

**REBUPLIQUE ALGERIENNE  
DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**  
**MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET  
DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE**  
**UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA -1-**



**Institut d'Aéronautique et des études spatiales  
Département de construction**

# MÉMOIRE

**Pour l'obtention du diplôme master en Aéronautique  
Spécialité : Propulsion Avion**

## Thème

**Conception et réalisation d'un UAV**

**Présenté par :**

- KAID AZIZA HEAM
- BENMOKKADEM SARA

**Encadre par :**

- BENTRAD HOCINE

**Année 2023-2024**

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

# *Remercîment*

*À la fin de ce travail, nous tenons tout d'abord à exprimer nos remerciements les plus sincères à Dieu Tout-Puissant pour la force, la santé et la patience qu'Il nous a accordées durant toutes ces longues années d'études.*

*Ce mémoire n'aurait pas atteint sa richesse et n'aurait pas vu le jour sans l'aide précieuse et l'encadrement de Monsieur Bentrâd Hocine. Nous le remercions chaleureusement pour la qualité exceptionnelle de son encadrement, sa patience, sa rigueur et sa disponibilité tout au long de la préparation de ce travail. Son soutien a été inestimable.*

*Nous sommes également reconnaissants envers Monsieur Hacene Hachache pour son aide précieuse avec ses idées et ses connaissances approfondies sur le thème. Ses conseils et ses encouragements constants ont grandement enrichi notre travail.*

*Nous souhaitons également exprimer notre gratitude envers tous nos professeurs qui nous ont accompagnés au fil des années d'études. Leur générosité et la qualité de leur enseignement ont été une source constante d'inspiration et de développement personnel.*

*Enfin, nous remercions du fond du cœur l'ensemble de nos proches qui nous ont soutenus et accompagnés tout au long de ce parcours académique surtout Mohamed Ezehar . Leur soutien indéfectible a été une source de motivation essentielle.*

*Nos plus sincères remerciements vont à toutes les personnes mentionnées et à toutes celles qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce mémoire.*

## Résumé :

Les drones sont essentiels dans divers secteurs grâce à leur polyvalence et adaptabilité. Utilisés en reconnaissance militaire, surveillance et frappes de précision, ils réduisent les risques pour le personnel.

Notre projet vise à concevoir et réaliser un mini-drone lancé à la main pour la surveillance de la pollution marine. Ce drone, économique, silencieux et robuste, détecte et surveille efficacement les zones polluées sans intervention humaine directe. Il est caractérisé par une structure légère, d'un poids total inférieur à 1,3 kg, équipé d'une caméra pour la transmission directe et d'un seul moteur électrique.

**Mots clés :** Drone, étude, conception et fabrication d'UAV , pollution marine .

## Abstract :

Drones are essential in various sectors due to their versatility and adaptability. Used in military reconnaissance, surveillance, and precision strikes, they reduce risks for personnel. Our project aims to design and manufacture a hand-launched mini-drone for marine pollution monitoring. This economical, silent, and robust drone effectively detects and monitors polluted areas without direct human intervention. It features a lightweight structure, with a total weight of less than 1.3 kg, equipped with a camera for live transmission and a single electric motor.

**Key words:** Unmanned Aerial Vehicle (UAV), UAV study, design and manufacture.

## ملخص:

تلعب الطائرات بدون طيار دورًا أساسيًا في العديد من الوظائف بفضل تنوعها وقدرتها على التكيف. تُستخدم في المراقبة العسكرية والمراقبة والعمليات الدقيقة، مما يقلل من المخاطر على الأفراد. يهدف مشروعنا إلى تصميم وتصنيع طائرة بدون طيار صغيرة تُطلق يدويًا للمراقبة البيئية البحرية. هذه الطائرة الاقتصادية والصامتة والصغيرة الحجم تتميز ببنية خفيفة الوزن، بوزن إجمالي أول من 1.3 كجم، ومزودة بكاميرا لنقل مباشر ومحرك كهربائي واحد.

**الكلمات الرئيسية:** المركبات الجوية غير المأهولة (UAV)، دراسة الطائرات بدون طيار، تصميمها وتصنيعها.

# TABLE DE MATIERES

Remerciements

Résumé

Table des matières

Liste des tableaux

Liste des figures

Nomenclature

Introduction Générale

## Chapitre I :Généralités sur les UAVs

|   |    |
|---|----|
| I.1. Introduction.....                          | 1  |
| I.2. Historique des drones .....                | 1  |
| I.3. Type des avions radiocommandés.....        | 2  |
| I.4. Définition du drone .....                  | 5  |
| I.5. La classification des drones .....         | 6  |
| I.6. Les aspects de la mission.....             | 9  |
| I.7. Avantages et inconvénients des drones..... | 12 |
| I.8. Conclusion .....                           | 13 |

## Chapitre II : Conception et étude des performances

|   |    |
|---|----|
| II.1. Objectif.....                                   | 14 |
| II.2. Cahier de charge et spécification du drone..... | 15 |
| II.3. Étude statistique .....                         | 15 |
| II.4. La mission.....                                 | 17 |
| II.5. Les phases de conception UAV .....              | 18 |
| II.5.1. Conception conceptuelle.....                  | 18 |
| II.5.2. Conception préliminaire .....                 | 19 |

|  |    |
|--|----|
| II.5.3. Conception détaillée .....                             | 20 |
| II.6. Dimensionnement et sélection de configuration.....       | 20 |
| II.6.1. Sélection de la configuration.....                     | 20 |
| II.6.2. Estimation de la masse au décollage .....              | 21 |
| II.6.3. Le choix du profil .....                               | 22 |
| II.7. Conception de l'aile .....                               | 27 |
| II.8. Conception de fuselage .....                             | 32 |
| II.9. Conception de l'empennage .....                          | 33 |
| II.10. Les surfaces de control.....                            | 34 |
| II.10.1. Les ailerons .....                                    | 34 |
| II.10.2. Les surfaces de contrôlés pour empennage en V.....    | 35 |
| II.11. Étude de performance.....                               | 36 |
| II.11.1. Calcul du coefficient de portance de l'UAV.....       | 36 |
| II.11.2. Calcule de coefficient de moment.....                 | 39 |
| II.11.3. Calcul de coefficient de traînée de l'UAV .....       | 40 |
| II.12. Vol en palier .....                                     | 43 |
| II.12.1. Équilibre des forces .....                            | 43 |
| II.12.2. Vitesse d'approche, de décollage et de croisière..... | 44 |
| II.12.3. Vitesse de traînée minimale .....                     | 44 |
| II.12.4. Vitesse de puissance minimum absorbée.....            | 45 |
| II.12.5. La vitesse maximale .....                             | 46 |
| II.12.6. La finesse de l'avion.....                            | 46 |
| II.13. Assemblage du modèle entier sur SolidWorks .....        | 46 |
| II.14. Conclusion .....  | 47 |

## **Chapitre III : simulation XFLR5**

|   |    |
|---|----|
| III.1. Définition de XFLR5 .....                        | 48 |
| III.2. Conception de model en XFLR5 .....               | 48 |
| III.2.1. Réseau polaire.....                            | 48 |
| III.2.2. Caractéristiques du réseau polaire .....       | 48 |
| III.2.3. Génération du réseau polaire des profils ..... | 49 |
| III.2.4. Conception d'aile .....                        | 50 |
| III.2.5. Conception de l'empennage en V .....           | 51 |
| III.3. Étude de stabilité statique et dynamique .....   | 51 |
| III.3.1. Introduction .....                             | 51 |
| III.3.2. Étude de stabilité statique .....              | 52 |
| III.3.3. Étude de stabilité dynamique.....              | 57 |
| III.4. Conclusion.....                                  | 61 |

## **Chapitre IV : Réalisation**

|   |    |
|---|----|
| IV.1 Introduction .....                       | 62 |
| IV.2 Matériel utilisé .....                   | 62 |
| IV.3 Construction de l'UAV .....              | 65 |
| IV.3.1 Construction de fuselage .....         | 65 |
| IV.3.2 Construction de l'aile.....            | 66 |
| IV.3.3 Construction de l'empennage.....       | 67 |
| IV.4 Tarification de fabrication de l'UAV ... | 70 |
| IV.5 Conclusion...                            | 72 |

Conclusion générale

Bibliographie

Annexes

## Liste des tableaux :

|  |    |
|--|----|
| Tableau II.1.Les spécifications du drone .....                                   | 15 |
| Tableau II.2.Les performances des UAVs .....                                     | 15 |
| Tableau II.3.Les spécifications (poids, géométrie et propulsion).....            | 16 |
| Tableau II.4.Congrégation de l'UAV .....   | 20 |
| Tableau II.5.Choix d'a et b .....  | 21 |
| Tableau II.6.Les propriétés aérodynamiques de chaque profil.....                 | 25 |
| Tableau II.7.Les types d'aile.....   | 27 |
| Tableau II.8.Les mini drones typiques .....                                      | 29 |
| Tableau II.9.Variation de la $V = f(C_{L_{max}})$ (Sonic Modell Binary).....     | 29 |
| Tableau II.10.Variation de la $V = f(C_{L_{max}})$ (Skywalker X5 Pro).....       | 29 |
| Tableau II.11.Variation de la $V = f(C_{L_{max}})$ (Skywalker EVE-2000)....      | 30 |
| Tableau II.12.Les surfaces alaires en fonction de la vitesse de décrochage ..... | 30 |
| Tableau II.13.Les paramètres géométriques et aérodynamiques de l'aile .....      | 31 |
| Tableau II.14.Les paramètres géométriques de l'empennage en V.....               | 34 |
| Tableau II.15.Les paramètres typiques des ailerons.....                          | 35 |
| Tableau II.16.Les paramètres typiques de la gouverne de profondeur .....         | 35 |
| Tableau II.17.Représentation des résultats .....                                 | 43 |
| Tableau II.18.Dimensionnement de l'UAV .....                                     | 47 |

## Liste des figures :

### Chapitre I :

|  |    |
|--|----|
| Figure I.1. Le Huey Sperry Autonomous Aircraft ..... | 2  |
| Figure I.2. Un avion d'entraînement RC .....         | 3  |
| Figure I.3. Un jet radiocommandé.....                | 3  |
| Figure I.4. Un ornithoptère .....                    | 4  |
| Figure I.5. Les Avions de voltige.....               | 4  |
| Figure I.6. Les hélicoptères radiocommandé .....     | 5  |
| Figure I.7. Hydravion... ..                          | 5  |
| Figure I.8. Classification basée sur le poids .....  | 7  |
| Figure I.9. Hummingbird Warrior A-160 .....          | 11 |
| Figure I.10. Fire Scout .....                        | 11 |
| Figure I.11. Killer Bee .....                        | 11 |
| Figure I.12. X50... ..                               | 11 |
| Figure I.13. CQ-10 Snow.....                         | 11 |

### Chapitre II:

|   |    |
|---|----|
| Figure II.1. Profil de mission .....  | 17 |
| Figure II.2. Trois phases de conception d'aéronefs.....                                   | 18 |
| Figure II.3. Les profils aérodynamiques analysés.....                                     | 23 |
| Figure II.4. Nombre de Reynolds estimé pour le vol... ..                                  | 24 |
| Figure II.5.(a),(b) Variation de $C_l$ et $C_d$ en fonction de $\alpha$ .....             | 24 |
| Figure II.6.(a) Variation de $C_l=f(C_d)$ ; (b) variation de $C_l/C_d =f(\alpha)$ .....   | 25 |
| Figure II.7. Variation de $C_l$ en fonction de $\alpha$ du profil NACA 23012 (XFLR5)..... | 26 |
| Figure II.8. Variation de $C_l$ en fonction de $C_d$ du profil NACA 23012 (XFLR5)....     | 26 |
| Figure II.9. Variation de $C_l=f(\alpha)$ et variation de $C_m=f(C_l)$ ... ..             | 27 |

|  |    |
|--|----|
| Figure II.10.Aile elliptique .....                       | 31 |
| Figure II.11.Les dimensions de l'aile .....              | 32 |
| Figure II.12.Les dimensions du notre fuselage .....      | 32 |
| Figure II.13.La configuration de notre fuselage.....     | 33 |
| Figure II.14.Les types d'empennage .....                 | 33 |
| Figure II.15.Les dimensions de notre empennage en V..... | 34 |
| Figure II.16.Dimensions des ailerons .....               | 35 |
| Figure II.17.Equilibre des forces .....                  | 43 |
| Figure II.18.Le modèle complet de l'UAV .....            | 47 |

### **Chapitre III :**

|  |    |
|--|----|
| Figure III.1.Les profils NACA 4412 ET NACA 0006 sur XFLR5... ..    | 49 |
| Figure III.2.Multi-threaded Batch Analysis .....                   | 49 |
| Figure III.3.La génération du réseau polaire.....                  | 50 |
| Figure III.4.Création de l'aile avec les résultats.....            | 50 |
| Figure III.5.Création de l'empennage en V avec les résultats.....  | 51 |
| Figure III.6.Définir une analyse... ..                             | 52 |
| Figure III.7.Variation de $C_L$ en fonction de $\alpha$ .....      | 53 |
| Figure III.8.Variation de $C_D$ en fonction de $\alpha$ .....      | 53 |
| Figure III.9.Variation de la finesse en fonction de $\alpha$ ..... | 54 |
| Figure III.10.Variation de $C_D$ en fonction de $C_L$ .....        | 55 |
| Figure III.11.Variation de $C_m$ en fonction de $\alpha$ .....     | 55 |
| Figure III.12.Variation de $C_m$ en fonction de $C_L$ .....        | 56 |
| Figure III.13.Visualisation de la portance .....                   | 57 |

|   |    |
|---|----|
| Figure III.14. Visualisation de la trainée induite.....                         | 57 |
| Figure III.15. Visualisation de $C_P$ à $\alpha=-7^\circ$ .....                 | 57 |
| Figure III.16. Visualisation de $C_P$ à $\alpha=7^\circ$ .....                  | 58 |
| Figure III. 17. (a),(b) les paramètres longitudinaux en fonction de temps. .... | 59 |
| Figure III. 18. (a),(b) ,(c) les paramètres latéraux en fonction de temps... .. | 60 |
| Figure III.19. Coefficient de moment de lacet en fonction de $\beta$ .....      | 61 |

### **Chapitre IV :**

|   |    |
|---|----|
| Figure IV.1. Papier mousse.....                                     | 62 |
| Figure IV.2. Polystyrène .....                                      | 63 |
| Figure IV.3. Tubes de carbone de différents diamètres.....          | 63 |
| Figure IV.4. Contreplaqué de 2 mm.....                              | 64 |
| Figure IV.5. Matériel Employé pour la Fabrication de l'UAV .....    | 64 |
| Figure IV.6. Construction de fuselage.....                          | 65 |
| Figure IV.7. Construction de la structure interne de fuselage ..... | 66 |
| Figure IV.8. Le fuselage avec la structure interne.....             | 67 |
| Figure IV.9. Profils NACA 4412. ....                                | 67 |
| Figure IV.10. Construction de l'aile.....                           | 68 |
| Figure IV.11. Construction de l'empennage.....                      | 69 |

## **Abréviations :**

UAV : Unmanned Aerial Vehicles (Véhicules aériens sans pilote)

RC : Radio Commande

UAS : Unmanned Aircraft System (Système d'aéronef sans pilote)

RPAS : Remotely Piloted Aircraft System (Système d'aéronef piloté à distance)

USV : Unmanned Surface Vehicles (Véhicule de surface sans pilote) / USS Unmanned Surface System (Système de surface sans pilote)

UGV : Unmanned Ground Vehicles (Véhicule terrestre sans pilote) / UGS : Unmanned Ground System (Système terrestre sans pilote)

ISTAR : Intelligence, Surveillance, Target Acquisition, and Reconnaissance (Renseignement, surveillance, acquisition de cibles et reconnaissance)

UCAV : Unmanned Combat Aerial Vehicles (Véhicule aérien de combat sans pilote)

VTOL : Vertical Take-Off and Landing (Décollage et atterrissage verticaux)

GPS : Global Positioning System (Système de positionnement global)

MALE : Medium Altitude Long Endurance (Drones de moyenne altitude et longue endurance)

HALE : High Altitude Long Endurance (Drones de haute altitude et longue endurance)

NACA : National Advisory Committee for Aeronautics (Comité consultatif national pour l'aéronautique)

## **Les symbols :**

$W_{TO}$  : Poids maximal au décollage (Weight at Take-Off)

$W_{PL}$  : Poids de la charge utile (Weight of Payload)

$W_A$  : Poids du pilote automatique (Weight of Autopilot)

$W_B$  : Poids de la batterie (Weight of Battery)

$W_E$  : Poids à vide (Weight Empty)

$C_D$  : Coefficient de traînée

$C_L$  : Coefficient de portance

$C_e$  : Corde à l'emplanture

$C_S$  : Corde au saumon

$e$  : Épaisseur maximum / facteur d'efficacité d'Oswald

$f$  : Finesse

$g$  : Gravité

$R$  : Range

$\eta_p$  : Rendement propulsif

SED : spécifique énergie densité

$R_e$  : nombre de Reynolds

$\rho$  : la masse volumique

$U$  : la vitesse de croisière

$L$  : longueur

$\mu$  : la viscosité dynamique

$\alpha$  : Angle d'attaque

$W$  : le poids

$V_s$  : vitesse de décrochage

$S$  : la surface alaire

$V$  : la vitesse de vol

$b$  : Envergure

AR : Allongement , Aspect Ratio

$\lambda$  : rapport de corde

CAM : la corde aérodynamique moyenne

$K$  : Le facteur de correction de la trainée induite

$X_{np}$ : point neutre

$m$  : Masse du model

$P_a$  : Puissance absolue produite par le moteur

$P_m$  : Puissance produite par le moteur

$M$  : Nombre de mach

$L$  : La force de portance du model

$S$  : Surface de référence de l'aile

$S_a$  : Surface alaire

$S_{wet}$  : Surface mouillée

$T$  : La poussée de moteur

$V_{max}$  : La vitesse maximale de drone

$V_{(Dmin)}$  : Vitesse de trainée minimum

$V_{approch}$  : Vitesse d'approche

$V_{takeoff}$  : La vitesse de décollage

$X_{CG}$  : centre de gravite

$SM$  : la marge statice

$C_m$  : Coefficient de moment

$X_{ac}$  : centre aérodynamique

$S_H$  : surface de l'empennage

$C_f$  : le coefficient de frottement superficiel

$f_{LD}$  : une fonction de rapport de longueur – diamètre de fuselage.

$f_M$  : fonction du nombre de mach

$(\frac{t}{c})_{max}$  : l'épaisseur relative maximale.

# Introduction générale :

La conception d'un UAV est un défi d'ingénierie intégrant plusieurs aspects techniques et opérationnels. Ce processus complexe inclut l'aérodynamique, déterminant la performance de vol, et les structures, qui doivent être robustes tout en restant légères. Le poids de l'UAV influence son autonomie et sa capacité de charge utile.

La charge utile doit être optimisée pour chaque mission, que ce soit pour la surveillance, la reconnaissance ou d'autres applications spécifiques. Les systèmes de propulsion doivent garantir des performances fiables, tandis que la stabilité et le contrôle assurent des opérations précises et sécurisées. L'optimisation de la production et des coûts est cruciale pour assurer la viabilité économique du projet tout en maintenant des normes élevées de qualité. Notre mémoire est structuré en quatre chapitres principaux :

**Chapitre I: Introduction** Ce chapitre offre une introduction générale aux UAV, couvrant leurs types, classifications et applications. Il présente les différentes catégories d'UAV, jet pose les bases théoriques nécessaires pour comprendre l'importance et les multiples usages des UAV dans divers secteurs.

**Chapitre II : Conception et étude de performance** Dans ce chapitre, une étude approfondie de la conception de l'UAV est menée, abordant les aspects aérodynamiques, structuraux et de performance. Les différentes phases de conception sont expliquées, mettant en lumière les choix techniques et les compromis réalisés pour optimiser l'UAV en vue des missions de délestage.

**Chapitre III : Simulation avec XFLR5** Ce chapitre utilise le logiciel XFLR5 pour simuler et analyser la stabilité de l'UAV, évaluant ses performances aérodynamiques dans diverses conditions de vol afin de garantir sa stabilité et d'affiner sa conception en conséquence.

**Chapitre IV: Réalisation** Le dernier chapitre détaille le processus de réalisation pratique de l'UAV. Cela inclut la fabrication, l'assemblage. Les défis rencontrés lors de la réalisation et les solutions apportées sont discutés.

# I. Généralités sur les UAVs :

## I.1. Introduction :

Les UAV (Unmanned Aerial Vehicles), également connus sous le nom de drones, sont des aéronefs sans passager ni pilotes capables de voler de manière autonome ou d'être contrôlés à distance par des opérateurs au sol. Ils se déplacent en suivant des instructions préprogrammées ou en utilisant des capteurs, des systèmes d'intelligence artificielle, des caméras et d'autres technologies embarquées. Ces technologies peuvent inclure des caméras haute résolution, des caméras thermiques, des capteurs Lidar, des capteurs de pression atmosphérique, des systèmes GPS et de communication sans fil pour naviguer et accomplir des missions spécifiques.

La taille d'un drone aérien peut aller de quelques centimètres pour les modèles miniatures à plusieurs mètres pour les drones spécialisés (surveillance, renseignement, combat, transport, loisirs). Dans le civil, de nombreux domaines (cinéma, télévision, agriculture, environnement, etc.) ont vu les drones susciter des applications inédites grâce à leur capacité à embarquer des appareils photo, des caméras, des caméras infrarouges ou des capteurs environnementaux. Plusieurs sociétés spécialisées dans le transport ainsi que le géant du e-commerce Amazon travaillent sur des concepts de drones-livreurs.

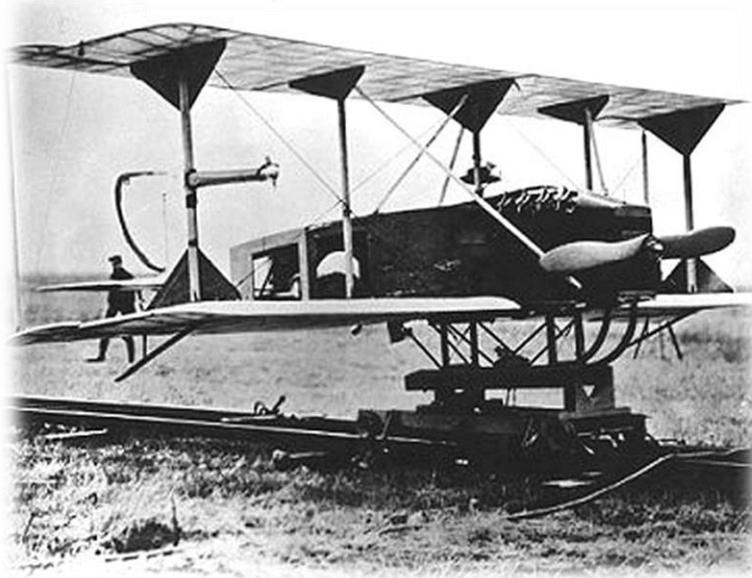
Ils offrent une flexibilité et une accessibilité accrues par rapport aux aéronefs pilotés traditionnels, tout en réduisant les risques pour les opérateurs humains. (1)

## I.2. Histoire :

L'aviation modèle a une histoire longue et fascinante. Le premier modèle volant était le cerf-volant. Au fil des siècles, les modèles réduits d'avions ont évolué pour inclure des planeurs, des hélicoptères et des jets. En 1804, George Cayley a piloté le premier planeur stabilisé. Le XXe siècle a connu un développement rapide des modèles réduits d'avions. En 1903, les frères Wright ont réalisé le premier vol propulsé d'un avion.

En Angleterre, l'ingénieur Archibald Low a tenté de développer un avion cible pouvant être contrôlé par télégraphie sans fil. Ces avions étaient appelés les "Cibles aériennes" et ont été développés en 1916. Aux États-Unis, en 1917, Elmer Ambrose Sperry, Lawrence Sperry et

Peter Cooper Hewitt a conçu le Huey Sperry Autonomous Aircraft, un avion sans pilote capable de lancer des torpilles aériennes. (2)



**Figure I.1:** le Huey Sperry Autonomous Aircraft (2)

Les développements récents dans les matériaux et la technologie électronique ont permis de construire des modèles réduits d'avions plus réalistes et plus efficaces que jamais. Ces modèles réduits sont désormais équipés de moteurs électriques puissants, de servos précis et de systèmes de radiocommande sophistiqués.

## **I.2. Type des avions radiocommandés :**

Les avions radiocommandés (RC) sont des modèles réduits contrôlés à l'aide d'une télécommande. Ils utilisent la communication radio entre l'émetteur de la télécommande et le récepteur de l'avion. Le récepteur contrôle les servomoteurs qui actionnent les gouvernes ou d'autres fonctions de l'avion en fonction des commandes données par le pilote via la radiocommande de la position du joystick. Il existe de nombreux types d'avions radiocommandés :

### **a) Un avion d'entraînement RC :**

C'est un type d'avion radiocommandé spécialement conçu pour les débutants qui apprennent à piloter des avions RC. Ces avions sont généralement stables, avec des caractéristiques telles que des ailes hautes, des fonds plats et un dièdre (angle vers le haut) au bout des ailes pour offrir

une stabilité supplémentaire et les rendre plus faciles à contrôler. La plupart des avions d'entraînement sont dotés d'ailes hautes, ce qui améliore la stabilité pendant le vol.



**Figure I.2 :** Un avion d'entraînement RC

Le placement élevé des ailes aide à éviter les décrochages de pointe et permet une manipulation plus fluide. Les avions d'entraînement sont souvent alimentés électriquement pour faciliter leur utilisation.

### **b) Les jets radiocommandés :**

Souvent appelés « jets RC », comptent parmi les modèles les plus impressionnants et les plus populaires dans le monde du modélisme. Les avions RC sont généralement fabriqués à partir de matériaux légers mais durables tels que le polystyrène expansé, le bois, le plastique renforcé de fibre de verre et même les composites de carbone sur les modèles haut de gamme.



**Figure I.3 :** Un jet radiocommandé.

Les avions télécommandés sont propulsés par des micros turbines à gaz, des moteurs à réaction électriques ou, dans certains cas, des moteurs à pistons montés sur des moteurs à réaction virtuels pour des raisons esthétiques. Les jets RC sont disponibles dans une large gamme de tailles, allant des petits modèles Park flyers de moins d'un mètre d'envergure aux modèles géants atteignant plusieurs mètres d'envergure.

**c) Les ornithoptères :**

Ce sont des engins qui volent comme un oiseau, en battant des ailes. La plupart des ornithoptères ont à peu près la taille de petits oiseaux. Le mécanisme de battement d'ailes peut varier selon les modèles. Certains utilisent des moteurs électriques pour actionner les ailes, tandis que d'autres utilisent des mécanismes plus complexes avec des servomoteurs et des articulations pour reproduire le mouvement naturel des oiseaux. (3)



**Figure I.4 :** Un ornithoptère.

**d) Les avions de voltige :**

Les avions de voltige sont spécialement conçus pour effectuer des manœuvres acrobatiques et des figures dans les airs. Ils sont souvent utilisés dans des compétitions de voltige aérienne ou simplement pour le plaisir de piloter de manière agile et dynamique. Ils sont généralement légers, dotés d'une puissance suffisante pour effectuer des manœuvres extrêmes.



**Figure I.5 :** Les Avions de voltige.

**e) Les hélicoptères radiocommandés :**

"Hélicos RC", sont des modèles réduits d'aéronefs à voilure tournante contrôlés à distance. Les configurations les plus courantes sont les mono coptères (avec un seul rotor principal) et les birotors (avec deux rotors principaux en tandem), bien qu'il existe également des hélicoptères à plusieurs rotors, tels que les coaxiaux et les quadricoptères. Les hélicoptères radiocommandés sont utilisés à des fins récréatives, de compétition et de modélisme. Certains

modèles sont conçus pour le vol en intérieur, tandis que d'autres sont adaptés au vol en extérieur dans des espaces ouverts.



**Figure I.6 :** Les hélicoptères radiocommandés.

### f) Les hydravions radiocommandés :

Souvent simplement appelés hydravions RC, sont des modèles réduits d'aéronefs conçus pour décoller et atterrir sur l'eau. Ils sont spécialement conçus avec des flotteurs ou des coques pour leur permettre de flotter sur l'eau. Certains modèles d'hydravions sont équipés de caméras pour la photographie aérienne au-dessus de l'eau, ce qui permet de capturer des images uniques et spectaculaires.



**Figure I.7:** Hydravion.

### I.4. Définition du drone :

Le terme anglais « *drone* » désigne un « avion cible ». Un aérodyne automatisé et son système de mise en œuvre sont aussi appelés UAV « Unmanned Aerial Vehicles », et de plus en plus souvent UAS « Unmanned Aircraft System ». L'Organisation de l'aviation civile internationale a, quant à elle, retenu l'appellation « RPAS » (pour « Remotely Piloted Aircraft System », soit « système d'avion piloté à distance »).

La classification américaine des mobiles autonomes sans humain à bord en UAV/UAS (aériens), USV/USS (de surface), UUV/UUS (sous-marins), UGV/UGS (robots terrestres) est la plus couramment utilisée dans le reste du monde. (4)

Un drone est un aéronef sans pilote et sans passagers, et qui peut voler de manière autonome ou être contrôlé à distance depuis le sol. L'inspection, la détection, la maintenance, la sécurité et l'agriculture de précision des infrastructures ne sont que quelques-unes de ces applications infinies.

Les drones sont basés sur des systèmes pour fournir des fonctionnalités telles que la surveillance et la reconnaissance, la photogrammétrie et la détection automatique des défauts, donc le système de drone est un ensemble regroupant trois segments : le segment aérien qui comprend le vecteur aérien et la charge utile, aussi le segment sol qui est constitué des différents modules participant à :

- La préparation et la conduite du vol
- La mise en œuvre des senseurs
- Le recueil, l'interprétation et la diffusion des informations
- Le soutien technique et logique du système
- L'ensemble des liaisons de données, également appelé segment hertzien (5)

## **I.5. La classification des drones :**

Les UAVs sont de plus en plus utilisés dans une variété de domaines, allant de la surveillance militaire à la cartographie en passant par la livraison de colis. La classification des UAV est essentielle pour comprendre les différents types d'appareils et leurs capacités.

Les drones sont classés selon deux aspects principaux : leurs spécifications de performance et leurs caractéristiques de mission. Les spécifications de performance incluent des facteurs tels que le poids, la charge utile, l'endurance, la portée, la vitesse, la charge alaire, le coût, le type de moteur et la puissance. Le coût, l'envergure et l'altitude maximale sont également des caractéristiques qui peuvent être prises en compte pour comparer et classer les drones.

Les missions les plus courantes comprennent la surveillance et la reconnaissance (ISTAR), les opérations de combat, les missions polyvalentes, les décollages et atterrissages verticaux, les relais radar et de communication, la livraison et le réapprovisionnement aériens.

La classification basée sur les caractéristiques de performance est bénéfique pour les concepteurs, les fabricants et les clients potentiels, car elle leur permet d'aligner leurs exigences avec les performances spécifiques des drones.

### a) Classification basée sur la taille /poids :

Cette classification en fonction de la taille est souvent utilisée pour déterminer les capacités opérationnelles et les applications des UAV. Par exemple, les nano-UAV sont souvent utilisés pour la collecte de renseignements à petite échelle, tandis que les grands UAV peuvent être utilisés pour des missions de surveillance à longue portée.

Le tableau présente les poids de tous les drones pris en compte, mettant en évidence que seulement quelques-uns pèsent plus de deux tonnes, tandis que la plupart des drones sont relativement légers.

| Type        | Maximum Weight |
|-------------|----------------|
| Nano        | 200 gms        |
| Micro       | 2 Kg           |
| Mini        | 20 Kg          |
| Light       | 50 Kg          |
| Small       | 150 Kg         |
| Tactical    | 600 Kg         |
| MALE        | 1000 Kg        |
| HALE        | 1000 Kg        |
| Heavy       | 2000Kg         |
| Super Heavy | 2500 Kg        |

Figure I.8 : Classification basée sur le poids.

### b) Classification par Endurance et portée :

La classification des UAV basée sur l'endurance et la portée permet de distinguer les différentes catégories d'aéronefs en fonction de leur capacité à rester en vol sur de longues distances. Ces deux critères sont souvent liés, car il est clair que plus un drone peut maintenir un vol prolongé, plus sa capacité à couvrir de grandes distances sera étendue.

- Drone moyenne altitude à longue endurance Un drone à moyenne altitude et longue endurance vole entre 10 000 à 30 000 pieds d'altitude (3 000 à 9 000 m) pendant des durées prolongées, généralement de 24 à 48 heures.
- Les drones d'endurance moyenne sont ceux qui ont une endurance comprise entre 5 et 24 heures.
- Les drones à faible endurance, qui ont une autonomie de moins de 5 heures, sont utilisés pour des missions de courte durée telles que la surveillance. (4)

**c) Classification par Altitude maximale :**

Altitude maximale est la hauteur maximale à laquelle l'aéronef peut voler au-dessus du niveau de la mer ou d'une autre référence altimétrique. La classification des drones par altitude maximale est essentielle pour assurer la sécurité aérienne, garantir la conformité réglementaire, faciliter la gestion du trafic aérien, identifier les capacités opérationnelles et planifier efficacement les missions.

Une classification de basse, moyenne et haute altitude est proposée pour diviser les drones par plafond maximum.

- Basse altitude : Plafond maximum est généralement jusqu'à quelques centaines de mètres au-dessus du sol < 1000 m. Convient aux drones utilisés pour des missions de surveillance, de contrôle agricole et d'inspection d'infrastructures.
- Moyenne altitude : généralement de quelques centaines à plusieurs milliers de mètres au-dessus du sol 1000-10000 m. Adaptée pour les drones utilisés dans des missions de surveillance à moyenne portée, de reconnaissance étendue et de patrouille de frontière.
- La haute altitude : est tous les UAV qui peuvent voler au-dessus de 10000 m. Appropriée pour les drones utilisés dans les applications scientifiques et de surveillance atmosphérique.

**d) Classification par Charge alaire :**

La charge alaire est une mesure qui indique la quantité de poids qu'un drone peut transporter par unité de surface de son aile ou de sa voilure. Elle est généralement exprimée en kilogrammes par mètre carré (kg/m<sup>2</sup>). Une charge alaire plus élevée signifie que le drone transporte plus de poids par unité de surface, ce qui peut affecter ses performances de vol, sa maniabilité et son endurance. Trois classes ont été créées :

- Drones légers de faible charge utile : ont une charge utile relativement faible < 50. Principalement pour la photographie et la vidéographie aériennes.
- Drones de charge utile moyenne : ont une capacité de charge utile moyenne, entre 50-100. Adaptés pour des applications de surveillance.
- Drones lourds à charge utile élevée : ont une capacité de charge utile élevée > 100. Utilisés pour des missions de transport de charges lourdes, telles que la livraison de fournitures médicales

**e) La classification par la puissance du moteur :**

Peut-être une approche utile pour distinguer les différents types d'UAVs en fonction de leur capacité de propulsion.

- UAVs à moteur électrique de faible puissance.
- UAVs à moteur électrique de puissance moyenne.
- UAVs à moteur thermique à combustion interne.
- UAVs à moteur à réaction : Ces UAVs sont propulsés par des moteurs à réaction, offrant des performances élevées en termes de vitesse et d'altitude.

**I.6. Les aspects de la mission :**

Les drones sont utilisés à la fois par les militaires et les civils pour diverses missions, parmi lesquelles les plus fréquentes sont les suivantes :

- a) Renseignement, surveillance, acquisition de cibles et reconnaissance (ISTAR)
- b) Combat (UCAV)
- c) Polyvalent
- d) Décollage et atterrissage vertical (VTOL)
- e) Livraison aérienne et Réapprovisionnement

**a) ISTAR :**

ISTAR (Intelligence, Surveillance, Target Acquisition et Reconnaissance) est un système qui utilise des véhicules aériens sans pilote (UAV) afin de recueillir et transmettre en temps réel des informations concernant l'ennemi et le terrain. Ces missions s'inscrivent dans le cadre d'opérations à haut risque menées dans des environnements hostiles.

**b) UCAV :**

Le développement rapide d'un système intelligent offre des possibilités acceptables d'améliorer les capacités de mission des systèmes et du personnel de la force aérienne et de soutenir des missions complexes dans des combats très dynamiques. En particulier, les futures missions utilisant des véhicules aériens de combat inhabités (UCAV) pour la reconnaissance et le combat bénéficieront des technologies avancées de l'UCAV pour atteindre l'autonomie dans

un environnement incertain et défavorable, ainsi que pour atteindre leurs objectifs de mission. Les objectifs de la conception des UCAV sont : (6)

- Utilisé pour compléter les forces de chasseurs et de bombardiers habités
- Très adaptables aux conditions de combat changeantes
- Peut fournir une attaque électronique 24/7
- Les missions secondaires comprennent la reconnaissance, la surveillance et la collecte de renseignements à haut risque
- Être ravitailler par ravitaillement Air-Air
- Être déployé à partir d'un emplacement et contrôlé par un autre
- Opérer d'une manière indépendante, s'intégrer pleinement aux opérations d'aéronefs pilotés ou exécuter des opérations coordonnées entre plusieurs véhicules

**c) Polyvalent :**

Les drones polyvalents sont des drones de reconnaissance modifiés qui peuvent également être armés. Ils sont conçus pour être utilisés dans différents contextes et pour diverses missions. Leur mission principale consiste généralement à effectuer des reconnaissances armées et à attaquer des cibles critiques, en utilisant si nécessaire des armes autoguidées. Les drones polyvalents sont hautement compétents en matière de reconnaissance, de surveillance et d'acquisition de cibles, fournissant ainsi un soutien essentiel au commandant des forces interarmées.

**d) VTOL :**

Le VTOL (Vertical Takeoff and Landing) est un drone aérien équipé de la capacité de décoller et d'atterrir verticalement. Cette caractéristique unique de décollage et d'atterrissage vertical est essentielle pour mener des missions dans des environnements où les pistes d'atterrissage ne sont pas accessibles, tels que les opérations en zones forestières ou le lancement et la récupération de cuirassés non porteurs. Ces drones revêtent une importance cruciale pour les forces armées et constituent une flotte de grande valeur.

- Hummingbird Warrior A-160.
- Fire Scout.
- Killer Bee.
- X50.



**Figure I.9:** Hummingbird Warrior A-160



**Figure I.10:** Fire Scout



**Figure I.11:** Killer Bee



**Figure I.12:** X50

**e) Livraison aérienne et Réapprovisionnement :**

Les drones de cette catégorie sont des véhicules aériens sans pilote spécifiquement conçus pour le transport de colis, de fournitures médicales, de biens de consommation et autres types de cargaisons. Le CQ-10 Snow Goose est le seul drone de cette catégorie disponible.



**Figure I.13:** CQ-10 Snow

- Il se compose d'un module de fuselage central qui abrite la charge utile et le carburant.
- Système de navigation et de contrôle basé sur GPS, avec un moteur à piston unique entraînant une hélice propulsive.
- Il pourrait être largué ou lancé par voie aérienne. (7)

## **I.7. Avantages et inconvénients des drones :**

### **a) Les avantages :**

L'utilisation d'un drone peut apporter de nombreux avantages et améliorer l'efficacité, la rapidité et la qualité de nombreuses tâches dans différents secteurs d'activités professionnels, commerciales, scientifiques ou militaires, aussi elle permet :

- La prise de vue aérienne par drone : Les avantages de la prise de vue aérienne, photographies ou vidéos par drone sont nombreux et variés, permettant aux entreprises et aux particuliers de faire réaliser des images aériennes de façon rapide et économique.
- Inspections par drone : Le principal avantage du drone dans l'inspection aérienne et de pouvoir accéder à des zones difficiles d'accès ou dangereuses sans mettre en danger les travailleurs ou inspecteurs
- Prestations techniques par drone Thermographie aérienne par drone : Les drones peuvent collecter des données précises grâce à des capteurs et des outils de mesure tels que des GPS, des lidars, caméras thermiques, etc.
- Surveillances aériennes par drones : Les drones apportent de nombreux avantages dans la surveillance aérienne en réalisant des images en très haute définition pouvant être visualisées et analysées par tous types de spécialistes.
- Recherche et sauvetage par drone : Les drones peuvent couvrir une grande zone en peu de temps, ce qui est un avantage certain pour les opérations de recherche et de sauvetage.

En résumé, les drones offrent de nombreuses applications dans divers secteurs et peuvent fournir des avantages en termes de service, sécurité, d'efficacité et de qualité de vie. (8)

### **b) les inconvénients :**

L'utilisation des drones présente des inconvénients :

- Le risque de collision avec d'autres objets volants est élevé et figure parmi les inconvénients liés à l'usage de ces engins. Des drones sont régulièrement observés près des aéroports. Ils peuvent causer des accidents graves en entrant en collision avec

d'autres drones, des appareils de l'aviation civile, des engins de sécurité civile ou des appareils militaires en entraînement. Des préoccupations en matière de sécurité.

- Les drones affectent également le domaine cybernétique et la sécurité des données. Forbes souligne que l'utilisation malveillante de ces engins dans le domaine cybernétique est un fait qui ne peut plus être mis de côté.
- Les conditions météorologiques, et plus particulièrement le vent, doivent être dans les limites du drone pour garantir un bon résultat pour vos séquences.
- Les vols de nuit sont limités en fonction des conditions et des machines. (Les vols de nuit sont définis comme ayant lieu 30 minutes avant ou après le lever ou le coucher du soleil.
- Le survol de grandes villes est soumis à des restrictions locales et aux autorisations nécessaires préalables. (8)

## **I.8. Conclusion :**

L'objectif de ce chapitre est de nous orienter dans la sélection envisagée pour notre étude. Nous prendrons en compte le domaine d'application et le coût afin de choisir le type de mini drone à étudier et à concevoir dans les chapitres à venir.

## II. Conception et étude des performances :

### II.1. Objectif :

L'objectif essentiel de notre UAV est de mener à bien une mission de reconnaissance visant à détecter et à surveiller la pollution marine causée par les activités des navires en mer. Cette mission revête une importance capitale dans le cadre de la préservation de l'environnement marin et de la protection de la biodiversité.

Grâce à l'utilisation de technologies de pointe et de capteurs spécialisés, notre UAV sera déployé pour survoler les zones côtières et maritimes où la présence de navires est prédominante. Équipé de capteurs sophistiqués tels que des caméras optiques qui utilisent la lumière visible pour capturer des images. Elles sont constituées de lentilles et de capteurs qui convertissent la lumière en signaux électriques, qui sont ensuite traités pour former une image, notre UAV sera en mesure de collecter des données précises et détaillées sur les éventuelles sources de pollution émanant des navires, telles que les déversements d'hydrocarbures, les rejets de déchets toxiques, ou les émissions de substances nocives. En planifiant méticuleusement les itinéraires de vol, en optimisant la trajectoire et la couverture, notre UAV pourra survoler efficacement les zones cibles, identifier les zones de concentration de pollution et évaluer leur gravité. En collaborant étroitement avec d'autres systèmes de surveillance de la pollution en mer, tels que des navires équipés de capteurs similaires ou des stations côtières, notre UAV pourra contribuer à une surveillance intégrée et coordonnée des activités maritimes et de leurs impacts environnementaux.

En fournissant des données précises et en temps réel sur l'étendue et la nature de la pollution marine, notre UAV permettra aux autorités compétentes d'adopter des mesures rapides et efficaces pour limiter les dommages environnementaux et préserver la santé des écosystèmes marins. En résumé, la mission de reconnaissance de notre UAV pour détecter la pollution causée par les bateaux en mer incarne notre engagement envers la protection de l'environnement marin et la promotion d'une gestion durable des ressources océaniques.

## II.2. Cahier de charge et spécification du drone :

Les exigences de la mission supervisent la conception d'un mini véhicule aérien sans pilote. C'est un fixe-drone à ailes qui doit répondre à nos exigences, qui sont résumées dans le tableau suivant :

**Tableau II.1 :** Les spécifications du drone.

|                      | Spécifications              |
|----------------------|-----------------------------|
| Catégorie            | Mini drone (mini UAV)       |
| La charge utile      | Camera Micro IIS 384 de 23g |
| Décollage            | Lancement à main            |
| Altitude             | 300 m                       |
| Vitesse de croisière | 13 m/s                      |
| Range                | 10 Km                       |
| Endurance            | 30 à 40 min                 |

## II.3. Etude statistique :

Les tableaux suivants résumant, conçoivent et présentent des collections de données sur les systèmes de drones qui sont : les performances, les spécifications (poids, géométrie et propulsion).

**Tableau II.2 :** Les performances des UAVs.

| SN | UAV SYSTEMS                | Endurance (h) | Gamme (km) | Plafond (m) | Altitude de service (m) | Vitesse de croisière (km/h) | Vitesse de flâneur (km/h) | Vitesse maximal (km/h) |
|----|----------------------------|---------------|------------|-------------|-------------------------|-----------------------------|---------------------------|------------------------|
| 1  | Parrot disco               | 1             | 2          | /           | 500                     | 25/50                       | /                         | 80                     |
| 2  | Skyproowler VTOL           | 1             | 69         | /           | 500                     | 105                         | /                         | 130                    |
| 3  | Delair UX11                | 1H30          | 53         | 5000        | 500                     | 54                          | 45                        | 90                     |
| 4  | Volantex RC Ranger EX      | 30 MIN        | 1          | 500         | 400                     | 40-60                       | /                         | 80-100                 |
| 5  | Skywalker X8               | 1             | 10         | /           | 500                     | 40-60                       | /                         | 80-100                 |
| 6  | DJI Phantom 4 RTK          | 30 min        | 7          | 6000        | 5000                    | 33.6                        | /                         | 44.7                   |
| 7  | Aeronautics defense orbite | 4             | 150        | 3000        | 3000                    | 50-80                       | /                         | 120                    |

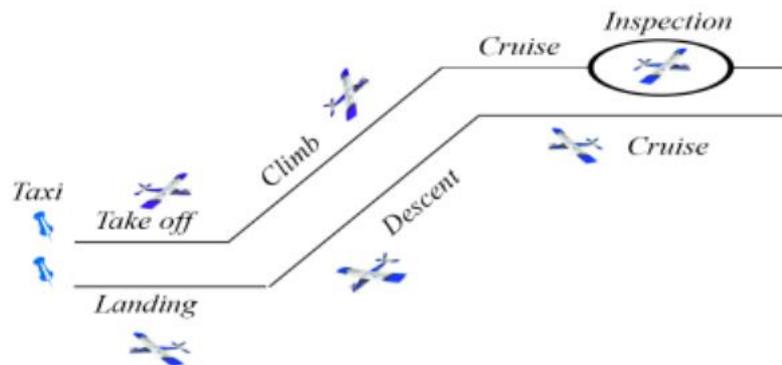
|           |                         |        |     |      |      |        |    |     |
|-----------|-------------------------|--------|-----|------|------|--------|----|-----|
| <b>8</b>  | Sensefly EBEE X         | 1h30   | 15  | 5000 | 400  | 40-110 | 37 | 110 |
| <b>9</b>  | Flamingo MK3            | 2      | 100 | 3000 | 3048 | 90-105 | 48 | 120 |
| <b>10</b> | Quest UAV DATA hawk PPK | 45 min | 50  | 4000 | 500  | 64.82  | /  | 100 |

**Tableau II.3 :** Les spécifications (poids, géométrie et propulsion).

| Sn | UAV systèmes               | Poids       |                   |                    | Géométrie            |                 | Système de propulsion |
|----|----------------------------|-------------|-------------------|--------------------|----------------------|-----------------|-----------------------|
|    |                            | Lancer (kg) | Charge utile (kg) | Charge à vide (kg) | Envergure d'aile (m) | UAV longueur(m) |                       |
| 1  | Parrot disco               | 0.75        | /                 | /                  | 1.15                 | 0.58            | Electrique            |
| 2  | Skyproowler VTOL           | 5           | 0.55              | /                  | 2                    | 1.5             | Electrique            |
| 3  | Delair UX11                | 1.5         | /                 | /                  | 1.1                  | 1.72            | Electrique            |
| 4  | Volantex RC Ranger EX      | 1.5         | /                 | /                  | 1.98                 | 1-1.7           | Electrique            |
| 5  | Skywalker X8               | 3.5         | 1-2               | 1.5-2.5            | 2                    | 1.3-1.5         | Electrique            |
| 6  | DJI Phantom 4 RTK          | 1.4         | /                 | 1.2                | /                    | /               | Electrique            |
| 7  | Aeronautics defense orbite | 15          | /                 | 5.5                | 2.5                  | 1.6             | Electrique            |
| 8  | Sensefly EBEE X            | 1.1         | 0.5               | /                  | 0.99                 | 0.47            | Electrique            |
| 9  | Flamingo MK3               | 25          | /                 | 8                  | 4.1                  | 2.9             | Electrique            |
| 10 | Quest UAV DATA hawk PPK    | 2.15        | /                 | 1.2                | 2.4                  | /               | Electrique            |

## II.4. La mission :

La pollution sous toutes ses formes représente l'un des défis les plus répandus et préjudiciables pour notre environnement. Qu'il s'agisse de la pollution de l'air, du sol ou des océans, sa résolution nécessite une compréhension approfondie du problème. Les drones se révèlent être une solution idéale pour mener des enquêtes, des reconnaissances et des explorations de ces phénomènes. Pour ce faire, il est crucial de définir une mission type pour les drones, découpée en plusieurs phases distinctes, comme illustré dans le schéma ci-dessous.



**Figure II.1:** Profil de mission.

**Phase 1 :** Taxis ; Démarrage et réchauffement du moteur.

**Phase 2 :** Décollage ; Utilisez un élastique ou lancez manuellement et laissez le drone fonctionner au sol.

**Phase 3 :** Monter ; Le drone s'élève dans les airs jusqu'à ce qu'il atteigne l'altitude spécifique.

**Phase 4 :** Croisière 1 ; Le drone commence sa flottaison à son altitude et dans sa zone spécifique et se prépare à la mission du désir.

**Phase 5 :** flâner (inspection) ; sur la zone de chemin ou la zone cible requise.

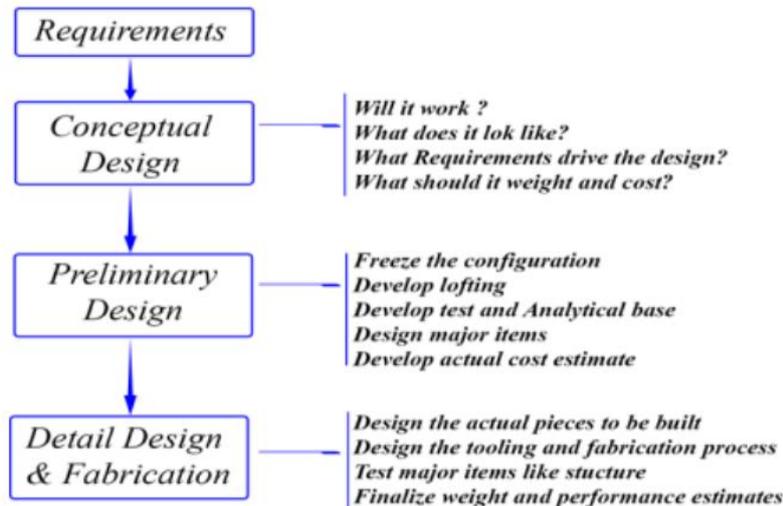
**Phase 6 :** Croisière 2 ; retour à la zone de lancement.

**Phase 7 :** Descente ; Le drone descend du niveau croisière au niveau opérateur en se préparant pour le touché.

**Phase 8 :** Atterrissage ; qui est la cible finale de notre mission drone lorsque les moteurs s'arrêtent.

## II.5. Les phases de conception UAV :

La conception des drones peut être divisée en trois phases principales, comme représenté sur la figure (II-5).



**Figure II.2:** Trois phases de conception d'aéronefs. (9)

### II.5.1. Conception conceptuelle :

La conception conceptuelle dans le domaine des drones est la phase initiale du processus de conception où les questions fondamentales concernant la disposition de la configuration, la taille, le poids et les performances sont abordées. Cette phase est essentielle car elle pose les bases du produit final et guide le développement ultérieur.

Dans la conception conceptuelle des drones, plusieurs éléments clés doivent être pris en compte :

- Disposition de la configuration :** Cela concerne la manière dont les différents composants du drone sont disposés les uns par rapport aux autres, tels que les moteurs, les ailes, les capteurs, etc. La disposition optimale dépend des exigences de la mission et des performances recherchées.
- Taille et poids :** La taille et le poids du drone sont des facteurs cruciaux qui affectent sa manœuvrabilité, son autonomie et sa charge utile. Ils sont déterminés en fonction des exigences de la mission et des contraintes matérielles.
- Performance :** La performance du drone comprend des aspects tels que la vitesse, l'endurance, la portée, la capacité de charge utile, etc. Ces performances doivent être évaluées en fonction des objectifs de la mission.

La conception conceptuelle est un processus itératif et fluide. De nouvelles idées et des problèmes émergent à mesure que le design est étudié en détail. Chaque itération du design est analysée et dimensionnée, et des ajustements sont apportés en fonction des nouveaux paramètres ou des nouvelles contraintes identifiées. (9)

### **II.5.2. Conception préliminaire :**

La conception préliminaire commence lorsque les principaux changements ont été finalisés, tels que le choix entre un empennage arrière ou un canard. À ce stade, l'agencement de la configuration générale reste relativement stable, bien que des ajustements mineurs puissent encore survenir. La conception préliminaire marque également le moment où les spécialistes dans divers domaines comme les structures, les câbles de récupération et les systèmes de contrôle commencent à concevoir et à analyser leurs parties spécifiques de l'aéronef. Des tests sont effectués dans des domaines clés tels que l'aérodynamique, la propulsion, les structures, la stabilité et le contrôle. Parfois, une maquette peut être construite à cette étape pour aider à la visualisation et à la validation des concepts.

Une activité cruciale lors de la conception préliminaire est le "lofting", qui consiste en la modélisation mathématique de la peau extérieure de l'avion avec une précision suffisante pour garantir un bon ajustement entre ses différentes pièces, même si elles sont conçues par différents concepteurs ou fabriquées à différents endroits. Le lofting, initialement utilisé dans les chantiers navals, était réalisé à l'aide de longues règles flexibles appelées "splines", d'où le terme.

L'objectif final de la conception préliminaire est de préparer l'entreprise pour la phase de conception détaillée, également connue sous le nom de développement à grande échelle. Ainsi, la conclusion de la conception préliminaire est souvent marquée par une proposition pour passer à cette étape. Dans le contexte actuel, cette transition peut être risquée, parfois qualifiée humoristiquement de "parier sur votre entreprise". En effet, les pertes potentielles résultant d'un dépassement de budget ou d'un manque à gagner pourraient dépasser la valeur nette de l'entreprise. Par conséquent, la conception préliminaire vise à établir une certitude quant à la constructibilité de l'avion dans les délais et aux coûts estimés.

### II.5.3. Conception détaillée :

Une fois la décision prise d'entrer dans la phase de développement à grande échelle, la conception détaillée démarre, où les pièces réelles à fabriquer sont conçues. Par exemple, alors qu'au stade de la conception conceptuelle et préliminaire, la boîte à ailes est conçue et analysée dans son ensemble, lors de la conception détaillée, cet ensemble est décomposé en ses composants individuels tels que les nervures, les longerons et les peaux, chacun devant être conçu et analysé séparément.

La phase de conception détaillée s'achève avec le début de la fabrication de l'avion. Souvent, la fabrication commence sur certaines parties de l'avion avant que l'ensemble de la phase de conception détaillée ne soit terminé. Il est souhaitable d'éviter autant que possible les modifications ultérieures des pièces déjà fabriquées, afin de minimiser les retards et les coûts supplémentaires. (9)

## II.6. Dimensionnement et sélection de configuration :

### II.6.1. Sélection de la configuration :

Après avoir examiné l'environnement technologique, une analyse approfondie a été effectuée afin de déterminer la configuration optimale, en se basant sur des mini UAV similaires. Dans le but de réduire les coûts liés au projet et d'optimiser le temps de production, il a été décidé d'opter pour un fuselage rectangulaire avec poutre. Cette décision découle de sa conception simple, qui permet un espace intérieur optimal ainsi qu'une stabilité structurelle remarquable.

**Tableau II.4 :** Congrégation de l'UAV

| N | Attribut                     | UAV  |
|---|------------------------------|--|
| 1 | Matériaux                    | Papier mousse/ polystyrène/tube de carbone |
| 2 | Manufacture                  | Modulaire                                  |
| 3 | Type du moteur               | Électrique                                 |
| 4 | Nombre de moteur             | Un   |
| 5 | Configuration de l'aile      | Rectangle trapézoïdale                     |
| 6 | Emplacement de l'aile        | Haute                                      |
| 7 | Configuration de l'empennage | En V                                       |
| 8 | Type de lancement            | Lancement à main                           |

**II.6.2. Estimation de la masse au décollage :**

Il est essentiel d'obtenir une estimation précise de la masse au décollage.

Le poids maximal au décollage ( $W_{TO}$ ) est divisé en quatre éléments :

1. Le poids de la charge utile ( $W_{PL}$ ), c'est la capacité de charge nette d'un drone qui est à l'origine Requis et conçu pour être transporté. La charge utile comprend des capteurs pour notre UAV c'est le poids de la camera FPV + le poids de la caméra optique.
2. Le poids du pilote automatique ( $W_A$ ) qui est responsable de conduire les opérations aériennes et servir les sous-systèmes et les charges utiles. Si le drone est contrôlé par un opérateur depuis le poste de contrôle au sol, un système de communication comprenant Un récepteur, un émetteur et une liaison de données sont également nécessaires.
3. Le poids de la batterie ( $W_B$ ) pour un moteur électrique.
4. Le poids à vide ( $W_E$ ) comprend principalement les poids de la structure/cellule, moteur(s), train d'atterrissage et systèmes. (10)

$$W_{TO} = W_{PL} + W_A + W_B + W_E \tag{II.1}$$

On a:

$$W_{TO} = \frac{W_{PL} + W_A}{1 - \left(\frac{W_B}{W_{TO}}\right) - \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right)} \tag{II.2}$$

Avec :

$$\frac{W_B}{W_{TO}} = 1.05 \left( \frac{g R}{\eta_{PSED} C_L / C_D} \right) \tag{II.3}$$

On a fixé le SED = 150 et CL/CD = 8.

Et La fraction pondérale à vide est modélisée mathématiquement par l'équation linéaire expérimentale suivante :

$$\frac{W_E}{W_{TO}} = a W_{TO} + b \tag{II.4}$$

Où a et b sont présentés dans le tableau suivant :

**Tableau II.5 : Choix d'a et b**

| No | Unmanned aerial vehicle type | a                     | B     |
|----|------------------------------|-----------------------|-------|
| 1  | Small remote controlled      | -0.00296              | 0.87  |
| 2  | HALE                         | $1.07 \times 10^{-5}$ | 0.126 |
| 3  | MALE                         | $5.1 \times 10^{-6}$  | 0.42  |
| 4  | Quadcopter                   | $-4.6 \times 10^{-5}$ | 0.68  |

Pour Notre cas :  $a = -0.00296$  et  $b = 0.87$ .

Les valeurs de  $W_B$ ,  $W_{PL}$ ,  $W_A$  et l'expression de  $\frac{W_E}{W_{TO}}$  sont toutes insérées dans l'équation. (2.2b)

et L'expression se réduit à :

$$W_{TO} = \frac{0.238}{0.067 + 0.00269 W_{TO}} \quad (\text{II.5})$$

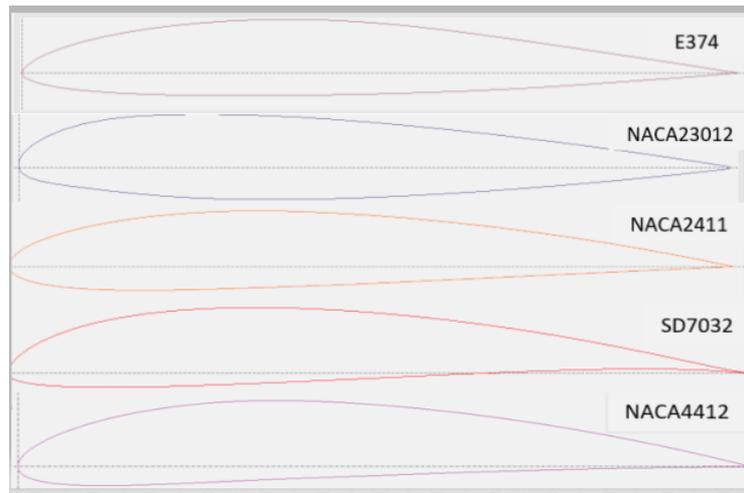
La solution de cette équation algébrique non linéaire donne une valeur de 1273 g pour le  $W_{TO}$ . Ainsi, la masse maximale au décollage de ce drone est estimée à 1.3 kg.

### II.6.3. Le choix du profil :

Le choix du profil doit répondre à certains critères. On peut diviser les questions à se poser en 3 grandes catégories :

1. La construction de mon modèle avec ce profil est-elle faisable ?
  - Est-ce que je peux construire une aile suffisamment solide avec l'épaisseur relative de ce profil ?
  - Est-ce que je suis capable de respecter les formes nécessaires avec ma technique de construction ?
  - Enfin, est-il facile à construire en pratique ? Par exemple, un intrados plat et un bord de fuite pas trop fin.
2. Le type de vol correspond-il à ce que je cherche ?
  - Est-ce que je peux choisir un modèle qui gratte principalement ou un modèle qui est rapide ? Souvent, on souhaite les deux... C'est là que réside le grand intérêt des profils modernes.
3. Quelles sont les exigences aérodynamiques importantes dans le choix ?
  - Un coefficient de portance maximal élevé.
  - Un coefficient de traînée minimal.
  - Une bonne finesse.
  - Une valeur élevée du rapport  $Cl^{3/2}/Cd$ .

La figure (II.4) représente les profils aérodynamiques analysés pour une utilisation sur l'aile. La surface portante sélectionnée devait également permettre à l'avion de respecter les coefficients de portance requis et de présenter le moins de pénalités possible pour la traînée globale.



**Figure II.3** : les profils aérodynamiques analysés

Le logiciel XFLR5 est utilisé pour tester une gamme de profils aérodynamiques bidimensionnels afin de trouver celui qui répond à toutes les exigences de conception. Un groupe de profils utiles a été retenu à la phase initiale, et une prise de décision sera effectuée après analyse.

Ces profils n'ont pas été sélectionnés de manière aléatoire dans l'analyse XFLR5, mais ont été triés à la main en fonction de leur géométrie. Il a été décidé que le bas de la surface portante devait être aussi plat que possible et avoir une épaisseur suffisante pour faciliter la fabrication de l'aile. Les profils ont également été choisis en fonction des exigences élevées de coefficient de portance maximum / traînée prédite pour l'avion.

La figure ci-dessous décrit une analyse sensible du changement du nombre de Reynolds avec le changement de deux propriétés principales : la longueur, qui représente la corde du modèle de l'UAV, allant de 12 cm à 20 cm, et la vitesse de vol, qui varie de 54 km/h (15 m/s) à 108 km/h (30 m/s). Le nombre de Reynolds varie entre 100 000 et 40 000. Un nombre de Reynolds d'environ 200 000 est sélectionné pour analyser les profils.

$$R_e = \frac{\rho U L}{\mu} \quad (\text{II.6})$$

Telle que :

$\rho = 1.1901 \text{ [kg/m}^3\text{]}$  masse volumique de l'air entre 300m.

$\mu = 1.819 \times 10^{-5} \text{ [kg/ms]}$  viscosité à la même altitude.

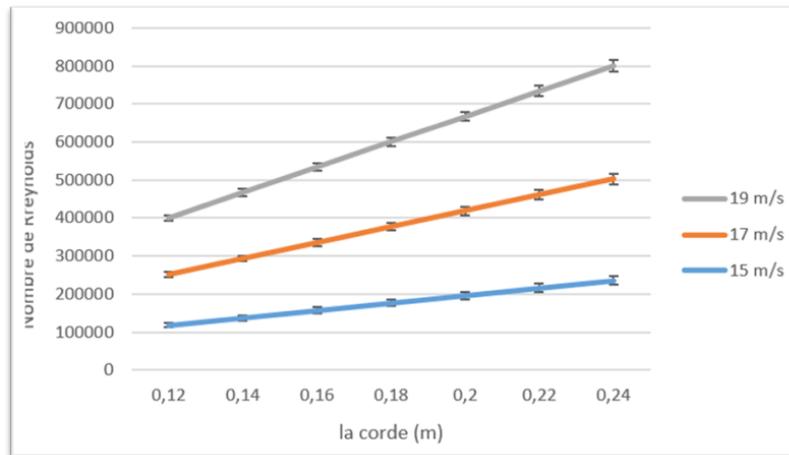


Figure II.4 : nombre de Reynolds estimé pour le vol

Le nombre de Reynolds, estimé à environ 200 000, est calculé en fonction des vitesses de vol prévues et des cordons d'aile. Une fois que le nombre de Reynolds est fixé à cette valeur, de nombreux paramètres peuvent être déterminés de manière précise, tels que la portance, la traînée, la pression et le coefficient de moment. Ces valeurs sont obtenues à l'aide de XFLR5.

- Variation de la portance et la traînée avec l'angle d'attaque  $\alpha$  :

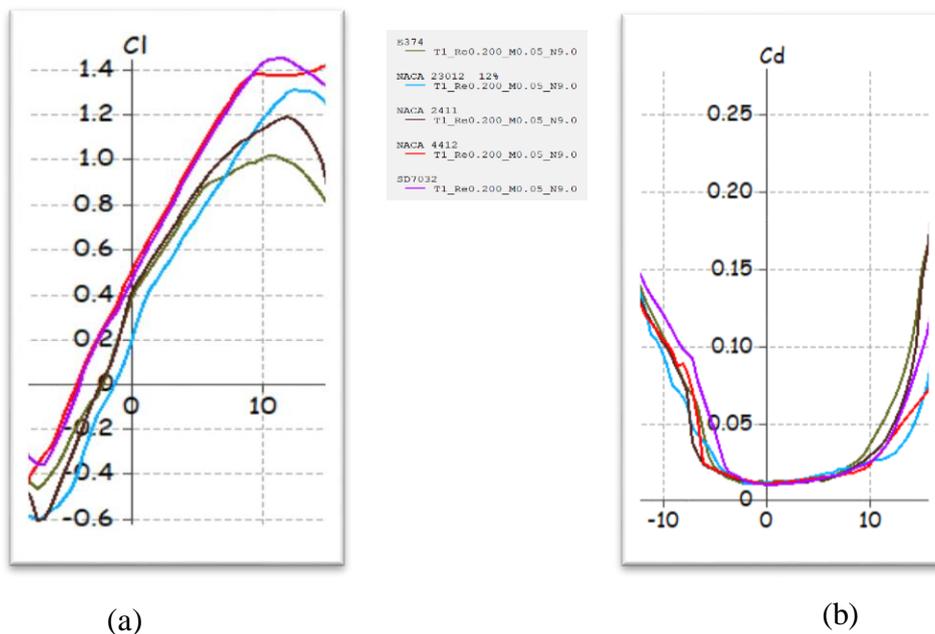


Figure II.5 : (a) ;(b) variation de Cl et Cd en fonction de  $\alpha$

- Variation de coefficient de portance vs trainée :

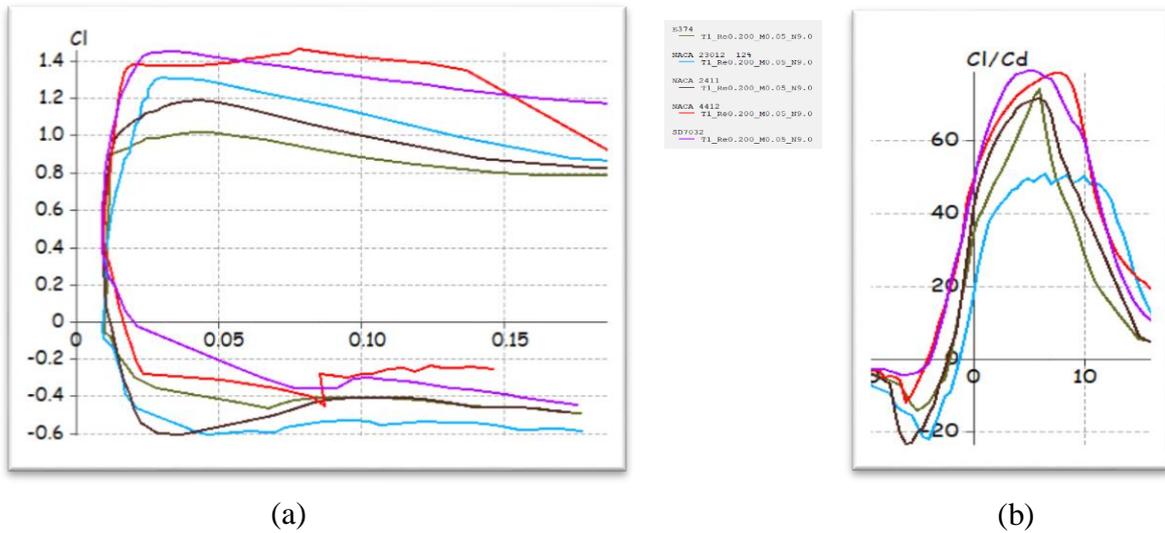


Figure II.6 : (a) variation de  $Cl=f(Cd)$  ; (b) variation de  $Cl/Cd =f(\alpha)$

Le tableau II.6 représente les propriétés aérodynamiques de chaque profil :

Tableau II.6 : Les propriétés aérodynamiques de chaque profil

| Profil            | Cl max      | $\alpha$ max (°) | Cl/Cd à $\alpha$ max | Cd min à $\alpha=1^\circ$ | Épaisseur maximal   |
|-------------------|-------------|------------------|----------------------|---------------------------|---------------------|
| E374              | 1.01        | 10.99            | 21.377               | 0.011                     | 10.91% à 34.35%     |
| <b>NACA 23012</b> | <b>1.3</b>  | <b>12.5</b>      | <b>43.197</b>        | <b>0.011</b>              | <b>12% à 29.29%</b> |
| NACA 2411         | 1.18        | 12               | 26.92                | 0.01                      | 11% à 29.29%        |
| SD 7032           | 1.44        | 11.5             | 41.85                | 0.009                     | 9.95% à 27.21%      |
| <b>NACA 4412</b>  | <b>1.41</b> | <b>15</b>        | <b>21.5</b>          | <b>0.01</b>               | <b>12% à 30.30%</b> |

Après une analyse approfondie des profils aérodynamiques NACA 4412 et NACA 23012, il est apparu que tous deux présentent des caractéristiques significatives et raisonnables. Cependant, le NACA 4412 se distingue par sa minceur raisonnable et son épaisseur suffisante, ce qui facilite la réalisation d'une maquette.

Le choix s'est donc porté sur le NACA 4412 en raison de sa capacité à offrir de bonnes performances à l'UAV.

D'après la simulation effectuée au logiciel XFLR5 le profil de NACA4412, entre un nombre de Reynolds d'environ 100000 à 200000 est acceptable, en ce qui concerne les conditions de faible corde et de faible vitesse des mini-UAVs.

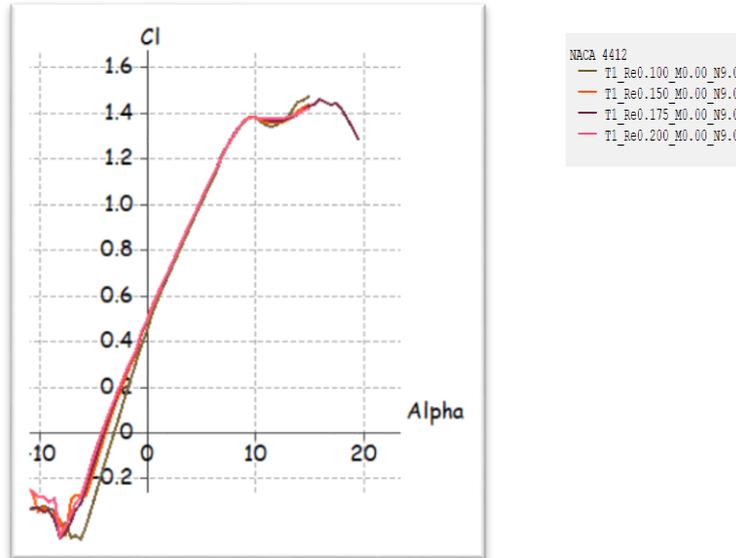


Figure II.7 : variation de Cl en fonction de  $\alpha$  du profil NACA 4412 (XFLR5)

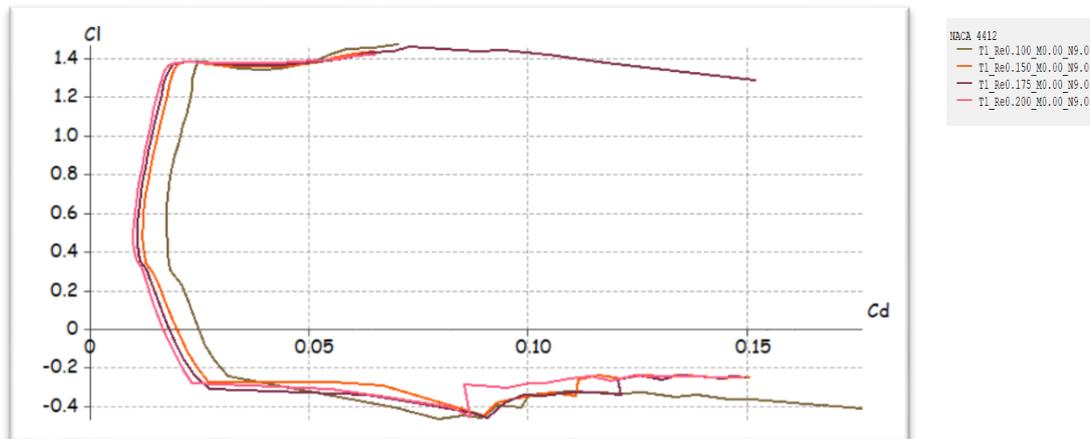


Figure II.8 : variation de Cl en fonction de Cd du profil NACA 4412 (XFLR5)

Les courbes caractéristiques de test soufflerie de NACA 4412 réalisée par la H .Abbot and Louis S.Stivers confirment le maximum et la tendance de la courbe de coefficient de portance.

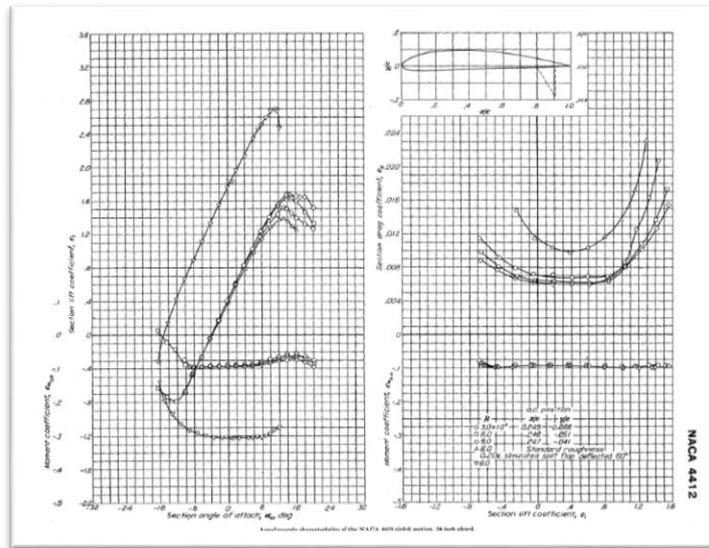


Figure II.9 : variation de  $C_l=f(\alpha)$  et variation de  $C_m=f(C_l)$

## II.7. Conception de l'aile :

Voici le tableau des avantages et des inconvénients pour la conception de l'aile :

Table II.7 : Les types d'aile

| Forme                | Avantages  | Inconvénients  |
|----------------------|--|--|
| <b>Elliptique</b>    | <ul style="list-style-type: none"> <li>- La traînée induite min</li> <li>- Décollement uniforme sur l'envergure de l'aile</li> </ul>           | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Difficile à fabriquer</li> </ul>  |
| <b>Rectangulaire</b> | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Re constant réduit le risque de décollement au bout d'aile</li> <li>- Fabrication facile</li> </ul>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Traînée induite considérable</li> <li>- Fort moment de flexion</li> </ul> |
| <b>Trapézoïdale</b>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>- La traînée induite min à celle de l'aile rectangulaire</li> <li>- Faible moment de flexion</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Risque de décollement au bout d'aile</li> </ul>                           |
| <b>Combinée</b>      | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Avantages similaires à celle de l'aile elliptique</li> <li>- Fabrication facile</li> </ul>            | <ul style="list-style-type: none"> <li>- Décollement imprévu</li> </ul>  |

A travers le tableau, l'aile a été soigneusement choisie pour une combinaison de formes rectangulaire et trapézoïdale. Cette sélection a été faite en vue d'optimiser les performances de l'aile en minimisant les effets indésirables tels que la flèche, le dièdre et le vrillage.

L'utilisation d'une aile haute a déjà été déterminée comme étant la plus appropriée pour assurer la stabilité au roulis. Par conséquent, l'ajout de dièdre n'était pas nécessaire en raison de la compatibilité avec le processus de fabrication et la stabilité garantie, de même pour la flèche.

Une aile coudée faciliterait une meilleure exploitation du facteur d'efficacité envergure "e" d'Oswald, ce qui réduirait la traînée induite par la portance. L'effet bénéfique de l'aile coudée a été largement validé. L'allongement plus important a permis de réduire la traînée induite et nous avons espéré que cela pourrait compenser une partie de la traînée parasite supplémentaire créée par notre configuration.

Une valeur de  $C_l \max = 1.41$  à partir de la courbe de la surface portante peut être extraite en tant que coefficient de portance maximal de la surface de la surface portante désigné par le petit « l » de la figure II.10.

Donc  $C_L \max$  du mini-UAV 3D désigné par « L » est inférieur à  $C_l \max$  de profil 2D, le coefficient de portance maximal de l'avion découle du coefficient de portance maximal de la surface portante multiplié par 0.9 pour obtenir le coefficient de portance maximal de l'aile, multiplie par 0.95 pour obtenir le coefficient de portance maximal complet de l'avion  $C_L \max$  indiquée dans l'équation II.10 :

$$C_{L \max} = 0,9 \times 0,95 \times C_{l \max} \quad (\text{II.7})$$

$$C_{L \max} = 0,9 \times 0,95 \times 1,41 \quad (\text{II.8})$$

$$\mathbf{C_L \max = 1,2}$$

La valeur de  $C_L \max$  sera vérifié dans le chapitre de simulation ( $C_L$ ) en fonction de l'angle d'attaque  $\alpha$ .

On va trouver la charge alaire à partir de l'équation suivante :

$$W = \frac{1}{2} \times \rho \times V_S^2 \times C_{L \max} \times S \quad (\text{II.9})$$

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \times \rho \times V_S^2 \times C_{L \max} \quad (\text{II.10})$$

La masse de l'UAV est d'environ 1,3 kg. Le tableau ci-dessous regroupe 5 drones de la même catégorie que le nôtre.

**Tableau II.8 : Les mini drones typiques**

| Mini drone         | Masse (kg) | Envergure(m) | Surface (m2) | La charge à l'air (kg/m2) |
|--------------------|------------|--------------|--------------|---------------------------|
| SonicModell Binary | 1,5        | 1,40         | 0,40         | 3,75                      |
| Skywalker X5 Pro   | 1,5        | 1,28         | 0,43         | 3,49                      |
| Skywalker EVE-2000 | 1,2        | 1,4          | 0,35         | 3,42                      |

Si les drones utilisent notre profil d'aile NACA23012 avec un  $C_{L\max} = 1,12$  au niveau de la mer, quelle est la vitesse de vol de chaque mini UAV ?

$$V = \sqrt{\frac{W}{\frac{1}{2} \times \rho \times S \times C_{L\max}}} \quad (\text{II.11})$$

L'analyse a été effectuée et résumé dans 5 tableaux :

**Tableau II.9 : Variation de la  $V = f(C_{L\max})$  (Sonic Modell Binary)**

| SonicModell Binary | $C_{L\max}$ | s(m2) | w(kg) | f(kg/m3) | Vs(m/S)    |
|--------------------|-------------|-------|-------|----------|------------|
|                    | 1           | 0,4   | 1,5   | 1,225    | 7,74991771 |
|                    | 1,06        | 0,4   | 1,5   | 1,225    | 7,5273855  |
|                    | 1,12        | 0,4   | 1,5   | 1,225    | 7,32298391 |
|                    | 1,2         | 0,4   | 1,5   | 1,225    | 7,07467458 |
|                    | 1,24        | 0,4   | 1,5   | 1,225    | 6,95963155 |
|                    | 1,3         | 0,4   | 1,5   | 1,225    | 6,79712748 |

**Tableau II.10 : Variation de la  $V = f(C_{L\max})$  (Skywalker X5 Pro)**

| Skywalker X5 Pro | $C_{L\max}$ | s(m2) | w(kg) | f(kg/m3) | Vs(m/S)    |
|------------------|-------------|-------|-------|----------|------------|
|                  | 1           | 0,43  | 1,5   | 1,225    | 7,47468437 |
|                  | 1,06        | 0,43  | 1,5   | 1,225    | 7,26005526 |
|                  | 1,12        | 0,43  | 1,5   | 1,225    | 7,06291285 |
|                  | 1,2         | 0,43  | 1,5   | 1,225    | 6,82342207 |
|                  | 1,24        | 0,43  | 1,5   | 1,225    | 6,71246472 |
|                  | 1,3         | 0,43  | 1,5   | 1,225    | 4,48920129 |

**Tableau II.11 :** Variation de la  $V = f(C_{L_{max}})$  (Skywalker EVE-2000)

|                    | Clmax | s(m2) | w(kg) | f(kg/m3) | Vs(m/S)    |
|--------------------|-------|-------|-------|----------|------------|
| Skywalker EVE-2000 | 1     | 0,35  | 1,2   | 1,225    | 7,41033869 |
|                    | 1,06  | 0,35  | 1,2   | 1,225    | 7,19755721 |
|                    | 1,12  | 0,35  | 1,2   | 1,225    | 7,0021119  |
|                    | 1,2   | 0,35  | 1,2   | 1,225    | 6,76468277 |
|                    | 1,24  | 0,35  | 1,2   | 1,225    | 6,65468059 |
|                    | 1,3   | 0,35  | 1,2   | 1,225    | 6,49929698 |

Le Skywalker EVE-2000 et le Sonic Modell Binary ont la masse de décollage 1.2kg et 1.5kg, ils ont une vitesse de décrochage entre (6,8 m/s -7,1 m/s) avec  $C_{L_{max}}=1,2$ . Pour la première estimation cette marge est acceptable.

En variant la vitesse de décrochage pour voir la surface alaire adéquate, en utilisant les deux équations :

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \times \rho \times C_{L_{max}} \times V_S^2 \tag{II.12}$$

$$S = \frac{W}{\frac{1}{2} \times \rho \times C_{L_{max}} \times V_S^2} \tag{II.13}$$

**Table II.12 :** Les surfaces alaires en fonction de la vitesse de décrochage

| UAV                | Vs (m/s)   | CL max | w/s (kg/m2) | s (m2)     |
|--------------------|------------|--------|-------------|------------|
| SonicModell Binary | 7,10433792 | 1,2    | 3,78151261  | 0,39666667 |
| Skywalker X5 Pro   | 6,85203193 | 1,2    | 3,517686142 | 0,42641667 |
| Skywalker EVE-2000 | 6,79304634 | 1,2    | 3,457382952 | 0,34708333 |

Nous avons remarqué que diminue la vitesse, la surface alaire augmente, surface grande implique une masse à vide grande, il faut donc trouver un compromis entre la légèreté de la structure et la limite de vitesse de décrochage certifié par les autorités.

Les avions très légers VLA certifiés avec EASA ne peuvent pas avoir une vitesse de décrochage supérieure à : 45 knots c'est-à-dire 23.15 m/s

$$V_S \leq 61 \text{ knots (FAR 23)}$$

$$V_S \leq 45 \text{ knots (EASA CS-VLA)}$$

Tenant compte de toutes les confédérations précédentes, nous avons choisi une vitesse de décrochage de  $V_s=7.9$  m/s avec la surface alaire  $S= 0.28$  m<sup>2</sup> et  $W/S= 4.68$  kg/m<sup>2</sup> qui ont été sélectionnés d'après le diagramme de contrainte (**Voir l'annexe A**).

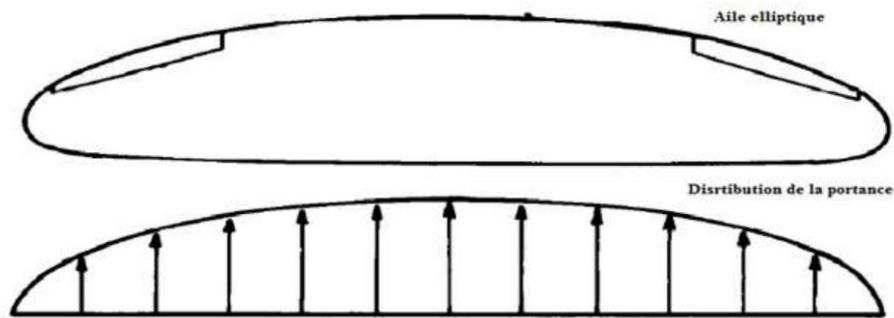
Après la détermination de la surface, on détermine les autres paramètres (envergure et corde, taper ratio) par un simple calcul:

$$C = S/b \tag{II.14}$$

$$AR = b^2/S \tag{II.15}$$

$$\lambda = C_s/C_e \tag{II.16}$$

Une aile combinée (rectangulaire et trapézoïdale) a été optimisée à partir d'une ellipse ayant une dimension de  $a= 1.6$  m et  $b= 0.13$  m.



**Figure II.10** : aile elliptique

On trouve la corde aérodynamique moyenne (CAM) à l'aide de cette loi :

$$CAM = \frac{2}{3} \times \frac{C_e^2 + C_e \times C_s + C_s^2}{C_e + C_s} \tag{II-17}$$

Les résultats sont résumés dans le tableau suivant :

**Tableau II.13:** Les paramètres géométriques et aérodynamiques de l'aile

|                             |                     |      |
|-----------------------------|---------------------|------|
| C emplanture                | C <sub>e</sub> (mm) | 200  |
| C sommet                    | C <sub>s</sub> (mm) | 130  |
| Envergure                   | B (mm)              | 1600 |
| Allongement                 | AR                  | 9.21 |
| Corde aérodynamique moyenne | CAM (mm)            | 180  |

Finalement les dimensions sont présentées sur le sketch :

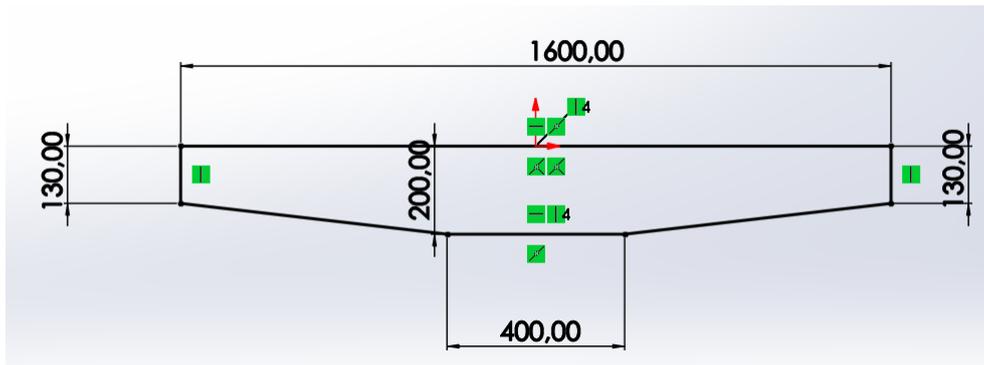


Figure II.11 : les dimensions de l'aile

## II.8. Conception de fuselage :

La forme et la taille du fuselage dépendent des dimensions du moteur et de l'espace nécessaire pour accueillir la charge utile. Il est donc préférable que le fuselage ait une forme rectangulaire, car cela présente plusieurs avantages techniques, tels qu'une optimisation du volume interne et une facilité de fabrication. De plus, une forme rectangulaire peut offrir une meilleure stabilité aérodynamique dans certaines conditions de vol et permettre un chargement efficace de l'espace de stockage. Ces considérations sont principalement d'ordre aérodynamique, car le fuselage représente environ 25% à 30% de la traînée totale de l'aéronef.

La configuration choisie est un fuselage avec une poutre séparée. Cette dernière peut être facilement remplacée en cas d'endommagement. Le fuselage est dimensionné de manière à pouvoir supporter les équipements avioniques, la charge utile et les batteries.

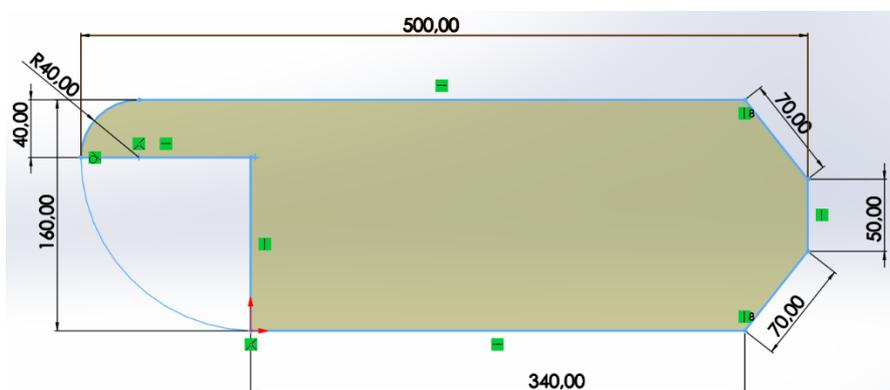


Figure II.12 : les dimensions de notre fuselage

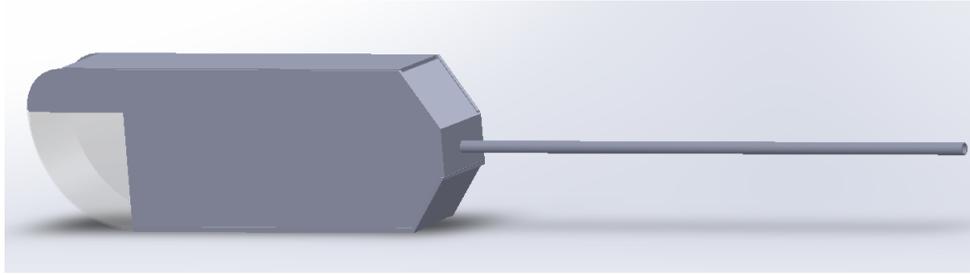


Figure II.13 : la configuration de notre fuselage

## II.9. Conception de l'empennage :

La conception de l'empennage est la phase la moins théorique du processus de conception des aéronefs. Les empennages sont constitués de plans fixes et mobiles qui garantissent la stabilité de l'aéronef autour de l'axe de lacet et de l'axe de tangage. À l'exception des empennages en V dits "papillon", l'empennage se compose de deux parties distinctes : l'empennage vertical et l'empennage horizontal.

Du point de vue aérodynamique, les empennages se comportent comme les ailes. Ils ont une surface spécifique, un certain allongement, un profil déterminé et sont soumis à des forces aérodynamiques.

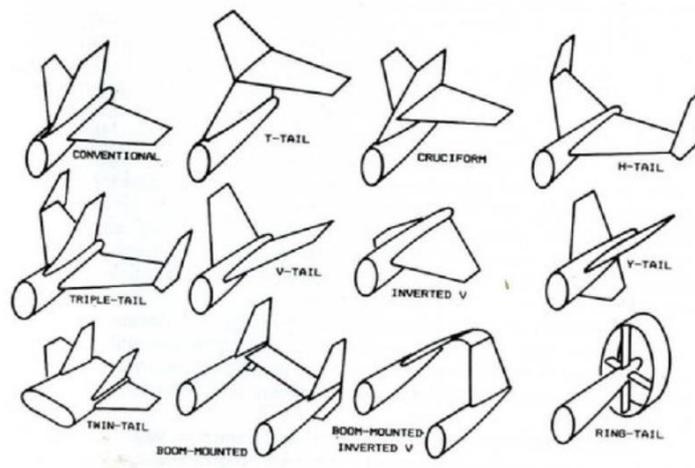


Figure II.14 : les types d'empennage

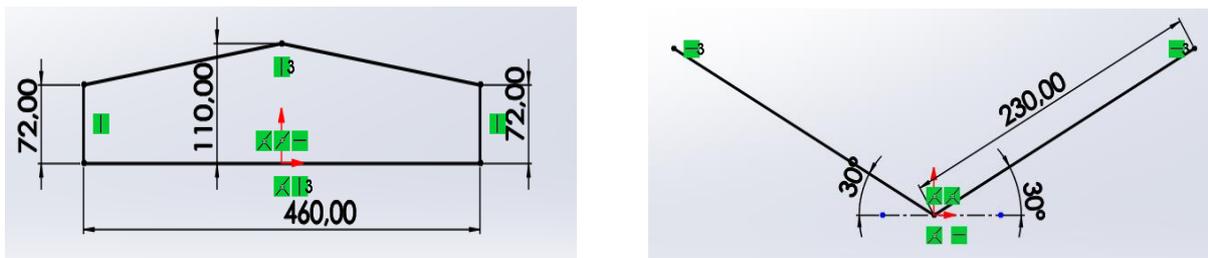
L'empennage en V est une configuration de queue non conventionnelle. Elle est définie par quatre paramètres : l'envergure, la corde d'emplanture, taper ratio et l'angle de dièdre. Cette configuration simplifie la conception des UAV en réduisant le nombre de surfaces de contrôle nécessaires, ce qui se traduit par une réduction de la traînée aérodynamique.

De plus il offre une stabilité directionnelle et longitudinale similaire à celle d'une configuration de queue conventionnelle, mais avec moins de pièces mobiles.

La surface de l'empennage représentera de 10 % à 20 % de la surface alaire, avec un allongement variant entre 3 et 6 donc on sélectionne la surface de notre empennage en V avec 15 %  $S_w$ , un allongement de 5, l'angle de dièdre  $120^\circ$  et Le profil choisie est le NACA0006.

**Tableau II.14 :** Les paramètres géométriques de l'empennage en V

| Profil                    | NACA0012 |
|---------------------------|----------|
| Envergure (m)             | 0.46     |
| C emplature (m)           | 0.11     |
| C sommet (m)              | 0.072    |
| Surface (m <sup>2</sup> ) | 0.04     |
| Allongement               | 5.05     |
| CAMs                      | 0.09     |



**Figure II.15 :** les dimensions de notre empennage en V

## II.10. Les surfaces de control :

Les ailerons sont les surfaces de contrôle primaires sur l'axe de roulis, tandis que les surfaces de contrôle dans l'empennage en V remplacent la gouverne de profondeur sur l'axe de tangage et la dérive sur l'axe de lacet.

Le dimensionnement final de ces surfaces est déterminé par une analyse dynamique de l'efficacité du contrôle, en tenant compte des effets de flexion structurelle et des répercussions sur le système de contrôle.

### II.10.1. Les ailerons :

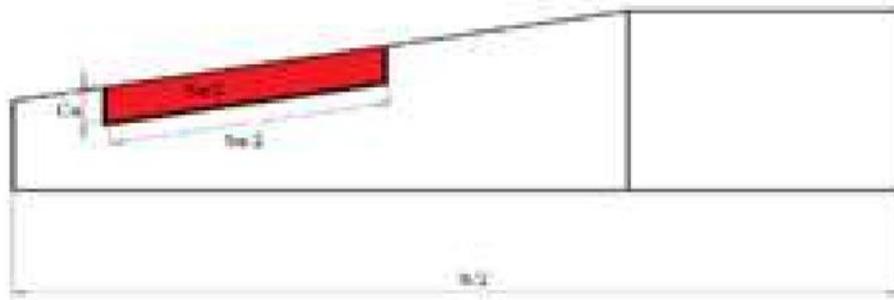
Le tableau ci-dessous représente les valeurs typiques obtenues de la référence [Raymer], ainsi les valeurs choisis :

**Tableau II.15 :** Les paramètres typiques des ailerons

|                          | Paramètres typiques | Valeurs sélectionnés |
|--------------------------|---------------------|----------------------|
| $S_a / S_{\text{aile}}$  | 0,05 – 0,07         | 0,05                 |
| $b_a / b_{\text{ailes}}$ | 0,2 – 0,4           | 0,3                  |
| $b_{ai} / b$             | 0,6 – 0,8           | 0,6                  |
| $C_a / C_{\text{aile}}$  | 0,15 – 0,25         | 0,16                 |

Les dimensions des ailerons sont :

|              |       |
|--------------|-------|
| $b_a / 2$    | 240mm |
| $b_{ai} / 2$ | 480mm |
| $C_a$        | 29 mm |

**Figure II.16:** Dimensions des ailerons

### **II.10.2. Les surfaces de contrôlés pour empennage en V :**

L'empennage en V est à l'origine un empennage horizontal avec un dièdre de  $120^\circ$ . Ainsi, pour déterminer les dimensions de surface de contrôle de notre empennage, nous utilisons les valeurs typiques de la gouverne de profondeur. Ces valeurs sont présentées dans le tableau ci-dessous :

**Tableau II.16:** Les paramètres typiques de la gouverne de profondeur

|             | Paramètres typiques | Valeurs sélectionnées |
|-------------|---------------------|-----------------------|
| $S_e / S_H$ | 0.2 – 0.4           | 0.3                   |
| $b_e / b_H$ | 0.8 - 1             | 1                     |
| $C_e / C_H$ | 0.2 – 0.4           | 0.25                  |

Les dimensions de notre surface de contrôle sont :

|       |         |
|-------|---------|
| $b_e$ | 460 mm  |
| $C_e$ | 22,5 mm |

## II.11. Etude de performance :

### II.11.1. Calcul du coefficient de portance de l'UAV :

#### ➤ Coefficient de portance de l'aile et de l'empennage :

Le coefficient de portance ( $C_l$ ) est une mesure essentielle de l'efficacité aérodynamique d'une aile ou d'un empennage. Il représente la capacité de ces surfaces à générer de la portance par rapport à la force aérodynamique. Dans le cas d'un UAV, le coefficient de portance de l'aile joue un rôle crucial dans la détermination des performances de vol, de la stabilité et de l'efficacité énergétique. En effet, une aile avec un coefficient de portance élevé peut générer plus de portance à des vitesses plus faibles, ce qui est particulièrement bénéfique pour des missions nécessitant des vols à basse vitesse ou des décollages et atterrissages courts.

D'autre part, le coefficient de portance de l'empennage est essentiel pour maintenir l'équilibre et la manœuvrabilité de l'appareil en vol. Par conséquent, un bon design aérodynamique cherche à optimiser ces coefficients afin d'améliorer la performance globale en minimisant la traînée tout en maximisant la portance et la stabilité.

$$C_L = a \cdot \alpha + b \quad (\text{II.18})$$

Maintenant nous devons déterminer les paramètres  $a$  et  $b$  sachant que  $b$  est le coefficient de portance à  $\alpha = 0$  et la valeur d' $a$  est  $C_{L\alpha}$  de l'UAV, il doit être trouvé à l'aide des calculs simples .

Le facteur de correction de la traînée induite «  $K$  » est inversement proportionnel à l'allongement de l'aile et le facteur d'efficacité d'Oswald «  $e$  ».

$$K = \frac{1}{\pi e AR} \quad (\text{II.19})$$

Le facteur d'efficacité d'Oswald représente l'efficacité d'une aile en produisant la portance, son expression est :

$$e = 1.78 \times (1 - 0.04 \times AR^{0.68}) - 0.64 \quad (\text{II.20})$$

l'expression de coefficient de portance et le  $C_{L0}$  de l'aile sont calculés à l'aide de ces expressions :

$$C_{L\alpha w} = \frac{C_{L\alpha 2D}}{1 + K \cdot C_{L\alpha 2D}} \quad (\text{II.21})$$

$$C_{L0w} = -\alpha_0 \times C_{L\alpha w} \quad (\text{II.22})$$

D'après les courbes caractéristiques de test soufflerie de NACA4412 qui sont trouvés dans la figure (II.9) on a :  $C_{L0} = 0.4$  et  $\alpha_0 = -4^\circ$

On trouve :  $C_{L\alpha w} = 4.5/\text{rad}$  ,  $C_{L0w} = 0.314/\text{rad}$

l'expression de coefficient de portance de l'empennage est calculée à l'aide de cette expression :

$$C_{L\alpha H} = \frac{C_{L\alpha H 2D}}{1 + K \cdot C_{L\alpha H 2D}} \quad (\text{II.23})$$

On trouve :  $C_{L\alpha H} = 4.29/\text{rad}$

l'expression de la position de centre aérodynamique de l'aile est donnée par :

$$x_{acw} = \frac{1}{4} \times c \quad (\text{II.24})$$

$$x_{acw} = \frac{1}{4} \times 0.18 \quad (\text{II.25})$$

$$x_{acw} = 0.045\text{m}$$

➤ **Coefficient de portance de l'UAV :**

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha w} + \eta \cdot \frac{S_t}{S} \cdot C_{L\alpha H} \left(1 - \frac{dE}{d\alpha}\right) \quad (\text{II.26})$$

Avec :

$$\frac{dE}{d\alpha} = \frac{2 C_{\alpha w}}{\pi e AR} \quad (\text{II.27})$$

On trouve :  $C_{L\alpha} = 4.8/\text{rad}$

L'expression de  $C_{L0}$  de l'UAV est donnée par :

$$C_{L0} = C_{L0w} + \eta \cdot \frac{S_T}{S} \cdot C_{L\alpha H} \cdot (i_t - E_0) \quad (\text{II.28})$$

Avec :

$$E_0 = \frac{2C_{L0w}}{\pi e AR} \quad (\text{II.29})$$

$i_t$  est l'angle d'inclinaison pour l'empennage qui est donnée par  $-2^\circ$ .

on trouve :  $C_{L0} = 0.28/ \text{rad}$

finalement on obtient l'expression mathématique du coefficient de portance  $C_L$  de notre UAV :

$$C_L = 4.8 \alpha + 0.28 \quad (\text{II.30})$$

➤ **La position du point neutre :**

Il s'agit de la position le long de l'axe longitudinal de l'UAV où la somme des moments aérodynamiques générés par les forces de portance est nulle. En d'autres termes, au point neutre, l'UAV est en équilibre neutre, ce qui signifie que toute variation de l'angle d'attaque ne produit pas de moment de tangage supplémentaire.

$$X_{np} = \frac{C_{L\alpha w} \cdot x_{acw} + \eta C_{L\alpha H} \cdot \frac{S_T}{S} \cdot \left(1 - \frac{dE}{d\alpha}\right) \cdot x_{acH}}{C_{L\alpha w} + \eta \cdot \frac{S_T}{S} \cdot C_{L\alpha H} \cdot \left(1 - \frac{dE}{d\alpha}\right)} \quad (\text{II.31})$$

Avec :  $x_{acH} = 0.7$  et  $\eta = 0.8$

On trouve :

$$X_{np} = 0.087\text{m}$$

➤ **la position du centre de gravité :**

Le centre de gravité (CG) est un point crucial où la masse totale de l'UAV est considérée comme étant concentrée. C'est autour de ce point que l'UAV se comporte comme si toute sa masse était concentrée, ce qui est essentiel pour l'équilibre, la stabilité et le contrôle en vol.

Pour notre UAV on fixe la marge statique à 15 % et l'expression pour calculé la position de CG est donnée par :

$$X_{CG} = X_{np} - SM \times C_w \quad (\text{II.32})$$

$$X_{CG} = 0.087 - 0.15 \times 0.18 \quad (\text{II.33})$$

$$\mathbf{X_{CG} = 0.06 \text{ m}}$$

### II.11.2. Calcul de coefficient de moment :

Le coefficient de moment, souvent appelé coefficient de moment de tangage est un coefficient adimensionnel qui représente le moment aérodynamique autour d'un axe spécifique, généralement l'axe de tangage (axe y) de l'UAV. Ce coefficient est crucial pour comprendre les caractéristiques de stabilité et de contrôle de l'UAV.

L'expression du coefficient de moment est donnée par :

$$C_m = a\alpha + b \quad (\text{II.34})$$

Maintenant nous devons déterminer les paramètres a et b sachant que b est le coefficient de moment à  $\alpha = 0$  et la valeur d'a est  $C_{m\alpha}$  de l'UAV, il doit être trouvé à l'aide des calculs simples .

#### ➤ Calcul de coefficient de moment de l'aile :

L'expression du coefficient de moment de l'aile est :

$$C_{m\alpha w} = C_{L\alpha w} (X_{CG} - X_{acw}) \quad (\text{II.35})$$

On trouve :  $\mathbf{C_{m\alpha w} = 0.067/rad}$

L'expression du coefficient de moment à  $\alpha=0$  pour l'aile est :

$$C_{m0w} = C_{mac} + C_{L0w} (X_{CG} - X_{ac}) \quad (\text{II.36})$$

D'après les courbes caractéristiques de NACA4412 de la figure (II.9) on a:  $C_{mac} = -0.1$

Donc on trouve :  $\mathbf{C_{m0w} = - 0.095/rad}$

#### ➤ Calcul de coefficient de moment de l'UAV :

L'expression du coefficient de moment de l'UAV à  $\alpha = 0$  est donnée par :

$$C_{m0} = C_{macw} + C_{L0w} (X_{CG} - X_{ac}) - \eta \cdot \frac{S_H}{S_w} \cdot C_{Lat} \cdot (X_{acH} - X_{CG}) \cdot (i_t - E_0) \quad (\text{II.37})$$

Avec :

$S_H$  est la surface de l'empennage .

$S_w$  est la surface de l'aile.

$i_t$  est l'angle d'inclinaison pour l'empennage fixé à  $-2^\circ$

On trouve :  $C_{m0} = 0.03/\text{rad}$

L'expression de  $C_{m\alpha}$  pour l'UAV est :

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha w} (X_{CG} - X_{cw}) - \eta \cdot \frac{S_H}{S_w} \cdot C_{L\alpha H} \cdot (X_{acH} - X_{CG}) \cdot \left(1 - \frac{\partial E}{\partial \alpha}\right) \quad (\text{II.38})$$

On trouve :  $C_{m\alpha} = -1.024$

finalement on obtient l'expression mathématique du coefficient de moment  $C_m$  de notre UAV :

$$C_m = -1.024 \alpha + 0.03 \quad (\text{II.39})$$

$\alpha_{\text{trim}}$  est calculé par cette expression :

$$\alpha_{\text{trim}} = \frac{-C_{m0}}{C_{m\alpha}} \quad (\text{II.40})$$

$$\alpha_{\text{trim}} = \frac{-0.03}{-1.024} \quad (\text{II.41})$$

$$\alpha_{\text{trim}} = 1.72^\circ$$

### II.11.3. calcul de coefficient de traînée de l UAV :

La traînée et le coefficient de traînée peuvent être exprimés de diverses manières. Cependant, pour des raisons de simplicité et de clarté, l'analyse utilise la polaire parabolique, applicable uniquement en vol subsonique :

$$C_D = a + b C_L^2 \quad (\text{II.42})$$

Dans une courbe parabolique symétrique, le paramètre « a » est la valeur minimum pour le paramètre «  $C_D$  ». donc c'est la quantité minimum de coefficient de traînée ( $C_{D,\text{min}}$ ).

La valeur correspondante pour « b » doit être trouvée par l'expérience. Les Aérodynamiciens ont représenté ce paramètre par le facteur de correction de la traînée induite « K », il est calculé avec l'expression (II.19), donc l'expression sera :  $C_D = C_{D0} + K C_L^2$  (II.43)

➤ **Calcul de coefficient de trainée minimum  $C_{D0}$  :**

Pour pouvoir calculer le  $C_{D,0}$ , la méthode de calcul de Nicolaï a été mise en œuvre. Cette méthode permet de déterminer à chaque partie indépendante de l'avion son coefficient de trainée minimale correspondant :

$$C_{D0} = C_{D0f} + C_{D0w} + C_{D0ht} + C_{D0vt} \quad (\text{II.44})$$

- Pour le fuselage :

Le  $C_{D0f}$  est donné par l'expression suivante :

$$C_{D0f} = C_f \times f_{LD} \times f_M \times \frac{S_{wetf}}{S} \quad (\text{II.45})$$

Le  $C_f$  est le coefficient de frottement superficiel, et un nombre sans dimension. Il est déterminé par la relation de Prandtl :

- Régime laminaire :  $C_f = \frac{1.327}{\sqrt{Re}} \quad (\text{II.46})$

- Régime turbulent :  $C_f = \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58}} \quad (\text{II.47})$

Le nombre de Reynolds se calcule avec l'expression (II.6).

Pour un fuselage, L est la longueur de fuselage. Pour les surfaces portantes telles que l'aile et l'empennage, L est la corde aérodynamique moyenne.

Le  $f_{LD}$  est une fonction de rapport de longueur – diamètre de fuselage. Il est défini comme :

$$F_{LD} = 1 + \left( \frac{60}{\left(\frac{L}{D}\right)^3} \right) + 0,0025 \left(\frac{L}{D}\right) \quad (\text{II.48})$$

Le  $f_M$  est une fonction du nombre de Mach (M), il est défini comme suite :

$$F_M = 1 - 0,08M^{1,45} \quad (\text{II.49})$$

$S_{wetf}$  et S sont respectivement la surface mouillée du fuselage, et la surface de référence de l'aile.

Si  $t/c < 0.05$   $S_{wetf} = 2.003 S_{exposed} \quad (\text{II.50})$

Si  $t/c > 0.05$   $S_{wetf} = S_{exposed} [1.977 + 0.52(t/c)] \quad (\text{II.51})$

- Pour l'aile et l'empennage :

L'aile et l'empennage sont des surfaces Portantes, ils sont traités d'une façon semblable .Le  $C_{D0w}$ ,  $C_{D0em}$  respectivement donnés par les équations suivantes :

$$C_{D0w} = C_{fw} f_{tcw} f_M \left( \frac{S_{wetfw}}{S} \right) \left( \frac{C_{dminw}}{0.004} \right) 0.4 \quad (II.52)$$

$$C_{D0em} = C_{fem} f_{tcem} f_M \left( \frac{S_{wetfem}}{S} \right) \left( \frac{C_{dminem}}{0.004} \right) 0.4 \quad (II.53)$$

Dans ces équations,  $C_{fw}$ ,  $C_{fem}$  sont semblable à ce que nous avons défini pour le fuselage dans la formule(II.46).La seule différence est que la valeur équivalente de L dans le nombre de Reynolds équation (II.6) pour l'aile et l'empennage est leurs cordes aérodynamiques.

Le paramètre  $f_{tc}$  est une fonction d'épaisseur relative et est donnée par :

$$f_{tc} = 1 + 2.7 \left( \frac{t}{c} \right)_{max} + 100 \left( \frac{t}{c} \right)_{max}^4 \quad (II.54)$$

$\left( \frac{t}{c} \right)_{max}$  Étant l'épaisseur relative maximale.

Les paramètres  $S_{wetw}$ ,  $S_{wetem}$  sont la surface mouillée de l'aile, de l'empennage. Il existe une méthode simplifiée pour déterminer la surface mouillée d'une surface portante avec une exactitude acceptable. Comme l'aile et l'empennage ne sont pas trop épais (moyenne environ 15%), la surface mouillée est donnée par:

$$S_{wet} = 2 \left[ 1 + 0,5 \left( \frac{t}{c} \right)_{max} \right] b.C \quad (II.55)$$

Le paramètre  $C_{dmin}$  est le coefficient de traînée minimale de profil d'aile ou de l'empennage. Il peut être tiré à partir de la polaire du profil.

Application numérique :

Les données :

$$\begin{aligned} V &= 16\text{m/s} & T &= 298 \text{ K} & r &= 287 \text{ j/mole. K} & \gamma &= 1.4 & \rho &= 1.1901\text{kg/m}^3 \\ \mu &= 1.819 \times 10^{-5} & e &= 0.72 & K &= 0.048 & M &= 0.05 \end{aligned}$$

Tableau II.17: Représentation des résultats

|                    | fuselage              | Aile                  | Empennage            |
|--------------------|-----------------------|-----------------------|----------------------|
| Re                 | $1.05 \times 10^6$    | $1.8 \times 10^5$     | $9.4 \times 10^4$    |
| C <sub>f</sub>     | $4.43 \times 10^{-3}$ | $3.13 \times 10^{-3}$ | $4.3 \times 10^{-3}$ |
| f <sub>tc</sub>    | -                     | 1.34                  | 1.16                 |
| f <sub>LD</sub>    | 1.054                 | -                     | -                    |
| f <sub>M</sub>     | 0.999                 | 0.999                 | 0.999                |
| S <sub>wet</sub>   | 0.28                  | 0.61                  | 0.085                |
| C <sub>dmin</sub>  | -                     | 0.01                  | 0.008                |
| C <sub>d0</sub>    | $4.7 \times 10^{-3}$  | 0.013                 | 0.002                |
| C <sub>d0uav</sub> | 0.0197                |                       |                      |

Finalement on obtient l'expression mathématique du coefficient de traînée CD donnée par :

$$C_D = 0.0197 + 0.048 C_L^2 \tag{II.56}$$

## II.12. Vol en palier :

### II.12.1. Equilibre des forces :

➤ **Hypothèses :**

- Angle de calage de la voilure est nul (incidence avion = incidence profil).
- Mouvement rectiligne.
- Mouvement uniforme (V=Cste).
- Vol symétrique.

Dans le vol en palier accéléré, les forces sur un avion sont la portance L normal à la direction du vol ; la traînée D le long de la direction de vol ; la poussée de moteur T est dans la direction du vol, et le poids (mg) .

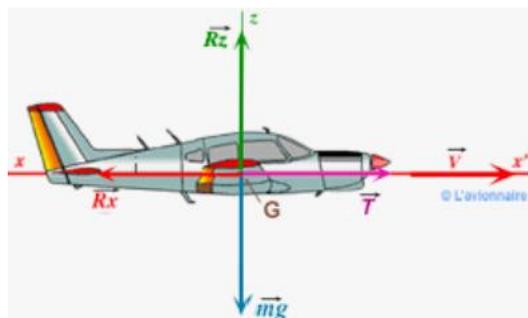


Figure II.17 : Equilibre des forces

La décomposition des forces sur les deux axes à l'équilibre :

$$T - D = 0 \quad (\text{II.57})$$

Et :

$$L - mg = 0 \quad (\text{II.58})$$

### II.12.2. Vitesse d'approche, décollage et croisière:

La vitesse d'approche, de décollage et de croisière pour beaucoup d'avions est défini par :

$$V_{\text{approach}} = 1.3 V_{\text{stall}} \quad (\text{II.59})$$

$$V_{\text{décollage}} = 1.1 V_{\text{stall}} \quad (\text{II.60})$$

$$V_C = 1.4 V_{\text{Stall}} \quad (\text{II.61})$$

On trouve :  $V_{\text{approach}} = 10.27 \text{ m/s}$  ,  $V_{\text{décollage}} = 8.7 \text{ m/s}$  ,  $V_C = 11.06 \text{ m/s}$

### II.12.3. Vitesse de traînée minimale :

Soit l'expression de la traînée :

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (\text{II.62})$$

On remplace l'équation (II.43) dans (II.63) :

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D0} + K C_L^2) \quad (\text{II.63})$$

On sait que :

$$C_L = \frac{2mg}{\rho S V^2} \quad (\text{II.64})$$

Donc :

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{2K(mg)^2}{\rho S V^2} \quad (\text{II.65})$$

$$D = D_{L=0} + D_i \quad (\text{II.66})$$

$D_{L=0}$  : Traînée de la portance nulle.

$D_i$  : traînée induite

On a :

$$D = D \frac{L}{L} = \frac{D}{L} mg = \frac{C_D}{C_L} mg \quad (\text{II.67})$$

Pour que la traînée soit minimum , il faut que  $\frac{C_D}{C_L}$  soit minimum :

$$\frac{d}{dC_L} \left( \frac{C_D}{C_L} \right) = 0 \quad (\text{II.78})$$

En résolvant pour  $C_L$  on trouve le coefficient de portance de trainée minimum :

$$C_{L(D \min)} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \quad (\text{II.69})$$

On trouve :

$$V_{D \min} = \sqrt{\sqrt{\frac{K}{C_{D0}} \frac{2mg}{\rho S}}} \quad (\text{II.70})$$

$$V_{D \min} = 10.77 \text{ m/s}$$

#### II.12.4. Vitesse de puissance minimum absorbée :

On a :

$$P = D \cdot V = \left(\frac{C_D}{C_L}\right) \cdot mg \cdot V \quad (\text{II.71})$$

En remplaçant l'équation (II.59) dans (II.73)

$$P = \sqrt{\frac{2}{\rho S}} mg^{3/2} (C_D/C_L)^{3/2} \quad (\text{II.72})$$

La condition donc pour la puissance minimum absorbée est :  $(C_D/C_L)^{3/2}$  est minimum .

$$\frac{\partial}{\partial C_L} \left( C_D/C_L^{3/2} \right) = 0 \quad (\text{II.73})$$

En résolvant pour  $C_L$  on trouve le coefficient de portance pour la puissance minimum absorbée, on trouve :

$$C_{L(P \min)} = \sqrt{\frac{3C_{D0}}{K}} \quad (\text{II.74})$$

Donc :

$$V_{(P \min)} = \sqrt{\sqrt{\frac{K}{3C_{D0}} \frac{2mg}{\rho S}}} \quad (\text{II.75})$$

$$V_{(P \min)} = 8.19 \text{ m/s}$$

#### II.12.5. La vitesse maximale :

La vitesse maximale est déterminée à partir de la puissance absolue  $P_A$  produite par le moteur, tel que :

$$P_A = P_m \times \eta_h \quad (\text{II.76})$$

$$P_A = P_R = T_R \times V \quad (\text{II.77})$$

Alors :

$$P_A = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D0} + \frac{2K(mg)^2}{\rho S V} \quad (\text{II.78})$$

$$\frac{1}{2}\rho V^4 S C_{D0} - P_A \cdot V + \frac{2K(mg)^2}{\rho s} = 0 \quad (\text{II.79})$$

Ça nous ramène à résoudre une équation d'ordre 4, pour cela un petit programme Matlab a été utilisé (voir l'annexe B) on trouve :  $V_{\max} = 29.12 \text{ m/s}$

### Choix du moteur :

En utilisant le diagramme de Contrainte (voir l'annexe A), nous avons déterminé la puissance nécessaire pour cette application.

$$P = \frac{W_{to}}{W/P} = 0,2514 \text{ hp}$$

en watt on trouve **190,37**.

Le moteur choisi devrait fournir une puissance supérieure à l'existant, et donc, le moteur sélectionné est un moteur sans balais.

Le moteur brushless 2212 est couramment utilisé dans les applications de modélisme, généralement, le moteur brushless 2212 offre une puissance comprise entre **180W** et **220W**. Ce moteur sans balais, connu pour son efficacité et sa durabilité, offre un bon rapport puissance/poids, ce qui est crucial pour des applications nécessitant une haute performance et une fiabilité accrue. Il est conçu pour fonctionner à des vitesses élevées tout en maintenant une faible consommation d'énergie, ce qui maximise l'autonomie de la batterie.

Voici quelques caractéristiques typiques pour un moteur brushless 2212 :

- Kv (constante de vitesse): Typiquement entre 800Kv et 1400Kv (KV indique le nombre de tours par minute que le moteur effectuera par volt appliqué sans charge)
- Tension nominale : Généralement 2S à 4S LiPo (7.4V à 14.8V)
- Courant maximum : Environ 10A à 15A
- Poids : Environ 50g à 70g

Ces moteurs sont bien adaptés pour des applications nécessitant une puissance modérée et une bonne efficacité. Ils sont souvent utilisés en tandem avec des ESC (Electronic Speed Controllers) appropriés pour assurer une gestion efficace de la puissance et des performances.

Pour des performances optimales, il est important de choisir une batterie et un ESC compatibles avec les spécifications du moteur. Par exemple, pour un moteur 2212 de 220W, une batterie 3S ou 4S LiPo et un ESC capable de gérer au moins 20A seraient des choix courants.

### II.12.6. La finesse de l'avion :

Après avoir calculé la traînée totale de l'avion, la finesse maximale est calculée à l'aide de cette expression :

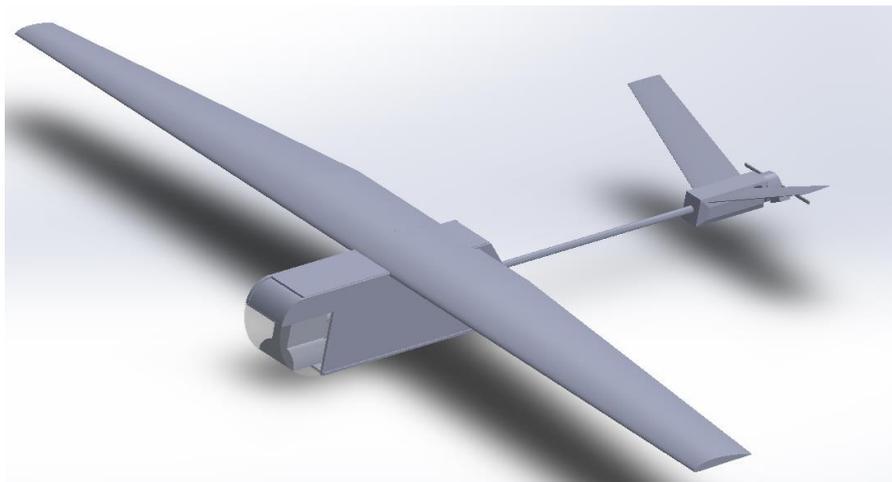
$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \sqrt{\left(\frac{1}{4 K C_{D0}}\right)} \quad (\text{II.80})$$

On trouve :

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 16.26$$

### II.13. Assemblage du modèle entier sur SolidWorks :

Après avoir terminé la conception de l'aile, de l'empennage et du fuselage sur SolidWorks, nous avons entamé le processus d'assemblage de ces différentes pièces. Cette étape cruciale nous a permis de vérifier l'ajustement et l'interaction entre les différents composants de notre UAV. Une fois l'assemblage réalisé, nous avons pu observer le modèle complet de notre UAV et analyser les points de connexion.



**Figure II.18 :** Le modèle complet de l'UAV

## II.14. Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons entrepris de concevoir un drone propulsé par un moteur électrique en optant pour une conception simple. Nous avons acquis les compétences nécessaires pour concevoir notre propre configuration d'aile avec un empennage en V, en prenant en compte la phase cruciale de stabilité.

Le prochain chapitre servira de guide pour mieux comprendre nos choix précédents, confirmer les sélections appropriées et valider le concept.

**Tableau II.18** : Dimensionnement de l'UAV

| Paramètres          | Résultats    |
|---------------------|--------------|
| Type                | Mini UAV     |
| Poids               | 1300 grammes |
| Envergure de l'aile | 1600mm       |
| Longueur            | 1200mm       |
| Hauteur             | 160 mm       |
| $V_c$               | 11.06 m/s    |
| $V_s$               | 7.9 m/s      |
| $V_{max}$           | 29.12 m/s    |

### III.1. Définition de XFLR5 :

XFLR5 est un logiciel d'analyse aérodynamique spécialement conçu pour l'étude des voilures en régime subsonique. Il est principalement utilisé dans le domaine de l'aéromodélisme et de la conception d'avions légers.

Le logiciel intègre des méthodes de la théorie des profils, de la méthode des panneaux et de la mécanique des fluides numérique (CFD) pour évaluer les performances des profils et des ailes. XFLR5 permet de réaliser des simulations détaillées afin d'optimiser la conception des ailes et d'améliorer leur efficacité aérodynamique. Il permet également de réaliser des analyses en 2D et en 3D, offrant ainsi une visualisation détaillée des distributions de pression, des courbes polaires ainsi que des caractéristiques de portance et de traînée.

### III.2. Conception de model en XFLR5 :

#### III.2.1. Réseau polaire :

Lors de l'analyse d'une aile ou d'un avion, il est essentiel de générer des courbes polaires spécifiques à chaque profil utilisé. Cette étape, qui repose sur l'expérience, peut se révéler complexe et est souvent à l'origine des erreurs les plus fréquentes dans les calculs en trois dimensions. L'objectif principal est de caractériser le comportement visqueux des ailes. (11)

#### III.2.2. Caractéristiques du réseau polaire:

Le réseau polaire dans XFLR5 permet de visualiser les caractéristiques aérodynamiques en fonction de l'angle d'attaque. Voici les principales caractéristiques du réseau polaire dans XFLR5 :

- Représentation des courbes du profil, CL vs CD, CL vs l'angle d'attaque et CD vs l'angle d'attaque. Ces courbes aident à comprendre les performances aérodynamiques globales du profil ou de l'aile.
- XFLR5 permet d'analyser la répartition de la portance et de la traînée le long de l'envergure de l'aile, fournissant ainsi une vue détaillée de l'efficacité aérodynamique et des points de charge.
- il permet d'étudier l'influence du nombre de Reynolds sur les performances aérodynamiques en traçant les courbes polaires pour différents nombres de Reynolds. Cette fonctionnalité est essentielle pour les analyses à différentes vitesses de vol.

Typiquement, on génèrera pour notre model un réseau polaire allant de 30000 à 200000 et on calculera de  $-10^\circ$  jusqu'à  $+15^\circ$  dans les limites de convergence obtenue pour XFLR. (11)

### III.2.3. Génération du réseau polaire des profils :

Pour importer les formes du profil NACA 4412 et NACA 0006 on doit suivre les étapes suivantes :

- Dans la barre d'outils sélectionner File>> direct foil design.
- Pour importer les profils sélectionner Foil>>NACA Foils.
- Entrer le nom du profil et le nombre de panels.

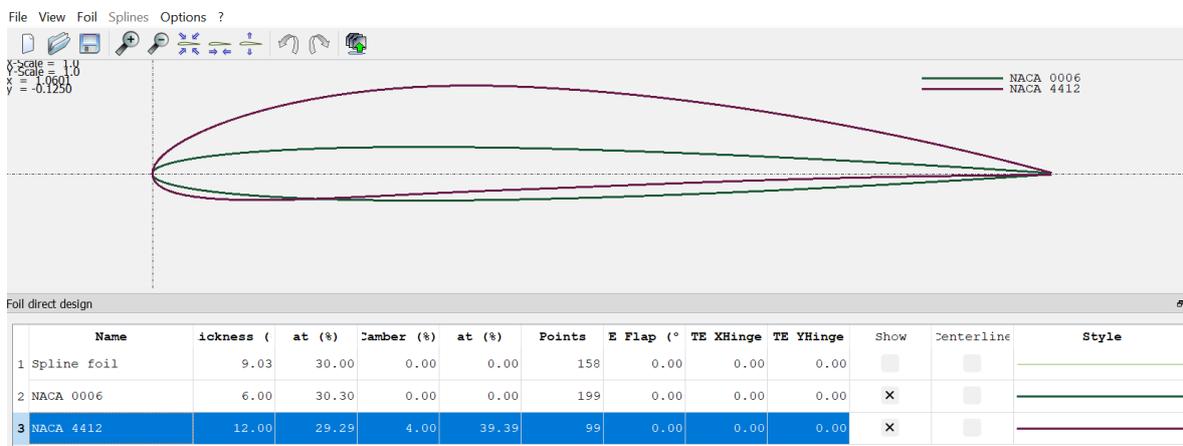


Figure III.1 : les profils NACA 4412 ET NACA 0006 sur XFLR5

- Dans la barre d'outils sélectionner File>> direct Xfoil Analysis.
- Sélectionner Analysis>>Multi-threaded Batch Analysis.

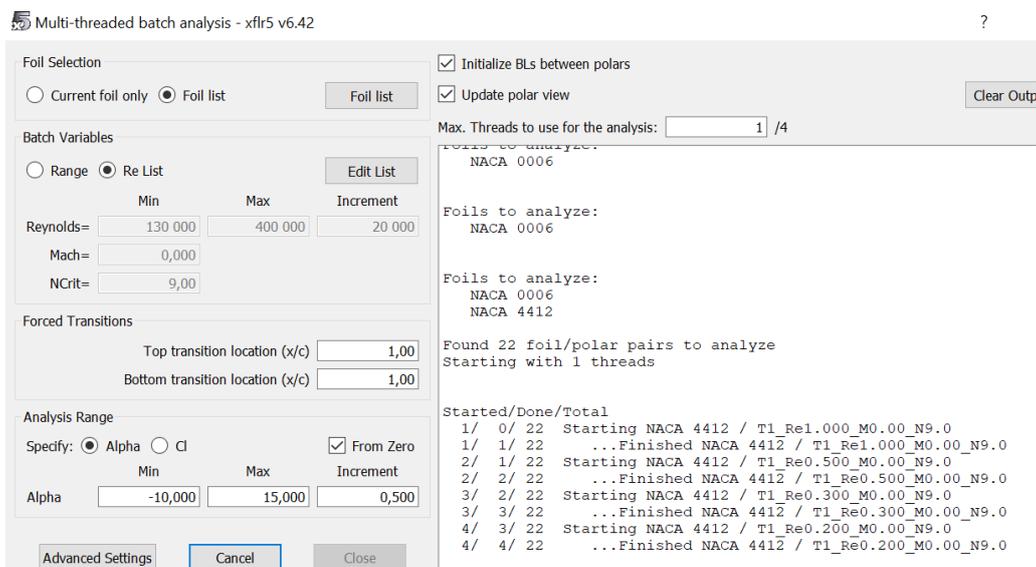


Figure III.2: Multi-threaded Batch Analysis

On obtient les résultats suivants :

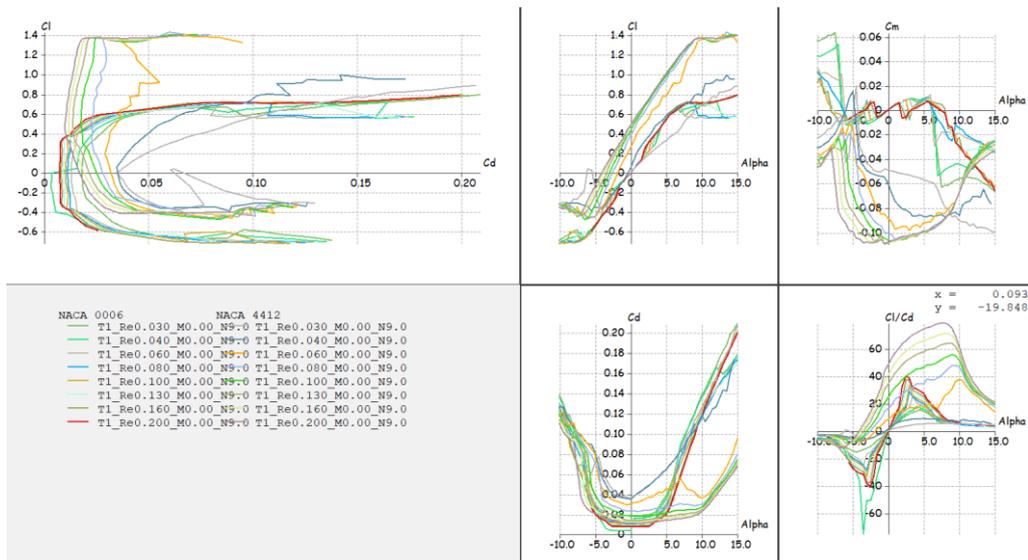


Figure III.3 : La génération du réseau polaire

### III.2.4. Conception d'aile :

La conception d'aile se fait directement sur le logiciel XFLR5 en rentrant les données :

- Dans la barre d'outils sélectionner File>> Wing and plane design.
- Dans la fenêtre Plane Editor :main Wing >> define.

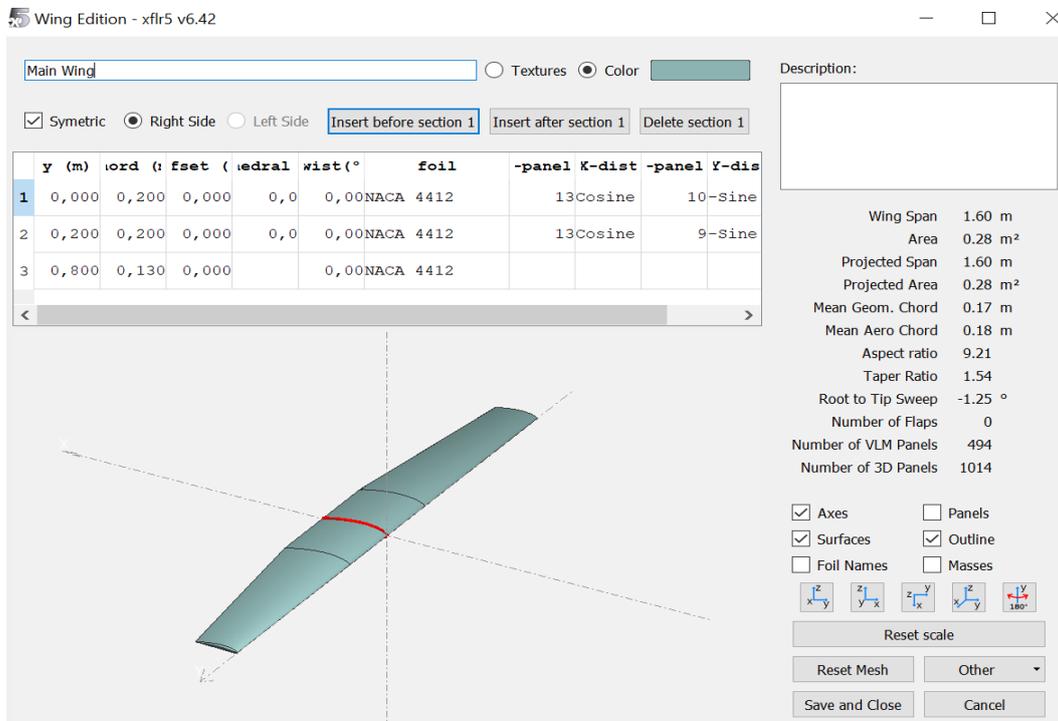


Figure III.4: Création de l'aile avec les résultats

### III.2.5. Conception de l'empennage en V :

- Dans la fenêtre Plane Editor sélectionner Elevator >> Define
- Entrer les données pour créer l'empennage

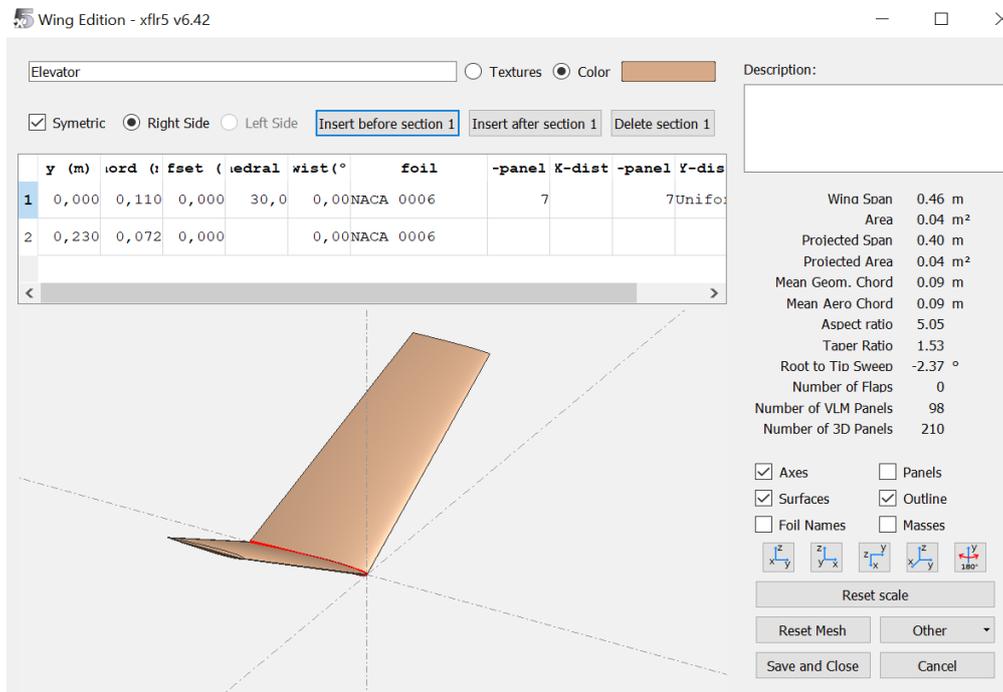


Figure III.5 : Création de l'empennage en V avec les résultats

## III.3. Etude de stabilité statique et dynamique:

### III.3.1. Introduction:

La méthode de la théorie de la ligne portante (LLT) est une approche utile pour analyser et étudier de manière plus précise le comportement de l'aile. Cependant, elle n'est pas nécessaire pour l'étude complète de l'avion. Nous l'utiliserons dans le cadre de notre étude. Les caractéristiques de cette méthode sont : (11)

- Limiter à l'étude de l'aile seule.
- Ne converge pas toujours .
- L'effet de dièdre et de flèche sont ignorés.
- Elle permet de traiter la portance non linéaire.

Dans cette section, nous avons procédé à la simulation à l'aide de XFLR5 afin d'analyser le comportement de notre modèle et d'effectuer une étude de stabilité statique et dynamique. L'objectif principal était de garantir la stabilité en vol de notre UAV. Pour lancer la simulation en suivre les étapes suivantes :

- Sélectionner Polers >>Define analysis.
- Entrer les différentes données de la vitesse , la masse et choisir le type 1(fixed speed).
- Puis dans la fenêtre Analysis settings sélectionner sequence  $\alpha$ >>Start  $-10^\circ$  , end  $+15^\circ$  >> Analyze.

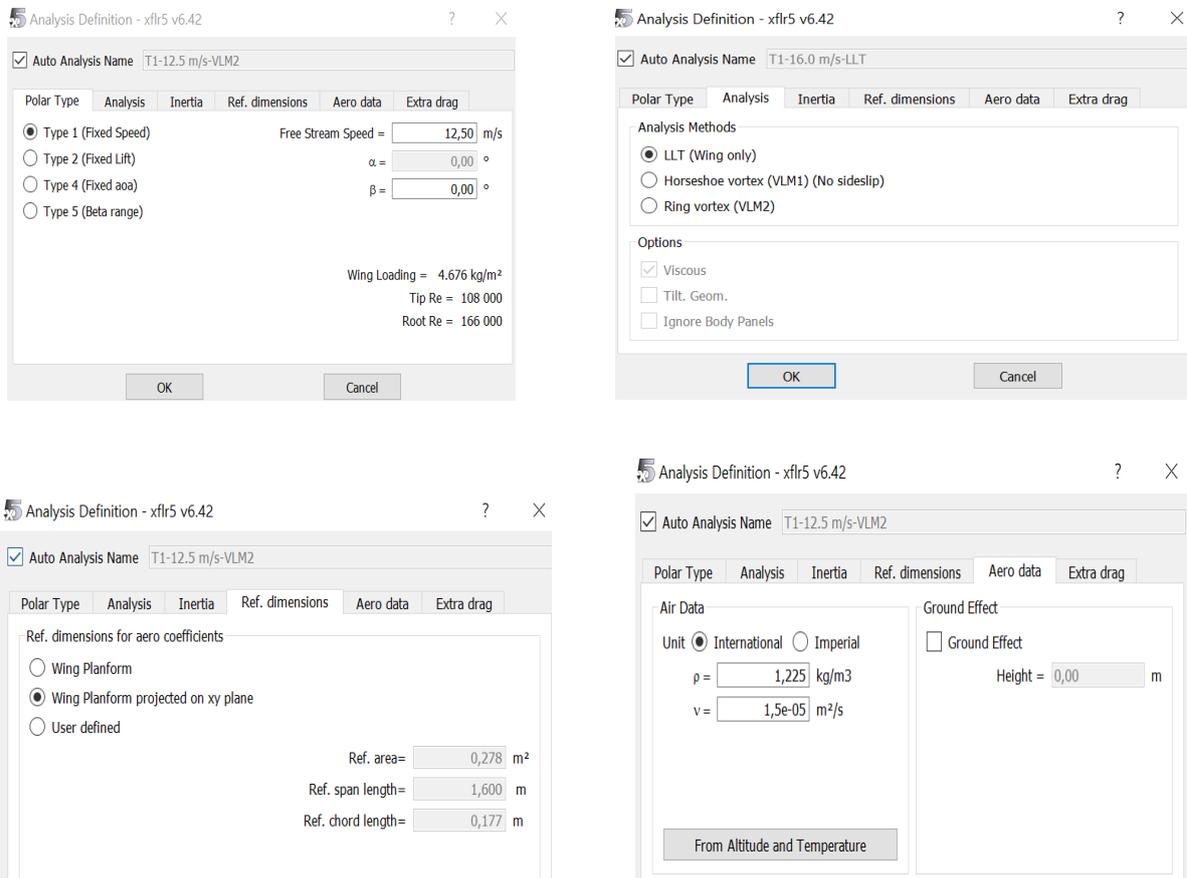


Figure III.6 : définir une analyse.

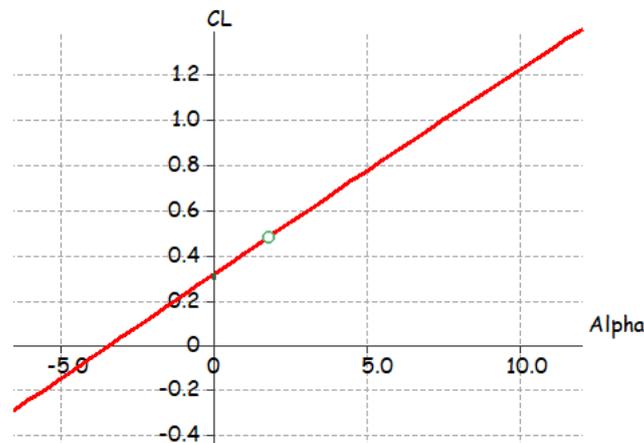
### III.3.2. Etude de stabilité statique:

La stabilité statique, également connue sous le nom de "raideur en tangage", se produit lorsque l'avion est soumis uniquement à des perturbations d'incidence. Les conditions requises pour garantir la stabilité statique de notre UAV sont :

- Avoir une pente négative  $\frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0$  avec un moment de tangage piqueur.
- Avoir un coefficient de moment positif pour une portance nul  $C_{m0} > 0$ .

Les résultats de la simulation de cette étude sont présentés ci-dessous.

➤ **Variation de  $C_L$  en fonction de l'angle d'incidence  $\alpha$  :**

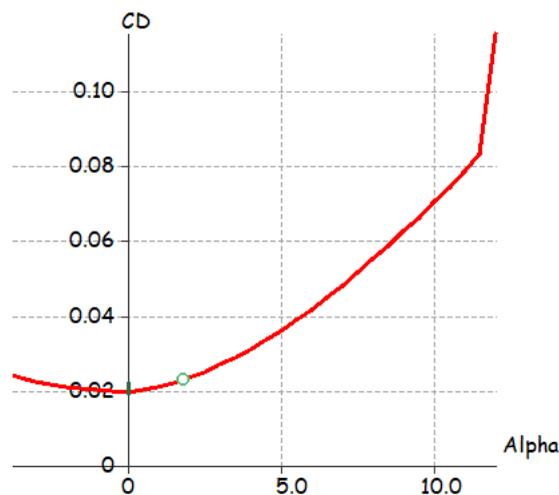


**Figure III.7 :** variation de  $C_L$  en fonction de  $\alpha$

À partir du graphe qui représente les variations du coefficient de portance  $C_L$  du modèle complet en fonction de l'angle d'incidence, nous pouvons identifier des points significatifs, qui peuvent être interprétés de la manière suivante :

- Pour les angles d'incidence inférieurs à  $-3.5^\circ$  le coefficient de  $C_L$  est négatif
- Le coefficient de portance  $C_L$  est nul pour l'angle d'incidence  $\alpha = -3.30^\circ$ .
- Lorsque l'angle d'incidence est nul, on obtient  $C_L = 0.307943$ .

➤ **Variation de  $C_D$  en fonction de l'angle d'incidence  $\alpha$  :**

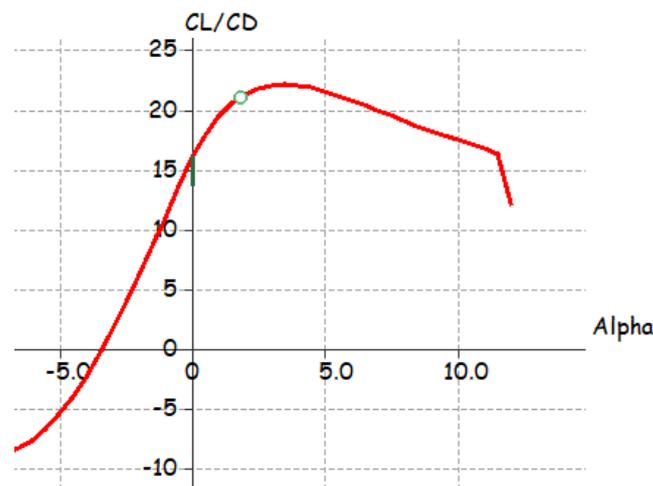


**Figure III.8 :** variation de  $C_D$  en fonction de  $\alpha$

La courbe du coefficient de traînée (CD) en fonction de l'incidence présente approximativement une forme parabolique.

Cette courbe n'intersecte pas l'axe des incidences, ce qui indique que la traînée ne peut jamais être nulle. À une incidence de  $0^\circ$ , le coefficient de traînée de forme atteint un minimum de 0.019335.

➤ **Variation de la finesse en fonction de l'angle d'incidence  $\alpha$  :**

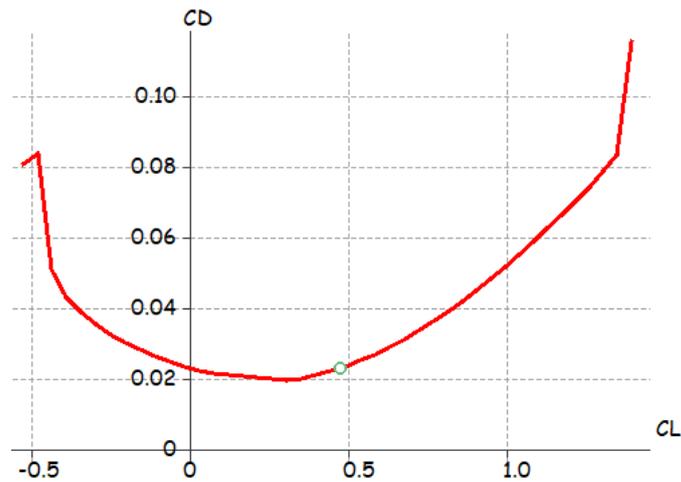


**Figure III.9 :** Variation de la finesse en fonction de  $\alpha$

La courbe de finesse, également connue sous le nom de courbe de rendement aérodynamique, revêt une importance cruciale dans la conception et l'optimisation des UAV.

Lors de l'analyse de cette courbe, il est observé que pour les angles inférieurs à  $-3,33^\circ$ , la finesse est négative. Elle atteint zéro pour un angle d'attaque égal à  $-3,3^\circ$ . La valeur maximale de finesse est de 22 pour un angle de  $3,3^\circ$ .

➤ Variation de  $C_D$  en fonction de coefficient de portance  $C_L$  :

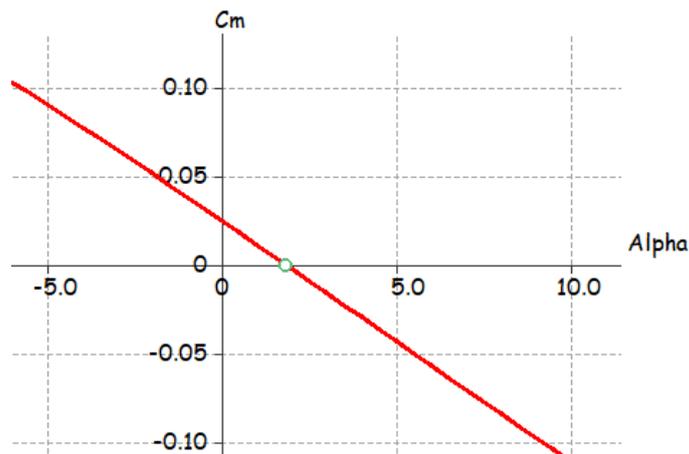


**Figure III.10 :** Variation de  $C_D$  en fonction de  $C_L$

On remarque que la courbe du coefficient de traînée ( $C_D$ ) en fonction de l'angle d'attaque du modèle présente une forme approximativement parabolique.

Cette courbe atteint un minimum de 0.019335, ce qui représente le coefficient de traînée de forme. De plus, elle ne traverse pas l'axe des incidences lorsque  $C_L=0$ .

➤ Variation de  $C_m$  en fonction de l'angle d'incidence  $\alpha$  :

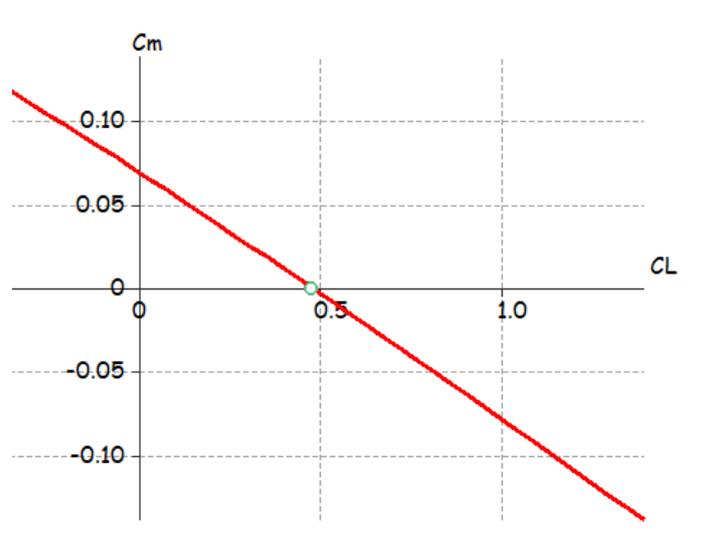


**Figure III.11 :** Variation de  $C_m$  en fonction de  $\alpha$

Nous constatons que la courbe représentant  $C_m$  en fonction de  $\alpha$  satisfait les critères nécessaires pour assurer la stabilité statique.

- La pente de cette courbe est négative.
- Pour les valeurs d'incidence inférieures à  $1.5^\circ$ , la valeur de  $C_m$  est positive.
- Au-delà de  $2^\circ$ , la valeur de  $C_m$  devient négative.
- La valeur de  $C_m$  est égale à 0 lorsque  $\alpha_{trim}$  atteint la valeur de  $1.8^\circ$ .

➤ **Variation de  $C_m$  en fonction de coefficient de portance  $C_L$  :**



**Figure III.12 :** Variation de  $C_m$  en fonction de  $C_L$

la courbe de coefficient de moment de tonnage  $C_m$  en fonction de  $C_L$  possède deux points importants :

- Pour  $C_L=0$  le coefficient de moment est positif  $C_m=0.07$ .
- Pour  $C_L= 0.467$  le coefficient de moment est nul.

Après l'étude de stabilité statique , on confirme que notre modèle est stable.

➤ Visualisation de la portance :

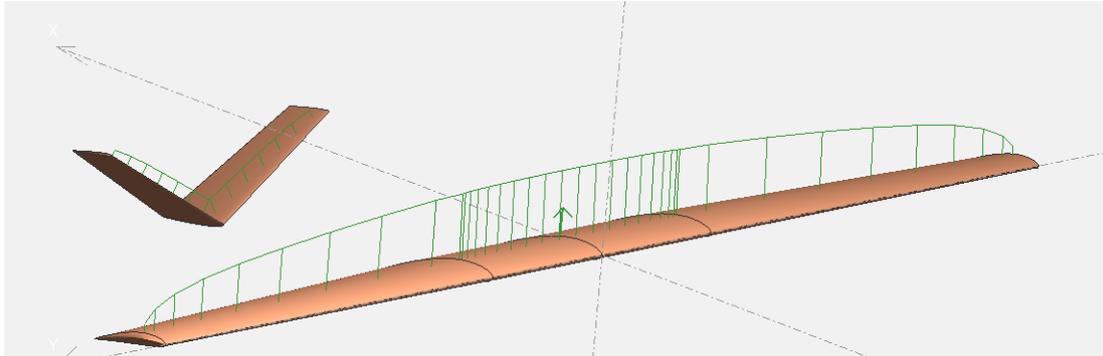


Figure III.13 : Visualisation de la portance

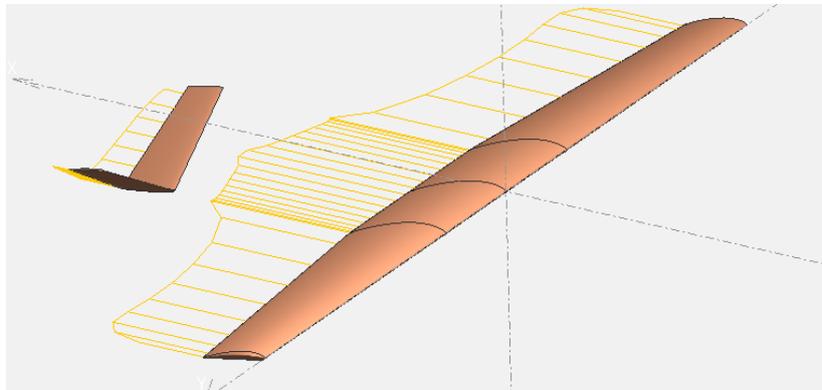


Figure III.14 : Visualisation de la traînée induite

- La portance est plus remarquable sur la partie centrale des ailes.
- La traînée induite augmente à la partie centrale de l'aile par rapport à la partie extérieur.

➤ Visualisation de coefficient de pression  $C_p$ :

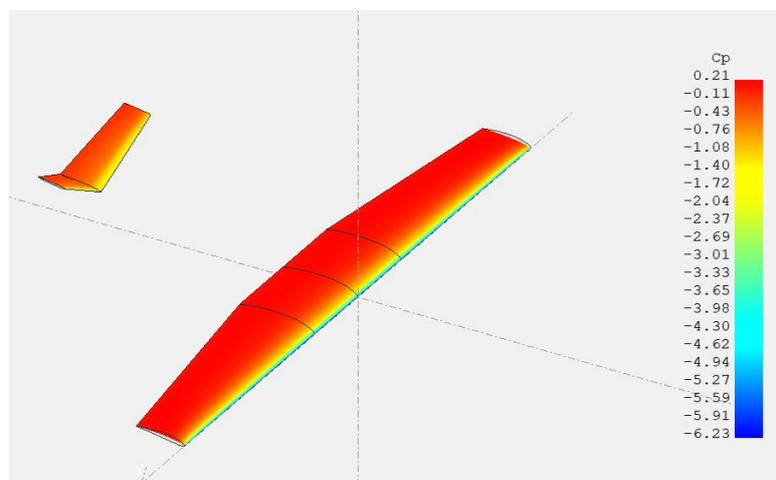


Figure III.15 : Visualisation de  $C_p$  à  $\alpha=-7^\circ$

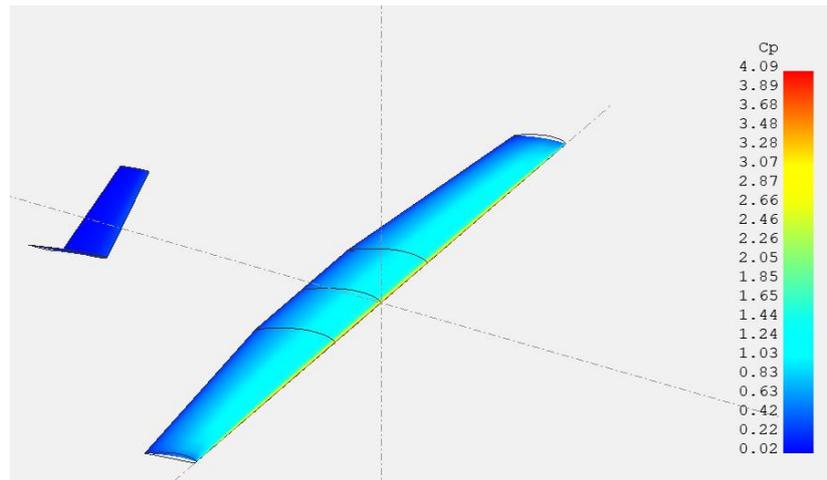


Figure III.16 : Visualisation de  $C_p$  à  $\alpha=7^\circ$

### III.3.3. Etude de stabilité dynamique:

La connaissance des caractéristiques dynamiques d'un drone à voilure fixe est essentielle pour la conception des lois de commande de vol, ainsi que pour la création d'un simulateur de vol de haute qualité. Le logiciel XFLR5 nous permet de comprendre la stabilité dynamique longitudinale et latérale de l'aéronef de manière approfondie.

#### ➤ Stabilité dynamique longitudinal :

La stabilité dynamique longitudinale d'un aéronef se manifeste à travers deux modes : le "phugoid" et le mode à "période courte".

Le mode "phugoid" est une oscillation de longue durée où l'aéronef maintient un angle d'attaque presque constant tout au long du mouvement. Cette oscillation est également marquée par des variations de hauteur et de vitesse. En revanche, le mode à "période courte" se caractérise par des oscillations rapides à vitesse constante, mais avec un angle d'attaque qui change rapidement, contrairement au mode "phugoid". (12)

**Les quatres paramètres longitudinaux :** Le comportement longitudinal est décrit par :

- La variation de la vitesse axiale et verticale par rapport à la valeur de l'état stationnaire  
 $V_{\text{inf}} = U(0,0,0)$
- $u = \frac{dx}{dt} - U_0$
- $w = \frac{dz}{dt}$

- La vitesse de tangage  $q = \frac{d\theta}{dt}$
- L'angle de tangage  $\theta$

Résultats :

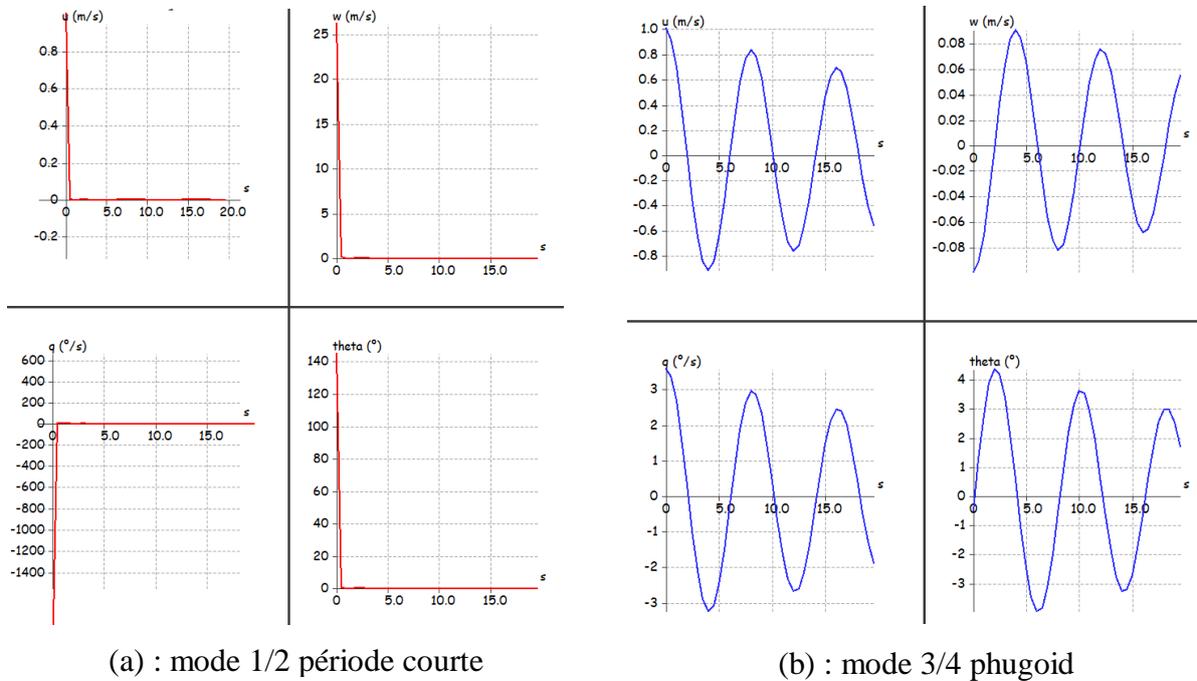


Figure III.17: (a),(b) les variables longitudinales en fonction de temp.

➤ **Stabilité dynamique latérale :**

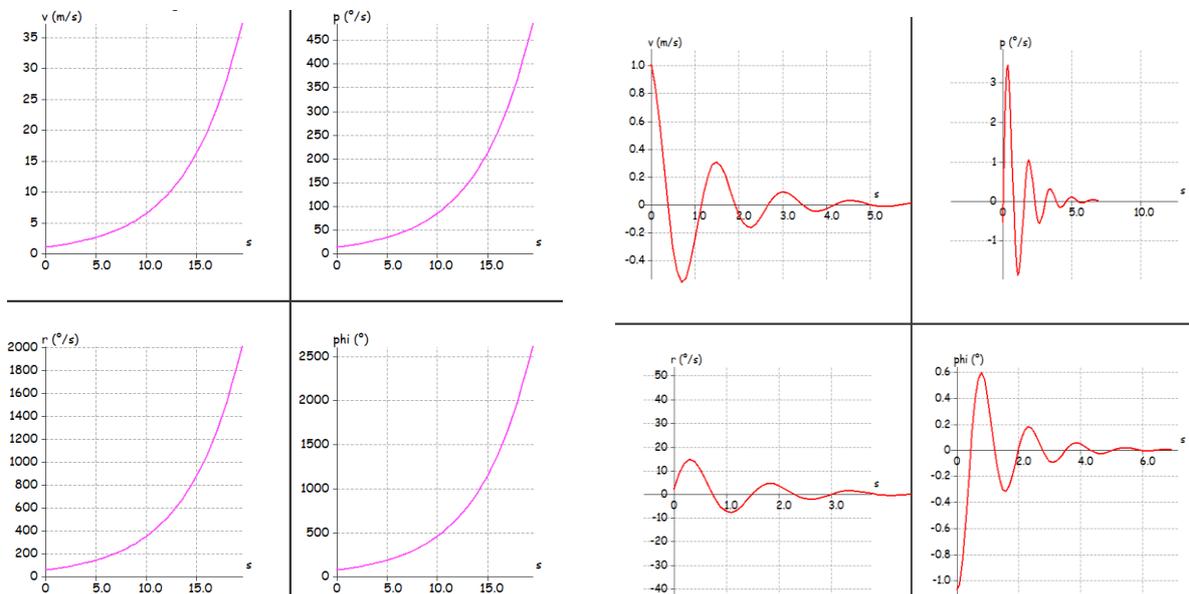
La stabilité dynamique latérale-directionnelle d'un avion est décrite par trois modes de mouvements caractéristiques : le roulis, la spirale et le roulis hollandais.

Le mode de roulis est fortement influencé par la dérivée du coefficient de stabilité , qui dépend de la configuration des ailes et de l'empennage, ainsi que du coefficient d'amortissement. Le mode spirale est principalement déterminé par le dièdre effectif, reflété dans le coefficient de stabilité. Une divergence en spirale survient lorsque l'angle d'inclinaison augmente continuellement après une glissade. Le roulis hollandais, le plus complexe des trois modes, combine une glissade, un lacet et un roulis, avec des angles de rotation phi et beta qui sont déphasés l'un par rapport à l'autre. (12)

**Les quatre paramètres latéraux :** Le comportement longitudinal est décrit par quatre variables :

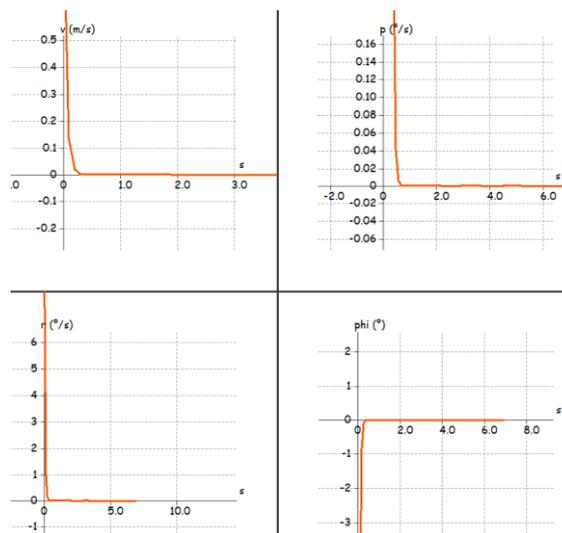
- La variation de la vitesse latérale  $v = \frac{dy}{dt}$  par rapport à la valeur de l'état stationnaire  $V_{inf} = (U0,0,0)$
- La vitesse de roulis  $p = \frac{d\phi}{dt}$
- La vitesse de lacet  $r = \frac{d\psi}{dt}$
- L'angle de cap  $\psi$

**Résultats :**



(a) : mode 4 spiral

(b) : mode 2/ 3 le roulis hollandais.



(c) : mode 1 roulis

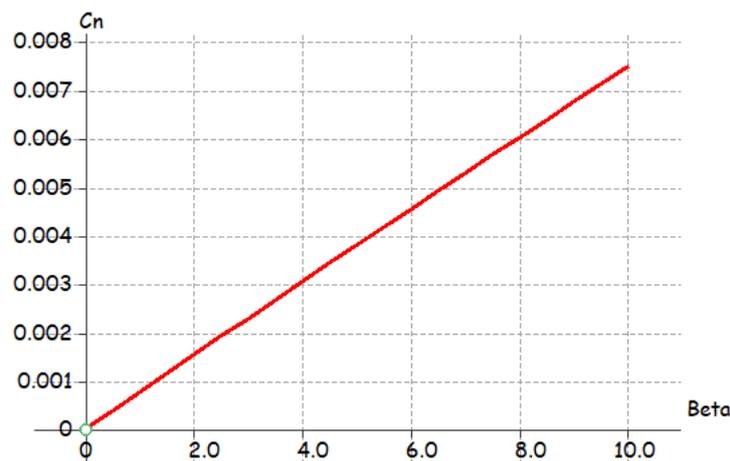
**Figure III.18 :** (a),(b) ,(c) les variables latérales en fonction de temps.

**Commentaires :**

Pendant le vol, une perturbation telle qu'un contrôle entré ou une rafale de vent excitera tous les modes dans différentes proportions :

- Habituellement, la réponse sur la courte période et le roulis, les modes d'amortissement, qui sont bien amortis, disparaissent rapidement.
- La réponse sur les modes phugoid et hollandais sont visible à l'œil nu
- La réponse en mode spirale est lente et faible en magnitude par rapport à d'autres facteurs de vol.
- Il n'est pas visible à l'œil, et est corrigé inconsciemment par le pilote (13)

➤ **Coefficient de moment de lacet en fonction de dérapage  $\beta$  :**



**Figure III.19:** Coefficient de moment de lacet en fonction de  $\beta$

L'UAV possède une bonne stabilité dynamique latérale car la courbe  $C_n$  en fonction de  $\beta$  (angle de dérapage) est linéaire et monte de manière positive. En d'autres termes, lorsque  $\beta$  augmente, le moment de lacet tend à ramener l'UAV à son vol droit, assurant une correction automatique des dérapages.

### III.4. Conclusion:

Dans ce chapitre consacré à la simulation avec XFLR5, nous avons examiné en détail les aspects de la stabilité statique et dynamique de notre UAV. Grâce aux puissantes capacités de simulation de XFLR5, nous avons pu analyser et optimiser les performances aérodynamiques de notre modèle. Les analyses de stabilité statique nous ont permis de vérifier que l'UAV maintient une attitude stable en réponse à de petites perturbations.

Les études de stabilité dynamique ont révélé comment l'UAV réagit à des perturbations plus importantes au fil du temps, mettant en évidence les comportements des modes phugoïde, roulis hollandais et en spirale. Ces analyses nous ont permis de comprendre les réponses transitoires de l'aéronef et de garantir que chaque mode de réponse est bien amorti ou corrigé, assurant ainsi un vol stable et contrôlé.

Les résultats numériques obtenus à partir de XFLR5 se sont révélés très similaires aux calculs théoriques et analytiques. Cette concordance confirme la précision de notre modèle et la fiabilité des outils de simulation utilisés. En particulier, les analyses de stabilité statique ont confirmé que notre UAV possède une conception équilibrée, capable de maintenir une attitude stable sans intervention excessive.

## IV.1. Introduction:

Dans ce chapitre, nous décrivons en détail le processus de fabrication de notre UAV, en mettant l'accent sur les matériaux choisis et les techniques employées pour assurer une structure légère et robuste. La conception et la construction de l'UAV ont nécessité une planification minutieuse et une sélection rigoureuse des matériaux pour atteindre un équilibre optimal entre poids et résistance.

Pour maximiser les performances de l'avion, il était crucial de minimiser son poids. Un effort conscient a été déployé tout au long de la conception et du processus de construction pour réduire le poids tout en maintenant l'intégrité structurelle du produit final. Nous avons opté pour l'utilisation de carton mousse de 5 mm, de polystyrène, de tubes en carbone et de contreplaqué, afin de créer une cellule légère et résistante. L'ensemble du travail a été réalisé dans l'atelier du département Aéronautique. La cellule a été fabriquée en plusieurs sections, comprenant les ailes, l'empennage, le fuselage et la structure interne.

## IV.2. Matériel utilisé:

Pour mener à bien ce projet, nous avons eu recours à divers matériaux et outils qui se sont avérés essentiels pour son achèvement. Voici la liste des matériaux et équipements utilisés :

- **Carton mousse de 5 mm** : Le carton mousse est un matériau léger et rigide composé de mousse de polystyrène prise en sandwich entre deux feuilles de papier ou de carton. Il est couramment utilisé pour les maquettes, les affichages et les projets artisanaux en raison de sa facilité de découpe et de sa légèreté.



**Figure IV.1** : Papier mousse .

- **Polystyrène** : Le polystyrène est un polymère thermoplastique léger et polyvalent, souvent utilisé sous forme de mousse .



**Figure IV.2** : Polystyrène.

- **Tubes de carbone de 4 , 8 , 12 mm de diamètres** : Les tubes en carbone sont fabriqués à partir de fibres de carbone, qui sont extrêmement solides et légères. Ces tubes offrent une résistance élevée, une faible densité et une grande rigidité, ce qui les rend idéaux pour les applications aéronautiques, sportives et industrielles où la performance et la réduction de poids sont cruciales. 8 mm pour le raccordement des demi ailes et le 12 mm pour le raccordement de fuselage et l'empennage .



**Figure IV.3**: Tubes de carbone de différents diamètres.

- **Le contreplaqué de 2 mm** : est un matériau composite constitué de fines couches de bois appelées "placages" ou "feuilles", collées ensemble en alternant la direction du grain de chaque couche. Cette configuration croisée des couches confère au contreplaqué une grande résistance mécanique, une stabilité dimensionnelle et une bonne résistance aux déformations et fissures.



**Figure IV.4:** contreplaqué de 2 mm.

- nous avons utilisé des abaisses langue , comme renforts supplémentaires. Ces onglets, grâce à leur rigidité et à leur conception ergonomique, ont permis d'améliorer la robustesse sans ajouter de poids significatif.
- Des outils sont utilisés pour découper, un cutter et un ciseau, pistolet a collé .
- Pour le collage, nous avons utilisé de la super glue,de la résine époxy et du pu-foam300.
- Papier verre utilisé pour rectifier les surfaces des ailes .
- Papier kraft et colle blanche pour l'aile.
- Une plaque d'aluminium pour créer des profils d'aile, qui ont ensuite été utilisés pour la fabrication des ailes. , aussi une lime métal pour panser ces profils d'aile .



**Figure IV.5:** Matériel Employé pour la Fabrication de l'UAV.

### IV.3. Construction de l'UAV :

#### IV.3.1. Construction de fuselage :

Tout d'abord, nous avons imprimé le plan du fuselage en taille réelle sur une feuille de format A2. Ensuite, nous avons découpé le gabarit qui se trouvait sur cette feuille et l'avons collé sur un carton mousse. Nous avons découpé autour du gabarit en laissant une petite marge supplémentaire, ce qui nous a permis de peaufiner la découpe et de corriger les éventuels défauts pour atteindre les dimensions exactes souhaitées. Ensuite, nous avons plié le fuselage et collées deux côtés .



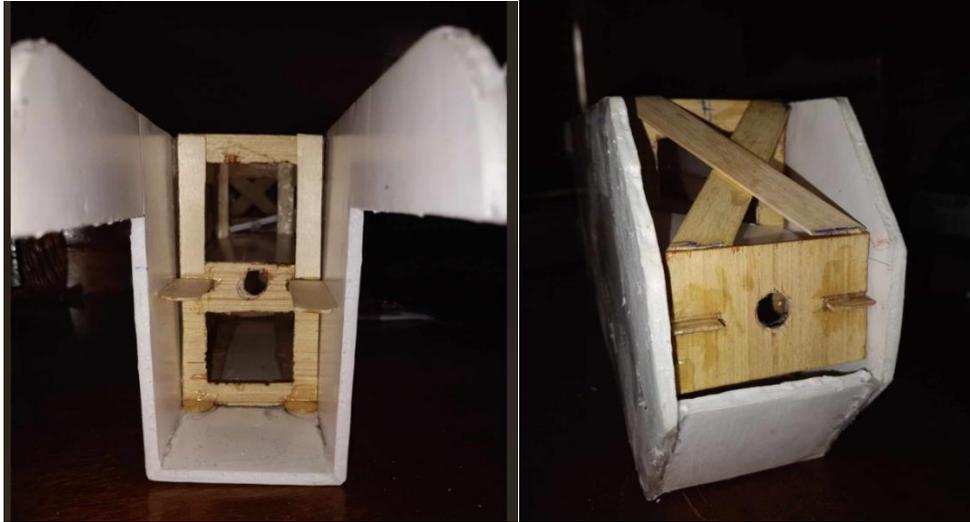
**Figure IV.6:** Construction de fuselage.

Pour renforcer cette structure, nous avons intégré du contreplaqué aux points stratégiques, notamment dans les zones de fixation des tubes de carbone du fuselage. Nous avons créé trois plaques de contreplaqué avec des trous de 12 mm de diamètre, correspondant au diamètre de tube de carbone. De plus, nous avons utilisé des abaisse-langues, collées en forme de triangles, comme renforts supplémentaires pour améliorer la robustesse. Ces abaisse-langues ont également été collées dans le carton mousse dans les zones de fixation de la caméra.



**Figure IV.7:** Construction de la structure interne de fuselage .

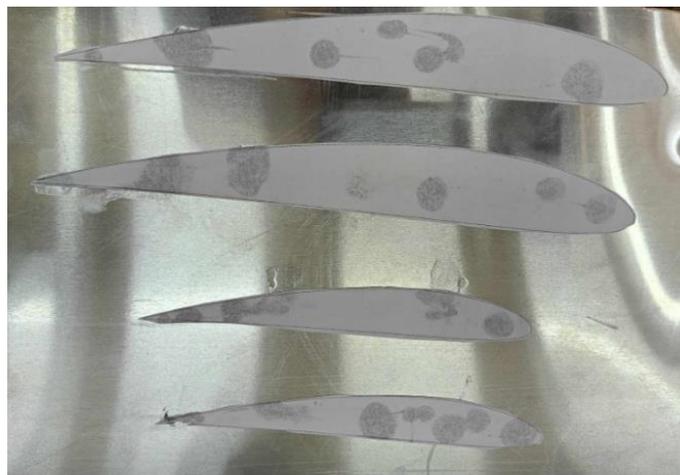
Ensuite, nous avons assemblé le fuselage en carton mousse avec la structure interne en utilisant de la super glue. Nous avons ensuite appliqué de la résine époxy, qui met 10 minutes à sécher et offre une tenue très solide.



**Figure IV.8 :** Le fuselage avec la structure interne

### IV.3.2. Construction de l'aile:

Les ailes ont été fabriquées à partir de plaques de polystyrène de 5 cm d'épaisseur. Tout d'abord, nous avons découpé des profils NACA 4412 en aluminium, avec une corde de 20 cm et 13 cm, en deux exemplaires pour chaque taille.



**Figure IV.9 :** Profils NACA 4412

Ensuite, nous avons créé deux trous dans chaque profil afin de les fixer au polystyrène avec des rivets. Nous avons utilisé deux plaques de polystyrène de 60 cm de longueur et une plaque de 40 cm de longueur, avec une largeur de 25 cm, correspondant à la corde de l'aile, qui mesurait 20 cm à la racine et 13 cm à l'extrémité. Le découpage des ailes a été réalisé à l'aide d'un fil chaud, permettant des coupes précises et nettes, essentielles pour assurer une performance aérodynamique optimale.



**Figure IV.10:** Construction de l'aile .

Pour le raccordement des trois parties de l'aile, nous avons appliqué du PU-Foam 300 entre chaque section et laissé sécher pendant 6 heures afin d'assurer une bonne adhérence et rigidité. Ensuite, nous avons réalisé un long trou de 1 mètre dans l'extrados de l'aile, proche du bord d'attaque, pour intégrer un tube de carbone de 8 mm de diamètre et de 1 mètre de longueur. Ce trou a été rempli de PU-Foam pour fixer le tube en place. Un autre trou de 1 mètre a été percé près du bord de fuite dans l'intrados pour intégrer un tube de carbone de 4 mm de diamètre, avec la même procédure. Une fois les tubes fixés, nous avons poncé le surplus de mousse pour obtenir une forme aérodynamique. Enfin, l'aile a été recouverte en collant du papier kraft pour finaliser la structure.

### **IV.3.3. Construction de l'empennage :**

Tout d'abord, nous avons imprimé le plan de l'empennage en taille réelle sur une feuille. Ensuite, nous avons découpé le gabarit de ce plan et l'avons collé sur un carton mousse. Nous avons découpé autour du gabarit en laissant une petite marge supplémentaire, ce qui nous a permis de peaufiner la découpe et de corriger les éventuels défauts afin d'atteindre les dimensions exactes. Ensuite, nous avons collé des abaisses de longue tout autour de

l'empennage pour le rendre plus rigide. Nous avons inséré un tube de carbone de 4 mm dans chaque demi-empennage.



**Figure IV.11:** Construction de l'empennage .

Après cela, nous avons créé, à l'aide d'un cylindre en bois de 13 cm de longueur et de 4 cm de diamètre, un raccordeur entre le fuselage et l'empennage. Nous avons fait un trou de 12 mm au centre pour le tube de carbone du fuselage, ainsi que deux trous de 4 mm de chaque côté, avec un angle de 60 degrés, pour placer l'empennage en V avec un angle de 120 degrés.

#### IV.4. Tarification de fabrication de l'UAV :

Le coût de fabrication d'un UAV est un facteur crucial dans la rentabilité de son développement et de sa commercialisation. Il est important d'analyser les différents éléments qui composent ce coût afin de prendre des décisions éclairées. Le tableau ci-dessous représente le cout de fabrication :

Tableau I.1 : le cout de fabrication de l'UAV

| Composants                | Nombre            | Nombre | PU (DA) | Prix total (DA) |
|---------------------------|-------------------|--------|---------|-----------------|
| Materiaux de la structure | Papier mousse     | 1      | 1500    | 1500            |
|                           | Plaque aluminum   | 1      | 500     | 500             |
|                           | Super glue        | 20     | 80      | 1600            |
|                           | Tube de carburant | 3      | 4400    | 13200           |

|  |  |   |      |        |
|--|--|---|------|--------|
|  | Polystyrène                            | 1 | 1000 | 1000   |
|  | Papier de verre                        | 5 | 50   | 250    |
|  | Tube de silicone                       | 4 | 15   | 60     |
|  | Les abaisse longue                     | 2 | 270  | 540    |
|  | Epoxy                                  | 6 | 590  | 3540   |
|  | Mousse PU-300                          | 2 | 600  | 1200   |
|  | Papier kraft                           | 2 | 450  | 900    |
|  | Colle blanche                          | 1 | 300  | 300    |
|  | Scotch                                 | 3 | 250  | 750    |
|  | Autre                                  | / | /    | 3240   |
| Système de<br>Propulsion et de<br>Contrôle | Moteur et hélice                       | / | /    | 7000   |
|  | Servo moteur                           | 4 | 650  | 2600   |
|  | Récepteur+<br>Transmetteur vidéo       | 1 | /    | 100000 |
|  | ESC 30 A                               | 1 | /    | 2200   |
|  | Camera FPV                             | 1 | /    | 100000 |
|  | Contrôleur de vol<br>APM 2.8 Ardupilot | 1 | /    | 80000  |
| Puissance                                  | Batteries lithium-ion<br>3S            | 1 | /    | 8000   |
| Le total                                   |  |   |      | 330000 |

**IV.5. Conclusion :**

Après des efforts soutenus et une planification minutieuse., nous avons réussi à assembler avec succès les différentes composantes de notre UAV, que nous avons nommé SA-613 (Sierra-Alpha-613).

Le fuselage a été correctement accordé avec le tube en fibre de carbone, de même que l'empennage, assurant ainsi une structure solide et stable. De plus, l'aile a été précisément fixée au fuselage, garantissant une configuration aérodynamique optimale. Ces étapes cruciales marquent une avancée significative dans notre projet, mettant en évidence notre engagement et l'application de nos connaissances acquises.

Le SA-613 est désormais prêt pour les phases suivantes de tests et de mise en service, symbolisant le fruit de notre travail acharné

# Conclusion générale :

En conclusion, notre projet de fin d'études portant sur la conception et la réalisation d'un UAV a exploré divers aspects fondamentaux.

Le premier chapitre présentait des généralités sur les drones, offrant un aperçu de leur polyvalence et de leur importance croissante dans divers secteurs. Le deuxième chapitre se concentrait sur l'élaboration du cahier de charge et sur l'étude théorique nécessaire pour concevoir le SA-613. Dans le troisième chapitre, nous avons utilisé le logiciel de simulation XFLR5 pour valider notre étude théorique. Les résultats obtenus étaient très proches de nos calculs analytiques, confirmant ainsi la précision de notre approche. Enfin, le quatrième chapitre a détaillé la réalisation de notre modèle en utilisant des techniques et des matériaux simples.

Ce projet nous a permis de mettre en pratique toutes les connaissances acquises durant nos cinq années au département d'aéronautique et d'études spatiales. Il a démontré non seulement notre capacité à intégrer des connaissances théoriques et pratiques, mais aussi notre aptitude à surmonter les défis techniques afin d'aboutir à une solution fonctionnelle et efficace.

# Bibliographie :

[1] Définition | Drone - UAV. *futura*.

[2] la naissance du premier drone. *studio sport*.

[3] Solignac, Jean Louis. *Comment voler les ornithoptères*. 2024.

[4] *drone*. [wekipidia].

[5] Chauprad, Lionel. *Les drones Aériens* . s.l. : Cépadues , 2014.

[6] Gonsalves, Dan Grecu and Paul. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. 2012.

[7] *Combat Air Museum* .

[8] Avantages et inconvénients . [En ligne] altitude-drones.be.

[9] P.Raymar, Danielle. *Aircraft a conceptual approach*.

[10] H.Sadraey, Mohammed. *Design of Unmanned Aerial Systems*. 2020.

[11] *introduction à l'utilisation-XFLR5*.

[12] Abderrazak, BELAID Ramzi/TAHAR Abderaouf/Pr. ALLALI. Contribution aux désigne, performances et optimisation d'un U.A.V. 2015/2016.

[13] *about stability analysis using XFLR5*. november 2010.

## Annexe A :

on a utilisé un programme Matlab pour faire le diagramme de contrainte et déterminer la surface en  $\text{ft}^2$  et la puissance du moteur en hp.

```
ro0 = 0.002378 ;
ro =0.002308981; %MAX300metre
vma= 98.44 ;
cdo=0.03 ;
k= 0.05 ;
gama= 0.971 ; %MAX300m
rend = 0.76;
mu =0.04;
clm=1.2;
clr=clm/1.21;|
cdg=0.014;
roto=0.002378;
sto=16.405;
vto=28.89;
g= 32.2;
roc=501;
ldma=8;
roac= 0.0022643538;

gamaac=0.953;
w = 2.828;

% Définir les fonctions
wp = @(ws) 550./((((0.5*ro0*(vma^3)*cdo )./ (rend*ws)) + ((2*k* ws)/(ro*gama*vma*rend)));
wpto = @(ws)550./((mu - ((mu + (cdg./clr) .* exp((0.6 * roto * g * cdg * sto) ./ ws))) ./ (1 - exp((0.6 * roto * g * cdg * sto) ./ ws)))
wpclimb = @(ws) 550./((roc./rend^60)+ sqrt( (2*ws* 1.155)./(ro0* ldma* rend* sqrt((3* cdo)./k))));
wpac = @(ws) 550./((1 ./gamaac) *sqrt( (2*ws* 1.155)./(roac* ldma* rend* sqrt((3* cdo)./k))));

% Créer un tableau de valeurs pour 'ws'
ws_values = linspace(0.1,2 , 100);
% Calculer les valeurs correspondantes
wp_values = wp(ws_values);
wpto_values = wpto(ws_values);
wpclimb_values = wpclimb(ws_values);
wpac_values = wpac(ws_values);

% Plot the function
figure;
plot(ws_values, wp_values, 'LineWidth', 2,'DisplayName', 'wpvmas');
hold on;
plot(ws_values, wpto_values, 'LineWidth', 2, 'DisplayName', 'wpto');
plot(ws_values, wpac_values, 'LineWidth', 2,'DisplayName', 'wpac');
plot(ws_values, wpclimb_values, 'LineWidth', 2,'DisplayName', 'wpclimb');
plot([0.983, 0.983], [min(wp_values), max(wp_values)], 'LineStyle', '--', 'Color', 'r', 'DisplayName', 'ws = 0.983');
hold off;

% Trouver le point design
ws_intersection = fminbnd(@(ws) abs(wp(ws) - wpto(ws)), 0.1, 2);
wp_intersection = wp(ws_intersection);
```

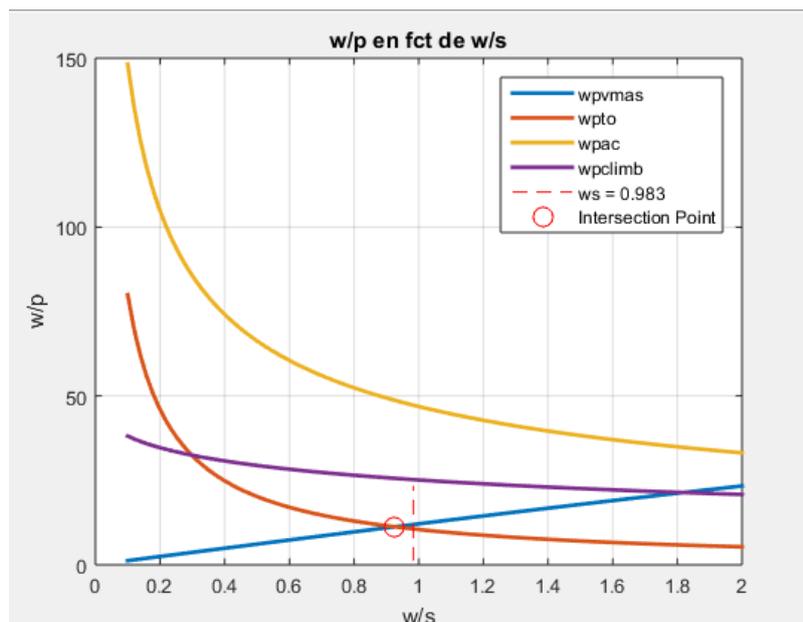
```

% Afficher le resultat
fprintf('les coordonnees de Point design:\n');
fprintf('ws = %.4f\n', ws_intersection);
fprintf('wp = %.4f\n', wp_intersection);

% Ajouter le point d'intersection au graphique
hold on;
plot(ws_intersection, wp_intersection, 'ro', 'MarkerSize', 10, 'DisplayName', 'Intersection Point');
hold off;
% calcule de surface et puissance
s = w / ws_intersection;
p = w / wp_intersection;
fprintf(' la surface alaire s = %.4f\n', s);
fprintf('la puissance moteur p = %.4f\n', p);

xlabel('w/s');
ylabel('w/p');
title('w/p en fct de w/s');
legend('show');
grid on;

```



## Annexe B :

On a fait un programme Matlab pour calculer la vitesse maximale de l'UAV.

```
% Define constants
P = 340;
n = 0.25;
e = 0.000001;
R = 1.225;
s = 0.28;
m = 1.3;
g = 9.81;
cd0 = 0.0197;
k= 0.048;

% Ask for initial guess x0
x0 = input('donnee x0: ');

% Compute coefficients a and b
a = 0.5 * R * s * cd0;
b = k * 2 * (m * g)^2 / (R * s);

% Initialize variables
i = 1;

while true
    % Compute f and fl
    f = x0^4 - (1/a) * x0 * P * n + (b/a);
    fl = 4 * x0^3 - (1/a) * P * n;

    % Update x1
    x1 = x0 - (f / fl);

    % Compute error
    err = abs((x1 - x0) / x0);

    % Check for convergence or iteration limit
    if err <= e || i > 10000
        break;
    else
        % Update x0 and iteration count
        x0 = x1;
        i = i + 1;
    end
end

% Display result
fprintf('la vitesse max est %.6f\n', x1);

% Display result
fprintf('la vitesse max est %.6f\n', x1);
donnee x0: 100
la vitesse max est 29.121198
>> |
```