

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA

INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES

Mémoire De Fin d'Etudes

En vue de l'Obtention du Diplôme Master Académique

Option : Propulsion Avion



**Conception et réalisation d'un
Drone hybride VTOL
NADJAH 200**

Réalisé par :

NAMOUNE Abdelmadjid

Encadré par :

Dr. BENTRAD Hocine

Dr. KECHIDA Ahmed

2020- 2021

Résumé

La famille des véhicules aériens est essentiellement constituée de deux classes de systèmes : les voilures-fixes et les systèmes à décollage et atterrissage vertical (VTOL en anglais, pour "Vertical Take-Off and Landing"). En raison de leur forme profilée, induisant un rapport portance/trainée élevé, les voilures-fixes ont l'avantage d'une bonne efficacité énergétique. Cependant, la plupart d'entre eux nécessitent des pistes ou des systèmes catapulte/filet pour le décollage et l'atterrissage. Quant aux VTOL, grâce à leur capacité au vol stationnaire, ils sont particulièrement bien adaptés aux applications d'observation et d'inspection de structures, mais leur efficacité énergétique en vol "de croisière" est généralement ordinaire . Il y a donc un intérêt à concevoir des véhicules appelés "convertibles", qui combinent les avantages de ces deux types de structures : bonne efficacité énergétique en vol de croisière et capacité au vol stationnaire. Cette mémoire est consacrée à la conception et la réalisation d'un tel mini-drone hybride en matériaux composite

Mots-clés: Véhicule à décollage et atterrissage vertical, Drone convertible, Aérodynamique, matériaux composite

Abstract

The family of aircraft essentially consists of two classes of systems: fixed-wing and VTOL (Vertical Take-Off and Landing) aircraft. Due to their streamline shapes inducing high lift/drag ratio, fixed-wing airplanes are efficient in cruising flight. However, most of them require runways or catapult/net systems for take-off and landing. As for VTOL aircraft, thanks to their hover ability, they are particularly suitable for many applications including observation and structures inspection, but their efficiency in horizontal flight is generally mediocre. There is therefore an interest in designing so-called "convertible" vehicles, that combine the advantages of these two types of aircraft: efficient cruising flight and VTOL capability. This memory is devoted to the design and production of such a convertible mini-drone with composite materials

Keywords: VTOL UAV, Convertible UAV, Aerodynamics, composite materials

الملخص

تتكون عائلة الطائرات بشكل أساسي من فئتين من الأنظمة: الطائرات ذات الأجنحة الثابتة وطائرات VTOL (الإقلاع والهبوط العمودي). نظرًا لأشكالها الانسيابية التي تؤدي إلى ارتفاع نسبة الرفع / السحب ، فإن الطائرات ذات الأجنحة الثابتة فعالة في رحلة الطيران. ومع ذلك ، فإن معظمها يتطلب مدرج أو أنظمة مقلاع / شبكة للإقلاع والهبوط. أما بالنسبة لطائرات VTOL ، فبفضل قدرتها على التحليق ، فهي مناسبة بشكل خاص للعديد من التطبيقات بما في ذلك المراقبة وفحص الهياكل ، ولكن كفاءتها في الطيران الأفقي متواضعة بشكل عام. لذلك ، هناك اهتمام بتصميم ما يسمى بالمركبات "القابلة للتحويل" ، والتي تجمع بين مزايا هذين النوعين من الطائرات: رحلة طيران فعالة وقدرة VTOL. هذه المذكرة مكرسة لتصميم وإنتاج مثل هذه الطائرة بدون طيار القابلة للتحويل و ذلك بمواد مركبة

الكلمات المفتاحية: VTOL UAV ، UAV قابلة للتحويل ، الديناميكا الهوائية ، المواد المركبة

Remerciement

Je remercie « Allah » de m'avoir donné le courage, la patience et la capacité de mener ce travail à terme.

Je tiens à remercier mes deux promoteurs Monsieur BENTRAD. Hocine et Monsieur KECHIDA Ahmed. A qui m'a toujours témoigné leur confiance. Leurs conseils fructueux et leurs rigueurs scientifiques m'ont permis de mener à bien ce travail et de comprendre "qu'il faut toujours persévérer pour obtenir des résultats toujours meilleurs". Qu'ils veuillent bien trouver ici le témoignage de ma profonde et sincère reconnaissance.

Je remercie Monsieur KECHIDA Ahmed le responsable de la plateforme technologique CRTI à Bouismail pour son aide et ses conseils. Vraiment merci Monsieur.

Je remercie vivement GUENZE Akram, BOUCHAREB Hichem ,SLAMANI Hana et CHEIKH Kheira pour avoir enrichi de leurs points de vue et interrogations. Leurs visions des problèmes, l'enthousiasme et l'originalité de leurs argumentations m'ont été d'un grand secours à plusieurs reprises.

Je voudrai profiter de ce manuscrit pour remercier tous les enseignants et les personnels du Département d'Aéronautique qui de près ou de loin ont contribué à ma formation en aéronautique. Merci d'avoir m'encadré, observé, aidé, conseillé et critiqués

Mes remerciements vont également à l'ensemble du personnel technique et administratif de la plateforme technologique de CRTI bouismail

Je remercie également Messieurs les membres de jury pour avoir accepté d'examiner notre travail.

Dédicace

Je dédie ce modeste travail chaleureusement et avec un cœur plein d'amour et d'honneur :

A la mémoire de mon père ALLAH yarahmhom qui m'a bien éduqué et qui n'a pas cessé de me prodiguer leurs soins et conseils jusqu'à le dernier jour de sa vie,

A ma très chère Maman qui a tous sacrifié et souffert pour moi et mes frères.

A mes très chères frères et sœurs que dieu les protège et les garde pour moi.

A ma femme et mes enfants Ritedj , Abdellah Anes et Abdelrahman que dieu les protège et les garde pour moi.

A toute la famille NAMOUNE sur tous les proches.

A tous mes collègues de travail Akram, Hichem, Ismail, Sofiane, bile I, fateh , Nourdin , Nazil , Safi et tous les travailleurs de la plateforme technologique Bouismail

A tout le personnel du centre de recherche en technologies industriels CRTI

A toutes ces personnes je dis : vous avez à jamais ma gratitude

SOMMAIRE

Résumé	2
Remerciement	3
Dédicace	4
Introduction générale	9
Liste des figures	11
Liste des tableaux	16
I.1. Introduction	21
I.2. Étymologie.....	21
I.3. Historique.....	21
1.4 Classification des drones.....	22
I.4.1 Selon leur taille	22
I.4.2 Selon leur voilure :.....	23
I.4.2 .1. Les mini-drones (MUAV) :.....	24
I.4.2.2. Les Microdrones (μ UAV) :.....	25
I.4.2.3 Les curiosités	28
I.4.2.4. Drones à énergie solaire :.....	29
I.4.2.5.Aérostats :.....	30
I.5 L'état de l'art sur les drone hybride.....	31
I.5.1 drones convertibles	31
I.5.1.1 Rotor inclinable (Tilt-rotor)	31
I.5.1.2 Aile inclinable (Tilt-Wing)	32
I.5.1.3 UAV à double système	33
I.5.2 Tail-sitters	34
I.5.2.1 Transition mono-poussée (MTT)	34
I.5.2.2 Transition de poussée collective (CTT)	35
I.5.2.3 UAV à transition de poussée différentielle (DTT)	36
I.6 Applications	37
Introduction	39
II.1. Méthodologie de conception	39

II.1.1. Cahier de charge	40
II.1. 2. Étude de configuration	41
II.1.2.1 choix de configuration	41
II.1.2.2. UAV à double système	42
II.1.3. Conception préliminaire.....	43
II.1.3.1. Estimation du poids	43
II.1.3.1.1. Détermination de la masse maximale au décollage W_{To}	44
II.1.3.1.2. Calcul mathématique de la masse à vide	46
II.1.3.2. Calcul de la puissance moteur	46
II.1.3.3. Calcul de la surface Alaire	48
II.1.3.4. Résultats de la conception préliminaire	50
II.2. Aérodynamique	51
II.2.1. Drone à voilure fixe.....	51
II.2.1.1. L'Aile :	51
II.2.1.2. Les profils	52
II.2.1.3. Les forces aérodynamiques	54
a. Le poids (la gravité) :	54
b. Résultant aérodynamique.:	54
c. La portance :	55
D. La traînée :	57
E. La finesse :	59
F. Décrochage	60
II.2.2. La voilure tournante	61
II.2.2.1. Description générale du quadrirotor.....	61
II.2.2.2. Les mouvements du quadrirotor	62
a. Mouvement vertical	63
b. Mouvement de roulis	63
c. Mouvement de tangage	64
d. Mouvement de lacet.....	64
e. Mouvements de translation.....	65
II.2.2.3. Effets physiques agissants sur le quadrirotor	66
II.2.2.4 Les forces	66
II.2.2.6 Effet gyroscopique	67
Introduction	70
III .1. Configuration de VTOL 200	70

III.1. 1. La configuration de Fuselage	70
III.1.2. Conception du fuselage	71
III.1.2. La configuration de l'aile :	72
III.1.2.1. Forme/Géométrie de l'aile :	72
III.1.2.2. Détermination des caractéristiques de l'aile	74
III.1.2.2.1 Détermination de la surface alaire	74
III.1.2.2.2 calcule la <i>charge alaire ch</i> :	75
III.1.2.2.4 vérifications de caractéristiques de l'aile :	76
III.1.2.2.5. La corde aérodynamique moyenne (CAM)	76
III.1.2.2.6. Calcule de la distance D	78
III.1.2.3. Sélection du profil aérodynamique de l'aile	79
III.1.2.4. La conception de l'aile	81
III.1.3. Configuration de l'empennage	83
III.1.3.1. Le choix de la forme d'empennage	83
III.1.3.2. Le choix du profil des empennages	84
III.1.3.3 Dimensionnements de l'empennage	85
III.1.3.4.2. Calcul du bras de levier BL	87
III.1.3.4.4 Calcul de la distance D du stab (mm)	88
III.1.3.5. Conception d'empennage verticale	89
III.1.4. Configuration du quadri rotor	91
III.1.4.1. L'emplacement des poutres	91
III.1.4.2. Le centre de gravité du quadri rotor	91
III.1.4.3. Envergure du quadri rotor	91
III.1.4.4. Le choix de poutre	92
III.1.4.4.1 Matériau	92
III.1.4.4. 2. Dimensionnement du tube	92
III.1.5. Surface de contrôle	95
III.1.5.1. Surfaces des ailerons	95
III.1.5.2. Surfaces des gouvernes de direction	96
III.1.5.3. Surfaces de gouverne de profondeur	97
III.2. Performances	98
III.2.1. Calcul de la traînée du modèle	98
III.2.1.1. Calcul de CD_0	99
III.2.1.2. Calcul de CD	102
III.2.2. Vol en palier	102

III.2.2.1 Equilibre des forces :.....	102
III.2.2.2 Vitesse de décrochage	103
III.2.2.4. Finesse de l'avion	104
III.2.2.5. Endurance	104
Introduction	106
IV.1. La machine CNC de découpage au fil chaud :	106
IV.2. La Conception finale du NADJAH 200 sous SolidWorks :.....	108
IV.3. Découpage des éléments de drone :	109
IV.3.1. Préparation avant découpe	109
IV.3.1. 1 Préparation du brut	109
IV.3.1.2. Fabrication d'une feuille(plaque) en composite	110
IV.3.2. Le fuselage.....	110
IV.3.3. Les ailes	117
IV.3.4. Les poutres de quadrirotor.....	123
IV.3.5 L'empennage horizontal et verticales.....	124
IV.4. Assemblages :.....	128
IV.4.1. Assemblage de l'aile	128
IV.4.2. Assemblage de l'empennage complet avec les poutres.....	128
IV.4.3. Assemblage de l'empennage - poutres -aile	129
IV.4.4. Assemblage de drone hybride NADJAH200	130
IV .5. Test de drone NADJAH200	131
Références Bibliographiques	133
Les annexes	134

Introduction générale

Les conceptions des véhicules aériens sans pilote (UAV, également appelés drones) peuvent être divisées en deux principales types : les aéronefs à voilure fixe et rotative, les deux ont leurs différents avantages et inconvénients car un drone à voilure fixe peut effectuer des déplacements sur de longues distances grâce à son système de propulsion et sa surface aérodynamique (les ailes) mais l'inconvénient est le besoin d'une piste pour le décollage et l'atterrissage et nécessite également une surface considérable pour effectuer des manœuvres pour le positionnement et l'orientation ainsi le drone ne peut pas rester statique dans l'air ; il doit toujours être maintenu en mouvement.

D'autre part, les aéronefs à rotor peuvent effectuer des vols stationnaires puisque leur système de propulsion est dirigé verticalement, de même, ils peuvent réaliser des manœuvres en douceur et ils ont la capacité d'effectuer des déplacements rotatifs et latéraux. Cependant, ce type de véhicules aériens présente plusieurs aspects limitatifs, tels que la faible vitesse de déplacement et une grande consommation d'énergie pour effectuer ces mouvements.

Comme prévu, ces deux types de drones ont des applications très différentes, cependant, un drone pourrait obtenir des capacités spécifiques permettant d'élargir ses applications possibles de ces deux, en utilisant le drone hybride dit convertible. Cela peut être fait via un vol longue distance et, si nécessaire, le drone peut passer en mode vol stationnaire soit atterrissage ou pour maintenir une position statique et superviser un événement statique.

Au fil des années, différents drones dotés hybrides était conçus afin d'obtenir les avantages de vol des deux fameux types d'aéronef ; à voilure fixe et à rotor. Pour cela on a opté dans ce travail à réaliser un drone hybride baptisé NADJAH200 de moyenne taille avec un système de propulsion électrique permettant de filmer diverses cibles au sol à l'aide de caméras ; d'inspecter les routes, les réseaux électriques dans les endroits éloignés et a accès difficile aussi pour faire des missions de soutien ou de sauvetage.

Les exigences de design de ce drone hybride sont extraites de la mission elle-même. En effet, le but est de concevoir une structure qui répond à un certain nombre de contraintes :

- ✓ Respecter les dimensions extérieures imposées par l'aérodynamique
- ✓ Résister aux charges appliquées
- ✓ Avoir un faible coût (matériaux, construction et exploitation)
- ✓ Être aussi légère que possible
- ✓ Faciliter la construction ; l'assemblage, le démontage et le déplacement.

Le présent travail comprend quatre parties principales :

- Le premier chapitre comporte des généralités sur les drones suivi par une présentation de l'état de l'art des drones hybrides,
- Le deuxième chapitre est divisé en deux parties dont la première est consacrée au cahier de charge du drone ; l'étude et la conception préliminaire tandis que la deuxième partie est consacrée aux notions d'aérodynamique des voilures fixes (vol d'avancement) et des voilures tournantes (vol stationnaire)
- Le troisième chapitre présente la conception détaillée du drone et les calculs de performances.
- Le quatrième chapitre comprend la réalisation et l'assemblage des différentes parties du drone hybride.

Liste des figures

Chapitre I

Fig I.1 Classification des drones selon leur masse (kg)

Fig I.2 Répartition des drones selon leur masse au décollage et le plafond aérien

Fig I.3 Répartition des drones selon leur masse au décollage et leur autonomie

Fig I.4 Les premiers mini drones utilisés pendant la guerre du Golfe.

Fig I.5 Exemples de VTOL : les Cypher-I et -II américains et le Vigilant français

Fig I.6 a Black Widow (2000), Fig I.6 b Wasp (2002)

Fig I.7. Projets retenus pour le concours micro drones de l'Onera

Fig I-8 a Black Hornet PD-100, Fig I-8 b Dragonfly

Fig I.9 a: un Lifter à trois étages avec charge utile (260 g, 390 W)

Fig I.9 b un Lifter d'un lifter hexagonale à un étage (32 g, 82 W)

Fig I-10 drone à autonomie (presque) infinie : le projet HELIOS à panneaux solaires

Fig I-11 Un drone gonflé : le Blimp

Fig I.12: Diagramme des types d'UAV hybrides

Fig I.13 Modèles d'UAV à rotor basculant.

Fig I.14: Modèles d'UAV à aile basculant.

Fig I.15 : Modèles d'UAV à double système.

Fig I.16: Modèles d'UAV à transition mono-poussée (MTT).

Fig I.17: Modèles d'UAV à transition collective (CTT).

Fig I.18 UAV à transition de poussée différentielle (DTT)

Chapitre II

Fig II-1 : Processus de conception.

Fig II-2 profil de mission de notre drone.

Fig II-3. Type de drones convertibles

Fig II.4 UAV à double système.

Fig II.5 La courbe de tendance $WPL = f(WTO)$.

Fig II.6 application numérique sous Excel pour calculer la masse WTO

Fig II.7 Moteur Brushless MN5208 340kv

Fig II.8 La courbe de tendance $WTO = f(WTO/S)$

Fig II.9 application numérique sous Excel pour calculer S

Fig II.10 : Différentes formes d'ailes.
Fig II.11 : Les dimensions d'aile.
Fig II.12 : Les caractéristiques de profil
Fig II.13: Les forces exercant sur l'avion.
Fig II.14 : Résultant aérodynamique.
Fig II.15 : Équilibre portance-poids.
Fig II.16 : Portance et incidence.
Fig II.17 : Le décrochage.
Fig II.18 : Portance et vitesse.
Fig II.19 : La couche limite.
Fig II.20 : La trainée.
Fig II.21 : Tourbillons marginaux.
Fig II.22 : Courbe de finesse.
Fig II.23 Décrochage
Fig II.24 : quadrirotor
Fig II.25: Structure générale d'un quadrirotor.
Fig II.26: Illustration du mouvement vertical.
Fig II.27: Illustration du mouvement de roulis
Fig II.28: Illustration du mouvement de tangage
Fig II.29: Illustration du mouvement de lacet.
Fig II.30: Illustration du mouvement de translation.
Fig II.31: Géométrie du quadrirotor

Chapitre III

Fig III-1 : Différents configurations de fuselage.
Fig III.2. Fuselage et ses caractéristiques.
Fig III.3 : Les formes d'Aile.
Fig III.4 : Comparaison entre l'aile rectangulaire et trapézoïdale.
Fig III.5 : les dimensions de l'aile trapèze.
Fig III.6 : Caractéristiques générales d'un profil
Fig III.7 : Comparaison selon les performances aérodynamiques entre Clark Y, NACA 2415et NACA 4412.

Fig III.8 : Comparaison selon l'épaisseur max entre Clark Y, NACA 2415 et NACA 4412.
Fig III.9 : simulation du profil NACA 2415 avec logiciel XFLR5.
Fig III.10 : Conceptions de l'aile avec logiciel XFLR5
Fig III.11 : Caractéristiques de l'aile
Fig III.12 : Conception de l'aile avec SolidWorks.
Fig III.13 : Différentes formes d'empennage.
Fig III.14 : forme d'empennage choisi
Fig III.15 : Caractéristiques du profil NACA 0012
Fig III. 16 Les lois de calcul des surfaces alaire de notre drone
Fig III. 17 Dimensions de la queue horizontale (mm)
Fig III. 18 Dessin horizontal de la queue (logiciel XFLR5)
Fig III. 19 Empennage horizontal 3D(SolidWorks)
Fig III. 20 Dimensions de la queue verticale (mm)
Fig III. 21 Empennage complet 3D(SolidWorks)
Fig III. 22 Dimensions de la queue verticale (mm)
Fig III. 23 Dimensionnement du quadri rotor
Fig III. 24 les charges appliquées sur la poutre
Fig III. 25 Bra de levier des empennages
Fig III. 26 Dimensions de l'aileron (mm)
Fig III. 27 : la poutre en fibre de carbone 20x24
Fig III. 28 Aileron dimensions
Fig III.29 Dimensions du Gouverne de direction
Fig III. 30 Dimensions du Gouverne de profondeur
Fig III.31 : Equilibre des forces.

Chapitre IV

Fig IV.1 : La machine de découpage
Fig IV.2 : logiciel de commande numérique CNC
Fig IV.3. Interface de commande graphique de MACH 3
Fig IV.4 : Préparation des bruts
Fig IV.5 : Fabrication de la plaque en composite
Fig IV.6 : Les grandes découpes du fuselage

Fig IV.7 : La forme du fuselage en polystyrène

Fig IV.8 : Evidement du fuselage

Fig IV.9 : Préparation du fuselage pour le pansage

Fig IV.10 : Pansage du fuselage

Fig IV.11 : fuselage après pansage

Fig IV.12 : Fuselage avec support de l'aile

Fig IV.13 : Les cadres du fuselage

Fig IV.14: placement des cadres dans le fuselage

Fig IV.15 : Revêtement du fuselage avec composite

Fig IV.16 : Finition du fuselage

Fig IV.17 : ouvrir une porte

Fig IV. 18 : L'aile complète en polystyrène

Fig IV.19 : Remplissage des vides d'aile par la mousse

Fig IV.20 : Découpage et finition des nervures

Fig IV.21 : fixation des nervures sur les côtés de l'aile

Fig IV.22 : Préparation des parties mobiles (ailerons)

Fig IV .23 : Revêtement de l'aile en composite

Fig IV.24 : l'aile finie avec mastic

Fig IV.25 : L'emplacement des poutres sous l'aile

Fig IV.26 : Passage du câblage de l'aile

Fig IV.27 : Plaques de fixation des moteurs

Fig IV.28 : Fixation des moteurs sur les poutres

Fig IV.29 : Les poutres sous l'aile

Fig. IV.30 : l'empennage complet

Fig IV.31 : Découpage et collage des nervures d'empennages

Fig IV.32 : Passage du câblage dans l'empennage

Fig IV.33 : Empennage complet après revêtement et passage câblages

Fig IV.34 : fixation des poutres sous les dérives

Fig IV. 35 : Fixation des empennages verticale sous l'empennage horizontal

Fig IV. 36 : Empennage final

Fig IV. 37 : Assemblage aile

Fig IV. 38 : Assemblage empennages -poutres

Fig IV. 39 : assemblage empennage – poutres – aile

Fig IV. 40 : Drone hybride NADJAH200

Fig IV. 41 : Test drone hybride NADJAH200

Liste des tableaux

Tab I-1 Caractéristiques de quelques drones

Tab II.1 résultat du calcul de WTO

Tab II.2 résultats du calcul des masses.

Tab II.3 Caractéristiques de moteur MN5208 340KV

Tab II.4 les Masses de systèmes embarqués.

Tab II.5 résultats du calcul de S

Tab III.1. Avantages et inconvénients des formes ailes

Tab III.2. Table de vérification de caractéristiques de l'aile

Tab III. 3 Les caractéristiques de l'aile

Tab III. 4 Les caractéristiques des matériaux

Tab III. 5 calculs de la flèche causée par les poutres

Tab III.6. Les données utilisées pour calculer CDO

Tab III.7 les résultats du calcul de CDO

Symboles et abréviations

Symboles

F Force de poussée

Ω Vitesse de rotation dans le repère fixe

v Vitesse linéaire dans le repère fixe

R Matrice de rotation

T Matrice de transformation

ξ Vecteur de position

ϕ Angle de roulis

Θ Angle de tangage

ψ Angle de lacet

ω Vitesse de rotation de moteur

d Vitesse de rotation désirée des moteurs

τ Couple d'entrée des moteurs

α Angle d'incidence

α_0 Incidence de portance nulle

Abréviations

A Allongement

A, B Coefficients utilisés dans les équations logarithmiques

B L'envergure

a, b Constant

C Corde

C_p Consommation spécifique de

CD₀ Coefficient de traînée avec

CL Coefficient de portance

CAM Corde aérodynamique moyenne

CD	Coefficient de trainée du model
Cd	Coefficient de trainée du profil.
Cf	Coefficient de frottement superficiel,
CFD	Computational Fluid dynamic
Cl	Coefficient de portance du profil
D	Trainée
Dp	Diamètre d'hélice
E	Endurance
e	Epaisseur maximum, Le facteur d'efficacité d'Oswald
ERAST	Environmental Research Aircraft Sensor Technology
FAR	Federal Air Regulation
f	Flèche maximum
g	Accélération Terrestre
GPS	Ground positioning system
GFRP	glass fiber reinforcement plastic
H	Altitude
h	heure
HALE	HALE High Altitude Long Endurance
L	Portance
L/D	La finesse
MALE	Medium Altitude Long Endurance
ME	Masse a vide
MF	Masse de de batterie
Mp	Masse de système propulsif
MPL	Masse de la charge utile
MSE	Masse des systèmes d'aéronef et équipements
Mst	Masse de structure

Mt Masse de l'empennage

MTO Masse au décollage de drone

Mw Masse de l'aile

N Nombre moteur

K Le facteur de correction de la trainée induite

P Puissance

R range Portée Nm ou m

Re Nombre de Reynolds

RC Rate of climb Taux de montée

S Surface

T poussée de moteur

UAV Unmanned Air Vehicle

V Vitesse

VTOL Vertical Take-Off Launched

W Masse Lbs ou kg

w Aile

μ Viscosité

Γ Allongement

ρ Masse volumique de l'air



Chapitre I
L'état de l'art des drones
hybrides

I. L'état de l'art des drones hybrides

I.1. Introduction

Un drone est un aéronef sans pilote, télécommandé ou bien programmé. Il existe une multitude de drones dont la taille, la masse, l'autonomie sont ces paramètres qui se changent de catégories selon l'application que doit réaliser un drone. Il faut distinguer les drones à voilure fixe et les drones à voilure tournante ainsi une autre catégorie les drones hybride dit convertible.

- Un drone hélicoptère est à voilure tournante qui assure sa poussée et sa portance par ses moteurs. Il a l'avantage de pouvoir voler à faibles vitesses et à rester immobile.
- Un drone à voilure fixe assure sa poussée par son moteur et sa portance par son moteur et ses ailes. Cela lui permet de couvrir de longues distances et d'atteindre de hautes altitudes.
 - Un drone hybride a des capacités spécifiques de ces deux types (drone à voilure fixe et à voilure tournante).

Dans ce mémoire, on s'intéresse aux drones hybrides.

I.2. Étymologie

En français, le mot drone peut s'appliquer à un engin aérien, terrestre ou bien sous-marin. En anglais, le mot drone signifie littéralement « faux-bourdon ». Cette détermination ne s'applique qu'à un engin aérien. Une autre traduction anglaise très connue est UAV (Unmanned Aerial Vehicle). Par ailleurs, le terme UAS (Unmanned Aerial System) est de plus en plus répandu. La *Federal Aviation Administration* tend à employer les termes UA et UAS et n'utilise plus le terme UAV.

I.3. Historique

L'origine du drone remonte à la fin du XIX^e siècle. Les premiers aéronefs utilisés comme drone étaient des ballons gonflables. Par la suite, la volonté de développer des drones vient sous l'impulsion des Etats Unis lors de la première guerre mondiale qui s'est déroulée entre 1914 et 1918. Par la suite, l'Allemagne développe le bombardier « V 1 » pendant la seconde guerre mondiale qui s'est déroulée entre 1939 et 1945. Pendant la guerre froide, les Américains ont trouvé un intérêt à envoyer des drones au plus proche des essais nucléaires, un lieu où l'homme ne peut pas se rendre. La fin du XX^e siècle est marquée par la mise en service du drone américain, le « Predator » pour des missions de reconnaissance. Le début des années 2000 voit l'émergence du « Global Hawk » qui est utilisé comme support lors d'opérations militaires.

1.4 Classification des drones ailes fixes

1.4.1 Selon leur masse

Il n'existe pas une façon unique de classer les drones car ils peuvent être classés selon plusieurs critères : autonomie, portée, altitude, mission, système de contrôle, etc. Cependant, pour des raisons de sécurité dans l'espace aérien national, plusieurs pays se sont penchés sur la classification de ces drones. Le Royaume-Uni et l'Australie les ont répertoriés en deux groupes basés sur leur masse.

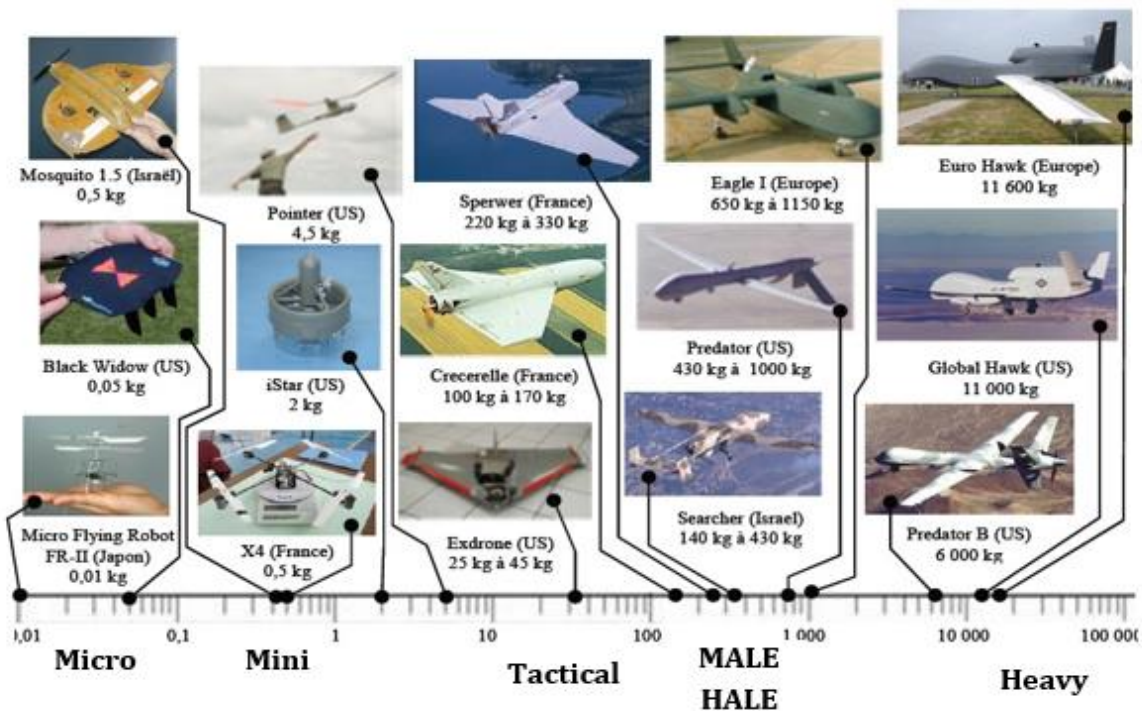


Fig I-1 Classification des drones selon leur masse (kg)

Les Etats-Unis ont proposé une répartition en cinq catégories : micro, mini, tactique, MALE (Medium Altitude Long Endurance) et HALE (High Altitude Long Endurance). Une sixième catégorie pourrait faire son apparition avec des drones gros porteurs type cargo.

La Fig. I. 1 représente le spectre de masse des différents drones. A partir de ces différentes classes, on peut répertorier les drones selon leur plafond aérien (Fig. I. 2) ou leur autonomie (Fig. I.3)..

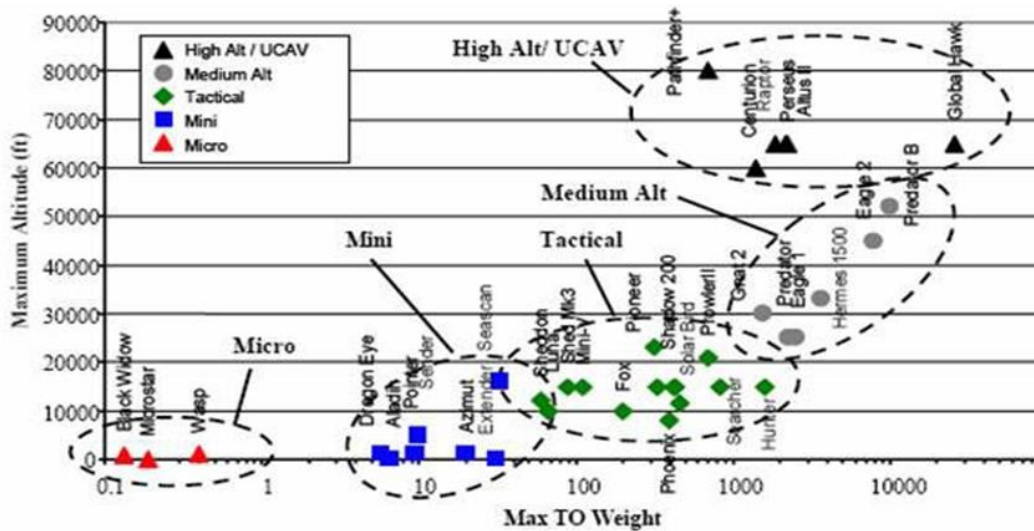


Fig I-2 Répartition des drones selon leur masse au décollage et le plafond aérien

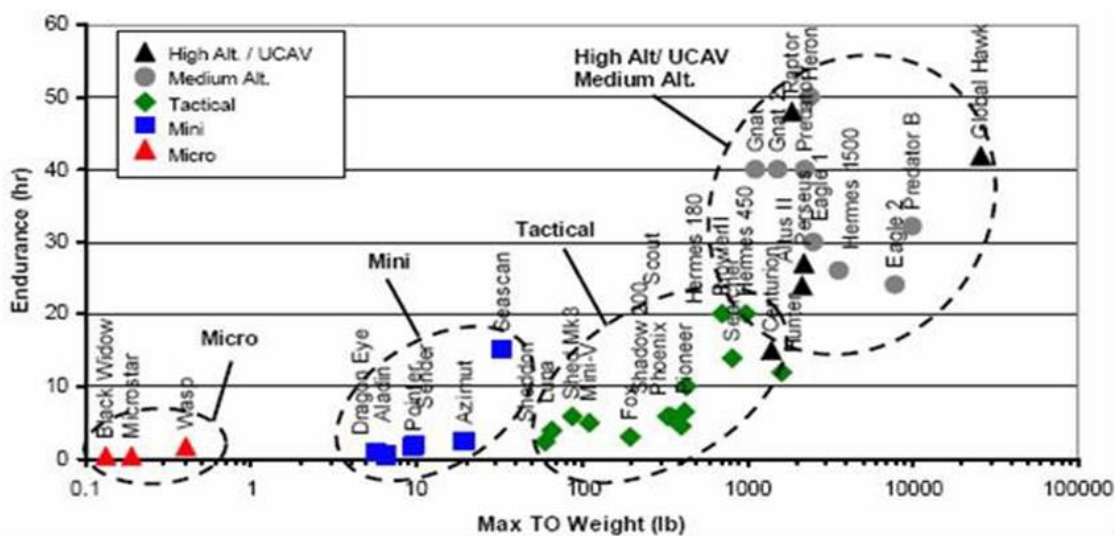


Fig I-3 Répartition des drones selon leur masse au décollage et leur autonomie

I.4.2 Selon leur voilure :

On peut aussi distinguer les drones selon leur mode de déplacement : le vol d'avancement caractérise les drones à ailes fixes et le vol stationnaire les drones à voilure tournante. Le premier type est destiné à des missions de plus grande portée (plusieurs centaines de kilomètres) où le véhicule a besoin d'une forme aérodynamique lui permettant de minimiser sa dépense d'énergie pour atteindre son but et revenir, alors que le second type doit répondre aux exigences des nouvelles formes de combat, plus

proche d'une guérilla urbaine. Ils doivent être capables de se déplacer à travers des rues en évitant tous les obstacles, de rentrer dans des pièces pour les inspecter, de retransmettre toutes les données en temps réel et enfin de revenir à leur point de départ. Pas seulement destinés aux militaires, ce type d'engin devrait très rapidement trouver preneur auprès des unités de police pour surveiller des manifestations par exemple, ou bien dans des services de sauvetage pour accéder à des zones dévastées par une catastrophe et encore dangereuse pour l'homme. Ces derniers font partie des VTOL UAV (Vertical Take-Off Launched) ou ADAV (Appareils à Décollage et Atterrissage Verticaux). Le drone idéal sera par conséquent un drone capable de voler à grandes vitesses d'avancement (plusieurs centaines de km/h, selon ses dimensions) et aussi capable de faire un vol stationnaire et ayant une grande manœuvrabilité dans des espaces confinés.

I.4.2 .1. Les mini-drones (MUAV) :

a) Ailes fixes :

Les premiers drones miniatures firent leur apparition lors de la 1ère guerre du Golfe en 1991. La marine américaine possédait une soixantaine de "BQM-174 Exdrone" (futur Dragon Drone) de BAI

Aerosystems et une cinquantaine de "FQM-151A Pointer" de AeroVironment (Fig. I. 8). Destinés au même type de mission (reconnaissance au moyen d'une caméra CCD) et d'une envergure proche (2,5m), leur différence réside dans leur rayon d'action. En effet, le premier est équipé d'un moteur thermique qui lui permet une plus grande autonomie (3 heures et des altitudes de 3000 mètres) alors que le second est équipé d'un moteur électrique alimenté par des batteries Lithium qui limitent l'autonomie (1 heure et un plafond aérien de 300 mètres).



Fig I.4 Les premiers mini drones utilisés pendant la guerre du Golfe :

l'Exdrone et le Pointer (1991)

Dans ces dimensions, les deux types de propulsions se côtoient. Cependant, les moteurs thermiques restent toujours prédominants pour les plus grandes envergures. Le tableau suivant répertorie quelques drones miniatures et leurs caractéristiques.

Nom	Fabricant	Envergure (m)	Masse (kg)	Propulsion	Vitesse (km/h)	Autonomie	Altitude (m)
Aerosonde	Aerosonde	2,9	14	Thermique		30 h	6 000
Javelin	BAI Aerosystems	2,9	9,7	Thermique	27	90 min	1 000
RQ-11A Raven	AeroVironment	1,30	1,9	Electrique	90	80 min	300
Dragon Eye	US Marine	1,14	2,3	Electrique	65	1 h	150

Tab I-1 Caractéristiques de quelques drones

b) A voilures tournantes :

Le premier d'entre eux à être performant fut le "Cypher" de Sikorsky (Fig. I. 5) au début des années 90. Equipé d'un moteur thermique et de deux hélices contrarotatives carénées, il a une autonomie de 3 heures, pour ses 2 mètres d'envergure et ses 115 kg dont 20 kg de charge utile. Il aboutit en 2002 au "Cypher II" ou "Dragon Warrior" (Fig. I. 5). De masse similaire et de dimensions légèrement plus grandes, il a une autonomie de 3 à 5 heures, et peut atteindre 185 km/h.



Fig I-5 Exemples de VTOL : les Cypher-I et -II américains et le Vigilant français

Ce type de structure se démarque des structures plus conventionnelles type hélicoptère d'aéromodélisme. En 1997, l'armée française se dota du "Vigilant" de Techno Sud Industries,

Un hélicoptère autopiloté capable de reconnaissance dans un rayon de 30 km. Il est équipé d'un moteur thermique de 9 kW, pèse 40 kg et possède une hélice de 2 mètres de diamètre.

I.4.2.2. Les Microdrones (μ UAV) :

Le terme Microdrone peut être trompeur, si on le lit au premier sens du terme. Il ne s'agit pas de drones d'une taille micrométrique, mais de drones ayant des tailles variant du centimètre à quelques dizaines de centimètres. En 1997, la DARPA a appelé microdrone tout drone ayant une taille inférieure à 6 inches (15 cm) dans le cadre de son programme de développement (budget de 35 millions de dollars). En Europe, la limite n'est pas aussi claire puisque le Do-Mavd'EADS-Dormier est considéré comme un micro-

drone avec ses 42 cm d'envergure.

Les microdrones se sont beaucoup développés lors des 5 dernières années, tout d'abord aux Etats-Unis où la DARPA a financé différents projets et concours universitaires pour le développement de tels engins, et ensuite en Europe et en France où la DGA a lancé un concours universitaire en collaboration avec l'ONERA. De plus, des compétitions de microdrones sont désormais régulièrement organisées dans le monde entier (France, USA, Allemagne, Corée) qui sont l'occasion pour les universitaires et les passionnés d'aéromodélisme de montrer et mettre en commun leur savoir-faire.

Grâce à ces programmes de recherche, beaucoup de structures à ailes fixes, à voilures tournantes ou ailes battantes furent étudiées et réalisées. L'un des projets le plus abouti est le "Black Widow" d'Aerovironment (Fig. I. 6.a.). Il est constitué d'une aile fixe d'envergure 15 cm, pèse 50 g, et est équipé d'un moteur électrique lui permettant d'atteindre 72 km/h. En quelques années, ce véhicule est passé d'une durée de vol de 2 minutes sans charge utile à des vols supérieurs à une demi-heure en étant capable de retransmettre une vidéo couleur à une station située à 1,8 km. Fort de ce succès,



Fig I.6 a Black Widow (2000)



Fig I.6 b Wasp (2002)


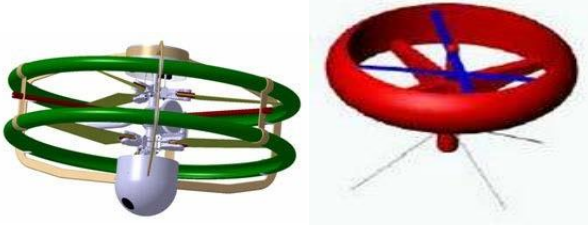

Aerovironment mit au point un autre micro-drone en 2002, le "Wasp" (Fig. I. 6.b.), qui réussit à voler durant 1 h 47 min, record absolu pour un engin de 32 cm d'envergure et pesant 170 g. Son efficacité résulte dans la conception des batteries qui sont, en fait, l'aile du drone. Ce sont des accumulateurs plastifiés à ions lithium développés par la société Telcordia. Elles possèdent une densité d'énergie de 143 W/kg avec une puissance moyenne délivrée de 9 W

En 2003, Israël est apparu sur le marché avec le Mosquito-I. Il pèse 200 g pour une envergure de 30 cm. Transportant une caméra miniature, son autonomie en vol est actuellement de 40 minutes.

En France, plusieurs programmes de développement de drones miniatures ont été mis en place par la DGA à partir de 2002. La première génération doit voir le jour en 2006 avec le DRAC (Drone de Reconnaissance Au Contact), développé par EADS, qui doit équiper le fantassin et lui permettre de déceler et localiser une présence ennemie ou une attitude hostile sur un axe ou des points précis, d'être renseigné sur la praticabilité d'un axe ou la configuration d'un terrain, d'évaluer l'efficacité de tirs, de surveiller une zone précise... La seconde génération doit être capable de voler en stationnaire et dans un environnement urbain.

Quatre Programmes d'Etudes Amont ont été lancés, dont un en direction des industriels et un en direction des universitaires par l'intermédiaire du concours ONERA. Au niveau des entreprises, Bertin Technologies a développé un démonstrateur à voilure tournante de diamètre 30 cm, pesant 1,4 kg et avec 30 min d'autonomie, équipé d'un moteur thermique. La société Alcore Technologies s'est penchée sur deux drones à voilure fixe, les Epsilon 1 et 2, respectivement de 50 et 25 cm d'envergure. La seconde version est équipée d'un moteur à piston et pèse 125 g. Sa vitesse de pointe est de 40 km/h pour une autonomie ne dépassant pas les 10 minutes, ce qui est 10 fois moins que le Wasp et 4 fois moins que le Mosquito-I pour un drone de même gabarit et n'utilisant pas l'énergie.

Au niveau universitaire, dix-huit équipes ont été choisies et chacune a reçu 40 k€ pour développer et présenter un système complet comprenant un système d'observation volant (le drone) équipé au minimum d'une micro caméra vidéo, et une station sol. L'épreuve en vol finale met en scène une simulation de scénario opérationnel sur lequel s'affronteront les différentes équipes, et aura lieu en septembre 2005. Le véhicule doit avoir des dimensions comprises entre 20 cm et 70 cm, et répondre à plusieurs critères d'évaluation (endurance, originalité, stabilisation du vol, capacités d'atterrissage, de décollage et d'autonomie, etc.).

Formules Aérodynamiques	Projets
Convertibles	
Bi-rotors carénés contrarotatifs à pas cyclique et collectif	
Bi-rotors carénés contrarotatifs à pas fixe + volets et/ou	



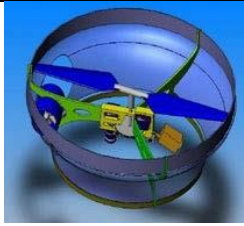
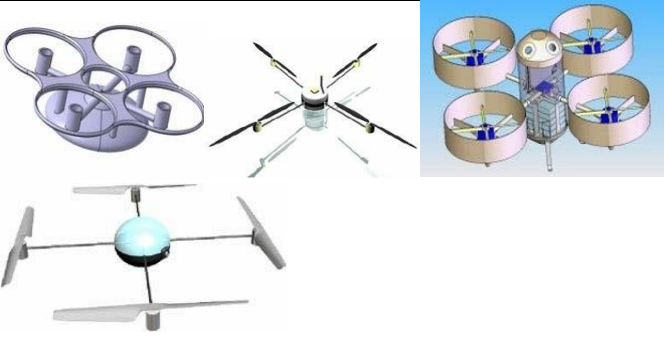
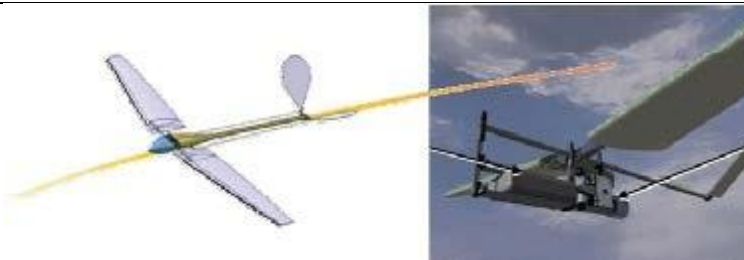
rotors additionnels	
Mono-rotor + redresseur et volets de contrôle	
Hélicoptère à rotor anticouple et caréné	
Quadri-rotors	
Ailes Battantes	

Fig I.7. Projets retenus pour le concours microdrones de l'Onera

I.4.2.3 Les curiosités

En marge des modes de propulsion habituels que sont l'aile fixe avec hélice et la voilure tournante, d'autres concepts plus exotiques font leur apparition, et sont l'objet de nombreux développements.

a. Propulsion par ailes battantes

Le plus important d'entre eux s'inspire de la nature et du vol des oiseaux ou des insectes : la propulsion par ailes battantes. Cette technologie permet le décollage et atterrissage vertical et le vol à des vitesses lentes, et elle est vieille de plus de 500 ans ! En

effet, Leonard De Vinci fut le premier à penser et dessiner des engins utilisant des ailes battantes pour voler : les ornithoptères



Fig I-8 a Black Hornet PD-100

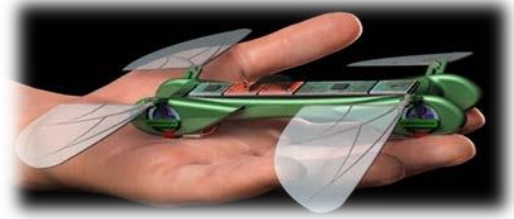


Fig I-8 b Dragonfly

L'homme, depuis, a laissé sa place à des moyens plus efficaces pour battre des ailes (et moins dangereux !) : un moteur à combustion pour ceux capable d'emmener un homme, un moteur électrique pour les radiocommandés, ou un simple élastique en caoutchouc pour les plus simples

b. Propulsion électrocinétique

Un autre concept de propulsion est la propulsion électrocinétique avec le projet ARDA/Lifte. Ce dispositif est un condensateur asymétrique qui utilise de la très haute tension (> 20 kV) pour produire une poussée. Il utilise l'Effet Biefeld-Brown découvert par Thomas Townsend Brown en 1928. Selon ce principe, un condensateur électrique chargé et déchargé de façon alternative a tendance à se soulever dans la direction de son pôle positif.



Fig I.9 a: un Liftér à trois étages avec charge utile (260 g, 390 W)



Fig I.9 b un Liftér d'un étage hexagonale à un étage (32 g, 82 W)

I.4.2.4. Drones à énergie solaire :

Dans le cadre du programme américain ERAST (Environmental Research Aircraft Sensor Technology), la société Aerovironment a développé toute une série de véhicules aériens sans pilote dont le soleil est la source principale d'énergie : le Pathfinder Plus a atteint les 82 000 pieds d'altitude et le Helios dépasse les 100 000 pieds. L'objectif final pour ce dernier est de parvenir à voler pendant 6 mois de jour comme de nuit grâce à des piles à combustible rechargeables le jour pour une utilisation la nuit. Ces piles

fonctionnent en cycle fermé : elles utilisent l'énergie solaire le jour pour transformer l'eau en hydrogène et en oxygène, et ainsi se rechargent elles-mêmes pour un fonctionnement la nuit. Cependant, un tel dispositif est trop lourd à l'heure actuelle pour atteindre les performances souhaitées. Ainsi, les piles utilisées fonctionnent-elles seulement en cycle ouvert, et permettent-elles une autonomie de plusieurs jours ou semaines, selon la consommation de l'hydrogène embarqué.

Ce type d'appareil peut fonctionner en complément ou en substitution des satellites proche de la terre. Il pèse 727 kg à vide, peut embarquer 100 kg de charge utile et possède une envergure de 80 m. De plus, ce qui est remarquable dans ce projet est la multiplication des propulseurs (seize moteurs électriques d'une puissance de 1,5 kW chacun, soit 23 W/kg !) plutôt que l'utilisation d'un ou deux gros propulseurs.



Fig I-10 drone à autonomie (presque) infinie : le projet HELIOS à panneaux solaires

I.4.2.5. Aérostats :

Enfin, dans un cadre de surveillance aérienne civile où la furtivité n'est pas une nécessité, les anciens systèmes aériens que sont les aérostats (dirigeables, ...) ont encore leur place. L'EPFL utilise un aérostat, le Blimp (Fig. I. 14), pour développer un système de déplacement des drones reposant uniquement sur la reconnaissance visuelle et des réseaux neuronaux.

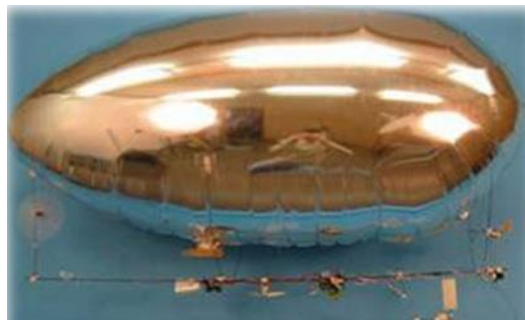


Fig I-11 Un drone gonflé : le Blimp

I.5 L'état de l'art sur les drone hybride

Au cours des dernières années, plusieurs avions en mode de vol hybrides ont été conçus est peut être divisé en deux groupes principaux comme on peut le voir sur la figure 1.12. Ensuite, nous décrivons l'art actuel du travail de ces drones hybrides

I.5.1 drones convertibles

Une enquête approfondie sur les différents types de drones hybrides est présentée, qui sont expliquées ci-dessous.

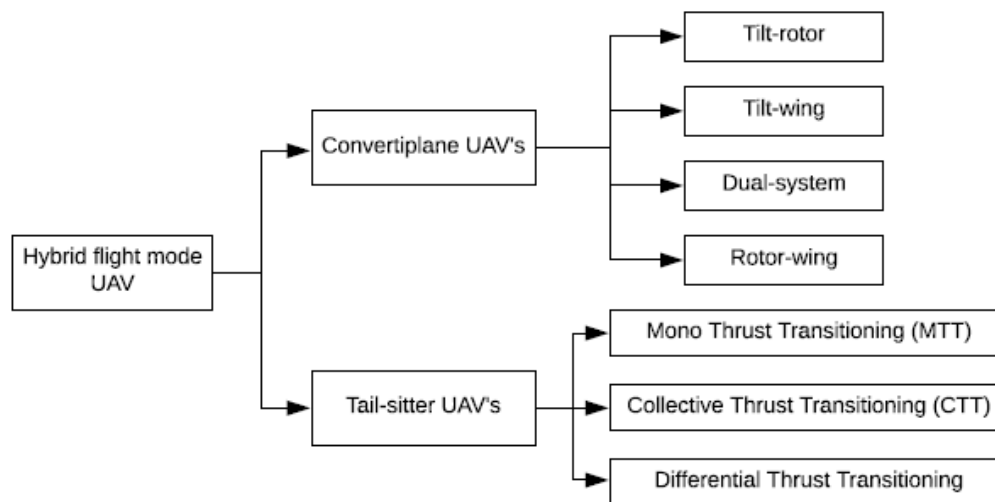


Fig I.12: Diagramme des types d'UAV hybrides

I.5.1.1 Rotor inclinable (Tilt-rotor)

Ce type de drone a la propriété d'incliner tout ou partie de ses moteurs pour rediriger la force de poussée de manière à pouvoir générer une poussée à la fois verticale et horizontale. Les modèles les plus emblématiques de cette classe d'UAV sont le Bell Eagle Eye, voir fig.1.13 (a), développé en 1993 par Bell Helicopter Textron Incorporation (BHTI). C'était l'un des premiers drones à rotor basculant qui se compose de deux moteurs couplés par un mécanisme rotatif à l'extrémité des ailes et avec un fuselage semblable à un petit avion. Un autre modèle intéressant est le Projet zéro, développé par Agusta Westland en 2013 ; ce modèle a la particularité d'avoir les moteurs de propulsion situés à l'intérieur de l'aile comme on peut l'observer sur la figure 1.13 (b). Un autre modèle à rotor inclinable hautement commercialisé est le drone Navig8 TM illustré à la figure 1.13 (c), qui a une structure similaire à celle d'un hélicoptère. Il a deux rotors de poussée, qui sont couplés dans la partie latérale du corps principal. Un aspect important

de ce drone est qu'il peut utiliser du carburant ou une source d'énergie électrique, selon son application.



Fig I.13 Modèles d'UAV à rotor basculant.

Dans le drone Bell Eagle Eye, selon sa structure, le rotor d'inclinaison est fabriqué de différentes manières. Puisque l'aéronef a une aile fixe, les rotors peuvent être alignés complètement horizontalement car à la fin de la transition du mode vol stationnaire au mode vol de croisière, l'aile peut générer la force de portance nécessaire pour maintenir l'avion en vol. Dans le projet zéro UAV,

L'aile ne peut pas générer la force de portance suffisante. De plus, le drone Navig8 a une aile de surface limitée, ce qui se traduit par une faible force de portance aérodynamique. D'autres UAV de ce sous-groupe sont le développement d'UAV NUAA et l'UPAT. Le dernier a une structure bi-rotor. Il existe des conceptions qui utilisent un châssis tri-rotor, par exemple on peut citer l'Orange Hawk, IAI Panther et le TURAC.

I.5.1.2 Aile inclinable (Tilt-Wing)

Les drones à rotor inclinable et à voilure inclinable sont très similaires, la seule différence est qu'en plus d'incliner leurs moteurs, les ailes s'inclinent également comme leur nom l'indique. Ces modèles ont été développés depuis 1957 et quelques exemples sont le Quad-Tilt Rotor sans pilote illustré à la figure 1.14 (a). Ce modèle présenté dans consiste en une structure à quatre rotors avec des ailes aligné sur la direction de poussée des moteurs. Son mode de transition de vol repose sur l'inclinaison de leurs quatre moteurs et ailes pour obtenir une poussée horizontale. Un autre modèle intéressant est le Greased Lightning ou GL-10 présenté en 1.14 (b) développé par la NASA. Cet avion est composé de dix moteurs, dont huit répartis devant les ailes et alignés sur celles-ci. Le reste de leurs rotors sont alignés dans la queue de l'avion. De même, les ailes et la queue ont la capacité de s'incliner pour réaliser la transition entre les modes de vol.

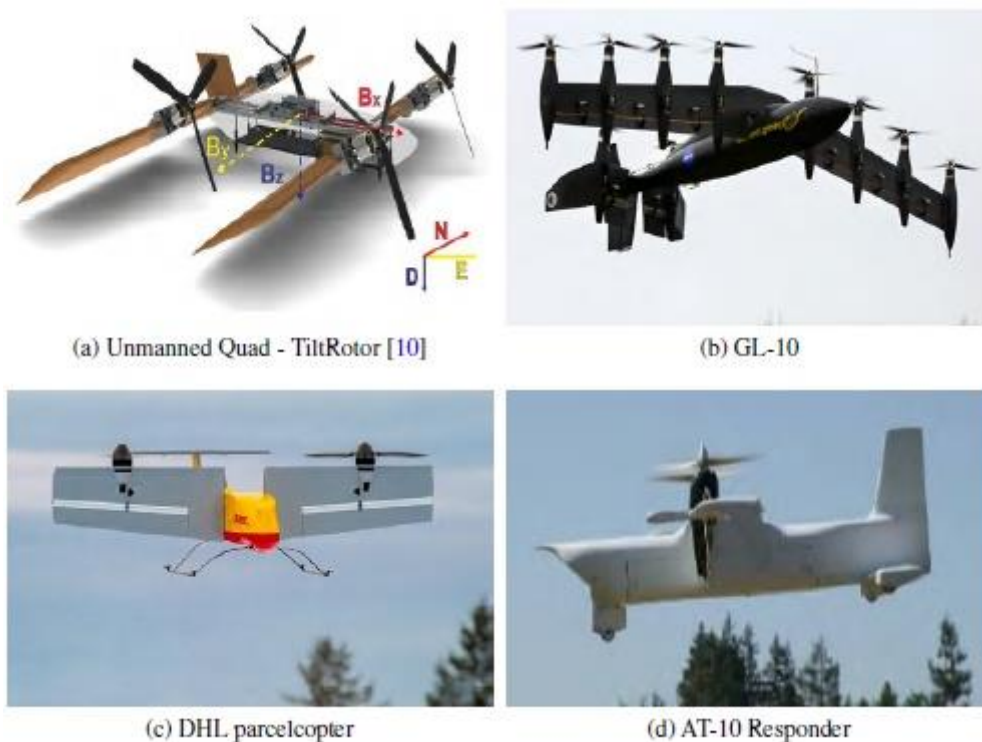


Figure I.14: Modèles d'UAV à aile basculant.

Dans ces modèles d'avion, l'aile est inclinée pour changer entre les modes de vol. En mode stationnaire, l'aile de l'aéronef est positionnée verticalement, ce qui peut modifier considérablement l'aérodynamique de l'aéronef en ayant un effet indésirable produit par les rafales de vent. Comment-jamais, il est possible que cela ne puisse pas être un grand obstacle au bon vol de ce type de drones, en raison de systèmes de contrôle de vol améliorés chargés de stabiliser la position des drones dans tous les régimes de vol. Même ce type de modèles a été utilisé par les entreprises de colis pour livrer des produits dans des endroits moins accessibles, tels que des camps dans les montagnes ou des endroits éloignés où les pistes d'atterrissage ne sont pas disponibles.

I.5.1.3 UAV à double système

Ce type de drone hybride a deux systèmes de poussée différents, un système pour le vol stationnaire et un autre système pour le mode de vol de croisière. En d'autres termes, c'est comme la combinaison de la structure du châssis de l'engin à rotor et de l'aile fixe dans un seul avion. Dans ces modèles, le système de transition repose sur l'activation et la désactivation de l'une des deux poussées

Systèmes en fonction du mode de vol réel. L'Arcturus JUMP 15, illustré à la fig. 1.15 (a). Ce drone est développé par la société Arcturus UAV. Il a une structure similaire à celle d'un avion avec un seul moteur avant qui a pour fonction de générer la poussée lorsqu'il est en mode croisière. En plus de cela, cet avion a une structure supplémentaire dans

chaque aile, parallèlement alignée au fuselage, les quatre autres moteurs alignés verticalement sont utilisés pour le mode de vol stationnaire. Un autre drone intéressant au sein de ce sous-groupe est le HADA, voir fig. 1.15 (b) développé par l'INTA (Institut national de technologie aérospatiale) en Espagne. Sa fonctionnalité en vol stationnaire est similaire à celle d'un hélicoptère, car il a un seul moteur dirigé verticalement et deux moteurs alignés horizontalement ; un moteur est pour le mode de vol stationnaire, comme un hélicoptère, et le deuxième moteur aligné sur le fuselage, est responsable de générer une poussée horizontale.



Fig 1.15 : Modèles d'UAV à double système.

I.5.2 Atterrissage sur la queue (Tail-sitters)

Ce groupe de drones hybrides, ont la particularité d'atterrir en position arrière orientée verticalement, ce qui implique sa structure ne change pas radicalement. La transition est basée sur l'inclinaison complète du corps de l'aéronef, d'environ 0 degré à 90.

Pour effectuer cette transition, il existe différents types de tail-sitters selon la manière dont les forces de rotation sont générées. Ceci est illustré sur la figure 1.12. Dans les sous-sections suivantes, nous expliquons en détail chacun des types de tail-sitter qui existent de nos jours.

I.5.2.1 Transition mono-poussée (MTT)

Ces modèles hybrides ont essentiellement un moteur à hélice fixé à l'avant ou à l'arrière de l'avion. Ce moteur est utilisé pour générer la propulsion dans les deux modes de vol. Pour atteindre le mode de vol de transition, le drone utilise soit une poussée vectorielle, des aubes de commande ou des cylindres qui redirigent l'air généré par le moteur. Quelques exemples de ces drones sont le UAV hybride U-Lion montré à la fig. 1.16 (a) qui a une aile reconfigurable avec une structure plus similaire à celle d'un aéronef à voilure fixe. Il se compose de deux moteurs de propulsion alignés dans le même axe, c'est la raison pour laquelle il est considéré comme un drone mono-poussée. Ces moteurs tournent dans des directions différentes. Pendant le vol stationnaire, les ailes sont repliées et alignées sur le fuselage et la poussée du moteur est dirigée verticalement. En

mode croisière, les ailes sont placées perpendiculairement au fuselage prenant la forme d'un avion pour amorcer une inclinaison. Les moteurs s'inclinent d'un petit angle à l'aide d'un mécanisme à cardan. D'autres modèles de cette classe d'UAV sont le Vertical Bat montré à la fig. 1.16 (c) qui utilise des aubes de commande pour réaliser la transition entre les modes de vol; le Flexrotor illustré à la fig.1.16 (b), et conçu par AEROVEL. Ce dernier avion est créé pour effectuer des opérations terrestres et maritimes de jour comme de nuit. Le SkyTote illustré à la figure 1.16 (d) se réfère à un avion, mais avec une queue en forme de croix, c'est pour pouvoir atterrir dans sa queue.

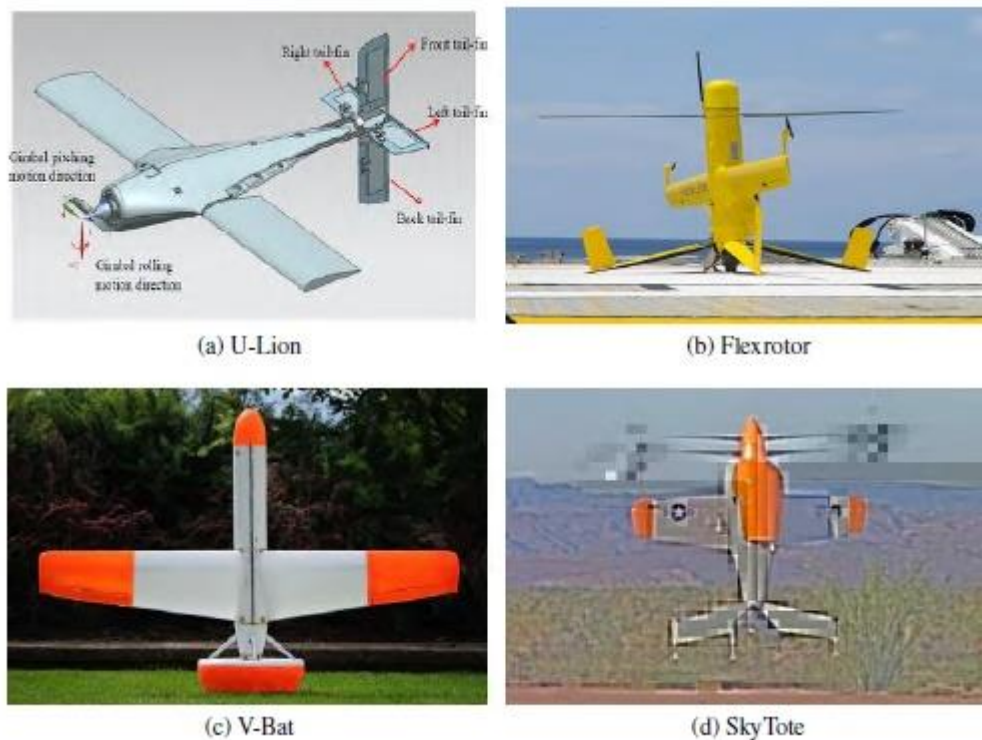


Fig 1.16: Modèles d'UAV à transition mono-poussée (MTT).

1.5.2.2 Transition de poussée collective (CTT)

Ces classes de modèles se distinguent par une paire de moteurs de poussée et plusieurs surfaces de contrôle. La transition entre les modes de vol est effectuée par le couple généré par les surfaces qui changent d'attitude de l'UAV. Très peu de modèles de cette classe de drones ont été développés et ont montré de bonnes performances de vol. Parmi ces modèles, on trouve l'aile en T fig. 1.17 (a), développé par R.H. Stone à l'Université de Sydney en 2006. Le T-wing utilise des volets et des gouvernes pour effectuer des manœuvres dans les deux modes de vol. En outre, il y a le VD200 illustré à la fig. 1.17 (b) et développé par le Chengdu Aircraft Research and Design Institute (CARDI) en Chine

2016. Ce modèle a deux moteurs de poussée et quatre surfaces de contrôle. Les Elevons permettent d'effectuer tous les manœuvres des deux modes de vol.

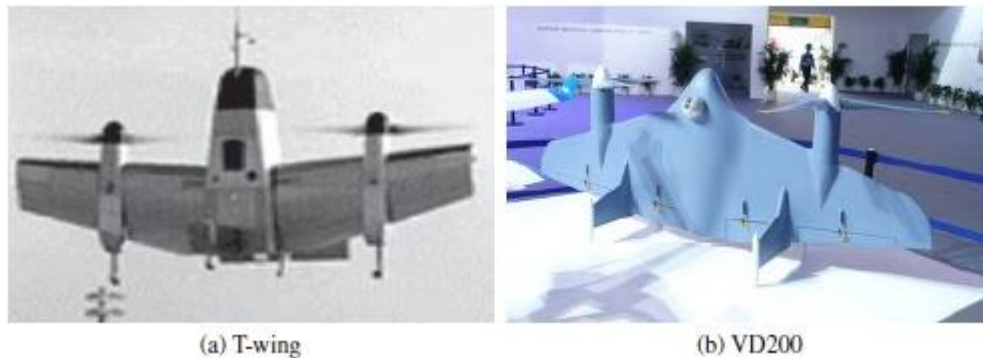


Fig I.17: Modèles d'UAV à transition collective (CTT).

I.5.2.3 UAV à transition de poussée différentielle (DTT)

Enfin, le sous-groupe DTT est caractérisé en ce qu'il contient plus de deux moteurs de poussée alignés sur le fuselage. Étant donné que ce type de modèles possède plus de moteurs que le dernier modèle, il est possible qu'ils ne nécessitent pas de gouvernes pour réaliser les manœuvres en phase de transition. Une telle transition se fait par la différence de force entre des propulseurs des différents moteurs générant le couple nécessaire pour faire tourner l'aéronef dans sa position verticale ou horizontale. Parmi les modèles les plus courants, on trouve le QuadShot qui est le modèle le plus simple avec une conception mécanique, sa composition se compose uniquement d'une voilure fixe avec quatre moteurs parallèles au plan formé par l'aile. Le QuadShot a deux surfaces de contrôle pour soutenir les rotors pour réaliser la manœuvre de transition. Sa structure est complètement fixe, car elle ne comporte pas de pièces mobiles ou rotatives qui modifient sa forme. Un exemple de ceci peut être vu à la fig. 1.18 (a). Le Marlyn illustré à la figure 1.18 (b) est développé par ATMOS et est utilisé spécifiquement pour la photogrammétrie. Contrairement au Quadshot, ce modèle a une disposition de moteur «+», tandis que le Quadshot a une forme de «V» dans leur géométrie de configuration de moteur. Un autre modèle intéressant est le drone VertiKUL, illustré à la figure 1.18 (c), qui est également composé de quatre moteurs. Dans ce cas, ces moteurs sont alignés en forme de «H». Une autre différence importante dans ce modèle est qu'il n'a pas de gouvernes, donc toutes les manœuvres dans les deux modes de vol sont effectuées par la différence de poussée et de couple dans les moteurs. Enfin, le Project Wing [27] développé par Google et illustré à la fig. 1.18 (d), a une structure similaire au Quadshot, mais il a une aile plus large.

Pour résumer, il existe à ce jour une grande variété de modèles de drones hybrides qui ont des applications, des modes de fonctionnement, des avantages et des inconvénients différents, mais à la fin, ils exécutent efficacement les deux modes de vol.



Fig I.18 UAV à transition de poussée différentielle (DTT)

I.6 Applications

La plupart des drones sont utilisés au niveau des forces militaires ou bien de sécurité. Au niveau militaire, un UAV peut être utilisé comme une arme, un relais, ou bien un collecteur d'informations. Au cœur de la guerre électronique, il peut servir de brouilleur ou bien d'intercepteur de communication.

Au niveau de la sécurité, il peut avoir comme application le contrôle du Traffic routier, la surveillance maritime, ou bien la recherche aérienne.

Au niveau civil, il peut être très utile dans des environnements difficiles, pour la prévision météorologique et la livraison du matériel.

Plusieurs ont proposé d'intégrer des caméras sur leurs drones tout en effectuant des suivis de trajectoire. Par ailleurs, un drone est un engin à faible coût, qui permet de tester de nombreux essais et qui ne mettra jamais en danger la vie d'un pilote.



Chapitre II
Méthodologie de conception
d'un drone

Introduction

Ce chapitre est divisé en deux parties, la première partie est consacrée au cahier des charges de notre projet où le but est la conception et la réalisation d'un drone VTOL hybride (drone à voilure fixe et à rotor) par la suite on va parler de la méthodologie de conception de ce type de projet, où on va concentrer sur la conception préliminaire. La deuxième partie est consacrée aux caractéristiques aérodynamiques des drones hybride en premier lieu on va parler séparément sur l'aérodynamique des voilures fixe par la suite on expliquera les mouvements d'un quadrirotor.

II.1. Méthodologie de conception

Notre projet consiste à suivre les étapes de conception aéronautique reconnues pour introduire une version de drone hybride a motorisation électrique avec hélice.

La méthode de conception à suivre dès le début jusqu'à la fin de projet peut être présentée en trois phases principales, illustrées sur **Fig II-1**.

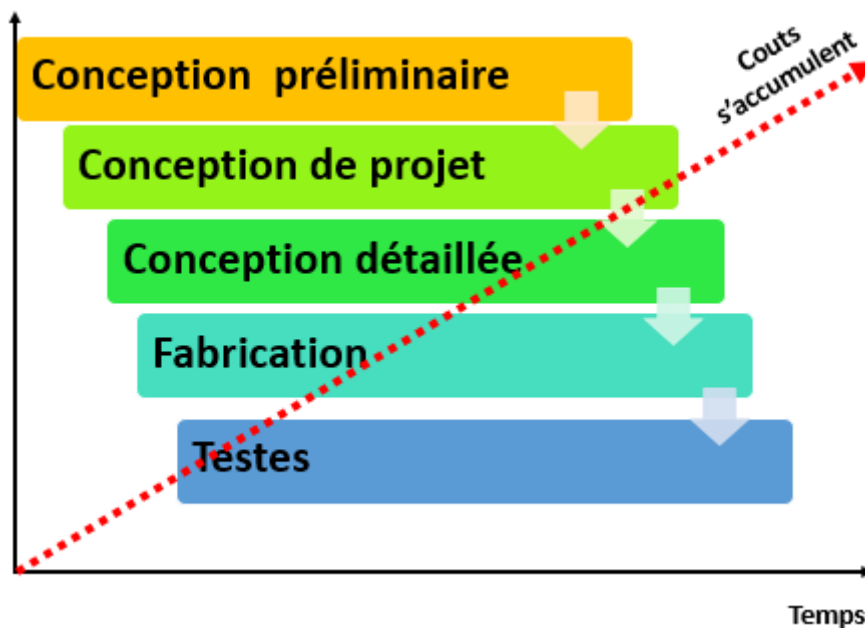


Fig II-1 : Processus de conception

a. Phase préliminaire (ou plan d'étude)

Commencer par une fiche de projet et finir par raffiner une ligne possible pour la disposition de modèle.

b. Phase conception de projet

Prendre la configuration définie déjà au paravent vers une analyse plus détaillée afin d'améliorer la confiance technique du modèle.

Une analyse numérique (**CFD**) et analytique (**Aérodynamique**) sont employées pour polir la forme de l'aéronef. Et une analyse de **Stabilité & Performance** sera employée pour estimer les caractéristiques de vol sans oublier les facteurs opérationnels (**coût, délai**).

Toutes ces investigations seront faites de sorte qu'on puisse plus tard prendre une décision au procédé de fabrication. Pour faire ceci, on exige la connaissance que l'aéronef exécutera sa mission comme prévu et sera prêt en calendrier envisagé.

Cette phase finira quand l'une des décisions est prise ou quand le projet est annulé.

c. Phase de conception détaillée

Commence par la prise de décision pour construire l'aéronef. Dans cette phase, tous les détails sur le modèle sont traduits en schémas, instructions de fabrication et demandes d'approvisionnement.

II.1.1. Cahier de charge

Notre projet consiste de réaliser un drone VTOL hybride (drone à voilure fixe à quad rotor), les conditions de conception prise sont basées sur une étude empirique sur des modèles existants (Voir annexe A). En particulier, le prototype sera capable de transporter une charge utile de 1kg pendant un vol croisière longue distance, ainsi que décoller et atterrir verticalement par quatre moteurs à partir d'un champ relativement court et cela lui permettra d'inspecter des zones d'intérêt et grimper rapidement sans nécessite d'une piste d'atterrissage comme les ailes fixe. Par conséquent, les exigences de la mission de notre prototype baptisé NADJAH200 sont les suivantes :

Nom : *NADJAH 200*

Type: *conception et réalisation d'un drone VTOL hybride*

Missions

- Il est considéré comme un démonstrateur technologique et plateforme d'essais pour les équipements.

Charge utile

- Masse prévue =1 kg
- Une caméra fixe ;

Cellule

- Envergure =2m
- Masse maximale moins de 10 kg ;
- Cellule modulaire en composites a 100 % ;

Mode de Lancement et récupération

- Décollage et atterrissage verticale.

Propulsion

- 1 Moteur électrique avec une hélice propulsive.
- 4 Moteurs électriques pour le décollage et atterrissage verticale.

Guidage

- Radio commandé de 1 à 2 km

Performances

- Vitesse de croisière $V_{cr} = 80 \text{ Km/h}$.

- Vitesse maximale $V_{max} = 100$ Km/h.
- Plafond maximal $H = 3000$ mètres.
- Endurance = 1 heure.

Profile de mission

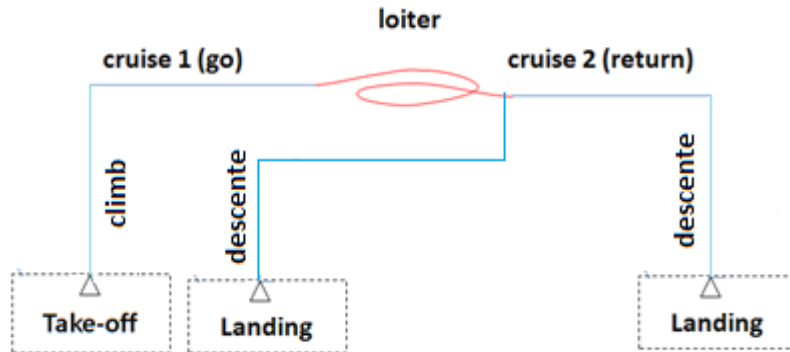


Fig II-2 profil de mission de notre drone

II.1. 2. Étude de configuration

II.1.2.1 choix de configuration

Dans ce mémoire, le terme **HYBRIDE** « avion convertible » fait référence aux aéronefs dotés d'ailes et qui ont la capacité de voler en vol stationnaire. Il existe de nombreuses configurations de drone convertibles comme le montre la **Figure I-3**.



Rotor d'inclinaison (Tilt-rotor)



Aile inclinable Tilt-rotor and tilt-wing



UAV à double système Dual-systems UAV



Transition mono-poussée (MTT)



Transition de poussée collective (CTT)



UAV à transition de poussée différentielle (DTT)

Fig II-3. Type de drones convertibles

On trouve différents types de portance / propulsion (hélicoptère composé), aile de rotor, rotor d'inclinaison / aile d'inclinaison et corps d'inclinaison.

Les hélicoptères composés reposent sur des actionneurs de levage ou de propulsion dédiés. Ces véhicules aériens souffrent d'une perte de performance en vol de croisière en raison de la traînée sur le(s) grand(s) rotor(s). Quant à l'aile du rotor cabriolets, ils sont difficiles à contrôler.

L'avion convertible du type rotor inclinable comme celui de la fig II.3 a deux rotors, ce qui permet le décollage et l'atterrissage verticaux comme des hélicoptères. De plus, en vol de croisière, les rotors peuvent être tournés vers l'avant de près de 90 pour voler de la même manière que l'avion à voilure fixe. Cette capacité convertible augmente l'enveloppe de vol du rotor d'inclinaison pour couvrir à la fois les régimes d'hélicoptère et d'avion, comme illustré à la fig II.3. Cependant, le principal inconvénient des rotors d'inclinaison est la mauvaise performance en vol stationnaire causée par les diamètres de rotor relativement petits et un grand mât de rotor.

Dans notre cas on a choisi les véhicules aériens à **double système**, qui sont de plus en plus populaires dans les applications longue endurance ainsi que son control est moins compliqué que les autres.

II.1.2.2. UAV à double système

Ce type de drone hybride a deux systèmes de poussée différents, un système pour le vol stationnaire et un autre système pour le mode de vol de croisière. En d'autres termes, c'est comme la combinaison de la structure du châssis de l'engin à rotor et de l'aile fixe dans un seul drone. Dans ces modèles, le système de transition repose sur l'activation et la désactivation de l'une des deux poussées

Ce type a une structure similaire à celle d'un avion avec un seul moteur qui a pour fonction de générer la poussée lorsqu'il est en mode croisière. En plus, ce drone a une structure supplémentaire dans chaque aile, parallèlement alignée au fuselage qui comporte les quatres moteurs.



Fig II.4 UAV à double système

II.1.3. Conception préliminaire

La véritable responsabilité du concepteur est l'art d'obtenir les meilleures solutions pour atteindre le but désiré, ou simplement dit : prendre les décisions correctes dès le lancement du projet jusqu'à l'identification de tous les détails de la machine, et parmi ces décisions celles qui sont purement techniques et celles qui sont soumises à des facteurs secondaires tel que la sélection du marché, ou la modification de la configuration et l'aspect général selon l'esprit du client, alors il faut prendre en considération la plupart des facteurs qui influent sur l'exactitude de toute les décisions avant leurs adoptions.

La conception préliminaire est basée sur la détermination de ces points :

Les masses

- La masse maximale au décollage W_{TO}
- Masse à vide opérationnelle W_E
- Charge utile W_{PL}

Aile

- Surface alaire S
- Envergure
- Allongement de l'aile A

Les puissances et poussée

- La puissance nécessaire au décollage P_{TO}
- La puissance nécessaire à la croisière P_{Cr}
- Diamètre de l'hélice

Les coefficients de portance

- Configuration lisse C_{Lmax}
- Au décollage C_{LmaxTO}
- A l'atterrissage C_{LmaxL}

II.1.3.1. Estimation du poids

Le calcul des masses doit suivre et respecter un certain enchainement d'étapes :

- Du cahier de charge ; la masse de charge utile W_{pl} est une exigence, le prototype doit être conçu d'une façon qu'il porte 1kg de charge utile ;
- On a choisi un kit de système avionique de poids environ 400 grammes pour effectuer la tâche de mission ;
- L'estimation du poids de la batterie sera sélectionnée après le choix des moteurs ;
- Pour définir le poids total au décollage du notre drone une étude empirique sur un ensemble des drones VTOL de même catégorie que la nôtre a été faite.
- Il ne reste que la masse à vide qui sera calculée par une formule mathématique après la détermination des autres masses ;

Répartition du poids du drone VTOL est comme suit :

$$W_{TO} = W_{avions} + W_{PL} + W_{propulsion} + W_{empty}$$

Un tableau qui regroupe les différents éléments et leurs poids de notre drone VTOL sera mentionné ci-dessous.

II.1.3.1.1. Détermination de la masse maximale au décollage W_{TO}

Détermination de la masse maximale au décollage W_{TO} est faite par une estimation préliminaire empirique, basée sur le graphe, ou la courbe de tendance :

$$W_{PL} = f(W_{TO}).$$

a. Estimation empirique de W_{TO}

Après la détermination de la charge utile, on peut estimer graphiquement la masse maximale au décollage, cette estimation sera basée sur l'analyse des résultats empiriques.

L'estimation de la masse maximale au décollage se fait graphiquement après traçage de la ligne de tendance de

$$W_{PL} = f(W_{TO})$$

Note : Afin d'avoir une estimation plus optimale on utilise la fonction logarithmique pour définir avec plus d'exactitude les courbes de tendance.

$$W_{PL} = A. (W_{TO})^B$$

$$W_{TO} = \frac{1}{B} \log_{10} \left(\frac{W_{PL}}{A} \right)$$

Avec une application numérique, en introduit la masse de la charge utile déterminée précédemment (W_{PL}), et les coefficients A et B, on peut finalement établir le $W_{TO(Empirique)}$.

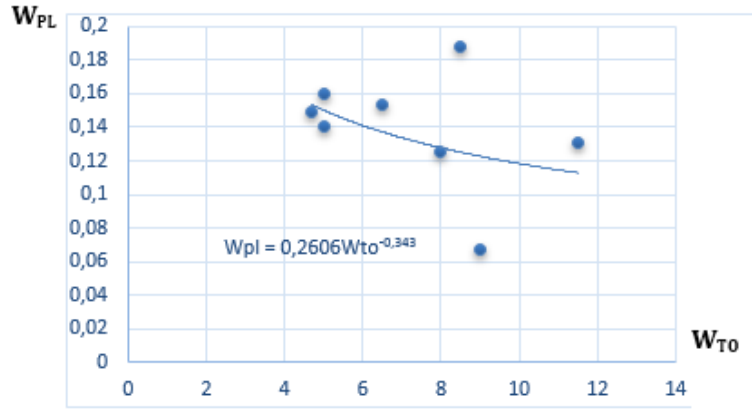


Fig II.5 La courbe de tendance $W_{PL} = f(W_{TO})$

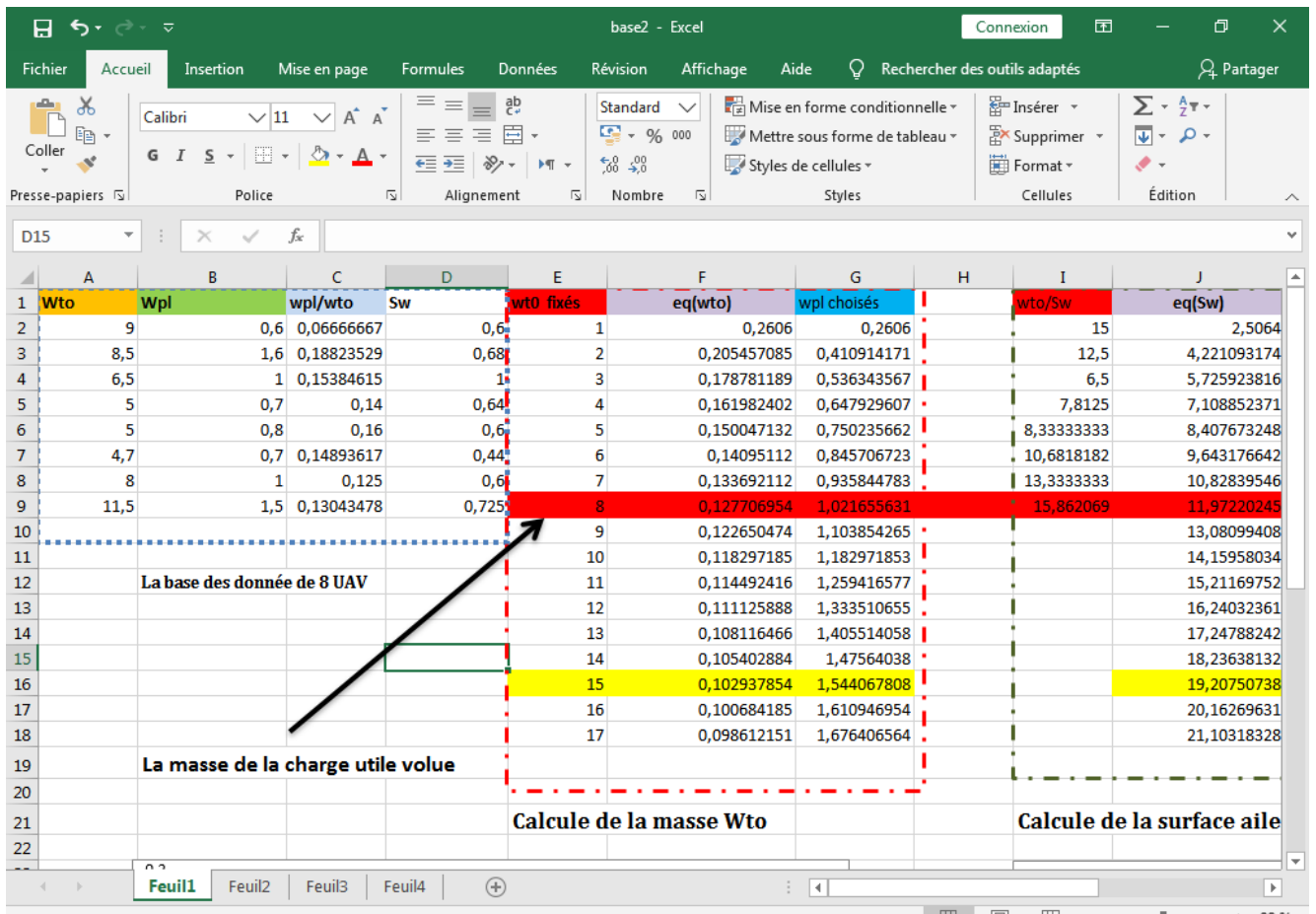


Fig II.6 application numérique sous Excel pour calculer la masse W_{TO}

Nbr de points	10 points
pour Wpl=	1kg
A=	0.2606
B=	0.343
Wto	8 kg

Tab II.1 Résultat du calcul de W_{TO}

II.1.3.1.2. Calcul mathématique de la masse à vide

Ce calcul ne sera pas fait qu'après la détermination de la puissance moteur ainsi que le poids des moteurs et leurs accessoires.

on sais que:

$$W_{TO} = W_{avioncs} + W_{battery} + W_{propulsion} + W_{empty}$$

alors :

$$W_{empty} = W_{TO} - W_{avioncs} - W_{battery} - W_{propulsion}$$

Masses	Valeurs
W_{TO}	8kg
W_{PL}	1kg
W_e	7kg - $W_{battery}$ - $W_{propulsion}$
$W_{propulsion}$	À définir
$W_{battery}$	À définir

Tab II.2 résultats du calcul des masses

II.1.3.2. Calcul de la puissance moteur

La puissance au décollage est "généralement" la puissance maximale fournie par les 4 moteurs électriques, puisque c'est un drone VTOL motorisé par 5 moteurs électriques, 4 moteurs pour vol stationnaire et le cinquième pour le vol en croisière dit propulsif.

a. Au décollage

Après l'estimation de la masse maximale au décollage (8kg) ; les moteurs qu'on a choisi pour le VTOL sont des Moteurs Brushless MN5212340kv - TMOTOR ou leurs caractéristiques sont les suivantes :



Fig II.7 Moteur Brushless MN5212 340kv

Item No.	Volts (V)	Prop	Throttle	Amps (A)	Watts (W)	Thrust (G)	RPM	Efficiency (GW)	Torque (N*m)	Operating temperature (°C)
MN5212 KV340	24	T-MOTOR 15*5CF	50%	5.4	129.6	1149	4555	8.87	0.203	26
			55%	6.1	146.4	1266	4776	8.65	0.222	
			60%	6.7	160.8	1373	4961	8.54	0.241	
			65%	7.9	189.6	1572	5278	8.29	0.277	
			75%	10.8	259.2	2000	5889	7.72	0.349	
			85%	14.5	348	2453	6595	7.05	0.436	
			100%	18.1	434.4	2871	7077	6.61	0.518	
		T-MOTOR 16*5.4CF	50%	5.9	141.6	1338	4198	9.45	0.263	31
			55%	6.9	165.6	1515	4452	9.15	0.291	
			60%	8.4	201.6	1779	4832	8.82	0.344	
			65%	9.9	237.6	1981	5106	8.34	0.383	
			75%	13.8	331.2	2500	5735	7.55	0.484	
			85%	18.6	446.4	3096	6343	6.94	0.595	
			100%	23	552	3590	6806	6.50	0.685	
		T-MOTOR 17*5.8CF	50%	6.4	153.6	1420	3944	9.24	0.294	36
			55%	8.1	194.4	1703	4310	8.76	0.354	
			60%	10.1	242.4	1997	4660	8.24	0.410	
			65%	12.2	292.8	2287	4971	7.81	0.473	
			75%	16.9	405.6	2890	5561	7.13	0.592	
			85%	22.8	547.2	3542	6144	6.47	0.725	
			100%	28.3	679.2	4078	6549	6.00	0.851	

Tab II.3 Caractéristiques de moteur MN5212 340 KV (annexe B)

Le calcul a été fait à 85% : à ce pourcentage le moteur MN5208 340KV offre :

- Une puissance $P = 446.4$ W
- Une poussée de 3096 g par moteur
- Nécessite une hélice de 16 x 5,4
- Nécessite une batterie Li-Po 24v(batterie 4s-8s)
- ESC moteur FLAME 80A ,600HZ 6-12S LIPO

Donc :

- 4 moteurs offrent une poussée de $4 * 3096 = 12,384$ kg force qui est suffisante pour notre drone
- Puissance fournie par les 4 moteurs : $P_{4M} = 4 * 446.4 = 1785.6$ W

Les 4 moteurs sont en marche seulement lors du décollage et l'atterrissage

b. À la croisière

Le moteur qu'on a choisi pour le vol de croisière est le même que celui du vol stationnaire, le Moteur Brushless MN5212 340kv – TMOTOR

Composants	Nom des composants	Qt	Masse(g)	Masse totale g
Moteurs	Moteur	5	205	1600
	Controller (ESC)	5	78	
	Hélice	5	46	
Batterie	Batteries (4S)	2	562	1124
Avionique	Tube de Pitot	1	10	
	Autopilote	1	55	
	GPS	1	18	
	Modem antenne	1	50	
	6v régulateur	1	19	
			TOTAL	2904g

Tab II.4 les Masses de systèmes embarqués

II.1.3.3. Calcul de la surface Alaire

L'estimation de la **surface Alaire** se fait graphiquement après traçage de la ligne de tendance de

$$W_{TO} = f(W_{TO}/S)$$

Note : Afin d'avoir une estimation plus optimale on utilise la fonction logarithmique pour définir avec plus d'exactitude les courbes de tendance.

$$W_{TO} = A. \left(\frac{W_{TO}}{S}\right)^B$$

$$\Rightarrow \frac{W_{TO}}{S} = \frac{1}{B} \log_{10} \left(\frac{W_{TO}}{A}\right)$$

De la même façon et à partir d'une étude statistique on a obtenu :



Fig II.8 La courbe de tendance $W_{TO} = f(W_{TO}/S)$

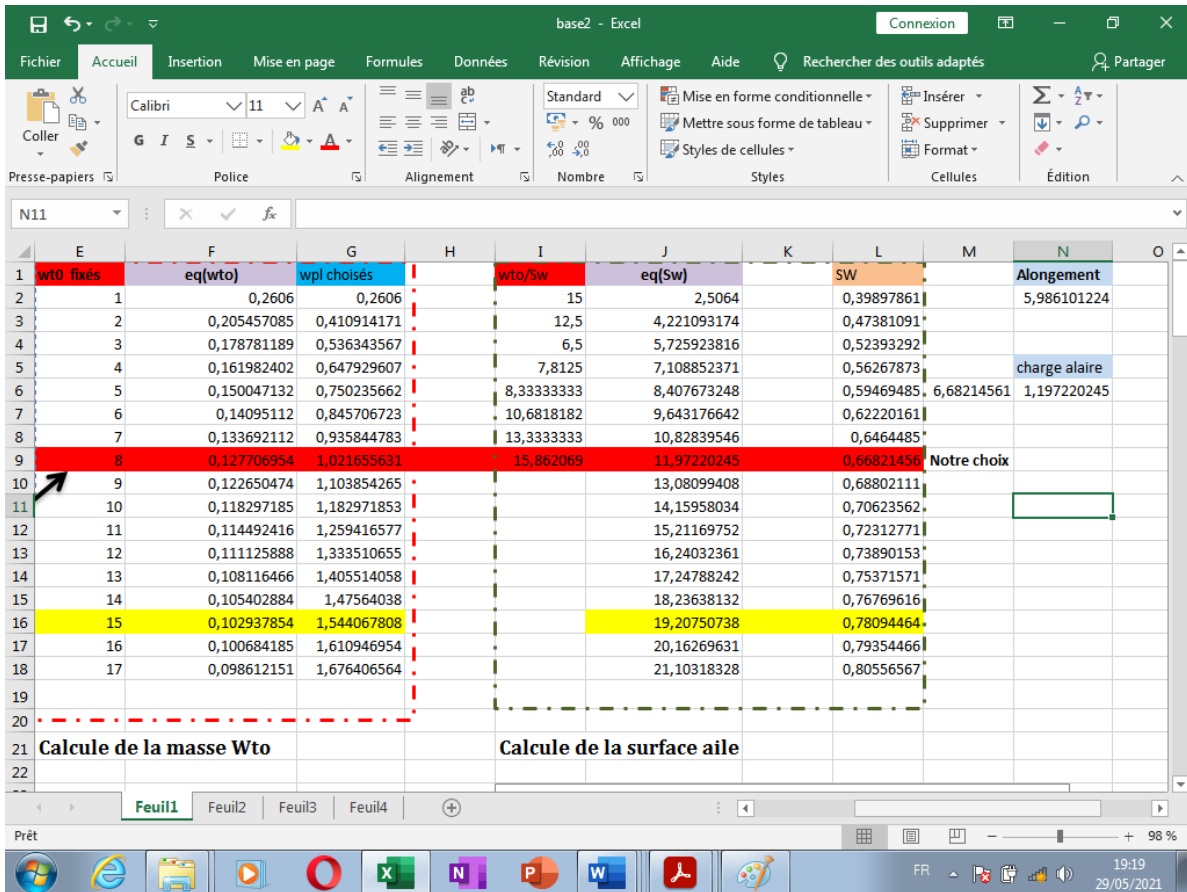


Fig II.9 application numérique sous Excel pour calculer S

Nbr de points	10 points
pour $W_{to} =$	8 kg
$A =$	2.506
$B =$	0,752
W/S à 1Kg	15.8 kg/m ²
$S =$	0,66 m ²

Tab II.5 résultats du calcul de Surface aile

II.1.3.4. Résultats de la conception préliminaire



- | | | |
|-------------------------------------|--|---|
| Les masses | <ul style="list-style-type: none"> ▪ La masse max au décollage W_{TO} ▪ Masse à vide opérationnelle W_E ▪ Charge utile W_{PL} ▪ Masse moteurs W_{EN} ▪ Masse avioniques | <ul style="list-style-type: none"> ▪ 8kg ▪ 5kg ▪ 1kg ▪ 1.6kg ▪ 0.4kg |
| Aile | <ul style="list-style-type: none"> ▪ Surface alaire S ▪ Envergure ▪ Allongement de l'aile A | <ul style="list-style-type: none"> ▪ 0.66m² ▪ 2m ▪ 6 |
| Les puissances | <ul style="list-style-type: none"> ▪ La puissance au décollage P_{TO} ▪ La puissance à la croisière P_{Cr} ▪ Diamètre de l'hélice | <ul style="list-style-type: none"> ▪ 1785.6 w ▪ 446.4 w ▪ 16*5 in |
| Les coefficients de portance | <ul style="list-style-type: none"> ▪ Configuration lisse C_{Lmax} ▪ Au décollage C_{LmaxTO} ▪ A l'atterrissage C_{LmaxL} | <p>À calculer dans le chapitre III</p> |

II.2. Aérodynamique

L'aérodynamique est l'étude des phénomènes liés à l'écoulement d'air autour d'un mobile. La mécanique du vol précise les effets aérodynamiques lorsque ce mobile évolue.

II.2.1. Drone à voilure fixe

II.2.1.1. L'Aile :

L'aile se caractérise par sa forme et ses dimensions (envergure et corde), l'aile de forme rectangulaire est la plus simple, et la plus facile à construire mais son rendement sera meilleur si elle est elliptique ; mais c'est difficile de réaliser une telle aile alors une forme trapézoïdale est un bon compromis.

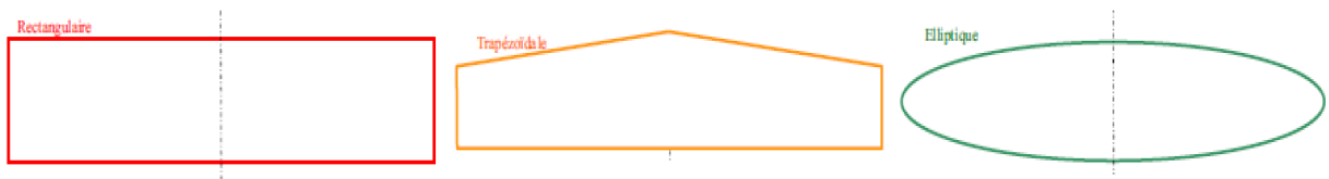


Fig II.10 : Différentes formes d'ailes.

Les dimensions de l'aile sont présentées par :

- **L'envergure** : distance d'un bord marginal à l'autre.
- **La profondeur** : distance en un point quelconque de l'aile du bord d'attaque au bord de fuite parallèlement à l'axe du fuselage.
- **La corde moyenne** : corde du profil située au centre de gravité d'une demi-aile.
- **La surface** : surface de la voilure, y compris la zone du fuselage.
- **La ligne des 25%** : ligne qui relie tous les points situés à une distance du bord d'attaque égale à 25% de la corde de référence du profil.
- **La flèche** : angle entre la ligne des 25% et la perpendiculaire à l'axe du fuselage.
- **L'effilement** : rapport entre la corde d'emplanture et au bord marginal.
- **L'allongement** λ : rapport entre le carré de l'envergure et la surface.

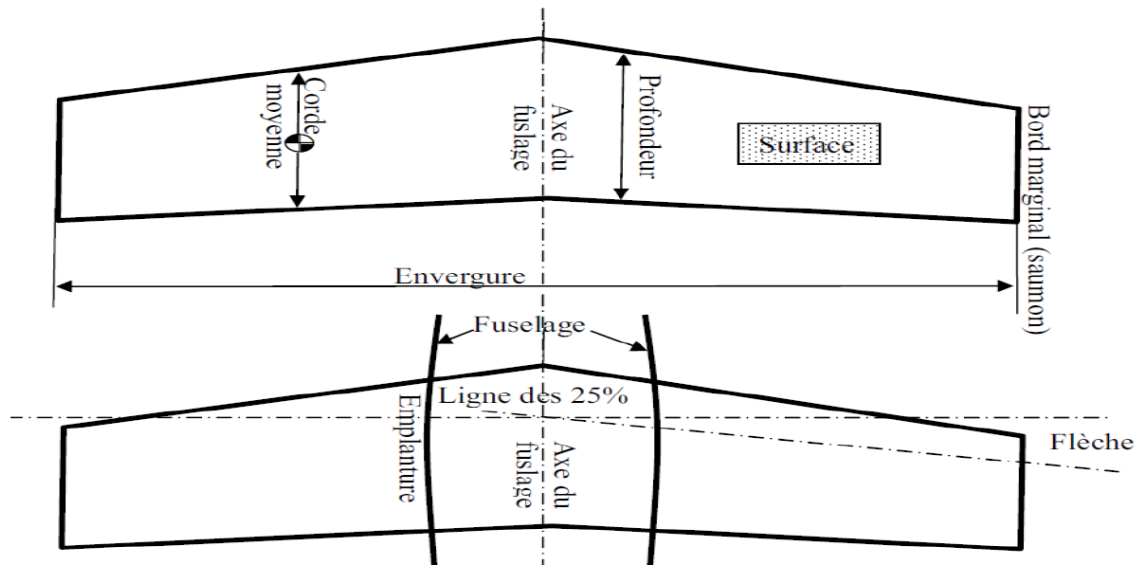


Fig II.11 : Les dimensions d'aile.

II.2.1.2. Les profils

Le profil est la section de l'aile par un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion. La forme générale d'un profil s'articule autour de la corde de référence.

a. **Les caractéristiques de profil** : Le profil est caractérisé par :

- **Extrados** : Dessus du profil en mouvement normal.
- **Intrados** : Dessous du profil en mouvement normal.
- **Bord d'attaque** : C'est le point le plus en avant du profil.
- **Bord de fuite** : Le point le plus en arrière du profil.
- **Corde de profil** : la ligne joignant le bord d'attaque et le bord de fuite.
- **Ligne moyenne** : C'est la ligne rejoint les points équidistants de l'intrados et de l'extrados.
- **Angle d'incidence α** : C'est l'angle formé par la corde de profil et le vecteur vitesse.
- **Épaisseur maximum "e"** : C'est la distance maximum entre l'intrados et l'extrados. Son abscisse est comptée en % de la corde.
- **Épaisseur relative "h"** : C'est Le rapport de l'épaisseur maximale du profil à sa longueur Son abscisse est comptée en %.
- **Flèche maximum (cambrure maximum) "f"** : C'est La distance entre la corde et le sommet de la ligne moyenne s'appelle la flèche.

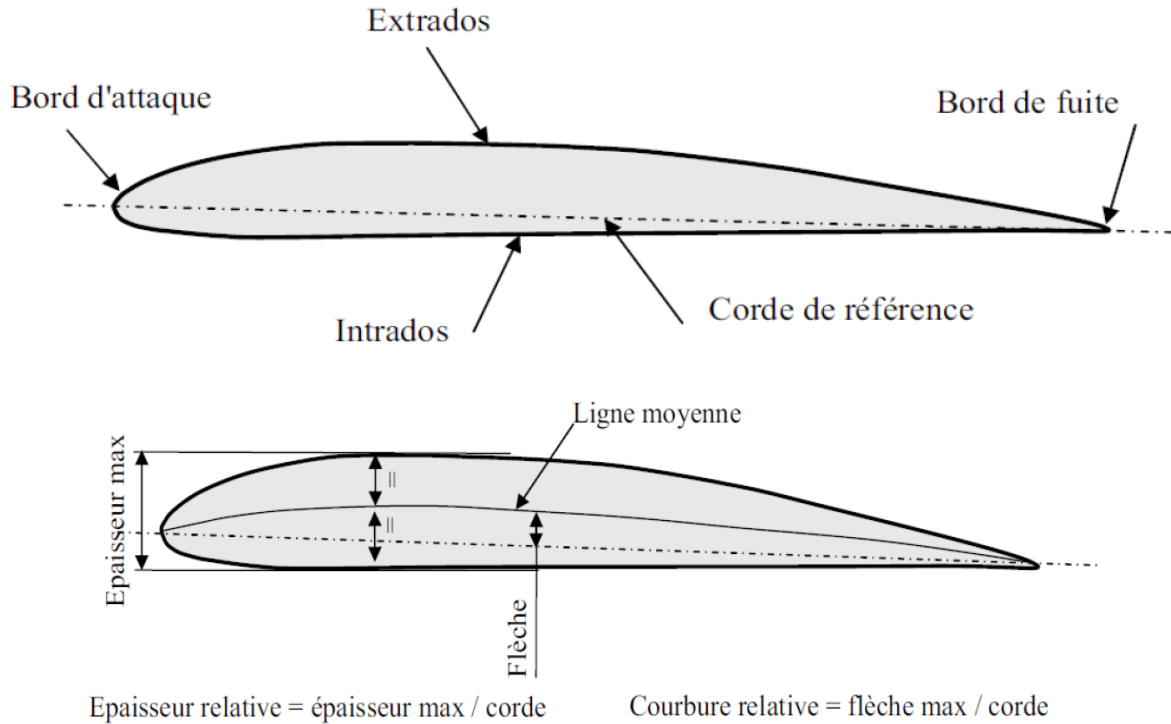


Fig II.12 : Les caractéristiques de profil

b. Principaux types de profils :

a. Selon l'épaisseur :

- **Les profils minces** : si $e/l < 6\%$ qui sont utilisés pour les grandes vitesses.
- **Les profils semi-épais** : si $6\% < e/l < 12\%$.
- **Les profils épais** : si $e/l > 12\%$.

b. Selon la forme :

- **Profil concave (creux)** : l'intrados est creux alors que l'extrados est convexe.
- **Profil biconvexe** :
 - ✓ **Symétrique** : l'intrados et l'extrados sont convexes et symétrique par rapport à la corde de profil
 - ✓ **Dissymétrique** : la courbe de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados. Il est très employé pour les ailes.
- **Profil plan convexe** : l'extrados est convexe or l'intrados est plan.
- **Profil à double courbure** : la ligne moyenne coupe la corde de profil. Il est construit de deux profils creux. Le dernier est inversé par rapport à l'autre.

c. Selon l'écoulement :

- **Profil subsonique** : h est de **12-18%** et bord d'attaque arrondi.
- **Profil transsonique** : h moyen et bord d'attaque à faible rayon.
- **Profil supersonique** : h faible, bord d'attaque pointu et bord de fuite parfois tronqué.

II.2.1.3. Les forces aérodynamiques

La physique d'un avion en vol peut se résumer par l'équilibre de quatre forces opposables deux à deux comme le montre l'image ci-dessous:



Fig II.13: Les forces exerçant sur l'avion

Ces quatre forces agissent deux par deux. La portance (en fait la somme de toutes les forces qui s'exercent vers le haut) s'oppose au poids (ou plus exactement la somme de toutes les forces dirigées vers le bas) et la poussée s'oppose à la traînée. On admet que les quatre forces en vol s'exercent en un point unique appelé centre de gravité.

a. Le poids (la gravité) :

C'est une force verticale dirigée de haut en bas, appliquée au centre de gravité et l'intensité :

$$P = m \cdot g$$

Où

P : poids en newton (N).

m : masse en kg.

g : accélération de la pesanteur en m/s^2 (9,81 m/s^2).

C'est une force qui agit sur la masse totale de l'avion ; elle s'applique en un point « le centre de gravité » ; elle est dirigée vers le centre de la terre et s'exprime en Newton. C'est contre cette force que l'aéronef doit lutter pour s'élever dans les airs. Pour que l'altitude soit constante, il faut que la valeur de la portance soit égale à celle du poids. Le poids joue aussi un rôle dans le choix des matériaux et dans la structure de l'avion car la voilure et le fuselage subissent des efforts importants.

b. Résultant aérodynamique.:

Lors du déplacement du modèle, l'air qui circule autour du profil (aile) génère une dépression à l'extrados et une surpression à l'intrados. Cette différence de pression crée une force qui porte l'avion : **la portance**. Cet écoulement crée également une force résistante qui tend à freiner l'avion : **la traînée**. La combinaison de ces deux forces s'applique en un point nommé **centre de poussée**.

Conventionnellement, le vecteur **L** figurant la force de portance est perpendiculaire à l'écoulement de l'air (vent relatif). Le vecteur **D** figurant la force de trainée est perpendiculaire à la force de portance.

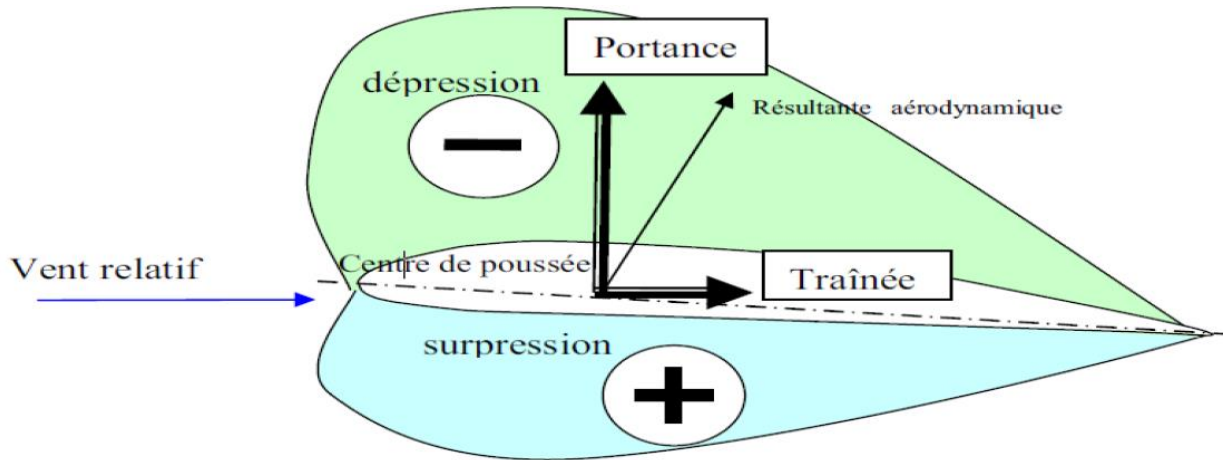


Fig II.14 : Résultant aérodynamique.

c. La portance :

➤ **Expression de la portance L :**

- ✓ La portance est une force qui dépend des pressions qui s'exercent sur l'aile.
- ✓ Toute l'envergure de l'aile crée une portance, cette dernière sera donc proportionnelle à la surface de l'aile.
- ✓ La forme du profil permet de déterminer la qualité de la portance. Cette forme est caractérisée par un coefficient nommé C_L .
- ✓ L'air dans lequel se déplace l'aile a des caractéristiques dépendant d'autres grandeurs comme la température, la pression etc. Le paramètre global retenu est la masse volumique en kg/m³.

Ceci conduit à l'expression suivante :

Portance = Pression dynamique x Surface x Caractéristiques du profil

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$$

ρ : Masse volumique de l'air en kg/m³.

S : Surface de l'aile en m²

C_L : Coefficient de portance du profil

V : Vitesse en m/s

➤ **Équilibre portance-poids :**

Lorsque l'avion est en palier (ni monte ni descend), la portance équilibre le poids de l'avion.

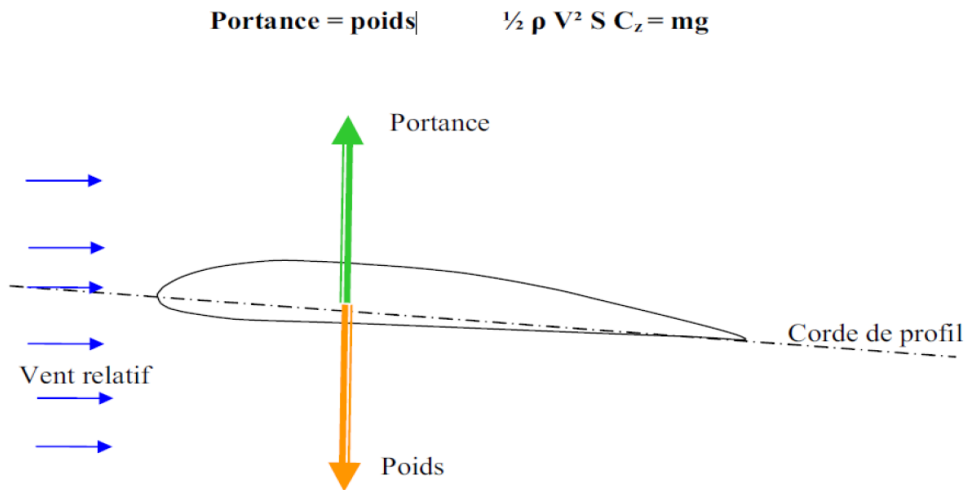


Fig II.15 : Équilibre portance-poids.

- ✓ Si la portance augmente, le modèle monte.
- ✓ Si la portance diminue, le modèle descend.

➤ **Portance et incidence :**

Pour créer une portance lors de déplacement de l'aile dans l'air, il faut que la corde de référence fasse un certain angle (incidence) avec le courant d'air (vent relatif) qui vient la frapper **(Si l'incidence augmente alors la portance augmente)**.

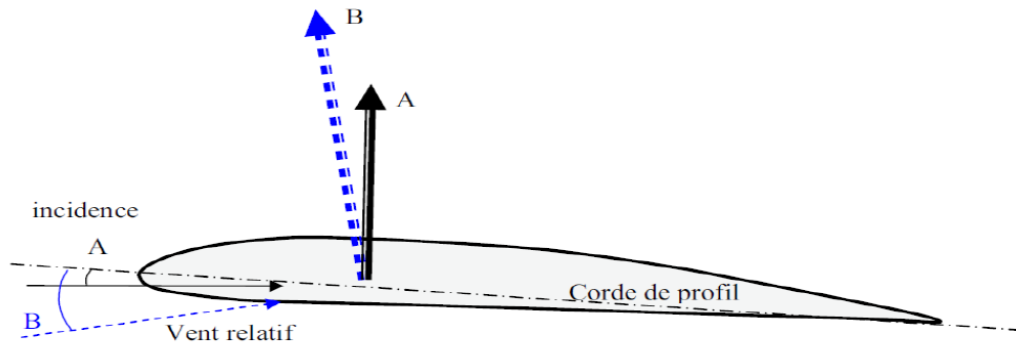


Fig II.16 : Portance et incidence.

➤ **Limite de la portance :**

L'augmentation de la portance a une **limite** au-delà de laquelle l'air ne peut plus s'écouler sur le profil. Selon les profils, lorsque l'angle d'incidence atteint de **10 à 15°**, il se crée des tourbillons qui empêchent les filets d'air "**d'accrocher**" au profil. Il n'y a plus de portance. On dit que l'aile (le profil) **décroche**.

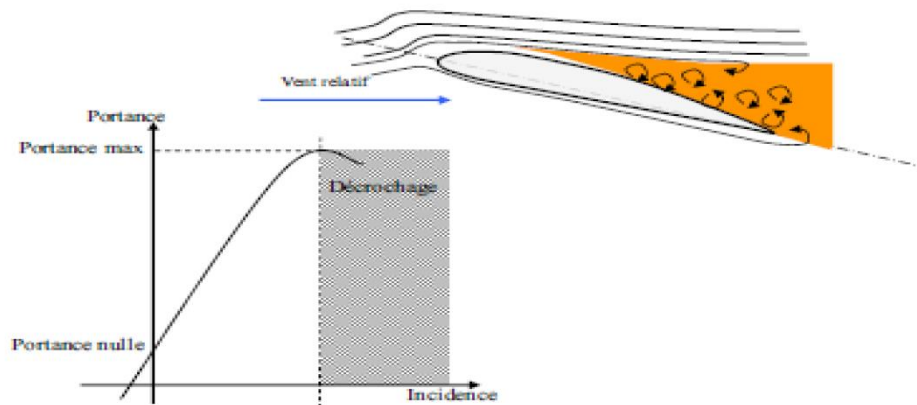


Fig II.17 : Le décrochage.

➤ Portance et vitesse :

La portance est d'autant plus élevée que la vitesse est élevée, **en effet, la portance croît comme le carré de la vitesse :**

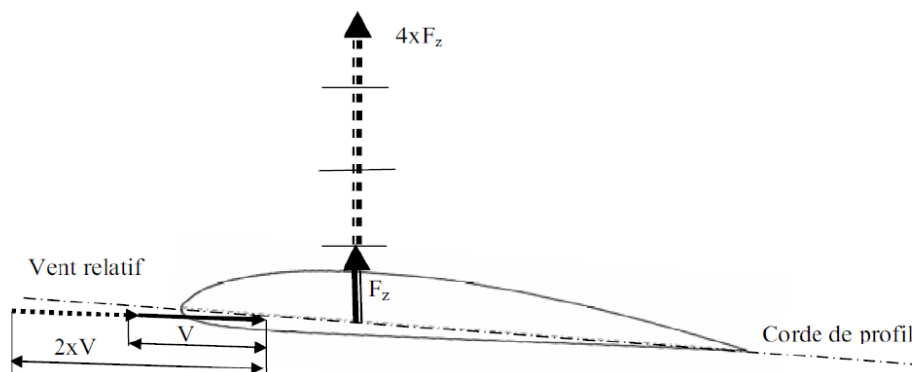


Fig II.18 : Portance et vitesse.

D. La traînée :

D.1. Notion de couche limite :

L'air a une certaine viscosité, c'est-à-dire qu'une couche d'air qui se déplace entraîne la couche voisine avec laquelle elle est en contact. Par rapport au profil, l'air en contact est quasiment immobile, sa vitesse augmente au fur et à mesure que l'on s'éloigne de la surface.

La couche limite est la couche d'air dans laquelle la vitesse évolue de 0m/s vers la vitesse de l'écoulement. Lorsqu'elle perd de son énergie la couche limite devient turbulente.

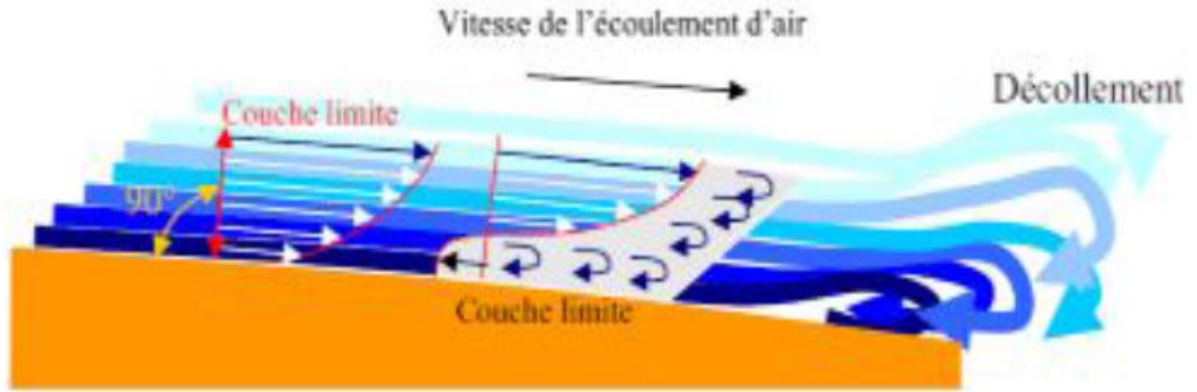


Fig II.19 : La couche limite.

D.2. Expression de la traînée :

La traînée dépend comme la portance, de la pression qui s'exerce sur l'aile, de la surface de l'aile et des caractéristiques de profil. Ceci conduit à l'expression suivante :

Traînée = Pression dynamique x Surface x Caractéristiques du profil

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_d$$

ρ : Masse volumique de l'air en kg/m³.

S : Surface de l'aile en m²

C_d : Coefficient de traînée du profil . V : Vitesse en m/s

La traînée diminue lorsque la portance diminue. Toute fois il est impossible de réduire la traînée à zéro.

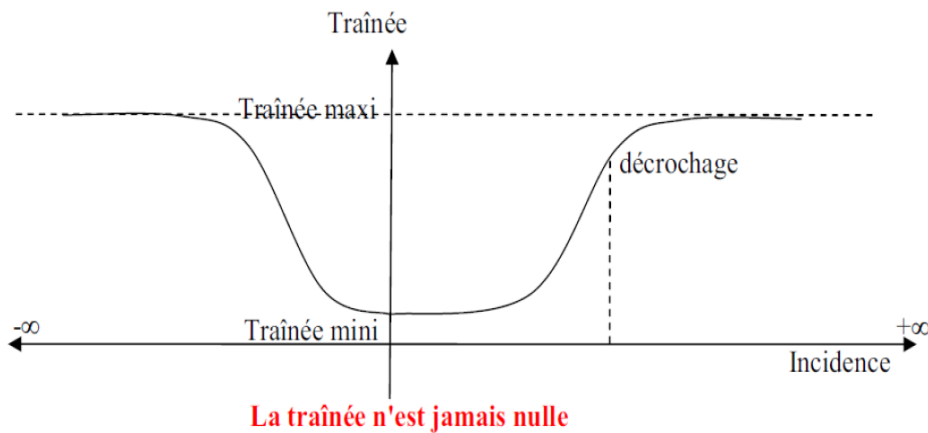


Fig II.20 : La traînée.

D.3. Différents types de traînée :

- **Traînée de forme (Cd forme)** : « Due à l'épaisseur du profil ». Elle est évidemment plus importante pour l'avion complet que pour l'aile seule.

- **Traînée de frottement (Cd frottement)** : Elle est la conséquence de la couche limite (l'air n'est pas un fluide parfait, il possède un certain coefficient de viscosité) et l'état de surface du profil.
- **Traînée induite (Cd induit)** : C'est la réponse obligatoire du mode de sustentation de l'avion : s'il y a portance il y a traînée induite.

Il s'ensuit que :

- ✓ **Aux extrémités d'ailes** : L'air se dirige de l'intrados vers l'extrados donnant naissance à des tourbillons appelés tourbillons marginaux.
- ✓ **Aux bords de fuites** : Les filets d'air d'intrados et d'extrados se présentent suivant des directions différentes. Ceci donne naissance à des tourbillons tout au long du bord de fuite, ces tourbillons sont appelés tourbillons libres.

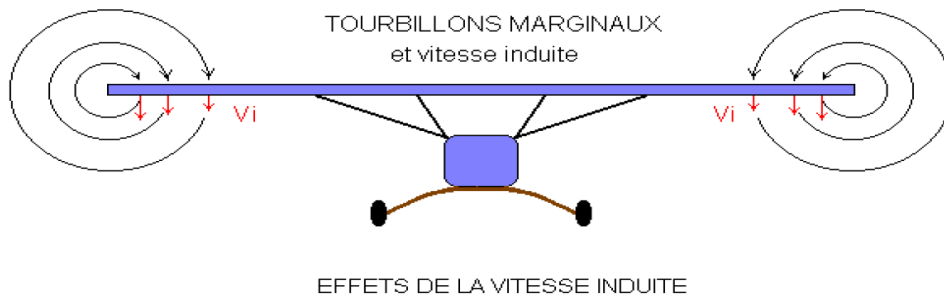


Fig II.21 : Tourbillons marginaux.

Ces tourbillons absorbent de l'énergie et créent une force résistante appelé la traînée induite.

Si la portance est nulle ⇒ la traînée induite est nulle.

La valeur du **Cd** induit est donnée par la formule de Prandtl.

$$C_d \text{ induit} = \frac{c_l^2}{\pi \lambda}$$

La traînée induite sera d'autant plus importante que :

- Le **Cl** sera élevé (pression différentielle importante entre intrados/ extrados).
- L'allongement **λ** sera faible (pour une aile très longue, les déviations d'intrados et d'extrados seront moins importantes et par suite les tourbillons libres moins intenses).

E. La finesse :

Nous arrivons maintenant à une courbe très intéressante qui fait apparaître la relation entre la portance et la traînée à différents angles d'attaque. La courbe de portance nous indique que l'on a la plus grande portance à environ 15°, la courbe de traînée que l'on a la plus faible traînée à environ 0°, mais ces deux angles sont des extrêmes, et ni l'un ni l'autre ne convient pour donner les meilleures conditions de vol. On obtient ces

conditions quand le rapport de la portance à la traînée est maximal. Ce rapport s'appelle la finesse et s'écrit C_z / C_x .

On a en disposition les courbes de portance et de traînée de n'importe quel profil et on peut facilement tracer la courbe de finesse en relevant de la courbe de portance le C_z de chaque angle d'attaque et en le divisant par le C_x correspondant au même angle. Notons qu'il importe peu de tracer la courbe R_z / R_x ou la courbe C_z / C_x car toutes les deux auront les mêmes valeurs numériques.

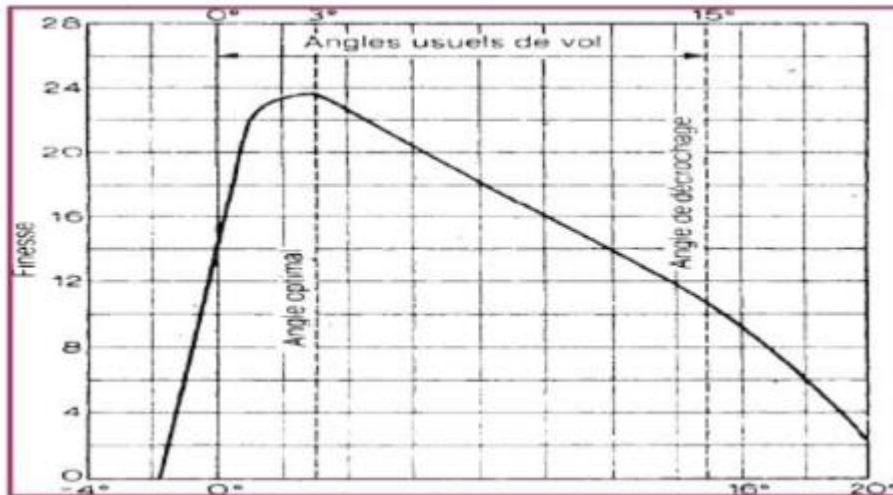


Fig II.22 : Courbe de finesse.

F. Décrochage

Le décrochage est une diminution brutale de la portance si l'incidence croît ($i > 18^\circ$). Les filets d'air se décollent de l'extrados (quelle que soit la vitesse). Donc on appelle angle de décrochage du profil l'angle limite, au-delà duquel il se produit une perte de portance. IL est étonnant de constater que cet angle est à peu près le même quelle que soit la forme de profil, mais cette forme a une grande influence sur la quantité de portance que l'on peut obtenir.

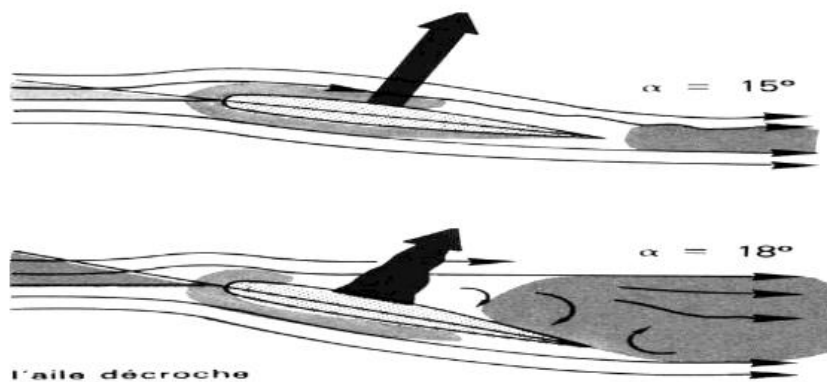


Fig II.23 :Décrochage

II.2.2. La voilure tournante

Introduction

Le quadri rotor est classé dans la catégorie des systèmes volants les plus complexes vu le nombre d'effets physiques qui affectent sa dynamique à savoir les effets aérodynamiques, la gravité, les effets gyroscopiques, les frottements et le moment d'inertie. Cette complexité résulte essentiellement du fait que l'expression de ces effets diffèrent pour chaque mode de vol.



Fig II.24 : quadrirotor

II.2.2.1. Description générale du quadrirotor

Un quadrirotor est un robot mobile aérien à quatre rotors défini dans l'espace par 6 DDL . Ces 4 rotors sont généralement placés aux extrémités d'une croix, et l'électronique de contrôle est habituellement placée au centre de la croix. Afin d'éviter à l'appareil de tourner sur lui-même et sur son axe de lacet, il est nécessaire que deux hélices tournent dans un sens, et les deux autres dans l'autre sens. Pour pouvoir diriger l'appareil, il est nécessaire que chaque couple d'hélice tournant dans le même sens soit placé aux extrémités opposées d'une branche de la croix.

Le fonctionnement d'un quadrirotor est assez particulier. En faisant varier astucieusement la puissance des moteurs, il est possible de le faire monter/descendre, de l'incliner à gauche/droite(roulis) ou en avant/arrière (tangage) ou encore de le faire pivoter sur lui-même (lacet) , le quadrirotor a six degrés de libertés, trois mouvements de rotation et trois mouvements de translation.

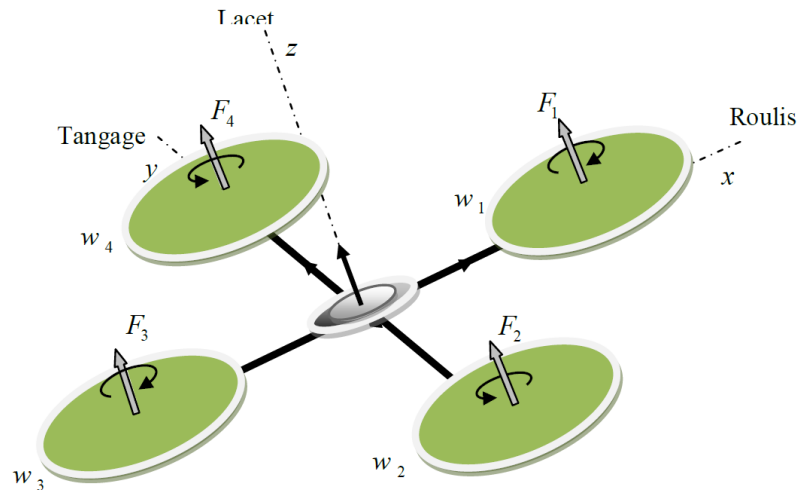


Fig II.25: Structure générale d'un quadrirotor

II.2.2.2. Les mouvements du quadrirotor

Dans les hélicoptères classiques, quand le rotor principal tourne, il produit un couple réactif qui incitera le corps de l'hélicoptère à tourner dans la direction opposée si ce couple n'est pas contrarié. Ceci est habituellement fait en ajoutant un rotor de queue qui produit une poussée dans une direction latérale. Cependant, ce rotor avec son alimentation électrique associée ne fait aucune contribution à la poussée. Par contre, en cas de quadrirotor, le rotor droit et le rotor gauche tournent dans le sens des aiguilles d'une montre et dans la direction opposée les rotors avant et arrière, ceci neutralise effectivement le couple réactif non désiré et permet au véhicule de planer sans tourner hors de la commande. D'ailleurs, différemment aux hélicoptères classiques, toute l'énergie dépensée pour contre carter le mouvement de rotation contribue à la force de poussée

Les mouvements de base de quadrirotor sont réalisés en variant la vitesse de chaque rotor changeant de ce fait la poussée produite. Le quadrirotor incline vers la direction du rotor plus lent, qui tient compte alors de la translation le long de cet axe. Par conséquent, comme à un hélicoptère classique, les mouvements sont couplés, signifiant que le quadrirotor ne peut pas réaliser la translation sans roulement ou tangage, ce qui signifie qu'un changement de la vitesse d'un rotor se traduit dans un mouvement en au moins trois degrés de liberté. Par exemple, augmentant la vitesse de propulseur gauche aura comme conséquence un mouvement de roulis (le quadrirotor incline vers le rotor plus lent, vers la droite), un mouvement de lacet (l'équilibre entre les rotors qui tourne dans le sens des aiguilles d'une montre et les rotors qui tourne dans le sens inverse est perturbé ayant pour résultat un mouvement de rotation horizontal), et une translation (le mouvement de roulis incline l'armature et avec lui, l'orientation de la force de poussée). Cet accouplement est la raison pour laquelle nous pouvons commander les six degrés de liberté de quadrirotor avec seulement quatre commandes (le couple appliqué par les moteurs sur chaque propulseur).

Le quadrirotor a cinq mouvements principaux :

- Mouvement vertical
- Mouvement de roulis
- Mouvement de tangage
- Mouvement de lacet
- Translations horizontales
-

a. Mouvement vertical

Afin de planer, toute la force de portance devrait seulement être le long de l'axe z avec une grandeur exactement opposée à la force de pesanteur. D'ailleurs, la force de portance créée par chaque rotor doit être égale pour empêcher le véhicule de renverser plus. Par conséquent, la poussée produite par chaque rotor doit être identique. Le mouvement ascendant et descendant est obtenu par la variation de la vitesse de rotation des moteurs (par conséquent la poussée produite), si la force de portance est supérieure au poids du quadrirotor le mouvement est ascendant, et si la force de portance est inférieure au poids du quadrirotor le mouvement est descendant.

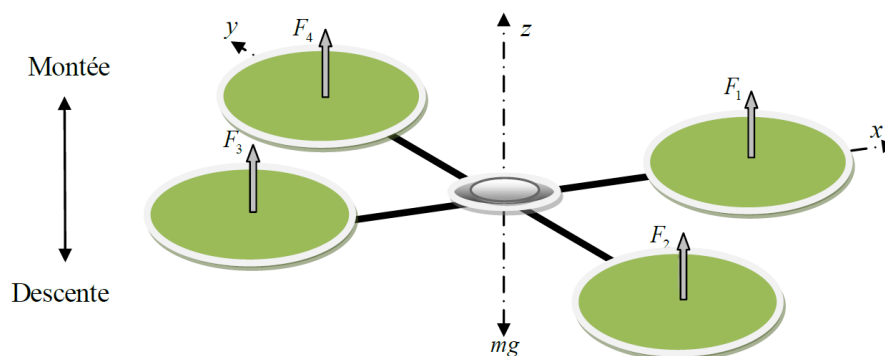


Fig II.26: Illustration du mouvement vertical

b. Mouvement de roulis

La figure (II.27) montre comment un mouvement de roulis est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe x , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre le rotor 2 et le rotor 4. Ce mouvement (rotation autour de l'axe x) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe y .

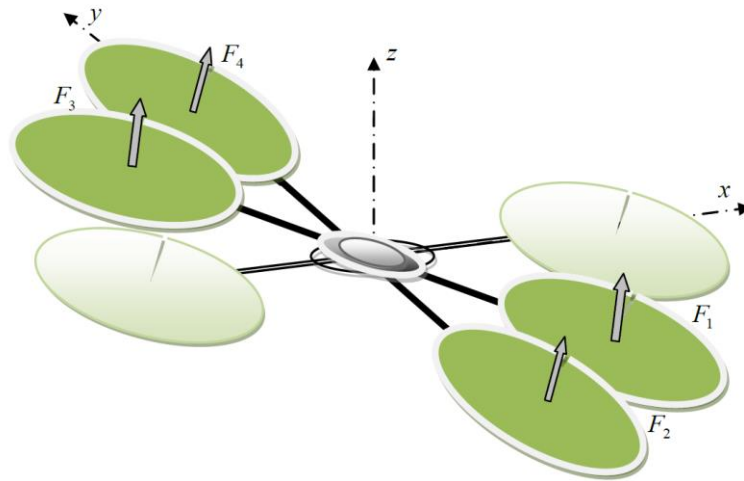


Fig II.27: Illustration du mouvement de roulis

c. Mouvement de tangage

La figure (II.28) montre comment un mouvement de tangage est obtenu. Dans ce cas, on applique un couple autour de l'axe y , c'est-à-dire en appliquant une différence de poussée entre le rotor 1 et le rotor 3. Ce mouvement (rotation autour de y) est couplé avec un mouvement de translation selon l'axe x .

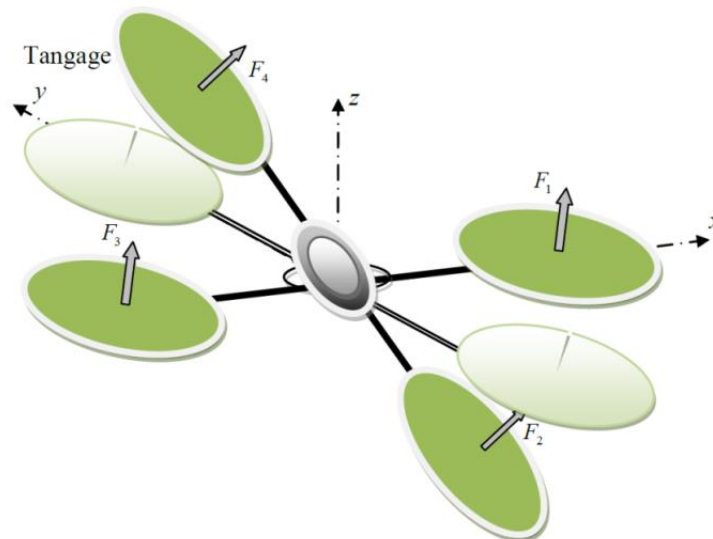


Fig II.28: Illustration du mouvement de tangage

d. Mouvement de lacet

La figure (II.29) montre comment le mouvement de lacet est obtenu. Dans ce cas, nous voulons appliquer un couple autour de l'axe z , qui est fait en appliquant une différence de vitesse entre les rotors $\{1,3\}$ et $\{2,4\}$. Ce mouvement n'est pas un résultat direct de la

poussée produit par les propulseurs mais par les couples réactifs produits par la rotation des rotors. La direction de la force de poussée ne décale pas pendant le mouvement, mais l'augmentation de la force de portance dans une paire de rotors doit être égale à la diminution des autres paires pour s'assurer que toute la force de poussée demeure la même.

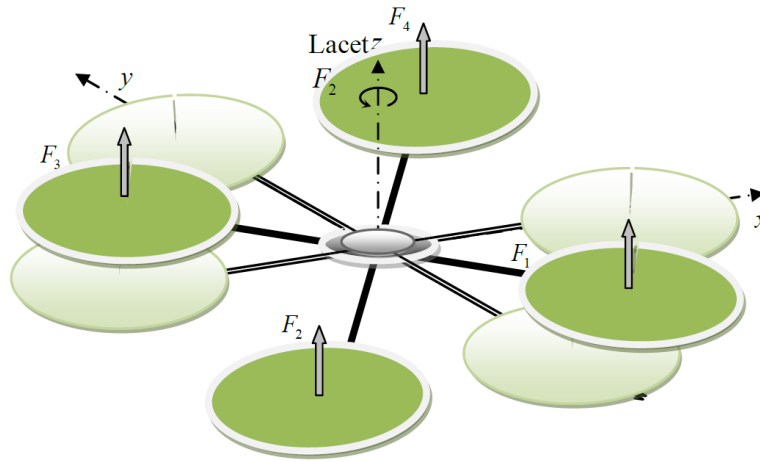


Fig II.29: Illustration du mouvement de lacet

e. Mouvements de translation

La figure (II.30) montre comment la translation horizontale est réalisée. Dans ce cas, nous voulons appliquer une force le long de x ou de y qui est fait en inclinant le corps (par le tangage ou le roulement) et en augmentant toute la poussée produite pour garder l'importance du composant de z de la poussée égale à la force de pesanteur.

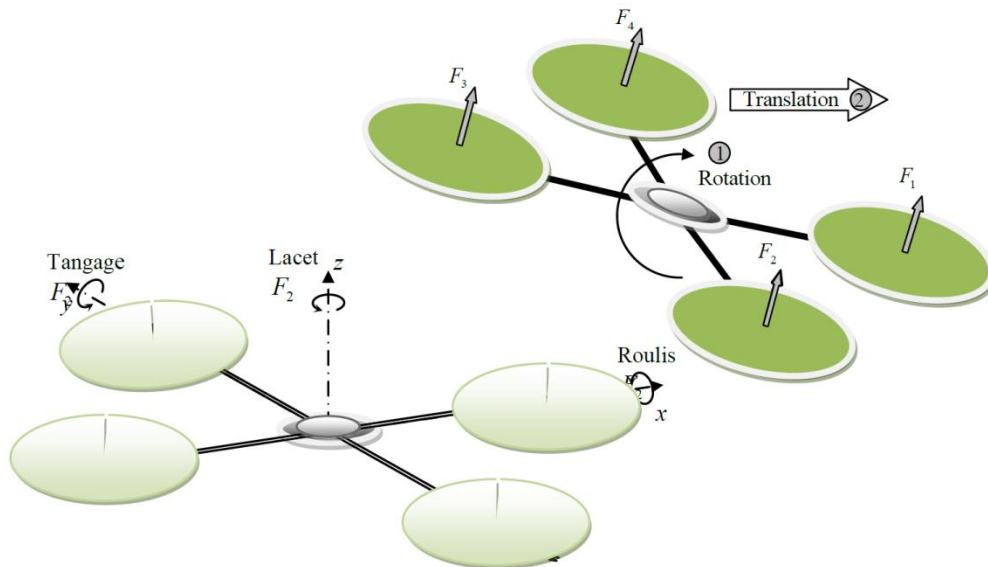


Fig II.30: Illustration du mouvement de translation

II.2.2.3. Effets physiques agissants sur le quadrirotor

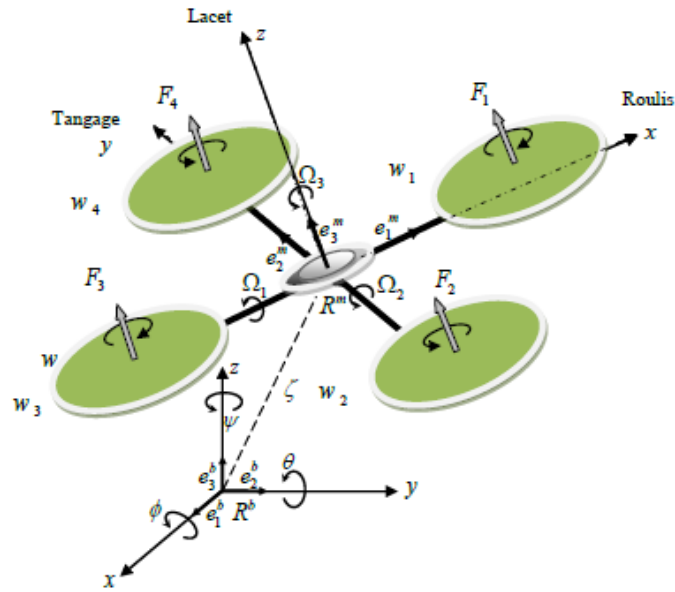


Fig II.31: Géométrie du quadrirotor

II.2.2.4 Les forces

Les forces agissant sur le système sont :

- a. **Le poids du quadrirotor** : il est donné par $P = mg$, où : m est la masse totale et g la gravité.
- b. **Les forces de poussée** : qui sont des forces provoquées par la rotation des moteurs, elles sont perpendiculaires sur le plan des hélices. Ces forces sont proportionnelles au carré de la vitesse de rotation des moteurs :

$$F = b\omega_i^2$$

Avec $i=1:4$, et b est le coefficient de portance, il dépend de la forme et le nombre des pales et la densité de l'air.

- c. **Les forces de traînée** : la force de traînée est le couplage entre une force de pression et la force de frottement visqueux, dans ce cas on a deux forces de traînée agissant sur le système qu'elles sont :

- La traînée dans les hélices : elle agisse sur les pales, elle est proportionnelle à la densité de l'air, à la forme des pales et au carré de la vitesse de rotation de l'hélice, elle est donnée par la relation suivante :

$$T_h = d\omega^2$$

Avec d est le coefficient de drag il dépend de la fabrication de l'hélice.

- La traînée selon les axes (x, y, z) : elle est due au mouvement du corps du quadrirotor

$$F_t = K_{ft}V$$

Avec : K le coefficient de traînée de translation et V la vitesse linéaire.

II.2.2.5. Les moments

Il y a plusieurs moments agissant sur le quadrirotor, ces moments sont dus aux forces de poussée et de traînée et aux effets gyroscopiques.

a. Moments dus aux forces de poussée :

- La rotation autour de l'axe x : elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors 2 et 4, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_x = l(F_4 - F_2) = lb(\omega_4^2 - \omega_2^2)$$

Avec l est la longueur du bras entre le rotor et le centre de gravité du quadrirotor.

- La rotation autour de l'axe y : elle est due au moment créé par la différence entre les forces de portance des rotors 1 et 3, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_y = l(F_3 - F_1) = lb(\omega_3^2 - \omega_1^2)$$

b. Moments dus aux forces de traînée :

- La rotation autour de l'axe z : elle est due à un couple réactif provoqué par les couples de traînée dans chaque hélice, ce moment est donné par la relation suivante :

$$M_z = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)$$

- Moment résultant des frottements aérodynamiques, il est donné par :

$$M_a = K_{fa}\Omega^2$$

Avec K_{fa} : Le coefficient des frottements aérodynamiques et Ω est la vitesse angulaire.

II.2.2.6 Effet gyroscopique

L'effet gyroscopique se définit comme la difficulté de modifier la position ou l'orientation du plan de rotation d'une masse tournante. L'effet gyroscopique est ainsi nommé en référence au mode de fonctionnement du gyroscope, appareil de contrôle de mouvement utilisé dans l'aviation (du grec *gyro* qui signifie rotation et *scope*, observer). Dans notre cas il y a deux moments gyroscopiques, le premier est le moment gyroscopique des hélices, l'autre est le moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrirotor.

- Moment gyroscopique des hélices : il est donné par la relation suivante :


$$M_{gh} = \sum_1^4 \Omega \wedge J_r [0 \ 0 \ (-1)^{i+1} \omega_1]^r$$

Avec J_r est l'inertie des rotors.

- Moment gyroscopique dû aux mouvements de quadrirotor : il est donné par la relation suivante :

$$M_{gm} = \Omega \wedge J \Omega$$

Avec J est l'inertie du système.



Chapitre III
Conception détaillée de drone
&
Calcul performances

Introduction

Une fois que la masse maximale au décollage et la charge alaire sont estimées, le drone VTOL peuvent être dimensionné. Dans ce dimensionnement, le processus d'itération est important pour obtenir une conception optimale. La première étape dans ce chapitre est la conception du drone VTOL, où on commence par le fuselage, la géométrie de l'aile en calculant la surface de l'aile, les empennages, dimensionnement du quadrimoteur et on termine par le dimensionnement des parties mobiles.

La deuxième étape est le calcul de performances de vol de drone hybride et la détermination des paramètres aérodynamiques. Ces paramètres doivent être considérés pour répondre aux exigences et à la mission du vol.

III .1. Configuration de VTOL 200

III.1. 1. La configuration de Fuselage

Pour créer une structure avec un minimum de traînée, supportable l'aile, quatre moteurs du quadri rotor, l'empennage, l'avionique et la charge utile ; on cite les trois configurations suivantes :

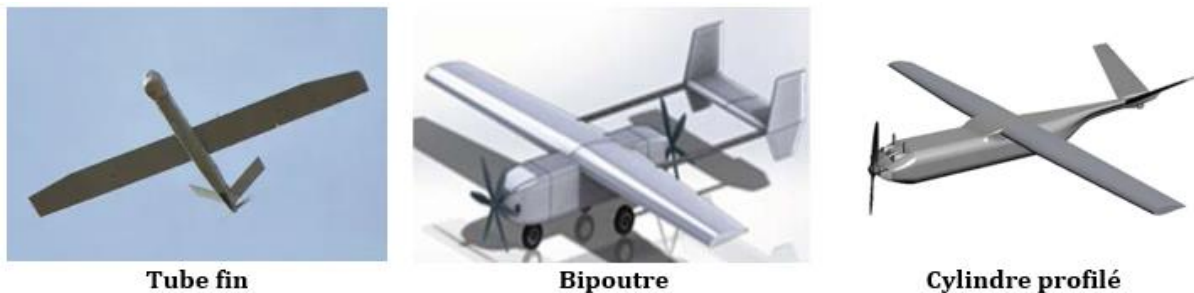


Fig III.1 : Différentes configurations de fuselage

- **Cylindre profilé** : cette configuration présente un maximum de volume pour un minimum de traînée.
- **Tube fin** : le tube fin oblige la charge utile d'être à l'extérieur du fuselage dans l'écoulement libre de l'air.
- **Le bipoutre** : difficulté de réalisation. Par contre il permet de disperser la charge asymétrique et d'introduire le système propulsif entre les deux poutres.

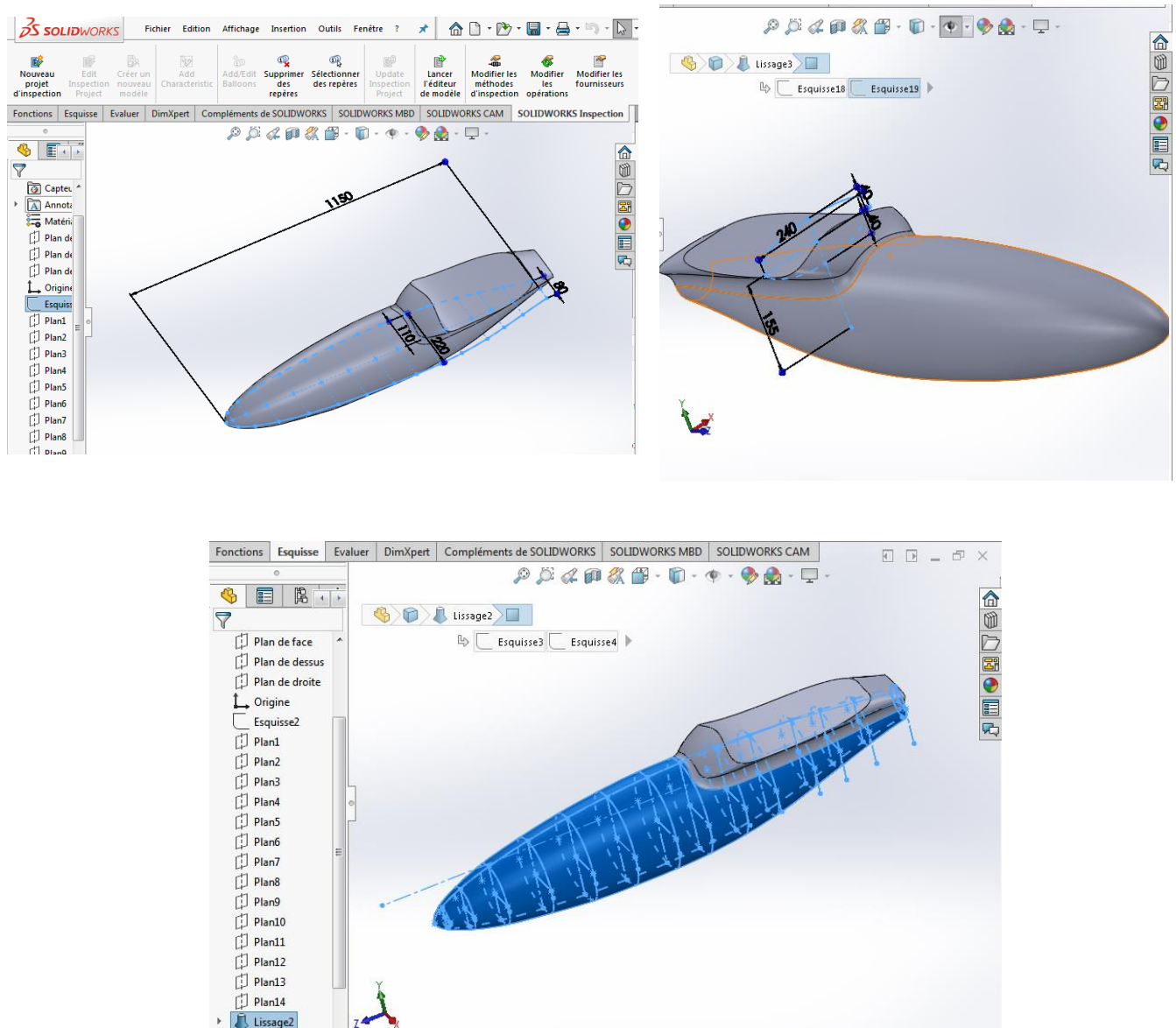
On a choisi la configuration du fuselage **bipoutre** puisque notre drone est un hybride double système qui nécessite une structure supplémentaire dans chaque aile, parallèlement alignée au fuselage, cette structure comporte les deux poutres qui sert comme support des quatre moteurs utilisés pour le mode de vol stationnaire.

III.1.2. Conception du fuselage

La conception de notre fuselage est basée sur plusieurs critères tels que ;

- Une configuration avec un minimum de trainée ;
- Une configuration avec une forme aérodynamique acceptable ;
- Une configuration avec un volume assez important pour contenir la charge utile et les différents composants avioniques (batteries, carte autopilote, récepteur RC)
- Une structure facile à réaliser et légère ;
- Une structure qui facilite la fixation de l'aile centrale.
- Une structure qui résiste au poids de l'aile avec ses deux poutres de quadrirotor qui traversant la partie centrale

après plusieurs itérations et modifications on est arrivé à trouver une forme de fuselage qui répond à tous nos critères voulus.



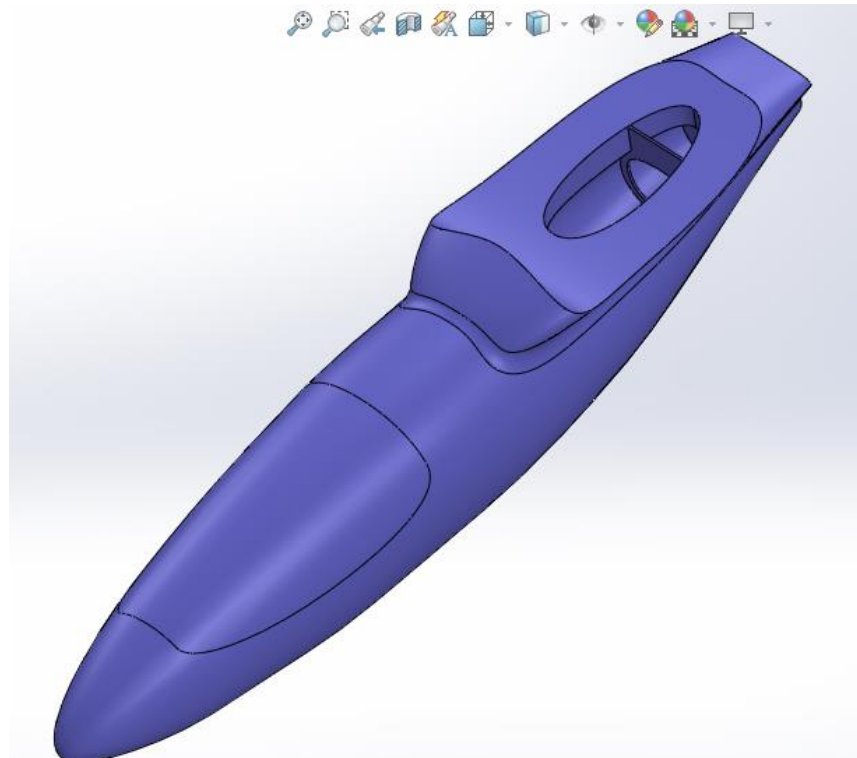


Fig III.2. Fuselage et ses caractéristiques

III.1.2. La configuration de l'aile :

III.1.2.1. Forme/Géométrie de l'aile :

Le choix de la forme/géométrie de l'aile est l'un des décisions les plus significatifs et qui va influencer sur les performances de notre drone. Ce drone passera la majeure partie de son temps sur des missions de surveillance de long-durée. Il est donc important de bien choisir la géométrie pour optimiser la présente mission.

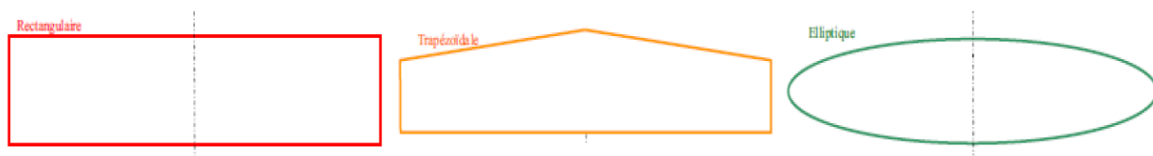


Fig III.3 : Les formes d'Aile

Profil	Avantages	Inconvénients
Elliptique	<ul style="list-style-type: none"> La traînée induite la plus faible 	<ul style="list-style-type: none"> Difficile à fabriquer
Rectangulaire	<ul style="list-style-type: none"> Constant Re réduit le risque de décrochage de la pointe Facile à fabriquer 	<ul style="list-style-type: none"> Plus grande traînée induite Moments de flexion plus élevés
Trapèze	<ul style="list-style-type: none"> Moins de traînée induite que la forme rectangulaire. Moment de flexion plus petit 	<ul style="list-style-type: none"> Risque de décrochage
Combiné Rectangulaire & Trapèze	<ul style="list-style-type: none"> Avantages de l'approche de l'elliptique Plus facile à fabriquer 	<ul style="list-style-type: none"> Risques de décrochage de la pointe

Tab III.1. Avantage et inconvénients des formes ailes

A cause de la difficulté de construction de l'aile elliptique, on l'élimine de notre choix, alors il nous reste de choisir entre les deux formes d'ailes restantes : la forme rectangulaire et trapézoïdale

Pour cela on a fait une comparaison entre les deux formes à l'aide de logiciel XFLR5 en traçant les différentes courbes caractéristiques comme le montre la Fig III.3.

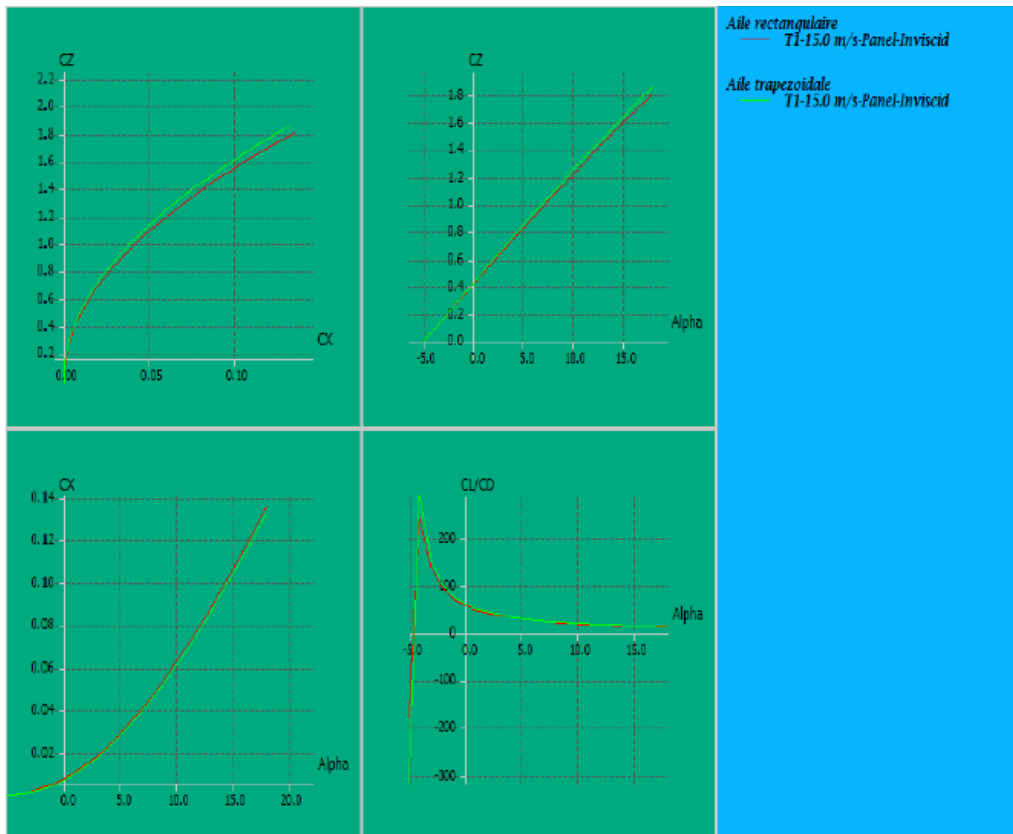


Fig III.4 : Comparaison entre l'aile rectangulaire et trapézoïdale.

Comme la figure montre, l'aile trapézoïdale présente une meilleure portance avec minimum de trainée et une grande finesse par rapport à une rectangulaire ce qui favorise notre choix pour cette forme.

III.1 .2.2. Détermination des caractéristiques de l'aile

Avant de dessiner l'aile il y a quelques décisions à prendre :

- a. **Le nombre de trapèzes composant une demi-aile :** Ce nombre reste à notre libre choix, mais trop de trapèzes compliqueront la construction.
- b. **La flèche :** l'effet principal de la flèche est d'améliorer les performances aux vitesses de vol transsoniques, c'est à dire proches de la vitesse du son. Ceci n'a aucun intérêt en modélisme, à moins qu'on veuille voler à mach 1, ce qui est peu probable.

La flèche a au moins deux autres effets :

- Premièrement, elle augmente la stabilité autour de l'axe de lacet, c'est ce qu'on peut appeler un "effet dérive".
- Deuxièmement, elle a un effet stabilisateur sur l'axe de roulis, encore appelé "effet dièdre".

c. L'effilement :

C'est le rapport de la corde au saumon sur la corde d'emplanture. Pour une aile en simple trapèze, les meilleurs rendements sont obtenus pour un effilement d'environ 0,7. Pour des ailes à multiples trapèzes, c'est plus compliqué, le rapport des cordes d'extrémités ne voulant plus dire grand-chose.

Après ces décisions et la fixation de la charge utile et l'envergure ainsi que l'estimation de la masse totale et la charge alaire de notre modèle. On peut maintenant déterminer la surface nécessaire et les autres paramètres sont déterminées avant de dessiner l'aile :

III.1.2.2.1 Détermination de la surface alaire

a) La surface de la demi-aile centrale en forme de rectangle S_{ac} :

$$S_{ac} = C_e \times L1 \dots \dots \dots III.1$$

Avec :

- $L1$: longueur de demi-aile centrale.
- C_e : Corde à l'emplanture.

Alors :

$$S_{ac} = 0.36 \times 1$$

$$S_{ac} = 0.36m^2$$

b) La surface de la trapèze S_{at} :

$$S_{at} = 2 \times \left(\frac{ce + cs}{2} \times L2 \right) \dots \dots \dots III.2$$

avec:

- $L2$: longueur de trapèze.
- Cs : Corde au saumon.

Alors :

$$S_{at} = 2 \times \left(\frac{0.36 + 0.25}{2} \times 0.5 \right)$$

$$S_{at} = 0.305m^2$$

c) La surface aile totale S_a :

$$S_a = (S_{ac} + S_{at}) \dots \dots \dots III.3$$

Alors :

$$S_a = (0.36 + 0.305)$$

$$S_a = 0.665m^2$$

III.1.2.2.2 calcule la charge alaire ch :

La charge alaire est calculée par la formule suivante ;

$$ch = \frac{M_{to}}{S_a} \dots \dots \dots III.4$$

Avec :

Sa : surface alaire (**dm²**)M : masse du modèle (**g**)Ch : charge alaire (**g/dm²**)

Alors:

$$ch = \frac{8000}{66.5}$$

$$ch = 120$$

III.2.2.3 L'allongement :

La surface et l'envergure permettent de calculer l'allongement de notre aile :

$$\lambda = \frac{b^2}{S_a} \dots \dots \dots III.5$$

Avec :

- λ : allongement de l'aile (sans unité)
- b : envergure de l'aile (m)
- S_a : surface alaire (m²)

Alors :

L'envergure de l'aile de notre model été une exigence du cahier des charges

$$\lambda = \frac{2^2}{0.665}$$

$\lambda = 6.01$

III.1.2.2.4 vérifications de caractéristiques de l'aile :

D'après les tableaux suivants les résultats obtenus de l'allongement et la surface alaire sont acceptables

tableau 1			tableau 2		
envergure (m)	charge alaire (g/dm ²)		envergure (m)	allongement	
	avion	planeur		avion	planeur
1	30 à 45	15 à 30	1		6 à 8
2	50 à 100	25 à 50	2	4 à 8	8 à 14
3		40 à 60	3		12 à 20

Tab III.2. Table de vérification de caractéristiques de l'aile

III.1.2.2.5. La corde aérodynamique moyenne (CAM)

La corde aérodynamique moyenne (CAM) est la corde d'une aile rectangulaire, qui aurait la même surface, qui subirait la même force et dont le centre de poussée serait à la même position que l'aile considérée (pour un angle d'incidence donné)

III.1.2.2.5. 1.CALCUL DE LA CAM

Tout d'abord notre cas est une demi-aile a un simple trapèze : on connaît la corde d'emplanture, la corde au saumon. Pour avoir la longueur de la CAM, faites :

$$CAM = \frac{2}{3} \times \left[\frac{(C_e^2 + C_e * C_s + C_s^2)}{(C_e + C_s)} \right] \dots \dots \dots III.6$$

Pour obtenir la CAM d'une demi-aile à plusieurs trapèzes, il faut calculer la CAM de chacun des trapèzes, puis faire la moyenne de ces CAM, en pondérant avec les surfaces. Pour une demi-aile à deux trapèzes :

$$CAM = \frac{CAM_{ac} \times S_{ac} + CAM_{at} \times S_{at}}{S_{ar} + S_{at}} \dots \dots \dots III.7$$

a) Pour demi aile centrale CAM_{ac} :

$$CAM_{ac} = \frac{2}{3} \times \left[\frac{(Ce^2 + Ce * Cs + Cs^2)}{(Ce + Cs)} \right] \dots \dots \dots III. 8$$

avec:

CAM : corde aérodynamique moyenne (mm)

Ce : corde d'implanture (mm)

Cs : corde de saumon (mm)

Dans l'aile centrale la corde $Ce = Cs$ puisque c'est une demi aile en forme de rectangle

Alors :

$$CAM_{ac} = \frac{2}{3} \times \left[\frac{(360^2 + 360 * 360 + 360^2)}{(360 + 360)} \right]$$

$$CAM_{ac} = 360mm$$

b) Pour demi aile trapèze CAM_{at} :

Dans la demi aile sous forme trapèze la corde $Ce = 360mm$ et $Cs = 250mm$ puisque c'est une demi aile en forme trapèze.

Alors :

$$CAM_{at} = \frac{2}{3} \times \left[\frac{(360^2 + 360 * 250 + 250^2)}{(360 + 250)} \right]$$

$$CAM_{at} = 308.30mm$$

c) Pour l'aile complète :

$$CAM = \frac{CAM_{ac} \times S_{ac} + CAM_{at} \times S_{at}}{S_{ar} + S_{at}} \dots \dots \dots III. 9$$

Avec :

CAM : corde aérodynamique moyenne de l'aile entière (mm)

CAM1 : CAM du premier trapèze (mm)

CAM2 : CAM du second trapèze (mm)

S1 : surface du premier trapèze (dm²)

Alors :

$$CAM = \frac{360 \times 3.6 + 308.3 \times 3.05}{3.6 + 3.05}$$

CAM = 336.29mm

Physiquement, la CAM est une corde représentative de l'aile entière. Il se trouve que, mathématiquement, la CAM est aussi la corde qui divise le trapèze en deux surfaces égales. Il n'est pas utile de chercher où se place la CAM sur la hauteur du trapèze. C'est plus exactement la distance entre le bord d'attaque de la corde d'emplanture et celui de la CAM qui est intéressante, projetée sur l'axe longitudinal. Cette distance s'appellera D.

III.1.2.2.6. Calcul de la distance D

La distance de l'aile D est calculé par la formule suivante ;

$$D = \frac{1}{3} \times \left[\frac{(C_e + 2 * C_s)}{(C_e + C_s)} \right] \times f \dots \dots \dots III.9$$

Avec :

- D : "distance D" (mm)
- Ce : corde d'emplanture (mm)
- Cs : corde de saumon (mm)
- f : flèche du bord d'attaque (mm) (voir la fig.II.5de solidworks)

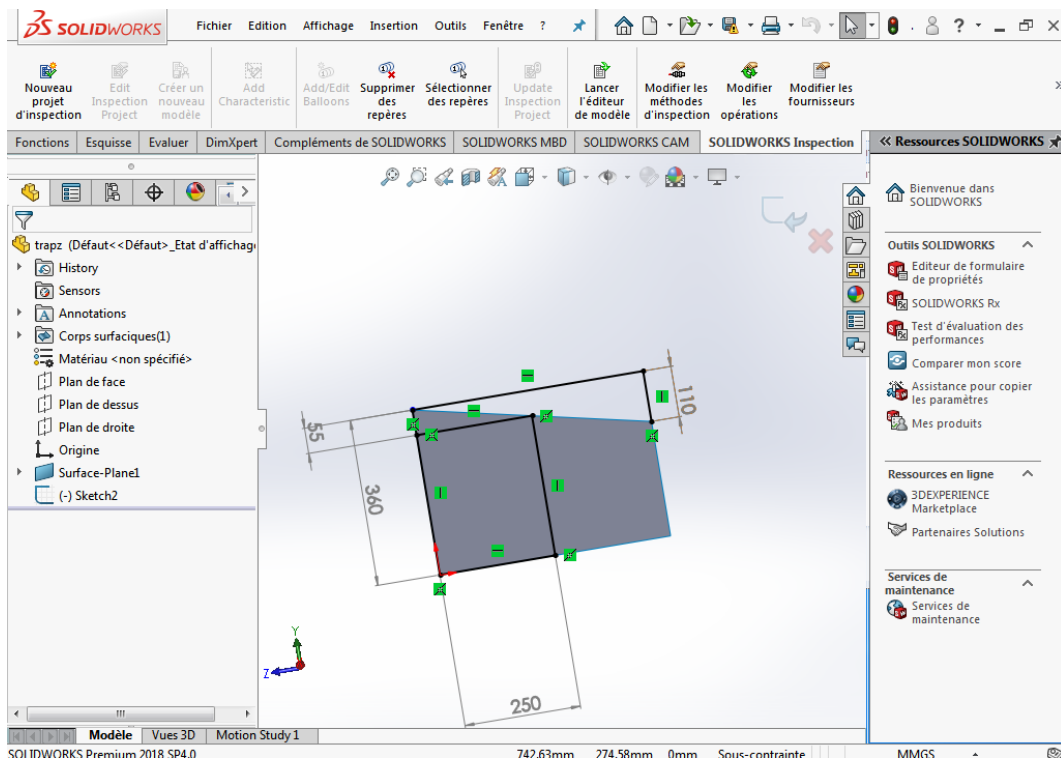


Fig III.5.les dimension de l'aile trapèze

Après l'application numérique de l'équation III.9

$$D = \frac{1}{3} \times \left[\frac{(360 + 2 * 250)}{(360 + 250)} \right] \times 110$$

$$D = 51.59mm$$

III .1.2.3. Sélection du profil aérodynamique de l'aile

Une phase initiale dans la conception de l'aile, la sélection de la forme de profil aérodynamique appropriée qui serait suffisamment adéquate pour servir la portance principale du drone. On a pensé aussi que la voilure choisie devait présenter un rapport épaisseur / corde important.

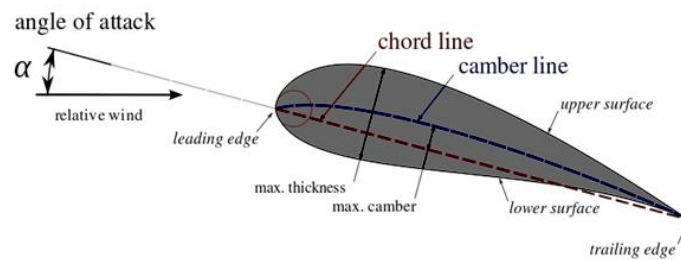


Fig III.6 Caractéristiques générales d'un profil

III.1 .2.3.1. Le choix du profil

La voilure choisie devait également permettre à l'aéronef de respecter les coefficients de portance requis ainsi que d'avoir la pénalité la plus faible possible sur la traînée globale.

Le logiciel XfLR5 est utilisé pour tester une gamme de sections de profil aérodynamique dans le but d'en trouver une qui correspond à toutes les exigences de la conception. Un groupe de profils aérodynamiques a été présélectionné lors de la phase initiale ;NACA 2415 , NACA 4412 et Clark Y.

Ces profils aérodynamiques n'ont pas été sélectionnés au hasard dans l'analyse XfLR5, mais ont plutôt été choisis à la main en fonction de leur géométrie. Il est décidé que le bas de la voilure devait être le plus plat possible et présenter une épaisseur suffisante pour faciliter la fabrication de l'aile. Les profils aérodynamiques ont aussi été choisis en fonction des exigences de coefficient de portance / traînée maximal élevé prévues pour le drone .

Après avoir soigneusement examiné les profils aérodynamiques comme nous montre la figure Fig III.7 , le NACA 2415 , NACA 4412 et Clark Y, on trouve qu'ils ont des propriétés aérodynamiques importantes et similaires , mais le NACA 2415 a plus d'épaisseur que les

autres comme nous montre la figure Fig III.8 , cela nous assure un espace pour la conception structurale

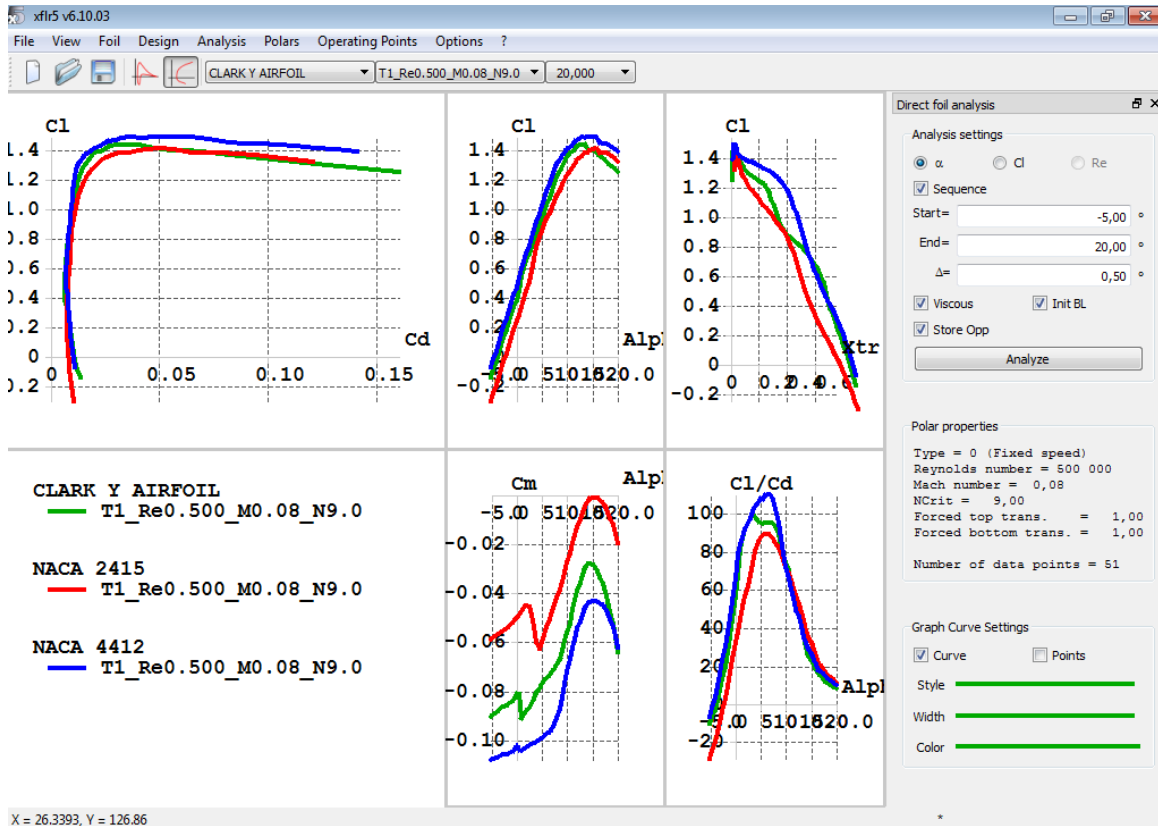


Fig III.7 Comparaison selon les performances aérodynamiques entre Clark Y, NACA 2415 et NACA 4412

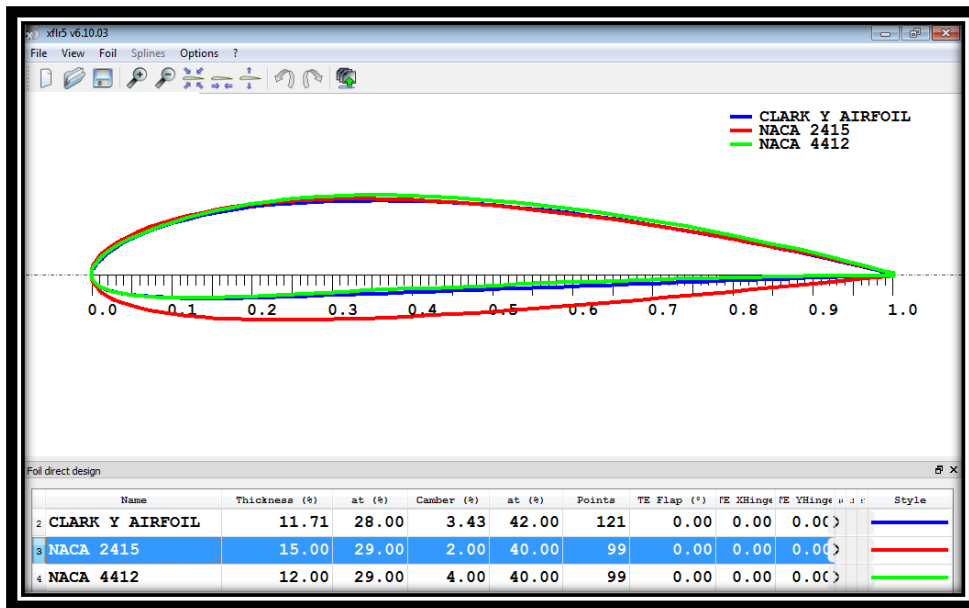


Fig III.8 Comparaison selon l'épaisseur max entre Clark Y, NACA 2415 et NACA 4412

D'après la simulation avec le logiciel XFL5 du profil aérodynamique NACA 2415, entre un nombre de Reynolds d'environ 100 000 à 1 000 000 est tolérable, en ce qui concerne les conditions de petite corde et de faible vitesse des mini drones.

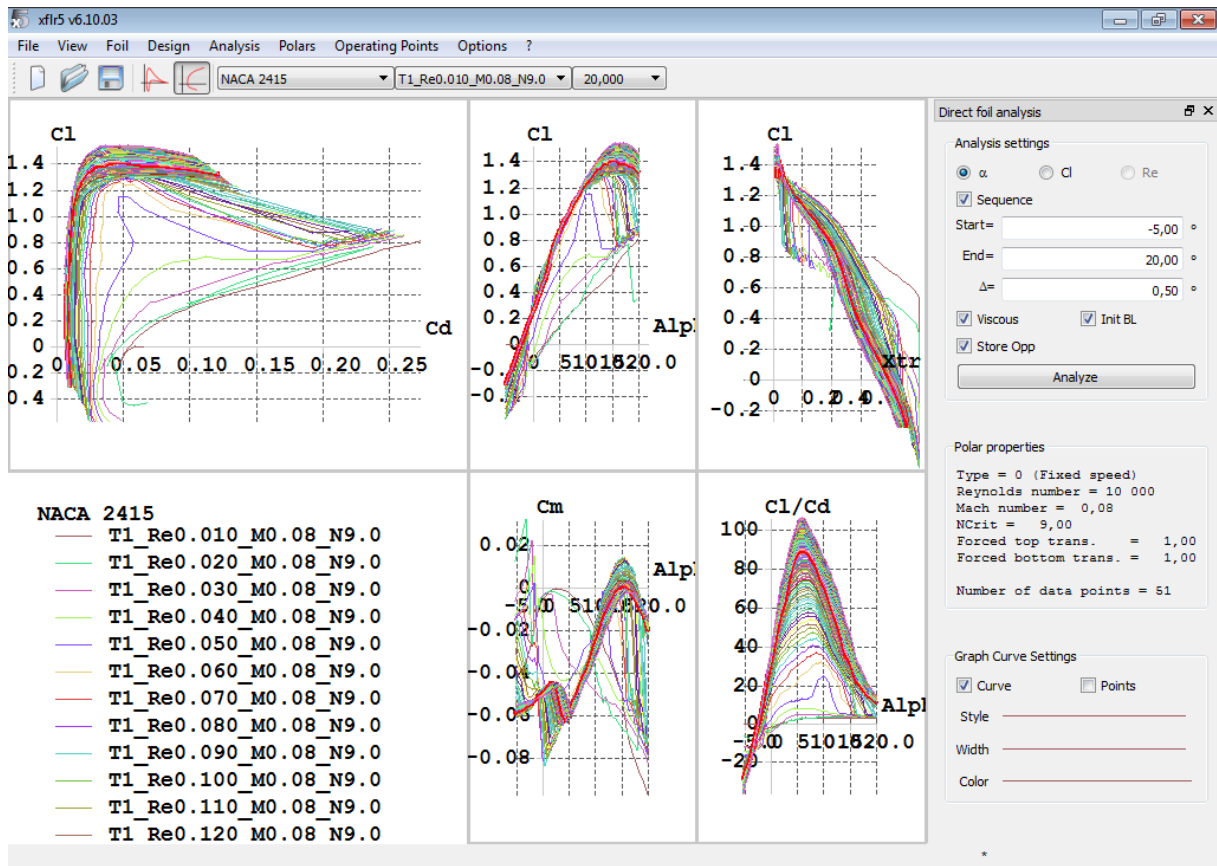


Fig III. 9 Simulations du profil NACA 2415 avec logiciel XFLR

III .1.2.4. La conception de l'aile

Après la définition de toutes les caractéristiques de l'aile ainsi que le choix du profil convenable a notre drone, on a réussi a dessiné préliminairement notre aile avec le logiciel XflR5 par la suite sa conception finale été faite sous SolidWorks.

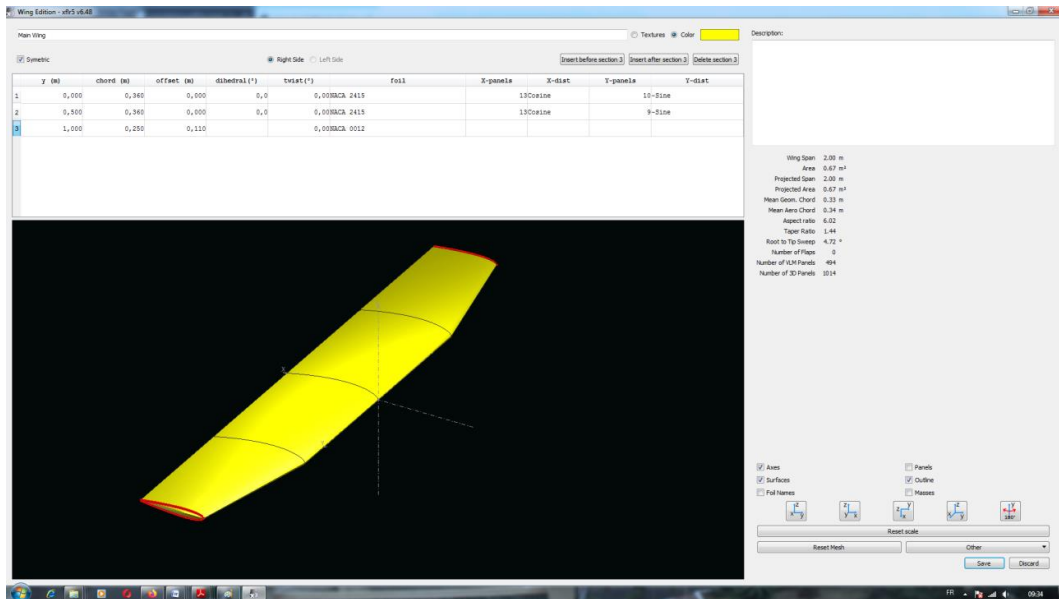


Fig III. 10 conceptions de l'aile avec logiciel XFLR5

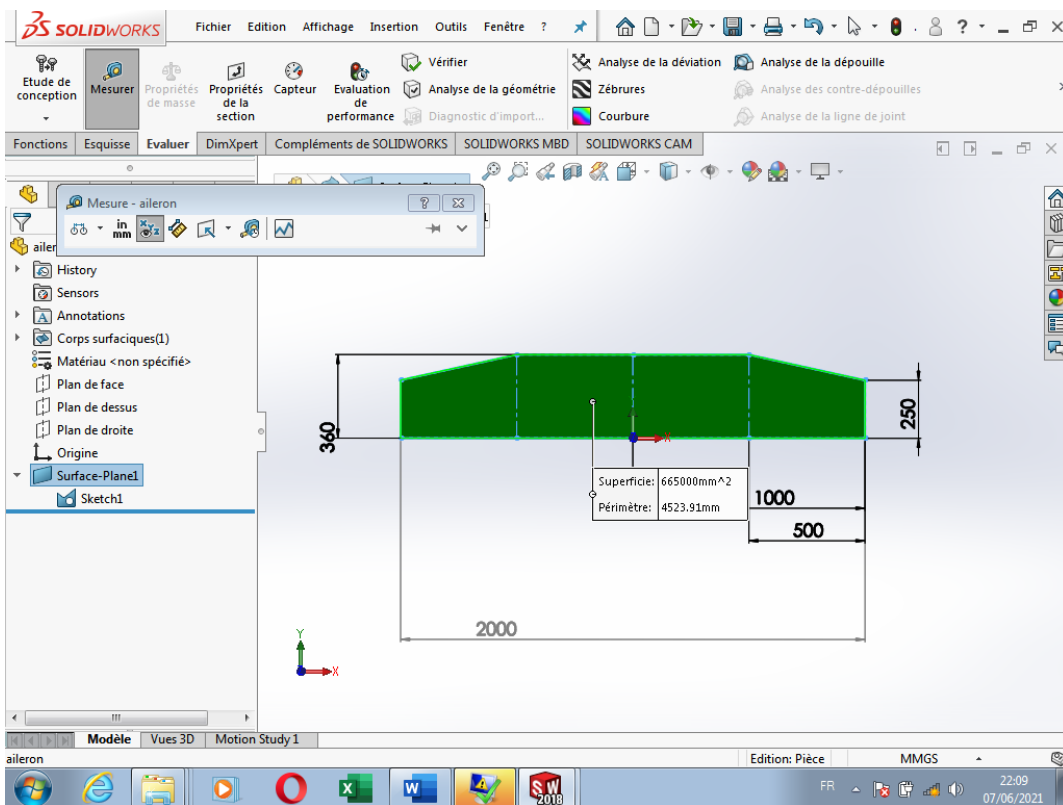
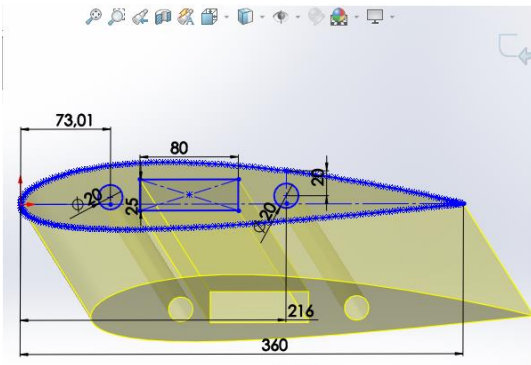
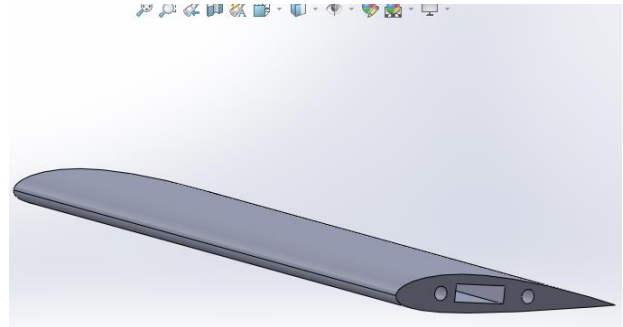


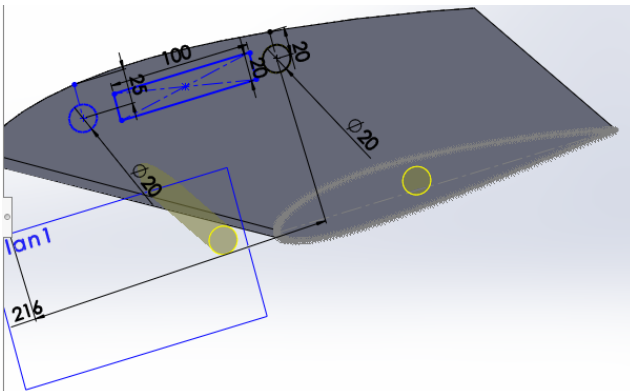
Fig III. 11 Caractéristiques de l'aile



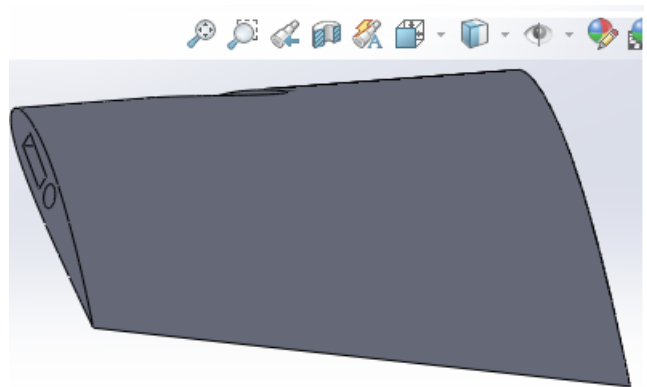
Les dimensions de l'aile centrale



Aile centrale en 3D



Les dimensions de l'aile trapèze



La demi Aile trapèze en 3D

Fig III.12 conceptions de l'aile avec SolidWorks

Corde emplanture		360mm	
Corde saumon		250mm	
Envergure		2000mm	
Allongement		6.01	
Corde aérodynamique moyenne CAM		336mm	

Tab III. 3 Les caractéristiques de l'aile

III.1.3. Configuration de l'empennage

III.1.3.1. Le choix de la forme d'empennage

L'empennage produit une stabilité en tangage et un contrôle du drone durant le vol. puisque notre drone hybride est un bipoutre et pour minimiser le temps d'assemblage, le poids et la traînée, la configuration bipoutre a été choisi.

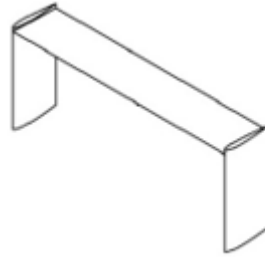


Fig III-14 : forme d'empennage choisi

III.1.3.2. Le choix du profil des empennages

Le choix du profil de notre empennage est fait selon le critères suivants :

- Un profil symétrique ;
 - Un profil facile à le construire
 - Un profil qui donne un rapport performances /poids important
- Après une sélection on a choisi le profil NACA 0012

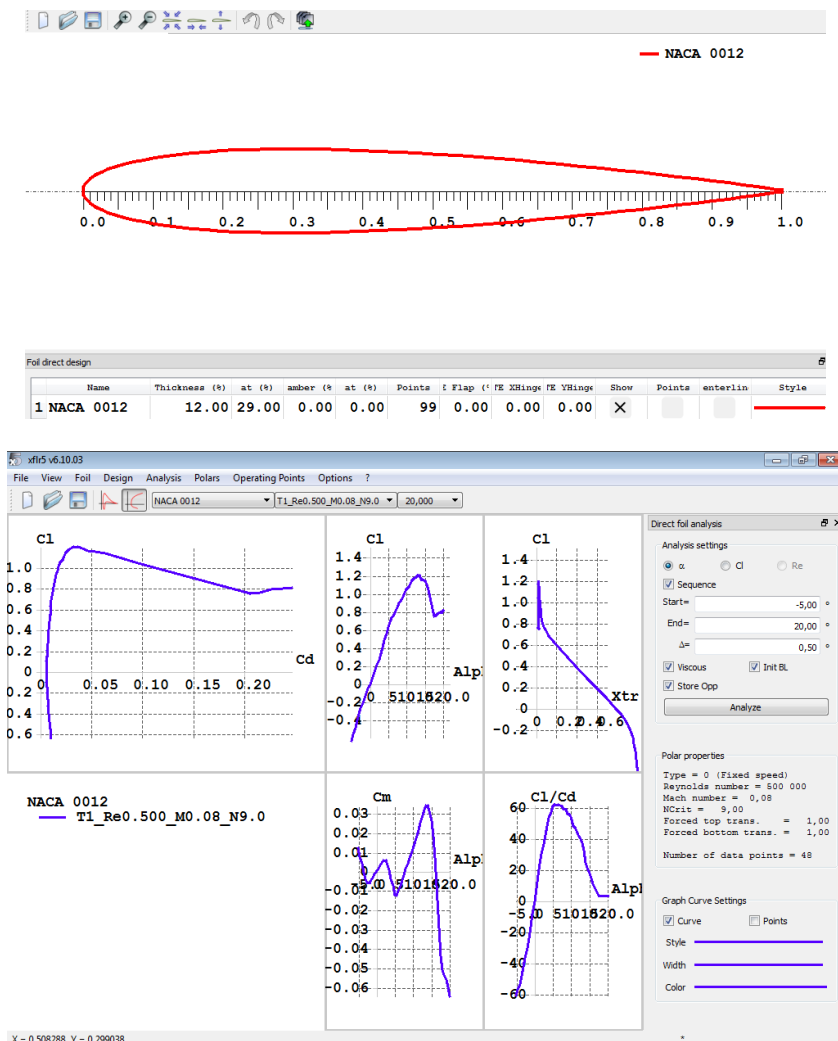


Fig III-15 : Caractéristiques du profil NACA 0012

III.1.3.3 Dimensionnements de l'empennage

Armé de toutes les valeurs présenter dans la fig III 15, nous pouvons enfin dessiner nos empennages. Pour être en accord avec nos calculs, les surfaces des gouvernes doivent être égale à tous les surfaces alaires prévue dans la figure suivante.

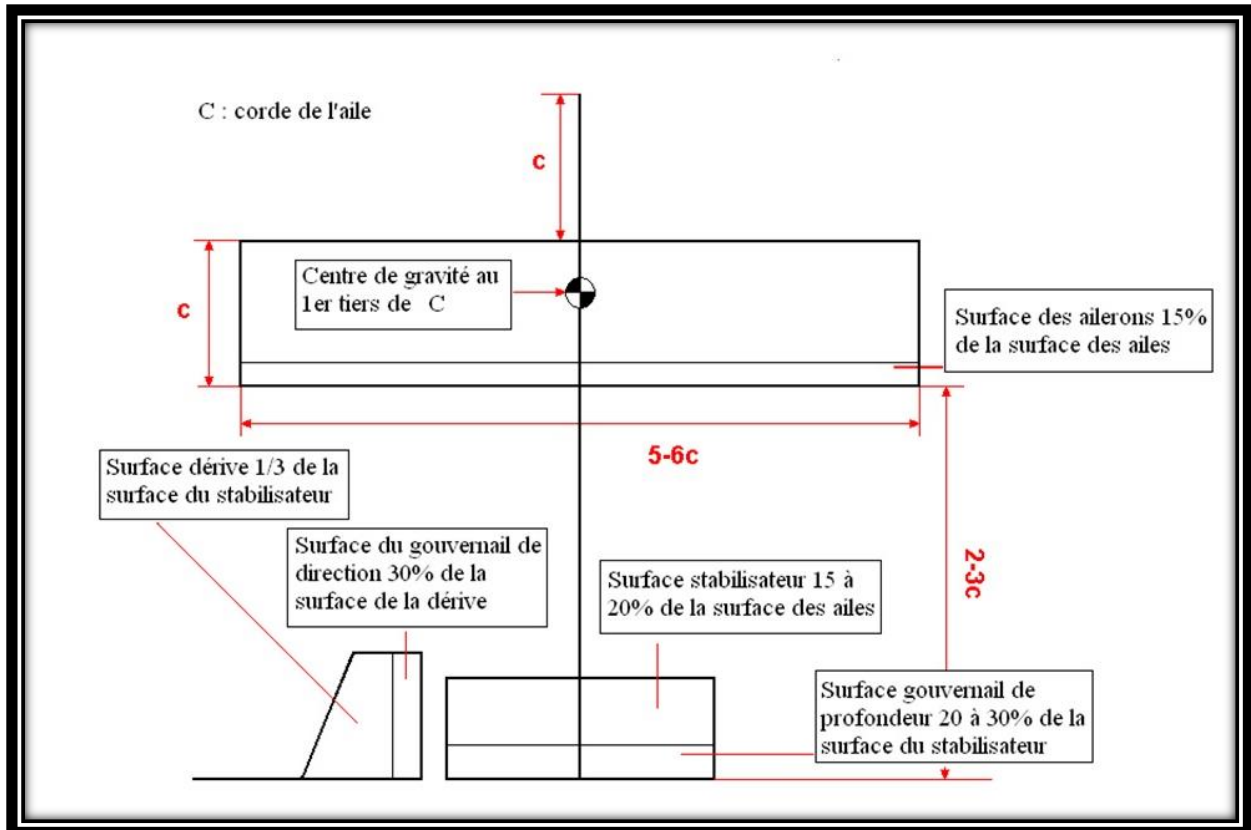


Fig III. 16 Les lois de calcul des surfaces alaire de notre drone

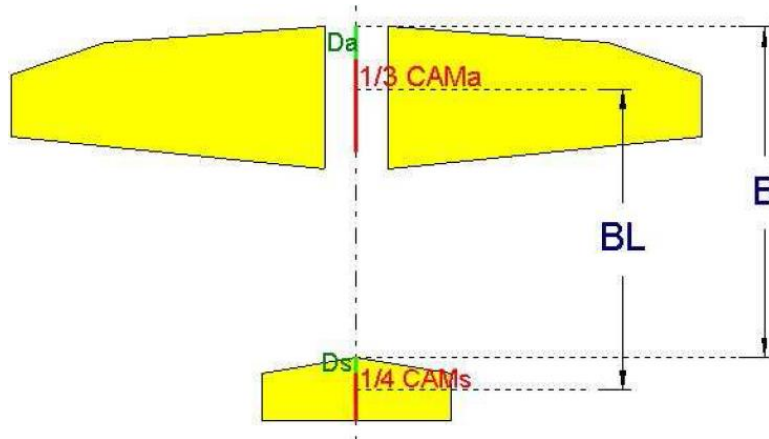
III.1.3.4. Conception de l'empennage horizontal (stabilisateur)

C'est une petite aile située en arrière du centre de gravité du modèle, Elle assure le bon fonctionnement de l'aile. Comme toute aile, le "stabilisateur", puisque c'est son petit nom, possède une CAM, notée CAMs pour la distinguer de la CAM de l'aile, désormais notée CAMa. L'efficacité du stabilisateur dépend principalement de deux paramètres : sa surface et son bras de levier.

Le bras de levier, noté BL, est la distance du centre de gravité du modèle au "centre de poussée" du stabilisateur. On peut considérer pour l'instant que le modèle sera centré au premier tiers de la CAMa. Quant au centre de poussée du stabilisateur, c'est le point où s'applique la force de portance. Le profil du stabilisateur étant symétrique, son centre de poussée est situé au premier quart de CAMs.

Résumons :

BL est la distance entre un point situé à 33% de CAMa et un autre point à 25% de CAMs.



L'efficacité du stabilisateur augmente à la fois avec sa surface et avec BL. Commençant maintenant par dessiner notre stabilisateur ; on ne sait pas encore à quelle distance on va placer l'aile. Sa surface (Ss) sera comprise entre **10 et 20% de la surface alaire**, son **allongement entre 3 et 6**.

III.1.3.4.1 caractéristiques du stabilisateur

A partir de ces dimensions mentionnées ci-dessus dans la fig III.14, une demi-surface horizontale peut être calculée, en utilisant le calcul d'équation de surface rectangulaire ou en reproduisant la surface de dessin à l'aide du logiciel SolidWorks

On a :

- Surface Stabilisateur = $0.2 \times S_{aile}$
- Allongement stabilisateur = 3
- Corde stb(emp) = 180mm
- Corde stb(ext) = 180mm
- surface stab m = $0.133m^2$

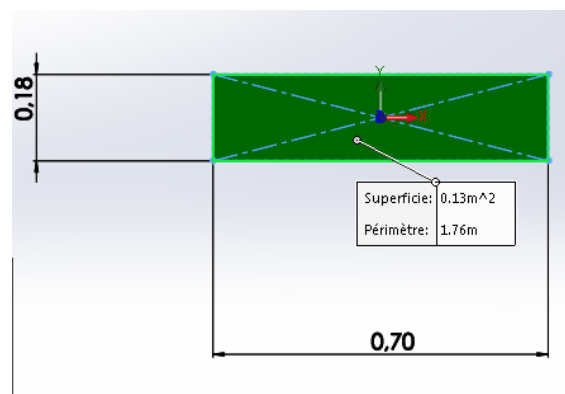


Fig III. 17 Dimensions de la queue horizontale (mm)

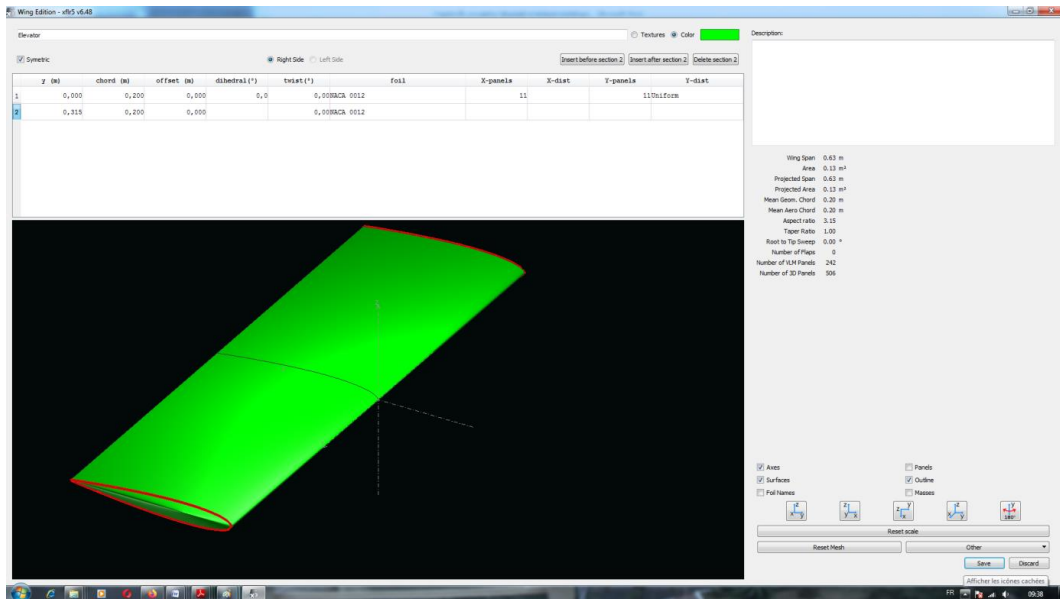


Fig III. 18 Dessin horizontal de la queue (logiciel XFLR5)

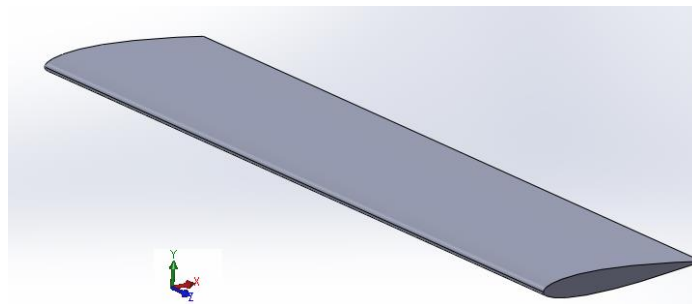


Fig III. 19 Empennage horizontal 3D(SolidWorks)

III.1.3.4.2. Calcul du bras de levier BL

Après avoir choisi le Vs de notre stabilisateur on peut maintenant calculer BL et cela par la formule suivante :

$$BL = Vs \times CAMa \times \frac{Sa}{Ss} \dots \dots \dots III. 10$$

Avec :

- BL : bras de levier de stab (mm)
- Vs : volume de stab (sans unité)
- CAMa : corde aérodynamique moyenne de l'aile (mm)
- Sa : surface alaire (dm²)
- Ss : surface de stab (dm²)

Alors :

$$BL = 0.6 \times 336.29 \times \frac{6.65}{1.33}$$

$$BL = 1032.15mm$$

En redessine maintenant le stabilisateur à sa place, derrière l'aile, en prenant compte de la valeur de BL. Pour plus de facilité, reportez une distance B entre les bords d'attaque à l'emplanture de l'aile et du stabilisateur. Compte tenu de ce qui a été dit sur BL, la distance B se calcule comme suit :

$$B = BL + (Da + 0,33 \times CAMa) - (Ds + 0,25 \times CAMs) \dots\dots\dots III.11$$

Avec :

- B : distance recherchée (mm)
- BL : bras de levier de stab (mm)
- Da : distance D de l'aile (mm)
- CAMa : corde aérodynamique moyenne de l'aile (mm)
- Ds : distance D du stab (mm)
- CAMs : corde aérodynamique moyenne du stab (mm)

III.1.3.4.3. Calcul de la corde aérodynamique moyenne du stabilisateur

Le Calcule de CAM_s et distance D_s du stabilisateur, se fait comme pour l'aile.

Alors

$$CAM_s = \frac{2}{3} \times \left[\frac{(Ce^2 + Ce * Cs + Cs^2)}{(Ce + Cs)} \dots\dots\dots III.12 \right]$$

$$CAM_s = \frac{2}{3} \times \left[\frac{(200^2 + 200 * 200 + 200^2)}{(200 + 200)} \right]$$

$$CAM_s = 200mm$$

III.1.3.4.4 Calcul de la distance D du stab (mm)

$$D_s = \frac{1}{3} \times \left[\frac{(Ce+2*Cs)}{(Ce+Cs)} \times f \dots\dots\dots III.13 \right]$$

Avec :

D_s : "distance D" du stabilisateur (mm)

C_e : corde d'emplanture (mm)

C_s : corde de saumon (mm)

f : flèche du bord d'attaque (mm)

Notre stabilisateur est de forme rectangulaire alors la f : flèche du bord d'attaque est nulle.

Alors ;

$$D = 0$$

Après l'application numérique de l'équation III. 11 on a trouvé que

$$B = 1032.15 + (51.69 + 0,33 \times 336.29) - (0 + 0,25 \times 200).$$

$$B = 1144.82mm$$

III.1.3.5. Conception d'empennage verticale

En outre, une queue verticale effilée a été sélectionnée. Le volume de la queue verticale a été obtenu avec les mêmes étapes que la queue horizontale.

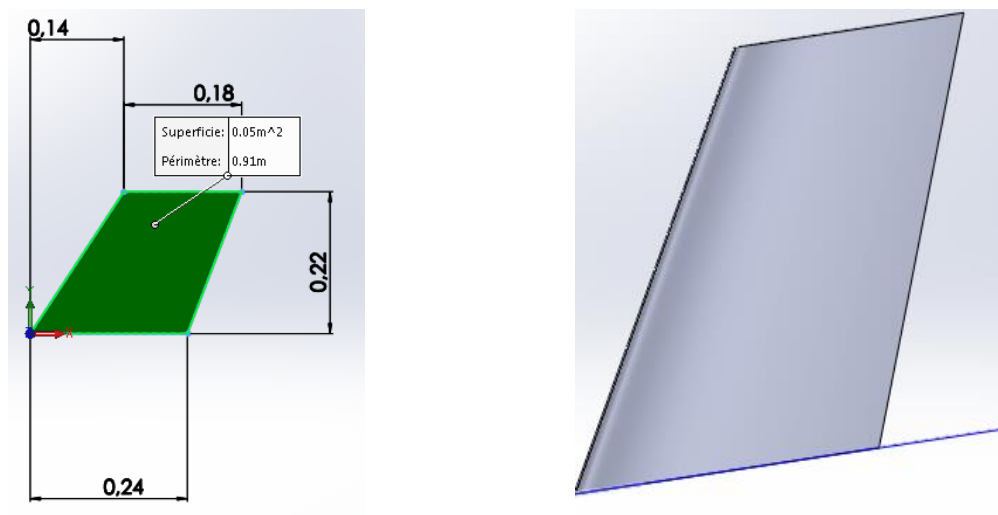


Fig III. 20 Dimensions de la queue verticale (mm)

III.1.3.6. Conception d'empennage complet

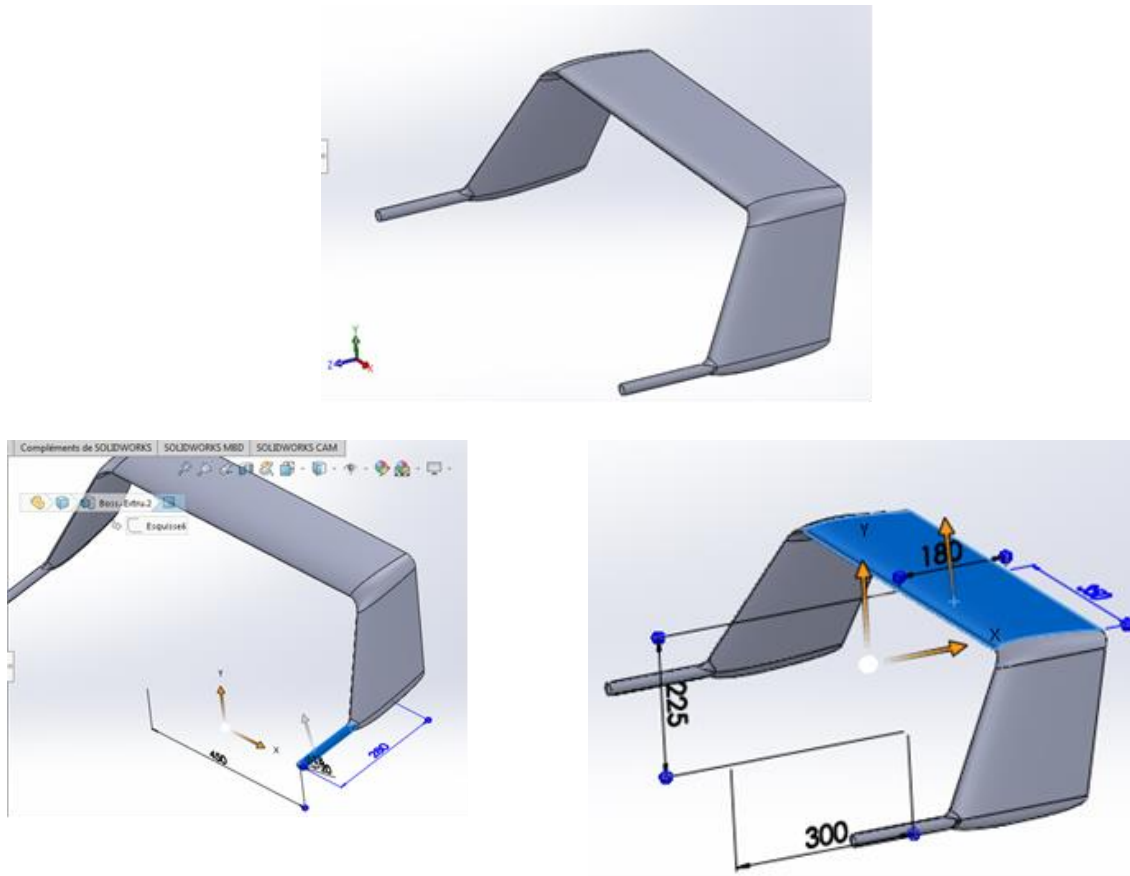


Fig III. 21 Empennage complet 3D(SolidWorks)

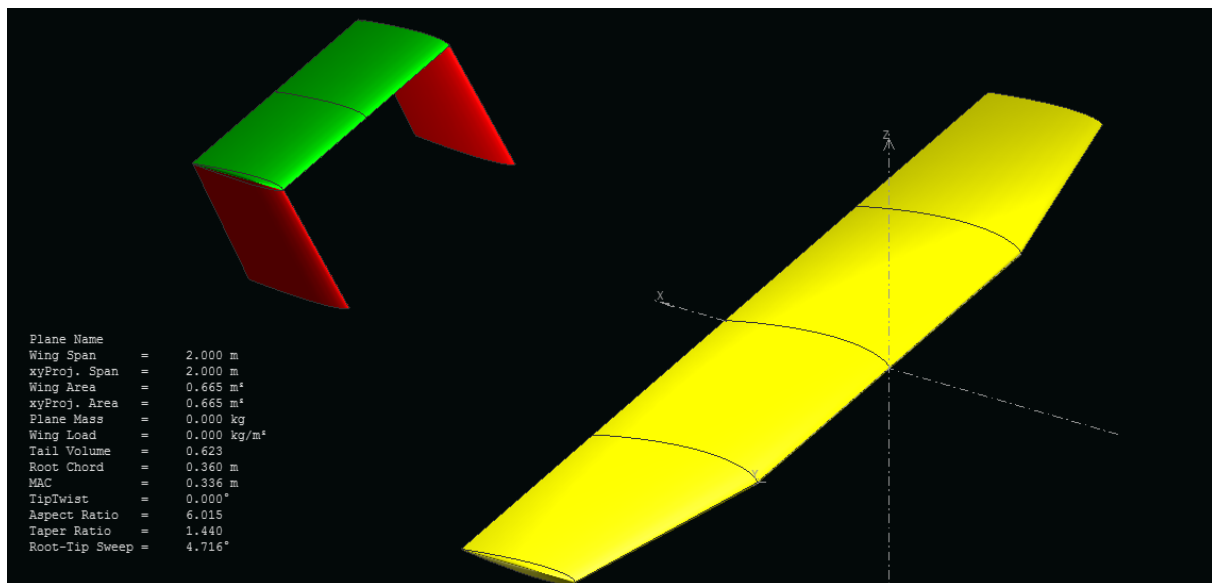


Fig III. 22 Dimensions de la queue verticale (mm)

III.1.4. Configuration du quadri rotor

III.1.4.1. L'emplacement des poutres

Notre drone est de configuration bipoutre, alors les poutres vont passer de l'empennage arrière traversant l'aile centrale jusqu'à l'avant du fuselage de 1.65m d'envergure. L'espacement entre les deux poutres encastées dans les dérives ne doit pas dépasser l'envergure des empennages vertical qui est 900 mm.

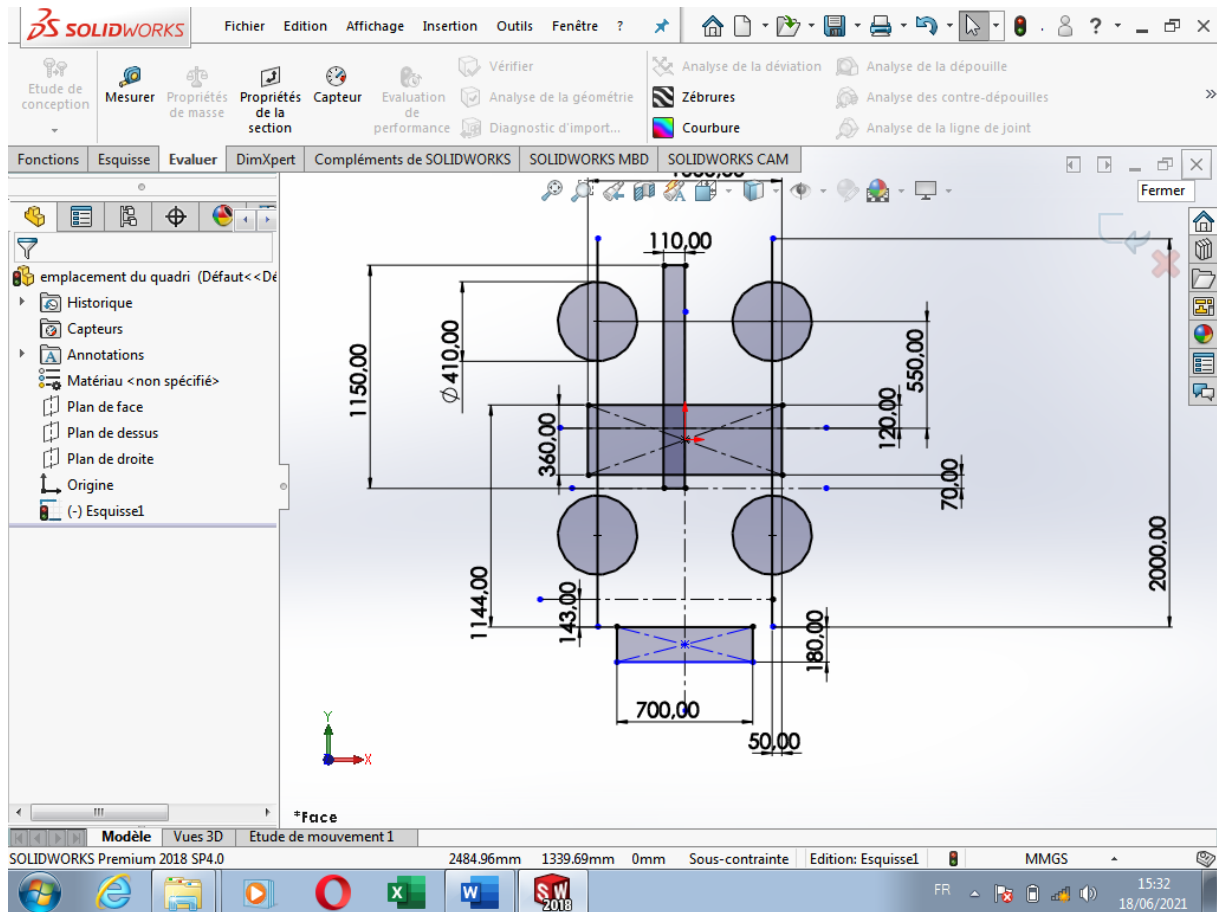


Fig III. 23 dimensionnements du quadri rotor

III.1.4.2. Le centre de gravité du quadri rotor

Il faut que le centre de gravité du quadri rotor soit pointu sur le centre de gravité du drone et ce dernier se trouve au premier 1/3 de la corde de l'aile, c'est-à-dire l'axe de symétrie du quadri rotor se trouve à ce niveau.

III.1.4.3. Envergure du quadri rotor

Afin d'éviter que les hélices du quadri rotor touchent le fuselage, les dérives et l'hélice du moteur arrière, on a estimé que l'envergure des quadri rotor est 1100mm, comme la figure **Fig III. 22** nous montre ;

III.1.4.4. Le choix de poutre

III.1.4.4.1 Matériau

Le tableau suivant permet de comparer les modules spécifiques de l'acier, CFRP (*Carbon Fiber Reinforced Plastic*)

Matériau	Module d'Young (GPa)	Densité (kg/m ³)	E/ρ (Nm/kg)
Acier	210	7800	$26,92 \cdot 10^6$
Aluminium	70	2700	$25,92 \cdot 10^6$
CFRP	234 (longitudinal)	1780	$131,46 \cdot 10^6$

Tab III. 4 Les caractéristiques des matériaux

On voit que l'acier et l'aluminium sont presque à égalité. Par contre le CFRP est largement en tête. Alors, on a choisi notre poutre de matériau CFRP (*Carbon Fiber Reinforced Plastic*) pour ces caractéristiques imbattables.

III.1.4.4. 2. Dimensionnement du tube

Il reste à choisir la section de la poutre. Comme c'est une poutre circulaire creuse, il faut choisir les deux diamètres. Cependant, pour un diamètre extérieur donné, le diamètre intérieur est en général imposé par le fournisseur.

Comme le but est de limiter le déplacement en bout de poutre, le dimensionnement de celle-ci se fera à base de la rigidité plutôt qu'à la résistance. On peut déterminer la déflexion au bout de la poutre comme suit :

a. Flexion de la poutre

Considérons simplement une poutre encastree de longueur L soumise à une charge répartie Q [N/m] (son poids propre) à une charge concentrée du moteur F (N) et à une charge concentrée en bout P [N] (ici, la moitié du poids des empennages et de la portance de l'empennage horizontal, par symétrie).

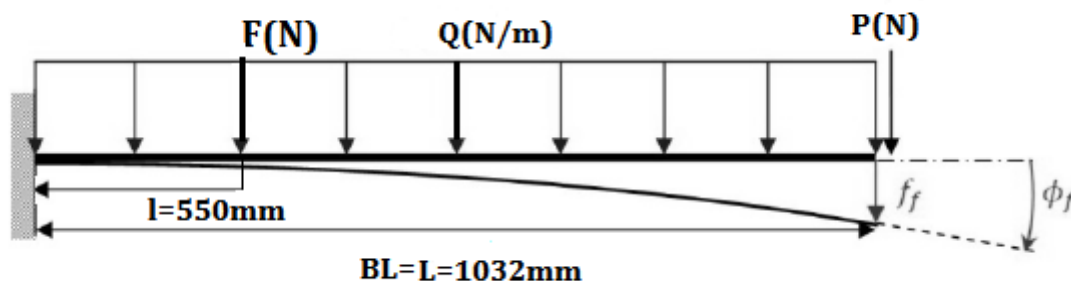


Fig III. 24 les charges appliquées sur la poutre

Par le principe de superposition, on peut additionner les trois (03) chargements, il en résulte la déflexion suivante :

$$f_f = f_F + f_Q + f_P$$

en regroupant tous les charges appliquées sur la poutre en résulte la déflexion suivante :

$$f_f = \frac{1}{EI} \left(\frac{Fl^2L}{2} - \frac{PL^3}{2} - \frac{qL^4}{6} + \frac{Fl^3}{6} + \frac{PL^3}{6} + \frac{qL^4}{24} \right)$$

Où

E: Est le module d'Young (donné par le fournisseur)

I : L'inertie de section de la poutre.

l : la longueur entre moteur arrière et l'aile

L : le bras de levier déjà calculé nommé B

F : force appliquée par le moteur de quadri

Q : force appliquée par la poutre

P : force de portance de l'empennage

1) Calcul de la charge Q(N)

$$q(N) = \frac{\text{masse poutre} * g}{L}$$

2) Calcul de l'inertie de section I

L'inertie de section de la poutre est calculée par la formule suivante :

$$I = \frac{D_{ext}^4 - D_{int}^4}{64}$$

Où :

D_{ext} : diamètre extérieur du tube

D_{int} : diamètre intérieur du tube

3) Calcul de la charge appliquée par l'empennage

Tout d'abord, il faut déterminer la portance qui agit sur l'empennage. Pour cela, on peut simplement considérer le pire des cas, c'est-à-dire quand la portance est maximale. Seule la moitié de cette portance sera appliquée par symétrie. La portance est donc donnée par :

$$P(N) = \frac{L_T}{2} = \frac{1}{2} \rho * V^2 * \frac{S_T}{2} * CL_{max}$$

Où $S_T=0.13m^2$ est la surface de l'empennage horizontal, V est la vitesse, choisie à 27.33 m/s et CL_{max} est le coefficient de portance maximum. Ce dernier peut être évalué de

manière rapide en prenant environ 90% du coefficient de portance maximum CL_{max} du profil (un NACA-0012) :

$$\begin{aligned} CL_{max} &= 0.9 * CL_{max} \\ CL_{max} &= 0.9 * 1.4 \\ CL_{max} &= 1.26 \end{aligned}$$

La portance est alors :

$$\begin{aligned} \frac{L_T}{2} &= \frac{1}{2} * 1.25 * 27.33^2 * \frac{0.13}{2} * 1.26 \\ P(N) &= \frac{L_T}{2} = 38.23 \text{ N} \end{aligned}$$

4) Calcul de la charge appliquée par moteur

Dans notre cas la force appliquée par le moteur arrière du quadri a une influence sur la déflexion de la poutre ,alors on peut la calculée comme suit :

$$F(N) = \text{Masse moteur} * g$$

On voit donc que pour diminuer les déflexions, on peut :

- Augmenter l'inertie de section
- Prendre un matériau plus rigide
- Diminuer la longueur

Cependant, il faut remarquer que le fait d'augmenter la rigidité peut conduire à une augmentation de masse et donc à une augmentation du poids par unité de longueur Q

En fait, ici c'est la rigidité spécifique E/Q qu'il faudra maximiser pour une géométrie donnée.

De plus, diminuer la longueur sera ici difficile à réaliser car cela modifiera le bras de levier de l'empennage horizontal (distance entre le centre aérodynamique de la surface portante, soit le quart de corde dans ce cas-ci, et le centre de gravité) ainsi que le bras de levier de l'empennage vertical. L'équilibre longitudinal sera alors modifié.



Fig III. 25 Bras de levier des empennages

En conclusion, c'est plutôt l'inertie que nous allons augmenter en modifiant la section droite des poutres.

Dans notre marché on a que les poutres de sections : 17mm, 20mm et 24mm, et Pour faire le choix entre ces sections, une application sous Excel a été faite afin de savoir le qu'elle de ces poutres à une déflexion minium.

Dimensions	D(mm)	d(mm)	I	E	w Poutre(Kg)	W moteur	L(mm)	l(mm)	F(N)	Q(N/m)	P(N)	la flèche
16x20	20	16	158976	85000	0,27	0,305	1,032	0,55	2,99205	2,56656977	38,23	-7,389252351
16x13	16	13	65090	85000	0,2	0,305	1,032	0,55	2,99205	1,90116279	38,23	-17,92440111
20x24	24	20	329276	85000	0,4	0,305	1,032	0,55	2,99205	3,80232558	38,23	-3,612795102

Tab III. 5 calculs de la flèche causée par les poutres

D'après les résultats obtenus sur le tableau, la poutre de section 24mm qui a un minimum de flèche alors elle est notre choix



Fig III. 27 : la poutre en fibre de carbone 20x24

III.1.5. Surface de contrôle

Il y a deux aspects principaux pour concevoir les surfaces de contrôle, à savoir leur position et leur taille. Les faire varier donnera différents degrés d'efficacité de contrôle en termes de roulis, de tangage et de lacet.

III.1.5.1. Surfaces des ailerons

Les exigences des ailerons ont été obtenues à partir de la figure Fig III.14, le choix des valeurs sera réalisé à partir de l'exigence suivante.

- ✓ La surface de l'aileron est de 15% de la surface de l'aile

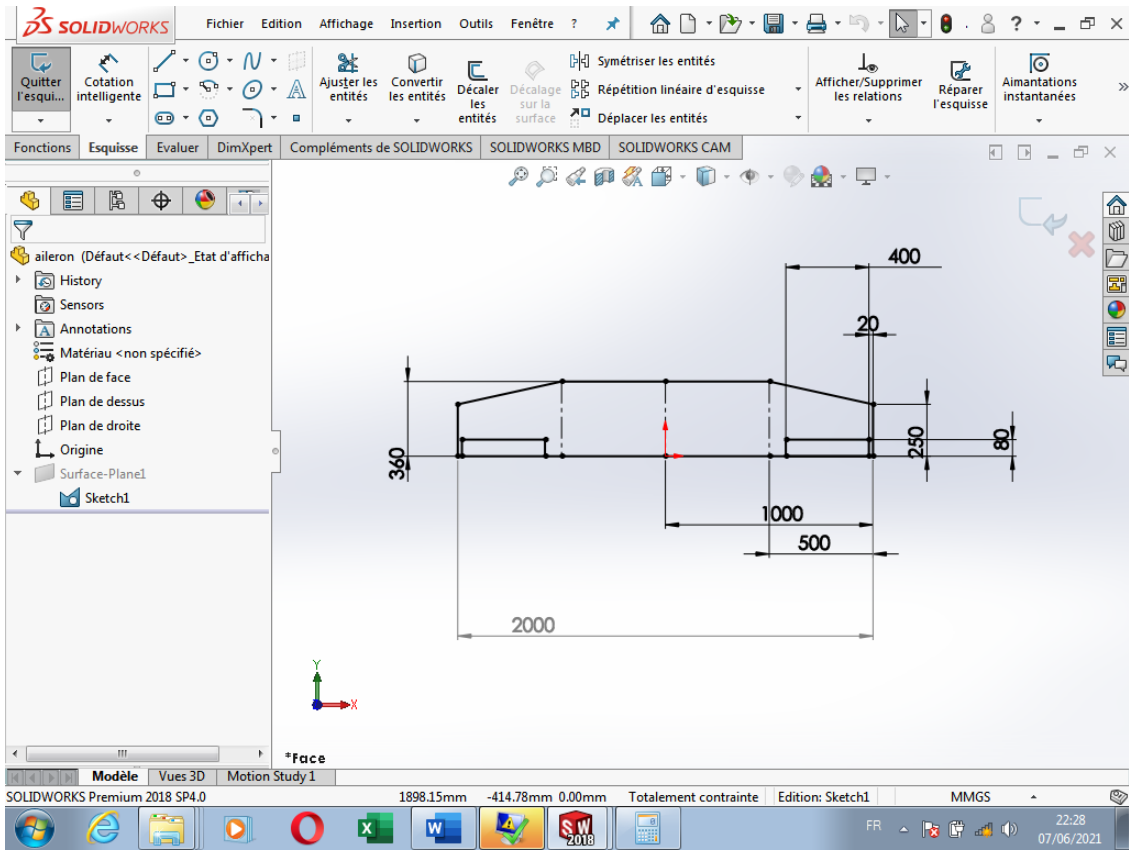


Fig III. 27 Dimensions de l'aileron (mm)

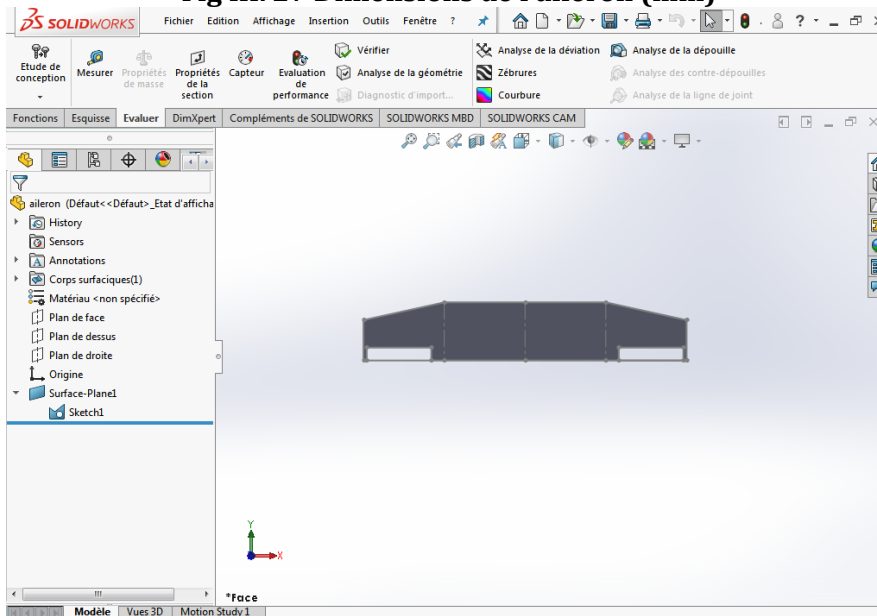


Fig III. 28 Aileron dimensions

III.1.5.2. Surfaces des gouvernes de direction

Les exigences du dessin de la gouverne de direction GD a été obtenue à partir de la figure (Fig III.14) , le choix des valeurs sera réalisé à partir de l'exigence suivante.

- ✓ Les surfaces des gouvernes de direction GD est de 30% de la surface de la dérive comme la figure Fig III.25 nous montre

On a :

$$\text{Surface GD} = 0.3 \text{ surface dérive} \Rightarrow S_{GD} = 0.3 * 0.043 = \mathbf{0.013 \text{ m}^2}$$

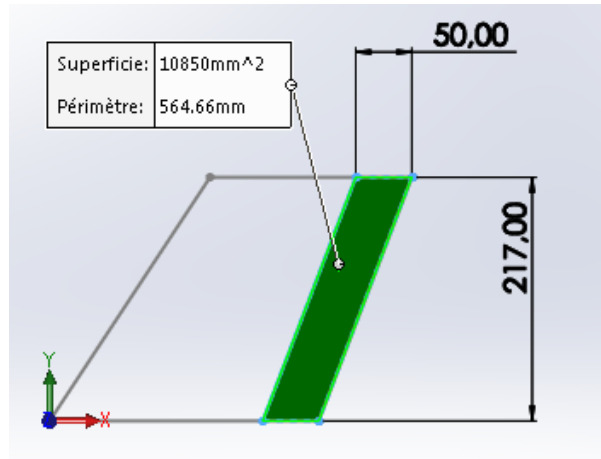


Fig III. 29 Dimensions du Gouverne de direction

III.1.5.3. Surfaces de gouverne de profondeur

Les exigences du dessin de la gouverne de profondeur GP a été obtenue à partir de la figure (Fig III.14) , le choix des valeurs sera réalisé à partir de l'exigence suivante.

- ✓ La surface de la gouverne de profondeur GP est de 25% de la surface du stabilisateur comme la figure Fig III.26 nous montre

On a :

$$\text{Surface GP} = 0.25 \text{ surface stabilisatrice}$$

Alors ;

$$S_{GP} = 0.25 * 0.13 = \mathbf{0.0325 \text{ m}^2}$$

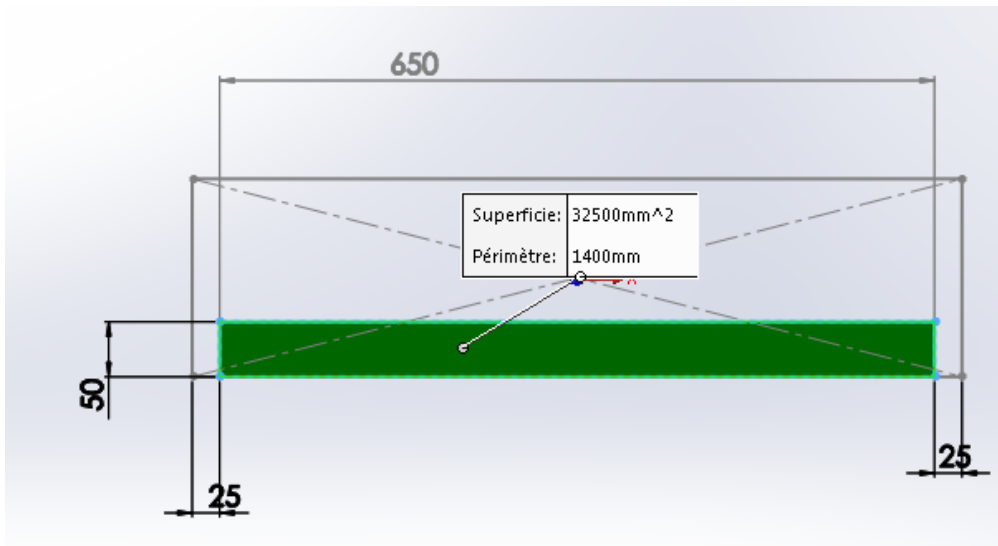


Fig III. 30 Dimensions du Gouverne de profondeur

III.2. Performances

III.2.1. Calcul de la traînée du modèle

La traînée et le coefficient de traînée peuvent être exprimés d'un certain nombre de manières, pour des raisons de simplicité et de clarté, la polaire parabolique a été choisie dans l'analyse. Cela vaut seulement pour le vol subsonique :

$$y = a + bx^2 \dots \dots \dots III. 14$$

Là où "y" peut être remplacé par le CD et le x peut être remplacé par le CL. Par conséquent la variation de CD en fonction de CL est modélisée avec le modèle parabolique suivant :

$$CD = a + bCL^2 \dots \dots \dots III. 15$$

Maintenant, nous devons déterminer les valeurs ou les expressions pour « a » et « b » dans cette équation. Dans une courbe parabolique symétrique, le paramètre « a » est la valeur minimum pour le paramètre « y ». Par conséquent, dans une courbe parabolique de CD en fonction de CL , le paramètre « a » doit être la quantité minimum de coefficient de traînée (CD.min).

La valeur correspondante pour « b » dans l'équation (III-14) doit être trouvée par l'expérience. Les Aérodynamiciens ont représenté ce paramètre avec le symbole « K ».

Le facteur de correction de la traînée induite « K » est inversement proportionnel à l'allongement d'aile (λ) et au facteur d'efficacité d'Oswald (e).Le rapport mathématique est comme suit :

$$K = 1 / \pi e \lambda^2 \dots \dots \dots III. 16$$

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

$$e = 1.78 (1 - 0.04\lambda^{0.68}) - 0.64 \dots \dots \dots III.17$$

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

$$C_D = C_{D,0} + K_{CL}^2 \dots \dots \dots III.18$$

III.2.1.1. Calcul de CD0

Pour pouvoir calculer le C_{D0} , la méthode de calcul de Nicolaï a été mise en œuvre. Cette méthode permet de déterminer à chaque partie indépendante de drone son coefficient de traînée minimale correspondant :

$$C_{D0} = C_{D0f} + C_{D0w} + C_{D0ht} + C_{D0vt} + C_{D0vtol} \dots \dots \dots III.19$$

a. Fuselage :

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

$$C_{D0f} = C_f f_{LDFM} \left(\frac{S_{wetf}}{S} \right) \dots \dots \dots III.20$$

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

✓ Régime laminaire:

$$C_f = \frac{1.327}{\sqrt{Re}} \dots \dots \dots III.21$$

✓ Régime turbulent:

$$C_f = 0,455 \frac{0.455}{(\log_{10} Re)^{2.58}} \dots \dots \dots III.22$$

Re: Nombre de Reynolds donné par:

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} \dots \dots \dots III.23$$

ρ : Masse volumique de l'air (Kg/m3)(voire l'annexe C).

V: Vitesse de l'avion.

L: Longueur caractéristique dans la direction du vol.

μ : Viscosité dynamique (Kg/m³)(voire l'annexe C).

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

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

$$f_{LD} = 1 + \left(\frac{60}{\left(\frac{L}{D}\right)^3} \right) + 0,0025 \left(\frac{L}{D} \right) \dots \dots \dots III.24$$

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

$$f_M = 1 - 0,08M^{1.45} \dots \dots \dots III.25$$

$$M = \frac{\text{vitesse de drone}}{\text{vitesse de son}} \dots \dots \dots III.26$$

S_{wet} et S sont respectivement la surface mouillée du fuselage, et la surface de référence de l'aile.[9]

- ✓ si $t/c < 0.05$

$$S_{wet} = 2.003 S_{exposed} \dots \dots \dots III.27$$

- ✓ si $t/c > 0.05$

$$S_{wet} = S_{exposed} [1.977 + 0.52(t/c)] \dots \dots \dots III.27$$

b. Aile, les empennages horizontal et vertical :

L'aile, l'empennage horizontal et l'empennage vertical sont trois surfaces Portante, ils sont traités d'une façon semblable. Le C_{D0w} , C_{D0ht} et C_{D0vt} sont respectivement donnés par les équations suivantes:

$$C_{D0w} = C_{fw} f_{tcw} f_M \left(\frac{S_{wetw}}{S} \right) \left(\frac{C_{dminw}}{0.004} \right)^{0,4} \dots \dots \dots III.28$$

$$C_{D0ht} = C_{fht} f_{tcht} f_M \left(\frac{S_{wetht}}{S} \right) \left(\frac{C_{dminht}}{0.004} \right)^{0,4} \dots \dots \dots III.29$$

$$C_{D0vt} = C_{fvt} f_{tcvt} f_M \left(\frac{S_{wetvt}}{S} \right) \left(\frac{C_{dminvt}}{0.004} \right)^{0,4} \dots \dots \dots III.30$$

Dans ces équations, C_{fw} , C_{fht} , C_{fvt} sont semblable à ce que nous avons défini pour le fuselage dans la formule (III-20). La seule différence est que la valeur équivalente de L dans le nombre de Reynolds équation (III-23) pour l'aile, et les deux empennages est leurs cordes aérodynamiques (CAM ou C).

Dans un autre mot, la définition du nombre de Reynolds pour une surface portante (par exemple , aile) est:

$$Re = \frac{\rho V C}{\mu} \dots \dots \dots III.31$$

Le paramètre *ftc* est une fonction d'épaisseur relative et est donnée par:

$$ftc = 1 + 2,7 \left(\frac{t}{c}\right)_{max} + 100 \left(\frac{t}{c}\right)_{max}^4 \dots \dots \dots III.32$$

$\left(\frac{t}{c}\right)_{max}$ Étant l'épaisseur relatif maximale. Les paramètres *Swetw*, *Swetht*, et *Swetvt* sont la surface mouillée de l'aile, de l'empennage horizontal, et de l'empennage vertical respectivement.

Il existe une méthode simplifiée pour déterminer la surface mouillée d'une surface portante avec une exactitude acceptable. Comme l'aile et les gouvernes ne sont pas trop épais (moyenne environ 15%), la surface mouillée est donnée par:

$$Swet = 2 \left[1 + 0,5 \left(\frac{t}{c}\right)_{max} \right] b C \dots \dots \dots III.33$$

Le paramètre *Cdmin* dans les équations (III-21, 22, 23), est le coefficient de traînée minimale de profil d'aile ou de la gouverne. Il peut être tiré à partir de la polaire du profil.

c. Application numérique :

Après une application numérique sous Excel, on a trouvé les résultats suivants :

Les données			
Allongement (λ)	6	Re	501474,9209
L/D fuselage	3,484848485	Vitesse V(m/s)	27,77777778
Longeur fuselage (L)	1,15	Viscosité dynamique	1,69374E-05
Diamètre fus(D)	0,33	Masse volumiqu	0,90925
Surface fuselage	0,58	MAC(cord moyen)	0,336290727
surface mou fuselage	0,63	Altitude (m)	3000
surface aile	0,665	viscosité absolue(m ² /s)	0,000014607
surface aile mouillée	0,69	Célérité du son	
CAM ail	0,336290727	Rapport des viscosités C	1,27527
CAM EMP	0,2	viscosité à 3000(m ² /s)	1,86279E-05
t/c aile	0,15	Célérité du son	328,583
cd min aile	0,008	Nbr MAC	0,084538086
S stabil	0,13	d'efficacité d'Oswald e	0,899218651
S mouillée stab	0,26	facteur de correction K	0,009837903
t/c sta	0,12		
cd min empe	0,009239		
S mouillée dérive	0,2		

Tab III.6. Les données utilisées pour calculer CD0

Re fuselage	Cf	FLD	FM	CDof	
1714873,807	0,001013339	2,426461772	0,997775072	0,002324234	
Re aile	Cfw	Ftc	FMw	CD0w	
501474,9209	0,0018739	1,455625	0,997775072	0,003726215	CD0
Re Stabilisateur	Cfht	Ftcht	FM	CD0ht	0,035852595
298238,923	0,002429902	1,344736	0,997775072	0,001781706	
Re dérive	Cfw	Ftc	FM	CD0vt	
298238,923	0,002429902	1,344736	0,997775072	0,02802044	

Tab III.7 les résultats du calcul de CD0

III.2.1.2. Calcul de CD

En remplaçant la valeur de CD0 et K de l'équation (III-18) on obtient l'expression de CD en fonction de CL :

$$CD = 0.0358 + 0.0089CL^2$$

III.2.2. Vol en palier

III.2.2.1 Equilibre des forces :

Dans le vol en palier accéléré, les forces sur un avion sont la portance **L** normal au 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**).

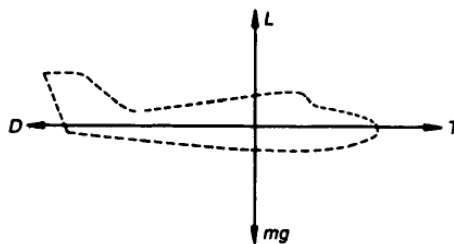


Fig III.31 : Equilibre des forces.

L'équilibre des forces mène alors aux équations :

$$T - D = m \frac{dv}{dt} \dots \dots \dots III.34$$

Ou dans le vol régulier ($V=cte$) :

$$T - D = 0 \dots \dots \dots III.35$$

Et :

$$L - mg = 0 \dots \dots \dots III.36$$

III.2.2.2 Vitesse de décrochage

Prenant la dernière équation III-36, remplaçant la portance par son expression $L = \frac{1}{2}\rho V^2 SCL$ et la résolvant pour la vitesse V nous trouvons :

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho SCL}} \dots \dots \dots III.37$$

Nous employons le coefficient de portance maximum nous obtenons la « **vitesse de décrochage** » :

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho SCL_{max}}} \dots \dots \dots III.38$$

On sait que :

CL_{max} est le coefficient de portance maximum. Ce dernier peut être évalué de manière rapide en prenant environ 90% du coefficient de portance maximum CL_{max} du profil (NACA-2415) :

$$CL_{max} = 0.9 \times Cl_{max} \dots \dots \dots III.39$$

$$CL_{max} = 0.9 \times 1.26 = 1.134$$

AN :

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2 * 8 * 9.81}{0.909 * 0.665 * 1.134}} = 15.12 \text{ m/s}$$

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

$$V_{approch} = 1.3 * V_{stall} \dots \dots \dots III.40$$

$$V_{approch} = 1.3 * 15.12 = 19.66 \text{ m/s}$$

$$V_{takeoff} = 1.4 * V_{stall} \dots \dots \dots III.41$$

$$V_{takeoff} = 1.4 * 15.12 = 21.17 \text{ m/s}$$

III.2.2.4. Finesse de l'avion

Après avoir calculé la trainée totale de l'avion, la finesse maximale de l'avion est calculée comme suite :

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \sqrt{\frac{1}{4 \frac{1}{\pi e \gamma C_{D0}}}} \dots \dots \dots III. 42$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \sqrt{\frac{1}{4 \times 0.049 \times 0.0375}}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 10.9$$

III.2.2.5. Endurance

En général les méthodes simples de détermination de l'endurance d'un drone sont adaptées pour les véhicules qui subissent des changements de poids en raison de consommation de carburant.

Etant donné dans le cahier de charge l'utilisation d'un système d'alimentation électrique, il est nécessaire de déterminer l'endurance en calculant :

Energie de batterie = $V_{batt} \times C$ (mAh) III. 53

Energie de batterie = $29.6 \times 6,3 = 186,48 \text{ watts}$

Endurance = $\frac{\text{Energie de batterie}}{\text{puissance moteur}}$ III. 54

$E = 186.48 / 1938 = 16,5 \text{ min}$



Chapitre IV

Réalisation de drone

Hybride

Introduction

Ce chapitre est consacré aux différentes étapes utilisées pour réaliser notre drone hybride, commençant par la découpe des pièces par la machine CNC fil chaud, puis on explique toutes les techniques utilisées pour obtenir à la fin notre prototype finale.

IV.1. La machine CNC de découpage au fil chaud :

Tous les composants du drone ont été découpé en polyester grâce à une commande numérique assister par ordinateur équipé d'un fil fin résistif alimenté par un générateur de courant et relié en série avec une résistance pour manipuler la tension du fil, car une surtension de ce dernier peut nous causer des défauts structuraux ou nous bruler un excès de matière.

Un fil d'acier fin et résistif est étiré enseigner à travers la barre ; est chauffé par un courant électrique, ce qui permet de couper le polyester.



Fig. IV.1 : La machine de découpage

La CNC est assistée par un ordinateur, donc un programme de fabrication, et une commande qui contrôle la vitesse. Toutes les découpes ont été faites en mode commande numérique par le logiciel MACH 3 en générant un programme en langage machine spécifique à cette CNC . La figure ci-dessous montre l'interface graphique de MACH3.

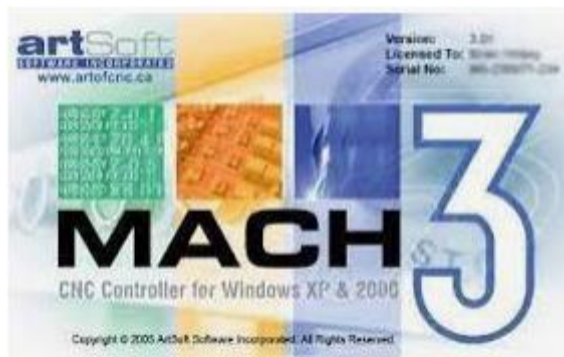


Fig IV .2 : logiciel de commande numérique CNC

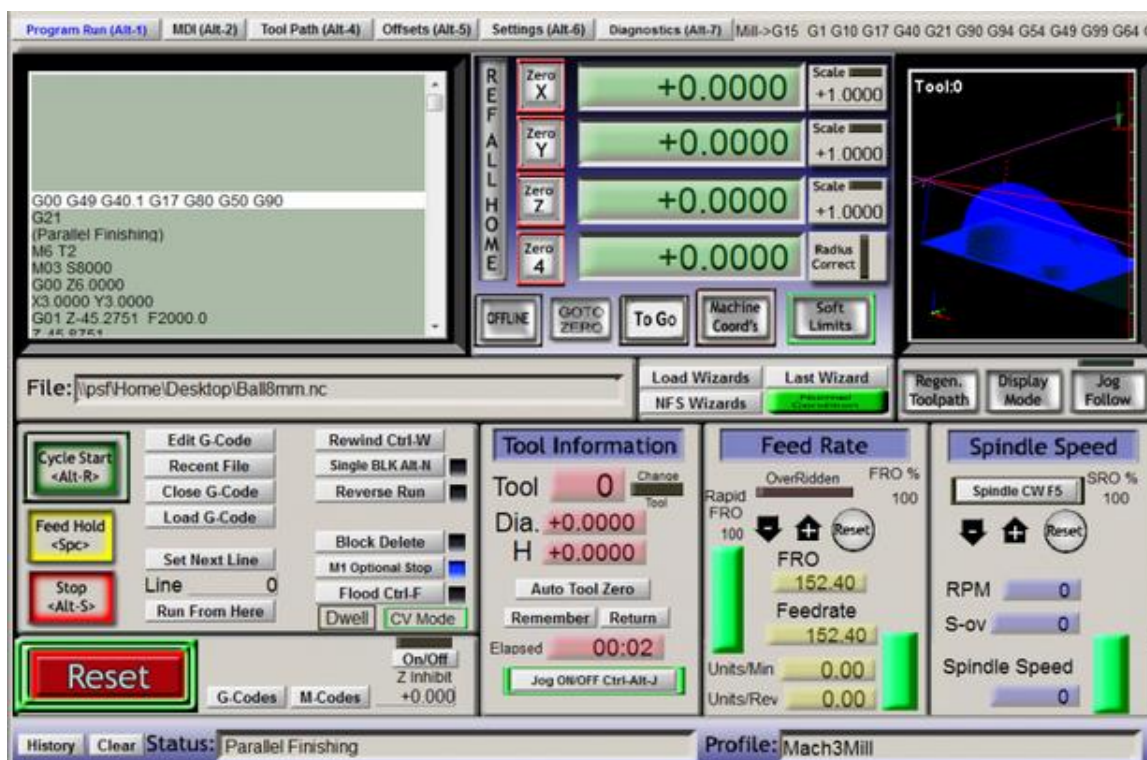


Fig IV.3 : Interface de commande graphique de MACH 3

Le langage machine constitue trois paramètres essentiels écrit comme suit : G01 X0.12 Y2 Z14 A25

Avec :

- **G01** : Commande d'évolution de l'outil, le 01 signifie une translation dans la matière

quant 00 et choisis pour le guidage de l'outil à vide hors matière, le 02 et 03 pour une manœuvre de rotation en intégrant le rayon et le centre de cercle a dessiné.

- **X0.12 Y2 Z14** : Commande des coordonnées des points générés.
- **A25** : Commande de vitesse d'évolution de l'outil, elle est choisie en fonction de la tension du fil résistif.

IV.2. La Conception finale du NADJAH 200 sous SolidWorks :

On a utilisé le logiciel de conception mécanique SolidWorks qui est un outil de conception de modélisation volumique. Pour créer notre modèle volumiques 3D entièrement intégrés.

Les caractéristiques géométriques de drone NADHAH 200 sont les suivants :

- **Aile** : La position de l'aile est une aile haute
 - Le profil utilisé : NACA2415
 - Une partie centrale d'envergure de **1000** mm avec une corde de **360** mm
 - Deux bouts d'aile d'une envergure de **500** mm avec une corde à l'extrémité de **250**mm
 - Envergure totale de l'aile **2000** mm
- **Fuselage** : Le corps du fuselage est composé d'une surface lissée à partir de plusieurs esquisses tracées dans des plans parallèles entre eux dans la direction de l'axe x, le fuselage est pointu à l'avant avec une section frontale de forme arrondie, cet arrondie s'agrandit progressivement du net vers le milieu du fuselage puis il recommence à s'amincir transversalement jusqu'à l'emplacement du moteur arrière
- **Poutres de quadrirotor** : deux poutres en parallèle, dans deux places ; fixées au-dessous de l'aile centrale et fixées à l'arrière dans les deux dérives
 - Circulaire max de diamètre **33** mm
 - Longueur **1800** mm
- **Empennage horizontale** : Elle est fixée sur les empennages verticales
 - Profil : NACA0012
 - Envergure : **700** mm
 - La corde : **180** mm
- **Empennage verticale** : sont fixés au-dessous d'empennage horizontale et son bord d'attaque coïncide avec le bout arrière des poutres.

- Profil : NACA0012
- Envergure : **217** mm
- La corde haute : **180** mm
- La corde basse :240mm

IV.3. Découpage des éléments de drone :

Avant de commencer la réalisation des différents éléments constituant notre drone hybride NADJAH 200 une série des préparatives sont faites tels que :

IV.3.1. Préparation avant découpe

IV.3.1. 1 Préparation du brut

On installe dans l'espace requis de la machine à commande numérique des grands blocs de polyester afin de les découper en petits bloc selon les dimensions des pièce voulues : aile, fuselage, empennage et Par la suite on relie le fil avec le générateur en série et une fois on alimente, le fil se chauffe et pénètre facilement, le brut de polyester, découpant avec précision des petits blocs avec les dimensions voulues

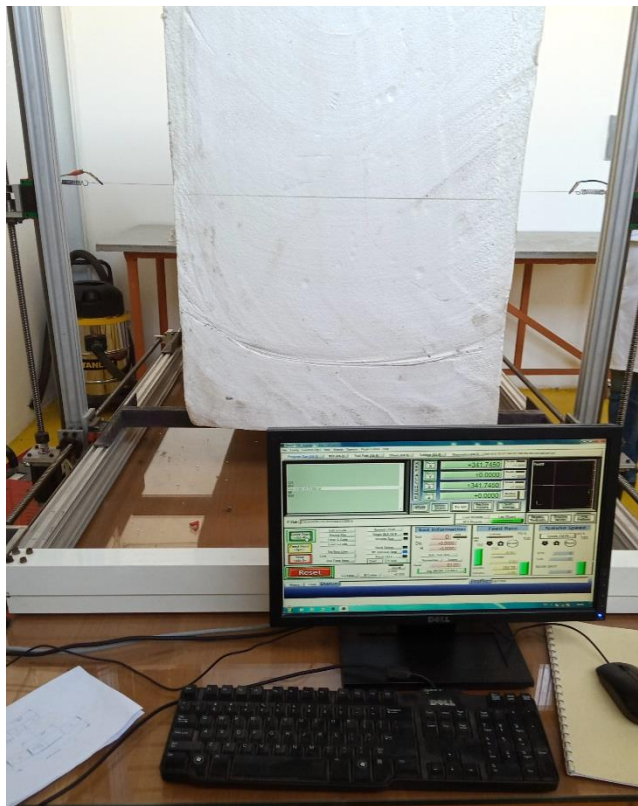


Fig IV.4 : Préparation des bruts

IV.3.1.2. Fabrication d'une feuille(plaque) en composite

Afin de réaliser des cadres et des nervures ainsi que les pièces nécessaires tels que : les plaques de fixation des quatre moteurs sur les poutres et la plaque de fixation du cinquième moteur sur le fuselage et d'autre on a réalisé une plaque de 1m² avec 8 couches de fibre de verre et la résine époxy (voir annexe E).



Fig IV.5 : Fabrication de la plaque en composite

IV.3.2. Le fuselage

Pour avoir la forme du fuselage voulue on a suivi les étapes suivantes :

1. La première partie on a réalisé cinq (05) découpes latérale (transversale) de bloc fuselage afin de mettre entre ces découpes des cadres de renforcement, cette phase de découpe permis seulement d'obtenir le fuselage en forme ovale de vue de dessous, comme les images nous montrent :



(a). La découpe de l'arrière du fuselage



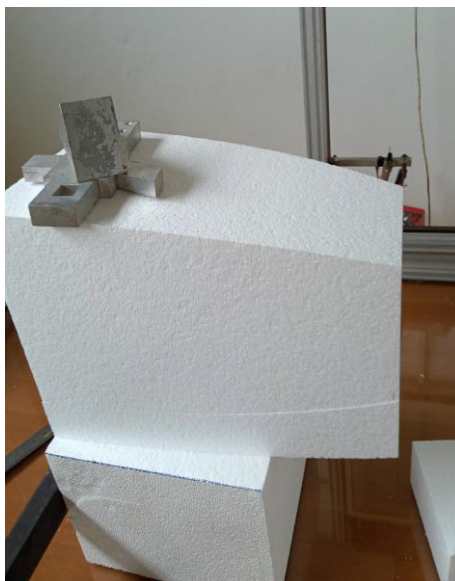
(b). La partie arrière du fuselage



(c). Le découpage de la partie arrière en deux



(d). Le découpage de l'avant du fuselage



(e). La séparation de nez de l'avant du fuselage



(f). Le nez du fuselage

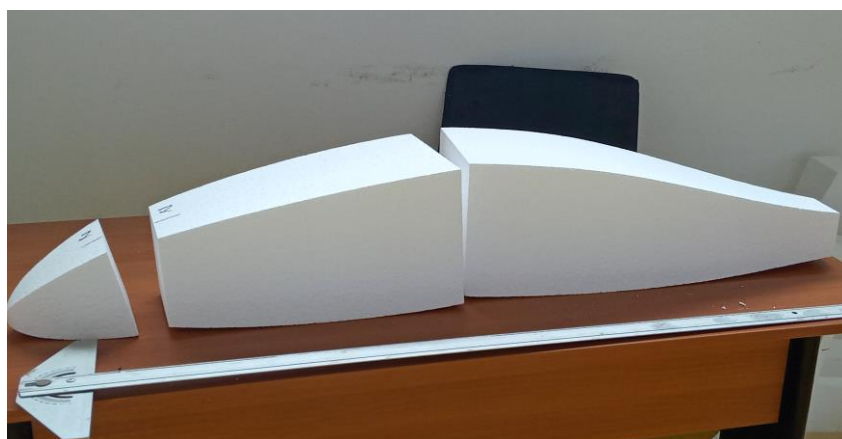


Fig IV.6 : Les grandes coupes du fuselage

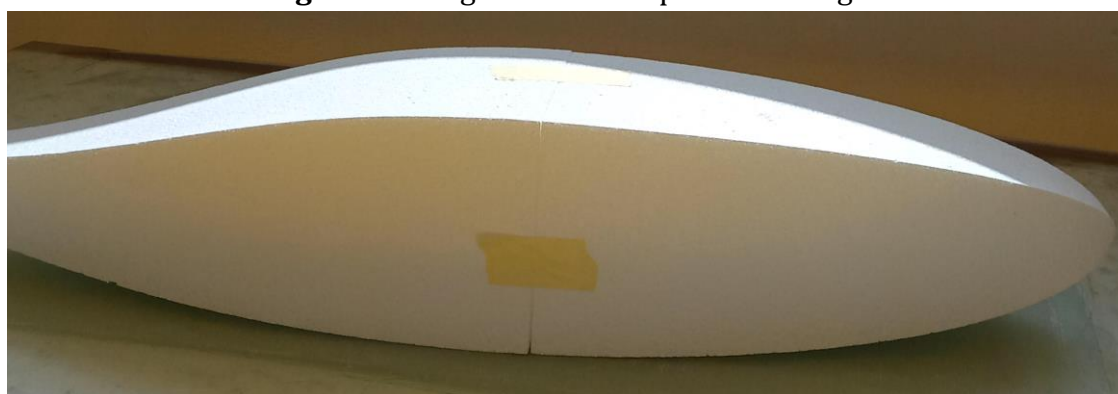


Fig IV.7 : La forme du fuselage en polystyrène

2. La deuxième partie c'est l'évidement du fuselage ; dans cette phase on va vider le fuselage pour placer les batteries, équipements électroniques. Et aussi pour gagner du poids.

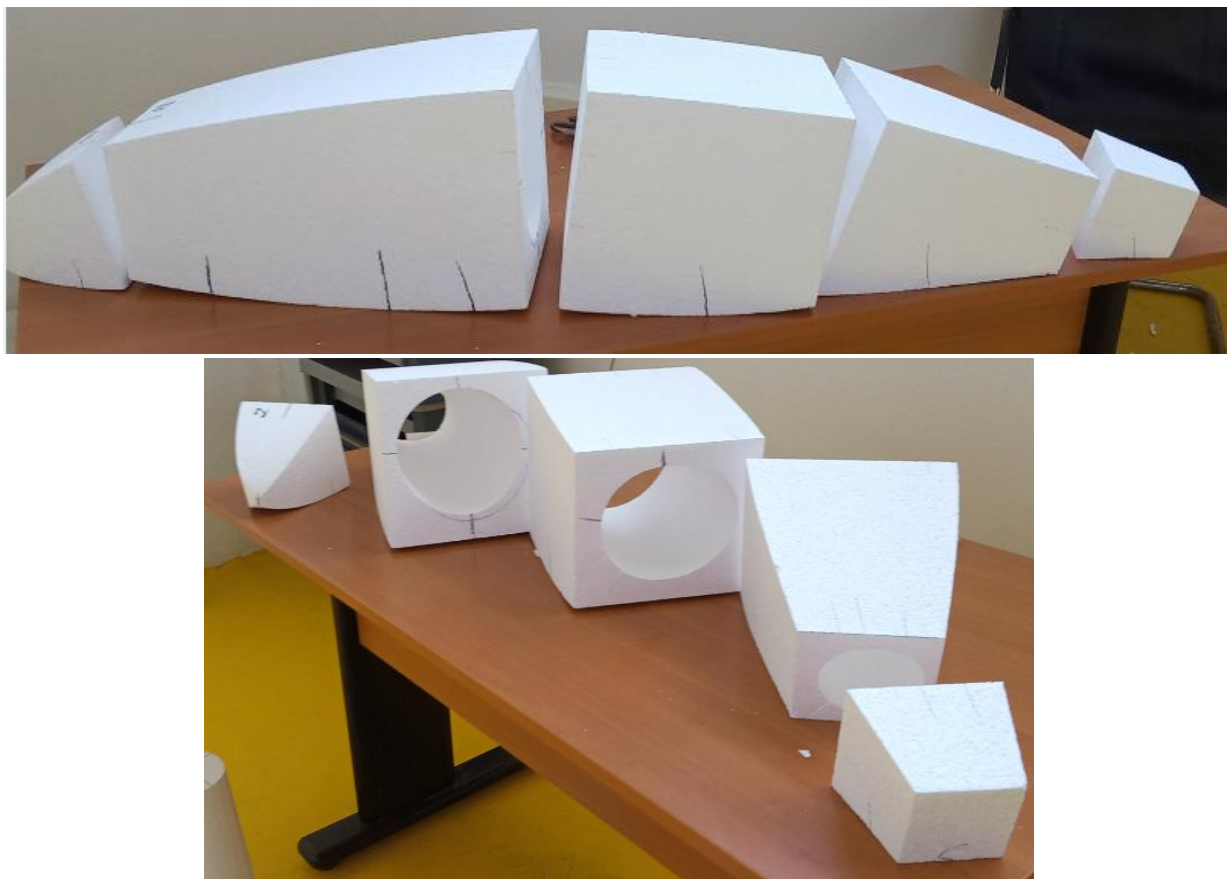


Fig IV.8 : Evidement du fuselage

3. Phase de pansage car la manière de découpe de fuselage par CNC nous a engendré des angles vifs tout au long de sa forme. Et pour cela il nous a fallu une démarche de pansage en utilisant du papier verre pour casser les angles et obtenir une enveloppe lisse et fine.

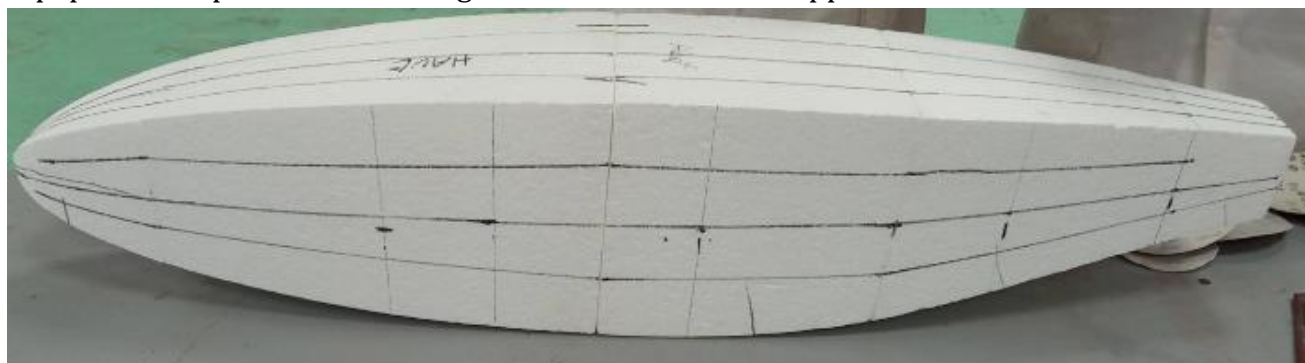


Fig IV.9 : Préparation du fuselage pour le pansage



Fig IV.10 : Pansage du fuselage

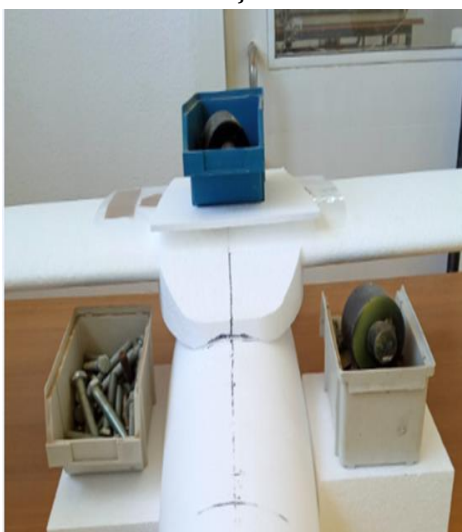


Fig IV.11 : Fuselage après pansage

4. Découpe du support de l'aile centrale et ça fixation sur le fuselage



Découpe du support de L'aile Centrale



Placement du support sur le fuselage



Fixation avec la mousse Du support

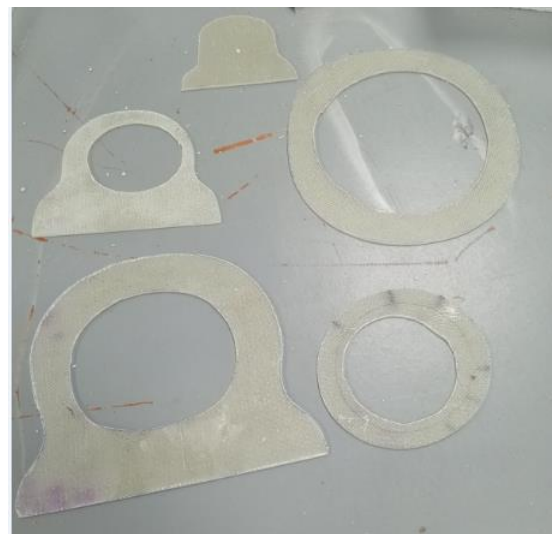


Fig IV.12 : Fuselage avec support de l'aile

5. Découpe des cadres en composite pour le renforcement du fuselage.



**(a) Traçage des cadres de fuselage sur la
Plaque en composite**



(b) Les cadres du fuselage

Fig IV.13 : Les cadres du fuselage

6. Placement des (05) cadres entre les cinq découpes et les collés par la colle résine (annexe E) pour le rendre plus solide. Par la suite les assemblés avec la mousse.



Collage des cadres entre les parties de fuselage

Assemblages des différentes parties du fuselage

Fig IV .14 : placement des cadres dans le fuselage

7. Drapage (revêtement) du fuselage complet comme suit :

- Draper le fuselage complet avec deux couches de fibre de verre de grammage de 200 gr/m^2 mélanger avec la résine époxy (100g de mélange = 70g résine + 30g durcisseur) ; voir l'annexe E .
- Renforcé le fuselage avec des bandes en fibre de carbone de grammage de 250 gr/m^2 mélanger avec la résine époxy ; voir l'annexe E



Fig IV.15 : Revêtement du fuselage avec composite

8. Finition avec de Mastic puis pansage pour avoir une surface lisse.



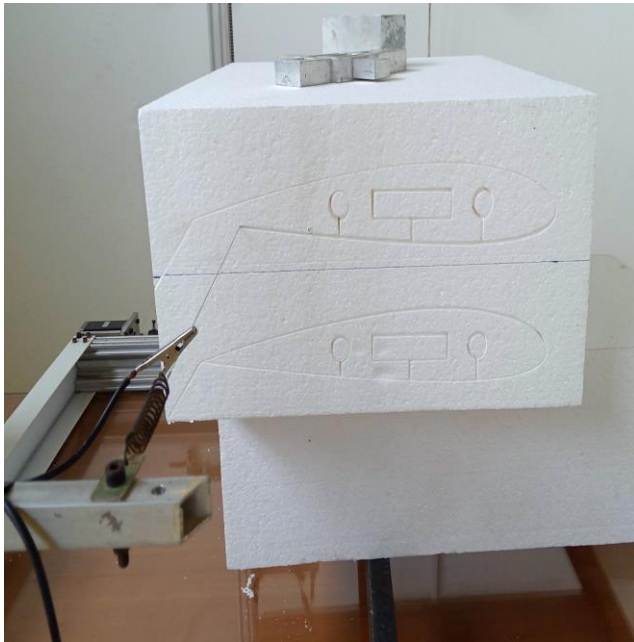
Fig IV.16 : Fuselage fini avec mastic

9. Ouvrir une porte sur le fuselage

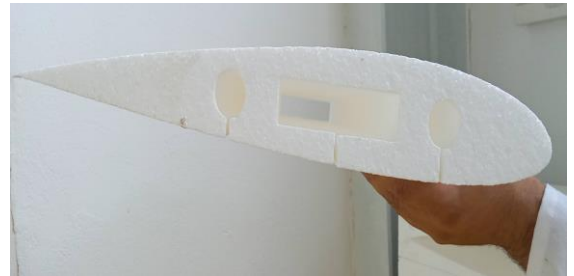
IV.3.3. Les ailes

L'aile est construite à base de polyester, Similaire au fuselage. Et comme elle est sous forme trapèze et démontable, on a effectué (03) découpes, (02) découpes de demi aile trapèze et l'autre découpe pour l'aile centrale et entre eux on a mis 6 nervures même profil que l'aile avec deux longerons traversant toute l'ail. Pour avoir La forme du l'aile voulue on a suivi les étapes suivantes :

1. La découpe de l'aile en 03 parties



Découpage de l'aile centrale



L'aile centrale



L'aile centrale avec longerons



Découpage de l'aile trapèze droite

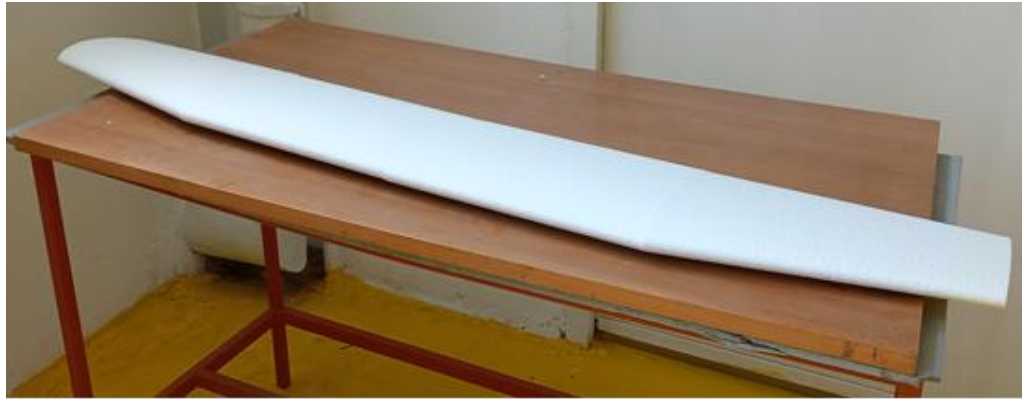


Fig IV. 18 : L'aile complète en polystyrène

2. Deuxième partie est de fermer les vides causés par le fil chaud lors d'évidement de deux longerons



L'effet du fil chaud sur l'aile



Préparation pour le remplissage des vides



Remplissage des vides par La mousse



L'aile centrale après remplissage

L'aile trapèze après remplissage

Finition de l'aile

Fig IV.19 : Remplissage des vides d'aile par la mousse

3. La découpe des (6) nervures en composite de feuille de composite déjà préparée afin de les mettre entre les (3) parties de l'aile en polystyrène.



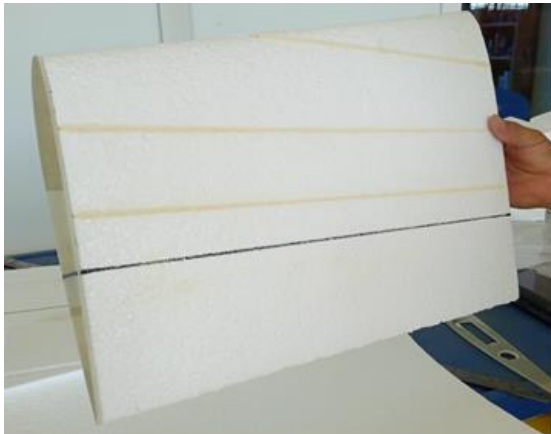
Fig IV.20 : Découpage et finition des nervures

4. Fixation des nervures avec une colle époxy 5 minute (annexe E) sur les côtés de de trois grandes parties de l'aile : deux sur les deux côtés de l'aile centrale et 4 sur les côtés de deux demi ailes trapèzes. Par la suite la fixation de longerons.



Fig IV.21 : fixation des nervures sur les côtés de l'aile

5. Préparation des parties mobiles de l'aile (les ailerons) ; dans cette phase on trace la partie de l'aileron par la suite on met un tissu d'arrachage sur l'articulation de l'aileron



(a) Traçage de la partie de l'aileron



(b) Mettre le tissu d'arrachage

Fig IV.22 : Préparation des parties mobiles (ailerons)

6. Drapage (revêtement) les trois parties de l'aile et cela comme suit :
 - ✓ Draper séparément les trois parties de l'aile avec deux couches de fibre de verre de grammage de $200\text{gr}/\text{m}^2$ mélangées avec la résine époxy (100g de mélange = 70g résine + 30g durcisseur) et une couche de fibre de carbone de grammage de $80\text{gr}/\text{m}^2$ sur le bord d'attaque de l'aile. voir l'annexe E



a) Revêtement de l'aile avec de fibre de verre



b) Revêtement les bords d'attaque avec de fibre de carbone



c) Aile centrale en Composite

Fig IV .23 : Revêtement de l'aile en composite

7. Finition de l'aile avec mastic.

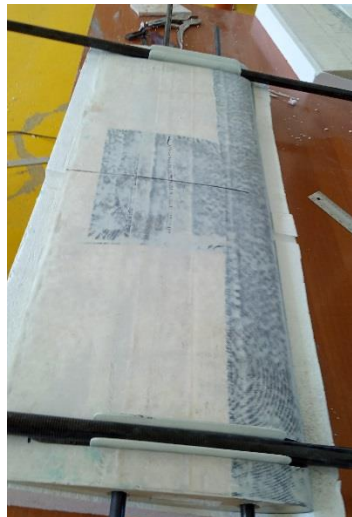


Fig IV.24 : l'aile finie avec mastic

8. Fixation des poutres sous aile.



Traçage de l'emplacement des poutres



L'emplacement des poutres sous l'aile centrale



Revêtement de la poutre Avec composite



Fig IV.25 : L'emplacement des poutres sous l'aile

9. Passage du câblage nécessaire pour l'aile.

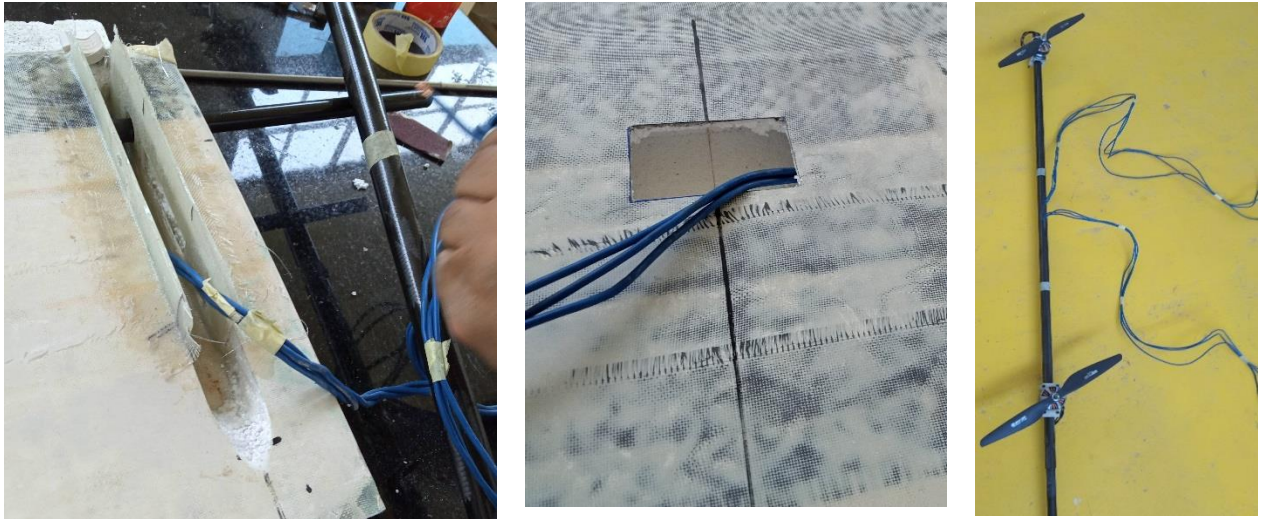


Fig IV.26 : Passage du câblage de l'aile

10. Fixation des servocommandes des ailerons : à cause de non disponibilité des servomoteurs de couple 4kg/cm dans le marché local, on n'a pas mis les servomoteurs mais leurs emplacements sont réservés.

IV.3.4. Les poutres de quadrirotor

Pour les poutres de queue on a utilisé deux tubes en fibre de carbone de diamètre de 24mm, et cela pour leurs rigidités et leurs hautes technologies de construction.

Ces longerons servent comme fixation des quatre (04) moteur de quadrirotor pour les placés on a suivi les étapes suivantes :

1. Découpage des plaques en composite pour la fixation des quatre (04) moteurs sur les poutres.



Fig IV.27 : Plaques de fixation des moteurs

2. Fixation des moteurs sur les poutres.



Fig IV.28 : Fixation des moteurs sur les poutres

3. Fixation des deux poutres au-dessous de l'aile centrale avec de matériaux composite.



Fig IV.29 : Aile avec les moteurs

IV.3.5 L'empennage horizontal et verticales

Pour obtenir les empennages horizontal et vertical voulus on a suivi les mêmes étapes que l'aile :

1. Une seule découpe pour l'empennage horizontale et deux découpes pour les deux dérives gauches et droite.



La découpe de l'empennages verticale



La découpe de l'empennage horizontale



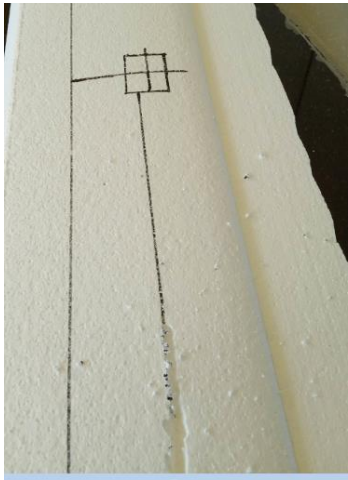
Fig. IV.30 : l'empennage complet

2. Découper les (4) nervures en composite de la feuille de composite déjà préparée afin de les mettre sur les côtés des empennages. (02) sur les côtés de l'empennage horizontal et 02 sur les côtés d'empennage vertical.



Fig IV.31 : Découpage et collage des nervures d'empennages

3. Passage du câblage nécessaire pour les empennages.



Traçage de l'emplacement
du câble



Passage du câblage



Revêtement du câble avec
la mousse

Fig IV.32 : Passage du câblage dans l'empennage

4. Drapage (revêtement) des trois parties de l'empennage comme suit :

- Draper séparément horizontal et verticale avec deux couches de fibre de verre de grammage de 200 gr/m^2 mélangées avec la résine époxy. (100g de mélange = 70g de résine + 30g de durcisseur) voir l'annexe E



Fig IV.33 : Empennage complet après revêtement et passage câblages

5. Fixation des poutres sous les dérives

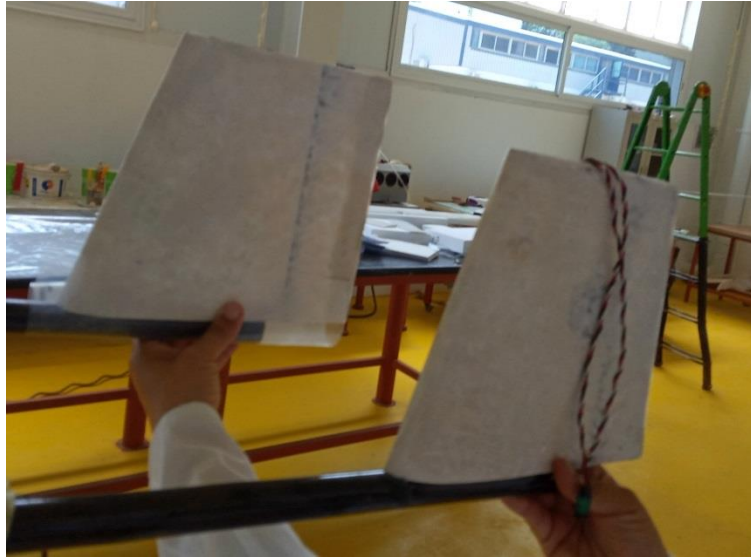


Fig IV.34 : fixation des poutres sous les dérives

6. Fixation des empennages verticale sous l'empennage horizontal

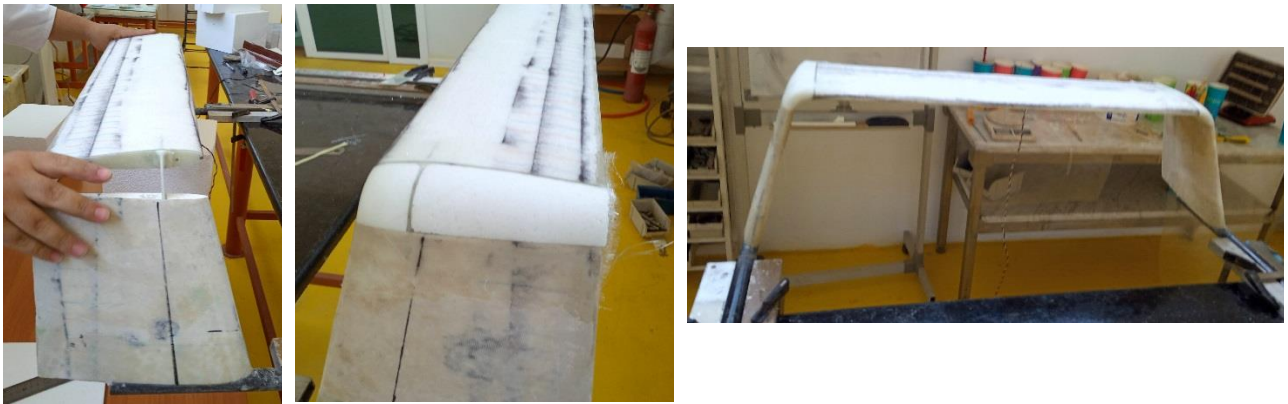


Fig IV. 35 : Fixation des empennages verticale sous l'empennage horizontal

7. Fixation des servocommandes des parties mobiles (les gouvernes de direction et gouverne de profondeur) : à cause de non disponibilité des servomoteurs de couple 4kg/cm dans le marché local, on n'a pas mis les servomoteurs mais leurs emplacements sont réservés.

8. Finition de l'empennage avec mastic



Fig IV. 36 : Empennage fini

IV.4. Assemblages :

IV.4.1. Assemblage de l'aile

La fixation des deux ailes trapèze avec l'aile centrale a été réalisé à l'aide des deux longerons par la suite les fixés avec des vis écrous.



Fig IV. 37 : Assemblage aile

IV.4.2. Assemblage de l'empennage complet avec les poutres

Cette partie est démontable et la fixation est faite par l'intermédiaire d'un autre tube de

carbone de de diamètre 20mm, par la suit les fixés par axe de fixation.

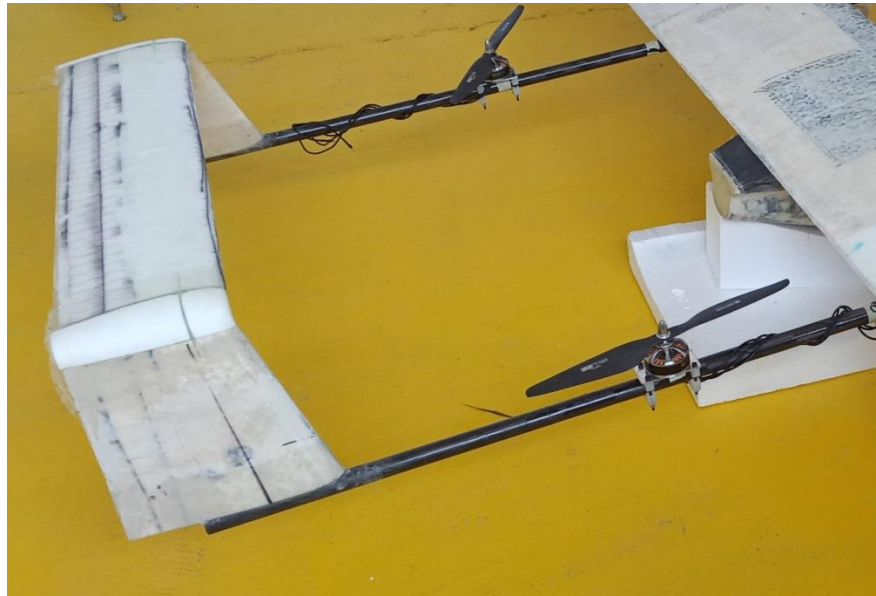


Fig IV. 38 : Assemblage empennages -poutres

IV.4.3. Assemblage de l'empennage - poutres -aile



Fig IV. 39 : assemblage empennage – poutres – aile

IV.4.4. Assemblage de drone hybride NADJAH200



Fig IV. 40 : drone hybride NADJAH200

IV .5. Test de drone NADJAH200

Après l'assemblage, un test de vol vertical démonstrative a été fait.



Fig IV. 41: Test drone hybride NADJAH20

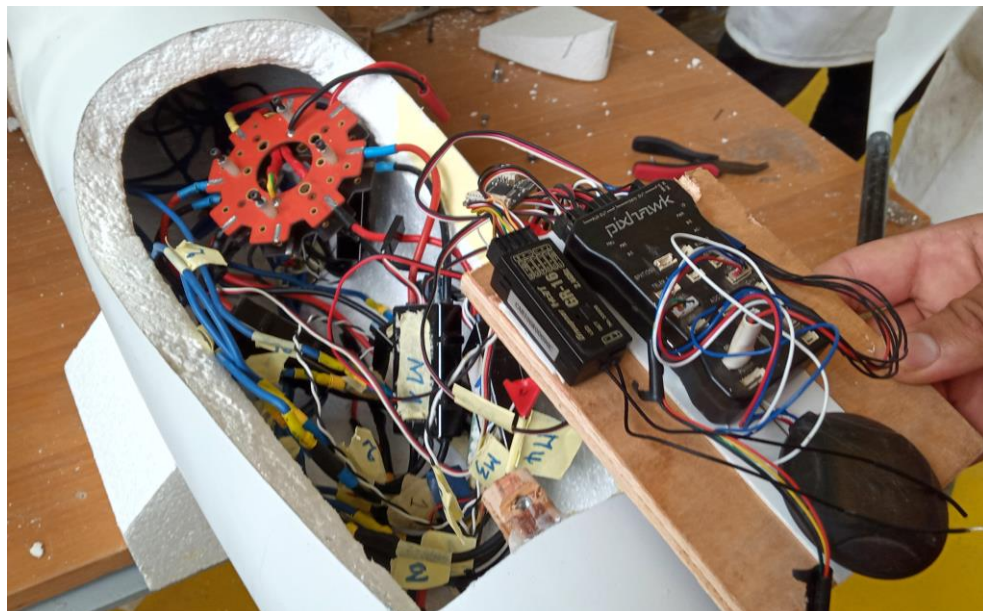


Fig IV. 42: Câblages du drone hybrid NADJAH20

Conclusion générale

Le but de ce mémoire est l'étude, la conception et la réalisation d'un UAV hybride ; cette nouvelle plate-forme intègre un UAV de voilure fixe avec un multiroteur afin d'obtenir une capacité de décollage et d'atterrissage verticaux aussi une grande portée et une longue endurance.

Ce drone hybride a été fabriqué par la méthode de moule perdu ; l'aile, le fuselage et la queue sont construites à base de polystyrène renforcés en fibre de verre GFRP (glass fiber reinforcement plastic) avec une couche supplémentaire de fibre de carbone sur les surfaces de bord d'attaque et les surfaces de contrôle. Le tube en carbone est utilisé comme poutre pour éviter un déplacement élevé au niveau de la flèche jumelée lorsque le quadrirotor est activé.

On a trouvé que cette technique de fabrication est meilleure en termes de poids et temps de production. **La majorité des principaux objectifs ont été atteints avec succès.**

Ce sujet nous a permis de s'initier aux différents logiciels de la conception, la simulation numérique et de toucher directement le domaine de la réalisation des drones mais on a rencontré plusieurs difficultés en conception et en réalisation. Parmi ces difficultés : le dessin de la géométrie dans le logiciel SOLID WORKS et la réalisation du drone tout en respectant les mêmes caractéristiques aérodynamiques sans oublier le manque de matières de base (la résine époxy, les tissus légers et solides...).

Le test de ce prototype est divisé en deux parties principales, le test au sol et le test en vol. Les tests au sol comprennent la vérification de la poussée statique, l'inspection de l'intégrité structurelle, la vérification de la masse et du centrage, le test de chargement et l'observation du comportement de l'UAV en raison de la réponse du moteur au stade de transition.

Le but des essais en vol est de valider le résultat de l'analyse théorique et informatique des UAVs et de fournir des données là où aucune prédiction quantitative ne peut être faite.

Les tests en vol sont divisés en 3 parties, test en vol stationnaire, test en vol avant et test de transition (survol vers vol avant et vice versa). Dans notre cas on a fait seulement le premier test.

Le résultat trouvé sera appliqué à un drone hybride plus grand qui transporte une charge utile importante, en particulier la commande de vol appropriée sera installée pour rendre le drone entièrement autonome. L'ensemble de l'évaluation de ce drone hybride sera utilisé pour l'optimisation de la conception du drone de charge utile plus grande.




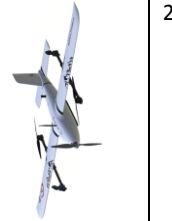
Références Bibliographiques






- [1] Ph.D. Gerardo Ramón Flores Colunga Student: Alejandro Flores Reyes : DESIGN AND DEVELOPMENT OF AN UAV WITH HYBRID FLIGHT CAPABILITIES ; August 2018 León, Guanajuato, México.
- [2] Anderson, J.D-John D. Anderson. «Fundamentals of aerodynamics», Boston, McGraw-Hill 2006.
- [3] Mémoire De Fin d'Etudes Thème « Etude de conception d'un drone », fait par SAID KOUADRI Imene, institut d'aéronautique Blida 2018
- [4] J.Roskam, « airplane design », part I, II, The University of Kansa, 1989
- [6] Mémoire De Fin d'Etudes Thème "Tolérance aux défauts via la méthode backstepping des systèmes non linéaires Application : Système UAV de type Quadrirotor" Mémoire .Présenté au Département Par Mr. KHEBBACHE Hicham UNIVERSITE FERHAT ABBAS DE SETIF 2012
- [6] Mémoire De Fin d'Etudes thème « ELABORATION D'UN MODELE REDUIT EN COMPOSITE BOURAK II » Réalisé par : BOULKOUT Amir et KERROUCHE Rami Encadré par : Mr BENTRAD Hocine. institut d'aéronautique Blida 2015
- [7] Mémoire De Fin d'Etudes thème conception d'un mini drone à voilure fixe Réalisé par : BENCHAI Kada institut d'aéronautique Blida 2018.
- [8] Mémoire De Fin d'Etudes thème « Etude préliminaire d'un UAV Partie structure » Travail réalisé en vue de l'obtention du grade de master Ingénieur Civil en Aérospatiale, rédigé par Laurent Wéra Promoteur Professeur Ludovic Noëls Année académique 2010-
- [9] METHODE SPP CONCEPTION D'UN MODELE REDUIT DE PLANEUR OU D'AVION : https://www.academia.edu/36497754/METHODE_SPP_METHODE_SPP_CONCEPTION_DUN_MODELE_REDUI_T_DE_PLANEUR_OU_DAVION.
- [10] http://claudel.dopp.free.fr/Les_planeurs/Technique/CAM/images/CORDE%20MOYENNE-v1.pdf
- [11] <https://store-en.tmotor.com/goods.php?id=353>
- [12] <https://www.uavgl.com/sale-7849245-new-vtol-drone-180mins-endurance-180km-flight-radius-2-5m-wingspan-battery-power-for-mapping-and-mil.html>
- [13] <https://www.aliexpress.com/i/4001113349550.html>
- [14] <https://quadcrewdrones.com/fixed-wing-vtol-drone-2kg-payload-2hour-endurance-long-range-uav-for-rescue-inspection-survey-security-and-surveillance/>
- [15] <https://www.aliexpress.com/i/4001115343306.html>
- [16] <https://www.surveyworlds.com/sale-12239180-uav-mapping-drone-baby-shark-260-vtol-fixed-wing-uav-drone-for-surveillance-and-mapping.html>
- [17] <https://www.mundorcx.com/drones-industriales/9024-nimbus-vtol-v2-aircraft-for-mapping-and-surveyda16s-combo.html>
- [18] <https://www.armour.gr/catalogues/pdf/ALTI-UAVs.pdf>
- [19] <https://srp.aero/lynx-vtol/>
- [20] <https://www.aerotechinnovation.co.nz/>
- [21] <https://vtolaviations.com/assets/pdf/VTOL-NSA-Brouchure.pdf>
- [22] <https://www.jouav.com/flightSystem/cw-10.html>
- [23] <https://www.jouav.com/flightSystem/cw-007.html>







Les annexes

Annexe A : La base des données drone hybride d'envergure entre 1.5m à 2.5m


	Désignation UAV	Photo	Envergure (m)	Longueur (m)	Surface aile (m ²)	Masse à vide (kg)	Masse max au décollage (kg)	Masse charge utile (kg)	Vitesse de croisière	Vitesse max (km/h)	Rayon d' action (km)	Plafond pratique (m)	Endurance	Puissance moteur(Hp)
1	GLV8		2.5	1.19			12Kg	5Kg	1m/s-25m/s(Sea Level Pressure)	32m/s (Sea Level Pressure)	180	4900	180m	1*1000W brush power(fixed wing)&4*500W Brushless power(multi-rotor)
2	MFE Freedman		2.1	1.07			6.5kg	1.5kg	65km/h(18 m/s)	17 ~ 20 m/s	80km	4000	80 Min	2x3520 KV500 Motor 2x4112S KV450 Motor 2x APC 1485 CW & hélice 2x APC 1555 CW & hélice 2x 40A ESC Sans Batterie 2x 60A ESC Sans Batterie 4x ES3054 Servo 2x personnaliser Servo titrage vigoureux
3	JUANTECYANGDA FW-250 VTOL		2,5	1,440		5.5 kg	12kg	6.5K	75km/h	100km/h			2 hours	4 x T-motor MN500 4 x T-motor FLAME 2 x T-motor 1654 CW Propeller CW&CCV 1 x T-motor 4120 KV 1 x T-motor 6S 60A 1 x APC stype 15x8 CW 4 x KST DS135MG Servo
4	MFE Fighter VTOL		2.43	1.45	72.5d m ²		11.5	1.5	10m/s	17-20m/s	150km	4000		

5	Foxtech BABY SHARK 260 VTOL		2.5			2.68	12kg	1.5-3kg					2.5 hours	4x T-motor MN KV260 4x T-motor FLA ESC 2x 1655 MARKI CF Propeller CV 1x 4120 KV500 1x Hobbywing 1 ESC 1x 15x8 Woode Propeller CW 4x X10 Mini Ser 1x Px4 Air Speedometer 1x ASSAN UBEC
6	Nimbus VTOL V2 White Version		1.8	1.3		2.85kg	6kg	800g	15m/s to 16m/s	35m/s	20 km	3500m	60 Minute	2x 28kg Servo 2x Foxtech 352 1x Foxtech X50 KV330 1x Hobbywing X 40A ESC(no BEC 2x Hobbywing X Pro 50A 1x Pair 1380 W Propeller 1x 1755 MARKI Propeller
7	ALTI Ascend features		2m	1.56	0.6 m ²	3kg	10kg	600g	22m/s	30m/s		1000ft	6h	ALTI T-Motor MN 550 KV ALTI T-Motor 60A ALTI T-Motor 14x4 2 x 3800mAh 4S 3500mAh 2S Lipo
	Lynx VTOL Drone		2.3 m				4.5 kg		17 m/s				120 minutes	
9	vtol fixed wing		2 m	1.34 m			6.8 kg	800 g	65 km/h			5000 m	55 min	
10	UAS 5 VTOL AARAV		2m	1.56m		4.1 kg	5kg	900g	18m/s	30m/s			1h	

11	CW10		2.6 m	1.6 m			12kg	1-2kg	72km/h			3500 m	90min	
12	Cw07		2.2 m	1.3 m			6.8kg	800g	65 km/h			4500 m	1h	
13	Hobby UAV		2.6	1.14	39 dm ²	1kg	4.88 /m ² charge	2.26 kh with battery	60km/h	100km/h			1h	
14	Dragon vtol		2.60	1.2	60 dc m ²	4kg	8kg	1kg		80km/h			2h	<p>VTOL Moteur: 4114/ KV420 x4</p> <p>Moteur avant: 4120 VTOL ESC: Hobbywin 40A x4</p> <p>ESC de traction avant Hobbywing Pentium Servo: Emax 3054*4 Hélice VTOL: 1555 pa pliante x4</p> <p>Traction avantHélice: Batterie: 6 S 22.2 V 1 ~ 22000 mAh LiPo</p>

Annexe B : Moteur 340KV

MN5212





Voltage: 6S			
Thrust 2KG to 2.5KG lever			
Recommended prop;T-Motor CF prop 17*5.8 or 18*6.1			
Recommended Multicopter/Fight time (lipo:20000mah)			
Axle base	Multicopter	Take-off Weight	Flight time
650mm	Quadcopter	8KG-10KG	≈24mins
900mm	Hexacopter	12KG-15KG	≈ 16mins
1100mm	Ochocopter	16KG-20KG	≈ 12mins

The above recommended dates are only for reference

MN5212	SPECIFICATIONS
KV:	340kv(rpm/v)
Configu ration:	24N22P
Stator diameter:	52mm
Stator length:	12mm
Shaft Diameter:	6mm
Motor Dimensione(Dia.*Len):	Φ59×33.5mm
Weight(g):	205g
Idle current(10)@10V(A):	1.1A
No.of Cells(Lipo):	4-8S Lipo
Max Continuous current(A)180S:	35A
Max Continuous Power(W)180S:	840W
Max efficiency current:	(5-12A)>83%
intemal resistance:	69mΩ
Recommended ESC	AIR 40A
Recommended CF	T-MOTOR 15 " 16 " 17 " 18 " Inch CF

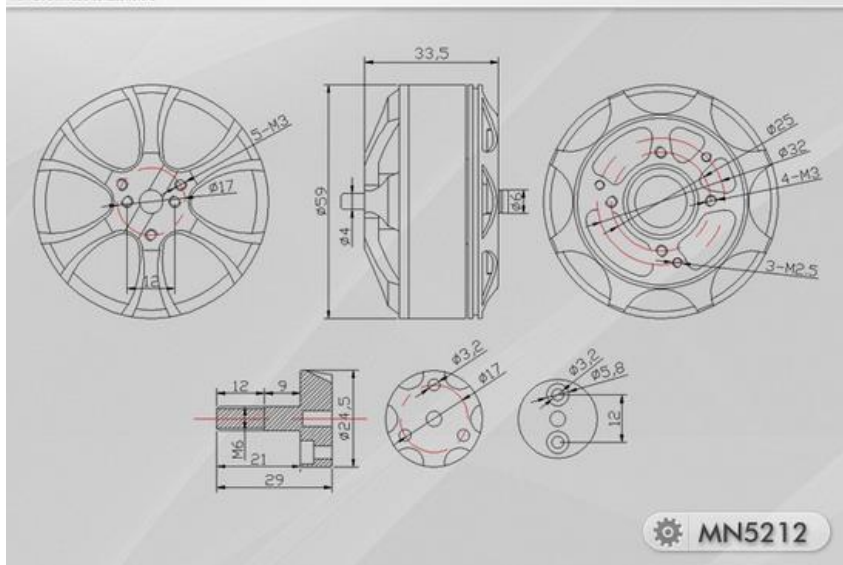
©20142014 T-MOTOR. All Rights Reserved.
For www.tmotor-store.com



www.tmotor-store.com

MN5212 KV340	24	T-MOTOR 15*5CF	50%	5.4	129.6	1149	4555	8.87	0.203	26
			55%	6.1	146.4	1266	4776	8.65	0.222	
			60%	6.7	160.8	1373	4961	8.54	0.241	
			65%	7.9	189.6	1572	5278	8.29	0.277	
			75%	10.8	259.2	2000	5889	7.72	0.349	
			85%	14.5	348	2453	6595	7.05	0.436	
			100%	18.1	434.4	2871	7077	6.61	0.518	
		T-MOTOR 16*5.4CF	50%	5.9	141.6	1338	4198	9.45	0.263	31
			55%	6.9	165.6	1515	4452	9.15	0.291	
			60%	8.4	201.6	1779	4832	8.82	0.344	
			65%	9.9	237.6	1981	5106	8.34	0.383	
			75%	13.8	331.2	2500	5735	7.55	0.484	
			85%	18.6	446.4	3096	6343	6.94	0.595	
			100%	23	552	3590	6806	6.50	0.685	
		T-MOTOR 17*5.8CF	50%	6.4	153.6	1420	3944	9.24	0.294	36
			55%	8.1	194.4	1703	4310	8.76	0.354	
			60%	10.1	242.4	1997	4660	8.24	0.410	
			65%	12.2	292.8	2287	4971	7.81	0.473	
			75%	16.9	405.6	2890	5561	7.13	0.592	
			85%	22.8	547.2	3542	6144	6.47	0.725	
			100%	28.3	679.2	4078	6549	6.00	0.851	
		T-MOTOR 18*6.1CF	50%	7.7	184.8	1710	3870	9.25	0.363	45
			55%	9.6	230.4	1995	4181	8.66	0.426	
			60%	12.1	290.4	2358	4513	8.12	0.504	
			65%	14.6	350.4	2695	4809	7.69	0.573	
			75%	20	480	3348	5344	6.98	0.705	
			85%	27.5	660	4130	5922	6.26	0.878	
			100%	33.4	801.6	4700	6297	5.86	1.002	
		T-MOTOR 20*8BW	50%	9.1	218.4	1943	3752	8.90	0.448	HOT
			55%	11.3	271.2	2252	4057	8.30	0.515	
			60%	13.9	333.6	2580	4372	7.73	0.600	
			65%	17.1	410.4	3019	4649	7.36	0.691	
			75%	23.7	568.8	3760	5140	6.61	0.860	
			85%	32.2	772.8	4600	5650	5.95	1.042	
			100%	39.4	945.6	5150	5951	5.45	1.195	

Motor: The test results of temperature in motor face temperature is 100% throttle while the motor is 40 min

T-MOTOR
HIGH PERFORMANCE BRUSHLESS MOTORS



Hélice

En bois

Moteur

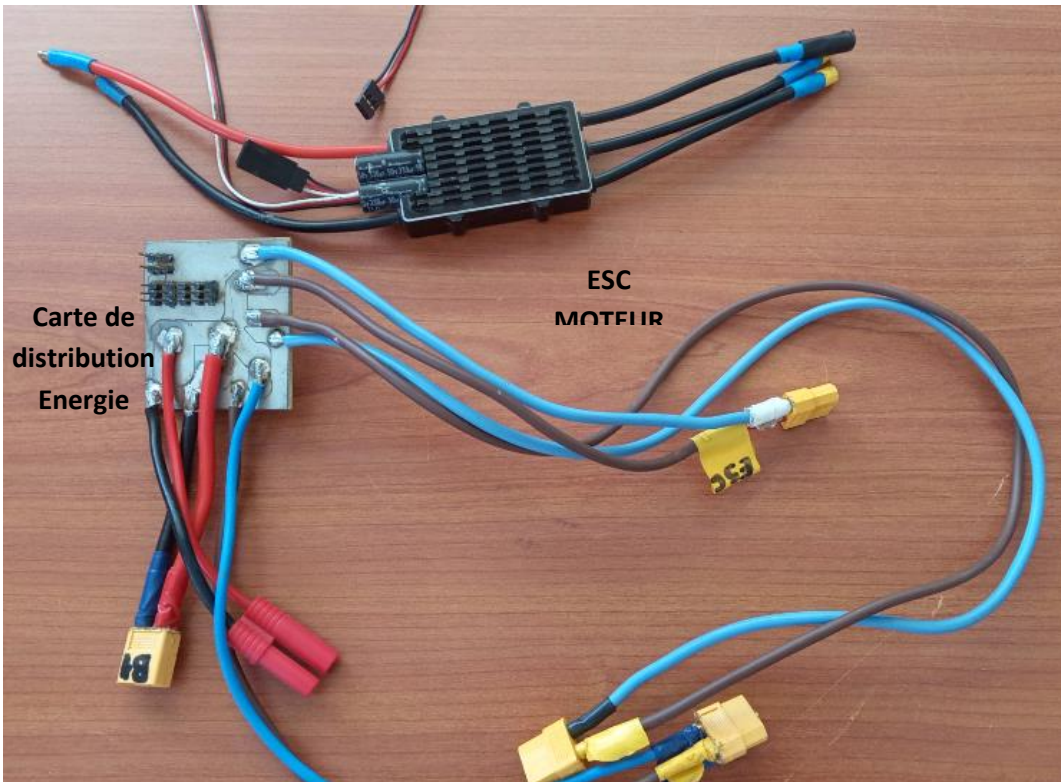


Hélices

Carbone

Moteur

Quadri



Carte de
distribution
Energie

ESC
MOTEUR

Annexe C : Caractéristiques de l'atmosphère



CENTRE NATIONAL D'ÉTUDES SPATIALES

Département Education-Jeunesse du CNES
18, avenue Edouard Belin - 31401 TOULOUSE CEDEX 4
Tél. : () 5 61 27 31 14 / Fax : () 5 61 28 27 67
www.cnes-edu.org/




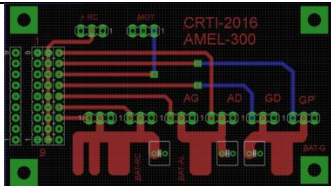





PLANÈTE SCIENCES - Secteur Espace
16, place Jacques Brel - 91130 RIS-ORANGIS
Tél. : () 1 69 02 76 10 / Fax : () 1 69 43 21 43
www.planete-sciences.org/espace/

Caractéristiques de l'atmosphère moyenne & Mécanique du vol Version 3 (Juin 2004)

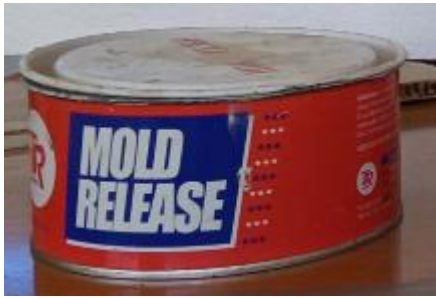
Caractéristiques de l'atmosphère

Altitude	Accélération de la pesanteur	Température absolue	Nombre volumique	Masse volumique	Rapport des masses volumiques	Célérité du son	Rapport des viscosités cinématiques	Rapport des conductivités thermiques	Rapport des pressions
									1.000000
0	9.8066	288.150	2.5471E+25	1.225000	1.000000	340.294	1.00000	1.000000	0.9882010
100	9.8063	287.500	2.5228E+25	1.213300	0.990440	339.910	1.00789	0.997982	0.9765150
200	9.8060	286.850	2.4986E+25	1.201700	0.980940	339.525	1.01585	0.995963	0.9649420
300	9.8057	286.200	2.4746E+25	1.190100	0.971520	339.141	1.02390	0.993942	0.9534800
400	9.8054	285.550	2.4508E+25	1.178600	0.962160	338.755	1.03202	0.991920	0.9421290
500	9.8051	284.900	2.4271E+25	1.167300	0.952880	338.370	1.04023	0.989897	0.9308890
600	9.8048	284.250	2.4036E+25	1.156000	0.943660	337.983	1.04852	0.987873	0.9197670
700	9.8045	283.600	2.3603E+25	1.144800	0.934510	337.597	1.05690	0.985847	0.9087340
800	9.8042	282.951	2.3572E+25	1.133700	0.925430	337.210	1.06536	0.983820	0.8978180
900	9.8039	282.301	2.3343E+25	1.122600	0.916420	336.822	1.07390	0.981792	0.8870090
1000	9.8036	281.651	2.3115E+25	1.111700	0.907480	336.435	1.08254	0.979763	0.8763070
1100	9.8033	281.001	2.2889E+25	1.100800	0.898600	336.046	1.09126	0.977733	0.8657090
1200	9.8029	280.351	2.2664E+25	1.090000	0.889790	335.657	1.10007	0.975701	0.8552150
1300	9.8026	279.702	2.2442E+25	1.079300	0.881050	335.268	1.10897	0.973668	0.8448260
1400	9.8023	279.052	2.2221E+25	1.068700	0.872370	334.879	1.11796	0.971634	0.8345390
1500	9.8020	278.402	2.2001E+25	1.057100	0.863760	334.489	1.12705	0.969598	0.8243540
1600	9.8017	277.753	2.1783E+25	1.047600	0.855200	334.090	1.13623	0.967562	0.8142700
1700	9.8014	277.103	2.1567E+25	1.037200	0.846730	333.707	1.14550	0.965524	0.8042360
1800	9.8011	276.453	2.1353E+25	1.026900	0.838320	333.316	1.15487	0.963485	0.7944020
1900	9.8008	275.804	2.1140E+25	1.016700	0.829960	332.924	1.16434	0.961444	0.7846180
2000	9.8005	275.154	2.0929E+25	1.006600	0.821680	332.532	1.17390	0.959403	0.7749931
2100	9.8002	274.505	2.0720E+25	0.996480	0.813450	332.139	1.18357	0.957360	0.7653410
2200	9.7999	273.855	2.0512E+25	0.986480	0.805290	331.746	1.19334	0.955316	0.7558490
2300	9.7996	273.205	2.3060E+25	0.976560	0.797190	331.352	1.20320	0.953270	0.7464520
2400	9.7992	272.556	2.0101E+25	0.966720	0.789160	330.958	1.21318	0.951224	0.7371500
2500	9.7989	271.906	1.9898E+25	0.956950	0.781190	330.563	1.22325	0.949176	0.7279420
2600	9.7986	271.257	1.9696E+25	0.947260	0.773280	330.168	1.23344	0.947127	0.7188290
2700	9.7983	270.607	1.9497E+25	0.937650	0.765430	329.773	1.24373	0.945077	0.7098080
2800	9.7980	269.958	1.9298E+25	0.928110	0.757640	329.377	1.25413	0.943025	0.7008790
2900	9.7977	269.309	1.9101E+25	0.918640	0.749910	328.980	1.26464	0.940972	0.6920420
3000	9.7974	268.659	1.8906E+25	0.909250	0.742250	328.583	1.27527	0.938918	0.6832950

ANNEXE D : Systèmes embarqués

Système électroniques embarqués			
Matériels	Model	Photo	Remarques
Servomoteurs	Hitec HS-422		<ul style="list-style-type: none"> • 1 pour aileron G • 1 pour aileron D • 2 pour gouverne de direction • 1 pour la gouverne de profondeur
Carte de distribution	Fabriquée dans le labo avionique		<ul style="list-style-type: none"> • 1 carte
<ul style="list-style-type: none"> • Câble de Liaison 	câbles rallonge type JR		<ul style="list-style-type: none"> • 1 câble de 2m pour l'Aile gauche ; • 1 câble de 2m pour l'Aile droite ; • 2 câbles de 2m pour la Poutre ; • 5 câble de 1m pour 5 ESC moteur ;
Bec 6v	TURNIGY UBEC 7.5A		<ul style="list-style-type: none"> • Alimentation de la carte de control de vol et le récepteur RC
Récepteur RC	FUTABA		<ul style="list-style-type: none"> • Au choix
Carte de control de vol	PIXHAWK px4		<ul style="list-style-type: none"> • Avec ses accessoires de fixation
Batteries moteur	Lipo 4S,Nano-tech 4000mah		<ul style="list-style-type: none"> • 2 batteries en série ; L'emplacement dans le bac des batteries

ANNEXE E : matériaux composites



La cire de démoulage crème



La cire de démoulage liquide



Mastique



Résine époxy



Durcisseur de la Résine époxy



Cole époxy 5 minute



Mousse



Délient

Fibre de carbone grammage 250g/m²



Fibre de verre grammage 200g/m²



ANNEXE F: Mise en plan