesc in tabelul 1.

Tabel 1. Proprietatile materialelor

Model	Proprietati
	AISI 1045 Steel Rezistenta la curgere – $5.3 \cdot 10^8 \text{ N/m}^2$ Rezistenta la tractiune – $6.25 \cdot 10^8 \text{ N/m}^2$ Modulul elastic – $2.05 \cdot 10^{11} \text{ N/m}^2$ Coeficientul Poisson – 0.29 Densitatea materialului – 7850 kg/m^3 Modulul de forfecare – $8 \cdot 10^8 \text{ N/m}^2$
	Duraluminiu 7075-T6 Rezistenta la curgere – $5.05 \cdot 10^8 \text{ N/m}^2$ Rezistenta la tractiune – $5.7 \cdot 10^8 \text{ N/m}^2$ Modulul elastic – $7.2 \cdot 10^{10} \text{ N/m}^2$ Coeficientul Poisson – 0.33 Densitatea materialului – 2810 kg/m^3 Modulul de forfecare – $2.69 \cdot 10^{10} \text{ N/m}^2$

Aplicarea fortei impreuna cu elementele de fixare ce au fost stabilite pentru simulare se regasesc in imaginile 1 si 2.

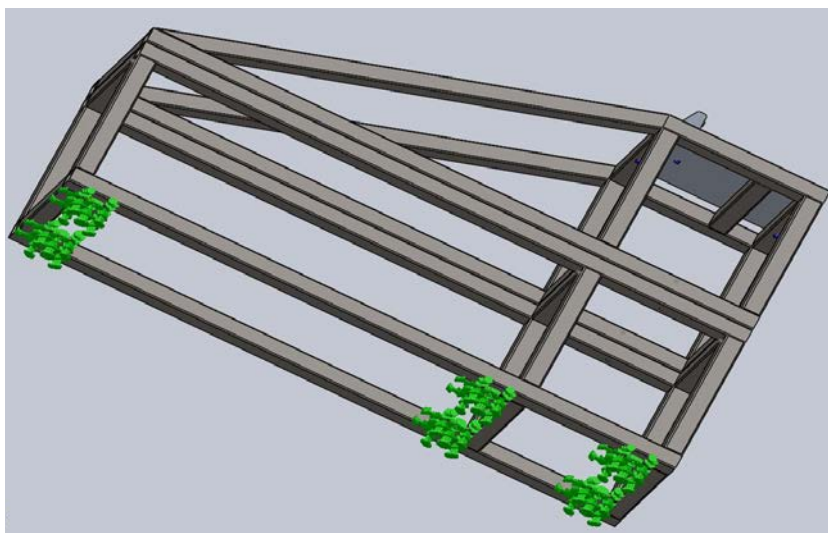


Fig. 1 Punctele de fixare

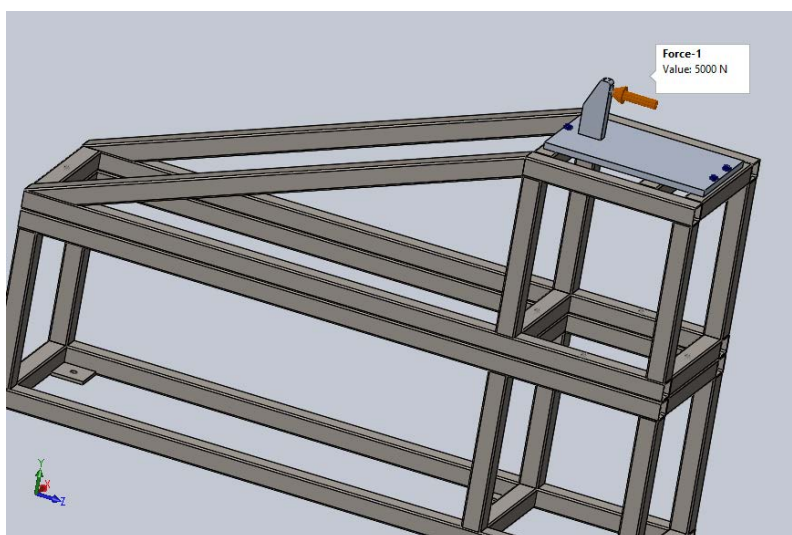
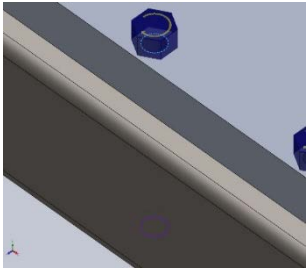
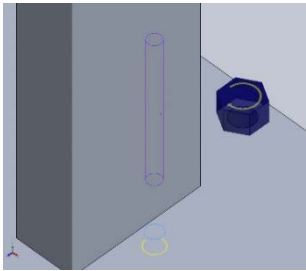


Fig. 2 Punctul de aplicare al fortei

Ca elemente de fixare au fost stabilite cele sase prinderi ale cadrului pe platforma considerata fixa. Forta de tractiune a motorului utilizata pentru simulare a avut valoarea de 5000 N si a fost aplicata in centrul flanse de prindere a senzorului pentru masurarea fortei.

Tabel 2. Elemente de conectare/asamblare

Nume	Detalii
 Surub – piulita	M12
 Surub – piulita	M8
Subub – piulita	M10

In continuare sunt prezentate zonele de descarcare a fortelor (zonele de contact).

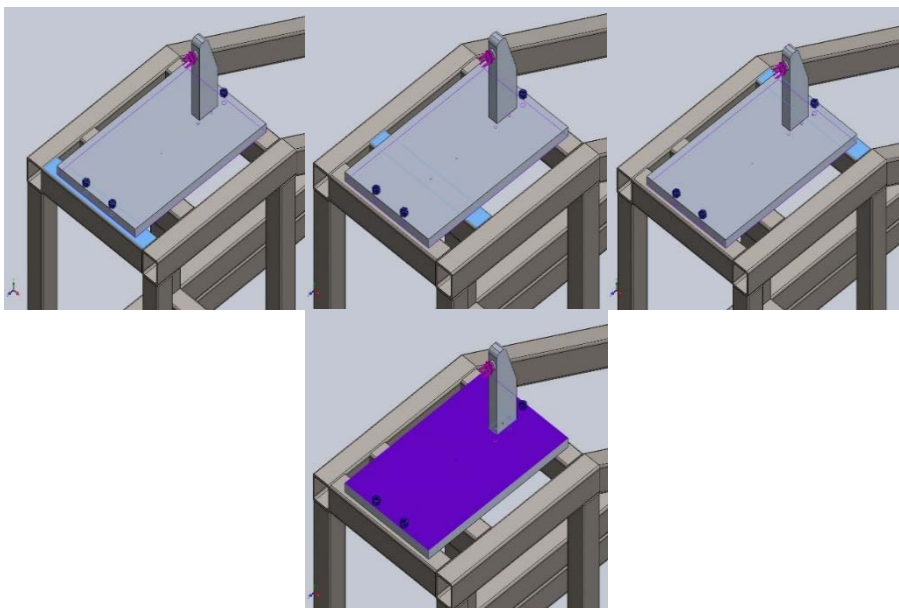


Fig. 3 Zonele de contact

Pentru operatiunea de discretizare, s-a utilizat modul standard, cu patru puncte Jacobi, avand dimensiunea elementului de 10 mm si o toleranta de 0.5 mm. In urma procesului de discretizare s-a realizat o structura ce are 880165 noduri si 4592239 de elemente.



Fig. 4 Procesul de discretizare pe intreg ansamblul

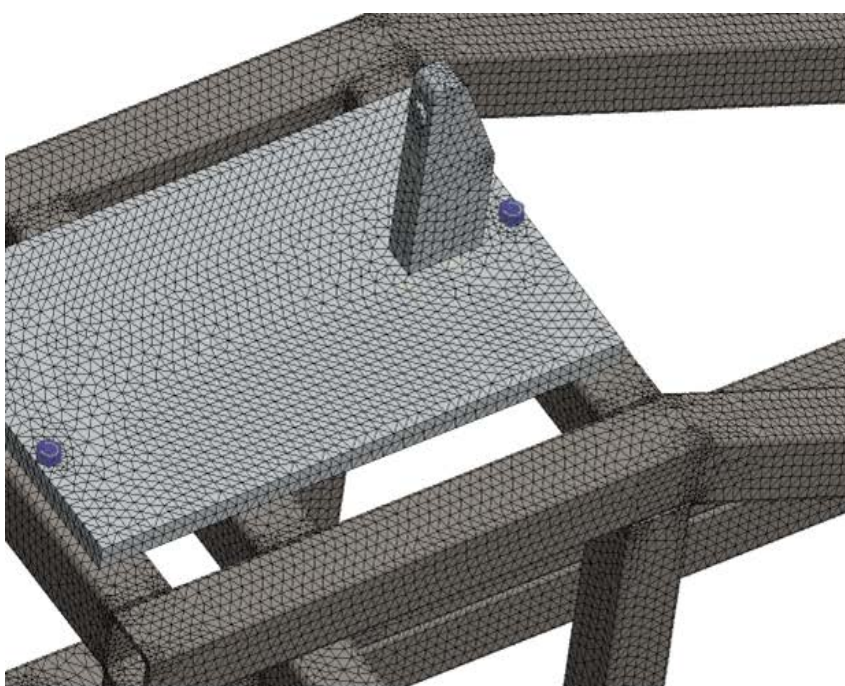


Fig. 5 Detaliu proces mesh

În urma calculului de rezistență pentru cazul în care motorul generează forța de împingere au rezultat următoarele:

Din punct de vedere al tensiunilor, punctul maxim s-a obținut în zona suruburilor ce fixează elementul secundar de prindere al balantei de placă superioară.

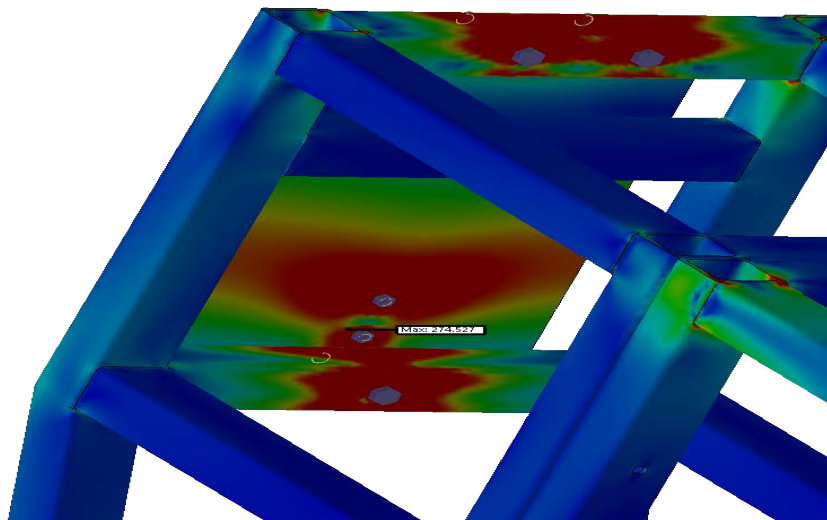


Fig. 6 Punctul de tensiune maxima

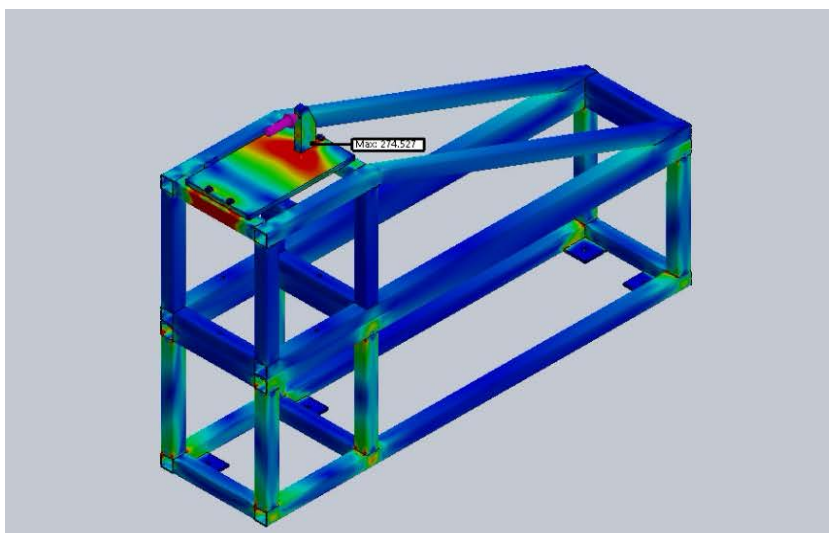


Fig.v7 Reprezentarea tensiunilor pe intreg ansamblul

In ceea ce priveste deformarea, valoarea maxima a acesteia are valoarea de 2.193 mm. In figura 8 sunt prezentate deformatiile pe intreg ansamblul.

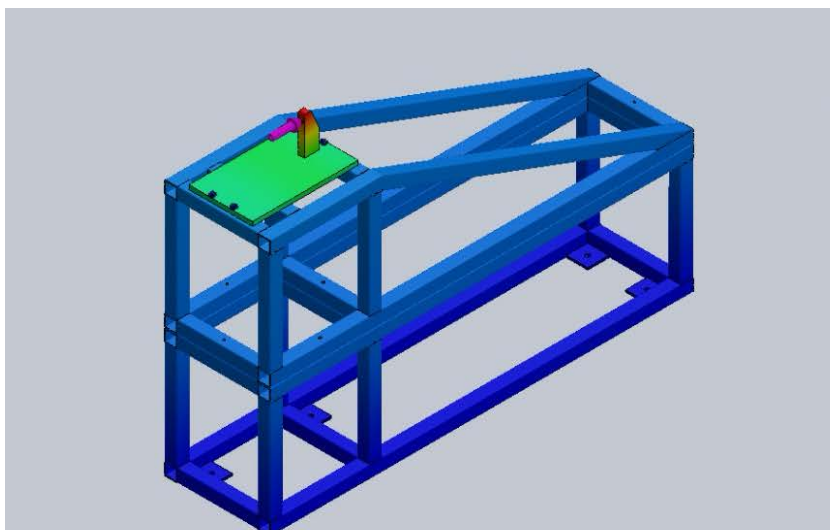


Fig. 8 Deformările pe întreg ansamblul

Pentru cazul în care motorul generează forta de tracțiune, s-au utilizat aceleași puncte de fixare ale întregului ansamblu ca și în cazul anterior. De asemenea, punctul de aplicare rămâne același, schimbându-se doar sensul forței.

Tensiunea maximă, ca și în cazul precedent, s-a obținut în zona suruburilor ce fixează elementul secundar de prindere al balantei de placă superioară. Valoarea maximă a tensiunii este reprezentată în figura 9, valoarea acesteia fiind de 346963 MPa.

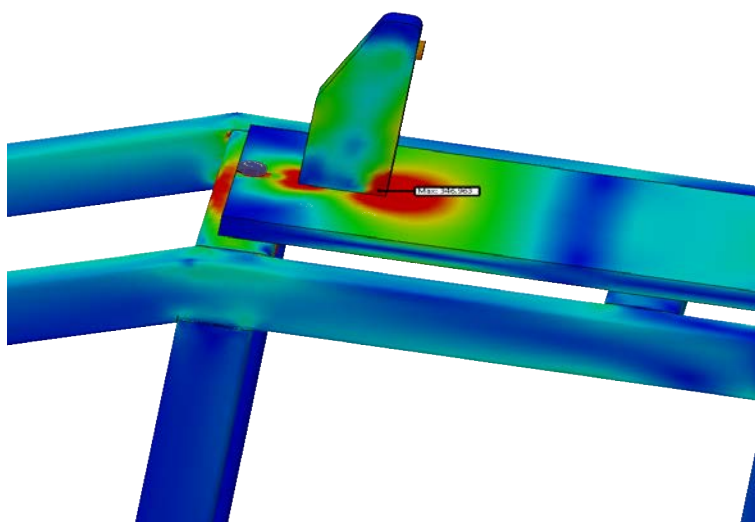


Fig. 9 Punctul în care tensiunea este maximă

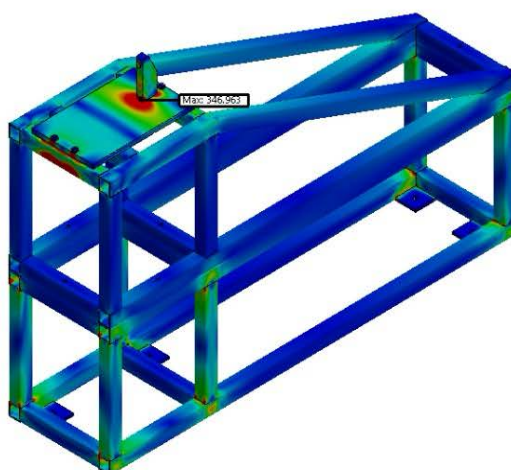


Fig. 10 Reprezentarea tensiunilor pe intreg ansamblul

In ceea ce priveste deformatia, valoarea maxima a acesteia are valoarea de 1.828 mm. In figura 11 sunt prezentate deformatiile pe intreg ansamblul.

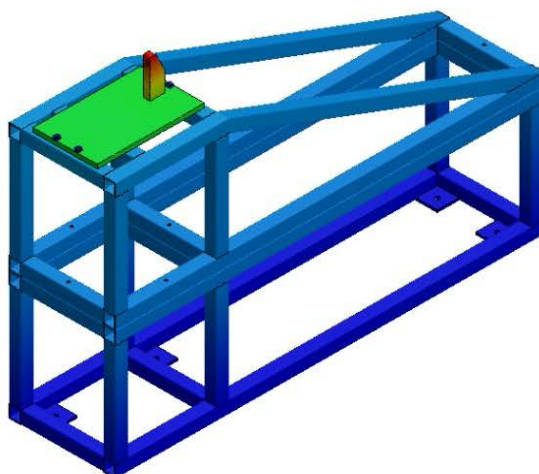


Fig. 11 Deformarile pe intreg ansamblul

Din punct de vedere al parametrilor masurati, se doresc a se masura simultan valorile fortelor, presiunilor si temperaturilor. Pentru masurarea fortelor s-a avut in vedere un traductor care sa aiba o precizie rezonabila pentru o gama intreaga de aplicatii. S-a ales un traductor de forta ce are la baza marci tensiometrice si o capacitate suficienta. In cazul in care se solicita cresterea preciziei, pentru motoare cu tractiune mai mica, este posibila inlocuirea acestui traductor cu unul de capacitate inferioara si o sensibilitate mai mare. Avand in vedere ca senzorul de forta este in apropierea motorului care se presupune ca degaja o importanta cantitate de caldura, s-a considerat ca este necesara o compensare cu temperatura pe un domeniu acceptabil. Pentru masurarea de presiuni s-au avut in vedere mai multe zone de interes, fiecare cu particularitatile sale. Pentru cazul in care se foloseste un motor cu jet, avem nevoie de masurarea presiunilor pe ajutoraj. Aceste presiuni pot avea valori relativ mari in zona convergenta iar apoi sunt mai reduse pe masura ce ajutorajul se expandeaza. Pentru sectiunea in care este injectat combustibilul s-a avut in vedere ca presiunea poate sa atinga

presiuni mari. Si in acest caz temperatura ridicata a fost luata in considerare, alegand senzori adecvati.

In ceea ce priveste masurarea de temperaturi, s-a avut in vedere ca senzorii sa aiba o gama extinsa de masura, astfel incat sa acopere valorile ridicate ce ne asteptam sa apara, dar si sa aiba o dimensiune redusa astfel incat sa poata fi inglobati in anumite componente cu pereti subtiri (ajutaje, rake-uri). De asemenea, cablurile acestor senzori trebuie sa fie protejate de camasi rezistente la temperatura.

Realizarea bancului de testare a sistemelor de propulsie pentru machete active

Pe parcursul desfasurarii unor proiecte europene s-a aratat nevoia unui banc de testare dedicat sistemelor de propulsie pentru machetele active. Initial s-a realizat un astfel de banc capabil sa masoare diferiti parametrii ai motoarelor cu jet cald. Cerintele tot mai ridicate din cadrul proiectelor europene impun dezvoltarea de capacitati de testare a sistemelor de propulsie pentru machete active. Pe baza experientei anterioare, in cadrul acestui proiect s-a propus dezvoltarea unui banc cu capabilitati imbunatatite care sa poata fi utilizat atat pentru motoare care genereaza o forta de impingere (in general cazul motoarelor cu jet) sau o forta de tractiune (cazul motoarelor cu elice).

Pentru masurarea de forte, bancul este prevazut cu un traductor bazat pe marci tensometrice. In cazul de fata s-a ales utilizarea unui traductor de tip FN7325-M6-XYZ. Motorul urmeaza a fi prins de stand prin intermediul traductorului de forta si astfel se vor transmite fortele pe care le genereaza.

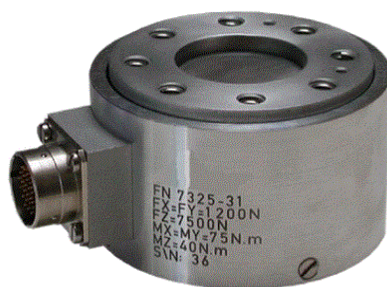


Fig. 12 Traductor forță

Traductorul este simplu de montat si de utilizat. Se folosesc 8 suruburi M6 pe fiecare parte a acestui traductor, pentru prinderea de motor pe o parte si prinderea de bancul de test pe cealalta parte. Traductorul prezentat are urmatoarele domenii de masura:

F_x +/- 5kN

F_y +/-5kN

F_z +/-15kN

Este de recarcat ca senzorul are compensare cu temperatura pe domeniul 0 – 60 grade C. Valoarea combinata a neliniaritatii si histerezisului este < 1% F.S., similar cu cel al balantelor de mare performanta. Pentru alimentarea si culegerea semnalului de pe punctele tensometrice ale acestui traductor dispunem de conditionerile necesare. Ele se alimenteaza la 20Vdc (de la o sursa RIGOL DP832A) si primim la iesire un semnal in domeniul +/- 10V. Semnalele pozitive pe iesire apar cand traductorul este sub compresie si semnalele negative apar cand traductorul este tensionat. Aceste conditionere sunt prevazute fiecare cu cate un potentiometru de reglare a offset-ului si in cazul unei verificari a calibrarii, si cu cate un potentiometru de ajustare a amplificarii. Legatura electrica intre cele doua parti se face printr-un cablu multifilar ecranat, care poate fi cu patru fire in varianta standard, sau cu sase fire in varianta imbunatatita: doua pentru alimentarea punctii tensometrice, doua pentru semnal si doua pentru sens (in vederea reglarii unei tesioni de excitatie cat mai exacte).

Intrucat se foloseste varianta de cablu cu sase fire trebuiesc modificate pozitiile jump-erilor J1 si J2, care din fabrica sunt setati pentru varianta standard. De asemenea, cu ajutorul punctelor de sudura interne LP81-1 si LP81-2 pe pozitia SET, se seteaza valoarea tensiunii de excitatie a puntii tensometrice la valoarea de 10V(+/-5V bipolar); varianta alternativa fiind cea de 5V(+/- 2.5V bipolar). Apoi, se seteaza si valoarea limita a filtrului trece jos, 10 Hz sau 1 kHz, pentru semnalul de iesire, cu ajutorul jump-erelor DIP60/3 si DIP60/4. In partea dinspre conditioner conectarea se face pe baza unui conector de tip clema cu surub, iar in partea dinspre traductorul de forta avem un conector rapid cu 12 pini, care este in acelasi timp foarte robust. Conditionerele sunt montate si intr-un panou electric pentru a fi protejate de mediul exterior. In cadrul acestei etape s-a avut in vedere achizitionarea de senzori si tehnica de calcul necesare pentru procesarea semnalelor masurate. In cazul in care se testeaza un motor cu jet, traductorul de forte nu este expus la mediul agresiv din interiorul motorului, dar din punct de vedere al masurarii de presiuni trebuie sa investigam atat partea de evacuare a produsilor de reactie cat si partea interna unde are loc reactia principala. Ambele zone sunt evident sub incidenta combustibilului folosit, care e foarte reactiv. Dupa ce pozitiile prizelor de presiune au fost stabilite, se realizeaza fixarea mecanica a tevilor de inox ce strapung carcasa motorului la locatiile indicate. Aceste tevi vor avea racorduri flexibile in functie de cetinte. Totodata sunt rezistente la presiuni de pana la 20 bari si nu se corodeaza in contact cu combustibilul utilizat. Tevile de inox conecteaza pneumatic prizele de presiune de pe motor cu traductorii de presiune aflati in apropiere. Pentru a se evita posibilele probleme ce pot sa apara datorita scaparilor accidentale de combustibil pe calea catre traductorii de presiune, panoul ce contine semnalele electrice, chiar daca va fi in apropierea motorului, va sta la un nivel mai ridicat decat acesta. Au fost alesi doar traductori de presiune absoluta pentru a surprinde si valorile negative (mai mici in comparatie cu presiunea atmosferica). Pentru domeniul 0...16 bari avem in dotare o serie de senzori de tip Heavy Duty MIP (Media Isolated Pressure transducer) traductori cu urmatoarele domenii de masura:

- 0 - 1.6 Bari
- 0 - 3.5 Bari
- 0 - 6.9 Bari
- 0 – 16 Bari

Acestia arata din punct de vedere constructiv la fel, prezinta o structura solida, sunt fabricati din otel inoxidabil, si au acelasi tip de conector electric (Delphi 12078088 tata) si au aceeasi geometrie de conectare pneumatica (G 1/4A-G). Sunt conceputi pentru a rezista la o serie variata de agenti: apa, lichide hidraulice, ulei, alcool, lichide refrigerante, O2, N2, CO2, N2O, etc.



Fig. 13 Conector electric Delphi 12078088

Acesti senzori prezinta urmatoarele caracteristici de baza:

Domeniul de temperatura de lucru	-40...125 grade C
Valoarea combinata a neliniaritatii BFSL, histerezisului si ne-repetabilitatii	< 0.15% FS
Timp de raspuns foarte bun	1 ms
Rezistenta la soc	100G
Rezistenta la vibratii in domeniul 10...2000Hz	20G
Alimentare	5 Vdc
Iesire	0.5...4,5 V
Grad de protectie	IP67

Caracteristicile prezentate fac ca senzorii sa fie simplu de conectat la sistemul de achizitie de date propriu. Pentru a masura presiunea din camera motorului, unde ne asteptam la presiuni mai mari de 16 bari, folosim un traductor de presiune din seria Heavy Duty PX2.



Fig. 14 Traductor presiune Heavy Dyty PX2

Conectorul electric si cel pneumatic sunt identici cu cei ai traductorilor din seria MIP. Din datele de mai jos se observa ca parametrii acestui produs difera putin de cei ai modelului prezentat anterior. Se remarca prin compensarea cu temperatura pe un interval foarte larg, datorita circuitului integrat specializat, pe care il are incorporat in carcasa.

Acesti senzori prezinta urmatoarele caracteristici de baza:

Domeniul de temperatura de lucru	-40...125 grade C
Domeniul de temperatura pe care este compensat	-40...125 grade C
Valoarea combinata a neliniaritatii BFSL, histerezisului si repetabilitatii	< 0.25% FS
Timp de raspuns	2 ms
Rezistenta la soc	100G
Rezistenta la vibratii in domeniul 10...2000Hz	20G

Alimentare	30 Vdc
Iesirea	3...27 V
Grad de protectie mai bun	IP69K

Pentru alimentarea traductorilor de presiune (5Vdc si 30Vdc) si a conditionerelor balantelor (20Vdc) se foloseste o singura sursa de alimentare Rigol BP832A, cu 3 canale. Acuratetea acestor surse este +/-0.05% +10mV. Semnalul de zgomot este unul foarte redus, mai mic de 350 microVrms / 2mVpp. Pentru conectarea semnalelor de iesire din aceste dispozitive cu sistemul de achizitie de date se utilizeaza cabluri coaxiale ecranate RG174 cu urmatoarele caracteristici:

Rezistenta conductor	290 Ohm/km
Capacitatea miez/ecran	100pF/m

Ecranare de foarte buna calitate, impletitura din cupru argintat, cu acoperire de 88%.

Pentru o determinare a parametrilor cat mai completa, pe langa forte si presiuni, este nevoie si de masurarea temperaturilor in diferite puncte. Aceasta operatiune este o operatie destul de dificila in conditiile de fata. Sunt necesari senzori care pot sa masoare temperaturi mari, pana la 1000 grade C si care sa reziste la contactul cu combustibilul. Din motivele prezentate reiese ca se pot utiliza termocuple de tip K, si suplimentar acestea sunt si senzorii de temperatura cu un raspuns bun in timp. De asemenea acestia trebuie sa fie fixati atat de bine pe peretele motorului incat sa nu se desprinda la presiunile generate in interior.

Pentru aceasta sarcina dificila s-au ales termocuplele de tip XC-14-K12.



Fig. 15 Termocuple tip XC-14-K12

Acest tip de sonda prezinta domeniul de temperaturi masurate intre 0...1090 grade C. Eroarea de neliniaritate este una foarte buna, si anume sub 1% FS. Suplimentar, ca au in zona contactului dintre cele doua metale o manta ceramica de protectie rezistenta la 1200 grade C in folosinta continua. In comparatie cu alte termocuple utilizate anterior au o camasa de izolare a conductorilor mai robusta. Aceste doua avataje permit fixarea solida de peretele metalic al motorului. Pentru aceasta fixare se utilizeaza un adeziv ce rezista la presiuni si temperaturi ridicate. Pentru protectia suplimentara,

termica si meacnica, a cablurilor ce vin de la termocuple, cat si a tevilor de presiune, se folosesc mansoane cu tesatura de fibra de sticla sau mansoane cu tesatura de bazalt, dupa cum este cazul. Deoarece aceste termocuple au cablurile proprii destul de scurte, 30 mm, este nevoie de o prelungire a lor pana la sistemul de achizitie de date. Acest lucru se face cu ajutorul conectorilor si al cablurilor speciale pentru acest tip de termocupla. In ceea ce priveste partea hardware a platformei experimentale s-au folosit echipamente dezvoltate de catre National Instrument din gama DAQ ce confera stabilitate sporita in timp . Aceste tipuri de echipamente sunt utilizate cu precadere in cadrul proceselor de automatizare in domeniul industrial. In cadrul aplicatiei ce deservește la monitorizarea parametrilor si actionarea diferitelor sisteme cu ajutorul unor semnale logice s-a dezvoltat o configuratie a echipamentului hardware capabila de a satisface necesitatile impuse in timpul testului. Acest ansamblu este format din urmatoarele echipamente:

- Ni cDAQ9184
- Ni 9232
- Ni 9213
- Ni 9237



Fig. 16 Sasiul Ni cDAQ9184

Ni cDAQ-9184 este un sasiu Ethernet CompactDAQ conceput pentru sisteme de masurare cu senzori, la distanta sau distribuite. Sasiul controleaza sincronizarea si transferul de date intre modulele I/O si o gazda externa care de regula este reprezentata de un computer (laptop, etc.). Se poate utiliza o combinatie de module pentru a crea o combinatie de I/O analogice, I/O digitale si masuratori ce au nevoie de un contor/temporizator. Sasiul are, de asemenea, patru contoare/temporizatoare de uz general pe 32 de biti incorporate. Se pot accesa aceste contoare printr-un modul digital din seria C instalat, temporizat hardware pentru aplicatii care implica codificatoare in cuadratura, PWM, numarare evenimente, generare de trenuri de impulsuri si masurarea perioadei sau a frecventei. Cu mai multe motoare de cronometrare, se pot rula sapte operatiuni temporizate hardware simultan, cu trei rate independente pentru intrarea analogica. NI-9232 reprezinta un modul compatibil cu sasiul cDAQ-9184 ce poate masura semnale de la senzori piezoelectrice electronici integrati (IEPE) si non-IEPE, cum ar fi accelerometre, tahometre si sonde de proximitate. NI-9232 este, de asemenea,

compatibil cu senzorii TEDS inteligenti. Acest modul incorporeaza optiunea de cuplare AC/DC selectabila prin software, detectare IEPE deschis/scurt si conditionare a semnalului IEPE. Canalele de intrare masoara simultan semnale de intrare, asigurand astfel sincronizarea lor. Fiecare canal are, de asemenea, filtre anti-aliasing incorporate care se ajusteaza automat la rata de esantionare. Cand este utilizat cu software-ul NI, acest modul ofera functionalitatea de procesare pentru monitorizarea starii, cum ar fi analiza frecventei si urmarirea comenzilor. Datele ce arata performantele acestui modul sunt prezentate in Tabelul 3.



Fig. 17 Ni 9232

Tabel 3. Performante modul Ni 9232

Numar canale	3 canale analog input
ADC rezolutie	24 biti
Tipul de ADC	Delta-Sigma
Modul de esantionare	Simultan
Tipul TEDS	IEEE 1451.4 TEDS Clasa I
TEDS	3,000 pF
Baza de timp principala interna (fM)	
Frecventa	13.1072 MHz
Acuratete	±100 ppm
Interval de viteza de date (fs) folosind baza de timp interna	
Minim	0.985 kS/s
Maxim	102.4 kS/s
Interval de viteza de date (fs) folosind baza de timp principala externa	
Minim	0.977 kS/s
Maxim	102.73 kS/s



Fig. 18 Ni 9213

Modulul NI-9213 este creat de National Instruments pentru a fi utilizat împreună cu sasiul CompactDAQ și CompactRIO. Acest modul îndeplinește cerințele necesare pentru aplicații precum achiziția și controlul avansat de date. NI-9213 poate fi utilizat între diverse platforme fără modificări. Acest modul de intrare pentru termocuple are 16 canale, o precizie maximă de 2,25 grade Celsius, o frecvență de esanționare de 75 Sample pe secundă, o funcție de autozero, izolație Ch-Earth de 250 Vrms continuă și un terminal cu arc. Dispozitivul este echipat cu filtrare pentru zgomot de 50 Hz și 60 Hz. NI-9213 este proiectat pentru sisteme cu număr mai mare de canale. Prin utilizarea acestui modul, se adaugă senzorii de temperatură la sistemul de testare cu semnal mixt. Modulul include filtre anti-aliasing, detecție a termocuplului deschis și compensare a jonctiunii la rece pentru măsuratori de temperatură de înaltă precizie. Totodată, el dispune de calibrare trasabilă NIST și o barieră de izolare dublă canal-pământ pentru siguranță, imunitate la zgomot și un interval mare de tensiune în modul comun. Modulul NI-9213 are două moduri de sincronizare: de înaltă rezoluție și de mare viteză. Modul de sincronizare de înaltă rezoluție îmbunătățește precizia și zgomotul, scăzând în același timp frecvențele liniilor de alimentare. Pe de altă parte, modul de sincronizare de mare viteză îmbunătățește lățimea de bandă a semnalului și rata de esanționare. Modulul de intrare pentru termocuple funcționează folosind software-ul driver NI-DAQmx, care este compatibil cu numeroase tipuri de pachete software, cum ar fi sistemul de dezvoltare profesională LabVIEW pentru Windows, Modulul NI LabVIEW FPGA și Modulul NI LabVIEW Real-Time, LabWindows/CVI, Microsoft Visual C++, Microsoft Visual Basic, Borland C++ și Microsoft NET. Dispozitivul poate fi configurat folosind instrumentul Measurement & Automation Explorer (MAX). Pentru procesul circuitelor de intrare, canalele de pe modulul National Instruments NI-9213 trec toate printr-un filtru diferențial iar apoi următorul pas constă în multiplexarea canalului. În plus, canalul este esanționat de un convertor analog-digital (ADC) Delta-Sigma pe 24 de biți. Canalele au aceeași masă, COM, care este izolată de modulele suplimentare din sistem. Aparatul are o temperatură de funcționare de la -40 °C până la 70 °C. De asemenea, are un domeniu de măsurare a tensiunii de $\pm 78,125$ mV, cu un curent de intrare de 50 mA.

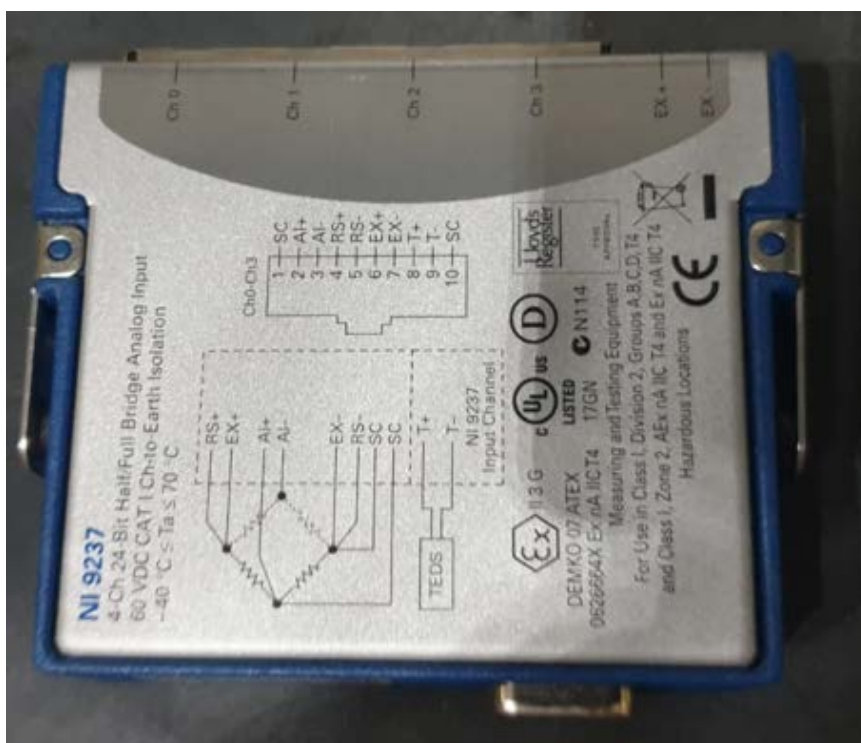


Fig. 19 Ni 9237

NI-9237 este un modul de intrare Strain Bridge de inalta performanta de la National Instruments. Modulul vine cu capabilitati de masurare exceptionale, ofera patru canale si o frecventa de esantionare de 50 kS pe secunda pentru fiecare canal. Instrumentul poate fi utilizat intr-o gama larga de aplicatii la nivel industrial, cum ar fi aplicatii de masurare, control si comunicatii, avand un convertor ADC cu o rezolutie de 24 de biti. De asemenea, acest model vine cu diverse optiuni si capabilitati de conectivitate, inclusiv conectori RJ-50. Mufa RJ-50 permite conexiunea directa la majoritatea celulelor de cuplu sau de sarcina. Modulul de intrare poate masura pana la patru senzori bazati pe punte in acelasi timp. Instrumentul are o valoare zero pentru intarzierea de faza intercanal. De asemenea, are implementat un mecanism special pentru rejectia zgomotului si imbunatateste capacitatile de siguranta ale operatorului si ale sistemelor de testare. Acest model vine cu capabilitati de izolare tranzitorie de 60 VDC si 1000 Vrms. De asemenea, are o capacitate de teledetectie, precum si cu proceduri pentru calibrarea sunturilor. Modulul este echipat suplimentar cu o rejectie ridicata a zgomotului in mod comun si, prin urmare, o siguranta sporita pentru utilizator si sistemul de testare. Aceste caracteristici combinate fac din modulul de intrare Strain Bridge NI-9237 cea mai buna optiune pentru masuratori ce utilizeaza punti tensiometrice. Pentru utilizare modulul functioneaza folosind NI-DAQmx 8.1 sau versiuni ulterioare ale software-ului. Software-ul este necesar pentru instalarea unor medii de dezvoltare profesionala precum LabVIEW, LabWindows™/CVI™, Microsoft Visual C++ 6.0, Microsoft Visual Basic 6.0, Microsoft .NET si Borland C++. LabVIEW permite utilizatorului sa beneficieze de instrumente de procesare digitala a semnalului pentru analiza.

Pentru a opera partea hardware de masura si a realiza efectiv achizitia de date s-a dezvoltat un program software ce are ca scop asigurarea comunicatiei dintre sasiu, placile specializate si un calculator (laptop). El a fost realizat prin intermediul software-ului dezvoltat de catre National Instruments, LabView. Mediul de programare LABVIEW este un mediu de programare grafica orientat pe obiecte. El permite realizarea unor programe care sa reprezinte instrumente de masura virtuale, utilizatorul acestora lucrând cu ele la fel ca si cu instrumentele de masura obisnuite. Astfel s-au realizat doua programe sablon ce au ca scop achizitia si procesarea de date ce sunt prelevate

din mediul de testare. Programul de monitorizare a canalelor a fost realizat cu scopul de testare, de calibrare si de verificare a senzorilor fiind construit pe ideea unei unelte software ce permite depistarea imediata a diferitelor erori hardware ce se produc in afara procedurilor de testare. Programul de achizitie a datelor, procesare si salvare in fisier este dezvoltat pentru a procesa datele primite de la senzori in timp real, de a analiza si filtra datele precum si de a le putea organiza in fisiere de date ce pot fi interpretate la finalizarea testelor. Programul de achizitie a datelor a fost realizat cu scopul de a se utiliza cu precadere in timpul testelor, fiind dezvoltata o structura capabila sa memoreze datele si sa le salveze in fisiere dedicate. Panoul frontal al acestui program este evidentiat in Figura 20, in zona superioara a acestuia fiind spatiul dedicat configurarii fisierului de iesire. In zona inferioara spatiului de configurare sunt plasate elementele de control ce au ca scop reglarea parametrilor precum rata de achizitie de date, intervalul de inregistrare de date si indicarea numarului iteratiei in timp real.

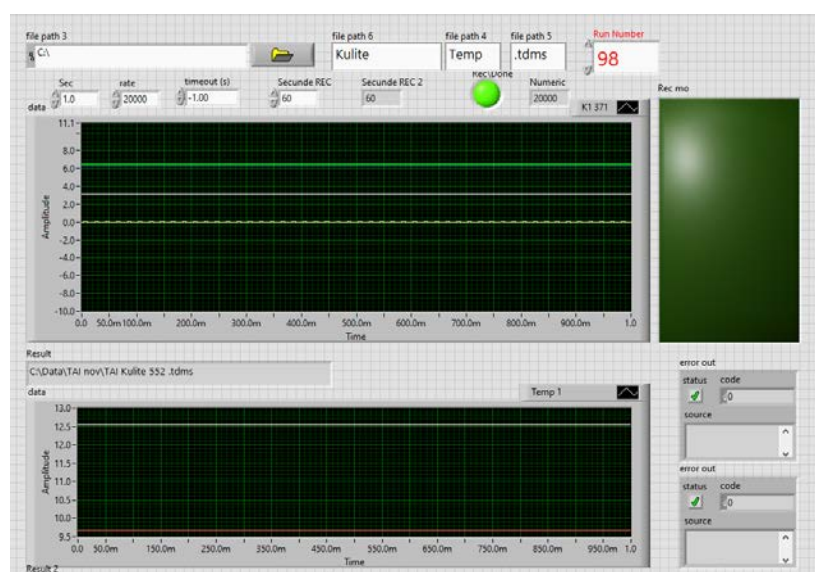


Fig. 20 Panou de control al programului de achizitie a datelor, procesare si salvare in fisier

In schema de control a programului (Figura 21) sunt prezentate procedurile de configurare a fisierului de iesire ce contine date prelevate in timpul testului. Se urmareste structura de achizitie de date cu ajutorul echipamentelor hardware de tip DAQ ce se utilizeaza cu biblioteca dedicata realizata pentru acest tip de echipamente.

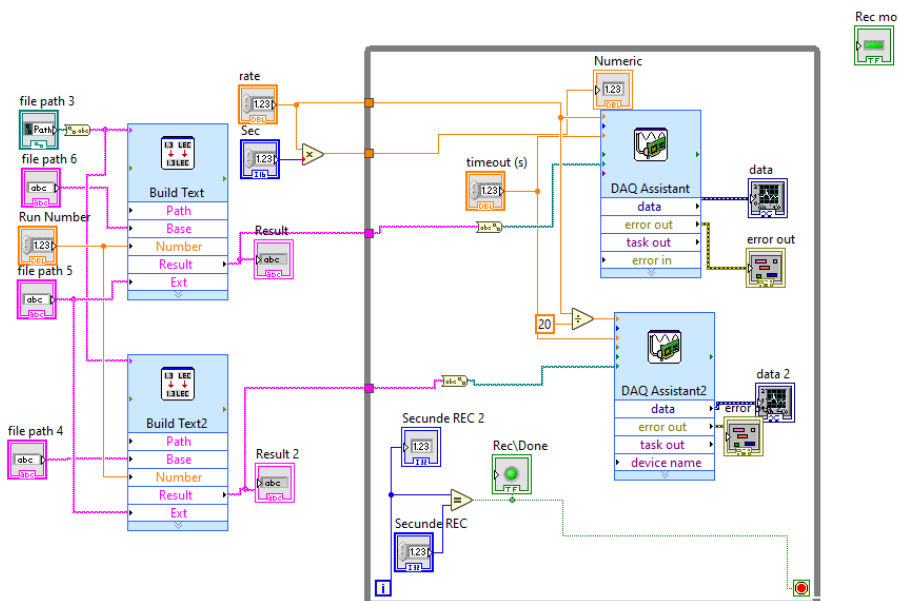


Fig. 21 Schema de conexiuni a programului de achizitie a datelor, procesare si salvare in fisier

Pentru citirea datelor si vizualizarea datelor, in cadrul acestei etape s-a realizat un program cu scopul de a procesa si analiza datele primite in cadrul activitatii de testare. Acest program reprezinta o unealta ce favorizeaza interpretarea grafica cu ajutorul celor doi indicatori de tip grafic prezenti si in figura 22 ce sprijina utilizatorul sa inteleaga intr-un mod rapid procesele ce au avut loc in timpul testului si eventualele erori ce s-au produs pe perioada de testare. Acesta are capacitatea de concatenare a datelor formand astfel un unic fisier de iesire ce se poate utiliza mai departe.

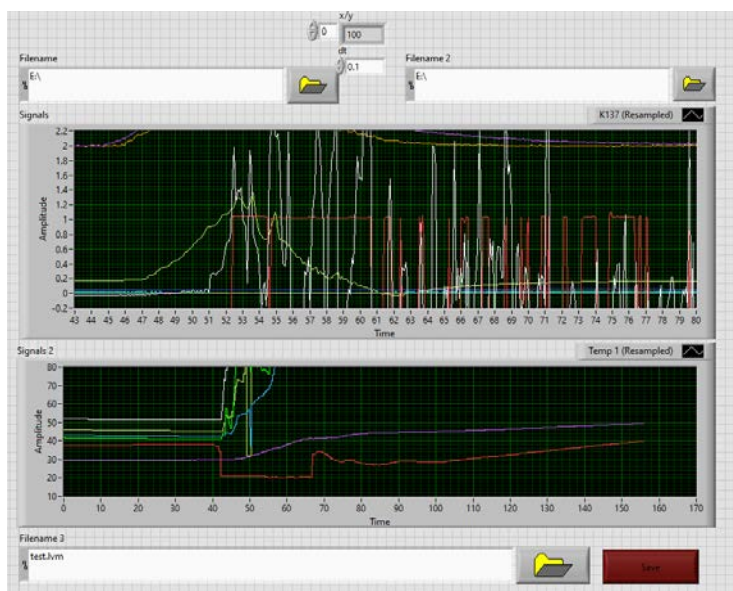


Fig. 22 Panou de control al programului de citire a datelor

Schema de conexiuni ce defineste programul de citire a datelor este prezentat in Fig. 23. S-au utilizat functii specifice de procesare, citire si scriere de date din cadrul bibliotecilor disponibile software-ului LabView astfel datele sunt citite cu ajutorul functiilor, concatenate si procesate cu ajutorul filtrului si functiilor specifice. In cadrul programului s-a realizat o functie de stocare si scriere a datelor in fisier prin apasarea comutatorului fara retinere „Save”.

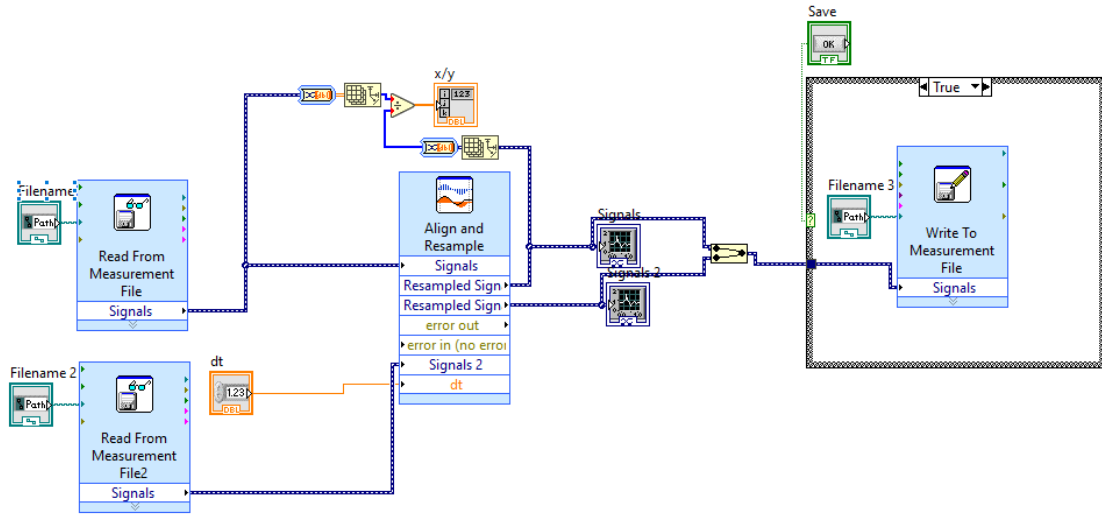


Fig. 23 Schema de conexiuni a programului de citire a datelor

Modelul aerodinamic pentru curgerea in ajutaje

Prin rezolvarea ecuatiilor de conservare si turbulenta se poate analiza curgerea gazului intr-un domeniu fluid. Ecuatiile de conservare a masei, impulsului si a energiei sunt prezentate mai jos [2]:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\vec{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\vec{v} (\rho E + p)) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(k_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) \quad (3)$$

,unde $\vec{v}$ este vectorul viteza, ρ este densitatea fluidului, p este presiunea fluidului, $\vec{F}$ este vectorul fortelor exterioare, $\vec{g}$ este vectorul acceleratiei gravitationale, $\vec{\tau}$ este tensorul de tensiune, k_{eff} este conductivitatea efectiva si E este energia totala.

In cadrul simularilor CFD, s-a folosit un model de turbulenta Spalart-Allmaras [3] [4], pentru a reduce complexitatea problemei si timpul de simulare, intrucat acest model presupune doar o singura ecuatie de transport, pentru energia cinetica turbulenta:

$$\frac{\partial \tilde{v}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tilde{v} u_j) = c_{b1} (1 - f_{t2}) \mathfrak{S} \tilde{v} - \left[c_{w1} f_w - \frac{c_{b1}}{\kappa^2} f_{t2} \right] \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2 + \frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((\nu + \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right) + c_{b2} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_i} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_i} \right] \quad (4)$$

Vascozitatea turbulentă este calculată din:

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1} \quad (5)$$

,unde

$$f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3}, \text{ iar } \chi = \frac{\tilde{\nu}}{\nu}$$

ρ este densitatea, $\nu = \frac{\mu}{\rho}$ este vâscozitatea cinematică moleculară și μ vâscozitatea dinamică moleculară.

$\mathfrak{S} = \Omega + \frac{\tilde{\nu}}{\kappa^2 d^2} f_{v2}$, unde $\Omega = \sqrt{2W_{ij}W_{ij}}$ este mărimea vorticității, d este distanța dintre punctul aflat în câmpul curgerii și cel mai apropiat perete, iar

$$f_{v2} = 1 - \frac{\chi}{1 + \chi f_{v1}} \quad (6)$$

$$f_w = g \left[\frac{1 + c_{w3}^6}{g^6 + c_{w3}^6} \right]^{1/6} \quad (7)$$

$$g = r + c_{w2} (r^6 - r) \quad (8)$$

$$r = \min \left[\frac{\tilde{\nu}}{\mathfrak{S} \kappa^2 d^2}, 10 \right] \quad (9)$$

$$f_{t2} = c_{t3} \exp(-c_{t4} \chi^2) \quad (10)$$

$$W_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (11)$$

Condițiile la limită sunt:

$$\tilde{v}_{\text{perete}} = 0$$

$$\nu_{t,\text{perete}} = 0$$

Constantele sunt:

$$c_{b1} = 0.1355$$

$$\sigma = 2/3$$

$$c_{b2} = 0.622$$

$$\kappa = 0.41$$

$$c_{w2} = 0.3$$

$$c_{w3} = 2$$

$$c_{v1} = 7.1$$

$$c_{t3} = 1.2$$

$$c_{t4} = 0.5$$

$$c_{w1} = \frac{c_{b1}}{\kappa^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma}$$

Ecuatiile de tractiune ale rachetei cu ajutorul Laval

Un ajutorul Laval, sau ajutorul convergent-divergent, a fost folosit ca studiu de caz in aceasta faza de cercetare. Denumirea de convergent-divergent a fost data dupa forma sa, zona cea mai ingusta fiind numita sectiune critica, care se afla intre zona convergenta si cea divergenta. Zona convergenta asigura o curgere a fluidului in conditii subsonice, in timp ce in sectiunea critica curgerea are loc in regim sonic, iar in zona divergenta in regim supersonic [5]. Astfel, numarul Mach este subsonic in sectiunea convergenta, sonic in sectiunea critica si supersonic in sectiunea divergenta. Odata cu cresterea vitezei, scade temperatura T si presiunea P, conform figurii de mai jos.

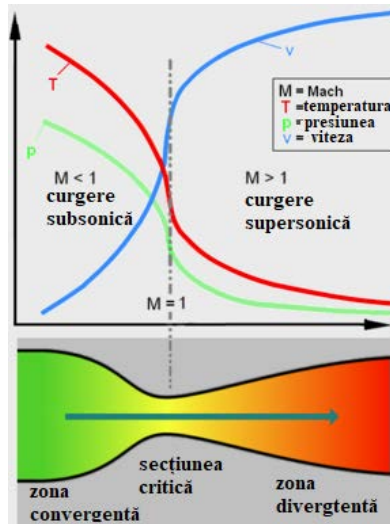


Fig. 24 – Curgerea in ajutorul Laval

Pentru a studia comportamentul curgerii fluidului, este necesară o ipoteză ca fluidul se afla într-o stare izoentropică, cu un debit compresibil și constant. Când racheta este în misiune, ajutorul poate fi considerat a avea o temperatură (T), o presiune (P) și un număr Mach (M) care corespund zonei secțiunii transversale (A) a ajutorului, ca în figura de mai jos:

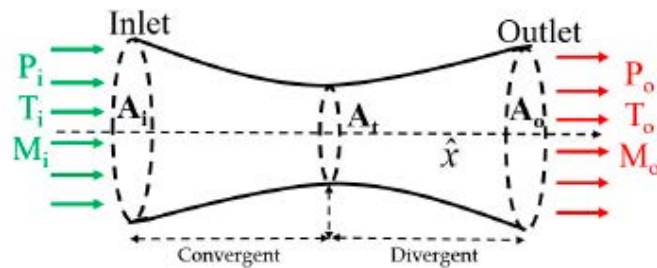


Fig. 25 – Parametrii de intrare și de ieșire în ajutorul Laval [5]

Pentru secțiunea de intrare parametrii sunt notați astfel: A_i , P_i , T_i , M_i .

Pentru secțiunea critică aria transversală se notează: A_t .

Pentru secțiunea de ieșire parametrii sunt notați astfel: A_o , P_o , T_o , M_o .

Între secțiunile de intrare și ieșire există o corespondență între parametrii, care este pusă în valoare prin ecuațiile tracțiunii rachetei [6]:

$$\frac{T_i}{T_o} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_i^2 \right)^{-1} \quad (12)$$

$$\frac{P_i}{P_o} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_i^2\right)^{\frac{-\gamma}{\gamma-1}} \quad (13)$$

$$\frac{A_i}{A_t} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_x^2\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{M_x} \quad (14)$$

,unde γ este raportul caldurilor specifice. Indicii i si o se refera la intrare, respectiv iesire, iar x este o pozitie pe axa x si M este numarul Mach.

Teoria undei de soc

In toata zona divergenta a ajutorajului, pe masura ce curgerea depaseste numarul Mach 1 (regimul de curgere supersonica), cu exceptia cazului in care este perfect extins, undele de soc sunt probabil prezente in flux si vor perturba natura sa izoentropica. Undele de soc in fluxul supersonic apar din cauza unei acumulari de presiune in spatetele undei de soc.

O ecuatie care calculeaza „presiunea undei de soc” necesara este furnizata (mai jos) de [7]. Daca presiunea este mai mica decat presiunea ambientala, se va produce un soc in fluxul supersonic.

$$P_{soc} = P_o \left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} M_o^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right) \quad (15)$$

Desi nu sunt izoentropice, caracteristicile fluxului post-soc sunt o functie a fluxului care se apropie de acesta. Numarul Mach dupa soc poate fi calculat folosind urmatoarea ecuatie furnizata de [8]:

$$M_2 = \sqrt{\frac{(\gamma-1)M_1^2 + 2}{2\gamma M_1^2 - (\gamma-1)}} \quad (16)$$

Indicii 1 si 2 se refera la numarul Mach dinante de soc si de dupa soc.

Undele de soc normale pot fi prezente in regiunile de curgere supersonica, care sunt doar in sectiunea divergenta. Un ajutoraj convergent-divergent este alimentata cu aer la presiunea de stagnare p_0 . Daca se evacueaza intr-un mediu (atmosfera, spatiul cosmic etc.) o numim presiune ambientala sau „contrapresiune” p_b . In mod clar, pentru ca aerul sa curga de la intrare la iesire, $p_b < p_0$. Aria sectiunii critice a ajutorajului este A_T , iar aria de iesire este A_e [9].

Exista patru tipuri de flux in ajutorajele convergente-divergente, pe care le putem gasi descrise in literatura [9]. O descriere directa si simpla este urmatoarea : Cele patru moduri de functionare a ajutorajului sunt subsonic total, unda de soc normala in sectiunea divergenta, supraextindere si subextindere. Ele sunt definite de cinci valori ale contrapresiunii p_b , care sunt adesea exprimate ca raportul dintre contrapresiunea si presiunea de stagnare p_b/p_0 [9].

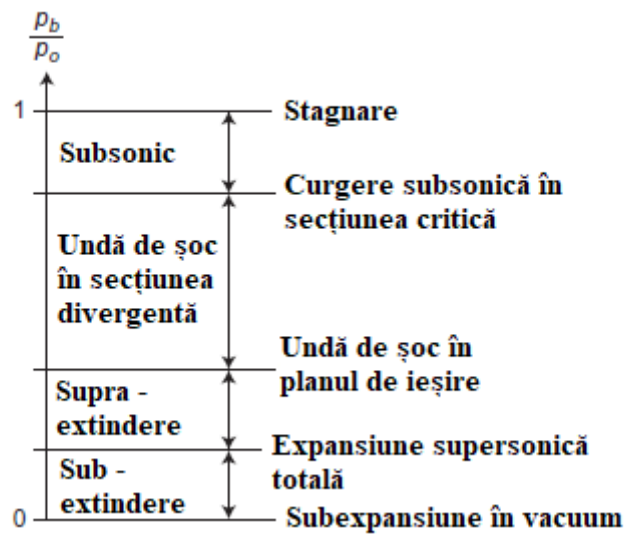


Fig. 26– Tipurile de flux in ajutajele C-D [8]

Pentru toate ajutajele convergente-divergente, valoarea maxima a p_b/p_0 este intotdeauna 1, iar cea minima este intotdeauna 0. Rezulta de aici trei cazuri de rapoarte de presiune. Cele doua rapoarte de presiune adiacente limitelor $p_b/p_0=1$ si $p_b/p_0=0$ sunt flux izoentropic subsonic si, respectiv, supersonic. Aceste presiuni se regasesc din relatia [9] :

$$\frac{p_b}{p_0} = \left(\frac{p_e}{p_0} \right)^{-1} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2 \right]^{\frac{-\gamma}{\gamma+1}} \quad (17)$$

,unde M_e este numarul Mach de iesire. In functie de cele doua limite exista doua numere Mach de iesire : $M_{e,sub}$ si $M_{e,sup}$. Cel de-al treilea caz este cel situat intre cele doua limite.

Tabel 4 – Descrierea tipurilor de flux [9]

Descriere curgere	Secțiunea critica	$\frac{p_b}{p_0}$	$\frac{p_e}{p_b}$	Modul curgerii	M_e	$\frac{p_e}{p_b}$
Limita superioara – fara curgere	M = 0	= 1	= 1			
				Subsonica in secitiunea divergenta	< 1	= 1
Subsonic izentropic	M = 1	< 1	= 1			
				Unda de soc	< 1	= 1

				normala in sectiunea divergenta		
Unda de soc normala in planul de iesire	$M = 1$	< 1	$= 1$			
				Supraextindere	> 1	< 1
Supersonic izentropic	$M = 1$	< 1	$= 1$			
				Subextindere	> 1	> 1
Limita inferioara – fara contrapresiune	$M = 1$	$= 0$	∞			

Presiunea de iesire si contrapresiunea sunt diferite, dar exista cazuri cand acestea au aceasi valoare. Contrapresiunea este presiunea statica a atmosferei in care se afla ajutorul (sau acea presiune care exista atunci cand ajutorul nu functioneaza). Presiunea de iesire este presiunea statica a curgerii in planul de iesire a ajutorului. Cand curgerea din planul de iesire este subsonica atunci contrapresiunea si presiunea de iesire sunt egale. In plus, exista o singura valoare a contrapresiunii pentru care o curgere de iesire supersonica are $p_b = p_e$ [9].

Analiza CFD

In aceasta faza de proiect s-au studiat 6 cazuri de ajutaje convergent-divergente pentru a obtine o tractiune optima in functie de presiunea de iesire din ajutor.

Analiza CFD se imparte in mai multe etape: schitarea geometriei, construirea grilei de discretizare si calcularea parametrilor de curgere. Aceasta analiza CFD s-a putut realiza cu ajutorul softului ANSYS.

Schitarea geometriei ajutorului C-D

Geometria ajutorului a fost schitata cu ajutorul softului ANSYS Design Modeler (Fig.27). S-au construit 6 geometrii de ajutor convergent-divergent in care variaza diametrul sectiunii critice (notat cu L6) si cel al iesirii (notat cu V7) (Tabelul 5).

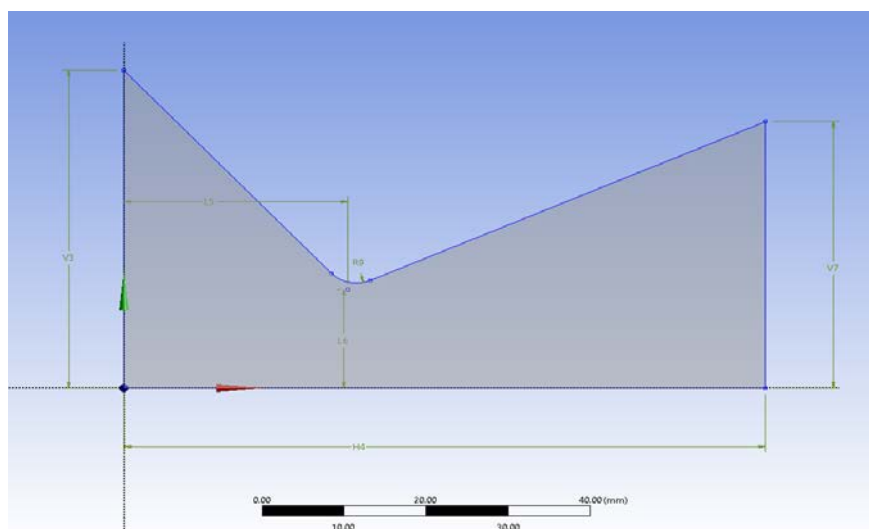


Fig. 27– Schita geometriei a primului caz de ajutoraj C-D

Parametrii care au ramas constanti indiferent de caz sunt:

- Diametrul sectiunii de intrare (notat cu V3): 46 mm
- Lungimea totala a ajutorajului (notata cu H4): 78.2 mm
- Lungimea dintre sectiunea de intrare si cea critica (notata cu L5): 27.3 mm

Tabel 5 – Parametrii variabili din analiza CFD

	Cazul 1	Cazul 2	Cazul 3	Cazul 4	Cazul 5	Cazul 6
Diametrul sectiunii critice – L6 (mm)	14.3	14.3	14.3	17.46	11.44	17.46
Diametrul sectiunii de iesire – V7 (mm)	38.6	30.88	46.32	38.6	38.6	46.32

Domeniul de curgere s-a contruit astfel incat sa se evidentieze undele de soc ce se formeaza dupa ce curgerea paraseste portiunea divergenta a ajutorajului.

Domeniul are o lungime de 4.95 m si o latime de 1.96 m (Fig. 28).

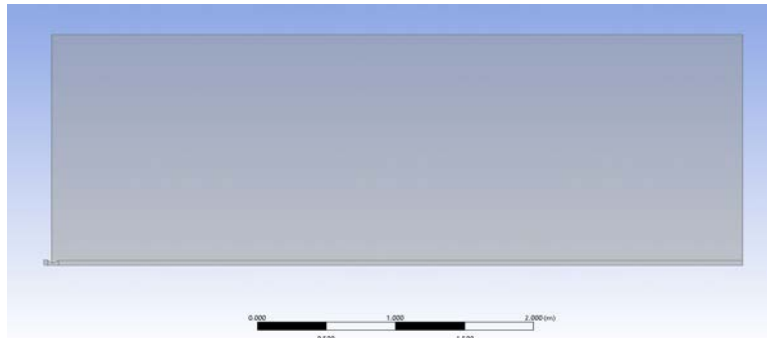


Fig. 28– Domeniul de curgere

Construirea grilei

Pentru fiecare caz de geometrie de ajutoraj C-D s-a construit o grila de discretizare cu ajutorul softului ANSYS Meshing. Pentru a pune in evidenta fenomenul de formare a undelor de soc in timp ce curgerea paraseste zona divergenta a ajutorajului C-D s-a construit o grila mai fina la iesirea din ajutoraj, asa cum reiese din Fig. 29 si 30. Acesta tehnica de imbunatatire a finetii grilei de discretizare duce la marirea numarului de noduri si de celule si prin urmare la obtinerea unor rezultate cu o precizie mai buna.

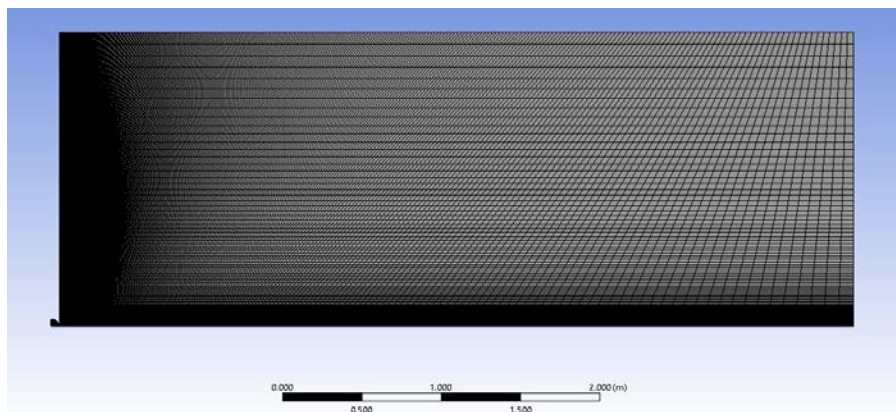


Fig. 29– Grila domeniului de curgere

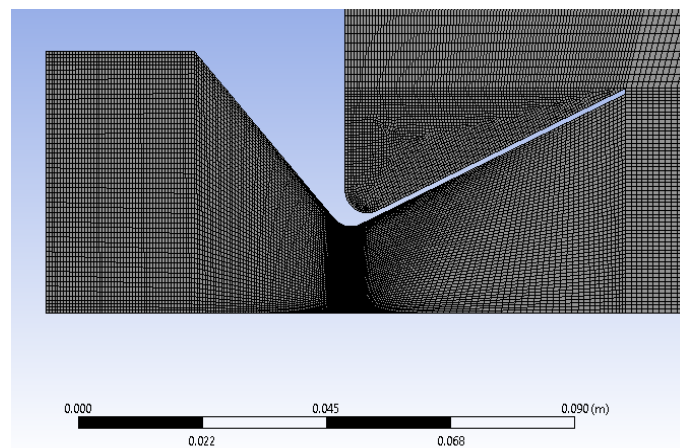


Fig. 30– Grila din zona ajutorajului C-D

Mai jos sunt trecute caracteristicile grilei pentru fiecare caz de geometrie.

Tabel 6 – Caracteristicile grilei de discretizare pentru fiecare caz

	Caz 1	Caz 2	Caz 3	Caz 4	Caz 5	Caz 6
Tipul grilei	Structurat	Structurat	Structurat	Structurat	Structurat	Structurat
Numarul de noduri	63986	62331	57820	64050	63111	64503
Numarul de celule	63234	61597	57138	63303	62362	63746

Rezolvarea problemei de curgere

Problema de curgere a fost rezolvata cu ajutorul softului ANSYS Fluent. Fluidul, setat ca fiind apa in stare de vapori, a fost considerat gaz ideal, cu un raport de calduri specifice de 1.4 si cu o vascozitate de tip Sutherland (vascozitatea variaza cu temperatura). Condițiile initiale si la limita precum si metodele numerice folosite in simulari sunt mentionate mai jos in tabele:

Tabel 7 – Condițiile initiale si la limita

	Intrare (inlet)	Iesire (outlet)
Tip	Pressure-inlet	Pressure-outlet
Temperatura (K)	950	300
Presiunea (bar)	25	0.05
		0.08
		0.76
		0.827
		0.88
		0.94
		1
		1.05
		1.62
		1.75
	26.75	0.05
		0.08
		0.76
		0.827
		0.88
		0.94
		1
		1.05
		1.62
		1.75

Tabel 8 – Valori de referinta pentru presiunea de intrare de 25 bar

Aria (m ²)	10
Densitatea (kg/m ³)	5.70196

Entalpia (J/kg)	1329099
Lungimea (m)	5.0543
Presiunea (Pa)	2500000
Temperatura (K)	950
Viteza (m/s)	0
Vascozitatea (kg/ms)	4.1364e-5
Raportul caldurilor specifice	1.4
Y+ pentru coeficientul de transfer de caldura	300

Tabel 9 – Metodele numerice in analiza CFD

Discretizarea spatiala	
Gradient	Least Squares Cell Based
Presiunea	Ordinul 2
Densitatea	Ordinul 1 upwind
Impulsul	Ordinul 1 upwind
Vascozitatea turbulenta modificata	Ordinul 1 upwind
Energia	Ordinul 1 upwind
Cuplul presiune – viteza	
Schema numerica	Coupled
Tipul de flux	Rhie-Chow: distance based

Rezultate obtinute

Pentru fiecare caz de geometrie de ajutoraj C-D s-au realizat simulari numerice CFD, in urma carora s-au calculat parametrii de curgere (viteza, presiunea si temperatura) pentru mai multe contrapresiuni la iesirea din ajutoraj. Cu ajutorul vitezei pe axa x, a diferentei de presiune si a diametrului sectiunii de iesire s-a calculat tractiunea, folosind relatia de mai jos:

$$T = A_e \cdot [\rho \cdot v^2 + (p_e - p_b)] \quad (18)$$

, unde A_e este aria de iesire, ρ este densitatea, v este viteza pe axa x, p_e este presiunea de iesire si p_b este contrapresiunea.

Valorile tractiunii pentru fiecare caz sunt trecute mai jos in tabelul 7.

Tabel 10 – Rezultatele obtinute pentru fiecare caz

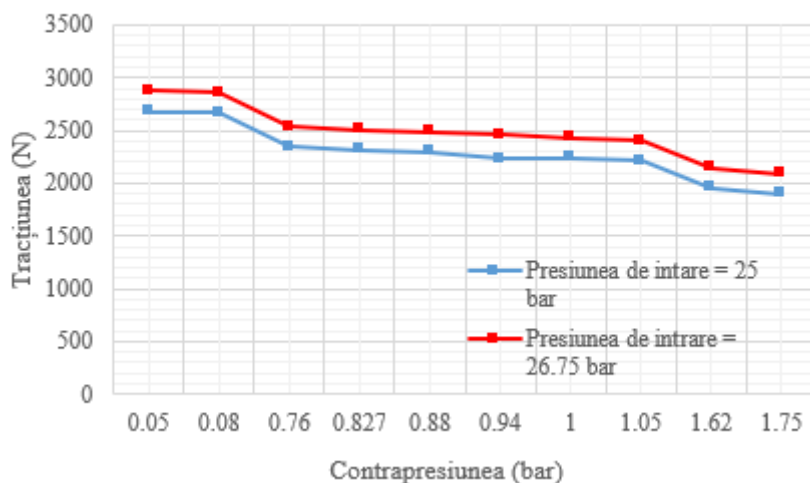
Cazul 1			
Presiunea de intrare (bar) = 25		Presiunea de intrare (bar) = 26.75	
Contrapresiunea (bar)	Tractiunea (N)	Contrapresiunea (bar)	Tractiunea (N)
0.05	2681.892007	0.05	2872.464316
0.08	2667.724052	0.08	2858.305723
0.76	2348.919954	0.76	2539.151629
0.827	2318.779393	0.827	2508.813335
0.88	2294.744705	0.88	2484.722467
0.94	2232.238351	0.94	2456.498419
1	2239.027239	1	2429.148134
1.05	2214.34441	1.05	2404.582228
1.62	1957.354627	1.62	2148.959175

1.75	1894.58774	1.75	2086.192114
Cazul 2			
Presiunea de intrare (bar) = 25		Presiunea de intrare (bar) = 26.75	
Contrapresiunea (bar)	Tractiunea (N)	Contrapresiunea (bar)	Tractiunea (N)
0.05	2157.741169	0.05	2309.610041
0.08	2148.679669	0.08	2300.54854
0.76	1944.712841	0.76	2096.477317
0.827	1925.027326	0.827	2077.158582
0.88	1909.744198	0.88	2061.206864
0.94	1891.718134	0.94	2043.251262
1	1874.331795	1	2025.725129
1.05	1858.883833	1.05	2009.751325
1.62	1694.506771	1.62	1845.961678
1.75	1656.03847	1.75	1807.167582
Cazul 3			
Presiunea de intrare (bar) = 25		Presiunea de intrare (bar) = 26.75	
Contrapresiunea (bar)	Tractiunea (N)	Contrapresiunea (bar)	Tractiunea (N)
0.05	2413.575107	0.05	2584.458541
0.08	2393.200308	0.08	2564.083743
0.76	1936.897247	0.76	2107.192153
0.827	1893.853285	0.827	2063.650695
0.88	1858.822211	0.88	2029.43462
0.94	1818.627866	0.94	1989.183847
1	1779.348305	1	1949.630047
1.05	1744.164278	1.05	1913.605666
1.62	1482.203702	1.62	1604.947169
1.75	1449.665497	1.75	1573.886451
Cazul 4			
Presiunea de intrare (bar) = 25		Presiunea de intrare (bar) = 26.75	
Contrapresiunea (bar)	Tractiunea (N)	Contrapresiunea (bar)	Tractiunea (N)
0.05	3311.143016	0.05	3544.349472
0.08	3296.984423	0.08	3530.20024
0.76	2978.224732	0.76	3211.186161
0.827	2947.138188	0.827	3180.772613
0.88	2923.007373	0.88	3156.615941
0.94	2894.687192	0.94	3128.118901
1	2866.028128	1	3099.881592
1.05	2841.270718	1.05	3074.918636
1.62	2583.056555	1.62	2814.784295
1.75	2521.895118	1.75	2754.155182
Cazul 5			
Presiunea de intrare (bar) = 25		Presiunea de intrare (bar) = 26.75	
Contrapresiunea (bar)	Tractiunea (N)	Contrapresiunea (bar)	Tractiunea (N)
0.05	1445.696505	0.05	1549.866281
0.08	1431.528564	0.08	1535.707715
0.76	1116.784394	0.76	1221.014363
0.827	1087.168251	0.827	1191.310568
0.88	1064.326607	0.88	1167.669739

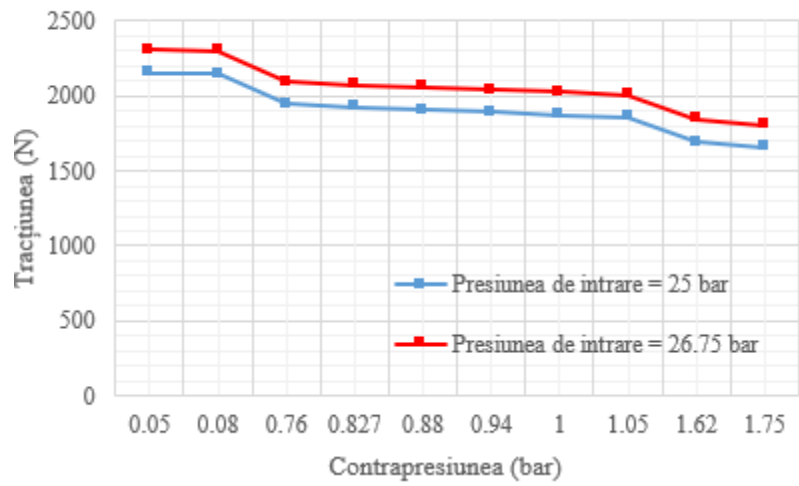
0.94	1037.273826	0.94	1140.238855
1	1011.141165	1	1113.891177
1.05	987.4553051	1.05	1090.194722
1.62	826.1314427	1.62	894.2065468
1.75	810.227411	1.75	877.8498305
Cazul 6			
Presiunea de intrare (bar) = 25		Presiunea de intrare (bar) = 26.75	
Contrapresiunea (bar)	Tractiunea (N)	Contrapresiunea (bar)	Tractiunea (N)
0.05	3606.78976	0.05	3859.502705
0.08	3586.401384	0.08	3839.100848
0.76	3127.461957	0.76	3379.985396
0.827	3084.053419	0.827	3336.29841
0.88	3048.615408	0.88	3301.57401
0.94	3008.057226	0.94	3260.754903
1	2968.538987	1	3221.104368
1.05	2933.327224	1.05	3184.682703
1.62	2563.337541	1.62	2813.550597
1.75	2479.410858	1.75	2727.222034

Pentru fiecare caz s-a facut cate o reprezentare grafica a tractiunii in functie de contrapresiune. Se poate observa din figurile de mai jos ca pentru fiecare caz de geometrie de ajutoraj C-D, indiferent de valoarea presiunii de intrare, tractiunea va scadea odata cu cresterea contrapresiunii.

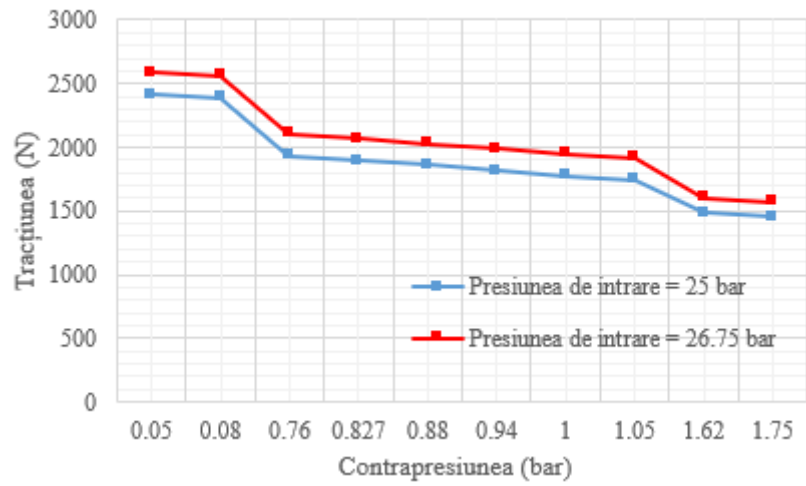
Cazul 1



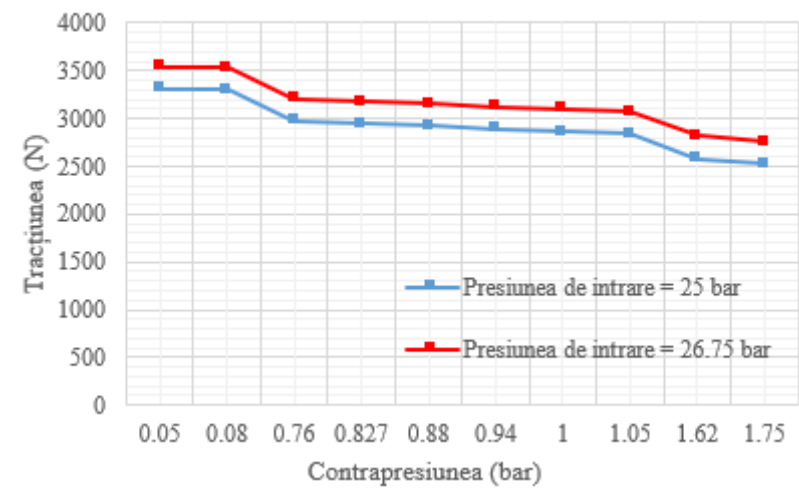
Cazul 2



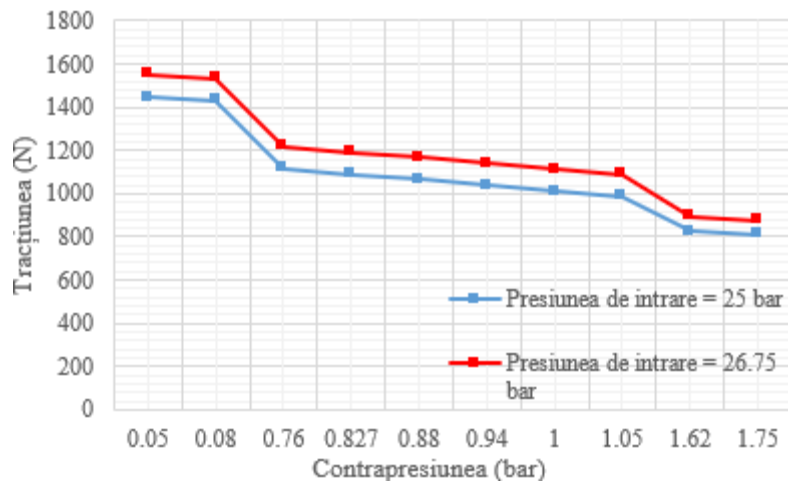
Cazul 3



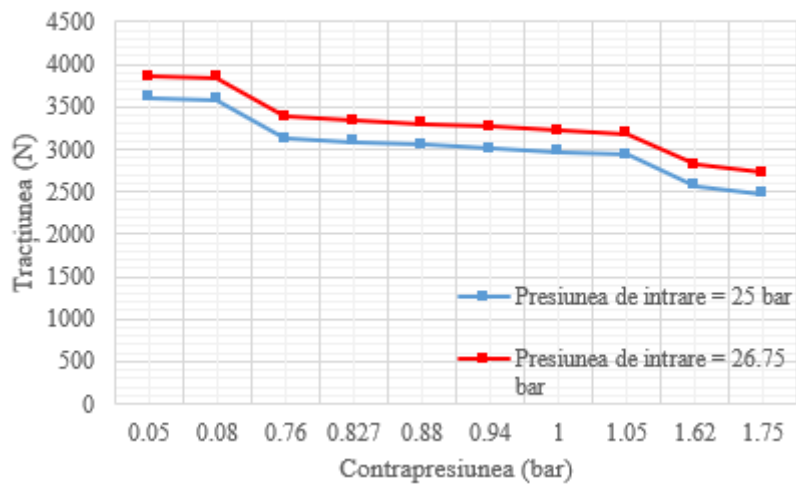
Cazul 4



Cazul 5



Cazul 6



Pentru fiecare valoarea a presiunii de intrare s-au realizat reprezentari grafice, in Fig. 31 pentru fiecare caz de geometrie de ajutoraj C-D in care s-a evidentiat dependenta dintre tractiune si contrapresiune.

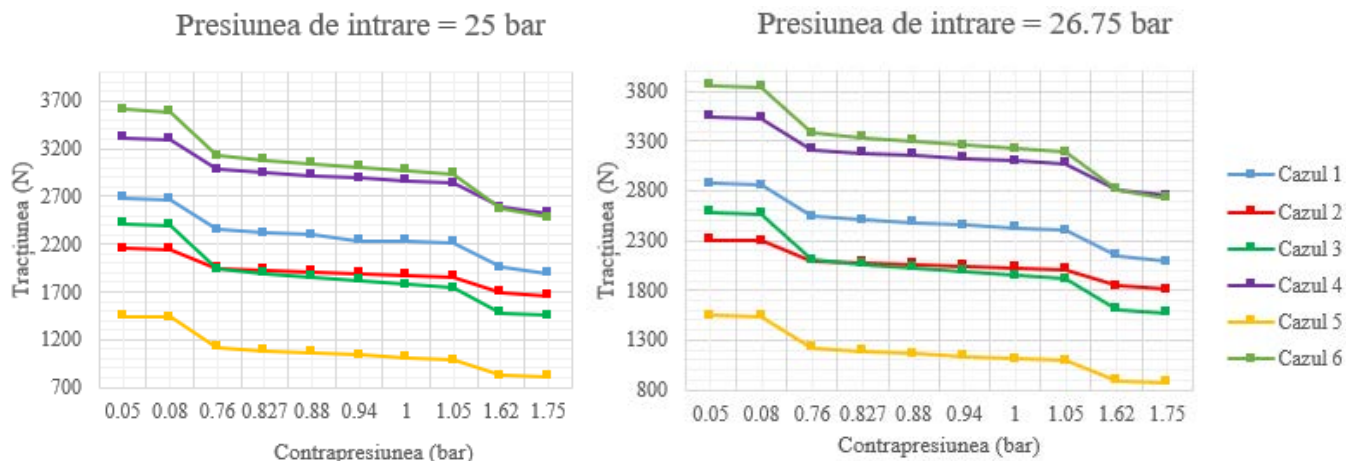


Fig. 31– Reprezentare grafica a tractiunii in functie de contrapresiune

Din aceste grafice rezulta faptul ca tractiunea are valori mari pentru contrapresiuni mici, iar odata cu cresterea contrapresiunii scade tractiunea. De asemenea, cea mai mare tractiune s-a obtinut pentru cazul 6, in care geometria ajutoraj C-D are diametrul sectiunii critice de 17.46 mm si diametrul sectiunii de iesire de 46.32 mm. Pentru cazul de ajutoraj C-D in care sectiunea critica este cea mai mica (11.44 mm) se obtin cele mai mici valori ale tractiunii. Prin urmare, putem trage concluzia faptului ca prin cresterea diametrului sectiunii critice creste si valoarea tractiunii la iesirea din ajutoraj.

La iesirea din ajutoraj, in general curgerea va avea urmatoarea comportare:

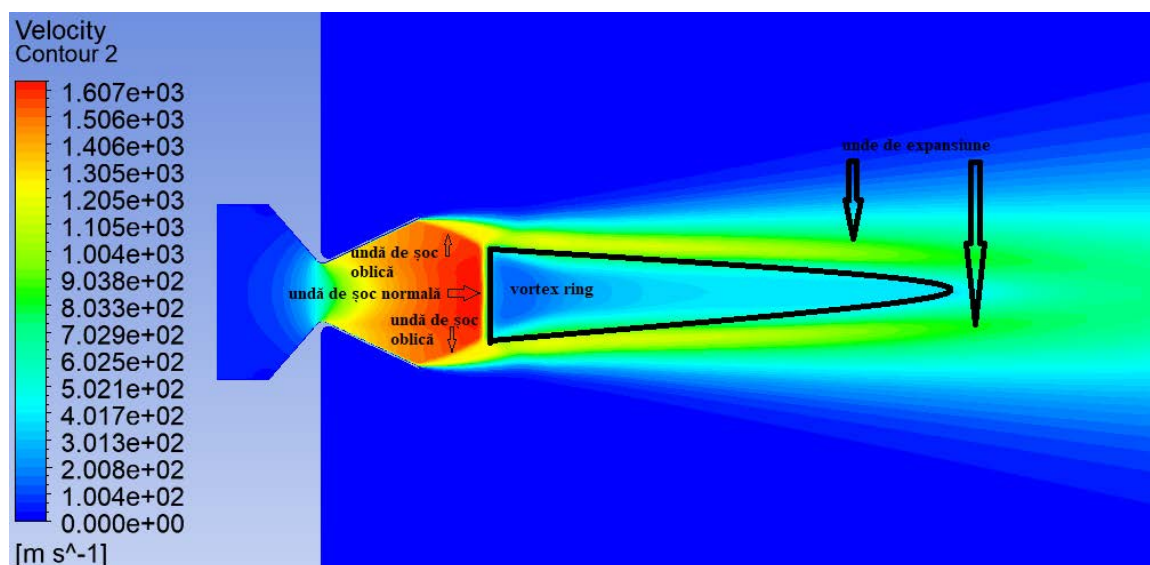


Fig. 32- Distributia de viteze pentru cazul 1, presiunea de intrare = 25 bar, contrapresiunea = 1.75 bar

La iesirea din ajutoraj se formeaza doua tipuri de unda de soc : unda de soc normala si unda de soc oblica. Dupa formarea acestor unde de soc are loc o trecere brusca de la supersonic la subsonic. Regiunea din imagine cuprinsa intre undele de soc se numeste vortex ring sau inel de vartej si reprezinta o zona in care curgerea este subsonica.

Dimensiunea acestui inel de vartej sau numarul de inele depinde de mai multi factori, cum ar fi: geometria ajutorajului, presiunea de intrare, contrapresiunea, temperatura fluidului, sau chiar natura acestuia.

In cadrul acestei faze de proiect s-au mai facut cateva cazuri, in care difera natura fluidului, pentru a studia comportamentul inelului sau inelelor de vartej ce se formeaza dupa undele de soc.

Un prim caz se bazeaza pe prima geometrie, in care fluidul folosit in simulare a fost aerul la aceasi presiune de intrare (25 bar), contrapresiune (1.05 bar) si temperatura (950 K). Spre deosebire de cazul cu vapori de apa, s-a putut observa faptul ca apare un inel de vartej de dimensiune mai mare, precum si o alta distributie de presiuni, dar care nu afecteaza prea mult valoarea tractiunii. In plus, se mai poate observa cu usurinta o scadere de viteza.

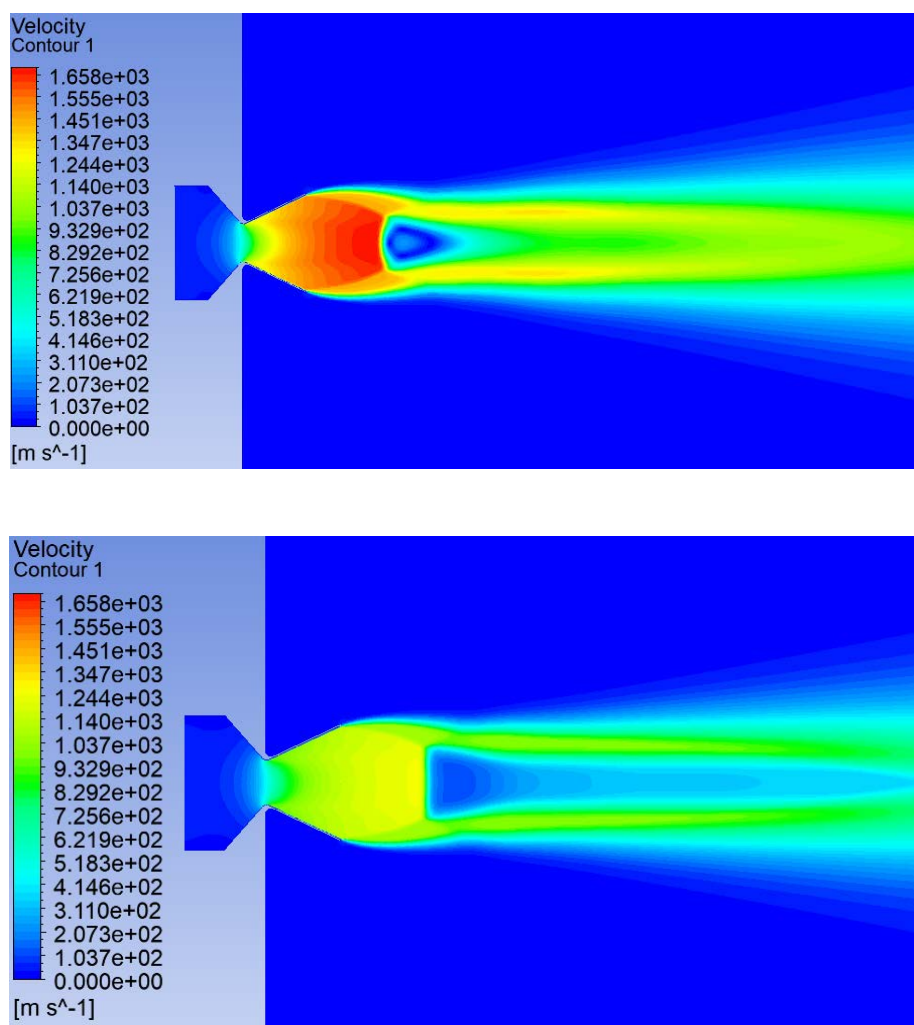


Fig.33 - Distributia de viteze pentru cele doua cazuri (vapori de apa, aer)

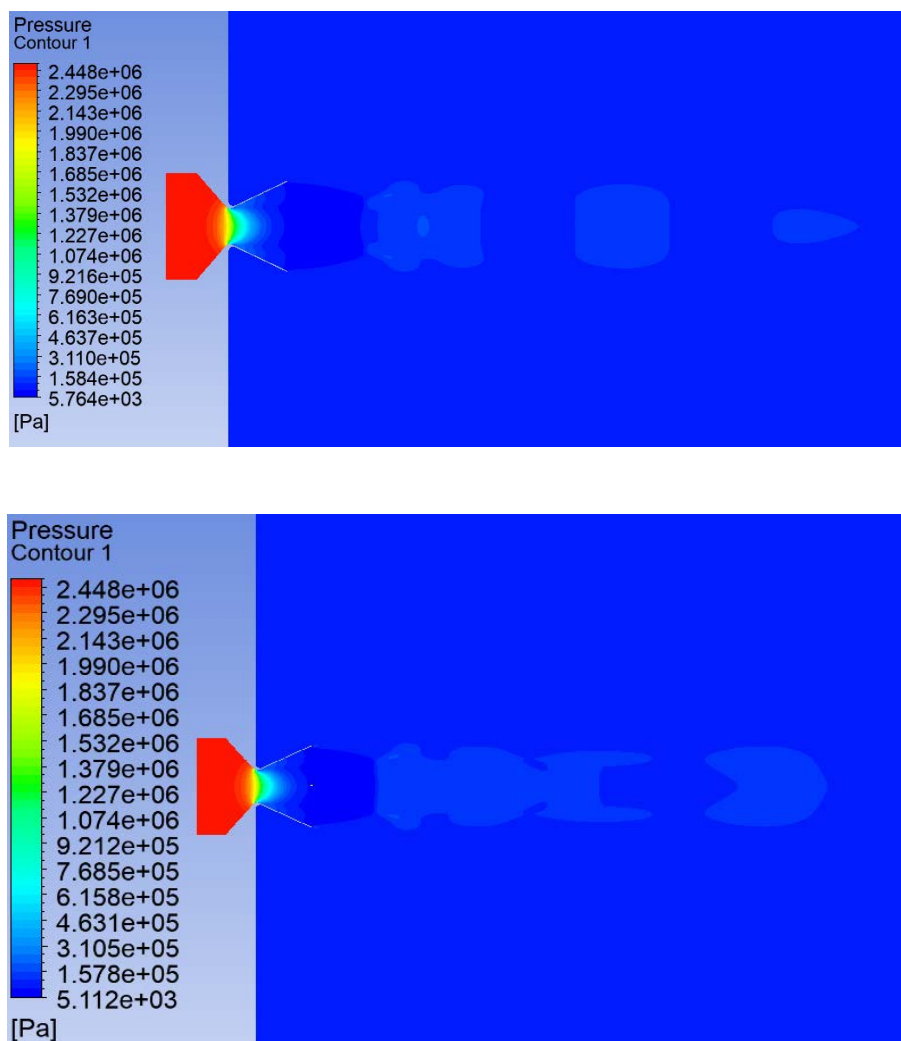


Fig. 344 – Distribuția de presiuni pentru cele două cazuri (vapori de apă, aer)

De asemenea, pentru fiecare caz s-a constatat o scădere bruscă de presiune după ce curgerea iese din ajutoraj. Acest lucru se datorează prezentei undelor de soc.

Un al doilea caz se bazează tot pe prima geometrie, în care s-a folosit ca fluid apă sub formă de vapori, cu presiunea de intrare de 25 bar, contrapresiunea de 1.05 bar și temperatura de 373 K. Prin urmare, sunt aceleași condiții, în schimb diferă temperatura vaporilor de apă.

Conform rezultatelor obținute, tracțiunea nu se schimbă aproape deloc, în schimb se observă o schimbare în ceea ce privește distribuția de viteze și presiuni. S-a putut observa faptul că după undele de soc apare un inel de vorticitate de dimensiune mai mare și o viteză maximă mai mică decât în cazul cu vapori de apă fierbinți. Activitățile realizate au contribuit la realizarea fazelor 1 și 2. Faza nr.1, denumită și capacitate de testare a sistemelor de propulsie pentru machete active, a fost realizată integral prin extinderea capacității de testare a sistemelor de propulsie dedicate machetelor active de nouă generație, prin dezvoltarea unui ansamblu ce permite măsurarea parametrilor (forțe, presiuni, temperaturi). Una dintre activități a avut ca scop realizarea proiectului cadrului și analiza structurală. Au fost analizate două cazuri, unul în care motorul generează o forță de tracțiune (de exemplu motor cu elice) și un caz în care motorul generează o forță de împingere (motor cu jet). Pentru ambele cazuri s-a folosit o forță de 5000 N considerată a fi acoperitoare pentru o multitudine de posibile aplicații specifice machetelor testate în ambele tunele aerodinamice. Alte activități

desfasurate in cadrul fazei au constat in stabilirea si achizitionarea de senzori necesari pentru instrumentarea bancului de teste pentru motoare miniaturale de tipul mentionat mai sus dar si o parte din tehnica de calcul necesara pentru prelucrarea datelor experimentale. Totodata, pentru achizitia datelor a fost dezvoltat un program software dedicat ce realizeaza conexiunea dintre placile specializate si un calculator. Pentru prelucrarea si vizualizarea datelor s-a dezvoltat alt program folosind mediu de programare Labview. Faza nr. 2, denumita si cercetari avansate pentru simulatoare cu jet cald, a fost realizata integral, prin evidentierea unei parti teoretice in care s-au definit ajutajele convergent-divergente, precum si rolul acestora. De asemenea, s-a facut un studiu amanuntit in ceea ce priveste curgerea fluidului prin ajutaj, in care s-au detaliat model aerodinamic, ecuatiile de tractiune, precum si teoria undelor de soc care se formeaza dupa ce curgerea paraseste ajutajul. Tot in aceasta faza de proiect s-au construit in softul ANSYS Design Modeler 6 tipuri de ajutaje convergent-divergente, in care difera diametrul sectiunii critice si cel de iesire. Pentru aceste tipuri de ajutaje C-D s-au realizat grilele de discretizare cu ajutorul softului ANSYS Meshing, unde s-a pus accentul pe construirea unei grile mai fine in avalul ajutajului C-D pentru a obtine rezultate cu precizie mai buna. Problema de curgere pentru fiecare caz de geometrie a fost rezolvata cu ajutorul softului ANSYS Fluent in care s-au efectuat mai multe simulari CFD, pentru doua presiuni de intrare (25 bar si 26.75 bar), 10 contrapresiuni (0.05 bar, 0.08 bar, 0.76 bar, 0.827 bar, 0.88 bar, 0.94 bar, 1 bar, 1.05 bar, 1.62 bar si 1.75 bar), in care fluidul de curgere este apa in stare de vapori. Fluidul a fost considerat ca fiind ideal. Conform rezultatelor simularilor numerice, s-a putut observa faptul ca la iesirea din ajutajul C-D, se formeaza doua tipuri de unde de soc (oblica si normala), acestea fiind insotite de unde de expansiune. S-a mai putut observa faptul ca intre undele de soc formate si undele de expansiune s-a format o zona de recirculare, numita si inel de vartej, in care curgerea se afla in regim subsonic. Conform teoriei, undele de soc reprezinta o scadere brusca a presiunii. Aceasta scadere brusca de presiune a fost pusa in evidenta pentru fiecare caz analizat. Un alt lucru demn de punctat este faptul ca pentru anumite cazuri, in care diametrul sectiunii de iesire creste, se formeaza mai multe unde de soc, ceea ce duce la aparitia mai multor inele de vartej. Cu ajutorul rezultatelor obtinute s-a calculat tractiunea pentru fiecare caz imparte pentru a scoate in evidenta cazul de ajutaj convergent-divergent pentru care se obtine cea mai buna tractiune. Potrivit rezultatelor, cea mai mare tractiune se obtine pentru al saselea caz, in care diametrul sectiunilor critice si de iesire sunt mari, cu mentiunea ca contrapresiunea sa fie mica (0.05 bar si 0.08 bar). Activitatile desfasurate in cadrul acestor etape contribuie la obiectivul general al proiectului care are in vedere dezvoltarea tehnologii de testare menite sa vina in sprijinul economiei spatiale.

Proiectul 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 primele 2 Faze un studiu amănunțit asupra tehnologiilor de dezvoltare a aeronavelor prin prisma costurilor și proceselor de optimizare structurală. Testarea și evaluarea în domeniul aeronautic reprezintă o ramură a ingineriei aeronautice, care generează și culege date pe timpul dezvoltării, zborului și funcționării a unui aeronave. Datele obținute sunt analizate pentru a evalua parametrii funcționali de performanta a sistemului aeronautic și a valida configurația acestuia privind aspect legate de siguranța și domeniul utilizării. Faza testării în zbor pe modele sau elemente de configurație a unei aeronave urmărește estimarea caracteristicilor aeronautice. Faza testelor de zbor urmărește realizarea a două obiective majore:

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

In prima fază „Sinteza conceptiei de testare si evaluare utilizata in prezent in procesele de dezvoltare a aeronavelor” s-a adordat un studiu asupra parametrilor de testare si sistemelor de instrumentare, folosind senzori și sisteme de achiziție de date pentru teste in zbor. Aceste date sunt prelevate în timpul testării și evaluării unei aeronave și sunt validate pentru acuratețe și analizate

Înainte de a fi transmise grupurilor de inginerie de specialitate pentru îmbunătățirea performanțelor vehiculului în procesul de dezvoltare al aeronavelor. Scopul testelor în zbor este de a colecta date despre caracteristicile de zbor ale unui avion și ale subsistemelor sale pentru o analiză ulterioară la sol. Acest proces de colectare a datelor începe cu senzori sau traductoare care au fost montate în tot avionul într-o configurație specifică.

Faza a doua „Evoluții tehnologice și perspective în dezvoltarea aeronavelor ce impun abordări inovative privind conceptele și metodele de testare” a urmărit realizarea unui studiu asupra evoluțiilor tehnologice și perspectivei în dezvoltarea aeronavelor prin prisma procesului de proiectare și optimizare a vehiculelor.

Testarea și evaluarea în domeniul aeronautic acoperă o parte semnificativă a procesului de dezvoltare, presupune timp și resurse pentru sistemele de testare în zbor pe durata unor sesiuni experimentale, care uneori se pot repeta, acesta fiind principalul motiv pentru care acest proces să fie analizat permanent și optimizat. Cu toate acestea, nimeni 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 prin noi concepte și metodologii de testare și evaluare.

Testarea și evaluarea în domeniul aeronautic reprezintă o ramură a ingineriei aeronautice, care generează și culege date pe timpul dezvoltării, zborului și funcționării a unei aeronave. Datele obținute sunt analizate pentru a evalua parametrii funcționali de performanță a sistemului aeronautic și a valida configurația acestuia privind aspecte legate de siguranță și domeniul utilizării. Faza testării în zbor pe modele sau elemente de configurație a unei aeronave urmărește estimarea caracteristicilor aeronautice. Manevrele de testare și instrumentarea aeronavelor cu senzori, care sunt utilizate pentru a obține aceste date, sunt descrise în detaliu în secțiunea următoare.

Scopul testelor în zbor este de a colecta date despre caracteristicile de zbor ale unui avion și ale subsistemelor sale pentru o analiză ulterioară la sol. Acest proces de colectare a datelor începe cu senzori sau traductoare care au fost montate în tot avionul (Figura 1). Traductoarele sunt dispozitive care convertesc măsurătorile mecanice în semnale electrice. Diferite tipuri de traductoare sunt utilizate pentru a măsura pozițiile de control, presiunile, temperaturile sau sarcinile.

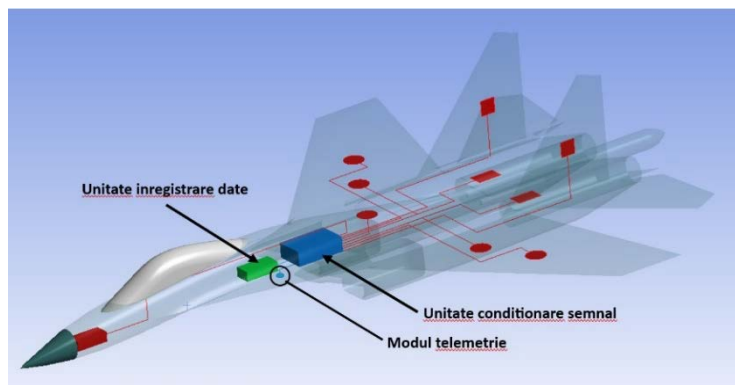


Figura 1 Schema sistemelor de înregistrare și emisie de date

Concepte de testare în zbor a aeronavelor

➤ Testarea de tip Accelerare – Decelerare

O aeronavă în zbor reține energia sub două forme: energie cinetică și energie potențială. Energia cinetică este legată de viteza avionului, în timp ce energia potențială este legată de altitudinea deasupra solului. Atunci când un avion se află în zbor stabilizat, la nivel, la o viteză constantă, pilotul reglează puterea aeronavei astfel încât forța de tracțiune să fie exact egală cu rezistența la înaintare. Diferența de tracțiune dintre tracțiunea necesară pentru zborul la nivel și cea maximă disponibilă de la motor se numește "exces de tracțiune". Atunci când avionul atinge în cele din urmă o viteză la care tracțiunea maximă a motorului echilibrează pur și simplu rezistența la înaintare, "excesul" va fi zero, iar avionul se va stabili la viteza sa maximă.

➤ Testarea pentru Verificarea Urcarii

Testul pentru Verificarea pantei de urcare a unei aeronave este utilizat pentru a defini cel mai bun ritm de urcare și viteza pentru o anumită altitudine. Dacă pilotul ar zbura astfel încât avionul să aibă cea mai bună viteză de ascensiune la fiecare altitudine, ar atinge cea mai bună rată de ascensiune posibilă pentru aeronava testată. Acest lucru este cunoscut sub numele de "cel mai bun program de urcare" și este identificat prin linia punctată (Figura 2). Cele mai bune viteze de urcare pot fi reprezentate grafic în funcție de altitudine, așa cum se arată în figura de mai jos, care este o formă mai generală de prezentare a programului de testare la urcare.

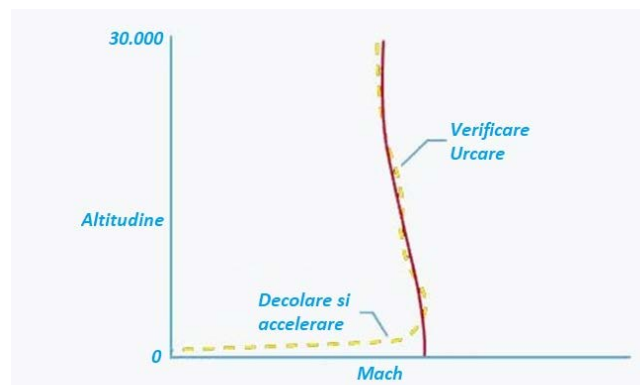


Figura 2 Diagrama Urcare aeronava

Verificarea urcarii este o manevră de testare care "verifică" aceste caracteristici de urcare previzionate prin încercarea de a zbura în cel mai bun program de urcare și prin înregistrarea timpului real și a combustibilului utilizat.

➤ Teste de Ruliu cu eleronul

Toate avioanele virează prin înclinarea vectorului de portanță (înclinare), apoi prin creșterea portanței pentru a determina o schimbare a direcției de zbor. Avioanele de luptă foarte manevrabile trebuie să aibă capacitatea de a genera o rază de viraj mică, dar trebuie să aibă și capacitatea de a schimba rapid direcția de viraj. Acest lucru înseamnă că pilotul trebuie să fie capabil să schimbe foarte repede unghiul de înclinare (ruliu) pentru a reorienta portanța în direcția de viraj dorită.

Identificarea magnitudinii acestor variații și evaluarea capacității pilotului de a compensa prin utilizarea direcției sunt, de asemenea, obiective ale testelor de ruliu cu eleronul.

➤ Teste pentru Controlul Impulsului

Una dintre cele mai importante măsurători de stabilitate pentru un avion este determinarea răspunsului dinamic. Pentru un avion stabil, răspunsul dinamic este măsurarea frecvenței și amortizarea mișcării oscilatorii. Pentru a măsura răspunsul dinamic, aeronava trebuie mai întâi să fie perturbată. Controlul impulsului este principala metodă de inițiere a acestei perturbări.

Controlul impulsului poate fi introdus fie pe axa de tangaj, fie pe axa de rotație sau pe axa de ruliu, prin deplasarea bruscă a comenzilor profundorului, a direcției sau a eleronului. Dacă intenția impulsului este de a perturba unul dintre modurile oscilatorii, intrarea comenzii este destul de mare și rapidă. Comanda este eliberată după impuls pentru a permite avionului să oscileze liber fără intervenția pilotului.

În unele cazuri, se poate utiliza o secvență specială de intrări ale comenzilor, cum ar fi o dublă comandă a direcției urmată imediat de o dublă comandă a eleronului, pentru a îmbunătăți analiza IP.

➤ Teste la Flutter

Unul dintre cele mai periculoase evenimente care pot apărea în timpul zborului este un fenomen numit "flutter". Flutter-ul este o vibrație indusă de aerodinamică a unei aripi, a cozii sau a suprafeței de control, care poate duce la o defecțiune structurală totală în câteva secunde. Prevederea flutterului nu este o știință precisă și necesită o verificare în zbor care să ateste că flutterul nu se va produce în limitele normale de zbor.

Flutter-ul va avea loc, de obicei, la sau în apropierea frecvenței naturale a structurii, adică o forță aerodinamică mică va face ca structura să vibreze la frecvența sa naturală. Dacă această forță mică persistă la aceeași frecvență ca și frecvența naturală a structurii, apare o condiție numită "rezonanță". În condiții de rezonanță, amplitudinea vibrației va crește dramatic într-un timp foarte scurt și poate provoca o defecțiune catastrofală a structurii.

➤ Teste pentru urcări de tip Sawtooth

Un avion care urmează să zboare către o locație aflată la o anumită distanță trebuie să decoleze și să urce la o altitudine și o viteză în care consumul de combustibil va fi scăzut în timpul segmentului de croazieră al zborului. Este important să se identifice cea mai eficientă metodă de urcare la altitudinea de croazieră, în special pentru avioanele cu reacție unde consumul de combustibil este destul de mare la altitudine joasă.

O metodă de testare pentru identificarea ratei maxime de urcare și a vitezei pentru cea mai bună rată de urcare este „urcușul sawtooth”, o serie secvențială de urcări și coborări efectuate la viteze diferite și constante (Figura 3).

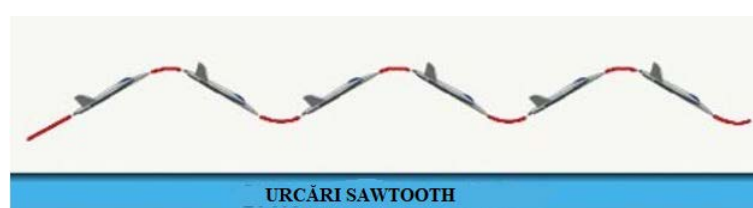


Figura 3 – Urcări Sawtooth

➤ Teste de tip Wind-Up

Majoritatea avioanelor sunt proiectate pentru a avea o anumită stabilitate longitudinală. Adică, atunci când un avion stabil este perturbat dintr-un regim de zbor (Figura 4), acesta va arăta o tendință de a reveni la același regim de zbor. Un avion cu un nivel ridicat de stabilitate longitudinală va fi mai dificil să se îndepărteze de condiția de echilibru decât unul cu stabilitate scăzută. Devieri de control mai mari și, prin urmare, mai mult efort din partea pilotului, vor fi necesare pentru a se îndepărta de la regimul de zbor astfel pilotului îi va fi mai greu să manevreze. Un avion cu un nivel scăzut de stabilitate longitudinală poate fi îndepărtat de punctul de compensare cu devieri mici de control din partea pilotului.

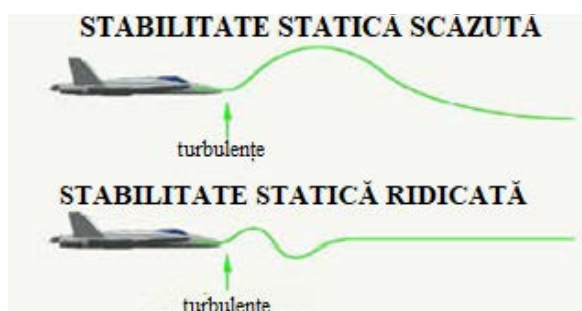


Figura 4 Stabilitatea statică a unei aeronave

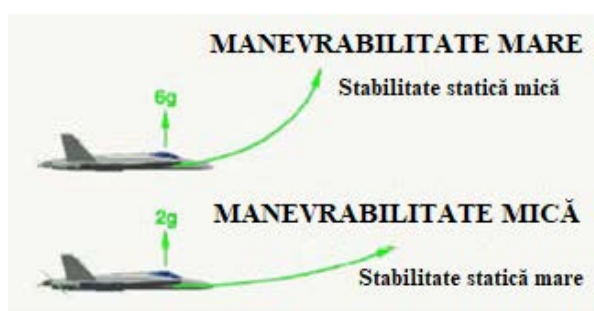


Figura 5 Manevrabilitatea unei aeronave

Din punctul de vedere al proiectanților, manevrabilitatea și stabilitatea sunt în conflict direct una cu cealaltă așa cum reiese și din Figurile 4 și 5. Nivelul dorit de stabilitate va depinde de misiunea avionului.

➤ Teste pentru Derapaj stabil

Alunecarea laterală va induce atât mișcare de rotație (datorită stabilității direcționale) cât și mișcare de rulu (datorită efectului diedric). Mișcările combinate în rotație și rulu sunt, prin urmare, cuplate, deoarece ambele sunt legate de alunecarea laterală (Figura 6).

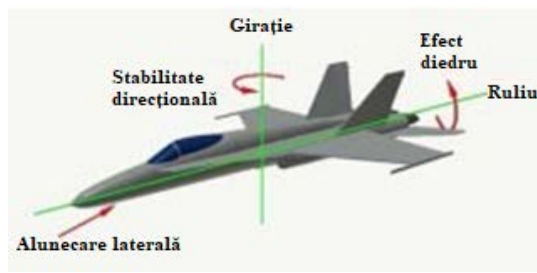


Figura 6 Efectele Derapajului stabil aeronava

Stabilitatea direcțională și efectul diedric pot fi determinate mai precis prin analiza manevrelor dinamice. Efortul pilot necesar pentru a menține direcția și eleronoanele la aceste deviații (forța pedalei și forța laterală a manșei) sunt, de asemenea, importante pentru controlul avionului. Ocazional, un avion va prezenta o caracteristică numită „blocare a direcției” în care forța asupra pedalelor direcției se inversează pe măsură ce deflecția direcției se apropie de deflecția maximă. Direcția va tinde să ajunga până la o deflecție maximă fără niciun efort suplimentar din partea pilotului.

➤ Optimizarea designului unei aeronave

Optimizarea formei aerodinamice, în special al profilului aerodinamic, a devenit o componentă indispensabilă pentru orice design eficient și robust în ultimii ani. Acest lucru a fost realizat prin îmbinarea materialelor compozite cu greutate redusă și flexibilitate sporită, cu configurații aerodinamice optimizate (Figura 7) pentru a obține cea mai eficientă soluție.

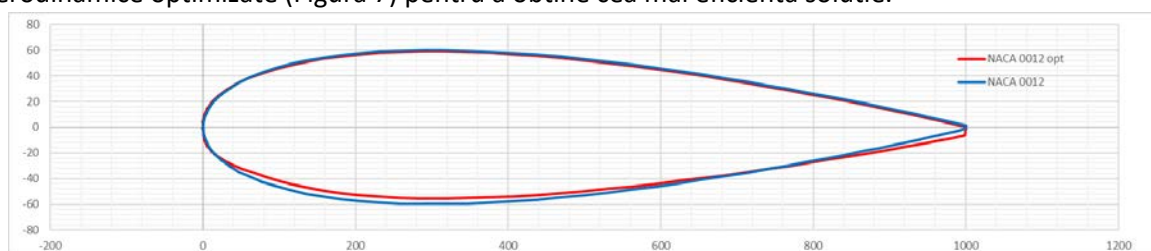


Figura 7 Profil NACA 0012 optimizat pentru reducere Drag

➤ Procesul de proiectare și simulare

În versiunea clasică, aeronava este un planor echipat cu un sistem de propulsie, tren de aterizare și sisteme de control. În plus, o parte integrantă a aeronavelor moderne este avionica (electronica aviației), concepută pentru a controla toate organele și sistemele unei aeronave și pentru a simplifica foarte mult munca piloților.

❖ Proiectare conceptuală

Proiectarea conceptuală a aeronavei presupune schițarea unei varietăți de configurații posibile care să îndeplinească specificațiile de proiectare necesare. Prin desenarea unui set de configurații, proiectanții încearcă să ajungă la configurația de proiectare care să îndeplinească în mod satisfăcător toate cerințele, precum și să meargă mână în mână cu factori precum aerodinamica, propulsia, performanța în zbor, sistemele structurale și de control. Acest proces se numește optimizarea proiectării. Aspecte fundamentale, cum ar fi forma fuselajului, configurația și amplasarea aripilor, dimensiunea și tipul de motor, toate sunt determinate în această etapă (Figura 8).

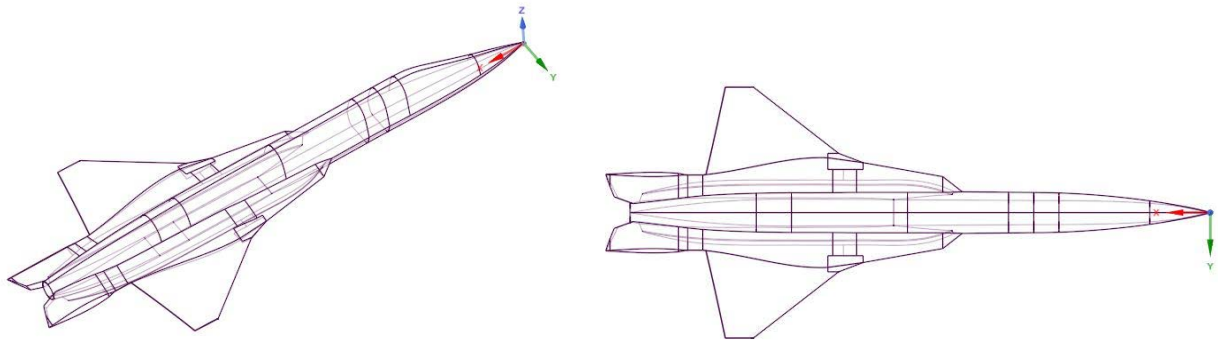


Figura 8 Concept Microfighterul INCAS

❖ Faza de proiectare preliminară

Configurația de proiectare la care s-a ajuns în faza de proiectare conceptuală este apoi ajustată și remodelată pentru a se încadra în parametrii de proiectare. În această fază, se efectuează teste în tuneluri aerodinamice și calcule de dinamica fluidelor computațională a câmpului de curgere în jurul aeronavei. În această fază se efectuează, de asemenea, analize structurale și de control importante. Defectele aerodinamice și instabilitățile structurale, dacă există, sunt corectate, iar proiectul final este desenat și finalizat. Apoi, după finalizarea proiectului, producătorul sau persoana care îl proiectează trebuie să ia decizia cheie de a continua sau nu producția aeronavei. În acest moment, mai multe proiecte, deși perfect capabile să zboare și să atingă performanțe, ar putea fi excluse din producție din cauza faptului că nu sunt viabile din punct de vedere economic.

❖ Faza de proiectare detaliată aeronavei

Această fază se ocupă pur și simplu de aspectul de fabricare a aeronavei care urmează să fie fabricată. Ea determină numărul, designul și amplasarea nervurilor, lonjeroanelor, secțiunilor și a altor elemente structurale (Figura 9). Toate aspectele aerodinamice, structurale, de propulsie, de control și de performanță au fost deja acoperite în faza de proiectare preliminară și rămâne doar fabricarea. În această etapă se dezvoltă și simulatoare de zbor pentru aeronave.

➤ Designul aripii și a profilului

Aripa unei aeronave cu aripă fixă asigură portanța necesară pentru zbor. Geometria aripii afectează fiecare aspect al zborului unei aeronave. Suprafața aripii va fi dictată, de obicei, de viteza dorită de intrare în impuls, dar forma generală a formei în plan și alte aspecte de detaliu pot fi influențate de factori de dispunere a aripii. Aripa poate fi montată pe fuselaj în poziții înalte, joase și medii. Forma secțiunii transversale a aripii este profilul său. Construcția aripii începe cu nervura care definește forma profilului. Nervurile pot fi realizate din lemn, metal, plastic sau chiar din materiale compozite.

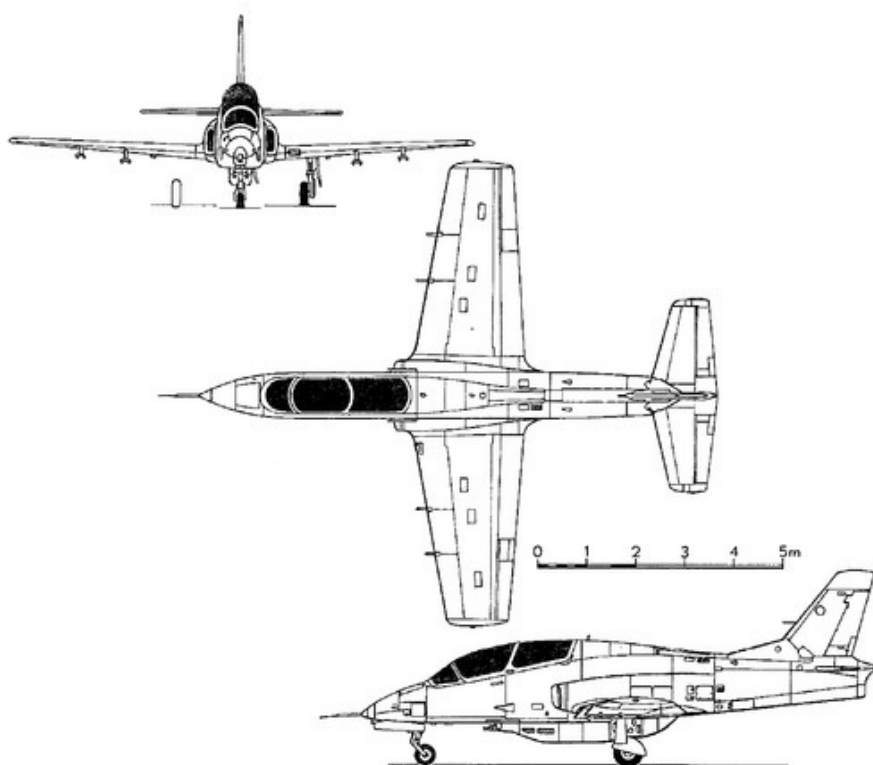


Figura 9 Design IAR 99 Șoim

Aripa trebuie să fie proiectată și testată pentru a se asigura că poate rezista la sarcinile maxime impuse de manevre și de rafalele atmosferice. O analiza a profilui se poate realiza si prin metode CFD pentru determinarea unor parametrii aerodinamici. Un caz special folosit in aceasta lucrare se refera la un profil NACA 0012 cu sisteme de tip stall strip (Figura 10-11).

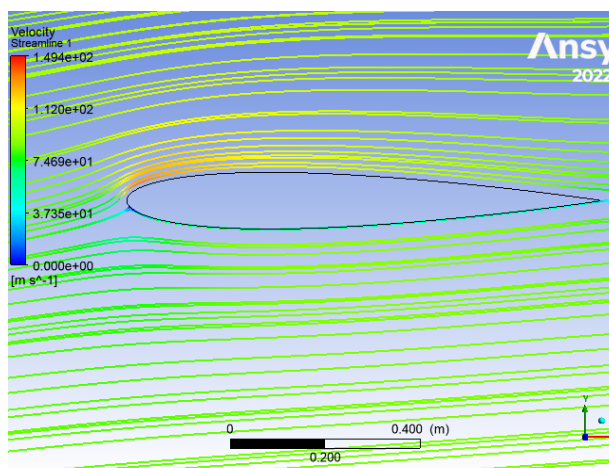


Figura 4 Curgerea dealungul profilului NACA 0012 la $AoA = 5^\circ$

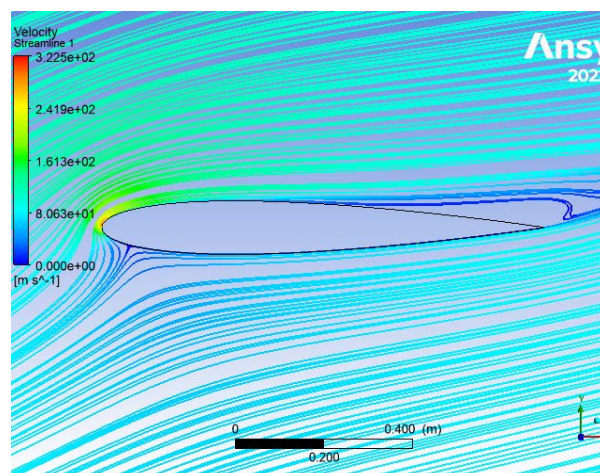


Figura 5 Curgerea dealungul profilului NACA 0012 la $AoA = 18^\circ$

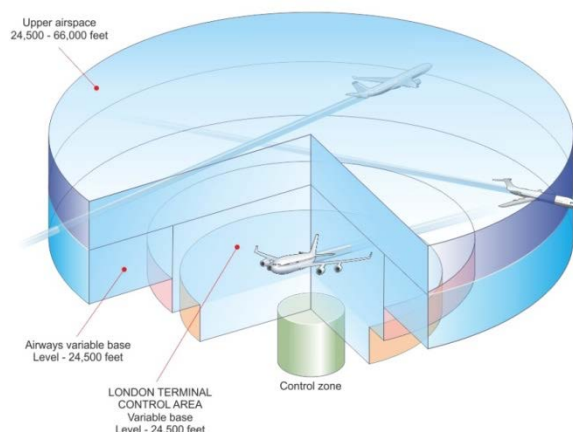
Obiectivul primei faze este sa identifice problematica curentă a conceptelor de testare în zbor, provocările majore și problemele tehnologice pentru dezvoltarea aeronavelor. Acesta fază raspunde cerințelor pentru dezvoltarea echipamentelor specializate necesare pentru testarea comportamentului și sistemelor aeronavelor. În această fază se dorește un studiu asupra sistemelor de instrumentare, dezvoltate folosind senzori și sisteme de achiziție de date. Aceste date sunt prelevate în timpul testării și evaluării unei aeronave și sunt validate pentru acuratețe și analizate

Înainte de a fi transmise grupurilor de inginerie de specialitate pentru îmbunătățirea performanțelor vehiculului în procesul de dezvoltare al aeronavelor.

Faza 2 urmărește realizarea unui studiu asupra evoluțiilor tehnologice și perspectivelor în dezvoltarea aeronavelor prin prisma procesul de proiectare și optimizare a vehiculelor. Faza 2 identifică în procesul de proiectare o metoda folosită pentru a echilibra multe cerințe concurente și exigente pentru a produce o aeronavă ușoară, economică și care poate transporta o sarcină utilă adecvată, fiind în același timp suficient de fiabilă pentru a zbura în siguranță pe durata de viață a aeronavei. Similar cu aceasta metoda, dar mai exigenta decât procesul obișnuit de proiectare este procesul de optimizarea a aeronavelor, o tehnica iterativă, implicând compromisuri de natura structurala. Faza de testare în zbor poate varia de la testarea unui singur sistem nou pentru un vehicul existent până la dezvoltarea și certificarea completă a unei noi aeronave. Prin urmare, durata unui anumit program de test de zbor poate varia de la câteva săptămâni la mulți ani în funcție de conceptele și metodele de testare prin prisma procesul de proiectare și optimizare a aeronavei.

Atingerea obiectivelor se realizează prin identificarea unei metode de testare în zbor din literatura de specialitate pentru modele demonstrative la scară, care să răspundă la problematica curentă a conceptelor de testare, provocările majore și problemele tehnologice pentru dezvoltarea aeronavelor. Aceste faze răspund cerințelor pentru dezvoltarea echipamentelor specializate necesare pentru testarea comportamentului și sistemelor aeronavelor. Prezentarea rezultatelor cercetării se face într-un raport tehnic.

Proiectul PN 23 17 06 01-- Documentare și analiză funcționalităților unui turn de control TWR, funcțiile și responsabilitățile controlorilor de trafic aerian.



TMA (Terminal Manoeuvring Area) Aria de control terminală



Turn de control ATC

Analizarea unui accident aviatic care a survenit în urma unor disfuncționalități în activitatea unui turn de control al traficului aerian. Analiza rolului controlorului de trafic.



Analiza accidentului aviatic produs în data de 1.07.2002 prin coliziunea în zbor a două aeronave civile respectiv un Boeing B757-200 și un Tupolev TU154M, accident produs pe teritoriul Germaniei în regiunea Uberlingen

Proiectul PN 23 17 06 02- Proiectul s-a desfasurat conform planului de initial prestabilit al acestuia. Pe parcursul desfasurarii au aparut mici inconveniente care au constituit o provocare pentru echipa proiectului, insa acestea au fost rezolvate cu succes.

Totodata am constientizat viitoare directii de dezvoltare, pornind de la problemele si solutiile gasite pentru acestea, cu care ne-am confruntat pe parcursul desfasurarii proiectului.

De asemenea, acest lucru a condus la o dezvoltare a cunostintelor si aptitudinilor membrilor echipei proiectului.

In concluzie, cele doua etape care s-au consumat de la inceputul proiectului si pana acum s-au desfasurat de asa maniera incat au fost atinse obiectivele propuse in propunerea initiala.

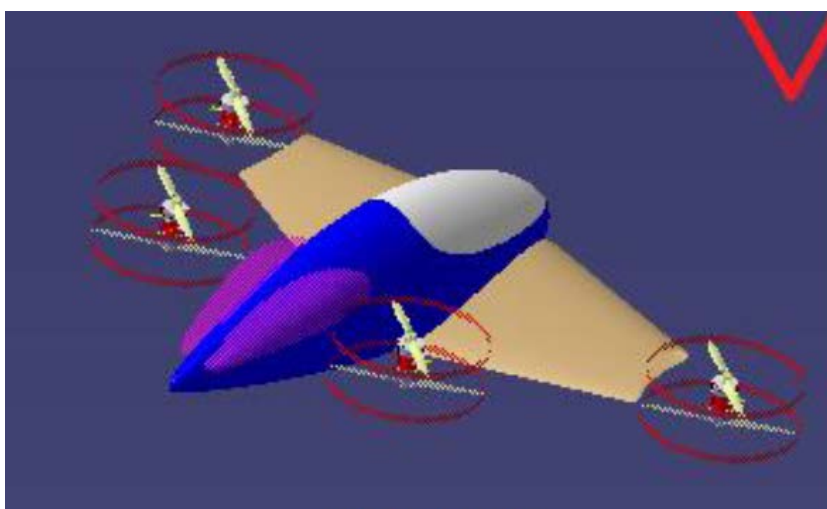
Etapele din acest an au abordat mai multe activitati:

- Studiu concepte eVTOL
- Studiu concepte Banc Testari
- Studiu sisteme de control autonome
- Studiu sisteme electrice și electronice

Studiul conceptelor eVTOL

In aceasta activitate a fost efectuat un studiu de concepte de aerovehicule usoare eVTOL, care pot fi utilizate în mediul urban, urmat de dezvoltarea unui sistem de conceptie VTOL pentru Mobilitatea Aeriană Urbană (UAM).

În etapele urmatoare, se vor crea modele numerice de simulare și optimizare a soluțiilor structurale alese, și se vor dezvolta soluții pentru optimizarea sistemelor electrice, electronice si de control.

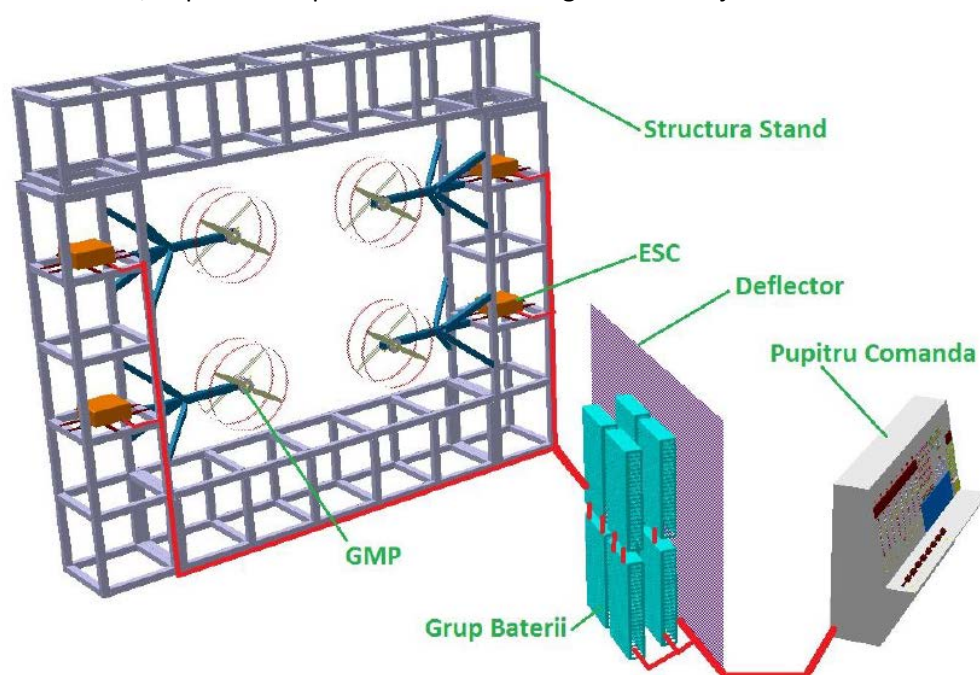


Model Concept

Studiu concepte Banc Testari

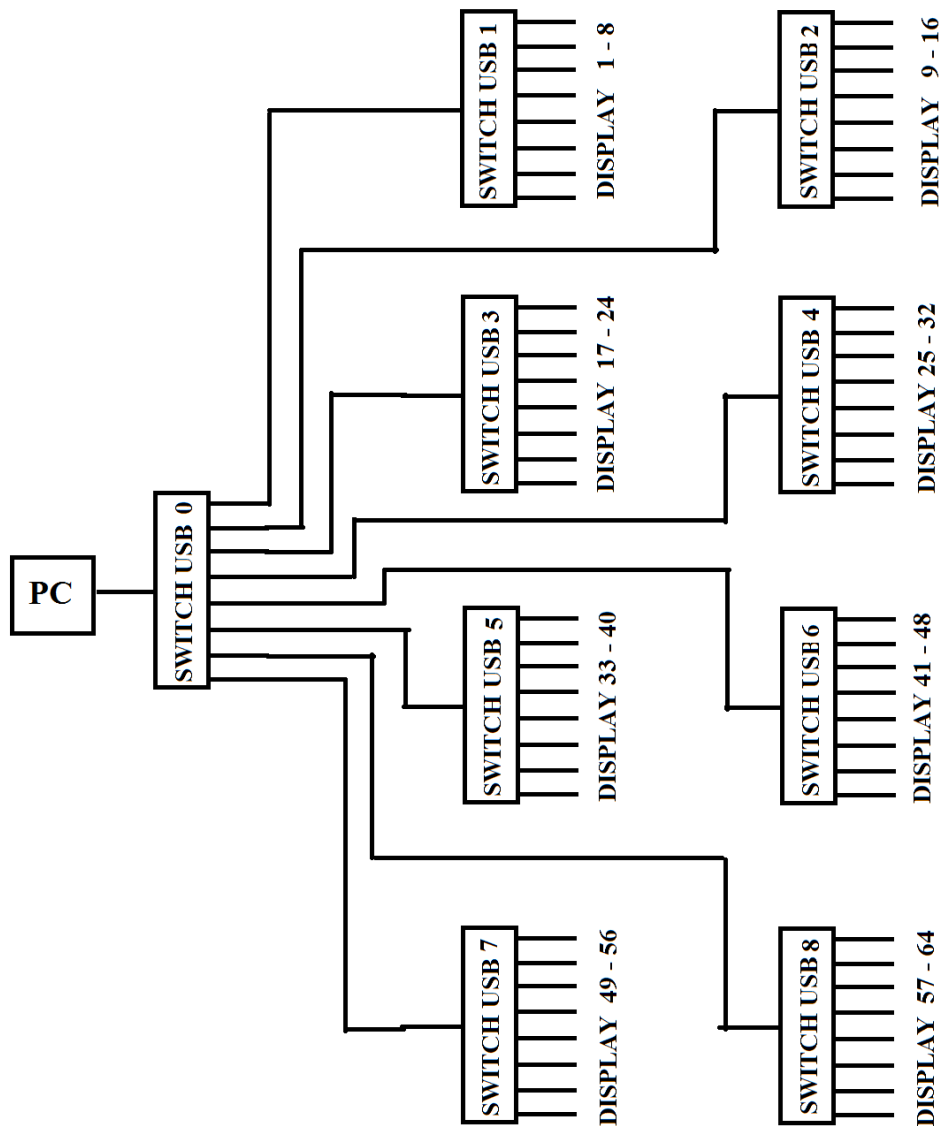
Din perspectiva bancului de testari s-a avut initial în vedere un concept cu o structură simplă care să includă toate sistemele necesare pe eVTOL. Aceasta a fost proiectată astfel încât distribuțiile de greutate să fie identice cu cele de pe vehicul.

Ulterior s-a decis crearea unui banc mult mai complex, care să poată răspunde unor configurații variate, după cum se poate observa în imaginea de mai jos.



Conceptul are în componență un pupitru de comandă care controlează și monitorizează toți parametrii GMP-urilor. Acestea au fost distribuite uniform pe o structură tip cadru, pentru a putea fi controlate de către sistemele ESC laterale, dedicate fiecărui motor.

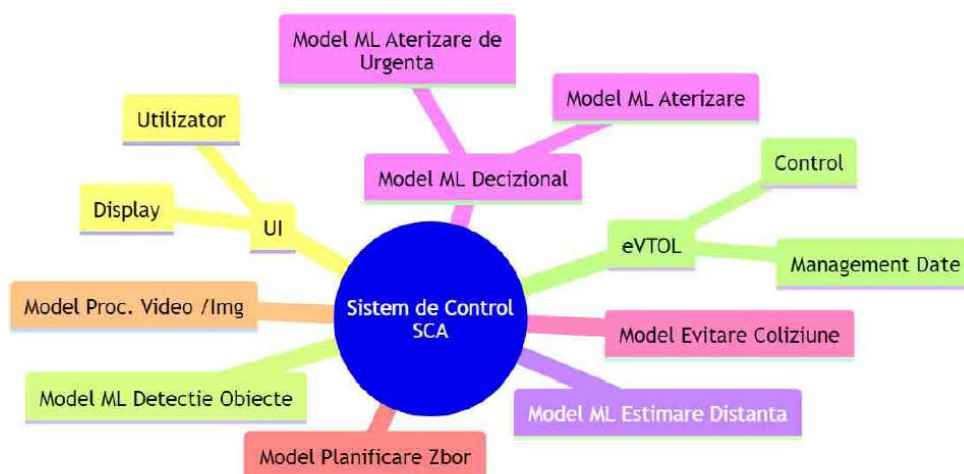
Acestea din urmă sunt conectate la grupurile de baterii, și la pupitrul de comandă după cum se poate observa în figura următoare.



Studiu sisteme de control autonome

Pentru a putea asigura autonomia, aeronava are nevoie de un sistem capabil să ia decizii în diferite situații de zbor. În ceea ce privește sistemul actual, vom considera, în primă fază, o configurație minimalistă formată din trei modele, care să efectueze recunoașterea obiectelor într-un context video, estimarea distanței până la obiectele identificate și luarea deciziilor.

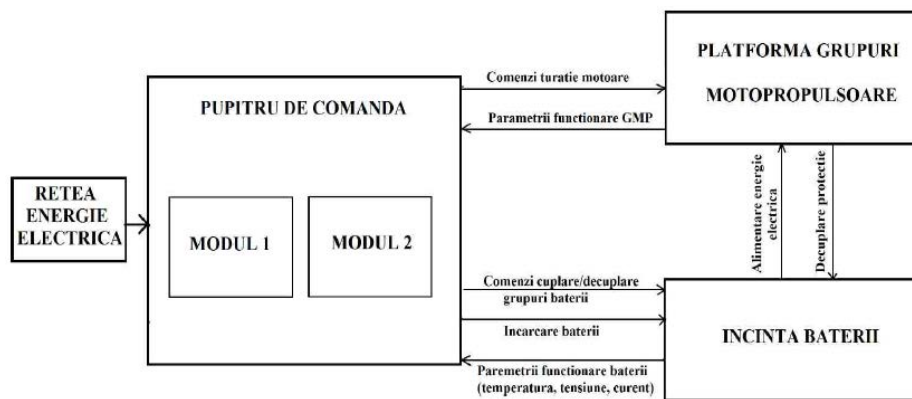
Diferitele scenarii de zbor vor necesita diferite modele de învățare automată (ML) pentru a procesa datele, astfel încât acestea să poată fi ulterior transmise SCA-ului, care va lua decizii în consecință.



Reprezentare MM a componentelor și interacțiunilor SCA

Conceptul acestui banc de testare permite testarea sistemelor de propulsie electrică ce utilizează ca sursă de energie electrică atât baterii Li, Li-Po, LiFePo, Pb cât și pile de combustie. Astfel fiecare display cu diagonală de 2,8 inch deși era inițial conceput să afișeze o anumită mărime fizică testată, având disponibile doar două canale de intrare analogice iar cele de 7 inch având disponibile 4 canale de intrare analogice, ulterior, în urma studiilor realizate cât și analizei cerințelor unui număr cât mai divers de sisteme care ar putea fi testate pe acest stand s-a convenit ca scop introducerea unor circuite multiplexoare ce permite creșterea numărului de canale de intrare analogice ce pot fi procesate și afișate de către același display.

Schema bloc de ansamblu a standului de testare este prezentată în figura de mai jos.



Schema bloc a standului de testare

În urma îndeplinirii obiectivelor etapelor din acest an, s-a realizat selectarea unui concept de eVTOL care va fi analizat și optimizat ulterior. Conceptele pentru bancul de testare au fost dezvoltate în strânsă legătură cu obiectivul principal al proiectului.

De asemenea în urma studiilor efectuate s-a selectat un concept de control autonom eVTOL și sistem de control banc testări.

Toate aceste concepte vor fi analizate și optimizate în etapele următoare.

Proiectul PN 23 17 06 03- S-au analizat tipurile de soluții existente pentru UTM (UAS Traffic Management). Au fost prezentate și detaliate diferite abordări și tehnologii utilizate în gestionarea traficului aeronavelor fără pilot. Printre soluțiile examinate s-au numărat sisteme de monitorizare și detectare, platforme de comunicații, algoritmi de planificare a traiectoriilor și sisteme de gestionare

a conflictelor. Raportul a pus în evidență avantajele și limitările fiecărei soluții și a furnizat o imagine cuprinzătoare a peisajului actual al tehnologiilor UTM.

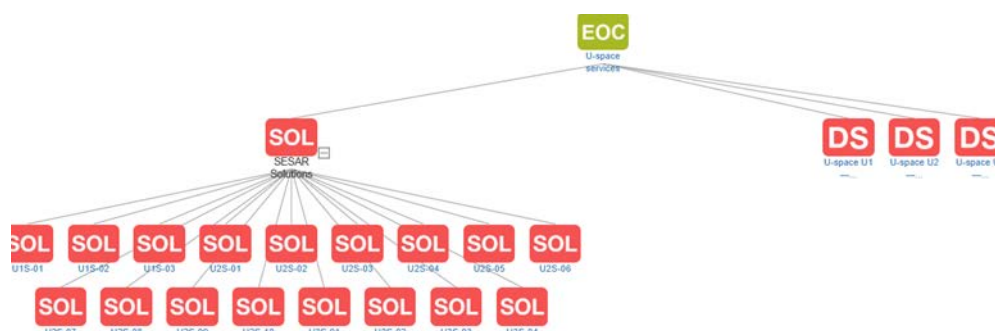


Figura 2 - Soluțiile oferite de SESAR pentru dezvoltarea U-Space-ului în raport cu etapele de dezvoltare¹

Deși UTM și U-Space sunt în stadii incipiente, s-a subliniat importanța interoperabilității între sisteme, tehnologii, regiuni și țări pentru a asigura un sistem global eficient și sigur. Au fost descrise servicii precum gestionarea planurilor de zbor, monitorizarea, traficul aerian și gestionarea datelor aeronautice pentru drone, având ca obiectiv atingerea acestei interoperabilități. Odată cu fiecare nivel U-Space, sunt introduse noi servicii. Spre exemplu, U1 oferă unele servicii de bază ale U-Space-ului: înregistrare electronică, identificarea electronică și restricția geografică pre-tactică.

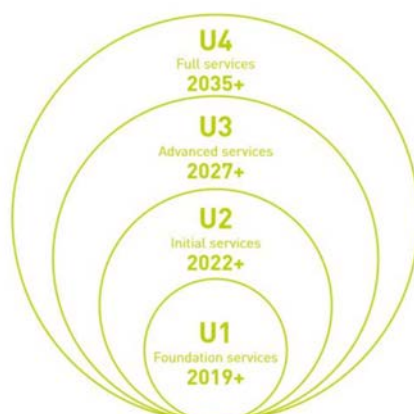


Figura 3 - Planul de implementare al serviciilor eATM U-Space ²

▪ Descrierea structurii sistemului UTM

¹U-space

https://www.atmmasterplan.eu/data/essential_operational_changes/2147008

²<https://www.eurocontrol.int/sites/default/files/2022-01/european-network-ospace-stakeholders-re-launch-sesar-garrity.pdf>

services,

Structura sistemului UTM (Managementul Traficului Urban) a fost concepută pentru a aborda provocările gestionării eficiente a dronelor în medii urbane. Inspirată de sensurile giratorii din traficul rutier, soluția centrală constă în implementarea unor mecanisme complexe de direcționare și control al UAV-urilor, asigurând un flux de trafic sigur și ordonat. Propunerea extinsă de utilizare a camerelor și senzorilor, deși reprezintă o soluție eficientă, se confruntă cu problema costurilor ridicate.

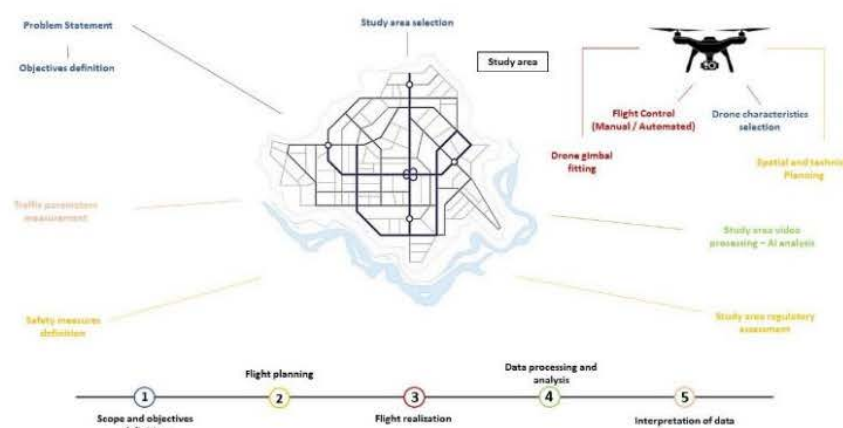


Figura 4 -Structura UAM³

Procesul de supraveghere în UTM presupune etape bine definite, inclusiv definirea obiectivelor zborului, planificarea detaliată a zborului, efectuarea zborului, procesarea și analiza datelor, și interpretarea rezultatelor obținute. În implementarea dronelor în traficul urban, au fost evidențiate provocări precum capacitatea bateriilor, distanța de zbor, planificarea zborului și manevrabilitatea.

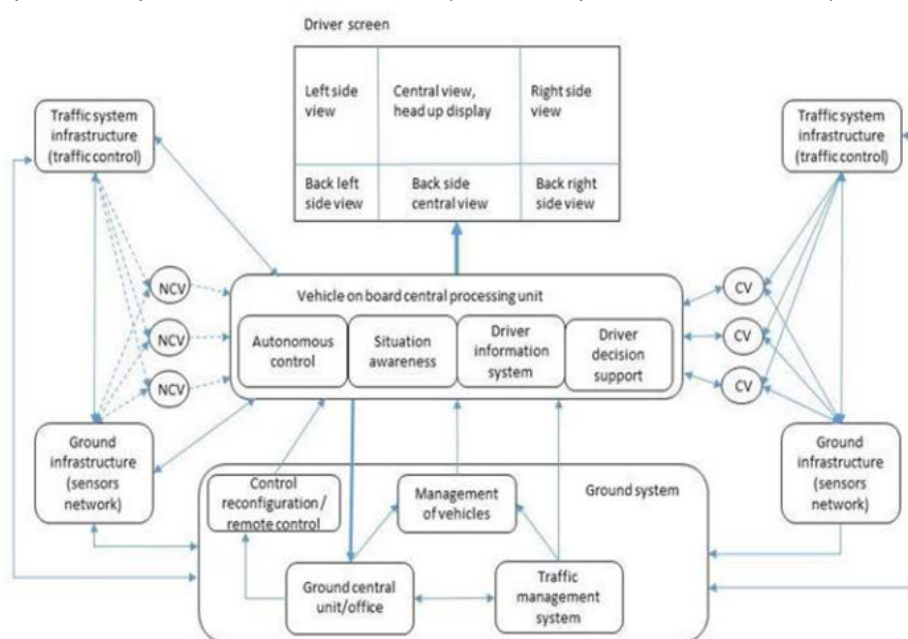


Figura 5 - Arhitectura managementului de trafic aerian urban, unde CV reprezintă UAV-urile cooperante iar NCV cele care nu cooperează cu standardele impuse⁴

³ M. Brahimi, S. Karatzas, J. Theuriot, Z. Christoforou, Brahimi, M., Karatzas, S., Theuriot, J., & Christoforou, Z. (2020). Drones for traffic flow analysis of urban roundabouts, *J. Traffic Transp. Eng. (Rosemead, Calif.)*, 9(3), 62-71.

Conceptul de separare în UTM a fost analizat, clasificând dronele în funcție de echipamentele la bord. Controlul centralizat, realizat cu ajutorul senzorilor wireless, contribuie la detectarea problemelor, menținerea unui trafic aerian eficient și sigur, și diferențierea între dronele conforme și cele care nu respectă planurile de zbor.

Utilizarea dronelor/sistemelor UAV în scopul monitorizării managementului de trafic a fost introdusă ca metodă de a combate dificultățile menționate mai sus. Acestea se pot integra în diferite scenarii și misiuni; totuși, există și la nivelul lor o serie de provocări ce trebuie luate în considerare, cum ar fi: capacitatea bateriei, distanța de zbor și încărcătura, planificarea zborului, manevrabilitatea, scalabilitatea, cartografierea și respectarea legilor.

▪ Reglementări și regulamente specifice UTM

În cadrul analizei reglementărilor actuale referitoare la U-Space (spațiul aerian dedicat operațiunilor cu drone), s-a desfășurat un proces detaliat de evaluare și sinteză. Scopul a constat în identificarea și înțelegerea cerințelor existente pentru a dezvolta un set minim de reguli esențiale. În această analiză riguroasă, au fost examinate și comparate normativele în vigoare, astfel încât să se obțină o viziune comprehensivă asupra cerințelor impuse în cadrul spațiului aerian desemnat. Standardele care suportă serviciile U-Space se găsesc în planul de legi (EU) 2021/664⁵.

Ca rezultat al acestei evaluări amănunțite, s-a elaborat un set minim de cerințe esențiale. Aceste cerințe reprezintă o sinteză a reglementărilor existente, fiind concepute pentru a asigura un cadru coerent și sigur pentru operațiunile cu drone în spațiul U-Space. În esență, acest proces a vizat crearea unui standard simplificat și eficient, menit să faciliteze dezvoltarea și implementarea operațiunilor cu drone într-un mediu urban dens și complex.

▪ Analizarea Arhitecturilor U-Space

Au fost analizate diferite arhitecturi U-Space disponibile și modul în care acestea pot fi implementate în funcție de cerințele specifice ale unei regiuni sau țări. Operarea UAS-urilor în Spațiul Aerian detaliază modul în care vehiculele aeriene fără pilot (UAS) operează în spațiul aerian. Se acordă o atenție specială aspectelor legate de organizarea și managementul spațiului aerian, tipurile de UAS și utilizarea acestora, reglarea dinamică a spațiului aerian și gestionarea geofencelor.

⁴ D. R. Dung D. Nguyen, „AIR TRAFFIC MANAGEMENT OF DRONES INTEGRATED INTO THE SMART CITIES,” în 32nd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Shanghai, 2021.

⁵ U-Space ConOps, 3.10 ed., EUROCONTROL, 2022, https://corus-xuam.eu/wp-content/uploads/2022/11/CORUS-XUAM-D4.1-delivered_3.10.pdf

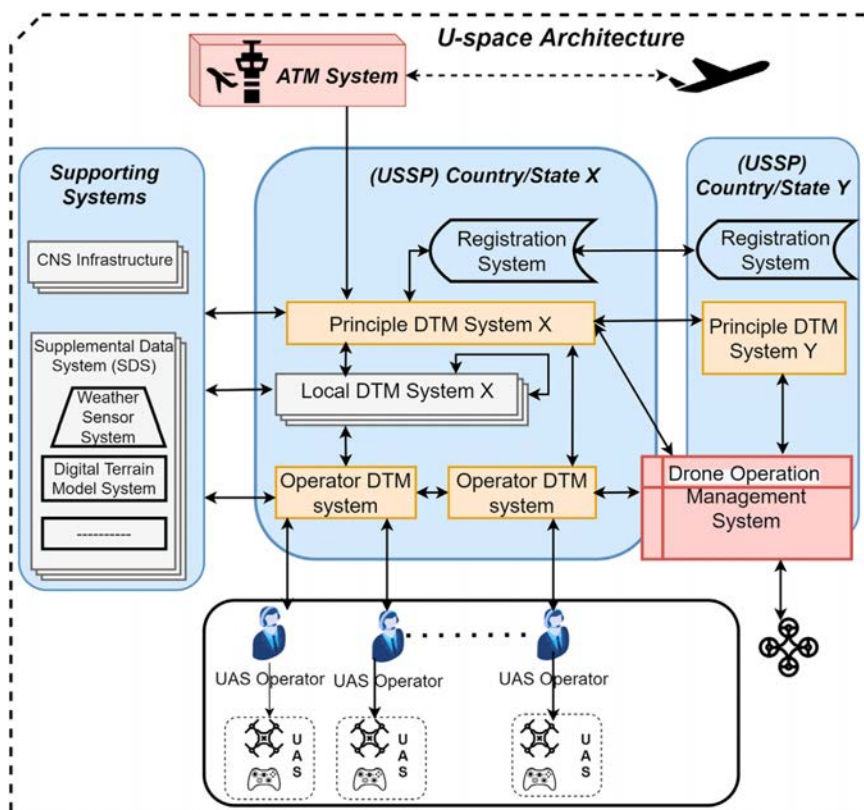


Figura 6 - Arhitectura UE U-space⁶

Sunt explicate serviciile esențiale de trafic aerian (ATS) și modul în care acestea sunt furnizate în cadrul coordonării dintre UAS și furnizorii de servicii de navigație aeriană (ANSP). Aceste servicii sunt cruciale pentru siguranța și eficiența operațiunilor UAS.

▪ Analizarea impactului asupra mediului

S-au analizat cu atenție diverse aspecte legate de Mobilitatea Urbană Aeriană (UAM). S-a analizat necesitatea impunerii unei norme de zgomot hibridă pentru a aborda problemele legate de zgomot în spațiile aeriene urbane și pentru a asigura confortul rezidenților. Studiile anterioare indică că zgomotul generat de aeronave, împreună cu factorii senzoriali precum frica și spaima, au un impact semnificativ asupra rezidenților urbani, în special cei aflați în apropierea aeroporturilor.

⁶ Shrestha, R., Oh, I., Kim, S., „A survey on operation concept, advancements, and challenging issues of urban air traffic management,” *Frontiers in Future Transportation*, 2(1), 2021.

Classification		Noise Level (EPNdB)		Remark
		Take-Off	Landing	
Fixed-wing	large size	Boeing 747-400B	96.8	average EPNdB, depending on measurement conditions
		Airbus 330-600R	101.7	
	middle size	Boeing 737-800	88.6	
		McDonnell Douglas 500	88.4	
	helicopter	Eurocopter AS350	89.7	
Rotary-wing	urban air mobility (UAM)	Bell Nexus (5-seater)	67 (target)	UAM is only presenting target figures
		City Airbus (4-seater)	70 (target)	
		Ehang 216	100 (target at 100 ft away)	
		Hyundai S-A1 (5-seater)	60 (target)	

Figura 7- Clasificarea aeronavelor în funcție de nivelurile de zgomot⁷

UAM aduce provocări unice în ceea ce privește zgomotul, deoarece vehiculele vor zbura direct deasupra rezidenților urbani, afectându-i nu doar vizual, ci și senzorial. S-a subliniat importanța dezvoltării unor standarde de zgomot mai detaliate și adaptate pentru a asigura o integrare fără probleme și acceptare în comunitățile urbane. Această analiză va servi fundament pentru abordarea eficientă a provocărilor asociate cu implementarea Mobilității Urbane Aeriene în mediile urbane. *Obiectivele fazelor în 2023 care au fost îndeplinite:*

- Identificarea conceptelor tehnologice existente pentru sistemul UTM;
- Analizarea regulamentelor în vigoare pentru U-Space și întocmirea unui set minim de cerințe;
- Identificarea conceptelor tehnologice existente privind arhitectura și interfețele U-Space;
- Analizarea componentelor tehnice și infrastructura necesară pentru a facilita operarea sigură și eficientă a vehiculelor aeriene fără pilot în AAM.

Prin parcurgerea celor două faze s-a realizat primul obiectiv specific al proiectului component și anume, *Identificarea și analizarea cerințelor regulamentare existente pentru U-Space și studierea noilor idei, tehnologii și concepte privind mobilitatea aeriană urbană.*

Obiectivele propuse pentru anul 2023 au fost îndeplinite în totalitate cu succes. Indicatorii de performanță preconizați au fost atinși, iar în plus, s-a realizat publicarea unui articol indexat în Web of Science, aducând o contribuție semnificativă proiectului component PN 23 17 06 03.

Proiectul 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.

⁷ J. Kim, „Urban Air Mobility Noise: Further Considerations on Indoor Space,” *International Journal of Environmental Research and Public Health*, vol. 19, nr. 18, 2022

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.

Primele două faze ale proiectului sunt dedicate legilor de control optimal de dirijare a traiectoriei unui vehicul aerian de mici dimensiuni propulsat de un motor cu reacție, denumit VADV – vehicul cu aterizare și decolare verticală, **Error! Reference source not found.** La sfârșitul acestor faze se urmărește validarea controlului optimal într-o misiune de zbor liber sau constrâns. Pentru a îndeplini acest obiectiv, platforma experimentală VADV a fost actualizată atât hardware cât și software. Din punct de vedere hardware au fost necesare câteva modificări ale sistemului de vane, Figura 2. La capitoul legilor de control, în prima etapă s-a proiectat câte un controller H_∞ structurat pentru fiecare grad de libertate de mișcare. În Figura 3 sunt prezentate cerințele de proiectare, în domeniul frecvență comparativ cu caracteristica de frecvență obținută prin metoda de proiectare aplicată (folosind funcția *systune* din toolbox-ul de control robust din Matlab). Graficele din Figura 3, sunt pentru sistemul de control al mișcării vehiculului în jurul axei de rotație. Figura 4, arată performanțele sistemului de control menționat, de a urmări o referință de tip treaptă.

Tot pe parcursul primei etape, s-a dezvoltat un simulator de zbor în mediul de programare grafică *Simulink*, Figura 5, cu scopul de a valida numeric performanțele sistemului de control al zborului, în circuit închis cu un model matematic neliniar al vehiculului. Simulatorul permite introducerea de incertitudini de modelare, astfel încât sistemul de control să poată fi evaluat în cazuri defavorabile de funcționare a VADV. Un exemplu de incertitudine este abaterea geometrică a centrului de greutate, în plan lateral față de vectorul tracțiunii.



Figura 1. Platforma experimentală de zbor pentru validarea legilor de dirijare



Figura 2 Distanțieri actuatori vane

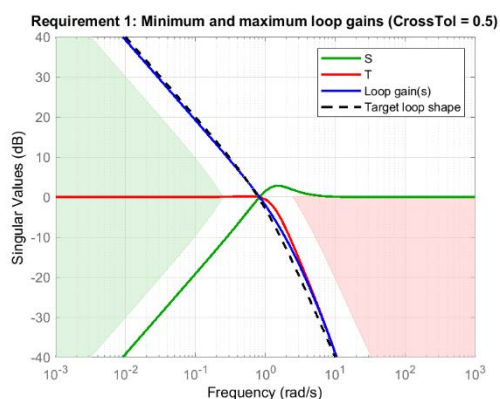


Figura 3 Specificatii controller ului

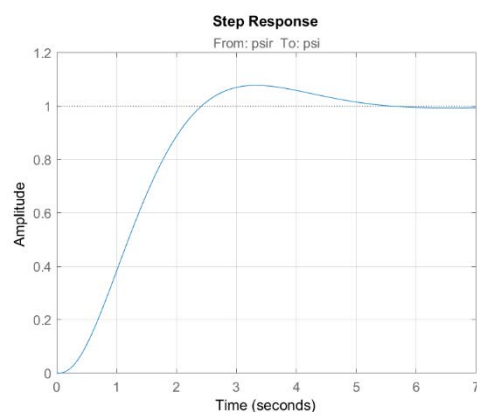


Figura 4 Raspuns treapta controller ului

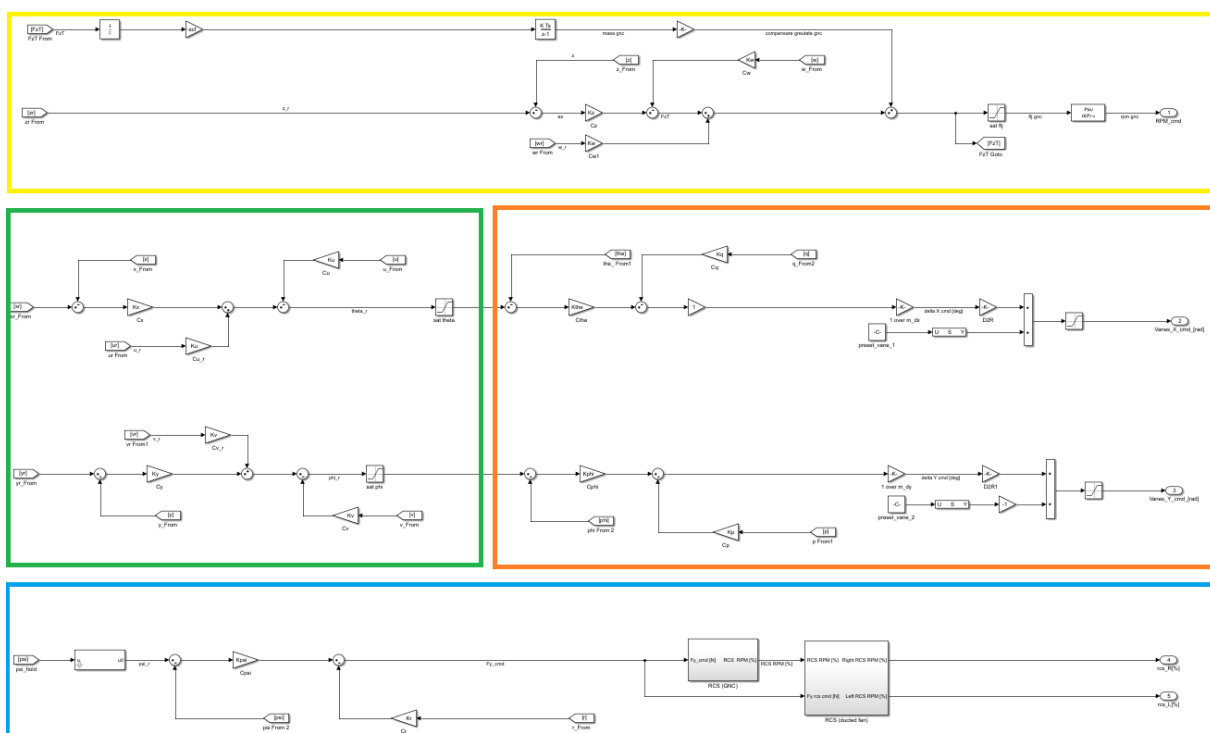


Figura 5 Schema controllerului de zbor

Un sistem pentru determinarea experimentală a centrului de greutate în plan lateral este prezentat în Figura 11 și Figura 8 – design, respectiv în Figura 8.

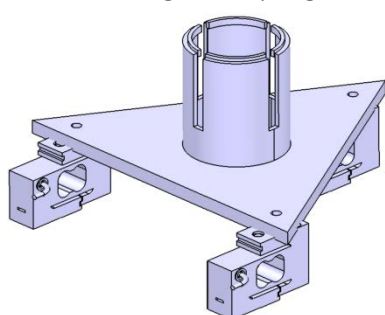


Figura 6 Traductori de forță

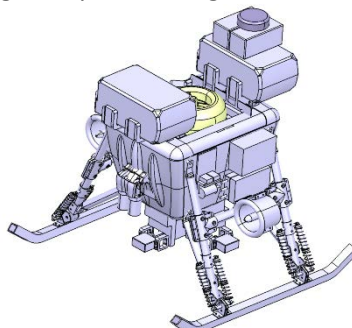
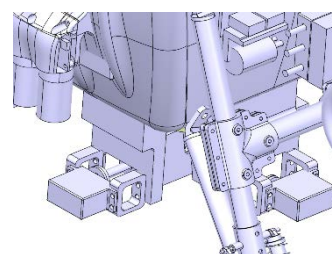


Figura 7 Distanțieri actuatorare vane



Sistemul are în componență trei senzori de forță, care trimit semnale la un sistem de achiziție de date, Figura 9. Acești senzori se încarcă diferit, ca urmare a poziției centrului de greutate în plan lateral. Pe baza valorilor de forță înregistrate și cunoscând poziția senzorilor față de

un sistem de referință se determină poziția în plan lateral a centrului de greutate pentru corpul cântărit.

Date experimentale care arată un exemplu de determinare poziției centrului de greutate sunt date în Figura 10 și Figura 11.

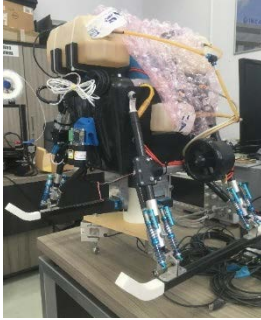


Figura 8 Stand experimental pentru determinarea poziției centrului de greutate

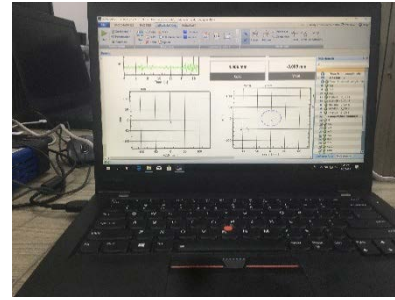
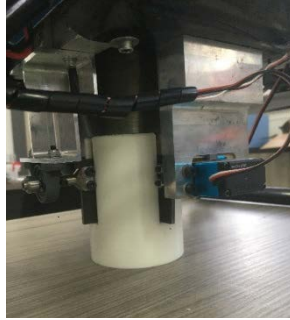


Figura 9 Calculator sistem achiziție date

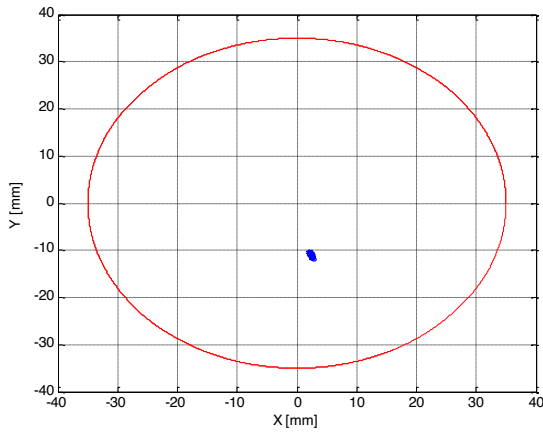


Figura 10 Poziție centru de greutate - determinare 1

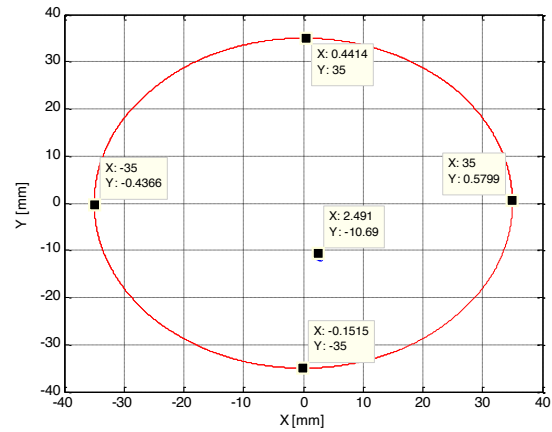


Figura 11 Poziție centru de greutate Determinare 1 – selecție date

Primele două etape se concentrează pe realizarea unui algoritm numeric, implementabil pe calculatorul de bord, i.e. un algoritm care generează o soluție în timp finit, cu alte cuvinte poate fi lansat în execuție în timpul zborului. Scopul este să calculeze o traiectorie optimă din punct de vedere al consumului de combustibil cu constrângeri de unghi de pantă, în limitele disponibile de tracțiune și în condiții de aterizare la punct fix (poziție și viteză finală impuse).

Formularea unei astfel de probleme este dată de ecuațiile (1)-(6)

$$m(t_f) = \min_{t_f, T_c(\cdot)} \int_0^{t_f} \|T_c(t)\| dt \quad (1)$$

ținând cont de următoarele restricții

$$\ddot{r}(t) = g + \frac{T_c(t)}{m(t)}, \quad \dot{m}(t) = -\alpha \|T_c(t)\| \quad (2)$$

$$0 < \rho_1 \leq \|T_c(t)\| \leq \rho_2, \quad r_1(t) \geq 0 \quad (3)$$

$$\|r_d(t)\| \leq \beta r_v(t) \quad (4)$$

$$m(0) = m_{wet}, \quad r(0) = r_o, \quad \dot{r}(0) = v_o \quad (5)$$

$$r(t_f) = r_f, \quad \dot{r}(t_f) = v_f, \quad m(t_f) \geq m_{dry} \quad (6)$$

Unde:

$$x = \begin{bmatrix} r \\ v \end{bmatrix}, \quad x \in R^6 \text{ este vectorul de stare definit de poziția și viteza vehiculului în triedrul legat}$$

de suprafața Pământului

ρ_1 și ρ_2 sunt valorile tracțiunii, minimă, respectiv maximă

m, m_{wet}, m_{dry} este masa vehiculului în timpul misiunii, masa vehiculului la începutul coborârii, respectiv masa vehiculului fără combustibil.

Relațiile (5) reprezintă restricții impuse unghiului de pantă al traiectoriei, în care $\|r_d(t)\| = \sqrt{r_x^2 + r_y^2}$, $r_v = r_z$, r_x, r_y, r_z sunt coordonatele traiectoriei într-un sistem inerțial, β este tangenta unghiului de pantă al traiectoriei, t_f este timpul final / timpul la aterizare.

În etapa a doua s-a reușit definitivarea algoritmului numeric, soluția numerică a problemei de optimizare convexă este prezentată sub formă grafică în Figura 12 - Figura 17.

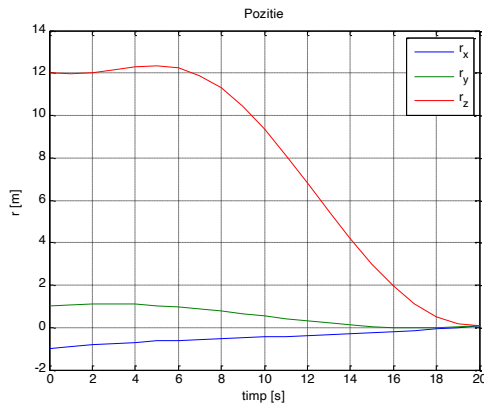


Figura 12 Traiectorie

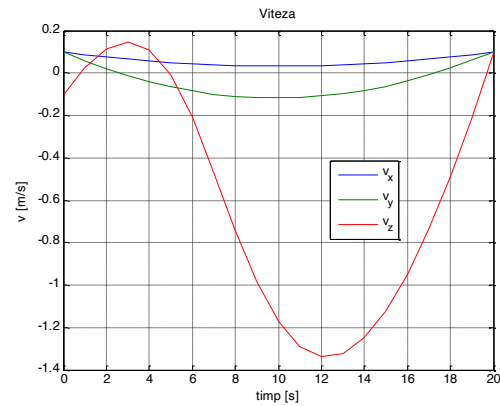


Figura 13 Viteza

Se menționează că acest algoritm a fost implementat pe calculatorul de bord, de tip Raspberry Pi, ca funcție separată, i.e. nu a fost inclus în software-ul de zbor. Codul *Matlab*, a fost inclus într-o diagramă Simulink, care prin care prin metoda de generare automată de cod a fost rulată pe hardware-ul Raspberry Pi.

Diagrama din Figura 18, reprezintă sistemul de GNC (Guidance Navigation and Control – Dirijare, navigație și control) sau software-ul de zbor care a fost utilizat în testele experimentale din etapa a doua proiectului.

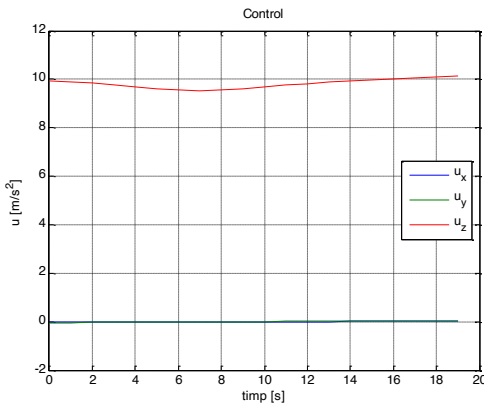


Figura 14 Control

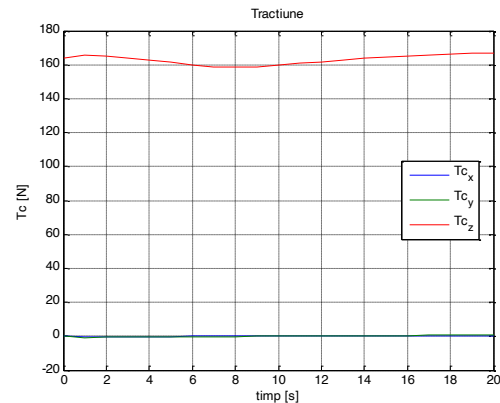


Figura 15 Tracțiune

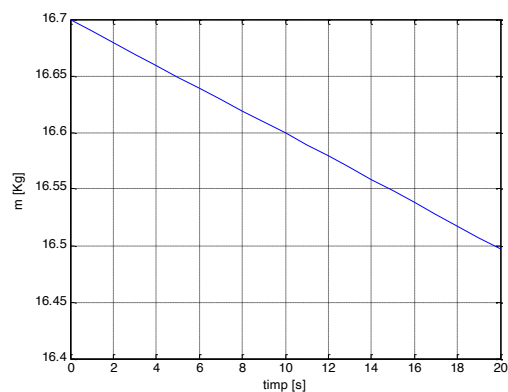


Figura 16 Masa

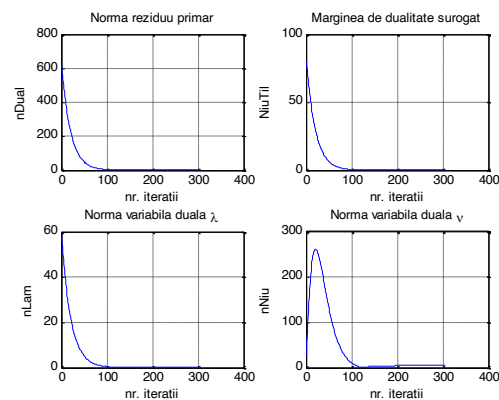


Figura 17 Convergenta solutiei

Digrama, din Figura 18 conține driverele (programele de interfață cu senzorii și actuatorile care echipează vehiculul). Fișierele sursă *.c sunt compilate într-un proiect Visual Studio 2017.

În Figura 19 sunt date cotele de gabarit ale standului de încercări proiectat și realizat în ultima etapa din an aferentă proiectului. În Figura 20 este vehiculul de teste pe standul de încercări în zbor.

În Figura 21 sunt fotografiile din timpul experimentelor în zbor captiv. Următoarele figuri, Figura 22- Figura 25 afișează date din timpul unui zbor de test.

Setul de fotografii din Figura 26 reprezintă un colaj de imagini din timpul campaniei de testare în zbor.

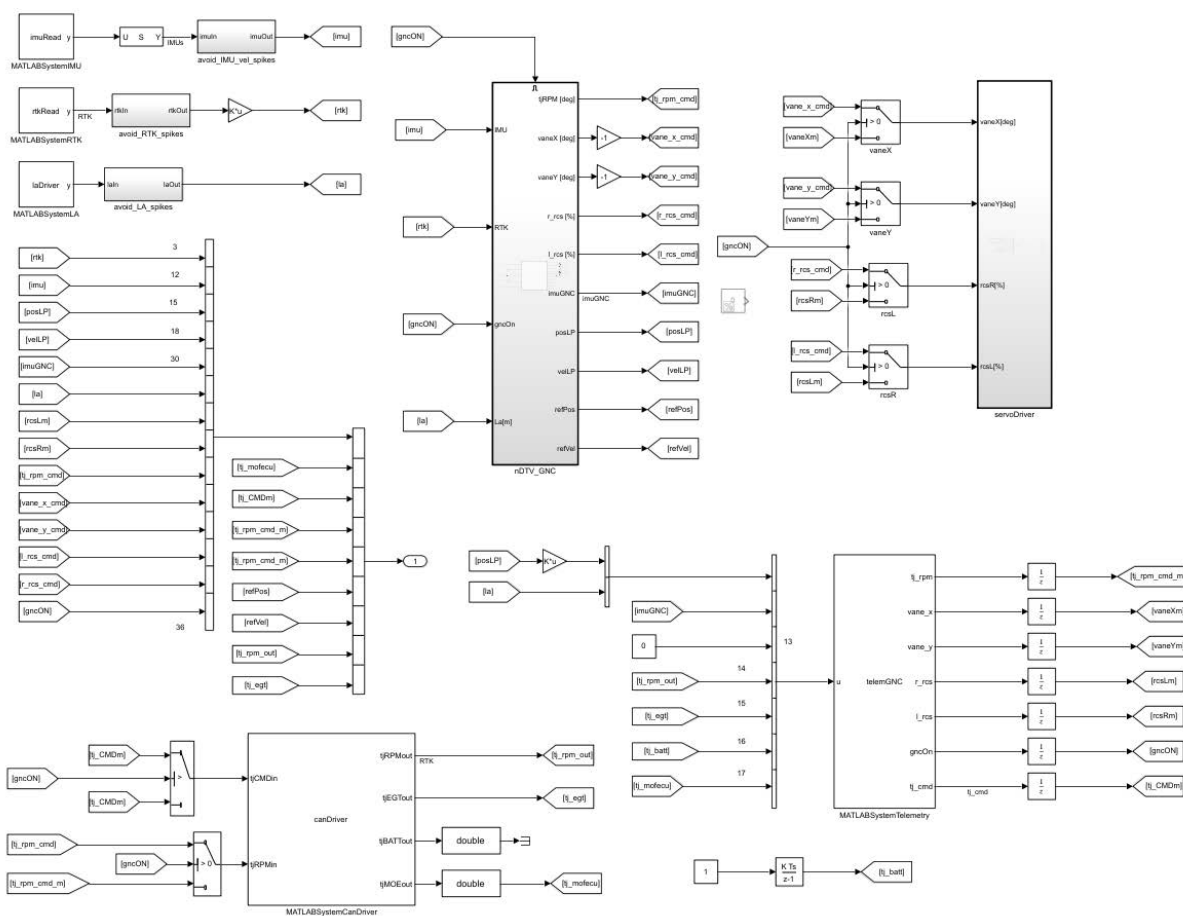


Figura 18 Digrama Simulink software de zbor

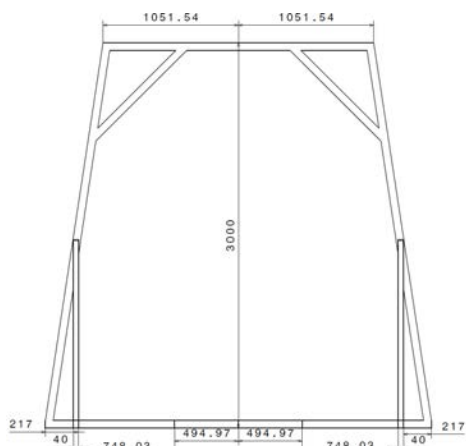


Figura 19 Cote de gabarit stand pentru teste de zbor

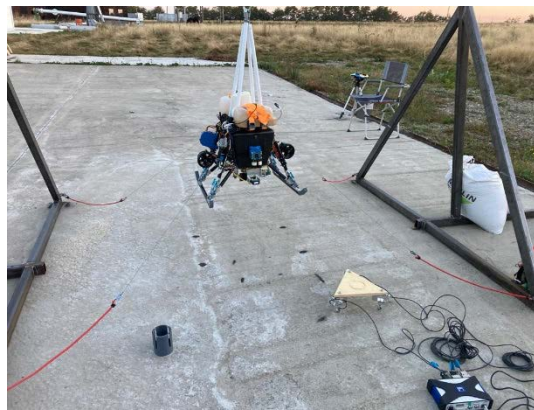


Figura 20 Vehiculul suspendat de standul pentru teste

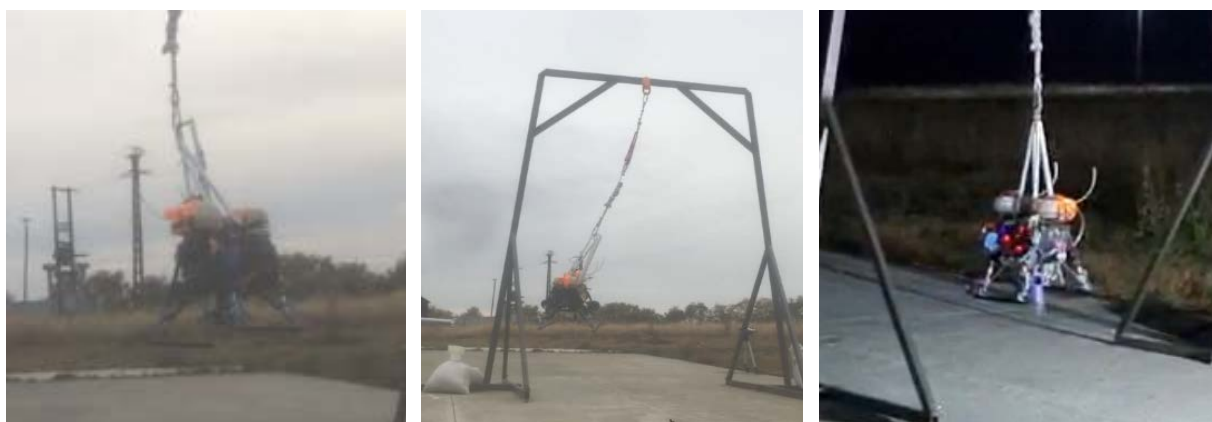


Figura 21 Fotografii din timpul testelor

În Figura 22 este poziția vehiculului în plan lateral, iar în Figura 23 este viteza din timpul zborului cu valori maxime de 2.5 m/s.

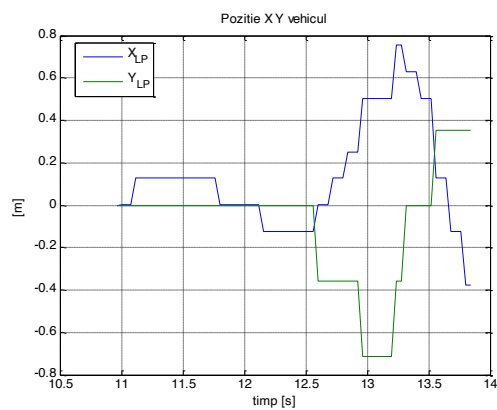


Figura 22 Poziție în plan lateral

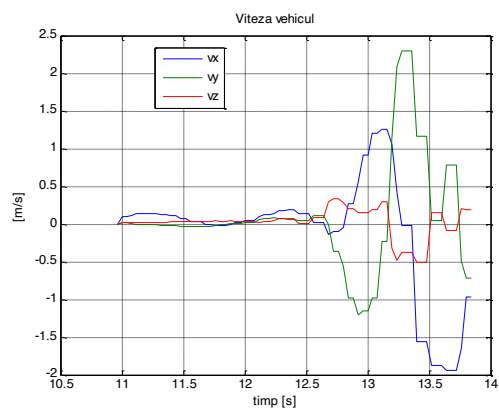


Figura 23 Viteză

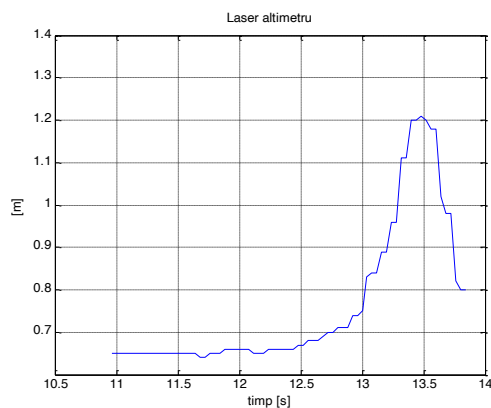


Figura 24 Altimetrie

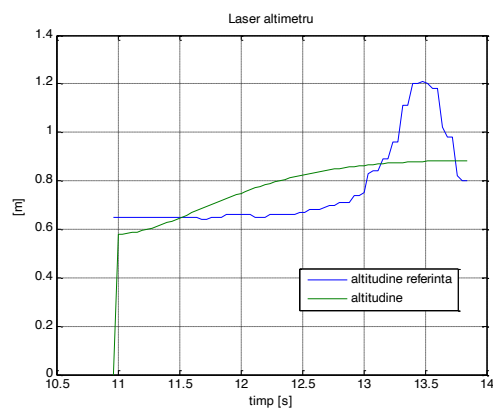


Figura 25 Altimetrie referință, altitudine

În Figura 24 este altitudinea măsurată cu laser altimetru plasat pe lateralul vehiculului. Valoarea măsurată de laser altimetru poate crește cu înclinarea vehiculului. Compararea cu altitudinea de referință este dată în Figura 25.

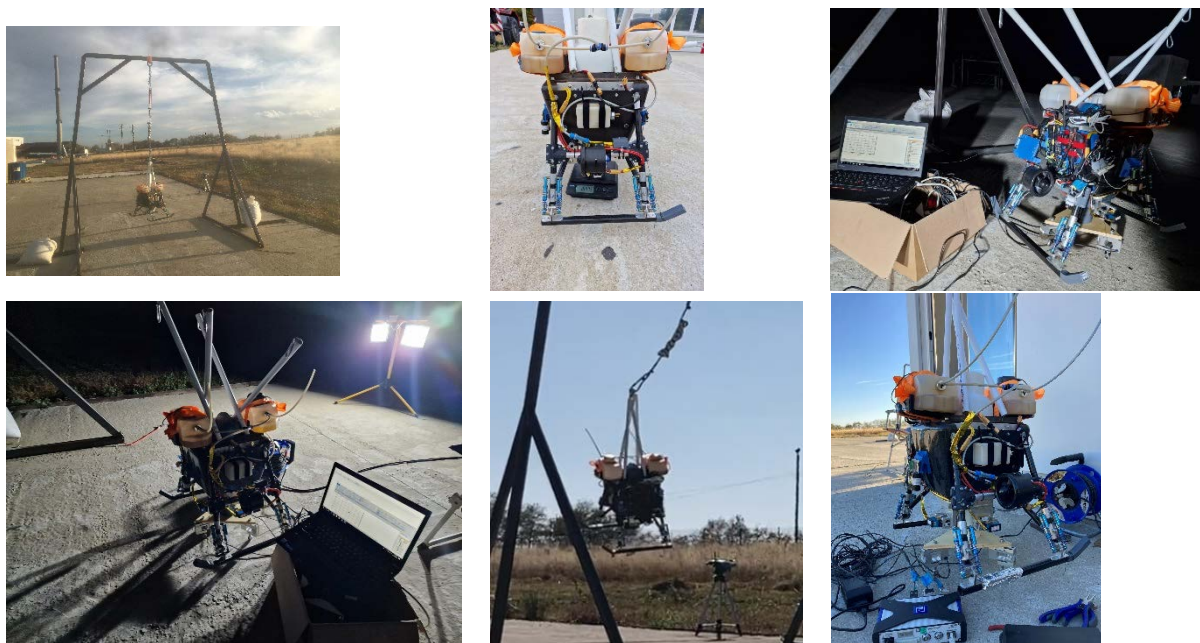


Figura 26 Fotografii din timpul campaniei de testare

Obiectivul general al proiectului propus, cu titlul “Tehnologii avansate de control pentru aplicații spațiale robotizate” este sinteza și implementarea legilor de control pentru vehicule cu aterizare și decolare verticală. Se urmărește dezvoltarea și implementarea unui algoritm numeric de planificare on-line a traiectoriei, prin rezolvarea unei probleme convexe de control optimal din punct de vedere al consumului de combustibil.

Obiectivele proiectului ce se referă la creșterea expertizei de a concepe, de a realiza fizic și de a testa.

Obiectivul specific 1. Sinteza modelelor matematice complexe cu grad înalt de fidelitate, pentru dinamica vehiculelor cu aterizare/decolare verticală și pentru dinamica relativă dintre doi sateliți; determinarea și implementarea algoritmilor de control aferenți modelelor matematice dezvoltate. Pentru sistemele mecatronice de andocare scopul este realizarea unei misiuni de recuperare a unui satelit nefuncțional, misiune realizată la nivel de laborator.

Obiectiv specific 2. Dezvoltare de software și hardware necesare realizării unor misiuni spațiale în condiții de laborator. Se are în vedere sinteza controlului robust în realizarea unei misiuni autonome de zbor, deoarece modelul matematic al vehiculului conține și incertitudini inerente.

Obiectivul specific 3. Validarea tehnologiilor de control prin teste de zbor și încercări experimentale în laboratorul spațial. Pentru aplicația spațială proiectul utilizează structura existentă a institutului și urmărește pe termen lung extinderea capacităților de testare prin simulări de tip hardware in the loop pentru sisteme care vor fi implicate în aplicații spațiale.

Obiectivul principal al primelor două etape de a dezvolta un algoritm numeric *in house* pentru rezolvarea problemei de dirijare optimală în faza de aterizare a fost atins. Soluția a fost calculată în Matlab și pe calculatorul de bord.

Sunt necesare modificări ale software-ului de zbor existent astfel încât acest algoritm să fie inclus în diagrama Figura 18. Se caută implementarea în paralel, mai exact algoritmul să ruleze pe unul din cele patru nuclee ale procesorului din calculatorul de bord.

Din punct de vedere al testelor de zbor, traiectoria de referință este o treaptă de altitudine filtrată, Figura 25. Așa cum se poate vedea din Figura 22, sistemul de control trebuie îmbunătățit pentru menținerea traiectoriei în plan lateral.

Proiectul 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 optimale 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 8.

T0

T0 + 48M

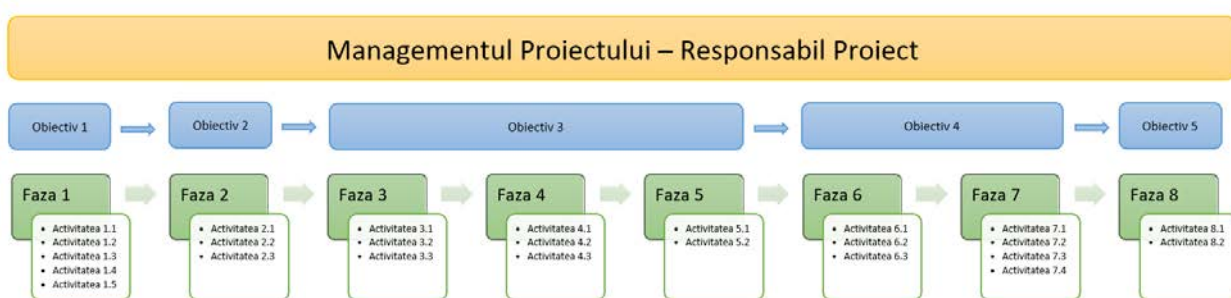


Figura 8 Diagrama structurii de alocare a activităților

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 9.

	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																								
	2025												2026											
	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 5																								
Faza 6																								
Faza 7																								
Faza 8																								

Figura 9 Diagrama Gantt proiect

Rezultatele preconizate pentru atingerea obiectivelor proiectului sunt strâns legate de extinderea capabilităților 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 2023 s-a dorit finalizarea cu succes a primelor 2 faze ale proiectului PN 23 17 07 02.

Prima fază intitulată *“Studiu privind principalele aspecte necesare proiectării preliminare a soluțiilor constructive corespunzătoare microlansatoarelor spațiale reutilizabile”* este necesară atingerii scopului Obiectivului specific 1 din propunerea de proiect. Punctual, s-a urmărit elaborarea unui **raport tehnic** care să cuprindă **definirea unei metodologii de concepție** aferentă proiectării preliminare a unui microlansator reutilizabil folosind **procedee numerice** de tip optimizare disciplinară și multidisciplinară.

Pentru cea de-a doua fază s-a urmărit elaborarea unui **raport tehnic** intitulat *„Analiza fenomenelor aerotermodinamice specifice recuperării lansatorului. Analiza reintrării în atmosferă a treptelor”* care să cuprindă realizarea unor **studii numerice** privind analiza reintrării în atmosferă (distructivă și nedistructivă) a treptelor constituate ale vehiculelor de tip microlansatoare spațiale reutilizabile, studii necesare cuantificării efectelor aerotermodinamice specifice recuperării microlansatorului. Pe baza **metodologiilor** de calcul dezvoltate, se vor realiza unele computaționale specifice analizei reintrării vehiculelor în atmosferă (**produse informatice**). Se vor utiliza de asemenea tehnici de înaltă fidelitate de tip CFD pentru a se realiza o analiză detaliată a retropropulsiei, fiind previzionată dezvoltarea unei **baze de date numerice** cu încărcarea termică (temperatură sau flux termic) ce apare pe pereții treptei inferioare.

Primele două faze ale proiectului au fost finalizate cu succes pe parcursul anului 2023, fiind predate următoarele documentele necesare:

- 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 2023.

FAZA 1 / 2023

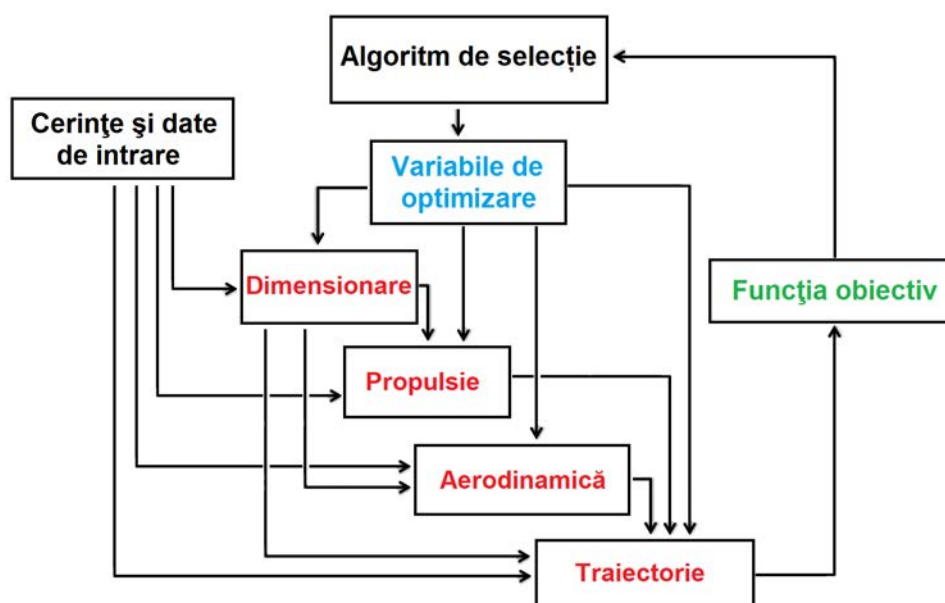
Raportul tehnic intitulat *„Studiu privind principalele aspecte necesare proiectării preliminare a soluțiilor constructive corespunzătoare microlansatoarelor spațiale reutilizabile”* constituie Faza 1/2023 a Proiectului *“Concepte de microlansatoare spațiale reutilizabile și studiul reintrării acestora 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 expune principalele aspecte necesare definirii metodologiei de concepție aferentă proiectării preliminare a unui microlansator spațial reutilizabil și 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 5 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, Situația actuală și Stadiul cercetărilor în*

domeniu.

Capitolul 2 al lucrării, intitulat **Algoritmul de optimizare multidisciplinară (OMD)**, este alcătuit din următoarele subcapitole: *Privire de ansamblu, Dimensionarea lansatorului, Determinarea performanțelor propulsive, Estimarea caracteristicilor aerodinamice, Dinamica mișcării și optimizarea traiectoriei și Detalii suplimentare.*

Pentru a obține un concept optimal al unui microlansator este necesară utilizarea unui proces complex de optimizare multidisciplinară (OMD). Alături de proiectarea preliminară a lansatorului, se optimizează și profilul misiunii, impunând o traiectorie de referință de urmat. Schema algoritmului OMD dezvoltat în cadrul INCAS este prezentată în figura de mai jos.



Schema algoritmului OMD dezvoltat

Optimizarea microlansatorului se face prin obținerea unui vector al variabilelor de optimizare, în urma utilizării algoritmului de selecție/avansare a soluției pe baza evaluării funcției obiectiv. Soluția este considerată optimă la convergența algoritmului OMD. Alegerea variabilelor de optimizare se face în funcție de cerințele lansatorului și de arhitectura acestuia. Lansatorul este complet definit prin intermediul acestora, a datelor de intrare globale și utilizând modele matematice integrate în modulele de calcul. Analiza disciplinară se face într-o succesiune de tip cascadă, nucleul programului fiind alcătuit din 4 module principale (*Dimensionare, Propulsie, Aerodinamică și Traiectorie*).

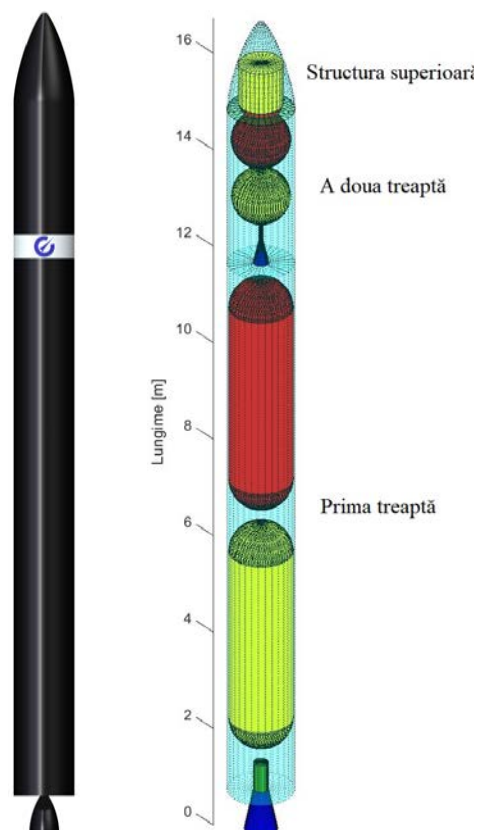
În cadrul modului de *Dimensionare*, lansatorul este dimensionat atât la nivel global, cât și la nivel de ansamblu și subansamblu majore. Totodată, se realizează și devizul de mase al acestuia. În cadrul modului de *Propulsie* se determină performanțele propulsive ale motoarelor bazate pe combustibil lichid. În cadrul modului de *Aerodinamică* sunt determinate caracteristicile aerodinamice de interes ale lansatorului de tip axial simetric. În cadrul modului de *Traiectorie* este analizată mișcarea lansatorului. Simulatorul de mișcare este bazat pe un model dinamic simplificat (3DOF), codul de calcul dezvoltat fiind capabil suplimentar și de optimizarea traiectoriei.

Capitolul 3, intitulat **Definirea unui concept de microlansator clasic**, conține următoarele subcapitole: *Cerințe de proiectare și date de intrare, Aspecte privind convergența algoritmului OMD, Concept preliminar generat și Traiectorie de referință.*

În acest capitol este definit un concept de microlansator clasic, nereutilizabil, folosind algoritmul de optimizare multidisciplinară dezvoltat. Astfel, se demonstrează capabilitatea curentă din INCAS și anume cea a generării de concepte preliminare specifice microlansatoarelor. Pentru conceptul nominal s-a considerat inserția unui satelit având *masa de 100 kg într-o orbită circulară, polară de altitudine 400 km* cu o lansare din Andøya Space Center, Norvegia de către un microlansator având o arhitectură simplă, în 2 trepte de diametru constant, ce înglobează motoare cu combustibil lichid oxigen-metan. Pentru convergența cazului microlansatorului nominal a fost necesar un timp de

calcul de aproximativ 13 ore (folosind programul MathWorks Matlab R2023a), obținându-se conceptul de microlansator nominal detaliat mai jos. Adicional, a fost realizat și un concept CAD preliminar.

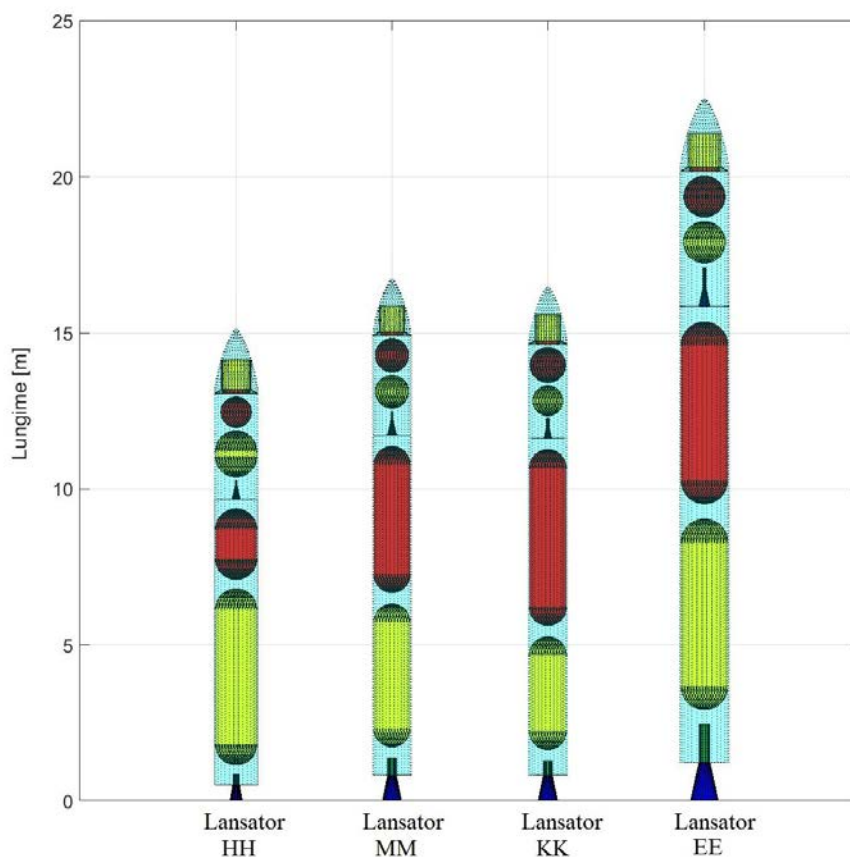
Specificație	Valoare
Masă la start [t]	9.35
Indice masic de performanță [%]	1.07
Lungime totală [m]	16.71
Diametru [m]	1.22
Masă utilă [kg]	100
Masă structură superioară [kg]	175.31
Lungime structură superioară [m]	1.80
Combustibil	$O_2 + CH_4$
Masă treapta 1 [t]	8.02
Lungime treapta 1 [m]	11.72
Timp ardere treapta 1 [s]	96.38
Tracțiune medie treapta 1 [kN]	221.75
Masă treapta 2 [t]	1.15
Lungime treapta 2 [m]	3.19
Timp ardere treapta 2 [s]	393.11
Tracțiune medie treapta 2 [kN]	8.77



Concept microlansator nominal

Capitolul 4, intitulat **Impactul combustibilului utilizat asupra caracteristicilor microlansatorului**, conține următoarele subcapitole: *Concepte preliminare* și *Traectorii de referință*.

În acest capitol este realizat un studiu asupra impactului combustibilului utilizat asupra caracteristicilor microlansatorului, fiind analizat un total de 4 perechi de combustibili lichizi, având drept oxidant oxigenul lichid și carburant hidrogenul (lansator HH), metanul (lansator MM), kerosenul (lansator KK) și etanolul (lansator EE) lichid. Orbita țintă a fost considerată nominală. În urma rulării algoritmului OMD dezvoltat au fost obținute rezultatele conceptuale de mai jos.



Specificație	Valoare			
	Lansator HH	Lansator MM	Lansator KK	Lansator EE
Masă la start [t]	4.98	9.35	12.30	24.51
Lungime totală [m]	15.11	16.71	16.47	22.49
Diametru [m]	1.40	1.22	1.25	1.58
Masă structură superioară [kg]	171.62	175.31	184.97	232.77
Masă treapta 1 [t]	4.00	8.02	10.70	21.52
Masă treapta 2 [t]	0.82	1.15	1.41	2.76

Impactul combustibilului asupra microlansatorului

Se observă o masă la start foarte scăzută în cazul microlansatorului de tip HH (Masă microlansator = 4.98 t), datorată performanțelor propulsive foarte ridicate, impulsul specific în vid fiind de aproximativ 441 s, comparativ cu valorile celorlalte perechi (348 s, 323 s, 307 s). Din punct de vedere al traiectoriilor de referință, acestea sunt similare, durata misiunilor fiind cvasi-constantă, de aproximativ 8-8.5 minute.

Capitolul 5, intitulat **Reutilizabilitatea în contextul microlansatoarelor**, este alcătuit din următoarele subcapitole: *Modalități de recuperare a treptelor inferioare*, *Reintrarea în atmosferă* și *Retropropulsia*.

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 acest capitol sunt detaliate modalitățile de recuperare a treptelor inferioare, pentru cazul microlansatoarelor, cea mai

interesantă soluție de recuperare fiind aterizarea autonomă atât la locația de lansare cât și la o locație secundară (de exemplu pe o barjă în ocean). Utilizând aterizarea autonomă pentru recuperarea treptelor, metodologia de concepție pentru un microlansator reutilizabil trebuie să aibă în vedere, alături de **definirea unor noi scheme de control**, și de implementarea următoarelor sisteme adiționale comparativ cu un microlansator clasic nereutilizabil: **un sistem de control extraatmosferic, un scut termic, un sistem de control aerodinamic și un sistem de aterizare retractabil**.

Odată cu introducerea conceptului de reutilizabilitate în contextul microlansatoarelor, apare necesitatea **studiului reintrării nedistructive în atmosferă** al treptelor inferioare. Totodată, este de interes și **studiul reintrării distructive în atmosferă** a treptelor superioare, direcția mondială actuală fiind aceea a mitigării resturilor spațiale. Pentru a putea ateriza și recupera în siguranță prima treaptă este necesară o încetinire controlată a treptei pe perioada descensională, această reducere în viteza treptei fiind realizată preponderent prin generarea unei forțe de tracțiune contrară mișcării. Acest lucru se realizează prin așa numita **retropropulsie**. Retropropulsia aduce după sine o multitudine de provocări, pentru un studiu corect fiind necesare a fi analizate următoarele aspecte cheie: **analiza pornirii motorului la viteze supersonice, analiza stabilității jetului** utilizând modele de înaltă fidelitate CFD și **analiza interacțiunii jet - vehicul**.

În cadrul capitolului 6, intitulat **Direcțiile de cercetare necesare generării conceptelor de microlansatoare reutilizabile**, sunt prezentate direcțiile identificate pentru o corectă proiectare a unui microlansator reutilizabil. Următoarele direcții vor fi studiate în detaliu pe parcursul elaborării celorlalte faze ale proiectului:

- Studiul reintrării nedistructive în atmosferă;
- Studiul reintrării distructive în atmosferă;
- Adaptarea schemelor de control pentru o recuperare a treptelor inferioare;
- Implementarea unui sistem de control extraatmosferic;
- Implementarea unui scut termic pentru faza de reintrare în atmosferă;
- Implementarea unui sistem de control aerodinamic de tip “grid fins”;
- Evaluarea caracteristicilor aerodinamice ale configurațiilor de reîntoarcere (cu și fără retropropulsie);
- Implementarea unui sistem de aterizare retractabil.

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 problemelor abordate și cuprinde 140 de referințe, atât din țară, cât și din literatura internațională.

FAZA 2 / 2023

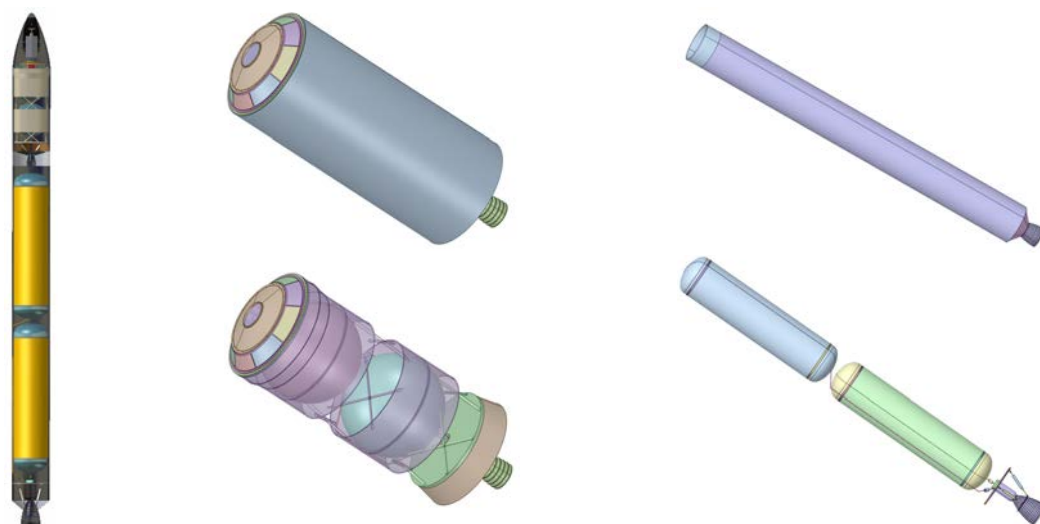
Raportul tehnic intitulat **„Analiza fenomenelor aerotermodinamice specifice recuperării lansatorului. Analiza reintrării în atmosferă a treptelor”** constituie Faza 2/2023 a Proiectului **“Concepte de microlansatoare spațiale reutilizabile și studiul reintrării acestora în atmosferă”**, Cod Proiect 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 realizării unui studiu aerotermodinamic specific recuperării lansatorului, cu accent pe reintrarea în atmosferă a treptelor (atât reintrare distructivă, cât și nedistructivă) și este alcătuit din 5 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 / subcapitol 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 **Reintrarea în atmosferă**, este alcătuit din următoarele subcapitole: *Aspecte generale, Unelte computaționale pentru evaluarea reintrării în atmosferă, Modelare matematică, Studiul reintrării distructive în atmosferă și Studiul reintrării nedistructive în atmosferă.*

Odată cu introducerea conceptului de reutilizabilitate în contextul microlansatoarelor, apare necesitatea studiului reintrării în atmosferă al treptelor inferioare. Totodată, este de interes și studiul reintrării în atmosferă al treptelor superioare. Analiza distrugerii în atmosferă a unui vehicul spațial în timpul reintrării este o problemă multidisciplinară ce necesită interconectarea mai multor discipline ingineresti cu scopul de a surprinde aspectele fizice esențiale asociate. Au fost identificate o serie de discipline sau module de analiză ce au fost avute în vedere în procesul de dezvoltare a unei unelte computaționale pentru simularea reintrării în atmosferă, dintre care enumerăm: *Generarea geometriei, Preprocesarea grilelor, Proprietăți inerțiale, Aerodinamică, Aerotermodinamică, Analiză termică, Analiză structurală, Simularea mișcării și Fragmentare.*

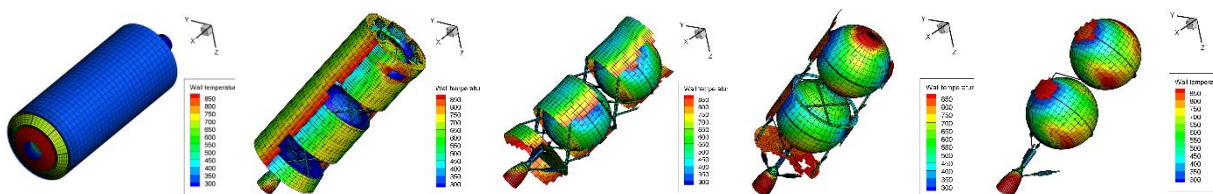
Pentru realizarea studiilor dedicate reintrării în atmosferă a ansamblului microlansatorului, s-a recurs la realizarea unui model CAD detaliat, componentele interioare principale fiind modelate individual, plecând de la geometria de referință din cadrul conceptului nominal de microlansator clasic, dezvoltat în Faza 1 a proiectului. Detalii pot fi observate în reprezentarea următoare.



Concept detaliat microlansator nominal (lansator, treapta superioară, treapta inferioară)

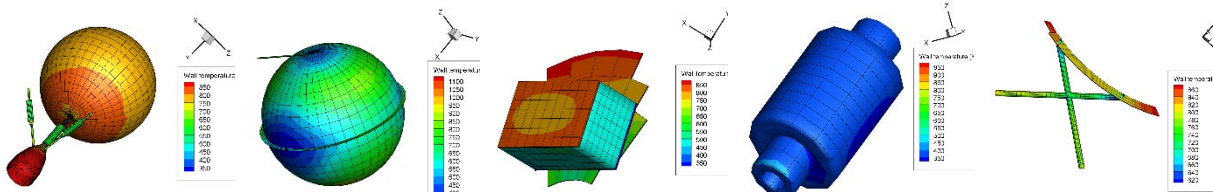
Pentru a putea realiza o reintrare în atmosferă a treptei superioare, aceasta trebuie mai întâi să fie supusă unei manevre de deorbitare, altfel aceasta ar rămâne înscrisă pe orbita țintă a satelitului ($H = 400$ km pentru misiunea nominală). Pentru a avea o mai bună estimare a impulsului de deorbitare necesar, o scurtă analiză asupra traiectoriei treptei superioare a fost efectuată, pentru valori ale impulsului de deorbitare între 100 și 150 m/s. S-a observat faptul că, în cazul impulsului de 100 m/s, treapta superioară ricoșează din straturile mai dense ale atmosferei în jurul altitudinii de 100 km, astfel este necesar un impuls de deorbitare de cel puțin 110 m/s. În plus, dacă este dorită o deplasare orizontală mai mică a treptei este nevoie de un impuls de deorbitare mai mare.

Reintrarea treptei superioare a fost analizată în două faze. În primă fază, traiectoria treptei a fost propagată în trei grade de libertate fără efecte distructive, considerând un impuls de deorbitare de 150 m/s, până la o altitudine de 120 km. În cea de a doua fază, traiectoria a fost propagată în șase grade de libertate considerând de asemenea și efectele de distrugere și fragmentare. Evoluția în timp a stării structurii treptei superioare din momentul reintrării în atmosferă și până la momentul fragmentărilor semnificative este ilustrată în figura de mai jos.



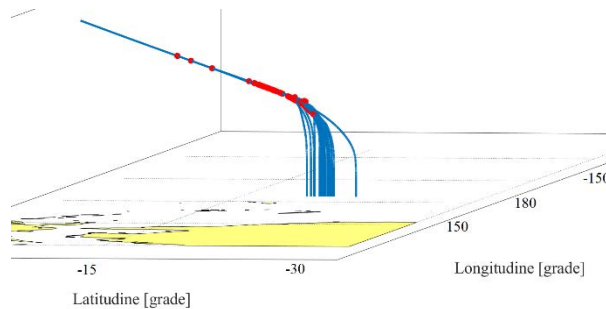
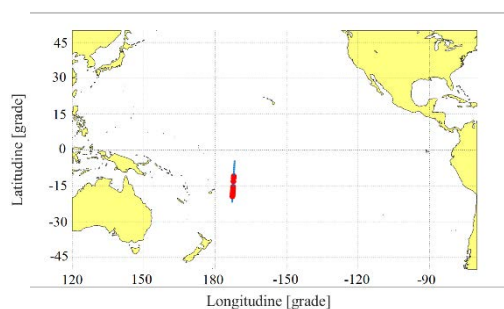
Starea structurii treptei superioare în timpul reintrării

Un total de 101 fragmente au rezultat în urma reintrării, din care un număr de 23 au supraviețuit, având o masă totală de circa 75 de kg, dintr-un total de 188 kg. Dintre acestea se remarcă ansamble ce conțin în mare parte cele două rezervoare ale treptei, sistemul TVC și motorul treptei.



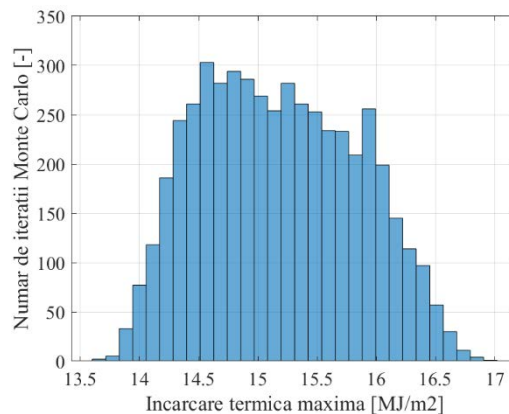
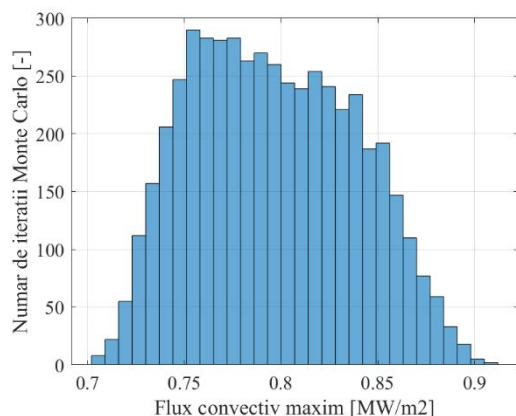
Principalele fragmente ce supraviețuiesc reintrării

Fragmentele ce supraviețuiesc descriu o amprentă la sol de circa 350 de km iar punctele de impact ale acestora sunt situate în oceanul Pacific la aproximativ 4000 km de coasta estică a Australiei.



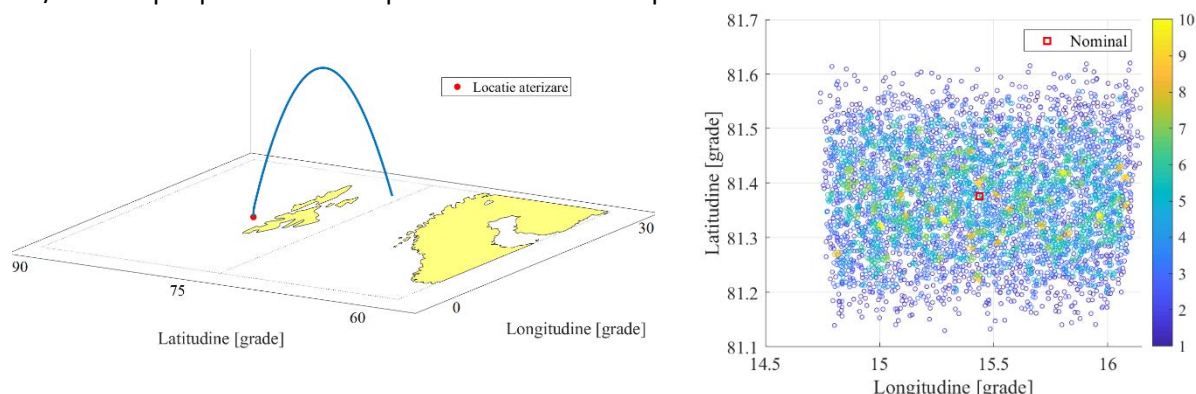
Traietoriile treptei superioare și fragmentelor rezultate (reprezentare 2D și 3D)

Pentru reintrarea nedistructivă în atmosferă a treptei inferioare a fost realizată o campanie de simulări numerice (Monte Carlo) pentru a cuantifica încărcarea termică ce apare în cazul unei recuperări de la o locație secundară (barjă pe ocean). Au fost generate 5000 de traiectorii perturbate, incertitudini fiind aplicate altitudinii, latitudinii, longitudinii, vitezei relative, azimutului vitezei, pantei traiectoriei, masei treptei, proprietăților atmosferice, dar și caracteristicilor aerodinamice. Condițiile inițiale, neperturbate, obținute în momentul desprinderii treptei de microlansator sunt cele obținute în prima fază a proiectului. Gradele de dispersie ale fluxului termic maxim și încărcării termice maxime obținute în urma simulărilor numerice sunt prezentate mai jos.



Dispersie rezultate Monte Carlo

În urma analizei s-au obținut valori nominale pentru fluxul termic maxim și încărcarea termică maximă de 0.8 MW/m^2 și respectiv 15.2 MJ/m^2 cu incertitudini de 0.1 MW/m^2 și respectiv 1.5 MJ/m^2 . Asupra punctului de impact s-a observat o dispersie de circa 50-60 km.



Locație recuperare treaptă (fără și cu incertitudini)

Cel de-al treilea capitol al lucrării, intitulat **Retropropulsia** este alcătuit din următoarele subcapitole: *Aspecte generale, Modele de înaltă fidelitate de tip CFD, Considerații asupra geometriei utilizate, Independența de grilă, Repornirea motorului rachetă la viteze supersonice / hipersonice și Dezvoltarea jetului gazelor de evacuare și interacțiunea cu vehiculul.*

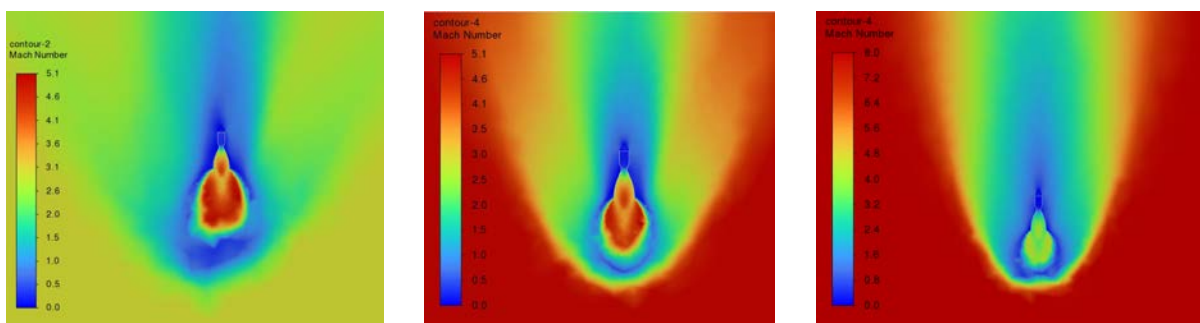
Pentru cazul microlansatoarelor, cea mai interesantă soluție de recuperare a treptelor o reprezintă aterizarea autonomă (atât la locația de lansare, cât și la o locație secundară). Astfel, pentru a putea ateriza și recupera în siguranță prima treaptă este necesară o încetinire controlată a treptei pe perioada descensională, această reducere în viteza treptei fiind realizată preponderent prin generarea unei forțe de tracțiune contrară mișcării. Acest lucru se realizează prin așa numita retropropulsie, care în funcție de regimul de curgere poate fi subsonică, supersonică sau hipersonică. Retropropulsia aduce însă după sine o multitudine de provocări, în această lucrare fiind analizate următoarele aspecte cheie: *Analiza pornirii motorului la viteze supersonice, Analiza stabilității jetului utilizând modele de înaltă fidelitate CFD, Analiza interacțiunii jet – vehicul.*

Pentru realizarea studiilor dedicate cuantificării efectelor retropropulsiei, s-a utilizat geometria de referință a primei trepte din cadrul conceptului nominal de microlansator clasic, dezvoltat în lucrarea aferentă Fazei 1 proiectului în curs. Pentru o corectă simulare a curgerii în jurul treptei desprinse, s-a utilizat întregul ansamblu inferior format din treaptă inferioară (11.72 m lungime x 1.22 m diametru) și adaptorul dintre trepte.

Pentru a putea efectua o analiză corectă CFD este nevoie mai întâi de realizarea unui studiu de dependență a rezultatelor numerice obținute cu grila utilizată. Rezultatele obținute pentru Mesh 2 au condus la concluzia că setările utilizate pentru generarea acesteia vor fi utilizate pe parcursul elaborării și celorlalte studii din cadrul acestui capitol, fiind un compromis mulțumitor între acuratețe și timpul de calcul (eroarea relativă în estimarea rezistenței la înaintare este de 0.32 % , însă timpul de calcul este de 3 ori mai mic decât în cazul utilizării unei grile foarte rare – Mesh 3).

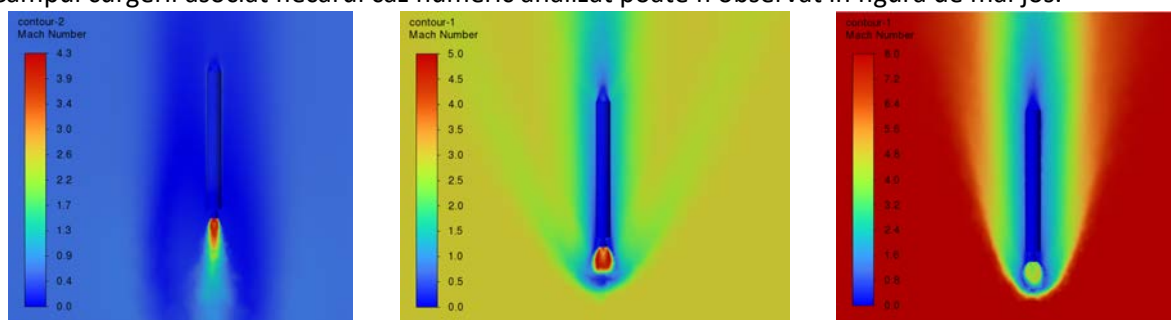
În cadrul elaborării studiului dedicat repornirii motorului rachetă la nivelul solului (caz de calibrare), s-a descoperit că motorul inițial proiectat suferea de o rază de racordare inadecvată în dreptul secțiunii critice, ceea ce aducea după sine probleme legate de o expansiune incorectă a gazelor de evacuare. Astfel, a fost reziliat un studiu suplimentar pentru îmbunătățirea geometriei motorului rachetă, fiind analizate 3 versiuni de motoare având raze de racordare de 100 mm (R100), 150 mm (R150) și 200 mm (R200). În urma acestui studiu, s-a decis la utilizarea pe viitor a motorului R150.

Studiul dedicat repornirii motorului rachetă în condiții de retropropulsie la numere Mach de 3, 5 și 8 a arătat faptul că, atât curgerea interioară, cât și cea exterioară s-au stabilizat, putându-se observa apariția fenomenelor specifice retropropulsiei precum apariția a 2 unde de șoc (dintre care una similară unui butoi ce delimitează jetul gazelor de evacuare de curgerea externă inițială). Astfel, se poate concluziona că nu există probleme în reaprinderea motorului rachetă în condițiile studiate.



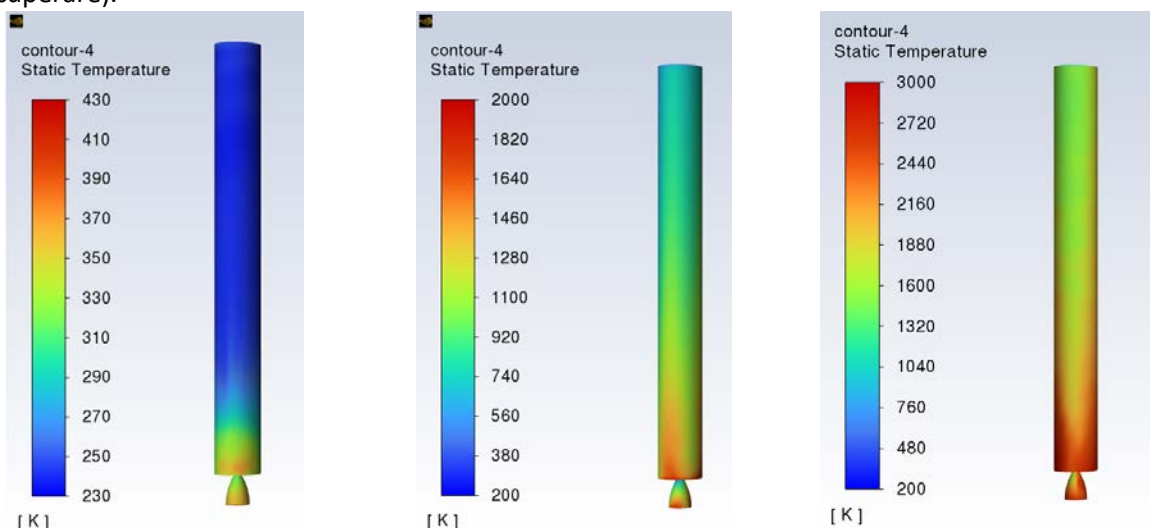
Reprezentare câmp curgere, studiu repornire motor, Mach = 3, 5 și 8

Pentru efectuarea simulărilor CFD aferente studiului de interacțiune jet-vehicul, au fost analizate 3 regimuri de curgere exterioară (subsonic – Mach 0.6, supersonic – Mach 3 și hipersonic – Mach 8). Câmpul curgerii asociat fiecărui caz numeric analizat poate fi observat în figura de mai jos.



Reprezentare câmp curgere, studiu interacțiune jet – vehicul, Mach = 0.6, 3 și 8

Din punct de vedere termic, s-a observat faptul că temperatura maximă obținută pe pereții rachetei pentru cazurile unui regim supersonic / hipersonic au depășit valori de 2000 K (comparativ cu sub 400 K pentru subsonic), ceea ce subliniază faptul că este necesară proiectarea ulterioară a unui scut termic pentru a nu compromite integritatea structurală a treptei inferioare (în caz de recuperare).



Reprezentare temperatură pereți, studiu interacțiune jet – vehicul, Mach = 0.6, 3 și 8

Raportul se finalizează cu prezentarea **concluziilor** în cadrul capitolului 4 și expunerea **bibliografiei** utilizate pentru elaborarea lucrării în capitolul 5. Bibliografia utilizată pentru elaborarea raportului tehnic este una actuală, bogată, reprezentativă pentru domeniul abordat și cuprinde 83 de referințe, atât din țară, cât și din literatura internațională.

În cadrul **raportului tehnic** intitulat „*Studiu privind principalele aspecte necesare proiectării preliminare a soluțiilor constructive corespunzătoare microlansatoarelor spațiale reutilizabile*”, aferent Fazei 1 / 2023, au fost sintetizate o serie de studii privind principalele aspecte necesare

proiectării preliminare a soluțiilor constructive corespunzătoare microlansatoarelor spațiale reutilizabile.

A fost definită **metodologia de concepție** aferentă proiectării preliminare a unui microlansator reutilizabil, fiind necesară o extensie a uneltelor de calcul bazate pe **procedeele numerice de tip optimizare disciplinară și multidisciplinară** (OMD) dezvoltate în cadrul INCAS, acestea fiind momentan utilizate doar pentru generarea conceptelor de lansatoare clasice, nereutilizabile.

Adaptarea algoritmului OMD prezentat în lucrare (detaliat în capitolul 2) pentru generarea conceptelor de microlansatoare reutilizabile se va face treptat, capabilitățile unelei dezvoltate crescând prin implementarea rezultatelor obținute pe parcursul elaborării celorlalte faze ale proiectului.

Pe parcursul elaborării raportului tehnic s-a urmărit îndeplinirea cu succes a tuturor celor 5 activități propuse, fiind alocat câte un capitol individual pentru fiecare activitate, astfel:

- Activitatea 1.1 (Detalierea algoritmului de optimizare multidisciplinară) este implementată cu succes în cadrul capitolului 2;
- Activitatea 1.2 (Definirea unui concept de microlansator clasic) este implementată cu succes în cadrul capitolului 3;
- Activitatea 1.3 (Impactul combustibilului utilizat asupra caracteristicilor lansatorului) este implementată cu succes în cadrul capitolului 4 ;
- Activitatea 1.4 (Definirea conceptului de reutilizabilitate în contextul microlansatoarelor) este implementată cu succes în cadrul capitolului 5;
- Activitatea 1.5 (Identificarea direcțiilor de cercetare necesare extinderii capabilităților algoritmului de optimizare multidisciplinară pentru generarea conceptelor de lansatoare reutilizabile) este implementată cu succes în cadrul capitolului 6.

În cadrul **raportului tehnic** intitulat „*Analiza fenomenelor aerodinamice specifice recuperării lansatorului. Analiza reintrării în atmosferă a treptelor*”, aferent Fazei 2 / 2023, au fost expuse principalele aspecte necesare studiului reintrării în atmosferă, atât distructivă, cât și nedistructivă a unui microlansator.

Au fost realizate **studii numerice** privind analiza reintrării în atmosferă, atât distructivă (subcapitolul 2.4), cât și nedistructivă (subcapitolul 2.5) a treptelor constitutive ale vehiculelor de tip microlansatoare spațiale reutilizabile, studii necesare cuantificării efectelor aerodinamice specifice recuperării microlansatorului. Pe baza **metodologiilor** de calcul dezvoltate, sunt realizate unelte computaționale specifice analizei reintrării vehiculelor în atmosferă (**produse informatice**). Au fost, de asemenea, utilizate tehnici de înaltă fidelitate de tip CFD pentru a se realiza o analiză detaliată a retropropulsiei (capitolul 3), fiind dezvoltate **baze de date numerice** cu încărcarea termică ce apare pe pereții treptei inferioare.

Pe parcursul elaborării raportului tehnic s-a urmărit îndeplinirea cu succes a tuturor celor 3 activități propuse, fiind alocat câte un capitol / subcapitol individual pentru fiecare activitate, astfel:

- Activitatea 2.1 (Analiza reintrării în atmosferă a treptelor inferioare) este implementată cu succes în cadrul capitolului 2 (subcapitolul 2.5) și a capitolului 3 (subcapitolul 3.6);
- Activitatea 2.2 (Studiu asupra provocărilor retropropulsiei utilizând modele de înaltă fidelitate de tip CFD) este implementată cu succes în cadrul capitolului 3;
- Activitatea 2.3 (Analiza reintrării în atmosferă a treptei superioare) este implementată cu succes în cadrul capitolului 2 (subcapitolul 2.4) ;

Conform celor prezentate în cadrul acestui document (și detaliate în lucrările in extenso), se poate astfel concluziona că pe parcursul anului 2023 au fost finalizate cu succes primele 2 faze ale proiectului PN 23 17 07 02, toate activitățile propuse fiind realizate în totalitate, obiectivele fazei au fost îndeplinite și rezultatele preconizate atinse, iar activitățile următoare ale proiectului pot fi implementate conform propunerii de proiect.

Proiectul Pn 23 17 08 01- Proiectul „*Dezvoltare de capabilitati tehnologice in suportul activitatilor de Earth Monitoring si mediu*” are drept scop principal dezvoltarea și extinderea capabilităților științifice și tehnologice pentru studiul parametrilor microfizi, suportul misiunilor satelitare, studiul aerosolului atmosferic și monitorizarea suprafeței terestre prin realizarea de campanii de măsurări cu senzori de ultimă generație integrați în platformele aeropurtate.

Prin intermediul proiectului va fi realizată atât îmbunătățirea rezultatelor cercetării pe baza potențialului rețelilor 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 operaționale: 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 primelor două faze a proiectului „*Dezvoltare de capabilitati tehnologice in suportul activitatilor de Earth Monitoring si mediu*”, au fost realizate activități corespunzătoare următoarelor pachete de lucru:

- Dezvoltarea capabilităților de cercetare,
- Campanii de testare și măsurare,
- Procesarea și analiza datelor colectate,
- Baza de date științifice,
- Diseminare și vizibilitate,
- Managementul proiectului.

Principalele rezultate obținute în cadrul acestor faze sunt detaliate mai jos, prin intermediul acestora fiind îndeplinit obiectivele etapelor - ***extinderea și a modernizarea capabilităților de cercetare ale platformei BN2 în vederea realizării unor misiuni de calibrare și validare satelitară și realizarea unei campanii de măsurări aeropurtate în sinergie cu măsurări la sol în vederea studierii proprietăților microfizice a norilor în fază mixtă a fost îndeplinit.***

Dezvoltarea capabilităților de cercetare

Realizare proceduri de achiziție

În cadrul celor două faze desfășurate în anul 2023 (Faza 1 și Faza 2) a fost elaborată documentația internă corespunzătoare achiziționării unor echipamente de cercetare: 1 Stație Meteo Lufft WS600 și 1 Senzor măsurare concentrații metan TDLAS *Methane Sensing and Mapping System*. Prin intermediul acestor produse, ce vor fi instalate în autolaboratorul achiziționat în cadrul proiectului POC-CAART (contract nr. 349/08.09.2021, cod SMIS 127074), se va realiza extinderea capabilităților de cercetare la sol și mobile. Achizițiile au fost finalizate prin semnarea contractelor de furnizare a celor două instrumente (ctr. nr. 53/11.09.2023 – furnizor stație meteorologică: SC INOESY SRL și ctr. nr. 54/11.09.2023 – furnizor senzor TDLAS: SC INOESY SRL). În ceea ce privește stația meteorologică, recepția aceasta s-a realizat în data 10.10.2023 (conform PV predare-primire nr. 6173/10.10.2023), livrarea și recepția senzorului de metan fiind întârziate din cauza unor defecte identificate de către furnizor la recepția coletului transmis de producătorul senzorului.

În plus, a fost realizată și achiziționarea unor componente consumabile pentru instrumente de cercetare: i) ansamblu lentilă și suport CAPS/CAS-DPOL, ii) ansamblu lentilă și suport Fog Monitor FM-120, iii) umidificator Nafion PLUM-0213, iv) kit consumabile CCN-190, v) filtru FLTR-022. Aceste consumabile au fost achiziționate conform cerințelor specificate de producătorii instrumentelor de cercetare pentru a putea fi schimbate conform cerințelor după o anumită perioadă de utilizare/după expunerea la condiții diferite față de cele de laborator (de exemplu: în timpul campaniilor de măsurare din teren).

Realizare, integrare și certificare

În prima parte a anului 2023, echipa de implementare a proiectului a realizat instalarea senzorului CWIP pe platforma aeropurtată BN2A-27. Acest sistem complex va furniza cu mare precizie informații privind anumiți parametri meteorologici precum: presiune, temperatură, conținut lichid de apă și umiditate relativă, direcția vântului, viteza vântului atât pe direcție verticală, cât și orizontală. Prin intermediul acestui sistem se extind capacitățile de cercetare existentă și totodată se vor colecta date complementare cu măsurările realizate cu instrumentele existente în infrastructura de cercetare INCAS.



Figura 1. Sistemul CWIP instalat pe aeronava BN2A-27

Totodată, o serie de activități, ce vizează **T1.2. Realizare, integrare și certificare**, au avut drept obiectiv instalarea și certificarea unui sistem de admisie au vizat analiza completă a sistemelor ce vor fi conectate la priza de aer. Prin urmare, în perioada de raportare a fost realizată analiza caracteristicilor funcționale ale prizei de aer pentru verificarea compatibilității cu sistemul HERA.

De asemenea, au fost realizate o serie de activități ce vizează integrarea instrumentului HERA în aeronava de cercetare Beechcraft King Air C90 GTx. Având în vedere configurațiile actuale (CAPS - HAWKEYE și LiDAR - HAWKEYE), dar și instrumentele ce urmează a fi instalate pe aeronavă care cuprind și priza de aer conectată la sistemul HERA, echipa INCAS a realizat o serie de activități ce vizează reconfigurarea instrumentelor în cabina aeronavei. Astfel, pentru eficientizarea caracteristicilor de greutate și centraj au fost realizate o serie de posibilități de integrare a noilor instrumente.

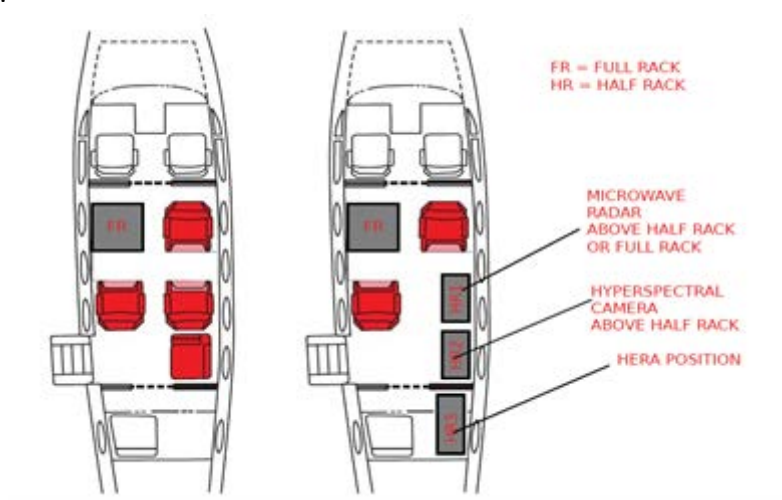


Figura 3. Configurația inițială (stânga) și configurația finală în urma instalării prizei de aer și a noilor echipamente de cercetare (dreapta)

După cum se poate observa, în vederea finalizării integrării noilor instrumente pe aeronavă, cabina va suferi o serie de modificări majore ce vor implica atât eliminarea a două scaune, cât și proiectarea și manufacturarea unor rack-uri dedicate pentru instrumentația de cercetare și echipamentele conexe.

Calibrare și testare preliminară la sol

În anul 2023, echipa de implementare a proiectului a desfășurat o serie de activități dedicate operării infrastructurii aeropurtate, dar și a instrumentației la sol: a fost realizată punerea în funcțiune și calibrare a instrumentului Ceilometru CHM15K, mentenanța instrumentului SWING prin verificarea parametrilor de funcționare și ajustarea pmin, pmax, step, dar și a radiometrului RPG-FMCW-940SP/DP și a stației meteorologice WS600. Totodată, au fost realizate activități de mentenanță și operare a instrumentului CAPS: schimbarea filtrului PTFE (Polytetrafluoroethylene Membrane Filter) și verificarea lămpii cu halogen și schimbarea filtrului HEPA al instrumentului nefelometru.

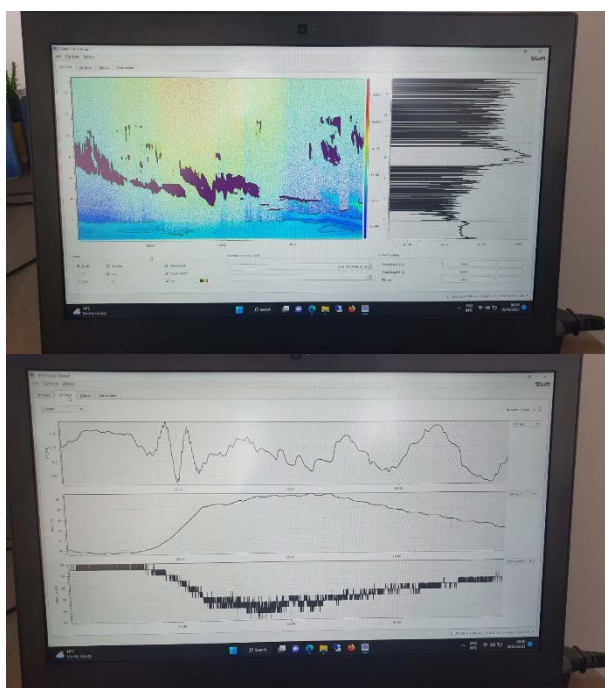


Figura 4. Calibrarea și operarea instrumentului Ceilometru CHM15K

Campanii de testare și măsurare

Planificare campanie testare/măsurare

În vederea pregătirii campaniilor de testare, calibrare sau măsurare s-a realizat planul de implementare al campaniei ce conține instrumentația utilizată, perioadele în care se realizează campania, dar și strategia de zbor atât pentru misiunile de măsurare a concentrațiilor de poluanți atmosferici, cât și pentru cele destinate determinării parametrilor microfizi ai norilor.

În figura de mai jos sunt exemplificate 2 tipuri de strategii de zbor pentru măsurarea poluanților atmosferici utilizate în misiunile de tip cal/val a produselor satelitare Sentinel 5P, realizate ținând cont de direcția vântului. În panoul din stânga se poate observa că direcția traiectoriilor de zbor este aleasă perpendicular pe direcția generală a vântului, iar în panoul din dreapta direcția traiectoriilor de zbor este aleasă paralel cu direcția generală a vântului.

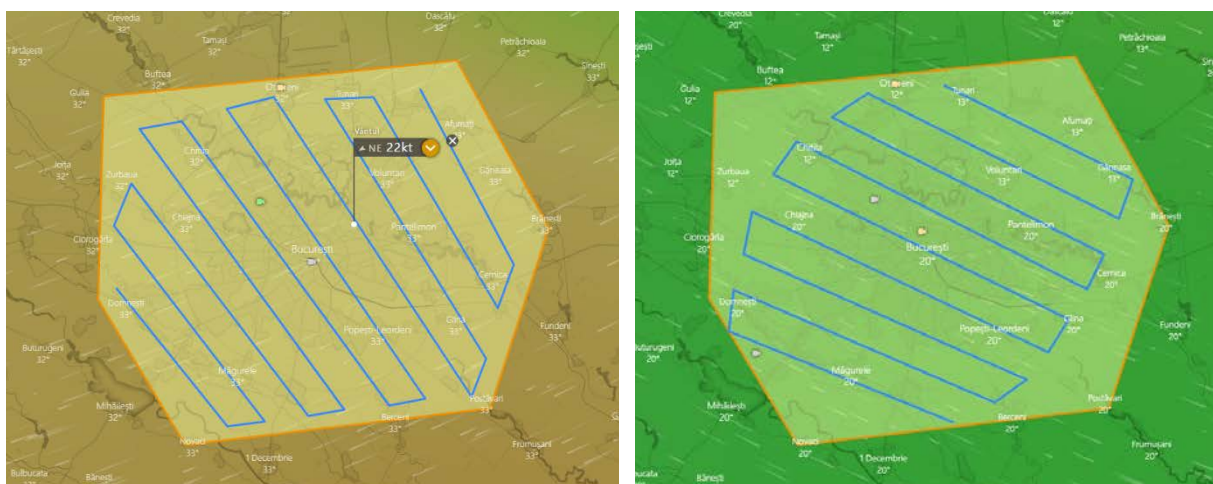


Figura 5. Exemple de strategii de zbor alese pe baza direcției generale a vântului

În ceea ce privește misiunile de cercetare pentru determinarea parametrilor de microfizica norilor, pentru sondarea norilor cu dezvoltare verticală se alege o strategie de zbor în spirală sau se realizează linii la diferite altitudini. Pentru norii cumulus se poate zbura la vârful de nor pentru monitorizarea parametrilor atmosferici și microfizici. Strategia de zbor se poate schimba în funcție de variația condițiilor meteorologice.

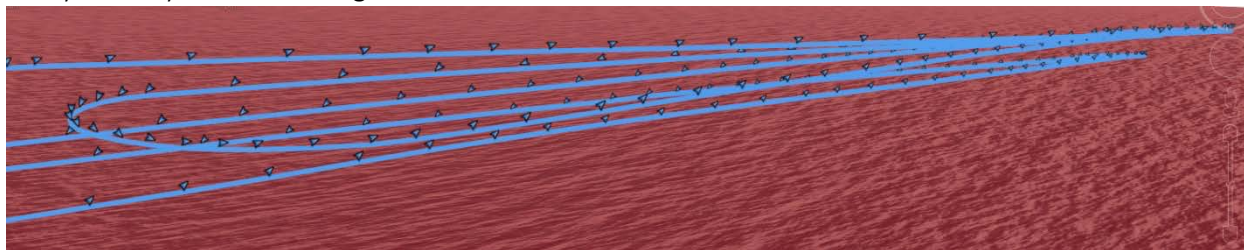


Figura 6. Zbor în linie la diferite altitudini

În cazul zborurilor la o distanță mai mare de 100 de mile față de țărm, echipajul de la bordul aeronavei de cercetare este obligat să efectueze un curs special de supraviețuire pe mare. În cadrul acestui curs, membrii echipajului au învățat cum să supraviețuiască în cazul unei eventuale prăbușiri a aeronavei și ce reguli trebuie să respecte până la venirea echipajelor de salvare.

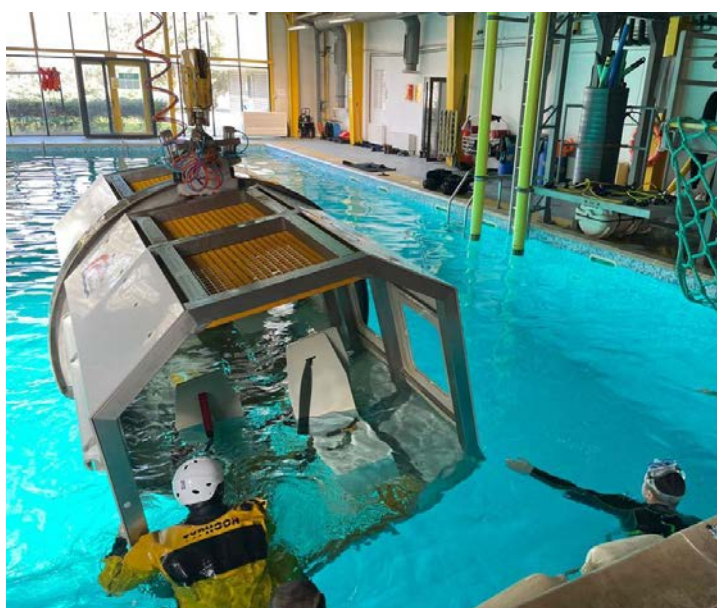


Figura 7. Curs supraviețuire pe mare

Realizare campanie de testare

În prima parte a anului 2023 a fost efectuată o campanie ce a avut ca scop testarea funcționalității instrumentației de cercetare instalată la bordul aeronavei Britten-Norman 2 Islander BN2A-27. Traectoria aeronavei este reprezentată în figura de mai jos. După cum se poate observa, traectoriile au fost orientate pe direcția NV – SE, perpendicular pe direcția generală a vântului. Altitudinea de zbor a fost de aproximativ 3500 m. Suplimentar traectoriilor de zbor orizontale, a fost executat și un profil vertical descendent sub formă de spirală în SV Bucureștiului.



Figura 7. Traectoria de zbor a aeronavei BN2A-27 pentru zborul de testare

Zborul de cercetare a fost realizat la altitudine de aproximativ 3500 m. În figura de mai jos sunt reprezentate date georeferențiate de dioxid de azot (NO_2) colectate cu ajutorul instrumentului SWING+. Figura 8 reprezintă contextul sinoptic aferent Studiului de Caz 1, iar Figura 9 reprezintă direcția vântului la înălțimea de 1000 hPa (stânga), respectiv 850 hPa (dreapta).

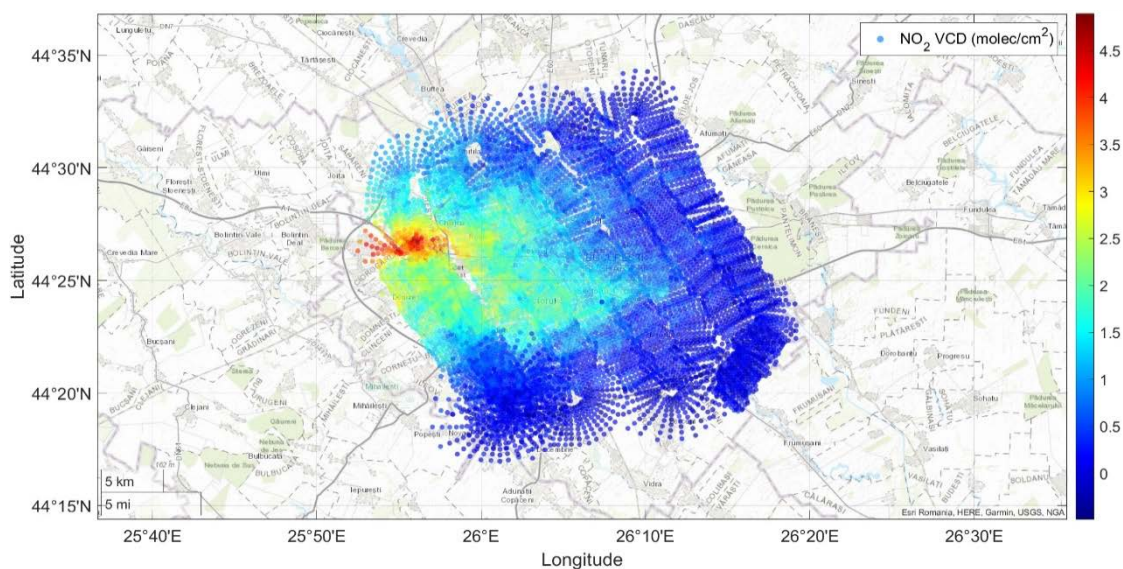


Figura 7. Date georeferențiate de NO_2 pentru Studiul de Caz 1

În cea de-a doua parte a anului 2023 a fost realizat un zbor pentru verificarea funcționalității instrumentelor de cercetare instalate la bordul aeronavei King Air C90 Gtx. Pentru realizarea zborului de test au fost instalate instrumentele CAPS și Hawkeye pe aeronava de cercetare. În următoarea etapă au fost verificate instrumentele la sol, au fost curățate ferestre optice și s-a realizat purjarea instrumentului Hawkeye pentru a îndepărta umiditatea din interiorul echipamentului. Pe parcursul

zborului de test a fost verificată funcționarea instrumentelor prin creșterea altitudinii de zbor, s-a monitorizat calitatea datelor colectate și s-a testat sistemele anti-icing.



Figura 9. Aeronava de cercetare King Air C90 Gtx în timpul zborului de test

În imaginile de mai jos sunt prezentate exemple de date observate de operatorii instrumentelor de cercetare în timpul zborurilor de test. Se poate observa cum variază numărul de particule colectate cu instrumentele CAPS și Hawkeye. Operatorii instrumentelor de cercetare monitorizează aceste histogramme cu numărul de particule atmosferice și le corelează cu sistemul noros sondat pentru a stabili dacă instrumentele de cercetare funcționează în condiții normale și dacă pot fi utilizate în cadrul campaniilor de zbor.

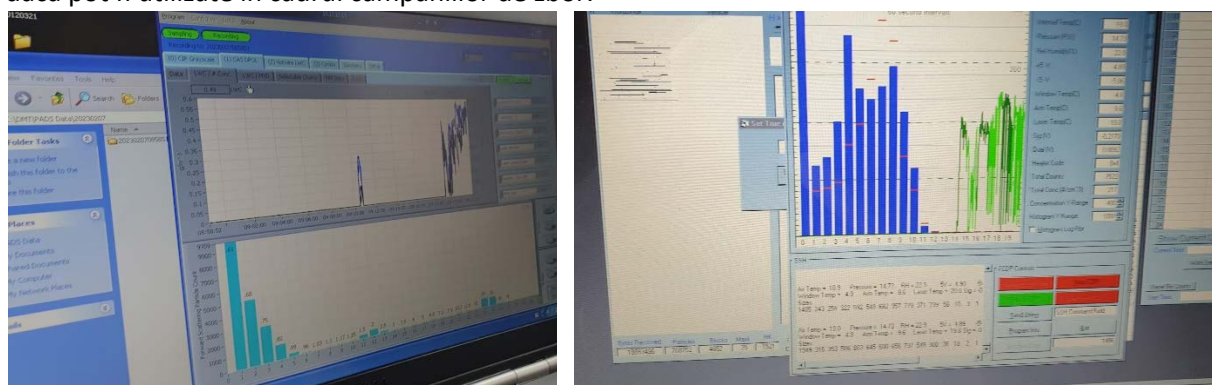


Figura 10. Panoul superior- date colectate de instrumentul CAPS. Panoul inferior- date colectate de instrumentul Hawkeye.

Realizare campanie de măsurare

În prima parte a anului 2023, a fost realizată o campanie de măsurare a concentrațiilor de poluanți. Traectoria aeronavei este reprezentată în Figura 10. După cum se poate observa, traectoriile au fost orientate pe direcția NE – SV, perpendicular pe direcția generală a vântului. Altitudinea de zbor a fost de aproximativ 3500 m. Suplimentar traectoriilor de zbor orizontale, a fost executat și un profil vertical descendent sub formă de spirală în SV Bucureștiului.



Figura 11. Traiectoria de zbor a aeronavei BN2A-27 pentru campanie de măsurare a concentrațiilor de poluanți

Zborul de cercetare a fost realizat la altitudine de aproximativ 3500 m. În Figura 11 sunt reprezentate date georeferențiate de dioxid de azot (NO_2) colectate cu ajutorul instrumentului SWING+. Figura 12 reprezintă contextul sinoptic aferent Studiului de Caz 2, iar Figura 13 reprezintă direcția vântului la înălțimea de 1000 hPa (stânga), respectiv 850 hPa (dreapta).

A existat un regim de înaltă presiune cu tendință de creștere asupra României, cer senin, condiții favorabile pentru măsurări. Circulația vestică moderată la suprafață și circulația de NV în troposfera inferioară (1500 m) a direcționat pana de NO_2 spre SE Bucureștiului, unde s-au observat valori maxime de aproximativ $1.5 \cdot 10^{16}$ molec/cm².

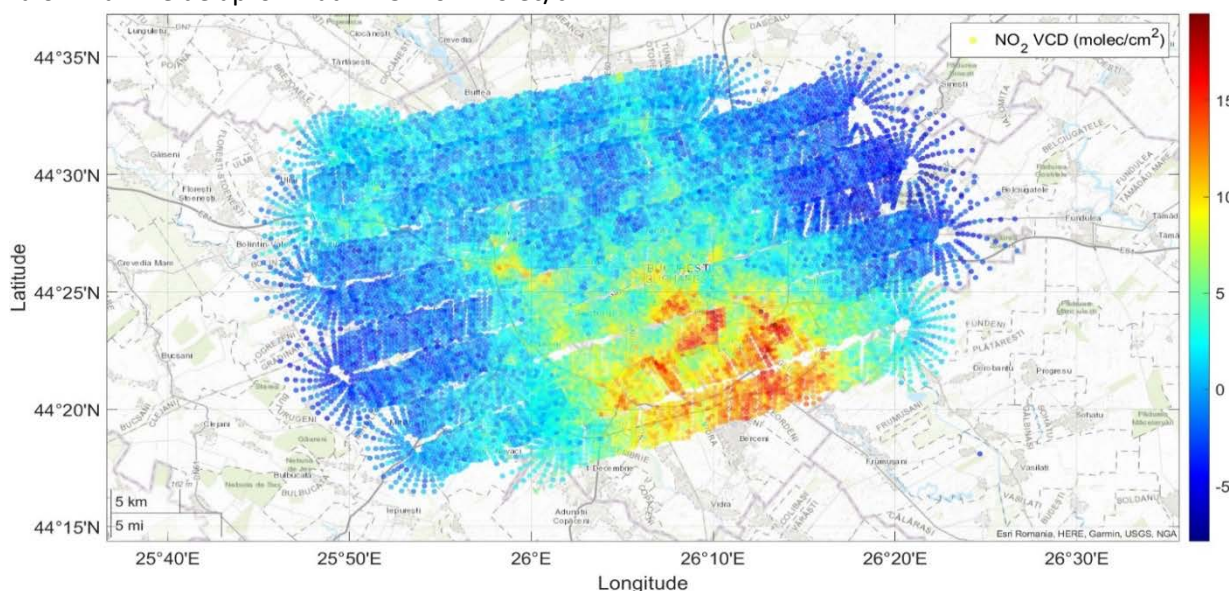


Figura 12. Date georeferențiate de NO_2 pentru campanie de măsurare a concentrațiilor de poluanți

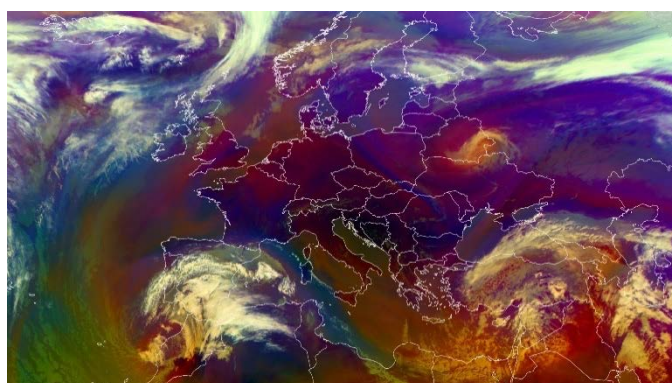
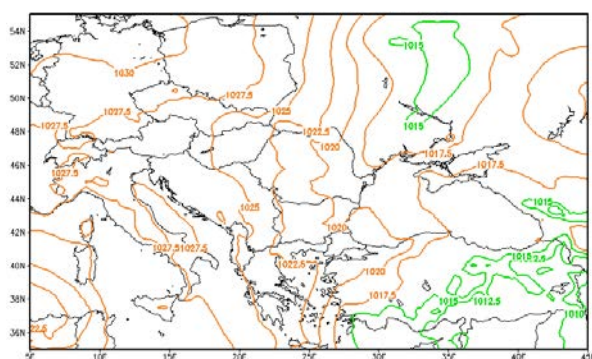


Figura 13. Contextul sinoptic pentru campanie de măsurare a concentrațiilor de poluanți

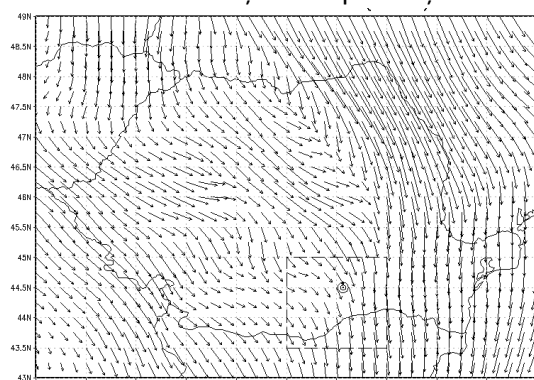
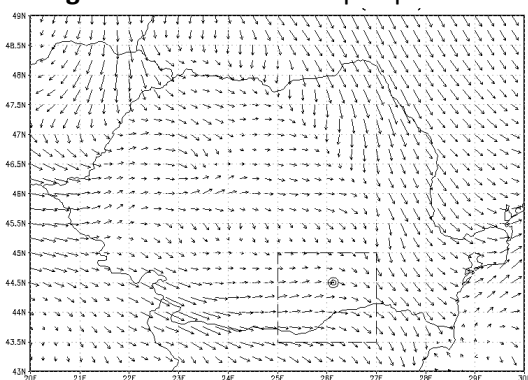


Figura 14. Direcția vântului la 1000 hPa (stânga) și 850 hPa (dreapta)

În cea de-a doua fază a prezentului proiect, a fost realizată o campanie măsurare a parametrilor microfizi ai norilor în fază mixtă, în paralel cu o campanie de măsurări la sol. În cadrul campaniei experimentale s-au studiat nucleele de înghețare din norii în fază mixtă. Cu ajutorul instrumentelor de cercetare și prin metode prezentate în literatura de specialitate, a fost prelevat și analizat un număr de 55 de probe din aerul ambiental și încă 90 de probe provenite din zăpadă topită. Rezultatele obținute sunt sintetizate în Figurile din paginile următoare.

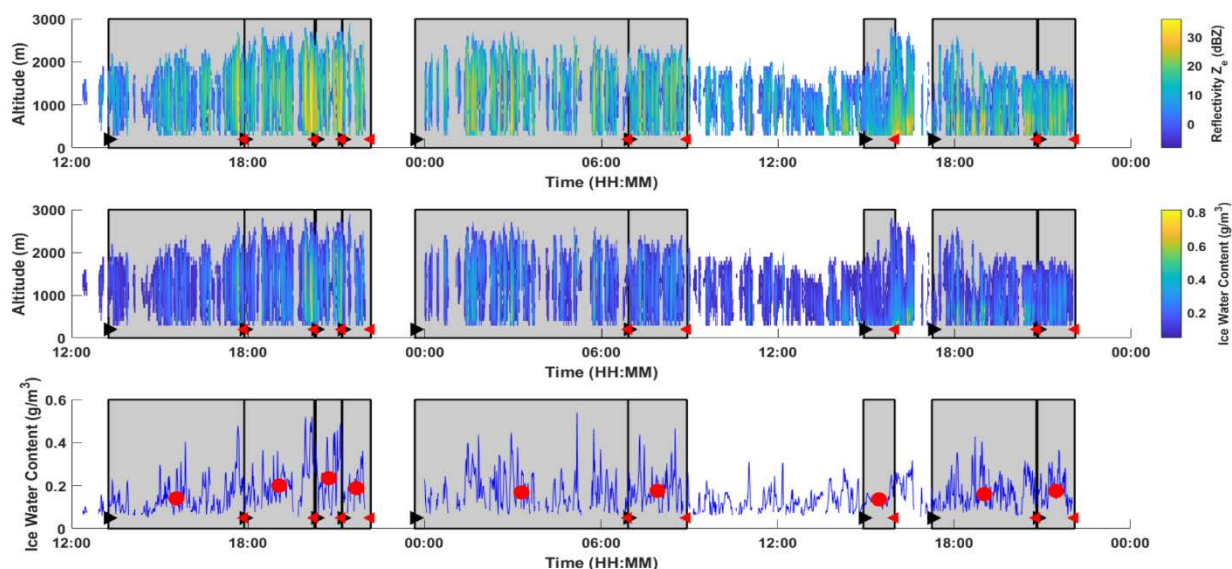


Figura 15. Exemplu de determinare a valorii IWC în intervalul orar 12:00 UTC 27.02.2023 – 22:15 UTC 28.02.2023 plecând de la reflectivitatea radarului, folosind formula lui Protat și colab. (2007). Dreptunghiurile gri reprezintă perioada de timp în care s-a colectat proba de zăpadă, săgețile negre reprezintă începutul achiziției probei, iar săgețile roșii reprezintă sfârșitul achiziției probei. În partea de sus este reprezentată reflectivitatea radarului în dBZ. În mijloc este ilustrat conținutul vertical

mediu al IWC în g/m³, iar în partea de jos, punctele roșii reprezintă valorile medii calculate pentru IWC.

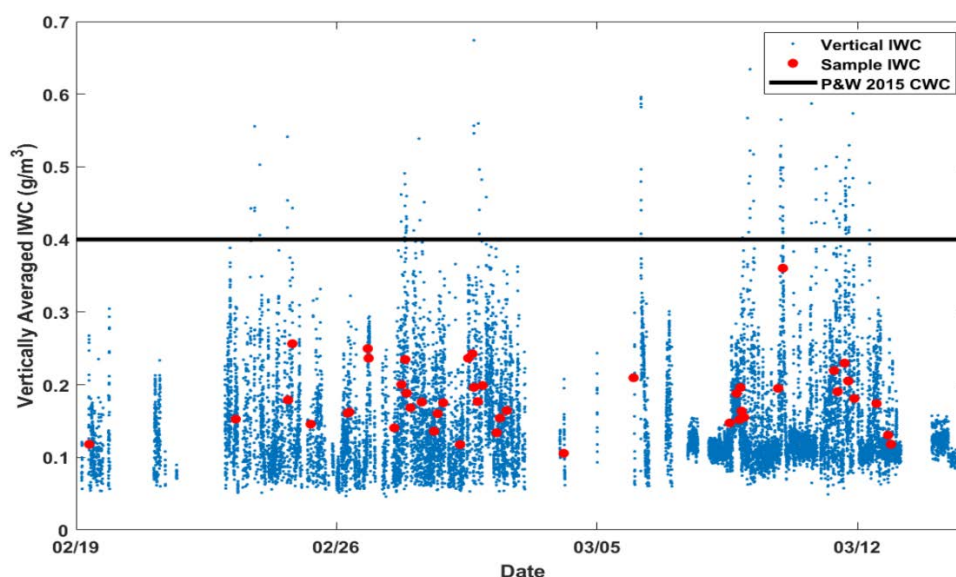


Figura 16. Reprezentare a valorilor medii IWC obținute cu ajutorul radarului MRR (Micro Rain Radar).

Cu albastru sunt reprezentate toate datele MRR de-a lungul campaniei, de la 19.02.2023 până la 14.03.2023, date ce reprezintă conținutul vertical mediu al IWC exprimat în g/m³, valoarea calculată cu formula (6). Punctele roșii reprezintă momentul când a început colectarea probelor de precipitații (zăpadă topită) și implicit valoarea IWC calculată în acel moment. Linia neagră ilustrează valoarea CWC=0.4 g/m³, valoare aleasă de Petters și Wright (2015) pentru calcularea IWC, dar după cum se poate observa este prea mare pentru valorile IWC măsurate în campanie și de aceea a fost aleasă formula lui Protat și colab. (2007) pentru acest studiu. Zonele albe indică fie nefuncționarea radarului în acel interval de timp, fie lipsa precipitațiilor.

Procesarea și analiza datelor colectate

Dezvoltare de programe pentru procesarea datelor

În vederea intercomparării datelor aeropurtate colectate prin intermediul instrumentelor SWING+ și Picarro cu datele de teledetecție satelitară furnizate de TROPOMI Sentinel 5P, a fost realizat un program în limbajul de programare Python pentru extragerea datelor satelitare din fișierele de tip NetCDF și salvarea acestora într-un format care să permită facilitarea procesării și reprezentării grafice. În plus, în vederea alinierii la standardele impuse de comunitatea științifică în elaborarea lucrărilor științifice publicate în jurnale de prestigiu, a fost realizat un algoritm care realizează reprezentări grafice ale evoluției în timp a concentrațiilor de gaze cu efect de seră colectate în timpul misiunilor de cercetare. Acest program încarcă datele din fișierele CSV, calculează medii pe baza valorilor unice ale variabilei TIME și le reprezintă grafic într-o figură cu patru subgrafice diferite pentru a analiza evoluția în timp a concentrațiilor de CH₄, CO, CO₂ și H₂O.

Procesare date cu produse informatice dedicate

Instrumentul SWING+ înregistrează spectre ale radiației retroîmprăștiată pe sol sau în atmosferă sub aeronavă (Nivel 0). Aceste spectre sunt analizate cu metoda DOAS (Platt și Stutz) pentru a regăsi atât densitățile diferențiale coloanelor înclinate de NO₂ cât și SO₂ (DSCD). Această analiză este realizată folosind software-ul QDOAS (Danckaert et al., 2014), dezvoltat de către Institutul Regal Belgian pentru Aeronomie Spațială (BIRA-IASB). Aceste DSCD reprezintă concentrația integrată de-a lungul căii optice, în raport cu aceeași cantitate dintr-un spectru de referință (Nivelul 1). Aceste coloane înclinate sunt mai întâi georeferențiate cu datele IMU și GPS înregistrate la bordul

aeronavei și apoi convertite în coloane verticale (concentrație integrată vertical) cu factori de masă de aer (AMF) care sunt calculate cu un model de transfer radiativ precum Lidort (Spurr, 2006). AMF-urile țin cont de calea luminoasă efectivă a unei măsurări, care depinde de geometria fiecărei măsurări (poziția solară, unghiul de vizualizare) și de starea geofizică și atmosferică (albedo la sol, încărcare cu aerosoli, profile de gaze în urmă). Coloanele verticale georeferențiate sunt produsele de nivelul 2.

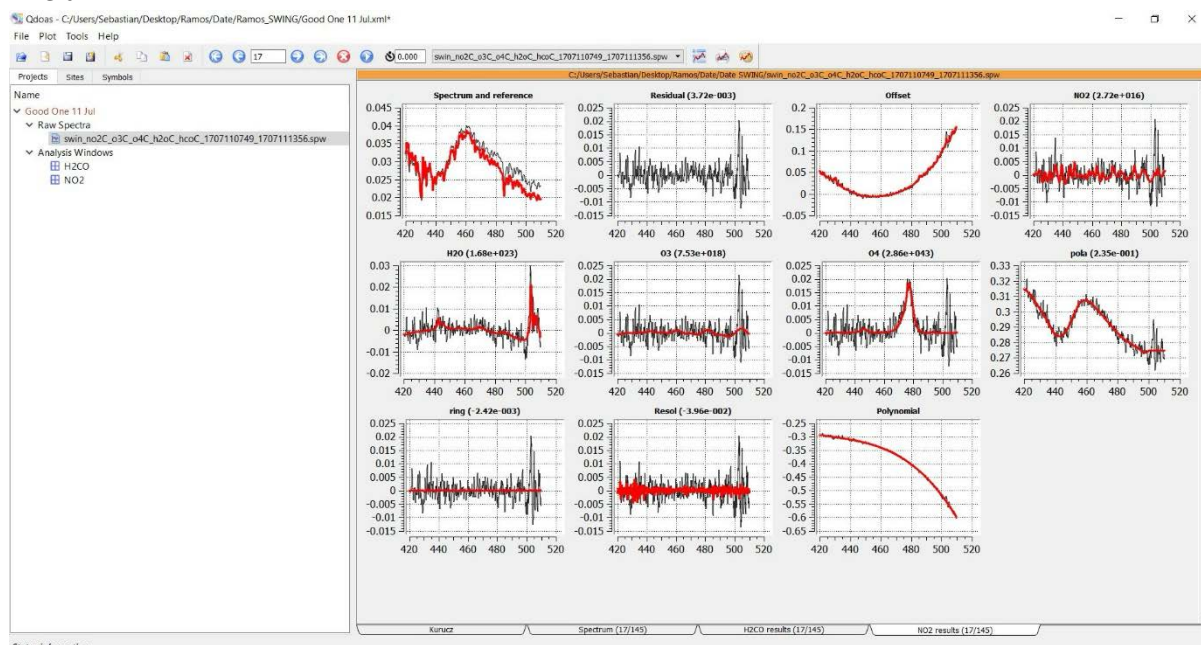


Figura 17. Exemplu de rezultate ale analizei DOAS realizată cu QDOAS

Instrumentele aeropurtate CAPS și Hawkeye înregistrează umbra particulelor atmosferice când aeronava traversează un sistem noros. Aceste imagini cu particule atmosferice sunt analizate cu softul Soda dezvoltat de Centrul Național pentru Cercetare Atmosferică din SUA. Pachetul Soda se descarcă prin accesarea link-ului <https://github.com/abansemer/soda2/tree/master>. Pentru a putea rula softul Soda este necesară utilizarea limbajului de programare IDL. După rularea softului prin respectarea indicațiilor din manual se va deschide o interfață în care utilizatorul poate să configureze setările pentru procesarea datelor. După ce au fost realizate toate setările, se poate trece la următoarea etapă de postprocesare a imaginilor și obținere a parametrilor utilizați în caracterizarea sistemelor noroase (concentrație, diametru efectiv, conținut de apă lichidă).

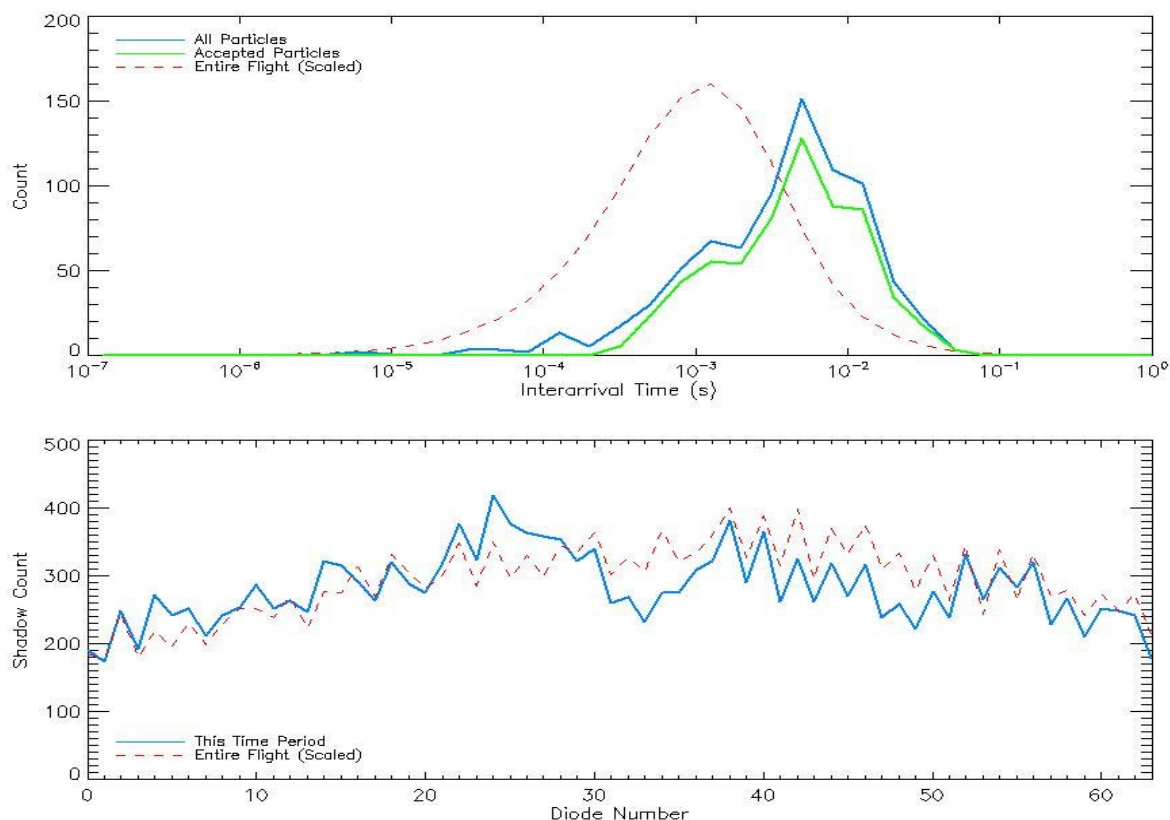


Figura 18. Exemplu de rezultate ale analizei de date aeroportate realizată cu softul Soda.

Aplicarea algoritmilor dezvoltati pe date aeroportate

Prin intermediul programului descris anterior, a fost realizată procesarea și reprezentarea grafică a datelor din zboruri realizate cu aeronava BN-2 Islander. Pe lângă acestea mai sunt reprezentate grafic coeficientul de corelație dintre cele 2 tipuri de date și starea atmosferică în momentul zborurilor.

Avionul a zburat în linii drepte, perpendiculare pe direcția vântului. Putem observa o zonă mare caracterizată prin concentrație de CH_4 peste 1,96 ppm la 3500 m; valoarea minimă în acest caz a fost de 1,94 ppm; prin urmare, ne putem aștepta la concentrații mult mai mari de CH_4 la nivelul solului.

Pentru acest zbor, măsurările de CH_4 au început la 2000 de metri după decolare și s-au încheiat la 2400 de metri în timpul zborului de aterizare. Prin urmare, vedem variația nivelurilor de CH_4 pentru stratul atmosferic de la 2000 la 3500 m și înapoi la 2400 m. Avem un peak de metan între 2200 și 2400 de metri și cele mai mici valori între 2900 și 3300 de metri unde aerul avea o temperatură relativ constantă și atmosfera era stabilă, după cum se observă în windgram și diagrama skew-t; la altitudinea de croazieră valoarea medie este de 1,97 ppm. Nivelurile de CH_4 în timpul zborului descendent urmează un model similar ca în timpul zborului ascendent.

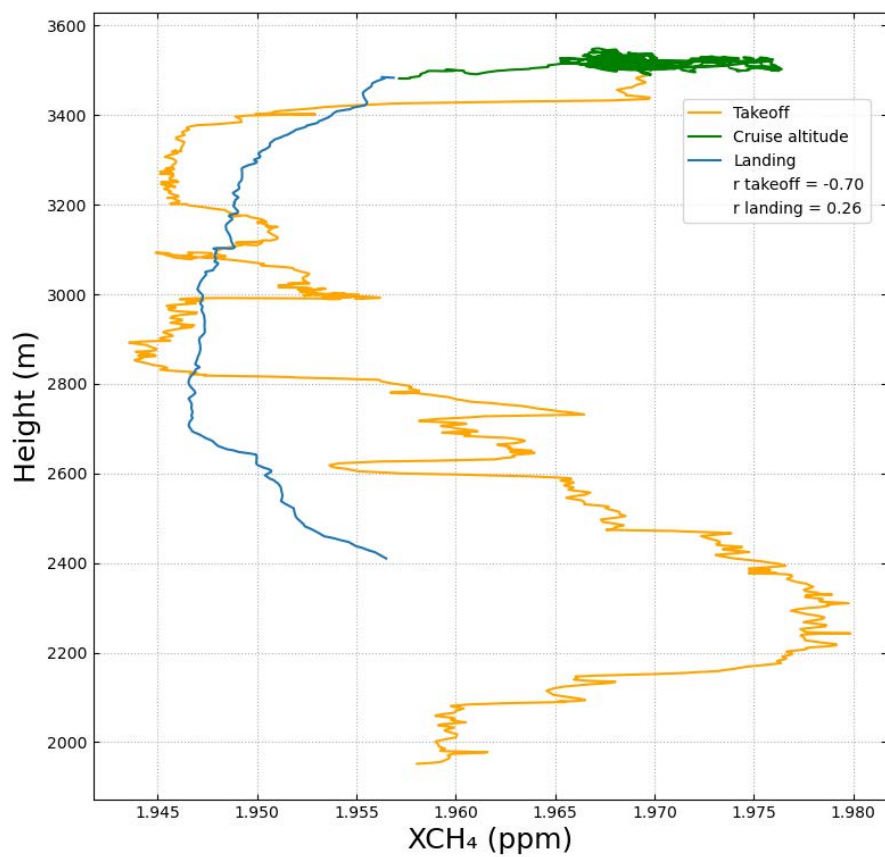


Figura 19. Concentrația de metan în funcție de altitudine

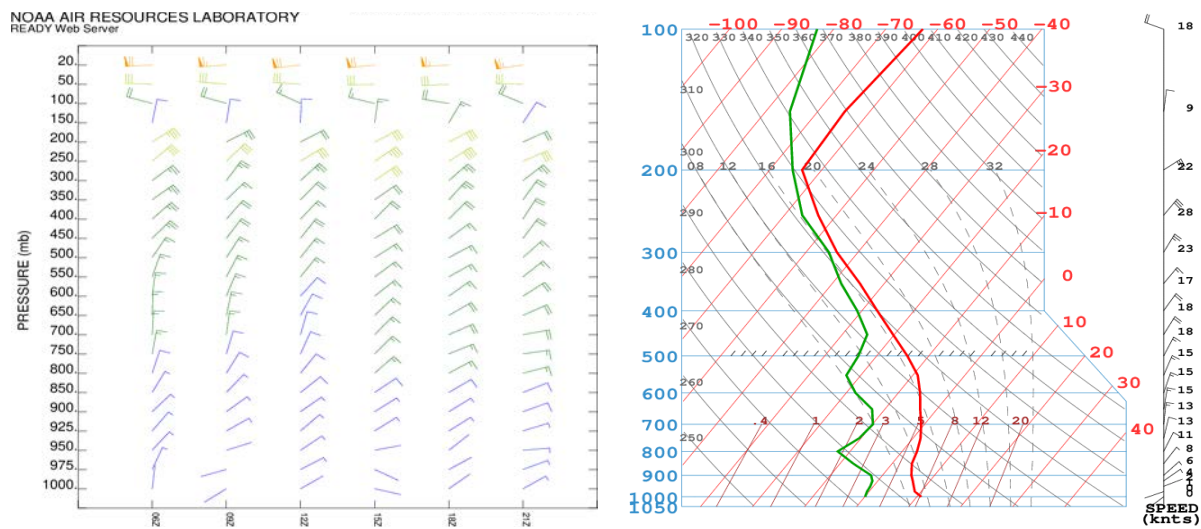


Figura 17. Condiții atmosferice: windgram (stânga) și diagramă skew-t (dreapta)

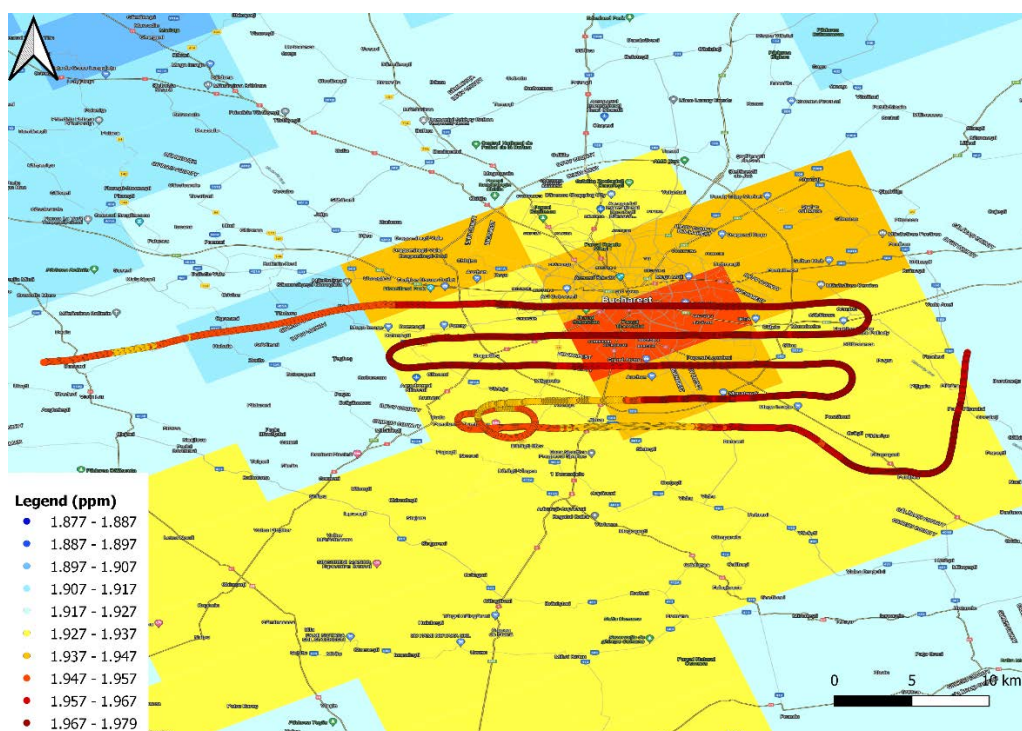


Figura 18. Datele TROPOMI (pixeli) și Picarro (linie)

Baza de date științifice

Dezvoltarea și actualizarea bazei de date pentru misiuni de cercetare atmosferică

În cadrul celor două perioade de raportare aferente anului 2023, a fost realizată definirea caracteristicilor de dezvoltare a bazei de date. Prin urmare, în funcție de tipurile de fișiere colectate prin intermediul instrumentației de cercetare, atât datele brute cât și metadatele corespunzătoare, a fost realizată stocarea și clasificarea preliminară a datelor colectate pe parcursul perioadei de raportare. Caracteristicile de funcționare a bazei de date au fost realizate în conformitate cu Planul de Management al datelor, respectând principiile FAIR (Findability, Accessibility, Interoperability, and Reuse): toate datele colectate în timpul campaniilor de măsurări în contextul îndeplinirii obiectivelor asumate în cadrul proiectelor de cercetare-dezvoltare vor fi stocate în cadrul rețelei informatice de stocare INCAS. De asemenea, a fost realizată clasificarea datelor colectate în cadrul campaniilor trecute și arhivate, în funcție de platforma aeropurtată prin intermediul căreia au fost colectate sau în funcție de tehnica de detecție (pentru datele colectate la sol). Clasificarea datelor reprezintă o componentă esențială în elaborarea unei baze de date atmosferice pentru înțelegerea proceselor necesare a fi implementate pentru filtrarea, sortarea și gestionarea datelor.

Diseminare și vizibilitate

Elaborare lucrări științifice

În cadrul conferinței internaționale "Sentinel 5P Mission: 5 year anniversary" ce a avut loc în Taormina, Italia, a fost susținută prezentarea orală: "The RAMOS infrastructure and its application to the validation of TROPOMI tropospheric NO₂ VCDs". Această lucrare va fi elaborată în continuare de către echipa de implementare în vederea publicării unei lucrări in-extenso, utilizând date colectate în cadrul proiectului.

The RAMOS infrastructure and its application to the validation of TROPOMI tropospheric NO₂ VCDs"; Autori: **Sebastian IANCU**, Alexis MERLAUD, Andreea CALCAN, Anca NEMUC, Daniel

CONSTANTIN, Frederik TACK, Valeriu FILIP, Gabriela IORGA, **Magdalena ARDELEAN, Sorin GHEMULEȚ**, Michel VAN ROOZENDAEL, Livio BELEGANTE, Adrian ROȘU, Dirk SCHUETTEMAYER.

De asemenea, o parte din echipa de implementare a proiectului a demarat elaborarea unor lucrări științifice în vederea diseminării rezultatelor obținute și detaliate în cadrul pachetului de lucru WP3. O lucrare științifică va viza realizarea unei prezentări generale a campaniei de măsurări desfășurată în Andenes, Norvegia (titlu propus: *“An overview of IceSafari airborne and ground campaign: scientific challenges and opportunities”*). Ce-a de-a lucrare științifică ce este în lucru vizează rezultatele obținute: parametrii nucleelor de înghețare în norii în fază mixtă (titlu propus: *“Evidence of secondary ice production in the Arctic: a comparison between INP concentration in ambient air and in snow”*).

T5.2. Participare la conferințe naționale și internaționale

Echipa de implementare, implicată în realizarea activităților, cât și în pregătirea documentelor tehnice corespunzătoare proiectului, a depus nenumărate eforturi pentru elaborarea de rezultate specifice domeniului de cercetare abordat în vederea prezentării rezultatelor obținute la sesiuni științifice naționale și internaționale de prestigiu. În acest sens, în 2023, o lucrare a fost prezentată în cadrul conferinței *„Ninth International Conference on Remote Sensing and Geoinformation of Environment”* (RSCy2023), secțiunea *Environmental Monitoring and Protection, Risk Assessment: Methane measurements in Romania using satellite and airborne data*; Autori: **Alin SCARLAT, Sebastian IANCU**, Anca NEMUC, **Alexandru TUDOR, Sorin GHEMULEȚ**, Mihai Dima, Gabriela IORGA, Dirk SCUTTEMAYER, Andreea CALCAN, și două lucrări în cadrul conferinței organizată de către INCAS *“The 40th Caius Iacob Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications”*.



METHANE MEASUREMENTS IN ROMANIA USING SATELLITE AND AIRBORNE DATA

A. Scarlat^{a,b}, S. Iancu^{a,b}, A. Nemuc^c, A. Tudor^{a,b}, S. Ghemuleț^a, M. Dima^b, G. Iorga^{b,d}, D. Scuttemeyer^e, A. Calcan^f

^a National Institute for Aerospace Research “Elie Carafoli” - INCAS, Bucharest, Romania

^b University of Bucharest, Faculty of Physics, Atomistilor 405, Magurele, 077125 Bucharest, Romania

^c National Institute of Research and Development for Optoelectronics – INOE 2000, Magurele, Romania

^d University of Bucharest, Department of Analytical Chemistry and Physical Chemistry, Regina Elisabeta 4-12, 030018 Bucharest, Romania

^e ESA/ESTEC European Space Agency

^f UN Environment Programme (UNEP)

RSCy2023, 3-5 April, 2023 - Adams Beach Hotel, Ayia Napa, Cyprus

Figura 25. Primul slide al prezentării

Managementul proiectului

Supravegherea implementării tehnice și financiare a proiectului

Pe toată durata de implementare a celor două faze a proiectului *„Dezvoltare de capacități tehnologice în suportul activităților de Earth Monitoring și mediu”* desfășurate în 2023, echipa de management a proiectului a supravegheat implementarea tehnică și financiară a proiectului în vederea îndeplinirii obiectivelor fazei și obținerii rezultatelor preconizate. Totodată, echipa de

management a proiectului a realizat evaluarea și distribuirea resurselor umane necesare pentru realizarea activităților desfășurate și monitorizarea progresului în îndeplinirea indicatorilor de rezultat.

Elaborarea rapoartelor referitoare la proiect

Echipa de management a realizat supravegherea și revizuirea rapoartelor tehnice și financiare corespunzătoare prezentei faze de realizare a proiectului. Totodată, echipa de management a proiectului a furnizat suport tehnic și științific în elaborarea prezentului raport și a documentelor interne necesare achizițiilor menționate în secțiunea.

În anul 2023, au fost desfășurate activități corespunzătoare următoarelor faze: Faza 1 - *“Validarea tehnicilor satelitare de masurare a constituentilor atmosferici utilizand tehnici de teledetectie”* și Faza 2 - *“Consolidarea capacitatilor stiintifice si a capabilitatilor de masurare a parametrilor microfizici ai norilor prin testarea sinergetica a tehnologiilor de detectie”*. În cadrul celor două faze au fost realizate activități ce vizează extinderea capabilităților infrastructurii de cercetare în scopul validării datelor satelitare prin achiziționarea de noi echipamente de cercetare, integrarea și certificarea instrumentelor pe platformele aeropurtate, testarea acestora și realizarea campaniilor de calibrare și validare, dar și realizarea unor misiuni de zbor în sinergie cu măsurări la sol în vederea studierii parametrilor norilor în fază mixtă. Aceste date și studiile rezultate sunt esențiale în vederea diminuării incertitudinilor din modelele climatice de simulare, precum și pentru studiul incertitudinilor din procesele de formare a norilor în fază mixtă și a particularităților microfizice a acestora.

În vederea îndeplinirii obiectivelor propuse, în cadrul primei etape au fost realizate o serie de activități referitoare la dezvoltarea capabilităților de cercetare prin integrarea pe aeronava BN2A-27 a senzorului CWIP și stabilirea configurațiilor de instalare a prizei de aer și a echipamentelor conexe în aeronava Beechcraft King Air C90 GTx, dar și achiziționarea unor echipamente care vor fi instalate în autolaboratorul achiziționat prin intermediul proiectului POC-CAART. De asemenea, în vederea realizării unor studii de valoare și calibrare a produselor satelitare au fost realizate atât zboruri de testare, cât și zboruri de măsurare a căror date au fost procesate atât prin intermediul produselor informatice dedicate furnizate de către producătorii instrumentelor, cât și a algoritmilor dezvoltați de către echipa de implementare a proiectului. În cadrul celei de-a doua etape, au fost realizate o serie de activități referitoare la pregătirea și realizarea campaniilor de testare și măsurare a parametrilor microfizici ai norilor în fază mixtă. Pentru a avea un studiu complex cu privire la caracteristicile norilor în fază mixtă, au fost realizate atât zboruri de cercetare în configurația CAPS-HAWKEYE, cât și măsurări la sol cu radiometrul RPG. De asemenea, au fost prelevate probe prin intermediul instrumentului Coriolis- μ și analizate cu CCN-counter pentru determinarea concentrațiilor nucleelor de înghețare. Datele colectate la sol au fost comparate cu datele din literatura de specialitate: Li și Wieder (2022), Gjelsvik (2022) și Sze și colab. (2023).

Diseminarea rezultatelor obținute a fost realizată atât prin elaborarea unor lucrări științifice ce urmează a fi publicate în jurnale internaționale de prestigiu *“An overview of IceSafari airborne and ground campaign: scientific challenges and opportunities”*, *“Evidence of secondary ice production in the Arctic: a comparison between INP concentration in ambient air and in snow”*, cât și prin participarea la conferințe internaționale, precum: *“Ninth International Conference on Remote Sensing and Geoinformation of Environment”* (RSCy2023) și *“The 40th Caius Iacob Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications”*.

În concluzie, prin intermediul rezultatelor obținute în anul 2023, obiectivele fazei 1 de *a extinde și a moderniza capabilitățile de cercetare ale platformelor aeropurtate în vederea realizării unor misiuni de calibrare și validare satelitară* și cel al fazei 2 de *a realiza o campanie de măsurări aeropurtate în sinergie cu măsurări la sol în vederea studierii proprietăților microfizice a norilor în fază mixtă* au fost îndeplinite.

Proiectul 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, apa, 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 2023, au fost realizate două studii, fiecare dintre acestea fiind corespunzătoare celor două faze derulate în acesta perioadă. Studiile se refera la:

- i) analiza evoluției spațio-temporală a acoperirii și utilizării terenurilor (LU/LC - land use /land cover), folosind date satelitare LANDSAT, pentru o perioadă lungă de timp (38 ani) și impactul acestor schimbări asupra insulei de căldură urbane (UHI – urban heat island), studiată aici prin intermediul parametrului numit temperatura la suprafață (Land Surface Temperature - LST).
- ii) Simularea viitoarelor modificări ale utilizării/acoperirii terenurilor pe baza datelor satelitare Sentinel 2 și identificând șabloanele de schimbare a LU/LC dintr-o zonă urbană, folosind modelul hibrid de celule automate și lanț Markov (Celular Automata – Markov), o abordare de modelare hibridă care definește cu precizie dinamica utilizării și acoperirii terenurilor, care calculează starea unui pixel, pentru o dată dorită, pe baza stării inițiale a pixelului și a condițiilor pixelilor învecinați și a unui set de reguli de tranziție. Regulile de tranziție sunt funcțiile care determină schimbarea stării fiecărei celule luând în considerare stările proprii ale acelei celule precum și pe cele ale celulelor învecinate.

Pe parcursul anului 2023, 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:

Colectarea datelor/campanii

- **A.1.1. Selectarea zonei de analiză.** A fost realizată selectarea arealului de studiu pe baza datelor istorice și a literaturii științifice de specialitate, constând în aria urbană a Municipiului București și zonele suburbane care înconjoară Municipiul București. Acest areal a fost selectat deoarece este zona cu variația cea mai mare a modificărilor în utilizarea/acoperirea terenului și cu efect de insula de căldură demonstrat prin intermediul unei întregi serii de publicații științifice. Domeniul de studiu acoperă o zonă de până la 30 x 30 km.

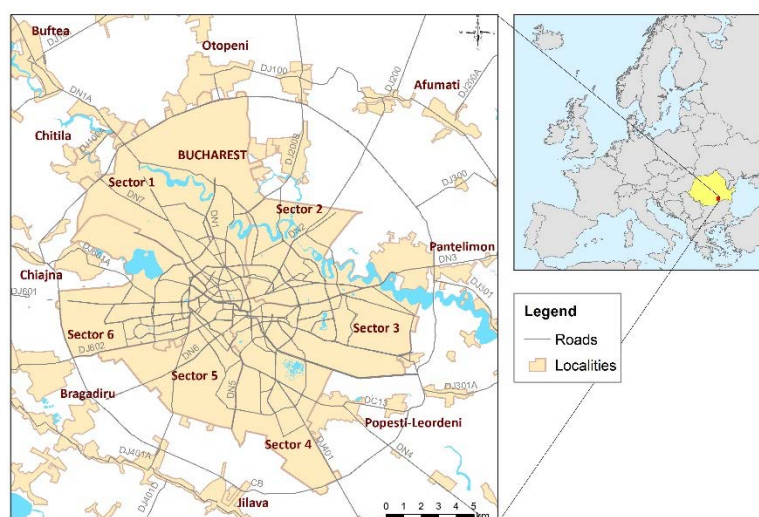


Fig. 1. Areal de studiu selectat

Planificarea campaniilor. A fost planificată colectarea coordonatelor punctelor tari necesare testării acurateței clasificării categoriilor de acoperire/utilizare a terenului. Pentru fiecare dintre categoriile în care a fost clasificată utilizarea/acoperirea terenului, din datele satelitare, au fost colectate câte 50 de puncte, aleatoriu distribuite.

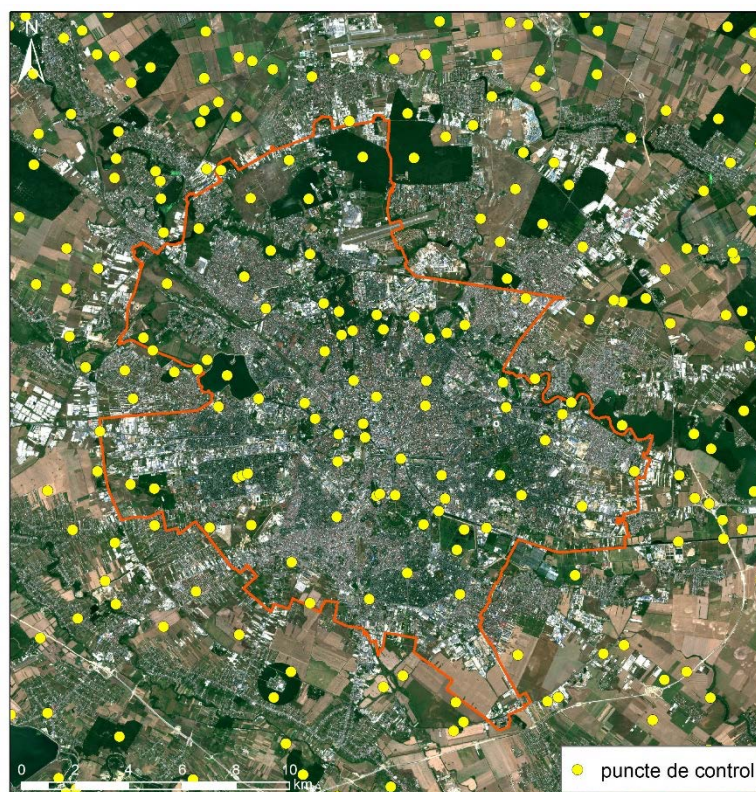


Fig. 2. Locația punctelor tari colectate pentru validarea clasificării terenului din imaginile SENTINEL 2, anul 2023

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;

Dezvoltarea bazei de date

Efectuarea de campanii de măsurare la sol . A fost realizată colectarea punctelor de control pentru fiecare dintre categoriile de teren în care au fost clasificate imaginile satelitare;

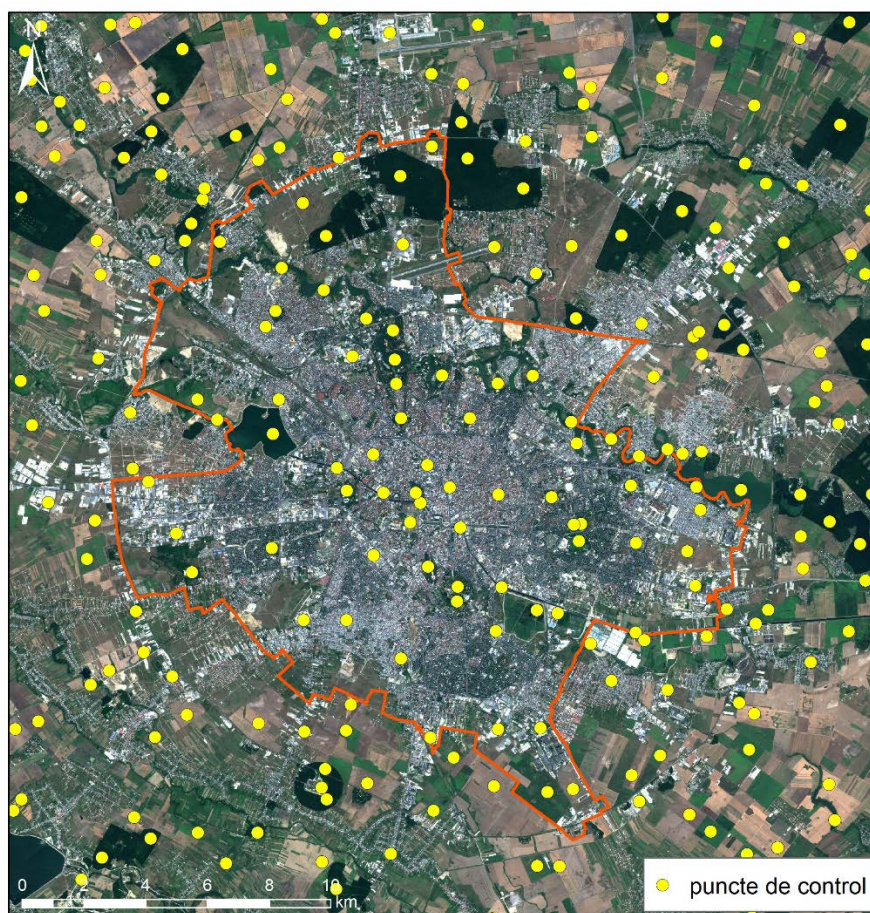


Fig. 2. Locația punctelor tari colectate pentru validarea clasificării terenului din imaginile SENTINEL 2, anul 2015

Identificarea și colectarea datelor din alte surse. Selectarea datelor provenite de la satelitul LANDSAT pentru a fi utilizate în prima fază a proiectului a fost realizată deoarece produsele LANDSAT oferă și date termale, date care sunt necesare pentru studiul temperaturilor suprafețelor și implicit al fenomenului de insulă de căldură. Au fost selectate și colectate imagini satelitare din sezonul vara, care acoperă o perioadă de 38 de ani, imagini fără acoperire cu nori;

Pentru faza a doua a proiectului au fost selectate date SENTINEL 2, fără acoperire noroasă, din anotimpul vara, din anii 2015, 2019 și 2023. Aceste date au fost selectate fiind considerate mai potrivite pentru studiul predicției schimbărilor de utilizare/acoperire a terenului, deoarece au rezoluție spațială de 10 m, mai fină decât datele LANDSAT.

De asemenea, pentru realizarea predicției schimbărilor de utilizare a terenurilor au fost necesare date precum: altimetria terenului, rețeaua de drumuri, rețeaua de ape, densitatea populației.

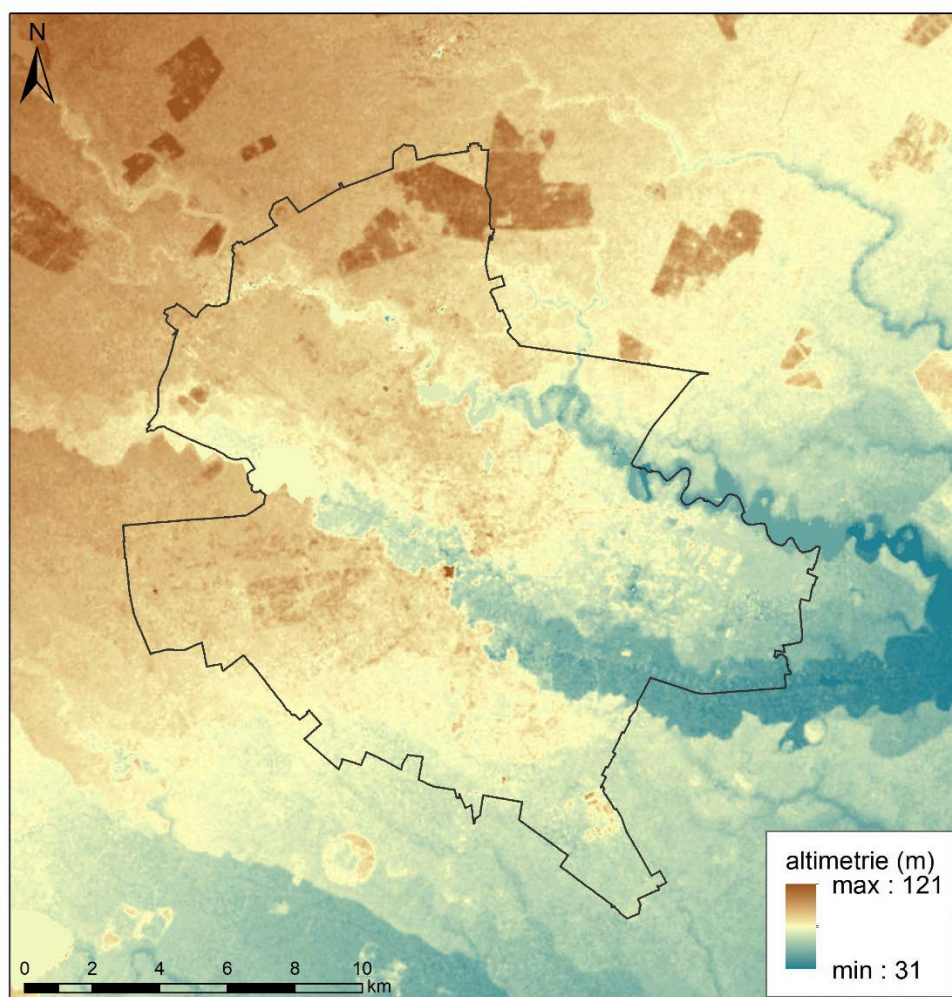


Fig. 3. Altimetria terenului pentru arealul analizat

Procesarea datelor

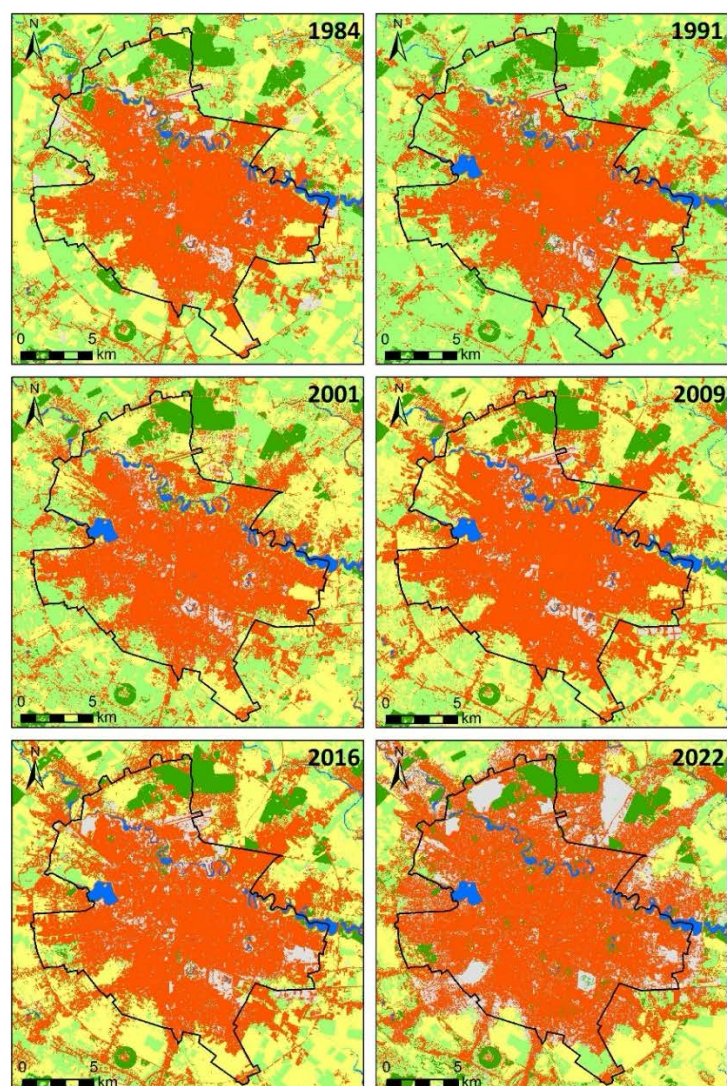
A.3.1. Asigurarea softurilor dedicate pentru procesarea datelor (achiziție/dezvoltare).

Au fost realizate modele de automatizare a prelucrării datelor satelitare, care apelează succesiv instrumente din platforma GIS.

A.3.2. Filtrarea datelor. Realizarea calibrării radiometrică și atmosferică folosind metoda “DOS” (Extragerea punctelor negre);

Pentru fiecare dintre cele două studii au fost realizate reproiectări ale datelor satelitare în sistem de coordonate național S-42.

A.3.3. Prelucrarea datelor A fost realizată clasificarea supervizată a imaginilor satelitare LANDSAT în șase categorii de acoperire/utilizare a terenurilor: corpuri de apă, păduri, areale construite, terenuri agricole cultivate, terenuri agricole necultivate, pe baza determinării semnăturii spectrale asociate fiecărei clase de acoperire a solului de interes.



categorii de utilizare a terenului

- corpuri de apă
- păduri
- zone construite
- terenuri agricole cultivate
- terenuri agricole necultivate
- alte categorii

Fig. 4 Categorii de utilizare a terenurilor pentru 1984 (stânga sus), 1991 (dreapta sus), 2001 (stânga centru), 2009 (dreapta centru), 2016 (stânga jos) și 2022 (dreapta jos)

În cea de a doua fază, care a avut ca scop simularea viitoarelor schimbări ale acoperirii/utilizării terenurilor, a fost realizată clasificarea supervizată a imaginilor satelitare SENTINEL 2, în patru categorii de acoperire/utilizare a terenurilor: corpuri de apă, zone cu densitate mare de vegetație, zone construite și terenuri agricole.

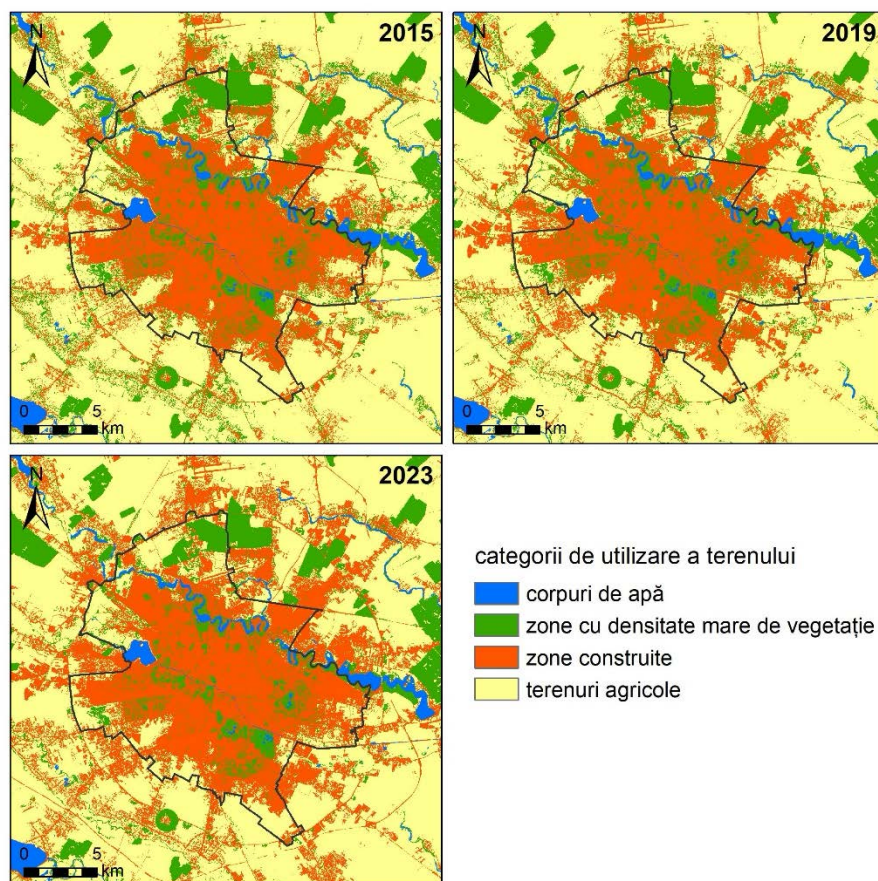


Fig. 5. Categorii de utilizare a terenurilor pentru anii 2015, 2019, 2023

Studii de caz

A.4.1. Extragerea parametrilor relevanți pentru studiile de caz. Determinarea suprafețelor cu diferitele tipuri de acoperire a terenului, determinarea temperaturilor la suprafață din pixelii imaginilor termale, determinarea indicelui normalizat de diferențiere al vegetației - NDVI;

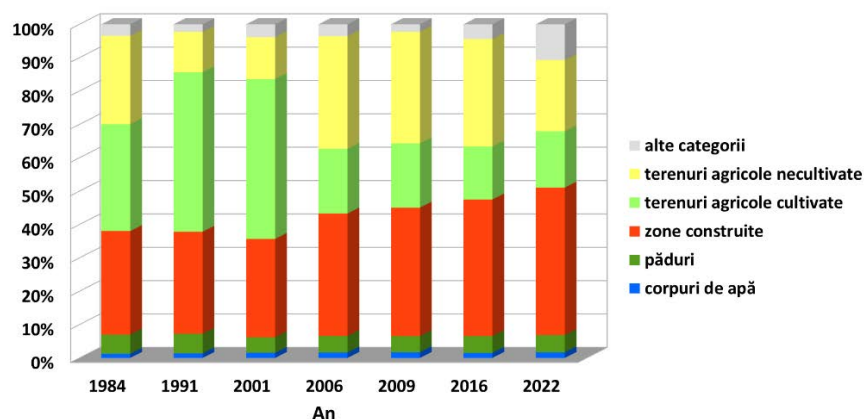


Fig. 6. Evoluția acoperirii terenului pentru zona studiată, în perioada 1984 - 2022

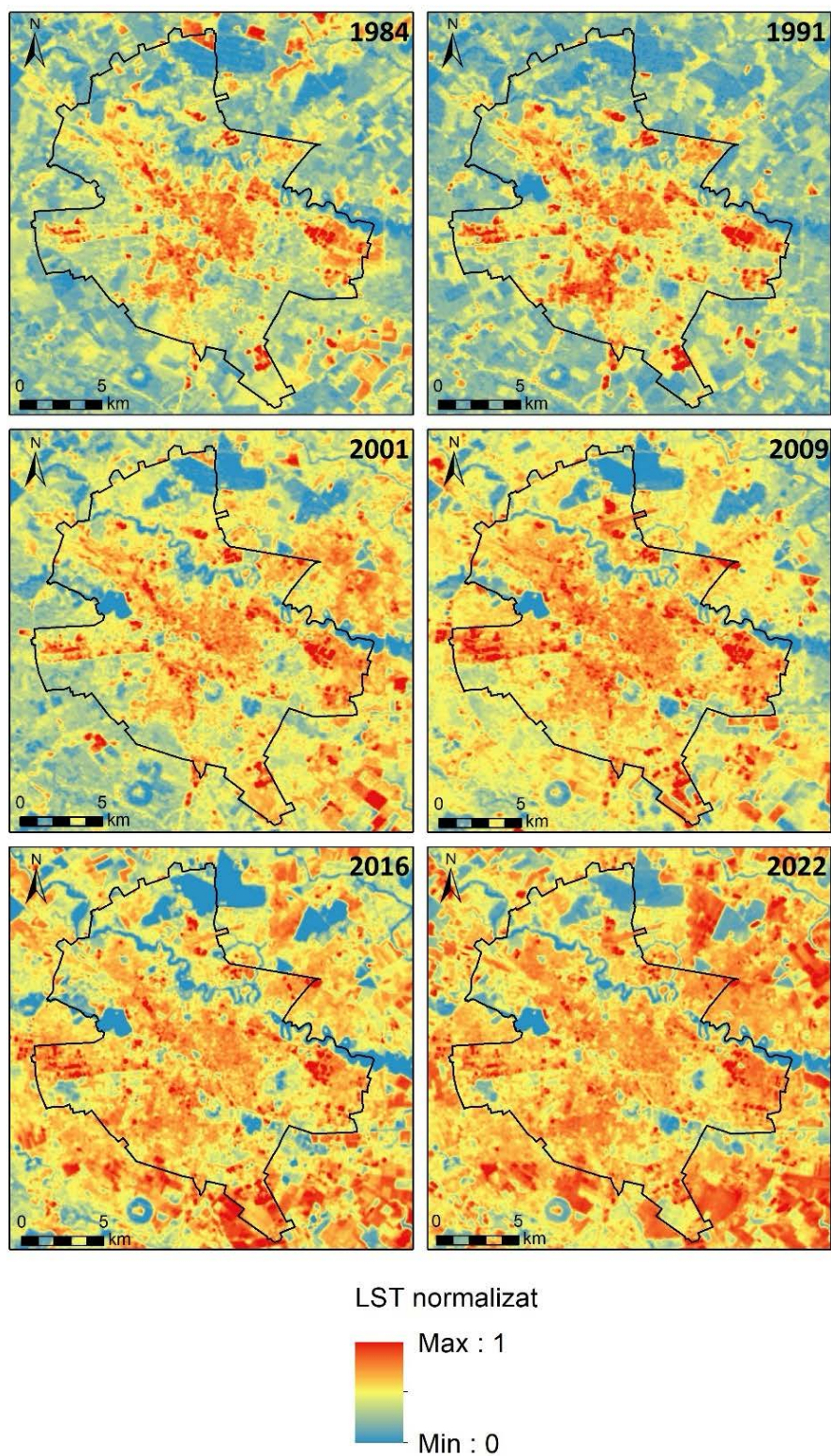


Fig.7. . Valori normalizate ale temperaturilor la suprafața solului pentru anii 1984, 1991, 2001, 2009, 2016 și 2022

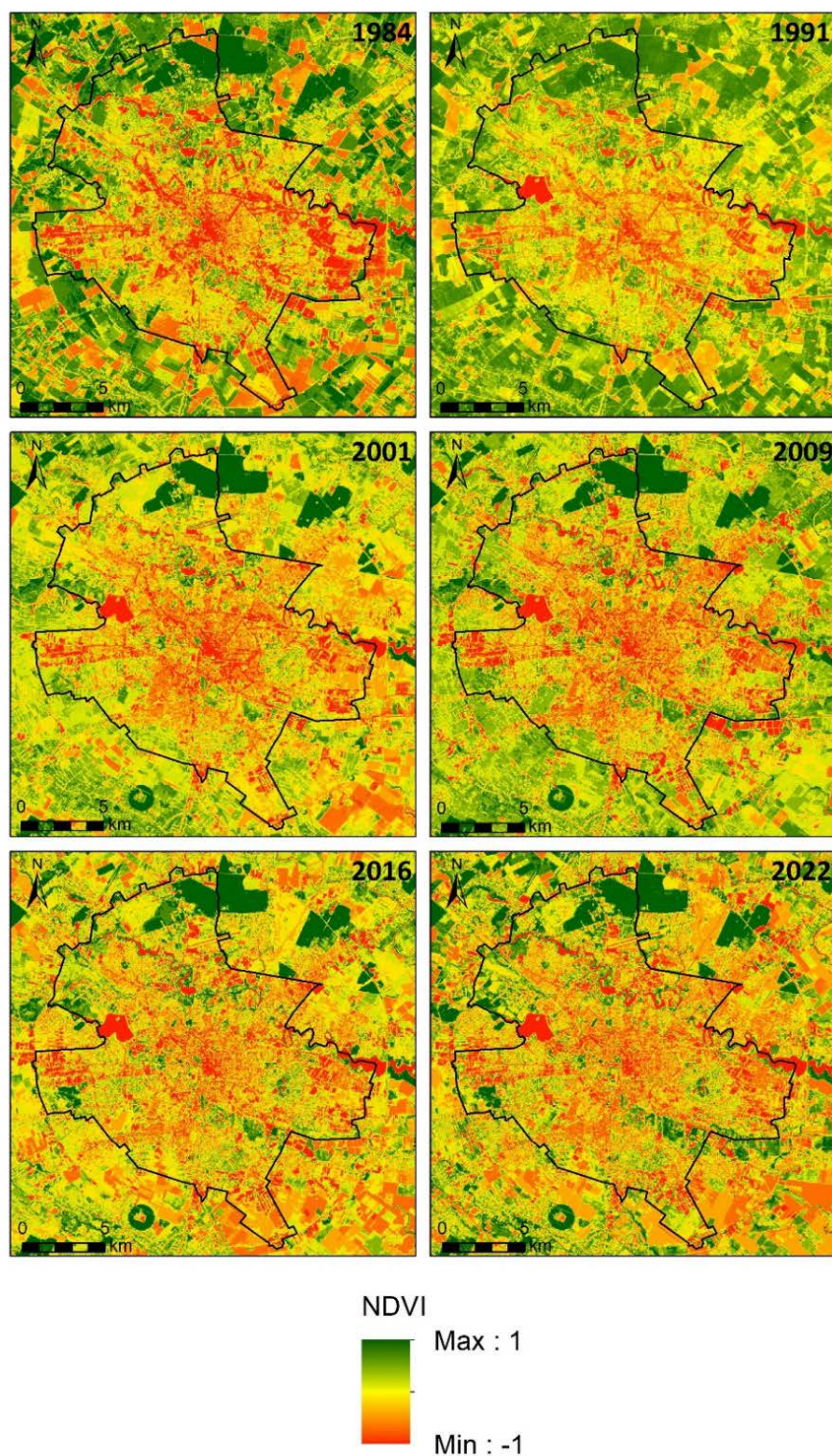


Fig. 8. Valori ale NDVI pentru 1984 (stânga sus), 1991 (dreapta sus), 2001 (stânga mijloc), 2009 (dreapta mijloc), 2016 (stânga jos) și 2022 (dreapta jos)

Pentru realizarea predicției schimbării utilizării terenurilor au fost necesare hărți de adecvare, cu ajutorul cărora este modificată matricea probabilității de schimbare. Acestea au fost obținute prin calcularea distanței euclidiene față de rețeaua de drumuri și față de corpurile de apă. De asemenea, au fost determinate pantele terenurilor din modelul digital al terenului.

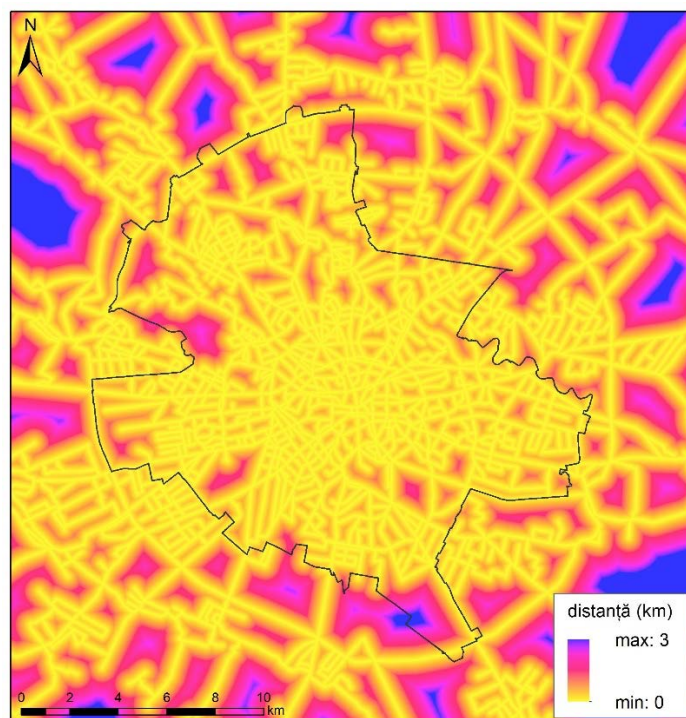


Fig.9. Distanța euclidiană fata de drumuri

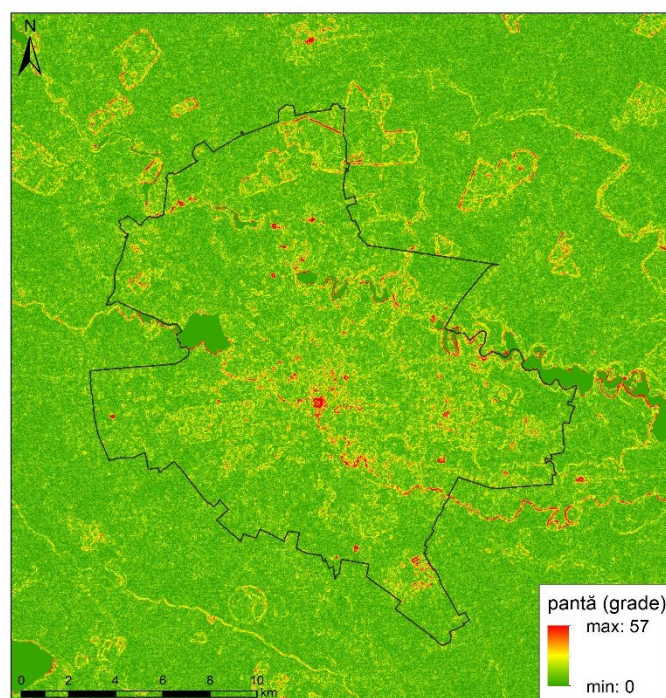


Fig.9. Pantele trenurilor determinate din modelul digital al terenului

Analiza factorilor/fenomenelor/vulnerabilităților Detectarea schimbării acoperirii/utilizării trenurilor folosind metoda de post-clasificare din GIS a fost realizată atât pentru datele LANDSAT cât și pentru datele SENTINEL 2, folosite în cele două faze ale proiectului;

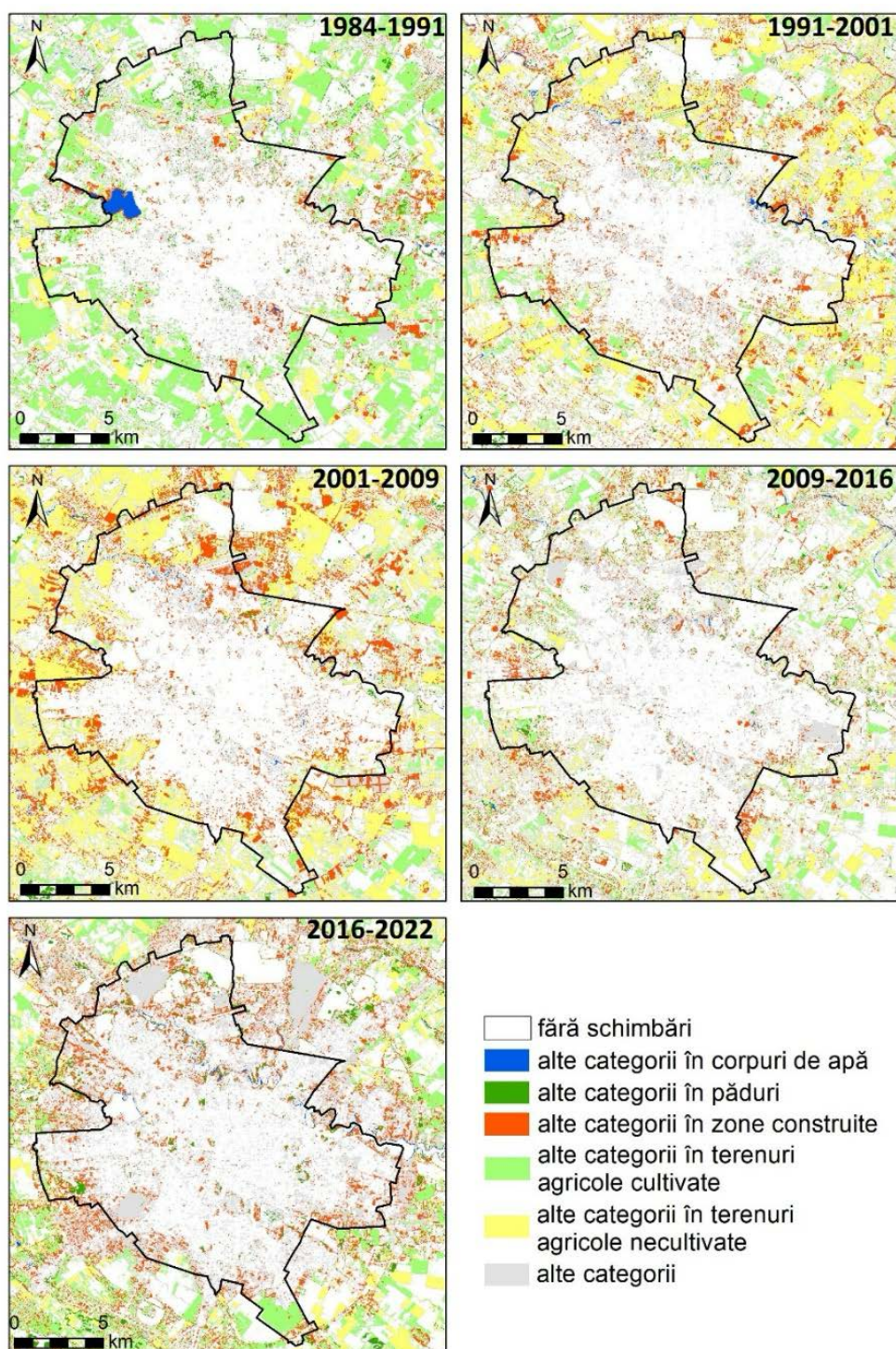
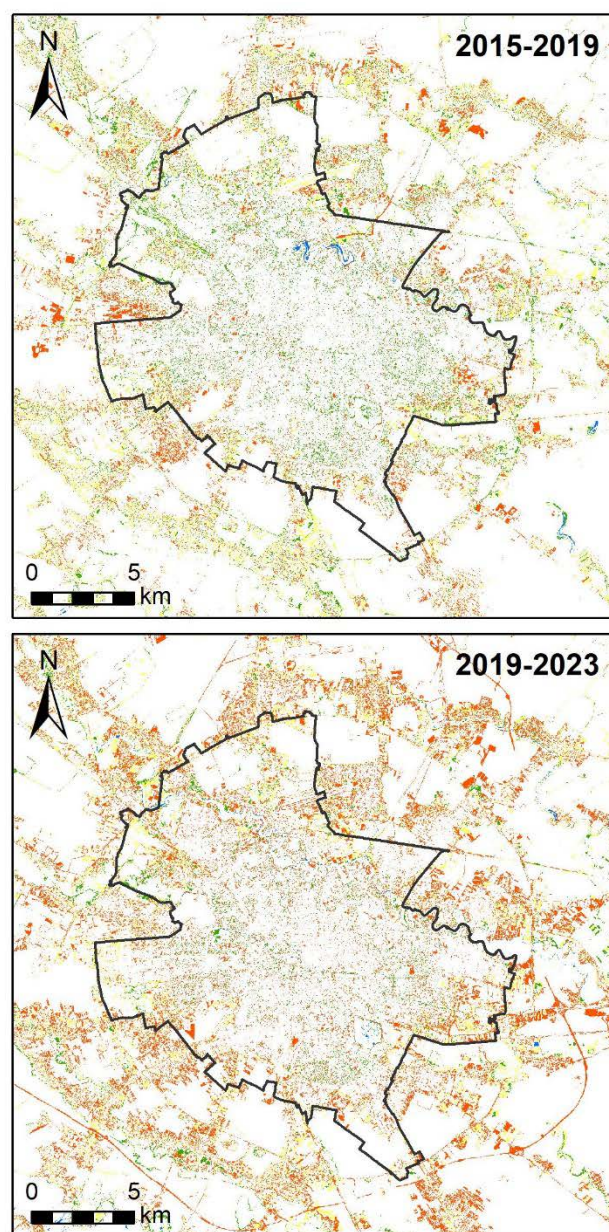


Fig. 10. Schimbarea utilizării terenurilor în arealul de studiu, pentru perioada 1984-2022



categorii de utilizare a terenului

- fără schimbări
- alte categorii în zone cu densitate mare de vegetație
- alte categorii în zone construite
- alte categorii în terenuri agricole
- alte categorii în corpuri de apă

Fig. 11. Schimbarea utilizării terenurilor în arealul de studiu, pentru perioada 2015-2023
 În faza a doua a fost realizată predicția schimbării utilizării terenului pentru anul 2023 și 2027. Predicția pentru anul 2023 a fost realizată în scopul validării simulării pe baza datelor, respectiv schimbărilor din/dintre anii 2015 și 2019.

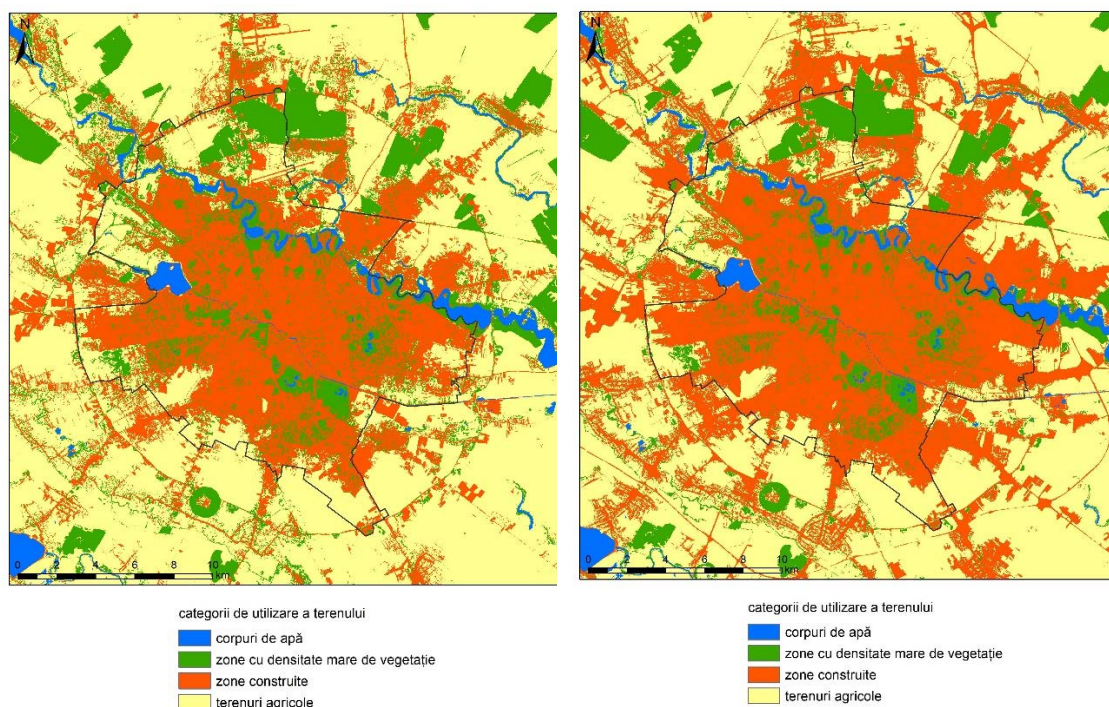


Fig. 12. Rezultatul simulării schimbărilor de teren pentru anii 2023 și 2029

Estimarea acurateții și/ sau corelații între parametrii – A fost realizată analiza relației dintre temperaturile la sol și imaginile clasificate;

Pentru a verifica acuratețea metodelor de clasificare a imaginilor satelitare, a fost realizată evaluarea metodei de acuratețe și a fost determinat și coeficientul Kappa.

Tabel 1. Valori ale acurateții generale și ale coeficientului Kappa ale clasificării datelor LANDSAT

utilizarea terenului/ coeficienți	1984		1991		2001		2009		2016		2022	
	Producător	Utilizator	Producător	Utilizator	Producător	Utilizator	Producător	Utilizator	Producător	Utilizator	Producător	Utilizator
corpuri de apă	86	100	90	100	86	97,7	88	97,8	90	100	92,0	100,0
păduri	100	100	98	98	88	100	92	97,9	92	95,8	90,0	97,8
zone construite	98	94,2	98	94,2	96	92,3	98	94,2	96	87,3	96,0	94,1
terenuri agricole cultivate	100	90,9	94	88,7	96	73,8	78	79,6	82	87,2	90,0	86,5
terenuri necultivate	98	98	86	86	84	93,3	96	84,2	98	89,1	96,0	87,3
acuratețea generală	96,4		93,2		90		90,4		91,6		92,8	
coeficientul Kappa	95,5		91,6		87,5		88		89,5		91,0	

Tabel 2. Valorile acurateții generale și ale coeficientului Kappa ale clasificării datelor SENTINEL 2

utilizarea terenului/coeficienți	2015		2019		2023	
	Producător	Utilizator	Producător	Utilizator	Producător	Utilizator
corpur de apă	100.0	96.0	100.0	96.0	98.0	98.0
zone cu densitate mare de vegetatie	100.0	92.0	97.8	90.0	95.8	92.0
zone construite	88.0	88.0	95.8	92.0	91.8	90.0
terenuri agricole	83.9	94.0	84.5	98.0	88.7	94.0
acuratețea generală	92.5		94		93.5	
coeficientul Kappa	90		92		91.3	

➤ Analiza corelației liniare între NDVI și valorile de temperatură la suprafața solului;

➤

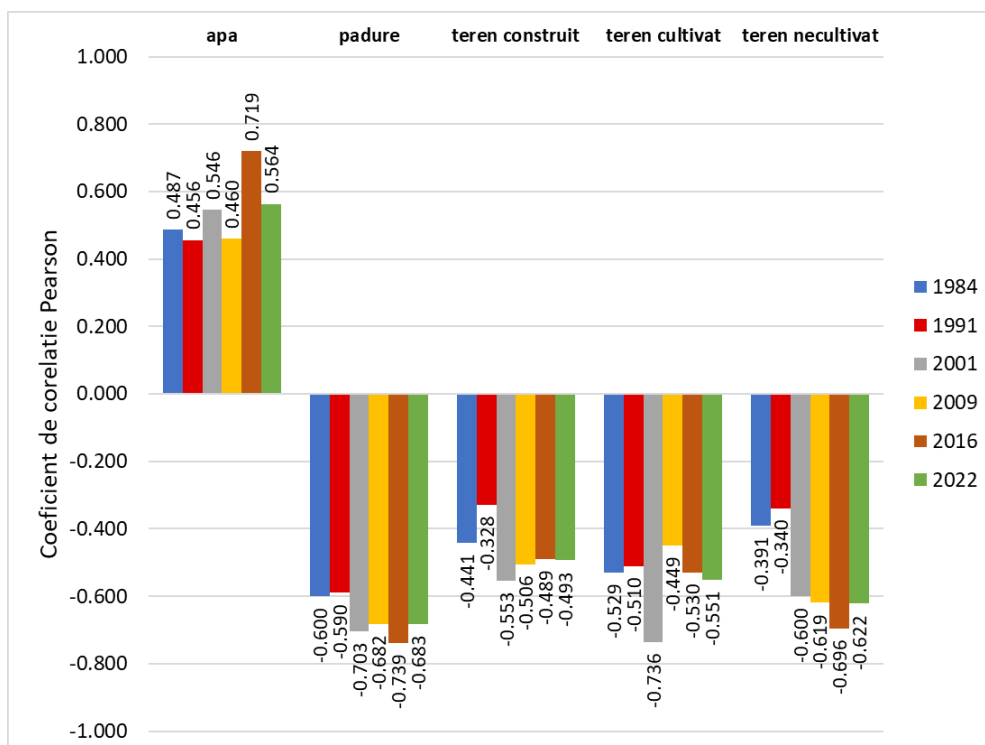


Figura 8. Relația dintre temperatura suprafeței solului (LST) și indicele de diferență normalizată al vegetației (NDVI), investigat în urma utilizării coeficientului de corelație Pearson

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 de 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.

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.

În anul 2023 au fost realizate studii care au făcut obiectul celor doua faze ale proiectului: **Faza 1: Analiza schimbării acoperirii și utilizării terenului folosind date de teledetecție și GIS și Faza 2: Predicția schimbării utilizării terenului folosind date de teledetecție.** Pentru atingerea obiectivelor proiectului au fost desfășurate activități corespunzătoare celor șase pachete de lucru ale proiectului, după cum au fost detaliate anterior.

În prima fază a proiectului, a fost analizată evoluția spațio-temporală a acoperirii și utilizării terenurilor (LULC - land use /land cover) pentru o perioadă lungă de timp și impactul acestor schimbări asupra insulei de căldură urbane (UHI – urban heat island), studiată aici prin intermediul parametrului numit temperatura la suprafață (Land Surface Temperature - LST). Studiul a vizat aria Municipiului București, capitala României și zonele sale învecinate, pentru realizarea sa fiind folosite date satelitare Landsat, colectate vara, care acoperă perioada 1984-2022 și tehnici GIS (Geographic Information System).

Pentru a fi atins obiectivul studiului, au fost selectate și utilizate date satelitare LANDSAT, captate în aceeași perioadă a anului (sfârșitul lunii iulie - începutul lunii august), în ani diferiți, de-a lungul unei perioade de 38 ani. Pe imaginile satelitare au fost realizate clasificări supervizate care împart tipurile de acoperire a terenului în 6 clase: corpuri de apă, păduri; zone construite, terenuri arabile cultivate, terenuri arabile necultivate și alte categorii. Ulterior, folosind tehnici GIS, a fost realizată o analiză care arată dinamica utilizării și acoperirii terenului, schimbări datorate în special contextului politic și economic al perioadei analizate. De asemenea, a fost pusă în evidență dinamica și interdependența a trei dintre categoriile de teren, obținute prin clasificare (terenuri agricole cultivate, terenuri agricole necultivate și zone construite) precum și influența acestor modificări asupra temperaturii la suprafață și implicit a insulei de căldură a Municipiului București.

Rezultatele au evidențiat ca până în 2022 a avut loc o creștere a suprafețelor construite și a celor denumite “alte terenuri” și o scădere a suprafețelor cultivate și a celor împădurite. De asemenea, s-a observat creșterea temperaturii suprafeței și o reducere a diferenței dintre temperatură medie a suprafeței urbane și cea a zonelor înconjurătoare orașului, fapt ce indică extinderea ariei pe care se manifestă fenomenul de insulă de căldură al Municipiului București.

În cea de a doua fază a proiectului a fost realizat un studiu care simulează viitoarele modificări ale LU/LC pe baza identificării șabloanelor de schimbare a LU/LC din zona extinsă a Municipiului București, care acoperă un domeniu de 30 x30 km. Pentru realizarea studiului au fost selectate și folosite imagini satelitare SENTINEL 2, din perioada verii, fără acoperire de nori, care cuprind perioada 2015-2023, din momentul lansării programului satelitar și până în prezent. Imaginile satelitare au fost clasificate în patru clase: corpuri de apă, zone cu densitate mare de vegetație, zone construite și terenuri agricole, folosind un algoritm de clasificare supervizată. Din procesarea datelor satelitare au rezultat hărți de acoperire a terenului precum și hărți de schimbare a acoperirii/utilizării terenului pentru perioadele 2015-2019 și 2019-2023. Acestea împreună cu date și hărți de adecvare au constituit datele de intrare în modelul de simulare a predicției schimbării utilizării/acoperirii terenului, modelul hibrid Celular Automata - Markov.

Validarea simulării cu datele clasificate pentru anul 2023 indică o reproducere a situației actuale cu acuratețe de 78%. În ceea ce privește simularea schimbării utilizării acoperirii/terenului pentru anul 2027 s-a observat păstrarea tendinței de extindere a categoriei de zone construite în detrimentul categoriei zone agricole, în timp ce pentru categoriile corpuri de apă și zone cu densitate mare de vegetație modificările proiectate sunt nesemnificative.

În concluzie, prin:

- selectarea zonei urbane și peri-urbane a Municipiului București ca areal de studiere a schimbării acoperirii/utilizării terenului, precum și de predicție a schimbării acoperirii/utilizării terenului, folosind date de teledetecție și GIS;
- realizarea completării bazei de date a proiectului cu date satelitare LANDSAT și SENTINEL 2, precum și cu date geospațiale din alte surse necesare studiilor corespunzătoare fazelor proiectului;

- procesarea datelor de teledetecție satelitară și a celor geospațiale cu ajutorul programelor GIS;
- simularea schimbării de utilizare/acoperire a terenurilor folosind modelul hibrid Celular Automata – Markov;
- determinarea acurateței clasificării terenurilor și acurateței simulării schimbărilor de utilizare a terenurilor;
- analiza relației dintre temperaturile la sol și imaginile clasificate;
- analiza corelației liniare între NDVI și valorile de temperatură la suprafața solului;
- generarea hărților de schimbare a acoperirii/utilizării terenurilor din zona test;
- generarea hărților de predicție a schimbării acoperirii/utilizării terenurilor în zona analizată - *activitățile aferente fazei 1: Analiza schimbării acoperirii și utilizării terenului folosind date de teledetecție și GIS și fazei 2: Predicția schimbării utilizării terenului folosind date de teledetecție ale proiectului au fost realizate în totalitate și obiectivele au fost îndeplinite.*

2.2 Proiecte contractate:

Cod obiectiv	Nr. proiecte contractate	Nr. proiecte finalizate	Anul 2023
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 :

	Cheltuieli (lei)
I. Cheltuieli directe	27.406.512
1. Cheltuieli de personal	22.985.711
2. Cheltuieli materiale și servicii	4.420.801
II. Cheltuieli Indirecte: Regia (maxim 43% din Total proiect/program)	22.160.387
III. Achiziții / Dotări independente	5.029.101
TOTAL (I+II+III)	54.596.000

4. Analiza stadiului de atingere a obiectivelor programului (descriere)

-proiectul PN 23 17 01 01-

Faza 1 vizează trei activități necesare identificării stadiului actual al aviației comerciale din punct de vedere al modului de eficientizare energetică și de reducere al emisiilor de carbon. În plus se urmărește studiul modalităților de creștere a eficienței energetice, a performanțelor, diminuarea gradului de poluare și identificarea de arhitecturi particulare pentru decolarea și aterizarea verticală.

În 2021, aviația contribuia cu peste 2% la emisiile globale de CO_2 , crescând cu mult mai rapid în ultimele decenii față de industria rutieră, feroviară sau maritimă. Pe măsură ce țările au eliminat din restricțiile impuse de Covid-19, emisiile de carbon din aviație în 2021 au atins aproximativ 720 Mt, recâștigând aproape o treime din scăderea față de nivelul din 2019 observat în 2020. În acest context se adoptă scenariului Net Zero by 2050 în urma Acordului de la Paris ce urmărește limitarea încălzirii globale la 1.5°C. Pentru a obține zero emisii nete de carbon sunt necesare măsuri tehnice aplicate carburanților, inovarea aeronavelor și a motoarelor și optimizarea activităților operaționale.

Se estimează că din 2005 până în 2030 tehnologiile inovatoare vor mări eficiența aeronavelor cu 30%. În timp ce toate avioanele utilizate în prezent au o configurație clasică aripă-fuselaj, noi concepte care presupun un consum de combustibil mai mic sunt considerate pentru viitor. Câteva asemenea configurații noi sunt aripa cu montan, aripa zburătoare, "double-bubble" și aripa Prandtl. Toate aceste concepte sunt mai eficiente și mai silențioase decât avioanele utilizate în prezent. Realizarea unor noi sisteme de propulsie revoluționare reprezintă un prim pas spre reducerea consumului de combustibil și diminuarea emisiilor de carbon. Printre aceste concepte se numără rotorul liber (fara carenă), sistemul de propulsie ultra-fan, ingestia stratului limită și propulsia electrică distribuită.

Dezvoltarea puternică a tehnologiilor de stocare a energiei și a motoarelor electrice din ultimii ani a dus la posibilitatea implementării acestora în domeniul aeronautic pentru a reduce atât costul operațional, cât și gradul de poluare. Totuși datorită faptului că aceste tehnologii nu au ajuns încă la maturitate, nu pot fi implementate pe orice tip de aeronavă. Chiar dacă tehnologiile de propulsie electrică nu au ajuns la maturitate tehnologică, acestea pot fi implementate în aviația ușoară de transport de până la 10 pasageri, în regim de mobilitate urbană sau regională, inter-city sau intra-city, cu servicii de tip taxi aerian. Întrebuințarea vehiculelor aeriene cu propulsie electrică pentru servicii de mobilitate aeriană pe distanțe reduse reprezintă cea mai bună alternativă datorită faptului că acest vehicule nu poluează chimic zonele locuibile precum orașele, prezintă un nivel de poluare fonică redusă, permit deplasarea rapidă datorită aglomerărilor rutiere, nu au nevoie de infrastructură scumpă precum celelalte mijloace de transport, prezintă un cost operațional redus, prezintă un grad de siguranță ridicat datorită spațiului tridimensional disponibil și altele. Pentru a facilita decolarea și aterizarea în spații restrânse precum zonele urbane, este nevoie ca aceste vehicule să prezinte opțiunea de decolare verticală similar elicopterelor, astfel vehiculele aeriene ce pot servi pentru mobilitate aeriană sunt aeronave eVTOL de tip aero-taxi.

Aeronavele eVTOL de tip aerotaxi reprezintă vehiculul optim ce soluționează problema transportului rapid și a aglomerărilor urbane cu tehnologiile existente permițând totodată costuri operaționale și emisii reduse. Datorită potențialului prezentat de aceste vehicule, s-a început deja dezvoltarea a diferite configurații de vehicule eVTOL ce prezintă diferite caracteristici: număr de pasageri, autonomie, configurație și altele. Printre principalii dezvoltatori se enumeră atât companii de prestigiu precum: Airbus, Pipistrel sau Bell, cât și companii start-up precum: Beta Technologies, Lilium, Ehang și OverAir sau companii ce s-au extins și în acest domeniu precum: Hyundai sau Honda.

Faza 2 vizează dezvoltarea capacităților de proiectare conceptuală și preliminară utilizând algoritmi de optimizare pentru aeronave eficiente energetic. Prin urmare, această fază cuprinde trei activități principale ce constau în dezvoltarea metodologiilor de

parametrizare pentru geometri aeronautice, identificarea și implementarea condițiilor de optimizare și respective demonstrarea metodologiilor propuse prin dezvoltarea de aplicații.

În prima activitate a acestei faze, Dezvoltare metodologii de parametrizare a geometriilor aeronautice și de automatizare a soluționării aerodinamice a acestora utilizând programe dedicate de analiză, s-au prezentat metodologiile de parametrizare dezvoltate pentru profile aerodinamice, pentru aripi și pentru fuzelaje, pentru fiecare dintre acestea fiind prezentate cel puțin câte două tehnici de parametrizare. În plus, în cadrul acestei activități s-au prezentat modelele de calcul utilizate pentru caracterizarea aerodinamică a vehiculelor studiate, acestea bazându-se pe modele semi-empirice, model potențial și model RANS, și respectiv s-au prezentat procesele de optimizare utilizate bazate pe algoritmii Differential Evolution și Genetic Algorithm.

În cea de-a doua activitate a acestei faze, Identificare și implementare a condițiilor de optimizare, a constrângerilor și a funcțiilor obiectiv necesare obținerii unor configurații performante fezabile, au fost identificate principalele regimuri de optimizare pentru o aeronavă convențională de transport, au fost prezentate constrângerile utilizate, specifice vehiculelor aeronautice, acestea fiind de tip egalitate sau inegalitate, și respectiv au fost prezentate funcțiile obiectiv utilizate, împărțite în funcții mono-obiectiv, funcții compuse și multi-obiectiv. Astfel în cea de-a doua activitate s-au stabilit ipotezele specifice de lucru ale problemei aerodinamice ce constă în alegerea regimului de optimizare, a constrângerilor impuse și a funcției obiectiv.

În cea de-a treia activitate a fazei curente, Demonstrarea metodologiilor de parametrizare și a metodei de optimizare pentru cel puțin o clasă relevantă de aeronavă, au fost prezentate aplicații ale metodologiilor dezvoltate pentru diferite cazuri și anume: Optimizarea profilelor aerodinamice în regim subsonic și transonic, Optimizarea aripii în regim subsonic și transonic și respectiv optimizarea unei configurații de aeronavă de transport.

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.

-proiectul PN 23 17 01 02-

Principalele obiective ale acestui proiect pentru anul 2023 au fost:

1. Configurarea și optimizarea unui sistem de calcul HPC de tip cluster la aplicațiile CFD de casă, SU2 și OpenFoam
2. Ecologizarea capacității de supercomputing la nivel de departament

În concluzie, activitățile celor 2 faze din anul 2023 au fost realizate în totalitate și obiectivele celor 2 faze din anul 2023 au fost îndeplinite.

-proiectul PN 23 17 02 01

Activitățile desfășurate în anul 2023 au fost dedicate îndeplinirii parțiale a trei obiective ale proiectului și anume:

O1) „Generarea unor baze de date privind metode de calcul folosite în dinamica zborului vehiculelor aerospațiale”

O2) „Proiectarea unor proceduri de calcul în mediu cibernetic care să permită creșterea semnificativă a productivității în domeniul analizei dinamicii, stabilității și controlului sistemelor aerospațiale”

O4) "Daca este necesară sintetizarea unor aplicatii software"

Proiectul a fost conceput ca in fiecare an sa abordeze atat in mod teoretic cat si practic o alta etapa a procesului iterativ ce are ca rezultat final determinarea si validarea legilor de control al vehiculelor aeriene optional pilotate. Ca urmare cele patru obiective ale proiectului sunt menite a fi indeplinite 100% la sfarsitul proiectului. In anul 2023 au fosrt indeplinite in proportie de 25% obiectivele O1, O2 si O3 mentionate mai sus prin abordarea problematii privind determinarea caracteristicilor geometrice, inertiae si aerodinamice ale unei aeronave.

-proiectul PN 23 17 02 02

Activitatea 1. Evaluarea tehnicilor si metodelor moderne de analiza aplicate sistemelor autonome de control a zborului

Țintele și indicatorii de realizare mentionati in propunerea de proiect pentru aceasta etapa au fost: realizarea raportului tehnic. Activitatile au fost realizate in totalitate si obiectivul etapei a fost indeplinit.

Activitatea 2. Definirea arhitecturii sistemului

Țintele și indicatorii de realizare mentionati in propunerea de proiect pentru aceasta etapa au fost: realizarea raportului tehnic. Activitatile au fost realizate in totalitate si obiectivul etapei a fost indeplinit.

-proiectul PN 23 17 02 03

Obiectivul Fazei 1 a proiectului, intitulata „Evaluarea la zi a tehnologiilor de crestere a sigurantei zborului prin metode de mentenanta preventiva, de fault detection si de control activ” a fost de a defini, evalua, si selecta metodologii de crestere a sigurantei zborului aplicabile in proiect. In corelare cu tintele mentionate, au fost circumscrise urmatoarele:

- a) o metodologie de mentenanta predictiva cu aplicatie in cazul coroziunii structurilor*
- b) o metodologie FDD cu lege de tip backstepping, cu aplicatie pe servomecanismul hidraulic*
- c) metodologii robuste de control activ, de tip H^∞ si LQG/LTR.*

De remarcat interesul crescut al comunitatii stiintifice pentru dezvoltarea de noi metode care sa a) prelungeasca durata de functionare a unui sistem/ansamblu in conditii conforme, b) sa identifice si sa localizeze defectiunile, c) sa prezica problemele ce pot aparea intr-un orizont de timp scurt in modul de functionare al sistemului monitorizat, d) sa minimizeze costurile de intretinere. Din multiplele metode existente, tinand cont de evolutia tehnologica, cele mai potrivite pentru o astfel de misiune complexa sunt cele ce tin de retele neuronale. Acestea cuprind un vast domeniu de cunoastere, sunt antrenabile, adaptive pentru cat mai multe scenarii, fiabile. Totodata, sinteza unor legi de control robuste este definitorie pentru asigurarea si optimizarea sigurantei zborului.

Obiectivul Fazei 2 a proiectului, intitulata „ Alegerea si optimizarea strategiilor adecvate in termeni de fezabilitate a proiectului” a consatt in conturarea anumitor strategii adecvate de mentenanta preventiva, predictiva, fault detection, control fault-tolerant, control activ in termeni de fezabilitate a proiectului.

Au fost realizate urmatoarele:

- a) studiu aprofundat despre fiabilitatea sistemelor*
- b) studiu aprofundt despre sisteme redundante*
- c) tehnici de mentenanta preventive*
- d) tehnici de detectie a defectlor pe baza utilizarii filtrului Kalman extins*
- e) metoda entropiei in detectia defectelor*

- f) proiectarea unui clasificator de defecte utilizand modele matematice*
- g) dezvoltarea unor alte metode de diagnoza a defectelor bazate pe modelarea proceselor: reziduul, relatia de paritate, estimarea parametrilor, observatory*
- h) dezvoltarea unui sistem de control active*
- i) integrarea procedurilor intr-o conceptie unitara*
- j) aplicatii la servomecanisme hidraulice si aripa de avion*

-proiectul PN 23 17 03 01

În cadrul planului proiectului, construirea acestor strategii strategiilor de implementare a conceptelor se face gradual, fiecare an al avansarii proiectului reprezentand o noua etapa de consolidare a traseului de atingere a tintelor vizate, în acest prim an tinta fiind Consolidarea aspectelor tehnico-stiintifice legate de definirea, realizarea si caracterizarea materialelor inteligente in vederea utilizarii lor in zone critice ale aeronavelor, ce impun modelarea comportamentului materialelor implicate in functie de stimulii/solicitarile din mediu (ex: solicitari mecanice, electrice, electromagnetice etc). Aceasta a fost atinsă cu succes, toate activitatile din cadrul fazelor fiind indeplinite si finalizate dupa cum urmează.

Prima faza a proiectului are ca obiectiv realizarea unui studiu documentar ce cuprinde o sinteză a principalelor cercetări în domeniul materialelor ce stau la baza structurilor inteligente, punând accent pe principalele aplicații pe care proprietățile lor le pot deservi.

Atingerea obiectivului fazei 1 s-a realizat prin construirea temeinică a etapelor ce au dus la consolidarea studiului documentar, prin intermediul unor rezultate preconizate anterior:

- Realizarea unei ample evaluari a literaturii de specialitate din domeniul materialelor inteligente, accesand toate tipurile de surse disponibile (articole in jurnale de specialitate, carti, capitole de carte, proceedings ale conferintelor din domeniul, teze de doctorat, articole in reviste tehnice, studii realizate de catre companii industriale etc)
- Consolidarea aspectelor tehnico-stiintifice disponibile in literatura de specialitate legate de definirea, realizarea si caracterizarea materialelor inteligente in vederea utilizarii lor in zone critice ale aeronavelor, ce impun modelarea comportamentului materialelor implicate in functie de stimulii/solicitarile din mediu (ex: solicitari mecanice, electrice, electromagnetice etc);
- Identificarea oportunitatilor tehnice existente pe piață pentru utilizarea durabila a materialelor si a tehnologiilor de varf cu aplicatii in protectie, aparare si securitate

Cea de a doua fază are ca obiectiv realizarea un studiu documentar amplu privind potențialul aplicării materialelor inteligente (ale căror proprietăți au fost descrise pe larg în etapa precedentă) în industria aeronautică și aerospațială, identificând principalele zone din structurile aeronavelor în care materialele convenționale pot, sau este indicat a fi înlocuite în vederea obtinerii unor structure inteligente.

Atingerea obiectivului fazei a 2-a s-a realizat prin construirea temeinică a etapelor ce au dus la consolidarea studiului documentar, prin intermediul unor rezultate preconizate anterior:

- Realizarea unei ample evaluari a literaturii de specialitate din domeniul materialelor inteligente cu aplicabilitate în industria aeronautică, accesand toate tipurile de surse disponibile precum articole in jurnale de specialitate, carti, capitole de carte, proceedings ale conferintelor din domeniul, teze de doctorat, articole in reviste tehnice, studii realizate de catre companii industriale si chiar surse care să ateste existenta utilizarii în aviație a materialelor inteligente.

- Consolidarea aspectelor tehnico-stiintifice disponibile in literatura de specialitate legate de principalele zone cheie din domeniul aviației, în special din structura aeronavelor în care cerintele tehnice deosebite ar putea fi îndeplinite cu o eficiență mai ridicată dacă în locul materialelor convenționale s-ar utiliza materialele inteligente identificate și prezentate pe larg în etapa precedentă;

- Identificarea oportunitatilor tehnice existente pe piață pentru utilizarea durabila a materialelor si a tehnologiilor de varf cu aplicatii in aviație precum si identificarea principalelor categorii de materiale ce pot fi utilizate ca materii prime cu rol de matrice polimerica, agent de ranforsare, agenti de modificare in metodologiile de dezvoltare a materialelor inteligente din cadrul proiectului

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.

-proiectul PN 23 17 03 02

Toate activitățile planificate pentru etapele anului 2023 ale proiectului au fost realizate cu succes, întrunindu-ne în totalitate obiectivele propuse. În această perspectivă, am abordat cu succes realizarea unui studiu exhaustiv privind metodologiile de testare avansate pentru materialele inteligente utilizate în industria aviatică. În plus, am efectuat o analiză detaliată a metodelor de investigare aplicate asupra acestor materiale în cadrul structurilor complexe. Prima etapă a proiectului, denumită "Metode moderne de testare a structurilor aviatice supuse la solicitări statice și dinamice", a constituit un demers exhaustiv pentru înțelegerea și aplicarea metodelor moderne de testare în condiții variate. Etapa a doua, intitulată "Definirea metodologiilor de testare mecanică a structurilor complexe în vederea certificării", a avut drept scop consolidarea cunoștințelor noastre și dezvoltarea unor metode specifice pentru certificarea structurilor complexe, luând în considerare solicitările mecanice. Aceste etape reprezintă un avans semnificativ în domeniul cercetării noastre, contribuind la îndeplinirea cu succes a obiectivelor strategice stabilite pentru proiect.

-proiectul PN 23 17 03 03

Consideram ca echipa implicata in desfasurarea proiectului si-a indeplinit obiectivele. Activitatile de achizitie au fost transferate departamentelor specifice din Institut.

-proiectul PN 23 17 04 01

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

- o Dezvoltarea unor tehnologii avansate privind elaborarea de metode de realizare prin fabricare aditiva DED dedicate pentru grupuri țintă de materiale metalice și nemetalice vizate.

- o Elaborarea și evaluarea conceptului de inginerie digitalizată în vederea automatizării și standardizării metodelor de fabricare aditiva.

- o Studii avansate privind caracterizarea și optimizarea produselor elaborate prin metode de fabricare aditivă.

- o Dezvoltarea de noi produse High-Tech prin realizarea de structuri spațiale 3D folosind tehnici de fabricarea aditiva.

o Cercetări privind dezvoltarea de straturi de protecție pentru aplicații tribologice prin durificări de suprafață controlată.

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

-proiectul PN 23 17 04 02

Atingerea obiectivelor fazelor din anul 2023 s-a realizat prin construirea temeinică a etapelor ce au dus la consolidarea studiului documentar, prin intermediul unor rezultate preconizate anterior:

- Realizarea unei ample evaluări a literaturii de specialitate din domeniul materialelor inteligente, accesând toate tipurile de surse disponibile (articole în jurnale de specialitate, cărți, capitole de carte, proceedings ale conferințelor din domeniul, articole în reviste tehnice, studii realizate de către companii industriale etc)
- Consolidarea aspectelor tehnico-stiințifice disponibile în literatura de specialitate legate de definirea, realizarea și caracterizarea materialelor reciclate în vederea utilizării lor ulterioare în funcție de proprietățile materialelor rezultate;
- Identificarea oportunităților tehnice existente pe piață pentru utilizarea durabilă a materialelor și a tehnologiilor de reciclare astfel încât să poată fi utilizate adecvat în funcție de proprietățile lor.

Atingerea obiectivelor propuse în proiect înseamnă, în primul rând, dezvoltarea și consolidarea capacităților științifice și tehnologice în vederea îmbunătățirii performanțelor instituționale cu scopul de a produce, analiza și testa noi materiale obținute prin reciclarea componentelor metalice sau compozite ale avioanelor, dar și realizarea unei baze de date în vederea certificării acestora și utilizării corespunzătoare în funcție de caracteristicile lor mecanice, termice și de rezistență la uzură.

În cadrul celor două etape au fost abordate și realizate cu succes și în totalitate activitățile prevăzute și au fost îndeplinite toate obiectivele.

-proiectul PN 23 17 04 03

Rezultatele estimate și realizate conform obiectivului 1 pe 2023 ca urmare a implementării proiectului propus sunt strâns legate de extinderea capacităților de cercetare aerospațială și creșterea competitivității INCAS pe plan național și european. Noile capacități dobândite în domeniul spațial vor putea fi consultate în livrabilele ce au rezultat la sfârșitul fiecărei faze pe parcursul desfășurării proiectului în anul 2023.

S-au elaborat și s-au livrat următoarele:

- L1 : Raport tehnic "Construcția logicii matematice pentru achiziția de date și a domeniilor de interacțiuni eveniment - observator și eveniment – spațiu-timp, aferent fazei 1; ținte și indicatori de realizare: Raport Tehnic, Conferință, IPR;
- L2 : Raport tehnic "Construcția memoriei artificiale evolutive" , aferent fazei 2; ținte și indicatori de realizare : Raport Tehnic, Metodologii Bază de Date;

O parte din rezultate au fost prezentate de autorul Eduard Popa în WS „Strategic background for a European Flying Test Bed”, EREA initiative, in line with ACARE’s Fly The Green Deal goals, 1 martie 2023. Acestea sunt în parte preluate în strategia europeană de cercetare în domeniul aeronautic.

O altă parte a rezultatelor cercetărilor s-au concretizat în elaborarea a 3 programe software, dintre care unul a fost înregistrat Copyright la ORDA, iar alte 5 programe au fost actualizate ca înregistrări ORDA cu drepturi de autor, autor Eduard Popa.

În final, s-au obținut două Certificate de Înregistrare OSIM pentru două modele industriale, precum și trei Hotărâri de Admitere spre Publicare a OSIM pentru Desene Industriale, autori fiind : Eduard Popa, Ion Grujdin și Radu Blideran.

În concluzie, rezultatele fazelor derulate în anul 2023 au depășit cu mult pe cele estimate în propunerea de proiect. Acest fapt creează bune premise pentru perfecționarea și dezvoltarea metodelor și calculelor de concepție și proiectare cu aplicativitate duală, mai ales în noul context geopolitic din prezent.

-proiectul PN 23 17 04 04

Scopul și obiectivele fazelor 1 și 2 cu denumirea "Concepția sistemului de propulsie", Cod: PN 23 17 04 04 (23-027/1 PN), respectiv (23-027/2 PN) au fost îndeplinite în totalitate ceea ce permite continuarea fazelor următoare.

În urma proceselor de analiză și a calculelor de pre dimensionare și performanță, s-a dezvoltat o concepție de sistem funcțional de propulsie electrică cu pilă de hidrogen și acumulatori, pentru echiparea pe o aeronavă din categoria CS23.

Rezultatele obținute cuprind:

- definirea conceptului pentru sistemul de propulsie cu motor electric alimentat cu pilă de combustie cu hidrogen și acumulatori Li-ion;
- stabilirea arhitecturii standului de probă;
- dezvoltarea soluției tehnice pentru configurația sistemelor de propulsie, alimentare, comandă și control și a standului de probă;
- prezentarea metodologiei de calcul.

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

-proiectul PN 23 17 05 01

Activitățile realizate au contribuit la realizarea fazelor 1 și 2. Faza nr.1, denumită și capacitate de testare a sistemelor de propulsie pentru machete active, a fost realizată integral prin extinderea capacității de testare a sistemelor de propulsie dedicate machetelor active de noua generație, prin dezvoltarea unui ansamblu ce permite măsurarea parametrilor (forță, presiuni, temperaturi). Una dintre activități a avut ca scop realizarea proiectului cadrului și analiza structurală. Au fost analizate două cazuri, unul în care motorul generează o forță de tracțiune (de exemplu motor cu elice) și un caz în care motorul generează o forță de împingere (motor cu jet). Pentru ambele cazuri s-a folosit o forță de 5000 N considerată a fi acoperitoare pentru o multitudine de posibile aplicații specifice machetelor testate în ambele tunele aerodinamice. Alte activități desfășurate în cadrul fazei au constat în stabilirea și achiziționarea de senzori necesari pentru instrumentarea bancului de teste pentru motoare miniaturale de tipul menționat mai sus dar și o parte din tehnica de calcul necesară pentru prelucrarea datelor experimentale. Totodată, pentru achiziția datelor a fost dezvoltat un program software dedicat ce realizează conexiunea dintre plăcile specializate și un calculator. Pentru prelucrarea și vizualizarea datelor s-a dezvoltat alt program folosind mediu de programare Labview. Faza nr. 2, denumită și cercetări avansate

pentru simulatoare cu jet cald, a fost realizata integral, prin evidentierea unei parti teoretice in care s-au definit ajutajele convergent-divergente, precum si rolul acestora. De asemenea, s-a facut un studiu amanuntit in ceea ce priveste curgerea fluidului prin ajutoraj, in care s-au detaliat model aerodinamic, ecuatiile de tractiune, precum si teoria undelor de soc care se formeaza dupa ce curgerea paraseste ajutorajul. Tot in aceasta faza de proiect s-au construit in softul ANSYS Design Modeler 6 tipuri de ajutoraje convergent-divergente, in care difera diametrul sectiunii critice si cel de iesire. Pentru aceste tipuri de ajutoraje C-D s-au realizat grilele de discretizare cu ajutorul softului ANSYS Meshing, unde s-a pus accentul pe construirea unei grile mai fine in avalul ajutorajului C-D pentru a obtine rezultate cu precizie mai buna. Problema de curgere pentru fiecare caz de geometrie a fost rezolvata cu ajutorul softului ANSYS Fluent in care s-au efectuat mai multe simulari CFD, pentru doua presiuni de intrare (25 bar si 26.75 bar), 10 contrapresiuni (0.05 bar, 0.08 bar, 0.76 bar, 0.827 bar, 0.88 bar, 0.94 bar, 1 bar, 1.05 bar, 1.62 bar si 1.75 bar), in care fluidul de curgere este apa in stare de vapori. Fluidul a fost considerat ca fiind ideal. Conform rezultatelor simularilor numerice, s-a putut observa faptul ca la iesirea din ajutorajul C-D, se formeaza doua tipuri de unde de soc (oblica si normala), acestea fiind insotite de unde de expansiune. S-a mai putut observa faptul ca intre undele de soc formate si undele de expansiune s-a format o zona de recirculare, numita si inel de vartej, in care curgerea se afla in regim subsonic. Conform teoriei, undele de soc reprezinta o scadere brusca a presiunii. Aceasta scadere brusca de presiune a fost pusa in evidenta pentru fiecare caz analizat. Un alt lucru demn de puctat este faptul ca pentru anumite cazuri, in care diametrul sectiunii de iesire creste, se formeaza mai multe unde de soc, ceea ce duce la aparitia mai multor inele de vartej. Cu ajutorul rezultatelor obtinute s-a calculat tractiunea pentru fiecare caz imparte pentru a scoate in evidenta cazul de ajutoraj convergent-divergent pentru care se obtine cea mai buna tractiune. Potrivit rezultatelor, cea mai mare tractiune se obtine pentru al saselea caz, in care diametrul sectiunilor critice si de iesire sunt mari, cu mentiunea ca contrapresiunea sa fie mica (0.05 bar si 0.08 bar). Activitatile desfasurate in cadrul acestor etape contribuie la obiectivul general al proiectului care are in vedere dezvoltarea tehnologii de testare menite sa vina in sprijinul economiei spatiale.

-proiectul PN 23 17 05 02

Obiectivul primei faze este sa identifice problematica curentă a conceptelor de testare în zbor, provocările majore și problemele tehnologice pentru dezvoltarea aeronavelor. Acesta fază raspunde cerințelor pentru dezvoltarea echipamentelor specializate necesare pentru testarea comportamentului și sistemelor aeronavelor. În această fază se dorește un studiu asupra sistemelor de instrumentare, dezvoltate folosind senzori și sisteme de achiziție de date. Aceste date sunt prelevate în timpul testării și evaluării unei aeronave și sunt validate pentru acuratețe și analizate înainte dea fi transmise grupurilor de inginerie de specialitate pentru îmbunătățirea performanțelor vehiculului în procesul de dezvoltare al aeronavelor.

Faza 2 urmărește realizarea unui studiu asupra evoluțiilor tehnologice și perspectivelor în dezvoltarea aeronavelor prin prisma procesul de proiectare și optimizare a vehiculelor. Faza 2 identifica în procesul de proiectare o metoda folosită pentru a echilibra multe cerințe concurente și exigente pentru a produce o aeronavă ușoară, economică și care poate transporta o sarcină utilă adecvată, fiind în același timp suficient de fiabilă pentru a zbura în siguranță pe durata de viață a aeronavei. Similar cu aceasta metoda, dar mai exigenta decât procesul obișnuit de proiectare este procesul de optimizarea a aeronavelor, o tehnica iterativă, implicând compromisuri de natura structurala. Faza de testare în zbor poate varia

de la testarea unui singur sistem nou pentru un vehicul existent până la dezvoltarea și certificarea completă a unei noi aeronave. Prin urmare, durata unui anumit program de test de zbor poate varia de la câteva săptămâni la mulți ani în funcție de conceptele și metodele de testare prin prisma procesul de proiectare și optimizare a aeronavei.

Atingerea obiectivelor se realizează prin identificarea unei metode de testare în zbor din literatura de specialitate pentru modele demonstrative la scară, care să răspundă la problematica curentă a conceptelor de testare, provocările majore și problemele tehnologice pentru dezvoltarea aeronavelor. Aceste faze răspund cerințelor pentru dezvoltarea echipamentelor specializate necesare pentru testarea comportamentului și sistemelor aeronavelor. Prezentarea rezultatelor cercetării se face într-un raport tehnic.

-proiectul PN 23 17 06 01

Activitățile sau desfășurate în condiții bune pentru atingerea obiectivelor 1 și 2 din cadrul proiectului: Tehnologii de ultimă generație pentru sisteme ATM (Air Traffic Management): Trajectory Based Operation (TBO) și AI & Data Analytics pentru sistemul ATM.

-proiectul PN 23 17 06 02

În urma îndeplinirii obiectivelor etapelor din acest an, s-a realizat selectarea unui concept de eVTOL care va fi analizat și optimizat ulterior. Conceptele pentru bancul de testare au fost dezvoltate în strânsă legătură cu obiectivul principal al proiectului.

De asemenea în urma studiilor efectuate s-a selectat un concept de control autonom eVTOL și sistem de control banc testari.

Toate aceste concepte vor fi analizate și optimizate în etapele următoare.

-proiectul PN 23 17 06 03

Obiectivele fazelor în 2023 care au fost îndeplinite:

- Identificarea conceptelor tehnologice existente pentru sistemul UTM;
- Analizarea regulamentelor în vigoare pentru U-Space și întocmirea unui set minim de cerințe;
- Identificarea conceptelor tehnologice existente privind arhitectura și interfețele U-Space;
- Analizarea componentelor tehnice și infrastructura necesară pentru a facilita operarea sigură și eficientă a vehiculelor aeriene fără pilot în AAM.

Prin parcurgerea celor două faze s-a realizat primul obiectiv specific al proiectului component și anume, Identificarea și analizarea cerințelor regulamentare existente pentru U-Space și studierea noilor idei, tehnologii și concepte privind mobilitatea aeriană urbană.

Obiectivele propuse pentru anul 2023 au fost îndeplinite în totalitate cu succes. Indicatorii de performanță preconizați au fost atinși, iar în plus, s-a realizat publicarea unui articol indexat în Web of Science, aducând o contribuție semnificativă proiectului component PN 23 17 06 03.

-proiectul PN 23 17 07 01

Obiectivul general al proiectului propus, cu titlul "Tehnologii avansate de control pentru aplicații spațiale robotizate" este sinteza și implementarea legilor de control pentru vehicule cu aterizare și decolare verticală. Se urmărește dezvoltarea și implementarea unui algoritm numeric de planificare on-line a traiectoriei, prin rezolvarea unei probleme convexe de control optimal din punct de vedere al consumului de combustibil.

Obiectivele proiectului ce se referă la creșterea expertizei de a concepe, de a realiza fizic și de a testa.

Obiectivul specific 1. Sinteza modelelor matematice complexe cu grad înalt de fidelitate, pentru dinamica vehiculelor cu aterizare/decolare verticală și pentru dinamica relativă dintre doi sateliți; determinarea și implementarea algoritmilor de control aferenți modelelor matematice dezvoltate. Pentru sistemele mecatronice de andocare scopul este realizarea unei misiuni de recuperare a unui satelit nefuncțional, misiune realizată la nivel de laborator.

Obiectiv specific 2. Dezvoltare de software și hardware necesare realizării unor misiuni spațiale în condiții de laborator. Se are în vedere sinteza controlului robust în realizarea unei misiuni autonome de zbor, deoarece modelul matematic al vehiculului conține și incertitudini inerente.

Obiectivul specific 3. Validarea tehnologiilor de control prin teste de zbor și încercări experimentale în laboratorul spațial. Pentru aplicația spațială proiectul utilizează structura existentă a institutului și urmărește pe termen lung extinderea capacităților de testare prin simulări de tip hardware in the loop pentru sisteme care vor fi implicate în aplicații spațiale.

Obiectivul principal al primelor două etape de a dezvolta un algoritm numeric in house pentru rezolvarea problemei de dirijare optimală în faza de aterizare a fost atins. Soluția a fost calculată în Matlab și pe calculatorul de bord.

Sunt necesare modificări ale software-ului de zbor existent astfel încât acest algoritm să fie inclus în diagrama din figura 18. Se caută implementarea în paralel, mai exact algoritmul să ruleze pe unul din cele patru nuclee ale procesorului din calculatorul de bord.

Din punct de vedere al testelor de zbor, traiectoria de referință este o treaptă de altitudine filtrată. Așa cum se poate vedea din figura 22, sistemul de control trebuie îmbunătățit pentru menținerea traiectoriei în plan lateral.

-proiectul PN 23 17 07 02

În cadrul raportului tehnic intitulat „Studiu privind principalele aspecte necesare proiectării preliminare a soluțiilor constructive corespunzătoare microlansatoarelor spațiale reutilizabile”, aferent Fazei 1 / 2023, au fost sintetizate o serie de studii privind principalele aspecte necesare proiectării preliminare a soluțiilor constructive corespunzătoare microlansatoarelor spațiale reutilizabile.

A fost definită metodologia de concepție aferentă proiectării preliminare a unui microlansator reutilizabil, fiind necesară o extensie a uneltelor de calcul bazate pe procedeele numerice de tip optimizare disciplinară și multidisciplinară (OMD) dezvoltate în cadrul INCAS, acestea fiind momentan utilizate doar pentru generarea conceptelor de lansatoare clasice, nereutilizabile.

Adaptarea algoritmului OMD prezentat în lucrare (detaliat în capitolul 2) pentru generarea conceptelor de microlansatoare reutilizabile se va face treptat, capacitățile uneltei dezvoltate crescând prin implementarea rezultatelor obținute pe parcursul elaborării celorlalte faze ale proiectului.

Pe parcursul elaborării raportului tehnic s-a urmărit îndeplinirea cu succes a tuturor celor 5 activități propuse, fiind alocat câte un capitol individual pentru fiecare activitate, astfel:

- Activitatea 1.1 (Detalierea algoritmului de optimizare multidisciplinară) este implementată cu succes în cadrul capitolului 2;

- Activitatea 1.2 (Definirea unui concept de microlansator clasic) este implementată cu succes în cadrul capitolului 3;
- Activitatea 1.3 (Impactul combustibilului utilizat asupra caracteristicilor lansatorului) este implementată cu succes în cadrul capitolului 4 ;
- Activitatea 1.4 (Definirea conceptului de reutilizabilitate în contextul microlansatoarelor) este implementată cu succes în cadrul capitolului 5;
- Activitatea 1.5 (Identificarea direcțiilor de cercetare necesare extinderii capabilităților algoritmului de optimizare multidisciplinară pentru generarea conceptelor de lansatoare reutilizabile) este implementată cu succes în cadrul capitolului 6.

În cadrul raportului tehnic intitulat „Analiza fenomenelor aerotermodinamice specifice recuperării lansatorului. Analiza reintrării în atmosferă a treptelor”, aferent Fazei 2 / 2023, au fost expuse principalele aspecte necesare studiului reintrării în atmosferă, atât distructivă, cât și nedistructivă a unui microlansator.

Au fost realizate studii numerice privind analiza reintrării în atmosferă, atât distructivă (subcapitolul 2.4), cât și nedistructivă (subcapitolul 2.5) a treptelor constituite ale vehiculelor de tip microlansatoare spațiale reutilizabile, studii necesare cuantificării efectelor aerotermodinamice specifice recuperării microlansatorului. Pe baza metodologiilor de calcul dezvoltate, sunt realizate unelte computaționale specifice analizei reintrării vehiculelor în atmosferă (produse informatice). Au fost, de asemenea, utilizate tehnici de înaltă fidelitate de tip CFD pentru a se realiza o analiză detaliată a retropropulsiei (capitolul 3), fiind dezvoltate baze de date numerice cu încărcarea termică ce apare pe pereții treptei inferioare.

Pe parcursul elaborării raportului tehnic s-a urmărit îndeplinirea cu succes a tuturor celor 3 activități propuse, fiind alocat câte un capitol / subcapitol individual pentru fiecare activitate, astfel:

- Activitatea 2.1 (Analiza reintrării în atmosferă a treptelor inferioare) este implementată cu succes în cadrul capitolului 2 (subcapitolul 2.5) și a capitolului 3 (subcapitolul 3.6);
- Activitatea 2.2 (Studiu asupra provocărilor retropropulsiei utilizând modele de înaltă fidelitate de tip CFD) este implementată cu succes în cadrul capitolului 3;
- Activitatea 2.3 (Analiza reintrării în atmosferă a treptei superioare) este implementată cu succes în cadrul capitolului 2 (subcapitolul 2.4) ;

Conform celor prezentate în cadrul acestui document (și detaliate în lucrările în extenso), se poate astfel concluziona că pe parcursul anului 2023 au fost finalizate cu succes primele 2 faze ale proiectului PN 23 17 07 02, toate activitățile propuse fiind realizate în totalitate, obiectivele fazei au fost îndeplinite și rezultatele preconizate atinse, iar activitățile următoare ale proiectului pot fi implementate conform propunerii de proiect

-proiectul PN 23 17 08 01

În anul 2023, au fost desfășurate activități corespunzătoare următoarelor faze: Faza 1 - “Validarea tehnicilor satelitare de masurare a constituentilor atmosferici utilizand tehnici de teledetectie” și Faza 2 - “Consolidarea capacităților științifice și a capabilităților de masurare a parametrilor microfizi ai norilor prin testarea sinergetică a tehnologiilor de detecție”. În cadrul celor două faze au fost realizate activități ce vizează extinderea capabilităților infrastructurii de cercetare în scopul validării datelor satelitare prin achiziționarea de noi echipamente de cercetare, integrarea și certificarea instrumentelor pe platformele aeropurtate, testarea acestora și realizarea campaniilor de calibrare și validare, dar și

realizarea unor misiuni de zbor în sinergie cu măsurări la sol în vederea studierii parametrilor norilor în fază mixtă. Aceste date și studiile rezultate sunt esențiale în vederea diminuării incertitudinilor din modelele climatice de simulare, precum și pentru studiul incertitudinilor din procesele de formare a norilor în fază mixtă și a particularităților microfizice a acestora.

În vederea îndeplinirii obiectivelor propuse, în cadrul primei etape au fost realizate o serie de activități referitoare la dezvoltarea capabilităților de cercetare prin integrarea pe aeronava BN2A-27 a senzorului CWIP și stabilirea configurațiilor de instalare a prizei de aer și a echipamentelor conexe în aeronava Beechcraft King Air C90 GTx, dar și achiziționarea unor echipamente care vor fi instalate în autolaboratorul achiziționat prin intermediul proiectului POC-CAART. De asemenea, în vederea realizării unor studii de valoare și calibrare a produselor satelitare au fost realizate atât zboruri de testare, cât și zboruri de măsurare a căror date au fost procesate atât prin intermediul produselor informatice dedicate furnizate de către producătorii instrumentelor, cât și a algoritmilor dezvoltați de către echipa de implementare a proiectului. În cadrul celei de-a doua etape, au fost realizate o serie de activități referitoare la pregătirea și realizarea campaniilor de testare și măsurare a parametrilor microfizici ai norilor în fază mixtă. Pentru a avea un studiu complex cu privire la caracteristicile norilor în fază mixtă, au fost realizate atât zboruri de cercetare în configurația CAPS-HAWKEYE, cât și măsurări la sol cu radiometrul RPG. De asemenea, au fost prelevate probe prin intermediul instrumentului Coriolis- μ și analizate cu CCN-counter pentru determinarea concentrațiilor nucleelor de înghețare. Datele colectate la sol au fost comparate cu datele din literatura de specialitate: Li și Wieder (2022), Gjelsvik (2022) și Sze și colab. (2023).

Diseminarea rezultatelor obținute a fost realizată atât prin elaborarea unor lucrări științifice ce urmează a fi publicate în jurnale internaționale de prestigiu “An overview of IceSafari airborne and ground campaign: scientific challenges and opportunities”, “Evidence of secondary ice production in the Arctic: a comparison between INP concentration in ambient air and in snow”, cât și prin participarea la conferințe internaționale, precum: “Ninth International Conference on Remote Sensing and Geoinformation of Environment” (RSCy2023) și “The 40th Caius Iacob Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications”.

În concluzie, prin intermediul rezultatelor obținute în anul 2023, obiectivele fazei 1 de a extinde și a moderniza capabilitățile de cercetare ale platformelor aeropurtate în vederea realizării unor misiuni de calibrare și validare satelitară și cel al fazei 2 de a realiza o campanie de măsurări aeropurtate în sinergie cu măsurări la sol în vederea studierii proprietăților microfizice a norilor în fază mixtă au fost îndeplinite.

-proiectul PN 23 17 08 02

În anul 2023 au fost realizate studii care au făcut obiectul celor doua faze ale proiectului: Faza 1: Analiza schimbării acoperirii și utilizării terenului folosind date de teledetecție și GIS și Faza 2: Predicția schimbării utilizării terenului folosind date de teledetecție. Pentru atingerea obiectivelor proiectului au fost desfășurate activități corespunzătoare celor șase pachete de lucru ale proiectului, după cum au fost detaliate anterior.

În prima fază a proiectului, a fost analizată evoluția spațio-temporală a acoperirii și utilizării terenurilor (LULC - land use /land cover) pentru o perioadă lungă de timp și impactul acestor schimbări asupra insulei de căldură urbane (UHI – urban heat island), studiată aici prin intermediul parametrului numit temperatura la suprafață (Land Surface Temperature - LST).

Studiul a vizat aria Municipiului București, capitala României și zonele sale învecinate, pentru realizarea sa fiind folosite date satelitare Landsat, colectate vara, care acoperă perioada 1984-2022 și tehnici GIS (Geographic Information System).

Pentru a fi atins obiectivul studiului, au fost selectate și utilizate date satelitare LANDSAT, captate în aceeași perioadă a anului (sfârșitul lunii iulie - începutul lunii august), în ani diferiți, de-a lungul unei perioade de 38 ani. Pe imaginile satelitare au fost realizate clasificări supervizate care împart tipurile de acoperire a terenului în 6 clase: corpuri de apă, păduri; zone construite, terenuri arabile cultivate, terenuri arabile necultivate și alte categorii. Ulterior, folosind tehnici GIS, a fost realizată o analiză care arată dinamica utilizării și acoperirii terenului, schimbări datorate în special contextului politic și economic al perioadei analizate. De asemenea, a fost pusă în evidență dinamica și interdependența a trei dintre categoriile de teren, obținute prin clasificare (terenuri agricole cultivate, terenuri agricole necultivate și zone construite) precum și influența acestor modificări asupra temperaturii la suprafață și implicit a insulei de căldură a Municipiului București.

Rezultatele au evidențiat ca până în 2022 a avut loc o creștere a suprafețelor construite și a celor denumite “alte terenuri” și o scădere a suprafețelor cultivate și a celor împădurite. De asemenea, s-a observat creșterea temperaturii suprafeței și o reducere a diferenței dintre temperatură medie a suprafeței urbane și cea a zonelor înconjurătoare orașului, fapt ce indică extinderea ariei pe care se manifestă fenomenul de insulă de căldură al Municipiului București.

În cea de a doua fază a proiectului a fost realizat un studiu care simulează viitoarele modificări ale LU/LC pe baza identificării șabloanelor de schimbare a LU/LC din zona extinsă a Municipiului București, care acoperă un domeniu de 30 x30 km. Pentru realizarea studiului au fost selectate și folosite imagini satelitare SENTINEL 2, din perioada verii, fără acoperire de nori, care cuprind perioada 2015-2023, din momentul lansării programului satelitar și până în prezent. Imaginile satelitare au fost clasificate în patru clase: corpuri de apă, zone cu densitate mare de vegetație, zone construite și terenuri agricole, folosind un algoritm de clasificare supervizată. Din procesarea datelor satelitare au rezultat hărți de acoperire a terenului precum și hărți de schimbare a acoperirii/utilizării terenului pentru perioadele 2015-2019 și 2019-2023. Acestea împreună cu date și hărți de adecvare au constituit datele de intrare în modelul de simulare a predicției schimbării utilizării/acoperirii terenului, modelul hibrid Celular Automata - Markov.

Validarea simulării cu datele clasificate pentru anul 2023 indică o reproducere a situației actuale cu acuratețe de 78%. În ceea ce privește simularea schimbării utilizării acoperirii/terenului pentru anul 2027 s-a observat păstrarea tendinței de extindere a categoriei de zone construite în detrimentul categoriei zone agricole, în timp ce pentru categoriile corpuri de apă și zone cu densitate mare de vegetație modificările proiectate sunt nesemnificative.

În concluzie, prin:

- selectarea zonei urbane și peri-urbane a Municipiului București ca areal de studiere a schimbării acoperirii/utilizării terenului, precum și de predicție a schimbării acoperirii/utilizării terenului, folosind date de teledetecție și GIS;
- realizarea completării bazei de date a proiectului cu date satelitare LANDSAT și SENTINEL 2, precum și cu date geospațiale din alte surse necesare studiilor corespunzătoare fazelor proiectului;
- procesarea datelor de teledetecție satelitară și a celor geospațiale cu ajutorul programelor GIS;

- simularea schimbării de utilizare/acoperire a terenurilor folosind modelul hibrid Celular Automata – Markov;
- determinarea acurateții clasificării terenurilor și acurateții simulării schimbărilor de utilizare a terenurilor;
- analiza relației dintre temperaturile la sol și imaginile clasificate;
- analiza corelației liniare între NDVI și valorile de temperatură la suprafața solului;
- generarea hărților de schimbare a acoperirii/utilizării terenurilor din zona test;
- generarea hărților de predicție a schimbării acoperirii/utilizării terenurilor în zona analizată

- activitățile aferente fazei 1: Analiza schimbării acoperirii și utilizării terenului folosind date de teledetecție și GIS și fazei 2: Predicția schimbării utilizării terenului folosind date de teledetecție ale proiectului au fost realizate în totalitate și obiectivele au fost îndeplinite.

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	1. Studiu, aeronave hibrid electric si eVTOL 2. Programe de optimizare aerodinamică de la profile, la aripa 3D, în regimuri de la incompresibil la transonic (alte rezultate)	Activitățile celor 2 faze din anul 2023 au fost realizate în totalitate și obiectivele celor 2 faze din anul 2023 au fost îndeplinite
2. PN 23 17 01 02	1. Studiu, software 2. Studiu, producție de electricitate prin instalarea de panouri solare cu o putere nominală de 10 kW (studiu, proiect, prototip, tehnologie, procedeu, software, proiect de transfer tehnologic, asistenta tehnica, alte rezultate)	Activitățile celor 2 faze din anul 2023 au fost realizate în totalitate și obiectivele celor 2 faze din anul 2023 au fost îndeplinite
3. PN 23 17 02 01	(-1) Studii privind metodele clasice utilizate în tema abordată. Vor exista etape concentrate pe una din următoarele direcții: performante de zbor, calități de zbor, sisteme în buclă închisă pentru controlul aeronavelor optional pilotate. În cadrul acestor etape se va face o trecere în revistă a bibliografiei asociată temei și pe baza ei se vor genera rapoarte științifice ce vor folosi drept breviare în vederea abordării ulterioare a temei -2) Metode de calcul și proiectarea detaliate având la bază studiile teoretice pe direcțiile descrise mai sus	Studiu cu privire la soluții uzuale pentru realizarea controlului aeronavelor optional pilotate. Aplicație software pentru pre-dimensionarea aparatelor de zbor în faza de pre-concept și raport asociat ce detaliază funcționalitatea

	3) Proceduri de calcul folosind proiectarea asistata de computer ce vor implementa in mediu digital metodele de calcul dezvoltate teoretic 4) Aplicatii software specilaizate care sa permita atingerea obiectivelor de proiectare si calcul impuse de procedurile de cal	
4. PN 23 17 02 02	- Dezvoltarea modelelor de localizare si identificare a spatiului bazate pe fuziunea datelor de la mai multe sisteme de masura: video, lidar, radar - Dezvoltarea modelelor optimale pentru controlul automat al atitudinii sistemului - Dezvoltarea modelelor de navigare si evitare a obstacolelor in medii dinamice necunoscute - Dezvoltarea unor solutii specifice de navigatie in mediile urbane adaptate cerintelor domeniului UAM - Realizarea modelelor de simulare de timp real: pentru proces, pentru senzori, pentru elementele de control - Realizarea eco-sistemului de simulare - Realizarea unitatii centrale a sistemului (FCU/OBC hardware si software) - Testarea si validarea sistemului	Finalizare etapa 2
5.PN 23 17 02 03	Documentatie, studiu, metode	Activitatile aferente anului 2023 au fost realizate conform diagramei Gantt.
6. PN 23 17 03 01	Faza 1- studiu (raport tehnic) Faza 2- studiu (raport tehnic)	Faza 1- Realizarea completa a activitatilor si obiectivelor prevazute Faza 2- Realizarea completa a activitatilor si obiectivelor prevazute
7.PN 23 17 03 02	studiu, tehnologie, procedeu	Activitățile celor 2 faze din anul 2023 au fost realizate în totalitate și obiectivele celor 2 faze din anul 2023 au fost îndeplinite
8.PN 23 17 03 03	Componentele teoretice corespunzătoare fazei I au fost realizate. Finalizarea achizițiilor este în așteptare	Activitatile aferente anului 2023 au fost realizate in totalitate..
9. PN 23 17 04 01	Studiu: Cercetări avansate privind procesele de fabricare aditiva DED (direct energy deposition) si	Realizate integral

	printare 3D in vederea realizării de structuri spațiale. Studiu: Evaluarea procesului de fabricare aditiva DED pentru realizarea acoperirilor cu proprietăți tribologice avansate.	
10.PN 23 17 04 02	Studiu	Activitățile celor 2 faze din anul 2023 au fost realizate în totalitate și obiectivele celor 2 faze din anul 2023 au fost îndeplinite
11.PN 23 17 04 03	2 Rapoarte Tehnice; Conferință; IPR; Metodologii baze de date	Realizare 100%; În plus, s-au realizat software de simulare, analiză și concepție structuri ce evoluează în două medii simultan.
12. PN 23 17 04 04	Stadiul 1: Faza 1 si Faza 2	Activitățile au fost realizate în totalitate și obiectivele au fost îndeplinite complet.
13.PN 23.17.05.01	Concept, proiectare si realizare banc de testare a sistemelor de propulsie pentru machete active. Cercetari avansate pentru simulatoare cu jet cald.	Au fost realizate integral etapa 1 si 2.
14. PN 23 17 05 02	Studiu: „Sinteza concepiei de testare si evaluare utilizata in prezent in procesele de dezvoltare a aeronavelor” Studiu: „Evolutii tehnologice si perspective in dezvoltarea aeronavelor ce impun abordari inovative privind conceptele si metodele de testare”	Obiectiv indeplinit
15.PN 23 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 integral etapa 1 si 2.
16.PN 23 17 06 02	Studii pentru diferite concepte ale sistemului	Activitățile celor 2 faze din anul 2023 au fost realizate în totalitate și obiectivele celor 2 faze din anul 2023 au fost îndeplinite
17.PN 23 17 06 03	Studiul noilor tehnologii și concepte privind problematica UTM, AAM si U-Space;Dezvoltarea de proceduri si metodologii;Studiarea diferitelor arhitecturi U-Space disponibile și modul în care acestea pot fi implementate în funcție de cerințele specifice;Evaluarea	Descrierea conceptelor de U-Space, UAM și UTM ; Descrierea infrastructurii de UTM și a modului de operare pentru respectarea parametrilor de siguranță și eficiență; Descrierea compatibilității pentru soluțiile identificate cu regulile și

	impactului asupra mediului generat de operațiunile UAS în spațiul aerian.	reglementările propuse de Uniunea Europeană sau de alte organizații. Analizarea infrastructurii tehnice necesare pentru operațiunile U-Space; Analizarea diferitelor componente care alcătuiesc interfața U-Space, inclusiv sistemele de navigație, supraveghere și siguranță; Analizarea rolului U-Space în îmbunătățirea gestionării vehiculelor aeriene fără pilot (UAV-uri) și a integrării acestora în spațiul aerian. Analiza impactului asupra mediului generat de integrarea operațiunilor UAM.
18.PN 23 17 07 01	Tehnologie	Activitățile celor 2 faze din anul 2023 au fost realizate în totalitate și obiectivele celor 2 faze din anul 2023 au fost îndeplinite
19.PN 23 17 07 02	Raport tehnic, Studii, Metodologii, Procedee numerice, Produse informatice, Baze de date	Au fost realizate integral etapa 1 si 2.
20.PN 23 17 08 01	Raport tehnic,Studii	Activitățile celor 2 faze din anul 2023 au fost realizate în totalitate și obiectivele celor 2 faze din anul 2023 au fost îndeplinite
21.PN 23 17 08 02	Raport tehnic, baza de date geospațiale, hărți	Baza de date geospațiale satelitare LANDSAT. Hărți reprezentând clasificarea terenului. Hărți reprezentând schimbarea utilizării terenului. Hărți reprezentând LST. Hărți reprezentând NDVI. Baza de date geospațiale, date satelitare SENTINEL 2. Hărți de predicție a utilizării terenului.

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>	22
<u>Cărți/capitole carte</u>	4
<u>Comunicări științifice</u>	36
<u>Studii relevante la nivel național/domeniului</u>	21
<u>Strategii elaborate/ actualizate</u>	5
<u>Teze de doctorat</u>	1
<u>Produse informatice</u>	4 scripturi + 15 produse informatice+8 diagrame software (Matlab/Simulink) +o diagrama cu structura pachetelor de date furnizate de senzorul Lidar OS1 (comunicatie TCP/IP)
<u>Modele</u>	12
<u>Tehnologii</u>	3
<u>Planuri</u>	3
<u>Scheme</u>	9 + 7 diagrame hardware (scheme electrice si de conexiuni intre elementele de sistem) -un tabel de interfata I/O pentru OBC -un tabel cu formatul datelor achizitionate prin HAL de la IMU(Xsens-MTi)
<u>Baze de date</u>	5
<u>Colecții relevante</u>	
Ecologizarea capacității de supercomputing prin instalarea de panouri solare cu o putere nominală de 10 kW	1
Brevete de invenții	8
Stand	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.	Bogdan Adrian NICOLIN, Ilie NICOLIN	Tire Selection for a Military Training Aircraft	Macromolecular Symposia Volume 411, Issue1 Special Issue: Conference on Design and Technologies for Polymeric and Composites Products - POLCOM 2022 October 2023 2200184	https://doi.org/10.1002/masy.202200184	21,875	
2.	Ana-Maria Bordei, Andrei Halanay	STABILITY FOR SMALL DELAYS, METZLER MATRICES AND AN APPLICATION TO A FLIGHT CONTROLLER DESIGN	U.P.B. Sci. Bull., Series A, Vol. 85, Iss. 2, 2023	ISSN 1223-7027 https://www.scientificbulletin.upb.ro/rv/docs/arhiva/rez644_122519.pdf	1.16	-

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, Mihai-Victor PRICOP, Ionut BUNESCU	Low-speed airfoil optimization using CFD and low fidelity solvers	American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal, 2023
2.	Mihai-Vlăduț HOTHAZIE, Daniel-Eugeniu CRUNȚEANU, Mihai-Victor PRICOP, Ionuț BUNESCU	Studies Regarding Aerodynamic Optimization Processes of Supercritical Airfoils	American Institute of Physics Journal, 2023, in press
3.	Mihai-Vlăduț HOTHAZIE, Daniel-Eugeniu CRUNȚEANU, Mihai-Victor PRICOP, Ionuț BUNESCU,	Studies Regarding the Aerodynamic Performance of Truss-Braced Wing Configurations in Transonic Regime	American Institute of Physics Journal, 2023, in press

	Alexandru-Iulian Onel		
4.	Dennis Stefan CHELEMEN, Ionut BUNESCU, Mihai-Victor PRICOP, Mihăiță-Gilbert STOICAN	The effects of distributed electric propulsion on the aerodynamics of a regional aircraft wing	INCAS Bulletin, 2023, in press
5.	Mara-Florina NEGOITA, Daniel-Eugeniu CRUNTEANU, Mihai-Vladut HOTHAZIE, Mihai-Victor PRICOP, Mihai Niculescu	Enhancing Airfoil Performance through Artificial Neural Networks and Genetic Algorithm Optimization	INCAS Bulletin, 2023, in press
6.	Mihai-Vladut HOTHAZIE, Mihai-Victor PRICOP, Ionut BUNESCU, Mihai Niculescu	Low-speed airfoil optimization using CFD and low fidelity solvers	American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal, 2023
7.	Mihai-Vlăduț HOTHAZIE, Daniel-Eugeniu CRUNTEANU, Mihai-Victor PRICOP, Ionuț BUNESCU, Mihai Niculescu	Studies Regarding Aerodynamic Optimization Processes of Supercritical Airfoils	American Institute of Physics Journal, 2023, in press
8.	Bogdan Adrian NICOLIN, Ilie NICOLIN	Green hydrogen as an environmentally-friendly power source	INCAS BULLETIN, Volume 15, Issue 2/ 2023, pp. 141 – 147 (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528 https://doi.org/10.13111/2066-8201.2023.15.2.13
9.	Stoica Corneliu, Ursu Ioan, Enciu Daniela, Panait Marius	A model for turbulent flow energy dissipation – practical aspects of turbulent flow investigations	INCAS BULLETIN, 2023
10.	Burghiu Mihaela	Evaluation of wind tunnel wall interference using homogeneous and measured boundary conditions	Vol. 15, ISSUE 4
11.	Corneliu STOICA Et al.,	Wind Tunnel Testing of a Common Research Model	AIAA SCITECH, 2023, National Harbor, MD & Online, https://doi.org/10.2514/6.2023-1017
12.	Corneliu BERBENTE, Sorin BERBENTE	More direct methods to evaluate general relativity effects. The influence of the age of the Universe	INCAS BULLETIN, Volume 14, Issue 4/ 2022, pp. 29 – 33, (P) ISSN 2066-8201, (E) ISSN 2247-4528, https://doi.org/10.13111/2066-8201.2022.14.4.3
13.	Ana-Maria Bordei, Andrei Halanay	Behavior of the trajectory of an UAV considering delays in	Proceedings WoS - AIP (American Institute of Physics) Proceedings of The World Congress:

		control	Mathematical Problems in Engineering, Aerospace and Sciences -ICNPAA 2023. <i>Accepted for publication.</i>
14.	Ana-Maria Bordei, Andrei Halanay	Stability Study of UAV Swarms Under Tracking Control Considering Time Delay	Proceedings WoS - AIP (American Institute of Physics) Proceedings of The 21st International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics – ICNAAM 2023. <i>Accepted for publication.</i>
15.	Ana-Maria Bordei, Andrei Neamțu, Florentin Șperlea	A Leader-Follower Approach to Flight Formation Control of UAVs	Proceedings WoS - AIP (American Institute of Physics) Proceedings of The 21st International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics – ICNAAM 2023. <i>Accepted for publication.</i>

4.2.3. Cărți/capitole carte:

Nr.	Denumire carte	Capitol (Titlu, pagini)	An apariție	Editură	ISBN/ISSN
1.	Aeronautics - New Advances	Military Aircraft Flight Control http://dx.doi.org/10.5772/intechopen/105491	2022	IntechOpen, United Kingdom	ISBN 978-1-80355-301-6

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-Vladut HOTHAZIE, Mihai-Victor PRICOP and Ionut BUNESCU	Low-speed airfoil optimization using CFD and low fidelity solvers	AIAA Sci-Tech 2023, 23-27 Ianuarie 2023, National Harbor, MD, USA (Online)	2023
2.	Mihai-Victor PRICOP, Mihai-Vlăduț HOTHAZIE, Ionuț BUNESCU,	Parametric Study of NACA Airfoils at Low Speed: A Comparison of Low and High-Fidelity Solvers	AFASES 2023, 25-27 Mai, Brasov, Romania	2023
3.	Mihai-Vlăduț HOTHAZIE, Daniel-Eugeniu CRUNȚEANU, Mihai-Victor PRICOP, Ionuț BUNESCU	Studies Regarding Aerodynamic Optimization Processes of Supercritical Airfoils	ICNPAA 2023, 27-30 Iunie 2023 Prague, Republica Ceha (Online)	2023
4.	Mihai Vladut HOTHAZIE, Ionut BUNESCU, Mihai	Investigating the Effectiveness of Vortex Generators in Aviation through High-Fidelity CFD	EUCASS-CEAS 2023, 9-13 Iulie 2023, Lausanne, Elveția	2023

	Victor PRICOP	Analysis		
5	Mihai-Vlăduț HOTHAZIE, Daniel- Eugeniu CRUNȚEANU, Mihai-Victor PRICOP, Ionuț BUNESCU, Alexandru-Iulian Onel	Studies Regarding the Aerodynamic Performance of Truss-Braced Wing Configurations in Transonic Regime	ICNAAM 2023, 11-17 Septembrie 2023, Creta, Grecia (Online)	2023
6.	Dennis Stefan CHELEMEN, Ionut BUNESCU, Mihai- Victor PRICOP, Mihăiță-Gilbert STOICAN	The effects of distributed electric propulsion on the aerodynamics of a regional aircraft wing	Caius-Iacob 2023, 19-20 Octombrie 2023, București, România	2023
7.	Mara-Florina NEGOITA, Daniel- Eugeniu CRUNȚEANU, Mihai-Vladuț HOTHAZIE, Mihai- Victor PRICOP	Enhancing Airfoil Performance through Artificial Neural Networks and Genetic Algorithm Optimization	Caius-Iacob 2023, 19-20 Octombrie 2023, București, România	2023
8.	Matei Ion, Pădureanu Laurențiu, Ichim Georgiana	Extending CFD capabilities with Open Source Software	Caius-Iacob 2023, 19-20 Octombrie 2023, București, România	2023
9.	Mihai-Vlăduț HOTHAZIE, Daniel- Eugeniu CRUNȚEANU, Mihai-Victor PRICOP, Ionuț BUNESCU, Mihaita Gilbert STOICAN	Comparative Analysis of Airfoil and Wing Optimization Processes for Advancing Aerodynamic Performance in Transonic Flight	Caius-Iacob 2023, 19-20 Octombrie 2023, București, România	2023
10.	Dumitru PEPELEA, Mihai Vlăduț HOTHAZIE, Ion MATEI, Adrian GÂZ	Numerical simulations of a propeller in support of wind tunnel test campaign	Caius-Iacob 2023, 19-20 Octombrie 2023, București, România	2023
11.	M. L. Niculescu	Combustion of ethanol in a rocket engine	9 th International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, "NMAAS 2023", 10-11 Mai, 2023, București	2023
12.	Matei Ion, Pădureanu Laurențiu, Ichim Georgiana, M. L. Niculescu	Extending CFD capabilities with Open Source Software	The 40 th "Caius Iacob" Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications, 19-20 Octombrie, 2023, București	2023
13.	M. L. Niculescu, A. I. Onel	Gas dynamic study of a rocket nozzle	The 40 th "Caius Iacob" Conference on Fluid Mechanics	2023

			and its Technical Applications, 19-20 Octombrie, 2023, București	
14.	I. Ursu, A. Toader, G. Tecuceanu, D. Enciu	Input-to-state stability of a time-invariant system with control delay and additive disturbances	GAMM 2023 – 93 rd Gesellschaft für angewandte Mathematik und Mechanik, May 30 – June 02 2023, Dresden, Germany	2023
15.	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	ICNPAA 2023 – ICNPAA: Mathematical Problems in Engineering, Aerospace and Sciences, 27-30 June 2023, online	2023
16.	Adrian Toader, D. Enciu, I. Ursu	The stability of a linear time-invariant system with control delay. Application to the stability of the aircraft control chain in conditions of atmospheric turbulence	ICINCO 2023 – 20 th International Conference on Informatics in Control, Automation and Robotics, 13-15 November 2023, Rome, Italy	2023
17.	Cristina-Elisabeta Pelin, George Pelin, Adriana Ștefan, George-Cătălin Cristea, Mihail Boțan, Alina Dragomirescu	Advances and trends in the use of smart materials in aerospace applications	The 40 th “Caius Iacob” Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications 19 – 20 October 2023, Bucharest, Romania	2023
18.	George CRISTEA Mihail BOTAN Adriana STEFAN George PELIN Alina DRAGOMIRESCU	Enhancing Aerospace Structural Validation for Certification by Advancing Optimal Evaluation Methods	The 40 th “Caius Iacob” Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications Bucharest, Romania	19 – 20 Octombrie 2023
19.	George CRISTEA Mihail BOTAN Adriana STEFAN George PELIN Alina DRAGOMIRESCU	Enhancing Aerospace Structural Validation for Certification by Advancing Optimal Evaluation Methods	The 40 th “Caius Iacob” Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications Bucharest, Romania	19 – 20 Octombrie 2023
20.	Mihail BOTAN ^{*1} , George CRISTEA ¹ , Adriana STEFAN ¹ , Alina DRAGOMIRESCU ¹ , Victor MANOLIU ¹ , Gheorghe IONESCU ¹	Current research on the development of additive manufacturing processes for obtaining 3D spatial structures and coatings	The 40 th “Caius Iacob” Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications 19 - 20 October, 2023, Bucharest, Romania	2023
21.	Mihail Botan ¹ , George Cristea ¹ , Alina Dragomirescu ¹ , Adriana Stefan ¹	Exploring DED additive manufacturing for advanced tribological coatings	6th International Conference Emerging Technologies In Materials Engineering 9-10 November 2023, Bucharest, ROMANIA	2023
22.	Alina	Life cycle engineering and	The 40 th “Caius Iacob”	2023

	DRAGOMIRESCU, Adriana ȘTEFAN, George Cătălin CRISTEA, Cristina Elisabeta PELIN, Mihail BOȚAN George PELIN	assessment of aircraft structures	Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications 19 – 20 October 2023, Bucharest, Romania	
23.	Alina DRAGOMIRESCU, Adriana ȘTEFAN, Mihail BOȚAN, Cristina Elisabeta PELIN, George PELIN, George Cătălin CRISTEA	LIFE CYCLE ASSESSMENT STUDIES ON AVIATION STRUCTURES	EmergeMAT 6 th INTERNATIONAL CONFERENCE ON EMERGING TECHNOLOGIES IN MATERIALS ENGINEERING 9-10 November 2023 , Bucharest, Romania	2023
24.	Eduard Popa	New aircraft design methodologies and strategies	WS „Strategic background for a European Flying Test Bed”, EREA initiative, in line with ACARE’s Fly The Green Deal goals, 1 martie 2023	2023
25.	Bogdan Adrian NICOLIN, Ilie NICOLIN	Green hydrogen as an environmentally-friendly power source	The 9th International Workshop on Numerical Modelling in Aerospace Sciences, “NMA 2023”, 10 - 11 May 2023, Bucharest	2023
26.	Bogdan RUSU, Matei TOMA, Dorin BÂRSAN, Ștefan BOGOS	A brief overview for designing an ELA1 Aircraft	The 40th “Caius Iacob” Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications 19 – 20 October 2023, Bucharest	2023
27.	Cristina - Valentina LUNCAȘU	Drone Detection System	The 40th “Caius Iacob” Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications 19 – 20 October 2023, Bucharest	2023
28.	Bogdan Adrian NICOLIN, Ilie NICOLIN	Calculation of the steering moment of friction for military training aircraft	7th International Conference Polcom 2023 22-25 November 2023 University of Campania “Luigi Vanvitelli” University Politehnica of Bucharest	2023
29.	Stoica Corneliu, Ursu Ioan, Enciu Daniela, Panait Marius	A model for turbulent flow energy dissipation – practical aspects of turbulent flow investigations	40th “Caius Iacob” Conference of Fluid Mechanics and its Technical Applications	2023
30.	Ana-Maria Bordei, Andrei Halanay	Stability study for the longitudinal flight of formations of UAVs considering delays in controls.	Drakhlin's Seminar- Ariel University, 25.01.2023, Samaria, Israel	2023
31.	Ana-Maria Bordei, Andrei Halanay	Behavior of the trajectory of an UAV considering delays in control	ICNPAA 2023 – World Congress: Mathematical Problems in	2023

			Engineering, Aerospace and Sciences, 27-30.06.2023, Prague, Czech Republic.	
32.	Ana-Maria Bordei, Andrei Halanay	Stability Study of UAV Swarms Under Tracking Control Considering Time Delay	ICNAAM 2023 – 21st International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics, 11-17.09.2023, Heraklion, Crete, Greece.	2023
33.	Ana-Maria Bordei, Andrei Neamtu, Florentin Sperlea	A Leader-Follower Approach to Flight Formation Control of UAVs	ICNAAM 2023 – 21st International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics, 11-17.09.2023, Heraklion, Crete, Greece.	2023
34.	Alexandru-Iulian Onel, Tudorel-Petronel Afilipoae, Oana-Iuliana Popescu, Alexandra Popescu, Mihai-Victor Pricop, Ionuț Bunescu, Mihai-Vlăduț Hothazie	Multidisciplinary Design Optimization of a Two-Stage LOX/Methane Microlauncher	21st International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics, Heraklion, Crete, Greece, 11-17 September 2023 (ICNAAM 2023)	2023
35.	Tudorel-Petronel Afilipoae, Bernd Helber, Alexandru-Iulian Onel, Ionuț Bunescu, Mihai-Vlăduț Hothazie	Towards development of a new destructive re-entry analysis tool	21st International Conference of Numerical Analysis and Applied Mathematics, Heraklion, Crete, Greece, 11-17 September 2023 (ICNAAM 2023)	2023
36.	Mihai Leonida Niculescu, Alexandru Iulian Onel	Gas Dynamic Study of a Rocket Nozzle	The 40 th “Caius Iacob” Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications, Bucharest, Romania, 19-20 October 2023	2023
37.	Alin SCARLAT, Sebastian IANCU, Anca NEMUC, Alexandru TUDOR, Sorin GHEMULEȚ, Mihai Dima, Gabriela IORGA, Dirk SCUTTEMEYER, Andreea CALCAN	Methane measurements in Romania using satellite and airborne data	Ninth International Conference on Remote Sensing and Geoinformation of Environment – RSCy2023, 3-5 Aprilie, Ayia Napa, Cipru	2023
38.	Sebastian IANCU, Alexis MERLAUD, Andreea CALCAN, Anca NEMUC, Daniel	The RAMOS infrastructure and its application to the validation of TROPOMI tropospheric NO ₂ VCDs	The 40th Caius Iacob Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications, 19-20 Octombrie, București, România	2023

	CONSTANTIN, Frederik TACK, Valeriu FILIP, Magdalena ARDELEAN, Sorin Ghemuleț, Michel Van ROOZENDAEL, Livio BELEGANTE, Adrian ROȘU, Dirk SCHUETTEMEYER.			
39.	Alin SCARLAT, Sebastian IANCU, Anca NEMUC, Alexandru TUDOR, Sorin GHEMULEȚ, Mihai Dima, Gabriela IORGA, Dirk SCUTTEMEYER, Andreea CALCAN	Methane measurements in Romania using satellite and airborne data	The 40th Caius Iacob Conference on Fluid Mechanics and its Technical Applications, 19-20 Octombrie, București, România	2023

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:2023
Hotărâre de Guvern		
Lege		
Ordin ministru	6	
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 2023
Tehnologii	8
Procedee	12
Produse informatice	14
Rețele	1
Formule	91
Metode	15
Baze de date	5
Colecții relevante	
Rapoarte de cercetare	2
<u>Studii relevante la nivel național/domeniului</u>	2
<u>Strategii elaborate/ actualizate</u>	1
<u>Brevete de invenții</u>	8
<u>Documentatii</u>	1
<u>Studii</u>	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	2 (desen/ model)	2023	Gâz Adrian Gheorghe, Axenie Alexandra Raluca, Pelin Cristina-Elisabeta, Pelin George, Ștefan Adriana	1. Desen/model: Schema dispozitiv pentru testarea rezistentei la forfecare a structurilor sandwich prevazute cu insertii
			Pelin George, Gâz Adrian Gheorghe, Pelin Cristina-Elisabeta, Ștefan Adriana, Axenie Alexandra Raluca	2. Desen/model: Schema dispozitiv pentru testarea rezistentei la smulgere a structurilor sandwich prevazute cu insertii
	023012 / 28.02	2023	Eduard Popa	1. Flotor Ekranoplan

	023013 / 28.02	2023	Eduard Popa	2. Flotor Aeronave
	F/0082	2023	Eduard Popa	3. Hidroglisor fără pilot
	F/0080	2023	Radu Blideran	4.Dronă acvatică
	F/0081	2023	Ion Grujdin	5.Dronă oceanică
	1	2018	Ilie NICOLIN, Bogdan Adrian NICOLIN	1. Dispozitiv de ridicare la suprafața apei a cutiei negre a aeronavei. Brevet de invenție Nr 133084 / 29.10.2021
	1	2018	Ilie NICOLIN, Bogdan Adrian NICOLIN	2. Catarama metalice cu două levieri zimțate pentru benzi textile folosite la legare sau ancorare. Brevet de invenție Nr 133028 / 28.08.2020
	1	2018	Ilie NICOLIN, Bogdan Adrian NICOLIN	3. Dispozitiv de ridicare la suprafața apei a cutiilor negre ale aeronavelor, cu flotor cu auto umflare Declarat brevetabil la 26.09.23
	1	2019	Ilie NICOLIN, Bogdan Adrian NICOLIN	3. Dispozitiv îmbunătățit de ridicare la suprafața apei a cutiei negre a aeronavei. Aplicare industrială aeronautică / 02.12.2021
	1	2020	Cătălin NAE, Ilie NICOLIN, Bogdan Adrian NICOLIN	4. Metodă de realizare a unui buton de comandă cu leduri clasice. Brevet de invenție Nr 135414 / 28.07.2023
	1	2020	Cătălin NAE, Ilie NICOLIN, Bogdan Adrian NICOLIN	5. Metodă de realizare a unui buton de comandă fotoluminescent. Brevet de invenție Nr 135412 / 28.07.2023
	1	2020	Cătălin NAE, Ilie NICOLIN,	6. Metodă de realizare

			Bogdan Adrian NICOLIN	a unui buton de comandă prin vopsire. Brevet de invenție Nr 135374 / 28.07.2023
	1	2020	Cătălin NAE, Ilie NICOLIN, Bogdan Adrian NICOLIN	7. Metodă de realizare a unui buton de comandă prin injecție succesivă. Brevet de invenție Nr 135373 / 28.07.2023
	1	2022	Ilie NICOLIN, Bogdan Adrian NICOLIN, Nicolae IONESCU	8. Cilindru hidraulic de acționare. Declarat brevetabil la 05.09.23
	1	2022	Ilie NICOLIN, Bogdan Adrian NICOLIN	9. Metoda de semnalizare cu lămpi led la autovehicule rutiere. Declarat ne brevetabil la 29.09.23
	1	2023	Stoica Corneliu, Vajaiac Elena, Trandafir Emanuel, Nica Alexandru, Pirvu Catalin, Defta Sebastian Sorin, Curt Dumitru, Pana Alexandru	1. Instalatie de testare a sistemelor de propulsie pentru machete active
	1 (cerere de înregistrare a desenelor și modelelor industriale)	2023	Alexandru-Iulian Onel, Oana-Iuliana Popescu, Alexandra Popescu	Lansator spațial
ORDA	© 933484BU nr.11751	Registru deschis în 2022, programe înregistrate în 2023	Eduard Popa	1. Program analiză impact frecvențial mediu 2. Program dimensionare flotor 3. Soft concepție ambarcațiuni cu generator CAD-CAM stereolite alfa fără GUI 4. Soft de automatizare a concepției proiectării și analizei de subansamble aerodinamice cu interfață CAD-CAM 5. Soft de construcție și învățare rețea neurală artificială evolutivă

				6. Soft de definire geometrică a unei aeronave cu interfață CAD-CAM
EPO				
WIPO				
USPTO				

4.4. Structura de personal implicat în programul-nucleu:

		Număr în anul 2023
Categorii personal CDI	CS1/ IDT1	6 / 2
	CS2/ IDT2	11 / 4
	CS3/ IDT3	33 / 23
	CS/ IDT	24 / 16
	ACS	91
	Personal auxiliar cu studii superioare	0
	Personal auxiliar cu studii medii	15
Total personal CDI atestat		119
Total personal CDI cu titlul de doctor		42
Total personal CDI		225

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	ALEXANDRESCU MIHAIL PETRUT	AC	Membru	0,85	2016	1680
2	ANDREI IRINA CARMEN	CS III	Membru	0,91	2013	1799
3	ANDREI MARINA	IDT II	Membru	0,86	2012	1704
4	ANGHEL DRAGOS EUGEN	AUXM	Membru	0,91	2020	1800
5	APOSTOL ELIZA	CS	Membru	0,82	2015	1629
6	ARDELEAN DORICA MAGDALENA	CS III	Membru	0,73	2015	1456
7	AVRAM BOGDAN CRISTIAN	IDT	Membru	0,88	2016	1744
8	AVRAMESCU ANDREI	AC	Membru	0,90	2022	1784
9	AXENIE ALEXANDRA RALUCA	CS III	Membru	0,85	2013	1688
10	BALABAN ANTON	CS III	Membru	0,44	2013	880
11	BALAN MARIAN	AC	Membru	0,71	2007	1400

12	BALASA RALUCA	CS	Membru	0,88	2015	1752
13	BALASA RAZVAN IONUT	AC	Membru	0,88	2023	1751
14	BALAURO MARILENA-CORINA	AC	Membru	0,61	1998	1217
15	BANU CESAR CIPRIAN	IDT III	Membru	0,71	2011	1400
16	BARLIBA CORNELIU STEFAN	AC	Membru	0,88	2015	1744
17	BERBENTE SORIN	CS III	Responsabil proiect PN 23 17 06 01	0,87	2012	1720
18	BILU MARIAN CIPRIAN	AC	Membru	0,89	2019	1768
19	BISTREANU IULIA	AC	Membru	0,83	2017	1640
20	BLIDERAN RADU CALIN	CS III	Membru	0,76	2013	1504
21	BOB ANDREI CATALIN	AC	Membru	0,84	2020	1672
22	BOCIOAGA MIRCEA	CS III	Responsabil proiect PN 23 17 03 03	0,67	2019	1336
23	BOGATEANU GABRIELA - CAMELIA	AC	Membru	0,86	2008	1704
24	BOGATEANU RADU	CS III	Membru	0,63	2002	1240
25	BORDEI ANA - MARIA	CS	Responsabil proiect PN 23 17 06 03	0,90	2018	1784
26	BOROZAN NICOLETA	AC	Membru	0,90	2015	1784
27	BOTAN MIHAIL	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 04 01	0,77	2015	1536
28	BRINZA IONUT OVIDIU	IDT II	Membru	0,70	2008	1392
29	BUCUR ALEXANDRU MARIAN	AC	Membru	0,41	2011	804
30	BUNESCU IONUT	CS	Membru	0,86	2016	1704
31	BURGHU ADRIAN	IDT III	Membru	0,93	2012	1848
32	BURGHU MIHAELA	CS	Membru	0,92	2015	1832
33	CALCEA MANUELA	IDT III	Membru	0,90	2006	1779
34	CERCELARU FLORIN	AC	Membru	0,15	2018	304
35	CERNAT ANDREEA	CS III	Membru	0,86	2009	1704
36	CERNAT MIHAIL - VICTOR	IDT	Membru	0,86	2012	1712
37	CHELARU ADRIAN	CS III	Membru	0,85	2012	1680
38	CHIRA ALINA IOANA	CS III	Membru	0,90	2013	1784
39	CHIRITA IULIAN	IDT	Membru	0,72	2018	1424
40	CHIVU ALEXANDRA	IDT	Membru	0,47	2017	928
41	CISMILIANU ALEXANDRU MIHAI	IDT II	Membru	0,78	2013	1544
42	COMAN CALIN - DUMITRU	CS III	Membru	0,82	2011	1624
43	COMAN RALUCA DIANA	AC	Membru	0,88	2022	1752
44	CONSTANTINESCU NICOLAE (plecat 01.09.2023)	AC	Membru	0,27	2021	544
45	COPAESCU RADU STEFAN	IDT III	Membru	0,88	2014	1736
46	CORBU MARIUS PAUL	CS	Membru	0,86	2018	1704
47	CORMOS RAUL	CS III	Membru	0,82	2012	1619
48	CORNIGEANU CATALIN ANDREI	AUXM	Membru	0,90	2014	1792
49	COSEREANU MIHAIL LIVIU	CS I	Director Program PN 23 17	0,83	2017	1642
50	COSTACHE FLORIN	CS	Membru	0,89	2017	1760
51	COSTEA CORNELIA	AC	Membru	0,82	2013	1635
52	COSTEA EMIL-GABRIEL	IDT III	Membru	0,66	2007	1312
53	COSTEA MIHAELA LUMINITA	CS	Membru	0,87	2016	1720
54	COSTIN EUGEN NICOLAE	AC	Membru	0,86	2022	1712
55	CRACIUN DANIEL - DUMITRU	AC	Membru	0,89	2022	1768

56	CRISTEA GEORGE CATALIN	CS III	Responsabil proiect PN 23 17 03 02	0,74	2018	1472
57	CURT DUMITRU	IDT III	Membru	0,78	2013	1544
58	CUSA LUCIAN	AUXM	Membru	0,92	2016	1824
59	DAVIDESCU MIHAELA	AC	Membru	0,88	2023	1744
60	DEFTA SEBASTIAN SORIN	IDT III	Membru	0,92	2017	1824
61	DIMOFTE CRISTINA IOANA	AC	Membru	0,90	2017	1784
62	DINU ANA TEODORA	AC	Membru	0,90	2022	1784
63	DITEI MIHNEA CRISTIAN	IDT	Membru	0,92	2019	1816
64	DOBRA DAN - IONUT	AC	Membru	0,84	2015	1664
65	DOBRE ADRIAN	IDT I	Membru	0,25	1991	504
66	DOBRE - CISIU MARIUS MARIAN	AC	Membru	0,90	2012	1776
67	DOBRE CLAUDIA	CS	Membru	0,76	2004	1504
68	DOBRE OCTAVIAN	AC	Membru	0,29	2016	584
69	DRAGAN RAUL CLAUDIU	AC	Membru	0,84	2022	1672
70	DRAGOMIR DUMITRU	CS III	Membru	0,34	2018	668
71	DRAGOMIRESCU ALINA	CS III	Responsabil proiect PN 23 17 04 02	0,65	2016	1288
72	ENCIU DANIELA	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 02 03	0,68	2013	1344
73	FIRTAT LAURENTIU NICOLAE	CS	Membru	0,82	2019	1624
74	FLOREA CLAUDIU-EMILIAN	AC	Membru	0,56	2002	1104
75	FRANCISCO STELUTA	AC	Membru	0,92	2011	1832
76	FRENT VERONICA	AC	Membru	0,90	2003	1784
77	GAINUSA CONSTANTIN ALEXANDRU	IDT	Membru	0,86	2016	1704
78	GAZ ADRIAN GHEORGHE	AC	Membru	0,78	2016	1544
79	GHEMULET MARIAN VALENTIN	AUXM	Membru	0,76	2012	1512
80	GHEMULET SORIN STEFAN	CS	Membru	0,86	2017	1704
81	GHIMPETEANU ANA MARIA	AC	Membru	0,32	2022	636
82	GHIOCA COSTICA	AC	Membru	0,47	2012	932
83	GHITA VASILE	AUXM	Membru	0,69	2022	1368
84	GRIGORAS GEORGIANA DENISA	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 08 02	0,88	2016	1744
85	GRUJDIN ION	AC	Membru	0,87	2021	1725
86	HOTHAZIE MIHAI VLADUT	CS	Membru	0,85	2019	1680
87	IANCU SEBASTIAN STEFAN	CS	Membru	0,82	2017	1632
88	ICHIM GEORGIANA	CS	Membru	0,85	2021	1680
89	ICHIM PAULA MALINA	IDT	Membru	0,84	2022	1672
90	ILIE LAURENTIU STEFAN	IDT	Membru	0,84	2016	1664
91	ILIE RAZVAN EMIL	IDT	Membru	0,84	2017	1664
92	ILIESCU MARIA CRISTINA	AC	Membru	0,92	2022	1824
93	ION CATALIN ANDREI	AUXM	Membru	0,88	2019	1740
94	IONEL ALEXANDRU	IDT III	Membru	0,76	2011	1512
95	IONEL - FAKHOURI AIDA MARIA	IDT III	Membru	0,86	2015	1704
96	IONESCU SIMINA IOANA	AC	Membru	0,92	2014	1820
97	ION-GUTA DRAGOS DANIEL	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 02 02	0,79	2012	1560
98	IONITA ACHIM	CS I	Membru	0,48	2016	944
99	IONUT MIHAI	AC	Membru	0,92	2019	1824
100	IORDACHE CATALIN	AC	Membru	0,86	2020	1704

101	JIDOVU CRISTIANA	IDT	Membru	0,89	2017	1760
102	LEON COLORIAN - EMANUEL	AC	Membru	0,90	2011	1778
103	LEON ROXANA	AC	Membru	0,88	2011	1752
104	LEPADATU DANA MARIA	AC	Membru	0,88	2023	1744
105	LICA IRINA-OANA	CS III	Membru	0,88	2013	1744
106	LIHU PETRE	AUXM	Membru	0,79	1996	1560
107	LOM CRISTINA - DIANA	AC	Membru	0,84	2013	1672
108	LOM IONUT - VALENTIN	AC	Membru	0,78	2010	1540
109	LUNCASU CRISTINA VALENTINA	IDT	Membru	0,92	2019	1824
110	MANDANAC CONSTANTIN	AUXM	Membru	0,90	1998	1784
111	MARCU ALINA - MIHAELA	AC	Membru	0,90	2009	1783
112	MARCU SILVIA	AC	Membru	0,92	1991	1832
113	MARIN ALEXANDRU	AC	Membru	0,85	2015	1686
114	MARIN CATALIN VALENTIN	AC	Membru	0,82	2018	1632
115	MARIN DARIA TEODORA	AC	Membru	0,90	2015	1792
116	MARIN ELENA ILINCA MAGDALENA	AC	Membru	0,90	2010	1792
117	MATEI ION	AC	Membru	0,32	2023	628
118	MAYRHOFFER KATRIN(31.10.2023)	AC	Membru	0,48	2020	952
119	MAZILU DANIELA	IDT III	Membru	0,76	2012	1504
120	MICU ANDRA	IDT III	Membru	0,79	2017	1569
121	MIHAI DOMNICA	AC	Membru	0,29	2021	572
122	MIHAI LENUTA	AC	Membru	0,90	2014	1784
123	MIROIU VALENTIN	AC	Membru	0,90	2019	1776
124	MOACA DENISA ELENA	CS	Membru	0,84	2018	1669
125	MOCANU GEORGEL	AC	Membru	0,50	2017	1000
126	MOCANU MARIA	AC	Membru	0,86	2022	1704
127	MOCENCO DANIELA	AC	Membru	0,62	2013	1232
128	MOISEI CRISTIAN GHEORGHE	CS III	Membru	0,86	2016	1704
129	MOISOIU CATALIN SEVER	IDT III	Membru	0,88	2014	1736
130	MOUSTAFA MARIEM	AC	Membru	0,31	2021	608
131	MUNTEANU CAMELIA ELENA (01.10.2023)	CS III	Membru	0,78	2013	1544
132	MUSCA MATEI DUMITRU(20.10.2023)	AC	Membru	0,60	2013	1184
133	NAE CATALIN	CS I	Membru	0,75	1991	1480
134	NASTASE MIHAELA	CS III	Membru	0,83	2013	1647
135	NASTASIU MIRUNA LIGIA	AC	Membru	0,79	2020	1565
136	NEAMTU SORIN-ANDREI	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 02 01	0,50	2006	992
137	NEATA NICULAE	AUXM	Membru	0,69	2022	1368
138	NECULAESCU ANA - MARIA	CS III	Membru	0,78	2012	1544
139	NENCIU ANDREI	CS	Membru	0,86	2019	1704
140	NENCIU STEFAN	AUXM	Membru	0,70	2022	1384
141	NICA ALEXANDRU NICOLAE	CS	Membru	0,77	2015	1520
142	NICHIFOR SANDRA ELENA	CS	Membru	0,93	2017	1848
143	NICOLIN BOGDAN ADRIAN	IDT III	Membru	0,90	2017	1776
144	NICOLIN ILIE	IDT I	Responsabil proiect PN 23 17 04 04	0,91	2017	1800
145	NICULESCU MIHAI - LEONIDA	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 01 02	0,85	2011	1680
146	NISTOR NADINA IOANA ANDREEA	AC	Membru	0,24	2021	472

147	NISTOR OCTAVIAN	CS III	Membru	0,85	2010	1680
148	NOATA IONEL	AC	Membru	0,90	2022	1779
149	OGNERU CRISTIAN DRAGOS	IDT III	Membru	0,92	2019	1824
150	OLTEANU ELENA DORINA	AC	Membru	0,27	2018	544
151	OLTEANU DANUT	AC	Membru	0,82	2022	1628
152	ONEL ALEXANDRU IULIAN	CS III	Responsabil proiect PN 23 17 07 02	0,90	2013	1784
153	OPRICA ANDREI ROBERT	IDT III	Membru	0,86	2012	1712
154	PADUREANU IOAN LAURENTIU	CS	Membru	0,85	2021	1680
155	PALAS ARINEL STEFAN	IDT III	Membru	0,92	2015	1832
156	PANA ALEXANDRU	IDT III	Membru	0,72	2016	1424
157	PANA GHERGHINA	AC	Membru	0,91	2000	1800
158	PANAIT ALEXANDRU MARIUS	CS III	Membru	0,84	2009	1664
159	PANAIT LIVIA JEANINA	IDT III	Membru	0,76	2010	1512
160	PARASCHIV FLORINA IULIANA	AC	Membru	0,86	2017	1704
161	PARASCHIV PAUL FLORIN	AUXM	Membru	0,92	2021	1824
162	PARASCHIV ST. GHEORGHE	AUXM	Membru	0,86	2012	1704
163	PASARIN MARCELA LILIANA	AC	Membru	0,90	2017	1784
164	PASAROIU VIORICA DENISA	AC	Membru	0,76	2022	1512
165	PASCALE CATALIN	CS	Membru	0,85	2018	1680
166	PAUN VIRGIL	IDT	Membru	0,86	2020	1704
167	PELIN CRISTINA - ELISABETA	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 03 01	0,84	2011	1668
168	PELIN GEORGE	CS III	Membru	0,84	2012	1668
169	PEPELEA DUMITRU	CS III	Membru	0,83	2014	1646
170	PERSINARU ALEXANDRU GABRIEL	IDT II	Membru	0,78	2015	1544
171	PETRACHI VICTORIA	AC	Membru	0,36	2017	712
172	PETRE ANDREI	AC	Membru	0,73	2022	1456
173	PIRVU CATALIN	CS III	Responsabil proiect PN 23 17 05 02	0,78	2016	1552
174	POP MARIUS - CRISTIAN	IDT	Membru	0,86	2022	1704
175	POPA EDUARD	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 04 03	0,92	2009	1824
176	POPESCU OANA IULIANA	IDT III	Membru	0,80	2013	1584
177	POPESCU ALEXANDRU RAZVAN	AC	Membru	0,86	2022	1704
178	PRICOP MIHAI-VICTOR	CS I	Responsabil proiect PN 23 17 01 01	0,81	2002	1600
179	RACIANU MARIUS	AC	Membru	0,90	2019	1776
180	RADUCANU ANDREI CATALIN	AC	Membru	0,44	2022	864
181	RADULESCU CLAUDIA	AC	Membru	0,83	2022	1648
182	RISTEA ALEXANDRU COSTIN	AC	Membru	0,86	2022	1704
183	ROSIORU MARIAN	AUXM	Membru	0,90	1991	1784
184	ROSIORU VASILE	AC	Membru	0,55	2011	1096
185	RUSU BOGDAN	IDT III	Membru	0,86	2017	1704
186	RUSU MANUELA	AC	Membru	0,87	2011	1720
187	RUSU MIHAELA RAMONA	CS	Membru	0,90	2019	1776
188	SALAORU TIBERIU - ADRIAN	CS III	Responsabil proiect PN 23 17 06 02	0,84	2013	1672
189	SANDU ANA - MARIA	IDT	Membru	0,86	2016	1704
190	SANDU IULIAN CONSTANTIN	AC	Membru	0,87	2021	1728

191	SANDU VALERIAN-MARIAN	AC	Membru	0,56	2022	1112
192	SAPOI FLORIN ALEXANDRU	IDT III	Membru	0,92	2017	1824
193	SAVA IONUT	AC	Membru	0,72	2011	1424
194	SCARLAT ALIN IONUT	CS	Membru	0,90	2019	1784
195	SEPTICHTA RENATA	AC	Membru	0,68	2019	1352
196	SIMA GABRIEL	AC	Membru	0,76	2019	1512
197	SIMA MIHAI	AC	Membru	0,76	2019	1512
198	SOARE FLORIN AUREL VALENTIN	IDT III	Membru	0,80	2009	1582
199	STAN-IVAN FLORIN	AC	Membru	0,91	2022	1808
200	STEFAN ADRIANA	CS I	Fost Responsabil proiect PN 23 17 04 02	0,77	2001	1520
201	STEFAN MIRCEA	CS II	Membru	0,91	2020	1813
202	STEFANESCU SORIN	IDT III	Membru	0,75	2017	1496
203	STOICA CORNELIU-IOAN	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 05 01	0,72	2004	1424
204	STOICA GEORGE DANIEL	CS	Membru	0,91	2020	1808
205	STOICAN MIHAITA GILBERT	CS III	Membru	0,73	2013	1440
206	STROE GABRIELA - LILIANA	CS III	Membru	0,49	2019	976
207	TOADER ADRIAN	CS II	Responsabil proiect PN 23 17 07 01	0,85	2006	1680
208	TOMA MATEI IONUT	IDT	Membru	0,90	2019	1784
209	TOPALA ELIZA - GEANINA	AUXM	Membru	0,81	2012	1616
210	TRANDAFIR EMANUEL TEODOR	IDT	Membru	0,72	2018	1424
211	TUDOR ALEXANDRU SILVIU	CS	Membru	0,90	2019	1784
212	UDREA IOAN PETRU	AC	Membru	0,32	2022	628
213	ULMEANU - ANGELESCU LEONARD - FLORIAN	AC	Membru	0,90	2015	1776
214	URITESCU BOGDAN	CS III	Membru	0,84	2020	1664
215	URSU IOAN	CS I	Membru	0,44	2016	880
216	VAJAIAC NICOLAE SORIN	CS III	Responsabil proiect PN 23 17 08 01	0,86	2012	1704
217	VAJAIAC ELENA	CS III	Membru	0,92	2012	1832
218	VASILESCU CRISTIAN BOGDAN	AC	Membru	0,89	2021	1763
219	VISAN DANIEL	AC	Membru	0,90	2020	1782
220	VISAN LENUTA	AUXM	Membru	0,91	2011	1800
221	VISOIU CONSTANTIN	AC	Membru	0,86	2013	1704
222	VLAD FLORENTIN - ALEX	AC	Membru	0,84	2021	1664
223	VLASIE STEFAN	AC	Membru	0,28	2022	564
224	ZAHARIA GHEORGHE - ADRIAN	AC	Membru	0,70	2012	1392
225	ZAMFIRESCU ALEXANDRU COSTIN	AC	Membru	0,79	2019	1576

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, eşantioane, 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
- Studiu concepte eVTOL	<i>Avioane Craiova</i>	<i>Potentiali dezvoltatori de eVTOL-uri cu aplicatii in UAM</i>
- Studiu concepte Banc Testari	<i>Avioane Craiova</i>	<i>Potentiali dezvoltatori de eVTOL-uri cu aplicatii in UAM</i>
- Studiu sisteme de control autonome	<i>Avioane Craiova</i>	<i>Potentiali dezvoltatori de eVTOL-uri cu aplicatii in UAM</i>
- Studiu sisteme electrice și electronice	<i>Avioane Craiova</i>	<i>Potentiali dezvoltatori de eVTOL-uri cu aplicatii in UAM</i>
Produs informatic	INCAS	Algoritmul de optimizare multidisciplinară (OMD) poate fi utilizat în continuare și în alte proiecte de interes național și european (în special cu Agenția Spațială Europeană ESA).
Produs informatic	INCAS	Uneltele computaționale specifice analizei reintrării vehiculelor în atmosferă pot fi utilizate în continuare și în alte proiecte de interes național și european (în special cu Agenția Spațială Europeană ESA).

7. Alte rezultate:

Impactul economic

Argumentele pentru un Impact economic ridicat sunt:

- Elaborarea unor soluții de nivel competitiv cu cele realizate pe plan internațional;
- Înlocuirea unor soluții perimate cu soluții noi, cu impact scăzut asupra mediului;
- Salt calitativ major în performanțele aeronavelor;
- Implementarea tehnologiilor noi de realizare pe produse existente sau în curs de dezvoltare în industria națională.

Impactul social:

- integrarea de noi specialiști în comunitatea științifică prin antrenarea unui mare număr de tineri cercetători și studenți masteranzi și doctoranzi în activități de cercetare;
- creșterea nivelului științific și expertizei tehnice în domenii de vârf ale cercetării;
- participarea la activități științifice naționale și internaționale care conduc la creșterea vizibilității în mediul academic;
- Ridicarea nivelului de colaborare cu entități industriale este baza aplicării soluțiilor inovative și crearea de produse competitive.

Impactul asupra mediului

Soluțiile inovative propuse au la baza necesitatea alinierii la standardele propuse, la nivel mondial, de scăderea a amprente 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 propuneri:

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 2023, s-au derulat activități care cresc capacitatea de expertiza, concepție și analiza în domeniul aerospațial la nivelul de competitivitate științifică a INCAS în cadrul UE și internațional, prin extinderea, consolidarea, optimizarea și implementarea metodelor de concepție, a procedurilor de testare și a tehnologiilor de fabricare.

Obiectivul specific al activităților implementate în anul 2023 a fost de aprofundare a unor direcții consacrate dar și dezvoltarea altor direcții noi de cercetare, în perspectiva ACARE SRIA pentru perioada 2035-2050.

Valorificarea rezultatelor cercetării științifice obținute în perioada martie-decembrie 2023 este foarte importantă deoarece constituie o sursă de dezvoltare continuă prin generarea de cooperări cu industria. Un alt aspect ce poate fi remarcat este faptul că, prin implementarea etapelor din acest an, s-au valorificat acele resurse pe termen lung în ceea ce privește acțiunile de ecologizare, care constau în identificarea și reducerea surselor de poluare cât și reutilizarea resurselor către alte destinații prin substituirea acestora.

Pentru proiectele derulate în anul 2023 s-au atins obiectivele propuse, inclusiv dezvoltarea capacității de participare la programele de cercetare ale Uniunii Europene și formarea de cercetători de înalt nivel științific în domeniul aerospațial.

DIRECTOR GENERAL,

Adriana ȘTEFAN

DIRECTOR DE PROGRAM,

Mihai Liviu COȘEREANU

DIRECTOR ECONOMIC,

Fănica ENE