



Departamentul de Științe Aerospațiale „Elie Carafoli”

Specializarea Construcții Aerospațiale

Proiectarea preliminară a unui sistem UAV capabil de lansare aeriană

Coordonator științific: Conf. Dr. Ing. Laurențiu Eugen MORARU

Student: Dan IONESCU

București 2025

Declarația Anti-Plagiat

Subsemnatul Ionescu Dan, student la Universitatea Națională de Știință și Tehnologie Politehnica din București, Facultatea de Inginerie Aerospațială, declar prin prezenta și certific că acest proiect de diplomă este rezultatul muncii mele proprii, originale și individuale. Toate sursele externe de informații utilizate au fost citate și incluse în bibliografie. Toate figurile, diagramele și tabelele luate din surse externe includ o referință către sursă.

Data: 25.06.2025

Semnătura:



Cuprins

Lista figurilor	6
Lista tabelelor	8
Glosar de termeni.....	9
1 Introducere	10
1.1 Scopul lucrării	10
1.2 Obiectivele lucrării	11
1.3 Prezentarea lucrării.....	11
2 Documentație	13
2.1 Scurt istoric. Sisteme UAV similare.	13
3 Realizarea studiilor de sensibilitate și trade-off	15
3.1 Cerințe de design impuse de misiune	15
3.2 Model matematic utilizat	15
3.3 Interpretarea studiului de sensibilitate	18
3.4 Diagrama de constrângeri.....	19
3.5 Studiu de trade-off. Stabilirea parametrilor geometrici și aerodinamici	21
3.6 Studiu de trade-off. Alegerea configurației generale a dronei	23
4 Iterații de design. Finalizarea proiectării conceptuale	25
4.1 Stabilitatea statică longitudinală a aripii zburătoare. Formula lui Panknin.....	25
4.2 Prima iterație de design. Probleme observate	26
4.2.1 Alegerea primei iterații de UAV.....	26
4.2.2 Analiza XFLR5 a design-ului propus. Interpretarea rezultatelor	27
4.3 Alte iterații de design. Alegerea configurației optimizate	29
4.3.1 Identificarea parametrilor de optimizat	29

4.3.2	Configurații studiate. Compararea rezultatelor	29
4.3.3	Proiectarea wingletului	32
4.4	Configurație conceptuală finală	33
5	Proiectare preliminară.....	34
5.1	Alegerea sistemului de propulsie.....	34
5.1.1	Tipuri de motoare. Discuție	34
5.1.2	Configurații propuse. Alegerea configurației optime	34
5.2	Proiectare preliminară CAD. Centraj și momente de inerție masică.....	38
5.2.1	Mediul de proiectare ales	38
5.2.2	Realizarea principalelor elemente structurale	38
5.2.3	Materiale folosite. Inerția aeronavei în configurație gol – echipată	40
5.3	Stabilitate dinamică. Influența wingleturilor	41
5.4	Proiectarea suprafețelor de comandă.....	43
5.4.1	Mișcarea de ruluu	43
5.4.2	Mișcarea de tangaj	46
5.4.3	Mișcarea de rotație	47
5.5	Calcul conceptual al sistemului de susținere al dronei de aeronava purtătoare.....	48
5.5.1	Model matematic	49
5.5.2	Calculul eforturilor în bare	51
5.5.3	Dimensionare preliminară a barelor de prindere. Concluzii.....	53
6	Modelare FEM a configurației preliminare	54
6.1	Model geometric și mesh.....	54
6.1.1	Învelișul aripii	54
6.1.2	Structura internă	55
6.2	Aplicarea condițiilor la limită	55

6.3	Rezultate obținute în analiza statică.....	56
6.4	Analiza modală	57
7	Performanțe de zbor	59
7.1	Zbor planat.....	59
7.1.1	Model matematic	59
7.1.2	Rezultate și discuții.....	62
7.2	Zbor de croazieră	64
8	Concluzii	67
8.1	Rezumatul lucrării.....	67
8.2	Contribuții personale și direcții de dezvoltare.....	67
Anexa 1: Desenul în 3 vederi al sistemului UAV studiat.....		68
Bibliografie.....		69

Lista figurilor

Figura 1. Studiu de sensibilitate al parametrilor globali ai dronei	18
Figura 2. Alegerea configurației optime	21
Figura 3. Alegerea anvergurii și alungirii optime	23
Figura 4. Prima iterație a configurației UAV-ului	27
Figura 5. Sistemul UAV modelat în XFLR5	27
Figura 6. Rezultatele simulării XFLR5	28
Figura 7. Configurația 2 în XFLR5	30
Figura 8. Configurația 3 în XFLR5	30
Figura 9. Comparația performanțelor: Configurația inițială (albastru), Configurația 2 (galben), Configurația 3(roșu)	31
Figura 10. Comparații winglet	32
Figura 11. Configurația conceptuală finală a sistemului UAV studiat	33
Figura 12. Autonomia de zbor oferită de fiecare configurație	36
Figura 13. Masa sistemelor de propulsie analizate	36
Figura 14. Viteza de croazieră estimată pentru fiecare configurație	37
Figura 15. Analiza comparativă a performanțelor sistemelor de propulsie analizate	37
Figura 16. Modelul preliminar al Sistemului UAV și tabelul cu variabile parametrice	39
Figura 17. Momente de inerție masică	41
Figura 18. Stabilitatea dinamică a sistemului UAV studiat	43
Figura 19. Distribuția coeficientului de portanță pentru sistemul UAV studiat	44
Figura 20. Distribuția coeficientului de moment pentru sistemul UAV studiat	44
Figura 21. Variația accelerației unghiulare de tangaj	47
Figura 22. Free body diagram pentru sistemul de prindere	49
Figura 23. Free body diagram pentru forțe verticale	50

Figura 24. Free body diagram pentru forțe orizontale	51
Figura 25. Organizarea analizelor în Ansys	54
Figura 26. Aripa modelată în ACP Pre	55
Figura 27. Mesh-ul structurii interne	55
Figura 28. Condițiile la limită aplicate pentru analiza statică.....	56
Figura 29. Deformația aripii sub efectul portanței	56
Figura 30. Curba de material pentru structura sandwich carbon – miez de spumă [26].....	57
Figura 31. Analiza Tsai-Wu a semiplanului aripii sistemului UAV	57
Figura 32. Viteza de zbor a sistemului UAV studiat în manevrele de planare	63
Figura 33. Timpul de planare necesar	64
Figura 34. Puterea disponibilă dată de eCalc [15]	64
Figura 35. Performanțele obținute în zbor orizontal de drona studiată.....	66

Lista tabelelor

Tabel 1. Matrice decizională pentru configurația sistemului UAV	24
Tabel 2. Alegerea sistemului de propulsie optim.....	38
Tabel 3. Centrajul UAV-ului în configurație gol - echipată	40
Tabel 4. Stabilitatea dinamică a configurației fără winglet	42
Tabel 5. Stabilitatea dinamică a configurației cu winglet.....	42
Tabel 6. Calcularea lungimii elevonului	46
Tabel 7. Coordonatele punctelor relevante din free body diagram.....	52
Tabel 8. Participarea masică a primelor 12 moduri proprii	58

Glosar de termeni

α	Unghi de incidență	g	Accelerație gravitațională
$\alpha_{0L}^{\text{încastrare}}$	Incidență de portanță nulă la încastrare	I_{yy}	Moment de inerție masic
$\alpha_{0L}^{\text{extremitate}}$	Incidență de portanță nulă la extremitate	K	Factor al rezistenței induse
A	Amper	K_1, K_2	Coefficienți în formula Panknin
Ah	Amper – oră	K_{st}	Margine statică, în procente
AR	Alungirea aripii	L	Forța de portanță
b	Anvergura aripii	$LiPo$	(Baterie) Litiu – Polimer
b_1	Cota pe anvergură de început al elevonului	I_a	Lungimea elevonului
b_2	Cota pe anvergură de final al elevonului	M	Moment
CAD	Design asistat de calculator	m	Masă
C_D	Coeficient de rezistență la înaintare	$MTOM$	Masa maximă admisă
$C_{D \min}$	Coeficient de rezistență minim la înaintare	$MTOW$	Greutatea maximă admisă
$C_{D \min \text{ profil}}$	Coeficient de rezistență minim al profilului	NP	Punctul neutru
$C_{D \text{ frecare}}$	Coeficient de rezistență de frecare	N	Reacțiune axială
c	Coardă	n	Factor de suprasarcină
C_0	Coarda la încastrare	P	Putere
C_{1a}, C_{2a}	Corzile extreme ale elevoanelor	P_{instal}	Puterea (electrică) instalată
C_e	Coarda la extremitate	$P_{\min}$	Puterea la zbor economic
C_L	Coeficient de portanță	p	Rata de ruliu
$C_{L \max}$	Coeficient maxim de portanță	q	Presiune dinamică
$C_L^{\delta_a}$	Derivata de autoritate de ruliu	Re	Număr Reynolds
C_L^p	Derivata de amortizare în ruliu	ROC	Rată de urcare
C_M	Coeficient de moment	S	Suprafață portantă
C_M^α	Panta coeficientului de moment	t	Timp/Autonomie de zbor
$C_M^{\text{încastrare}}$	Coeficient de moment la încastrare	UAV	Unmanned Air Vehicle
$C_M^{\text{extremitate}}$	Coeficient de moment la extremitate	V	Viteză de zbor
$C_{D \min}$	Coeficient de rezistență minim al profilului	V_A	Reacțiunea pe z în bara A
C_L^α	Panta de portanță a profilului aerodinamic	V_B	Reacțiunea pe z în bara B
$C_L^{\delta_a}$	Schimbarea în portanță dată de bracaajul elevoanelor	V_C	Reacțiunea pe z în bara C
CG	Centru de greutate	V_X	Viteza în manevra X
CNC	Mașină cu comandă numerică	W	Greutate
D	Forța de rezistență la înaintare	x	Cota pe axa x
d	Diametru	y	Cota pe axa y
d_X	Diametrul barei X a sistemului de prindere	z	Cota pe axa z
δ	Factor de rezistență indusă	γ	Unghiul pantei picajului
δ_a	Bracaj de elevon, în grade	ΔX	Variația mărimii X
e	Coeficientul de eficiență Oswald	η	Randament
F	Forță	$\ddot{\theta}$	Accelerație unghiulară
f_X	Ponderea importanței parametrului X	Λ	Unghi de săgeată
G/S	Încărcare alară	λ	Raport de trapezoidalitate
H	Înălțime de zbor	ρ	Densitatea aerului
H_A	Reacțiunea pe axa X în bara A	σ_a	Tensiune admisibilă
H_B	Reacțiunea pe axa X în bara B	ϕ	Unghi de înclinare laterală
H_C	Reacțiunea pe axa X în bara C	ψ	Unghi de azimut

1 Introducere

Vehiculele aeriene fără pilot (UAV – Unmanned Aerial Vehicles) constituie un domeniu dinamic al ingineriei aerospațiale, aflat într-o expansiune accelerată în ultimele decenii. Evoluțiile tehnologice din domeniul senzorilor, materialelor compozite, sistemelor de propulsie electrică și controlului autonom au permis extinderea utilizării UAV-urilor într-o gamă tot mai largă de aplicații, atât civile, cât și militare. Acestea includ misiuni de supraveghere și recunoaștere, cartografiere, inspecții industriale, transport logistic ușor, cercetare științifică sau intervenții în medii ostile ori inaccesibile pentru aeronavele clasice cu pilot la bord.

Una dintre direcțiile inovative de operare o reprezintă lansarea UAV-urilor din aer, prin intermediul unei platforme purtătoare aflate deja în zbor – așa-numita „aeronavă-mamă”. Această abordare prezintă o serie de avantaje operaționale importante: extinderea razei de acțiune a sistemului aerian fără pilot, reducerea consumului de energie prin eliminarea fazei de urcare inițială, flexibilitate tactică în desfășurarea misiunii și acces facil la zone greu accesibile, precum terenuri montane, păduri dese, regiuni izolate sau zone calamitate.

Lucrarea de față își propune dezvoltarea unei configurații UAV dedicate lansării aeriene, adaptată cerințelor unei misiuni de căutare și salvare (eng. *SAR – Search and Rescue*) în medii dificile. Etapele abordate în cadrul acestei lucrări acoperă atât faza de proiectare conceptuală, cât și extinderea către proiectarea preliminară, urmărind tranziția logică de la analiza globală a misiunii la dimensionarea și validarea tehnică a soluției identificate.

În cadrul fazei conceptuale sunt definite obiectivele misiunii, sunt extrase cerințele esențiale privind autonomia, viteza, plafonul de zbor, capacitatea de lansare și masa totală. Se elaborează un model matematic de optimizare, care corelează performanțele cerute cu parametrii cheie ai configurației – în special raportul putere/masă și încărcarea alară. Pe baza acestor relații este construită o funcție cost multi-criterială, care permite compararea mai multor configurații posibile și selectarea unei soluții optime.

Pentru validarea alegerii, este realizată o simulare aerodinamică preliminară în XFLR5 asupra unei prime iterații de design, fiind analizată distribuția portanței, stabilitatea statică longitudinală și poziția punctului de echilibru în zbor de croazieră. Rezultatele indică necesitatea unor ajustări în geometria aripii și evidențiază tendințele generale privind influența profilului aerodinamic și a torsiunii asupra performanței și stabilității UAV-ului.

Etapa de proiectare preliminară include detalierea configurației selectate, estimarea principalelor dimensiuni geometrice, stabilirea masei structurale prin metode analitice și prin utilizarea instrumentelor software-ului CAD, estimarea poziției centrului de greutate, evaluarea stabilității statice și dinamice și calculul performanțelor aerodinamice în regimuri de zbor planat și de croazieră. Sunt analizate și condițiile de angajare, capacitatea de integrare a unei sarcini utile și se propune o soluție de configurare a suprafețelor de comandă.

1.1 Scopul lucrării

Scopul lucrării este de a construi o bază solidă și reproductibilă pentru dezvoltarea unui UAV capabil de lansare aeriană, care să răspundă cerințelor operaționale și să respecte constrângerile tehnologice, oferind un cadru metodologic aplicabil și altor misiuni similare. Lucrarea urmărește să

demonstreze cum poate fi integrată abordarea iterativă și multidisciplinară – specifică proiectării ingineresti moderne – în dezvoltarea unui sistem aerian de tip UAV, de la definirea misiunii până la propunerea unei soluții valide din punct de vedere tehnic. Lucrarea urmărește să parcurgă, într-un cadru integrat, etapele de proiectare conceptuală și preliminară, oferind o soluție optimă din punct de vedere aerodinamic, structural și operațional.

Prin construirea unei configurații optimizate din perspectiva performanțelor cerute de misiune și a constrângerilor tehnologice, lucrarea contribuie la fundamentarea deciziilor ingineresti specifice proiectării UAV-urilor, în special pentru aplicații critice în medii dificile.

1.2 Obiectivele lucrării

Pentru atingerea scopului propus, au fost definite următoarele obiective specifice:

- Analiza cerințelor operaționale ale unei misiuni tipice de căutare și salvare (SAR) și traducerea acestora în parametri de proiectare.
- Identificarea și compararea configurațiilor posibile de UAV capabile de lansare aeriană, prin utilizarea unei funcții cost multi-criteriale.
- Elaborarea unui model matematic care corelează performanțele UAV-ului cu parametrii de bază (MTOW, putere instalată, încărcare alară, etc.).
- Determinarea unui punct optim de proiectare prin construcția unei diagrame de constrângeri în planul raport putere/masă – încărcare alară.
- Realizarea unei simulări aerodinamice preliminare pentru validarea configurației alese, cu analiza stabilității și distribuției forțelor.
- Trecerea către faza de proiectare preliminară prin:
 - dimensionarea geometrică a UAV-ului;
 - estimarea maselor și a stabilității dronei;
 - evaluarea performanțelor în condiții reale de zbor.
- Formularea concluziilor și recomandărilor pentru dezvoltarea ulterioară a platformei.

1.3 Prezentarea lucrării

Capitolul 1 introduce contextul general al proiectării UAV-urilor lansate aerian, evidențiind tendințele actuale în domeniul vehiculelor autonome și necesitatea unor soluții adaptate pentru misiuni complexe în medii greu accesibile. Este definită misiunea analizată, sunt clarificate scopul și obiectivele lucrării, iar structura generală a proiectului este anunțată.

Capitolul 2 este dedicat documentării tehnice și prezentării unor exemple de UAV-uri existente, capabile de lansare din aeronavă. Acest capitol plasează lucrarea într-un cadru operațional real și oferă repere de ordin tehnic pentru masa, dimensiunile, performanțele și configurațiile utilizate. Exemplele prezentate au contribuit la formularea ipotezelor inițiale privind geometria, tipul de propulsie și cerințele de autonomie.

Capitolul 3 tratează faza de proiectare conceptuală, în care sunt analizate relațiile fundamentale dintre încărcarea aripii și raportul putere/greutate, în trei regimuri de zbor: croazieră, urcare și viraj. Pe baza acestora, este construită o diagramă de constrângeri care permite identificarea unui punct optim de proiectare. În continuare, este elaborat un studiu de sensibilitate asupra parametrilor geometrici și aerodinamici, iar performanțele sunt cuantificate printr-o funcție-cost

multicriterială. Această abordare permite alegerea unei configurații viabile din punct de vedere aerodinamic și operațional.

Capitolul 4 descrie procesul de selecție a configurației conceptuale finale a UAV-ului, utilizând o matrice decizională pentru compararea configurației de tip „aripă zburătoare” cu cea de tip „monoplan clasic”. Pe baza criteriilor tehnice stabilite anterior, este aleasă aripa zburătoare, iar geometria acesteia este rafinată prin simulări XFLR5. Se evaluează stabilitatea statică și performanțele de portanță pentru diverse combinații de profiluri, unghiuri de săgeată și rapoarte de trapezoidalitate, iar rezultatele susțin alegerea finală a unei configurații stabile, eficiente și adaptabile la lansare aeriană.

Capitolul 5 tratează proiectarea preliminară a UAV-ului. Sunt selectate componentele sistemului de propulsie prin simulări eCalc, se modelează configurația finală în Onshape pentru extragerea maselor și a centrului de greutate, se analizează stabilitatea dinamică prin evaluarea modurilor proprii în XFLR5, iar suprafețele de comandă sunt dimensionate atât pentru controlul în ruli și tangaj, cât și pentru generarea momentului de rotație. Astfel, se dezvoltă un model analitic pentru validarea performanței elevonului și se stabilește zona optimă de amplasare și dimensiunea acestuia. Finalul capitolului este dedicat sistemului de prindere și lansare de pe aeronava-mamă. Sunt prezentate mai multe soluții constructive existente în industrie, iar apoi este propus un sistem format din trei bare de susținere fixate cu bolțuri acționate electric de către servomotoare. Se estimează forțele aplicate sistemului în regim de zbor captiv și se dimensionează preliminar barele de prindere, sub ipoteza solicitării compuse de întindere axială și încovoiere.

Capitolul 6 se ocupă cu analiza structurală preliminară a UAV-ului, prin utilizarea metodei elementelor finite. După exportarea geometriei CAD din Onshape în Ansys Student, aripa a fost modelată ca un ansamblu compus din înveliș sandwich de material compozit și o structură internă din placaj de aviație. Analiza statică a permis determinarea factorilor de suprasarcină admisibili, confirmând rezistența structurală până la valoarea ultimă de 6g și stabilind pragul de 4g drept valoare limită pentru diagrama de manevră și rafală. Analiza modală a evidențiat modurile proprii relevante și proximitatea modului 7 față de o armonică a excitației motor-elice, ceea ce indică un potențial risc de rezonanță. Concluzia principală este că, în faza de proiectare detaliată, vor fi necesare rigidizări suplimentare ale structurii pentru a asigura separarea frecvențelor naturale de cele de excitație și pentru a îmbunătăți comportamentul dinamic general al UAV-ului.

Capitolul 7 analizează performanțele de zbor ale UAV-ului, cu accent pe faza inițială de planare pasivă după desprinderea din avionul-mamă. Sunt definite două manevre specifice - planare rectilie și viraj planat de 180 de grade - iar acestea sunt modelate matematic prin ecuații diferențiale. Simulările obținute în Matlab oferă estimări privind durata planării și înălțimea pierdută în timpul manevrei, precum și o valoare minimă a vitezei de lansare. Rezultatele obținute validează configurația aleasă și confirmă capacitatea UAV-ului de a începe misiunea în condiții sigure. În plus, este dezvoltată și o metodă de estimare a performanțelor dronei în zborul de croazieră, bazată pe corelarea rezultatelor dintre cele oferite de analiza eCalc și cele obținute în urma calculelor analitice.

Capitolul 8 conține concluziile generale ale lucrării, sintetizând etapele parcurse și subliniind contribuțiile autorului. De asemenea, sunt propuse direcții de dezvoltare ulterioară, printre care se numără testarea în tunel aerodinamic, dezvoltarea unui prototip funcțional, proiectarea detaliată a structurii și integrarea unui sistem complet autonom de control și navigație.

2 Documentație

2.1 Scurt istoric. Sisteme UAV similare.

Evoluția vehiculelor aeriene fără pilot reflectă o tendință generală a aviației moderne spre automatizare, miniaturizare și operare autonomă, în paralel cu reducerea riscurilor asociate prezenței umane în zone periculoase sau inaccesibile. Primele UAV-uri, dezvoltate în context militar începând cu anii '60–'70, au fost destinate recunoașterii și misiunilor de antrenament. Ulterior, datorită progreselor tehnologice în domeniul senzorilor, comunicațiilor și propulsiei electrice, UAV-urile au cunoscut o dezvoltare accelerată, pătrunzând în tot mai multe domenii civile și industriale: cartografiere, agricultură de precizie, inspecții de infrastructură, securitate, cercetare științifică și intervenții de urgență.

Una dintre direcțiile recente de dezvoltare, intens explorată atât în mediul academic, cât și industrial, o constituie lansarea aeriană a UAV-urilor din platforme aflate deja în zbor – cunoscute ca „aeronave-mamă”. Această strategie operațională oferă multiple avantaje tactice și logistice, precum:

- Eliminarea fazei consumatoare de energie a decolării;
- Lansarea la altitudine și viteză optimă pentru zbor autonom;
- Extinderea razei de acțiune și reducerea timpului de răspuns;
- Posibilitatea de a accesa medii izolate, deasupra obstacolelor naturale sau în lipsa infrastructurii de lansare la sol.

În contextul dezvoltării accelerate a tehnologiilor autonome și a cerințelor operaționale tot mai complexe, utilizarea UAV-urilor lansate din zbor devine o soluție viabilă pentru misiuni în care flexibilitatea, acoperirea extinsă și riscul redus pentru personal sunt esențiale. Aceste platforme pot opera în regimuri de zbor variate (inclusiv la altitudini joase), în condiții meteorologice nefavorabile și pot acoperi eficient zone vaste, fiind astfel deosebit de valoroase în misiuni de căutare-salvare, recunoaștere tactică sau monitorizare ecologică în zone afectate de dezastre naturale.

Totodată, lansarea aeriană impune o serie de constrângeri tehnice semnificative: masa totală a UAV-ului trebuie optimizată pentru a nu afecta echilibrul și performanțele aeronavei-mamă, anvergura aripii este limitată de spațiul disponibil la bord sau de mecanismele de lansare, iar structura trebuie să reziste șocurilor și accelerărilor specifice desprinderii în zbor. În plus, timpii de activare a sistemelor de zbor autonome trebuie să fie foarte scurți, pentru a asigura tranziția rapidă la zbor controlat după lansare.

Pentru a înțelege mai bine stadiul actual al tehnologiei și tendințele dominante în proiectarea UAV-urilor capabile de lansare aeriană, se impune o trecere în revistă a unor platforme reprezentative existente, care pot servi drept repere pentru definirea unei configurații comparabile:

- **Backfire Drone** – platformă militară de dimensiuni medii, cu anvergura de 3.4 m și masă maximă la decolare (MTOM) de 23 kg. Oferă o autonomie de peste 100 km și poate opera până la 1500 m altitudine în condiții moderate de vânt și precipitații. Este compatibilă cu misiuni tactice de recunoaștere și sprijin în teren [1].
- **Perdix Drone** – proiectată pentru zboruri în roi (eng. *swarm flight*), cu dimensiuni extrem de reduse (anvergura de 300 mm, MTOM 290 g) și autonomie de aproximativ 20 minute. Au fost proiectate pentru fi lansate în număr mare pentru acoperire simultană a unei zone extinse, fiind utilizată experimental de Departamentul Apărării al SUA [2].

- **ALPHA-S** – UAV cu masă totală de 19.25 kg, autonomie de 200 km și capacitate de transport a unei sarcini utile de până la 2.75 kg. Este optimizat pentru stabilitate în condiții meteorologice moderate (până la scara 6 Beaufort) și poate fi lansat din platforme aeriene [3].
- **Familia ALTIUS (600, 700, 900)** – exemplifică UAV-uri capabile de lansare aeriană cu anverguri între 2.54 m și 6.1 m (datorită aripilor pliabile), MTOM sub 40 kg și autonomie de până la 1000 km. Aceste platforme sunt prevăzute cu motoare tractoare și pot atinge durate de zbor de până la 15 ore, fiind adaptate atât misiunilor de supraveghere, cât și celor ofensive [4].

Aceste exemple pun în evidență trăsături comune ale UAV-urilor lansate aerian: dimensiuni compacte, eficiență energetică, autonomie ridicată, capacitate de lansare în zbor și adaptabilitate la diverse scenarii de misiune. Ele oferă repere valoroase în stabilirea criteriilor de proiectare a unei platforme aeriene, adaptată unei misiuni SAR, așa cum este analizată în prezenta lucrare.

3 Realizarea studiilor de sensibilitate și trade-off

3.1 Cerințe de design impuse de misiune

Misiunea analizată în cadrul acestei lucrări presupune desfășurarea unei operațiuni de căutare și salvare în zone greu accesibile, caracterizate de relief variat, infrastructură deficitară sau condiții meteorologice instabile. Aceste misiuni implică un grad ridicat de urgență, incertitudine operațională și necesitatea acoperirii unor suprafețe mari într-un interval de timp relativ scurt. Din aceste considerente, vehiculul aerian fără pilot propus trebuie să respecte o serie de criterii de performanță esențiale, care derivă direct din cerințele operaționale ale scenariului de utilizare.

Printre aceste criterii, cele mai relevante sunt următoarele:

- **Autonomia de zbor** (notată cu t): Este unul dintre parametrii critici ai sistemului, întrucât determină perioada de timp în care UAV-ul poate desfășura misiunea fără a necesita reîncărcare sau recuperare. Autonomia trebuie maximizată pentru a asigura o acoperire extinsă a zonei de interes și pentru a permite executarea unor traiectorii complexe, inclusiv revenirea la punctul de lansare sau transmiterea continuă a datelor. În contextul operațiunilor SAR, o autonomie ridicată crește șansele de succes ale misiunii prin menținerea unui timp de zbor îndelungat în zona de interes.
- **Capacitatea de a transporta masă utilă** (notată cu m): Acest parametru definește limita superioară a echipamentelor ce pot fi integrate la bordul UAV-ului: senzori electro-optici, camere IR, sisteme de comunicații sau chiar truse de prim ajutor. Cu cât masa utilă admisă este mai mare, cu atât platforma va putea susține sisteme de detecție mai performante și funcționalități suplimentare, adaptate nevoilor reale din teren. De asemenea, o sarcină utilă mai mare permite modularitate și adaptabilitate între diferite tipuri de misiuni.
- **Viteza de angajare** (notată cu V_S): Viteza de angajare reprezintă viteza minimă la care UAV-ul poate zbura în regim susținut fără a intra în pierdere de portanță. În misiuni de căutare, această viteză trebuie menținută cât mai scăzută pentru a permite zborul lent și stabil, esențial în observarea detaliată a terenului, urmărirea unor obiective sau scanarea unor sectoare restrânse. Din punct de vedere aerodinamic, aceasta impune cerințe directe asupra încărcării alare și asupra coeficientului maxim de portanță al profilului ales.
- **Viteza de croazieră** (notată cu V_C): Deși nu are o pondere decisivă în analiza funcției cost, viteza de croazieră influențează indirect capacitatea de reacție rapidă și acoperirea teritorială într-un interval de timp dat. UAV-ul trebuie să fie capabil să se deplaseze eficient între punctele de interes, mai ales în cazul unei lansări departe de zona țintă. Prin urmare, menținerea unei viteze de croazieră rezonabile este benefică pentru eficiența generală a misiunii.

Aceste patru criterii constituie baza pentru construcția funcției cost utilizate în analiza multi-parametru, fiecare având o influență diferită asupra performanței globale a sistemului. Importanța relativă a fiecărui parametru este discutată în detaliu în cadrul studiului de sensibilitate, iar valorile țintă asociate fiecăruia sunt alese în acord cu profilul general al misiunii SAR.

3.2 Model matematic utilizat

Acești 4 parametri vor fi utilizați pentru evaluarea configurațiilor conceptuale pentru drona proiectată. Modelul matematic recomandat pentru compararea soluțiilor posibile este cel al

maximizării unei funcții – cost [5], care poate fi definită astfel:

$$\text{Cost} = f_a \cdot \frac{t_{\text{config}}}{t_{\text{mediu}}} + f_m \cdot \frac{m_{\text{config}}}{m_{\text{mediu}}} + f_{VS} \cdot \frac{VS_{\text{mediu}}}{VS_{\text{config}}} + f_{VC} \cdot \frac{VC_{\text{config}}}{VC_{\text{mediu}}} \quad (1)$$

În această formulă, coeficienții f_a, f_m, f_{VS} și f_{VC} reprezintă ponderi pentru importanța autonomiei, masei utile, vitezei de angajare și respectiv vitezei de croazieră în configurația finală aleasă. Valorile atribuite acestor parametri, în urma discuției de la începutul prezentului capitol, sunt:

$$f_a = 40\%, f_m = 30\%, f_{VS} = 20\%, f_{VC} = 10\%$$

Mai mult de atât, cei 4 parametri evaluați sunt normalizați după valori medii ale acestora, pentru a asigura adimensionalitatea funcției cost. Aceste valori medii sunt alese pe baza dronelor descrise la Capitolul 2 și sunt pentru acest studiu:

$$t_{\text{mediu}} = 3 \text{ h}, m_{\text{mediu}} = 10 \text{ kg}, VS_{\text{mediu}} = 12 \text{ m/s}, VC_{\text{mediu}} = 25 \text{ m/s}$$

După definirea cerințelor misiunii și formularea funcției cost care integrează principalii indicatori de performanță ai sistemului (autonomie, masă utilă, viteze caracteristice), pasul următor constă în stabilirea parametrilor aerodinamici și geometrici care influențează direct sau indirect valoarea acestei funcții. Acești parametri sunt esențiali în procesul decizional, deoarece reflectă alegerile ingineresti asupra formei și capacităților UAV-ului.

Fiecare parametru are un efect specific asupra performanțelor evaluate în funcția cost, astfel:

- **MTOW:** Reprezintă masa maximă la decolare și influențează în mod direct masa utilă disponibilă, dar și viteza de angajare. În mod indirect, afectează și autonomia, prin faptul că o masă mai mare permite instalarea unui sistem energetic de capacitate superioară (ex. baterii mai mari), dar necesită și putere suplimentară pentru zbor, ceea ce poate duce la creșterea consumului. De asemenea, are efect asupra vitezei de croazieră, prin modificarea echilibrului aerodinamic și a coeficientului de portanță de la croazieră.
- **Suprafața portantă (S):** Determină în mod direct vitezele de zbor (VS și VC), prin influența asupra încărcării alare. Deși are un efect indirect asupra autonomiei (prin impactul asupra consumului de energie), influența asupra masei utile este considerată neglijabilă în acest model, deoarece se presupune o structură ușoară și eficientă.
- **Alungirea aripii (AR – Aspect Ratio):** Este un parametru geometric și aerodinamic esențial, cu implicații directe asupra eficienței aerodinamice. Un raport de alungire ridicat contribuie la scăderea rezistenței induse, ceea ce se traduce în creșterea autonomiei și, în anumite cazuri, în îmbunătățirea vitezei maxime de zbor.
- **Puterea instalată (P):** Este un factor de control asupra performanței propulsive, influențând atât timpul de zbor (prin echilibrul energetic cu sistemul de stocare), cât și viteza de croazieră. O putere mai mare poate permite zboruri mai rapide, dar poate genera și un consum mai ridicat în lipsa unui sistem de gestiune eficient.
- **Coeficientul minim de rezistență la înaintare ($C_{D \min}$):** Acest parametru caracterizează profilul aerodinamic al UAV-ului și influențează consumul energetic în regim de croazieră, afectând astfel autonomia și viteza de deplasare. O valoare redusă a acestui coeficient este, în general, asociată cu un design aerodinamic curat și eficient.

Pentru a determina sensibilitatea funcției cost față de fiecare dintre acești parametri, a fost aplicată o metodologie de analiză parametrică univariată. Astfel, fiecare parametru a fost evaluat în raport cu un set de valori de referință (valori medii), considerate reprezentative pentru un UAV de dimensiuni și performanțe similare celor analizate.

Procedura de analiză a fost următoarea:

- S-a stabilit o valoare medie pentru fiecare parametru analizat.
- Apoi, pentru fiecare parametru în parte, s-a efectuat o variație controlată în intervalul $(0.8 \cdot \text{val}_{\text{med}}, 1.2 \cdot \text{val}_{\text{med}})$, în timp ce ceilalți parametri au fost menținuți constanți.
- Pentru fiecare variație, a fost recalculată valoarea funcției cost, obținându-se astfel o serie de puncte care indică sensibilitatea funcției la modificarea respectivului parametru.

Această metodologie a fost aplicată pentru toți cei cinci parametri descriși, iar rezultatele au permis evidențierea celor mai influenți factori în determinarea configurației optime. De asemenea, analiza a oferit o bază rațională pentru ierarhizarea parametrilor în procesul de proiectare și pentru luarea deciziilor privind posibile ajustări în etapele ulterioare de optimizare și validare.

Relațiile matematice care stau la baza modelului matematic creat sunt preluate din [6] și sunt următoarele (unde nu e specificat altfel, s-au folosit notațiile standard din literatura de specialitate):

$$m \propto \text{MTOW}, \quad m_{\text{baterie}} \propto \text{MTOW} \quad (2)$$

Modelul simplificat de rezistență la înaintare (din aerodinamica liniară), definit astfel:

$$C_D = C_{D \min} + \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR} \cdot C_L^2, \text{ unde } e \text{ reprezintă factorul de eficiență Oswald} \quad (3)$$

Se demonstrează ca la regim de croazieră puterea necesară zborului are expresia:

$$P(V) = 0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot C_{D \min} \cdot V^3 + \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR} \cdot \frac{\text{MTOW}^2}{0.5 \cdot \rho \cdot S} V^{-1} \quad (4)$$

Variația timpului de zbor (autonomiei) se calculează ținând cont de proporționalitatea:

$$t \propto \frac{m_{\text{baterie}}}{P(V)} \quad (5)$$

Iar coeficientul de rezistență la înaintare minim pentru regim incompresibil subsonic este dat de:

$$C_{D \min} = C_{D \min \text{ profil}} + C_{D \text{ frecare}} \quad (6)$$

$$C_{D \text{ frecare}} = \frac{2 \cdot 0.455}{(\ln \text{Re})^{2.58}} \quad (7)$$

3.3 Interpretarea studiului de sensibilitate

Modelul matematic dezvoltat a fost implementat într-un cod Matlab, cu scopul de a evalua influența principalilor parametri de proiectare asupra performanței generale a UAV-ului, exprimată printr-o funcție cost multi-criterială. Această funcție integrează factori precum autonomia, viteza de zbor, masa utilă și viteza de angajare, reflectând prioritățile operaționale ale misiunii de căutare-salvare.

Rezultatul implementării este reprezentat grafic în Figura 1, unde sunt ilustrate variațiile funcției cost în funcție de mai mulți parametri-cheie. Analiza acestui grafic evidențiază faptul că masa maximă la decolare (MTOM) este variabila cu cea mai mare influență asupra valorii funcției cost. Configurațiile care permit un MTOM mai mare tind să obțină scoruri superioare, fapt ce indică o corelație puternică între capacitatea portantă a platformei și performanțele globale ale misiunii. Acest rezultat este logic, întrucât o masă maximă mai mare permite integrarea unei baterii de capacitate superioară și/sau a unei sarcini utile mai consistente, fără a compromite autonomia de zbor.

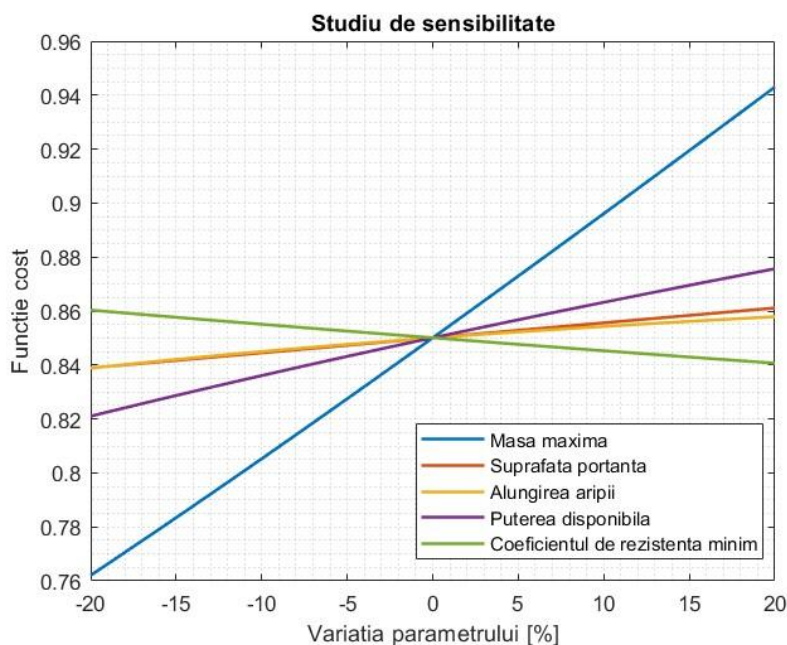


Figura 1. Studiu de sensibilitate al parametrilor globali ai dronei

Al doilea parametru ca importanță identificat în cadrul studiului este puterea instalată la bord, care influențează în mod direct regimul de zbor și capacitatea UAV-ului de a efectua urcări sau manevre susținute în condiții dificile. Totuși, spre deosebire de MTOM, variația acestui parametru determină schimbări mai moderate ale funcției cost, sugerând existența unui prag peste care creșterea puterii nu aduce beneficii proporționale.

În schimb, alți parametri, precum suprafața portantă, alungirea aripii și coeficientul minim de rezistență la înaintare ($C_{D\min}$), prezintă o influență secundară în cadrul modelului. Deși aceștia contribuie la rafinarea performanței aerodinamice, impactul lor este semnificativ doar în combinație cu variații mai mari ale celorlalți parametri principali. Acest aspect justifică abordarea etapizată a

proiectării: mai întâi se stabilește un cadru general favorabil din punct de vedere al masei și al sistemului propulsiv, urmând ca ajustările aerodinamice să fie aplicate în etapele de optimizare finală.

Rezultatele obținute subliniază, de asemenea, importanța stabilirii unei relații funcționale între MTOW și puterea instalată, întrucât aceste două variabile nu pot fi tratate izolat. O masă totală mai mare necesită, în mod firesc, o putere mai ridicată pentru a menține aceleași performanțe în zbor. Această interdependență va fi analizată detaliat în subcapitolul următor, în cadrul construcției diagramei de constrângeri.

3.4 Diagrama de constrângeri

Pe baza modelului de misiune definit anterior și a rezultatelor obținute în cadrul studiului de sensibilitate, a fost posibilă formularea unei relații cantitative între doi parametri fundamentali pentru analiza performanței globale a UAV-ului: raportul dintre puterea instalată și greutatea maximă la decolare (P/G), respectiv raportul dintre greutatea maximă și suprafața portantă (G/S), cunoscut drept încărcare alară.

Această relație oferă o comparație a performanțelor vehiculului aerian pentru mai multe regimuri de zbor, în funcție de capacitățile sale propulsive și aerodinamice. În mod specific, construirea diagramei de constrângeri în planul ($P/G - G/S$) permite identificarea unei zone fezabile din punct de vedere al proiectării, dar și determinarea punctului optim de design, în funcție de regimurile de zbor impuse de misiune.

Pentru această analiză, s-au selectat trei regimuri de zbor relevante pentru UAV-ul analizat:

- Zbor de croazieră – caracterizat prin consum energetic optim și menținerea autonomiei maxime;
- Zbor în viraj – necesar pentru manevre de evitare sau explorare în teren variat; implică o suprasarcină crescută;
- Zbor de urcare – relevant în scenariul lansării aeriene, dar și pentru zborul la diferite altitudini în teren montan.

Pe lângă aceste regimuri, a fost inclusă și analiza fenomenului de angajare, care determină limita inferioară a vitezelor de zbor sigure și influențează alegerea profilului aerodinamic și a încărcării alare maxime admisibile. În acest caz, este analizată relația dintre coeficientul maxim de portanță ($C_{L\max}$) și încărcarea alară G/S , pentru a determina dacă vehiculul poate produce suficientă portanță la viteze reduse.

Pentru o primă iterație de analiză, valorile parametrilor aerodinamici și de zbor au fost alese pe baza rezultatelor medii din studiul de sensibilitate și a valorilor de referință extrase din UAV-uri similare. Valorile considerate sunt:

- Viteza de croazieră (VC): 35 m/s
- Viteza de angajare (VS): 12 m/s
- Viteza maximă de manevră (VA): 25 m/s
- Viteza verticală în regim de urcare (VV): 3 m/s

- Suprasarcina în viraj (n): 3g
- Coeficientul minim de rezistență la înaintare ($C_{D \min}$): 0.025

Aceste valori permit generarea curbelor de constrângere corespunzătoare fiecărui regim de zbor. Intersecția acestor curbe în diagrama $P/G - G/S$ indică domeniul de proiectare fezabil, iar prin suprapunerea condițiilor de angajare se identifică zonele care respectă toate cerințele aerodinamice impuse de misiune.

Analiza oferă o imagine clară asupra compromisurilor necesare între eficiența propulsivă, suprafața portantă și masa totală a UAV-ului, facilitând luarea unei decizii informate privind punctul de echilibru optim între performanță și constrângeri tehnologice. Acest punct va fi ulterior utilizat în faza de proiectare preliminară pentru definirea dimensiunilor geometrice și alegerea configurației detaliate.

Ecuatiile care stau la baza modelului matematic pentru diagrama de constrângeri sunt preluate din [5] și sunt următoarele:

$$\text{Zbor de croazieră: } \frac{P}{G} = VC \left(\frac{q}{G/S} C_{D \min} + \frac{K}{q} \cdot \frac{G}{S} \right) \quad (8)$$

$$\text{Zbor în viraj: } \frac{P}{G} = VA \cdot q \cdot \left[\frac{C_{D \min}}{G/S} + K \cdot \left(\frac{n}{q} \right)^2 \cdot \frac{G}{S} \right] \quad (9)$$

$$\text{Zbor de urcare: } \frac{P}{G} = VC \cdot \left(\frac{VV}{VC} + \frac{q}{G/S} C_{D \min} + \frac{K}{q} \cdot \frac{G}{S} \right) \quad (10)$$

$$\text{Coeficientul maxim de portanță: } C_{L \max} = 2 \cdot \frac{G}{S} \cdot \frac{1}{\rho \cdot VS^2} \quad (11)$$

Cu q s-a notat presiunea dinamică la regimul de zbor studiat, iar K reprezintă contribuția factorului de rezistență indusă din modelul simplificat de rezistență, având bine-cunoscuta expresie:

$$K = \frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR} \quad (12)$$

Iar coeficientul Oswald de eficiență, pentru aripi dreptunghiulare, are expresia:

$$e = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64 \quad (13)$$

Se poate acum realiza diagrama de constrângeri pentru drona considerată (Figura 2). Se observă cum cerințele de urcare sunt acoperite de performanțele necesare pentru zborul de croazieră și cel în viraj. Interpretând diagrama, punctul de design optim se obține pentru:

- $G/S = 113 \text{ N/m}^2$
- $P/G = 6.13 \text{ W/N}$
- $C_{L \max} = 1.3$ – valoare ce poate fi atinsă fără utilizarea flaps – urilor

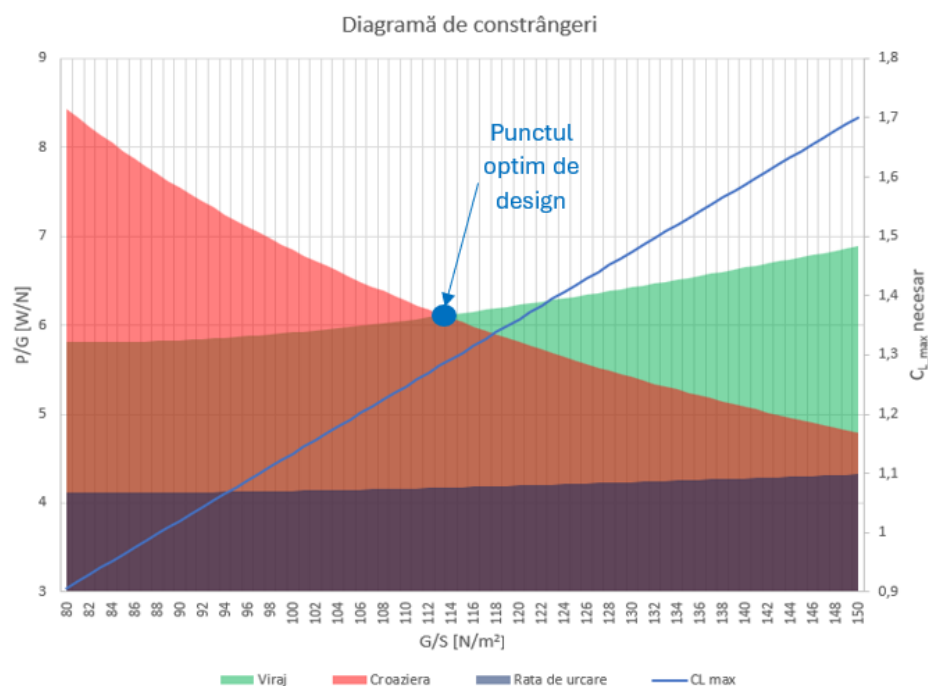


Figura 2. Alegerea configurației optime

3.5 Studiu de trade-off. Stabilirea parametrilor geometrici și aerodinamici

După interpretarea detaliată a diagramei de constrângeri și identificarea punctului optim de proiectare în spațiul $(P/G - G/S)$, a fost reluat studiul de sensibilitate, de această dată cu accent pe parametrii geometrici majori ai configurației alese. Scopul acestei etape este de a analiza influența anvergurii și a raportului de alungire asupra valorii funcției cost și, implicit, asupra performanțelor globale ale UAV-ului.

Funcția cost utilizată a fost păstrată în forma definită anterior, conținând ca termeni principali autonomia de zbor, capacitatea de transport a unei mase utile, viteza de angajare și viteza de croazieră. Totuși, față de studiile anterioare, în această fază variabilele analizate devin exclusiv geometrice, iar valorile parametrilor derivați sunt extrase din corelațiile stabilite anterior între MTOW, putere instalată și suprafață portantă, în conformitate cu diagrama de constrângeri prezentată în capitolul anterior.

Astfel, pentru fiecare combinație de anvergură (b) și alungire (AR), se calculează:

- suprafața portantă (S), prin relația:

$$S = b^2 / AR \quad (14)$$

- masa maximă admisă la decolare (MTOM), din dependența;

$$G = G/S \cdot S \quad (15)$$

- Puterea necesară la bord, din relația:

$$P = P/G \cdot G \quad (16)$$

Din aceste date se determină indirect valorile necesare pentru evaluarea funcției cost:

- autonomia de zbor, estimată în raport cu eficiența aerodinamică și consumul specific de energie;
- masa utilă disponibilă, calculată ca diferență între MTOW și suma maselor estimative pentru structură, sistem energetic și comenzi;
- viteza de angajare, în funcție de coeficientul maxim de portanță și încărcarea alară;
- viteza de croazieră, determinată din echilibrul între tracțiune și rezistență, în regim stabil de zbor.

Pentru această analiză, s-au definit următoarele intervale de variație:

- Anvergura aripii: între 2.5 m și 3.5 m. Această alegere reflectă dorința de a menține configurația UAV-ului compatibilă cu lansarea directă, fără a apela la mecanisme de pliere a aripii. Soluțiile fără aripi pliabile simplifică procesul de fabricație și reduc masa structurală asociată cu sistemele mecanice necesare.
- Alungirea aripii (AR): între 7 și 12. Intervalul ales este compatibil cu ipotezele aerodinamicii liniare, metodă utilizată în cadrul modelului matematic implementat. Valori mai mici ar reduce eficiența aerodinamică, în timp ce valori mai mari ar necesita aripi foarte înguste, dificil de realizat structural în constrângerea dată de MTOW.

Modelul matematic utilizat pentru aceste calcule este identic cu cel din faza anterioară, asigurând continuitatea metodologică și comparabilitatea rezultatelor. Fiecare combinație (b, AR) a fost evaluată individual, iar valorile obținute ale funcției cost au fost reprezentate grafic pentru a permite identificarea unei configurații optime din punct de vedere al performanței globale.

Rezultatele complete sunt prezentate în Figura 3. Se observă că funcția cost este maximizată pentru valori mari ale anvergurii și valori mici ale alungirii. Astfel, se obțin succesiv următorii parametri pentru configurația conceptuală a sistemului aerian studiat:

- Anvergura: $b = 3.5 \text{ m}$
- Alungirea: $AR = 7$
- Suprafața portantă: $S = b^2/AR = 1.75 \text{ m}^2$
- Masa maximă la decolare: $MTOM = G/S \cdot S/g = 20.17 \text{ kg}$
- Puterea minimă instalată la bord: $P = P/G \cdot G/S \cdot S = 1515 \text{ W}$

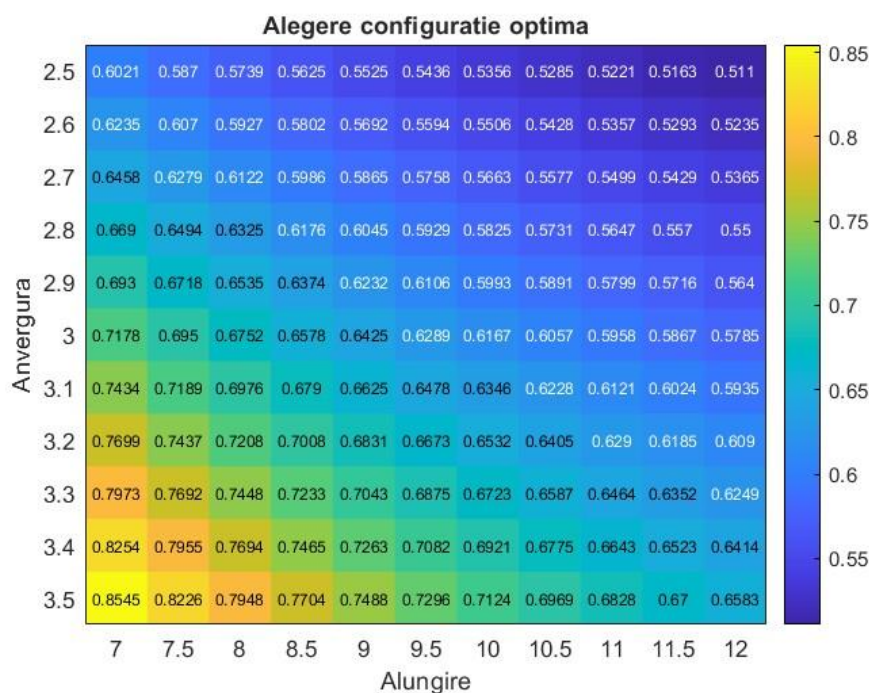


Figura 3. Alegerea anvergurii și alungirii optime

3.6 Studiu de trade-off. Alegerea configurației generale a dronei

Vehiculele aeriene fără pilot sunt, în literatura de specialitate și în practica inginerescă, clasificate în mai multe tipuri constructive, dintre care cele mai utilizate în prezent sunt monoplanul clasic (configurație cu fuzelaj, aripă, ampenaj orizontal și vertical) și aripa zburătoare (configurație integrată, fără fuzelaj distinct și fără suprafețe convenționale de stabilizare). Alegerea între aceste două familii de configurații depinde în mod direct de tipul de misiune, de cerințele impuse asupra performanțelor UAV-ului și de constrângerile tehnologice (dimensiuni, masă, manevrabilitate, complexitate).

În cadrul acestei lucrări, selecția configurației generale s-a realizat prin aplicarea unei matrici decizionale multicriteriale, metodă specifică fazei de proiectare conceptuală a aeronavelor [5]. Această tehnică permite compararea obiectivă a două sau mai multe configurații-candidat prin analiza lor în raport cu un set de criterii de performanță relevante. Fiecărui criteriu i se asociază o pondere (care reflectă importanța relativă a aceluia criteriu în contextul misiunii) și o notă de conformitate (care reflectă cât de bine satisface fiecare configurație acel criteriu).

Metoda a fost aplicată anterior de către autor în cadrul participării la competiția internațională AIAA Design/Build/Fly 2025 [7], unde a demonstrat eficiență în alegerea configurației inițiale a UAV-ului, în raport cu cerințe multiple și contradictorii. În contextul actual, matricea decizională permite o comparare sistematică între două configurații posibile: monoplanul și aripa zburătoare, în raport cu următoarele criterii:

- Masa maximă – evaluează potențialul fiecărei configurații de a minimiza masa structurală, cu impact direct asupra autonomiei și a masei utile disponibile.
- Coeficientul minim de rezistență la înaintare ($C_{D\min}$) – reflectă eficiența aerodinamică a

formeii, cu efect asupra consumului energetic, vitezei de croazieră și timpului de zbor.

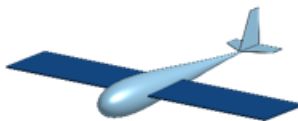
- Stabilitate și control – analizează capacitatea UAV-ului de a-și menține echilibrul în zbor și de a răspunde manevrelor, un criteriu esențial pentru misiunea dată.
- Spațiu dedicat sarcinii utile – important pentru integrarea echipamentelor de căutare-salvare (sisteme optice, truse medicale etc.).
- Ergonomie – se referă la ușurința de integrare a UAV-ului într-un sistem aerian mai complex (inclusiv compatibilitatea cu aeronava-mamă și accesibilitatea componentelor).
- Manufactură – analizează complexitatea realizării structurale, nivelul de precizie necesar și riscurile de apariție a neconformităților în procesul de fabricație.

Pentru comparația dintre cele două configurații, a fost utilizat un sistem binar de notare, nota „1” fiind acordată configurației care răspunde mai bine unui anumit criteriu, iar nota „0” celei mai puțin favorabile. Valorile astfel obținute au fost apoi ponderate cu importanța fiecărui criteriu, obținându-se scorul total asociat fiecărei variante de design.

Rezultatul analizei, evidențiat în Tabel 1, arată că, pentru cerințele specifice misiunii analizate în această lucrare (căutare-salvare în medii dificile, lansare aeriană, autonomie ridicată), configurația de tip „aripă zburătoare” se dovedește a fi cea mai potrivită. Aceasta oferă un avantaj clar în ceea ce privește eficiența aerodinamică și masa structurală redusă, criterii critice pentru autonomia UAV-ului, în timp ce eventualele deficiențe în control și stabilitate pot fi corectate prin optimizări ulterioare (profil reflex, winglet-uri, sistem de control adaptiv).

Această alegere va constitui baza pentru iterațiile următoare de proiectare preliminară și pentru dimensionarea completă a configurației, în concordanță cu cerințele extrase din analiza misiunii.

Tabel 1. Matrice decizională pentru configurația sistemului UAV

Criterii Evaluate	Pondere	Configurații Evaluate	
		Monoplan	Aripă Zburătoare
			
Masă maximă	0,2	0	1
$C_{D\min}$	0,2	0	1
Stabilitate și Control	0,2	1	0
Spațiu încărcătură utilă	0,2	1	0
Ergonomie	0,1	0	1
Manufactură	0,1	0	1
Total		0,4	0,6

4 Iterații de design. Finalizarea proiectării conceptuale

4.1 Stabilitatea statică longitudinală a aripii zburătoare. Formula lui Panknin

Una dintre provocările majore asociate configurațiilor de tip aripă zburătoare constă în absența suprafețelor clasice de stabilizare (ampenajul orizontal și vertical), care în cazul aeronavelor convenționale asigură stabilitatea longitudinală și controlul lateral. În lipsa acestora, stabilitatea trebuie obținută prin mijloace integrate în geometria aripii – în special prin torsiune, profil reflex și o distribuție corespunzătoare a portanței de-a lungul aripii.

Pentru a compensa absența stabilizatorului orizontal și a asigura stabilitatea longitudinală statică, a fost implementată o torsiune a aripii, realizată atât prin mijloace aerodinamice, cât și prin torsiune geometrică propriu-zisă. Din punct de vedere aerodinamic, s-a ales un profil NACA 0015 în zona de încastrare și un profil MH 60, de tip reflex, în zona de extremitate, profiluri care au unghiuri diferite de portanță nulă. Această diferență determină o torsiune aerodinamică echivalentă de aproximativ 0.31° , contribuind la echilibrarea momentului longitudinal în jurul centrului de greutate.

Torsiunea aerodinamică a fost combinată cu parametrii geometrici ai aripii, calculați în capitolele anterioare:

- Alungire: 7 (valoare ridicată, caracteristice configurațiilor eficiente aerodinamic și aripilor zburătoare);
- raport de trapezoidalitate: 0.43;
- unghi de săgeată: 25° .

Pe baza acestor date și aplicând formula propusă de Panknin [8], s-a estimat necesitatea unei torsiuni geometrice inițiale de aproximativ 3° , distribuită progresiv de la încastrare către vârful aripii. Această valoare este suficientă pentru a asigura o margine statică pozitivă (impusă prin design la o valoare de 20%) și pentru a preveni tendințele de picaj în regimuri de zbor stabilizat.

Un obiectiv suplimentar urmărit prin această configurație este obținerea unei distribuții a portanței de tip „clopot” (eng. *bell-shaped lift distribution*), recunoscută în literatura de specialitate pentru multiple avantaje aerodinamice [9]:

- reducerea rezistenței induse, prin apropierea distribuției de cea ideală (eliptică);
- îmbunătățirea stabilității latero-direcționale, prin apariția unui moment de girare pozitiv (eng. *proverse yaw*), care poate reduce sau chiar elimina necesitatea unui stabilizator vertical;
- proprietăți favorabile în recuperarea din angajare, prin controlul momentului de ruluu generat la pierderea portanței pe secțiunile exterioare.

Totuși, configurațiile de tip aripă zburătoare rămân vulnerabile la instabilități latero-direcționale, mai ales în regimuri dinamice și în prezența perturbațiilor externe. Pentru a reduce aceste efecte, s-a optat pentru integrarea unor winglet-uri, care au rolul de a:

- stabili mișcările de girare (eng. *yaw*) cauzate de rafale laterale;
- amortiza oscilațiile transversale în zbor;
- contribui la menținerea direcției în regim de zbor autonom.

Formula lui Panknin [8], utilizată pentru estimarea torsiunii geometrice necesare, permite

evaluarea încă din faza conceptuală a proiectării a condițiilor minime de stabilitate longitudinală, fără a necesita un model complet 6-DOF. Ea ia în considerare parametri precum alungirea aripii, poziția centrului de greutate și caracteristicile profilului reflex, fiind astfel un instrument valoros în prima fază de validare a configurației propuse.

Ecuția (17) prezintă expresia generală folosită în acest calcul, rezultatele urmând a fi verificate ulterior prin simulare aerodinamică (XFLR5), pentru a asigura coerența cu distribuția reală a momentelor și portanței de-a lungul anvergurii aripii.

$$\varphi_g = \frac{K_1 C_M^{\text{încastrare}} + K_2 C_M^{\text{extremitate}} - K_{ST} C_{L \text{ croazieră}}}{1.4 \cdot 10^{-5} \cdot AR^{1.4} \cdot \Lambda_{\frac{c}{4}}} - (\alpha_{0L}^{\text{încastrare}} - \alpha_{0L}^{\text{extremitate}}) \quad (17)$$

Notațiile utilizate reprezintă:

- φ_g – torsiunea geometrică necesară, în grade
- $C_M^{\text{încastrare}}$, $C_M^{\text{extremitate}}$ – coeficient de moment al profilului de la încastrare, respectiv extremitate
- $\alpha_{0L}^{\text{încastrare}}$, $\alpha_{0L}^{\text{extremitate}}$ – unghi de portanță nulă al profilului de la încastrare, respectiv extremitate
- AR – alungirea aripii
- $\Lambda_{\frac{c}{4}}$ – unghi de săgeată la sfert de coardă, în grade
- K_{ST} – margine statică dorită, în procente
- $K_1 = \frac{3+2\lambda+\lambda^2}{4(1+\lambda+\lambda^2)}$, unde λ reprezintă raportul de trapezoidalitate
- $K_2 = 1 - K_1$

4.2 Prima iterație de design. Probleme observate

4.2.1 Alegerea primei iterații de UAV

Cu datele fixate în capitolele anterioare, se pot calcula parametri ce definesc formula Panknin:

- $C_M^{\text{încastrare}} = 0$ – la portanță nulă
- $C_M^{\text{extremitate}} = -0.01$ – la portanță nulă
- $\alpha_{0L}^{\text{încastrare}} = 0^\circ$
- $\alpha_{0L}^{\text{extremitate}} = -0.75^\circ$
- $AR = 7$
- $\Lambda_{\frac{c}{4}} = 25^\circ$
- $K_{ST} = 20\%$ – ales
- $\lambda = 0.43$ – ales
- $K_1 = \frac{3+2\lambda+\lambda^2}{4(1+\lambda+\lambda^2)} = 0.361$
- $K_2 = 1 - K_1 = 0.639$
- $\varphi_g = 3^\circ$ – calculat

Se obține astfel o primă iterație a design-ului UAV-ului, vizibilă în Figura 4:

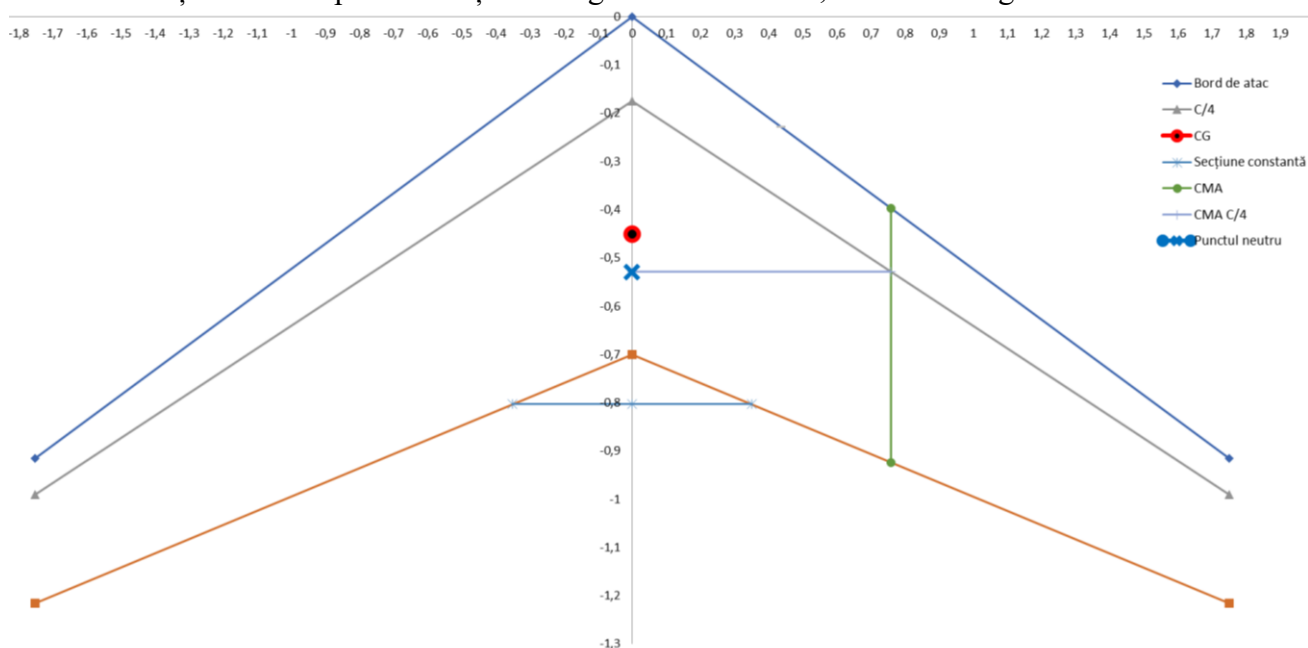


Figura 4. Prima iterație a configurației UAV-ului

4.2.2 Analiza XFLR5 a design-ului propus. Interpretarea rezultatelor

Configurația a fost modelată și simulată în XFLR5 [10] pentru a obține parametrii aerodinamici:

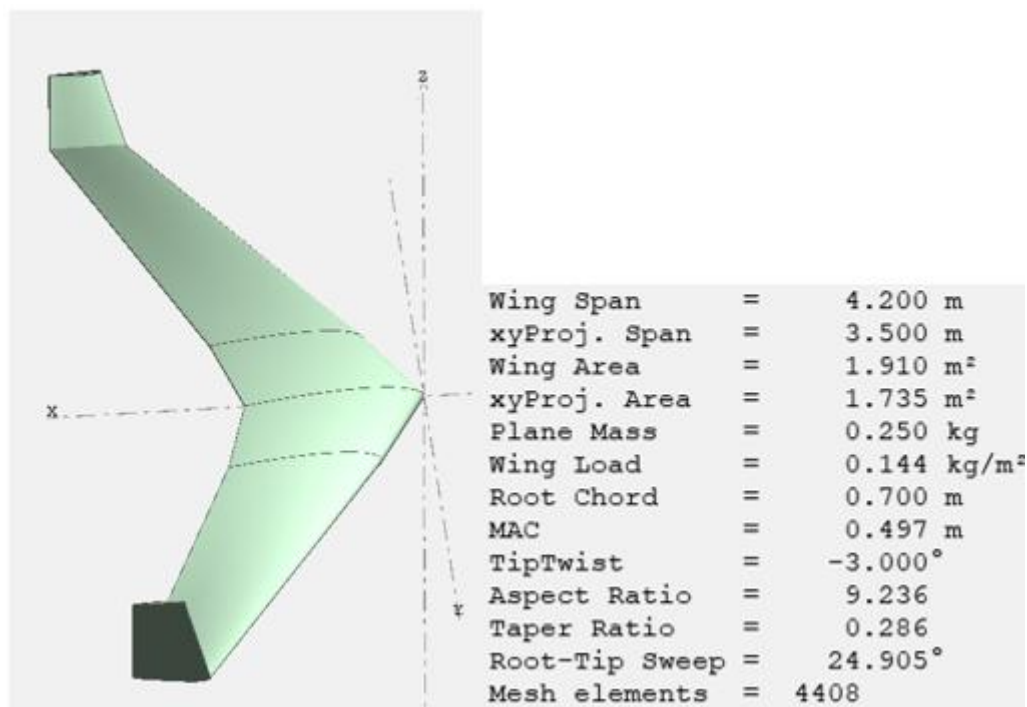


Figura 5. Sistemul UAV modelat în XFLR5

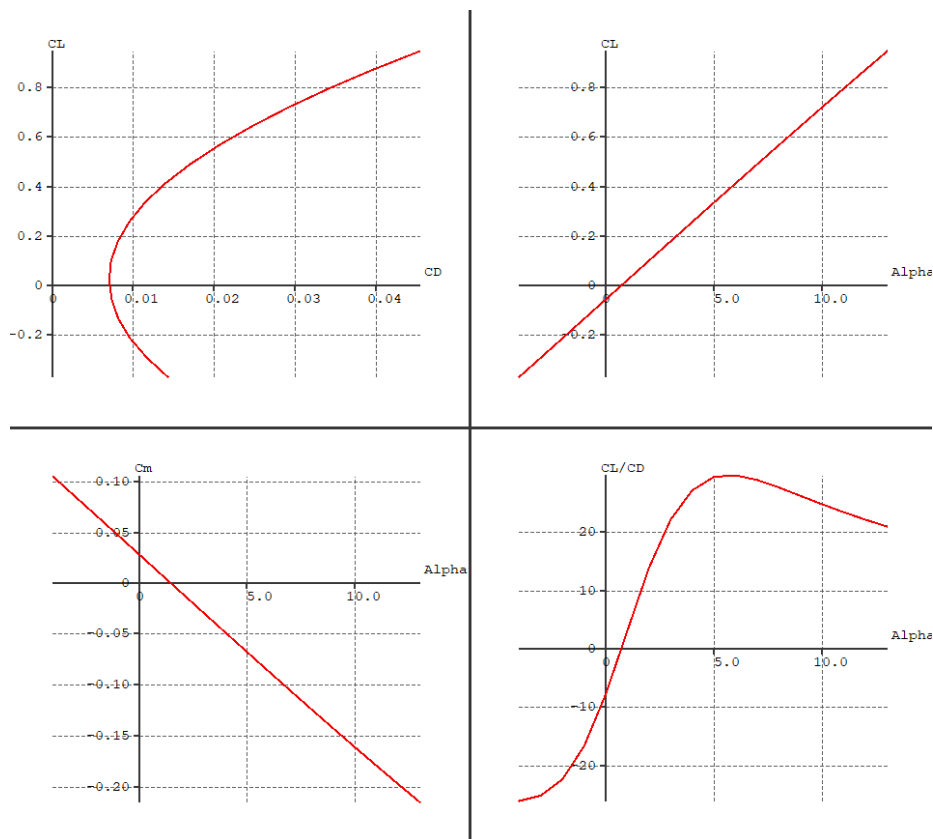


Figura 6. Rezultatele simulării XFLR5

Analizând graficul portanței în funcție de incidență, se observă imediat că valoarea maximă a coeficientului de portanță este de aproximativ 0.9 – 1, valoare mai mică decât estimarea inițială de 1.3. În consecință, dacă se păstrează acest design, viteza de angajare se va mări și ea de la 12 m/s la 14 m/s. O nouă iterație va trebui efectuată, cu alegerea unei încărcări alare mai mici sau cu o viteză de angajare crescută. Altă soluție poate veni prin configurarea unui sistem de flaps-uri, pentru a mări coeficientul maxim de portanță la valoarea dorită de 1.3.

Polara coeficientului de moment față de incidență prezintă o pantă negativă, ceea ce indică stabilitatea statică a configurației [11]. Coeficientul de moment nul se atinge în jurul incidenței de 1.5°, care va reprezenta practic unghiul de incidență la croazieră. Aceasta corespunde cu un coeficient de portanță de 0.05, care este asociat unei viteze de zbor de 61 m/s, în ipotezele atmosferei standard. Valoarea aceasta nu este acceptabilă, deoarece viteza de zbor la croazieră a fost stabilită la 35 m/s. În plus, ultima polară arată cum finețea maximă se obține la o incidență de 5°, departe de valoarea dorită pentru zborul de croazieră.

Cu aceste considerații, este necesară alegerea altei configurații, care să ofere parametrii aerodinamici adecvați performanțelor cerute în descrierea misiunii. Pentru început, se pot modifica mărimi și valori alese în ultima parte a analizei (precum profiluri aerodinamice, raport de trapezoidalitate și/sau unghi de săgeată), iar, dacă nu se obțin rezultate satisfăcătoare, soluția va veni prin efectuarea de modificări în valorile considerate în primele faze ale proiectării conceptuale.

4.3 Alte iterații de design. Alegerea configurației optimizate

4.3.1 Identificarea parametrilor de optimizat

Simulările aerodinamice efectuate în XFLR5 asupra unei prime iterații a configurației s-au apropiat de cerințele generale de performanță, dar au semnalat totodată necesitatea unor ajustări – în special privind maximizarea coeficientului de portanță la angajare și optimizarea parametrilor aerodinamici la croazieră. Aceste schimbări pot fi realizate prin modificări geometrice (torsiune, raport de trapezoidalitate), sau aerodinamice, prin utilizarea unor dispozitive de hipersustentație (flaps-uri) și/sau schimbarea profilurilor aerodinamice.

Mai mult de atât, analizele au demonstrat și ineficiența design-ului de winglet. Pentru a fi eficient din punct de vedere aerodinamic (rezistența de formă obținută prin adăugarea wingletului să fie mai mică decât reducerea de rezistență indusă în modul), acesta ar trebui să aibă alungire cât mai mare (care să contribuie la mărirea suprafeței portante efectivă) și o coardă la extremitate redusă (care să reducă rezistența indusă la extremitatea aripii) [12].

Astfel, principalii parametri care vor fi modificați în următoarele propuneri de configurații vor fi:

- Raportul de trapezoidalitate – care afectează atât distribuția portanței de-a lungul aripii, cât și caracteristicile de stabilitate ale UAV-ului. Astfel, un raport mai mare va oferi caracteristici portante mai bune, dar va veni și cu cerință de torsiune geometrică suplimentară pentru a asigura aceeași margine de stabilitate statică – fenomen cauzat în mare parte de pierderea eficienței profilului aerodinamic de la extremitate datorat reducerii corzii și, implicit, a numărului Reynolds de zbor [5].
- Unghiul de săgeată – asemănător ca raportul de trapezoidalitate, și acesta are impact asupra distribuției portanței și a caracteristicilor de stabilitate ale UAV-ului. Un unghi de săgeată mare va fi favorabil stabilității statice, dar poate veni cu o pierdere a eficienței aerodinamice [5].
- Geometria wingletului – din motivele explicate mai sus în acest capitol, aceasta va afecta atât caracteristicile de stabilitate, cât și cele de eficiență aerodinamică.

4.3.2 Configurații studiate. Compararea rezultatelor

Pentru început, s-au realizat două configurații fără winglet, pentru a studia influența asupra performanțelor aerodinamice și de stabilitate doar a parametrilor geometrici ai aripii – raportul de trapezoidalitate și unghiul de săgeată. Propunerile de design studiate au fost:

- Configurația inițială (Figura 5), cu datele geometrice discutate în capitolele anterioare.
- Configurația 2 (Figura 7), cu următoarele dimensiuni modificate:
 - Raport de trapezoidalitate: $\lambda_2 = 0.667$
 - Unghi de săgeată: $\Lambda_{\frac{c}{4}2} = 15^\circ$
- Configurația 3 (Figura 8), cu următoarele dimensiuni modificate:
 - Raport de trapezoidalitate: $\lambda_3 = 0.667$

- Unghi de săgeată: $\Lambda_{\frac{c}{4}3} = 25^\circ$

Pentru fiecare configurație propusă, formula Panknin a fost recalculată, cu aceeași cerință de stabilitate statică și cu aceleași profile aerodinamice. Configurațiile obținute în XFLR5 sunt vizibile în figurile următoare:

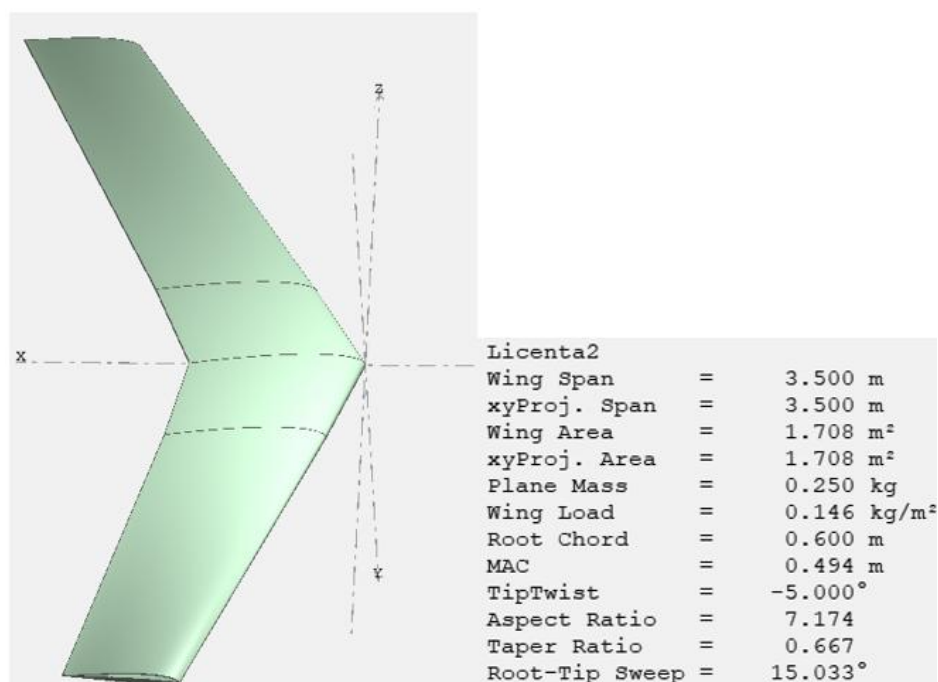


Figura 7. Configurația 2 în XFLR5

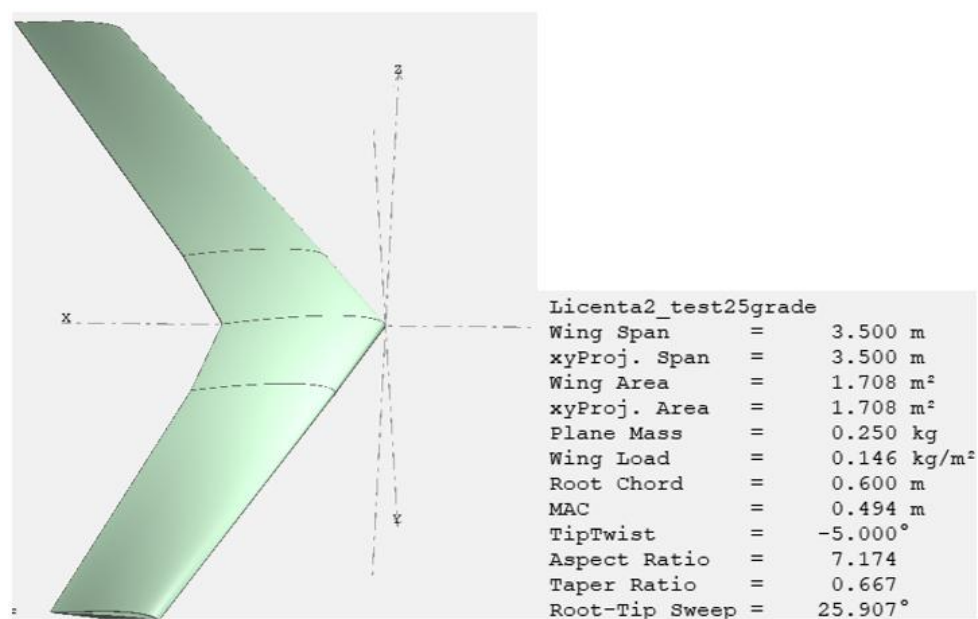


Figura 8. Configurația 3 în XFLR5

Se pot realiza acum analizele XFLR5, o comparație între principalele performanțe aerodinamice fiind ilustrată în figura următoare:

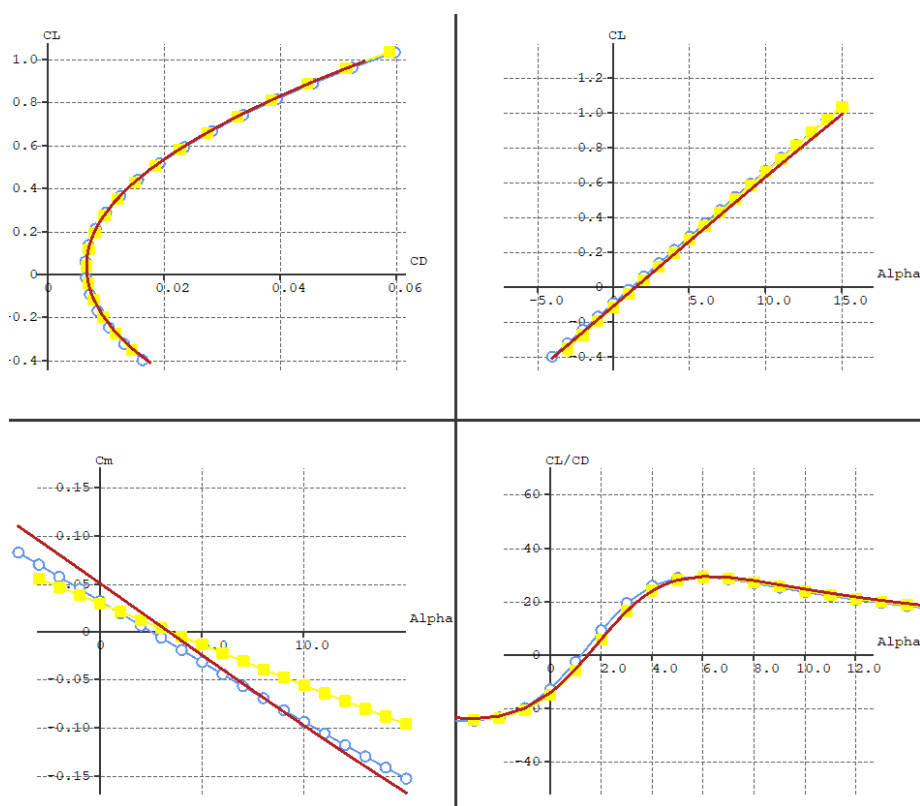


Figura 9. Comparația performanțelor: Configurația inițială (albastru), Configurația 2 (galben), Configurația 3(roșu)

Pentru a evalua influența modificărilor geometrice asupra performanțelor aerodinamice și asupra stabilității UAV-ului propus, au fost astfel comparate mai multe variante de configurație, diferențiate prin raportul de trapezoidalitate al aripii și unghiul de săgeată. Această analiză a avut drept scop identificarea configurației care satisface cel mai bine atât cerințele impuse de misiunea analizată, cât și criteriile tehnice stabilite în etapele anterioare ale proiectării.

Compararea rezultatelor obținute a condus la următoarele observații și concluzii:

1. Influența redusă a modificărilor geometrice asupra performanțelor aerodinamice generale

Analiza arată că variațiile moderate ale raportului de trapezoidalitate și ale unghiului de săgeată nu produc schimbări semnificative în coeficienții de portanță și în finețea aerodinamică (raport L/D). De exemplu, o reducere a raportului de trapezoidalitate sau o creștere a unghiului de săgeată conduce la o ușoară scădere a portanței maxime și o creștere marginală a fineței – comportament anticipat și în cadrul analizei teoretice din Capitolul 4.3.1. Totuși, aceste diferențe sunt minore din punct de vedere practic și pot fi considerate neglijabile în contextul proiectării preliminare.

2. Efectul raportului de trapezoidalitate asupra incidenței la croazieră

Modificarea raportului de trapezoidalitate are un impact direct asupra unghiului de incidență corespunzător momentului nul și, implicit, asupra unghiului de incidență în regim de

croazieră. În studiul realizat, creșterea acestui raport a dus la creșterea unghiului de incidență la croazieră de la 1.5° la 3.4° , corespunzător unui coeficient de portanță de 0.147. Acest rezultat validează valoarea vitezei de croazieră obținute (35–36 m/s), care se aliniază cu cerințele impuse inițial în cadrul fazei de proiectare conceptuală. Această concordanță reprezintă un semn al coerenței între ipotezele inițiale și rezultatele simulate, justificând alegerea acestor valori pentru iterațiile următoare.

3. Influența unghiului de săgeată asupra stabilității statice longitudinale

Modificarea unghiului de săgeată are un efect pronunțat asupra pantei curbei coeficientului de moment în funcție de incidență, care este un indicator direct al stabilității statice longitudinale. În particular, creșterea unghiului de săgeată de la 15° la 25° a condus la o îmbunătățire clară a stabilității, reflectată prin creșterea pantei negative a curbei și deplasarea mai avantajoasă a centrului de presiune. Acest rezultat confirmă literatura de specialitate, care asociază unghiurile de săgeată moderate cu o creștere a stabilității la zborul subsonic [6].

Pe baza acestor observații, se poate concluziona că propunerea de design reprezentată de Configurația 3 – caracterizată prin raport de trapezoidalitate de 0.667, unghi de săgeată de 25° și o alungire de 7 – oferă cel mai bun echilibru între:

- performanțele aerodinamice globale (finețe, portanță);
- stabilitate longitudinală;
- coerență cu cerințele misiunii.

Această configurație este astfel aleasă ca bază pentru continuarea proiectării în etapa preliminară, urmând a fi detaliată în ceea ce privește geometria, distribuția maselor și integrarea sarcinii utile.

4.3.3 Proiectarea wingletului

În urma analizei teoretice efectuată la Capitolul 4.3.1, wingletul a fost reproiectat cu următoarele dimensiuni:

- Anvergura: 400 mm
- Coarda la extremitate: 50 mm, 100 mm și 150 mm, pentru a vedea influența modificării corzii asupra performanțelor aerodinamice.

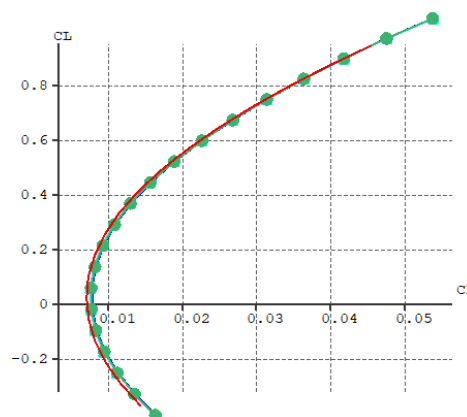


Figura 10. Comparării winglet

Se observă că modificarea design-ului de winglet nu aduce schimbări majore asupra performanțelor aerodinamice globale ale UAV-ului studiat. Astfel, din motive estetice, care au și ele importanță în realizarea dronei [5], se va alege o coardă la extremitate de 100 mm.

4.4 Configurație conceptuală finală

Parametrii finali pentru configurația conceptuală finală (Figura 11) sunt:

- Anvergură: 3.5 m
- Alungire: 7
- Suprafață portantă: 1.5 m^2
- Raport de trapezoidalitate: 0.667
- Coarda la încastrare: 600 mm
- Coarda la extremitate: 400 mm
- Unghi de săgeată: 25°
- Profil aerodinamic încastrare: NACA0015
- Profil aerodinamic extremitate: MH60 reflex
- Anvergură winglet: 400 mm
- Coardă la extremitate winglet: 100 mm

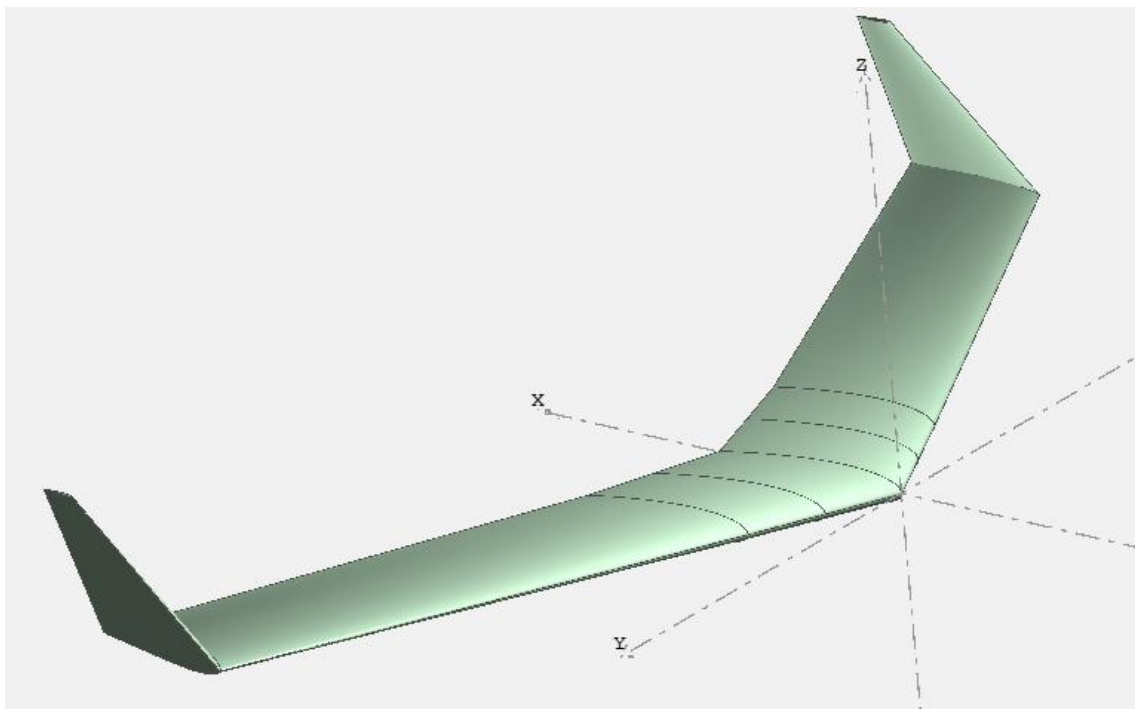


Figura 11. Configurația conceptuală finală a sistemului UAV studiat

5 Proiectare preliminară

5.1 Alegerea sistemului de propulsie

5.1.1 Tipuri de motoare. Discuție

Indiferent de tipul sau scopul misiunii, sistemele de propulsie utilizate pe platformele UAV au fost în mod tradițional împărțite între două categorii majore: propulsia cu motoare cu combustie internă și propulsia electrică. În ultimii ani, cea de-a doua variantă a cunoscut o creștere accelerată în utilizare, susținută de progresele semnificative în dezvoltarea bateriilor de înaltă densitate energetică și a motoarelor electrice cu randament crescut. Această tendință reflectă orientarea actuală a industriei aerospațiale către soluții mai eficiente, mai ușoare și cu impact ecologic redus.

Deși sistemele de propulsie electrică prezintă anumite limitări, în special legate de densitatea energetică scăzută a bateriilor (ce impune mase semnificative pentru capacități energetice mari) și de necesitatea reîncărcării frecvente, acestea sunt compensate de multiple avantaje operaționale. Printre cele mai relevante se numără: masa redusă a motorului, timpul de răspuns foarte scurt, simplitatea mecanică și nivelul redus de zgomot și vibrații, caracteristici extrem de importante în aplicațiile ce implică zbor autonom sau operațiuni discrete. De asemenea, impactul asupra mediului este considerabil mai mic comparativ cu propulsia clasică, ceea ce susține preferința pentru această soluție în sistemele UAV de generație nouă [13].

Din punct de vedere constructiv, motorul electric fără perii (eng. *brushless*) este astăzi soluția dominantă în domeniul UAV-urilor, datorită fiabilității sporite și performanțelor ridicate. Acest tip de motor, deși necesită un control electronic mai avansat și implică costuri puțin mai ridicate, oferă o serie de avantaje esențiale: durată de viață extinsă, eficiență energetică superioară și emisii acustice reduse [14].

Având în vedere toate aceste considerente tehnice și operaționale, sistemul de propulsie adoptat pentru UAV-ul analizat în cadrul acestei lucrări va fi de tip electric, echipat cu motor fără perii, fiind cel mai potrivit pentru cerințele misiunii de căutare și salvare și pentru constrângerile de masă și stabilitate impuse de lansarea aeriană.

5.1.2 Configurații propuse. Alegerea configurației optime

Pe baza datelor obținute în faza de proiectare conceptuală, inclusiv parametrii aerodinamici caracterizați anterior și alegerea sistemului de propulsie electric de tip motor fără perii, se poate avansa către definirea completă a configurației propulsive. Această etapă presupune alegerea optimă a bateriei, a motorului electric și a elicei, în funcție de cerințele de performanță ale misiunii și de constrângerile structurale și energetice identificate.

Pentru realizarea acestei selecții, a fost utilizat software-ul de simulare eCalc [15], o platformă specializată în evaluarea configurațiilor propulsive electrice pentru aeronave ușoare și UAV-uri. Acest instrument permite introducerea unor date de intrare relevante – cum ar fi masa totală estimată a UAV-ului, suprafața portantă, alungirea aripii, coeficientul de rezistență parazită în regim de croazieră – și oferă, în schimb, o serie de estimări privind eficiența energetică, viteza de croazieră atinsă, timpul de zbor și caracteristicile motorului și ale bateriei.

În urma rulării mai multor combinații de configurații candidat, fiecare variantă generată de eCalc a fost evaluată din două perspective:

- Estimările directe furnizate de simulator, referitoare la autonomie, masă a sistemului electronic și viteză de zbor;
- Aplicarea funcției cost definite anterior în Capitolul 3.2, care permite o comparație obiectivă între alternative, în funcție de impactul fiecărui parametru asupra performanței generale a UAV-ului.

Această abordare duală – simulare numerică și analiză multicriterială – asigură selecția unei configurații de propulsie care nu doar că satisface cerințele tehnice de bază, ci și optimizează performanțele globale ale sistemului în raport cu misiunea de referință. Astfel, configurațiile evaluate sunt:

- Configurația 1
 - Motor: Dualsky GA3500R-200
 - Baterie: LiPo 66000 mAh, 6S 3P
 - Elice: Aeronaut CamCarbon 22x22
- Configurația 2
 - Motor: Dualsky GA3500R-200
 - Baterie: LiPo 66000 mAh, 6S 3P
 - Elice: Aeronaut CamCarbon 24x22
- Configurația 3
 - Motor: Dualsky GA3500R-200
 - Baterie: LiPo 66000 mAh, 6S 3P
 - Elice: Aeronaut CamCarbon 22x20
- Configurația 4
 - Motor: Dualsky XM6355DA-13 V3
 - Baterie: LiPo 44000 mAh, 8S 2P
 - Elice: Dualsky MRP Carbon 20x16
- Configurația 5
 - Motor: Dualsky XM6355DA-25 V4
 - Baterie: LiPo 66000 mAh, 6S 3P
 - Elice: Dualsky MRP Carbon 22x20

În urma simulărilor efectuate cu ajutorul platformei eCalc, au fost generate mai multe configurații propulsive viabile, care respectă constrângerile impuse de geometria UAV-ului și de cerințele misiunii. Toate variantele analizate oferă autonomii de zbor cuprinse între 40 și 60 de minute, în condițiile unei funcționări continue a motorului electric, fără a se lua în calcul perioadele de zbor planat. Această estimare reprezintă un caz conservator, corespunzător scenariului de operare cel mai solicitant energetic.

Din punct de vedere al masei totale a ansamblului de propulsie și electronică asociată, valorile estimate se situează în intervalul 9–11 kg, în timp ce vitezele de croazieră atinse de fiecare configurație sunt cuprinse între 110 și 120 km/h, ceea ce corespunde cerințelor formulate în etapa de proiectare conceptuală.

Pentru o mai bună înțelegere a diferențelor dintre variante, au fost realizate mai multe grafice comparative:

- Figura 12 ilustrează variația autonomiei de zbor în funcție de configurația analizată.

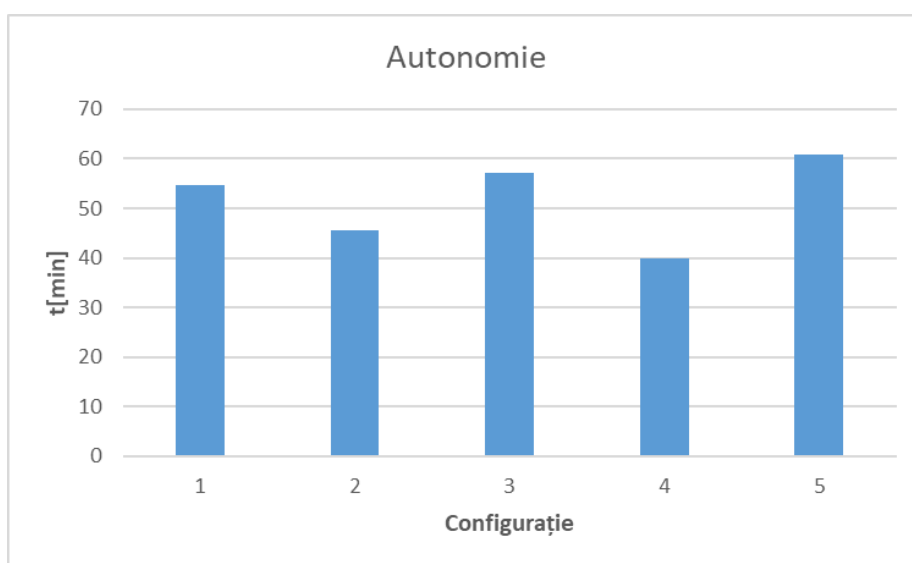


Figura 12. Autonomia de zbor oferită de fiecare configurație

- Figura 13 prezintă masa estimată a sistemului de propulsie pentru fiecare variantă.

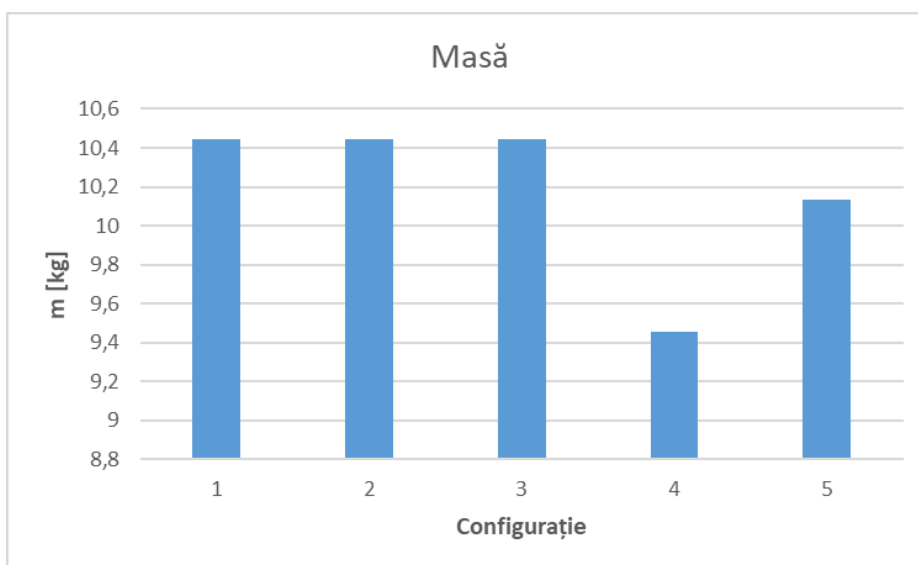


Figura 13. Masa sistemelor de propulsie analizate

- Figura 14 oferă o comparație a vitezelor de croazieră obținute.

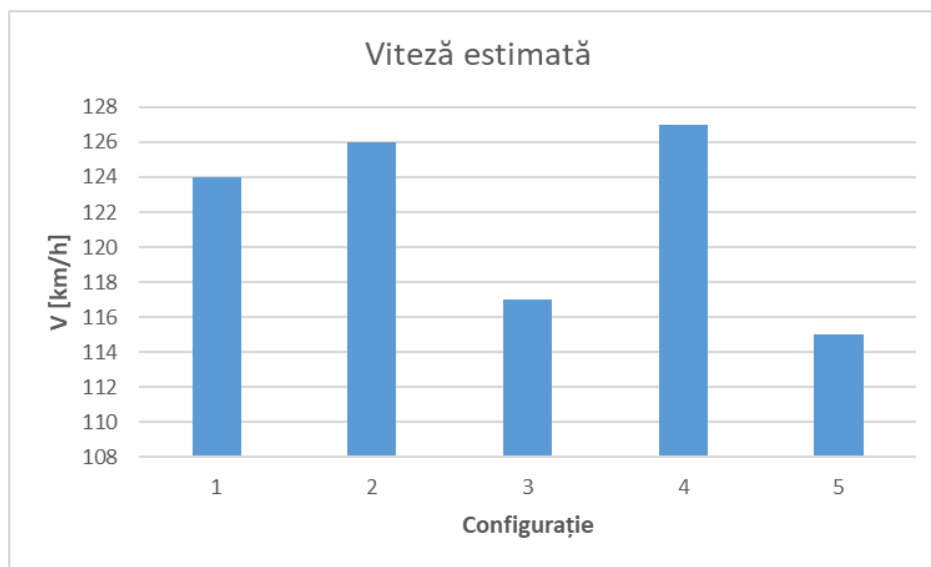


Figura 14. Viteza de croazieră estimată pentru fiecare configurație

- Figura 15 integrează toate cele trei criterii analizate (autonomie, masă, viteză) într-o reprezentare grafică unificată, facilitând evaluarea vizuală a compromisurilor implicate.

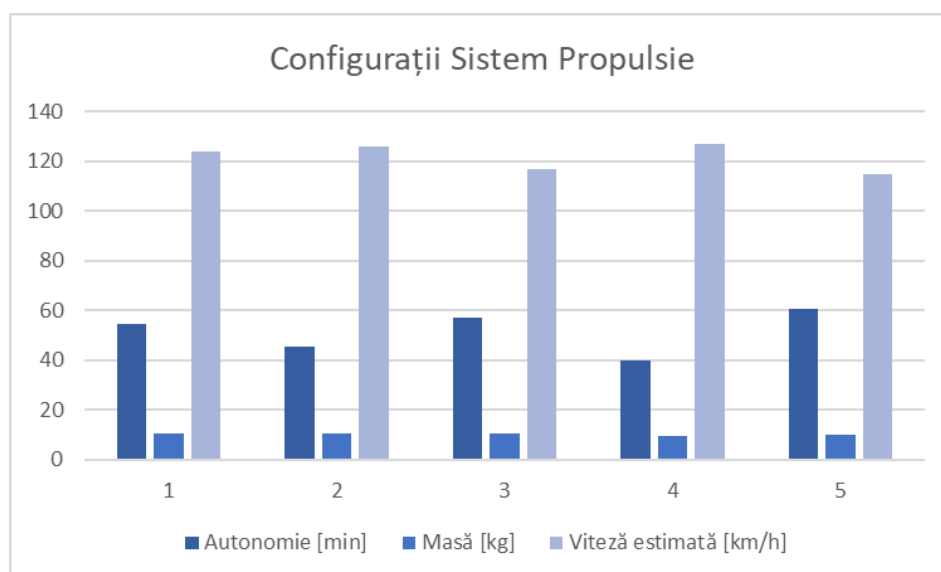


Figura 15. Analiza comparativă a performanțelor sistemelor de propulsie analizate

În completare, comparația realizată în Tabel 2 oferă o sinteză a datelor numerice și a valorilor funcției cost corespunzătoare fiecărei configurații. Pe baza acestei analize, se identifică configurația optimă, care oferă cel mai bun echilibru între performanță, eficiență energetică și masă totală, în acord cu obiectivele stabilite în capitolele anterioare. Se observă astfel cum Configurația 5 a maximizat valoarea funcției – cost, fiind astfel sistemul de propulsie ales pentru sistemul UAV studiat în această lucrare.

Tabel 2. Alegerea sistemului de propulsie optim

Configurație	Autonomie [min]	Masă [kg]	Viteză estimată [km/h]	Funcție Cost
1	54,8	10,446	124	0,943
2	45,6	10,446	126	0,868
3	57,2	10,446	117	0,957
4	40	9,456	127	0,862
5	60,8	10,134	115	0,997

5.2 Proiectare preliminară CAD. Centraj și momente de inerție masică

5.2.1 Mediul de proiectare ales

Odată finalizată selecția sistemului de propulsie, a fost posibilă realizarea unui model preliminar CAD al UAV-ului, cu scopul de a evalua poziția centrului de greutate, distribuția maselor și momentele de inerție, aspecte esențiale pentru validarea stabilității statice și dinamice a configurației propuse. Această etapă are un rol crucial în corelarea rezultatelor obținute din calcule analitice și simulări aerodinamice cu realitatea geometrică și volumetrică a vehiculului.

Pentru dezvoltarea modelului tridimensional s-a utilizat platforma Onshape, un software modern de proiectare asistată de calculator (CAD) în mediu cloud, care oferă numeroase funcționalități utile pentru proiectarea aeronautică. Printre avantajele majore ale acestei platforme se numără:

- integrarea directă a unui generator de profile aerodinamice, ce permite definirea rapidă și precisă a secțiunilor aripii;
- posibilitatea de a lucra într-un mediu parametric, în care anumite dimensiuni sau variabile geometrice pot fi definite simbolic și modificate ulterior, fără a necesita reconstruirea modelului [16].

Acest mod de lucru parametric asigură o flexibilitate ridicată în faza de proiectare preliminară, permițând explorarea rapidă a mai multor variante constructive și evaluarea impactului modificărilor geometrice asupra distribuției maselor și a performanțelor aerodinamice. Modelul CAD a fost utilizat ulterior pentru estimarea preliminară a centrului de greutate și a momentelor de inerție prin intermediul funcțiilor de analiză masică integrate în Onshape, oferind un prim set de date utile pentru studiul stabilității configurației în regim de zbor.

5.2.2 Realizarea principalelor elemente structurale

În etapa de proiectare preliminară, pe baza recomandărilor din literatura de specialitate [17], a consultărilor cu specialiști în domeniul proiectării și construcțiilor sistemelor UAV și a experienței directe a autorului, a fost aleasă o configurație structurală clasică de tip bilonjeron, recunoscută pentru echilibrul eficient între rigiditate, rezistență și masă structurală redusă.

În această configurație, primul lonjeron este amplasat la aproximativ 25% din lungimea corzii profilului aerodinamic, poziție corespunzătoare centrului de presiune în regim de zbor subsonic incompresibil. Al doilea lonjeron este poziționat spre 70% din coardă, având atât rol structural, cât și funcțional, întrucât servește drept ax de rotație pentru suprafețele de comandă (elevoane). Ambele lonjeroane sunt proiectate a fi continue pe întreaga lungime a aripii și vor avea o secțiune de tip „C”, configurată astfel pentru a asigura o bună capacitate de preluare a eforturilor de încovoiere și forfecare, specifică în special în regimurile de viraj și urcare. Comparativ cu lonjeroanele clasice cu secțiune „I”, varianta adoptată asigură o reducere a masei structurale, fără penalizarea semnificativă a rigidității.

În ceea ce privește nervurile, acestea sunt dispuse paralel cu direcția de zbor, și nu perpendicular pe lonjeroane, soluție adoptată pentru simplitatea constructivă și compatibilitatea cu metodele de fabricație aditive sau compozite. În configurația inițială, s-a optat pentru șase nervuri pe fiecare semiplan, număr estimat empiric pe baza experienței și care va fi ajustat ulterior în funcție de rezultatele simulărilor de tip FEM (Finite Element Method) efectuate în software-ul Ansys.

Este important de menționat că întreaga geometrie structurală – inclusiv pozițiile lonjeroanelor, numărul și distanțarea nervurilor, precum și grosimea elementelor principale (înveliș, inima lonjeronului, nervuri) – este tratată în mod parametric, permițând o adaptare rapidă în faza de proiectare detaliată. Această flexibilitate este esențială pentru ajustarea structurii în funcție de rezultatele analizelor de stres și deformare și ale modificărilor geometrice rezultate din iterațiile ulterioare de optimizare.

La această structură de bază au fost adăugate și bateria și motorul selectate în capitolul anterior, pentru importanța pe care o au acestea asupra distribuției maselor și implicit asupra stabilității statice și dinamice a sistemului UAV studiat. A rezultat astfel următoarea iterație de design preliminar:

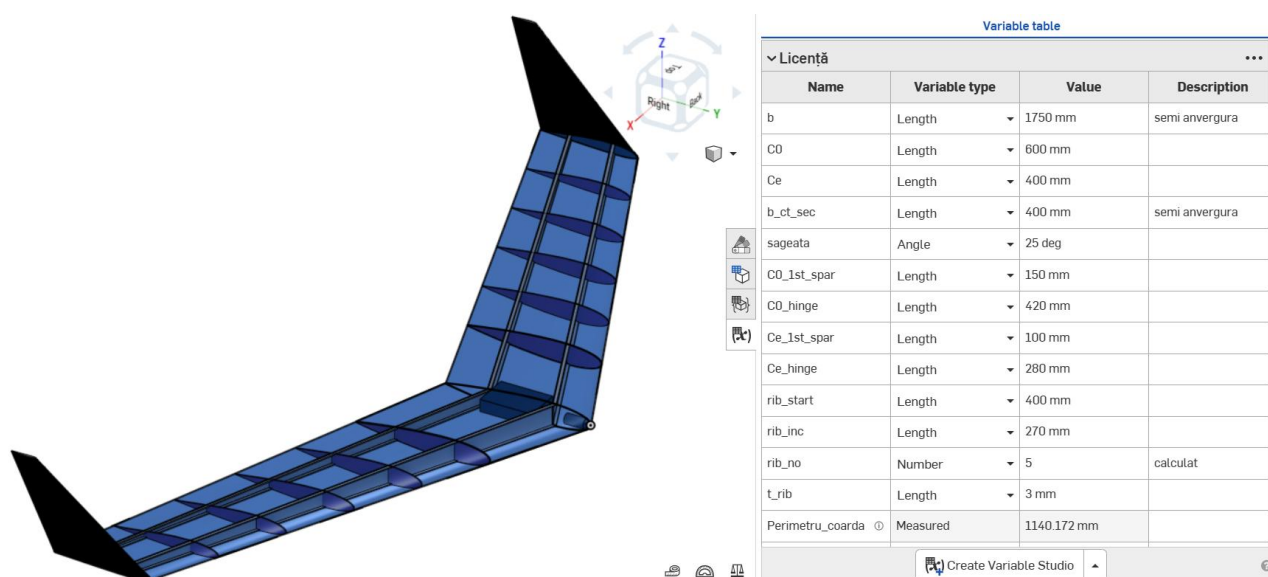


Figura 16. Modelul preliminar al Sistemului UAV și tabelul cu variabile parametrice

5.2.3 Materiale folosite. Inerția aeronavei în configurație gol – echipată

Ultima etapă pregătitoare înaintea analizei de centraj și a evaluării stabilității, atât statice cât și dinamice, a constat în stabilirea preliminară a materialelor utilizate pentru fabricarea componentelor platformei aeriene. Tehnologia constructivă aleasă este bazată pe utilizarea materialelor compozite, o soluție tot mai frecvent adoptată în proiectarea și realizarea sistemelor UAV, datorită raportului excelent între rezistență, rigiditate și masă structurală. Deși presupune timpi de fabricație mai lungi și costuri inițiale mai ridicate, această tehnologie asigură performanțe structurale superioare, aspect esențial în contextul unei aeronave ușoare cu cerințe stricte de masă și rezistență.

Pentru realizarea învelișului extern s-a optat pentru o structură de tip sandwich, formată din două straturi de carbon bidirecțional cu densitatea de 100 g/m^2 și un miez din material Rohacell cu densitate de 50 g/m^2 . Consumul estimat de rășină este de aproximativ 100 g/m^2 , conform valorilor recomandate de producători. Materialul de carbon utilizat prezintă fibre dispuse pe două direcții perpendiculare, care pot fi orientate în funcție de direcțiile de solicitare dominante, ceea ce permite optimizarea comportamentului mecanic al învelișului. O variantă constructivă alternativă analizată a fost utilizarea unui miez de spumă acoperit cu un singur strat de carbon, soluție care ar fi simplificat procesul de fabricație și ar fi redus complexitatea structurii interne. Totuși, această variantă a fost exclusă din cauza masei suplimentare pe care ar fi introdus-o, incompatibilă cu cerințele de proiectare.

Pentru realizarea winglet-urilor a fost, de asemenea, selectată o soluție pe bază de materiale compozite. Având în vedere dimensiunile reduse ale acestor componente, s-a considerat adecvată varianta unui miez din spumă de densitate 40 g/m^2 , învelit într-un strat de carbon de densitate foarte redusă, de 23 g/m^2 . Această combinație oferă un bun compromis între greutate minimă, rigiditate și ușurință în manufacturare.

În ceea ce privește structura internă a aripii, în această fază preliminară s-a optat pentru fabricarea acesteia din placaj de aviație, un material utilizat frecvent în construcțiile aeronautice. Alegerea este motivată de ușurința procesării prin debitare CNC, care permite o producție rapidă, precisă și cu riscuri minime de eroare în procesul de tăiere și asamblare.

În Tabel 3 este sumarizată analiza de centraj pentru drona gol – echipată. Datele au fost extrase utilizând Onshape, iar originea axelor este dată de botul aeronavei:

Tabel 3. Centrajul UAV-ului în configurație gol - echipată

Subansamblu	Material	Masă [kg]	x_{CG} [m]	z_{CG} [m]
Înveliș	Compozit	2,450	-0,628	0,001
Lonjeron principal	Placaj de aviație	0,590	-0,506	0,002
Lonjeron secundar	Placaj de aviație	0,420	-0,734	0,000
Nervuri	Placaj de aviație	0,470	-0,595	0,002
Winglets	Compozit	0,201	-0,563	0,001
Baterie	-	8,600	-0,308	0,000
Motor	-	1,600	-0,060	0,000
TOTAL		14,131	-0,366	0,000
Locația punctului neutru			-0,531	
Margine statică obținută			33%	

Analiza relevă existența unei margini statice mari, superioară celei stabilite în faza proiectării conceptuale (Capitolul 4.2.1). În plus, masa de aproximativ 14 kg permite acomodarea unei mase utile de 6 kg, cu o libertate ridicată de dispunere a acesteia datorată marginii statice ridicate. Cu aceste date, momentele de inerție masică pentru aeronava gol – echipată au putut fi extrase, utilizând tot Onshape:

Figura 17. Momente de inerție masică

5.3 Stabilitate dinamică. Influența wingleturilor

După stabilirea poziției centrului de greutate și extragerea momentelor de inerție masice din modelul CAD, a fost posibilă realizarea analizei de stabilitate dinamică cu ajutorul software-ului XFLR5. Scopul acestei analize a fost determinarea valorilor proprii asociate matricilor de stabilitate pentru mișcările perturbate ale UAV-ului, atât în plan longitudinal, cât și în plan lateral-direcțional, și interpretarea modurilor proprii rezultate în termeni de stabilitate, amortizare și timp caracteristic (de înjumătățire sau de dublare).

Pentru a evidenția influența unor componente aerodinamice asupra comportamentului dinamic, au fost analizate două variante constructive ale UAV-ului: una prevăzută cu winglet-uri (Tabel 5) și una fără aceste elemente (Tabel 4). Compararea celor două cazuri evidențiază impactul semnificativ al winglet-urilor în stabilitatea dinamică a configurațiilor de tip aripă zburătoare.

Structura soluțiilor obținute din analiza XFLR5 este următoarea:

Mișcarea longitudinală:

- Două valori proprii complex conjugate corespunzătoare modului fugoid (eng. *phugoid*). Acest mod este caracterizat de o mișcare oscilatorie de joasă frecvență și amortizare redusă. Stabilitatea sa depinde de semnul părții reale a valorilor proprii. Modul fugoid implică variații

lente ale vitezei și altitudinii, cu o frecvență scăzută și timp caracteristic mare.

- Două valori proprii complex conjugate asociate modului rapid (eng. *short period*). Acesta este un mod de oscilație rapidă, în general stabil, cu o frecvență ridicată și o amortizare semnificativă. Partea reală și partea imaginară ale acestor soluții au valori mari în modul, reflectând un răspuns rapid la perturbații longitudinale.

Mișcarea lateral–direcțională:

- O valoare proprie reală negativă, asociată modului de rulu (eng. *roll*). Acest mod este aperiodic, puternic amortizat și se manifestă printr-o revenire rapidă la echilibru în urma unei perturbații de rulu.
- O valoare proprie reală, apropiată de zero, corespunzătoare modului spiral (eng. *spiral*). Acest mod descrie o mișcare aperiodică lentă, slab amortizată. Stabilitatea sa depinde de semnul părții reale și poate fi influențată de distribuția masei și de efectul winglet-urilor.
- Două valori proprii complex conjugate care definesc modul de rulu olandez (eng. *Dutch Roll*). Acest mod descrie o oscilație combinată de rulu și girație, de frecvență medie și amortizare slabă. De regulă este stabil, însă cu o parte reală redusă, ceea ce implică o amortizare insuficientă și o durată relativ lungă a oscilațiilor [18].

Tabelele următoare sumarizează rezultatele analizelor

Tabel 4. Stabilitatea dinamică a configurației fără winglet

Mod Analizat		Rădăcină		Pulsăția Naturală [Hz]		Raport de Amortizare	Stabilitate	Timp de înjumătățire/dublare [s]
		Real	Imaginar	Neamortizată	Amortizată			
Longitudinal	Phugoid	-0,016	0,375	0,060	0,060	0,043	Stabil	42,655
	Short Period	-9,123	15,142	2,814	2,140	0,516	Stabil	0,076
Lateral-Direcțional	Roll	-168,265	0	-	-	-	Stabil	0,004
	Spiral	0,006	0	-	-	-	Instabil	118,893
	Dutch Roll	0,037	2,085	0,332	0,332	-0,018	Instabil	18,729

Tabel 5. Stabilitatea dinamică a configurației cu winglet

Mod Analizat		Rădăcină		Pulsăția Naturală [Hz]		Raport de Amortizare	Stabilitate	Timp de înjumătățire/dublare [s]
		Real	Imaginar	Neamortizată	Amortizată			
Longitudinal	Phugoid	-0,024	0,306	0,049	0,049	0,078	Stabil	29,048
	Short Period	-12,529	21,441	3,952	3,412	0,505	Stabil	0,055
Lateral-Direcțional	Roll	-225,436	0	-	-	-	Stabil	0,003
	Spiral	0,001	0	-	-	-	Neutru	679,556
	Dutch Roll	-1,385	11,210	1,798	1,784	0,123	Stabil	0,500

Compararea celor două variante constructive, cu și fără winglet-uri, evidențiază impactul acestora asupra stabilității dinamice a UAV-ului. Rezultatele analizei arată că modul de rulu olandez, inițial instabil în absența winglet-urilor, devine stabil odată cu adăugarea acestora, demonstrând eficiența lor în ameliorarea comportamentului oscilator lateral-direcțional. De asemenea, modul spiral, caracterizat anterior printr-o instabilitate lentă, se apropie de stabilitate neutră, cu un timp de dublare foarte mare, indicând o îmbunătățire considerabilă a comportamentului direcțional în regim aperiodic. În schimb, modurile longitudinale (fugoid și rapid), precum și modul lateral – direcțional de rulu, au fost afectate nesemnificativ de modificarea configurației, ceea ce

indică o independență a acestora față de prezența winglet-urilor.

Aceste concluzii susțin decizia de a include winglet-urile în configurația finală a UAV-ului, ca elemente esențiale pentru asigurarea unei stabilități dinamice corespunzătoare, fără a penaliza alte caracteristici ale comportamentului în zbor.

Pentru a facilita vizualizarea modurilor de stabilitate dinamică analizate, în cazul configurației cu winglet, a fost realizat următorul grafic, ce ilustrează variația amplitudinii mișcărilor studiate în funcție de timp:

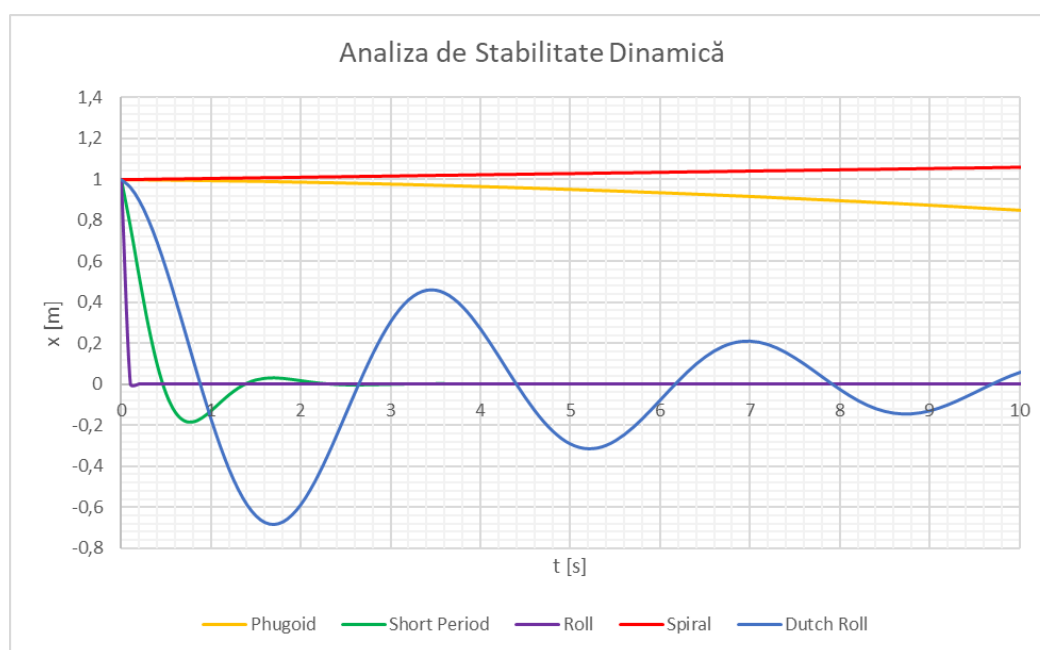


Figura 18. Stabilitatea dinamică a sistemului UAV studiat

5.4 Proiectarea suprafețelor de comandă

5.4.1 Mișcarea de ruliu

Pentru asigurarea controlului corespunzător în ruliu și în tangaj al UAV-ului propus, s-a realizat dimensionarea suprafețelor de comandă de tip elevoane. Această etapă a presupus stabilirea poziției optime pe semiaripă, alegerea dimensiunilor geometrice, precum și verificarea autorității aerodinamice generate de deflexia suprafețelor mobile.

Primul pas a constat în determinarea poziției optime pe aripă a elevonului. Aceasta, conform [19], este cea în care răspunsul aerodinamic dat de bracărea suprafeței este cel mai mare. Expresia coeficientului de moment local într-un punct oarecare pe de-a lungul aripii poate fi scrisă ca:

$$\Delta C_M = y \cdot \Delta C_L \quad (18)$$

De aceea, a fost necesară extragerea distribuției portanței de-a lungul semi-anvergurii aripii. Aceasta s-a realizat cu XFLR5, la unghiul de incidență de croazieră, iar rezultatele au fost post-procesate în Excel.

Astfel, distribuția coeficientului de portanță este ilustrată în Figura 19:

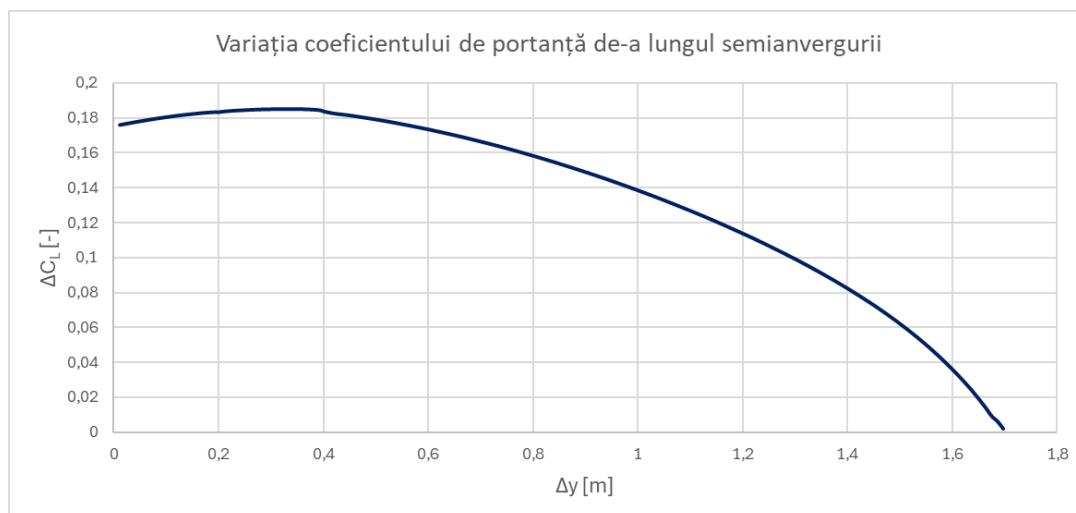


Figura 19. Distribuția coeficientului de portanță pentru sistemul UAV studiat

Din Ecuația 18 se obține imediat și distribuția coeficientului de moment:

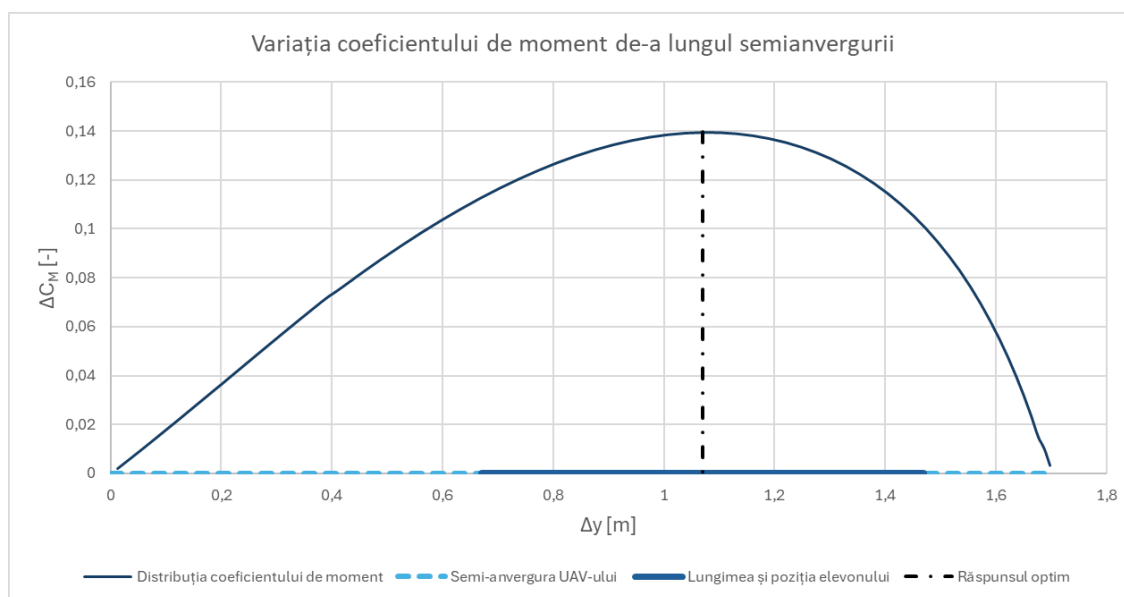


Figura 20. Distribuția coeficientului de moment pentru sistemul UAV studiat

Figura 20 conține și informații cu privire la amplasarea elevonului și a lungimii acestuia. Astfel, centroidul elevonului este poziționat la $y = 1.07$ m, locația pe semi-anvergura aripii unde răspunsul aerodinamic dat de bracarea suprafeței de comandă este maximizat, permițând astfel o suprafață mobilă mai redusă și o diminuare a efectului bracării asupra rezistenței la înaintare.

În continuare, s-au stabilit valorile parametrilor constructivi principali ai suprafeței de comandă. Conform recomandărilor din literatura de specialitate [19], a fost selectat un procent de 30% din coardă pentru lățimea elevoanelor (măsurată de la bordul de fugă spre bordul de atac).

Totodată, s-a avut în vedere relația ce există între rata de ruliu p , anvergura b și viteza de zbor V a platformei aeriene, relație scrisă pentru aeronave cu misiuni cargo [19]:

$$\frac{pb}{2V} \geq 0.07 \quad (19)$$

Cu valorile stabilite în capitolele anterioare, rata de ruliu minimă la croazieră devine:

$$p \geq 1.4 \text{ rad/s} \quad (20)$$

Mai departe, sunt introduse 2 mărimi care descriu răspunsul aeronavei la bracărea elevoanelor: derivata de autoritate de ruliu (eng. *roll authority derivative*) - $C_L^{\delta_a}$ - și derivata de amortizare în ruliu (eng. *roll damping derivative*) - C_L^p . Relația între acestea și rata de ruliu este dată de:

$$\frac{pb}{2V} = -\frac{C_L^{\delta_a}}{C_L^p} \delta_a \quad (21)$$

În plus, tot în [19] sunt date formule pentru estimarea acestor derivate, în cazul aripilor trapezoidale cu raport de trapezoidalitate λ :

$$C_L^{\delta_a} = \frac{c_L^{\delta_a} \cdot C_0}{Sb} \left[(b_2^2 - b_1^2) + \frac{4(\lambda - 1)}{3b} (b_2^3 - b_1^3) \right] \quad (22)$$

$$C_L^p = -\frac{(c_L^\alpha + c_{D \min}) \cdot C_0 b}{24S} (1 + 3\lambda) \quad (23)$$

Notațiile folosite reprezintă:

- $c_L^{\delta_a}$ – schimbarea în portanță datorată brăcării suprafețelor de comandă, în 1/rad;
- b_1, b_2 – locația pe semi-anvergura aripilor, față de încastrare, a capătului, respectiv finalului, elevonului
- c_L^α – panta de portanță a profilului
- $c_{D \min}$ – coeficientul de rezistență la înaintare al profilului

În aceste relații, necunoscutele sunt $c_L^{\delta_a}, b_1$ și b_2 , care sunt dependente între ele. Astfel, un proces iterativ a fost folosit pentru a calcula aceste valori, detaliat în următoarele paragrafe.

Pentru început, s-a calculat valoarea derivatei de amortizare în ruliu din Ecuația (23), înlocuind în ecuație valorile stabilite în capitolele anterioare și obținând:

$$C_L^p = -0.8494 \text{ rad}^{-1} \quad (24)$$

Stabilind ca deflexie maximă a elevonului la sol $\delta_{a0} = 25^\circ$ și considerând pentru randamentul sistemului de control o valoare de 75%, se poate calcula deflexia maximă în zbor:

$$\delta_a = \frac{75}{100} \delta_{a0} = 18.75^\circ \quad (25)$$

Rescriind Ecuația (21) și înlocuind valorile calculate până acum, se obține pentru derivata de autoritate în ruliu:

$$C_L^{\delta_a} = -C_L^p \cdot \frac{pb}{2V} \cdot \frac{1}{\delta_a} \geq 0.1817 \text{ rad}^{-1} \quad (26)$$

Mai departe, începe procesul iterativ pentru determinarea lungimii elevonului, proces ce poate fi descris astfel:

1. Alegerea unei lungimi l_a pentru elevon;
2. Calculul coordonatelor b_1, b_2 cu formula:

$$b_1 = 1.07 - \frac{l_a}{2}, b_2 = 1.07 + \frac{l_a}{2} \leq \frac{b}{2} \quad (27)$$

3. Estimarea lui $c_L^{\delta_a}$ minim necesar din Ecuația (22);
4. Realizarea configurației în XFLR5;
5. Extragerea valorii lui $c_L^{\delta_a}$ din simularea XFLR5;
6. Compararea rezultatelor: dacă $c_{L, XFLR5}^{\delta_a} \geq c_{L, \min}^{\delta_a}$, analiza se oprește. În caz contrar, se mărește valoarea lungimii l_a și se reia procesul.

În acest caz au fost necesare 3 iterații, sumarizate în :

Tabel 6. Calcularea lungimii elevonului

Iterație	l_a [m]	b_1 [m]	b_2 [m]	$c_L^{\delta_a}$ minim [1/rad]	$c_L^{\delta_a}$ XFLR5 [1/rad]
1	0,600	0,770	1,370	1,827	1,318
2	0,700	0,720	1,420	1,570	1,364
3	0,800	0,670	1,470	1,377	1,421

Astfel, dimensiunile finale ale elevonului sunt date de iterația 3: o lungime de 800 mm, formă trapezoidală în care mărimea corzii reprezintă 30% din lungimea locală a corzii aripii și poziționare între cotele $b_1 = 670$ mm și $b_2 = 1470$ mm.

5.4.2 Mișcarea de tangaj

Eficiența elevoanelor dimensionate în subacapitolul anterior a fost verificată și pentru controlul tangajului aeronavei. Astfel, pentru a estima răspunsul la bracașul simetric al elevoanelor – echivalent unei comenzi de profundor, s-a considerat că, în zborul de croazieră, momentul cauzat de diferența de portanță creată generează accelerație unghiulară de tangaj, astfel [20]:

$$\Delta L_{\text{elevon}} \cdot (x_{CG} - x_{NP}) = I_{yy} \cdot \ddot{\theta} \quad (28)$$

În acest caz, diferența de portanță ΔL_{elevon} a fost estimată cu:

$$\Delta L_{\text{elevon}} = \frac{1}{2} \rho S_{\text{elevon}} c_{L_{\text{XFLR5}}}^{\delta_a} \delta_a V^2 = \frac{1}{2} \rho \frac{l_a (C_{1a} + C_{2a})}{2} c_{L_{\text{XFLR5}}}^{\delta_a} \delta_a V^2 \quad (29)$$

Înlocuind în Ecuația (28) și rezolvând pentru $\ddot{\theta}$, se obține:

$$\ddot{\theta} = \frac{1}{4} \frac{\rho l_a (C_{1a} + C_{2a}) c_{L_{\text{XFLR5}}}^{\delta_a} \delta_a V^2}{I_{yy}} \cdot (x_{\text{CG}} - x_{\text{NP}}) \quad (30)$$

Cu datele calculate până acum, se obțin următoarele răspunsuri la diferite bracaje de elevon și diferite viteze de zbor:

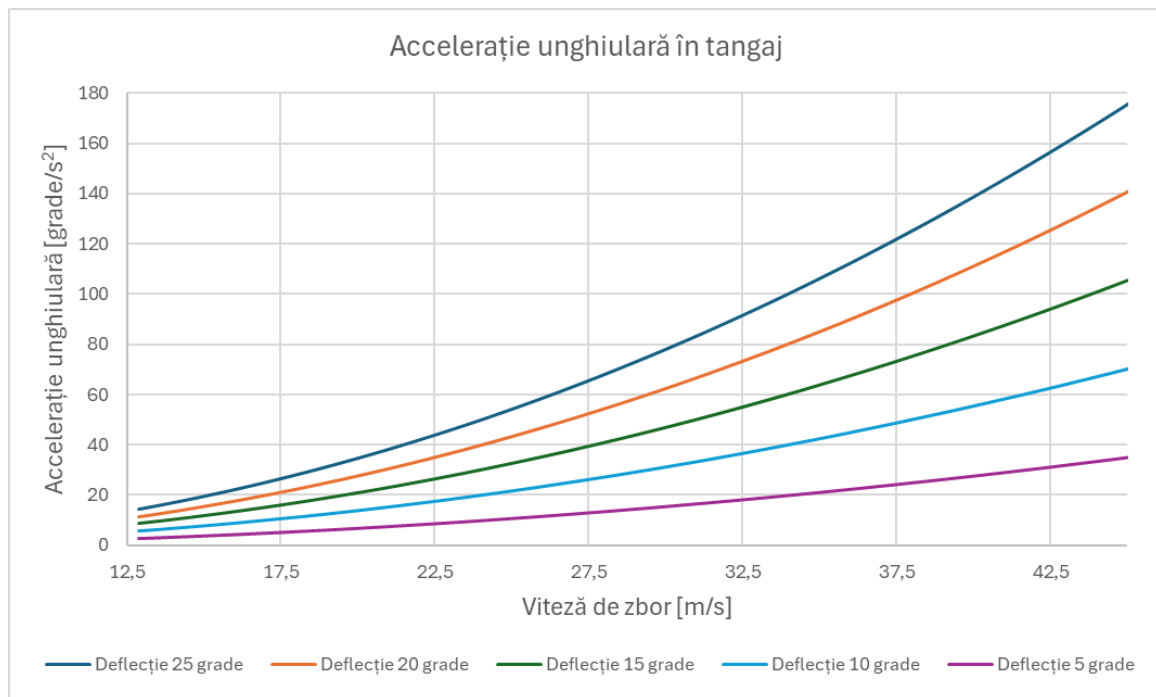


Figura 21. Variația accelerației unghiulare de tangaj

Rezultatele obținute arată o creștere clară a accelerației unghiulare în tangaj odată cu creșterea vitezei de zbor și a deflexiei simetrice aplicate elevoanelor. Comportamentul neliniar observat este justificat de natura variației momentelor aerodinamice față de viteza de zbor. La deflexii mari (20°–25°) și viteze de zbor ridicate (40 – 45 m/s), accelerațiile unghiulare depășesc 150°/s², ceea ce indică o autoritate suficientă pentru manevre rapide și control stabil în regim dinamic. În plus, la viteze de zbor mici și bracaje mari de elevon, accelerațiile unghiulare se situează în intervalul 10–15°/s², valori corespunzătoare aeronavelor foarte manevrabile [20]. Aceste valori confirmă că dimensiunile și poziționarea elevoanelor sunt adecvate nu doar pentru ruluu, ci și pentru controlul eficient al tangajului.

5.4.3 Mișcarea de girație

În absența unei direcții verticale, controlul mișcării de girație (eng. *yaw*) este realizat prin bracajul diferențial al elevoanelor, adică prin bracarea asimetrică a acestora: unul în sus, celălalt în

jos. Această acțiune determină o diferență de portanță între cele două semiplane ale aripilor, dar, mai important de atât, generează și o diferență de rezistență la înaintare. Rezultatul este apariția unui moment de rotație în plan orizontal, ce permite schimbarea direcției de zbor. Această metodă de control este frecvent utilizată în configurațiile de tip aripă zburătoare, compensând eficient absența unei suprafețe verticale mobile. În cazul în care testele ulterioare de zbor vor indica o autoritate insuficientă asupra axei de rotație, performanța acestui mecanism poate fi îmbunătățită prin adăugarea unor dispozitive precum *slat-uri*, montate fie pe bordul de atac, fie pe bordul de fugă, având rolul de a amplifica diferențele de rezistență aerodinamică între semiplane ale aripilor, sau a unor *flaps-uri* montate în extremitatea semiplanelor aripilor, având același rol [21].

5.5 Calcul conceptual al sistemului de susținere al dronei de aeronava purtătoare

În cazul unei platforme aeriene lansate dintr-o aeronavă aflată în zbor, proiectarea unui sistem de prindere și eliberare reprezintă o componentă esențială pentru asigurarea siguranței operaționale și a integrității structurale. Sistemul trebuie să îndeplinească simultan două funcții critice: menținerea fermă a UAV-ului în timpul fazelor zborului transportator, respectiv eliberarea promptă și fiabilă la momentul dorit al misiunii. Alegerea configurației geometrice a sistemului de prindere, a numărului de puncte de susținere și a mecanismului de eliberare trebuie să țină cont atât de solicitările aerodinamice și inerțiale la care este supus UAV-ul în timpul zborului, cât și de constrângerile de masă, dimensiuni și simplitate constructivă.

În literatura de specialitate și în practica operațională, au fost dezvoltate mai multe soluții pentru prinderea și eliberarea UAV-urilor din aeronave aflate în zbor. Alegerea unei variante constructive depinde de masa vehiculului aerian, modul de integrare în platforma purtătoare, precizia necesară în momentul lansării, siguranța mecanismului și gradul de redundanță dorit. Printre soluțiile uzuale se regăsesc:

- Cleme mecanice sau electromecanice retractabile, amplasate în 2–3 puncte cheie de pe structură, care se deschid simultan la comandă. Acestea sunt frecvent utilizate pentru că permit un contact ferm și o eliberare controlabilă, cu o arhitectură constructivă relativ simplă [22].
- Bare de prindere securizate prin bolțuri de fixare (pivotal sau pin) cu eliberare electrică sau pirotehnică, utilizate mai ales în sistemele militare sau spațiale. Deși oferă siguranță ridicată în fixare și declanșare rapidă, sistemele pirotehnice implică cerințe stricte de manevrare și protecție [22].
- Sisteme tip *șină de lansare* (eng. *rail-mount*), care ghidează UAV-ul pe o traiectorie inițială stabilă, fiind potrivite pentru lansări exterioare, verticale sau neconvenționale, dar mai puțin aplicabile în spații închise sau în cazul în care geometria aeronavei-mamă nu permite astfel de soluții [23].
- Prinderi electromagnetice, utilizate în cazuri particulare, în special pentru vehicule ușoare sau în aplicații unde se dorește eliminarea completă a pieselor [23].
- Sisteme cu cablu tăiat electric, inspirate din modelismul aeronautic, care oferă o soluție simplificată, dar cu precizie mai redusă și aplicabilitate limitată pentru UAV-uri cu masă semnificativă [24].

Pentru configurația analizată în această lucrare, a fost adoptată o soluție constructivă bazată pe bolțuri de fixare acționate electric, montate în trei puncte: două în zona posterioară a UAV-ului și unul în partea frontală, cu rol mixt – suport vertical, distanțarea dronei purtate de aeronavă și

preluare a componentei orizontale asociate rezistenței aerodinamice. Fiecare bolt este acționat individual printr-un servomecanism electric, cuplat la un sistem de comandă sincronizată, care asigură eliberarea simultană a tuturor punctelor de prindere. Această soluție prezintă avantaje notabile în ceea ce privește robustețea mecanică, fiabilitatea acționării și compatibilitatea cu un sistem electric de control integrat. În plus, utilizarea bolturilor oferă o fixare rigidă a UAV-ului în timpul fazei de zbor transportat, reducând riscul vibrațiilor sau al eliberării accidentale. Se analizează în continuare tipurile de forțe ce acționează asupra sistemului, metode de estimare a acestora în regim conservator, precum și posibile soluții tehnologice pentru mecanismul de eliberare, în contextul specific al unei lansări pasive, fără propulsie activă inițială.

5.5.1 Model matematic

În modelul matematic adaptat în această lucrare, se consideră că UAV-ul este montat pe trei bare de susținere, două în zona posterioară și una în partea frontală, astfel încât acesta să aibă o înclinație de -2° față de direcția de zbor a aeronavei purtătoare. Această înclinație are dublu rol, asigurând minimizarea forței de sucțiune ce poate apărea între aeronavă și platforma captivă, dar permițând totodată și lansarea dronei pe o traiectorie planată descendentă, detaliată în Capitolul 7.1. Astfel, sarcinile care solicită barele sistemului de prindere în timpul zborului captiv sunt date de greutatea dronei, înmulțită cu factorul de suprasarcină maxim al aeronavei purtătoare și rezistența la înaintare a platformei UAV. Aceste forțe acționează în centrul de greutate, respectiv centrul de presiune al dronei captive. Considerând că barele sunt dispuse astfel încât să preia reacțiuni verticale și orizontale, rezultă următoarea diagramă a corpului liber (eng. *free body diagram*):

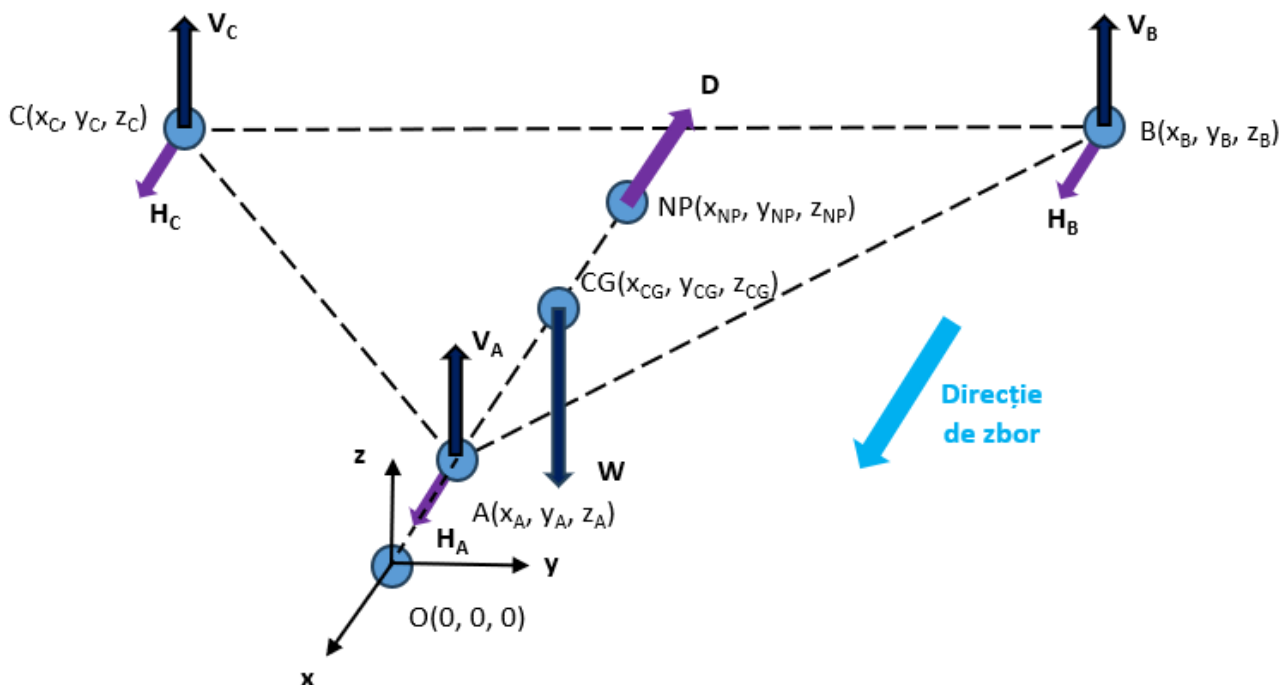


Figura 22. Free body diagram pentru sistemul de prindere

Originea sistemului de coordonate se consideră în botul dronei, similară cu cea din modelul CAD. Orientarea acestuia este dată de triedrul aerodinamic atașat platformei UAV.

Se observă imediat că sistemul creat poate fi descris de 5 ecuații (2 ecuații de forțe și 3 de momente) și conține 6 necunoscute (câte 2 reacțiuni pentru fiecare bară a sistemului de prindere). Astfel, se obține un sistem static nedeterminat, pentru rezolvarea căruia mai e necesară scrierea unei ecuații ce poate veni din impunerea unei condiții de deformare a fiecărei bare (de exemplu modelarea platformei cărate drept corp rigid și impunerea de deformări egale pentru fiecare bară). Cu toate acestea, o modelare bazată pe compatibilitatea deformațiilor presupune cunoașterea detaliată a rigidităților tuturor elementelor de susținere și o distribuție clară a eforturilor în fiecare punct de contact. În etapa de proiectare conceptuală, aceste date nu sunt disponibile cu suficientă precizie, iar aplicarea unei astfel de metode ar introduce incertitudini mai mari decât cele justificate de nivelul de detaliu al proiectului. În consecință, pentru această analiză a fost adoptată o abordare inginerescă standard, în care forțele verticale și cele orizontale sunt tratate separat, oferind o estimare conservatoare a reacțiunilor maxime și permițând o dimensionare preliminară robustă a sistemului de prindere.

Considerând mai întâi doar impactul forțelor verticale, se obține următoarea diagramă:

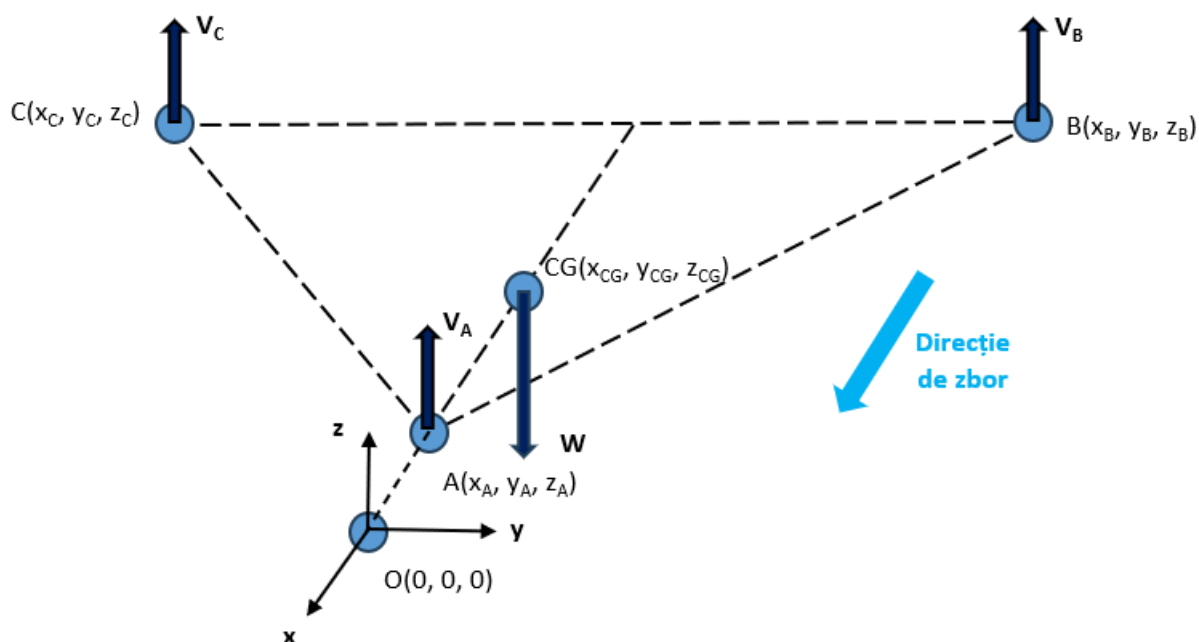


Figura 23. Free body diagram pentru forțe verticale

Se pot scrie acum ecuațiile de echilibru:

$$\sum F_z = 0 \rightarrow V_A + V_B + V_C = W \quad (31)$$

$$\sum M_x(A) = 0 \rightarrow V_B \cdot |y_B| = V_C \cdot |y_C| \quad (32)$$

unde s-a ținut cont că $y_A = 0$ pentru sistemul de coordonate ales.

$$\sum M_y(A) = 0 \rightarrow V_B \cdot |x_B - x_A| + V_C \cdot |x_C - x_A| = W \cdot |x_{CG} - x_A| \quad (33)$$

Ecuatiile (31), (32) și (33) formează un sistem static determinat, cu soluția:

$$V_A = W \cdot \frac{|y_C| \cdot |x_B - x_{CG}| + |y_B| \cdot |x_C - x_{CG}|}{|y_C| \cdot |x_B - x_A| + |y_B| \cdot |x_C - x_A|} \quad (34)$$

$$V_B = W \cdot \frac{|y_C| \cdot |x_{CG} - x_A|}{|y_C| \cdot |x_B - x_A| + |y_B| \cdot |x_C - x_A|} \quad (35)$$

$$V_C = W \cdot \frac{|y_B| \cdot |x_{CG} - x_A|}{|y_C| \cdot |x_B - x_A| + |y_B| \cdot |x_C - x_A|} \quad (36)$$

Aceeași metodă se poate aplica și pentru cazul în care acționează doar forțe orizontale:

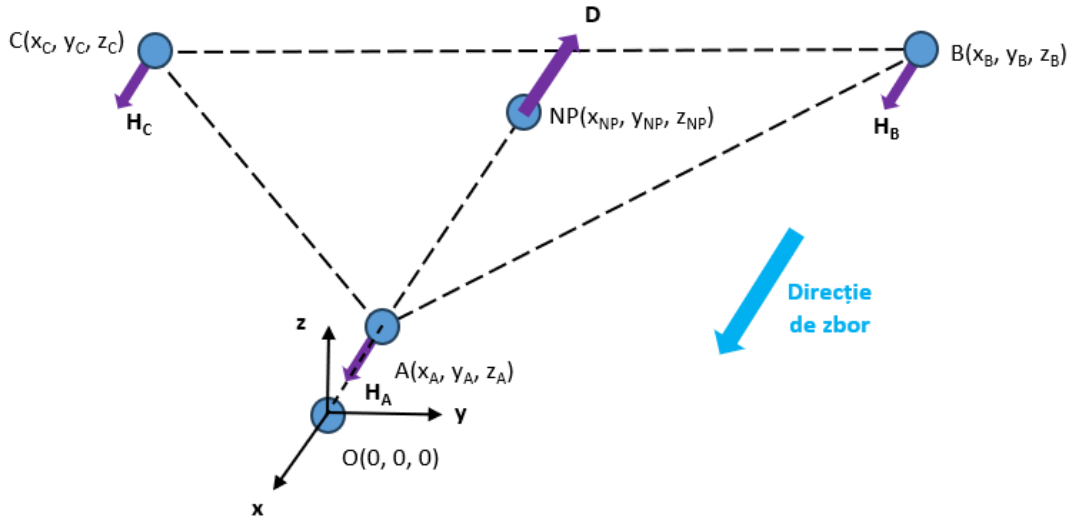


Figura 24. Free body diagram pentru forțe orizontale

Aplicând același algoritm, se obțin imediat expresiile reacțiunilor orizontale:

$$H_A = D \cdot \frac{|y_C| \cdot |z_B - z_{NP}| + |y_B| \cdot |z_C - z_{NP}|}{|y_C| \cdot |z_B - z_A| + |y_B| \cdot |z_C - z_A|} \quad (37)$$

$$H_B = D \cdot \frac{|y_C| \cdot |z_{NP} - z_A|}{|y_C| \cdot |z_B - z_A| + |y_B| \cdot |z_C - z_A|} \quad (38)$$

$$H_C = D \cdot \frac{|y_B| \cdot |z_{NP} - z_A|}{|y_C| \cdot |z_B - z_A| + |y_B| \cdot |z_C - z_A|} \quad (39)$$

5.5.2 Calculul eforturilor în bare

Pentru a estima tensiunile apărute în bare în timpul zborului captiv, trebuie alese punctele A, B, C de sprijin pentru sistemul de prindere. Pentru simplitate și pentru a folosi structura de rezistență deja proiectată în UAV, punctul A va fi în dreptul lonjeronului principal, iar punctele B și C vor fi în dreptul lonjeronului secundar. Mai mult de atât, punctele A, CG și NP vor fi coliniare, iar B și C vor

fi simetrice față de această axă creată, la o distanță de 400 mm în lungul axei y față de aceasta (în concordanță cu secțiunea constantă definită în faza de proiectare conceptuală). Având în vedere aceste considerente și unghiul de -2° la care trebuie montat UAV-ul, rezultă următoarele coordonate pentru punctele ce definesc diagrama corpului liber, summarize în Tabel 7:

Tabel 7. Coordonatele punctelor relevante din free body diagram

Punct	Coordonată		
	x [mm]	y [mm]	z [mm]
O	0	0	0
A	-150	0	5,238
B	-549	400	19,172
C	-549	-400	19,172
CG	-366	0	12,781
NP	-531	0	18,543

Mai departe, pentru estimarea forțelor exterioare, date de greutate și rezistență la înaintare, se consideră că factorul de suprasarcină maxim al aeronavei purtătoare este $n_{\max} = 6$ (valoare conservativă, corespunzătoare unor manevre acrobatice) și că UAV-ul are doar rezistență de formă. Pentru estimarea acestei rezistențe de formă, s-a considerat o viteză de zbor constantă de 65 m/s, specifică regimului de croazieră al unei aeronave purtătoare de transport tactic. Această valoare permite obținerea unor calcule realiste privind rezistența la înaintare, fără a introduce suprasarcini excesive în sistemul de prindere. Rezultă atunci:

$$W = n_{\max} \cdot MTOM \cdot g = 6 \cdot 20 \cdot 9.81 = 1177.2 \text{ N} \quad (40)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot C_{D \min} \cdot V_{\text{captiv}}^2 = \frac{1}{2} \cdot 1.225 \cdot 0.008 \cdot 65^2 = 20.7 \text{ N} \quad (41)$$

Cu aceste date, se pot calcula reacțiunile în fiecare bară:

- $V_A = 539.919 \text{ N}$, $V_B = V_C = 318.641 \text{ N}$
- $H_A = 0.934 \text{ N}$, $H_B = H_C = 9.883 \text{ N}$

Se observă că barele din sistemul de prindere sunt supuse la solicitări compuse de întindere și încovoiere. Pentru a stabili magnitudinea momentelor de încovoiere ce acționează asupra fiecărei bare, trebuie stabilite mai întâi lungimile acestora. Criteriile care condiționează această dimensionare sunt date de nevoia de a asigura un spațiu de siguranță între UAV și aeronava purtătoare și de condiția montării dronei astfel încât să aibă un unghi de -2° față de direcția de zbor. Din primul criteriu rezultă o lungime a barelor posterioare de 440 mm (ținând cont că winglet-urile UAV-ului au 400 mm anvergură și considerând un factor de siguranță de 1.1), iar din al doilea criteriu se obține geometric lungimea barei frontale de aproximativ 450 mm. Astfel, momentele de încovoiere în secțiunea critică sunt:

$$M_A = 450 \cdot H_A = 450 \cdot 0.934 \cong 420 \text{ Nmm} \quad (42)$$

$$M_B = M_C = 440 \cdot H_B = 440 \cdot 9.883 \cong 4350 \text{ Nmm} \quad (43)$$

5.5.3 Dimensionare preliminară a barelor de prindere. Concluzii

Considerând cele trei bare de secțiune circulară, fabricate dintr-un material de tipul Aluminu 6061-T6, cu o tensiune admisibilă de $\sigma_a = 276 \text{ MPa}$ [25], se poate estima un diametru necesar pentru fiecare bară, prin relația:

$$4 \cdot \frac{N}{\pi d^2} + 32 \cdot \frac{M}{\pi d^3} \leq \sigma_a \quad (44)$$

unde forța axială N este data de V_A , respectiv V_B și V_C , iar M reprezintă momentele de încovoiere calculate în subcapitolele anterioare.

Aplicând Ecuația (44) pentru dimensionare barelor A, B și C se obțin următoarele diametre minime: $d_A = 3 \text{ mm}$, $d_B = d_C = 6 \text{ mm}$.

Sistemul de prindere propus pentru UAV-ul analizat a fost conceput astfel încât să asigure o fixare sigură, dar simplă, în timpul fazei de zbor captiv, precum și o eliberare promptă și fiabilă la declanșarea misiunii. Soluția constructivă adoptată se bazează pe trei puncte de susținere, două în zona posterioară și unul în partea frontală, fiecare cuplând un bolț de fixare acționat electric. Prin această configurație, se asigură preluarea eficientă a forțelor verticale (greutatea UAV-ului) și a celor orizontale (rezistența la înaintare).

Analiza forțelor exterioare și a solicitărilor în bare a condus la dimensionarea preliminară a acestora, rezultând diametre de 6 mm pentru barele posterioare și 3 mm pentru cea frontală, în condițiile utilizării unui material de tip aluminu 6061-T6, cu rezistență admisibilă de 276 MPa. Datorită solicitării axiale și de încovoiere și absenței riscului de flambaj, aceste dimensiuni oferă o rezervă structurală adecvată și respectă cerințele de masă și capacitate de montare.

Soluția propusă este potrivită pentru un sistem modular, simplu de fabricat și de integrat pe aeronava purtătoare, oferind totodată o bază solidă pentru eventuale optimizări ulterioare în faza de proiectare detaliată.

6 Modelare FEM a configurației preliminare

Scopul acestui capitol este să ofere o validare structurală a designului preliminar efectuat în capitolele anterioare. Astfel, se realizează o analiză statică, pentru găsirea unui factor de suprasarcină maxim la care poate rezista structura (și care poate fi folosit, mai departe, în construcția diagramei de manevră și rafală) și se realizează și o analiză de moduri proprii, pentru a identifica eventualele frecvențe naturale ale structurii apropiate de frecvența dată de grupul motor – elice (dar și de armonicele acestei frecvențe).

6.1 Model geometric și mesh

Pentru realizarea unei validări preliminare a modelului CAD, geometria a fost exportată din mediul Onshape către software-ul de analiză cu elemente finite Ansys Student. În cadrul acesteia, ansamblul a fost împărțit în două subcomponente principale: învelișul exterior și structura internă. Fiecărui subansamblu i-au fost asociate o discretizare proprie și proprietăți de material corespunzătoare, definite conform selecțiilor prezentate în capitolele anterioare. Ulterior, în vederea aplicării condițiilor la limită și a efectuării analizelor, cele două subansamble au fost reunificate într-o singură entitate geometrică, după cum este ilustrat în Figura 25:

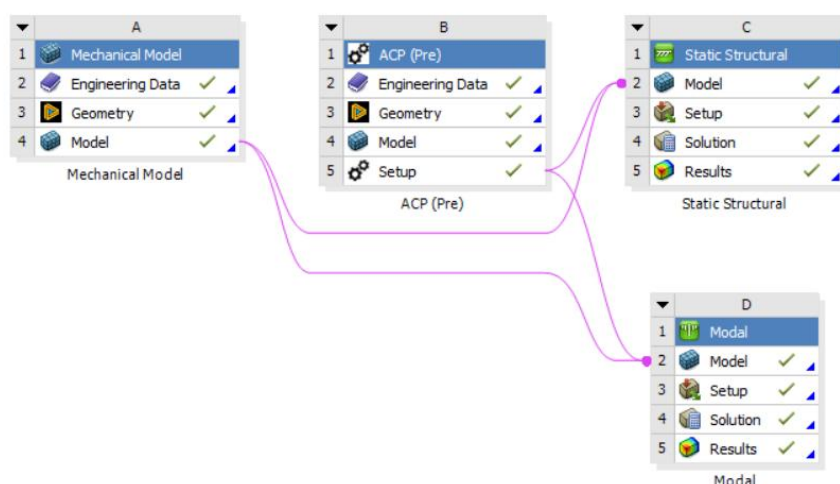


Figura 25. Etapele realizării analizelor în Ansys

6.1.1 Învelișul aripii

Aripa are un înveliș definit de o construcție de tip sandwich din materiale compozite: fibră de carbon și miez de spumă (eng. *foam core*) din material Rohacell. Pentru o reprezentare realistă a acestui tip de construcție, a fost folosit modulul disponibil în Ansys de ACP Pre, unde învelișul a fost importat ca o suprafață 2D și modelat ca un laminat de trei straturi (eng. *ply*): fibră de carbon, miez Rohacell, fibră de carbon. În consecință, tipul de element utilizat în mesh este shell, iar grosimea totală a învelișului este dată de suma grosimilor fiecărui strat: 2 mm miezul și 0.1 mm (corespunzător unei densități de 100 g/m²) pentru fiecare strat de fibră de carbon, în total 2.2 mm. Direcțiile normalelor la elementele învelișului sunt ilustrate în Figura 26:

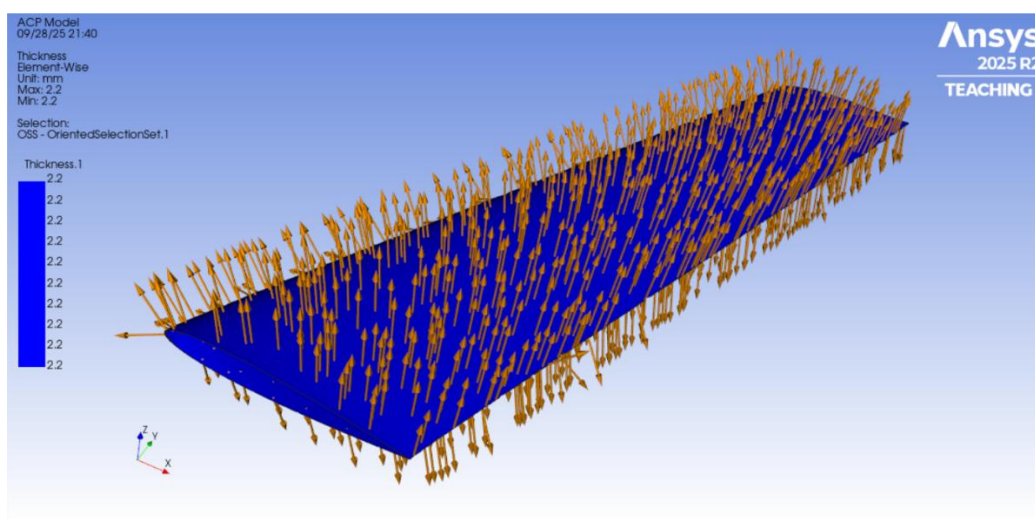


Figura 26. Aripa modelată în ACP Pre

6.1.2 Structura internă

Lonjeroanele și nervurile ce formează structura internă vor fi construite din lemn – placaj de aviație, astfel că pentru acestea va fi folosit materialul *Wood – Oak* disponibil în librăria Ansys. Discretizarea în elemente finite a acestor elemente s-a realizat în modulul Mechanical Model, fiind folosite elemente de tip solid:

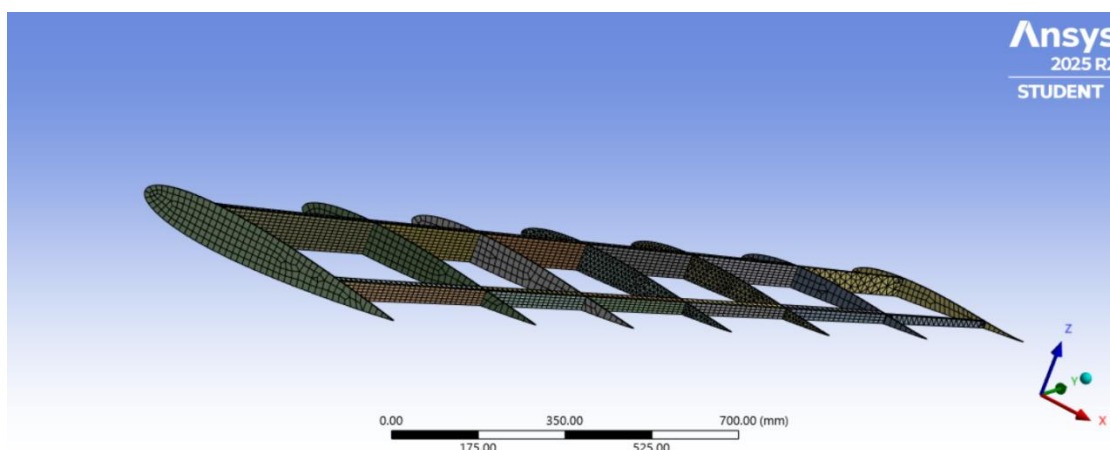


Figura 27. Mesh-ul structurii interne

6.2 Aplicarea condițiilor la limită

Din cauza limitărilor aplicate variantei de Ansys Student (maxim 35000 de noduri pentru întreg modelul analizat), a fost modelat doar un semiplan din aripa zburătoare. Pe acest semiplan s-a aplicat o constrângere de tip *fixed support* (care blochează toate gradele de libertate) pe fața exterioară a nervurii de la încastrare, creându-se astfel modelul clasic de aripă în consolă (eng. *cantilever wing*). Solicitățile date de forța de rezistență la înaintare s-au neglijat, deoarece acestea

sunt cu cel puțin un ordin de mărime mai mici decât cele date de portanță (coeficientul de portanță la zborul de croazieră este de 10x mai mare decât cel de rezistență la înaintare).

Astfel, singura forță care solicită real structura în zbor este portanța. În Ansys, aceasta a fost aplicată uniform pe învelișul aripii (cu opțiunea *surface effect*), corespunzător unei distribuții uniforme a forței de-a lungul anvergurii. Această variantă, deși nerealistă, este totuși conservatoare, deoarece supraestimează efectul forței asupra structurii. Valoarea portanței este calculată în funcție de factorul de suprasarcină maxim admisibil și masa maximă a sistemului UAV, astfel:

$$L = n \cdot MTOW \cdot g/2 = 6 \cdot 20 \cdot 9.81/2 \cong 590 \text{ N} \quad (45)$$

Se urmărește astfel verificarea integrității structurale a sistemului UAV pentru o manevră cu o supraîncărcare de 6g, iar valoarea forței este împărțită la 2 deoarece în modelul FEM este reprezentată doar o jumătate din aripă.

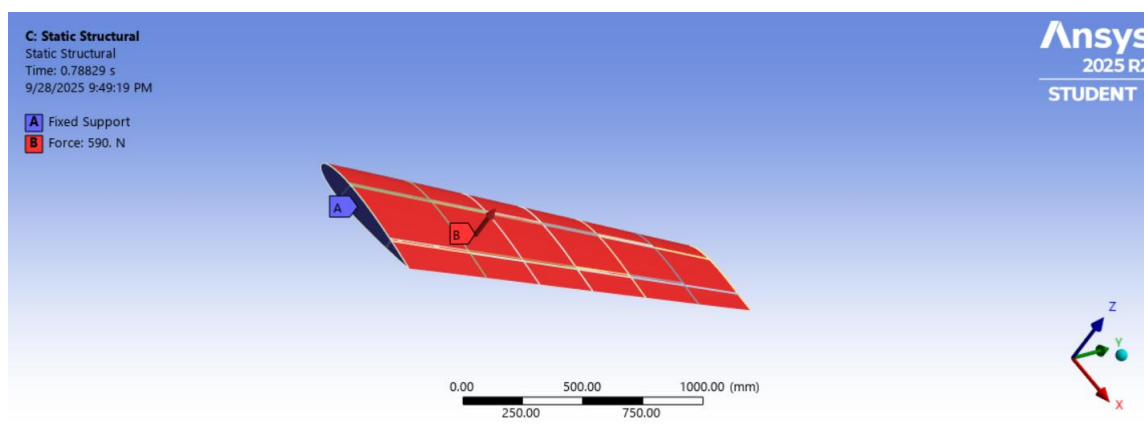


Figura 28. Condițiile la limită aplicate pentru analiza statică

6.3 Rezultate obținute în analiza statică

Pentru validarea structurală s-au analizat valorile obținute pentru deformarea structurii (săgeata) și pentru factorul de rezervă invers (eng. *IRF – Inverse Reserve Factor*) dat de criteriul Tsai-Wu pentru materiale compozite. Deformația structurii este după cum urmează:

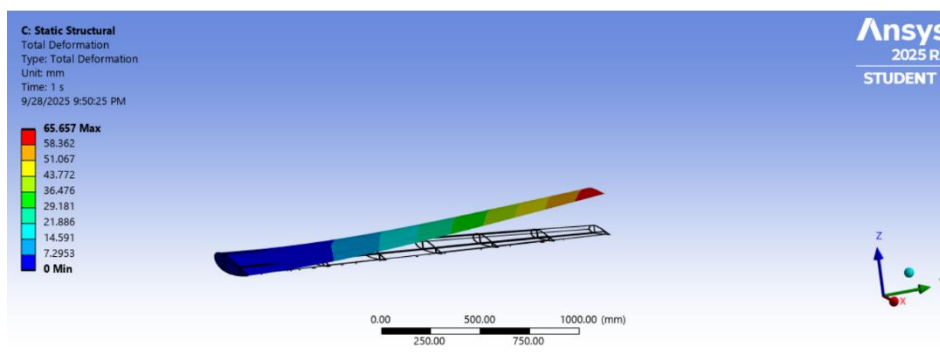


Figura 29. Deformația aripii sub efectul portanței

Se observă că variația săgeții de-a lungul anvergurii este una tipică pentru o aripă în consolă, cu o valoare maximă de 65.657 mm. Raportat la valoarea anvergurii de 1750 mm, se obține o deplasare de 3.75%, foarte apropiată de valoarea maximă pentru astfel de soluții constructive, după cum se observă și în graficul de mai jos [26]:

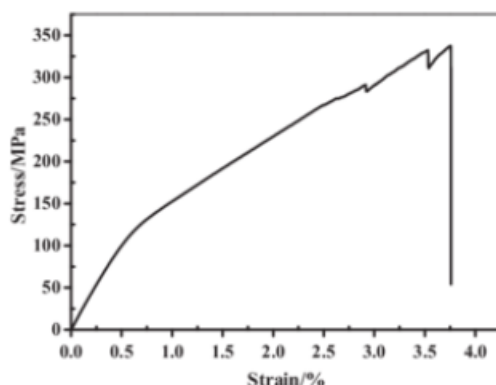


Figura 30. Curba de material pentru structura sandwich carbon – miez de spumă [26]

Astfel, se poate concluziona că $n_{ultimate}=6$ reprezintă factorul de suprasarcină ultim (eng. *ultimate load factor*) pentru diagrama de manevră și rafală a acestei drone. Mai mult, de aici se obține și factorul de sarcină la limită (eng. *limit load factor*) $n_{limit}=6/1.5=4$.

Analizarea factorului de rezervă invers calculat din criteriul Tsai-Wu conduce la un maxim de $IRF = 0.84$, compatibil cu păstrarea integrității structurale.

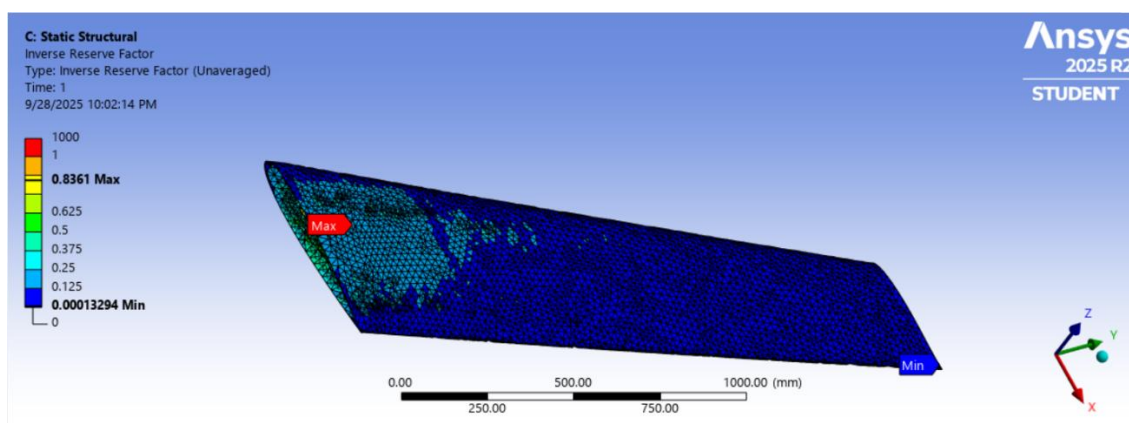


Figura 31. Analiza Tsai-Wu a semiplanului aripii sistemului UAV

6.4 Analiza modală

Scopul acestei analize este identificarea principalelor moduri proprii ale structurii și compararea acestora cu frecvențele și armonicele date de grupajul motor – elice, pentru a evita fenomenele de rezonanță. Modelul geometric utilizat este identic cu cel folosit la analiza statică, iar numărul de moduri proprii extrase a fost setat la 12 – suficient de multe frecvențe naturale pentru ca masa efectivă modală să reprezinte cel puțin 80% din masa maximă pe gradele de libertate de interes (translația pe axa Z și cele 3 rotații), după cum se vede în Tabel 8:

Tabel 8. Participarea masică a primelor 12 moduri proprii

Ratio of Effective Mass to Total Mass							
Mode	Frequency [Hz]	X Direction	Y Direction	Z Direction	Rotation X	Rotation Y	Rotation Z
1	14.406	7.7151e-006	8.7303e-005	0.53336	0.95113	0.81118	1.1106e-005
2	71.914	1.153e-002	2.5082e-003	0.17847	3.3706e-002	0.10012	2.3245e-002
3	79.174	0.44782	7.45e-002	7.6745e-003	2.5806e-003	1.0595e-004	0.81684
4	82.621	4.2777e-002	6.5623e-003	3.0149e-003	3.3117e-003	9.1366e-003	7.5577e-002
5	178.88	3.667e-004	5.2904e-005	6.5681e-002	4.8334e-003	2.7046e-002	7.1584e-005
6	204.72	1.9735e-006	3.2214e-005	6.5443e-003	1.2444e-003	2.5563e-004	3.5518e-005
7	263.97	0.18685	2.7613e-002	1.635e-005	3.2497e-006	8.6741e-009	2.5111e-002
8	311.79	1.5566e-005	3.302e-005	2.7589e-002	9.5016e-004	1.2155e-002	1.6335e-005
9	345.49	5.1514e-005	3.5774e-008	1.2099e-002	8.3132e-004	4.5999e-004	7.5086e-006
10	370.21	1.9662e-004	1.0792e-006	1.0151e-003	1.1513e-005	3.5763e-004	1.3203e-005
11	411.64	1.3198e-005	9.5067e-006	8.3467e-003	1.0927e-004	3.544e-003	9.0635e-006
12	459.73	8.4215e-005	1.7926e-004	5.1795e-004	2.2478e-005	4.7203e-004	3.909e-005
Sum		0.68971	0.11158	0.84434	0.99873	0.96483	0.94098

Referitor la frecvența dată de grupajul motor – elice, aceasta este de 3820 RPM (63.66 Hz) pentru zborul de croazieră. Armonicele acestei frecvențe sunt 127.32 Hz, 191 Hz, 254.64 Hz, 318.3 Hz, 382 Hz și 445.62 Hz. Perechile de frecvențe apropiate de rezonanță sunt:

- Modul 1: 71.914 Hz cu 63.66 Hz – diferență de 11%, nu e pericol de rezonanță
- Modul 5: 178.88 Hz cu 191 Hz – diferență de 7%, mic pericol de rezonanță dar pe un mod cu participare masică mică (maxim 6.5% pe axa Z)
- Modul 7: 263.97 Hz cu 254.64 Hz – diferență de 3.53%, pericol de rezonanță pe un mod cu participare masică relevantă pe axa X (18.67%)
- Restul modurilor au participări masice neglijabile, deci nu sunt luate în calcul pentru fenomenul de rezonanță.

Analiza modală a scos în evidență riscul apariției unui fenomen de rezonanță asociat translației pe axa X. Este necesar astfel ca, în faza proiectării detaliate, să se rigidizeze structura pentru a prelua mai bine solicitările pe această axă (exemple de soluții pot cuprinde nervuri adiționale sau schimbarea materialului nervurilor).

7 Performanțe de zbor

Capitolul de față urmărește evaluarea principalelor performanțe de zbor ale UAV-ului propus, în corelare cu cerințele impuse de scenariul operațional specific. Parametrii considerați includ capacitatea de zbor planat, viteza de desprindere din aeronava-mamă, performanțele în regim de croazieră și manevrabilitatea în condiții nominale.

Evaluarea acestor performanțe permite atât validarea configurației stabilite în fazele anterioare ale proiectării, cât și determinarea regimurilor limită de operare. De asemenea, analiza de față oferă informații esențiale privind fezabilitatea lansării aeriene și stabilirea cerințelor pentru controlul automat în timpul desprinderii și tranziției la zbor liber.

7.1 Zbor planat

În scopul creșterii siguranței operaționale a lansării aeriene și pentru a evita orice posibilă interferență cu traiectoria aeronavei-mamă, se propune ca UAV-ul, imediat după desprindere, să execute o fază de zbor planat controlat. În această etapă, platforma aeriană va pierde aproximativ 30 metri altitudine și va realiza un viraj de 180° , înainte de a activa sistemul de propulsie electrică.

Această manevră are rolul de a îndepărta UAV-ul de traiectoria aeronavei de lansare, minimizând astfel riscul de coliziune, interferență aerodinamică sau absorbție a curentului de aer de către elice în timpul tranziției. În plus, faza de zbor planat oferă o fereastră de timp scurtă, dar critică, în care se pot detecta eventuale erori de control sau stabilitate, fără a depinde de motorul electric pentru corectare.

Pentru a valida fezabilitatea acestei manevre, în acest subcapitol sunt analizate parametrii de performanță în regim de planare, cu accent pe timpul necesar pentru pierderea celor 30 de metri altitudine, raportul dintre portanță și rezistență (finațea aerodinamică), precum și comportamentul în viraj în regim de zbor pasiv.

7.1.1 Model matematic

Manevra de zbor descrisă în paragrafele anterioare poate fi împărțită în 2 faze distincte: planare pe o traiectorie liniară descendentă în planul x-z și viraj circular planat descendent de 180° . Ambele faze pot fi descrise prin ecuații diferențiale liniare neomogene de ordinul 1, folosind teoria aerodinamicii liniare și considerând câteva ipoteze simplificatoare.

Ecuația care descrie planarea pe o traiectorie liniară este dată de [27]:

$$\frac{dV}{dt} = -D + W \cdot \sin(\gamma) \quad (46)$$

Sau, în formă echivalentă, considerând suplimentar că valoarea incidenței este mică și deci că $C_D \cong C_{D \min}$:

$$m \frac{dV}{dt} = -\frac{1}{2} \rho S C_{D \min} V^2 + mg \cdot \sin(\gamma) \quad (47)$$

Pentru rezolvarea ecuației se realizează un artificiu matematic: schimbarea variabilei t în H și se ține cont că:

$$\frac{dH}{dt} = V \sin(\gamma) \quad (48)$$

S-a avut în vedere exprimarea analitică a componentei vitezei verticale. Se obține succesiv:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dH} \cdot \frac{dH}{dt} = \frac{dV}{dH} \cdot V \sin(\gamma) = \frac{1}{2} \frac{d(V^2)}{dH} \sin(\gamma) \quad (49)$$

Și înlocuind în Ecuația (47) se obține imediat:

$$\frac{d(V^2)}{dH} = -\frac{\rho S C_{D \min}}{m \cdot \sin(\gamma)} V^2 + 2g \quad (50)$$

La această ecuație se poate atașa condiția inițială pentru lansarea din aeronava – mamă:

$$V(0) = V_{\text{lans}} \quad (51)$$

Și s-a obținut astfel problema Cauchy completă care modelează comportamentul sistemului UAV studiat în timpul planării pe o traiectorie rectilinie descendentă. Admițând că variația incidenței de zbor este neglijabilă, problema poate fi rezolvată analitic prin metoda variației coeficienților.

Primul pas constă în rezolvarea ecuației omogene, dată de (necunoscuta este V_0^2):

$$\frac{d(V_0^2)}{dH} = -\frac{\rho S C_{D \min}}{m \cdot \sin(\gamma)} V_0^2 \quad (52)$$

Separând variabilele, se poate scrie:

$$\frac{d(V_0^2)}{V_0^2} = -\frac{\rho S C_{D \min}}{m \cdot \sin(\gamma)} dH \quad (53)$$

Integrând ecuația obținută, se obține succesiv:

$$\ln(V_0^2) = -\frac{\rho S C_{D \min}}{m \cdot \sin(\gamma)} H + \ln(K_1) \quad (54)$$

$$V_0^2 = e^{-\frac{\rho S C_{D \min}}{m \cdot \sin(\gamma)} H + \ln(K_1)} = K_1 \cdot e^{-\frac{\rho S C_{D \min}}{m \cdot \sin(\gamma)} H} \quad (55)$$

Se caută o soluție particulară prin metoda variației coeficienților $K_1 \rightarrow K_1(H)$:

$$V_p^2 = K_1(H) \cdot e^{-\frac{\rho S C_{D \min}}{m \cdot \sin(\gamma)} H} \quad (56)$$

Înlocuind soluția particulară în Ecuația (50), se obține succesiv:

$$K'_1 \cdot e^{-\frac{\rho SC_{D \min} H}{m \cdot \sin(\gamma)}} - K_1 \frac{\rho SC_{D \min}}{m \cdot \sin(\gamma)} e^{-\frac{\rho SC_{D \min} H}{m \cdot \sin(\gamma)}} = -\frac{\rho SC_{D \min}}{m \cdot \sin(\gamma)} K_1 \cdot e^{-\frac{\rho SC_{D \min} H}{m \cdot \sin(\gamma)}} + 2g \quad (57)$$

$$K'_1 \cdot e^{-\frac{\rho SC_{D \min} H}{m \cdot \sin(\gamma)}} = 2g \quad (58)$$

$$dK_1 = 2g \cdot e^{\frac{\rho SC_{D \min} H}{m \cdot \sin(\gamma)}} dH \quad (59)$$

Și în final se obține:

$$K_1 = 2g \cdot e^{\frac{\rho SC_{D \min} H}{m \cdot \sin(\gamma)}} \cdot \frac{m \cdot \sin(\gamma)}{\rho SC_{D \min}} \quad (60)$$

Înlocuind în Ecuația (56):

$$V_p^2 = 2g \cdot e^{\frac{\rho SC_{D \min} H}{m \cdot \sin(\gamma)}} \cdot \frac{m \cdot \sin(\gamma)}{\rho SC_{D \min}} \cdot e^{-\frac{\rho SC_{D \min} H}{m \cdot \sin(\gamma)}} = \frac{2mg \cdot \sin(\gamma)}{\rho SC_{D \min}} \quad (61)$$

Soluția generală a Ecuației (46) este dată de:

$$V^2 = V_o^2 + V_p^2 = K_1 \cdot e^{-\frac{\rho SC_{D \min} H}{m \cdot \sin(\gamma)}} + \frac{2mg \cdot \sin(\gamma)}{\rho SC_{D \min}} \quad (62)$$

Rezolvând pentru condiția inițială Cauchy se obține:

$$V(0) = V_{\text{lans}} \rightarrow K_1 = V_{\text{lans}}^2 - \frac{2mg \cdot \sin(\gamma)}{\rho SC_{D \min}} \quad (63)$$

În final, variația vitezei pe traiectoria rectilinie descendentă în zbor planat este:

$$V(H) = \sqrt{\left(V_{\text{lans}}^2 - \frac{2mg \cdot \sin(\gamma)}{\rho SC_{D \min}}\right) e^{-\frac{\rho SC_{D \min} H}{m \cdot \sin(\gamma)}} + \frac{2mg \cdot \sin(\gamma)}{\rho SC_{D \min}}} \quad (64)$$

Pentru determinarea ecuației care modelează a doua fază a manevrei analizate în acest capitol, cea de viraj descendent planat, se scriu expresiile forțelor și vitezelor din triedrul aerodinamic în triedrul normal terestru. Astfel, conform [27], scriind pe componente forțele se obține (folosind notațiile standard):

$$m\dot{V}_x = L(\sin(\gamma) \cdot \cos(\varphi) \cdot \cos(\psi) - \sin(\varphi) \cdot \sin(\psi)) - D \cos(\gamma) \cdot \cos(\psi) \quad (65)$$

$$m\dot{V}_y = L(\sin(\gamma) \cdot \cos(\varphi) \cdot \sin(\psi) - \sin(\varphi) \cdot \cos(\psi)) - D \cos(\gamma) \cdot \sin(\psi) \quad (66)$$

$$m\dot{V}_z = -L \cos(\gamma) \cdot \cos(\varphi) - D \sin(\gamma) + W \quad (67)$$

În plus, expresiile vitezelor sunt:

$$V_X = V \cos(\gamma) \cdot \cos(\psi) \quad (68)$$

$$V_Y = V \cos(\gamma) \cdot \sin(\psi) \quad (69)$$

$$V_Z = V \sin(\gamma) \quad (70)$$

Ecuatiile (65) - (70) construiesc modelul matematic pentru virajul descendent planat. Înlocuind expresia lui V_Z în Ecuația (67) și realizând același artificiu matematic prin schimbarea de variabilă $t \rightarrow H$ se obține:

$$\frac{d(V^2)}{dH} = -\frac{\rho S}{m \cdot \sin(\gamma)} \left(\frac{C_L \cdot \cos(\varphi)}{\text{tg}(\gamma)} + C_D \right) V^2 + \frac{2g}{(\sin(\gamma))^2} \quad (71)$$

Condiția inițială în acest caz este dată de viteza pe care sistemul UAV o are la finalul fazei de planare rectilinie descendentă. Astfel, se poate scrie pentru viteza de intrare în viraj:

$$V(0) = V_{\text{final picaj}} \quad (72)$$

Se observă că și virajul descendent planat a fost modelat ca o problemă Cauchy dată de o ecuație diferențială ordinară, liniară și neomogenă. În ipoteza variației neglijabile a incidenței de zbor în timpul manevrei, ecuația de poate rezolva analitic, asemănător ca problema picajului rectiliniu, conducând la soluția:

$$V(H) = \sqrt{\left[V_{\text{final picaj}}^2 - \frac{2mg \cdot \sin(\gamma)}{\rho S \left(\frac{C_L \cdot \cos(\varphi)}{\text{tg}(\gamma)} + C_D \right)} \right] e^{-\frac{\rho S}{m \cdot \sin(\gamma)} \left(\frac{C_L \cdot \cos(\varphi)}{\text{tg}(\gamma)} + C_D \right) H} + \frac{2mg \cdot \sin(\gamma)}{\rho S \left(\frac{C_L \cdot \cos(\varphi)}{\text{tg}(\gamma)} + C_D \right)}} \quad (73)$$

7.1.2 Rezultate și discuții

Modelul matematic descris în Capitolul 7.1.1 a fost utilizat pentru evaluarea influenței vitezei de lansare asupra pierderii de înălțime totală în timpul manevrei de planare și asupra timpului în care se realizează această manevră.

Soluțiile celor două faze de zbor, date de Ecuatiile (64) și (73), indică faptul că drona tinde întotdeauna spre câte o viteză de echilibru, specifică fiecărei faze de zbor, având expresiile:

$$V_{\text{echilibru picaj}} = \lim_{H \rightarrow \infty} V_{\text{picaj}} = \sqrt{\frac{2mg \cdot \sin(\gamma)}{\rho S C_{D \min}}} \quad (74)$$

Și, respectiv:

$$V_{\text{echilibru viraj}} = \lim_{H \rightarrow \infty} V_{\text{viraj}} = \sqrt{\frac{2mg \cdot \sin(\gamma)}{\rho S \left(\frac{C_L \cdot \cos(\varphi)}{\text{tg}(\gamma)} + C_D \right)}} \quad (75)$$

Astfel, dacă sistemul UAV intră în manevră cu o viteză inferioară celei de echilibru, acesta va avea tendința naturală să accelereze, iar, în cazul în care viteza acestuia este superioară celei de echilibru, platforma aeriană va frâna până ajunge la zbor stabilizat. Această tendință este vizibilă și în graficul din Figura 32, care descrie dependența vitezei în funcție de înălțime și de viteza de lansare:

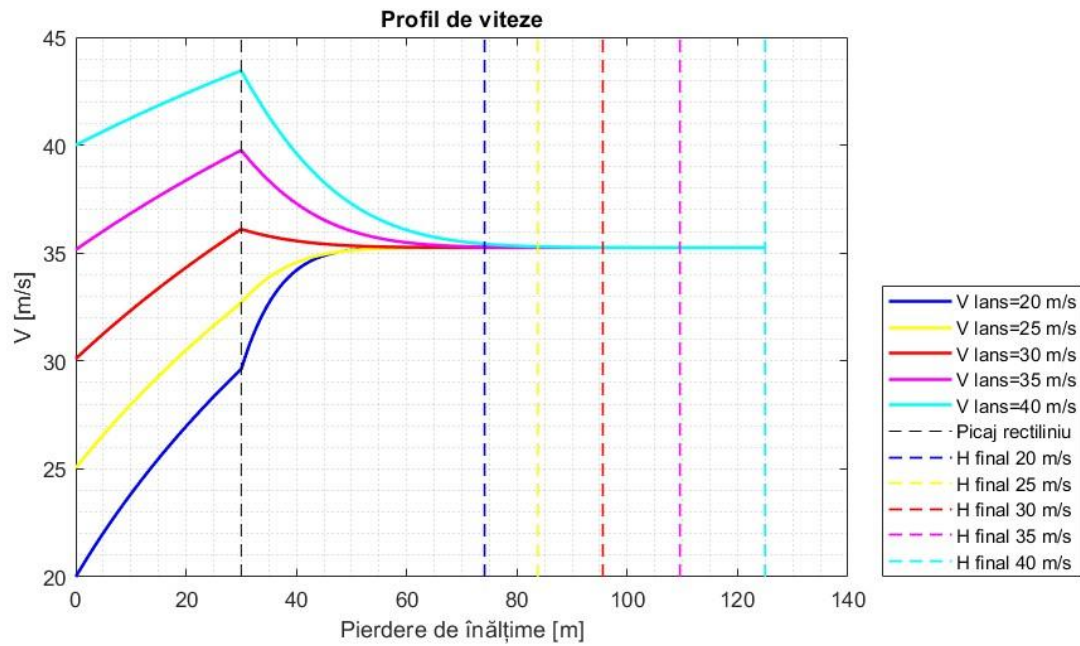


Figura 32. Viteza de zbor a sistemului UAV studiat în manevrele de planare

Se remarcă faptul că, pe măsură ce viteza de lansare crește, și altitudinea necesară pentru finalizarea completă a manevrei de zbor planat devine mai mare. Acest comportament este explicabil prin relația proporțională dintre pierderea de înălțime și pătratul vitezei de zbor ($\Delta H \propto V^2$), specifică virajelor descendente executate în regim de planare. De asemenea, rezultatele evidențiază o tendință clară de stabilizare a vitezei de zbor în jurul valorii de aproximativ 35 m/s, valoare care corespunde cu viteza de croazieră estimată anterior, confirmând coerența și validitatea analizelor efectuate până în acest punct al studiului.

Figura 33 evidențiază variația timpului total necesar finalizării manevrei de planare în funcție de viteza de lansare a UAV-ului. Se observă o tendință clar descrescătoare, conform căreia timpul de realizare al planării se reduce progresiv pe măsură ce viteza inițială crește, intervalul fiind cuprins între aproximativ 11.6 s (pentru 20 m/s) și 9.6 s (pentru 40 m/s). Acest comportament este explicabil prin faptul că, la viteze mai mari, traiectoria este parcursă mai rapid, iar pierderea de altitudine necesară pentru atingerea regimului staționar se produce într-un timp mai scurt. Forma curbei sugerează o relație neliniară între cele două mărimi, influențată de interacțiunea dintre forțele aerodinamice și gravitaționale în absența propulsiei.

Din punct de vedere operațional, acest rezultat este important pentru stabilirea unei viteze de lansare care să asigure o înălțime suficientă față de aeronava-mamă, în condiții de siguranță și eficiență. Deși o viteză mai mare reduce timpul total al manevrei, aceasta trebuie corelată și cu înălțimea disponibilă la lansare, analizată în Figura 32. Prin combinarea acestor două perspective (timp și altitudine), se poate fundamenta alegerea unei viteze optime de lansare pentru misiunea analizată.

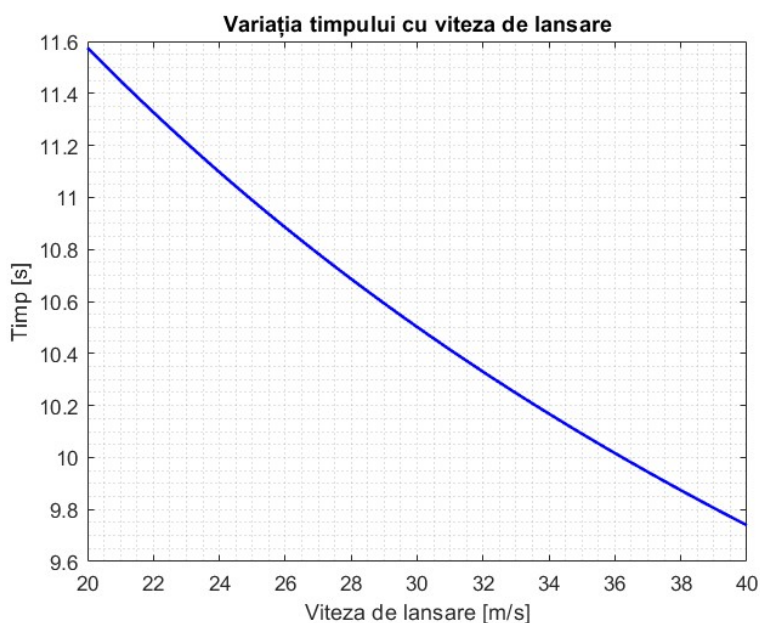


Figura 33. Timpul de planare necesar

7.2 Zbor de croazieră

Pentru realizarea calculelor de performanță, în cazul zborului motorizat, de croazieră, s-au folosit atât simulări eCalc, cât și calcule numerice, pentru a minimiza erorile ce pot apărea prin utilizarea unei singure metode. Astfel, modulul de performanceCalc oferit de software a fost folosit pentru a extrage date privind randamentul grupajului motor – elice, aceste valori fiind apoi folosite în calcule analitice pentru a determina principalele performanțe ale platformei aeriene studiate. Scopul este practic determinarea expresiei analitice care caracterizează următoarea curbă dată de eCalc, unde graficul de interes este cel al Puterii dinamice a elicei (eng. *dynamic Propeller Power*):

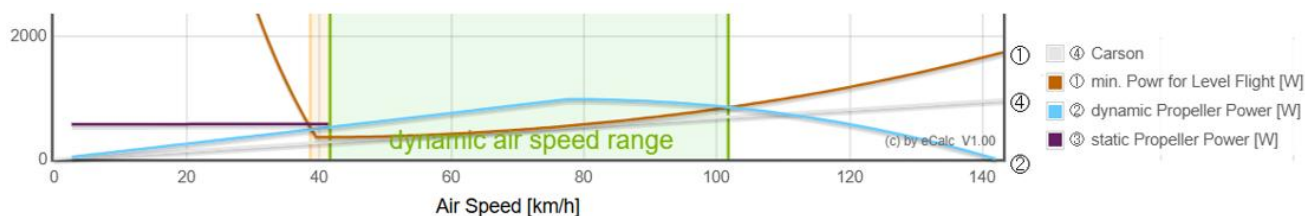


Figura 34. Puterea disponibilă dată de eCalc [15]

Se consideră că forma curbei este dată de expresia $P = \eta(V) \cdot P_{\text{instal}}$, unde P_{instal} reprezintă puterea electrică dată de motor și $\eta(V)$ este randamentul grupajului motor – elice de a

transforma această putere electrică în putere mecanică.

Pentru determinarea funcției $\eta(V)$, se formulează ipoteza că aceasta este dată de o dependență polinomială cu viteza de zbor. Este suficientă în acest caz aproximarea acestei funcții cu un polinom de gradul 4, metoda prezentând erori absolute mici în estimarea vitezei maxime de zbor, de aproximativ 2-3 km/h [7]. Se poate scrie atunci, unde a, b, c, d și e sunt numere reale ce trebuie determinate:

$$\eta(V) = aV^4 + bV^3 + cV^2 + dV + e \quad (76)$$

Analizând Figura 34, următoarele condiții pot fi impuse:

- $V = 0 \text{ km/h} = 0 \text{ m/s} \rightarrow \eta(0) = 0 \rightarrow e = 0$
- $V = 140 \text{ km/h} = 38.89 \text{ m/s} \rightarrow \eta(38.89) = 0 \rightarrow$

$$a \cdot 38.89^4 + b \cdot 38.89^3 + c \cdot 38.89^2 + d \cdot 38.88 = 0 \quad (77)$$

- $V = 80 \text{ km/h} = 22.22 \text{ m/s} \rightarrow \eta(22.22) = \frac{1050}{P_{\text{instalât}}} \rightarrow$

$$a \cdot 22.22^4 + b \cdot 22.22^3 + c \cdot 22.22^2 + d \cdot 22.22 = \frac{1050}{P_{\text{instalât}}} \quad (78)$$

- Funcția are un maxim @ $V = 80 \text{ km/h} = 22.22 \text{ m/s} \rightarrow$

$$\frac{d\eta}{dV}(22.22) = 0 \rightarrow 4a \cdot 22.22^3 + 3b \cdot 22.22^2 + 2c \cdot 22.22 + d = 0 \quad (79)$$

- Ultima ecuație este derivată din condiția de rată maximă de urcare. Modulul performanțeiCalc de care dispune software-ul oferă o valoare estimată a vitezei verticale de 2.2 m/s pentru un coeficient de rezistență total de 0.038. Dar se știe că formula pentru calculul acestei valori, pentru o aeronavă cu motor cu elice, este [28]:

$$ROC = \frac{\eta(V) \cdot P_{\text{instalât}} - P_{\text{min}}}{W} \rightarrow \eta(V) = \frac{W \cdot ROC + P_{\text{min}}}{P_{\text{instalât}}} \quad (80)$$

Valoarea vitezei de zbor rezultă din evaluarea condiției de zbor la putere minimă necesară. Astfel, din Ecuația (4) rezultă imediat [29]:

$$\frac{dP}{dV} = 0 \rightarrow V_{P=\text{min}} = \left(\frac{\frac{1}{\pi \cdot e \cdot AR} \cdot \frac{W^2}{0.5 \cdot \rho \cdot S}}{3 \cdot 0.5 \cdot \rho \cdot S \cdot C_{D \text{ min}}} \right)^{\frac{1}{4}} = 12.4 \text{ m/s} \quad (81)$$

Această valoare este mai mică decât viteza de angajare estimată (de 12.9 m/s), astfel că pentru acest calcul se va folosi viteza de angajare. Rezultă atunci și ultima ecuație din aproximarea curbei din Figura 34:

$$a \cdot 12.9^4 + b \cdot 12.9^3 + c \cdot 12.9^2 + d \cdot 12.9 = \frac{W \cdot ROC + P(12.9)}{P_{\text{instalât}}} \quad (82)$$

Ecuatiile (77) – (79) și (82) descriu un sistem liniar de 4 ecuații cu 4 necunoscute. Acesta se poate rezolva matricial, rezultând următoarele soluții: $a = 2.92 \cdot 10^{-6}$, $b = -2.76 \cdot 10^{-4}$, $c = 6.30 \cdot 10^{-3}$, $d = 7.15 \cdot 10^{-4}$, $e = 0$. Atunci, performanțele obținute de sistemul UAV studiat în această lucrare sunt vizibile în Figura 35:

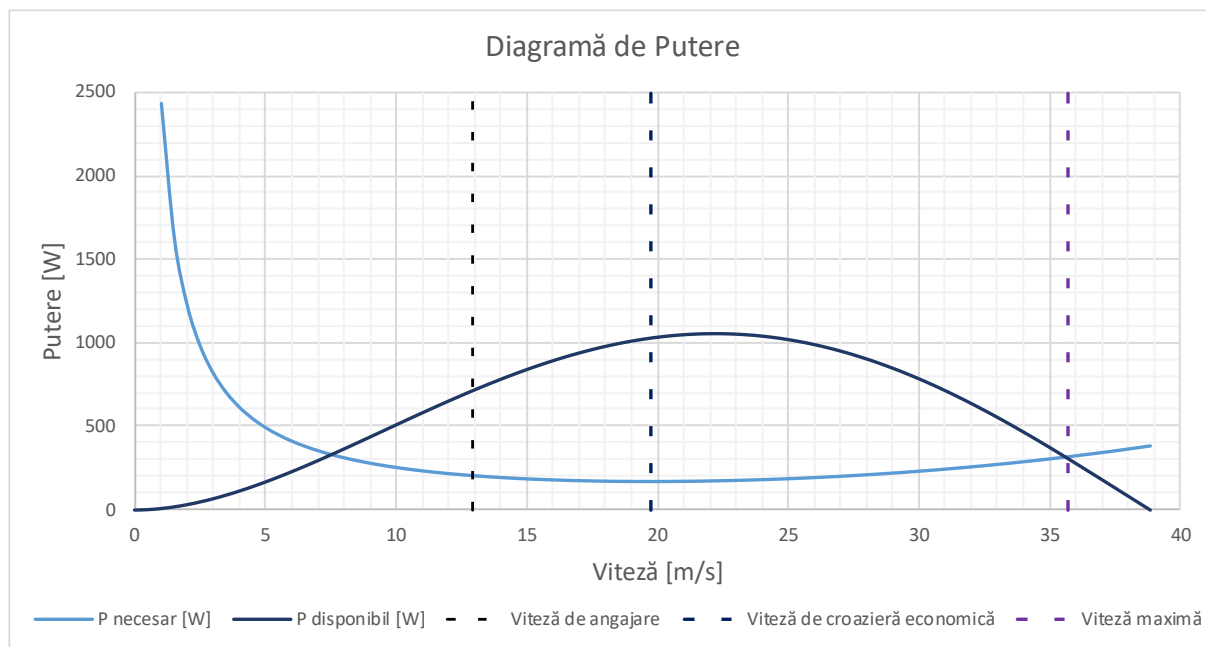


Figura 35. Performanțele obținute în zbor orizontal de drona studiată

8 Concluzii

8.1 Rezumatul lucrării

Lucrarea de față a urmărit dezvoltarea unui UAV capabil de lansare aeriană, pornind de la cerințele unei misiuni de tip Căutare – Salvare și parcurgând etapele principale ale proiectării conceptuale și preliminare. După o analiză documentară și o selecție a parametrilor critici de misiune, a fost elaborat un model matematic de evaluare multicriterială, pe baza căruia s-au identificat configurațiile optime din punct de vedere geometric și aerodinamic.

Ulterior, s-au realizat mai multe iterații de proiectare, fiecare evaluată cu ajutorul simulărilor XFLR5, până la stabilirea unei configurații finale bazate pe o aripă zburătoare echipată cu winglet-uri. Proiectarea preliminară a inclus alegerea sistemului de propulsie prin simulări în eCalc, modelare CAD pentru evaluarea maselor și a centrului de greutate, analiză a stabilității dinamice, dimensionarea suprafețelor de comandă pentru toate cele trei axe și elaborarea unui sistem de prindere și lansare de pe aeronavă purtătoare.

Configurația preliminară a fost validată prin analiza cu elemente finite în programul Ansys Student, din care s-au extras factorii de suprasarcină ultim și limită pentru construcția diagramei de manevră și rafală, dar care a semnalat și necesitatea rigidizării suplimentare a structurii din cauza riscului apariției fenomenului de rezonanță. În final, performanțele de zbor au fost analizate prin modele matematice proprii, cu accent pe faza de planare post-lansare și zborul de croazieră, pentru validarea configurației din punct de vedere operațional.

8.2 Contribuții personale și direcții de dezvoltare

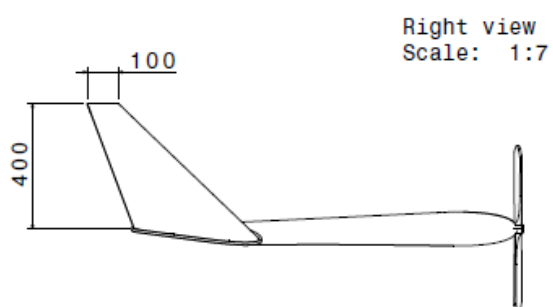
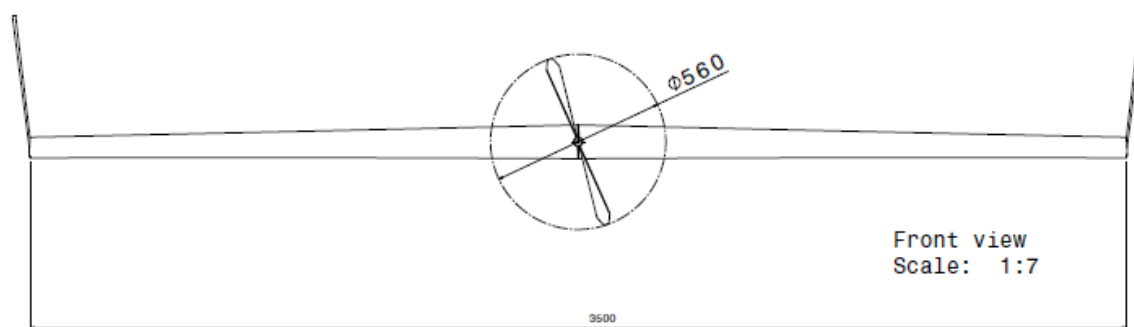
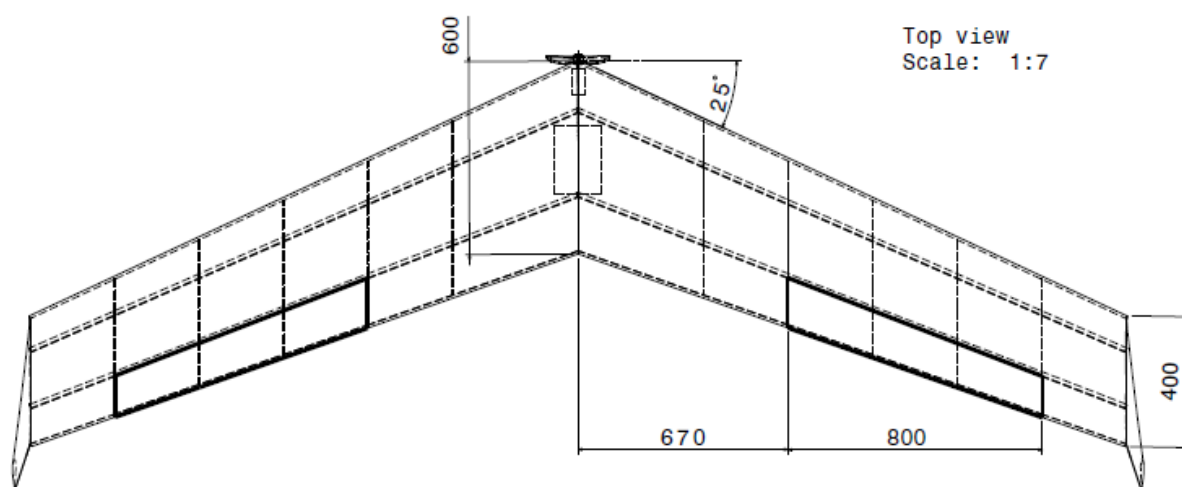
Lucrarea a fost elaborată integral de autor, cu o contribuție personală semnificativă în toate etapele: formularea modelului matematic, implementarea codurilor în Matlab pentru analiză parametrică, realizarea simulărilor aerodinamice, modelarea CAD parametrică, validarea structurală a designului propus și formularea ipotezelor și scenariilor operaționale. În plus, autorul a elaborat modele proprii pentru analiza performanțelor zborului planat și de croazieră și a propus o metodologie de validare a eficienței suprafețelor de comandă prin corelare între calcul analitic și simulări numerice.

Printre direcțiile posibile de dezvoltare ulterioară a proiectului se numără:

- finalizarea structurii prin analize FEM detaliate și realizarea documentației de fabricație;
- testarea în tunel aerodinamic a configurației finale;
- dezvoltarea unui prototip funcțional pentru validare experimentală;
- extinderea sistemului de lansare prin mecanisme active de protecție sau amortizare;
- integrarea unui sistem de control autonom adaptiv pentru zborul de după desprindere.

Aceste direcții pot transforma lucrarea actuală într-o bază solidă pentru dezvoltarea reală a unui sistem UAV operațional, aplicabil în misiuni complexe desfășurate în medii inaccesibile.

Anexa 1: Desenul în 3 vederi al sistemului UAV studiat



Bibliografie

- [1] Zli Ptahy, „Backfire,” [Interactiv]. Available: <https://backfire.zliptakhy.com/en/>. [Accesat April 2025].
- [2] Wikipedia The Free Encyclopedia, „Perdix (drone),” [Interactiv]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/Perdix_%28drone%29. [Accesat April 2025].
- [3] Ahamani Advanced Inc., „Alpha S,” [Interactiv]. Available: <https://www.ahamani.com/alphas>. [Accesat April 2025].
- [4] Airforce Technology, „ALTIUS-600 Small Unmanned Aircraft System,” [Interactiv]. Available: <https://www.airforce-technology.com/projects/altius-600-small-unmanned-aircraft-system/>. [Accesat April 2025].
- [5] S. Gudmundsson, General Aviation Aircraft Design: Applied Methods and Procedures, Oxford: Elsevier, 2014.
- [6] M. M. Nita, F. V. Moraru și R. N. Patraulea, Avioane și Rachete. Concepte De Proiectare, Bucharest: Military Publishing House Bucharest, 1985.
- [7] Team AIM - Aero, Inginerie, Modelism, „Carphathian Shadow AIAA Design/Build/Fly 2024-25 Design Report,” American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2025.
- [8] B. Kuhlman și B. Kuhlmann, „The Panknin Twist Formula,” b2streamlines, [Interactiv]. Available: <https://b2streamlines.com/Panknin/Panknin.html>. [Accesat May 2025].
- [9] G. Bartlett, „GabeFPV,” 8 October 2024. [Interactiv]. Available: <https://www.youtube.com/watch?v=hL31UtWpVAo&t=1698s>. [Accesat January 2025].
- [10] XFLR5, „<https://www.xflr5.tech/xflr5.htm>,” XFLR5. [Interactiv].
- [11] B. C. Teodorescu, Dinamica Avionului. Stabilitatea Zborului., Bucharest: Printech, 2005.
- [12] H. Gongzhang și E. Axtelius, „Aircraft Winglet Design: Increasing the aerodynamic efficiency of a wing,” Stockholm, 2020.
- [13] R. T. Milosescu, „Studiu privind propulsia electrică a aeronavelor fără pilot,” STEM Educational Lab, 2021. [Interactiv]. Available: <https://stemedulab.pubpub.org/pub/mig4vzvq/release/1>. [Accesat May 2025].
- [14] Millet, Pete, Sr. Technical Marketing Engineer at MPS, „Brushless Vs Brushed DC Motors: When and Why to Choose One Over the Other,” 6 October 2022. [Interactiv]. Available: https://www.monolithicpower.com/en/learning/resources/brushless-vs-brushed-dc-motors?srsId=AfmBOorIqSqKJLON85ZBeew9YD7unqOaE0IGJ7E9UAfpWum241_vRi0q. [Accesat May 2025].
- [15] eCalc, „<https://www.ecalc.ch/>,” [Interactiv].
- [16] Onshape, „<https://cad.onshape.com/>,” [Interactiv].
- [17] A. Lennon, Basics of R/C Model Aircraft Design: Practical Techniques for Building Better Models, Minneapolis, MN: Motorbooks Intl, 1996.
- [18] B. Teodorescu, *Teoria stabilității zborului: Note de curs*, București: Facultatea de Inginerie Aerospațială, UNSTPB.
- [19] S. Gudmundsson, Aircraft Preliminary Design Handbook, Oxford: Elsevier, 2011.
- [20] O. Al-Shamma, R. Ali și H. S. Hasan, „AN INSTRUCTIVE ALGORITHM FOR AIRCRAFT ELEVATOR SIZING TO BE USED IN PRELIMINARY AIRCRAFT DESIGN

SOFTWARE,” *Journal of Applied Engineering Sci*, p. 6, 2017.

- [21] T. Van Milligan, „Theory and Practice of Using Flying Wings,” Apogee Components, 2000.
- [22] D. Chaput, M. Visconti, M. Edwards și T. Moran, „Payload holddown and release mechanism,” în *NASA. Lewis Research Center, The 28th Aerospace Mechanisms Symposium*, Camarillo, 1994.
- [23] L. Gherman, C. Bogdan și R. Ghiciuc, „NEW DESIGN OF AN ELECTROMAGNETIC LAUNCH SYSTEM FOR TACTICAL UAVS,” *Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport*, vol. Volume 108, p. 7, 2020.
- [24] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Seventh Edition, Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2024.
- [25] H. E. Boyer și L. T. Gall, *Metals Handbook*, Columbus, OH: American Society for Metals, 1985.
- [26] B. Yang, „Research Gate: Study on the low-velocity impact response and CAI behavior of foam-filled sandwich panels with hybrid facesheet,” July 2015. [Interactiv]. Available: https://www.researchgate.net/figure/Typical-stress-strain-curves-of-different-components-in-the-foam-core-sandwich-panel_fig1_282317968. [Accesat May 2025].
- [27] B. Teodorescu, *Studiul evoluțiilor aeronavelor: Note de curs*, București: Facultatea de Inginerie Aerospațială, UNSTPB.
- [28] Virginia Tech University, *Performance: Climbing flight*, Blacksburg.
- [29] Virginia Tech University, *Performance: Steady Level Unaccelerated Flight*, Blacksburg.