



MINISTERUL EDUCAȚIEI ȘI CERCETĂRII
Universitatea POLITEHNICA din București
Școala Doctorală de
Inginerie Industrială și Robotică

Mihai-Alin M. STAMATE

TEZĂ DE DOCTORAT

**Îmbunătățirea constructiv-
funcțională a dronelor
hexarotor pentru asigurarea
stabilității dinamice**

REZUMAT

Conducător științific,
Prof.univ.dr.ing. Cristina PUPĂZĂ (UPB)

Cuprins

Introducere	4
Listă abrevieri	6
<i>Capitolul 1. Stadiul actual al cercetărilor privind optimizarea constructiv-funcțională a dronelor hexarotor</i>	7
1.1 Introducere	7
1.2 Concluzii și obiectivele tezei de doctorat	8
1.3 Metodologia de cercetare	10
<i>Capitolul 2. Contribuții privind modelarea matematică a dronelor hexarotor</i>	11
2.1 Introducere	11
2.2 Obiectivele capitolului	11
2.3 Prezentarea generală a platformei hexarotor originală realizată în teză	12
2.3.1 Modelul CAD al hexarotorului realizat	12
2.4 Modelul matematic al hexarotorului realizat în teză	12
2.4.1 Structura hexarotorului	12
2.4.2 Sistemele de coordonate asociate dronei	12
2.4.3 Atitudinea dronei. Axele de rotație	13
2.4.4 Matricele de rotație	14
2.4.5 Ecuatiile de mișcare ale hexarotorului	14
2.4.5.1 Forțele care acționează asupra hexarotorului	15
2.4.5.2 Momentele care acționează asupra hexarotorului	15
2.5 Algoritm de calcul pentru determinarea caracteristicilor dinamice ale hexarotorului	17
2.6 Concluzii, contribuții originale și articole publicate	20
<i>Capitolul 3. Cercetări privind îmbunătățirea constructiv-funcțională a dronelor hexarotor</i>	22
3.1 Introducere	22
3.2 Obiectivele capitolului	22
3.3 Aspecte teoretice privind autonomia dronei	22
3.4 Aspecte de ordin teoretic și practic privind alegerea combinațiilor optime pentru sistemul de propulsie	23
3.4.1. Motorul electric de curent continuu fără perii (BLDC – Brushless DC Motor)	23
3.4.2 Elicea	24
3.4.3 Controlerul electronic de turație (ESC – Electronic Speed Controller)	25
3.4.4 Bateria	26

3.5	Simulări realizate cu ajutorul platformelor online specializate	27
3.5.1	Simulări realizate cu platforma <i>xcopterCalc</i>	27
3.5.2	Simulări realizate cu platforma <i>flyeval.com</i>	29
3.5.3	Simulări realizate cu platforma <i>drivecalc.de</i>	30
3.6	Teste efectuate în laborator pentru determinarea performanțelor sistemului de propulsie	31
3.6.1	Determinarea forței de tracțiune	31
3.6.2	Determinarea turației maxime a rotorului	32
3.6.3	Determinarea plajei de temperaturi de funcționare a motoarelor	32
3.7	Interpretarea rezultatelor obținute din calcule analitice	33
3.8	Interpretarea rezultatelor privind alegerea combinației optime motor-elice	33
3.9	Concluzii, contribuții originale și articol publicat	33
<i>Capitolul 4. Cercetări experimentale privind comportarea hexarotorului în timpul zborului la punct fix</i>		35
4.1	Introducere	35
4.2	Obiectivele capitolului	35
4.3	Variante de echipare ale hexarotorului realizat și testat	35
4.4	Teste efectuate cu hexarotorul și interpretarea rezultatelor obținute	40
4.4.1	Teste la sol	41
4.4.2	Teste în zbor staționar la punct fix (<i>hover</i>)	42
4.4.3	Interpretarea rezultatelor	43
4.5	Concluzii, contribuții originale și articol publicat	48
<i>Capitolul 5. Analiza MEF a dronei hexarotor folosind proceduri de simulare avansate</i>		50
5.1	Introducere	50
5.2	Obiectivele capitolului	51
5.3	Studiul aerodinamic prin metode numerice (CFD) al dronei hexarotor	51
5.3.1	Simularea CFD	52
5.3.2	Modelul de curgere	53
5.3.3	Scenarii de simulare și discuții pe marginea rezultatelor	53
5.4	Analiza statică a elementelor structurale ale hexarotorului	55
5.5	Analiza dinamică și condițiile de stabilitate la punct fix	56
5.5.1	Interpretarea rezultatelor analizei modale	57
5.6	Analiza la impact a hexarotorului	58
5.6.1	Obiective	58
5.6.2	Analiza de impact	58

5.7 Concluzii, contribuții originale și articole publicate	60
<i>Capitolul 6. Concluzii finale, contribuții originale și direcții de continuare a cercetărilor</i>	<i>62</i>
6.1 Concluzii finale	62
6.2 Contribuții originale	63
6.2.1 Contribuții teoretice	63
6.2.2 Contribuții experimentale	63
A. Experimente în laborator	63
B. Experimente pe simulatoarele de zbor	64
C. Teste efectuate în teren	65
6.2.3 Contribuții privind modelarea și simularea MEF/CFD	65
6.3 Alte contribuții originale	66
6.4 Direcții de continuare a cercetărilor	67
Bibliografie	68

Introducere

Dronele de tip multicopter au cunoscut în ultimi 10 ani o dezvoltare continuă dat fiind faptul că necesitatea de a utiliza acest tip de platforme a crescut continuu, ele fiind utilizate într-o gamă largă de activități și domenii cum ar fi: inspectarea instalațiilor industriale de mare anvergură, a clădirilor și construcțiilor de mari dimensiuni, a conductelor de petrol și gaze, inspectarea utilajelor cu flux continuu de funcționare din cariere (în vederea monitorizării temperaturilor din zona lagărelor cu frecări mari, prin utilizarea camerelor cu termoviziune), inspectarea instalațiilor din petrochimie (în vederea depistării fisurilor, crăpăturilor, scurgerilor ce pot apărea la recipientele sub presiune, prin utilizarea camerelor cu termoviziune) etc., putând fi echipate cu o serie de senzori din spectrul electromagnetic, senzori de raze gamma, senzori biologici și senzori chimici, care oferă funcții de teledetecție.

Senzorii electromagnetici includ de obicei spectrul vizual, infraroșu sau camere în infraroșu-apropiat, precum și sisteme radar. Alte detectoare de unde electromagnetice, cum ar fi senzorii de microunde și spectrul ultraviolet pot fi de asemenea utilizate, dar sunt mai puțin frecvente. Senzorii biologici sunt senzori care pot detecta prezența în aer a diferitelor microorganisme și alți factori biologici. Senzorii chimici utilizează spectroscopia cu laser pentru a analiza concentrația fiecărui element din aer.

Un UAV posedă aproape toate punctele forte caracteristice ale unei aeronave cu echipaj uman, pe lângă depășirea unor limite fiziologice și fizice ale piloților și evită complet riscul uman. Absența pilotului din cabina de pilotaj permite UAV-urilor care urmează să fie operate la limita lor de performanță, sporind astfel rezistența, sarcina utilă, plafonul de altitudine și manevrabilitatea.

De asemenea, progresele în micro-electronică și în domeniul senzorilor de proximitate/optici, împreună cu disponibilitatea de cartografiere detaliată GIS, a condus la dezvoltarea de micro vehicule aeriene fără pilot, care pot funcționa autonom la altitudini foarte mici într-un mediu urban dens și oferă informații de necrezut.

Având în vedere trendul ascendent al industriei aeronautice în domeniul aeronavelor fără pilot uman la bord (UAV – Unmanned Aerial Vehicle), mai ales în domeniul dronelor multicopter, al căror avantaj față de aeronavele cu aripă fixă (avioane) este acela că pot staționa la punct fix, ceea ce permite evident utilizarea acestora în aplicații de supraveghere de la distanță a diferitelor tipuri de obiective (industriale, strategice, guvernamentale, ordine publică etc.) și, totodată, luând în considerare faptul că piața componentelor pentru acest tip de vehicule este într-o continuă creștere și cu costuri din ce în ce mai reduse, am considerat oportună posibilitatea de a dezvolta o asemenea temă de cercetare în cadrul tezei de doctorat

* * *

În cadrul tezei de doctorat s-a studiat categoria dronelor hexarotor cu rotoarele dispuse într-un plan paralel cu solul (*flat configuration*).

Capitolul 1 (State-of-Art) prezintă cercetările în domenii ce privesc: modelarea matematică, dezvoltarea, pe baza ecuațiilor derivate, a controlerelor și sistemelor de comandă și control a dronelor multicopter în general, cu accent pe platformele hexarotor; soluțiile constructive de platforme hexarotor; comanda și controlul dronelor în afara razei de vizibilitate directă, câteva soluții de îmbunătățire a autonomiei dronelor, respectiv analiza MEF/CFD cu ajutorului mediului de lucru ANSYS FLUENT.

Capitolul 2 prezintă structura mecanică a hexarotorului realizat fizic, elemente de teoria modelării matematice, bazate pe formalizare matriceală, adaptate pentru o dronă hexarotor cu rotoarele montate într-un plan paralel cu solul (*flat configuration*), respectiv un algoritm de calcul analitic adaptat pentru hexarotorul realizat, pornind de la datele de intrare ale hexarotorului prezentat în primul subcapitol, care se încheie cu obținerea rezultatelor ce privesc caracteristicile dinamice ale dronei (forță portantă,

forță de rezistență la înaintare, momente) pe timpul efectuării zborului în staționare la punct fix. Studiul se axează exclusiv pe studiul comportării dronei în zbor staționar la punct fix, aceste rezultate fiind utilizate ulterior, în capitolul 5, la analiza MEF/CFD a hexarotorului, cu ajutorul softului specializat ANSYS/FLUENT, pentru compararea rezultatelor și validarea simulărilor realizate.

Capitolul 3 își propune să prezinte într-o abordare practică nouă, prin analize comparative, performanțele unei drone hexarotor, în diferite variante de echipare, pornind de la elemente teoretice de calcul preliminar și prin utilizarea unor platforme online specializate. Se pornește de la varianta de hexarotor realizată în teză și se analizează patru variante de echipare diferite, în ceea ce privește bateria, elicele sau motoarele utilizate. Pentru comparație se realizează simulări și pentru două variante de drone multicopter de tip quadcopter, respectiv octocopter. Cu ajutorul elementelor teoretice de calcul se efectuează calcule analitice pentru determinarea teoretică a performanțelor hexarotorului, în special: autonomia de zbor, forța de tracțiune dezvoltată de elice, turația maximă, eficiența motoarelor, temperatura de lucru a motoarelor, eficiența elicelor. O parte din parametri se vor determina cu ajutorul unui stand de test al sistemului de propulsie, în special a forței de tracțiune.

În capitolul 4 se prezintă rezultatele obținute în urma testelor efectuate atât în laborator, cât și în teren, pe timpul manevrelor de pornire-oprire a motoarelor, pentru verificarea funcționării în parametri optimi a acestora, manevre de zbor în staționare la punct fix, respectiv manevre de raliu, tangaj și girație, la deplasarea pe diferite direcții de zbor, în condiții atmosferice propice acestor tipuri de activități (temperatura: 10°-30°, vânt: 1-2 m/s, fără precipitații). S-au analizat parametrii de zbor extrași în urma testelor și s-au luat măsurile corective necesare, acolo unde a fost cazul. Toate aceste teste au fost realizate cu ajutorul platformei de tip hexarotor realizată fizic și utilizată în cadrul tezei. La final s-au desprins concluziile rezultate în urma testelor efectuate și a interpretării parametrilor de zbor obținuți, respectiv **soluțiile de îmbunătățire a parametrilor dronei**. Totodată se vor executa zboruri cu hexarotorul, în variante de echipare cu baterii diferite, pentru a analiza autonomia de zbor.

Capitolul 5 prezintă un studiu complet și complex de analiză MEF/CFD. Este realizat un studiu aerodinamic al hexarotorului prin simulări CFD, sunt prezentate strategia de modelare și modelul matematic folosit în studiul turbulențelor, sunt analizate scenarii de simulare CFD pentru viteze și direcții diferite ale vântului și sunt interpretate rezultatele simulărilor, ulterior rezultatele simulărilor CFD fiind transferate pe elementele de structură ale dronei și analizate deplasările care apar ca urmare a vitezelor și presiunilor create de turbulențele care apar la staționarea dronei la punct fix. Totodată, este realizat și un studiu al vibrațiilor libere ale hexarotorului cu implicațiile privind stabilitatea dronei, iar în final este realizată o analiză dinamică de impact pentru un scenariu de cădere a hexarotorului de la o înălțime de 20 m. Si aici rezultatele sunt analizate în legătură cu observațiile din timpul testelor de zbor.

Listă abrevieri

Nr. crt.	Abrev.	Semnificație/Significance
01	BLDC	Motor Electric fără Perii (Brushless DC Motor)
02	BVLOS	În Afara Liniei de Vizibilitate Directă (Beyond Visual Line-of-Sight)
03	CAD	Computer Aided Design
04	CAE	Computer Aided Engineering
05	CFD	Computational Fluid Dynamics
06	CCW	În Sens Trigonometric (Counter ClockWise)
07	CW	În Sensul Acelor de Ceasornic
08	DRONE	Echipament de Navigație Teleoperat Dinamic de la Distanță (Dynamic Remotely Operated Navigation Equipment)
09	ESC	Controler Electronic de Turație (Electronic Speed Controller)
10	MEF	Modelare cu Elemente Finite
11	FFT	Transformata Fourier Rapidă (Fast Fourier Transform)
12	FPV	Vedere la Persoana Întâi (First Person View)
13	GCS	Stație Terestră de Control (Ground Control Station)
14	GIS	Sistem Informatic Geografic (Geographic Information System)
15	GPS	Sistem de Poziționare Globală prin Satelit (Global Positioning System)
16	HDT	Hexarotor de Test
17	IMU	Unitate de Măsurare Inerțială (Inertial Measurement Unit)
18	KV	Parametru al motorului electric fără perii, exprimat in RPM/V
19	MOSFET	Tranzistorul cu Efect de Câmp Metal-Oxid-Semiconductor
20	OSD	On-Screen Display
21	PA	Pilot Automat
22	PID	Proportional-Integral-Derivat
23	PD	Proportional-Derivat
24	PMU	Unitatea Modulului de Alimentare (Power Module Unit)
25	ROAV	Vehicul Aerian Teleoperat de la Distanță (Remotely Operated Air Vehicle)
26	RPAS	Sistem Aerian Pilotat de la Distanță (Remotely Piloted Aircraft System)
27	RPM	Rotații pe Minut
28	RTL	Întoarcere la Aterizare (Return to Land)
29	R _x	Receptor (Receiver)
30	SBUS	Magistrală Serială (S-Bus)
31	SVTOL	Decolare-Aterizare Scurtă pe Verticală (Short Vertical Takeoff and Landing)
32	T _x	Emițător (Transmitter)
33	UAV	Vehicul Aerian fără Pilot Uman la bord (Unmanned Aerial Vehicle)
34	UGV	Vehicul Terestru fără Pilot Uman la bord (Unmanned Ground Vehicle)
35	UUV	Vehicul Subacvatic fără Pilot Uman la bord (Unmanned Underwater Vehicle)
36	VTOL	Decolare-Aterizare pe Verticală

Capitolul 1. Stadiul actual al cercetărilor privind optimizarea constructiv-funcțională a dronelor hexarotor

1.1 Introducere

DRONE-le reprezintă o denumire generică a unei întregi familii de platforme aeriene, terestre, acvatice și subacvatice. Termenul **DRONE** este un acronim din limba engleză, una din definiții identificate fiind: **D**ynamic **R**emotely **O**perated **N**avigation **E**quipment (Echipament de Navigație Teleoperat Dinamic de la Distanță). Din familia DRONE-lor fac parte următoarele categorii principale de vehicule: UAV – Unmanned Aerial Vehicle (Vehicul Aerian fără Pilot Uman la bord), UGV – Unmanned Ground Vehicle (Vehicul Terestru fără Pilot Uman la bord) și UUV – Unmanned Underwater Vehicle (Vehicul Subacvatic fără Pilot Uman la bord).

Dronele aeriene se mai regăsesc și sub alte denumiri: UAV – Uninhabited Aerial Vehicle (Vehicul Aerian fără Pilot la bord), UAS – Unmanned Aerial System (Sistem Aerian fără Pilot Uman la bord), RPAS - Remotely Piloted Aircraft System (Sistem Aerian Pilotat de la Distanță), ROAV – Remotely Operated Air Vehicle (Vehicul Aerian Teleoperat de la Distanță). UAV-urile se împart în două categorii principale: cu aripă fixă (avion) și cu rotor portant (cu un rotor - elicopter sau cu cel puțin două rotoare - multicopter). În ultima perioadă (2020-2022) o a treia categorie de drone a cunoscut o dezvoltare rapidă: dronele cu aripă fixă și capabilități VTOL (Vertical Takeoff and Landing – Decolare și aterizare pe verticală), care combină capabilitățile unui avion cu cele ale unei drone multicopter, cu propulsie fie electrică, fie combinată (electric cu motor cu combustie internă) pentru extinderea autonomiei de zbor și pentru dezvoltarea unor performanțe de zbor superioare, cu scopul de a putea transporta sarcini utile de dimensiuni mari, pe distanțe lungi. Scopul principal pentru care au fost inițial dezvoltate UAV-urile a fost utilizarea acestora în aplicații militare și operațiuni speciale. Ulterior acestea au cunoscut o amplă dezvoltare și utilizare într-un număr tot mai mare de aplicații din mediul civil: misiuni de supraveghere ale forțelor de ordine, asistență la stingerea incendiilor, securizare a granițelor, a obiectivelor strategice și guvernamentale, detectarea vânătorii ilegale, măsurători ale alunecărilor de teren, monitorizarea incidentelor în care sunt implicate mulțimi de oameni, inspectarea instalațiilor industriale de mare anvergură, a clădirilor și construcțiilor de mari dimensiuni, a conductelor de petrol și gaze, inspectarea utilajelor cu flux continuu de funcționare din cariere (în vederea monitorizării temperaturilor din zona lagărelor cu frecări mari, prin utilizarea camerelor cu termoviziune), inspectarea instalațiilor din petrochimie (în vederea depistării fisurilor, crăpăturilor, scurgerilor ce pot apărea la recipiente sub presiune, prin utilizarea camerelor cu termoviziune), și mai nou (2020-2022) livrarea coletelor la domiciliu, gestionarea stocurilor din depozite cu ajutorul unor programe specializate, transportul pasagerilor, curse aeriene etc.

În cadrul tezei de doctorat se va trata categoria UAV-urilor cu rotor portant (multicopter), mai exact categoria dronelor hexarotor. Datorită eficienței lor din punct de vedere al costului redus și al posibilităților numeroase de a fi utilizate într-o gamă largă de aplicații civile, comerciale și industriale (inspectarea liniilor de înaltă tensiune, inspectarea infrastructurii rutiere, a podurilor, inspectarea conductelor petroliere, a instalațiilor industriale de interes strategic – rafinării petroliere, centrale nucleare, inspectarea zonelor cu dezastre), vehiculele aeriene fără pilot de tip multicopter, sunt deja subiect de studiu de mai bine de un deceniu. De atunci, s-au realizat numeroase studii de cercetare referitoare la modelarea și elaborarea sistemelor de acționare, comandă și control, respectiv dezvoltarea diverselor soluții constructive pentru acestea.

Capitolul I își propune să prezinte cercetările în domenii ce privesc: modelarea matematică, dezvoltarea, pe baza ecuațiilor derivate, a controlerelor și sistemelor de comandă și control a dronelor multicopter în general, cu accent pe platformele hexarotor; soluțiile constructive de platforme hexarotor; comanda și controlul dronelor în afara razei de vizibilitate directă, câteva soluții de îmbunătățire a autonomiei dronelor, respectiv analiza MEF/CFD cu ajutorului mediului de lucru ANSYS FLUENT. La finalul capitolului se desprind câteva concluzii referitoare la aspectele prezentate și direcțiile de continuare pentru capitolele următoare din cadrul tezei.

În acest rezumat au fost incluse doar concluziile studiului extins privind stadiul actual al tehnicii în ceea ce privește dronele hexacoptere. Teza cuprinde peste 40 de pagini cu o trecere în revistă sintetică a perspectivelor recente și importante publicate pe această temă.

1.2 Concluzii și obiectivele tezei de doctorat

Concluzii

- lucrările analizate au prezentat cercetări teoretice și experimentale, fie prin folosirea unor medii de simulare, fie prin teste practice în laborator sau în teren, demonstrându-și eficacitatea conform relațiilor matematice derivate. Acestea vor constitui baza pentru elaborarea modelului matematic al hexarotorului.
- în ceea ce privește autonomia, în varianta inițială de testare hexarotorul realizat practic este echipat cu un acumulator LiPo cu o capacitate de 6600 mAh ce oferă dronei, la o masă a acesteia la decolare de aproximativ 2,77 kg, un timp de funcționare de aproximativ 10÷12 minute. Pentru îndeplinirea unei misiuni de lungă durată, pe distanțe lungi, 10÷12 minute înseamnă extrem de puțin. De aceea, este necesar să se prezinte câteva aspecte legate de bateriile LiPo și cum pot fi acestea cuplate între ele, în așa fel încât, prin diferite variante de echipare cu acumulatori de capacități și voltaje diferite, se poate extinde durata de funcționare a dronei, evident luând în considerare masa totală a dronei. Un acumulator cu o capacitate mare are, de asemenea, o masă ridicată, astfel că, cu cât se montează mai mulți acumulatori cu capacitate mai mare, cu atât crește masa totală la decolare a dronei, de aceea se impune a se realiza un trade-off între amperaj-tensiune-masa totală a dronei, în așa fel încât să se găsească cea mai bună soluție pentru alimentarea cu energie a dronei o perioadă cât mai îndelungată.
- în cazul hexarotorului utilizat în teză se va realiza modelarea-simularea asistată, utilizând mediile de lucru consacrate pentru studiul influenței variabilității factorilor atmosferici asupra comportării în zbor, în regim de operare automată și, respectiv, sub comandă manuală, a dronelor multicopter. Pentru etapa analiză MEF/CFD se va folosi modelul virtual 3D al hexarotorului realizat în SOLIDWORKS. În această etapă studiile efectuate cu utilitarele de analiză cu elemente finite vor permite modelarea influenței regimurilor de circulație a curenților de aer, care influențează regimul de zbor și stabilitatea funcțională a hexarotorului, pentru diferite seturi de valori specifice ale parametrilor atmosferici. Disponând și de prototipul (modelul) fizic al hexarotorului, o parte din acești factori de influență asupra comportării dronei, vor fi testați experimental. Concluziile desprinse din această etapă vor ajuta la definirea regimurilor de operare optimă a hexarotorului, în diferite condiții de variabilitate a parametrilor atmosferici.

Obiectivele tezei de doctorat
A. Obiective principale
- Concepția și modernizarea unei platforme UAV tip hexarotor destinată aplicațiilor de monitorizare, supraveghere și inspecție a instalațiilor industriale.
- Fundamentele modelării matematice a dronelor hexarotor.
- Îmbunătățirea constructiv-funcțională dronelor hexarotor și a performanțelor acestora, cu accent pe extinderea autonomiei de zbor și a capacității de transport a sarcinii utile, în funcție de varianta de echipare.
- Testarea experimentală a comportării hexarotorului pe timpul manevrelor de zbor la punct fix, pe modelul experimental original realizat.
- Analiza MEF a dronei hexarotor folosind proceduri de simulare avansate.
B. Obiective secundare
- Realizarea modelului CAD îmbunătățit al prototipului hexarotorului.
- Construcția hexarotorului și modernizarea acestuia în două variante de echipare.
- Elaborarea modelului matematic și extragerea ecuațiilor de mișcare ale hexarotorului.
- Prezentarea aspectelor privind dinamica rotorului și elementele geometrice ale elicei.
- Adaptarea unui algoritm de calcul pentru determinarea caracteristicilor dinamice ale hexarotorului realizat în teză.
- Cercetări privind determinarea combinațiilor optime pentru sistemul de propulsie baterie - controler electronic de turație (ESC – Electronic Speed Controller) - motor electric fără perii (BLDC – Brushless DC motor) – elice, în funcție de dimensiunea cadrului dronei, pentru atingerea unei eficiențe maxime (autonomie vs. sarcină utilă transportată).
- Realizarea unor simulări ale performanțelor hexarotorului cu ajutorul platformelor online dedicate.
- Efectuarea de teste în laborator pentru determinarea performanțelor sistemului de propulsie și interpretarea rezultatelor obținute.
- Efectuarea de teste la sol pe hexarotorul realizat în cele două variante de echipare.
- Efectuarea de teste la în zbor pe hexarotorul realizat în cele două variante de echipare, pentru stabilirea comportării în parametri optimi, pe timpul zborului la punct fix, în anumite condiții atmosferice.
- Determinarea autonomiei de zbor a hexarotorului prin efectuarea unor zboruri în teren, în variante de echipare diferite cu acumulatori de capacități diferite.
- Verificarea la sol și în zbor a lanțului de comandă-control cu ajutorul stației terestre de control Mission Planner.
- Asigurarea stabilității dronei în timpul manevrelor de zbor în staționare la punct fix;
- Realizarea unui model de simulare complet și complex pentru toate tipurile de analize CAE;
- Validarea modelului de calcul MEF;
- Sincronizarea rezultatelor obținute analitic, experimental și numeric;
- Folosirea rezultatelor obținute prin studiul MEF la optimizarea anumitor parametri de zbor (de exemplu – turațiile rotoarelor).

1.3 Metodologia de cercetare

Metodologia de cercetare este prezentată în următoarea diagramă (fig. 1). Diagrama urmărește succesiunea cercetării și ilustrează prin imagini reprezentative cele mai importante aspecte ale cercetării. Structura sa este realizată în conformitate cu capitolele tezei și este axată pe cele mai importante realizări, în special pe atingerea obiectivelor tezei de doctorat, începând cu studiul state-of-art privind dronele hexarotor, urmat de abordarea aspectelor constructive ale hexarotoarelor și fundamente de modelare matematică. Aceasta continuă cu simulările și testele de laborator efectuate, apoi cu modernizarea dronei, urmată de testele la sol și în zbor și se finalizează cu abordarea CFD/MEF.

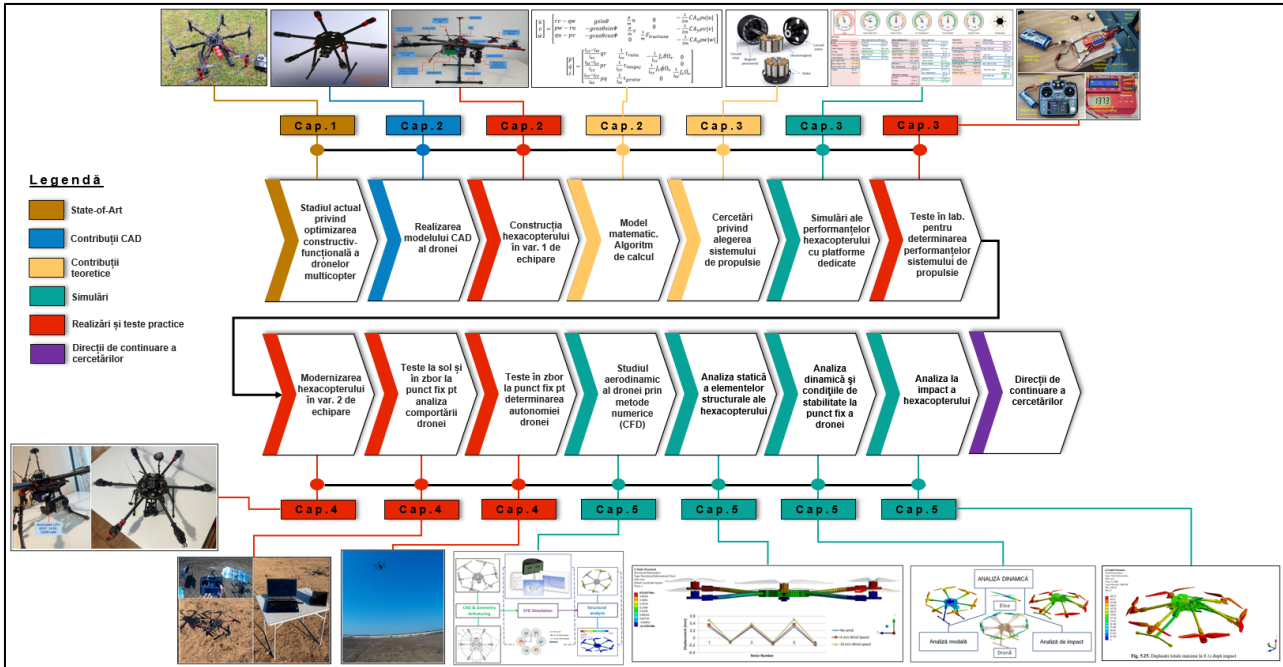


Fig. 1 Metodologia de cercetare

Capitolul 2. Contribuții privind modelarea matematică a dronelor hexarotor

2.1 Introducere

Capitolul 2 prezintă, în prima parte, **structura mecanică a hexarotorului realizat fizic**, așa cum este prezentat în lucrarea lui **Stamate et. al. [22]** împreună cu echiparea acestuia cu componentele de avionică pentru comanda și controlul dronei, subsistemul video format din gimbal cu stabilizare pe trei axe și camera foto-video, respectiv radiocomanda utilizată de operator pentru a trimite comenzi de la sol hexarotorului. În finalul primului subcapitol sunt prezentate fișele tehnice ale elementelor componente menționate.

În partea a doua sunt prezentate **elementele de teoria modelării matematice, bazate pe formalizare matriceală, adaptate pentru o dronă hexarotor cu rotoarele montate într-un plan paralel cu solul (*flat configuration*)**, așa cum au fost prezentate și în lucrarea lui **Stamate et. al. [23]**, relațiile matematice ce descriu mișcările efectuate în spațiul tridimensional de dronă, forțele și momentele aerodinamice care apar pe timpul zborului. În cazul hexarotorului din teză funcționarea se bazează exclusiv pe varierea turației rotoarelor. Tot aici sunt explicate noțiuni de dinamica rotorului, pentru a pune în evidență principalele forțe și momente care se dezvoltă pe pala elicei, respectiv elementele geometrice ale elicei, necesare ulterior în cadrul metodologiei de calcul prezentate în subcapitolul al treilea.

În partea a treia este elaborat **algoritm de calcul analitic**, pornind de la datele de intrare ale hexarotorului prezentat în primul subcapitol, care se încheie cu obținerea rezultatelor ce privesc caracteristicile dinamice ale dronei (forță portantă, forță de rezistență la înaintare, momente) pe timpul efectuării zborului în staționare la punct fix. Studiul se axează exclusiv pe studiul comportării dronei în zbor staționar la punct fix, aceste rezultate fiind utilizate ulterior, în capitolul 5, la analiza FEM/CFD a hexarotorului, cu ajutorul softului specializat ANSYS/FLUENT, pentru compararea rezultatelor și validarea simulărilor realizate.

Metodologia de calcul utilizată în acest capitol a fost adaptată pentru versiunea hexarotorului utilizat în teză după un model de calcul aplicat în cazul unui quadcopter, prezentat în lucrarea lui Rotaru [19]. În ultimii ani au fost realizate numeroase studii privind modelarea matematică a vehiculelor aeriene fără pilot (UAV) de tip multicopter, analizând comportarea lor pentru diferite regimuri de zbor. În general studiile realizate s-au axat pe drone multicopter cu rotoare portante ale căror elice sunt montate sub un unghi de incidență fix (așa numite *fixed-pitch blades*), în cazul acestora funcționarea bazându-se preponderent pe varierea turației motoarelor electrice, în funcție de configurația aleasă. Având în vedere faptul că acest tip de vehicule aeriene se încadrează în familia VTOL – Vertical Take-Off and Landing (Decolare și Aterizare pe Verticală) studiul privind structura mecanică, forțele, momentele, legile de mișcare, cinematica și dinamica acestor vehicule aeriene diferă de cel al aeronavelor convenționale, însă nu radical și în totalitate. Printre numeroasele provocări cu care se confruntă UAV-urile clasice, cum ar fi durată mică de zbor, capacitate limitată de a transporta o sarcină utilă, instabilitate în funcționare în mediul exterior sub acțiunea anumitor factori atmosferici, un element extrem de important este sub-acționarea acestora, adică incapacitatea de a exercita anumite forțe în unele direcții ale cadrului dronei.

2.2 Obiectivele capitolului

- Realizarea modelului CAD îmbunătățit al prototipului hexarotorului.
- Construcția hexarotorului în varianta 1 de echipare.
- Elaborarea modelului matematic și extragerea ecuațiilor de mișcare ale hexarotorului.
- Prezentarea aspectelor privind dinamica rotorului și elementele geometrice ale elicei.
- Adaptarea unui algoritm de calcul pentru determinarea caracteristicilor dinamice ale hexarotorului realizat în teză.

2.3 Prezentarea generală a platformei hexarotor originală realizată în teză

Soluția concepută pentru realizarea practică este un hexarotor în configurație X, cu așezarea rotoarelor conform fig. 2.1. Dispunerea rotoarelor și funcționarea hexarotorului sunt descrise în subcapitolul 2.4.

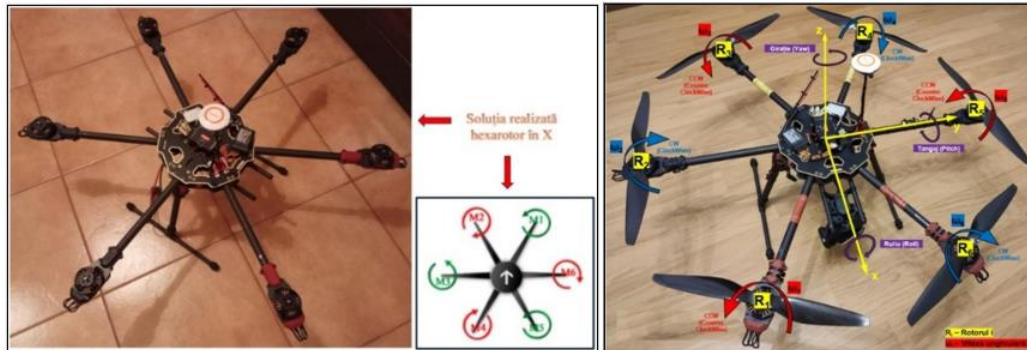


Fig. 2.1 Soluția adoptată – hexarotor în configurația X

2.3.1 Modelul CAD al hexarotorului realizat

Modelul CAD al hexarotorului a fost realizat cu ajutorul programului SolidWorks (fig. 2.2).

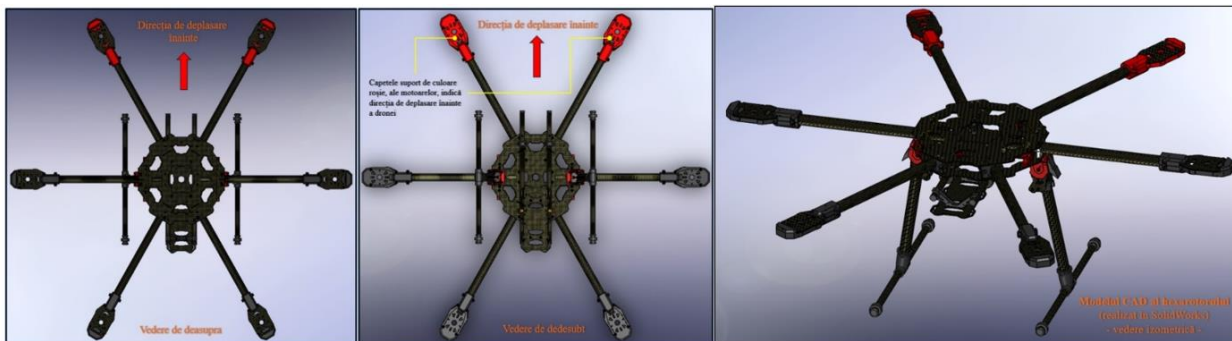


Fig. 2.2 Modelul CAD al hexarotorului – vedere de sus, vedere de dedesubt

2.4 Modelul matematic al hexarotorului realizat în teză

2.4.1 Structura hexarotorului

Drona multicopter este un vehicul aerian sub-acționat, instabil dinamic, fiind un sistem cu șase grade de libertate, care necesită controlul stabilității în zbor. Cele șase grade de libertate constau în mișcări de translație și de rotație, în trei dimensiuni. Mișcarea de translație este creată prin schimbarea direcției și a mărimii forței de tracțiune a elicei (orientată în direcție opusă gravitației). Pentru palele fixe ale rotorului (ca cele care echipează hexarotorul din teză) mișcarea de rotație necesară pentru înclinarea vectorului tracțiune se realizează prin modificarea individuală a vitezei elicei, cu scopul de a crea cupluri în jurul centrului de rotație. Hexarotorul conceput în teză este realizat în configurație în X, cu cele 6 motoare montate pe 6 brațe suport, dispuse, pe grupe de câte 3 (R_1, R_3, R_5), respectiv (R_2, R_4, R_6), la 120° unul față de celălalt, pe un cadru simetric, construit din fibră de carbon, având montate trei seturi de elice CW, respectiv CCW.

2.4.2 Sistemele de coordonate asociate dronei

Pentru a analiza comportarea dronei se utilizează două sisteme de coordonate, pentru reprezentarea poziției și orientării hexarotorului pe cele 3 dimensiuni, și anume: sistemul de coordonate asociat solului (inerțial) și sistemul de coordonate asociat cadrului dronei (fig. 2.3a), ilustrate și în lucrarea lui **Stamate et. al. [23]**. Pentru a menține hexarotorul la punct fix (*hover*) este necesar ca rotoarele să fie rotite în direcții diferite, astfel încât trei rotoare să se rotească în sensul acelor de ceasornic (CW - ClockWise) iar celelalte trei în sens trigonometric (CCW – Counter ClockWise).

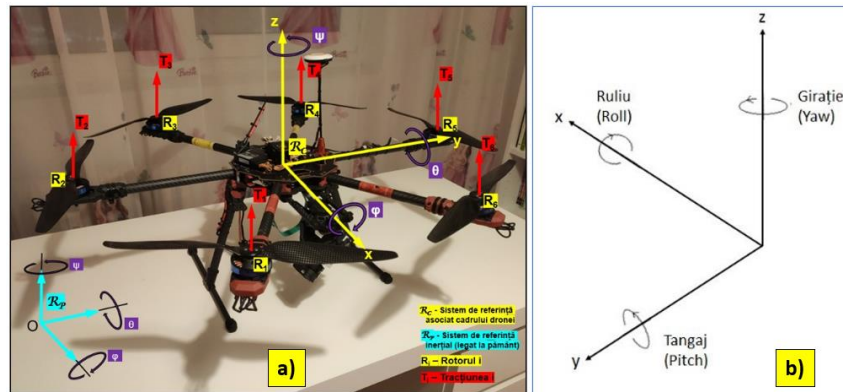


Fig. 2.3 a) Sistemele de coordonate inerțial și asociat dronei; b) Mișcările de rotație pe cele trei axe de coordonate: ruliu (axa x), tangaj (axa y) și girație (axa z)

2.4.3 Atitudinea dronei. Axele de rotație

Atitudinea dronei reprezintă orientarea sistemului de coordonate al dronei față de sistemul de coordonate inerțial (legat la pământ). Aceasta reprezintă rotația dronei în jurul axelor sale x , y și z . În acest caz, prin folosirea regulii mâinii drepte, rezultă cele trei mișcări clasice întâlnite în cazul aeronavelor: **ruliu** (*roll*), **tangaj** (*pitch*) și **girație** (*yaw*) (fig. 2.3b).

2.4.3.1 Ruliul (*roll*) reprezintă mișcarea de rotație în jurul axei x , obținută prin creșterea/descreșterea turației 1, 2 și 3 și, concomitent, prin creșterea/descreșterea turației rotoarelor 4, 5 și 6. Pe timpul acestei manevre se creează un cuplu de rotație în jurul axei x și astfel apare o accelerație unghiulară. Unghiul de rotație pentru mișcarea de ruliu se notează cu φ și se măsoară în rad/s (fig. 2.4a).

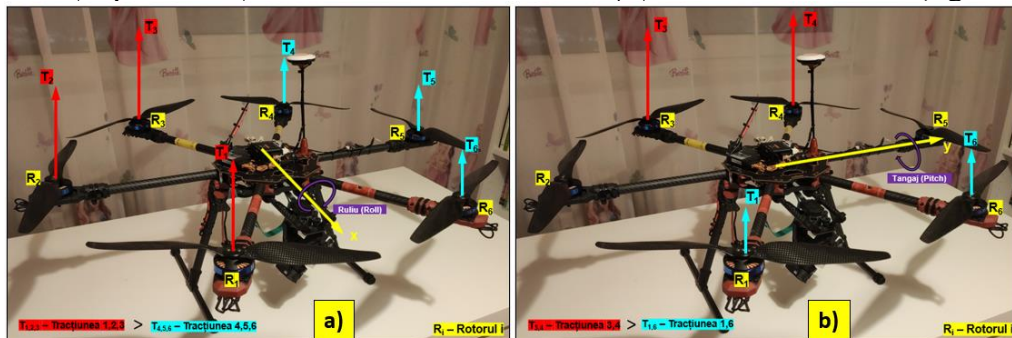
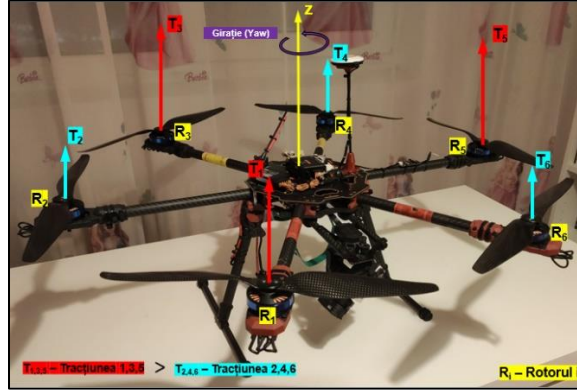


Fig. 2.4 a) Mișcarea de ruliu (φ); b) Mișcarea de tangaj (θ)

2.4.3.2 Tangajul (*pitch*) reprezintă mișcarea de rotație în jurul axei y și se obține prin creșterea/descreșterea turației rotoarelor 1 și 6 și, concomitent, prin creșterea/descreșterea turației rotoarelor 3 și 4. Deoarece direcția axei y coincide cu poziția rotoarelor 2 și 5, acestea nu afectează tangajul. Unghiul de tangaj se notează cu θ și se măsoară, de asemenea, în rad/s (fig. 2.4b).

2.4.3.3 Girația (*yaw*) reprezintă mișcarea de rotație în jurul axei z . În cazul acestei mișcări fiecare elice creează un cuplu de rotație în jurul axei z atunci când se rotește. Astfel că acest cuplu este direcționat în sensul opus sensului de rotație al rotorului. Dacă elicea se rotește în sensul acelor de ceasornic, acesta va crea o rotație în sens trigonometric în jurul axei z . Mișcarea de girație este realizată prin descreșterea/creșterea turației rotoarelor 1, 3 și 5 și, concomitent prin creșterea/descreșterea turației rotoarelor 2, 4 și 6. Unghiul de rotație pentru mișcarea de girație se notează cu ψ și se măsoară în rad/s (fig. 2.5).

Fig. 2.5 Mișcarea de rotație (ψ)

2.4.4 Matricele de rotație

Sistemul de coordonate inerțial este un sistem de referință fix, astfel încât, dacă se dorește definirea unui traseu pe care drona urmează să îl parcurgă, se va utiliza acest sistem de coordonate pentru a exprima deplasarea dronei față de un corp fix. Sistemul de coordonate asociat cadrului dronei (R_C) se alege ca fiind aliniat cu senzorii montați pe dronă, astfel că axa x va fi orientată pe direcția înainte (capetele roșii de montare a motoarelor), axa y orientată spre stânga și axa z orientată în sus, perpendiculară pe planul determinat de axele x și y. Pentru a reprezenta mișcările de rotație ale sistemului de coordonate asociat cadrului dronei (R_C) față de sistemul de coordonate asociat solului (R_P - sistem de referință inerțial), se va folosi una dintre cele mai întâlnite metode de transformare, și anume, matricea de rotație. Matricea de rotație, în cazul rotirii dronei pe cele trei axe, este compusă dintr-o serie de trei matrice de rotație, câte una pentru fiecare axă de rotație.

2.4.4.1 Matricea de rotație a mișcării de girație (axa z)

$$R_C^P(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

2.4.4.2 Matricea de rotație a mișcării de tangaj (axa y)

$$R_C^P(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

2.4.4.3 Matricea de rotație a mișcării de ruluu (axa x)

$$R_C^P(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Prin efectuarea celor trei rotații în ordinea prezentată mai sus se obține matricea de rotație cadru dronă – pământ (inerțial) R_C^P .

$$R_C^P = R_C^P(\psi)R_C^P(\theta)R_C^P(\phi) = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \cos \psi \sin \theta \cos \phi + \sin \psi \sin \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

R_C^P este o matrice ortogonală, ceea ce înseamnă că matricea sa inversă este egală cu transpusa sa, astfel că transformarea matricei de rotație pământ (inerțial) – cadru dronă se face cu relația:

$$(R_C^P)^{-1} = (R_C^P)^T = R_C^C \quad (2.5)$$

2.4.5 Ecuațiile de mișcare ale hexarotorului

În continuare se consideră hexarotorul un solid rigid, cu structură simetrică, cu centrul de greutate situat în centrul dronei. Luând în considerare aceste aspecte, s-a utilizat formularea Newton-Euler pentru a descrie dinamica unui solid rigid (hexarotorul în cazul de față) asupra căruia acționează forțe și momente aerodinamice externe.

Forțele F^C (forțele care acționează asupra cadrului dronei -N) și momentele τ^C (momentele care acționează asupra cadrului dronei -Nm) vor fi definite corespunzător în relațiile de mai jos. Cele două forțe principale care acționează asupra dronei sunt forța de gravitație (G) și forța de tracțiune generată de turația rotoarelor, prin antrenarea curenților de aer. De asemenea, asupra multicopterului mai acționează în sens negativ, cu tendința de a se opune mișcării de înaintare sau de urcare, forța de rezistență la înaintare (*drag force*), mai exact frecarea cu aerul atmosferic.

Forța de gravitație va avea întotdeauna direcția de-a lungul axei z și sensul orientat în jos, putând fi exprimată astfel [13]:

$$F_{gravitație}^C = R_P^C \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mg \sin \theta \\ -mg \cos \theta \sin \phi \\ -mg \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

2.4.5.1 Forțele care acționează asupra hexarotorului

Tracțiunea (*forța portantă*) reprezintă forța de ridicare pe orizontală care permite hexarotorului zborul pe orizontală și staționarea la punct fix (*hover*). Pe timpul manevrei de staționare la punct fix această forță de tracțiune poate fi aproximată prin ecuația [13]:

$$F_{tracțiune}^C = b \sum_{i=1}^6 \Omega_i^2 \quad (2.7)$$

unde: b - constantă a tracțiunii, se măsoară în Ns^2

În timpul zborului, asupra fuzelajului (cadrului) unei drone apare o *forță de rezistență* la înaintare care se opune deplasării. Această forță va afecta accelerațiile pe x și y, ea putând fi exprimată, pe timpul manevrei de zbor la altitudine constantă, prin ecuația de mai jos [13]:

$$F_{rezistență}^C = \begin{bmatrix} -\mu u \\ -\mu v \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

unde: μ - constantă, se măsoară în kg/s.

Rezistența aerului este proporțională cu pătratul vitezei, forma și dimensiunea obiectului, conform relației [13]:

$$F_{aer}^C = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} C A_x \rho u |u| \\ -\frac{1}{2} C A_y \rho v |v| \\ -\frac{1}{2} C A_z \rho w |w| \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

unde: C - constantă de frecare adimensională; A_i - aria secțiunii transversale, se măsoară în m^2 ; ρ - densitatea aerului, se măsoară în kg/m^3 ; w - viteza liniară de-a lungul axei z (raportat la sistemul de coordonate al cadrului dronei).

2.4.5.2 Momentele care acționează asupra hexarotorului

Prin varierea turației rotoarelor se pot obține momente de rotație în jurul axelor x, y și z, și astfel rezultă manevrele de girație, ruliu, și tangaj. În fig. 2.6 sunt prezentate lungimile și unghiurile brațelor suport ale motoarelor dispuse relativ față de centrul de greutate al dronei, care reprezintă distanța de la rotor la axa de rotație, unde Ω [rad/s] reprezintă viteza de rotație a elicei, l [m] este lungimea brațului suport al ansamblului motor-elice și d [Nms^2] este un factor de rezistență la înaintare.

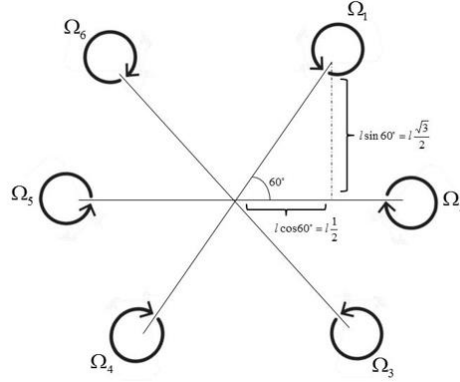


Fig. 2.6 Distanțele rotoarelor față de centrul de greutate al dronei [13]

Prin descreșterea $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$ și creșterea $\Omega_4, \Omega_5, \Omega_6$ va rezulta un *moment de ruli* pozitiv [13].

$$\tau_{rului} = bl(-\Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \frac{1}{2}(-\Omega_1^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 + \Omega_6^2)) \quad (2.10)$$

Prin descreșterea Ω_1, Ω_6 și creșterea Ω_3, Ω_4 va rezulta un *moment de tangaj* pozitiv [13].

$$\tau_{tangaj} = bl \frac{\sqrt{3}}{2} (-\Omega_1^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_6^2) \quad (2.11)$$

Prin descreșterea $\Omega_1, \Omega_3, \Omega_5$ și creșterea $\Omega_2, \Omega_4, \Omega_6$ va rezulta un *moment de giratie* pozitiv [13].

$$\tau_{giratie} = d(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2 - \Omega_5^2 + \Omega_6^2) \quad (2.12)$$

Mișcarea de rotație a elicelor conduce la producerea unui efect de giroscop definit de relația [13]:

$$\tau_{giroscop} = \begin{bmatrix} -J_r \Omega_r \dot{\theta} \\ J_r \Omega_r \dot{\phi} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

$$\Omega_r = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 - \Omega_5 + \Omega_6 \quad (2.14)$$

unde: J_r - momentul de inerție al elicei, se măsoară în $[Nms^2]$; Ω_r - turația totală a elicelor $[rad/s]$.

Valorile diferite ale accelerațiilor de rotație ale elicelor produc un moment anti cuplu inerțial, definit de relația [13]:

$$\tau_{anticuplu} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ J_r \dot{\Omega}_r \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Ecuțiile finale de mișcare ale hexarotorului sunt prezentate în relațiile 2.16÷2.17, iar relațiile acestora cu vitezele unghiulare ale elicelor sunt descrise de rel. 2.7, 2.10, 2.11, 2.12, respectiv 2.14 [13].

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw & g \sin \theta & \frac{\mu}{m} u & 0 & -\frac{1}{2m} C A_x \rho u |u| \\ pw - ru & -g \cos \theta \sin \Phi & \frac{\mu}{m} v & 0 & -\frac{1}{2m} C A_y \rho v |v| \\ qu - pv & -g \cos \theta \cos \Phi & 0 & \frac{1}{m} F_{tractiune} & -\frac{1}{2m} C A_z \rho w |w| \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} qr & \frac{1}{I_{xx}} \tau_{rului} & -\frac{1}{I_{xx}} J_r \dot{\theta} \Omega_r & 0 \\ \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr & \frac{1}{I_{yy}} \tau_{tangaj} & \frac{1}{I_{yy}} J_r \dot{\phi} \Omega_r & 0 \\ \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} pq & \frac{1}{I_{zz}} \tau_{giratie} & 0 & \frac{1}{I_{zz}} J_r \dot{\Omega}_r \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

După prezentarea elementelor geometrice ale elicei, respectiv ale aspectelor ce privesc dinamica rotorului, se trece la calculele analitice pentru determinarea caracteristicilor dinamice ale hexarotorului.

2.5 Algoritm de calcul pentru determinarea caracteristicilor dinamice ale hexarotorului

Performanțele dinamice ale hexarotorului se vor determina analitic prin implementarea algoritmului de calcul prezentat. Metoda analitică presupune anumite aproximări și anumite ipoteze simplificatoare care însumate, pe tot parcursul algoritmului de calcul, ajung ca în final să influențeze rezultatele obținute. De asemenea, pot apărea neconcordanțe în cazul în care există diferențe între datele tehnice ale componentelor hexarotorului, furnizate de producător, și datele tehnice reale ale componentelor, calculate sau măsurate cu instrumente specifice ori datele tehnice ale componentelor sunt insuficiente. În algoritmul de calcul se introduc ca date inițiale caracteristicile tehnice ale componentelor hexarotorului conceput în teză. Datele inițiale se aleg din specificațiile producătorilor sau din măsurători efectuate în laborator, respectiv se aleg din tabele cu constante internaționale.

2.5.1 Calculul pierderii de turație a motorului

În timpul funcționării hexarotorului o parte a tensiunii electrice de la baterie către motoare, se pierde, din cauza rezistenței interne a spirelor motorului electric. Acest aspect duce la micșorarea turației de lucru a motoarelor și la scăderea randamentului acestora.

În cazul ideal turația motorului, la tensiunea de operare de 14,8 V, este data de relația:

$$rpm_{ideal} = KV \cdot U_i = 620 \cdot 14.8 \text{ V} = 9176 \text{ RPM} \quad (2.18)$$

Tensiunea pierdută se calculează cu relația:

$$U_p = R_s \cdot I_i = 0.126 \Omega \cdot 14 \text{ A} = 1.746 \text{ V} \quad (2.19)$$

Pierderea pe spiră se determină astfel:

$$P_s = R_s \cdot I_i^2 = 0.126 \Omega \cdot 14^2 \text{ A} = 24.696 \text{ W} \quad (2.20)$$

În cazul real turația motorului este dată de relația:

$$rpm_{real} = KV \cdot (U_i - U_p) = 620 \cdot (14.8 \text{ V} - 1.746 \text{ V}) = 8082.32 \text{ RPM} \quad (2.21)$$

Rezultă că pierderea de turație este:

$$rpm_{ideal} - rpm_{real} = 9176 - 8082.32 = 1093.68 \text{ RPM} \quad (2.22)$$

Turația maximă a rotorului se va determina experimental în capitolul 3, pe standul de test, cu ajutorul tahometrului.

2.5.2 Calculul vitezei curentului de aer pe profilul palelor rotorului (viteza tangențială)

$$\text{Conform rel. (2.21)} \quad rpm_{real} = 8082.32 \text{ RPM} = rps_{real} = 134.7053 \text{ rot/s} \quad (2.23)$$

Calculăm viteza unghiulară a rotorului:

$$\omega = rps_{real} \cdot 2 \cdot \pi = 134.7053 \frac{\text{rot}}{\text{s}} \cdot 2 \cdot \pi = 846.3786 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \quad (2.24)$$

Viteza tangențială la vârful palei se determină cu relația:

$$V_{tang.la.vf.palei} = \omega \cdot R_p = 846.3786 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \cdot 0.1651 \text{ m} = 127.0414 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \quad (2.25)$$

Se determină viteza tangențială la raza de referință, conform relației:

$$V_{tangențială} = \omega \cdot r = 846.3786 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \cdot 0.1001 \text{ m} = 84.6943 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \quad (2.26)$$

2.5.3 Aflarea numărului Reynolds (Re) în funcție de profilul elicei

Pentru calculul forței portante, respectiv a forței de rezistență la înaintare, este necesară aflarea numărului Reynolds (Re), în vederea determinării ulterioare, din analiza polarei profilului palei, în funcție de numărul Reynolds (Re) obținut, a coeficienților de portanță, respectiv de rezistență la înaintare. Acesta se calculează cu relația:

$$Re = \frac{\rho \cdot \omega \cdot R_p \cdot c_{profil}}{\mu} = \frac{1.225 \cdot 846.3786 \cdot 0.1501 \cdot 0.034}{1.81 \cdot 10^{-5}} = 292335.6514 \quad (2.27)$$

În urma aflării numărului Reynolds, s-a identificat modelul de elice APC 13X55 MR care are caracteristici aerodinamice și constructive apropiate de elicea ce echipează hexarotorul (Tarot 1355). Profilul elicei APC 13X55 MR este APC12 (extras din specificațiile producătorului) [2]. Acest profil APC12 este echivalent cu profilul NACA 4412 (naca4412-il) ale cărui performanțe, la diferite numere Reynolds, au putut fi identificate pentru extragerea celor doi coeficienți mai sus menționați [1]. Pentru

efectuarea manevrelor cu hexarotorul se consideră un unghi de incidență de 10° . Astfel, în fig. 2.7 se pot observa caracteristicile profilului NACA 4412 (naca4412-il), pentru numere Reynolds ≥ 200000 , de unde se pot extrage valorile pentru coeficienții de portanță (C_L) și cel de rezistență la înaintare (C_D).

La un unghi de incidență de 10° C_L are o valoare de aproximativ 1.3, iar C_D are o valoare de aproximativ 0.025.

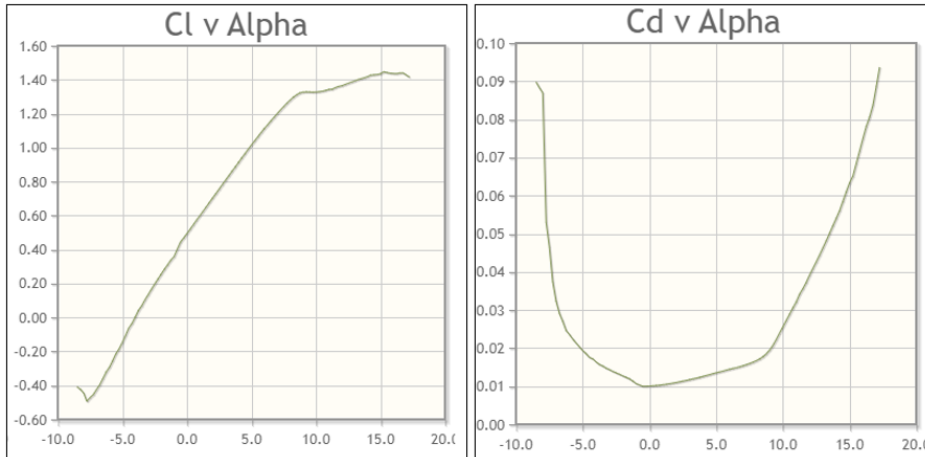


Fig. 2.7 C_L – Coeficientul de portanță și C_D – coeficientul de rezistență la înaintare, în funcție de unghiul de incidență, pentru numere Reynolds ≥ 200000 [1]

2.5.4 Calculul unghiului de pas

2.5.4.1 Calculul unghiului de pas ideal

Unghiul de pas ideal se calculează aplicând relația:

$$\varphi = \operatorname{atan}\left(\frac{H_{pas}}{2 \cdot \pi \cdot 0.75 \cdot R_{pala}}\right) = \operatorname{atan}\left(\frac{0.1397}{2 \cdot \pi \cdot 0.75 \cdot 0.1651}\right) = 10.1795 \text{ deg} \quad (2.28)$$

2.5.4.2 Calculul unghiului de pas real

Pasul real se calculează aplicând relația:

$$H_r = 2 \cdot \pi \cdot r \cdot \operatorname{tg}(9.6) = 0.1113 \text{ m} \quad (2.29)$$

Din relația (2.29) rezultă unghiul de pas real

$$\varphi_r = \operatorname{atan}\left(\frac{H_r}{2 \cdot \pi \cdot 0.75 \cdot R_{pala}}\right) = \operatorname{atan}\left(\frac{0.1113}{2 \cdot \pi \cdot 0.75 \cdot 0.1651}\right) = 8.1417 \text{ deg} \quad (2.30)$$

2.5.5 Calculul forței portante și a rezistenței la înaintare

În urma extragerii datelor pentru C_L și C_D se trece la calculul celor două forțe aerodinamice principale care acționează asupra rotorului.

2.5.5.1 Calculul forței portante

Pentru calcularea forței portante este necesară aflarea suprafeței unei pale, cu relația:

$$S_p = R_p \cdot c_{profil} = 0.1501 \cdot 0.034 = 0.0051 \text{ m}^2 \quad (2.31)$$

Forța portantă a unui rotor se determină cu relația:

$$L_{rotor} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{tangențială}^2 \cdot S_p \cdot C_L = \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot \left(84.6943 \frac{\text{rad}}{\text{s}}\right)^2 \cdot 0.0051 \text{ m}^2 \cdot 1.3 = 29.1486 \text{ N} \quad (2.32)$$

Putem determina masa maximă teoretică ce poate fi ridicată de un motor cu relația:

$$m_{rotor} = \frac{L_{rotor}}{g} = \frac{29.1486}{9.81} = 2.97 \text{ kg} \quad (2.33)$$

Valoarea obținută conform rel. (2.33) este pur teoretică, valoarea acesteia putându-se modifica considerabil în funcție de tipul de profil considerat în alegerea C_L .

Putem deduce masa maximă teoretică pe care o poate ridica hexarotorul, cu relația:

$$m_{hexacopter} = 6 \cdot \frac{L_{rotor}}{g} = 6 \cdot \frac{29.1486}{9.81} = 17.8279 \text{ kg} \quad (2.34)$$

2.5.5.2 Calculul forței de rezistență la înaintare

Pentru calcularea forței de rezistență la înaintare este necesară aflarea ariei cercului determinat de rotirea unei elice, cu relația:

$$A_{rotor} = \pi \cdot R_p^2 = 3.14 \cdot 0.1501^2 = 0.0708 \text{ m}^2 \quad (2.35)$$

Forța de rezistență la înaintare a unui rotor se determină cu relația:

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{tangențială}^2 \cdot S_p \cdot C_D = \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot \left(84.6943 \frac{\text{rad}}{\text{s}}\right)^2 \cdot 0.0051 \text{ m}^2 \cdot 0.025 = 0.5605 \text{ N} \quad (2.36)$$

2.5.5.3 Calculul forței de tracțiune

Pentru determinarea forței de tracțiune necesare unui motor pentru a ridica drona în configurația actuală, conform datelor de intrare, este necesară determinarea coeficientului de tracțiune, conform relației:

$$C_T = \frac{\text{Greutatea}}{nr.rotoare \cdot \rho \cdot A_{rotor} \cdot (\omega \cdot R_p)^2} = \frac{2.77 \cdot 9.8}{6 \cdot 1.225 \cdot 0.0708 \cdot \left(846.3786 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \cdot 0.0051\right)^2} = 0.0032 \quad (2.37)$$

Folosind valoarea obținută în rel. (2.37) aflăm tracțiunea necesară unui motor pentru a ridica drona:

$$\text{Tracțiunea} = C_T \cdot \rho \cdot A_{rotor} \cdot (\omega \cdot R_p)^2 = 0.0032 \cdot 1.225 \cdot 0.0708 \cdot \left(846.3786 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \cdot 0.0051\right)^2 = 4.5274 \text{ N} \quad (2.38)$$

2.5.6 Calculul puterii necesare unui motor

Pentru o tensiune maximă de lucru de 14,8V și o intensitate a curentului de maxim 17.5A puterea disponibilă maximă a motorului va fi:

$$P_{disponibila.maxima} = U \cdot I = 14.8 \text{ V} \cdot 17.5 \text{ A} = 259 \text{ W} \quad (2.39)$$

Pentru determinarea puterii mecanice necesare maxime a unui motor este necesară determinarea coeficientului de rezistență total, respectiv a coeficientului de putere.

2.5.6.1 Determinarea coeficientului de rezistență total (C_X)

Se determină pe baza celor doi coeficienți C_L și C_D determinați anterior. Astfel, relația de calcul a coeficientului de rezistență total al motorului, și implicit al rotorului, este dat de relația:

$$C_X = C_D \cdot (1 + C_L^2) = 0.025 \cdot (1 + 1.3^2) = 0.0673 \quad (2.40)$$

2.5.6.2 Determinarea coeficientului de putere (C_P)

Pentru calculul acestui coeficient este necesară determinarea coeficientului global de umplere, conform rel.:

$$\sigma_{el} = \frac{n \cdot S_p}{A_{rotor}} = \frac{2 \cdot 0.0051}{0.0708} = 0.1442 \quad (2.41)$$

Astfel, coeficientul de putere se determină cu relația:

$$C_P = C_T \cdot \sqrt{\frac{C_T}{2}} + \sigma_{el} \cdot \frac{C_X}{8} = 0.0013 \quad (2.42)$$

2.5.6.3 Determinarea puterii mecanice necesare maxime a unui motor

În urma aflării coeficientului de putere, conform rel. (2.42), putem calcula puterea mecanică maximă necesară a unui motor, conform relației:

$$P_{necesara.maxima} = \rho \cdot A_{rotor} \cdot (\omega \cdot R_p)^3 \cdot C_P = 1.225 \cdot 0.0708 \cdot \left(846.3786 \frac{\text{rad}}{\text{s}} \cdot 0.0051\right)^3 \cdot 0.0013 = 238.6415 \text{ W} \quad (2.43)$$

2.5.6.4 Determinarea puterii utile a unui motor

Cunoscând cei doi parametri ai puterii unui motor, și anume, puterea mecanică disponibilă maximă și puterea mecanică maximă necesară, putem afla puterea utilă a unui motor, cu ajutorul relației:

$$P_{utila} = P_{disponibila.maxima} - P_{necesara.maxima} = 259 \text{ W} - 238.6415 \text{ W} = 20.3585 \text{ W} \quad (2.44)$$

2.5.7 Calculul vitezei ascensionale (teoretice) la nivelul solului

În urma determinării puterii utile a unui motor putem calcula viteza ascensională a hexarotorului la nivelul solului, conform relației:

$$V_{ascensională} = \frac{6 \cdot P_{utila}}{\text{Greutatea}} = \frac{6 \cdot 20.3585}{2.77 \cdot 9.8} = 4.4967 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (2.45)$$

2.5.8 Determinarea relațiilor de calcul pentru forțele și momentele care acționează asupra hexarotorului în zbor staționar la punct fix

În continuare sunt prezentate relațiile de calcul pentru manevrele hexarotorului în zbor staționar la punct fix. Pentru aceste manevre se vor calcula analitic forțele și momentele care acționează asupra dronei.

2.5.8.1 Momentele care acționează asupra rotorului

Asupra rotorului acționează următoarele momente: momentul rezistent al rotorului, momentul rezistent al profilului și momentul rezistent indus. Pentru calculul acestora se utilizează relațiile de mai jos.

2.5.8.1.1 Momentul rezistent anti cuplu care acționează asupra rotorului

Se determină cu relația:

$$M_{rezistent} = n \cdot \int_0^{R_p} (C_D + \varphi_r \cdot C_L) \cdot \frac{\rho}{2} \cdot (r \cdot \omega)^2 \cdot c_{profil} \cdot r dr = 0.7941 Nm \quad (2.46)$$

2.5.8.1.2 Momentul rezistent al profilului

Se determină cu relația:

$$M_{rezistent.profil} = n \cdot \int_0^{R_p} c_{profil} \cdot r \cdot C_D \cdot \frac{\rho}{2} \cdot (r \cdot \omega)^2 dr = 0.0947 Nm \quad (2.47)$$

2.5.8.1.3 Momentul rezistent indus

Se determină cu relația:

$$M_{rezistent.indus} = n \cdot \int_0^{R_p} c_{profil} \cdot (r \cdot \varphi_r \cdot C_L \cdot (r \cdot \omega)^2) dr = 0.6995 Nm \quad (2.48)$$

2.5.8.1.4 Momentul anticuplu al rotorului portant

Se determină cu relația:

$$M_{anticuplu} = D \cdot R_p = 0.5605 N \cdot 0.1501 = 0.0841 Nm \quad (2.49)$$

2.5.8.1.5 Zborul la punct fix al hexarotorului

În cazul zborului la punct fix suma forțelor și momentelor de-a lungul axei z a hexarotorului, este nulă. Astfel, putem scrie relațiile matematice pentru zborul în staționare la punct fix, conform relațiilor de mai jos:

$$\sum F_{z.pct.fix} = 0 \Rightarrow T_{1,fix} + T_{2,fix} + T_{3,fix} + T_{4,fix} + T_{5,fix} + T_{6,fix} = 0 \quad (2.50)$$

Tracțiunea necesară unui motor pentru zborul la punct fix este:

$$Tracțiunea_{pct.fix} = Tracțiunea = 4.5274 N \quad (2.51)$$

Tracțiunea necesară totală pentru zborul staționar la punct fix al hexarotorului este:

$$Tracțiunea_{pct.fix.totala} = 6 \cdot Tracțiunea = 6 \cdot 4.5274 N = 27.1644 N \quad (2.52)$$

În cazul momentelor ce acționează asupra dronei, situația este similar:

$$\sum M_{z.pct.fix} = 0 \quad (2.53)$$

$$M_{1,fix} = M_{2,fix} = M_{3,fix} = M_{4,fix} = M_{5,fix} = M_{6,fix} = M_{rezistent} \quad (2.54)$$

Suma momentelor anti cuplu în zborul la punct fix este nulă:

$$M_{anticuplu.total.fix} = M_{1,fix} - M_{2,fix} + M_{3,fix} - M_{4,fix} + M_{5,fix} - M_{6,fix} = 0 Nm \quad (2.55)$$

2.6 Concluzii, contribuții originale și articole publicate

Concluzii:

- în cadrul acestui capitol **au fost determinate caracteristicile dinamice ale hexarotorului conceput în teză**, în vederea studierii ulterioare a posibilităților de îmbunătățire a caracteristicilor constructiv-funcționale, subiect ce va fi tratat în capitolul 3.
- în cazul ecuațiilor de mișcare ale hexarotorului s-au calculat doar forțele și momentele care acționează asupra dronei în zborul staționar la punct fix, fără luarea în considerare a factorilor perturbatori, în special viteza și direcția vântului. Această problemă va fi studiată în detaliu, separat în capitolul 5, la analiza FEM/CFD.
- modelul de calcul pentru studiul ecuațiilor de mișcare ale dronei pentru zborul în urcare, zborul cu deplasare înainte, zborul în lateral, respectiv mișcarea de rotație în jurul axei z (girația), este pregătit formal, însă necesită informații de natură experimentală, care nu fac obiectul acestei teze.

Contribuții originale:

- elaborarea modelului CAD al prototipului dronei hexarotor.
- îmbunătățirea soluției constructive originale a platformei hexarotor, în varianta 1 de echipare.
- adaptarea unui model matematic pe bază de formalizare matriceală, din care rezultă ecuațiile de mișcare ale hexarotorului, respectiv ale ecuațiilor dinamicii rotorului;
- adaptarea etapelor metodologiei de calcul analitic la structura mecanică a hexarotorului realizat în teză, astfel:
 - o masa experimentală pe care o poate ridica un motor – a fost aleasă din specificațiile producătorului (ulterior va fi determinată în urma testelor efectuate pe standul de test prezentat în cap. 3);
 - o a fost calculată analitic turația maximă a rotorului – (ulterior va fi determinată experimental cu ajutorul tahometrului prezentat în cap. 3);
 - o a fost determinată masa maximă teoretică pe care o poate ridica un motor, respectiv hexarotorul;
 - o coeficientul de portanță C_L și coeficientul de rezistență la înaintare C_D – au fost obținuți din polara profilului NACA 4412 (naca4412-il), pentru un unghi de incidență de 10° . Profilul NACA 4412 (naca4412-il) are caracteristici similare cu profilul APC12 al unei elice APC 13x55 MR, care se aseamănă din punct de vedere constructiv cu elicea Tarot 1355, cu care este echipat hexarotorul (diametru - 13", pas – 5.5").
 - o au fost determinate analitic forța portantă și forța de rezistență la înaintare;
 - o au fost determinate analitic coeficientul de rezistență total C_X și coeficientul de putere C_P , pe baza C_L și C_D obținuți anterior;
 - o a fost determinată analitic viteza ascensională (teoretică) a hexarotorului la nivelul solului;
 - o au fost determinate analitic forțele și momentele care acționează asupra rotorului, pe timpul zborului staționar (la punct fix – *hover*) al dronei.

Articole publicate:

- **Stamate, M. A.**, Nicolescu, A. F., 2017, *Conceptual and functional study of a multirotor drone prototype used for security applications*, Research and Science Today (rstjournal.com), Supplement No. 2, p. 155-164, ISSN-p: 2247-4455 / ISSN-e: 2285-9632 / ISSN-e supplement: 2344-0007, [Google scholar](#)
- **Stamate, M. A.**, Nicolescu, A. F., Pupăză, C., 2017, *Mathematical model of a multi-rotor drone prototype and calculation algorithm for motor selection*, Proceedings in Manufacturing Systems (icmas.eu), Volume 12, Issue 3, 119-128, ISSN 2067-9238, [Copernicus](#).

Capitolul 3. Cercetări privind îmbunătățirea constructiv-funcțională a dronelor hexarotor

3.1 Introducere

Comparativ cu quadcopter, un hexarotor oferă o redundanță suplimentară, și anume, își poate *continua zborul și poate veni la aterizare în condiții de deplină siguranță, în cazul în care un motor cedează în timpul zborului*. Mai mult, configurația cadrului și, implicit, dimensiunile acestuia influențează în mod direct dimensiunea maximă a elicelor ce pot fi montate pe motoare, acesta reprezentând *unul dintre factorii principali ai eficienței dronei pe timpul zborului*. Eficacitatea elicei este strict legată de suprafața sa, astfel încât, pentru aceeași putere de intrare, *o elice cu un diametru mai mare va oferi o portantă mai mare comparativ cu o elice cu un diametru mai mic*. Ca regulă generală, pentru a obține cele mai bune performanțe pe timpul zborului la punct fix – hover (necesar în momentul în care se dorește inspectarea unei locații, instalații industriale, fotografiere aeriană etc.), drona să aibă o masă cât mai redusă și elice cu suprafața portantă cât mai mare – se obține, în acest caz, cea mai bună autonomie de zbor, conform celor prezentate în lucrarea lui **Stamate et. al. [24]**.

3.2 Obiectivele capitolului

- determinarea criteriilor pentru alegerea combinațiilor optime ale sistemului de propulsie, format din baterie - controler electronic de turație (ESC – Electronic Speed Controller) - motor electric fără perii (BLDC – Brushless DC motor) – elice, în funcție de dimensiunea cadrului dronei, pentru atingerea unei eficiențe maxime (autonomie vs. sarcină utilă maximă transportată).
- realizarea, într-o abordare practică nouă, a unor analize comparative, a performanțelor dronei hexarotor, în patru variante diferite de echipare în ceea ce privește bateria, elicele și motoarele utilizate, pornind de la elemente teoretice de calcul preliminar și prin utilizarea unor platforme online specializate: www.ecalc.ch/, www.omnicalculator.com/, <https://flyeval.com/>, www.drivecalc.de/. Pentru comparație s-au realizat simulări și pentru două variante de drone multicopter de tip quadcopter, respectiv octocopter.
- determinarea teoretică, prin calcule analitice a performanțelor hexarotorului, în special: autonomia de zbor, forța de tracțiune dezvoltată de elice, turația maximă, eficiența motoarelor, temperatura de lucru a motoarelor, eficiența elicelor.
- efectuarea de teste în laborator pentru determinarea performanțelor sistemului de propulsie (forța de tracțiune, turația maximă, plaja de temperaturi de lucru a motoarelor) și interpretarea rezultatelor obținute.

3.3 Aspecte teoretice privind autonomia dronei

Când ne referim la dronele multicopter, unul dintre cele mai importante aspecte pe care trebuie să ne concentrăm este **autonomia de zbor**, elemente de interes despre acest subiect fiind tratate în lucrarea lui **Stamate et. al. [24]**. Pornind de la informațiile existente în mediul online ([18], [30]), în ceea ce privește autonomia de zbor a dronelor multicopter cu propulsie electrică, și anume faptul că majoritatea dronelor hexarotor au o autonomie de zbor destul de redusă, între minim 8÷10 minute și maxim 20÷25 minute, este posibil să se mărească această autonomie, în anumite condiții, printr-o analiză și planificare riguroasă a componentelor ce urmează a echipa drona. În lucrarea lui Biczyski et. al. [6] se prezintă o metodologie de calcul pentru alegerea combinației motor-elice optime, cu parametrizări, culminând cu transpunerea unor modele matematice în MATLAB pentru exprimarea rezultatelor obținute. Dai et. al [9] prezintă o metodă de optimizare a proiectării dronelor multicopter, pentru obținerea unei autonomii de zbor în staționare dorite. Și aici sunt prezentate modele matematice cu parametrizări pentru componentele sistemului de propulsie. Lucrările lui Bershady & Haviland [5], Dai et. al. [10], respectiv Gatti [14], respectiv tratează problema dimensionării sistemului de propulsie electrică în cazul dronelor multicopter, pentru a prezice performanțele și a optimiza proiectarea acestora. Pentru optimizarea regimurilor de funcționare ale hexarotorului sunt prezentate în continuarea capitolului câteva ecuații definitorii în realizarea celor mai bune

configurații, pentru varianta de hexarotor prezentată mai sus. După descrierea și explicarea relațiilor de calcul privind autonomia dronei se trece la elemente teoretice descriptive ce privesc alegerea combinației optime de componente ale sistemului de propulsie.

3.4 Aspecte de ordin teoretic și practic privind alegerea combinațiilor optime pentru sistemul de propulsie

Pentru a găsi în final configurația optimă care oferă autonomia de zbor dorită, nu sunt suficiente doar elementele teoretice de calcul, ci este necesară și o analiză comprehensivă a compatibilității și integrării diferitelor componente electronice și mecanice care echează drona. Constructiv, sistemul de propulsie electric este compus din următoarele subansamble: motoare electrice fără perii, baterie, controlere electronice de turație - ESC (*Electronic Speed Controller*), respectiv elice.

3.4.1 Motorul electric de curent continuu fără perii (BLDC – *Brushless DC Motor*)

Motoarele folosite la propulsia dronelor multicopter sunt în principal motoare de curent continuu fără perii, pentru avantajele pe care le au: eficiență ridicată, potențialul de reducere a dimensiunilor și costurile de fabricație reduse. Acestea sunt cele mai utilizate datorită eficienței lor ridicate și a valorii mari a constantei cuplului (K_T), care permite cuplarea directă a elicei (fără reductor). În funcție de poziția rotorului, motoarele de curent continuu fără perii pot fi cu rotor exterior (*outrunner*) (v. fig. 3.1-3.2) și cu rotor interior (*inrunner*). Motoarele de tip *outrunner* au un diametru mai mare al rotorului, ceea ce le permite producerea unui cuplu mai mare și funcționare superioară la turații mici. Motoarele de tip *inrunner* au un diametru mai mic al rotorului și pot funcționa eficient la turații mai mari, deși produc un cuplu mai mic.

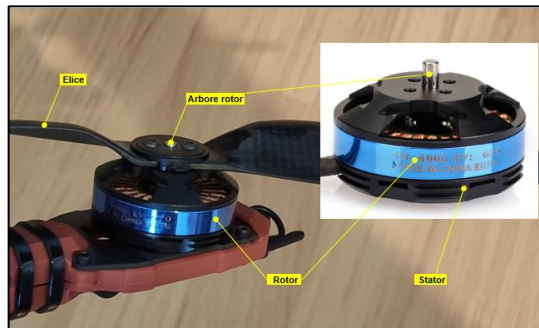


Fig. 3.1 Motorul electric fără perii care echează hexarotorul de tip outrunner

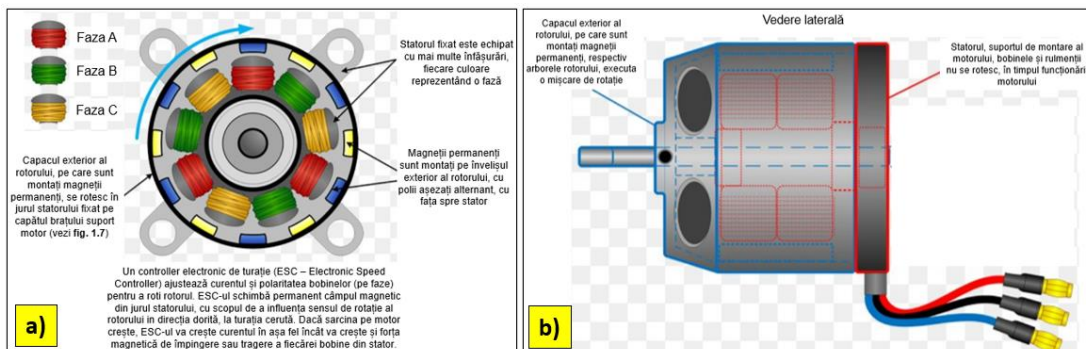


Fig. 3.2 a) Prezentare generală a unui motor electric fără perii de tip *outrunner*;
b) Vedere laterală a unui motor electric fără perii de tip *outrunner* [15]

Parametrii motorului BLDC outrunner (fig. 3.3):

- **dimensiune** - este dată de dimensiunea statorului și se exprimă sub forma unui număr din 4 cifre. Primul grup de două cifre reprezintă dimensiunea statorului (mm), iar al doilea grup de două cifre reprezintă înălțimea statorului;

- **KV** – este cel mai important parametru al acestui tip de motor. Acest parametru indică numărul de rotații pe minut cu care motorul se rotește la aplicarea unei tensiuni de 1V la bornele motorului, atunci când acesta se rotește în gol (fără sarcină). Atunci când un motor este alimentat cu o tensiune, acesta se învârt. Pe măsură ce tensiunea crește, va crește și viteza de rotație. Astfel, se poate determina turația motorului, conform relației:

$$RPM = KV * U_B \quad (3.1)$$

unde: RPM - turația motorului, exprimată în rotații pe minut; KV – parametru al motorului electric fără perii. Drona hexarotor dezvoltată și testată în cadrul tezei este echipată cu 6 motoare BLDC de tip outrunner, model Tarot 4006/620KV 24N22P (fig. 3.3b).

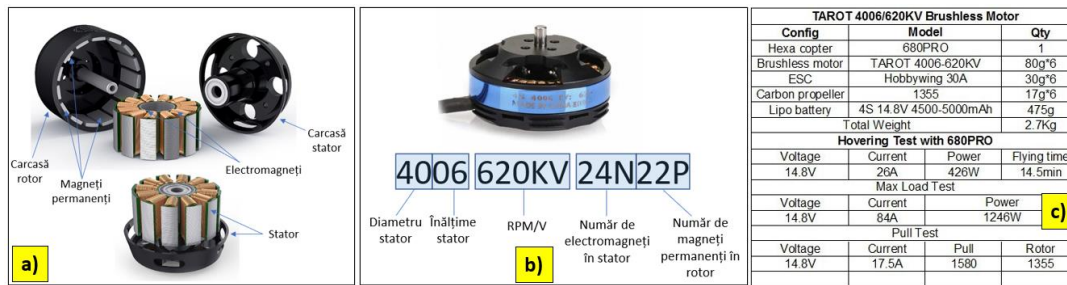


Fig. 3.3 a) Motorul electric de curent continuu fără perii, cu rotor exterior (outrunner); b) Motorul Tarot 4006/620KV 24N22P cu care este echipat HDT [28]; c) Performanțe motor Tarot 4006/620KV 24N22P [28]

- **tensiunea și curentul de funcționare în gol** (fără sarcină).
- **curentul maxim suportat/puterea maximă suportată**
- **rezistența internă a armăturilor** – este un parametru important deoarece generează căldură pe timpul funcționării motorului și poate reduce eficiența acestuia;
- **eficiența motorului.**

Pe lângă acești parametri ai motorului este necesar a se determina **forța de tracțiune specifică**, dezvoltată de sistemul de propulsie. Acest parametru se măsoară în g/W și este definitiv în alegerea combinației celei mai bune motor-elice astfel încât hexarotorul să funcționeze în parametri optimi. Platforma *xcopterCalc* prezintă aspecte privind tracțiunea specifică pentru staționarea dronei la punct fix, care se interpretează astfel: tracțiune specifică $\geq 6\text{g/W}$ – dronă cu eficiență ridicată, între $4\text{--}6\text{g/W}$ – dronă cu eficiență redusă, $< 4\text{g/W}$ – dronă inefficientă.

3.4.2 Elicea

La alegerea elicei, trebuie luată în considerare toți parametrii acesteia, astfel:

- **diametrul** (v. fig. 3.4a). Diametrul elicei se referă la diametrul cercului creat de vârful palei în timpul rotației. Utilizarea unei elice cu un anumit diametru este, în primul rând, limitată de dimensiunea cadrului dronei. Fig. 3.4b prezintă elicea care echează hexarotorul.
- **pasul** (v. fig. 3.4a). Pasul elicei reprezintă distanța pe care elicea o parcurge la o rotație completă printr-un fluid. Acesta poate fi fix sau variabil. O elice cu pas mai mic se va deplasa întotdeauna mai repede, dar va genera o forță de tracțiune mai mică, comparativ cu o elice cu un pas mai mare care va genera o forță de tracțiune mai mare, mărind astfel viteza de deplasare a dronei, însă va genera un consum mai mare de curent și va crește pierderile prin degajare de căldură.
- **numărul palelor** (v. fig. 3.4a). Numărul de pale afectează atât zborul, cât și eficiența hexarotorului. Astfel, mai multe pale produc o forță de tracțiune mai mare, dar au pierderi mai mari, prin degajări de căldură și eficiență mai scăzută. Folosirea unor elice cu pale mai puține oferă viteză mai mare, eficiență mai mare și consum de curent mai mic, dar forță de tracțiune redusă.
- **masa elicei și materialul din care este fabricată.** Masa elicei depinde de mărimea acesteia și de materialul din care este fabricată. Majoritatea elicelor destinate dronelor sunt fabricate din materiale compozite de tip polimeri care au un bun echilibru între rezistență și greutate, cum ar fi fibra de carbon, nailon, fibra de sticlă și titanul inoxidabil.

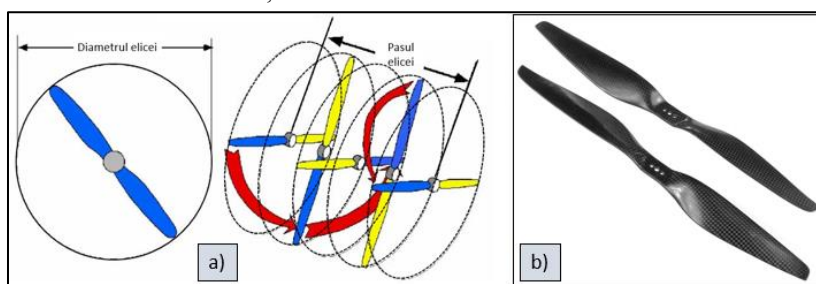


Fig. 3.4 a) Diametrul și pasul unei elice cu 2 pale; b) Elice Tarot 1355.

Performanțele elicei sunt descrise de următorii parametri: forța de tracțiune T (N), puterea P (W) respectiv cuplul M (Nm).

3.4.3 Controlerul electronic de turație (ESC – Electronic Speed Controller)

Funcția de bază a unui ESC este aceea de a controla viteza motorului pe baza semnalului PWM pe care pilotul automat îl trimite către motor, care este prea slab pentru a acționa direct motorul de curent continuu fără perii. Aceasta se realizează prin acționarea de către pilot a stick-ului de turație în plaja 0%-100%, iar ESC-ul va trimite motorului puterea comandată de pilot. În plus, unele ESC-uri mai îndeplinesc și alte funcții: frână dinamică, protecția la scurtcircuit a bateriei, protecție la pornirea motorului, sursă de alimentare (circuit de eliminare a bateriei) pentru receptorul radiocomandat sau pentru servomotoare, respectiv determinarea sensului de rotație al motorului.

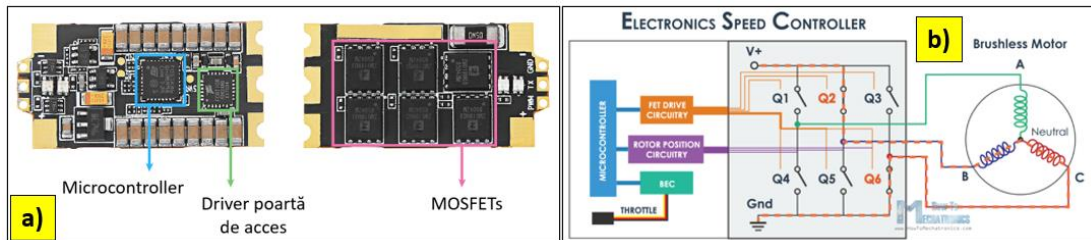


Fig. 3.5 a) Structura generală a unui ESC; b) Schema simplificată a funcționării unui ESC [16]

Cele mai importante componente ale ESC-ului (fig. 3.5a) sunt: microcontroler-ul, driver-ul pentru poarta de acces dintre pilotul automat (PA) și MOSFET-uri, respectiv MOSFET-urile. Există mai multe tipuri de protocoale prin intermediul cărora PA trimite către ESC semnalele care controlează acest proces, fiecare cu performanțe și frecvențe de semnal diferite. În fig. 3.6a este prezentat tipul de ESC care echipează hexarotorul, model Hobbywing XRotor 40A, care folosește protocolul PWM.

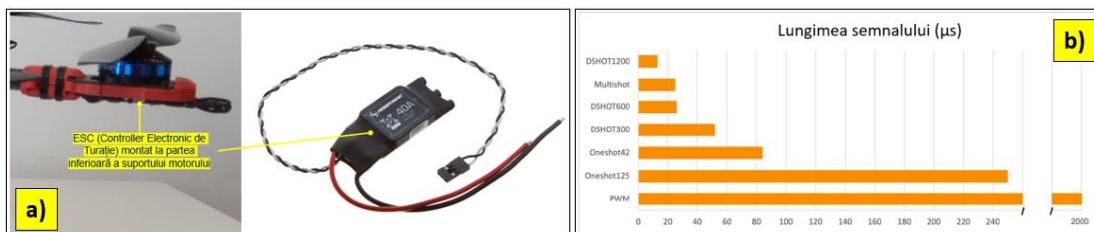


Fig. 3.6 a) ESC-ul care echipează hexarotorul Hobbywing XRotor 40A Opto; b) Lungimea semnalului de comandă pentru principalele protocoale de comunicații [29]

Fig. 3.6b prezintă o comparație a lungimii semnalului de comandă (μs) pentru principalele protocoale de comunicații folosite de ESC. În cazul modelului Hobbywing XRotor 40A care folosește protocolul PWM (Pulse Width Modulation – modulația lățimii impulsurilor), acesta are cel mai lung timp de răspuns în μs , pentru comenzile date de operator utilizându-se intervalul 1000-2000 μs .

Parametrii ESC-ului:

- **curentul continuu maxim/curentul maxim instantaneu (peak).** Primul parametru reprezintă curentul continuu maxim în condiții normale de funcționare, în timp ce al doilea parametru reprezintă curentul maxim instantaneu pe care îl poate suporta ESC-ul pentru perioade foarte scurte.

- **tensiunea de operare.** Intervalul de tensiune care permite ESC-ului să funcționeze corect este un parametru extrem de important, acesta indicând tipurile de baterii pe care le suportă ("3-4S LiPo" înseamnă că acest ESC poate funcționa cu o baterie LiPo cu 3-4 celule de 3,7V, adică 11,1-14,8V).

- **rezistența.** Deoarece toate ESC-urile au rezistență, încălzirea lor nu poate fi neglijată deoarece curentul care circulă prin ele poate ajunge uneori la zeci de amperi. Luând în considerare disiparea de căldură, rezistența ESC-urilor care operează la curenți mari este întotdeauna proiectată să fie mică.

- **rata de actualizare.** Răspunsul motorului este în strânsă legătură cu rata de refresh a ESC-ului, astfel că o rată de refresh mare va conduce la un răspuns mai rapid al motorului la comenzile pilotului.

- **programabilitatea.** Performanța ESC-urilor poate fi optimizată prin reglarea parametrilor interni. Printre parametrii care pot fi setați se numără: calibrarea intervalului de accelerație, protecție la joasă tensiune, valoarea de întrerupere a alimentării, limitarea curentului, modul de frânare, modul de control al accelerației, setarea temporizării, modul de pornire și setarea modului PWM.

3.4.4 Bateria

Densitatea energetică a bateriilor LiPo variază între 140 și 265 Wh/kg în termeni de greutate și 250 - 730 Wh/L în termeni de volum. Pentru bateriile LiPo tensiunea nominală este de 3,7V/celulă, cu o tensiune maximă de 4,2V/celulă. (fig. 3.7ab)



Fig. 3.7 Baterii LiPo: a) Turnigy 12000mAh 4S1P 12C-24C, 14,8 V;
b) Turnigy 20000mAh 4S1P 12C-24C, 14,8 V.

Parametrii bateriei:

- **capacitatea.** Este exprimată în mAh/Ah sau watt-oră (Wh) și poate fi utilizată pentru a estima durata zborului, folosind relația.
- **tensiunea nominală.** Este un parametru important care ajută la determinarea turației motorului, respectiv a curentului consumat. Luând în considerare parametrul KV al motorului, care indică viteza acestuia la fiecare 1V aplicat (RPM/V) tensiunea nominală a bateriei va determina turația motorului.
- **rata de descărcare (C-Rating).** Rata de descărcare sau indicele C este o măsură a vitezei de descărcare, în siguranță, a bateriei.
- **configurația celulelor.** Este de obicei indicată pe eticheta bateriei și descrie numărul și dispunerea celulelor LiPo în pachet. Acestea pot exista în mai multe configurații, cele mai uzuale fiind 1S1P÷6S1P. (fig. 3.8a)

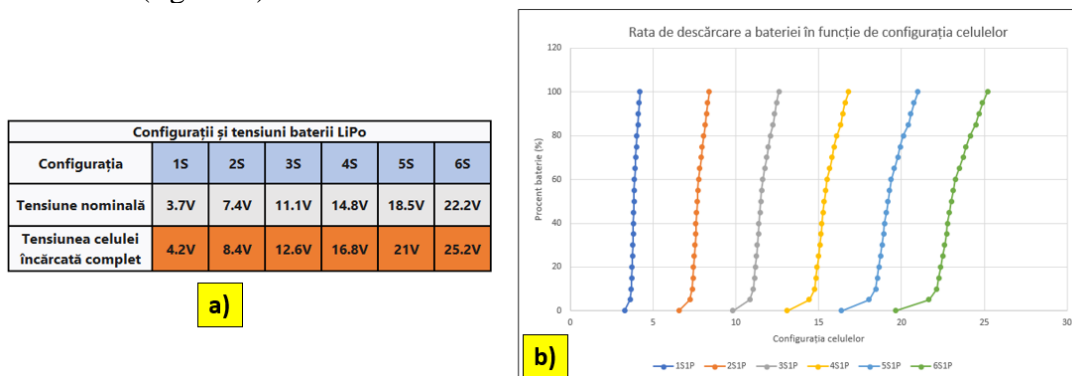


Fig. 3.8 a) Configurații și tensiuni pentru bateriile LiPo; b) Relația dintre procentul de descărcare a bateriei și configurația celulelor

În fig. 3.8b este ilustrată relația dintre procentul de descărcare a bateriei și configurația celulelor, pentru baterii în configurații cu până la 6 celule în serie.

- **rezistența internă (mΩ).** Aceasta se modifică în timp, în funcție de modul de folosire a bateriei.

3.5 Simulări realizate cu ajutorul platformelor online specializate

În secțiunea următoare sunt prezentate mai multe variante de echipare a hexarotorului. Cu ajutorul platformelor online dedicate, precum *xcopterCalc* [30], *flyeval.com* [12] respectiv, *drivecalc.de* [11], au fost efectuate simulări cu scopul de a găsi configurația optimă care să mărească autonomia dronei și capacitatea de transport a sarcinii utile. Simulările cu platformele mai sus menționate au fost realizate și în lucrarea lui **Stamate et. al.** [24], în urma cărora au fost extrase elementele de interes privind performanțele dronei și ale sistemului de propulsie.

3.5.1 Simulări realizate cu platforma *xcopterCalc*

3.5.1.1 Hexarotorul în varianta 1 de echipare (HDT v.1)

În primă etapă se va analiza autonomia care se poate obține, teoretic, cu marja de eroare aferentă, în cazul Hexarotorului de test (HDT), în varianta de echipare inițială:

General	Model Weight: 1211 g w/o Drive 42.7 oz	# of Rotors: 6 flat	Frame Size: 695 mm 27.36 inch	FCU Tilt Limit: 35°	Field Elevation: 85 m ASL 279 ft ASL	Air Temperature: 22 °C 72 °F	Pressure (QNH): 1010 hPa 29.83 inHg	
Battery Cell	Type (Cont. / max. C) - charge state: custom - normal	Configuration: 4 S 1 P	Cell Capacity: 6600 mAh 6600 mAh total	max. discharge: 80%	Resistance: 0.0038 Ohm	Voltage: 3.7 V	C-Rate: 10 C cont. 20 C max	Weight: 134.25 g 4.7 oz
Controller	Type: custom	Current: 40 A cont. 40 A max	Resistance: 0.006 Ohm	Weight: 26 g 0.9 oz	Accessories	Current drain: 0.35 A	Weight: 290 g 10.2 oz	
Motor	Manufacturer - Type (Kv) - Cooling: Tarot - 4006/620KV (620) good	KV (w/o torque): 620 rpm/V	no-load Current: 0.8 A @ 14.8 V	Limit (up to 15s): 426 W	Resistance: 0.126 Ohm	Case Length: 30 mm 1.18 inch	# mag. Poles: 22 Weight: 82 g 2.9 oz	
Propeller	Type - yoke twist: custom - 0°	Diameter: 13 inch 330.2 mm	Pitch: 5.5 inch 139.7 mm	# Blades: 2	PConst / TConst: 1.2 / 1.0	Gear Ratio: 1 : 1	calculate	

Fig. 3.9 Datele de intrare pentru HDT v.1

Datele de intrare pentru HDT v1 sunt (fig. 3.9):

- ✓ cadrul HDT (brațele suport ale motoarelor, plăcile superioară și inferioară între care sunt montate brațele, placa de suport a bateriei, trenul de aterizare și plăcile suport pe care sunt montate motoarele) este confecționat din fibră de carbon, având o masă totală de doar 833g, asigurând, totodată o rezistență sporită la șocuri și vibrații. Dimensiunea cadrului (distanța dintre centrele a două motoare) este de 695mm;
- ✓ elicele de 13” care echipează HDT sunt confecționate din fibră de carbon, având o masă de doar 16g fiecare și pas de 5.5”;
- ✓ controlerul de zbor (pilotul automat) limitează înclinarea HDT la maximum 35°; acesta, împreună cu PMU (Power Module Unit) și modulul LED consumă aproximativ 0.3A;
- ✓ testarea în zbor a HDT se face la o altitudine de aproximativ 85m față de nivelul mării (altitudinea Bucureștiului), la o temperatură de 22°C și o presiune atmosferică de 1010hPa (757,5 mmHg);
- ✓ bateria montată pe HDT este de tip LiPo cu 4 celule (fiecare celulă având 3,7 V și o masă proprie de 134,25g – masa totală a bateriei este de 537g) în configurație 4S1P (4 celule în serie/1 celulă în paralel), cu o rezistență internă de aproximativ 0,0038Ohm, tensiune nominală – 14,8V. C Rating-ul - 10C (10*6,6A = 66A – în funcționare continuă) cu un maxim de 20C (20*6,6A = 132A – pentru perioade scurte de 10-15 secunde). Așa cum am menționat anterior, se recomandă ca bateria să nu fie descărcată la mai mult de 80% din capacitatea acesteia;
- ✓ controlerul electronic de turație ale motoarelor (ESC) pot suporta un curent de maxim 40A, au o rezistență internă de aproximativ 0,0006Ohm și o masă proprie de 26g fiecare;
- ✓ pe HDT mai este montat gimbal-ul cu rotire și stabilizare pe trei axe, care se alimentează tot de la baterie, astfel că și acesta este un consumator, care va fi inclus în categoria Accessories; are o masă de 178g și consumă aproximativ 0,05A;
- ✓ motoarele Tarot 4006/620KV produc 620 rpm/V, au o rezistență internă de 0,126 Ohm, au o masă proprie de 82g fiecare.

După rularea programului se obțin următoarele rezultate și concluzii (fig. 3.10):

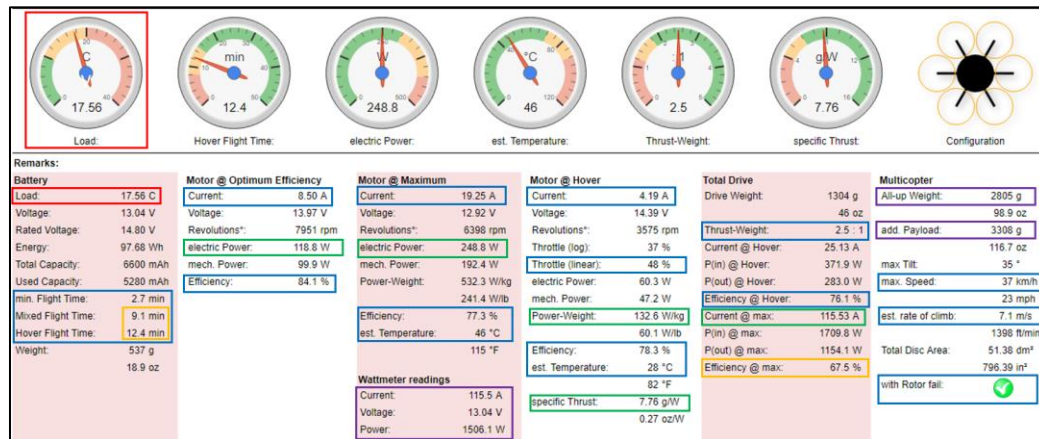


Fig. 3.10 Rezultatele obținute în urma rulării programului pentru HDT v.1 cu platforma *copterCalc*

- ✓ se observă în primul rând că sarcina pe baterie (*load*) este de 17,56C (ceea ce înseamnă o sarcină continuă de $17,56 * 6,6A \approx 116A$). Pe indicator valoarea obținută se poziționează în zona portocalie. Ținând cont de caracteristicile bateriei (sarcină continuă de 10C și maximă de 20C pentru perioade scurte) rezultă că bateria va fi în cea mai mare parte supra-solicitată, cu tendințe de a lucra mai mult către zona de maxim, ceea ce poate duce la deteriorarea acesteia. Deși nu există mesaje de avertizare pe pagina cu rezultate, se recomandă utilizarea unei baterii cu un C-Rating mai mare;
- ✓ se obține o autonomie de zbor de **9,1 minute** pentru zborul combinat (staționare la punct fix, manevre de mers înainte, înapoi, urcare, coborâre), respectiv **12,4 minute** pentru zborul la punct fix (*hover*);
- ✓ în cazul performanțelor optime ale motoarelor se obține o turație de 7951 rpm și o eficiență de 84,1%; pentru zborul la punct fix se obține o turație de 3575 rpm. Turația motoarelor se află la **48%** din capacitate (ceea ce înseamnă un **rezultat destul de bun** – de preferat este ca acest parametru să se situeze în jurul valorii de **50%** pentru a permite dronei și alte manevre în zbor care vor solicita motoarele, și, implicit, vor crește temperatura la nivelul carcasei acestora), un raport putere-masă de **132,6 W/kg** (un rezultat bun – cele mai eficiente sisteme ajung să coboare acest raport la valoarea de **80W/kg**), o eficiență de **78,3%** și o temperatură de doar **28°C**;
- ✓ un alt aspect foarte important îl reprezintă raportul tracțiune-masă, care în cazul nostru este **2,5:1** (un raport standard este de **2:1**, însă, cu cât este mai mare acest raport, cu atât drona răspunde mai bine la comenzi. Pentru valori egale sau mai mari decât **1,8** turația motoarelor va fi mai mică sau egală cu 60% din capacitatea acestora. Pentru valori cuprinse între **1,2÷1,8** turația motoarelor va fi cuprinsă între 60÷80% din capacitatea acestora, iar manevrabilitatea dronei va fi limitată. Sub valoarea **1,2** nu se poate asigura stabilitatea dronei la punct fix.);
- ✓ în cazul tracțiunii specifice se obține un raport de **7,76g/W** - eficiență ridicată;
- ✓ se observă că se mai pot atașa echipamente adiționale ce nu pot depăși masa de 3,3 kg, ceea ce este mai mult decât generos;
- ✓ viteza maximă obținută este de **37 km/h**, iar viteza ascensională este de aproximativ **7,1 m/s**.
- ✓ un aspect foarte important de luat în seamă în cazul de față, în cazul hexarotoarelor și al octocopterelelor este faptul că, în cazul cedării unui motor, drona își continuă zborul și poate fi adusă în siguranță la aterizare.
- ✓ se observă că la o dimensiune a cadrului de 695 mm (distanța dintre centrele a două motoare dispuse pe brațe opuse), dimensiunea maximă a elicelor ce pot fi montate este de 13,6", iar pasul acestora poate fi de maxim 8,6" (în cazul studiat suntem aproape de valoarea maximă cu elicele Tarot 1355 – *diametru 13"* și pas de 5.5").
- ✓ totodată, se observă tipul de motoare recomandate (motoarele ce echipează hexarotorul au **620 rpm/V**, deci se încadrează în plaja de valori recomandată de **470÷680 rpm/V**), iar ESC-urile montate pe dronă suportă maxim **40A**, care de asemenea respectă valorile recomandate de minim **20÷35 A**.

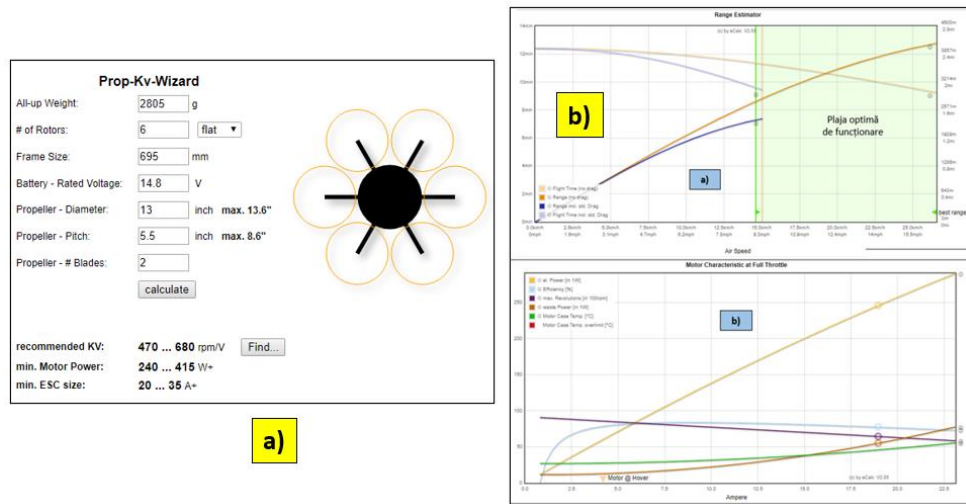


Fig. 3.11 a) Alegerea pachetului de propulsie motoare-ESC-elice în funcție de dimensiunea cadrului, masa totală a dronei și tensiunea bateriei; b) Distanța estimată de zbor (a) și caracteristica motorului la turație maximă (b) pentru HDT v.1

După rularea programului se obțin și două grafice care prezintă date referitoare la distanța de zbor, viteză, respectiv caracteristicile motoarelor la turație maximă, astfel (fig. 3.11b):

- ✓ timpul maxim de zbor (fără rezistență la înaintare - *drag*) este de aproximativ **12 minute**;
- ✓ timpul maxim de zbor (cu rezistență la înaintare - *drag*) scade **sub 10 minute**;
- ✓ distanța maximă de zbor (fără rezistență la înaintare - *drag*) este de aproximativ **4000 m**;
- ✓ distanța maximă de zbor (cu rezistență la înaintare - *drag*) este de aproximativ **2300 m**;
- ✓ cele mai bune performanțe ale hexarotorului se obțin în plaja de viteze **15÷27,5 km/h**;
- ✓ se observă că motoarele reușesc să funcționeze în toate treptele de turație la o temperatură acceptabilă, de **maxim 60°C** (Trebuie acordată o atenție sporită în ceea ce privește funcționarea motoarelor, și anume, temperatura acestora **nu trebuie să depășească 80°C** în timpul funcționării deoarece acest factor poate duce la deteriorarea lor definitivă!).

În continuare sunt realizate scenarii de simulare pentru Hexarotor în variantele 2, 3, 4 de echipare, respectiv pentru un quadcopter și un octocopter, cu scopul de a ilustra ce se întâmplă și cum influențează modificarea anumitor parametri (dimensiune cadru, elice, motoare, ESC-uri, baterii, componente de avionică).

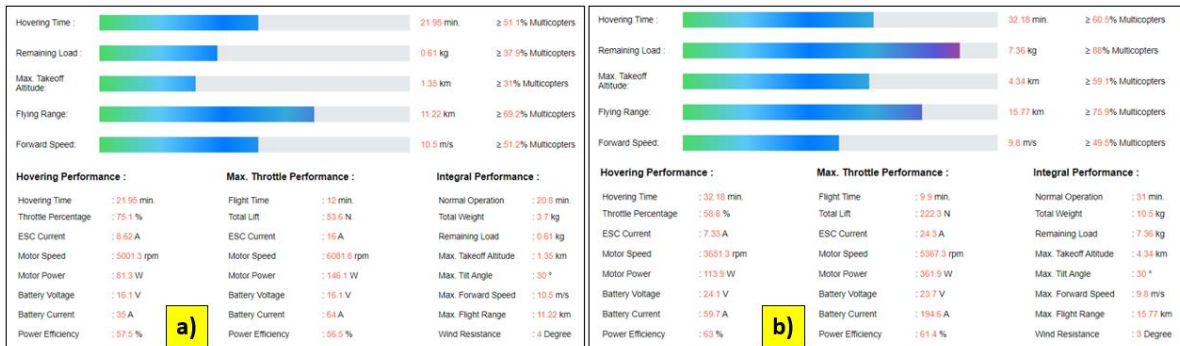
3.5.2 Simulări realizate cu platforma *flyeval.com*

Pentru analiza comparativă a rezultatelor obținute din calcule și cu ajutorul utilitarului *xcopterCalc*, au fost introduse datele de intrare și au fost rulați algoritmi de calcul și cu ajutorul platformei *flyeval.com*. În continuare se prezintă rularea simulărilor pentru primele 3 variante de echipare ale hexarotorului, celelalte urmând același trend. Din analiza rezultatelor prezentate în fig. 3.12 rezultă următoarele valori obținute pentru HDT v.1: o autonomie de zbor de 12.9 minute pentru zborul în condiții normale, combinat (manevre de mers înainte, înapoi, urcare, coborâre), respectiv 13.57 minute pentru zborul staționar la punct fix. La turație maximă se obține o autonomie de zbor de doar 5.6 minute.



Fig. 3.12 Performanțele HDT (v1) obținute folosind platforma *flyeval.com*

În cazul HDT v.2, din analiza rezultatelor prezentate în fig. 3.13 rezultă următoarele rezultate obținute: o autonomie de zbor de a 20.8 minute pentru zborul în condiții normale, combinat (manevre de mers înainte, înapoi, urcare, coborâre), respectiv 21.95 minute pentru zborul staționar la punct fix. La turație maximă se obține o autonomie de zbor de 12 minute.



Pentru cazul HDT v.5, din analiza rezultatelor prezentate în fig. 3.13b rezultă următoarele rezultate obținute: o autonomie de zbor de 31 minute pentru zborul în condiții normale, combinat (manevre de mers înainte, înapoi, urcare, coborâre), respectiv 32.18 minute pentru zborul staționar la punct fix. La turație maximă se obține o autonomie de zbor de 9.9 minute.

3.5.3 Simulări realizate cu platforma drivecalc.de

O platformă utilă pentru alegerea combinațiilor optime ale sistemului de propulsie este *drivecalc.de*, care poate ajuta utilizatorul să selecteze mai multe configurații pe baza diferitelor tipuri de componente preîncărcate în baza de date furnizată pe platformă, sau pe baza opțiunii utilizatorului de a defini noi componente cu parametrii lor corespunzători. Fig. 3.14 prezintă performanțele unei elice model APC 13x5.5 MR, a producătorului APC, fiind similară ca dimensiuni și pas geometric cu cea montată pe hexarotor.



Pentru analiză s-a utilizat un motor cu indicele KV 600 apropiat de cel al motorului Tarot 4006 620KV și o baterie de Turnigy de 12000 mAh, similară cu una din bateriile folosită la teste. Se observă că în această configurație elicea atinge o turație maximă de 7269 RPM, dezvoltă o forță de tracțiune de 1951 g și o eficiență de doar 4,6 g/W, deci o eficiență a sistemului de propulsie de doar 61%. Fig. 3.14b prezintă performanțele unei elice model APC 13x6 Sport, a aceluiași producător APC, cu același diametru de 13 inch ca cea de pe hexarotor, însă cu pas geometric de 6 inch. Totodată a fost introdusă bateria de 20000 mAh folosită pe hexarotor la teste. Motorul folosit este ScorpionSII-3032-690KV, ceva mai rapid față de Tarot 620 KV, împreună cu un ESC performant Scorpion Commander 90A. În acest caz se observă o îmbunătățire a parametrilor elicei, respectiv a sistemului de propulsie: elicea atinge o turație maximă de 8837 RPM, dezvoltă o forță de tracțiune de 2844 g și o eficiență specifică de doar 4,9 g/W, însă, per ansamblu eficiența sistemului de propulsie a crescut

la 78,8%. Rezultatele privind estimarea timpului de zbor al hexarotorului, precum și al variantelor comparative de quadcopter, respectiv octocopter, obținute din rularea simulărilor și calculele efectuate (și din alte câteva calcule efectuate, dar care nu sunt incluse în acest capitol) pot fi rezumate după cum urmează (fig. 3.15a-d):

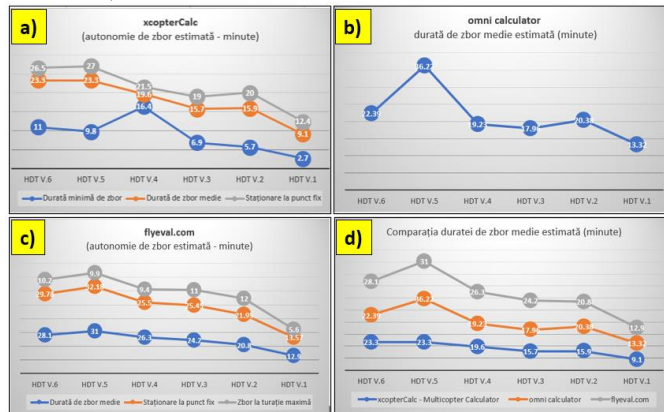


Fig. 3.15 a) Estimarea autonomiei de zbor folosind platforma *xcopterCalc*; b) Estimarea autonomiei de zbor folosind platforma *omni calc*; c) Estimarea autonomiei de zbor folosind platforma *flyeval.com*; d) Compararea rezultatelor privind autonomia de zbor

Deși există diferențe între rezultatele ilustrate mai sus, putem concluziona faptul că acestea urmează aceeași tendință pentru a obține cel mai bun timp de zbor. Toate datele obținute și prezentate mai sus nu sunt 100% fiabile, deși platformele cu care au fost obținute urmează modele matematice cu abordări diferite, pentru a determina cele mai bune configurații, cu cea mai mare autonomie de zbor posibilă. *În concluzie, pentru a determina performanțele reale ale unei drone se impune măsurarea, verificarea și testarea componentelor înainte de a le monta pe cadrul dronei, după care este necesară efectuarea unor teste de funcționare la sol, iar după confirmarea funcționării în parametri, sunt necesare teste în zbor, în diferite moduri de funcționare și condiții atmosferice.*

3.6 Teste efectuate în laborator pentru determinarea performanțelor sistemului de propulsie

3.6.1 Determinarea forței de tracțiune

Pentru determinarea forței de tracțiune, și, implicit, a eficienței sistemului de propulsie au fost efectuate teste în laborator, cu ajutorul standului de test Mayatech MT10PRO 10KG. Pentru alimentarea ansamblului ESC-motor-elice s-a folosit un acumulator LiPo Turnigy, cu capacitatea de 20000 mAh, 4 celule în configurație 4S1P, tensiune 14.8V. Lanțul Tx-Rx a fost asigurat de o telecomandă radio pe frecvența de 2,4GHz, model RadioLink AT10II, respectiv un receptor cu 12 canale, model RadioLink R12DS. Configurația de test este prezentată în fig. 3.16a.



Fig. 3.16 a) Configurația standului de testare a eficienței sistemului de propulsie; b) Măsurarea turației ansamblului motor-elice

3.6.2 Determinarea turației maxime a rotorului

Cu ajutorul unui tahometru, în aceeași configurație de test, a fost determinată turația maximă a ansamblului motor-elice, obținându-se o **valoare maximă de 13418 RPM** (fig. 3.16b). Forța de tracțiune, curentul consumat, tensiunea bateriei și puterea mecanică au fost măsurate cu ajutorul standului de test (fig. 3.16), iar viteza de rotație cu ajutorul tahometrului (fig. 3.16b), rezultatele obținute fiind ilustrate în fig. 3.17a-d.

Rezultatele obținute au fost următoarele:

- **forța de tracțiune maximă dezvoltată de ansamblul motor-elice**, măsurată pe stand, a fost de aproximativ **1,718 Kgf \approx 16,84 N**;
- **turația maximă măsurată** cu ajutorul tahometrului – **13418 RPM**;
- eficiența sistemului de propulsie scade odată cu creșterea turației. În zona de ralanti, la o turație de 30-40% eficiența ajunge la o valoare de **13-14 g/W** (\geq **6g/W** – dronă cu eficiență ridicată). În plaja de turații 50-75% care este echivalentă cu operarea dronei în regim de zbor staționar și manevre ușoare de deplasare pe orizontală, eficiența scade până la o valoare de **6,49 g/W** (\geq **6g/W** – dronă cu eficiență ridicată). În plaja de turații 85-100%, eficiența scade în continuare până la o valoare de minim **4,96 g/W** (**4-6g/W** – dronă cu eficiență redusă);
- odată cu creșterea turației, valoarea curentului consumat crește proporțional, ajungând la o valoare măsurată a **curentului**, la o turație de 100%, de **21,6Ah**;
- de asemenea și **puterea mecanică dezvoltată** crește până la o valoare de **346,2 W**, la o turație de 100%.

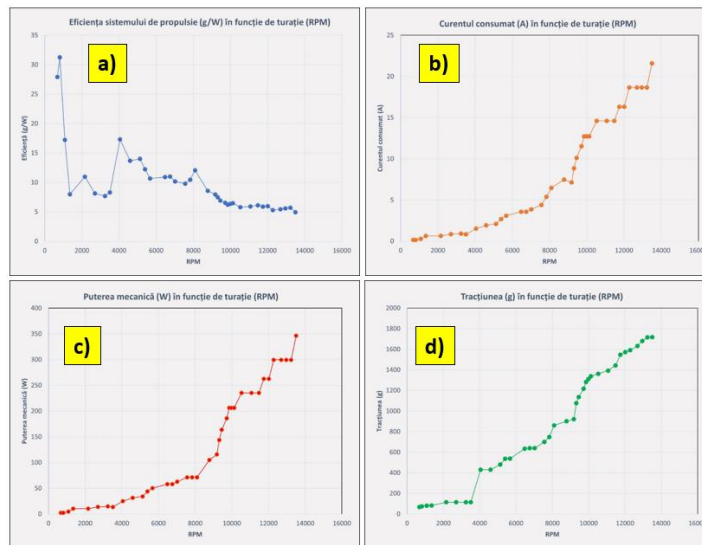


Fig. 3.17 a) Eficiența sistemului de propulsie cu care este echipat hexarotorul; b) Curentul consumat (A) în funcție de turație; c) Puterea mecanică (W) în funcție de turație; d) Tracțiunea (g) în funcție de turație

3.6.3 Determinarea plajei de temperaturi de funcționare a motoarelor

Pe timpul efectuării testelor pe standul de test, cu ajutorul unei camere cu termoviziune FLIR E86 au fost măsurate temperaturile motoarelor la diferite regimuri și plaje de turații (fig. 3.18). Din rezultatele obținute s-au constatat următoarele aspecte de interes:

- în regim de ralanti, cu stick-ul de turație la 30%, pentru un interval de 3-5 minute, temperatura motorului a ajuns la 40°C;
- în regim de operare la punct fix, cu stick-ul de turație la 50%, pentru un interval de 3-5 minute, temperatura motorului a ajuns la 60°C;
- în regim maximal, cu stick-ul de turație la 100%, pentru un interval de 3-5 minute, temperatura a ajuns la peste 200°C, de unde rezultă că nu este de dorit operarea dronei în regim maximal decât pentru perioade foarte scurte, de aproximativ 10-15s, pentru a evita astfel aceste creșteri de temperatură la nivelul spirelor bobinelor motorului, care pot conduce în final la arderea acestuia.

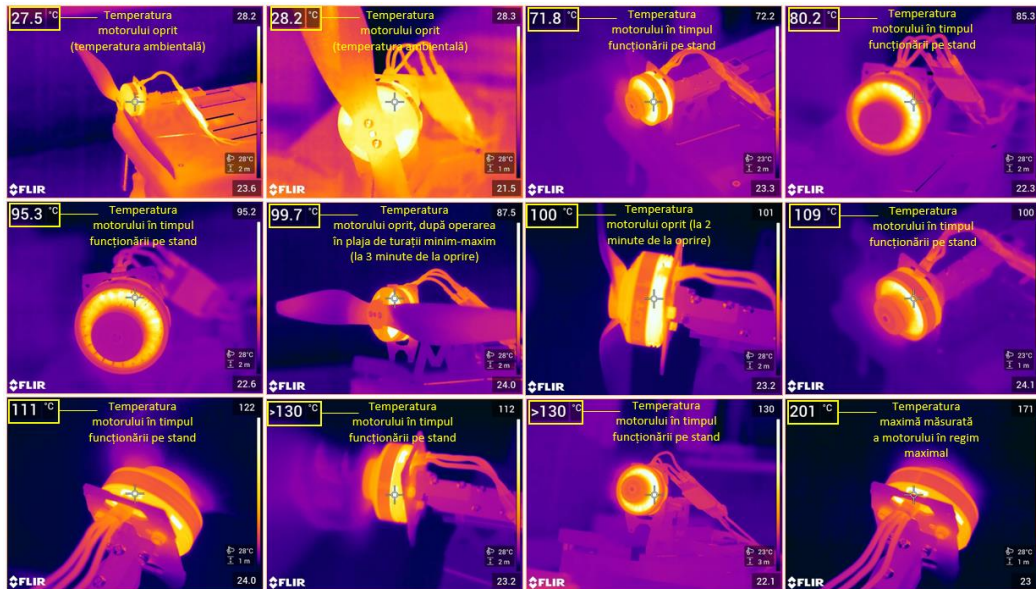


Fig. 3.18 Măsurarea temperaturii motorului pe timpul funcționării pe standul de test, în plaja de turații 5%-100%

3.7 Interpretarea rezultatelor obținute din calcule analitice

După efectuarea testelor de laborator se trece la interpretarea rezultatelor obținute din calculele analitice efectuate pe baza relațiilor de calcul prezentate la începutul capitolului și se determină forța de tracțiune necesară dronei pentru staționarea la punct fix, pentru varianta de echipare cu bateria de 6600 mAh, când masa totală a dronei este de 2,77 kg, respectiv în cazul HDT v2, când masa hexarotorului se modifică la 3,716 kg. Se observă că, deși masa totală a dronei a crescut de la 2,77 kg la 3,716 kg, a crescut și autonomia de zbor de la 13,32 min la 20,38 min, datorită acumulatorului cu capacitatea de 16 Ah, față de cel inițial de doar 6,6 Ah. În funcție de misiunile pe care le execută dronele, timpii calculați mai sus pot varia astfel, conform *xcopterCalc*: pentru zboruri care nu implică deplasări, ci mai mult staționări la punct fix (fotografiere aeriană), timpul de zbor se aproximează la **75%** din cel calculat; dacă drona se deplasează în zone cu vânt puternic sau execută deplasări frecvente, timpul de zbor se aproximează la **50%** din cel calculat; pentru drone utilizate în curse aeriene de tip FPV (First Person View) sau în cazul zborurilor cu turații mari ale motoarelor, timpul de zbor scade drastic, la aproximativ **25-30%** din cel calculat.

3.8 Interpretarea rezultatelor privind alegerea combinației optime motor-elice

Motoarele cu un indice KV de valori reduse au turații mai mici comparativ cu cele cu un indice KV mare, dar produc cuplu (tracțiune) mult mai mare și sunt mai economice. Pe de altă parte, motoarele cu un indice KV mare tind să se rotească mai rapid și sunt capabile să atingă viteze superioare, însă cu prețul scăderii eficienței. Prin urmare, motoarele cu un indice KV de dimensiuni reduse sunt mai potrivite pentru a roti elice de dimensiuni mari, cu viteze reduse, iar motoarele cu un indice KV mare pentru a roti elice de dimensiuni mici, cu viteze mari. Cu cât diametrul elicei este mai mare, cu atât mai eficient este zborul dronei în staționare (planare) la punct fix, **însă cu atât mai puțin eficient va fi răspunsul acesteia la comenzile date de operator**. O elice cu un raport pas-diametru mai mare de 0,667, tinde să-și piardă din portanță odată cu creșterea încărcării pe aceasta, conducând astfel la pierderea controlului asupra dronei. Ca regulă generală, conform *xcopterCalc* este bine să se aleagă **o elice cu raport pas-diametru mai mic de 2/3**.

3.9 Concluzii, contribuții originale și articol publicat

Concluzii

- în urma testelor efectuate în laborator, pe standul de test pentru determinarea forței de tracțiune, a rezultat o forță de tracțiune maximă dezvoltată de ansamblul elice-motor de 1,718 Kgf, de unde rezultă că masa maximă la decolare, pe care o poate ridica hexarotorul este de 10,308 kg.
- testele efectuate cu tahometrul pentru determinarea turației maxime a rotorului au evidențiat o valoare maximă a turației de 13418 rpm.

- din cauza limitării dimensiunii cadrului hexarotorului (695 mm) nu se pot monta elice cu diametre mai mari de 13,6” cu scopul de a obține o tracțiune superioară celei pe care o oferă elicele Tarot 1355.
- simulările realizate cu utilitarul *xcopterCalc*, prezentate mai sus au fost efectuate având următoarele date de intrare pentru condițiile atmosferice: temperatura - 22°C, presiunea atmosferică - 1012 hPa (759 mmHg). Au fost efectuate și alte simulări, schimbându-se condițiile de temperatură, implicit presiune atmosferică, și anume, temperatură - 32°C, respectiv presiunea atmosferică - 1010 hPa (757,5 mmHg), la aceeași altitudine față de nivelul mării, de 85 m (altitudinea Bucureștiului). Motivul pentru care nu au fost prezentate în teză este acela că diferențele ce apar din simulări nu sunt semnificative comparativ cu cele testate în condițiile inițiale (22°C/759 mmHg/85 m).
- simulările realizate au demonstrat faptul că platformele dau rezultate ale autonomiei cu 10-25% mai mari decât rezultatele obținute în realitate.
- deși s-au obținut date teoretice preliminare realiste, în cazul octocopterului și al quadcopterului, în ceea ce privește autonomia acestora, au reieșit alte aspecte negative de importanță critică pentru operarea acestora în zbor (temperaturi mari de funcționare a motoarelor, raport mic tracțiune-masă etc.), în condiții de siguranță, ceea ce confirmă afirmațiile făcute până în momentul de față în cadrul acestui raport (*mai mare nu înseamnă întotdeauna mai eficient*);
- au fost realizate și alte scenarii de echipare a dronei cu diferite variante de acumulatori, pentru a mări capacitatea dronei, însă, prin echiparea dronei cu baterii cu mase mari se reduce raportul tracțiune-masă, în așa fel încât, la un moment dat drona nu mai poate fi controlată optim;
- un aspect important de menționat aici îl reprezintă distanța maximă de zbor a dronei (distanța față de operator – *home location*). Din datele furnizate de utilitarul *xcopterCalc* rezultă anumite distanțe *teoretice* pe care drona le poate străbate, însă, în realitate, distanța maximă este limitată de performanțele telecomenzii (transmițătorul - Tx), respectiv ale receptorului (Rx), și anume, de protocoalele de comunicare dintre Tx – Rx, pe de o parte, respectiv dintre Rx – *flight controller* (pilot automat) pe de altă parte. Din specificațiile producătorului RadioLink, radiocomanda RadioLink AT10II are rază maximă de acțiune de până la 4 km. Acest parametru nu a fost testat în cadrul tezei.
- ca metode de extindere a distanței maxime de zbor pot fi amintite: achiziționarea unor Tx cu amplificare a semnalului, respectiv, și poate cea mai eficientă metodă, comanda și controlul dronei prin intermediul rețelelor de comunicații 3G/4G, respectiv 5G (în studiu momentan).

Contribuții originale

- determinarea experimentală a forței de tracțiune maximă dezvoltată de ansamblul motor-elice cu ajutorul standului de test Mayatech MT10PRO 10KG;
- determinarea experimentală a turației maxime a rotorului cu ajutorul tahometrului;
- determinarea experimentală a temperaturilor de operare ale motoarelor, cu ajutorul camerei cu termoviziune FLIR E86;
- prezentarea caracteristicilor tehnice ale componentelor sistemului de propulsie și a aspectelor ce privesc compatibilitatea acestora, inclusiv aspecte ce țin de dimensionarea structurii dronei;
- efectuarea calculelor analitice privind autonomia hexarotorului, în variante de echipare cu acumulatori LiPo de capacități diferite;
- efectuarea de simulări ale performanțelor hexarotorului, comparativ cu o variantă de quadcopter, respectiv un octocopter, cu ajutorul platformelor online specializate;

Articol publicat:

- **STAMATE, M. A.**, NICOLESCU, A. F., PUPĂZĂ, C., 2020, *Study regarding flight autonomy estimation for hexarotor drones in various equipment configurations*, Proceedings in Manufacturing Systems (icmas.eu), Volume 15, Issue 2, 81-90, ISSN 2067-9238, [Copernicus](#).

Capitolul 4. Cercetări experimentale privind comportarea hexarotorului în timpul zborului la punct fix

4.1 Introducere

În capitolul 4 se prezintă rezultatele obținute în urma testelor efectuate atât în laborator, cât și în teren, pe timpul manevrelor de pornire-oprire a motoarelor, pentru verificarea funcționării în parametri optimi a acestora, manevre de zbor în staționare la punct fix, respectiv manevre de raliu, tangaj și girație, la deplasarea pe diferite direcții de zbor, în condiții atmosferice propice acestor tipuri de activități (temperatura: 10°-30°, vânt: 1-2 m/s, fără precipitații). S-au analizat parametrii de zbor extrași în urma testelor și s-au luat măsurile corective necesare, acolo unde a fost cazul, aspecte identificate în lucrarea **Stamate et. al. [26]**. Toate aceste teste au fost realizate cu ajutorul platformei de tip hexarotor realizată fizic și utilizată în cadrul tezei. La final s-au desprins concluziile rezultate în urma testelor efectuate și a interpretării parametrilor de zbor obținuți, respectiv **soluțiile de îmbunătățire a parametrilor dronei**.

4.2 Obiectivele capitolului

- modernizarea hexarotorului în varianta a doua de echipare.
- efectuarea de teste la sol pe hexarotorul realizat în cele două variante de echipare.
- efectuarea de teste în zbor pe hexarotorul realizat în cele două variante de echipare, pentru stabilirea comportării în parametri optimi, pe timpul zborului la punct fix, în anumite condiții atmosferice.
- verificarea la sol și în zbor a lanțului de comandă-control cu ajutorul stației terestre de control Mission Planner.
- determinarea autonomiei de zbor a hexarotorului prin efectuarea unor zboruri în teren, în variante de echipare diferite cu acumulatori de capacități diferite.
- analiza și interpretarea parametrilor recepționați de la hexarotor pentru asigurarea funcționării optime pe timpul zborului staționar la punct fix.

4.3 Variante de echipare ale hexarotorului realizat și testat

Hexarotorul realizat practic este prezentat în două variante de echipare (v1 și v2), cu două seturi diferite de echipamente de avionică.

Varianta 1 (v1) (fig. 4.1) prezintă kit-ul de avionică Tarot ZYX-M compus din: controler de zbor (PA) Tarot ZYX-M, modul de distribuție a tensiunii 5V/12V, antenă GPS, led pentru indicarea stărilor, receptor radio Turnigy 9X 8C v2 pe 8 canale, frecvența 2.4 GHz. Pentru alimentarea dronei s-a utilizat un acumulator Turnigy Multistar, de tip LiPo cu 4 celule, în configurație 4S1P, cu capacitatea de 6600 mAh.

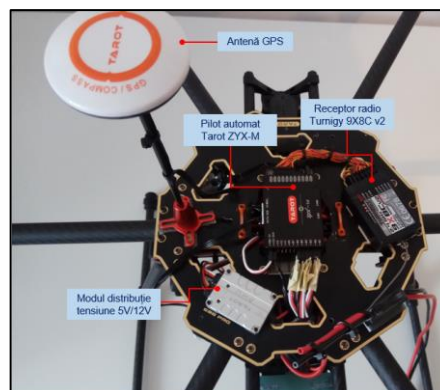


Fig. 4.1 Hexarotorul în varianta v1 de echipare

Fig. 4.2a prezintă radiocomanda utilizată pentru transmiterea semnalului de comandă către motoare, model Turnigy TGY 9X, mod 2 (în partea stângă este stick-ul pentru comenzile pentru turație și girație, iar în partea dreaptă este stick-ul pentru manevrele de rulu și tangaj), cu transmisie pe 9 canale, care este împerecheată cu receptorul radio Turnigy 9X 8C v2 montat pe dronă. În varianta v1 nu s-au utilizat echipamente de emisie-recepție a datelor de telemetrie și a semnalului video de la dronă la operator, această variantă fiind utilizată doar pentru testarea preliminară a funcționării în parametri normali, la sol și în zbor a hexarotorului, fără analiza în detaliu a parametrilor de zbor.

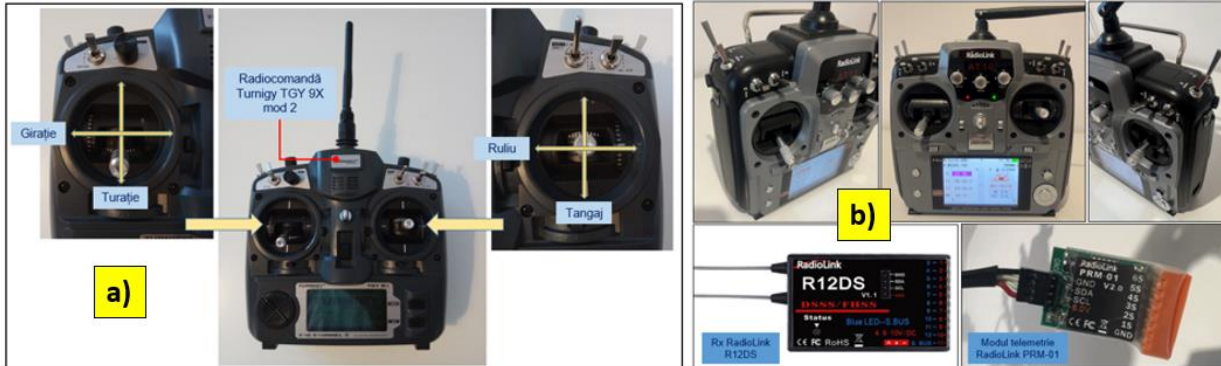


Fig. 4.2 a) Radiocomanda Turnigy TGY 9X, mod 2, cu ilustrarea comenzilor pe cele 3 axe (tangaj, rulu, girație și turație); b) Ansamblul Tx (RadioLink AT10II) + Rx (RadioLink R12DS) + modul telemetrie PRM-01

În fig. 4.3, este ilustrată varianta 2 (v2) compusă din: controler de zbor (pilot automat - PA) Pixhawk 2.4.8, codificator protocol PPM (permite codificarea a 8 semnale ce folosesc protocolul PWM - Pulse Width Modulation - modularea lățimii impulsurilor, într-un singur semnal care folosește protocolul PPM (Pulse Position Modulation) - modularea poziției prin impulsuri), difuzor (pentru emiterea semnalelor sonore de stare a PA), comutator pornit/oprit de siguranță (pentru protecția pornirii accidentale a motoarelor), emițător date de telemetrie YRRC, pe frecvența de 433 MHz, putere de 1000 mW (pentru transmiterea datelor de telemetrie la sol), împerecheat cu receptorul semnalelor de telemetrie de la sol, model YRCC, emițător al semnalului video, pe 32 de canale, frecvența 5.8 GHz, putere 600 mW (pentru transmisia semnalului video) de la camera model GoPro Hero 4 montată pe gimbalul cu trei axe de rotație, model Tarot T4-3D, receptor radio model RadioLink R12DS pe 12 canale, frecvența 2.4 GHz (pentru recepția comenzii radio de la transmițătorul încorporat în cutia de comandă aflată la operatorul de la sol), antenă de recepție a semnalului GPS, model ReadytoSky, aspecte identificate în lucrarea **Stamate et. al. [***05]**.

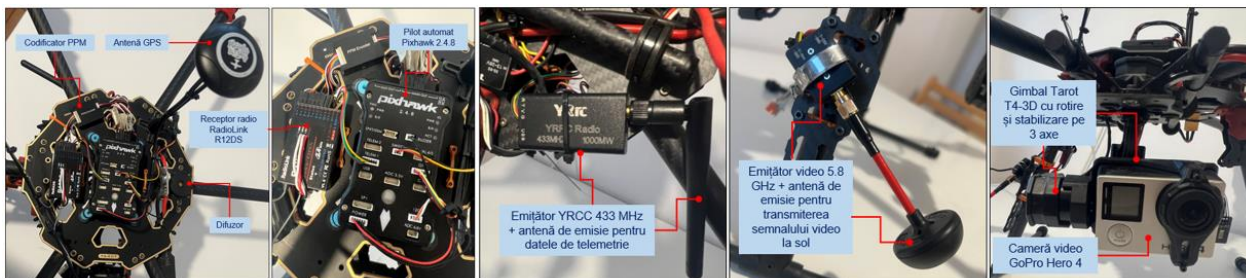


Fig. 4.3 Hexarotorul în varianta v2 de echipare

Fig. 4.2b prezintă radiocomanda RadioLink AT10II, mod 2 (Tx), utilizată pentru transmiterea comenzii de la sol către dronă, împreună cu receptorul RadioLink R12DS (Rx) montat pe dronă, care primește comanda de la sol și o transmite pilotului automat, respectiv modulul de telemetrie PRM-01 cu care Tx este compatibilă, care permite afișarea pe ecranul acesteia a tensiunii acumulatorului montat la bordul dronei. Ambele variante prezentate, v1 și v2, au fost montate pe aceeași structură a cadrului hexarotorului. Acesta este realizat dintr-o structură de fibră de carbon, compusă din două plăci, superioară și inferioară, pentru partea centrală a cadrului, între care sunt fixate șase brațe suport, la capătul cărora se montează pe șase suporti dedicați motoarele și controlerile electronice de turație

(la partea inferioară a motoarelor). Trenul de aterizare este compus din două structuri tubulare montate sub forma literei T, sub un unghi înclinat față de placa inferioară a cadrului. La partea inferioară a plăcii inferioare se montează un suport pentru fixarea acumulatorului care furnizează tensiunea și curentul necesare alimentării și funcționării dronei. În varianta v1 se montează un suport suplimentar pe brațul drept al trenului de aterizare pentru fixarea emițătorului video. Fibra de carbon conferă cadrului dronei elasticitate, respectiv rezistență sporită la deformații, tensiuni, încovoieri și o masă redusă a structurii per ansamblu. Un dezavantaj apare totuși prin faptul că fibra de carbon are o proprietate negativă, și anume, atenuază puterea semnalului radio emis/recepționat. De aceea se impune alegerea cu atenție a amplasării echipamentelor de transmisie-recepție a semnalelor radio/video, pe cadrul dronei sau în vecinătate acestuia prin montarea unor distanțiere.

În fig. 4.4-4.5 se ilustrează aspectele constructive prezentate mai sus, pe componente și în vedere de ansamblu, în variantele de echipare v1 și v2.



Fig. 4.4 Structura hexarotorului, pe componente

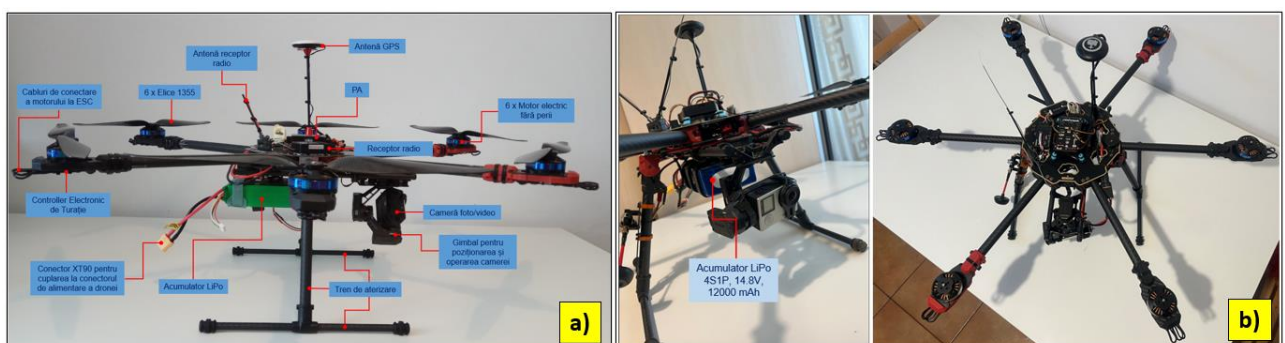


Fig. 4.5 a) Structura hexarotorului asamblat în varianta v1; b) Structura hexarotorului asamblat în varianta v2.

În fig. 4.6 este prezentată diagrama bloc a arhitecturii platformei hexarotor, cu ilustrarea principalelor componente ale dronei, respectiv ale stației terestre de comandă și control și a relațiilor dintre acestea, **Stamate et. al. [26]**.

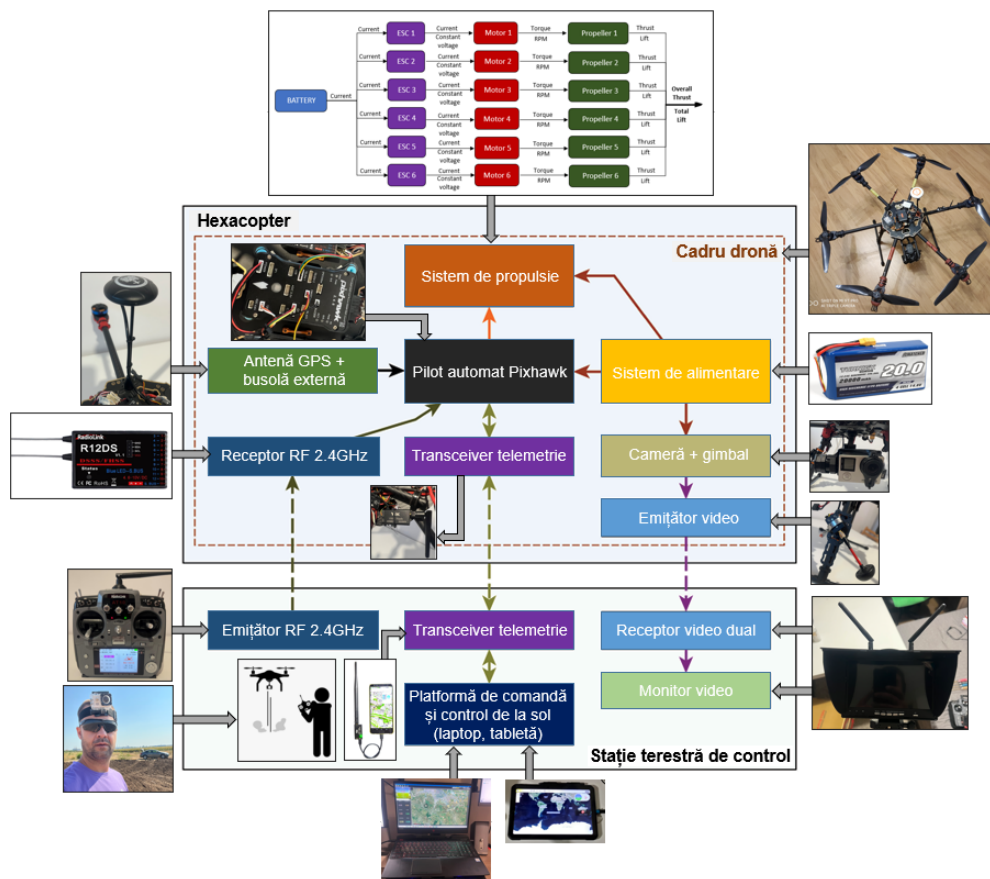


Fig. 4.6 Diagrama bloc a arhitecturii platformei hexarotor

Datele de telemetrie de la dronă sunt transmise prin intermediul unui emițător YRCC echipat cu o antenă de emisie, care lucrează pe frecvența de 433 MHz și sunt recepționate la sol de către un receptor YRCC echipat cu o antenă de recepție, împerecheat cu cel de pe dronă, pe aceeași frecvență de operare (433 MHz). Receptorul poate fi conectat la un dispozitiv mobil (tabletă sau smartphone) sau la un laptop, pe care este instalată o platformă GCS (Ground Control Station – Stație Terestră de Control). În fig. 4.7 sunt ilustrate cele două componente ale kit-ului de telemetrie: emițătorul montat pe dronă, respectiv receptorul în două variante de conectare (tabletă Samsung și laptop HP Omen), pe care a fost instalat GCS-ul Mission Planner, **Stamate et. al. [26]**.

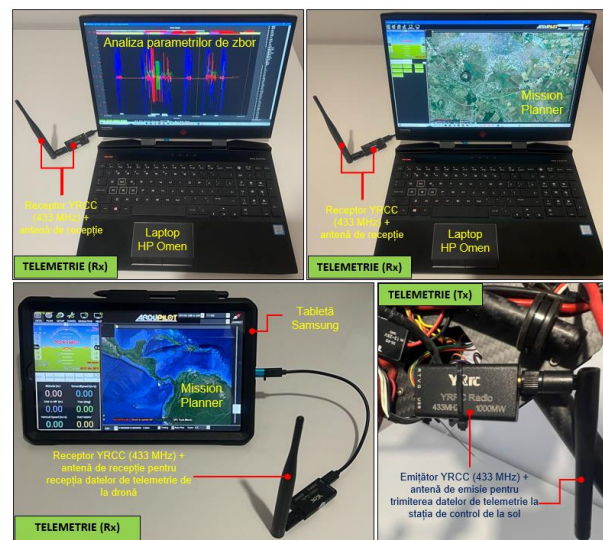


Fig. 4.7 Disponerea kit-ului de telemetrie (emisie-recepție) pe dronă și la sol

Semnalul video de la hexarotor este fie stocat pe cardul microSD intern al camerei GoPro (atunci când se dorește funcționarea acesteia pe modul înregistrare), fie se transmite în timp real la sol, prin

intermediul lanțului următor: camera GoPro este conectată la gimbal-ul Tarot T4-3D printr-un conector special dedicat acesteia; mai departe semnalul video se transmite unei antene de emisie pe 32 de canale, care funcționează în gama de frecvențe 5645-5945 MHz. Aceasta comunică cu un receptor dual (2 antene încorporate pentru recepția mai bună a semnalului) pe 32 de canale, pe aceeași frecvență de 5.8 GHz, imaginea fiind afișată pe un monitor HD de 7". În urma testelor efectuate în laborator, pentru funcționarea optimă a lanțului de emisie-recepție, emițătorul a fost setat pe canalul 4 (5645 MHz), iar receptorul a fost setat pe canalul 5 (5885 MHz), conform matricelor de frecvențe din specificațiile fiecărei componente în parte. În fig. 4.8 este prezentată componența și amplasarea sistemului de emisie-recepție a semnalului video de la hexarotor la operator. Monitorul video HD cu receptor încorporat este prezentat în varianta montată pe trepied, însă acesta poate fi montat și pe radiocomanda operatorului pentru observarea cu ușurință a imaginilor în timp real și pentru comanda gimbal-ului în vederea obținerii cadrului dorit pe timpul misiunii de supraveghere, recunoaștere, investigare, fotografiere.



Fig. 4.8 Lanțul de emisie-recepție a semnalului video de la dronă la operator

Fig. 4.9 prezintă controlerul de zbor Pixhawk 2.4.8 (versiunea FMUv2) instalat pe dronă, în varianta de echipare v2, cu evidențierea interfețelor de conectare cu diferite echipamente de avionică/periferice.

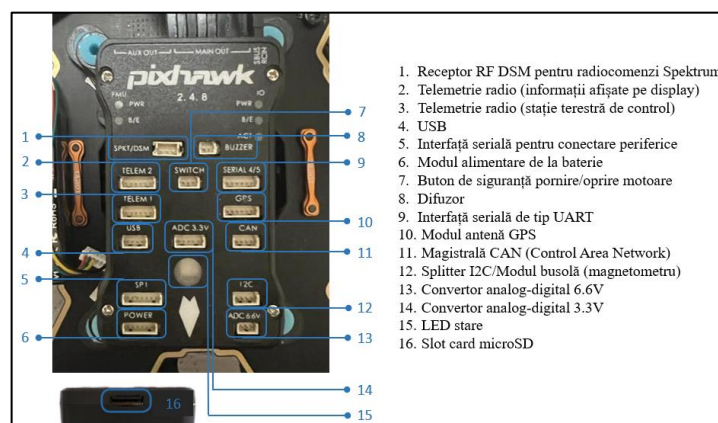


Fig. 4.9 Pilot automat Pixhawk 2.4.8 (versiunea FMUv2) și interfețele de conectare a perifericelor

Componentele hardware ale PA sunt următoarele:

- microcontroler principal de tip System-on-Chip STMicroelectronics STM32F427 Cortex-M4F pe 32 de biți, frecvență de operare 180 MHz, memorie RAM: 256 KB SRAM (L1), 2 MB memorie Flash pentru scrierea instrucțiunilor;

- microcontroler de siguranță la apariția erorilor, de tip System-on-Chip STMicroelectronics STM32F100 Cortex-M3 pe 32 de biți, frecvență de operare 24 MHz, memorie RAM: 8 KB SRAM (L1), 64 KB memorie Flash pentru scrierea instrucțiunilor;
- senzorii încorporați pe placa de bază:
 - o giroskop pe 3 axe STMicroelectronics L3GD20H pe 16 biți;
 - o accelerometru/magnetometru STMicroelectronics LSM303D pe 14 biți;
 - o accelerometru/giroskop pe 3 axe Invensense MPU-6000;
 - o barometru TE Connectivity MEAS MS5611;

La PA este conectat și un modul extern de tip antenă GPS/busolă compus din:

- receptor GPS Ublox M8N;
- busolă digitală Honeywell HMC5883L.

La efectuarea testelor, atât la sol, cât și în zbor, cu scopul analizei ulterioare a parametrilor de zbor, s-a utilizat firmware-ul ArduCopter, în versiunile v4.x, care a fost instalat pe placa de bază a PA Pixhawk 2.4.8. Pentru stația terestră de control au fost utilizate un laptop și o tabletă, pe care s-a instalat și utilizat platforma Mission Planner. În varianta v2 alimentarea dronei s-a realizat trei acumulatori Turnigy, de tip LiPo cu 4 celule, în configurații 4S1P și 4S2P, curent maxim suportat 12-24C, cu capacitățile: 12000 mAh, 16000 mAh, respectiv 20000 mAh (fig. 4.10), aspecte identificate în lucrarea **Stamate et. al. [26]**.



Fig. 4.10 Acumulatori LiPo Turnigy cu capacități de 12Ah, 16Ah, respectiv 20Ah [48]

4.4 Teste efectuate cu hexarotorul și interpretarea rezultatelor obținute

Rezultatele prezentate în continuare au fost obținute în urma testelor efectuate în configurația v2, în varianta de echipare cu acumulatorul LiPo 4S1P Turnigy 12000 mAh 12-24C. Pentru varianta de GCS a fost utilizată platforma Mission Planner, a cărei interfață este ilustrată în fig. 4.11.

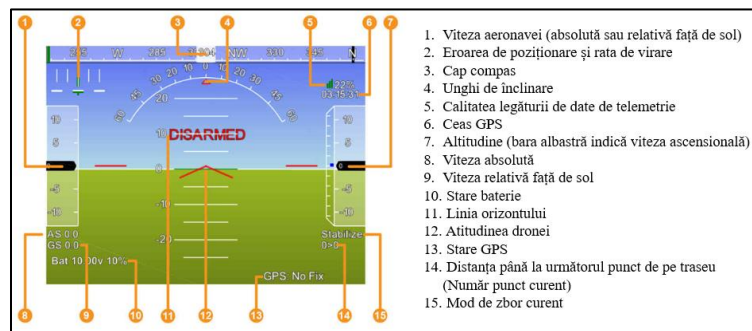


Fig. 4.11 Fereastra HUD a interfeței Mission Planner

Scopul acestor teste este acela de a asigura, verifica și dovedi funcționarea dronei în configurația realizată fizic în teză, atât din punctul de vedere al structurii adoptate, cât și al echipării cu componentele de avionică, mai ales al de controlerul de zbor utilizat.

Aceste teste sunt împărțite în două teste principale: testul la sol și testul în zbor. Scopul testului la sol este acela de a asigura că structura dronei și sistemele de avionică sunt conforme cu cerințele, astfel încât hexarotorul va efectua zborul așa cum este de așteptat.

4.4.1 Teste la sol

Testul la sol constă în:

- inspecția integrității structurale a dronei. Se verifică fiecare îmbinare a elementelor de structură, care trebuie să fie bine fixate în așa fel încât să se asigure rigiditatea acesteia.
- verificarea greutateii și a echilibrului dronei. Verificarea greutateii și a echilibrului dronei oferă informații privind locația centrului de greutate real în toate cele trei axe X, Y și Z. Amplasarea centrului de greutate afectează performanțele și stabilitatea dronei în zbor.
- funcționarea sistemelor de avionică (controler, navigație, sursa de alimentare, sistemul video, sistemul de transmitere a datelor de telemetrie și cablajul). Toate datele privind limitele de operare ale echipamentelor care alcătuiesc subsistemele ce compun sistemul de avionică (atunci când se cunosc sau se obțin în urma măsurătorilor/testelor) trebuie să fie memorate/notate de operator pentru a evita evenimente nedorite (rază maximă de acțiune a dronei, autonomia acesteia, raza maximă de operare a radiocomenzii, capacitatea bateriei, consumuri de curent ale diferitelor componente electronice, altitudine maximă de zbor autorizată, aspecte legislative privind operarea dronei în anumite zone, în funcție de dispunerea geografică). Controlerul de zbor are programat scenariul de zbor (în cazul zborului autonom, după un traseu preprogramat), parametrii de zbor și măsurile de siguranță (*failsafe*) necesare în cazurile aparițiilor unor situații de urgență (pierderea legăturii radio dintre dronă și operator, scăderea voltajului bateriei aproape de valoarea critică, oprirea din funcționare a unui motor).
- testarea funcționării motoarelor prin comenzi simple pornit/oprit pentru a asigura performanța statică nominală a motoarelor. Creșterea turației, incremental, până la 10-15% și verificarea funcționării acestora, oscilații, zgomote, sensurile de rotație corespunzătoare ale elicelor.
- testarea legăturii datelor de telemetrie dintre dronă și stația terestră de control Mission Planner. Aceasta asigură stabilitatea legăturii radio dintre dronă și operator, cu ajutorul stației de control operatorul putând fie planifica zboruri autonome pe trasee preprogramate, fie interveni în comanda dronei în situații de urgență, în cazul în care nu se utilizează radiocomanda.
- verificarea condițiilor meteo (viteza vântului, temperatură, precipitații, presiune atmosferică) - este un pas extrem de important în planificarea unui zbor, deoarece există limitări în ceea ce privește operarea hexarotorului.

În fig. 4.12 este prezentată, prin intermediul platformei Mission Planner, harta cu locația de desfășurare a testelor.

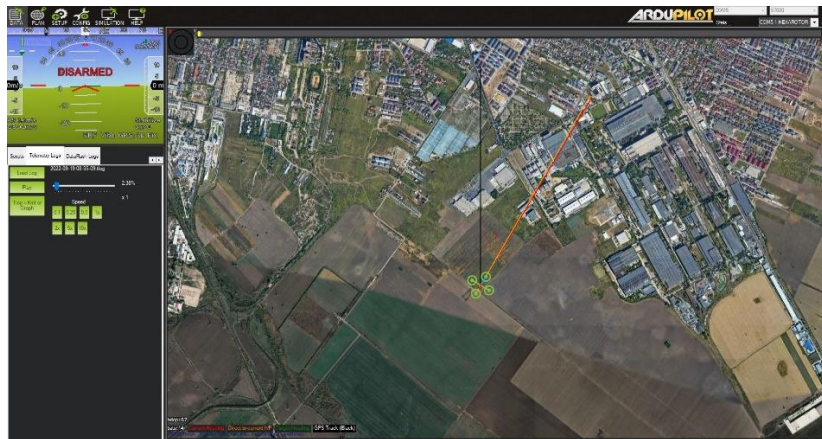


Fig. 4.12 Fereastra principală a platformei Mission Planner

În fig. 4.13 sunt ilustrate standurile de test, stația terestră de control și locația de desfășurare a testelor, iar în fig. 4.15 se prezintă detalii de pe timpul executării manevrelor cu hexarotorul (decolare, urcare, staționare la punct fix, coborâre, aterizare).



Fig. 4.13 Standurile de teste utilizate

4.4.2 Teste în zbor staționar la punct fix (*hover*)

După finalizarea testului la sol se trece la testul zborului hexarotorului în staționare la punct fix (fig. 4.15). Testele s-au efectuat într-o zonă de câmpie fără obstacole în jurul zonei de test, pe o rază de 5 km, pentru a evita situațiile neplăcute provocate de apariția unor evenimente (prăbușirea dronei, respectiv distrugerea unor proprietăți sau rănirile unor persoane). În ceea ce privește viteza vântului la locul de efectuare a testelor, s-au ales zile cu vânt de intensitate mică 1-2 m/s, măsurată cu ajutorul unui anemometru (fig. 4.14).



Fig. 4.14 Măsurarea vitezei vântului cu ajutorul anemometrului

În cazul manevrei de zbor staționar la punct fix (*hover*), după comanda dată de operator prin creșterea turației motoarelor, se menține stick-ul de turație în plaja de turații 50-75% (pentru configurația hexarotorului) și se obține astfel forța portantă necesară ridicării dronei de la sol, respectiv menținerii acesteia în poziție staționară. Forța portantă este creată de rotirea celor șase rotoare, care se rotesc cu aceeași turație în cazul urcării pe verticală, timp în care hexarotorul încearcă să-și stabilizeze atitudinea (poziția pe cele trei axe de coordonate). Pe timpul urcării pe verticală, până la atingerea altitudinii stabilite de operator și proporțional cu comanda dată de acesta, regulatoarele PID ale atitudinii hexarotorului aplică corecții pentru menținerea poziției dronei în limita valorilor parametrilor comandați. La stabilizarea hexarotorului la o anumită altitudine, operatorul menține stick-ul de turație în plaja de turație corespunzătoare, iar controlerul PID al altitudinii aplică corecțiile necesare pentru forța de tracțiune a motoarelor, cu scopul menținerii dronei la altitudinea dorită.



Fig. 4.15 Testarea dronei în zbor staționar la punct fix – etapele zborului

Fig. 4.16a prezintă imagini cu drona la sol și în zbor, recepționate de la camera GoPro Hero 4, montată pe dronă, iar fig. 4.16b prezintă interfața Mission Planner cu dispunerea hexarotorului pe harta locației de test, respectiv semnalul video recepționat de la camera GoPro, pe monitorul cu receptor dual încorporat.

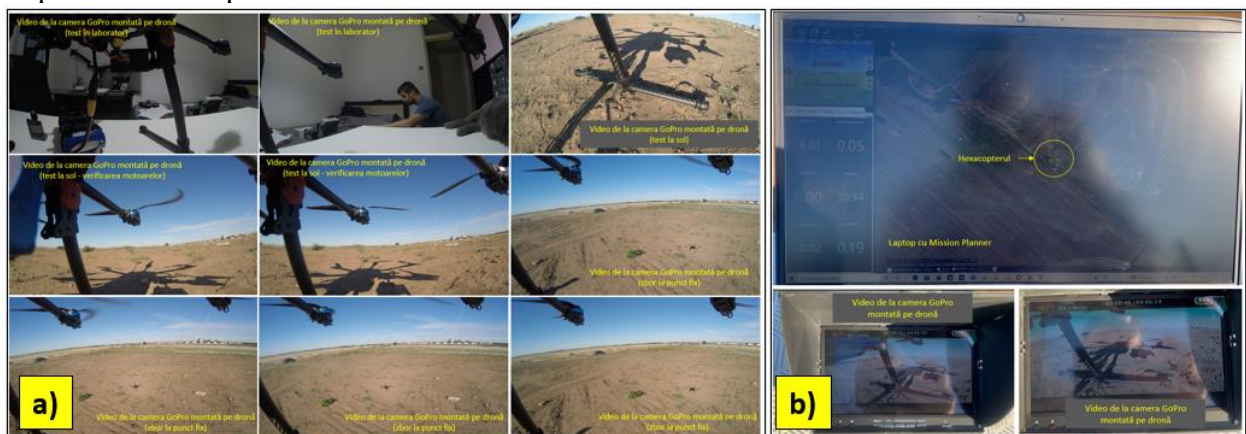


Fig. 4.16 a) Imagini de la camera GoPro montată pe dronă, la sol și în zbor; b) Interfața Mission Planner/imagini de la camera GoPro montată pe dronă

4.4.3 Interpretarea rezultatelor

În cazul hexarotorului realizat fizic și echipat cu gimbal cu comandă pe trei axe și cameră foto/video, pentru îndeplinirea misiunilor de supraveghere, recunoaștere, fotografiere se impune ca drona să-și poată menține poziția la punct fix. Pentru aceasta, în situația utilizării comenzii manuale radio de către operatorul de la sol, se recomandă operarea acestuia în modurile: *Stabilize* (regulatele PID ajustează automat tangajul și ruliul) și *Alt Hold* (regulatele PID ajustează automat tangajul și ruliul și mențin altitudinea dronei), respectiv *RTL* (Return to Land – întoarcerea dronei la punctul de decolare și aterizarea) pentru cazurile de urgență. Se mai pot folosi modurile de zbor *Loiter* (zbor semi-autonom - regulatele PID ajustează automat altitudinea și poziția dronei; drona folosește GPS-ul pentru deplasare), *PosHold* (similar cu modul Loiter dar atunci când stick-urile de ruliu și tangaj nu sunt centrate, operatorul comandă cele două mișcări) și *Land* (drona coboară și aterizează direct, fără a se întoarce la punctul de decolare). Pentru deplasarea autonomă pe traiect,

după un traseu de zbor prestabilit, se folosește modul *Auto*. În cazul procedurilor de tuning a reguletoarelor PID se utilizează modul ATUTOTUNE, după procedurile de calibrare a senzorilor (accelerometre, giroscopae, magnetometre), respectiv tuning-ul inițial. În cazul testelor la punct fix decolarea s-a realizat în modul *Stabilize*, după care s-a comutat pe modul *Alt Hold*, și ulterior pe modul *RTL*. Drona a fost ridicată până la o altitudine de 8,5 m (fig. 4.17). Subsistemul EKF este responsabil pentru generarea estimărilor de atitudine, viteză, poziție și altitudine pentru dronă, astfel încât sistemele de navigație și control să poată funcționa corect. EKF preia intrările senzorilor IMU, GPS și BARO și le integrează pentru a furniza aceste estimări, dintre care una este altitudinea estimată. Aceasta este apoi transmisă sistemului de control al altitudinii vehiculului, care încearcă să se alinieze la altitudinea țintă în modurile de zbor cu controlul altitudinii.

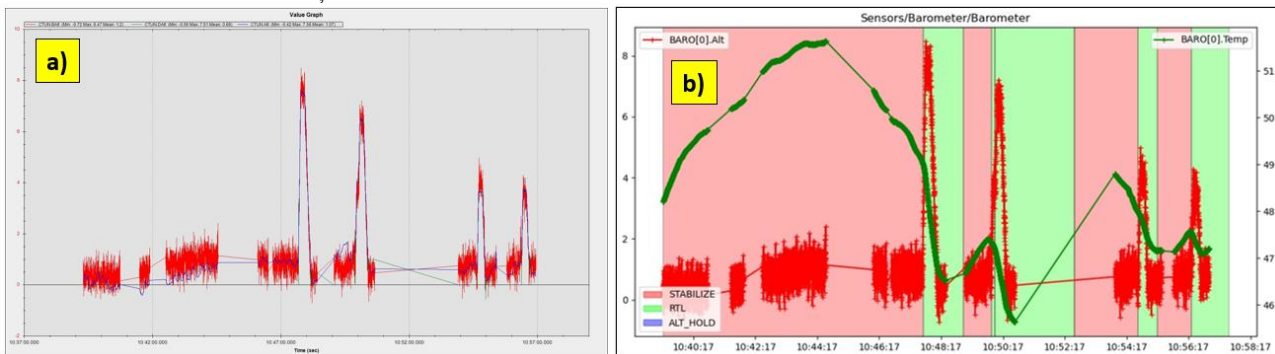


Fig. 4.17 a) Altitudinea dronei; b) Altitudinea dronei și temperatura mediului ambiant

Fig. 4.17a prezintă cu albastru altitudinea la care ajunge drona, cu roșu altitudinea comandată și cu verde altitudinea măsurată de barometru. Se observă că nu sunt diferențe semnificative între cele trei valori, cele mai mari dintre aceste valori fiind mai mici de 1 m.

În fig. 4.17b este extras cu ajutorul platformei MAVExplorer [4] graficul care prezintă, de asemenea, altitudinea la care a fost ridicată drona, respectiv temperatura mediului ambiant de la locul efectuării testelor, în grade Fahrenheit ($46-51^{\circ}\text{F} = 7,8-11,1^{\circ}\text{C}$).

Fig. 4.18a ilustrează graficul care prezintă presiunea atmosferică (Pa) extrasă din datele măsurate de barometrul cu care este echipat pilotul automat al dronei.

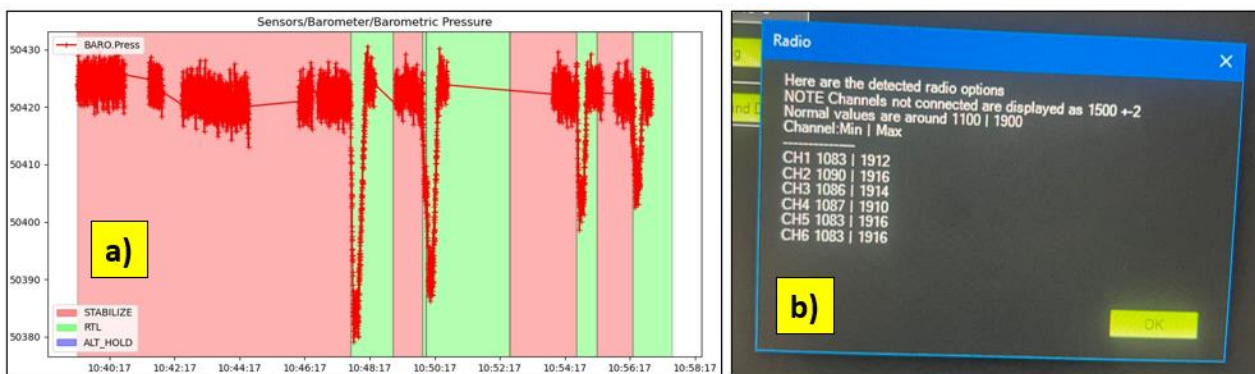


Fig. 4.18 a) Presiunea atmosferică a mediului ambiant; b) Fig. 4.32 Calibrarea radiocomenzii RadioLink AT10II

Pentru operarea în condiții optime a dronei a fost realizată inițial calibrarea radiocomenzii, cu ajutorul GCS Mission Planner. În fig. 4.18b sunt prezentate limitele minime-maxime ale duratei semnalului PWM (Pulse Width Modulation – Modulația Lățimii Impulsurilor) pentru canalele utilizate de radiocomanda RadioLink AT10II, mod 2 (stick-ul de motor este situat în partea stângă), astfel: Canalul 1 (CH1) – ruliu (*roll*), Canalul 2 (CH2) – tangaj (*pitch*), Canalul 3 (CH3) – turație (*throttle*), Canalul 4 (CH4) – girație (*yaw*), Canalul 5 (CH5) – moduri de zbor (*Stabilize*, *Alt Hold* și *RTL*), Canalul 6 (CH6) – mod oprire de urgență a motoarelor (*kill switch*). În general aceste canale funcționează în plaja de valori 1000–2000 μs . Semnalul PWM este utilizat pentru a controla semnalul de modulare a lățimii impulsurilor pentru fiecare controler electronic de turație care este conectat la

fiecare dintre cele 6 motoare. Semnalul PWM este un semnal periodic de undă pătrată cu o perioadă de 20ms, ceea ce înseamnă că are o frecvență de reîmprospătare de 50Hz. La fiecare ciclu al semnalului PWM durata nivelului înalt de 1-2ms ($1000\ \mu\text{s}$ - $2000\ \mu\text{s}$), ceea ce reprezintă valoarea de control a canalului respectiv. În cazul turației, 1000 - $1100\ \mu\text{s}$ corespunde unei turații 0 a hexarotorului, iar 1900 - $2000\ \mu\text{s}$ corespunde turației maxime.

Înainte de efectuarea testelor la sol și în zbor în locația de teste, motoarele au fost verificate în laborator fără elice montate, pentru a testa funcționarea acestora în parametri. Fig. 4.19a ilustrează comanda dată de operator de pe radiocomandă, în intervalul 1083 - $1916\ \mu\text{s}$, conform calibrării efectuate anterior, iar în fig. 4.19b se observă răspunsul motoarelor comandate de ESC-uri, ca răspuns la comanda de creștere a turației dată de operator.

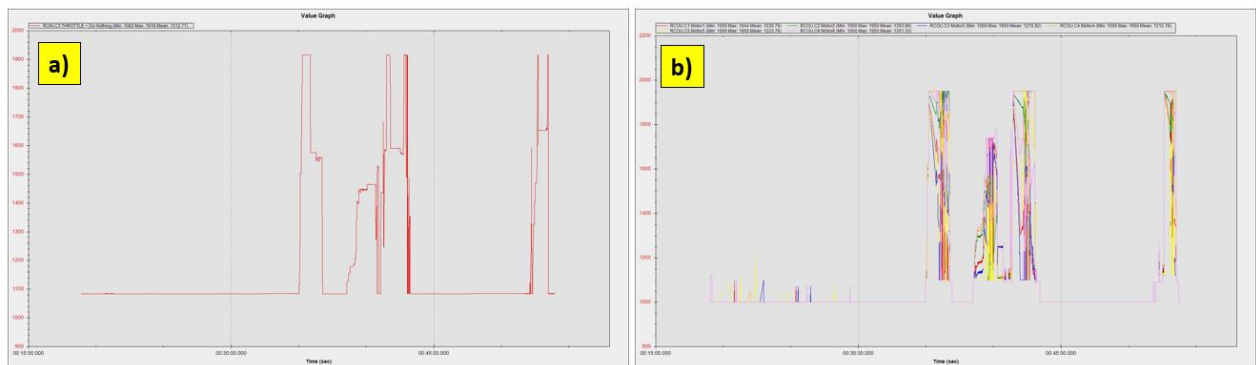


Fig. 4.19 a) Comanda de turație dată de operator; b) Răspunsul motoarelor la comanda dată de operator

Se observă din fig. 4.19b că acestea funcționează în parametri corespunzători, cu valori între 1000 - $1950\ \mu\text{s}$ și răspund proporțional cu comanda dată de operator.

În fig. 4.20a este ilustrată altitudinea locației unde au fost efectuate testele (79 - 80 m față de nivelul mării). Vârfului graficului reprezintă altitudinile la care a fost ridicat hexarotorul pe timpul manevrelor, iar în fig. 4.20b sunt prezentate coordonatele geografice ale locației (altitudine maximă a hexarotorului în staționare la punct fix – $8,5$ m).

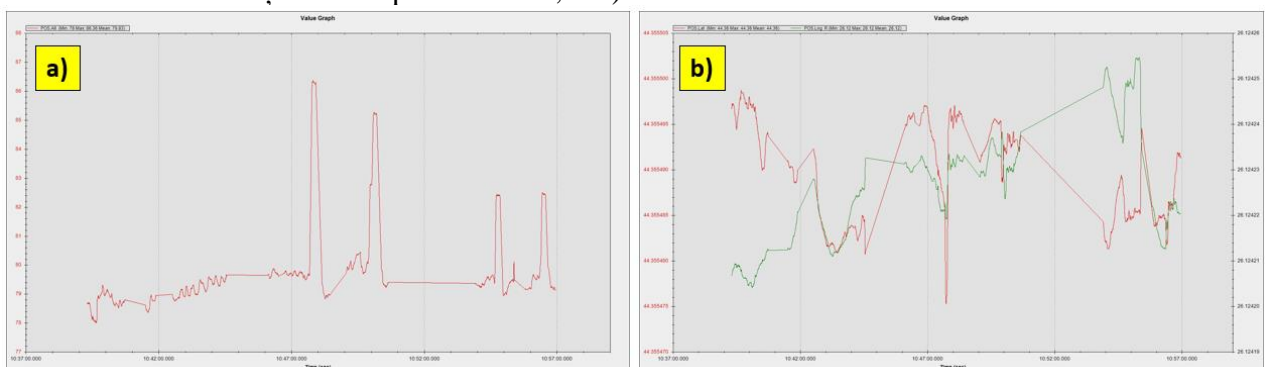


Fig. 4.20 a) Altitudinea de operare a dronei la zborul al punct fix; b) Locația de efectuare a testelor

Interpretarea rezultatelor prezentate în acest capitol s-a realizat cu platformele Mission Planner și MAVExplorer pentru că fiecare oferă funcționalități similare, însă aduc și particularități care nu se regăsesc în ambele platforme.

Fig. 4.21a prezintă comanda dată de ESC-uri motoarelor, ca răspuns la deplasarea stick-ului de turație în plaja de 50 - 75% de către operator. Turația motoarelor crește până la o valoare la care drona se desprinde de la sol și începe să urce până când operatorul menține stick-ul de turație la un anumit procent. Se observă funcționarea motoarelor în intervalul 1000 - $1725\ \mu\text{s}$, deoarece plaja de turații nu atinge 100% , lăsând astfel loc și de manevre suplimentare în caz de nevoie. Se observă că există anumite diferențe în timpii de răspuns între 100 - $200\ \mu\text{s}$, posibil datorate anumitor frecvențe proprii de vibrații ale motoarelor sau ale elementelor de structură pe care acestea sunt montate.

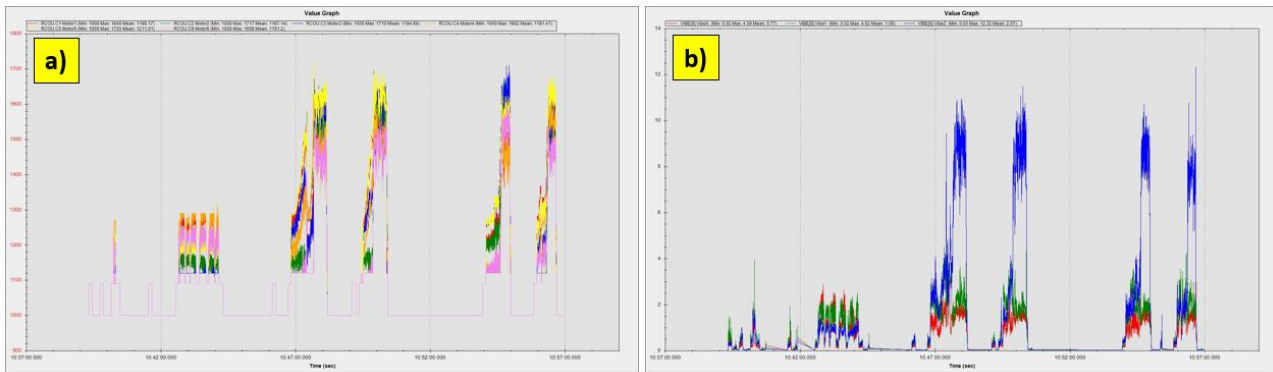


Fig. 4.21 a) Răspunsul motoarelor la comanda de urcare; b) Vibrațiile accelerometrului (0)

Vibrațiile puternice pot face ca estimările accelerometrelor privind altitudinea și poziția orizontală a dronei să fie eronate, ceea ce duce la probleme de menținere a altitudinii (hexarotorul poate începe o manevră necontrolată de urcare fără ca operatorul să poată interveni) sau la probleme de control a poziției în moduri de zbor precum *Loiter*, *PosHold*, *Auto* etc.

Vibrațiile se pot vizualiza cel mai bine prin reprezentarea grafică a valorilor VibeX, VibeY și VibeZ din meniul VIBE. Acestea reprezintă valorile brute ale vibrațiilor, înainte de a fi filtrate de accelerometre. Nivelurile de vibrații sub 30 m/s^2 sunt în mod normal acceptabile. Nivelurile de peste 30 m/s^2 pot avea probleme, iar nivelurile de peste 60 m/s^2 au aproape întotdeauna probleme cu menținerea poziției sau a altitudinii [3]. Graficul de mai jos arată niveluri acceptabile de vibrații care sunt în mod constant sub 30 m/s^2 , în jur de 13 m/s^2 (fig. 4.21b).

Rezultate similare din punctul de vedere al vibrațiilor accelerometrului (0) s-au obținut și în cazul efectuării unui alt zbor, în condiții similare cu hexarotorul, așa cum este prezentat în fig. 4.22.

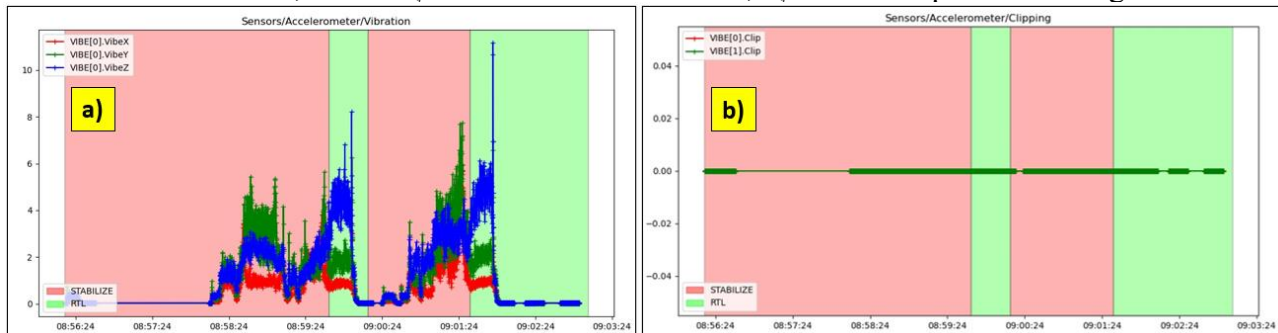


Fig. 4.22 a) Vibrațiile accelerometrului (0); b) Fenomenul de *clipping* al accelerometrelor (0) și (1)

Fig. 4.22b prezintă fenomenul de *clipping* (decupare) a accelerometrelor, ceea ce înseamnă că accelerometrele au fost expuse la un nivel de vibrații care depășește intervalul lor complet de măsurare. Acestea sunt semnale de reacție pentru bucla de control, astfel încât, dacă acestea nu funcționează în parametri optimi, atunci controlul altitudinii nu poate fi menținut. Fenomenul acesta apare de obicei atunci când drona se izbește de un obiect dur, cum ar fi cazul prăbușirii sau aterizării dure pe o suprafață. În cazul în care valoarea crește în timpul zborului se recomandă refacerea sistemului de amortizare, prin montarea unor benzi dublu adezive sau a unor suporturi cu elemente de cauciuc moale, care să permită mișcarea pe 3 axe și să evite inducerea vibrațiilor în carcasa pilotului automat, care mai departe se transmit senzilor de la bord. În cazul hexarotorului se observă că are valoarea 0, deci putem concluziona la acest aspect că accelerometrele nu sunt afectate semnificativ de vibrații pe timpul funcționării. Pentru a ilustra funcționarea giroscopelor, în fig. 4.23a-b sunt prezentate valorile brute măsurate de giroscop, ale vitezelor de rotație în rad/s. Se observă că se înregistrează valori foarte mici deoarece hexarotorul nu efectuează manevre de tangaj, ruluu sau girație pe timpul urcării la altitudinea de staționare la punct fix, ci doar compensează prin incremente foarte mici pentru menținerea altitudinii. Pentru că pilotul automat dispune de două IMU (Inertial

Measurement Unit – unitate de măsurare inerțială) și anume (0) și (1), sunt prezentate două grafice cu datele de la ambele subsisteme.

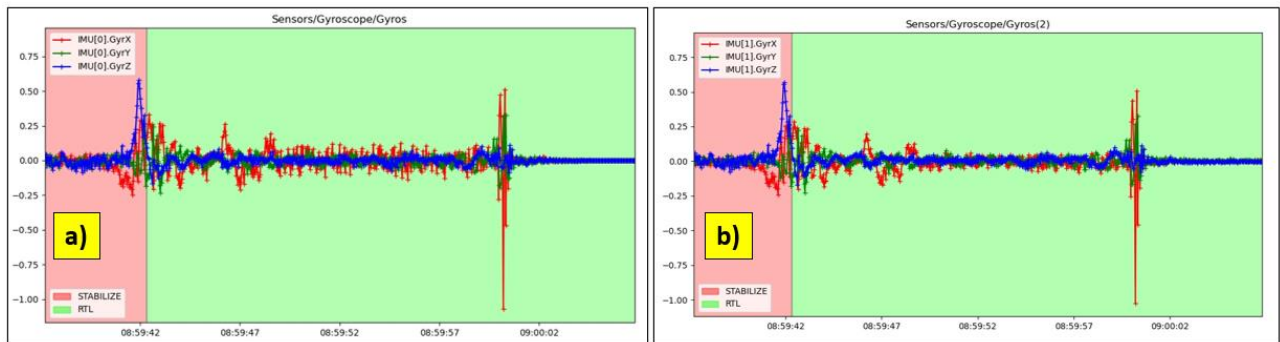


Fig. 4.23 a) Valorile brute ale vitezelor de rotație a giroscopelor în rad/s pentru IMU (0);
b) Valorile brute ale vitezelor de rotație a giroscopelor în rad/s pentru IMU (1)

Așa cum era de așteptat, valorile măsurate de giroscopalele ambelor IMU sunt identice, ceea ce denotă o funcționare corespunzătoare a acestora. În cazul semnalului GPS recepționat cu ajutorul antenei GPS, care are încorporat receptorul GPS Ublox M8N, în fig. 4.24a se prezintă datele recepționate privind acuratețea semnalului GPS. HAcc indică o precizie a poziționării pe orizontală de 0.5-1.2 m, VAcc indică o precizie a poziționării pe verticală de 0.55-1.45 m, iar SAcc indică o precizie de măsurare a vitezei de până la 0.2-0.4 m/s. NSats indică numărul de sateliți recepționați, în număr maxim de 15.

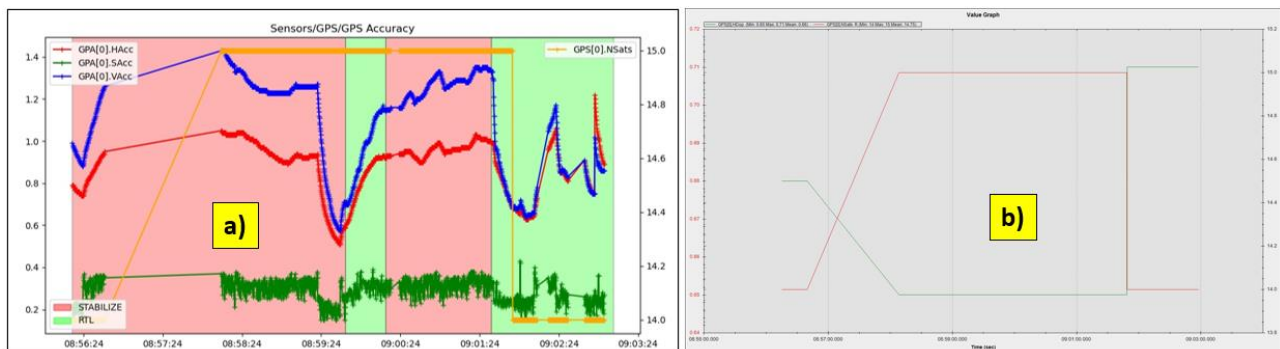


Fig. 4.24 a) Acuratețea datelor recepționate de la sateliții GPS; b) Acuratețea datelor de poziționare HDop recepționate de la sateliții GPS

Pe timpul funcționării într-unul din modurile autonome (Loiter, RTL, Auto etc.) erorile de poziție de la GPS pot face ca hexarotorul să creadă că se află în altă locație față de cea corectă, putând conduce astfel la un zbor agresiv al dronei pentru a corecta informația privind locația în care se află, percepută ca fiind eronată. Aceste "erori" apar atât în jurnalele tlogs, cât și în jurnalele dataflash ca o scădere a numărului de sateliți vizibili și o creștere a valorii preciziei orizontale HDop.

Valorile H Dop mai mici de 1.5 sunt foarte bune, iar valorile de peste 2 ar putea indica faptul că pozițiile GPS nu sunt corecte. Scăderea numărului de sateliți sub 12 conduce la măsurători eronate ale poziției și vitezei dronei față de sol. O schimbare semnificativă a acestor două valori însoțește adesea o schimbare a poziției GPS. În fig. 4.24b se observă că numărul de sateliți recepționați este de 15, iar precizia poziției orizontale este de 0.65-0.71 m, deci ambele valori corespund unei funcționări în parametri a echipamentelor de recepție a semnalului GPS de la sateliți.

În fig. 4.25a este prezentat un grafic în care este indicată viteza relativă a dronei față de sol, pe baza informațiilor recepționate de la GPS. Având în vedere faptul că drona execută manevra de urcare și zbor staționare la punct fix cu mici ajustări ale poziției, se observă că valoarea acestei viteze este în mare parte aproape de 0 m/s.

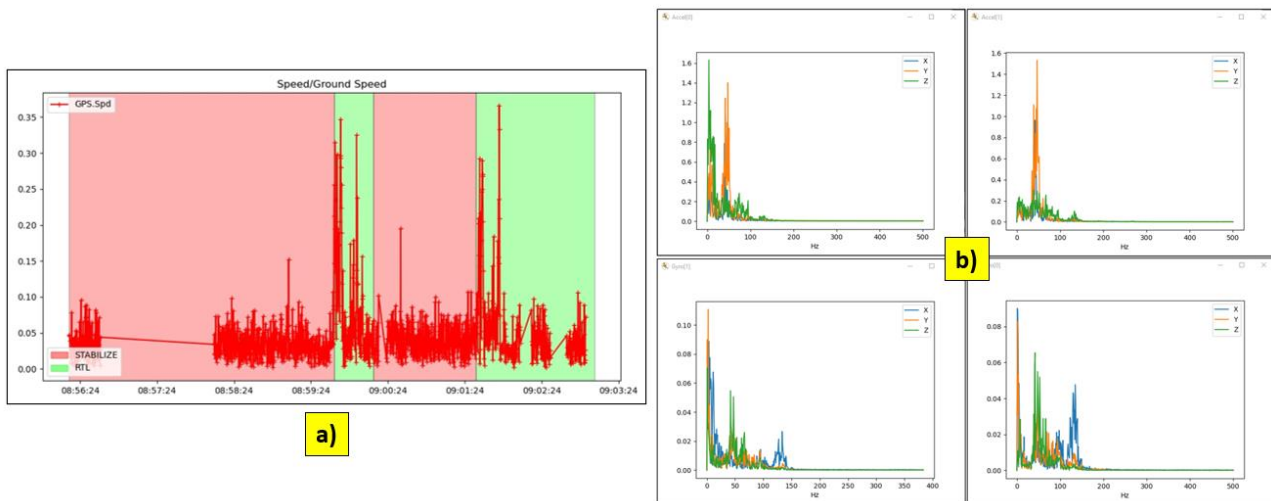


Fig. 4.25 a) Viteza relativă a dronei față de sol; b) Frecvențe ale vibrațiilor introduse de rotația motoarelor

Mission Planner, prin intermediul meniului IMU Batch Sampler are opțiunea de a înregistra date de înaltă frecvență de la senzorii IMU în jurnalul de date flash de pe pilotul automat. Aceste date pot fi analizate după zbor pentru a diagnostica problemele legate de vibrații cu ajutorul graficelor create din transformările Fourier (FFT – Fast Fourier Transforms) ale datelor. FFT transformă datele din domeniul timpului în domeniul frecvență. Altfel spus, datele accelerometrului înregistrate în timp (de exemplu, un zbor) pot fi convertite într-un grafic care arată frecvențele vibrațiilor. O caracteristică frecventă a acestor grafice este un vârf la "frecvența de trecere a paletei elicei" (frecvența la care paleta trece peste brațe), care provoacă o accelerație în corpul aeronavei. În graficele din fig. 4.25b se observă, din datele colectate de la accelerometre și giroscopie că există totuși anumite zgomote care corespund frecvențelor proprii de rotație ale motoarelor. Datele de la accelerometre și giroscopie indică pe axa verticală amplitudinea și pe axa orizontală frecvența proprie de rotație a motoarelor. Amplitudinea nu este scalată la o valoare utilă, de unde rezultă că nu ne putem da seama dacă nivelurile acestor valori sunt mari sau mici, ceea ce înseamnă că graficul este util doar pentru a determina frecvența vibrațiilor. Vibrațiile la frecvențe mai mari de 300 Hz pot duce la probleme de control al atitudinii sau poziției. În cazul de față se observă vârfuri ale frecvențelor la 40 Hz/2400 rpm, 47 Hz/2820 rpm, 95 Hz/5700 rpm, 130 Hz/7800 rpm, respectiv 153 Hz/9180 rpm. Este posibil să se filtreze o parte din aceste zgomote pentru a crește performanța și pentru a permite o mai bună reglare a parametrilor, prin activarea filtrului (filtrelor) cu creștătură armonică (*harmonic notch*). Filtrul cu creștătură armonică este conceput pentru a se potrivi cu frecvența zgomotului introdus de rotația motorului. Valoarea acestuia se modifică pe măsură ce motorul se rotește, prin interpretarea valorii accelerației motorului. Frecvența este scalată în sus de la frecvența de *hover* și nu va coborî niciodată sub această frecvență. Cu toate acestea, în zborul dinamic este destul de frecvent să se atingă frecvențe joase ale funcționării motorului în timpul rotirii elicei. Pentru a rezolva acest aspect, este posibil să se modifice valoarea de referință pentru a scala filtrul la o frecvență mai mică.

4.5 Concluzii, contribuții originale și articol publicat

Concluzii

- testele efectuate au demonstrat funcționarea dronei în parametri potriviți pe timpul manevrelor de zbor la punct fix;
- zborurile de test au fost efectuate în zbor staționar la punct fix, în variante de echipare cu patru acumulatori LiPo, în configurație 4S1P, tensiune nominală 14.8V, de capacități diferite: 6600 mAh, 12000 mAh, 16000 mAh, respectiv 20000 mAh. În simulări sunt prezentate variantele de echipare cu acumulatorii cu capacitatea de 6600 mAh și 16000 mAh (fig. 4.10).
- testele realizate au evidențiat creșterea autonomiei în cazul bateriei cu capacitate mai mare.

- în urma testelor efectuate cu HDT în echiparea prezentată în v.1, în cazul zborului la punct fix, hexarotorul a putut fi menținut în aer aproximativ 10 minute. Comparativ, în cazul rezultatelor furnizate în cap. 3, în urma simulărilor efectuate cu utilitarul *xcopterCalc*, autonomia dronei a fost de 12,4 minute, **rezultând o creștere cu 20% a autonomiei de zbor**, iar din relațiile de calcul analitic prezentate în cap. 3 a rezultat o autonomie de 13,32 min, **rezultând o creștere cu 25% a autonomiei de zbor**.
- în cazul echipării cu baterie de 12000 mAh autonomia dronei a fost de 15,8 minute, **rezultând o creștere cu 37% a autonomiei de zbor**, iar în cazul echipării cu bateria de 20000 mAh autonomia obținută a fost de aproximativ 20 minute, **rezultând o creștere cu 50% a autonomiei de zbor**.
- după înlocuirea bateriei cu o baterie cu capacitatea de 16000 mAh / configurație 4S2P / 14.8V / 4 celule, în cazul zborului la punct fix HDT a putut fi menținut în aer aproximativ 18 minute, **rezultând o creștere cu 45% a autonomiei de zbor**. Comparativ, în cazul datelor furnizate de utilitarul *xcopterCalc*, autonomia dronei a fost de 20 minute, **rezultând o creștere cu 50% a autonomiei de zbor** iar, în urma introducerii noii capacități a bateriei în relațiile de calcul analitic din cap. 3, a rezultat o autonomie de 20,38 min, **rezultând o creștere cu 51% a autonomiei de zbor**.
- se pot îmbunătăți performanțele dronei prin eliminarea pe cât posibil a frecvențelor proprii de vibrație introduse de rotația motoarelor cu ajutorul filtrelor dinamice cu creștătură armonică (*dynamic harmonic notch filters*);
- pentru operarea dronei în afara razei de vizibilitate directă (BVLOS – Beyond Visual Line Of Sight) au fost achiziționate componentele necesare implementării pe dronă și se pot efectua teste la sol și în zbor pentru a demonstra capabilitatea acestora de a comanda hexarotorul prin intermediul rețelelor de telefonie mobilă 3G/4G LTE. Acestea includ: placa Raspberry Pi 3B, cameră IR + cameră EO, modem 4G LTE;
- se pot realiza și alte zboruri cu drona în diferite regimuri de zbor, atât manuale, cât și autonome, pentru a testa limitele acesteia, însă în teză a fost considerată de interes comportarea dronei în zbor staționar la punct fix, manevră care se va studia și în capitolul 5, la analiza FEM/CFD, unde se va lua în considerare viteza și direcția vântului.

Contribuții originale

- realizarea practică a platformei hexarotor în două variante de echipare cu componente de avionică, pentru comanda și controlul dronei, inclusiv cu sistem de transmitere-recepție a datelor de telemetrie dronă-sol-dronă;
- echiparea hexarotorului cu sistem de transmitere-recepție video;
- efectuarea testelor în laborator, la sol și în zbor pentru verificarea compatibilității componentelor, respectiv funcționarea în parametri optimi a dronei realizate;
- efectuarea zborurilor în teren pentru determinarea autonomiei de zbor a hexarotorului, în variante de echipare cu acumulatori de capacități diferite.
- efectuarea corecturilor/ajustărilor necesare funcționării stabile a dronei pe timpul zborului staționar la punct fix.

Articole publicate:

- **Stamate, M. A.**; Pupăză, C.; Nicolescu, F. A.; Moldoveanu, C. E. Improvement of Hexacopter UAVs Attitude Parameters Employing Control and Decision Support Systems. *Sensors* **2023**, 23, 1446. <https://doi.org/10.3390/s23031446>.

Capitolul 5. Analiza MEF a dronei hexarotor folosind proceduri de simulare avansate

5.1 Introducere

Așa cum s-a demonstrat în Cap. 1, în ultimele decenii s-au făcut eforturi mari și încercări de dezvoltare în ceea ce privește cercetarea și îmbunătățirea soluțiilor constructive de vehicule aeriene fără pilot (UAVs – Unmanned Aerial Vehicles) prin metode numerice și de inginerie asistată, datorită utilității lor remarcabile într-o plajă foarte variată de aplicații din numeroase domenii.

Hexarotorul s-a analizat pentru a asigura o structură robustă pentru transportul unei sarcini utile de dimensiuni mari. Studii recente au analizat tot prin metode numerice (MEF) atitudinea stabilă a dronei pe durata zborului, conform lucrării lui Suprpto et. al. [27]. Evaluarea s-a axat pe dislocarea cadrului și analiza tensiunilor cadrului pentru a asigura capabilitatea transportului sarcinii utile dorite. În lucrarea lui Lei et. al. [17] a fost efectuată recent o investigație experimentală și de simulare CFD a unui model UAV de dimensiuni foarte mici, la influențele ușoare ale vântului. Studiul este cuprinzător, dar geometria prototipului, precum și regimurile de curgere ale fluidului, în acest caz fileurile de aer, s-au dovedit a fi sub nivelul aplicațiilor obișnuite în care sunt utilizate UAV-urile. Zonele de curgere descendentă a fileurilor de aer, la diferite altitudini de planare, au fost simulate și analizate și în lucrarea lui Zheng et. al. [31] pentru aplicații de protecție a plantelor. Chiar dacă studiul este convingător, realizările sunt strict legate de aplicațiile în domeniul ingineriei agricole. Deși au fost întreprinse numeroase studii asupra hexarotoarelor din diferite perspective, analiza CFD pentru acest tip de UAV-uri a fost prezentată de cele mai multe ori de companiile de dezvoltare a programelor, doar pentru a dovedi capacitățile platformelor de simulare, deoarece este încă considerată o problemă de modelare și simulare delicată, și MEF nu utilizată pe scară largă în scopul proiectării dronelor. Reducerea modelului de calcul, stabilirea parametrilor discretizării modelului în funcție de resursele de calcul avute la dispoziție și alegerea modelelor de calcul adecvate, sunt elemente considerate a fi dificil de realizat. În cazul a șase rotoare, domeniile rotative ale elicelor sunt atât de apropiate unele de altele, încât spațiul îngust provoacă și mai multe probleme de modelare.

Noutatea cercetării constă în combinarea abordării CFD cu evaluarea structurală pentru a oferi cunoștințe utile dezvoltatorului de drone hexarotor în scopul obținerii unui zbor staționar stabil, la punct fix. De asemenea, a fost investigat și efectul interferenței vântului (fileurilor de aer) dintre rotoare, elemente identificate în lucrările lui Stamate et. al. [25], respectiv în lucrarea Stamate et. al. [26].

Acest capitol este structurat astfel: după o scurtă introducere în secțiunea următoare este realizat un studiu aerodinamic al hexarotorului prin simulări CFD. Modelul de calcul și ipotezele adoptate sunt confirmate de regăsirea în rezultatele simulărilor numerice a valorilor forțelor calculate analitic. De asemenea, sunt prezentate strategia de modelare și modelul matematic folosit în studiul turbulențelor. Sunt analizate scenariile de simulare CFD pentru trei viteze și direcții diferite ale vântului și sunt interpretate rezultatele simulărilor. În secțiunea următoare rezultatele simulărilor CFD sunt transferate pe elementele de structură ale dronei și sunt analizate deplasările care apar ca urmare a vitezelor și presiunilor create de turbulențele care apar la staționarea dronei la punct fix. Secțiunea următoare cuprinde un studiu al vibrațiilor libere ale hexarotorului cu implicațiile privind stabilitatea dronei. Trebuie remarcate și aici sincronizarea perfectă a valorilor obținute prin simulare și cele determinate experimental prin analiză FFT a accelerațiilor. În final este realizată o analiză dinamică de impact pentru un scenariu de cădere a hexarotorului de la o înălțime de 20m. Si aici rezultatele sunt analizate în legătură cu observațiile din timpul testelor de zbor.

Hexarotorul studiat este echipat cu șase rotoare, fiecare ansamblu rotor constând dintr-un motor electric de curent continuu fără perii (BLDC – Brushless Direct Current Motor) și o elice cu 2 pale, cu pas fix, montată la partea superioară a motorului. Drona dispune de capabilități de decolare și aterizare rapidă pe verticală (SVTOL – Short Vertical Takeoff and Landing).



Fig. 5.1. Hexarotorul dezvoltat și utilizat în cadrul studiului CFD

Fig. 5.1 prezintă varianta îmbunătățită, dezvoltată și utilizată în cadrul rulărilor prin MEF. Fiecare ansamblu rotor este poziționat la extremitatea unui braț suport, amplasate la 60 de grade unul față de celălalt, toate cele șase rotoare aflându-se dispuse într-un plan paralel cu solul, în jurul axei principale de rotație a dronei (axa verticală z în cazul studiat). De asemenea, drona are atașate și două brațe, de forma literei T răsturnat, care compun trenul de aterizare, cu scopul de a aduce drona la sol în siguranță și pentru a proteja echipamentele de la o eventuală distrugere sau deteriorare.

5.2 Obiectivele capitolului:

- asigurarea stabilității dronei hexarotor în timpul manevrelor de zbor în staționare la punct fix;
- realizarea unui model de simulare complet și complex pentru toate tipurile de analize CAE;
- validarea modelului de calcul MEF;
- sincronizarea rezultatelor obținute analitic, experimental și numeric;
- folosirea rezultatelor obținute prin studiul MEF la optimizarea anumitor parametri de zbor (de exemplu – turațiile rotoarelor).

5.3 Studiul aerodinamic prin metode numerice (CFD) al dronei hexarotor

Dronele hexarotor au un comportament stabil pe timpul zborului, la viteze mari ale vântului și o capacitate ridicată de a transporta sarcini utile de dimensiuni mari. Cu toate acestea, cele mai frecvente probleme apar atunci când drona nu se mai află în plaja nominală de funcționare (zborul staționar la punct fix) sau atunci când se încearcă efectuarea unor manevre agresive în zbor. Lipsa controlului forței orizontale face aproape imposibilă intervenția asupra poziției, independent de atitudinea vehiculului, limitând posibilele soluții de control ale dronei. Acesta este motivul pentru care dinamica computerizată a fluidelor (CFD Computational Fluid Dynamics) combinată cu analiza structurală (MEF) privind comportamentul elicelor pe timpul planării, poate ajuta cercetătorul să adune informații valoroase care, combinate cu diferite regimuri/altitudini de zbor, pot contribui la dezvoltarea unor soluții de control adecvate. Acest capitol se concentrează pe o combinație practică de tehnici de inginerie asistată de calculator, care conduc la o dezvoltare asistată inovativă a dronelor hexarotor. Zborul staționar la punct fix este unul dintre cele mai importante regimuri de zbor ale hexarotorului, în acest caz UAV-ul având nevoie de stabilitate maximă. Regimul turbulențelor la punct fix este de asemenea important, deoarece acesta poate fi în proximitatea clădirilor, a altor obiective sau chiar a solului, în situația livrării unor pachete, mai ales în zonele urbane. De acest aspect s-a ținut seama la crearea domeniului de curgere din jurul hexarotorului. Presiunea aerului sub hexarotor este cu atât mai mare cu cât drona este mai aproape de sol. De aceea este important să cunoaștem valorile presiunilor aerului pentru ca hexarotorul să rămână stabil. De asemenea, pe cadrul dronei presiunea crește corespunzător o dată cu apropierea de sol sau de un obiectiv. O parte a turbulențelor care se crează se reîntorc și acționează și asupra componentelor dronei și a rotoarelor. Hexarotorul poate lucra în zone cu praf, nisip și chiar zăpadă, care pot astfel interacționa cu drona. De aceea studiul CFD este esențial pentru a asigura stabilitatea și funcționarea în siguranță a hexarotorului. Un alt aspect important al simulărilor CFD este necesarul de energie și evaluarea

forțelor portante. Acestea trebuie înțelese în sensul în care simplificările de modelare necesare creării domeniilor de curgere pot duce la valori ușor inferioare celor experimentale, reale.

5.3.1 Simularea CFD

Abordarea CFD propusă constă în trei etape principale (Fig. 5.2a): o etapă de modelare curățare (*defeaturing*) și simplificare a geometriei pentru crearea modelului de calcul, urmată de rulările CFD propriu-zise pentru a calcula forțele de tracțiune pe fiecare elice și pentru a evalua deplasările pe structura mecanică a hexarotorului, pentru unul din cazurile de simulare. Rotoarele sunt dispuse pe o rază de 343 mm așa cum este ilustrat în detaliu. Fețele elicelor au fost mapate și topologia modelului a fost editată și verificată pentru a asigura calitatea discretizării. Ultima etapă este o nouă strategie de interacțiune fluid-structură pentru a evalua efectul turbulențelor fileurilor de aer asupra zborului planat al hexarotorului, **Stamate et. al. [25]**.

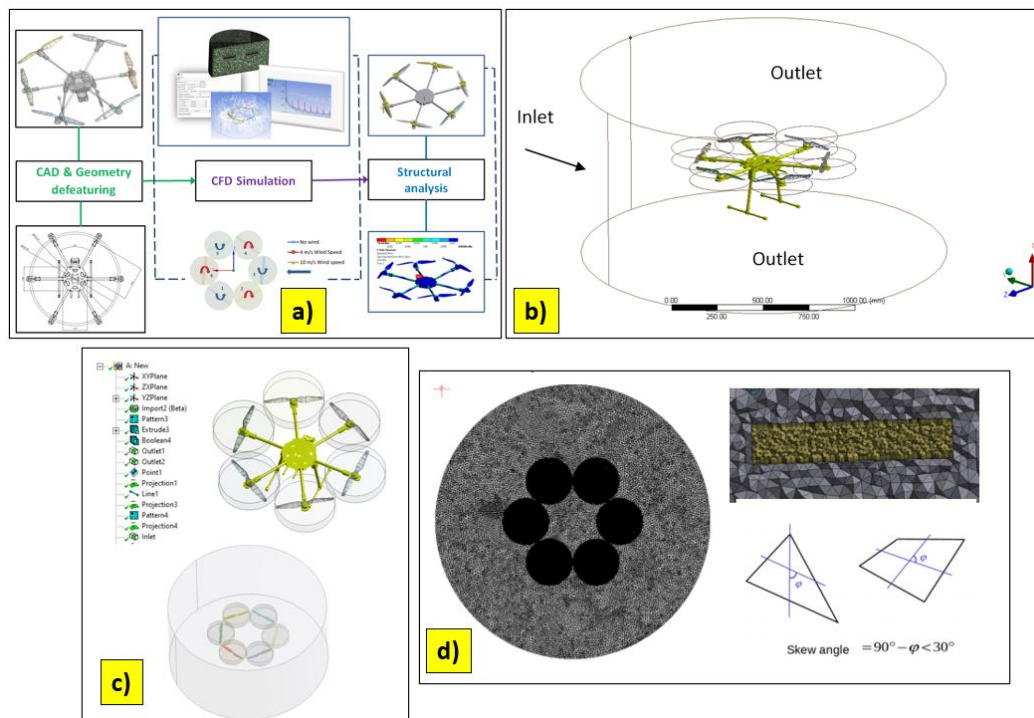


Fig. 5.2 a) Abordarea CFD în contextul dezvoltării conceptului hexarotor; b) Geometria pregătită pentru calculele CFD; c) Extragerea modelului de calcul din geometria de ansamblu a hexarotorului; d) Discretizarea. Modelul global, detaliu și criteriul skewness

Modelul îmbunătățit al UAV-ului a fost proiectat în SolidWorks, importat în format STEP și simplificat (Fig. 5.2b). Domeniile de curgere au fost construite în raport cu discretizarea care materializează rotația fileurilor de aer în jurul fiecărei elice, unde a fost generată o rețea deosebit de fină. Pentru aceasta au fost construite straturi de inflație (*inflation layers*) în jurul fețelor elicei, iar dimensiunea elementelor a fost redusă pentru a evita problemele de continuitate în timpul calculelor iterative. Datorită apropierii relative a celor șase rotoare și a discretizării fine a rotoarelor au fost evitate regiunile de contact între domeniile de discretizare ale fiecărui rotor (Fig. 5.2c). Modelarea pentru simulările CFD a ținut seama de faptul că analiza se derulează în regim tranzitoriu, caz în care mărimea discretizării se stabilește în funcție de numărul Courant. Pentru ca să se evite problemele de instabilitate numerică acest număr trebuie să fie $\cong 1$ [8].

$$Co = v_{max} \cdot \frac{dt}{dx} = 10 \cdot \frac{0.03}{300 \cdot 10^{-3}} = 1 \quad (5.1)$$

unde v_{max} este viteza maximă în domeniul de curgere, dt – incrementul de timp, iar dx este mărimea elementelor finite. În cazul extrem, viteza este de 10 m/s, $dt = 0.03$ s (din setările de rulare), iar mărimea discretizării este de 300 mm. Atât pentru incintele individuale ale rotoarelor, cât și în vecinătatea suprafețelor lor, unde condițiile la limită pot determina gradienti mari ai vitezelor de curgere au fost create cinci straturi succesive discretizate gradual (*inflation layers*). În final s-a obținut

un model discretizat ca în Fig. 5.2d cu 602317 noduri și 2865347 elemente. Calitatea discretizării s-a verificat prin criteriul „skewness”, care măsoară diferența dintre forma elementului față de forma perfectă. Elementele finite cu coeficient de ascuțire mare pot scădea precizia rezultatelor și pot destabiliza soluția numerică. Regula generală este ca asimetria maximă pentru o rețea tetraedică trebuie să fie menținută sub 0,95, cu o valoare medie mai mică de 0,33. În cazul modelului folosit acești parametri au fost: coeficientul de asimetrie maximă 0.94, iar valoarea medie 0.216.

5.3.2 Modelul de curgere

În modelele numerice de dinamica fluidelor pentru rezolvarea ecuațiilor de mișcare se folosesc ecuațiile de conservare ale maselor și ale momentelor. Atunci când regimul de curgere este unul turbulent, la aceste ecuații se adaugă modelul de turbulență, sau ecuațiile suplimentare pentru transportul maselor de fluid. Solverul rezolvă ecuațiile fluxului de fluid în mod implicit într-un cadru de referință staționar, sau inerțial. În practică însă există multe probleme în care trebuie să se rezolve ecuațiile într-un cadru de referință în mișcare sau non-inerțial, cum ar fi rotoarei și pereții în mișcare, iar inginerii sunt interesați în special de fileurile de aer din jurul părților în mișcare. În cele mai multe cazuri, piesele în mișcare fac problema instabilă când sunt privite dintr-un cadru staționar. De aceea se folosește regimul tranzitoriu și/sau așa numitele «reference frame» sau cadre de referință în mișcare. În aceste situații ecuațiile de mișcare sunt modificate pentru a încorpora termenii suplimentari dați de accelerație, care apar ca urmare a transformării din regim staționar în regim de mișcare. Modelul de turbulență K-epsilon (k- ϵ) este cel mai folosit pentru simularea curgerilor turbulente. Descrierea curgerii fluidului este dată de două ecuații: energia cinetică (k) și coeficientul de disipare a energiei cinetice (a turbulențelor - ϵ). Ipoteza care se face este că viscozitatea este izotropă și relația dintre tensiuni și deformații specifice este constantă pe toate direcțiile pentru fluidele Newtoniene. Este modelul de turbulență cel mai general, care poate descrie o gamă largă de fenomene de curgere. Dezavantajele acestui model sunt legate de faptul că modelul este în esență un model Reynolds cu probleme legate de condițiile pe contur în jurul pereților și care din punct de vedere matematic determină o așa numită „rigiditate numerică”, necesitând funcții neliniare de grad înalt pentru rezolvare, care sunt greu de gestionat în algoritmi de calcul liniari. Un alt dezavantaj este **lipsa de sensibilitate a modelului la gradientii mari de presiune. S-a observat că în astfel de condiții modelul supraestimează efortul de forfecare și prin aceasta întârzie separarea straturilor de curgere.** Din aceste motive în lucrare s-a folosit modelul de curgere k- ϵ realizabil conform [7].

5.3.3 Scenarii de simulare și discuții pe marginea rezultatelor

Studiul CAE prezentat anterior a fost implementat pe cinci scenarii de simulare, cu luarea în calcul a vitezei vântului pe direcția orizontală: fără vânt, viteza vântului de 0 m/s, 4 m/s, 10 m/s, 15 m/s, respectiv 20 m/s. Pentru toate cazurile viteza unghiulară a rotoarelor a avut valoarea maximă de 6500 rpm. În fig. 5.3a-e sunt ilustrate contururile vitezelor și ale presiunilor, în plan vertical, în planul rotoarelor și la nivelul rotoarelor (*streamline*), respectiv ale curgerilor turbionare, în planul rotoarelor, pentru viteze ale vântului lateral de 0 m/s, 4 m/s, 10 m/s, 15 m/s, respectiv 20 m/s. Se poate observa influența vântului asupra fluxului turbulent al elicelor care apar în această secțiune a planului, iar disiparea turbulențelor centrale este semnificativă, turbulențele fiind deviate de vântul lateral (pentru cazurile $v = 4$ m/s, $v = 10$ m/s, $v = 15$ m/s, respectiv $v = 20$ m/s). Valorile forțelor de tracțiune de reacțiune ale celor șase elice au fost între 0 și 38 N în valori absolute (fig. 5.4-5.6). Forțele portante au fost exportate într-o analiză statică și au fost evaluate orientarea spațială a structurii hexarotorului în funcție de presiunea aerului cauzată de turbulențele create, viteza de rotație a celor șase rotoare și accelerația hexarotorului. În cele din urmă, a fost efectuată o analiză statică și a fost procesată deplasarea maximă a rotoarelor la diferite momente pe perioada simulării.

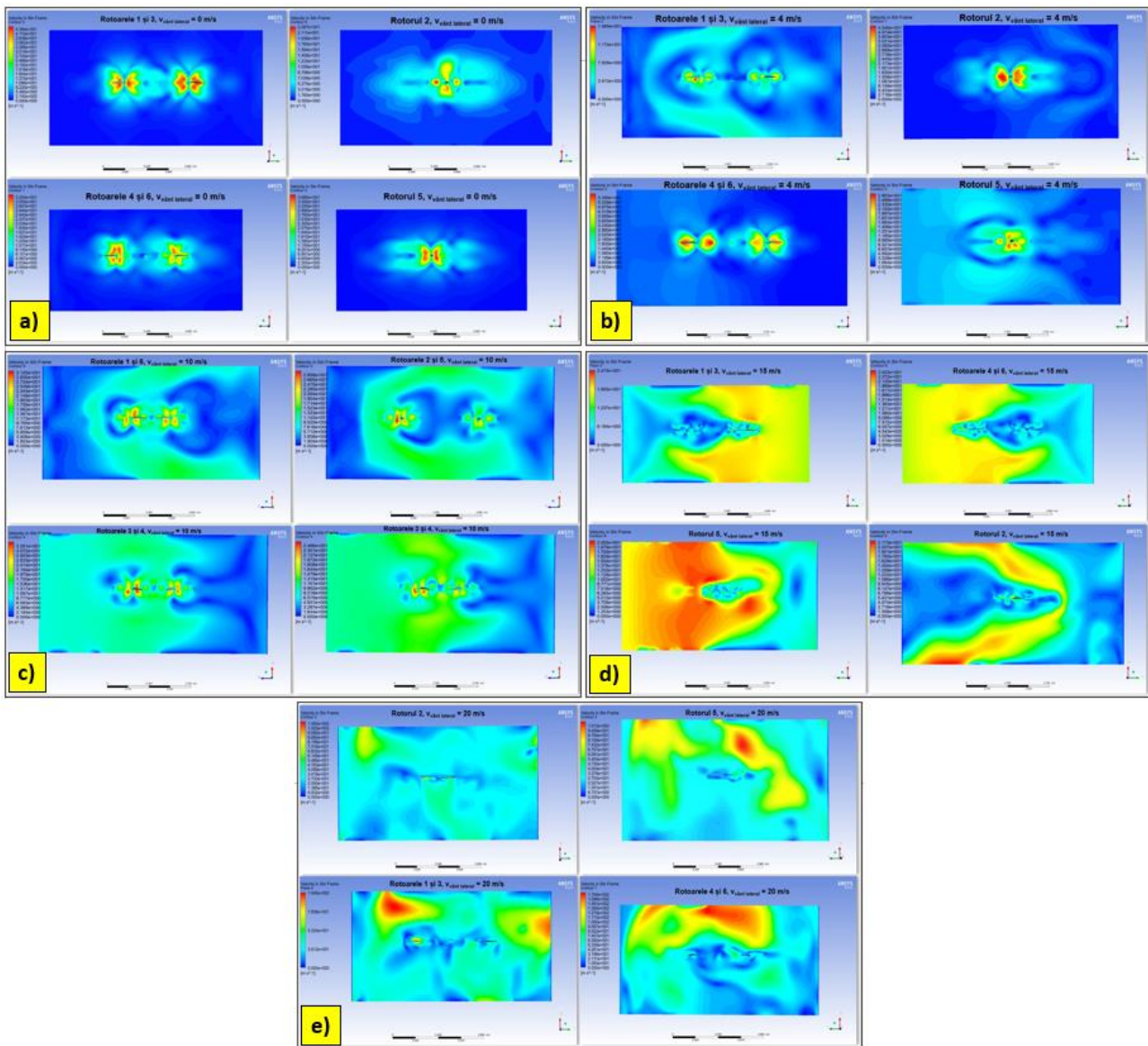


Fig. 5.3. a) Contururile vitezelor pentru vânt lateral $v = 0$ m/s; b) Contururile vitezelor pentru vânt lateral $v = 4$ m/s; c) Contururile vitezelor pentru vânt lateral $v = 10$ m/s; d) Contururile vitezelor pentru vânt lateral $v = 15$ m/s; e) Contururile vitezelor pentru vânt lateral $v = 20$ m/s

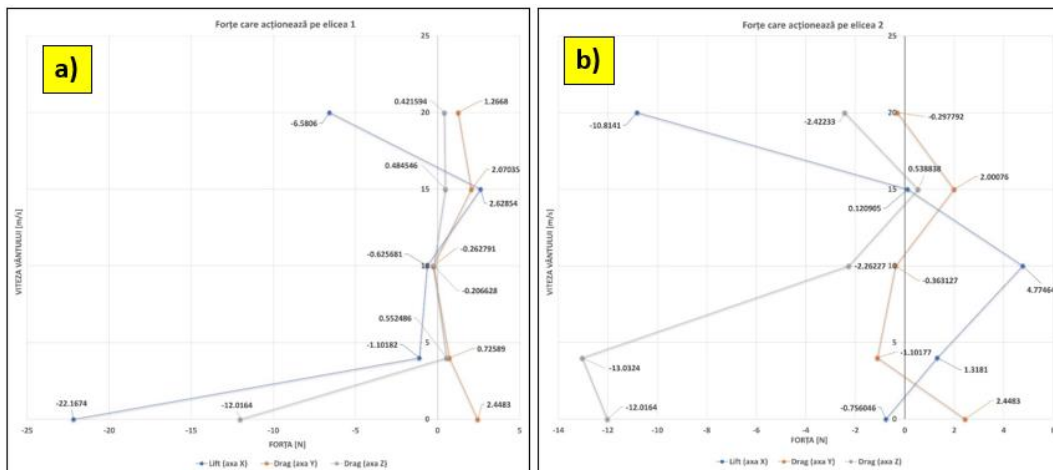


Fig. 5.4. a) Forțele care acționează pe elicea 1; b) Forțele care acționează pe elicea 2

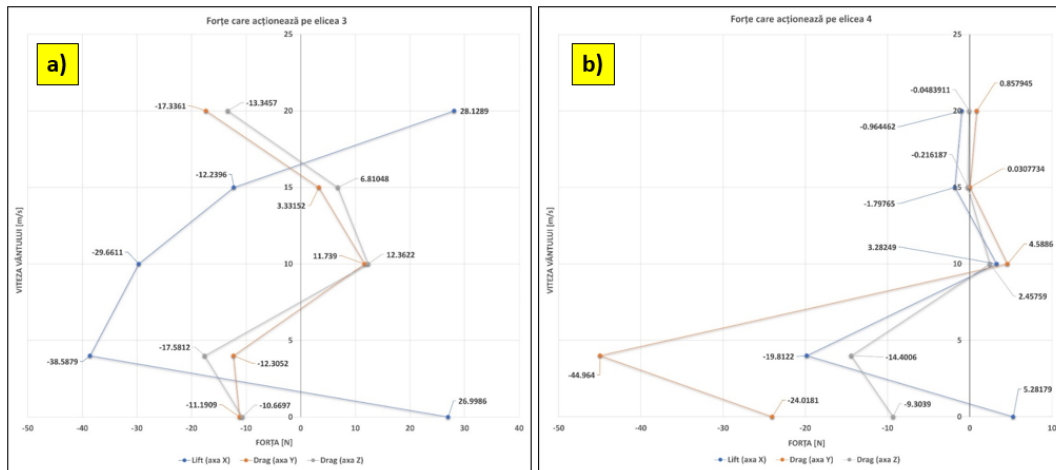


Fig. 5.5. a) Forțele care acționează pe elicea 3; b) Forțele care acționează pe elicea 4

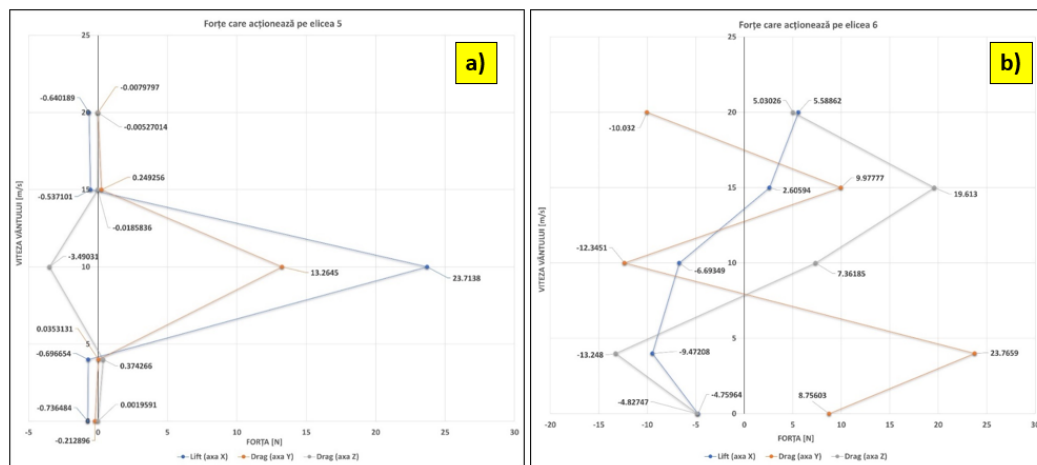


Fig. 5.6. a) Forțele care acționează pe elicea 5; b) Forțele care acționează pe elicea 6

5.4 Analiza statică a elementelor structurale ale hexarotorului

Distribuția presiunii și forțele de tracțiune rezultate în simulările CFD au fost exportate într-o analiză structurală a ansamblului elicelor pentru a surprinde influența parametrilor de răspuns CFD asupra stabilității și manevrabilității hexarotorului. Fig. 5.7 ilustrează structura deformată a hexarotorului suprapusă cu cea nedeformată, în planul YZ. Deformarea direcțională la 0.25s demonstrează o valoare maximă inferioară de 0.5 mm și asigură stabilitatea hexarotorului pe timpul zborului staționar la punct fix (*hover*).

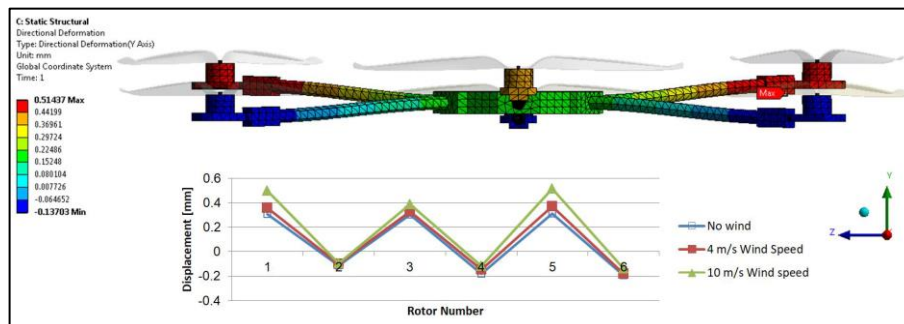


Fig. 5.7 Deformații maxime pe direcția Y a structurii mecanice a hexarotorului după 0,25s de zbor la punct fix (*hover*)

Se observă deplasările au valori reduse (0.4-0.5 mm) chiar și în situația vântului lateral puternic, structura dronei fiind robustă din acest punct de vedere.

5.5 Analiza dinamică și condițiile de stabilitate la punct fix

Analiza dinamică s-a concentrat pe studiul vibrațiilor libere (analiza modală) și la impact (drop test) a rotoarelor și a întregii drone (Fig. 5.20) pentru verificarea stabilității și a integrității structurale a hexarotorului.

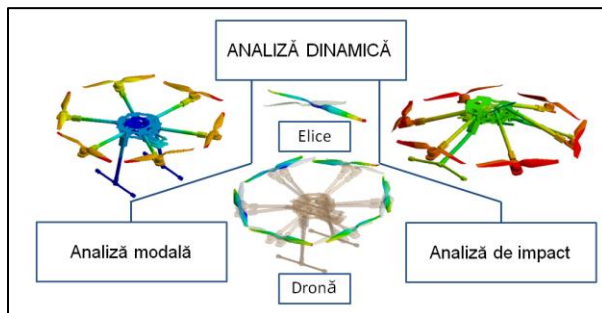


Fig. 5.8. Analiza dinamică a hexarotorului prin MEF

Scopul analizei modale este de a determina vectorii proprii și valorile proprii pentru structura dronei și pentru elice și de a concepe sistemul de control al dronei pentru a asigura stabilitatea structurală a acesteia pentru anumite turații la punct fix, în eventualitatea unor operații de supraveghere sau a realizării fotografiilor, de exemplu. În general, toate programele de analiză structurală prin elemente finite asigură o bună precizie pentru primele 6 frecvențe proprii și modurile de vibrație corespunzătoare. Pentru structura portantă a dronei și pentru rotoare s-a folosit un material cu elasticitate ortotropă Epoxy Carbon Woven (230 GPa) Prepreg (Tabelele 5.1-5.3). Pentru a asigura în simulare o comportare similară cu modelul real al dronei au fost controlate și sincrozate toate masele ansamblurilor și componentelor individuale ale dronei.

Tabelul 5.1. Proprietăți de material pt analiza statică și modală

Caracteristica de material	Valoarea	Caracteristica de material	Valoarea
Densitatea	1420 [Kg/m ³]	Coefficientul lui Poisson XY	0.05
Coefficientul de dilatare termică pe direcția X	$2.5 \cdot 10^{-6}$ [C ⁻¹]	Coefficientul lui Poisson YZ	0.3
Coefficientul de dilatare termică pe direcția Y	$2.5 \cdot 10^{-6}$ [C ⁻¹]	Coefficientul lui Poisson XZ	0.3
Coefficientul de dilatare termică pe direcția Z	$1 \cdot 10^{-5}$ [C ⁻¹]	Modulul de forfecare XY	1500 [MPa]
Modulul lui Young pe direcția X	61340 [MPa]	Modulul de forfecare YZ	3000 [MPa]
Modulul lui Young pe direcția Y	61340 [MPa]	Modulul de forfecare XZ	3000 [MPa]
Modulul lui Young pe direcția Z	6900 [MPa]		

Tabelul 5.2. Tensiuni limită

Caracteristica de material	Valoarea	Caracteristica de material	Valoarea
Tensiune de întindere X	892 [MPa]	Tensiune de forfecare XY	120 [MPa]
Tensiune de întindere Y	892 [MPa]	Tensiune de forfecare YZ	50 [MPa]
Tensiune de întindere Z	50 [MPa]	Tensiune de forfecare XZ	50 [MPa]
Tensiune de compresiune X	-439 [MPa]		
Tensiune de compresiune Y	-439 [MPa]		
Tensiune de compresiune Z	-140 [MPa]		

Tabelul 5.3. Deformații specifice limită și coeficienții Tsai-Wu

Caracteristica de material	Valoarea	Caracteristica de material	Valoarea
Intindere X	0.0086	Forfecare XY	0.022
Intindere Y	0.0086	Forfecare YZ	0.018
Intindere Z	0.007	Forfecare XZ	0.018
Compresiune X	-0.0055	Tsai-Wu Coefficient XY	-1
Compresiune Y	-0.0055	Tsai-Wu Coefficient YZ	-1
Compresiune Z	-0.012	Tsai-Wu Coefficient XZ	-1

Modelul de calcul s-a realizat pe o structură de plăci și bare, fiind controlată permanent atât greutatea componentelor, cât și a ansamblului (Fig. 5.9). De asemenea, s-a realizat un model eficient

din punct de vedere al duratei calculului. Discretizarea suprafețelor s-a procesat într-un sistem CAE avansat (ANSA – BETA CAE System) pentru a combina mai multe strategii de discretizare.



Fig. 5.9. Discretizarea pentru analizele structurale

5.5.1 Interpretarea rezultatelor analizei modale


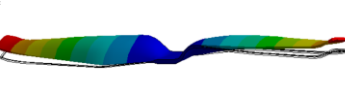
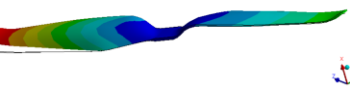
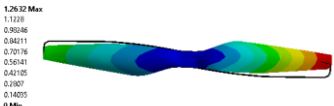
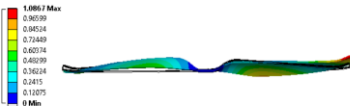
Analiza modală a avut ca scop determinarea frecvențelor proprii, a modurilor proprii de vibrație și identificarea eventualelor puncte „slabe” din punct de vedere dinamic ale structurii portante a dronei. Pentru aceasta au fost eliminate rotoarele și înlocuite cu mase concentrate care să simuleze prezența lor și a motoarelor de acționare. Deoarece structura dronei și elicele au domenii de frecvențe diferite au fost realizate analize modale separate, pe domenii de frecvență specifice. Structura este simetrică și aceasta se reflectă și în răspunsul structural modal. Au fost eliminate modurile similare și procesate numai modurile de vibrații reprezentative pentru răspunsul vibrațional. Astfel, primele moduri de vibrație sunt de încovoiere în plan vertical, urmează moduri de încovoiere în plan vertical combinate cu răsucire în plan orizontal, după care apar moduri dominante de răsucire (Tabele 5.4-5.5). Pe frecvențele superioare se înregistrează vibrațiile de răsucire în opoziție de fază ale celor 6 brațe ale rotoarelor. Pentru selectarea modurilor de vibrație dominante au fost folosiți factorii de participare. În acest scop au fost calculate primele 10 moduri de vibrație, cu normalizarea modurilor de vibrație în funcție de matricea unitate.

Tabelul 5.4. Modurile de vibrație ale structurii portante a dronei

<p>D: Modal Total Deformation Type: Total Deformation Frequency: 8.2564 Hz Unit: mm</p> <p>1.0459 Max 0.92969 0.81549 0.69727 0.58106 0.46485 0.34864 0.23242 0.11621 0 Min</p>	<p>D: Modal Total Deformation 2 Type: Total Deformation Frequency: 14.246 Hz Unit: mm</p> <p>1.0021 Max 0.89079 0.77942 0.66809 0.55674 0.44539 0.33404 0.2227 0.11135 0 Min</p>	<p>D: Modal Total Deformation 4 Type: Total Deformation Frequency: 14.262 Hz Unit: mm</p> <p>1.1599 Max 1.0612 0.96257 0.79502 0.66316 0.51961 0.39796 0.28511 0.13263 0 Min</p>
<p>Modul 1 $f_1=8.256$ Hz/495.36 rpm vibrații încovoiere în plan vertical ale suportului brațelor rotoarelor</p>	<p>Modul 2 $f_2=14.246$ Hz /854.76 rpm vibrații de încovoiere în fază a două brațe</p>	<p>Modul 4 $f_4=14.27$ Hz/856.2 rpm vibrații de încovoiere pentru patru brațe ale dronei</p>
<p>D: Modal Total Deformation 5 Type: Total Deformation Frequency: 15.275 Hz Unit: mm</p> <p>1.1964 Max 1.0264 0.93051 0.79758 0.66465 0.53172 0.39879 0.26586 0.13293 0 Min</p>	<p>D: Modal Total Deformation 6 Type: Total Deformation Frequency: 15.478 Hz Unit: mm</p> <p>1.0256 Max 0.91166 0.7977 0.68374 0.56979 0.45583 0.34187 0.22791 0.11396 0 Min</p>	<p>D: Modal Total Deformation 7 Type: Total Deformation Frequency: 16.639 Hz Unit: mm</p> <p>1.573 Max 0.9564 0.8736 0.76888 0.6279 0.49912 0.37444 0.24956 0.13478 0 Min</p>
<p>Modul 5 $f_5=15.275$ Hz/916.5 rpm vibrații de încovoiere și răsucire ale brațelor dronei</p>	<p>Modul 6 $f_6=15.478$ Hz/928.68 rpm vibrații de încovoiere în planul Y</p>	<p>Modul 7 $f_7=16.639$ Hz/998.36 rpm vibrații de încovoiere în planul Z al picioarelor verticale ale dronei</p>

Din analiza modurilor de vibrații ale structurii hexarotorului se observă că nu sunt frecvențe care să pună probleme de control ale atitudinii sau poziției dronei. În Tabelul 5.5 sunt reprezentate frecvențele reprezentative ale elicelor.

Tabelul 5.5. Modurile de vibrație ale rotoarelor

		
<p>Modul 1 $f_1=45.866\text{ Hz}/2751.96\text{ rpm}$ vibrații de balans în plan vertical</p>	<p>Modul 2 $f_2=47\text{ Hz}/2820\text{ rpm}$ „zbatere de aripi”</p>	<p>Modul 3 $f_3=111\text{ Hz}/6660\text{ rpm}$ vibrații răsucire în plan orizontal. Vibrații în fază</p>
		
<p>Modul 4 $f_4=113\text{ Hz}/6780\text{ rpm}$ vibrații răsucire în plan orizontal. Vibrații în opoziție de fază</p>	<p>Modul 5 $f_5=362\text{ Hz}/21720\text{ rpm}$ combinații de vibrații de încovoiere cu răsucire. Palele vibrează în opoziție de fază</p>	<p>Modul 6 $f_6=367\text{ Hz}/22020\text{ rpm}$ combinații de vibrații de încovoiere cu răsucire. Palele vibrează în opoziție de fază</p>

Dacă elementele structurale ale dronei nu pun probleme privind frecvențele proprii, în ceea ce privește rotoarele, așa cum era anticipat în capitolul 4 se confirmă faptul că vârful de amplitudine la 47 Hz/2820 rpm este datorat frecvenței proprii a rotoarelor care se suprapune peste frecvența de manevră. Această turație trebuie evitată și poate fi considerată la controlul parametrilor de zbor la punct fix. A se vedea Fig. 4.25b și comentariile la aceasta în capitolul precedent. Frecvențele de rang superior influențează parametri de zbor în regim de manevră, dar nu s-au suprapus cu turațiile utilizate în timpul experimentelor. Cu toate acestea ele trebuie cunoscute și evitate.

5.6 Analiza la impact a hexarotorului

5.6.1 Obiective. Această analiză a avut ca scop evaluarea eventualelor daune pe care le-ar suferi elementele structurale ale dronei în eventualitatea unei prăbușiri sau a unei aterizări accidentale pe o placă rigidă de la o înălțime de 20 m. Toate contactele între componente au fost considerate rigide, pentru a diminua eventualele efecte de atenuare a impactului.

5.6.2 Analiza de impact

Se realizează printr-o rezolvare explicită a ecuațiilor diferențiale de mișcare. Se folosește pentru fenomene tranzitorii cu durată de timp scurtă și neliniarități extreme, așa cum este testul de cădere al UAVurilor. Această analiză presupune fenomene cu: deformații extrem de mari, ruperea, distrugerea materialelor și a structurilor, o comportare neliniară a materialelor care se deformează remanent. În timpul simulării timpul se eșantionează și rezolvarea depinde numai rezultatele din pasul anterior de timp. Durata fenomenului de impact este foarte mică (microsecunde), dar pasul de timp este de asemenea foarte mic, presupunând un număr mare de cicluri de calcul complet pentru întreaga structură. Pasul de timp este în funcție de discretizare. Metoda de rezolvare explicită are avantajul că nu calculează matricea de rigiditate a structurii, ca în cazul implicit de rezolvare. Astfel se reduce semnificativ timpul de calcul pentru regimurile dinamice tranzitorii. De asemenea, algoritmul permite controlul erorilor de calcul.

Ecuațiile de mișcare exprimă legile de conservare a masei, a impulsului și a energiei în coordonatele Lagrange. Acestea, împreună cu un anumit model de material și un set de date inițiale (de exemplu înălțimea de la care cade obiectul sau viteza inițială) și condițiile la limită (restricțiile impuse modelului), definesc complet fenomenul dinamic care trebuie rezolvat.

Solverul explicit utilizează o schemă de integrare a timpului diferențial numită metoda Leapfrog. Avantajele utilizării acestei metode de integrare în timp a problemelor neliniare sunt: ecuațiile devin

necuplate și pot fi rezolvate direct (explicit). Nu există nici o cerință pentru iterații în timpul integrării în timp; nu sunt necesare verificări de convergență, deoarece ecuațiile sunt decuplate; nu este necesară nici o inversare a matricei de rigiditate. Toate neliniaritățile, inclusiv contactul sunt incluse în vectorul forțelor interne.

În timpul rulării au fost monitorizate energia internă, energia cinetică și cea de contact (Fig. 5.10a). De asemenea efectul distorsionării discretizării (Hourglass- efectul de clepsidră) a înregistrat tot timpul valori mici, ceea ce confirmă discretizarea adecvată și de calitate a modelului de calcul.

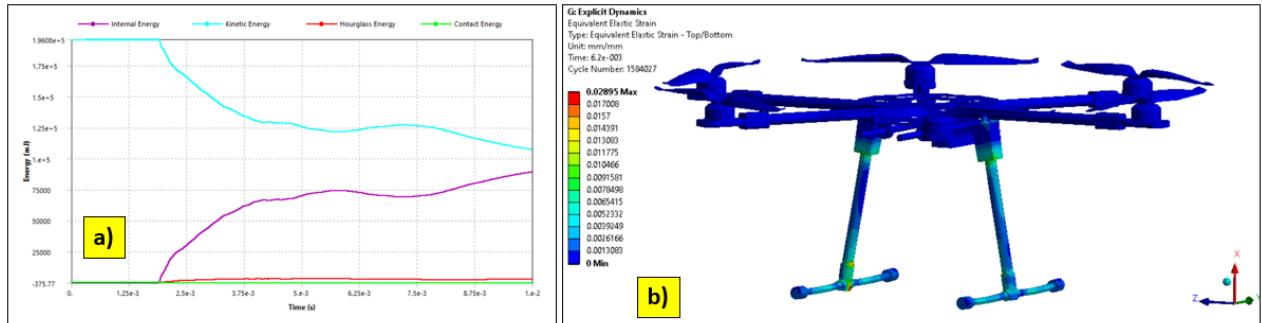


Fig. 5.10. a) Monitorizarea energiei și a efectului Hourglass în timpul calculului; b) Deformații specifice maxime în momentul impactului

În Fig. 5.10b sunt procesate deformațiile specifice maxime ale elementelor structurale chiar în momentul impactului. Se observă că deformațiile cele mai mari (2.8%) apar pe suportii verticali, în zonele de îmbinare cu suportii orizontali, dar și în partea superioară a suporturilor verticale. Acestea marchează zonele de pe structură unde vor apărea deteriorări la impact, structura putând chiar să se distruge dacă înălțimea de cădere este mai mare, sau dacă apar elemente care să conducă la amplificarea deformațiilor cum ar fi diferite obstacole. Așa cum s-a observat și în timpul experimentelor, când drona a căzut pe teren de la o înălțime comparabilă (fig. 5.11a), structura dronei a rezistat, dar au apărut deplasări mari ale brațelor dronei și deformații mari ale suporturilor verticale, așa ca în Fig. 5.11b și 5.11c.

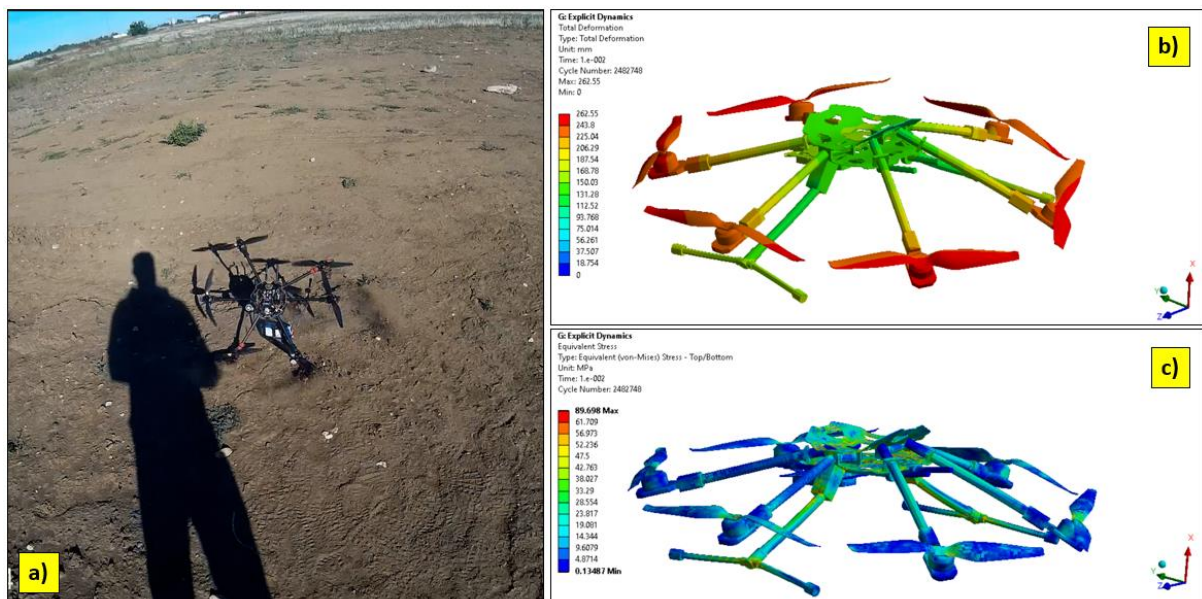


Fig. 5.11. a) Impactul dronei cu solul de la o înălțime de 3 m; b) Deplasări totale maxime la 0.1s după impact; c) Tensiuni echivalente maxime von Mises la 0.1s după impact

Deformațiile specifice echivalente maxime de 0.0289 sunt peste limita impusă materialului Epoxy Carbon Woven (a se vedea Tabelul 5.3). Pentru a fi siguri de aceste concluzii au fost procesate elongațiile maxime pentru întindere și compresiune, dar și pentru forfecare pe întregul model. Valorile maxime s-au înregistrat însă într-un număr mic de puncte în zona îmbinărilor, așa cum apar distincte în Fig. 5.10b. Deplasările mari sunt datorate soluției constructive dictată de prezența celor 6

rotoare. (Fig. 5.11b). Deformațiile rotoarelor sunt foarte mici, aceștia având o construcție robustă, așa cum se poate observa din Fig. 5.11b și Fig. 5.11c procesate la 0.1s după impact.

Tensiunile după impact sunt mici (Fig. 5.11c), nefiind probleme din acest punct de vedere și reflectă corect comportarea dronei în cazul impactului. Hexarotorul se deformează puternic, dar poate fi adus la forma inițială după impact, chiar dacă apar deformații mari la impact (a se vedea tensiunile limită din tabelul 5.2).

5.7 Concluzii, contribuții originale și articole publicate

Concluzii

- simularea CFD este esențială pentru stabilitatea aerodinamică, asigurarea unui consum redus de energie, un comportament stabil de zbor la viteze mari ale vântului, precum și capacitatea de a transporta sarcini utile mari, respectiv o autonomie crescută a dronelor, toate acestea fiind cerințe obligatorii la lansarea unui hexarotor nou, puternic pe piață.
- capitolul prezintă o abordare nouă pentru modelarea și simularea unui sistem UAV cu performanțe superioare, considerând viteza maximă de rotație a rotoarelor și influența a două scenarii de vânt puternic care acționează în plan orizontal.
- optimizarea parametrilor de control de zbor se poate realiza în corelație cu rezultatele analizei CFD și anume: forțele portante pe rotoare (axa Z), precum și forțele pe direcțiile Z și Y în timpul staționării la punct fix (hover). Studiul poate fi continuat cu considerarea vitezei de înaintare a hexarotorului și cu ajustarea vitezelor de rotație ale elicelor în funcție de datele experimentale.
- anumite valori ale forței portante (*lift*), respectiv ale forței de rezistență la înaintare (*drag*), obținute în urma simulărilor, au fost calculate în capitolul 2, ceea ce validează astfel modelul de calcul numeric utilizat.
- în fig. 5.12a este prezentat graficul cu valoarea forței de rezistență la înaintare (0,552486 N) obținute din simularea CFD, pe elicea 1, respectiv valoarea acestei forțe calculate în capitolul 2 (0,5605 N). Se observă astfel că eroarea este de 1,4% între cele două metode.
- în fig. 5.12b este prezentat graficul cu valoarea absolută, în modul, a forței portante, (29,6611 N) obținute din simularea CFD, pe elicea 3, respectiv valoarea acestei forțe calculate în capitolul 2 (29.1486 N). Se observă astfel că eroarea este de 1,72% între cele două metode.
- în cazul analizei modale turațiile motoarelor de acționare care trebuie evitate sunt marcate cu culoarea roșie în Tabelul 5.5 corespunzând frecvențelor proprii dominante ale rotoarelor. Acestea pot conduce la tensiuni mari la baza rotoarelor și ar putea determina depășirea limitei de elasticitate a materialului, sau pot reduce rezistența la oboseală a elicelor. Având în vedere faptul că turațiile de manevră [58.34 Hz/3500rpm ÷ 66.67 Hz/4000rpm] sunt cu cel puțin 24% mai mari decât valorile proprii dominante ale rotoarelor se poate considera că nu pot apărea rezonanțe pentru regimul de manevră al hexarotorului, ci doar pentru regimul de staționare la punct fix. Turațiile maxime ale motoarelor pentru diferite condiții de zbor aflate în domeniul [6500-8000 rpm] trebuie alese din nu cu grijă, deoarece pot apărea rezonanțe pe modurile 3 și 4 ale rotoarelor. În cazul în care frecvențele proprii ale dronei sunt în domeniul frecvențelor de lucru studiul dinamic trebuie continuat cu analiza în frecvență pentru a determina deformațiile și tensiunile la rezonanță în eventualitatea pierderii stabilității structurale a hexarotorului.

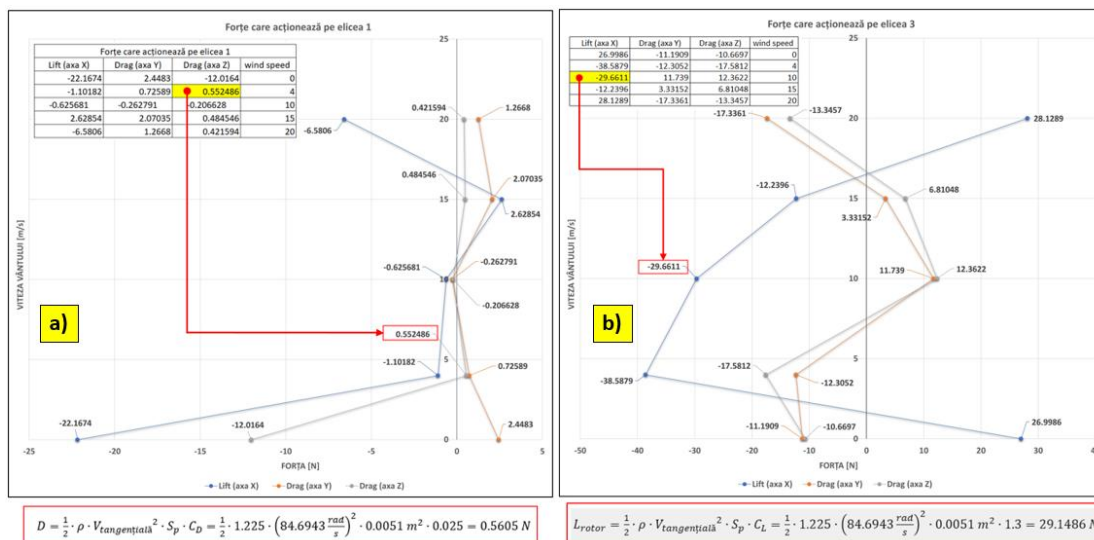


Fig. 5.12 a) Drag (model numeric vs. calcul analitic); b) Lift (model numeric vs. calcul analitic)

- simulările de impact au confirmat faptul că la căderea accidentală a hexarotorului de la o înălțime de 20 m structura dronei suferă deformații importante dar nu se distruge, ea putând fi îndreptată și recuperată.
- deformațiile maxime apar pe suportii verticali și orizontali, în zonele de îmbinare. Datorită faptului că tensiunile maxime nu sunt mari, structura hexarotorului poate fi îndreptată, așa cum s-a observat în timpul experimentelor pe teren. În acest studiu nu s-a ținut seama de echiparea hexarotorului, fiind studiată numai comportarea elementelor de structură.
- de asemenea, s-a observat faptul că rotoarele sunt mult mai rigizi decât în soluțiile semnalate în articolele și postările recente [20], [21], aceasta confirmând concepția robustă a elementelor structurale ale dronei.

Contribuții originale

- dezvoltarea unei soluții originale de extragere a parametrilor CFD pentru a obține datele necesare pentru sistemul de control
- realizarea unui model de calcul sincronizat pentru toate analizele FEM
- verificarea stabilității hexarotorului prin metode numerice
- verificarea rezonanțelor
- verificarea comportării la impact a hexarotorului.
- asigurarea stabilității dronei hexarotor în timpul manevrelor de zbor în staționare la punct fix;
- realizarea unui model de simulare complet și complex pentru toate tipurile de analize CAE;
- validarea modelului de calcul MEF;
- sincronizarea rezultatelor obținute analitic, experimental și numeric;
- folosirea rezultatelor obținute prin studiul MEF la optimizarea anumitor parametri de zbor (de exemplu – turațiile rotoarelor)

Articole publicate:

- **Stamate, M.A.**, Nicolescu, A.F., Pupăză, C., 2020, *Hexarotor model development using advanced simulation procedures*, Proceedings of the 34th International Business Information Management Association Conference (IBIMA) 4-5 November 2020, Granada, Spain, **ISBN: 978-0-9998551-5-7**, Innovation Management and Education Excellence through Vision 2020, Editor Khalid S. Soliman International Business Information Management Association (IBIMA), Conference Paper.
- **Stamate, M. A.**; Pupăză, C.; Nicolescu, F. A.; Moldoveanu, C. E. (2023) *Improvement of Hexarotor UAVs Attitude Parameters Employing Control and Decision Support Systems*. *Sensors*, Special Issue "Advanced Intelligent Control in Robots", 23(3), IF 3.847, Q2, pp. 1446, <https://doi.org/10.3390/s23031446>.

Capitolul 6. Concluzii finale, contribuții originale și direcții de continuare a cercetărilor

6.1 Concluzii finale

În cadrul tezei de doctorat s-a studiat categoria dronelor hexarotor cu rotoarele dispune într-un plan paralel cu solul (*flat configuration*). Datorită eficienței lor din punct de vedere al costului redus și al posibilităților numeroase de a fi utilizate într-o gamă largă de aplicații civile, comerciale și industriale (inspectarea liniilor de înaltă tensiune, inspectarea infrastructurii rutiere, a podurilor, inspectarea conductelor petroliere, a instalațiilor industriale de interes strategic – rafinării petroliere, centrale nucleare, inspectarea zonelor cu dezastre), vehiculele aeriene fără pilot de tip multicopter, sunt deja subiect de studiu de mai bine de un deceniu. De atunci, s-au realizat numeroase studii de cercetare referitoare la modelarea și elaborarea sistemelor de acționare, comandă și control, respectiv dezvoltarea diverselor soluții constructive pentru acestea.

Capitolul State-of-art a realizat o analiză detaliată a cercetărilor în domeniul dronelor multicopter, pe subiecte ce privesc: modelarea matematică, dezvoltarea, pe baza ecuațiilor derivate, a controlerelor și sistemelor de comandă și control a dronelor multicopter în general, cu accent pe platformele hexarotor; soluțiile constructive de platforme hexarotor; comanda și controlul dronelor în afara razei de vizibilitate directă, câteva soluții de îmbunătățire a autonomiei dronelor, respectiv analiza MEF/CFD cu ajutorului mediului de lucru ANSYS FLUENT. *Acest studiu a evidențiat lacunele din literatura științifică referitoare la stabilitatea dinamică a hexacopterelor.*

În capitolul 2 a fost evidențiată, în prima parte, **structura mecanică a hexarotorului realizat fizic**, împreună cu echiparea acestuia cu componentele de avionică pentru comanda și controlul dronei, subsistemul video format din gimbal cu stabilizare pe trei axe și camera foto-video, respectiv radiocomanda utilizată de operator pentru a trimite comenzi de la sol hexarotorului. La finalul tezei sunt prezentate fișele tehnice ale elementelor componente menționate. În partea a doua au fost tratate **elementele de teoria modelării matematice, bazate pe formalizare matriceală, adaptate pentru o dronă hexarotor cu rotoarele montate într-un plan paralel cu solul (*flat configuration*)**, relațiile matematice ce descriu mișcările efectuate în spațiul tridimensional de dronă, forțele și momentele aerodinamice care apar pe timpul zborului. În cazul hexarotorului din teză funcționarea se bazează exclusiv pe varierea turației rotoarelor. Tot aici au fost explicate noțiuni de dinamica rotorului, pentru a pune în evidență principalele forțe și momente care se dezvoltă pe pala elicei, respectiv elementele geometrice ale elicei, necesare ulterior în cadrul metodologiei de calcul prezentate în subcapitolul al treilea. În partea a treia a fost adaptat, pentru varianta de hexarotor realizată, un **algoritm de calcul analitic**, pornind de la datele de intrare ale hexarotorului prezentat în prima parte a capitolului 2, culminând cu obținerea rezultatelor ce privesc caracteristicile dinamice ale dronei (forță portantă, forță de rezistență la înaintare, momente) pe timpul efectuării zborului în staționare la punct fix. Studiul se axează exclusiv pe studiul comportării dronei în zbor staționar la punct fix, aceste rezultatele fiind utilizate ulterior, în capitolul 5, la analiza MEF/CFD a hexarotorului, cu ajutorul softului specializat ANSYS/FLUENT, pentru compararea rezultatelor și validarea simulărilor realizate.

Capitolul 3 a prezentat într-o abordare practică nouă, prin analize comparative, performanțele unei drone hexarotor (fig. 3.2), în diferite variante de echipare, pornind de la elemente teoretice de calcul preliminar și prin utilizarea unor platforme online specializate: www.ecalc.ch/, www.omnicalculator.com/, <https://flyeval.com/>, www.drivencalc.de/. Pornind de la varianta de hexarotor realizată în teză și s-au analizat patru variante de echipare diferite, în ceea ce privește bateria, elicele sau motoarele utilizate. Pentru comparație s-au realizat simulări și pentru două variante de drone multicopter de tip quadcopter, respectiv octocopter. Cu ajutorul elementelor teoretice de calcul s-au efectuat calcule analitice pentru determinarea teoretică a performanțelor hexarotorului, în special: autonomia de zbor, forța de tracțiune dezvoltată de elice, turația maximă, eficiența motoarelor, temperatura de lucru a motoarelor, eficiența elicelor. O parte din parametri au fost

determinați cu ajutorul unui stand de test al sistemului de propulsie, în special forța de tracțiune, turația maximă a rotorului, respectiv plaja de temperaturi de funcționare a motoarelor.

În capitolul 4 au fost prezentate rezultatele obținute în urma testelor efectuate atât în laborator, cât și în teren, pe timpul manevrelor de pornire-oprire a motoarelor, pentru verificarea funcționării în parametri optimi a acestora, manevre de zbor în staționare la punct fix, respectiv manevre de ruluiu, tangaj și girație, la deplasarea pe diferite direcții de zbor, în condiții atmosferice propice acestor tipuri de activități (temperatura: 10°-30°, vânt: 1-2 m/s, fără precipitații). S-au analizat parametrii de zbor extrași în urma testelor și s-au luat măsurile corective necesare, acolo unde a fost cazul. Toate aceste teste au fost realizate cu ajutorul platformei de tip hexarotor realizată fizic și utilizată în cadrul tezei. La final s-au desprins concluziile rezultate în urma testelor efectuate și a interpretării parametrilor de zbor obținuți, respectiv **soluțiile de îmbunătățire a parametrilor dronei**. Totodată, au fost executate zboruri cu hexarotorul, în variante de echipare cu baterii de capacități diferite, pentru a se analiza autonomia de zbor.

Capitolul 5 a tratat problematica analizei MEF/CFD a hexarotorului, cu scopul îmbunătățirii stabilității acestuia pe timpul zborului staționar la punct fix. Astfel, a fost realizat un studiu aerodinamic al hexarotorului prin simulări CFD. Modelul de calcul și ipotezele adoptate au fost confirmate de regăsirea în rezultatele simulărilor numerice a valorilor forțelor calculate analitic. Totodată, au fost prezentate strategia de modelare și modelul matematic folosit în studiul turbulențelor, au fost analizate scenariile de simulare CFD pentru cinci viteze și direcții diferite ale vântului și interpretate rezultatele simulărilor. Ulterior, rezultatele simulărilor CFD au fost transferate pe elementele de structură ale dronei și analizate deplasările care au rezultat ca urmare a vitezelor și presiunilor create de turbulențele care apar la staționarea dronei la punct fix. În continuare a fost realizat un studiu al vibrațiilor libere ale hexarotorului cu implicațiile privind stabilitatea dronei, remarcându-se sincronizarea perfectă a valorilor obținute prin simulare și cele determinate experimental prin analiză FFT a accelerațiilor. În final a fost realizată o analiză dinamică de impact pentru un scenariu de cădere a hexarotorului de la o înălțime de 20 m, rezultatele fiind analizate în legătură cu observațiile din timpul testelor de zbor.

6.2 Contribuții originale

6.2.1 Contribuții teoretice

- în capitolul 2 au fost determinate **caracteristicile dinamice ale hexarotorului** conceput în teză, în vederea studierii ulterioare a posibilităților de îmbunătățire a caracteristicilor constructiv-funcționale, subiect tratat ulterior în capitolul 3.
- în cazul ecuațiilor de mișcare ale hexarotorului **s-au calculat forțele și momentele care acționează asupra dronei în zborul staționar la punct fix**, fără luarea în considerare a factorilor perturbatori, în special viteza și direcția vântului. Această problematică a fost studiată separat în capitolul 5, la analiza MEF/CFD.
- modelul de calcul pentru studiul ecuațiilor de mișcare ale dronei pentru zborul în urcare, zborul cu deplasare înainte, zborul în lateral, respectiv mișcarea de rotație în jurul axei z (girația), este pregătit formal, însă necesită informații de natură experimentală, care nu fac obiectul acestei teze.

6.2.2 Contribuții experimentale

A. Experimente în laborator

- în urma testelor efectuate în laborator, pe standul de test pentru determinarea forței de tracțiune, a rezultat o **forță de tracțiune maximă dezvoltată de ansamblul elice-motor de 1,718 Kgf**, de unde rezultă că **masa maximă la decolare, pe care o poate ridica hexarotorul a fost de: 10,308 kg**.
- **testele efectuate cu tahometrul** pentru determinarea turației maxime a rotorului au evidențiat o valoare maximă a turației de 13418 rpm.

- din cauza limitării dimensiunii cadrului hexarotorului (695 mm) nu se pot monta elice cu diametre mai mari de 13,6” cu scopul de a obține o tracțiune superioară celei pe care o oferă elicele Tarot 1355.

B. Experimente pe simulatoarele de zbor

- **simulările realizate cu utilitarul *xcopterCalc*** au fost efectuate având următoarele date de intrare pentru condițiile atmosferice: temperatura - 22°C, presiunea atmosferică - 1012 hPa (759 mmHg). Au fost efectuate și alte simulări, schimbându-se condițiile de temperatură, implicit presiune atmosferică, și anume, temperatură - 32°C, respectiv presiunea atmosferică - 1010 hPa (757,5 mmHg), la aceeași altitudine față de nivelul mării, de 85 m (altitudinea Bucureștiului). Motivul pentru care nu au fost prezentate în lucrare este acela că diferențele ce apar din simulări nu sunt semnificative comparativ cu cele testate în condițiile inițiale (22°C/759 mmHg/85 m).
- din simulările realizate s-a demonstrat faptul că **platformele dau rezultate ale autonomiei cu 10-25% mai mari decât rezultatele obținute în realitate.**
- zborurile de test au fost efectuate în zbor staționar la punct fix, în variante de echipare cu patru acumulatori LiPo, în configurație 4S1P, tensiune nominală 14.8V, de capacități diferite: 6600 mAh, 12000 mAh, 16000 mAh, respectiv 20000 mAh. În simulări sunt prezentate variantele de echipare cu acumulatorii cu capacitatea de 6600 mAh și 16000 mAh.
- **testele realizate au evidențiat creșterea autonomiei în cazul bateriei** cu capacitate mai mare.
- deși s-au obținut date teoretice preliminare, în cazul octocopterului și al quadcopterului, în ceea ce privește autonomia acestora, au reieșit alte aspecte negative de importanță critică pentru operarea acestora în zbor (temperaturi mari de funcționare a motoarelor, raport mic tracțiune-masă etc.), în condiții de siguranță, ceea ce confirmă afirmațiile făcute până în momentul de față în cadrul acestei lucrări (**mai mare nu înseamnă întotdeauna mai eficient**);
- **au fost realizate și alte scenarii de echipare a dronei cu diferite variante de acumulatori**, pentru a mări capacitatea dronei, însă, prin echiparea dronei cu baterii cu mase mari se reduce raportul tracțiune-masă, în așa fel încât, la un moment dat drona nu mai poate fi controlată optim.
- un aspect important de menționat aici îl reprezintă distanța maximă de zbor a dronei (distanța față de operator – *home location*). Din datele furnizate de utilitarul *xcopterCalc* au rezultat anumite distanțe **teoretice** pe care drona le poate străbate, însă, în realitate, distanța maximă este limitată de performanțele telecomenzii (transmițătorul - Tx), respectiv ale receptorului (Rx), și anume, de protocoalele de comunicare dintre Tx – Rx, pe de o parte, respectiv dintre Rx – *flight controler* (pilot automat) pe de altă parte. Din specificațiile producătorului RadioLink, radiocomanda RadioLink AT10II are rază maximă de acțiune de până la 4 km. Acest parametru nu a fost testat în cadrul tezei.
- au fost identificate **metode de extindere a distanței maxime de zbor** pot fi amintite: achiziționarea unor Tx cu amplificare a semnalului, respectiv, și poate cea mai eficientă metodă, comanda și controlul dronei prin intermediul rețelelor de comunicații 3G/4G, respectiv 5G (în studiu momentan).
- **au fost realizate cercetări pentru mărirea autonomiei dronei, după cum urmează:**
- în urma testelor efectuate cu HDT în echiparea prezentată în v.1, în cazul zborului la punct fix, hexarotorul a putut fi menținut în aer aproximativ 10 minute. Comparativ, în cazul rezultatelor furnizate în cap. 3, în urma simulărilor efectuate cu utilitarul *xcopterCalc*, autonomia dronei a fost de 12,4 minute, **rezultând o creștere cu 20% a autonomiei de zbor**, iar din relațiile de calcul analitic prezentate în cap. 3 a rezultat o autonomie de 13,32 min, **rezultând o creștere cu 25% a autonomiei de zbor.**
- în cazul echipării cu baterie de 12000 mAh autonomia dronei a fost de 15,8 minute, **rezultând o creștere cu 37% a autonomiei de zbor**, iar în cazul echipării cu bateria de 20000 mAh autonomia obținută a fost de aproximativ 20 minute, **rezultând o creștere cu 50% a autonomiei de zbor.**

- după înlocuirea bateriei cu o baterie cu capacitatea de 16000 mAh / configurație 4S2P / 14.8V / 4 celule, în cazul zborului la punct fix HDT a putut fi menținut în aer aproximativ 18 minute, **rezultând o creștere cu 45% a autonomiei de zbor**. Comparativ, în cazul datelor furnizate de utilitarul xcopterCalc, autonomia dronei a fost de 20 minute, **rezultând o creștere cu 50% a autonomiei de zbor** iar, în urma introducerii noii capacități a bateriei în relațiile de calcul analitic din cap. 3, a rezultat o autonomie de 20,38 min, **rezultând o creștere cu 51% a autonomiei de zbor**.

C. Teste efectuate în teren

- testele efectuate în teren cu hexarotorul au demonstrat funcționarea dronei în parametri potriviți pe timpul manevrelor de zbor la punct fix.
- s-a demonstrat faptul că se pot îmbunătăți performanțele dronei prin eliminarea pe cât posibil a frecvențelor proprii de vibrație introduse de rotația motoarelor cu ajutorul filtrelor dinamice cu creștătură armonică (*dynamic harmonic notch filters*).
- pentru operarea dronei în afara razei de vizibilitate directă (BVLOS – Beyond Visual Line Of Sight) au fost achiziționate componentele necesare implementării pe dronă și se pot efectua teste la sol și în zbor pentru a demonstra capabilitatea acestora de a comanda hexarotorul prin intermediul rețelelor de telefonie mobilă 3G/4G LTE. Acestea includ: placa Raspberry Pi 3B, cameră IR + cameră EO, modem 4G LTE.
- se pot realiza și alte zboruri cu drona în diferite regimuri de zbor, atât manuale, cât și autonome, pentru a testa limitele acesteia, însă în teză a fost considerată de interes comportarea dronei în zbor staționar la punct fix, manevră care s-au studiat și în capitolul 5, la analiza MEF/CFD, unde au fost luate în considerare viteza și direcția vântului.

6.2.3 Contribuții privind modelarea și simularea MEF/CFD

- simularea CFD este esențială pentru stabilitatea aerodinamică, asigurarea unui consum redus de energie, un comportament stabil de zbor la viteze mari ale vântului, precum și capacitatea de a transporta sarcini utile mari, respectiv o autonomie crescută a dronelor, toate acestea fiind cerințe obligatorii la lansarea unui hexarotor nou, puternic pe piață.
- **analiza MEF/CFD a prezentat o abordare nouă, originală pentru modelarea și simularea unui sistem UAV** cu performanțe superioare, considerând viteza maximă de rotație a rotoarelor și influența a două scenarii de vânt puternic care acționează în plan orizontal.
- **s-a demonstrat faptul că optimizarea parametrilor de control de zbor se poate realiza în corelație cu rezultatele analizei CFD și anume:** forțele portante pe rotoare (axa Z), precum și forțele pe direcțiile Z și Y în timpul staționării la punct fix (hover). Studiul poate fi continuat cu considerarea vitezei de înaintare a hexarotorului și cu ajustarea vitezelor de rotație ale elicelor în funcție de datele experimentale.
- **modelul numeric MEF/CFD a fost validat** prin valorile forței portante (*lift*), respectiv ale forței de rezistență la înaintare (*drag*), obținute în urma simulărilor MEF/CFD din capitolul 5, care au regăsit valorile analitice calculate în capitolul 2
- în fig. 6.1a este prezentat graficul cu valoarea forței de rezistență la înaintare (0,552486 N) obținute din simularea CFD, pe elicea 1, respectiv valoarea acestei forțe calculate în capitolul 2 (0,5605 N). Se observă astfel că eroarea este de 1,4% între cele două metode.
- în fig. 6.1b este prezentat graficul cu valoarea absolută, în modul, a forței portante, (29,6611 N) obținute din simularea CFD, pe elicea 3, respectiv valoarea acestei forțe calculate în capitolul 2 (29.1486 N). Se observă astfel că eroarea este de 1,72% între cele două metode.
- în cazul analizei modale turațiile motoarelor de acționare care trebuie evitate sunt marcate cu culoarea roșie în Tabelul 6.1 corespunzând frecvențelor proprii dominante ale rotoarelor. Acestea pot conduce la tensiuni mari la baza rotoarelor și ar putea determina depășirea limitei de elasticitate a materialului, sau pot reduce rezistența la oboseală a

elicelor. Având în vedere faptul că turațiile de manevră [58.34 Hz/3500rpm \pm 66.67 Hz/4000rpm] sunt cu cel puțin 24% mai mari decât valorile proprii dominante ale rotoarelor se poate considera că nu pot apărea rezonanțe pentru regimul de manevră al hexarotorului, ci doar pentru regimul de staționare la punct fix. Turațiile maxime ale motoarelor pentru diferite condiții de zbor aflate în domeniul [6500-8000 rpm] trebuie alese din nu cu grijă, deoarece pot apărea rezonanțe pe modurile 3 și 4 ale rotoarelor. În cazul în care frecvențele proprii ale dronei sunt în domeniul frecvențelor de lucru studiul dinamic trebuie continuat cu analiza în frecvență pentru a determina deformațiile și tensiunile la rezonanță în eventualitatea pierderii stabilității structurale a hexarotorului. Acesta este un caz de pierdere a stabilității structurale a hexarotorului.

- **simulările de impact au confirmat faptul că la căderea accidentală a hexarotorului de la o înălțime de 20 m structura dronei suferă deformații importante dar nu se distruge**, ea putând fi îndreptată și recuperată. Acest lucru s-a observat și în cazul testelor în teren. Deformațiile maxime apar pe suportii verticali și orizontali, în zonele de îmbinare. Datorită faptului că tensiunile maxime nu sunt mari, structura hexarotorului poate fi îndreptată, așa cum s-a observat în timpul experimentelor pe teren. În acest studiu nu s-a ținut seama de echiparea hexarotorului, fiind studiată numai comportarea elementelor de structură. De asemenea, s-a observat faptul că rotoarele sunt mult mai rigide decât în soluțiile semnalate în articolele și postările recente [89], [90], aceasta confirmând concepția robustă a elementelor structurale ale dronei.

6.3 Alte contribuții originale

- elaborarea modelului CAD al prototipului dronei hexarotor.
- realizarea soluției constructive originale a platformei hexarotor, în varianta 1 de echipare.
- adaptarea unui model matematic pe bază de formalizare matriceală, din care rezultă ecuațiile de mișcare ale hexarotorului, respectiv ale ecuațiilor dinamicii rotorului;
- adaptarea etapelor metodologiei de calcul analitic la structura mecanică a hexarotorului realizat în teză, astfel:
 - masa experimentală pe care o poate ridica un motor.
 - a fost calculată analitic turația maximă a rotorului;
 - a fost determinată masa maximă teoretică pe care o poate ridica un motor, respectiv hexarotorul.
 - coeficientul de portanță C_L și coeficientul de rezistență la înaintare C_D – au fost obținuți din polara profilului NACA 4412 (naca4412-il), pentru un unghi de incidență de 10° . Profilul NACA 4412 (naca4412-il) are caracteristici similare cu profilul APC12 al unei elice APC 13x55 MR, care se aseamănă din punct de vedere constructiv cu elicea Tarot 1355, cu care este echipat hexarotorul (diametru - 13", pas – 5.5").
 - au fost determinate analitic forța portanță și forța de rezistență la înaintare.
 - au fost determinate analitic coeficientul de rezistență total C_X și coeficientul de putere C_P , pe baza C_L și C_D obținuți anterior.
 - a fost determinată analitic viteza ascensională (teoretică) a hexarotorului la nivelul solului.
 - au fost determinate analitic forțele și momentele care acționează asupra rotorului, pe timpul zborului staționar (la punct fix – *hover*) al dronei.
- a fost determinată experimental forța de tracțiune maximă dezvoltată de ansamblul motor-elice cu ajutorul standului de test Mayatech MT10PRO 10KG;
- a fost determinată experimental turația maximă a rotorului cu ajutorul tahometrului;
- a fost determinată experimental plaja temperaturilor de operare ale motoarelor, cu ajutorul camerei cu termoviziune FLIR E86;
- au fost prezentarea caracteristicilor tehnice ale componentelor sistemului de propulsie și a aspectelor ce privesc compatibilitatea acestora, inclusiv aspecte ce țin de dimensionarea structurii dronei;

- efectuarea calculelor analitice privind autonomia hexarotorului, în variante de echipare cu acumulatori LiPo de capacități diferite;
- efectuarea de simulări ale performanțelor hexarotorului, comparativ cu o variantă de quadcopter, respectiv un octocopter, cu ajutorul platformelor online specializate;
- efectuarea de zboruri în teren, în variante de echipare cu acumulatori cu trei capacități diferite, pentru determinarea autonomiei de zbor a hexarotorului.
- realizarea practică a platformei hexarotor în două variante de echipare cu componente de avionică, pentru comanda și controlul dronei, inclusiv cu sistem de transmitere-recepție a datelor de telemetrie dronă-sol-dronă.
- echiparea hexarotorului cu sistem de transmitere-recepție video.
- efectuarea testelor în laborator, la sol și în zbor pentru verificarea compatibilității componentelor, respectiv funcționarea în parametri optimi a dronei realizate.
- efectuarea corecturilor/ajustărilor necesare funcționării stabile a dronei pe timpul zborului staționar la punct fix.
- dezvoltarea unei soluții originale de extragere a parametrilor CFD pentru a obține datele necesare pentru sistemul de control
- realizarea unui model de calcul sincronizat pentru toate analizele MEF
- verificarea stabilității hexarotorului prin metode numerice
- verificarea rezonanțelor
- verificarea comportării la impact a hexarotorului.
- asigurarea stabilității dronei hexarotor în timpul manevrelor de zbor în staționare la punct fix.
- realizarea unui model de simulare complet și complex pentru toate tipurile de analize CAE;
- validarea modelului de calcul MEF.
- sincronizarea rezultatelor obținute analitic, experimental și numeric.
- folosirea rezultatelor obținute prin studiul MEF la optimizarea anumitor parametri de zbor (de exemplu – turațiile rotoarelor).

6.4 Direcții de continuare a cercetărilor

- realizarea lanțului de comandă și controlul hexarotorului prin intermediul rețelelor de telefonie mobilă 3G UMTS/4G LTE/5G NR pentru operarea acestuia în afara razei de vizibilitate directă (BVLOS – Beyond Visual Line-of-Sight).
- studiul altor variante de echipare cu diferite tipuri de elice, motoare, controlere de turație pentru identificarea variantei optime de echipare a hexarotorului în funcție de scopul dorit.
- studierea altor tipuri de structuri mecanice de platforme hexarotor cu capacități SVTOL (Short Vertical Takeoff and Landing), pentru creșterea capacității de transport a unor sarcini utile de dimensiuni mari.
- studiul altor metode de îmbunătățire a autonomiei de zbor, prin echiparea cu sisteme de propulsie hibride (electric + motor termic), motor termic sau alte tehnologii inovative de acumulatori.

Bibliografie

- [1] Airfoil Tools, accessed in august 2022, link: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il#polars>.
- [2] APC Propellers, accessed in august 2022, link: <https://www.apcprop.com/technical-information/performance-data/>.
- [3] Ardupilot Diagnosing Logs, accessed in august 2022, link: <https://ardupilot.org/planner/docs/common-diagnosing-problems-using-logs.html>
- [4] Ardupilot Mavexplorer, accessed in august 2022, link: <https://ardupilot.org/dev/docs/using-mavexplorer-for-log-analysis.html>.
- [5] Bershadsky, D., Haviland, S. (2016) *Electric Multirotor Propulsion System Sizing for Performance Prediction and Design Optimization*, AIAA SciTech, 4-8 January 2016, San Diego, California, USA, 57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, <http://arc.aiaa.org>, DOI: 10.2514/6.2016-0581.
- [6] Biczyski, M., Sehab, R., Whidborne, J. F., Krebs, G., Luk, P. (2020) *Multirotor Sizing Methodology with Flight Time Estimation*, Hindawi Journal of Advanced Transportation Volume 2020, Article ID 9689604, 14 pages, <https://doi.org/10.1155/2020/9689604>.
- [7] CFD Israel, accessed in august 2022, link: <https://cfdisrael.blog/2018/04/23/understanding-realizability-for-the-k-%CE%B5-turbulence-model/>.
- [8] Courant, R., Friedrichs, K., Lewy, H. (March 1967), "On the partial difference equations of mathematical physics", *IBM Journal of Research and Development*, **11** (2): 215234, [Bibcode:1967IBMJ...11..215C](https://doi.org/10.1147/rd.112.0215), [doi:10.1147/rd.112.0215](https://doi.org/10.1147/rd.112.0215), [MR 0213764](https://doi.org/10.1147/rd.112.0215), [Zbl 0145.40402](https://doi.org/10.1147/rd.112.0215).
- [9] Dai, X., Quan, Q., Ren, J., Cai, K. Y. (2018) *An Analytical Design Optimization Method for Electric Propulsion Systems of Multicopter UAVs with Desired Hovering Endurance*, DOI 10.1109/TMECH.2019.2890901, IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 1083-4435 (c) 2018 IEEE.
- [10] Dai, X., Quan, Q., Ren, J., Cai, K. Y. (2018), *Efficiency Optimization and Component Selection for Propulsion Systems of Electric Multicopters*, DOI 10.1109/TIE.2018.2885715, IEEE Transactions on Industrial Electronics, 0278-0046 (c) 2018 IEEE.
- [11] Drivecalc, accessed in august 2022, link: <http://drivecalc.de/>
- [12] Flyeval, accessed in 2022, link: <https://flyeval.com/>.
- [13] Fogelberg, J. (2013) *Navigation and Autonomous Control of a Hexacopter in Indoor Environments*, Lund University, Department of Automatic Control.
- [14] Gatti, M., Ph.D. (2017) *Complete Preliminary Design Methodology for Electric Multirotor*, Journal of Aerospace Engineering, ASCE, ISSN 0893-1321, DOI: 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000752.
- [15] Highend, accessed in august 2022, link: <https://microlinearactuator.com/brushed-vs-brushless-dc-motors/>.
- [16] Howtomechatronics, accessed in august 2022, link: <https://howtomechatronics.com/how-it-works/how-brushless-motor-and-esc-work/>.
- [17] Lei, Y., Cheng, Mingxin (2019), *Aerodynamic Performance of Hex-Rotor UAV Considering the Horizontal Airflow*, in Applied Sciences, MDPI, 9, 4797; doi: 10.3390/app9224797.
- [18] Omnicalculator, accessed in august 2022, link: <https://www.omnicalculator.com/other/drone-flight-time#drone-flight-time-formula>.
- [19] Rotaru, C. (2009) *Aerodinamică-Elemente teoretice și aplicații*, Editura Academiei Tehnice Militare, ISBN 978-973-640-186-2, 272 pagini.
- [20] Simscale Drop Test, accessed in august 2022, link: <https://www.simscale.com/forum/t/drop-test-of-a-drone/64430>.

- [21] Simscale Webinars, accessed in august 2022, link: <https://www.simscale.com/webinars-workshops/get-into-the-drone-simulation-zone/>.
- [22] **Stamate, M. A.**, Nicolescu, A. F. (2017) *Conceptual and functional study of a multicopter drone prototype used for security applications*, *Research and Science Today, Supplement No. 2/2017*, p. 155-164, ISSN-p: 2247-4455 / ISSN-e: 2285-9632 / ISSN-e supplement: 2344-0007.
- [23] **Stamate, M. A.**, Nicolescu, A. F., Pupăză, C. (2017) *Mathematical model of a multi-rotor drone prototype and calculation algorithm for motor selection*, *Proceedings in Manufacturing Systems*, Volume 12, Issue 3, 2017, p. 119-128, ISSN 2067-9238.
- [24] **Stamate, M. A.**, Nicolescu, A. F., Pupăză, C. (2018), *Study regarding flight autonomy estimation for hexacopter drones in various equipment configurations*, *Proceedings in Manufacturing Systems*, Volume 13, Issue 1, 2018, ISSN 2067-9238.
- [25] **Stamate, M.A.**, Nicolescu, A.F., Pupăză, C. (2020) - *Hexacopter model development using advanced simulation procedures*, *Proceedings of the 314th International Business Information Management Association Conference (IBIMA) 4-5 November 2020, Granada, Spain, ISBN: 978-0-9998551-5-7*, Innovation Management and Education Excellence through Vision 2020, Editor Khalid S. Soliman International Business Information Management Association (IBIMA), Conference Paper
- [26] **Stamate, M. A.**; Pupăză, C.; Nicolescu, F. A.; Moldoveanu, C. E. (2023) *Improvement of Hexacopter UAVs Attitude Parameters Employing Control and Decision Support Systems*. *Sensors*, Special Issue "Advanced Intelligent Control in Robots", 23(3), IF 3.847, Q2, pp. 1446, <https://doi.org/10.3390/s23031446>.
- [27] Suprpto, B. Y., Heryanto, A., Suprijono, H., Muliadi, J., Kusumoputro, B. (2017) *Design and Development of Heavy-lift Hexacopter for Heavy Payload*, 2017 International Seminar on Application for Technology of information and communication (iSemantic), p. 242-247, doi: 10.1109/issemantic.2017.8251877.
- [28] Tarotrc, accessed in august 2022, link: <http://www.tarotrc.com/>.
- [29] Tytorobotics Lab Coursewares, accessed in august 2022, link: <https://www.tytorobotics.com/pages/lab-coursewares>.
- [30] xcopterCalc, accessed in august 2022, link : <https://www.ecalc.ch/xcopterCalc.php>.
- [31] Zheng, Y., Yang, S., Liu, X., Wang, J., Norton, T., Chen, J., Tan, Y. (2018), *The computational fluid dynamic modeling of downwash flow field for a six-rotor UAV*, *Frontiers of Agricultural Science and Engineering*, 5(2), p. 159-167.