



RAPORT ȘTIINȚIFIC ȘI TEHNIC

ETAPA 1- 2020 și ETAPA 2 - 2021

Proiect: Model experimental de avion fără pilot din materiale compozite fabricate prin tehnologii aditive

Contract de cercetare NR. 413PED/2020

Codul proiectului: PN-III-P2-2.1-PED-2019-0739

Adresa web a proiectului: <http://cuav.unitbv.ro/>

Director de proiect: Șef lucr.dr.ing. Sebastian-Marian ZAHARIA

Echipe de cercetare: Dr. ing. George Răzvan Buican – Cercetător postdoctoral; Șef lucr.dr.ing. Lucia-Antoneta CHICOȘ – Cercetător; Conf.dr.ing. Camil-Traian-Sorin LANCEA – Cercetător; CS II dr.ing. Mihai-Alin POP – Cercetător; Dr.ing. Valentin-Marian STAMATE – Cercetător; Ing. Ionuț-Stelian PASCARIU – Tehnician.

Raportul științific și tehnic cuprinde următoarele capitole:

- 1. Rezumatul Etapei 1;**
 - 2. Descrierea științifică și tehnică, cu punerea în evidență a rezultatelor etapei și a gradului de realizare a obiectivelor (rezultate și modul de diseminare a rezultatelor) – Etapa 1 - 2020**
 - 3. Rezumatul Etapei 2;**
 - 4. Descrierea științifică și tehnică, cu punerea în evidență a rezultatelor etapei și a gradului de realizare a obiectivelor (rezultate și modul de diseminare a rezultatelor) – Etapa 2 - 2021**
-



1. Rezumatul Etapei 1-2020

Etapa 1/2020, denumită **Proiectarea modelului experimental UAV**, a proiectului **PN-III-P2-2.1-PED-2019-0739**, cu titlul “**Model experimental de avion fără pilot din materiale compozite fabricate prin tehnologii aditive**”, a fost compusă din trei activități principale. Activitățile etapei 1/2020 au fost realizate total (100%), iar rezultatele obținute sunt detaliate, în cele ce urmează, în conformitate cu planul de realizare a proiectului.

Activitatea 1.1, intitulată **Proiectarea componentelor avionului utilizând software CAD**, a avut ca rezultat proiectarea componentelor (aripă, fuzelaj, ampenaj vertical, ampenaj orizontal, tren de aterizare, winglet) modelului experimental fără pilot, utilizând sistemul software SolidWorks.

În cadrul **activității 1.2**, **Asamblarea componentelor utilizând software CAD**, s-a realizat joncțiunea tuturor componentelor (aripă, fuzelaj, ampenaj vertical, ampenaj orizontal, tren de aterizare, winglet) proiectate în activitatea A1.1, utilizând sistemul software SolidWorks, rezultând astfel modelul 3D a avionului fără pilot.

Activitatea 1.3, intitulată **Diseminarea rezultatelor în jurnale/conferințe ISI/BDI**, se va concretiza prin publicarea rezultatelor în jurnale/conferințe ISI/BDI. În perioada următoare, cele mai importante rezultate, obținute în etapa 1 a proiectului, se vor trimite pentru publicare în jurnale/conferințe ISI/BDI.

În tabelul 1 sunt sintetizate activitățile prevăzute, activitățile realizate, gradul de realizare și rezultatele proiectului experimental demonstrativ, aferente Etapei 1 de raportare, intitulată **Proiectarea modelului experimental UAV**.

Tabelul 1. Sinteza etapei 1/2020 - Proiectarea modelului experimental UAV

| Activități prevăzute (Anexa Plan de realizare) | Activități realizate | Gradul de realizare | Rezultate |
|---|--|---------------------|--|
| Act. 1.1 Proiectarea componentelor avionului utilizând software CAD | Act. 1.1 Proiectarea componentelor avionului utilizând software CAD | Total | Fișierele CAD ale componentelor modelului UAV |
| Act. 1.2 Asamblarea componentelor utilizând software CAD | Act. 1.2 Asamblarea componentelor utilizând software CAD | Total | Modelul 3D a avionului |
| Act. 1.3 Diseminarea rezultatelor în jurnale/conferințe ISI/BDI | Act. 1.3 Diseminarea rezultatelor in jurnale/conferințe ISI/BDI | Total | Articole în curs de elaborare. |



2. Descrierea științifică și tehnică, cu punerea în evidență a rezultatelor etapei și a gradului de realizarea a obiectivelor

Etapa 1 - 2020

În capitolul curent sunt detaliate, din punct de vedere științific și tehnic, activitățile realizate în cadrul Etapei 1 de raportare - 2020, denumită **Proiectarea modelului experimental UAV**.

Activitatea 1.1 Proiectarea componentelor avionului utilizând software CAD

În cadrul acestei activități s-au proiectat și dimensionat principalele componente ale modelului experimental demonstrativ. În figura 1, au fost sintetizate activitățile necesare proiectării modelului experimental.



Fig.1. Etapele proiectării modelului experimental

Proiectarea aripii modelului experimental UAV

Modelul experimental UAV, din cadrul acestui proiect, prezintă o anvergură a aripii de 3300 mm. S-a optat pentru o poziționare a aripii, în partea superioară a fuzelajului, ceea ce determină o stabilitate bună și reduce șansele unui impact cu solul a aripii aeromodelului. Aripa folosită pentru avion este o aripă trapezoidală, iar profilul aerodinamic este NACA 4415. Alte dimensiuni de bază ale modelului radiocomandat sunt: coarda la încastrare (C_i), cu dimensiunea de 335 mm și coarda la extremitate (C_e) de 200 mm. Proiectarea aripii pornit de la profilul aerodinamic (NACA 4415) utilizat atât la încastrare, cât și la extremitatea aripii. Profilul NACA 4415 prezintă o grosime relativă de 15% și o valoare optimă pentru obținerea unui coeficient de portanță maxim. Pe structura aripii au fost atașate și cele 2 nacele pentru poziționarea motoarelor electrice. Rigidizarea structurală a aripii se va face prin utilizarea unui lonjeron tubular din fibră de carbon (figura 2.a). Pentru alegerea acestui tip de lonjeron a fost realizat un studiu comparativ, privind performanțele mecanice, a tijelor de carbon fabricate prin tragere și al tijelor din filament de carbon realizate prin procedeul de fabricare aditivă de extrudare termoplastică. În urma testelor mecanice s-a constatat că tijele de carbon sunt mult mai rezistente și se pot utiliza la modelul experimental demonstrativ (rezultatele acestui studiu comparativ sunt în curs de publicare). Configurația internă a aripii prezintă o structură cu trei lonjeroane, astfel: lonjeron cu profil I la bordul de atac al aripii, lonjeron cu profil X de tip grindă cu zăbrele care are scopul de a prelua solicitările din partea centrală a aripii și de poziționare a lonjeronul tubular pe suprafața cilindrică (figura 2.b). Lonjeron cu profil I este necesar pentru preluarea solicitărilor din zona bordului de fugă a aripii și este prevăzut cu suprafețe cilindrice, prin interiorul cărora se vor introduce tije de carbon necesare pentru a facilita ghidarea tronsoanelor de aripă printate 3D.

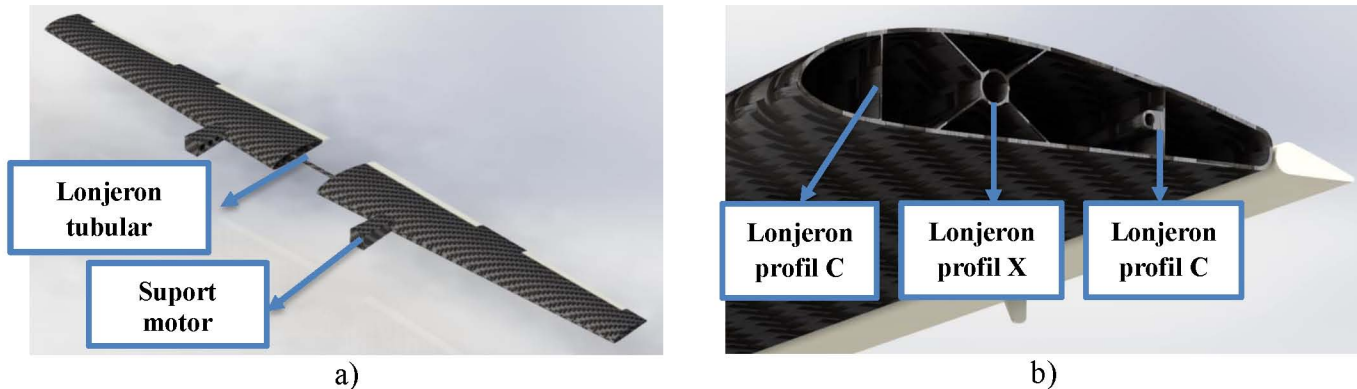


Fig. 2. Proiectarea aripii modelului experimental: a) aripa cu lonjeron tubular;
b) componentele structurale ale aripii

De asemenea, pentru a reduce masa modelului experimental și pentru a avea o ușurință în fabricație s-a ales ca nervurile de rezistență să fie poziționate pe suprafețele de lipire dintre tronsoanele aripii printate 3D, prin adăugarea unor borduri de 3 mm. Pe aripă a fost proiectată structura de rezistență a suportului pentru motoarele electrice, care prezintă o rezistență ridicată, deoarece această zonă prezintă o importanță vitală în funcționarea modelului experimental. Pentru controlul axei de ruluu, aripa este prevăzută cu eleroane (figura 3.a), aceasta având o structură de rezistență la care s-a utilizat un lonjeron longitudinal cu profil I.

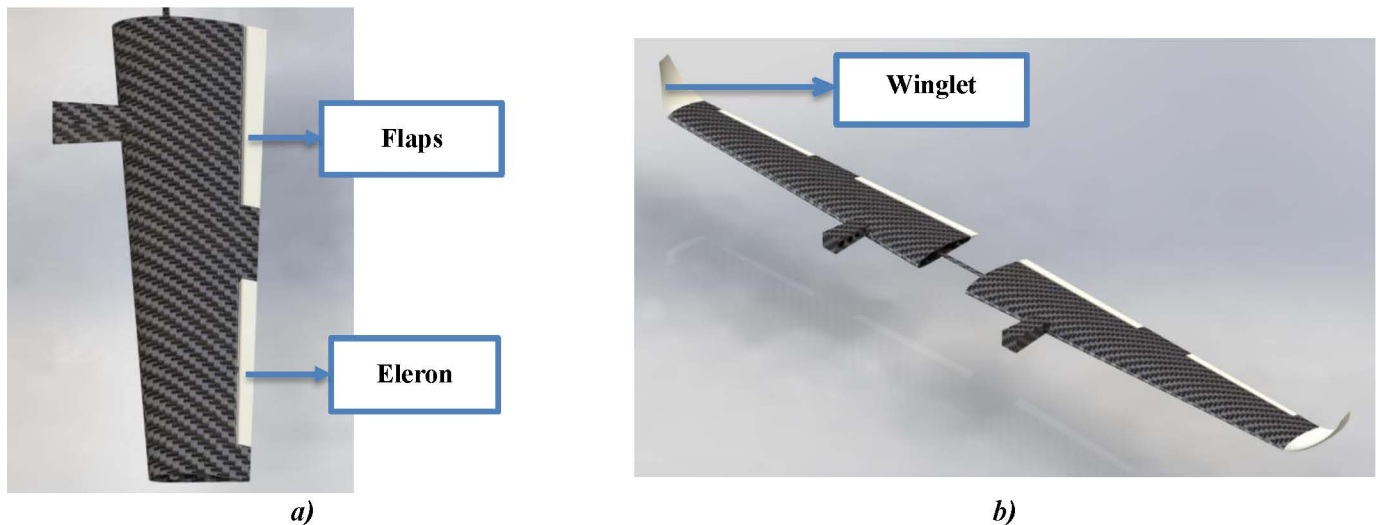
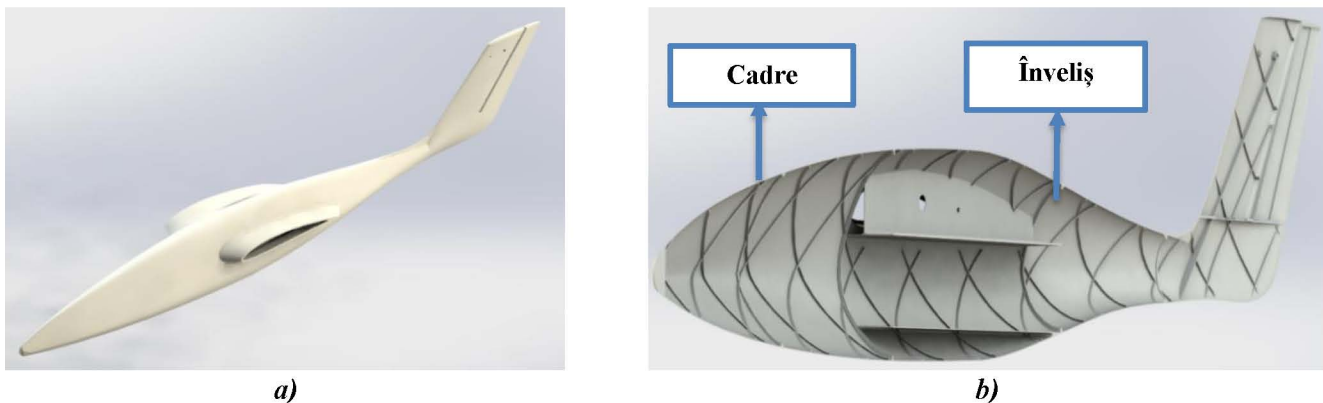


Fig. 3. Structura aripii: a) aripa echipată cu flaps și eleron; b) aripa echipată cu winglet

Dispozitivele de hipersustentație utilizate pentru aeromodelul experimental sunt flaps-urile (figura 3.a). Flaps-urile au fost dispuse la bordul de fugă ale aripii, iar prin bracarea acestora se va mări portanța în etapele de decolare și aterizare. Winglet-ul (figura 3.b) reduce rezistența indusă la vârfurile aripii și crește raportul dintre forța portantă și forța de rezistență la înaintare. Prin utilizarea dispozitivelor de tip winglet, se reduce consumul de energie și crește performanța motoarelor electrice pentru modelul experimental. Aceste componente proiectate vor avea o structură similară cu cea a aripii, cu lonjeroane și nervuri, pentru a facilita printarea 3D fără material suport și pentru a conferi o structură cu o rigiditate ridicată.

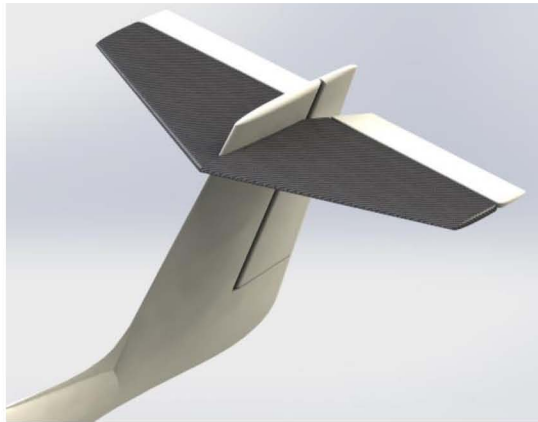
Proiectarea fuzelajului, a ampenajelor și a trenului de aterizare

Fuzelajul modelului experimental prezintă o formă aerodinamică și este componenta de care sunt fixate următoarele structuri: aripa, ampenajul orizontal și vertical, trenul de aterizare și camera termică. Pentru a oferi o rezistență cât mai bună modelului, joncțiunea aripii cu fuzelajul va fi fabricată, dintr-o singură piesă, prin extrudare termoplastică. Forma aerodinamică a fuzelajului asigură capacitatea de încărcare maximă, la o rezistență la înaintare cât mai redusă. Echipamentele electronice vor fi poziționate cât mai aproape de centrul de greutate a modelului experimental pentru ca momentele de inerție să fie cât mai reduse. Fuzelajul va avea decupaje care vor permite accesul la componentele electronice. De asemenea, pe structura fuzelajului se vor adăuga elemente de ranforsare în zonele unde solicitările sunt mai intense (prinderea trenului de aterizare de fuzelaj, prinderea camerei termice de fuzelaj). Fuzelajul modelului experimental (figura 4.a) cuprinde o structură de tip monococă, având următoarele componente: înveliș și cadre de rigidizare. Cadrele de rigidizare sunt poziționate pe 2 direcții la un unghi de 45°, pentru o printare 3D fără suport. S-a optat pentru această soluție constructivă pentru a se utiliza cât mai eficient spațiul interior a fuzelajului, dar și pentru o asamblare și fabricare cât mai ușor de realizat.



*Fig. 4. Structura fuzelajului: a) modelul 3D a fuzelajului și a ampenajului vertical;
b) structura de rezistență a fuzelajului*

În figura 4.a se poate observa că fuzelajul a fost proiectat împreună cu o parte din ampenajul vertical. Pentru ampenajul orizontal și ampenajul vertical a fost aleasă o configurație clasică, fiecare dintre acestea prezentând o suprafață fixă și una mobilă. Astfel, ampenajul orizontal prezintă stabilizator și profundor, iar ampenajul vertical prezintă direcție și derivă. Ampenajul orizontal va fi poziționat în partea superioară a derivei, pentru a putea fi scos din zona de influență a aripii. Profilul aerodinamic, pentru cele două tipuri de ampenaje, este NACA 0015. Profilul NACA 0015 este un profil simetric și subțire, utilizat pentru a păstra ordinul de mărime a valorii portanței la brățajul profundorului sau a direcției, totodată prezentând o rezistență la înaintare minimă. Pentru fabricarea ampenajelor s-a decis alegerea următoarelor structuri de rezistență: deriva conține nervuri poziționate la 45°, direcția include un lonjeron I poziționat la 60°, stabilizatorul prezintă structura de rezistență a aripii (trei lonjeroane), profundorul are un lonjeron cu profil I. Trenul de aterizare a aeromodelului experimental va face posibilă rularea acestuia pe sol în condiții de siguranță fără deteriorarea aeronavei în timpul rulajului, decolării și aterizării. Configurația de tren de aterizare aleasă pentru acest avion este de tren de aterizare triciclu, neescamotabil, format din două brațe laterale și bechie. Brațele principale ale trenului de aterizare au fost poziționate în zona bordului de fugă a aripii. Rezultatul activității 1.1 constă în **fișierele CAD ale componentelor modelului UAV.**



a)



b)

*Fig. 5. Proiectarea componentelor modelului experimental: a) ampenajul orizontal și vertical;
b) fuzelajul – ampenajele – trenul de aterizare triciclu*

Activitatea 1.2 Asamblarea componentelor utilizând software CAD

Asamblarea modelului experimental reprezintă procesul de conectare a tuturor componentelor (aripă, winglet, eleron, flaps-uri, fuzelaj, tren de aterizare, ampenaj vertical și ampenaj orizontal, motor, camera termoviziune) necesare pentru a prezenta design-ul preliminar. Asamblarea componentelor s-a realizat în sistemul software SolidWorks, utilizând constrângerile necesare constituirii modelului digital a aeromodelului experimental. În această etapă au fost verificate coliziunile între componentele aeromodelului, astfel încât să nu existe probleme în etapa de fabricație aditivă. Asamblarea s-a realizat astfel: s-a pornit de la structura fuzelajului pe care au fost montate semi-aripa stânga și semi-aripa dreapta. Pe aripa stânga și aripa dreapta au fost montate următoarele componente: eleroane, flaps-uri și winglet-urile și motoarele electrice. Procedura de asamblare a continuat cu poziționarea ampenajului orizontal și vertical și s-a finalizat prin adăugarea trenului de aterizare triciclu și a camerei de termoviziune. Rezultatul activității 1.2 constă în **modelul 3D a avionului UAV** (figura 6).



Fig. 6. Modelul experimental asamblat



În tabelul 2 au fost sintetizate caracteristicile principale ale modelului experimental rezultate din calculele de design preliminar.

Tabelul 2. Caracteristicile modelului experimental

| Componenta | Caracteristică geometrică | Valoare |
|------------------------------------|--|----------------|
| Aripa | Anvergura aripii cu winglet [mm] | 3400 |
| | Profil aerodinamic aripă la încastrare | NACA 4415 |
| | Profil aerodinamic aripă la extremitate | NACA 4415 |
| | Coarda aripii la încastrare [mm] | 335 |
| | Coarda aripii la extremitate [mm] | 200 |
| | Suprafața aripii cu winglet [mm ²] | 897300 |
| Flaps | Anvergură [mm] | 600 |
| | Coardă [mm] | 41 – 50 |
| Eleron | Anvergură [mm] | 500 |
| | Coardă [mm] | 30 – 37 |
| Winglet | Coarda la încastrare [mm] | 200 |
| | Coarda la extremitate [mm] | 54 |
| | Înălțime [mm] | 180 |
| Fuzelaj | Lungimea fuzelajului [mm] | 1803 |
| | Înălțimea fuzelajului [mm] | 228 |
| | Lățimea fuzelajului [mm] | 200 |
| Ampenaj vertical | Profil aerodinamic ampenaj vertical | NACA 0015 |
| | Anvergură [mm] | 240 |
| | Coardă la încastrare [mm] | 285 |
| | Coardă la extremitate [mm] | 200 |
| Ampenaj orizontal | Profil aerodinamic ampenaj vertical | NACA 0015 |
| | Anvergură [mm] | 600 |
| | Coardă la încastrare [mm] | 235 |
| | Coardă la extremitate [mm] | 120 |
| Tren de aterizare principal | Înălțime [mm] | 110 |
| | Distanța dintre brațe [mm] | 350 |

Activitatea 1.3 Diseminarea rezultatelor în jurnale/conferințe ISI/BDI

Din cauza timpului scurt în care s-a desfășurat etapa 1 (1.11.2020 – 31.12.2020), diseminarea rezultatelor obținute în cadrul acestei etape se va realiza în etapele următoarele ale proiectului experimental demonstrativ.



3. Rezumatul Etapei 2-2021

Etapa 2/2021, intitulată **Analiza aerodinamică, proiectarea și fabricarea aditivă a componentelor motorului electric și a componentelor modelului experimental UAV**, a proiectului PN-III-P2-2.1-PED-2019-0739, cu titlul “**Model experimental de avion fără pilot din materiale compozite fabricate prin tehnologii aditive**”, a fost constituită din zece activități principale. Activitățile etapei 2/2021 au fost realizate total (100%), iar rezultatele obținute sunt detaliate, în cele ce urmează, în conformitate cu planul de realizare a proiectului.

Activitatea 2.1, intitulată **Modelarea structurii avionului în software-ul de simulare aerodinamică XFLR**, a avut ca rezultat modelarea componentelor (aripă, fuzelaj, ampenaj vertical, ampenaj orizontal, wingleet) avionului UAV, utilizând sistemul software XFLR5, pornind de la modelul proiectat în etapa 1 - 2020.

Activitatea 2.2, denumită **Analiza aerodinamică a profilului, a aripii și a întregului avion utilizând software CFD (XFLR5 și Ansys)**, a fost dedicată obținerii performanțelor aerodinamice (polara profilului, aripii și a întregului avion, distribuția presiunilor pe aripă) ale modelului experimental, la diferite unghiuri de atac.

În cadrul **Activității 2.3, Modelarea CAD a componentelor motorului electric**, s-a realizat proiectarea componentelor motorului electric (rotor, stator, bobinaj, carcasă fixă, arbore, magneți, rulment, flanșă) utilizând sistemul software SolidWorks, rezultând astfel modelul 3D a motorului electric.

În cadrul **Activității 2.4, intitulată Fabricarea componentelor motorului electric utilizând procedee aditive (SLM sau SLS)**, se prezintă principalele etape ale fabricării componentelor motorului electric (rotor, carcasă stânga, flanșă) utilizând procedeul de fabricație aditivă SLS (Sinterizare Selectivă cu Laserul).

Activitatea 2.5, denumită **Asamblarea componentelor motorului electric**, prezintă etapele de asamblare ale motorului electric, pornind de la asamblarea statorului și bobinajului pe arbore și până la rezultatul final care este reprezentat de motorul electric.

În cadrul **Activității 2.6, intitulată Testarea performanțelor motorului electric**, au fost prezentate principalele rezultate (forța de tracțiune, cuplul, turația, semnalul ESC-ului, vibrații) privind testarea motorului electric, fabricat prin tehnologii aditive, utilizând standul de tracțiune RCbenchmark Seria 1585.

Activitatea 2.7, denumită **Fabricarea structurii aripii utilizând tehnologia FDM**, prezintă modul de divizare a aripii modelului experimental și fabricarea tronsoanelor prin procedeul de extrudare termoplastică din filament de fibră de carbon.

Activitatea 2.8, intitulată **Fabricarea aditivă a fuzelajului**, a fost dedicată fabricării prin procedeul de extrudare termoplastică, din filament de fibră de sticlă, a fuzelajului modelului experimental UAV, divizat în 6 tronsoane.

Activitatea 2.9, denumită **Fabricarea aditiva a ampenajului orizontal**, a prezentat fabricarea prin procedeul de extrudare termoplastică, din filament de fibră de carbon, a ampenajului orizontal (stabilizator și profundor).



În cadrul **Activității 2.10, Diseminarea rezultatelor in jurnale/conferințe ISI/BDI**, au fost descrise principalele rezultatele publicate în jurnale ISI și conferințe internaționale.

În tabelul 3 au fost sintetizate activitățile prevăzute, activitățile realizate, gradul de realizare și rezultate proiectului experimental demonstrativ, corespunzătoare Etapei 2 de raportare - 2021, intitulată **Analiza aerodinamică, proiectarea și fabricarea aditivă a componentelor motorului electric și a componentelor modelului experimental UAV**.

Tabelul 3. Sinteza etapei 2/2021 - Analiza aerodinamică, proiectarea și fabricarea aditivă a componentelor motorului electric și a componentelor modelului experimental UAV

| Activități prevăzute (Anexa Plan de realizare) | Activități realizate | Gradul de realizare | Rezultate |
|---|--|------------------------------------|--|
| Act. 2.1 Modelarea structurii avionului în software-ul de simulare aerodinamică XFLR | Act. 2.1 Modelarea structurii avionului în software-ul de simulare aerodinamică XFLR | Total | Modelul aerodinamic a avionului |
| Act. 2.2 Analiza aerodinamica a profilului, a aripiei și a întregului avion utilizând software CFD (XFLR5 și Ansys) | Act. 2.2 Analiza aerodinamica a profilului, a aripiei și a întregului avion utilizând software CFD (XFLR5 și Ansys) | Total | Raport CFD |
| Act. 2.3 Modelarea CAD a componentelor motorului electric | Act. 2.3 Modelarea CAD a componentelor motorului electric | Total | Componente CAD ale motorului electric |
| Act. 2.4 Fabricarea componentelor motorului electric utilizând procedee aditive (SLM sau SLS) | Act. 2.4 Fabricarea componentelor motorului electric utilizând procedee aditive (SLM sau SLS) | Total | Componente ale motorului electric printate 3D |
| Act. 2.5 Asamblarea componentelor motorului electric | Act. 2.5 Asamblarea componentelor motorului electric | Total | Motorul electric |
| Act. 2.6 Testarea performanțelor motorului electric | Act. 2.6 Testarea performanțelor motorului electric | Total | Raport de testare al motorului |
| Act. 2.7 Fabricarea structurii aripiei utilizând tehnologia FDM | Act. 2.7 Fabricarea structurii aripiei utilizând tehnologia FDM | Total | Structura aripiei |
| Act. 2.8 Fabricarea aditivă a fuzelajului | Act. 2.8 Fabricarea aditivă a fuzelajului | Total | Structura fuzelajului |
| Act. 2.9 Fabricarea aditivă a ampenajului orizontal | Act. 2.9 Fabricarea aditivă a ampenajului orizontal | Total | Structura ampenajului orizontal |
| Act. 2.10 Diseminarea rezultatelor in jurnale/conferințe ISI/BDI | Act. 2.10 Diseminarea rezultatelor in jurnale/conferințe ISI/BDI | Total | 1 articol in jurnal ISI 2 articole prezentate și publicate la conferințe internaționale |

4. Descrierea științifică și tehnică, cu punerea în evidență a rezultatelor etapei și a gradului de realizarea a obiectivelor

Etapa 2 – 2021

În prezentul capitol sunt detaliate, din punct de vedere științific și tehnic, activitățile realizate în cadrul Etapei 2 de raportare - 2021, denumită **Analiza aerodinamică, proiectarea și fabricarea aditivă a componentelor motorului electric și a componentelor modelului experimental UAV**.

Activitatea 2.1 Modelarea structurii avionului în software-ul de simulare aerodinamică XFLR

Sistemul software XFLR5 reprezintă o unealtă utilizată pentru analiza profilelor aerodinamice, a aripilor, dar și a întregii aeronave cu scopul determinării performanțelor aerodinamice încă din etape timpurii ale ciclului de viață a unui produs aeronautic. Modelarea structurii avionului a fost realizată utilizând caracteristicile geometrice din tabelul 2. Etapele principale ale modelării avionului UAV au fost următoarele: importarea profilelor aerodinamice (figura 7.a) NACA 4415 (utilizat la aripă) și NACA 0015 (utilizat la ampenaje și winglet); modelarea aripii (figura 7.b) și a winglet-ului avionului; modelarea fuzelajului și a ampenajelor (figura 7.c). Ultima etapă o reprezintă asamblarea finală a modelului UAV (figura 7.d) prin constrângerea componentelor modelate anterior. Rezultatul acestei activități constă în **modelul aerodinamic a avionului UAV** (figura 7.d) realizat în sistemul software de simulare aerodinamică XFLR5.

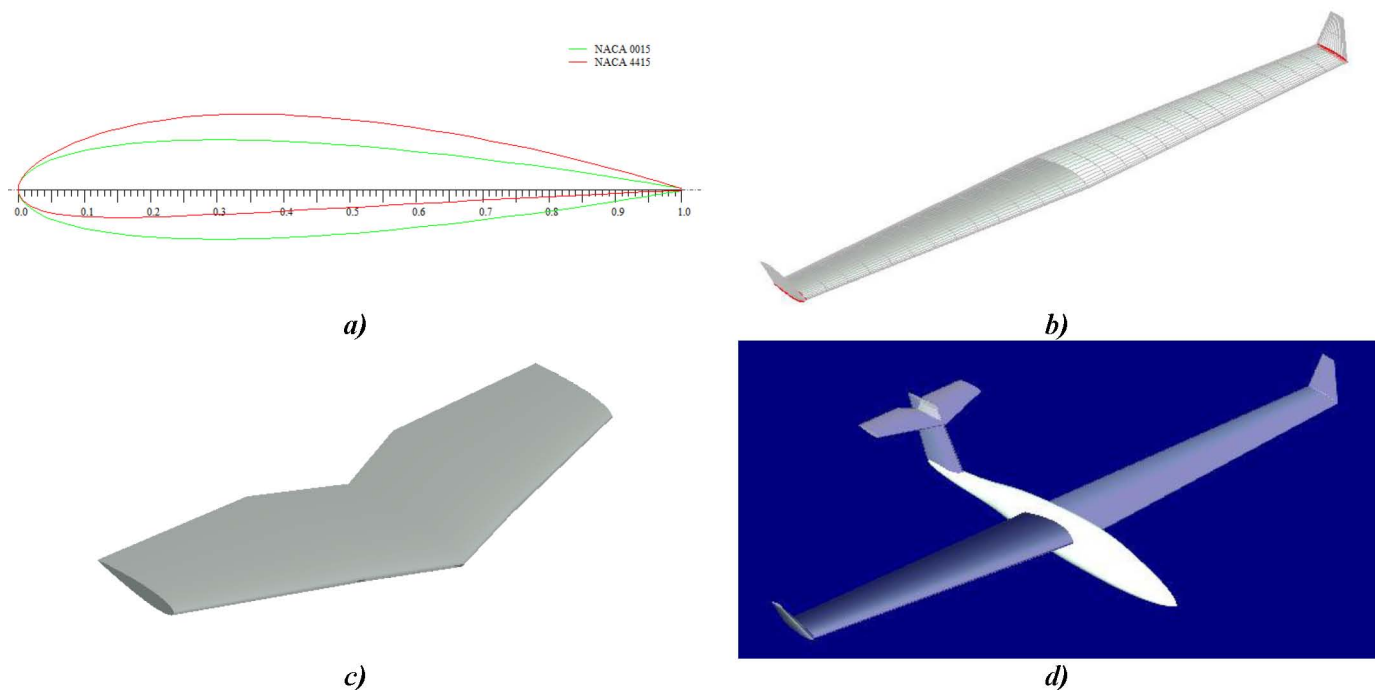


Fig. 7. Modelarea structurii avionului UAV: a) profilele aerodinamice utilizate; b) modelarea aripii echipată cu winglet; c) modelarea ampenajului orizontal; d) modelul UAV realizat în sistemul software XFLR5

Activitatea 2.2 Analiza aerodinamică a profilului, a aripii și a întregului avion utilizând software CFD (XFLR5 și Ansys)

Această activitate este divizată în două sub-activități: analiza aerodinamică a avionului UAV în software-ul XFLR5; analiza aerodinamică a avionului în software-ul Ansys Modulul Fluid –Flow (Fluent).

Sub-activitatea 2.2.1 Analiza aerodinamică a avionului UAV în software-ul XFLR5

După obținerea modelului 3D a avionului UAV (activitatea 2.1), sistemul software XFLR5 permite determinarea coeficienților aerodinamici și a derivatelor de stabilitate. Metodologia de calcul a performanțelor aerodinamice ale modelului UAV a fost descrisă în figura 8.a. După alegerea profilului aerodinamic, a doua etapă în analiza aerodinamică a modelului experimental a fost determinarea valorii numărului Reynolds. Vâscozitatea cinematică (ν) a fost calculată cu următorii parametri: altitudine 300 m; temperatura 20°C, iar rezultatul este de $\nu = 1.647 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$. Utilizând vâscozitatea cinematică de $1.647 \cdot 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$, viteza de 20 m/s și coarda medie aerodinamică 0,275 m, a fost calculat numărul Reynolds având valoarea de $Re = 333966$.

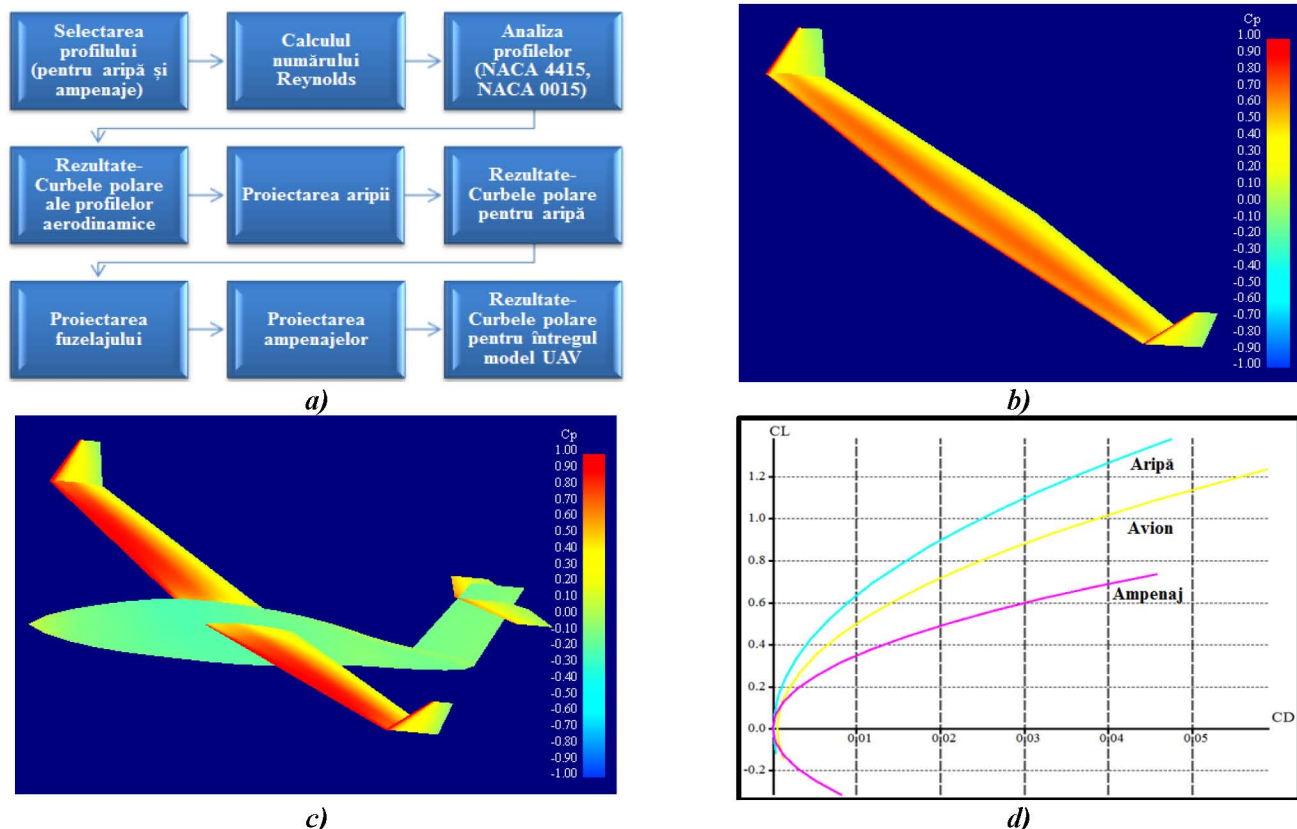


Fig. 8. Analiza aerodinamică a avionului UAV: a) metodologia de calcul în XFLR5; b) distribuția coeficientului de presiune pe aripa echipată cu winglet (unghi de atac 3°); c) distribuția coeficientului de presiune asupra modelului experimental UAV(unghi de atac 10°); d) curbele polare pentru aripa, ampenaj și întreg avionul în sistemul software XFLR5

Analiza aerodinamică a profilelor aerodinamice, a aripii (figura 8.b) și a modelului experimental (figura 8.c) a fost realizată pentru o variație a unghiului de atac în domeniul -5° - 12° . În figura 8.d este descrisă dependența dintre coeficientul de portanță și coeficientul de rezistență la înaintare, pentru aripă, ampenaj și întregul avion, reprezentare grafică ce poartă denumirea de curba polară.

Sub-activitatea 2.2.2 Analiza aerodinamică a avionului UAV în software-ul Ansys - Modulul Fluid Flow (Fluent)

Analiza aerodinamică utilizând tehnicile CFD (Computational Fluid Dynamics) pentru întregul model experimental a fost realizată în sistemul software Ansys R18.2, modulul Fluid Flow (Fluent). Analiza CFD permite discretizarea modelului experimental în bune condiții, analiza fiind realizată la o viteză de 20 m/sec. În urma analizei CFD se poate observa formarea trenei de vârtejuri (figura 9.a) și variația vitezei pe aripă și pe ampenajul orizontal (figura 9.b). Figura 9.c prezintă contururile de presiune pe suprafața modelului experimental, observându-se o presiune crescută pe bordul de atac a aripii. Se poate observa că gradientul de presiune statică (figura 9.d) de pe suprafața aripii nu este repartizat uniform, ci scade treptat spre capetele aripii din cauza pierderilor marginale. Pierderile marginale, rezultate din circulația în jurul profilelor aerodinamice, sunt foarte reduse datorită componentelor de tip winglet, care scad rezistența indusă la capătul aripiilor. Rezultatul acestei activități este un **raport CFD** ce cuprinde rezultatele analizelor aerodinamice pentru modelul experimental în cele două sisteme software: XFLR și Ansys – Modulul Fluid-Flow (aceste rezultate sunt în curs de publicare).

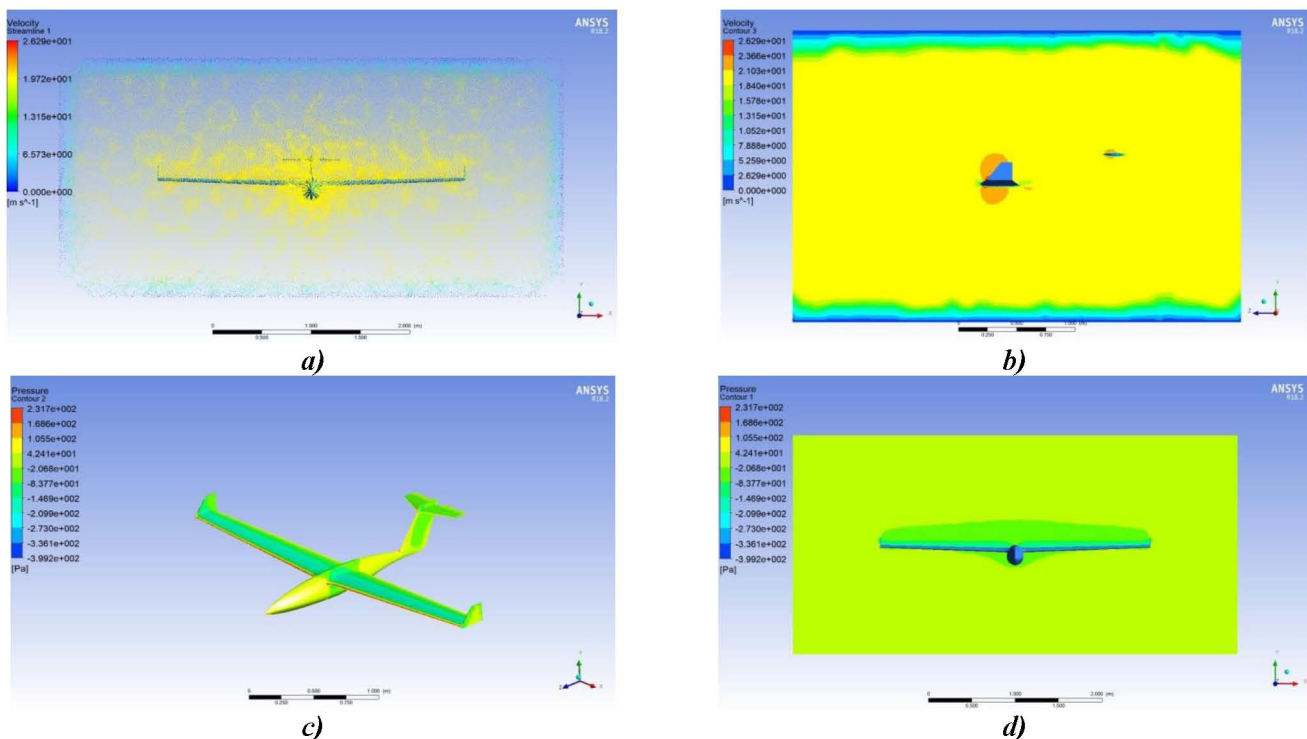


Fig. 9. Analiza aerodinamică a avionului UAV: a) formarea trenei de vârtejuri la modelul experimental; b) variația vitezei pe structura aripii și a ampenajului orizontal; c) distribuția coeficientului de presiune asupra modelului experimental UAV; d) repartitia coeficientului de presiune în anvergură

Activitatea 2.3 Modelarea CAD a componentelor motorului electric

Cu ajutorul sistemului software SolidWorks au fost proiectate componentele motorului electric. În figura 10 a fost prezentată geometria componentelor/ansamblurilor principale ale motorului electric care au fost modelate: statorul bobinat (figura 10.a); rotorul prevăzut cu magneți (figura 10.b); carcasă dreapta (figura 1.c); carcasă stânga (figura 1.d). Au fost modelate, de asemenea, și componentele secundare ale motorului: arborele, rulmenții, flanșă, șuruburi și piulițe. Modelul 3D asamblat a motorului electric este descris în figura 10.e. În figura 10.f au fost adăugate carcuse suplimentare cu scopul rigidizării structurii motorului electric. Aceste rigidizări au fost aplicate doar pentru modelul printat 3D (figura 10.g) cu filament PLA. Dimensiunile componentelor principale ale motorului electric au fost prezentate în figura 10.g. Rezultatul acestei activități este reprezentat de **componentele CAD ale motorului electric**. De asemenea, rezultatele acestei activități au fost diseminate prin publicarea unui **articol la conferința internațională MSE 2021**.

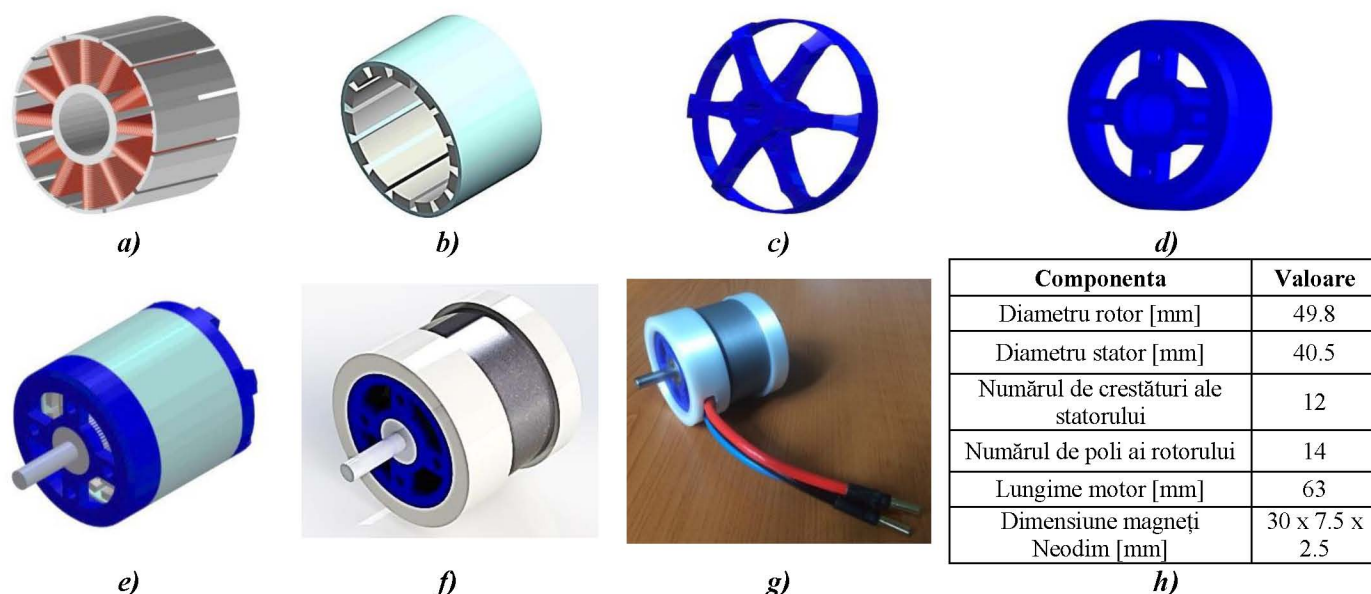


Fig. 10. Modelarea CAD a motorului electric: a) statorul bobinat; b) rotorul prevăzut cu magneți; c) carcasă dreapta; d) carcasă stânga; e) modelul 3D a motorului; f) motorul cu elemente de rigidizare; g) motorul fabricat prin procedeul de extrudare termoplastică; h) caracteristicile motorului

Activitatea 2.4 Fabricarea componentelor motorului electric utilizând procedee aditive (SLM sau SLS)

În urma analizei atente a design-ului și funcționării motorului electric, următoarele componente (rotor și carcasă dreapta, printate împreună, carcasă stânga și flanșă) se pretează pentru fabricarea prin tehnologii aditive, utilizând procedeul SLS (Sinterizare Selectivă cu Laserul). Celelalte componente ale motorului (stator cu bobinaj, arborele) au fost fabricate prin tehnologii clasice de fabricație. Pentru fabricarea componentelor motorului electric s-a utilizat imprimanta 3D System SPRO 60 SD, din dotarea departamentului de cercetare C08 - Tehnologii și materiale avansate metalice, ceramice și compozite (MMC), din cadrul Institutului de Cercetare - Dezvoltare al Universității Transilvania din Braşov. Instalația de printare 3D (figura 11.a) permite realizarea unor produse de complexitate ridicată, din punct

de vedere geometric, utilizând pulberi metalice, ceramice, polimerice și pulberi compozite. Cuptorul de sinterizare atașat instalației de printare SLS asigură sinterizarea pulberilor ceramice și metalice și infiltrarea cu diferite metale. Dacă în cazul utilizării materialelor polimerice piesa finală se obține direct, în cazul utilizării pulberii metalice după obținerea pieselor dorite este necesar un pas suplimentar de infiltrare cu bronz. Apoi, piesele se cântăresc, se calculează cantitatea de infiltrant (bronz) care conform fișei tehnice dată de producător este în proporție de 65% din masa piesei, după care piesa se introduce în cuptor pentru infiltrare. Materialul utilizat la fabricarea componentelor motorului electric, prin procedeul SLS, a fost A6 steel, produs de compania 3D Systems.

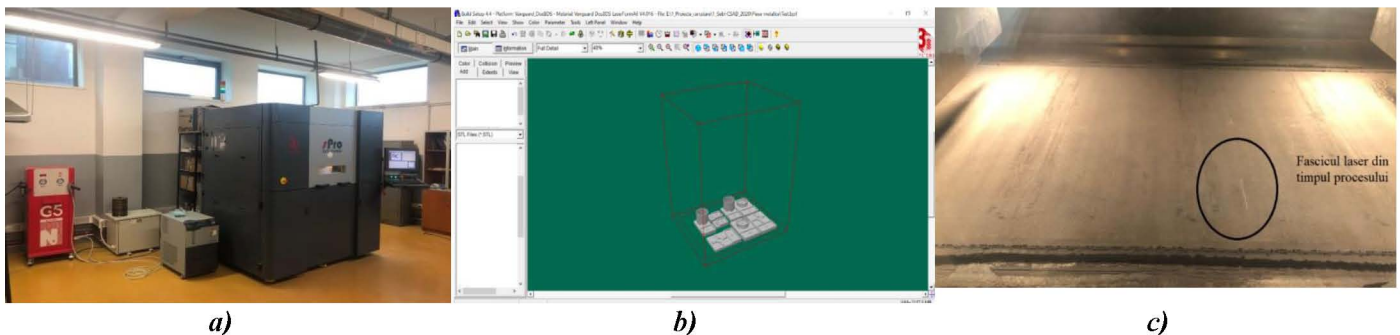


Fig. 11. Fabricarea aditivă a componentelor motorului electric utilizând procedeul SLS: a) instalația 3D System SPRO 60 SD; b) pregătirea pentru fabricare a componentelor motorului electric; c) inițierea procesului de fabricare a pieselor

După fabricarea componentelor motorului electric (figura 12.a și figura 12.b), a urmat curățarea acestora, cântărirea, calcularea și pregătirea cantității de infiltrant (12.c) și introducerea în cuptorul de tratament termic. Temperatura de infiltrare a fost de 1070 °C, conform specificațiilor producătorului instalației, în atmosfera de N₂ gazos și ciclul total de încălzire – menținere - răcire a fost de 72 ore (figura 12.d). Ultima etapă o reprezintă îndepărtarea „taburilor” (suportilor creați special pentru așezarea bronzului) și prelucrarea finală prin procedee de prelucrare prin așchiere.

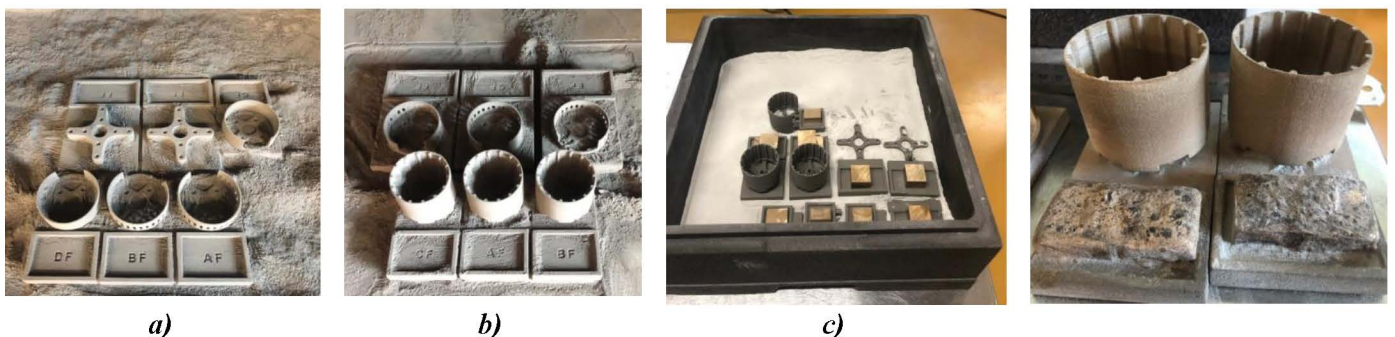


Fig. 12. Fabricarea aditivă a componentelor motorului electric utilizând procedeul SLS: a) carcasă stânga și flanșă de prindere; b) rotor; c) pregătirea componentelor pentru infiltrare în cuptorul de sinterizare; d) componentele obținute după infiltrare

Activitatea 2.5 Asamblarea componentelor motorului electric

În prima etapă s-a avut în vedere centrarea și fixarea axului pe capacul lateral dreapta. Pe ax a fost fixat suportul bobinaj. Au fost introduși 2 rulmenți radiali cu bile așezați în locașul special prevăzut din capacul dreapta. Datorită complexității și preciziei ridicate de execuție, s-a decis ca statorul și bobinajul să fie fabricate de un producător specializat. Componenta stator conține 12 suportți bobinați cu sârmă de cupru de diametru 0.25 mm. Pe carcasa rotorului au fost lipiți cu adeziv epoxidic bicomponent cei 14 magneți neodim utilizând suportul distanțier (figura 13.a), realizat prin printare 3D. S-a luat în considerare ca magneții să respecte configurația unui motor electric fără perii. Pentru echilibrarea dinamică a rotorului acesta a necesitat diverse prelucrări prin așchiere: strunjire și rectificare interioară/exterioară (figura 13.b). În continuare, urmează asamblarea capacului stânga prevăzut cu fantă pentru scoaterea celor trei fire. Aceste fire sunt obținute din împerecherea a câte 4 bobine de pe stator. Se fixează capacul stânga pe axul motorului cu 2 șuruburi M4. De asemenea, se fixează, în interiorul capacului stânga, rulmentul de ghidaj a capacului stator. Pe capacul stânga a statorului, în cele 4 găuri filetate se solidarizează, prin șuruburi, flanșa de fixare (figura 13.c) ce permite poziționarea motorului electric pe structura avionului. Cei trei conectori se vor lega la suportul electronic comandat pentru funcțiile de pornire – oprire și reglare a turației de funcționare a motorului electric. După obținerea modelului asamblat a motorului electric (figura 13.d) urmează etapa de pregătire pentru vopsire (figura 13.e). Rezultatul acestei activități îl constituie **motorul electric** cu piese fabricate prin procedeul de sinterizare selectivă cu laserul (SLS).

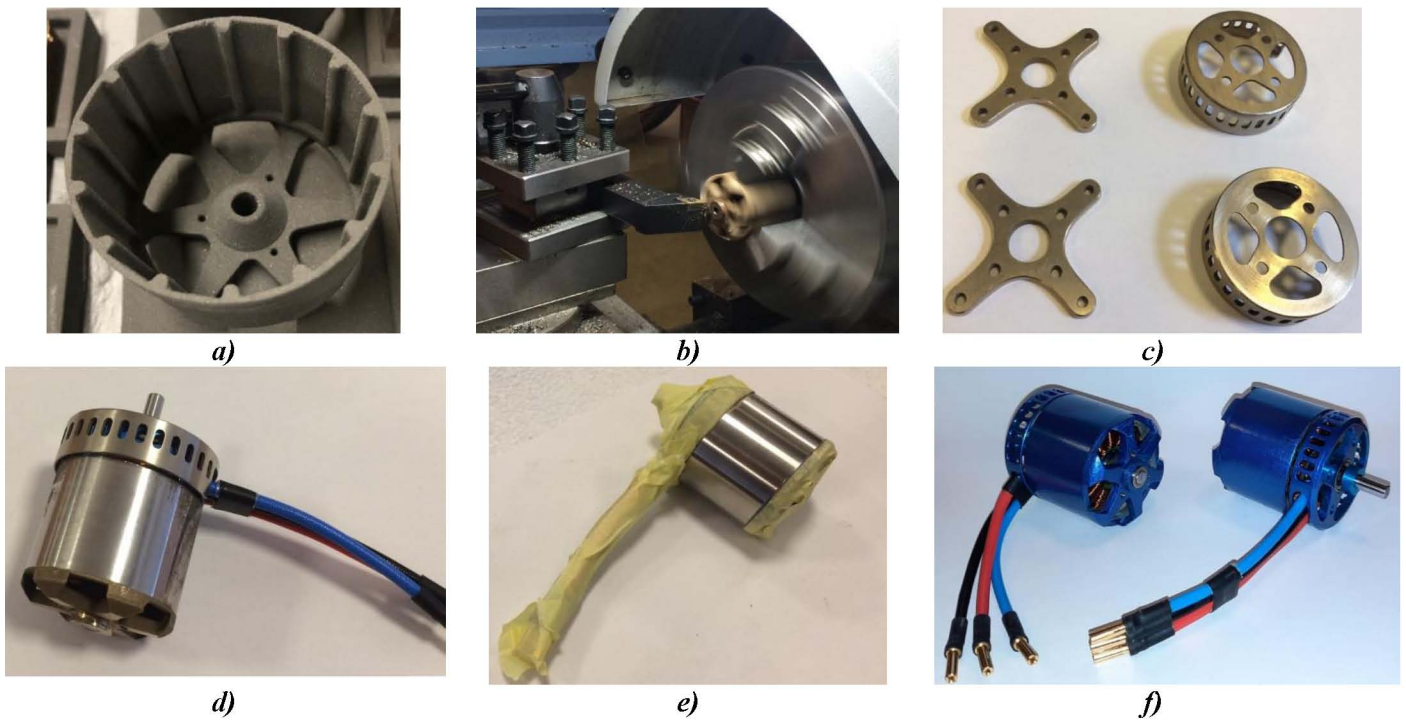
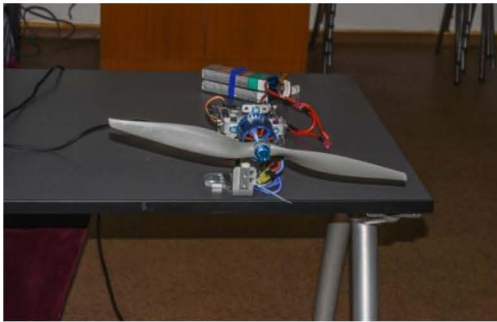


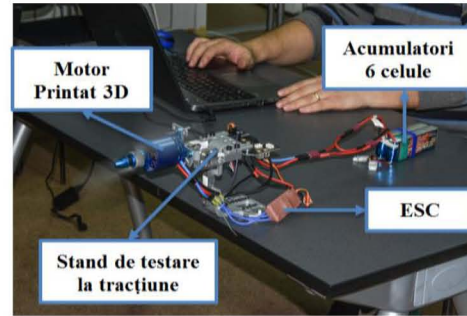
Fig. 13. Asamblarea componentelor motorului electric: a) rotorul prevăzut cu suportul distanțier; b) strunjirea rotorului; c) flanșă de fixare și carcasa stânga; d) motorul asamblat e) pregătirea motorului pentru efectuarea vopsirii; f) motorul electric pregătit pentru testare

Activitatea 2.6 Testarea performanțelor motorului electric

Pentru testarea performanțelor motorului electric, fabricat prin procedeul de sinterizare selectivă cu laserul (SLS), a fost utilizat standul de tracțiune RCbenchmark Seria 1585, achiziționat din fondurile proiectului experimental demonstrativ. Acest stand de testare prezintă următoarele caracteristici: tracțiune maxima: 5 kgf; cuplu: 1,5 N·m; tensiune: 50 V; intensitate curent: 55 A. Prima etapă în testarea motorului electric a fost calibrarea standului experimental. Următoarea etapă constă în fixarea motorului electric pe stand și testarea acestuia fără elice, după care a fost montată elicea și s-au realizat primele teste la turații reduse (figura 14.a). Pentru testarea motorului au fost utilizate următoarele echipamente: standul de testare la tracțiune RCbenchmark Seria 1585, un ESC (regulator electronic de turație) de curent de 60 A, 2 acumulatori Lipo cu 3 celule, de 3300 mA, conectați în serie (figura 14.b), calculator, sistem software RCbenchmark GUI 1.2.0, elice de 16x8 inch.



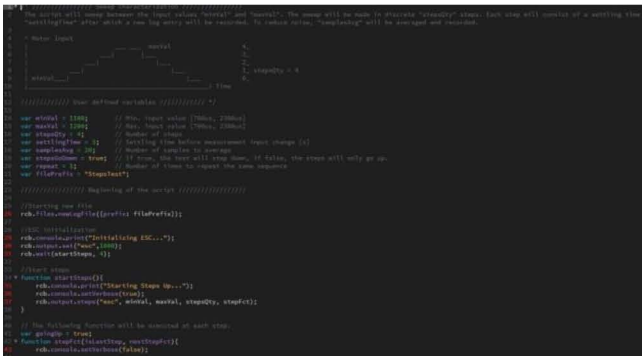
a)



b)

Fig. 14. Testarea motorului electric: a) verificarea inițială a funcționării standului de testare; b) testarea motorului electric

Principalele caracteristici ale motorului au fost determinate cu ajutorul standului experimental (figura 15.a), și anume: tensiunea bateriei [V], curentul electric [A], puterea electrică [W], forța de tracțiune [kgf], cuplul [N·m], vibrații [g], turația motorului [rpm]. Pe lângă caracteristicile mecanice și electrice menționate, temperatura motorului poate fi monitorizată prin utilizarea unui senzor de temperatură suplimentar. Pentru testarea motorului s-a realizat un set de instrucțiuni pentru automatizarea testării (figura 15.a), unde au fost modificate: valorile minime și maxime pe care le poate lua semnalul ESC; numărul de trepte și durata acestora; numărul de cicluri de repetare.



a)



b)

Fig. 15. Testarea motorului electric: a) program de testare automatizat; b) interfața sistemului software RCbenchmark GUI 1.2.0 în timpul testării motorului electric

Ce se poate remarca în urma testării motoarelor electrice este că acestea prezintă performanțe ridicate determinate în primul rând de cel mai important rezultat, și anume, forța de tracțiune. Forța maximă de tracțiune obținută în cadrul testelor a fost de 4.68 kgf (figura 15.b), acest parametru fiind limitat de performanțele standului, motoarele fiind la capacitatea de tracțiune de aproximativ 75%. Rezultatele testării motoarelor electrice au fost analizate prin metodele de analiză a valorilor aberante (testul Grubbs). În urma prelucrării statistice, se poate concluziona că nu au fost identificate valori aberante la rezultatele testării motoarelor electrice. Utilizând sistemul software Minitab au fost reprezentate media principalelor performanțe ale motoarelor electrice. Performanțelor motoarelor electrice au fost reprezentate grafic, astfel: tracțiunea – semnalul ESC (figura 16.a), momentul - semnalul ESC (figura 16.b), curentul - semnalul ESC (figura 16.c), puterea electrică – semnalul ESC (figura 16.d).

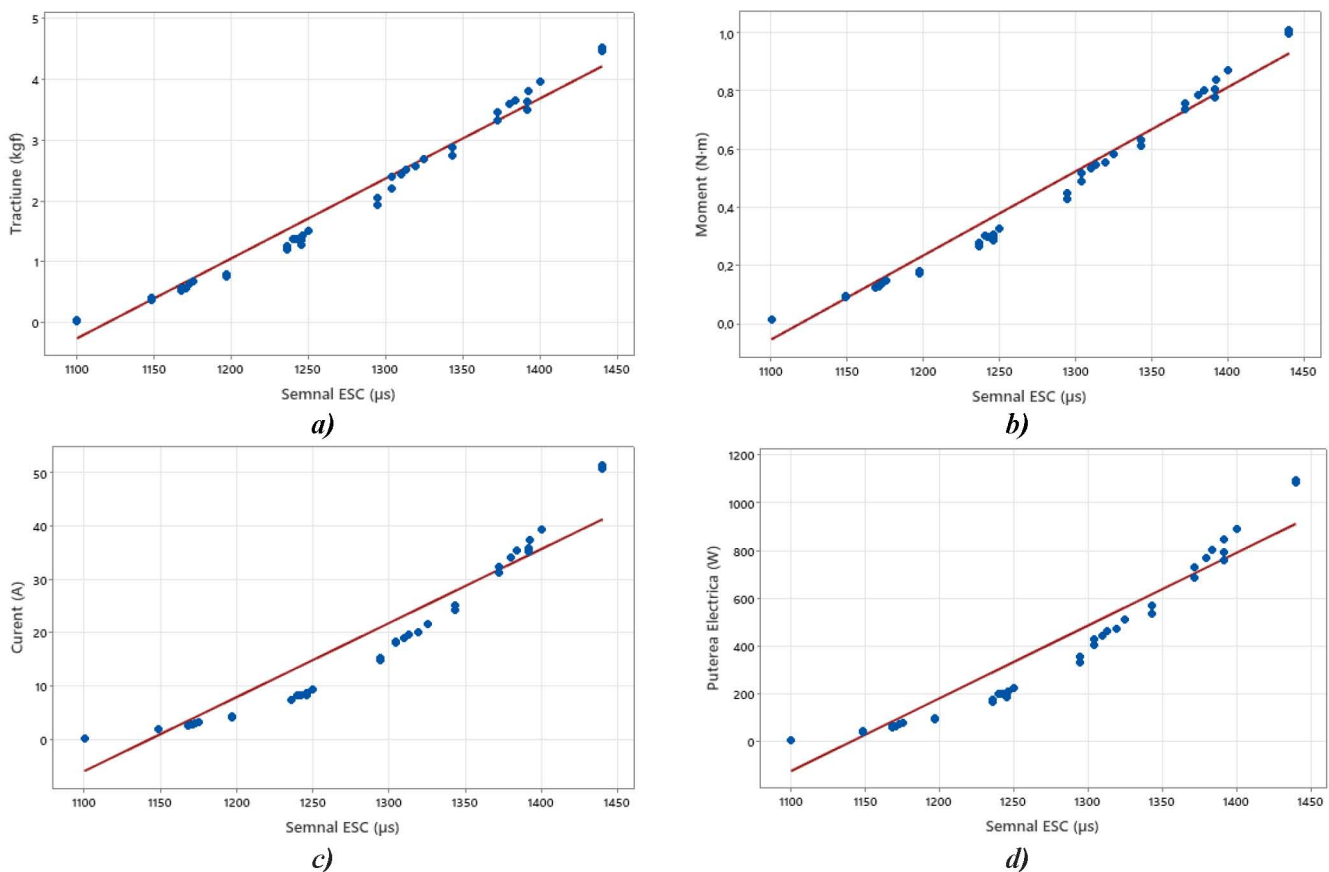


Fig. 16. Rezultatele testării motoarelor electrice: a) dependența dintre tracțiune și semnalul ESC; b) dependența dintre moment și semnalul ESC; c) dependența dintre curent și semnalul ESC; d) dependența dintre puterea electrică și semnalul ESC

Câteva concluzii în urma testării motoarelor electrice: principalele performanțe ale motoarelor au un comportament stabil și prezintă o dependență liniară odată cu creșterea semnalului ESC; tensiunea scade odată cu creșterea semnalului ESC; vibrațiile cresc direct proporțional cu creșterea semnalului ESC, dar fără să afecteze performanțele motorului. Rezultatele testelor experimentale au fost incluse într-un **raport de testare**, iar informațiile cuprinse în acest raport se vor trimite spre publicare la un jurnal ISI.

Activitatea 2.7 Fabricarea structurii aripii utilizând tehnologia FDM

Această activitate a debutat cu testarea și fabricarea unor specimene și componente ale avionului, din diverse filamente de fibră de carbon și fibră de sticlă, pentru a determina performanțele mecanice și parametrii optimi de fabricație ai procedurii FDM. În acest sens, au fost publicate, sau sunt în proces de publicare, diverse studii privind fabricarea prin procedeul FDM a unor specimene/componente ale avionului. Prima etapă, în domeniul fabricării avionului, a fost aceea de divizare a modelului UAV (figura 17.a) în componente simple și care să permită fabricarea prin tehnologia FDM utilizând imprimanta Ultimaker S5 (achiziționată din fondurile proiectului 413PED/1.11.2020). Pentru fabricarea aripii a fost nevoie ca aceasta să fie secționată deoarece dimensiunile aripii depășesc volumul de printare a imprimantei Ultimaker S5. Astfel, fiecare semi-plan a structurii aripii modelului UAV a fost divizată în 12 elemente (figura 17.b), fabricate după cum urmează: tronsoanele de aripă din fibră de carbon; tronsoanele eleroanelor, flaps-urilor și winglet-ului din filament de fibră de sticlă. După fabricarea tronsoanelor de aripă (figura 17.c și 17.d) pentru semiplanul drept, următoarea etapă a constat în fabricarea tronsoanelor pentru semiplanul stâng. Pentru pregătirea fabricației, a tronsoanelor de aripă, a fost utilizat sistemul software Ultimaker Cura 4.10.

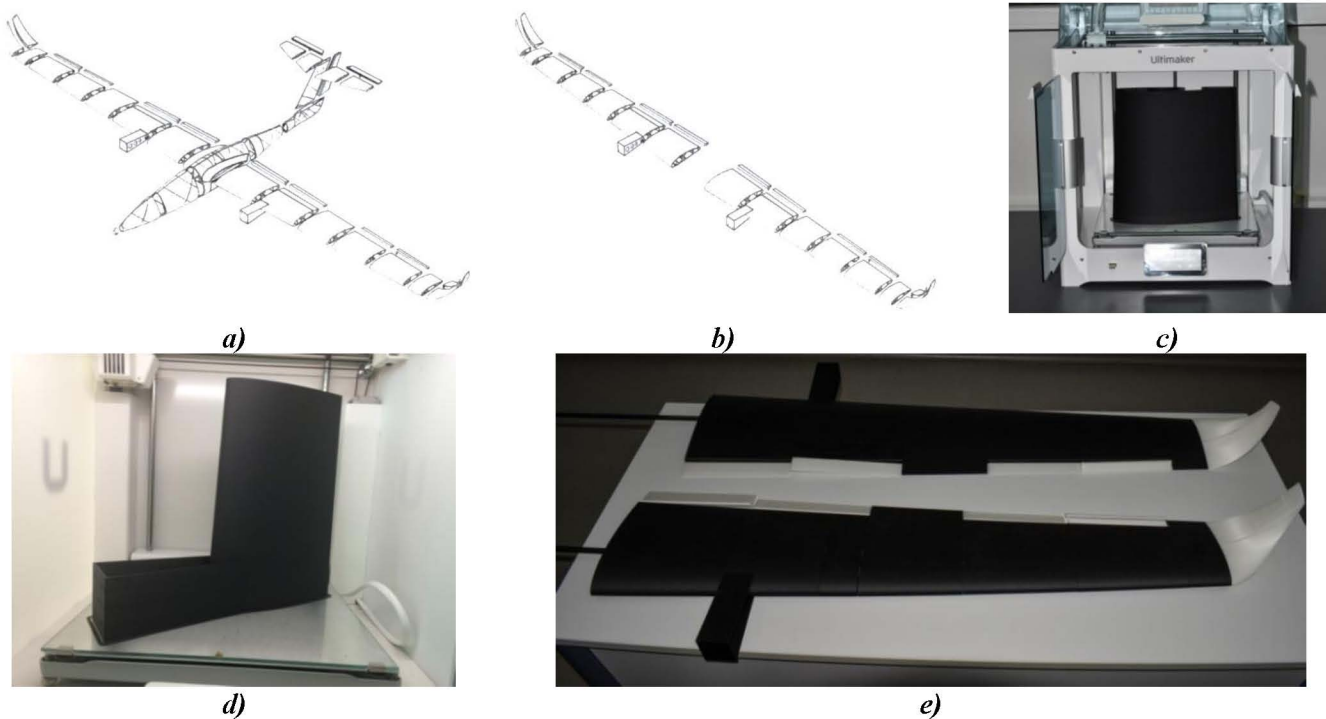


Fig. 17. Fabricarea modelului experimental: a) modelul avionului UAV pregătit pentru fabricarea prin procedeul FDM; b) tronsoanele aripii; c) fabricarea tronsonului 4; d) fabricarea tronsonului 2 care cuprinde suportul motorului; e) semi-planul stânga și semiplanul dreapta a aripii modelului UAV

Parametrii de fabricare pentru filamentul de fibră de carbon (BASF Ultrafuse PAHT CF15) și de fibră de sticlă (Filament PLA Glass Reinforced), ai procedurii de extrudare termoplastică, pentru componentele modelului experimental, au fost prezentați în tabelul 4. Rezultatul acestei activități este reprezentat de **structura aripii**, fabricată prin procedeul FDM.

Tabelul 4. Parametrii de fabricare ai procedului de extrudare termoplastică a modelului experimental

| Parametrul de fabricare | Valoare | Valoare |
|--|--------------------------|--------------------------------|
| Filament | BASF Ultrafuse PAHT CF15 | Philament PLA Glass Reinforced |
| Diametru filament [mm] | 2,85 | 2,85 |
| Înălțimea stratului de fabricație [mm] | 0,2 | 0,2 |
| Gradul de umplere a stratului [%] | 100 | 100 |
| Viteza de fabricație [mm/sec] | 45 | 50 |
| Viteza de deplasare [mm/sec] | 150 | 70 |
| Temperatura de fabricație [°C] | 260 | 250 |
| Temperatura platformă de fabricație [°C] | 100 | 60 |
| Diametru duză de fabricație [mm] | 0,6 | 0,6 |

Activitatea 2.8 Fabricarea aditivă a fuzelajului

Pentru fabricarea aditivă a fuzelajului modelului experimental, acesta a fost divizat în etapa de proiectare în 6 tronsoane (figura 18.a) pentru a se încadra în volumul maxim de printare 3D, al imprimantei Creat Bot DX-3D, care deține un volum de printare de 300 mm x 250 mm x 520 mm. După secționarea fuzelajului, fiecare tronson a fost exportat din sistemul software SolidWorks, în format STL, pentru a putea fi încărcat în sistemul software de pregătirea fabricației CreatBot 6.5.2. Pentru toate tronsoanele de fuzelaj, procedura de fabricație a fost identică: importarea modelul cu extensia stl, obținerea codului aferent programului de fabricație, fabricarea propriu-zisă a componentelor fuzelajului (figura 18.b), îndepărtarea tronsoanelor de pe masa de printare și înlăturarea materialului suport. În cadrul acestei etape s-a fabricat cea mai complexă componentă a fuzelajului, și anume tronsonul central (figura 18.c), pentru care timpul de printare 3D a fost de 74 de ore. Rezultatul acestei activități este reprezentat de **structura fuzelajului** (figura 18.d) fabricat prin procedeul aditiv de fabricație FDM, din filament de fibră de sticlă.

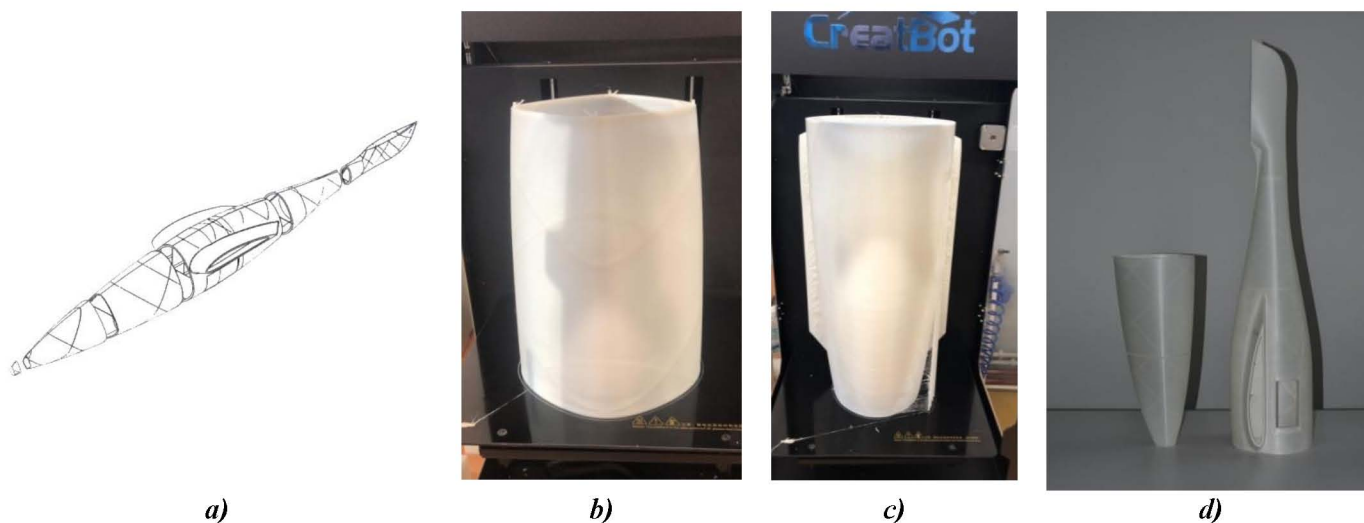


Fig. 18. Fabricarea aditivă a fuzelajului: a) modelul fuzelajului împărțit pe tronsoane pentru printarea 3D; b) printarea 3D a tronsonului 3; c) printarea 3D a tronsonului 4 a fuzelajului; d) fuzelajul modelului experimental printat 3D

Activitatea 2.9 Fabricarea aditivă a ampenajului orizontal

Din cauza dimensiunilor stabilizatorul a fost secționat, în două componente (figura 19.a), pentru a se încadra în înălțimea maximă de printare 3D a imprimante Ultimaker S5 (figura 19.b). Stabilizatorul modelului experimental a fost fabricat din filament de fibră de carbon, iar profundorul din filament de fibră de sticlă. În urma activităților de printare 3D au fost observate dificultăți majore ale printării 3D (înfundarea frecventă a duzei de printare, decalarea straturilor de printare, dezlipirea pieselor de pe masa de lucru) ale filamentelor compozite (fibră de sticlă și fibră de carbon), pe care echipa proiectului le-a depășit și au obținut componentele modelului experimental la o calitate și o precizie ridicată. **Structura ampenajului orizontal**, fabricat prin procedeul de fabricație FDM, reprezintă **rezultatul** acestei activități.

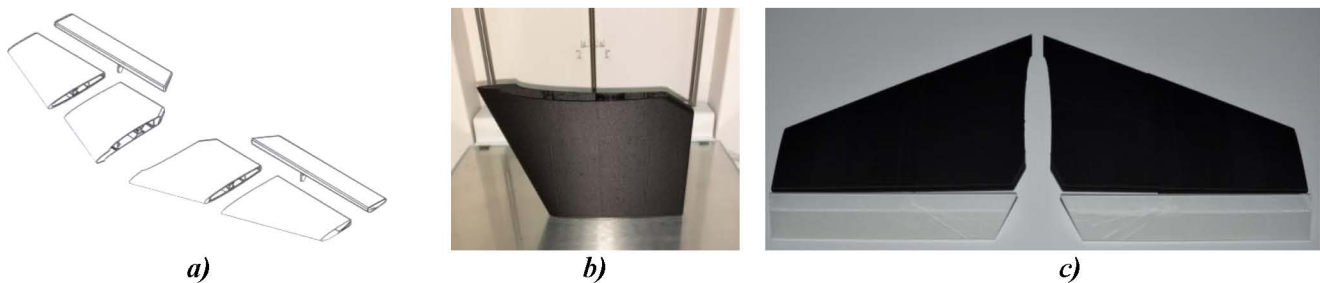


Fig. 19. Fabricarea aditivă a ampenajului orizontal: a) vedere izometrică a tronsoanelor de ampenaj orizontal; b) tronsonul 1 de ampenaj orizontal, printat 3D; c) ampenajul orizontal fabricat prin procedeul FDM;

Activitatea 2.10 Diseminarea rezultatelor in jurnale/conferințe ISI/BDI

Diseminarea rezultatelor obținute pe parcursul derulării proiectului s-a concretizat prin publicarea a 3 articole științifice:

1. Buican, G.R.; Zaharia, S.-M.; Pop, M.A.; Chicos, L.-A.; Lancea, C.; Stamate, V.-M.; Pascariu, I.S. **Fabrication and Characterization of Fiber-Reinforced Composite Sandwich Structures Obtained by Fused Filament Fabrication Process.** *Coatings*, 2021, 11, 601, **Factor de impact 2.881, Scor relativ de influență:1**, <https://doi.org/10.3390/coatings11050601>
2. Lancea, C., Stamate, V.-M, Chicoș, L.-A, , Zaharia, S.-M., Pop, M.A, Pascariu, I.S., Buican, G.R., **Design and additive manufacturing of brushless electric motor components.** 10-th International Conference on Manufacturing Science and Education – MSE 2021, publicat în MATEC Web of Conferences, Volum 343, <https://doi.org/10.1051/mateconf/202134301007>
3. Pop, M.A.; Zaharia, S.-M.; Chicos, L.-A.; Lancea, C.; Stamate, V.-M.; Buican, G.R.; Pascariu, I.S. **Effect of the infill patterns on the mechanical properties of the carbon fiber 3D printed parts,** The 25-th edition of IManEE 2021 International Conference, Iasi, 21 -23 Octombrie (lucrarea a fost prezentată la conferință și a fost acceptată pentru publicare IOP Conference Series)

În perioada următoare, membrii echipei de cercetare, se vor concentra pe publicarea rezultatelor, cu caracter științific ridicat, obținute în Etapele 1-2 ale proiectului experimental demonstrativ.

Director proiect,
Șef lucr.dr.ing. Sebastian-Marian ZAHARIA

