

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université SAÂD DAHLEB de Blida
Faculté des Sciences de l'Ingénieur
Département d'Aéronautique de Blida

MÉMOIRE

De projet de fin d'étude
En vue de l'obtention du Diplôme

MASTER EN AÉRONAUTIQUE

Option : **Avionique**

Conception et Réalisation d'un mini drone BR-50 Pour l'agriculture

Présenté par :

BOUDINE Mohamed.

RATNI Rabah.

Dirigé par :

Mr. CHEGRANI Ahmed.

Mr. LASKRI Noureddine.

Mr. EMBAREK Mohamed.

Novembre 2013

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

﴿ يَرْفَعُ اللَّهُ الَّذِينَ آمَنُوا مِنْكُمْ وَالَّذِينَ أُوتُوا الْعِلْمَ دَرَجَاتٍ ﴾

المجادلة : 11

*To invent an airplane is nothing
To build one is something
But to fly is everything
Lilienthal*

ملخص

لا يخفى على أحد ان الطائرات بدون طيار صارت موضحة رائجة بين الدول على نطاق واسع وذلك لتعدد مهامها ولبساطة تكلفتها ونتائجها الدقيقة المحصلة يهدف هذا المشروع الى تصميم وبناء طائرة بدون طيار بتحكم يدوي قادرة على الإقلاع والهبوط في مختلف الأماكن مزودة بألة تصوير وجهاز تحكم عن بعد وذلك لتلبية الطلب المتزايد على الصور الجوية خاصة في مجال الفلاحة ومسح الأراضي.

هذا المشروع لم يكتمل ولازال بعيدا عن ذلك لذا نرجو تمريره للدفعات التي تلينا من اجل تحسينه وتطويره.

كلمات مفتاحية: طائرة بدون طيار، تصميم وبناء، تصوير جوي.

Abstract

This paper covers the design and the detailed construction of a hand-launched UAV to meet the requirements of various types of missions and especially for the agriculture applications. General information about the aircraft is discussed including weight, size and other specifications. Detailed performance analysis is covered, including detailed drag build-up, thrust and power, and climb performance. Stability and control of the aircraft is analyzed as well. Electronics equipment is also covered. A cost estimation model of the aircraft is presented. Necessary future work is discussed.

Key Words: small UAV, Design, build, sky photos

Résumé

Les drones, aéronefs autonomes et/ou pilotés depuis le sol sont à la mode. Leur usage lors des conflits récents a été largement médiatisé et les revues spécialisées sont pavées de photos de ces engins aux formes souvent très originales comparés aux aéronefs traditionnels. L'absence de pilote permet également la conception de «petits» drones, micro-drones (quelques dizaines de grammes) ou mini-drones (quelques kilogrammes).

L'objectif de notre PFE consiste en la conception et la réalisation d'un Mini-Drone, lancé à man, d'une capacité de vol stationnaire, de vol manuel et d'enregistrement des images ou des vidéos à une mémoire interne, tout en profitant des avantages d'une formule aérodynamique proche de celle d'un avion.

L'ambition de notre projet est de poser les premières bases du développement d'un drone capable de participer à une des compétitions étudiantes pour y représenter l'institut.

La conception et la réalisation des mini-drones est un domaine immensément vaste et complexe, aussi nous nous sommes essentiellement concentrés sur la réalisation. La mémoire qui suit présente successivement les phases de définition du cahier des charges, de conception et de réalisation de drone.

Notre projet est loin d'être terminé, et nous devons poursuivre les essais en vol probablement encore longtemps après la présentation de ce mémoire. L'étendue des améliorations à apporter à notre prototype est immense, et nous devons songer en prochain année à passer ce beau projet à la génération suivante.

Mots-Clés : mini-drone, Conception, réalisation, Imagerie aérienne.



DEDICACES



*A cœur vaillant rien d'impossible A conscience tranquille
tout est accessible*

Quand il y a la soif d'apprendre

Tout vient à point à qui sait attendre

*Quand il y a le souci de réaliser un dessein Tout devient
facile pour arriver à nos fins*

Malgré les obstacles qui s'opposent

En dépit des difficultés qui s'interposent

Les études sont avant tout Notre unique et seul atout

*Ils représentent la lumière de notre existence L'étoile
brillante de notre réjouissance*

*Comme un vol de gerfauts hors du charnier natal Nous
partons ivres d'un rêve héroïque et brutal*

*Espérant des lendemains épiques Un avenir glorieux et
magique*

*Souhaitant que le fruit de nos efforts fournis Jour et nuit,
nous mènera vers le bonheur fleuri*

*Aujourd'hui, ici rassemblés auprès des jurys, Nous prions
dieu que cette soutenance*

Fera signe de persévérance

Et que nous serions enchantés

Par notre travail honoré

Je dédie cette thèse à

A ma très chère mère Naçira

*Affable, honorable, aimable : Tu représentes pour moi
le symbole de la bonté par excellence, la source de
tendresse et l'exemple du dévouement qui n'a pas cessé de
m'encourager et de prier pour moi.*

A mon père

A mes frères Mohamed, Maroine

A mes sœurs

A toute ma grande famille

A tous mes amis et collègues de ma promotion

Gracias !

*J'ai l'immense plaisir de dédier ce modeste
travail :*

*A la mémoire de mon frère **Ramdan**,*

A mon très cher père Boulem,

*Aucune dédicace ne saurait exprimer l'amour,
l'estime, le dévouement et le respect que j'ai toujours eu
Pour vous.*

*A ma très chère mère Aicha qui m'a toujours
soutenu, que dieu la protège*

*A mes sœurs Fatima Hanane souhila et ,mes frères Mohamed , Aissa ,
Kamel , Mourad ,Khaled et leurs femmes Soufia , Nouara , Amina et
leurs enfants Raouf , Monir , Sarah , Faress , Islam ,*

*En témoignage de l'attachement, de
l'amour et de
L'affection que je porte pour vous.*

A toute ma famille proche,

A tous mes collègues un par un,

RATNI Rabah.

Remerciements

Louange à notre bon dieu « ALLAH » qui nous a dotés de la merveilleuse faculté de raisonnement. Louange à notre créateur qui nous a incités à acquérir le savoir c'est à lui que j'adresse ma gratitude en premier lieu.

Je tiens à adresser mes sincères remerciements à notre promoteur Le Dr CHEGRANI Ahmed qui a toujours été disponible, et dont les encouragements et les conseils judicieux qui m'ont été d'une très grande utilité, tant lorsque les travaux avançaient que dans les moments de doute .

Notre co-promoteurs LASKRI Noureddine et EMBAREK Mohamed

Nous adressons également nos vifs remerciements et notre

Profonde gratitude :

Au président et aux membres du jury pour l'honneur qu'ils

Nous font, en acceptant de juger notre travail.

Nous remercions aussi tous les professeurs et les membres d'encadrement qui nous ont soutenu durant notre formation à l'université et tous ceux qui nous ont aidé de près ou de loin à l'élaboration de ce mémoire.

A tous les enseignants qui ont contribué à notre formation depuis notre premier pas à l'école.

Table des métiers

Dédicaces	
Remerciements	
Résumé / Abstract / ملخص	
Table des matières	
Liste des figures	
Liste des tableaux	
Nomenclature	
Introduction générale	

Chapitre I Généralité sur les Drones

I.1	Définition des drones.....	9
I.2	Historique des Drones	9
I.3	Classification des drones	11
A.	drones miniatures :.....	13
B.	drones de court rayon d'action :.....	14
C.	drones tactiques à moyen rayon d'action :.....	14
D.	drones hélicoptères :.....	15
E.	Les drones maritimes tactiques :.....	15
F.	les grands drones de longue endurance :.....	16
G.	UCAV (Unmanned combat aerial véhicule):	17
H.	Les drones «HALE» (Haute Altitude Longue Endurance) :.....	17
I.	Drones stratosphériques :.....	18
I.4	Type de pilotage.....	20
I.5	L'utilisation des drones.....	20
I.6	Avantages et inconvénients des drones	24
I.7	Drone et agriculture	25

Chapitre II Aérodynamique et Performances

II.1	Choix du profil.....	28
II.2	Conception d'aile.....	30
II.3	Fuselage.....	31
II.4	Empennage	33

II.5	Gouvernes de profondeurs	34
II.6	Calcule la trainée par la méthode de décomposition	35
II.7	Etat de la mission	39
II.8	vitesse critiques	41
A.	Vitesse Décrochage et d'approche :	41
B.	Vitesse maximal.....	42
C.	Vitesse de montée	42
D.	Vitesse de croisière et d'attente.....	43
II.9	Les performances du décollage	43
II.10	Les performances d'atterrissage	44
II.11	. Performance de descente	46
II.12	. Performance de virage	46
II.13	. Performance avec l'effet de vent	51
II.14	. Endurance et distances	51
II.15	. Capacités d'altitude	53

Chapitre III Stabilité et Contrôle

III.1	Stabilité statique	56
A.	Stabilité statique longitudinale.....	57
B.	Stabilité statique directionnelle	57
C.	Stabilité statique de roulez.....	58
D.	Point de manœuvre.....	58
E.	L'équilibrage.....	59
III.2	Qualités de vol et Stabilité dynamique	60
A.	Stabilité dynamique longitudinale.....	60
B.	Stabilité dynamique latérale directionnel	61
C.	Les gouvernes.....	61
D.	Les gouvernes de profondeur	61
E.	Les gouvernes de direction	63
III.3	Conclusion	63

Chapitre IV Moteur et Avionique

IV.1	Propulsion	65
A.	Moteurs à combustion interne.....	65
B.	Moteurs électriques.....	65
C.	Caractéristiques moteur	66
D.	Emplacement du système de propulsion	66
E.	Sélection du montage du Moteur	67
IV.2	Régulateur électronique de vitesse	68
IV.3	L'hélice	68
IV.4	Batteries automobiles	69
IV.5	Avionique	70

System de commande	70
Les radiocommandes	70
Télécommande d'aéromodélisme.....	71
A. Composition de l'ensemble	71
B. Modulation	71
PPM.....	72
PCM.....	72
2,4 GHz.....	72
IV.6 Choix de la radiocommande	73
IV.7 Choix de servo	74
Doublets (Simulink).....	74
IV.8 Système d'imagerie	79
A. Exigences de la caméra.....	79
B. Sélection de la caméra	80
Visuel.....	81
Near-Infrared.....	81
Infrarouge à ondes longues (thermique).....	81
Sélection	82
IV.9 Option supplémentaire	83

Chapitre V Management

V.1 Gestion du temps	86
V.2 Gestion financière	86
V.3 Contrôle du risque	87
A. Analyse d'atténuation des risques	88
B. Conception préliminaire des risques :.....	88
C. Schéma de Bloquer :	90
V.4 Aérodynamique :	91
A. Objectifs et méthodes :.....	91
B. Résultats :.....	92
V.5 Performance :	92
A. Objectifs et méthodes :.....	92
B. Résultats :.....	93
V.6 Stabilité et contrôle :	93
A. Objectifs et méthodes :.....	93
B. Résultats :.....	94

Chapitre VI Réalisation

VI.1 Méthodes de fabrication disponibles	96
A. Découpe de mousse	96
VI.2 Rig découpe au fil chaud avec CNC	97
VI.3 Manuel de coupe à fil chaud	97

VI.4	Construction du fuselage.....	98
VI.5	Accès interne	100
VI.6	Construction des ailes	101
VI.7	Bord d'attaque	103
VI.8	Empennage verticale et horizontale	104
VI.9	Charnières et surfaces de contrôle	106
VI.10	L'assemblage d'avions	106
	Articles préfabriqués	107
	L'installation électronique	107
VI.11	Installation de système de propulsion	107
A.	Le moteur	107
B.	ESC.....	108
C.	Batterie.....	108
VI.12	L'installation du système d'imagerie aérienne	108
A.	La caméra.....	108
VI.13	L'installation du système de commande par radio	109
A.	Servos.....	109
B.	Récepteur.....	109
VI.14	La Peinture et la finition	110
A.	Peinture bi-composant.....	110
B.	Solartrim	110
VI.15	Les matériaux	111

Chapitre VII Conclusion et perspectives

	Conclusion.....	113
	Examen des objectifs du projet.....	113
A.	Objectifs du projet primaires	113
B.	Les objectifs du projet élargi.....	114
	Développements futurs.....	114
	Des enseignements... Inattendus	114
	Gestion d'ensemble d'une démarche.	115
	Acquisition de compétences techniques.....	116
	Forces et limites du travail d'équipe.....	116
	Bilan	117

Annexe A

Annexe B

Références

LISTE DES FIGURES

Chapitre I

Figure I.1 :	Les premiers drones dans les années 1960	9
Figure I.3.1.A :	Un micro-drone	10
Figure I.3.1.B :	Un mini-drone	10
Figure I.3.1.C :	Drone de très courte portée	11
Figure I.3.1.D :	Drone moyenne portée lents	11
Figure I.3.1.E :	Drone rapide basse altitude	11
Figure I.3.1.F :	Les drones maritimes tactiques	12
Figure I.3.2.A :	Black Widow (Aerovironment, 42g)	12
Figure I.3.2.B :	Drone portable (LUNA)	13
Figure I.3.2.B :	RQ-2B Pioneer	13
Figure I.3.2.D :	Drone hélicoptère (RMAX)	14
Figure I.3.2.E :	Drone maritime tactique -Orka-	15
Figure I.3.2.F :	Predator MQ-1	15
Figure I.3.2.G :	Un drone «HALE» -Global Hawk-	16
Figure I.3.2.H :	Global Hawk	17
Figure I.3.2.I :	Drone solaire Hélios	18
Figure I.3.2.G :	VTOL division régional	18
Figure I.5.A :	Utilisation de drones militaires	19
Figure I.5.B :	Catapultage opérationnel d'un Sperwer	20
Figure I.6. :	Les drones sont le futur de l'agriculture de précision	24

Chapitre II

Figure 2-1.	Courbes de la polaire, séparation au profil Clark Y	28
Figure 2-2.	Courbes de la polaire, séparation au profil Clark Y	28
Figure 2-3.	La variation de pression, et les conditions de décrochage	28
Figure 2-4.	Géométrie de l'aile	30
Figure 2-5.	La géométrie du née	31
Figure 2-6.	La géométrie du fuselage	31
Figure 2-7.	La Géométrie de l'empennage horizontale et verticale	33
Figure 2-8.	Géométrie de la gouverne de profondeur	33
Figure 2.9.	Géométrie de gouverne de direction	34
Figure 2.10.	Mission de Surveillance et Reconnaissance à Bouchaoi 3	39
Figure 2-11.	Illustration de l'analyse d'atterrissage	43
Figure 2.12 :	Distance d'atterrissage pour divers types de surface	44
Figure 2-13.	Changement de rayon de braquage minimum avec une vitesse	47
Figure 2-14.	Variation du taux de virage avec une vitesse maximale	47
Figure 2.15.	Changement de rayon maximum de pull-up avec une vitesse	48
Figure 2-16.	Variation du taux de pull-up avec une vitesse maximale	48
Figure 2-17.	Changement de rayon maximum poussé-dessus de la vitesse	49
Figure 2-19.	Variation du taux poussé-dessus avec une vitesse maximale	49
Figure 2-20.	Variation de l'endurance en augmentant l'altitude	51
Figure 2-21.	Changement de la distance en augmentant l'altitude	52
Figure 2-22.	Variation de V_{stall} avec la densité	53

Chapitre III

Figure 3-1.	Configurations de moteur à hélice	66
Figure 3-2.	Les emplacements de montage possibles pour les moteurs.....	66
Figure 3-3.	Géométrie d'hélice	67
Figure 3-4.	Télécommande à 7 voies	70
Figure 3-5.	Diagramme du system d'alimentation.....	72
Figure 3-6.	Longitudinale élévateur Simulink modèle	74
Figure 3-7.	Latéral gouvernail Simulink modèle	74
Figure 3-7.	Déflexion de 5° Doublet de Surface de contrôle en croisière	75
Figure 3-8.	Déflexion de 5° Doublet de Surface de contrôle en approche	76
Figure 3-8.	Déflexion de 5° Doublet de Surface de contrôle avec l'effet de sol	77
Figure 3-9.	Image Visuelle de la forêt de bouchaoui	78
Figure 3-10.	SONY CCD Vidéo Camera (PAL) 1/3-inch	81
Figure 3-11.	FatShark Teleporter FPV Headset System w/Camera.....	82

Chapitre V

Figure 5-2.	Schéma de Bloquer.....	89
-------------	------------------------	----

Chapitre VI

Figure 6-1.	Découpage par CNC.....	97
Figure 6-2.	Découpage du fuselage.....	98
Figure 6-3.	Assemblage du fuselage.....	98
Figure 6-4.	Collage du fuselage a l'intérieur	99
Figure 6-5.	La couverture par le papier kraft.....	100
Figure 6-7.	La mousse	100
Figure 6-8.	CNC et fil chaud.....	101
Figure 6-9.	L'erreur de découpage des ailes.....	101
Figure 6-10.	Résultat de découpage de l'aile par CNC	102
Figure 6-11.	L'aile avec des couches de papier kraft.....	103
Figure 6-12.	Découpage des élévateurs	103
Figure 6-13.	Empennage vertical et horizontal	104
Figure 6-14.	Colle et le séchage d'empennage	104
Figure 6-15.	Les surfaces de contrôle	105
Figure 6-16.	L'assemblage complet	105
Figure 6-17.	La fixation du moteur	106
Figure 6-18.	L'emplacement d'installation électronique.....	107
Figure 6-19.	Installation des servos commande.....	108
Figure 6-20.	Fuselage après la peinture	109

LISTE DES TABLEAUX

Chapitre II

Table 2.1.	Calcule la trainée par la méthode de composition à l'approche	38
Table 2-2.	Mission de Surveillance à Bouchaoui 3.....	40
Table 2-3.	Mission de Reconnaissance Bouchaoui 3	41
Table 2-4.	Données d'atterrissage pour les surfaces variantes	45
Table 2-5.	Performance de descente	46

Chapitre III

Table 3-1.	Longitudinales Coefficients et caractéristiques de stabilité statique	57
Table 3-2.	Conditions de finition pour le normal régime de vol.....	59
Table 3-3.	Longitudinales dérivés de stabilité dynamique.....	60
Table 3-4.	Dérivés de contrôle,, $\Delta q \Delta \delta e$, et le pouvoir de contrôle de l'Elévateur.....	62
Table 3-5.	Dérivés de contrôle et le pouvoir de contrôle du gouvernail.....	63
Table 3.1.	AXN-2208-2150 Manufacturer Specs	66
Table 3-2.	Esc 3a ubec manufacturer spec	68
Table 3-4.	Moments charnières à la vitesse maximale	74
Table 3-6.	SONY CCD Vidéo Camera (PAL) Specs	82

Chapitre V

Tableau 5-1.	Le Budget proposé.....	87
Tableau 5-2.	Les descripteurs de gravité de danger	88
Tableau 5-3.	Analyse préliminaire des dangers.....	89

Chapitre VI

Tableau 6-1.	Les matériaux pour la fabrication de la cellule.....	111
--------------	--	-----

NOMENCLATURE

<i>Symbole</i>	<i>Description</i>
A	
A	L'allongement
A_1	Coefficient du dénominateur de la fonction de transfert longitudinale
A_α	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de l'angle d'incidence
A_u	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de la vitesse
A_θ	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de l'assiette longitudinale.
B	
b	L'envergure
B_1	Coefficient du dénominateur de la fonction de transfert longitudinale
B_α	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de l'angle d'incidence
B_u	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de la vitesse
B_θ	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de l'assiette longitudinale
C	
c	La corde
\bar{c}	La corde géométrique moyenne
C_d	Coefficient de trainée (profil)
C_1	Coefficient du dénominateur de la fonction de transfert longitudinale
C_α	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de l'angle d'incidence

C_u	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de la vitesse
C_θ	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de l'assiette longitudinale
C_D	Coefficient de trainée (avion)
C_{D_0}	Coefficient de trainée (avion) d'incidence nulle
\bar{C}_{D_0}	Coefficient de trainée (avion) de portance nulle
$C_{D\alpha}$	La variation de la trainée de l'avion avec l'angle d'incidence
$C_{D\dot{\alpha}}$	La variation de la trainée de l'avion avec le taux de l'angle d'incidence
$C_{D_{i_h}}$	La variation de la trainée de l'avion avec l'angle de calage du stabilisateur
$C_{D_{\delta_e}}$	La variation de la trainée de l'avion avec l'angle du gouvernail de profondeur
C_{D_q}	La variation de la trainée de l'avion avec l'angle d'incidence
C_{D_u}	La variation de la trainée de l'avion avec la vitesse
C_f	Coefficient de frottement superficiel
C_l	Coefficient de portance (profil)
$C_{l\alpha}$	La Pente de coefficient de portance
C_{l_δ}	L'efficacité de portance d'une gouverne (profil)
C_L	Coefficient de portance (avion)
C_{L_0}	Coefficient de portance (avion) d'incidence nulle
$C_{L\alpha}$	La variation de la trainée de l'avion avec l'angle d'incidence
$C_{L\dot{\alpha}}$	La variation de la trainée de l'avion avec le taux de l'angle d'incidence
$C_{L_{i_h}}$	La variation de la trainée de l'avion avec l'angle de calage du stabilisateur
$C_{L_{\delta_e}}$	La variation de la trainée de l'avion avec l'angle du gouvernail de profondeur
C_{L_q}	La variation de la trainée de l'avion avec l'angle d'incidence
C_{L_u}	La variation de la trainée de l'avion avec la vitesse

C_m	Coefficient du moment de tangage
C_{m_0}	Coefficient du moment de tangage d'incidence nulle
\bar{C}_{m_0}	Coefficient du moment de tangage de portance nulle
C_{m_α}	La variation du moment de tangage avec l'angle d'incidence
$C_{m_{\dot{\alpha}}}$	La variation du moment de tangage avec le taux de l'angle d'incidence
$C_{m_{i_h}}$	La variation du moment de tangage avec l'angle de calage du stabilisateur
$C_{m_{\delta_e}}$	La variation du moment de tangage avec l'angle du gouvernail de profondeur
C_{m_T}	Coefficient du moment de tangage dû à la poussée
$C_{m_{TNP}}$	Coefficient du moment de tangage dû au coefficient de la force normale de l'hélice
C_{m_q}	La variation du moment de tangage avec l'angle d'incidence
C_{m_u}	La variation du moment de tangage avec la vitesse
$C_{m_{T\alpha}}$	La variation du coefficient du moment de tangage dû à la poussée avec l'angle d'incidence
$C_{m_{Tu}}$	La variation du coefficient du moment de tangage dû à la poussée avec la vitesse
C_T	Coefficient de poussée
$C_{T_{xu}}$	La variation du coefficient de poussée suivant l'axe X avec la vitesse
$C_{T_{x\alpha}}$	La variation du coefficient de poussée suivant l'axe X avec l'angle d'incidence
$C_{T_{x,y,z}}$	Composantes du coefficient de poussée suivant X, Y et Z
$C_{T_{zu}}$	La variation du coefficient de poussée suivant l'axe Z avec la vitesse
$C_{T_{z\alpha}}$	La variation du coefficient de poussée suivant l'axe Z avec l'angle
C_x	Coefficient de la force suivant l'axe de stabilité X
C_{x_α}	La variation du coefficient de la force suivant l'axe de stabilité X avec l'angle d'incidence
C_{x_q}	La variation du coefficient de la force suivant l'axe de stabilité X avec l'angle d'incidence

C_{x_u}	La variation du coefficient de la force suivant l'axe de stabilité X avec la vitesse
C_z	Coefficient de la force suivant l'axe de stabilité Z
C_{z_α}	La variation du coefficient de la force suivant l'axe de stabilité Z avec l'angle d'incidence
C_{z_q}	La variation du coefficient de la force suivant l'axe de stabilité Z avec l'angle d'incidence
C_{z_u}	La variation du coefficient de la force suivant l'axe de stabilité Z avec la vitesse
D	
dm	Masse élémentaire
D_1	Coefficient du dénominateur de la fonction de transfert longitudinale
D_α	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de l'angle d'incidence
D_u	Coefficient du numérateur de la fonction de transfert de la vitesse
\bar{D}_1	Dénominateur des fonctions de transfert longitudinales
D_p	Diamètre de l'hélice
ds	Surface élémentaire
d_T	Distance entre la projection de la ligne de poussée sur le plan symétrique de l'avion et le centre de gravité
dv	Volume élémentaire
E	
E_1	Coefficient du dénominateur de la fonction de transfert longitudinale
F	
$f(t)$	Fonction du temps
\vec{F}	Force par unité de surface

\vec{F}_A	Force aérodynamique totale
F_{Ax}, F_{Ay}, F_{Az}	Composantes de la force aérodynamique suivant XYZ
f_{Ax}, f_{Ay}, f_{Az}	Valeurs perturbée de F_{Ax}, F_{Ay} et F_{Az}
\vec{F}_T	Force de poussée totale
F_{Tx}, F_{Ty}, F_{Tz}	Composantes de la force de poussée suivant XYZ
f_{Tx}, f_{Ty}, f_{Tz}	Valeurs perturbée de F_{Tx}, F_{Ty} et F_{Tz}
G	
\vec{g}	Accélération gravitationnelle
g_x, g_y, g_z	Composantes de l'accélération gravitationnelle
$G(s)$	Fonction de transfert de boucle ouverte
H	
h_x, h_y, h_z	Composantes de \vec{h} suivant XYZ
I	
i_c	Angle de calage du canard
i_h	Angle de calage de l'empennage horizontal
i, j, k	Vecteurs unitaires suivant XYZ
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	Moments d'inertie suivant XYZ
I_{xy}, I_{yz}, I_{xz}	Produits d'inertie suivant XYZ
I_R	Moment d'inertie du rotor selon son axe de rotation
$K_{\alpha\delta e}$	Gain en incidence a fréquence nulle de fonction de transfert

L	
L	Portance de l'avion
L_{β}	Accélération angulaire du moment de roulis par unité d'angle de dérapage
L_{δ_e}	Accélération angulaire du moment de roulis par unité d'angle des ailerons
L_{δ_r}	Accélération angulaire du moment de roulis par unité d'angle du gouverne de direction
M	
M	Nombre de Much
M_{α}	Accélération angulaire de tangage par unité d'angle d'incidence
M_u	Accélération angulaire de tangage par unité de vitesse
$M_{\dot{\alpha}}$	Accélération angulaire de tangage par unité de taux de variation d'angle d'incidence
M_q	Accélération angulaire de tangage par unité de taux de tangage
M_{δ_e}	Accélération angulaire de tangage par unité d'angle de déflexion des élévateurs
N	
N_{β}	Accélération angulaire latérale par unité d'angle de dérapage
N_p	Accélération angulaire latérale par unité de taux de roulis
N_r	Accélération angulaire latérale par unité de taux de lacet
N_{δ_a}	Accélération angulaire latérale par unité d'angle de déflexion des ailerons
N_{δ_r}	Accélération angulaire latérale par unité d'angle de déflexion de la gouverne de direction
p, q, r	Valeurs perturbées des composantes P, Q, R

\bar{q}	Pression dynamique
S	surface
T	poussée
u, v, w	Valeurs perturbées des composantes du vecteur vitesse U, V, W
U, V, W	Composantes du vecteur vitesse sur XYZ
W	Poid d'avion
Z	
Z_α	Accélération verticale par unité de taux d'angle d'attaque
Z_u	Accélération verticale par unité de vitesse
$Z_{\dot{\alpha}}$	Accélération verticale par unité de taux de changement d'angle d'attaque
Z_q	Accélération verticale par unité de taux de changement d'assiette longitudinale
Z_{δ_e}	Accélération verticale par unité d'angle de déflexion des élévateurs
<i>Grec</i>	
α	Angle d'attaque
$\dot{\alpha}$	Taux de changement d'angle d'attaque
β	Angle de dérapage
δ	Angle de déflexion de la surface de control
ξ	Coefficient d'amortissement
ω_n	Fréquence naturelle non amortie
ω_d	Fréquence naturelle amortie

Introduction

BRAVO- ROMEO ou RB-50 est conçu pour être un léger drone de surveillance et aussi pour l'imagerie aérienne dans le domaine d'agriculture. L'exigence du projet est l'intégration d'une motrice électrique et capable de maintenir en vol pendant au moins 15 minutes au moyen d'une batterie LiPo 1600mA 4 cellule. L'avion doit être capable d'être piloté automatique ou radiocommandé et doit être équipé d'un système de vidéo surveillance "Egale Eye". Les restrictions de taille sur le RB-50 obligent l'intérieur à s'adapter à une boîte de 0,042 m³ en volume et peser moins de 2kg, y compris le poids de la boîte. Pour permettre au pilote de fonctionner a une grand distance, l'aéronef doit utiliser la caméra de navigation, et le FPV "First Pilot View" mais de maintenir un profil visuel et sonore faible.

L'avion va fonctionner en dessous de 130m à partir du point de départ et être prêt pour en mission dans les 5 minutes suivant la réception de l'ordre de vol. Certaines missions peuvent se produire dans des zones peuplées, donc des risques de la performance impliqués dans ces types de sorties doivent être pris en considérés. Le RB-50 est conçu pour répondre à toutes ces exigences.

Le travail présenté est subdivisé en six chapitres.

- Chapitre I :** Généralité sur les Drones.
- Chapitre II :** Aérodynamique et Performance.
- Chapitre III :** Stabilité et contrôle.
- Chapitre IV :** Moteur et Avionique.
- Chapitre V :** Management.
- Chapitre VI :** Réalisation.

Ce travail s'achève par une Conclusion et perspectives générales.

Description de projet

Le RB-50 a été conçu pour satisfaire tous les besoins d'une manière qui serait facile à fabriquer et être rentable pour le client. En raison des exigences d'endurance données pour les avions, quand planeurs ont été utilisés pour l'imagerie aérienne lors de la conception. Une aile haute a été choisie pour satisfaire à la stabilité latérale.

La géométrie de la cellule initiale

Pour la simplicité de la conception une géométrie de base avec peu de pièces mobiles a été sélectionnée. Le fuselage sera composé d'une forme d'œuf qui abritera toute la partie avionique. La partie arrière du corps de l'aéronef serait composée d'un tube de forme conique. L'empennage de queue consisterait en un empennage vertical et horizontal ce qui éliminerait la fabrication de surfaces d'ailes petites et permet le montage rapide de l'avion. Le dièdre effectif de l'aile haute était initialement supposé être suffisant. Plus tard, les calculs ne montrent que cette hypothèse est fautive dièdre causant être ajouté à l'aile principale.

Fuselage

Le premier fuselage a été révisé en raison de problèmes avec le centre de gravité, de l'espacement et des problèmes de l'avionique. Afin de contenir toutes les instruments d'avionique et les servos dans le fuselage avec assez de place pour déplacer les pièces internes pour une meilleure stabilité, le fuselage a été allongé. Pour améliorer l'aérodynamique et réduire la traînée, un capot a été ajouté à la section avant. Pour éviter que la pression de retour indésirable derrière le fuselage. Ainsi que dans la section de montage de l'aile principale. Pour augmenter l'intégrité de la structure du fuselage, un pare-feu a été ajouté derrière le moteur.

L'aile

L'aile principale est conçue avec un profil CLARK Y qui est utilisé en raison de sa forme standard de fabrication. Cependant, après les calculs, il présente une meilleure pente de la courbe de la portance en fonction de l'incidence pour l'application de la RB-50. L'aile était initialement, et enfin, divisé en trois sections pour la rendre facile le montage et le démontage. Un allongement aile (AR) de 8,27, avec une corde d'emplanture de 0,17 m, a été sélectionné pour chaque partie intérieure de l'aile, tout en maintenant une longueur de corde constante sur la partie intérieure.

Concernant l'utilisation du dièdre, l'équipe a initialement décidé de placer polyédrique sur les sections extérieures de l'aile, mais cela a causé une discontinuité structurelle entre les sections intérieures et extérieures. Afin de réaliser une structure solide autour des liens entre les sections intérieures et extérieures, la méthode de fixation devra être complexe et assez bâties pour résister aux forces de concentration au niveau des articulations polyédrique. En raison de cette complexité de conception, et pour une facilité de fabrication et conception, dièdre a été réalisé en appliquant des angles dièdres au milieu de l'aile. Même si le milieu d'une aile subit des forces concentrées, le processus pour renforcer cette région s'est avéré plus facile alors de renforcer une configuration polyédrique.

L'empennage

L'empennage horizontal et vertical présente plusieurs problèmes de stabilité. Les problèmes initiaux de commande ont été résolus par le montage de l'empennage horizontal autour du centre aérodynamique de la voilure. Cependant, les dimensions de l'empennage horizontal qui présente bonnes caractéristiques aérodynamiques mais des caractéristiques de stabilité inacceptables ainsi que la pousse de commande et les pouvoirs de contrôle.

La configuration de l'empennage queue portante de monté avec une surface de commande profondeur. Cette configuration a permis de maintenir sa forme en plan précédemment souhaité tout en permettant plus de contrôle à travers les caractéristiques de stabilité. Peut être modifiée par la manipulation de la taille et la surface de contrôle sans modifier de façon indésirable la zone de forme en plan de la queue.

Le dimensionnement de l'empennage vertical a également posé des problèmes. Avec les restrictions de taille de l'avion en raison des exigences d'emballage, l'empennage vertical serait nécessaire pour se détacher du reste de l'empennage et être attaché à un

moment plus tard avant le vol. Certaines caractéristiques de stabilité, tels que le roulis hollandais, ont été améliorées par l'addition d'angle de flèche pour les bords d'attaque et bord de fuite de l'empennage vertical. En ajoutant un angle de flèche, la corde aérodynamique moyenne de l'empennage vertical recule. Après avoir effectué ce changement, le roulis hollandais devient dans la marge des niveaux acceptables.

Fixation de l'aile et les empennages :

Méthodes de fixation de l'aile et les empennages étaient considérés lorsque le dessin géométrique est finalisé. L'attachement a été d'abord examiné en utilisant un système simple de coller et résine et des points durs. Cependant, cette méthode de fixation impliquait matériel en vrac ainsi que large spécifique d'outils.

Le matériel supplémentaire implique un délai supplémentaire consommé dans le domaine et le poids supplémentaire qui doit être inclus lors de l'emballage de l'appareil.

Ces deux éléments vont causer 5 minutes de temps de préparation et un poids maximal de 5kg. Par conséquent, dans la conception de l'aile haute et l'empennage, les seuls éléments assemblés compte tenu de nos contraintes d'emballage, ont été simplifiées. L'aile haute fixée par un système d'accrochage qui est fixée au sol à l'aide de deux vis en nylon. L'empennage a été conçu pour glisser dans la poutre de queue et maintenu en place à l'aide d'un boulon de nylon. Il s'agissait de la configuration de fixation finale pour le drone RB-50.

L'éclairage

En raison de l'exigence d'endurance sur le système d'éclairage fonctionnant à l'électricité, Pour les systèmes d'exploitation d'aéronefs de recherche et de sauvetage, une caméra intégrée dans la cellule extérieure devrait être aussi légère que possible, tout en offrant une résolution suffisante pour permettre l'identification d'une cible au sol à partir de l'altitude de croisière de l'avion et le but de cette système pour prendre des images pour les applications en agriculture .

Chapitre -I-

Généralité sur les Drones

Dans ce chapitre on va exposer des généralités sur les drones, la définition et l'histoire des drones avec les différentes classifications soit les civiles ou les militaires.

Et des notions à propos du type de pilotage et en fin les applications des drones.

1.1 Définition des drones

Le mot drone est apparu dans la langue française en 1954, il vient de l'anglais signifiant Faux bourdon, l'autre définition indique que c'est un petit avion de reconnaissance sans pilote, télécommandé ou programmé.

Une définition plus générale indique qu'un drone (en anglais U.A.V pour unmanned Aerial Vehicle) est un véhicule aérien sans pilote, un drone est un aéronef disposant de charges utiles pour effectuer sa mission tel que les missiles ou les bombes pour le combat, il est piloté à partir de station au sol avec ou sans le relais des satellites, comme il peut effectuer sa mission de manière autonome. Dans l'avenir, il est prévu d'assister les drones par des systèmes de contrôles disposés sur les aéronefs (poste de contrôle volant).

Les drones disposent de plusieurs capteurs opérant dans différentes longueurs d'ondes (domaine du visible, de l'infrarouge ou des ondes radar) et même de système d'écoute ou de brouillage. Aujourd'hui on parle plus de drones mais de système de drones. En effet, le drone fait partie d'un système composé d'un ou plusieurs vecteurs aérien, d'une ou plusieurs stations de commande ainsi que de liaisons de données entre le vecteur et la partie sol. Il subsiste des drones aériens, sous-marins, marins et terrestres. Si on se restreint aux drones aériens, on peut les classer en différentes catégories en fonction de leurs tailles de quelques centimètres à plusieurs mètres, leurs formes comme leurs types de propulsion.

1.2 Historique des Drones

En 1916, aux USA, les véhicules aériens naissaient avec l'Aerial Target, un avion cible. Un certain nombre d'améliorations ont suivi. Pendant et après la première guerre mondiale, des avions sans pilote radio commandés ont vu le jour, avec les tentatives de torpilles aériennes télécommandées par des ondes de télégraphie sans fil et embarquant un gyroscope. En anglais, un drone désigne aussi un faux-bourdon (mâle de l'abeille). Le nom a été donné dans les années 1930 au Royaume-Uni par dérision à des Queen Bee, version automatisée de DH.82 Tiger Moth afin de servir d'avions-cibles : leur vol bruyant, lent et paresseux ressemblait plus à celui du bourdon à la vie éphémère qu'à celui d'une reine abeille. Le nom de drone est resté.

Le premier drone français a été conçu, réalisé et expérimenté dès 1923 à Étampes par l'ingénieur Maurice Percheron et le capitaine Max Boucher ; mais l'armée française ne trouva pas alors d'intérêt à cette nouvelle technologie. La phase suivante dans les années 1930 fut l'emploi d'avions-cibles autonomes tant au Royaume-Uni qu'aux États-Unis d'Amérique où le Radioplane OQ-2, avion de taille réduite télé-piloté, fut construit en grande série. L'armée allemande développa à partir de 1938 des vecteurs guidés à distance sous la forme de bombes planantes antinavires, de bombes antichars radioguidées et de véhicules à chenilles filoguidés. Les avions sans pilote V1 et le missile V2 allemands de la seconde guerre mondiale étaient-ils des drones, Plutôt des bombes volantes, mais le V1 à aile droite et pulsoréacteur dorsal a servi de modèle à des avions-cibles, drone en anglais.

Le grand essor des drones date de la guerre de Corée et de celle du Viêt Nam. À cette époque de la guerre froide, le drone a été développé de façon confidentielle par les États-Unis d'Amérique comme un moyen de supériorité stratégique et de rupture capacitaire devant permettre la surveillance et l'intervention militaire chez l'ennemi sans les risques humains que l'opinion ne supportait pas. Cette supériorité a été acquise au travers de l'innovation technologique, surtout dans les domaines de l'automatique et des transmissions. Les transferts vers Israël de certains systèmes ont permis à ce pays de développer de façon pragmatique une collection de drones à vocation tactique à courte et moyenne portée et à transmission directe des données.

Les drones ont été ensuite de tous les conflits et opérations de maintien de la paix. Il a notamment été utilisé au Kosovo ou au Tchad, lors des attaques aériennes américaines au Pakistan ou contre la piraterie maritime, par les Américains qui l'ont introduit en 2009.

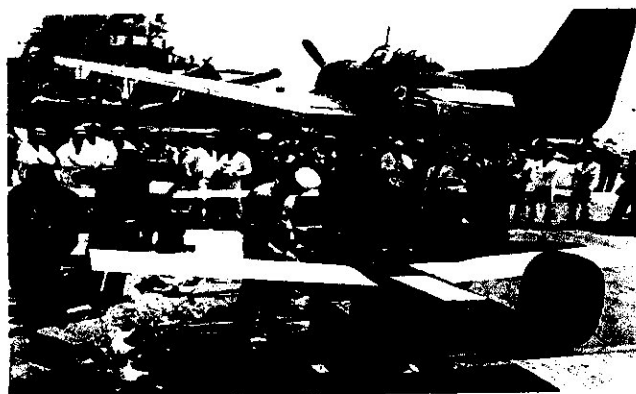


Figure.I.1 : Les premiers drones apparurent en France dans les années 1960

1.3 Classification des drones

La classification des drones est un exercice très difficile, dans la mesure où elle diffère d'un pays à un autre. Cependant les drones aériens peuvent être classés selon trois critères qui sont l'altitude de croisière, l'endurance en termes de temps de vol et leur dimension principale, alors le domaine opérationnel des drones peut se décomposer en trois segments :

- Les drones tactiques.
- Les drones de moyenne altitude et longue endurance (MALE) permettant d'utiliser une charge utile de l'ordre de 100 kg.
- Les drones de haute altitude et longue endurance (HALE).

Le segment tactique se décompose lui-même en six segments :

1- **Les micro-drones** (Micro Air Vehicle ou MAV) : pouvant être contenu dans une sphère de 30 cm.

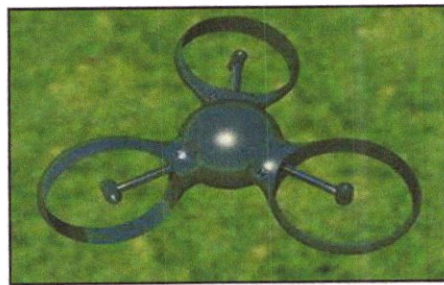


Figure I.3.1.A : Un micro-drone

2- **Les mini-drones** (Mini Air Vehicle ou MAV) : pouvant être contenu dans une sphère de 70 cm.

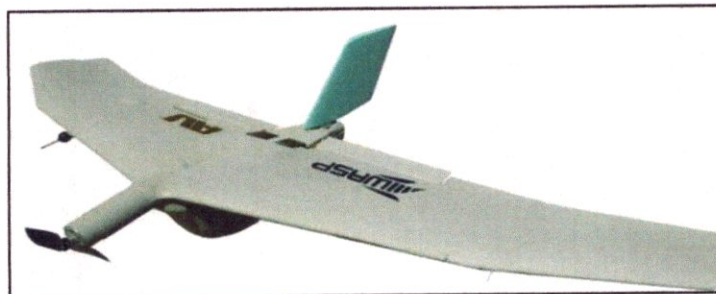


Figure I.3.1.B : Un mini-drone.

3- Les drones de très courte portée (TCP).

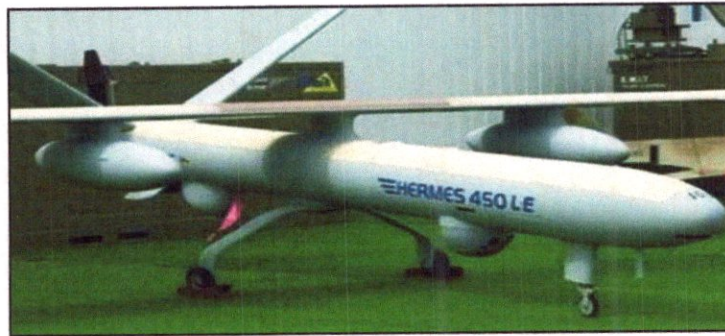


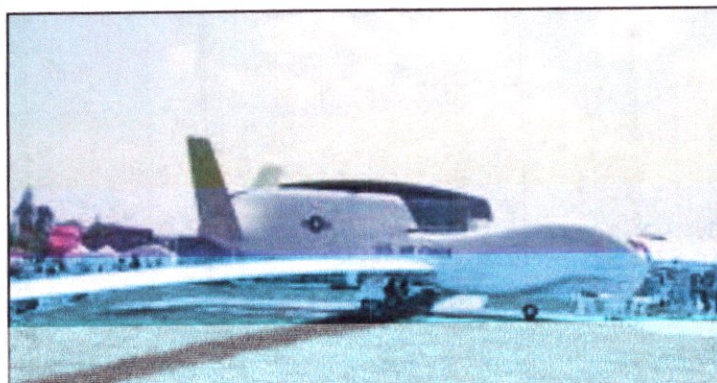
Figure I.3.1.C : Drone de très courte portée.

4- Les drones moyenne portée lents (multicharges, multimissions ou MCMM lents).



Figure I.3.1.D : Drone moyenne portée lents.

5- Les drones rapides bas altitude (MCMM rapides).



6- Les drones maritimes tactiques (DMT).

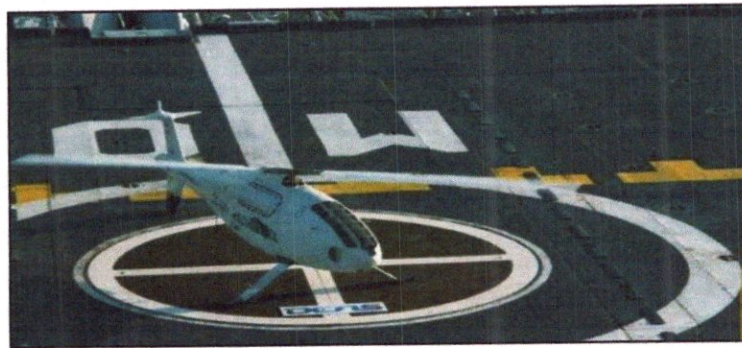


Figure I.3.1.F : Les drones maritimes tactiques

Cela peut surprendre de distinguer en deux segments les micro-drones et les mini-drones, mais la différence d'échelle entre les deux impose aujourd'hui encore des contraintes fortes pour le choix des matériaux des capteurs et des systèmes embarqués. Par conséquent ces deux familles sont fortement différenciées par l'autonomie en vol et la qualité des contrôles, cependant la miniaturisation des cartes électroniques jointe à l'augmentation des capacités de calculs des mini-systèmes embarqués tend à réduire ces écarts.

La classification la plus importante cependant se rapporte sur la taille du drone :
Donc nous classons le premier drone si :

A. drones miniatures :

Envergure inférieur à 50 centimètres .dont le micro drones de démentions inférieures à 15 centimètres et les nano drones de quelques centimètres destinés à l'observation en milieu urbain. Ces drones peuvent être actionnés par une seule personne.



Figure I.3.2.A : Black Widow (Aerovironment, 42g).

B. drones de court rayon d'action :

Envergure 0.5 à 2 mètres, ces drones sont destinés à voir de l'autre côté de la colline. Généralement à voilure fixe, ils ont une vitesse faible (quelques dizaines de km/h) et une masse de quelques kg.



Figure I.3.2.B : drone portable (LUNA).

C. drones tactiques à moyen rayon d'action :

Ce sont les plus répandus .Ils sont utilisés dans des missions de surveillance et de reconnaissance, avec utilisation de senseurs optiques (visible et infrarouge).

- ✓ rayon d'action : 30 à 500 km
- ✓ altitude de vol : 200 à 5000 mètres
- ✓ durées : 2 à 8 heures
- ✓ masse au décollage : 100 à 800 kg



Figure I.3.2.B: RQ-2B Pioneer.

D. drones hélicoptères :

Il s'agit d'engins d'une cinquantaine de kilos avec une charge utile de 20 à 30kg.

Munis d'un système de navigation, ils sont capables d'effectuer des missions en autonomie complète.

Ce type de drone tactique est capable d'atterrir sur des surfaces de petites dimensions, Par exemple sur des plates -formes de navires.



Figure I.3.2.D : drone hélicoptère (RMAX).

E. Les drones maritimes tactiques :

La spécificité des drones maritimes embarqués vient d'une double contrainte d'utilisation, qui exige une adaptation technique complexe : disposer d'une autonomie assez importante (au moins 5 heures), et être capable d'apponter par fort vent sur une plate-forme étroite, partiellement entourée d'obstacles et soumise à des déplacements de grande amplitude, en roulis et tangage par mer agitée.

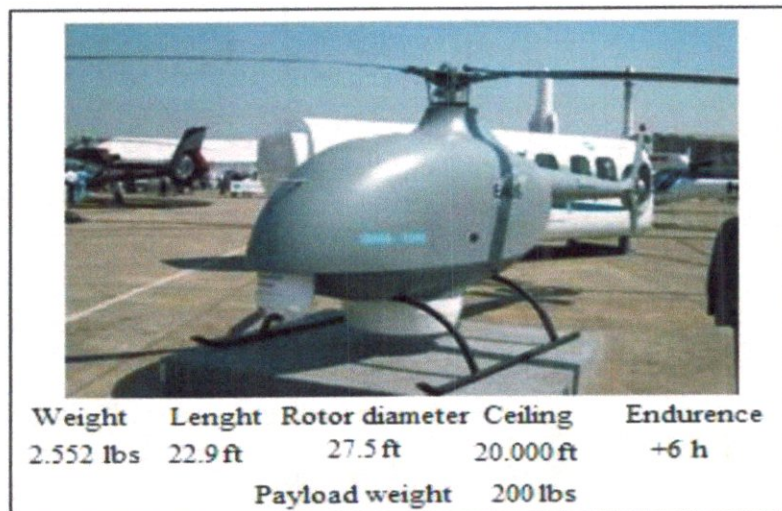


Figure I.3.2.E : drone maritime tactique -Orka-

F. les grands drones de longue endurance :

Ils sont destinés à l'observation principalement par radar. De l'ensemble du théâtre d'opération : ce sont les drones MALE (moyenne altitude longue endurance) et HALE (haute altitude longue endurance) dont les caractéristiques sont les suivants :

- ✓ envergure : 15 à 40 mètres.
- ✓ rayon d'action : 1000 à 5000 km
- ✓ altitude de vol : 10000 à 20000 mètres
- ✓ endurance : 12 à 48 heures.
- ✓ masse au décollage : 1500 kg.



Figure I.3.2.F: predator MQ-1.

G. UCAV (Unmanned combat aerial véhicule):

Ils sont destinés à des missions de pénétration à grande vitesse afin de traiter, avec l'homme Dans la boucle décisionnelle. Un objectif dans la profondeur, voir un horizon plus lointain. D'assurer des missions de défense aérienne.

Il est très difficile de donner une limite exacte entre les différentes catégories. La distinction entre un drone MALE et un drone HALE ou entre un drone MR et MRE est plus délicate. D'autre part le concept d'emploi de ces différents drones n'est pas défini et donc cette catégories ne tient compte que des performances ou des dimensions des différents drones.

et en coopération avec EADS, un drone du même type a effectué un vol transatlantique, depuis la Californie jusqu'au nord de l'Allemagne, afin d'effectuer des vols de démonstration à partir de ce pays.

I. Drones stratosphériques :

Il existe également des drones d'une autre envergure, des grands drones stratosphériques, prévus pour des vols à très haute altitude pour des durées a priori illimitées (plusieurs mois). L'objectif dans ce cas est de remplir une mission analogue à celle d'un satellite géostationnaire d'observation et communication.

Le leader pour cette technologie, en coopération avec la NASA, est encore la société AeroVironment avec son drone Helios (anciennement Pathfinder). Il s'agit d'un grand avion électrique d'une soixantaine de mètres d'envergure, muni de panneaux solaires et d'une pile à combustible. L'énergie solaire est utilisée pendant la période diurne pour alimenter les moteurs et recharger la pile à combustible.

Cette dernière est utilisée la nuit pour éviter à l'avion de perdre trop d'altitude. En 2001, Helios a atteint une altitude record de 96 863 pieds.

Des expérimentations ont été effectuées en 2002 avec ce drone pour la première application commerciale (de la télévision) utilisant un relais à 60 000 pieds.



Figure I.3.2.I : Drone solaire Hélios.

Ce secteur en évolution rapide et dynamique de l'ensemble du marché. L'Amérique est le continent où 68% de tout le décollage et atterrissage vertical (VTOL) développés à travers le monde, tandis que l'Europe et l'Asie contribuent 22% et 10%, respectivement, comme le montre la figure I.7.G.

En outre, la plupart des véhicules fabriqués en VTOL le continent américain sont apportés par les États-Unis. Les États-Unis fabriquent seuls 66% du nombre total de VTOL dans le monde entier comme le montre la figure I.8.H, avec la plupart des

VTOL sont utilisé à des fins militaires.

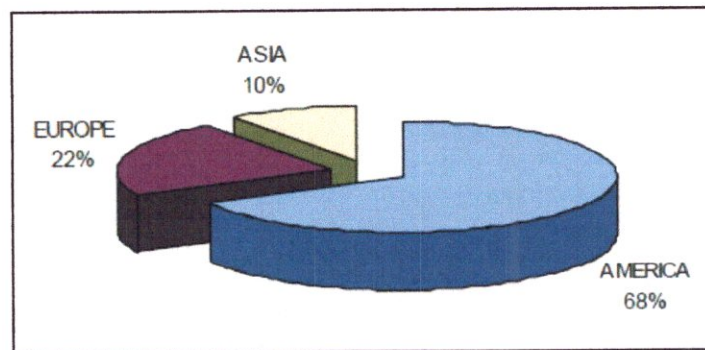


Figure I.3.2.G : VTOL division régional.

1.4 Type de pilotage

L'arrêté distingue trois situations différentes :

- Le pilotage **à vue** (distance horizontale de l'aéronef inférieure à 100 m de son pilote, qui conserve une vue directe sur son aéronef),
- Le pilotage **hors vue** (distance supérieure à 100 m et guidage de l'aéronef par le retour vidéo),
- Le vol **automatique** (enregistrement avant le vol des paramètres de navigation d'aéronef qui évolue selon ces paramètres pré définis).

1.5 L'utilisation des drones

Il est utilisé généralement pour les missions de surveillances et dans la récolte d'information dans les champs de batailles, en plus de ses applications militaires le drone est aussi utilisé dans des applications civiles telles que l'agriculture, ou la surveillance de zone.

i. Utilisation de drones militaires



Figure I.5.A : utilisation de drones militaires

Ils sont décomposés en trois grandes catégories, les missions militaires confiées aux drones :

- ✓ La surveillance et le renseignement
- ✓ Le support au combat
- ✓ Le combat proprement dit

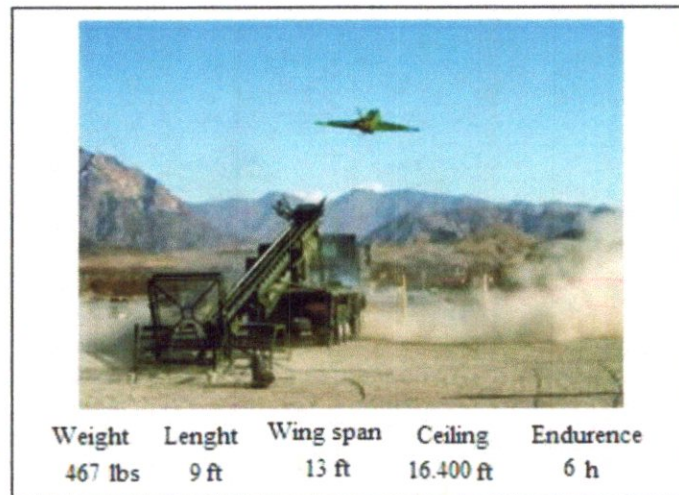


Figure I.5.B : Catapultage opérationnel d'un Sperwer

a. La surveillance et le renseignement :

Le «renseignement» militaire au profit des instances gouvernementales ou des armées (incluant la Gendarmerie), qu'il soit d'ordre stratégique ou tactique, résulte de la très grande capacité d'observation aérienne et d'écoute des drones.

Les drones répondent ainsi parfaitement aux exigences modernes de continuité du renseignement par la permanence spatiale et temporelle qu'ils permettent d'assurer sur zone.



Figure I.5.C1 : Drone du Fmp



Figure I.5.C1 : SDTI en vol

b. Le support au combat :

La polyvalence des équipements embarqués et les évolutions technologiques rapides des systèmes multiplient les perspectives d'emploi des drones dans le domaine dit du «support au combat». Ces missions sont plus précisément les suivantes :

- La désignation d'objectifs : une charge utile de type illuminateur laser confère aux drones des capacités d'illuminer un objectif fixe ou mobile en vue de sa destruction par des moyens d'attaque aéroportés, avions ou hélicoptères de combat (utilisant eux-mêmes des armes guidées par laser).
- Le relais de communication : l'évolution en altitude permet de s'affranchir du relief qui pénalise les faisceaux hertziens et permet éventuellement aux drones de remplacer avantageusement les satellites de communication géostationnaires.
- Le soutien aux opérations spéciales : les mini ou micro-drones, portables à dos d'homme, discrets et simples d'emploi, peuvent constituer «l'œil avancé», de jour et de nuit, du commando appelé à intervenir en zone hostile, dans un environnement accidenté ou urbanisé.
- Le brouillage : communications, émissions des radars de défense aérienne, systèmes solaire, localisation par GPS, etc. peuvent être brouillés par les drones, dans le but de gêner l'ennemi tout en assurant la protection électromagnétique des frappes aériennes par aéronefs ou missiles.
- Le transport : largage discret sur le terrain éventuellement dans un contexte hostile de charges de dimensions et de poids réduits (vivres ou équipements) au profit d'unités isolées ou en déploiement avancé.

c. Le combat proprement dit :

L'utilisation des drones pour des combats aériens semble encore relever aujourd'hui du domaine de la prospective opérationnelle. Les états-majors étudient cependant l'hypothèse de les employer comme moyen d'identification avancée, sous contrôle d'un avion de combat piloté ou d'un PC volant. Dans ce contexte, l'étape «tir» de missiles air-air embarqués sur le drone apparaît envisageable.

ii. Utilisation de drones civils

Comme dans le domaine militaire, les exemples d'applications potentielles peuvent se diviser en plusieurs grandes catégories :

a. La surveillance et l'observation

- ✓ Etudes scientifiques
- ✓ Étude de l'atmosphère, des sols (géologie) et des océans
- ✓ Etudes et prévisions météorologiques
- ✓ Surveillance d'urgence
- ✓ Incendies de forêts, avalanches
- ✓ Volcans, tornades
- ✓ Recherche et sauvetage
- ✓ Evaluation des dégâts en cas de catastrophe naturelle (inondation, tempête, marée noire, éruption, tremblement de terre, etc.)
- ✓ Surveillance civile
 - Surveillance des cultures et épandage agricole
 - Surveillance urbaine, des manifestations, ainsi que des frontières
 - Inspection des ouvrages d'art tels les ponts, les viaducs, les barrages
 - Surveillance des oléoducs, gazoducs, caténaires et voies ferrées, lignes à haute tension
 - Surveillance du trafic routier et du transport de matières dangereuses

b. Des missions exploitant le vecteur aérien

- ✓ Transport de fret
- ✓ Cartographie
- ✓ Utilisation par l'industrie cinématographique
- ✓ Largages de vivres et d'équipements de sauvetage en zones hostiles

c. Des missions spécifiques :

- ✓ Relais de communications
- ✓ Missions dangereuses (détection de gaz toxiques, radiations)
- ✓ Recherche et sauvetage (mer, montagnes, désert...)

1.6 Avantages et inconvénients des drones

Les drones présentent de nombreux avantages que l'on peut résumer ici :

- Le recours croissant aux drones permet de répondre à la contrainte de réduction continue du temps dans la boucle "Observation – Optimisation – Décision – Action" (OODA).
- L'absence d'équipage à bord permet des missions de plus longue durée.
- Les capacités physiologiques de l'homme sont dépassées.
- L'absence de toute forme d'exposition du pilote aux risques.
- L'absence de tout sentiment de crainte ou de stress dans l'action.
- La polyvalence relative d'emploi, flexibilité, modularité.
- Le traitement des cibles fugitives (Time Sensitive Target).
- La réduction des coûts financiers de conception, d'entretien.

Ils présentent aussi des lacunes :

Un certain nombre de missions semblent être définitivement irréalisables par des vecteurs non habités. La mission de défense aérienne en est l'exemple caractéristique. Cette mission implique un niveau de complexité élevé, tant dans les moyens de détection, d'identification et d'acquisition des cibles que dans les armements et nécessite également une capacité permanente d'adaptation en temps réel à la situation, au traitement de l'opportunité et à l'attitude de l'adversaire. Les drones tactiques présentent une vulnérabilité en eux-mêmes mais également fragilisent le réseau d'information dans lequel ils sont insérés, en complexifiant le système. En utilisant des drones, on est plus dépendant de la technologie sur le champ de bataille. Malgré la haute technologie des drones, leur usage et l'interprétation des informations qu'ils fournissent ne sont pas toujours aisés. Les erreurs d'interprétation sont nombreuses (dommages collatéraux) et le recrutement et la formation d'interprètes sont difficiles.

1.7 Drone et agriculture

Quand la technologie et de l'agriculture se rencontrent, le résultat est souvent surprenant. Avec ce qui semble être un jouet télécommandé, les chercheurs de l'université sont capables de prendre des photos de grandes cultures. Ces données permettent de mieux comprendre et d'analyser la santé des plantes. Avec la possibilité de créer des modèles 3-D précis jusqu'au centimètre, les chercheurs sont désormais en mesure de déterminer comment gérer les différentes zones d'une culture de façon plus efficace.



Figure I.6. : Les drones sont le futur de l'agriculture de précision

Cette technologie, qui utilise une variété de données spectrales, a le potentiel pour plusieurs utilisations agricoles avec une acquisition rapide et à grande échelle : dépistage des terres cultivées pour l'état, densité des mauvaises herbes, état sanitaire des champs et évaluation de la production, détection des mauvaises herbes nuisibles et détection de la prolifération d'algues bleu-vert dans les étangs et les réservoirs.

En combinant des techniques d'imagerie avec le drone les chercheurs sont en mesure d'obtenir une meilleure idée de la santé des végétaux. Cela leur permet d'identifier les problèmes dans les champs avant que l'œil humain ne soit capable de

les voir. Grâce à ces nouvelles techniques, les stratégies de gestion des cultures vont évoluer plus efficacement encore. Cependant les données brutes sont encore peu lisibles pour les agriculteurs.

Les avantages des drones s'étendent bien au-delà des exploitations agricoles. L'Ukraine est l'un des dix premiers états prévus pour tester les drones et être leader sur un marché à forte valeur économique et avec création d'emplois conséquente. Dans un rapport de l'UAVSI, L'Ukraine est classé n ° 7 aux monde, avec un impact économique total prévu de 2,941 million de dollars et environ 1.716 emplois créés entre 2015 et 2025...

Chapitre-II-

Aérodynamique et Performances

L'aérodynamique est une branche de la dynamique des fluides qui porte principalement sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi qu'éventuellement sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent.

L'aérodynamique c'est l'étude des phénomènes qui se créent autour d'un corps (aéronef) en déplacement dans l'air. Examiner en premier lieu le milieu dans lequel les aéronefs évoluent puis déterminer les critères pour qu'ils aient la forme la plus appropriée au vol.

Aérodynamique

Les considérations aérodynamiques ont formé une grande partie de la conception de base des aéronefs. Pour satisfaire la mission spécifiée par la clientèle, une grande autonomie et l'endurance sont souhaitables. Ainsi, la minimisation de la traînée autant que possible est un objectif important dans le processus de conception. Aussi, afin d'augmenter la facilité de préparation et de lancement, ce drone a été conçu pour être lancé à la main, ainsi que de pouvoir atterrir dans divers environnements. Ces facteurs ont nécessité une faible vitesse de décrochage de sorte qu'il ne pouvait tout simplement être lancé et la montée et pour qu'il puisse atterrir doucement et minimiser les dommages à la cellule. Ces facteurs ont guidé le processus de conception et de la sélection de la configuration de profil, l'aile et les empennages, et la géométrie du fuselage.

II.1 Choix du profil

Compte tenu de la mission, les facteurs qui ont été considérés comme ayant la plus grande relation avec l'aérodynamique sont la vitesse de croisière nécessaire pour atteindre rayon d'action souhaité et l'endurance, la vitesse de décrochage diminuer la vitesse de lancement et de l'atterrissage, et grande finesse. Aussi, parce que l'appareil est conçu pour la prise des photos et qui sera entraîné par un moteur électrique, il sera exploité à des vitesses relativement faibles, pour des faibles nombre de Reynolds⁶. Qui est donnée par Eq. 2-1.

$$Re = \frac{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty} \cdot l}{\mu} \quad (2 - 1)$$

Par conséquent, un profil aérodynamique conçu pour les faibles nombres de Reynolds. Après avoir examiné un certain nombre de profils, le choix a été porté sur un profil d'aile **Clark Y**, car il a une cambrure importante, grande finesse, et il est assez simple à fabriquer et à se joindre au fuselage. Le profil a été analysé à l'aide **Profili** pour obtenir la courbe du coefficient de portance, de la traînée et de la polaire, Fig. 2.1, correspondant aux exigences de la mission. De la figure, on peut observer que le profil décroche environ à 13 degrés avec un coefficient de portance maximale égale à 1,4. La répartition de la pression sur l'aile a été également analysée pour des

conditions de décrochage et de croisière à l'aide **Profil**. Les résultats de cette analyse sont présentés dans la figure. 2-1, figure. 2-2, et figure. 2-3 respectivement.

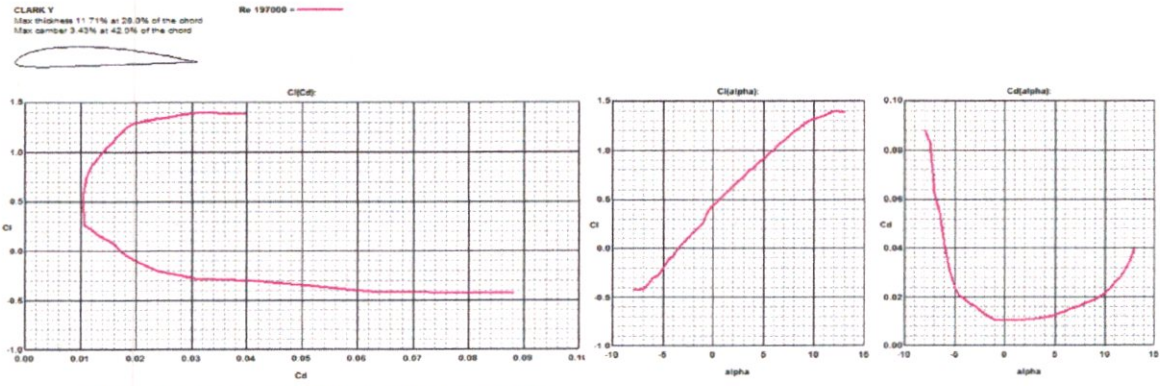


Figure2-1. Courbes de la polaire, portance et moment, séparation au profil Clark Y

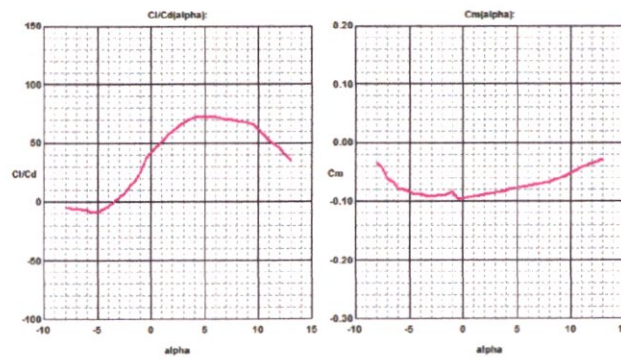


Figure2-2. Courbes de la polaire, portance et moment, séparation au profil Clark Y

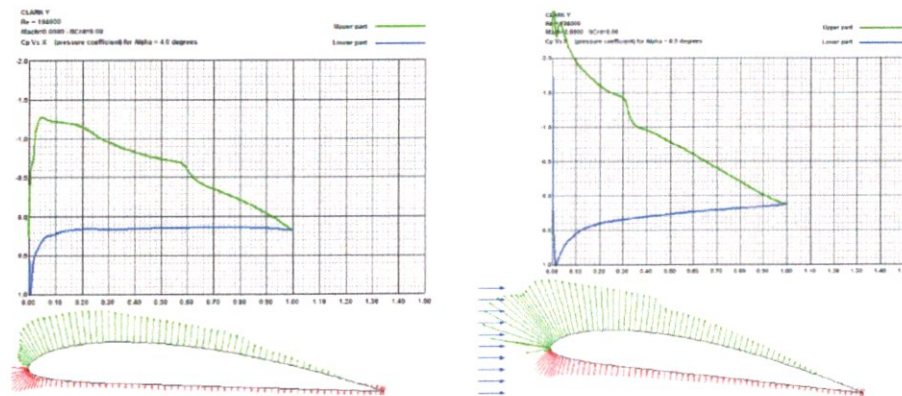


Figure2-3.la variation de pression, la ligne de la corde et les conditions de décrochage du profil Clark y

Pour le stabilisateur horizontal, En a choisi le NACA 0006 pour sa légèreté et sa conception mince, et le NACA 0009 pour le stabilisateur vertical.

II.2 Conception d'aile

En raison de l'exigence de la mission que ce drone soit capable de s'intégrer dans une boîte avec un volume de 0.05 mètre cube, l'aile a dû être conçue pour d'introduire dans les différentes parties du fuselage et détachable aussi du fuselage. Pour cette raison, il a été déterminé qu'une voilure haute permettrait plus de simplicité dans l'assemblage et le temps de préparation. Afin d'atteindre une grande finesse, il a été déterminé qu'une aile avec un grand allongement serait plus efficace. La traînée induite est donnée par Eq.2-2 et est inversement proportionnelle à l'allongement.

$$C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (2 - 2)$$

Par conséquent, un allongement élevé permettra de réduire la traînée produite par la portance. L'allongement est donné par Eq.2-3 :

$$AR = \frac{b^2}{s} \quad (2 - 3)$$

La recherche sur les autres planeurs et haut gamme, avions de haute endurance a donné une gamme typique d'environ 4.12 pour l'allongement. Compte tenu des restrictions de taille sur l'avion, il a été déterminé que 1.5 mètre était la plus grande envergure qui pourrait être atteinte et encore doit être introduite dans une boîte avec les autres composants. L'aile est divisée en 3 pièces détachables, (0.9mX1 0.3mX2), ce qui lui permet de s'insérer dans le volume spécifié. En outre, afin d'accroître la finesse, la répartition de la portance sur l'aile est du type elliptique en ajoutant l'effilement. L'aile a une corde l'emplanture égale à 0.17 mètre (constante le long de la section) et une corde à l'extrémité au 0.15 mètre. Ceci lui donne une corde aérodynamique moyenne de 0.165 mètre et une surface de 0.266 mètre carré, et donc un allongement de 8.27. L'aile principale dispose également de 3,5 degrés de dièdre, ce qui, combiné avec le dièdre induit fournie par la configuration aile haute, donne un dièdre efficace d'environ 9 degrés. La géométrie de l'aile peut être vue dans la figure 2.4.

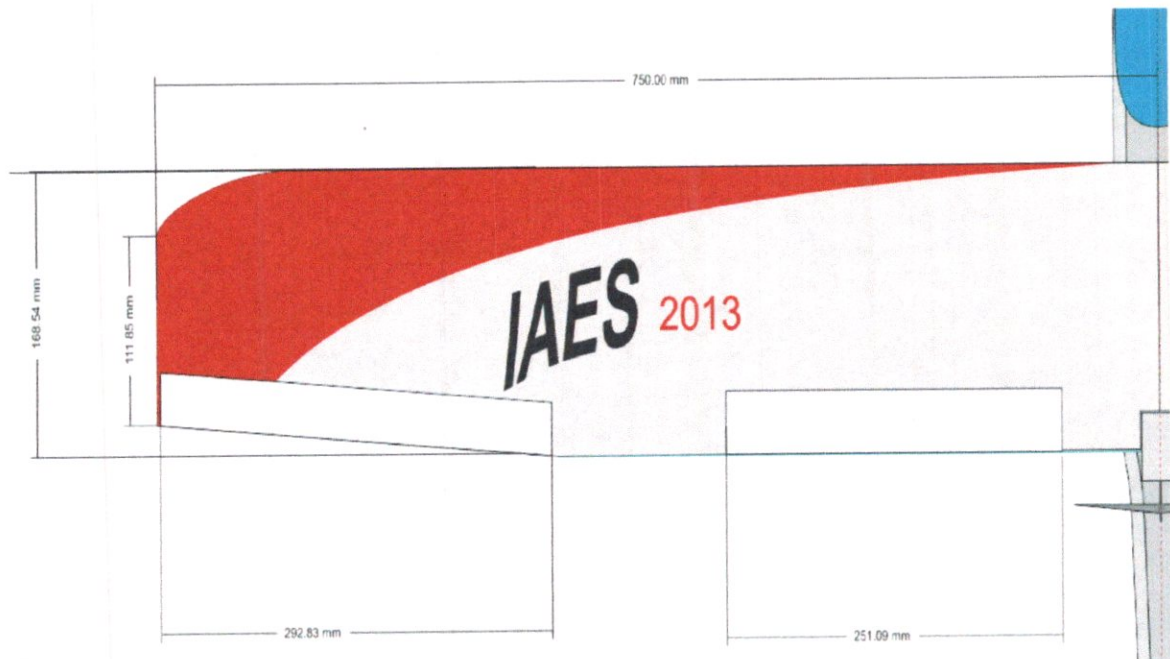


Figure 2-4. Géométrie de l'aile

En utilisant la théorie des profils minces, la pente de la courbe du coefficient de portance en fonction de l'incidence pour un profil est de 2π par radian celle de l'aile est donnée par l'équation 2-4 :

$$a = \frac{a_0}{1 + 57.3 a_0 / \pi e AR} \quad (2 - 4)$$

Ou e est donné par l'équation 2-5 :

$$e = 1.78(-0.045AR^{0.68}) - 0.64 \quad (2 - 5)$$

Ce qui donne la valeur de la pente du coefficient de portance en fonction de l'incidence de l'aile qui est de 5,25 par radian.

II.3 Fuselage

Le fuselage est une partie intégrée dans la conception de n'importe quel avion. Pour cette conception, il devait être suffisamment dimensionné pour supporter le moteur, le régulateur de vitesse, la batterie, le système de l'imagerie aérienne, l'appareil photo, le servomoteur, et des éléments divers. Cependant, parce que le fuselage est la plus grosse partie qui génère de la traînée pour un aéronef, il est

souhaitable de le rendre aussi petit et d'une forme aérodynamique adéquate. Pour cet appareil, l'installation du train d'atterrissage a également dû être prise en considération dans la conception du fuselage. En raison d'un atterrissage sur le ventre sera mis en œuvre, le fuselage a été conçu de telle sorte que le fond était un peu plat pour réduire le risque de basculement latéraux et dommageable.

En outre, le moteur a été placée au-dessus du centre du fuselage afin d'éviter le contact de l'hélice avec le sol lors de l'atterrissage. Aussi, l'orifice d'entrée est placé sur la face inférieure de nez, avec une sortie à l'arrière pour fournir un refroidissement à la batterie et au régulateur de vitesse. Le fuselage a un diamètre en coupe transversale de **65mm** et d'une longueur de **875 mm** et qui est montré sur la figure. 2.5.

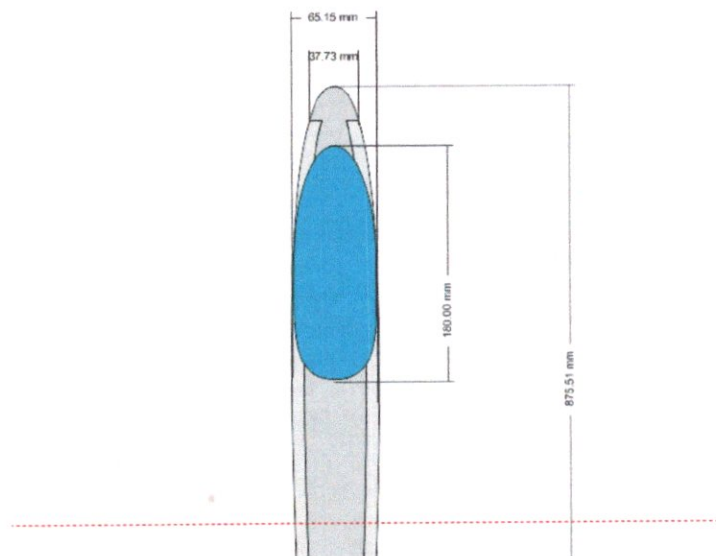


Figure 2-5. La géométrie du nœ

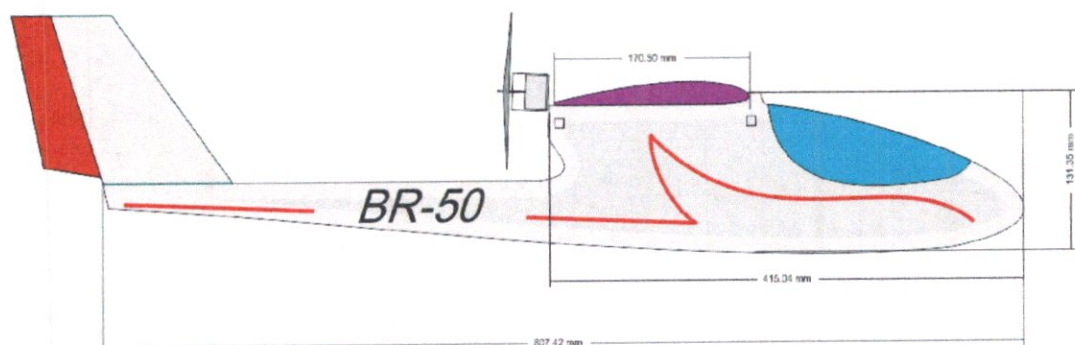


Figure 2-6. La géométrie du fuselage

II.4 Empennage

En raison de l'exigence de légèreté pour ce drone, le fuselage ne se termine pas jusqu'au l'empennage. La configuration de l'ensemble d'empennage est conçue pour pouvoir détacher de la rampe et en phase avec le boîtier. Par souci de simplicité lors de la fabrication, une configuration d'empennage traditionnelle a été mise en œuvre pour faciliter l'attachement. Les dimensions d'empennage ont été initialement déterminées à l'aide des valeurs empirique pour les rapports de volume empennage vertical et horizontal des avions ayant des caractéristiques et spécifications similaires à RB-50.

Les rapports de volume empennage vertical et horizontal sont donnés par Eq. 2-6 et Eq. 2-7.

$$V_V = \frac{l_v S_v}{S_b} \quad (2-6)$$

$$\bar{V}_H = \frac{\bar{l}_t S_t}{S_{\bar{c}}} \quad (2-7)$$

Basé sur les données empiriques métriques, le rapport de volume d'empennage vertical a été établi à 0,050 et le rapport de l'empennage horizontal a été établi à 0,67. Ensuite, \bar{l}_t et l_v ont été sélectionnés afin d'avoir une marge statique de l'ordre de 20 %. Enfin, Eq. 2-6 et Eq. 2-7 pourraient être résolus pour la détermination des surfaces respectives. Initialement, l'empennage horizontal a été calculé pour une corde de 100mm et une envergure de 450mm. L'empennage vertical était initialement dimensionné de façon à avoir une corde à l'emplanture de 165 mm, et une corde à l'extrémité 90mm, et une hauteur de 125mm après la modification et traitement de la de la stabilité ce qui a permet de changer les dimensions. L'empennage horizontal a une corde constante de 100mm et une envergure de 400mm. Parce qu'une aile symétrique a été choisie pour l'empennage horizontal, il a été constaté que pour atteindre un amortissement approprié et une incidence à la baisse de 2 degrés était nécessaire. L'empennage vertical est effilé à partir d'une corde d'emplanture de 165mm et une corde d'extrémité de 90mm et d'une hauteur de 124mm. La configuration de l'empennage fournit une marge statique d'environ 18% et sa géométrie est montrée sur la figure. 2-6.

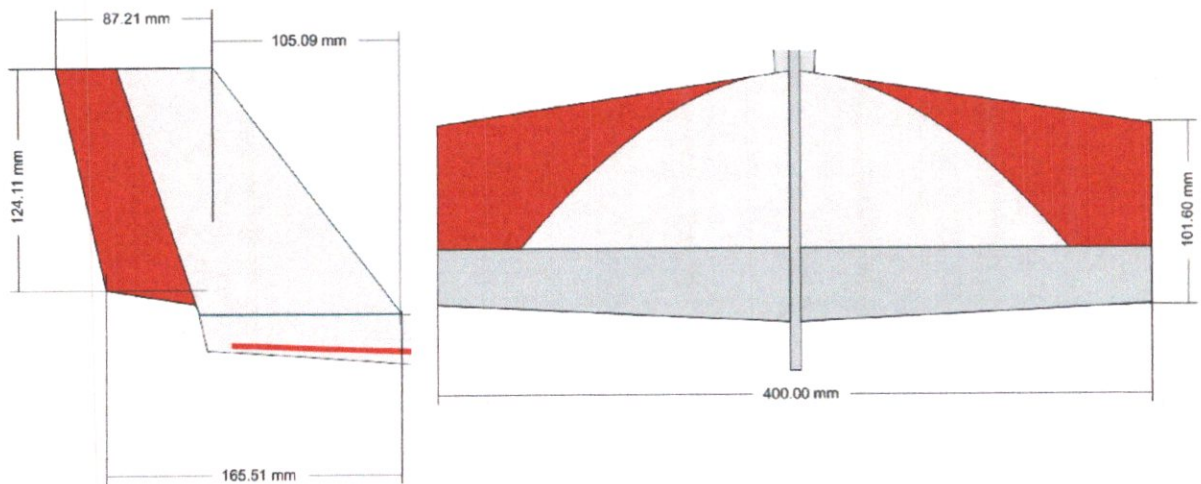


Figure 2-7. La Géométrie de l'empennage horizontale et verticale

II.5 Gouvernes de profondeurs

Les gouvernes de profondeur de l'avion étaient initialement dimensionnées pour une gouverne de 300mm avec 20% de la corde. Cependant, comme l'empennage réduit pour améliorer la maniabilité longitudinale. Par conséquent, la gouverne de profondeur a été réduite à une envergure de 200 mm dans le centre de l'empennage horizontal avec 20% de la longueur de corde, ce qui donne une puissance de contrôle souhaité. La géométrie de la gouverne de profondeur est représentée sur la Fig. 2-7.

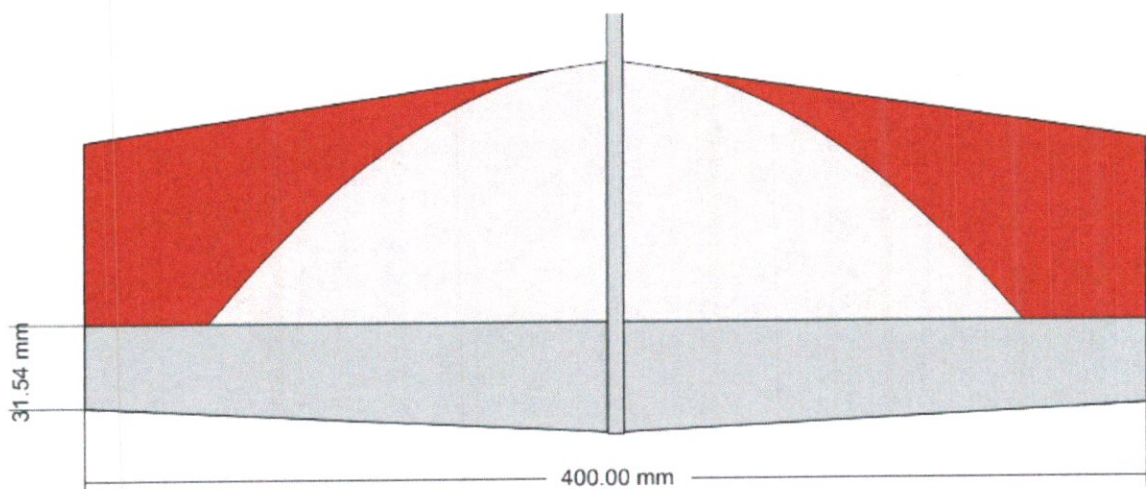


Figure 2-8. Géométrie de la gouverne de profondeur

La gouverne de direction était initialement dimensionnée à une corde constante, lorsque la dérive n'avait pas de flèche à l'arrière. Cependant, comme

l'empennage verticale a été conçu avec une flèche arrière pour augmenter sa superficie, la gouverne de direction est effilée est d'une envergure de 33% de la corde sur toute la hauteur de l'empennage vertical. On a obtenu ces dimensions par la comparaison de BR-50 avec les autres modèles de même famille. Figure 2-8 montre la géométrie de la gouverne de direction.

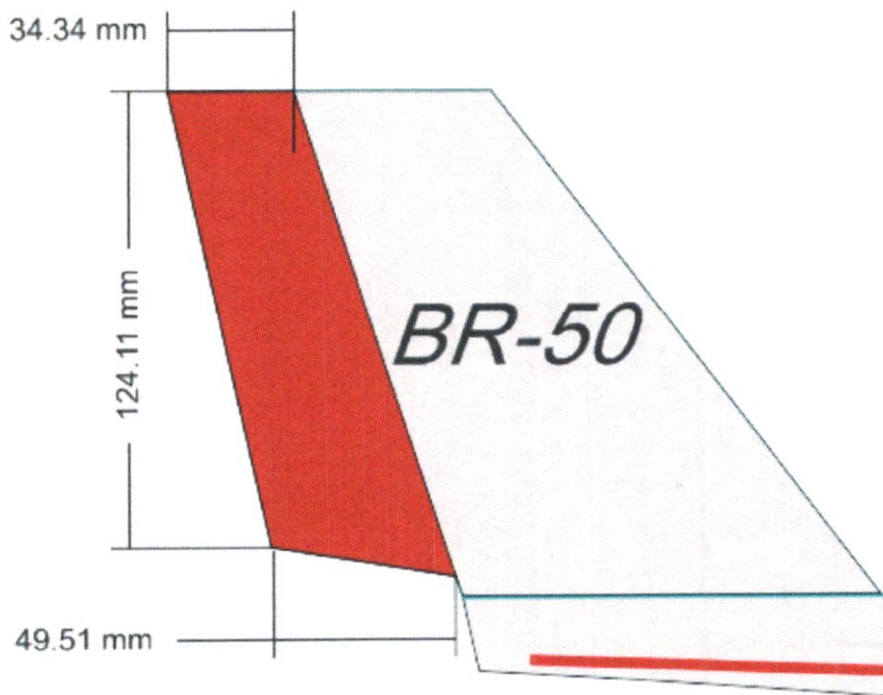


Figure 2.9. Géométrie de gouverne de direction

II.6 Calcule la traînée par la méthode de décomposition

Pour calculer la traînée de l'avion, la méthode de décomposition, illustré par Raymer a été mis en œuvre. Dans cette méthode, la traînée parasite pour chaque composant de l'avion est calculée séparément, en utilisant une approximation du coefficient de frottement, la traînée de séparation, les interférences, et la surface mouillée de chaque composant. La traînée parasite totale donnée par cette méthode est calculé en utilisant l'équation. 2-8.

$$C_{D,0} = \frac{\sum C_{fc} F F_c Q_c S_{wet,c}}{S_{ref}} + C_{D,misc} + C_{D,L\&P} \quad (2-8)$$

Dans cette équation $C_{D,misc}$, divers contributions de traînées qui sont dues principalement aux trains d'atterrissages, et est donc négligé pour cet avion, et $C_{D,lep}$ représente la traînée due à des fuites et des turbulences, dont approximativement comme 12% de la traînée parasite totale du reste de l'appareil. Le coefficient de frottement du revêtement est basé sur le nombre de Reynolds et le nombre de Mach et qui présente des valeurs différentes pour un écoulement laminaire et un écoulement turbulent. Afin d'obtenir une estimation de la traînée parasite, l'écoulement est supposé être entièrement turbulent, et le frottement de revêtement a été calculé en utilisant Eq 2-9.¹⁹

$$C_f = \frac{0.445}{(\log_{10} Re)^{2.58} (1 + 0.144 M^2)^{0.65}} \quad (2 - 9)$$

Le FF dans l'équation de la traînée parasite représente une valeur appelée le facteur de forme de chacun des composants de l'avion. Pour une aile ou d'empennage, le facteur de forme est donné par l'équation.3-10.¹⁹

$$FF = \left[1 + \frac{0.6}{(x/\bar{c})_m} \left(\frac{t}{c}\right) + 100 \left(\frac{t}{c}\right)^4 \right] 1.34 M^{0.18} \cos \Lambda_m^{0.28} \quad (2 - 10)$$

Où $(x/\bar{c})_m$ es d'épaisseur relatif maximal, et Λ_m est égal à l'angle de flèche de la ligne d'épaisseur maximale. Pour le fuselage ou nacelle, le facteur de forme est représenté par Eq. 2-11¹⁹

$$FF = \left(1 + \frac{60}{f^2} + \frac{f}{400} \right) \quad (2 - 11)$$

Et f elle est définie par équation. 2-12.¹⁹

$$f = \frac{1}{d} = \frac{1}{\sqrt{\frac{\varphi}{\pi} * \Lambda_m}} \quad (2 - 12)$$

Q est le facteur d'interférence, qui représente la traînée produite par l'interaction des composants. Pour une aile a intersection avec le fuselage et avec empennage arrière, le facteur d'interférence est négligeable et passe à 1,

tandis que pour un empennage conventionnel Q est d'environ $1,04$ à $1,05 \cdot 10^{15}$. Entraîne un facteur supplémentaire de traînée, qui doit être calculé séparément. Ce facteur est donné en termes de traînée par rapport à la pression dynamique dans l'équation.2-13. ¹⁹

$$D/q_{bal} = 3.83u^{2.5}A_{max} \quad (2 - 13)$$

La valeur U est l'angle de flèche arrière en radians de la section où le fuselage se joint à la poutre de l'empennage horizontale. Ceci peut être converti en coefficient de forme adimensionnel et ajouté en fonction de la traînée du composant. La traînée parasite totale obtenue par la méthode de décomposition est présentée par le tableau 2-1.

Table 2.1. Calcule la trainée par la méthode de composition à l'approche					
		Valeurs Générique			
		ρ	1.225 kg/m ³		
		μ	18.97 10 ⁻⁶ Pa.s		
		a (m/s)	340.21		
		V (m/s)	18		
		M	0.0527		
Ail (Intérieur)		Ail (Extérieur)		Empennage vertical	
Q	1	Q	1	Q	1
Re	196778	Re	196778	Re	196778
S (m ²)	0.17	S (m ²)	0.096	S (m ²)	0.05
C _f	0.14	C _f	0.07	C _f	0.008
FF	1.01	FF	0.99	FF	0.85
C _f FFQS _{we}	0.132	C _f FFQS _{we}	0.028	C _f FFQS _{we}	0.00512
Elévateur		Fuselage			
Q	1	Q	1		
Re	196778	Re	196778		
S (m ²)	0.04	S (m ²)	0.9		
C _f	0.06	C _f	0.39		
FF	0.90	FF	1.1		
C _f FFQS _{we}	0.0269	C _f FFQS _{we}	0.09		
				$\sum (C_{fc}FF_cQ_cS_{wet,c}) / S_{ref}$	0.0081
u	0.210			C _{D,misc}	0.0039
D/q	0.02			C _{D,L&P}	0.0021
C _f FFQS _{we}	0.423			C _{D,0}	0.0269

Performances

Les exigences du cahier de charge sont basés sur la facilité d'utilisation et la rapidité de préparation. L'aéronef doit être lancé à partir d'endroits éloignés où il n'y a pas de piste d'atterrissage facilement disponibles. Une équipe de deux personnes doit être capable d'assembler et de déployer l'avion dans une marge de 5 minutes et exploiter le système pendant les heures durant la journée. Un système d'alimentation électrique a été également requis, et la puissance de la batterie est de 1600 mAh, en lithium-polymère composé de 3 cellules et fonctionnant à 11.1V. Enfin, l'appareil doit être capable d'atteindre 140 m au-dessus du niveau du sol et d'être exploiter au minimum pendant 15 minutes de vol.

II.7 Etat de la mission

Afin d'accomplir la surveillance et des exigences de la mission de reconnaissance, deux profils de mission ont été développés. Le premier est centré sur la surveillance dans lequel l'aéronef volera vers un emplacement où il sera en attente et de recueillir des données avant de retourner à l'emplacement de lancement pour être rechargé. Le second met l'accent sur la reconnaissance à longue distance, en fournissant des données vidéo sur un terrain étendu. La mission de surveillance commencera par le lancement de l'avion de la forêt de bouchaoui 3. Lors du lancement de l'avion, il s'accélère jusqu'à V_{climb} et maintient cette vitesse jusqu'à ce que l'avion atteigne une altitude de **120 m** ou **110 m** au-dessus du niveau du sol. Au cours de cette montée, l'avion va couvrir une distance au sol de **42 mètres**. Il doit ensuite accélérer à V_{cruise} pour une distance de croisière **476 mètres** jusqu'à ce qu'il atteigne une cible d'environ **520 mètres** du lieu de lancement. Il sera ensuite décélérer à V_{loiter} et encercler la zone cible pendant **3 minutes**. Une fois cette période de **3 minutes** de surveillance a pris fin le véhicule accélère jusqu'à V_{cruise} et commencer son vol de retour vers le lieu de lancement. Après avoir volé **120 mètre**, l'avion commencera une descente sans moteur vers le lieu de lancement. Cette approche de descente permettra de conserver la capacité de charge critique par prélèvement d'énergie potentielle au cours des derniers **90 mètre** de la zone de lancement. L'appareil conservera V_{cruise} et suivre un angle d'alignement de descente de **-5,7 °**, décroissant

par rapport à **120 mètre** au-dessus du niveau du sol à environ **20 m** au-dessus du niveau du sol. Arrivant à la zone de lancement, le pilote commence à faire les manœuvres d'approche. Ce profil couvre une distance totale de **750 mètre** pendant **17 minutes** de temps tout en consommant **87%** de la capacité de la batterie. Cela donne une capacité supplémentaire pour les manœuvres d'approche et d'autres incidents imprévus. Un résumé de ce profil est illustré par le tableau 2.1.

	Action	Distance	Time	Consumation	%Capacité
1	Lancement	5 m	0.02min	2.6mAh	0.15%
2	Accélération à V_{climb}		0.02min	2.5mAh	0.15%
3	Montée à 120m	42 m	1.21min	312.9mAh	17.9%
4	Accélération à V_{cruise}		0.03min	4.3mAh	0.23%
5	Croisière à cibler	476 m	6.12min	427.2mAh	28.4%
6	Ralentissement à V_{glide} , flâné autour de la cible		3min	364.6mAh	20%
7	Accélération à V_{cruise}		0.04min	155.8mAh	0.3%
8	Commencez de retour à lancer zone	146 m	5min	250.3mAh	17%
9	Glissez pour lancer zone, décroissant à 40 m	81 m	1.22min	130mAh	2.5%
	Totaux	745 m	17 min	1450mAh	87%

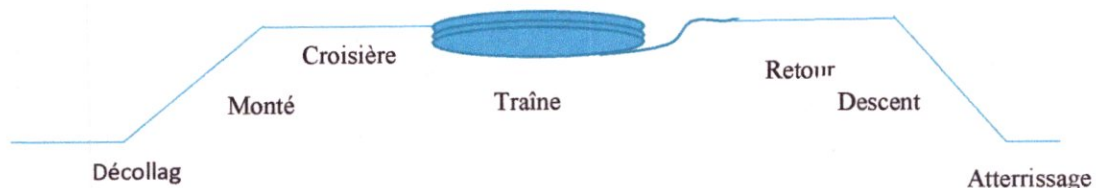


Figure 2.10. Mission de surveillance et reconnaissance à Bouchaoui 3

La mission de reconnaissance suivra la même procédure. Pendant que le drone est accéléré à V_{cruise} , à ce moment, il va maintenir cette vitesse et couvrir un parcours de **380 mètre** de préférence avant de commencer son retour vers la zone de lancement. Il va effectué une croisière de **267.5 mètre** vers la zone de lancement avant de commencer une descente sans moteur telle que pratiquée au cours de la mission de surveillance. Cette mission couvre une distance totale de **850 mètre** pendant une durée de **18 minutes** tout en consommant **87%** de la capacité de la batterie. Cela laissera au pilote environ **14,5%** de la capacité de la batterie pour les manœuvres d'approche ou d'autres incidents imprévus. Un résumé de ce profil de mission a été résumé dans le tableau 2-2

	Action	Distance	Time	consumation	%Capacité
1	Lancement	5 m	0.02min	2.32mAh	0.15%
2	Accélération à V_{climb}		0.02min	2.1mAh	0.15%
3	Montée à 130m	45 m	2.21min	244.9mAh	17.9%
4	Accélération à V_{cruise}		0.03 min	3.75mAh	0.2%
5	Croisière à cibler	380 m	7.2min	644.7mAh	38.1%
6	Commencez de retour à lancer zone	267,5 m	5.3min	466.3mAh	26%
7	Glissez pour lancer zone, décroissant à 40 m	157,5 m	3.12min	39.65mAh	3%
	Totals	850 m	18 min	1392 mAh	86.5%

II.8 vitesses critiques

Les performances de l'aéronef peuvent être définies par la détermination des différentes vitesses de vol, y compris le décrochage, la croisière, la montée, l'attente, l'approche et des vitesses de vol maximum.²¹

A. Vitesse Décrochage et d'approche :

La vitesse de décrochage de l'avion a été déterminée en utilisant la valeur de la $C_{L, \max}$ dérivé dans la partie aérodynamique.

V_{stall} a été déterminée en utilisant l'équation. 2-14.²¹

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2w}{\rho S C_{Lmax}}} \quad (2 - 14)$$

Le $C_{L, \max}$ de l'aéronef a été précédemment déterminé qui est égale à 1,4, ce qui entraîne une vitesse de décrochage à Bouchaoui de **4 m/s**. La vitesse d'approche pour beaucoup d'avions civils est défini par ;

$$V_{approch} = 1.3V_{stall} \quad (2 - 15)$$

Comme ce drone pourrait remplir des missions civiles ainsi que des missions militaires, la valeur déterminée par l'équation. 2-15 a été utilisé pour se rendre compte de l'habileté du pilote à basse vitesse. La vitesse d'approche a été ensuite déterminée par une valeur de **6.2 m/s**.

Vitesses maximal

La vitesse maximale du drone peut être déterminée par l'analyse des courbes de la puissance requise, ou P_R , et la puissance disponible, ou P_A . Lorsque ces courbes sont tracées en fonction de la vitesse, ils se coupent en deux endroits. Le premier à gauche est la vitesse minimale pour que l'aéronef peut voler, mais cette vitesse est inférieur V_{stall} pour cet avion et n'a donc pas d'importance.²¹ Le point de l'intersection coté droit est la vitesse limite de la puissance, V_{max} , pour l'aéronef. La vitesse limitée de puissance peut être calculée en établissant P_R égal à P_A à ces conditions et en résolvant V_∞ pour trouver V_{max} à la foret de Bouchaoui.

$$P_R = DV_\infty = (qSC_{D,0} + \frac{W^2}{qS\pi eAR})V_\infty \quad (2 - 16)$$

$$P_A = P_{moteur}\eta_{propeller} \quad (2 - 17)$$

$$V_{max} = \frac{P_{moteur}\eta_{propeller}}{(qSC_{D,0} + \frac{W^2}{qS\pi eAR})} \quad (2 - 18)$$

$$V_{max} = 22m/s \quad (2 - 19)$$

Vitesse de montée

La vitesse de la montée, V_{climb} , pour cet aéronef est définie comme étant la vitesse à laquelle le véhicule est capable d'atteindre sa vitesse maximale de montée. Le taux de montée pour un avion peut être déterminé de comme suivant :²³

$$R/C = \frac{Excess\ power}{w} = \frac{P_A - P_R}{W} \quad (2 - 20)$$

Le taux de montée maximal peut être défini comme le point à partir duquel l'excès de puissance est maximal.

$$R/C_{max} = \frac{(Excess\ power)_{max}}{w} \quad (2 - 21)$$

Une fois que cette valeur est déterminée, la vitesse nécessaire pour obtenir ce taux de montée à la foret de Bouchaoui a été estimé à **14.m/s**.

Vitesses de croisière et d'attente

La vitesse de croisière, V_{cruise} , et la vitesse d'attente $V_{attente}$, n'ont pas été précisée dans le cahier de charge, faisant d'eux les paramètres de conception souples. Ces vitesses sont déterminées lors de la construction de chacun des profils de mission. Les exigences de cahier de charge dictent une endurance minimum de 15 minutes et l'équipe se fixe un objectif d'une gamme de 2 km au minimum, en fournissant une base pour les besoins de puissance à ces vitesses. L'équipe a également établi un temps d'attente au moins de 5 minutes pour que le profil de surveillance, en fournissant une base supplémentaire.²⁶

Afin de trouver V_{cruise} , la consommation d'énergie pour le décollage et la montée ont d'abord été déterminée. Les vitesses de croisière et d'attente ont été sélectionné par la compilation de chacun des profils de mission dans une feuille Excel et optimiser la portée et de temps en altitude. D'abord la vitesse de croisière est sélectionnée :

$$V_{cruise} = 17.5m/s \quad (2 - 22)$$

Après V_{cruise} a été sélectionné, $V_{attente}$ a été fixé de telle sorte que l'avion était capable de faire une attente pendant 7 minutes. Cette valeur a été estimé à **13 m/s**.

II.9 Les performances du décollage

Afin de minimiser le temps de préparation requis de **5 minutes** qui est le temps d'assemblage du client et de lancement à la main de ce drone. Cela libère un membre de l'équipe de deux personnes à partir de l'assemblage d'un lanceur ou mis en place un long élastique Haut-Start. L'analyse de la période de temps juste après le lancement a été effectué à l'aide de Simulink de MATLAB. Actuellement, il y a des problèmes avec ce code, mais la poussée statique qui est de 1.1 kg de poids de l'avion devrait permettre un lancement à la main.³⁰

II.10 Les performances d'atterrissage

La configuration de l'approche générale pour les petits avions civils et militaires est illustrée à la figure. 2-11²⁴

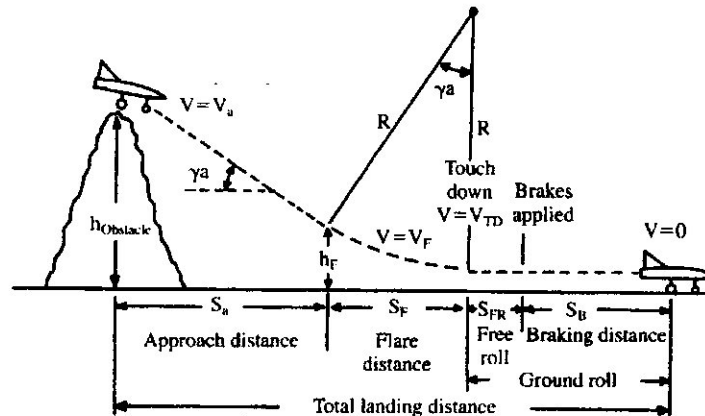


Figure 2-11. Illustration de l'analyse d'atterrissage

La séquence d'atterrissage pour le véhicule exigera d'abord de l'avion pour effectuer à partir de 15 m avant de poursuivre la démarche vers la piste d'atterrissage. Afin de déterminer la distance d'approche, il est d'abord nécessaire de calculer l'angle d'approche de l'avion. Généralement avions de transport ne devrait pas avoir un angle d'attaque supérieur à 3° ²⁵.

$$\gamma_{\text{approach}} = \sin^{-1} \frac{-C_D}{C_L} = 3.99^\circ \quad (2 - 23)$$

Comme le véhicule n'est pas conçu pour le transport, r_{approach} a été fixé à 6° afin de réduire la distance d'approche nécessaire pour compléter la procédure d'atterrissage. Ensuite, il est nécessaire de déterminer le rayon d'arrondi, r_{flare} en utilisant l'équation :

$$r_{\text{approach}} = \frac{V_{\text{flare}}^2}{0.2g} = 65m \quad (2 - 24)$$

Où V_{flare} est :

$$V_{\text{flare}} = 1.23V_{\text{stall}} \quad (2 - 25)$$

Une fois le rayon d'arrondi a été déterminé la hauteur d'arrondi, h_{flare} peut être calculée avec la distance d'approche. S_{approach} . La distance d'arrondi, S_{flare} ²⁸

$$h_{flare} = r_{approach}(1 - \cos \gamma_{approach}) = 0.4m \quad (2 - 26)$$

$$S_{approach} = \frac{h_{obstacle} - h_f}{\tan \gamma_{approach}} = 73.8m \quad (2 - 27)$$

$$S_{flare} = \sqrt{r_{flare}^2 - (r_{flare} - h_{flare})^2} = 6m \quad (2 - 28)$$

Alors que l'avion effectue un arrondi, sa vitesse diminuera à partir de V_{flare} à V_{stall} . Le véhicule n'est pas équipé d'un train d'atterrissage et effectuera un atterrissage sur le ventre. Une fois que le véhicule sera en contact avec le sol, il est nécessaire d'effectuer une intégration numérique pour déterminer la distance de l'aéronef permettant le glissement sur le sol avant de s'arrêter complètement. Cette intégration est réalisée à l'aide d'un script MATLAB qui détermine la décélération due à des forces agissantes sur le drone. Les résultats de cette intégration ont été tracés dans la **figure. 2-12** et qui inclue les distances de glissement du drone lors de l'atterrissage sur des surfaces allant de l'herbe mouillée à l'asphalte. Les valeurs utilisées pour déterminer les paramètres de friction dans chaque cas ont été inclus dans le tableau 2-4 avec la distance de glissement et la distance totale d'atterrissage pour chaque cas. Ce code MATLAB a également été inclus dans l'annexe.

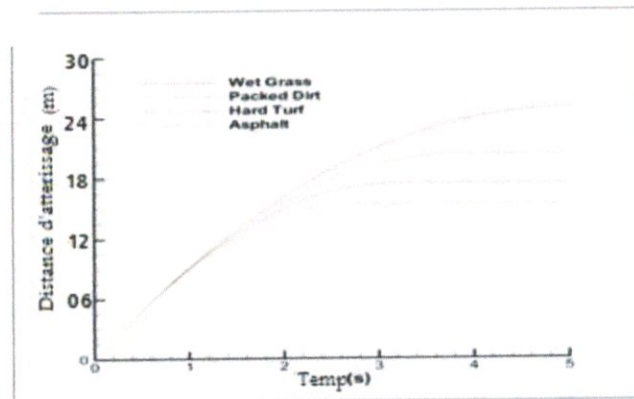


Figure 2.12 : Distance d'atterrissage pour divers types de surface

Surface	μ	SlidingDistance	TotalDistance
Asphalt	0.5	15.4 m	50.9m
HardTurf	0.4	17.7 m	52.7m
PackedDirt	0.3	20.6 m	63.3m
WetGrass	0.2	25.3 m	66.7m

II.11 Performance de descente

Lorsque l'avion vole en descente, la pente de la trajectoire du vol est définie par :

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{1}{C_L/C_D}\right) \tag{2 - 29}$$

Elle est fonction du rapport portance et traînée, l'avion va descendre d'une certaine hauteur, h, sur une distance G.

$$G = \frac{h}{\tan \theta} = h \frac{C_L}{C_D} \tag{2 - 30}$$

$$G_{max} = h \left(\frac{C_L}{C_D}\right)_{max} \tag{2 - 31}$$

Et l'angle de descente pour cette condition est l'angle de plané minimum, défini comme :

$$\theta_{min} = \tan^{-1}\left(\frac{1}{\left(C_L/C_D\right)_{max}}\right) \tag{2 - 32}$$

La pente de descente utilisée dans les profils de mission a été incluse dans le tableau 3.4.

V_{∞} (m/s)	θ (degrés)	G (m)
22	5.7	973

II.12. Performance de virage

La performance de virage établie pour l'aéronef comprend le rayon de virage minimum et le taux de virage maximal. Le rayon de virage minimum stable en utilisant l'équation. 2.18

$$r = \frac{V_{\infty}^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} \tag{2 - 33}$$

Où n est le facteur de charge maximal. Lors de l'utilisation en dessous de la vitesse du vol, n est tributaire de $C_{L, max}$, comme indiqué dans l'équation. 2.19

$$n_{max} = \frac{2\rho S C_{L,max} V_{\infty}^2}{W} \quad (2 - 34)$$

La plus petite valeur de r , par conséquent le rayon de virage le plus bas se produit à l'angle de décrochage donnant coefficient de portance maximale. À ce stade, n_{max} atteint la limite structurelle de l'avion. Alors que l'avion accélère au-delà de la vitesse de décrochage, n devient tributaire de la conception structurelle du véhicule et n_{max} est maintenu constant. Cela provoque une augmentation du rayon de virage. La vitesse de virage est d'environ 16 m/s et pour un facteur de charge n_{max} de 4,2. Le rayon de virage minimum pour la forêt de Bouchaoui peut alors être déterminé :

$$r_{min} = 7.83m \quad (2 - 35)$$

Le taux de virage de l'appareil est défini comme³¹

$$\omega = \frac{g\sqrt{n^2 - 1}}{V_{\infty}} \quad (2 - 36)$$

On voit que, pour augmenter le taux de virage, il faut soit augmenter n ou réduire la vitesse. Si la vitesse est réduite, le pouvoir de contrôle de l'avion va se dégrader, de sorte qu'il peut être vu que le taux de virage maximal se produit lorsque n devient n_{max} . En utilisant la valeur mentionnée précédemment, ω_{max} peut être calculée au forêt de Bouchaoui.

$$\omega_{max} = 117.6^{\circ}/s \quad (2 - 37)$$

Les deux paramètres de virage r_{min} et ω_{max} se produisent à une vitesse de 16.5 m/s. L'angle d'inclinaison maximal, φ_{max} peut être déterminé en utilisant l'équation. 3.21, 3.22 et 3.23.³²

$$\varphi = \cos^{-1} \frac{W}{L} \quad (2 - 38)$$

$$n = \frac{L}{W} \quad (2 - 39)$$

$$\varphi_{max} = \cos^{-1} \frac{1}{n_{max}} \quad (2 - 40)$$

$$\varphi_{max} = 68.5^{\circ} \quad (2 - 41)$$

Fig. 3.3 fournit une illustration de la variation de rayon de virage de Bouchaoui terrain pour 50, 85 et 120 mètre au-dessus du niveau du sol tandis que la

figure. 3-13 fournit les changements dans les taux de virage pour les mêmes altitudes.

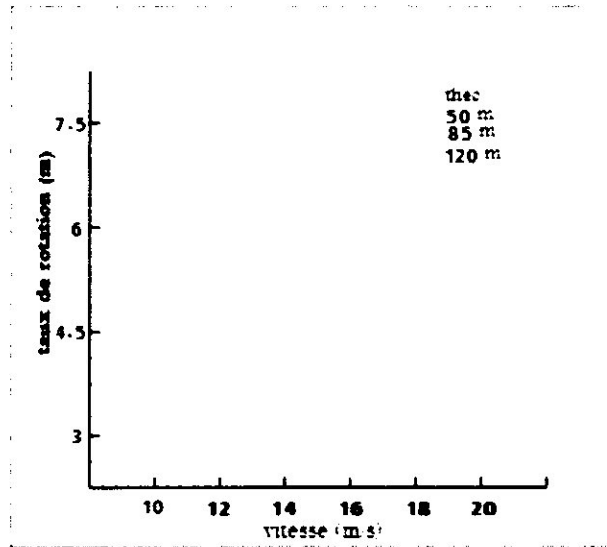


Figure 2-13. Changement de rayon de virage minimum avec une vitesse

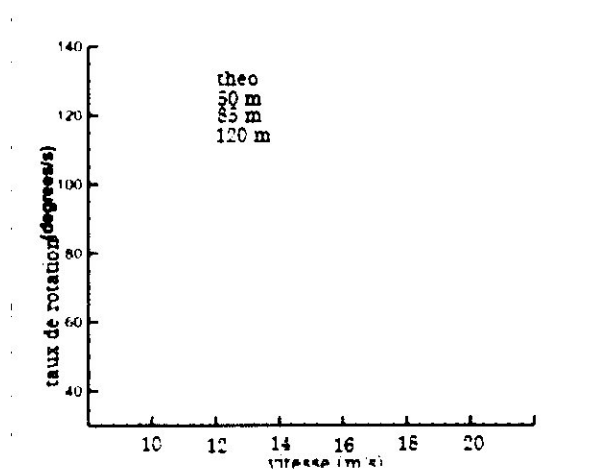


Figure 2-14. Variation du taux de virage avec une vitesse maximale

On peut également déterminer r_{min} et ω_{max} pour les manœuvres. Les équations de manœuvre sont données par les équations. 3,24 et 3,25

$$r = \frac{V_{\infty}^2}{g(n - 1)} \tag{2 - 42}$$

$$\omega = \frac{g(n - 1)}{V_{\infty}} \tag{2 - 43}$$

Lorsque la valeur préalablement déterminée de n_{max} est utilisé, il peut être considéré que :

$$r_{min} = 8.35m \tag{2 - 44}$$

$$\omega_{max} = 86.71^{\circ}/s \tag{2 - 45}$$

Les écarts de performance poussée avec des altitudes variées sont inclus dans la figure. 3-15 et 3-16.

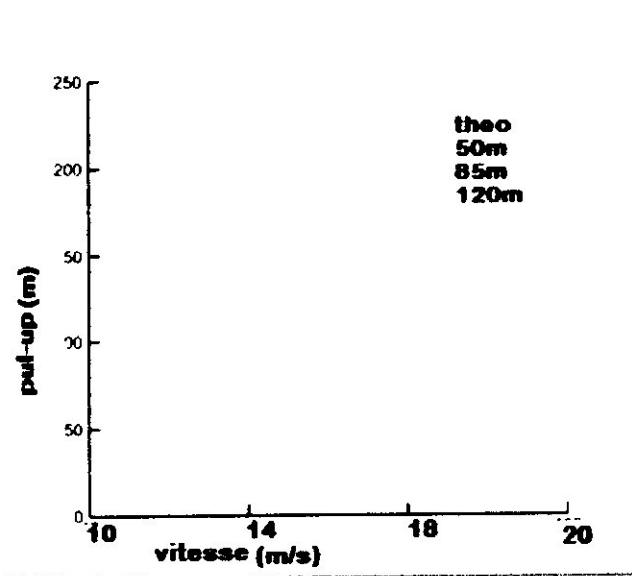


Figure 2.15. Changement de rayon maximum de pull-up avec une vitesse

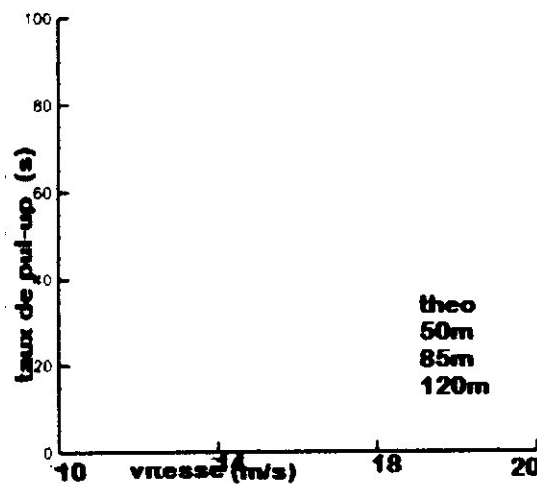


Figure 2-16. Variation du taux de pull-up avec une vitesse maximale

Les équations régissant suivent la même forme que celles de la poussé, mais ils nécessitent un changement de signe :

$$r = \frac{V_{\infty}^2}{g(n+1)} \tag{2-46}$$

$$\omega = \frac{g(n+1)}{V_{\infty}} \tag{2-47}$$

Les valeurs de r_{min} et ω_{max} peuvent être calculées en utilisant n_{max} . Variance dans r_{min} et ω_{max} avec les changements d'altitude ont été tracés dans la figure. 3.17 et 3.18

$$\omega_{max} = 96.81^\circ/s \tag{2-48}$$

$$r_{min} = 9.75 \text{ m} \tag{2-49}$$

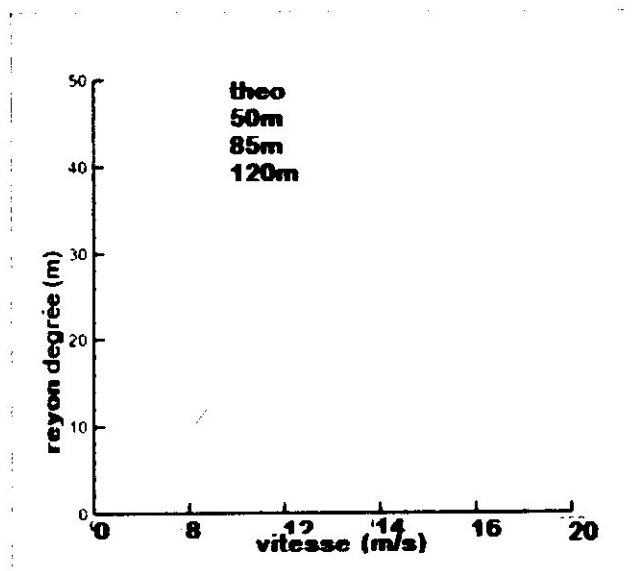


Figure 2-17. Changement de rayon maximum poussé-dessus de la vitesse

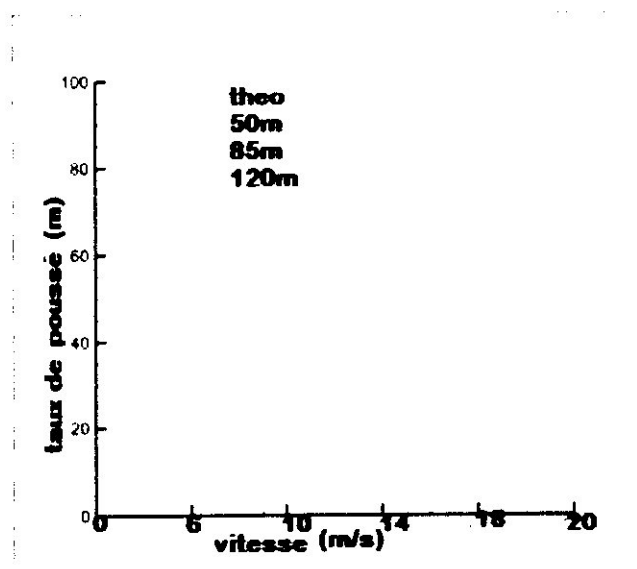


Figure 2-19. Variation du taux poussé-dessus avec une vitesse maximale

II.13. Performance avec l'effet de vent

Le vent transversal maximal de l'appareil est capable de contrer pendant les manœuvres d'approche qui peut être calculé à l'aide de la formule d'Etkin et la méthode de Reid. Le dérapage maximal de l'appareil est déterminé par la déviation de la surface de contrôle nécessaire à ces conditions. Comme on peut le voir, à partir de l'équation 2-50 :

$$\begin{bmatrix} Y_{\delta r} & 0 & mg \\ L_{\delta r} & L_{\delta a} & 0 \\ N_{\delta r} & N_{\delta a} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta r \\ \delta a \\ \varphi \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} Y_v \\ L_v \\ N_v \end{bmatrix} v \quad (2 - 50)$$

Les déviations des surfaces de controle sont les variables qui doivent être résolus pour β et v , la valeur arbitraire.

$$v = \beta u_0 \quad (2 - 51)$$

u_0 est la vitesse de référence le long de l'axe x. La valeur de β peut alors être augmentée jusqu'à ce que l'une des surfaces atteigne déflexion maximale. Le dérapage maximal, vent de travers et les déformations de surface correspondant à l'approche de la forêt de Bouchaoui ont été estimés:

$$\beta = 23.22^\circ \quad (2 - 52)$$

$$v = 5.83 \text{ m/s} \quad (2 - 53)$$

$$\begin{bmatrix} \delta r \\ \delta a \\ \varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 20^\circ \\ 5.35^\circ \\ 13.17^\circ \end{bmatrix} \quad (2 - 54)$$

II.14. Endurance et distances

En général les formules Breguet fournir une méthode simple de détermination du rayon d'action et l'endurance d'un avion, mais ces équations sont adaptés 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 la quantité de courant tiré de la batterie à chaque condition de vol. L'équation 2-55 fournit une corrélation entre la puissance d'entrée et la puissance de sortie du système.

$$P_{output} = P_{input} \eta_{motor} \eta_{propeller} \tag{2 - 55}$$

Cette corrélation peut alors être utilisée pour déterminer la puissance d'entrée dans le système par la batterie. Si l'avion est en vol de palier stable, il sera opérationnel le long de la courbe P_R pour une condition de vol donnée. Cette méthode permet de déterminer la quantité d'énergie consommée :

$$P_{R,battery} = \frac{P_R}{\eta_{motor} \eta_{propeller}} \tag{2 - 56}$$

Cette consommation d'énergie nécessaire peut être utilisée dans l'équation 3.32 pour déterminer l'endurance du véhicule à l'état de vol.

$$E = \frac{C_{battery} V_{battery} (60 \text{min/hour})}{P_{R,battery} (1000 \text{mA/A})} \tag{2 - 57}$$

Une fois l'endurance a été déterminé le rayon d'action du véhicule peut être calculée selon l'équation 2-58

$$R = EV_{\infty} \tag{2 - 58}$$

Fig.2-20 et 2-21 fournissent une illustration des changements de gamme et l'endurance au niveau de sol, 50, 80 et 120 mètre au-dessus du niveau du sol au foret de Bouchaoui.

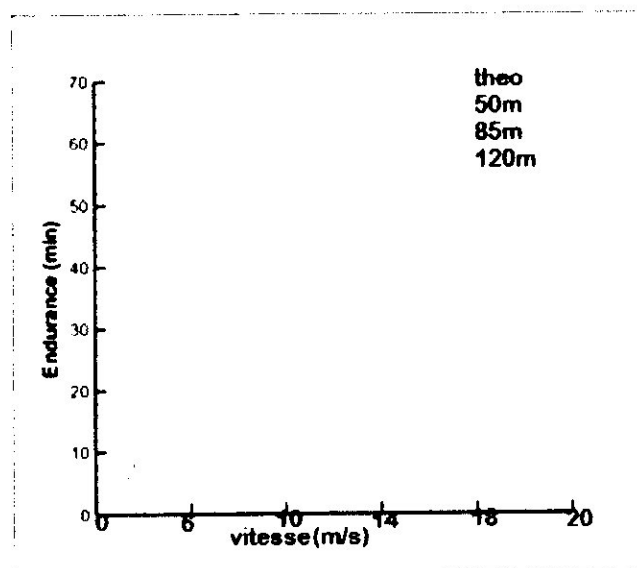


Figure 2-20. variation de l'endurance en augmentant l'altitude

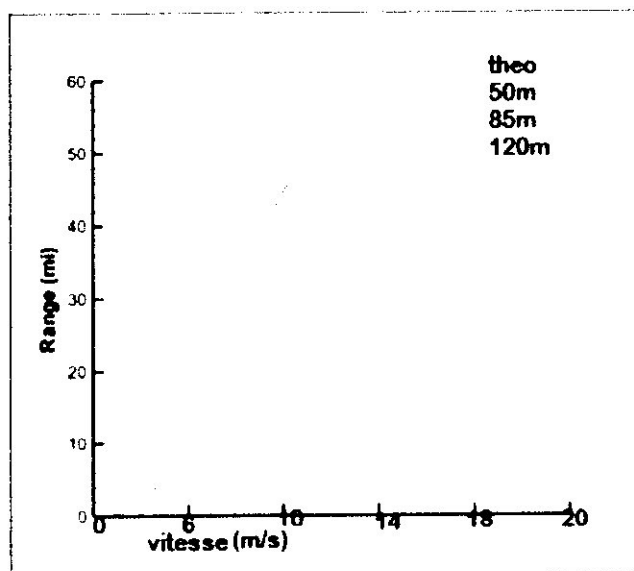


Figure 2-21. Changement du rayon d'action en augmentant l'altitude.

II.15. Capacités d'altitude

Le plafond de vol et le plafond absolu de l'avion ont été calculé selon la méthode itérative et le rapport $(R/C)_{max}$ qui est égal à 30 m / min et 0 m / min respectivement en ajustant la densité. Ce processus a été réitéré en parallèle avec le processus d'itération qui sert à déterminer la vitesse de rotation du moteur à chaque point afin d'assurer que la sortie du moteur est égale à l'entrée de l'hélice. Suite à cette méthode, le plafond de vol et les plafonds absolus ont été estimé.

$$Ceiling_{vol} = 13.41m \quad (2 - 59)$$

$$Ceiling_{absolu} = 14.63m \quad (2 - 60)$$

La variation de la vitesse de décrochage avec l'altitude a été compilée afin d'analyser si l'avion peut continuer à voler dans ces conditions. Ce changement a été tracé en fonction d'altitude dans la figure. 2-22.

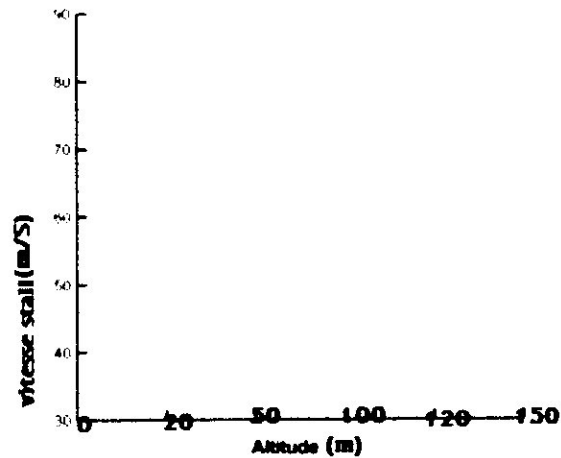


Figure 2-22. Variation de V_{stall} avec la densité

Comme on peut le voir sur cette figure, la vitesse de décrochage au plafonds de vol et absolu est plus du double de la valeur du niveau de la mer. Ces valeurs ont été jugées.

$$V_{stall,service} = 4.15 \text{ m/s} \quad (2 - 61)$$

$$V_{stall,absolute} = 5.92 \text{ m/s} \quad (2 - 62)$$

Alors que l'avion est capable de fonctionner à ces altitudes, l'avion est incapable de monter à ces altitudes au niveau du sol. Si l'appareil fonctionne à V_{climb} , la batterie durera environ 7 minutes, ce qui limite l'avion à une altitude d'environ 150 m.

Chapitre -III-
Stabilité et Contrôle

La stabilité est la tendance naturelle de l'avion pour revenir à un état d'équilibre après être exposé à une perturbation. Certains des éléments qui exposent l'avion à une perturbation lors des manœuvres, comme un virage, turbulences et rafales de vent, ou les débattements des gouvernes. L'équilibre d'un aéronef est caractérisé par un vol rectiligne uniforme. Un avion vole dans les conditions d'équilibre si la somme de toutes les forces et des moments par rapport au centre de gravité est nulle. Contrôlables signifie que l'appareil est capable d'être manipulé pour faire n'importe quel mouvement, lacet ou roulis par la commande du braquage des gouvernes.

Stabilité et contrôle sont évalués plus efficacement lorsque les analyses statiques et dynamiques sont effectuées séparément. La stabilité statique est la tendance de l'avion pour revenir à sa position d'équilibre initiale après être dévié. La stabilité dynamique est le mouvement de l'avion sur une période de temps après qu'une perturbation a eu lieu. Un aéronef possède une stabilité statique et dynamique s'il retourne finalement à sa position d'équilibre sans aucune divergence après le passage de la perturbation.

Stabilité statique et dynamique sont décomposées en une stabilité longitudinale, latérale et directionnelle. Lorsqu'on traite une analyse dynamique, la stabilité longitudinale est analysée indépendamment des autres tandis que la stabilité statique et dynamique latérale et directionnelle sont analysées ensemble, car ils sont influencés l'une par l'autre vice versa.

III.1 Stabilité statique

Analyser la stabilité statique a été la première priorité pour le BR-50, et il était l'un des principaux facteurs déterminants dans sa conception. Pour déterminer le point neutre, la marge statique, et les dérivés de stabilité statique et dynamique.

A. Stabilité statique longitudinale

Pour une stabilité statique longitudinale positive, le centre de gravité doit être placé en avant du point neutre ce qui donne un changement négatif du moment de tangage par rapport à l'angle d'attaque ($C_{m\alpha}$) et une marge statique positive (K_n). Une fois que le centre de gravité a été trouvé, il faut déterminer le point neutre manche fixe (h_n), l'équation 3-2:

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha}(h - h_n) \quad (3 - 1)$$

$$h_n = h - \frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} \quad (3 - 2)$$

Une marge statique de 20% a été initialement utilisée. Cette marge statique est finalement changée à 18% qui a été pris en compte par la suite de la conception. Ensuite le dimensionnement de la géométrie est achevée, RB-50 est conçu à être longitudinalement stable. Les coefficients longitudinaux de stabilité statique du RB-50 sont présentés dans le tableau 3-1.

Vitesse de croisière	XNP(apartir LEde l'aile)	2.79 in
	Marge statique (K_n)	18.0%
	$C_{m\alpha}$	-1.06/rad
	$C_{L\alpha}$	-5.86/rad
Vitesse d'approche	XNP(apartir LEde l'aile)	2.79 in
	Marge statique (K_n)	17.9%
	$C_{m\alpha}$	-1.05/rad
	$C_{L\alpha}$	-5.84/rad
Vitesse d'approche avec effet de sol	XNP(apartir LEde l'aile)	2.82 in
	Marge statique (K_n)	18.5%
	$C_{m\alpha}$	-1.10/rad
	$C_{L\alpha}$	-5.95/rad

B. Stabilité statique directionnelle

Pour la stabilité statique directionnelle, la rigidité de lacet ou la stabilité de girouette, est un facteur important. Le lacet décrit le mouvement autour de l'axe z de l'avion. Un aéronef possède une stabilité statique directionnelle acceptable si elle tend au départ pour revenir à l'équilibre, face vers l'avant au vent relatif, après être dévié de sa trajectoire vers l'avant.

La rigidité de lacet est un moyen de déterminer cette stabilité statique directionnelle acceptable. Ce paramètre doit être supérieur à zéro pour assurer une stabilité statique directionnelle positive. Numériquement, il faut que la dérivée de stabilité $C_{n\beta}$ doit être positif. L'un des contributions à l'instabilité directionnelle est le fuselage, c'est pourquoi un empennage vertical devient nécessaire. BR-50 est équipé d'un empennage vertical qui lui permet de garantir la stabilité directionnelle.

C. Stabilité statique de roulis

Un autre élément pour la stabilité statique est la stabilité de roulis qui est décrit comme le mouvement autour de l'axe x de l'avion. Stabilité de roulis est la capacité de l'avion pour revenir à la position de l'aile au niveau de vol après être changé en palier. La restauration du mouvement de roulis est une fonction de l'angle de dérapage, représenté par la lettre grecque β . L'exigence pour qu'une stabilité de roulis soit acceptable, c'est que le dérivé de stabilité $C_{l\beta}$ doit être inférieur à zéro. Le principal contributeur à $C_{l\beta}$ est l'angle dièdre (Γ) de l'aile, qui est l'inclinaison de l'aile par rapport au plan horizontal. Les recommandations du promoteur est que le dièdre effectif doit être entre 5 et 9 degrés. Équation (3-3)³⁹ sert à calculer le dièdre effectif.

$$\Gamma_{Effective} = \frac{C_{l\beta}}{-0.00025} \text{ (en degré)} \quad (3 - 3)$$

D. Point neutre en manœuvre

Le point neutre en manœuvre (h_m) est un emplacement physique à l'arrière du point de neutre et du centre de gravité autour desquels l'avion pivote pendant une manœuvre de tangage. L'emplacement du point neutre en manœuvre est dicté par l'emplacement du point de neutre manche fixe et les valeurs des dérivées de stabilité des coefficients C_{mq} et C_{Lq} et μ . L'équation 4.4⁴⁰ montre que le calcul du point neutre en manœuvre:

$$h_m = h_n - \frac{C_{mq}(h_m)}{2\mu - C_{Lq}(h_m)} \quad (3 - 4)$$

L'Equation (3-5) exprime le rapport de masse avion et la quantité ($\rho S \bar{C}$),:

$$\mu = \frac{2m}{\rho S \bar{C}} \quad (3-5)$$

Le point neutre est sur le plan de la corde aérodynamique moyenne, \bar{C} . Le point de manœuvre est égal à 0,60, qui est égal à 8.63cm derrière le bord d'attaque de l'aile principale.

E. L'équilibrage

Tant que le moment de tangage n'est pas égal à zéro, l'avion aura tendance d'effectuer un tangage dans le sens positif, donc un pas vers le haut. Afin de corriger ce mouvement de tangage, une correction doit être apportée. Cela se fait en mettant une déviation de la surface de contrôle ou la gouverne de profondeur.

Les valeurs de l'angle d'attaque (α) et la déviation de la gouverne de profondeur (δ_e) sont déterminés en utilisant l'Eq (4,6) et Eq (4.7)⁴¹ tout en prenant le coefficient de moment C_m égale à zéro.

$$C_L = C_{L\alpha} + C_{L\delta_e} \delta_e \quad (3-6)$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_e} \delta_e \quad (3-7)$$

Les angles d'attaque et le braquage de la gouverne de profondeur en croisière, l'approche et l'approche avec effet de sol sont représentés sur le tableau 3-2.

Vitesse de croisière	α	-0.156°
	δ_e	1.50°
	δ_a	0°
	δ_r	0°
Vitesse d'approche	α	4.072°
	δ_e	-3.22°
	δ_a	0°
	δ_r	0°
Vitesse d'approche avec effet de sol	α	3.955°
	δ_e	-3.42°
	δ_a	0°
	δ_r	0°

III.2 Qualités de vol et Stabilité dynamique

Une fois que la stabilité statique du RB-50 est assurée, l'étape suivante consistait à déterminer la stabilité dynamique du drone. L'analyse de la stabilité dynamique latérale et directionnelle est faite ensemble du moment qu'ils sont couplés, mais la stabilité dynamique longitudinale est traité d'une façon indépendante. L'analyse a été effectuée par un code généré sous MATLAB. Voir l'annexe C pour ce code.

A. Stabilité dynamique longitudinale

La stabilité dynamique longitudinale d'un aéronef est représentée par deux modes: caractérisés par une période longue, aussi connu comme le "phugoid" et une période courte "short period". Le mode "phugoid" est une oscillation sur une longue période de temps où le drone présente un angle d'attaque pratiquement constant tout au long du mouvement. Elle est également caractérisée par les changements observés dans la hauteur et la vitesse. La période courte, comme son nom l'indique, est caractérisé par une période courte d'oscillation qui se produit pour une vitesse constante, sauf, à la différence du mode "phugoid", avec un angle d'attaque qui évolue rapidement.

Afin de minimiser ces deux modes, le stabilisateur horizontal doit être soigneusement placé et dimensionné. Un autre facteur dans la minimisation des modes est la sélection du profil aérodynamique pour le stabilisateur puisqu'il déterminera la force et le moment de tangage qui seront appliqués par rapport au centre de gravité de l'avion. Tableau 3-3 montre certains paramètres importants d'amortissement pour les modes longitudinaux.

Mode	Exigence	Gamme
Vitesse de croisière	C_{mq}	-20.86/rad
	C_{Lq}	-8.042/rad
	$C_{m\dot{\alpha}}$	-9.473/rad
Vitesse d'approche	C_{mq}	-20.87/rad
	C_{Lq}	-9.023/rad
	C_m	-7.453/rad
Vitesse d'approche avec effet de sol	C_{mq}	-18.22/rad
	C_{Lq}	0.190/rad
	$C_{m\dot{\alpha}}$	0.179/rad

B. Stabilité dynamique latérale-directionnel

La stabilité dynamique latérale-directionnelle d'un avion est représentée par trois modes de mouvements caractéristiques : le roulis, spirale et roulis hollandais. Le mode de roulis dépend fortement de la dérivée du coefficient de stabilité C_{lp} , qui dépend de la configuration d'aile et d'empennage et de coefficient d'amortissement. Le mode spirale est fortement tributaire du dièdre effectif qui s'est répercuté sur le coefficient de stabilité $C_{l\beta}$. Une divergence spirale se produit lorsque l'angle d'inclinaison ne cesse d'augmenter après une glissade.

Dans ce cas, le drone aura une instabilité spirale tant que $C_{l\beta}$ est trop faible ou $C_{n\beta}$ est trop grand. Étant donné que les aéronefs ont généralement une stabilité directionnelle insuffisante, ce qui permet d'avoir une divergence directionnelle, par la suite, il se produira un équilibre entre $C_{l\beta}$ et $C_{n\beta}$.

Le mode de roulis hollandais est le plus complexe des trois. Il est composé d'une glissade, de lacet et de roulis. Les angles de rotation ϕ et β étant déphasés l'un par rapport à l'autre. Le mode de roulis hollandais peut être réduit en changeant la valeur de la dérivée du coefficient de stabilité (C_{nr}). Le roulis hollandais deviendra plus instable lorsque la dérivée des coefficients de stabilité C_{lr} et $C_{l\beta}$ sont augmentés. Un autre problème avec l'augmentation de la dérivée du coefficient de stabilité C_{nr} , qui induit une augmentation de $C_{n\beta}$. Ce qui réduira le mode spiral. Il est nécessaire de tenir compte de tous ces éléments pour déterminer les trois modes latéraux directionnels.

C. Les gouvernes

Une caractéristique très importante de l'avion est la géométrie de la surface de contrôle, les deux surfaces de contrôle qui ont subi ce processus de génération de force par l'inclinaison.

Le contrôle longitudinal assuré par la gouverne de profondeur, les braquages de l'aileron et de la gouverne de direction sont responsable du contrôle latéral-directionnel.

D. La gouverne de profondeur

L'un des paramètres de conception du vol est la vitesse de tangage engendré par le changement de la profondeur ($\Delta q/\Delta \delta_e$). Ceci avec l'efficacité de la gouverne de profondeur ($d\alpha/d\delta_e$), qui est pris en compte pour le dimensionnement de la gouverne. Les caractéristiques désirées de tangage sont un changement du taux de tangage par rapport à l'angle de braquage de la gouverne de profondeur d'environ $\cdot 4$ (s \cdot 1) et une puissance de commande qui se situe entre 0,85 et 0,95. Grâce à l'égalisation. Eq. (3-8), Eq. (3-9) et Eq. (3-10)^{43,44}, le changement de taux de tangage suite au braquage de la gouverne de profondeur est déterminée par:

$$q = \frac{(n-1)g}{U_0} \Rightarrow \frac{q}{(n-1)} = \frac{g}{U_0} \quad (3-8)$$

$$\frac{\Delta \delta_e}{(n-1)} = -\frac{C_w C_{L\alpha} (2\mu - C_{Lq})}{2\mu \det} (h - h_m) \quad (3-9)$$

$$\mu = \frac{2m}{\rho S \bar{c}}, \det = C_{L\alpha} C_{m\delta_e} - C_{L\delta_e} C_{m\alpha}, \text{ et } C_w \quad (3-10)$$

Avec le changement du moment de tangage suite au changement de l'angle de la gouverne de profondeur, l'efficacité de la profondeur est déterminée par définition de C_m et C_{m0} qui sont égales à zéro dans l'équation (3-11) et Eq. (3-12)⁴⁵

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \alpha + C_{m\delta_e} \quad (3-11)$$

$$\frac{d\alpha}{d\delta_e} = -\frac{C_{m\delta_e}}{C_{m\alpha}} \quad (3-12)$$

Après un processus itératif, une envergure de la gouverne de profondeur finale est de **124 mm** sur le bord de fuite et une corde de **20 %** de la corde de stabilisateur ont été fixés. Tableau (3-4) montre les variations sensibles suite au braquage de la gouverne de profondeur et son efficacité pour tous les régimes de vol.

Vitesse de croisière	$C_{m\delta e}$	-0.911/rad
	$\frac{\Delta q}{\Delta \delta e}$	-4.20/sec
	$d\alpha$	0.863
Vitesse d'approche	$C_{m\delta e}$	-0.911/rad
	$\frac{\Delta q}{\Delta \delta e}$	-2.81/sec
	$\frac{d\alpha}{d\delta e}$	0.870
Vitesse d'approche avec effet de sol	$C_{m\delta e}$	-0.910/rad
	$\frac{\Delta q}{\Delta \delta e}$	-2.97/sec
	$\frac{d\alpha}{d\delta e}$	0.827

Il est évident que le RB-50 réalise un rapport de contrôle de -4.2 (s⁻¹), en vitesse de croisière. Bien que, le pouvoir de contrôle de la profondeur n'atteint pas les valeurs conventionnelles entre 1,25 et 1,5, le RB-50 est capable du vol longitudinal avec tous les régimes, même avec la plus faible puissance de commande exigée.

E. La gouverne de direction

La gouverne de direction contrôle le lacet de l'avion, elle a été dimensionnée avec une exigence de puissance de commande ($\beta/\delta r$) égale à 1. Comme avec le dimensionnement de la gouverne de profondeur, Eq (3.13) ⁴⁶.

$$C_n = C_{n\beta}\beta + C_{n\delta r}\delta r \quad (3 - 13)$$

Où C_n est égale à zéro, Eq. (3-14)⁴⁶ ce qui permet d'obtenir la puissance de contrôle du lacet de l'avion.

$$\frac{\beta}{\delta r} = -\frac{C_{n\delta r}}{C_{n\beta}} \quad (3 - 14)$$

Après un processus itératif, un gouvernail traversant la durée complète de l'empennage vertical (125mm) et 32 % de la corde de l'empennage vertical a été utilisé. Tableau (3-5) montre les dérivés de stabilité dynamique directionnelle et les résultats de la puissance de commande de la gouverne de direction pour tous les régimes de vol.

Vitesse de croisière	$C_{n\dot{\delta}}$	-0.072/rad
	$C_{l\dot{\delta}}$	-0.008/rad
	$d\delta/d\dot{\delta}$	0.969
Vitesse d'approche	$C_{n\dot{\delta}}$	-0.072/rad
	$C_{l\dot{\delta}}$	-0.008/rad
	$d\delta/d\dot{\delta}$	0.969
Vitesse d'approche avec effet de sol	$C_{n\dot{\delta}}$	-0.071/rad
	$C_{l\dot{\delta}}$	-0.008/rad
	$d\delta/d\dot{\delta}$	0.925

III.3 Conclusion

Les résultats de l'analyse de stabilité et contrôle décrit dans le présent document prouvent que RB-50 est un avion stable et contrôlable pour tous ses régimes de vol.

Chapitre -IV-

Moteur et Avionique

Propulsion

Le cahier de charge exige une batterie polymère au lithium 14.8v 3 cellules d'une capacité de 1600 mAh. Le système de propulsion est constitué d'un système d'alimentation électrique, l'utilisation d'une batterie qui est une condition essentielle pour la sélection du moteur, un équilibre entre l'efficacité, l'amélioration de l'endurance et une puissance accrue pour permettre un lancement à la main.

1.1 Moteur

A. Moteurs à combustion interne

Hydrocarbures des moteurs à combustion interne, tels que les moteurs thermiques d', étaient monnaie courante dans l'industrie de modèles réduits d'avions et dans les applications de recherche. Le moteur de bougie de préchauffage fonctionne semblable à un moteur d'automobile, mais une réaction catalytique entre la bougie de préchauffage et le carburant (plutôt que d'une bougie) enflamme le mélange air/carburant. Il était évident que le carburant utilisé par ces drones étaient monnaie courante et serait donc facilement accessible. En outre, le carburant utilisé par les moteurs à combustion interne a une densité d'énergie relativement élevée. Moteurs thermiques nécessitent un entretien régulier cependant, comme l'application de lubrifiants, et sont connus pour émettre des polluants dans l'atmosphère.

B. Moteurs électriques

La popularité des moteurs électriques dans l'industrie du vol du modèle et dans les applications de la recherche a augmenté ces dernières années en raison des améliorations significatives dans la technologie des batteries. Les grandes capacités de stockage lithium-polymère (Li-Po) piles ont eu un impact significatif sur cette augmentation. Les moteurs électroniques sont connus pour leur rendement relativement élevé et le faible niveau de maintenance, cependant les piles qu'ils utilisent ont une densité d'énergie relativement faible par rapport aux carburants fossiles. L'utilisation d'un moteur à courant continu sans balai est apparu plus avantageux qu'un moteur à courant continu brossé, ils subissent des pertes moins de

fraction et sont donc plus efficaces et ont une durée de vie plus longue.

C. Caractéristiques moteur

Le moteur choisi pour cet avion est un Floater-Jet Replacement Motor (AXN-2208-2150). Ce moteur a été choisi en raison de sa légèreté et de puissance de sortie élevée. Pesant à 44.0g, ce moteur est capable de produire près de 180W de puissance. Le moteur a une cote de 2150 kV de RPM / V, résultant en une vitesse maximale du pic de 9150 RPM à l'aide d'une batterie lithium polymère 3 cellules. Cette note relativement faible kV et la configuration "outrunner" du moteur lui permet de générer suffisamment de couple pour tourner les hélices allant de 5x5 " à 6x4 " dans la taille. Les spécifications du fabricant complet ont été incluses dans le tableau 4.1.

Table 3.1. AXN-2208-2150 Manufacturer Specs	
Floater-Jet Motor (AXN-2208-2150)	
Diamètre de Can	46mm
Longueur de Can	43mm
kVClasse	800RPM/V
Poids	44g
Input Voltage	11.1 - 14.5V
Max.Courant constant	20A
MaxCourant de choc	30A
Maxconstant Watts	180W- 200W
Courant à vide	1.4A
Taille proposées de l'hélice	5x5"-6x4"

D. Emplacement du système de propulsion

Le placement du moteur de l'avion peut affecter la stabilité, les performances et l'efficacité de l'appareil. La configuration du tracteur et de la configuration de poussée ont tous deux été pris en compte.

Une configuration de tracteur réduit la traînée et d'augmenter l'efficacité de l'aile grâce à l'absence de souffle de l'hélice sur l'aile et de limiter la mise en place d'un système de surveillance. Une configuration de poussée permet une plus grande garde au sol, refroidissement amélioré, la réduction des vibrations et peut être facilement conçu à partir des ressources existantes.

Malgré les avantages de glisser et de l'efficacité, une configuration de tracteur n'est pas préféré en raison de problèmes de stabilité et les problèmes causés par la

limitation de l'angle de rotation au décollage. Pour ces raisons, il a été recommandé qu'une configuration pousseur être utilisé pour l'avion. Raisons secondaire pour le choix d'une configuration de poussée comprennent l'amélioration de la résistance aux chocs, une diminution des vibrations, et de la position de la caméra



Figure 3-1. Configurations de moteur à hélice : Tracteurs et pousseur

E. Sélection du montage du Moteur

La figure ci-dessous montre les emplacements de montage possibles pour les moteurs d'avions, y compris le fuselage, les ailes, la queue ou dans le cadre d'un pod supérieure du fuselage.

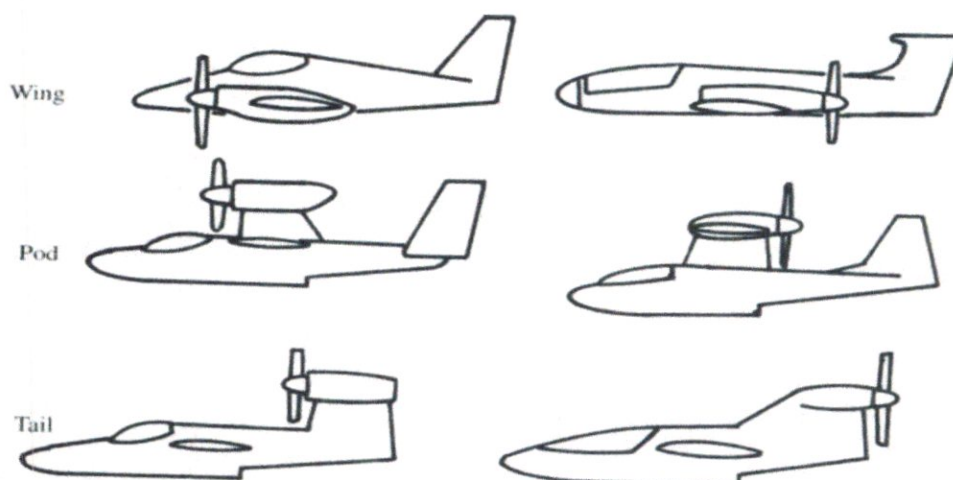


Figure 3-2. Les emplacements de montage possibles pour les moteurs d'avions

Le montage sur les ailes n'est pas approprié pour cette conception comme un seul moteur est utilisé. Moteurs de fixation sur la queue ou dans le cadre de goussets fuselage supérieur se traduit par une ligne à haute poussée qui un peu dégrade les caractéristiques de contrôle de l'avion. Par conséquent, cette disposition du moteur n'est utilisée que pour les applications qui nécessitent une habilitation du moteur

significatif, notamment, d'avions amphibies. Le moteur est monté dans le boîtier de fuselage supérieur.

1.2 Régulateur électronique de vitesse

La sélection de Le régulateur électronique de vitesse "ESC" également basé sur les recommandations du fabricant produit par Hobby King. Les spécifications de la Série ESC 3A UBEC ont été données dans le tableau 3-2.

Table 3-2. Esc 3a ubec manufacturer spec	
Turnigy hobby king 20a esc 3a ubec	
Longueur	54mm
Largeur	26mm
Hauteur	11mm
Poids	30g
Tension d'entrée	6-12cells ncd/nimh
Les cellules pris en charge	2-4s lipoly / 5-12s nixx (20v input w/obec)
Courant de sortie	20a continuous maximum
	25a surge maximum
Puissance de sortie max	200watts
On-résistance	0.008ohms
Freqde fonctionnement	8.5khz à 16khz
Bec	5v/2a
Coupure en basse tension	Battery voltage x.67
Coupure thermique	110°c
Angle de distribution	12°
Frein	On/off

1.3 L'hélice

L'hélice choisie pour cette application est un 6x3 Aeronaut hélice repliable, la taille d'hélice de 6x3 a été choisi sur la base des recommandations du fabricant et confirmée par des tests. Cet ensemble se monte sur le moteur avec une culasse 50mm et spinner avec un adaptateur d'axe 5mm. Un accessoire de pliage permet de réduire glisser lorsque l'avion est en vol plané sans moteur et permettra également d'atténuer le risque de l'hélice étant endommagé lors de l'atterrissage.

Length (Inch [X]) 6
Pitch (Inch [Y]) 3

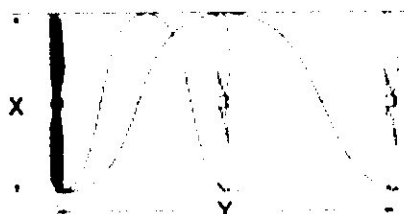


Figure 3-3. Géométrie d'hélice

1.4 Batteries automobiles

Il y avait deux types de batteries, qui disposait d'une capacité suffisante pour la mission, ils étaient batteries Lithium-Polymère et Nickel Métal Hydrure (Ni-MH). Une étude de marché a été menée afin de déterminer laquelle de ces batteries serait plus réalisable. Voici une comparaison des deux types de batteries dans le tableau 3-3.

Type de Batterie	Voltage (V)	Charge (Ahr)	Poids (g)
Lithium-Polymer	14.8	1.0	190
Nickel Metal Hydride	10.6	1.0	220

Le tableau 3-3 montre que les batteries Li-Po sont plus légères que les batteries Ni-MH pour la même quantité de charge et la tension similaire. Par conséquent, étant donné que le poids est un facteur primordial pour la sélection des piles, batteries Li-Po ont été sélectionnées.

Utiliser la puissance maximale de 180W pendant 3 minutes. La capacité de la batterie nécessaire a donc été calculée pour être 8.7Ahr en utilisant l'équation ci-dessous.

$$C_{battery} = \sum I_{motor} t = \left[\frac{t P_{shaft}}{\eta_{motor} V_{motor}} \right]_{max} + \left[\frac{t P_{shaft}}{\eta_{motor} V_{motor}} \right]_{cruise} \quad (3-1)$$

Avionique

1.5 System de commande

Les radiocommandes

Les radiocommandes servent à contrôler les modèles à distance, et sont principalement catégorisées par le nombre de « voies », qui est le nombre de servomoteurs pouvant être actionnés. Elles comportent généralement 4 voies pour un avion : gouverne de tangage (profondeur), gouverne de roulis (ailerons), gouverne de lacet (direction), régime du moteur, mais peuvent permettre la commande d'autres fonctions comme le train rentrant, les volets de courbure, les aérofreins, etc. Certains télécommandes se rapprochant des ordinateurs offrent des fonctions très perfectionnées (fonctionnant même sous Windows) et avec des modules d'émission à synthèse de fréquence (ce qui signifie que toutes les fréquences sont utilisables sans quartz pour l'émetteur comme pour le récepteur)

Encore plus fiable que la synthèse de fréquence, la technologie 2,4 GHz sélectionne automatiquement une fréquence libre, offre une fiabilité extrême sur plus de 1 km de rayon, et tend à se généraliser.

Les récepteurs, montés dans les avions, reçoivent les ordres de commande venant de l'émetteur (la télécommande) et distribuent ces ordres aux servomoteurs.

Les servomoteurs, souvent appelés 'servos', sont des moteurs électriques asservis fortement démultipliés entraînant les gouvernes à l'aide de tiges semi-souples, de bielles ou de câbles. Leurs tailles, poids et puissances varient selon leur fonction et la taille du modèle.

Il en existe maintenant qui fonctionnent en commande numérique et non plus en analogique (gain de précision et de réactivité). Les accumulateurs servent à alimenter l'électronique d'un avion, voire le moteur. Plusieurs types d'accumulateurs existent mais ceux au lithium ont un meilleur rapport énergie / poids. Divers circuits électroniques sont construits et utilisés au gré des besoins. Ils peuvent servir pour l'illumination de modèles volants, le lancement de parachutes, des bruitages...

Télécommande d'aéromodélisme

Une télécommande d'aéromodélisme est un instrument permettant de commander un modèle réduit à distance. Elle est généralement équipée de deux leviers permettant le contrôle de la puissance du moteur et de la direction.

Elles peuvent être très simples (levier de profondeur et de direction et celle des gaz pour les avions) ou très complexes (changement de canaux et de modes).



Figure 3-4. Télécommande à 7 voies

A. Composition de l'ensemble

- un émetteur, équipé d'un module haute fréquence, d'une antenne et d'un quartz (ou module 2,4 GHz soit de la Wi-Fi). Les émetteurs récents disposent d'un microprocesseur et de fonctions de réglage avancées.
- un ou plusieurs récepteurs en fonction de la taille du modèle et des impératifs de sécurité, équipés d'un quartz ou d'un récepteur 2,4 GHz sur la même fréquence que l'émetteur, et d'une antenne de réception.
- d'une batterie de réception qui peut être aussi la batterie de propulsion.
- de servomoteurs qui transmettent mécaniquement aux gouvernes mobiles les ordres reçus par le récepteur.
- dans le cas d'une propulsion électrique, d'un variateur/contrôleur, qui permet de varier la puissance du moteur et d'alimenter le récepteur via la batterie de propulsion.

B. Modulation

Les radios émettent un signal en FM selon deux types de modulation. Le mode PPM, meilleur marché que le mode PCM, est généralement utilisé sur les appareils RC d'entrée de gamme. La moindre fiabilité du mode PPM le rend plus adapté aux petits modèles qui sont moins dangereux que des appareils plus lourds. Les radios haut de gamme offrent les deux modes (PCM et PPM) afin d'offrir une compatibilité avec la majorité des récepteurs.

PPM

Le Pulse Position Modulation (PPM) est une modulation de type FSK dans laquelle la position de chacun des servomoteurs est codée par une impulsion de largeur variable. Chaque trame, d'une longueur fixe, débute par une impulsion de synchronisation. L'avantage de cette transmission est la simplicité de l'électronique nécessaire, ce qui a fait son succès aux débuts du radio modélisme. Son inconvénient principal est l'absence de détection d'erreur.

PCM

Le Pulse Code Modulation (PCM) est un mode de modulation en fréquence de type FSK dans lequel la commande de chaque servomoteur est transmise sous forme d'un nombre codé. Les fabricants ont chacun leur propre système de codage de ce nombre sur une série variable de bits. JR utilise le mode Z-PCM (10 bits, 512 valeurs) et le S-PCM (11 bits, 1 024 valeurs). Futaba utilise le PCM-1024 et le G3 PCM (12 bits, 2 048 valeurs). L'avantage du codage PCM est de détecter les erreurs de transmission, ce qui permet de mettre les servomoteurs dans une position prédéfinie ou de les maintenir dans la dernière position correcte après la perte du signal : ce mode se nomme « Fail Safe », et s'avère intéressant en termes de sécurité, notamment dans les hélicoptères (coupure des gaz en cas de perte de contrôle de l'appareil).

2,4 GHz

L'abandon des fréquences de l'ordre des dizaines de mega-Hertz au profit des fréquences de 2.4 GHz présente de nombreux avantages. D'abord, puisque les longueurs d'onde associées à ces fréquences sont très petites, la longueur des antennes des récepteurs peut être réduite à 3 cm. Le fait d'utiliser des antennes plus courtes permet aussi de diminuer la consommation électrique du récepteur, augmentant ainsi l'autonomie de la batterie. De plus, le bruit électromagnétique

notamment dû aux moteurs électriques, qui se situe entre 10 et 100MHz, ne perturbe ainsi plus les récepteurs proches.

1.6 Choix de la radiocommande

Le contrôleur de radio sélectionnée a été basé sur le nombre de canaux nécessaires et la facilité de programmation. Un minimum de cinq canaux ont été nécessaires pour les fonctions suivantes :

1. La vitesse du moteur
2. Gouvernail
3. Elévateur

Le contrôleur choisi était le **Graupner/JR X-388S**. Bien qu'il soit 8 canaux dépassaient les exigences, il a été choisi pour ses capacités de programmation plus puissant que la plupart des radios canaux 4-5, et sa fréquence radio de 2,4 GHz qui n'exige pas l'utilisation de broches de fréquence. Le système radio a été livré avec un récepteur et d'une antenne supplémentaire qui faisait partie d'un métier dont un petit 4 x AA package de style Ni-Ca batterie pour alimenter les servomoteurs. Ce métier à tisser devait être installé à l'intérieur du nez de l'avion, avec les câbles d'extension utilisée pour relier les servomoteurs.

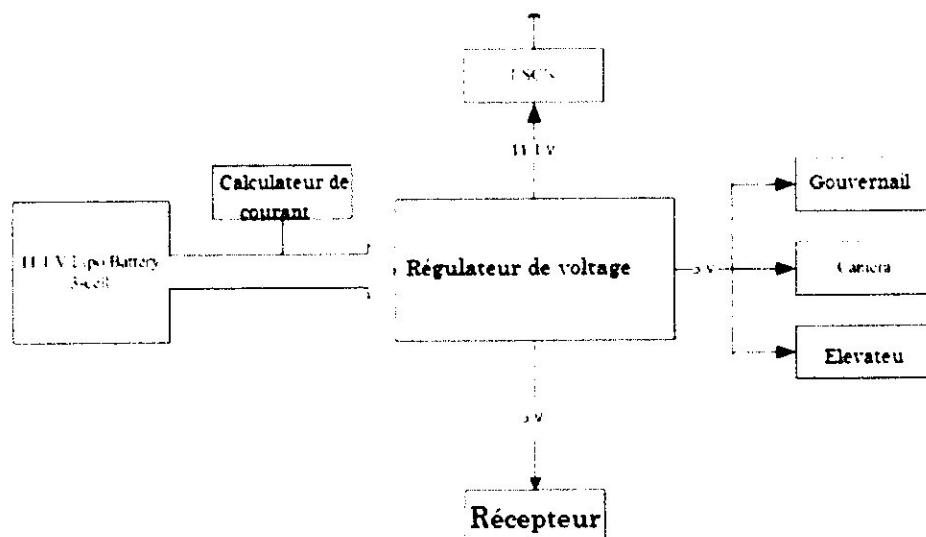


Figure 3-5 Diagramme du system d'alimentation

1.7 Choix de servo

Les moments charnières expérimentés sur les gouvernes ont été approximées par USAF Datcom informations pour contrôle charnière moments⁴⁸. Les informations des tables Datcom a servi à calculer les moments charnières de contrôle sur l'ascenseur, la gouverne de direction et les ailerons. Un code MATLAB a servi à calculer le couple vu par le servo à l'aide de Datcom données, avion vitesse, longueur de la surface de contrôle, longueur de bras de servo, angle d'attaque des gouvernes et angle de déflexion vue par la surface de contrôle.

	Charnière moment à la commande	Avantage mécanique	Moment par servo
élevateur ($\delta_e, \max 20.0^\circ$)	0.72g·cm	1:1	0.72g·cm
Empennage vertical ($\delta_r, \max 20.0^\circ$)	1.4g·cm	1:1	1.4g·cm

Tableau 3-4 montre que les moments de charnière pour le contrôle de RB-50 sont très faibles, en particulier l'ascenseur. Il a été décidé de ne pas utiliser un avantage mécanique sur les surfaces de contrôle afin d'optimiser le contrôle des vitesses étant donné que ces moments étaient petites. Comme ces moments charnières sont difficiles à estimer, un facteur de 2 a été utilisé pour calculer les moments charnières sur les gouvernes. Le couple a ensuite été comparé à différents servos de taille standard et mini. Pour aider à la facilité de construction et d'approvisionnement, dimensionnement de servo a été normalisée dans l'ensemble de l'avion. Servos HXT900 9g / 1.6kg s'est avéré capables de fournir qu'un couple maximal de 2.5 kg·cm, RB-50 nécessitera 2 de ces servos pour fournir un contrôle à toutes ses surfaces.

Doublets (Simulink)

Pour obtenir une meilleure compréhension des caractéristiques dynamiques de la RB-50, les simulations sont effectuées en utilisant le Simulink MATLAB. Modèles Simulink de remorquage ont été créés et utilisés. Le premier modèle, représenté dans la figure. 3-6, a été utilisé pour analyser la réponse de l'entrée de doublet d'élévateur. Le second modèle, représenté dans la figure. 3-7, a été utilisé pour analyser la réponse de l'entrée du doublet de l'empennage vertical. Toutes les entrées de surface de contrôle sont suivies par une fonction de transfert d'asservissement de la forme trouvée dans l'équation. (3-2)

$$H_{servo} = \frac{35531}{s^2 + 263.9s + 35531} \quad (3-2)$$

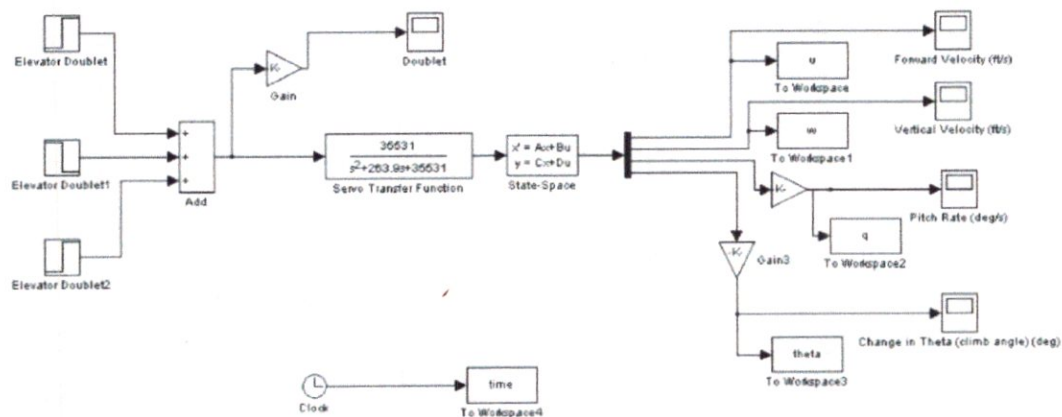


Figure 3-6. Longitudinale élévateur Simulink modèle utilisé pour simuler 5 ° doublet sur le RB-50

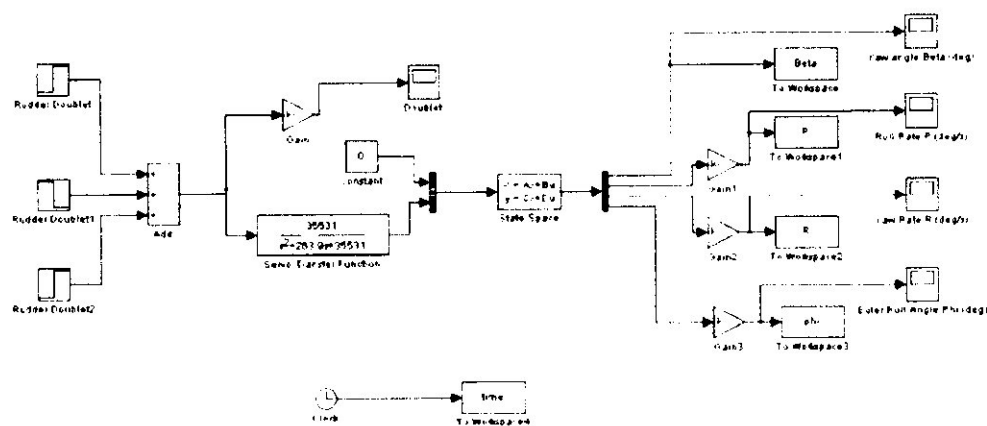


Figure 3-7. Latéral gouvernail Simulink modèle utilisé pour simuler 5 ° doublet sur le RB-50

Les doublets en déviation de cinq degrés à une demi-seconde intervalles de pas de temps. La première demi-seconde l'entrée reste déviation zéro degré. Ensuite, la déformation de la surface de commande est placée à une déviation positive de cinq degrés de l'autre demi-seconde. En outre, l'élevateur est rapidement dévié vers le bas pour une déviation négative de cinq degrés pour une seconde. Enfin, l'élevateur est ramené à la déflexion à zéro degré. Le but de l'analyse doublet est de voir comment RB-50 répond à une entrée doublet sur l'une des surfaces de contrôle déviation. Les résultats devraient amortir les à une période de temps raisonnable. La réponse idéale est une sinusoïde amortie. Il est démontré que toutes les réponses suivent les mêmes tendances qu'ils suivent le cas idéal d'une sinusoïde amortie. Enfin, il est montré que RB-50 a une bonne réponse à l'une des entrées de la surface de contrôle qui lui sont fournis.

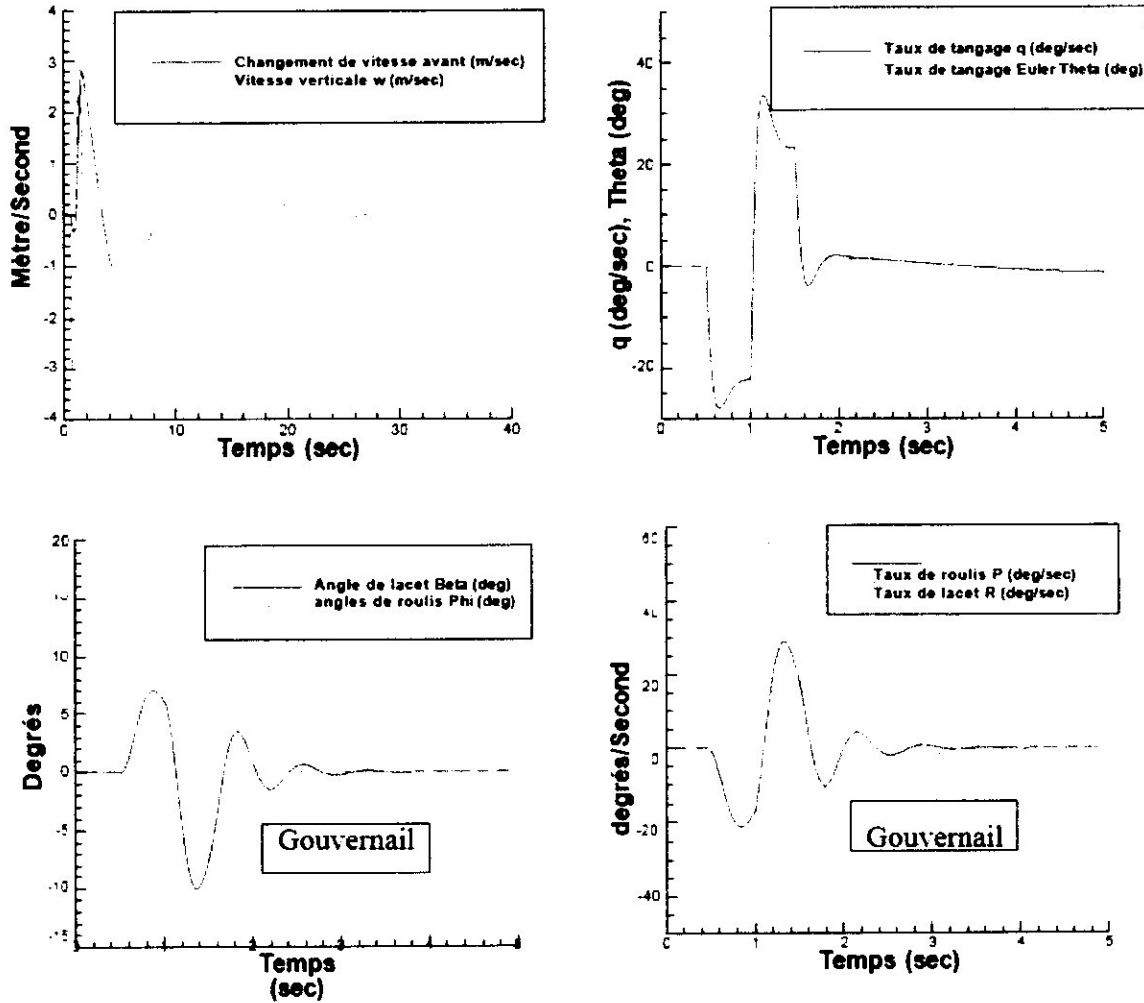


Figure 3-7. Déflexion de 5° d'un Doublet de Surface de contrôle en croisière

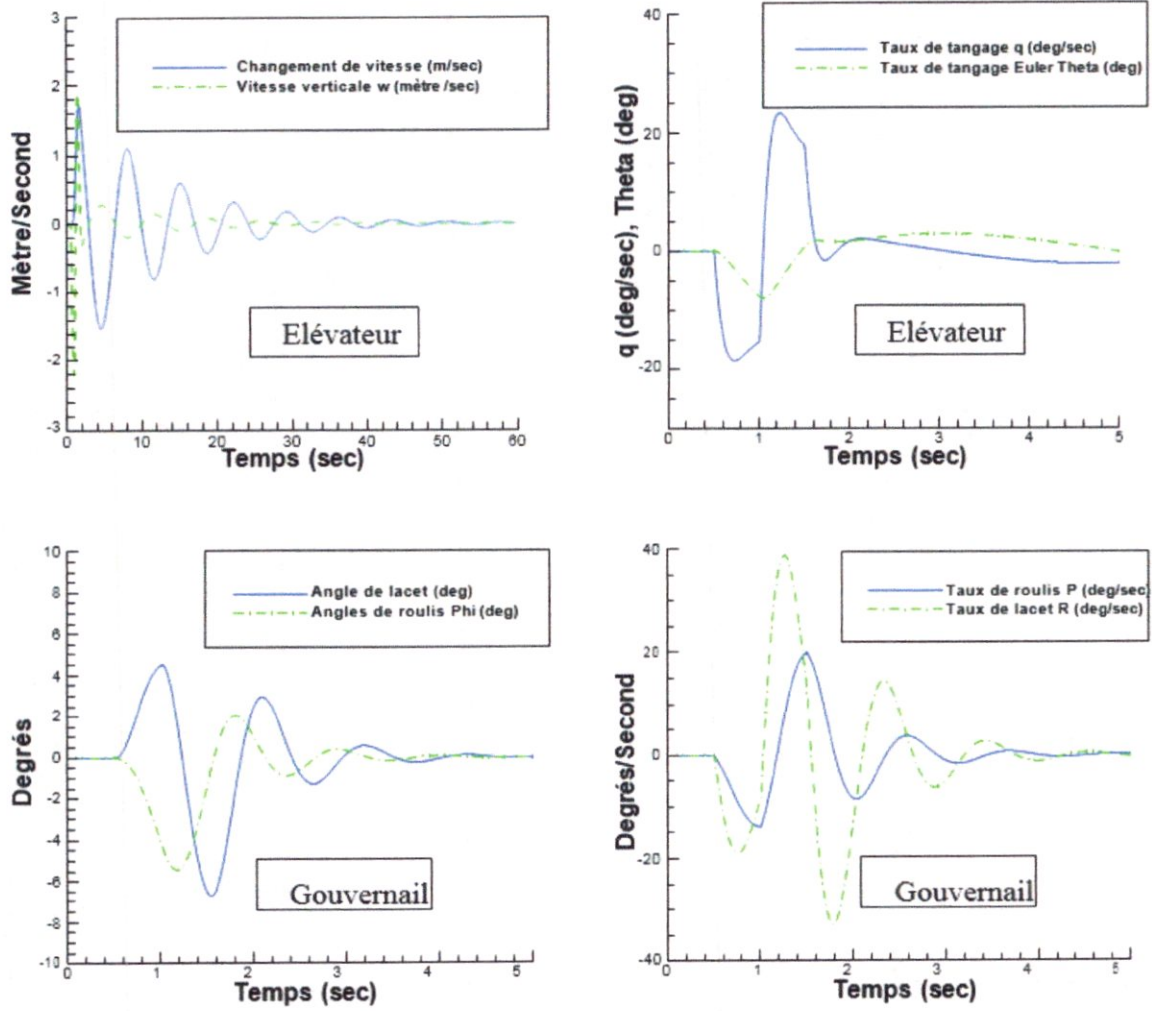


Figure 3-8. Déflexion de 5° d'un Doublet de Surface de contrôle en approche

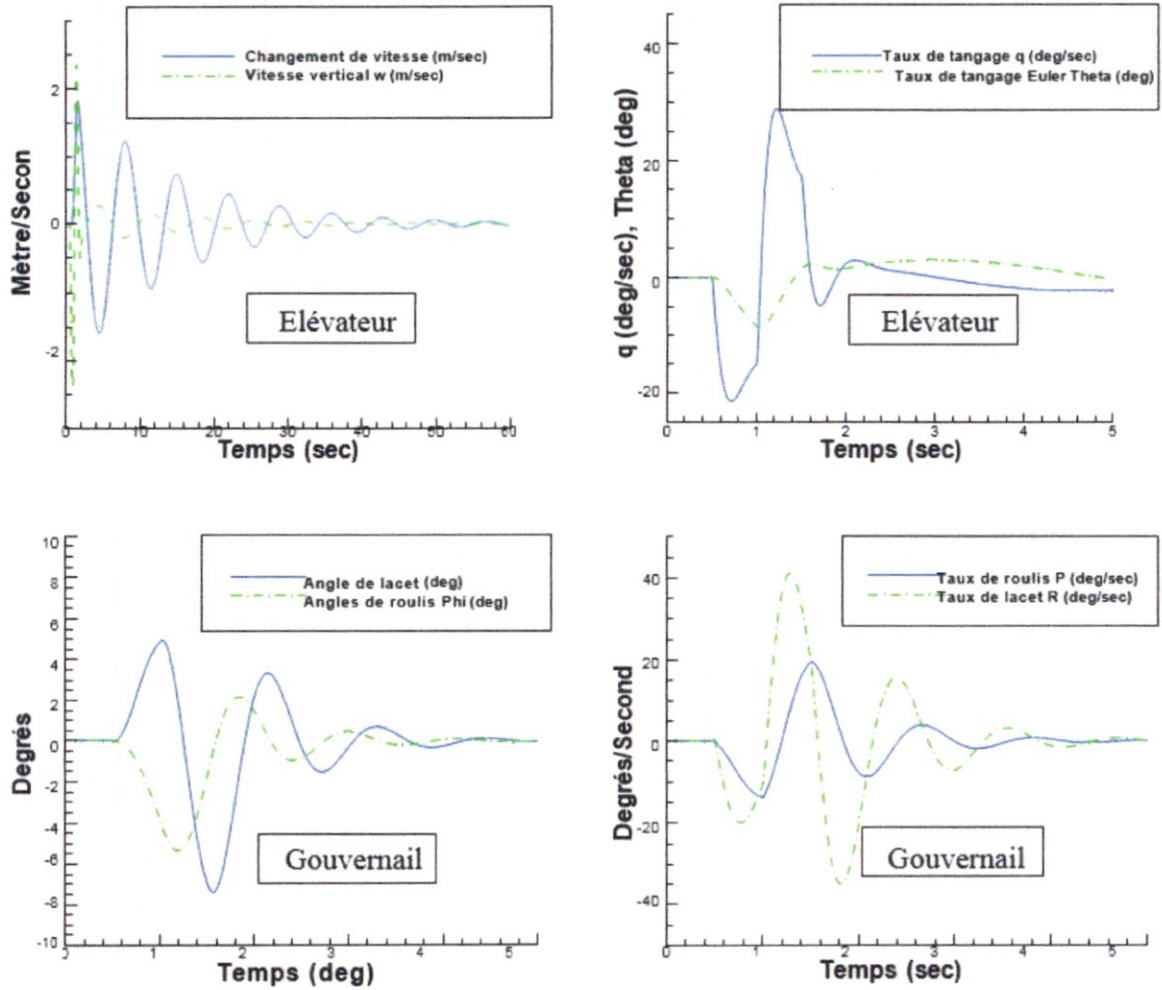


Figure 3-8. Déflexion de 5° d'un Doublet de Surface de contrôle en approche avec l'effet de sol

1.8 Système d'imagerie.

Le système d'imagerie a été largement nécessaire pour servir aux yeux de drone, une tâche essentielle pour la grande majorité des applications de l'appareil est conçue pour répondre. Recherche et sauvetage, requin repérage, la surveillance de la circulation, les feux de brousse alerte précoce - toutes ces tâches nécessitent l'avion pour être en mesure de voir ses environs et de transmettre cette information à agroundstation.



Figure 3-9 Image Visuelle de la forêt de bouchaoui

A. Exigences de la caméra

Pour les systèmes d'exploitation de pur de l'exercice 2009 aéronefs de recherche et de sauvetage, une caméra intégrée dans la cellule devrait être aussi léger que possible, tout en offrant une résolution suffisante pour permettre l'identification d'une cible au sol à partir de l'altitude de croisière des avions.

Le chemin de recherche décrits à la section 2.1.3 a été créé avec l'hypothèse d'une norme 3.6 mm, 1/3 "capteur de la caméra, avec un HFOV de 67,4 °. Ces valeurs pourraient être modifiées, bien trop petit angle de vision pourrait nécessiter l'avion de voler au-dessus de l'altitude maximale pour la compétition, et un trop grand angle de visualisation introduirait une distorsion dans l'image vidéo. Par conséquent, ces valeurs étaient un bon point de départ pour les spécifications de caméras à prendre en compte pour l'utilisation.

La résolution d'une caméra sélectionnée serait limitée par les capacités de la liaison descendante utilisée, mais la caméra devrait être capable d'identifier une forme humaine à partir de l'altitude minimale prévue dans les règles de provocation ARCAA (200m). La caméra aurait aussi besoin d'avoir un taux de trame capable de contenir la cible dans cadre d'un nombre suffisant de cadres en passant directement au-dessus de la cible à l'altitude de croisière.

B. Sélection de la caméra

Les caméras utilisées sur les drones font face à un ensemble d'exigences d'application très spécifiques à l'industrie. Traditionnellement, caméras numériques aéroportées ont été subdivisées en trois catégories :

- Petit format - caméras équipées de capteurs jusqu'à 16 mégapixels ;
- Moyen format - appareils utilisant des capteurs entre 16 et 50 millions de pixels,
- Grand format - Caméras déployant de grands capteurs avec plus de 50 mégapixels.

La ligne entre les capteurs de petit, moyen et grand format a changé au fil du temps et continuera de se déplacer ou même s'estomper. Par exemple, les entreprises annoncent appareils moyen format qui ont une plus grande empreinte de leurs précédents appareils grands format. La définition a été basée sur la taille du capteur. Dans le passé, un petit format (35 mm) capteur de la caméra mesuré 24 x 36 mm, jusqu'à 60 x 90 mm a été considéré comme un moyen format, et tout grand était grande.

Points de coûts entre les catégories sont également très fluides, ouvrant de nouvelles possibilités que les capacités augmentent dans ce qui aurait été autrement considérés niveau d'entrée, de petites caméras de format. Pour en outre ajouter à la confusion, un capteur de 35 mm est considérée comme faible dans l'industrie de la caméra aérienne, mais en grande industries de la vision des consommateurs et de la machine.

Appareils petit format sont généralement : a) réseau de surface (full frame) caméras équipées de CCD ou CMOS bidimensionnelles tableaux et b) les images monochromes ou couplé avec mosaïque filtres RVB pour produire ou filtres IR pour les images en fausses couleurs. Caméras de grand format sont généralement utilisées comme des capteurs autonomes pour les traditionnelles applications de cartographie

étendus ou des systèmes de haute altitude, tandis que les caméras de format moyen sont souvent utilisées pour enrichir les données LIDAR.

Il ya un ensemble de caractéristiques de performance qui doivent être pris en considération quand il s'agit de numériques caméras utilisées dans les applications de drones. En fin il y avait un certain nombre de types de caméras potentiels qui pourraient être utilisés pour répondre aux besoins de la mission :

Visuel

Une caméra fournit des images visuelles et des longueurs d'onde de lumière visible, appareil photo et est la forme utilisé dans l'avion comme RB-50. Ce type d'appareil est idéal pour l'identification des objets aux couleurs étranges ou des objets qui sont faciles à distinguer des formations naturelles, et est également bénéfique pour la confirmation définitive d'une cible une fois la détection présumée est survenue.

Near-Infrared

La plupart des dispositifs de charge couplés aux caméras modernes (CCD) sont capables de voir dans le spectre infrarouge proche (entre 750nm et 1400nm) et juste au-delà des capacités de l'œil humain. Cette caractéristique est largement utilisé pour des caméras de sécurité «vision de nuit», qui font usage de l'infrarouge diode électroluminescentes (LED) pour éclairer une scène qui est par ailleurs sombre dans le spectre visuel. Un appareil photo capable de vision dans le proche infrarouge serait idéal pour la détection de l'émetteur infrarouge placé à l'objectif de l'Outback Challenge ARCAA, la détection serait l'équivalent de la recherche d'un projecteur dans le spectre visible.

Infrarouge à ondes longues (thermique)

Les caméras thermiques ont de nombreuses formes, et ont été utilisés pour des applications militaires pour de nombreuses années. Ces appareils ont l'avantage d'être capable de vision dans des environnements de faible luminosité, sans nécessiter un éclairage actif. Ces caméras sont idéales pour la détection

1.9 Option supplémentaire

La conception de RB-50 et l'emplacement de la camera permette pour le développement de la system d'imagerie soit par l'intégration d'un éditeur des images ou par l'intégration de FPV "First pilot view "

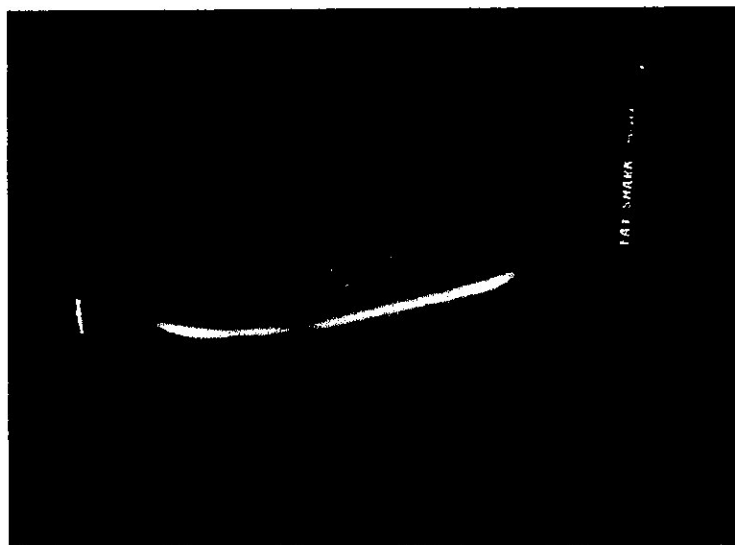


Figure 3-11 FatSharkTeleporter FPV Headset System w/Camera

**Chapitre - V -
Management**

Le rôle de la gestion du projet est lancé au cours des étapes préliminaires de conception. Le but de cette position était de s'assurer que le projet reste dans les délais, le budget et de veiller à ce que tous les risques ont été gérés de façon appropriée. Il a été géré à l'aide de plusieurs outils, notamment des diagrammes de Gantt, Microsoft Excel pour maintenir le contrôle du budget de ce projet, et une stratégie de gestion des risques, qui a été utilisée pour identifier, contrôler et surveiller tous les risques associés au projet.

Durant les étapes initiales du projet, un schéma de base des livrables et les dates cibles ont été développées pour aider à créer un calendrier approprié. Ces dates ont été fixées comme des jalons à l'aide de Microsoft Office Project. Comme objectifs et les tâches spécifiques ont été émis, le plan du projet a été développé. Le calendrier a été développé en utilisant « commencer au plus tard » et « terminer au plus tard » les contraintes. Cela a permis que la plupart de tâches invoquées à l'achèvement d'une autre, pour s'assurer que le projet a continué et à progresser avec succès.

Le binôme a donné un budget total de 6 millions. Il a été utilisé pour couvrir les coûts de fabrication du projet. Pour déterminer un coût approximatif de ce projet, un budget prévisionnel a été établi. Les facteurs de risque ont été inclus dans le budget pour y inclure des facteurs tels que la reconstruction de l'avion, expédition exprès de composants clés et les coûts de fabrication élevés. Sur la base des résultats de cette étude, il a été déterminé que le parrainage a été nécessaire pour s'assurer que le projet sera achevé avec succès. Le projet n'était pas stable financièrement car tout les ressources argent ou autre choses ont été fournies par les étudiants "From the pocket of the students".

A la fabrication de ce drone on a rencontrés de nombreux risques qui y sont associés. Ces risques comprennent les risques de développement et de fabrication, qui affectent la ligne du chemin critique des projets, ainsi que les risques pour la santé, la sécurité au travail, qui sont associés à l'essai des moteurs et l'hélice et les risques dans le plan financier, afin de déterminer un budget de projet approprié.

1.1 la Gestion du temps :

Le calendrier du projet a été géré à l'aide de Microsoft Project pour maintenir le contrôle des livrables et de gérer à la fois nos besoins internes et nos besoins de l'institut. Les diagrammes de Gantt ont été utilisés pour déterminer la longueur autorisée des tâches, ainsi que le personnel qui étaient chargés de cette tâche.

La gestion du temps est devenue exceptionnellement cruciale au cours de l'étape de fabrication du projet. Des retards importants ont été enregistrés au cours de la fabrication du fuselage, en raison de l'utilisation d'un contractant externe. Cela a retardé le projet de plus d'un mois, avant qu'elle ne soit prise et fabriqué à l'atelier par l'équipe du projet avec l'aide de LASKRI Nouredine.

1.2 La Gestion financière :

La nécessité de ce projet, un niveau de financement au-delà d'un projet type. En tant que tel, d'autres commanditaires ont cherché à combler le déficit budgétaire. Merci à madame BEN KHADA la chef de département d'institut d'aéronautique et études spatiales pour tous ce que nous a fournie d'aide pour réaliser ce projet.

Comme toute la fabrication a été achevée dans la maison, une grande partie de de la charge de trésorerie du projet a été réduite, mais cela a augmenté les heures de travail par les membres du groupe, de sorte que cela a été pris en compte lors de la réalisation de l'analyse du coût final du projet.

Tableau 5-1. Le Budget proposé				
Objet	Prix par unité	Quantité	Unités nécessaires	Totale (DA)
Composants d'aéronefs				
Batterie	1500	1	1	1500
Câble	150	5	10	1500
System de camera	0	Prêté	1	0
Colle à bois	300	1	1	300
Contre-plaqué	400	1	1	400
Fibre Elastiques	10	1	10	10
Fibre de verre 21g	400	10 x 40 cm	0,5	200
Fiches panales	20	6	1	200
Gaines du servo command	100	50 cm	2	200
Hélice	400	6x3"	3	1200
Moteur	2500	1	1	2500
Mousse Epp (25kg/m3)	700	40x40x5 cm	8	5600
Papier adhésif	100	1	1	200
Papier kraft	900	50cm x 300 cm 70 g	1	900
Peintures	200	4	2	400
Plastique	200	1	0,5	100
Radio de commande	15000	1	1	15000
Récepteur	5800	1	1	5800
Régulateur de vitesse	2300	1	1	2800
Résine époxy	250	1.9 Résine Gal + durcisseur	5	1000
Rondelle d'hélice	100	1	1	300
Scratche	50	05 x 07 cm	4	200
Servos de commande	2000	2	1	4000
Spiner	200	1	1	300
Tub de Pitot	0	Prêté	1	0
Vis	10	1	20	200
Totale neutre =				44310
Frais de port estimés =				15000
Les coûts imprévus =				2000
Totale =				61310

1.3 Le Contrôle de risque :

Dans tout projet d'ingénieur, il y a certains risques associés à une conception donnée. Par conséquent, il est important d'effectuer des analyses sur le véhicule afin de déterminer les risques et minimiser leurs effets autant que possible. Tout d'abord, il est nécessaire d'identifier les modes de défaillance possibles qui peuvent survenir pendant le vol et ensuite prendre des mesures pour améliorer de manière itérative la conception du véhicule. À chaque étape de ce processus, il faut prendre des mesures pour atténuer la probabilité ou la gravité d'une défaillance donnée.

A. L'Analyse d'atténuation des risques

Avant de commencer les analyses d'atténuation des risques, il est d'abord nécessaire de définir les risques et l'échelle de sévérité pour tout manquement donnée. De façon générale, un risque est une condition qui met l'aéronef ou ses composants dans un état fonctionnel dangereux.

Les dangers peuvent être disposés dans la sévérité de 1 à 4, et sont caractérisées par les niveaux affichés dans le tableau 5-2

Niveau	Description de niveau
1. Affable	L'échec ne modifie pas les caractéristiques de vol du drone
2. Modéré	Réduction contrôle des avions, mais le véhicule peut encore voler et il est contrôlable
3. Critique	La perte totale de la contrôle, l'impact au sol imminent / Peut entraîner la perte complète de l'avion
4. Catastrophique	Perte complète de contrôle, l'impact au sol en zone peuplée.

Il est important de noter qu'une défaillance catastrophique est peu probable. Le RB-50 est une preuve d'élaboration du concept, des essais en vol seront effectués dans un endroit contrôlé dépourvue de population. La seule façon pour qu'un risque catastrophique se produise est lorsque l'avion quitte la zone de test. Toutefois, les conditions de vol qui pourraient résulter dans cet état sont marquées par niveau de sévérité 4. Il est également important de noter qu'il y a des limites de vol qui doivent être appliqués sur le drone. Le fuselage a des ouvertures à la fois sur les parties avant et arrière, et les trappes d'accès ne sont pas conçus pour être étanche. L'engin ne devrait donc pas voler sous la pluie ou tout autre type de précipitation météorologique, car l'eau pourrait endommager les systèmes internes. En outre, il convient de noter que dans des conditions de rafales supérieures à 8 m/s le drone n'est pas capable de maintenir une glissade continue, et il faut prendre en considération lors de l'atterrissage dans ces conditions.

B. Conception préliminaire des risques :

L'analyse préliminaire des risques (Preliminary Hazard Analysis PHA) est un outil efficace pour identifier les domaines possibles de l'échec d'une conception. Il n'est pas censé être une liste exhaustive ou explicative d'échecs, mais plutôt un outil pour identifier les défaillances au plus haut niveau.

On analysant séparément les composants du véhicule il est possible de séparer les domaines de peu d'intérêt, des zones essentielles à la mission, les zones où l'avion ne peut tout simplement pas se permettre d'échouer. Le PHA de notre Drone RB-50 peut être vu dans le tableau 5-3.

Tableau 5-3. Analyse préliminaire des dangers			
Systemes	Danger	Résultat	Sévérité
Avionique	signaux intermittents RC	perte de contrôle partielle	2
	Echec de la récepteur RC	perte de contrôle	3
	Echec de la récepteur RC (hors la plage de RC)	La perte de contrôle	4
	ESCEchec (dans la plage de RC)	La perte de contrôle	1
Charge	Echec de camera	Perte des capacités reconnaissances	1
	Echec de contrôle de la vitesse	Perte de contrôle d'accélérateur	2
	Erreurs dans le moteur	Perte de contrôle d'accélérateur	2
	Problème de batteries (pas d'énergie)	perte de contrôle	3
	Problème de batteries (surchauffe)	perte de contrôle, avec des dommages internes	3
Surfaces de contrôle	Panne de Gouvernail	perte de contrôle partielle	2
	Panne d'élévateur	perte de contrôle partielle	2
Structures	Panne au niveau des ailes	Perte de la surface portante, ainsi que du contrôle	3
	Échec de Hatch	Internes exposées, la perte aérodynamique	1
	Échec du fuselage	perte de contrôle, avec des dommages internes des équipements	3
	Échec de la flèche de la queue	Perte de l'empennage	3

C. Schéma Bloque :

Le bloc arborescence des systèmes (SBT) est un outil utilisé pour détailler comment les différents systèmes de drones combinent des opérations aériennes réussies ?

Utilisé correctement, un SBT détail les relations nécessaires pour la réussite du profil de mission. SBT du RB-50 peut être trouvée dans la figure. 5-2.

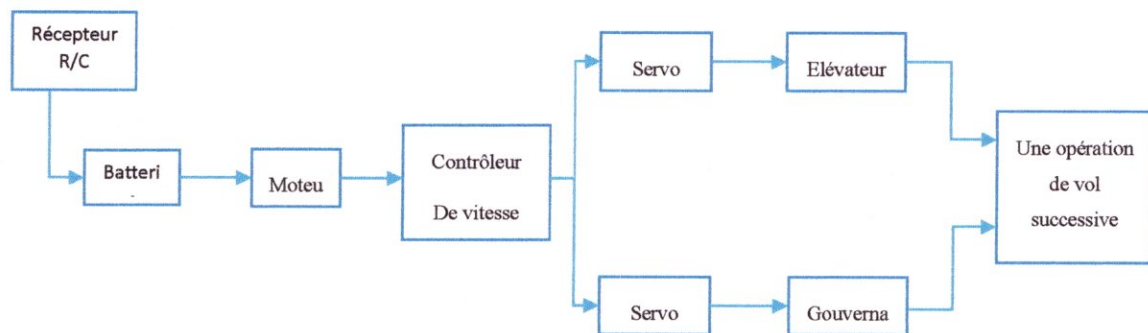


Figure 5-2. Schéma de Bloquer

Le SBT est un excellent outil pour déterminer où les dangers ou les défaillances posent le plus grand risque pour les opérations de vol réussi, et une représentation graphique des mesures de licenciement. En suivant le débit de l'arbre, on voit que le drone a la capacité de fonctionner, même en cas de l'échec de servo de profondeur. Commande de gouvernail, bien que nécessaire pour maintenir le dérapage constant pour l'atterrissage et le contrôle général de lacet, absolument nécessaire pour les opérations de vol réussi, et pour cette raison, à été inclus dans le schéma bloque. Toutefois, il convient de noter que la défaillance de la gouverne de direction constituerait un risque modéré, et en particulier des conditions venteuses pourraient conduire à l'impact au sol critique.

Tous les risques ne peuvent être éliminés fonctionnellement, comme tout choix de conception afin d'atténuer un risque particulier sera toujours introduction d'un nouveau facteur de risque qui doit être pris en considération. Chaque décision de conception d'un compromis entre les caractéristiques des systèmes connexes, et afin de concevoir le

métier le plus efficace, il fallait que ces compromis soient comptabilisés et priorisés par rapport à nos objectifs globaux de la mission.

1.4 Aérodynamique :

A. Objectifs et méthodes :

Pour l'aérodynamique, nous avons commencé l'objectif global de conception d'un avion aérodynamique efficace. La conception de l'aile originale a été faite en prenant des exigences de la conception, en particulier le maximum de poids 1.5kg et de tous ses moyens d'atterrissage terrain, et le calcul des valeurs générales de ces facteurs directeurs comme C_{Lmax} et $C_{Lcruise}$. Préoccupations secondaires comprenaient le lift-to-drag rapport et le facteur d'efficacité de l'aile. Les valeurs obtenues pour ces préoccupations primaires et secondaires ont guidé notre conception de l'aile, et le design a été amélioré de manière itérative que des solutions et des exigences plus précises ont été atteints.

Le rapport d'aspect d'aile élevée est décidé de manière à minimiser la quantité d'énergie nécessaire pour une condition de vol donnée. Comme le véhicule est à des fins de reconnaissance, les avantages de l'artisanat d'être capable de rester en l'air plus de temps et être sur le terrain aussi longtemps que possible. La puissance nécessaire pour un véhicule est décrite par Eq. (7.1).

$$P_R = \frac{W}{(C_L/C_D)} V_\infty \quad (5 - 1)$$

Ceci s'applique lorsque le coefficient de traînée, C_D , est déterminée par Eq. (7.2).

$$C_D = C_{D,0} + \frac{C_L}{(\pi e AR)} \quad (5 - 2)$$

Il peut être vu à partir de l'équation (7.2) que le coefficient de traînée est définie en grande partie à partir de la relation entre le coefficient de portance, le facteur d'efficacité Oswald, noté "e", et rapport d'aspect, notés «AR». Comme la distribution de la portance devient plus elliptique, et le rapport d'aspect augmente, la traînée induite du véhicule diminue, ayant pour effet de réduire le coefficient de traînée totale du véhicule. Plus le

coefficient de traînée, plus le $W / (CL / CD)$ terme de l'équation (7,1). En concevant notre aile pour générer le moins de traînée induite que possible, nous avons essayé d'optimiser les capacités d'endurance de ce drone ainsi que perdre du poids supplémentaire qui aurait provenir d'une aile de la grande plate-forme.

B. Les Résultats :

En fin de compte, nous avons terminé avec un rapport d'aspect d'aile élevé qui fournit une répartition de la portance générale elliptique et un rapport L / D , une fonctionnalité qui diminue la quantité d'énergie nécessaire à une condition de vol donnée. Le rapport d'aspect élevé, cependant, que le drone possède une vitesse relativement élevée de décrochage d'environ 22m/s. Ce choix de conception ne nécessite pas une analyse supplémentaire pour les cas d'atterrissage, cependant, afin de s'assurer que le véhicule est capable d'atterrir en toute sécurité dans une variété de conditions.

1.5 Les Performances :

A. Objectifs et méthodes :

Nous approchions de la performance dans le but d'atteindre ou de dépasser la première considération. Dans l'élaboration de cette enveloppe de performance, d'une importance, était le profil de mission pour le drone. Un profil reconnaissance guidé notre examen initial dans les paramètres clés qui doivent être respectées, et l'enveloppe de vol a été évalué au fur et à de nouvelles informations sur le matériel, et la géométrie de l'avion est devenue disponible. Comme le drone est alimenté par la batterie, la consommation d'énergie de charge utile a été évaluée pour une variété de vitesses et conditions vol, et les valeurs globales de puissance requise (PR), la puissance nécessaire à partir de la batterie (PR, batterie), et la puissance disponible (PA) ont été parmi les premières valeurs obtenues. Les modifications de l'alimentation affectent le taux de montée ainsi que la gamme, l'endurance, et le plafond du véhicule, les paramètres clé des missions que nous voulions maximiser dans notre conception.

Une autre préoccupation majeure est la méthode de lancement / capacité de notre véhicule. Comme le drone RB-50 est conçu pour être lancés à la main une variété de facteurs ont dû être pris en compte. L'absence d'un lanceur cohérent a nécessité

l'analyse de lancement à une variété de conditions. L'analyse a déterminée l'inclinaison maximale, la hauteur et les angles de lacet du véhicule peuvent être jetés au tout en étant capable de lancer avec succès. Ces maximums varient légèrement selon altitude, mais en général l'avion est capable de lancer sur une large gamme de conditions de projection, y compris les moins de cas idéaux. Au niveau de la mer, la hauteur peut être autant que 90 dessous de l'horizontale. Tous les lancements ont été considérés comme 2 mètre du sol, avec une vitesse initiale de 6 m/s. C'est généralement plus près du sol et plus lent que la moyenne serait en mesure de jeter, donc il reste une marge de plus d'erreur dans le lancement.

A noter également la performance de l'engin à des altitudes variant. Comme les changements de densité, il en va de l'enveloppe de vol possible. Par conséquent, nous nous sommes assurés d'analyser les performances du Drone à plusieurs altitudes, notamment le niveau de la mer, 100 m qui est l'altitude du site de l'essai sur le terrain de bouchaoui, et mille intervalles de pied jusqu'à 2km.

B. Les Résultats :

La conception de l'aile du véhicule a été en mesure d'aider à réduire la quantité d'énergie du drone consommée durant les conditions de vol donnée, et notre véhicule est capable de lancer, atterrir et accomplir ses missions de reconnaissance à une variété d'altitudes et conditions. Le profil de mission de ce drone a été conçu de telle sorte que le véhicule utilise efficacement la puissance disponible tout en laissant une marge de sécurité (10 % de la puissance de la batterie) dans le cas de pannes imprévues ou des conditions de vol difficiles.

1.6 Stabilité et contrôle :

A. Objectifs et méthodes :

L'objectif global qui a guidé notre travail dans la stabilité et le contrôle a été pour le drone de posséder le niveau 1 des caractéristiques de manipulation pour toutes les manœuvres de vol, comme la capacité de survie du véhicule dépend dans une large mesure de la qualité de sa gestion. Ces caractéristiques de manipulation ont été évalués à une variété de conditions de vol, avec une attention particulière aux cas de Vcruise et Vapproach . Parce que le véhicule va passer la majorité de son temps de vol en condition de croisière, il a été jugé essentiel que l'engin reste confortablement au sein du régime de manutention niveau 1 partout. Une attention particulière a été accordée aux qualités de vol à Vapproach ainsi, puisque l'impact au sol dangereux est le plus susceptible de se produire dans l'approche de la condition d'atterrissage, ce qui maniabilité efficace dans cette clé de l'Etat.

Les Servos ont également été sélectionnés en grande partie dans l'intérêt de maximiser la capacité de survie de l'artisanat. Le servo HS82 sera utilisé pour toutes les surfaces de contrôle sur le RB-50 raison de sa grande fiabilité et durabilité. Le servo dispose d'un pouvoir de contrôle beaucoup plus élevé, environ 10 fois plus élevé que ce qui est nécessaire pour la déviation de l'une des surfaces de contrôle individuels, nous permettant de maintenir la contrôlabilité dans l'ensemble de nos conditions de vol prévues. Les servos utilisent également des engrenages en métal au lieu de plastique, en introduisant un niveau supplémentaire de la fiabilité et de la cohérence de la contrôlabilité des véhicules.

Comme mesure finale de l'atténuation des risques, nous avons introduit une redondance dans l'ascenseur de la queue. Cette surface est articulé sur deux servomoteurs par opposition à un, de sorte que, en cas de défaillance d'asservissement du plan conserve son aptitude à la hauteur et l'angle d'attaque de contrôle. Les deux servos sont branchés de façon indépendante, et à moins d'une obstruction mécanique de l'extérieur sont chacun capables de se déplacer à la fois l'ascenseur et le bras de servo mort en cas de besoin. Redondance Servo a été considéré pour les ailerons et le

gouvernail aussi, mais en raison du couplage entre lacet et de roulis, il a été déterminé que la perte d'un servo dans les deux cas ne serait pas catastrophique, et le poids supplémentaire et la complexité injustifiable.

B. Les Résultats :

La conception du drone RB-50 a atteint le niveau 1 des caractéristiques de manipulation tout au long de son régime de vol, sauf pour des conditions de vol très proche de décrochage. Le véhicule sera en mesure de maintenir sa contrôlabilité avec une variété de manœuvres et les conditions de vol, et a une redondance supplémentaire en cas de perte d'asservissement pour la gouverne de profondeur.

Chapitre -VI-

Réalisation

Introduction

Le poids de la conception de l'avion devait être réduit au minimum afin de permettre une plus grande performance de l'avion. Un effort délibéré a été fait tout au long de toute la conception et le processus de construction pour réduire le poids tout en assurant l'intégrité structurale du produit final. L'utilisation de PPE " Polystyrène Expédie " a été choisi, afin de produire une cellule à une bonne résistance et une mémoire pour un poids minimal. Tout le travail a été réalisé par le groupe, avec le personnel de l'atelier "Aéronautique HG-Craft" de l'ingénierie orientation, supervision et d'assistance ainsi que les amateurs de modélisation des avions. Cet environnement de travail était essentiel à la réussite du projet dans l'ensemble, comme tous les membres du groupe avaient peu ou pas d'expérience de fabrication. La cellule a été fabriquée dans un certain nombre de sections, y compris les ailes, l'empennage, le fuselage et la structure interne. À l'issue de toutes les sections, la cellule a été complétée par l'assemblage.

VI.1 Méthodes de fabrication disponibles

Les méthodes de fabrication disponibles étaient un facteur clé tout au long du processus de conception. Il était important pour le groupe de savoir, et de se familiariser avec les techniques de fabrication qui étaient à leur disposition. Il était également important que tous les modèles ont pu être fabriqués correctement et selon le budget. Ces méthodes de fabrication sont décrites ci-dessous.

Computer numerical cutter : est un procédé de fabrication qui utilise un fil chaud pour découper la matière (la mousse, le bois) grâce à la grande quantité d'énergie concentrée sur une très faible surface.

A. Découpe de mousse

De nombreux composants de la Drone RB-50 ont été fabriqués à partir de mousse de polystyrène extrudé.

Un certain nombre de techniques différentes ont été considérées pour la fabrication du corps des ailes. Deux techniques sont couramment utilisées CNC et découpe au fil chaud. Un des principaux avantages de découpe au fil chaud est la flexibilité du temps disponible. Cela permettrait d'accroître la flexibilité du processus

de fabrication (pas de machine nécessaire) et permettrait de réduire les coûts de production. L'inconvénient de coupe de fil par rapport à la coupe CNC est la réduction de la précision de coupe.

VI.2 Rig découpe au fil chaud avec CNC

Un appareil de découpe au fil chaud détenue et exploité par l'atelier d' "Aéronautique HG-Craft" a d'abord été utilisé pour couper les composants de mousse. La plate-forme composée d'un arc, un système de poulie et de l'alimentation. Un fil d'acier étiré enseigné à travers l'arc est chauffé par un courant électrique, ce qui permet de couper la mousse par ce dernier. Le système de poulie est utilisé pour permettre à l'arc de se déplacer à une vitesse constante à travers la mousse, de sorte que l'état de surface amélioré peut être obtenu. Pour parvenir à la forme aérodynamique correcte des ailes, des modèles lamineux ont été usinées CNC. Ceux-ci ont été fixés à la mousse avec du ruban adhésif double face, permettant au fil chaud à tirer sur leur surface pour réaliser les formes souhaitées. Les Stations marqués sur les modèles lamineux indiquent la vitesse du fil chaud à travers la mousse.

Le temps nécessaire pour configurer correctement la plate-forme, en particulier pour les composants coniques, l'emportait sur les avantages de la réalisation d'une finition de surface de haute qualité. Les fluctuations et les effets environnementaux température ont entraîné des vibrations à l'avant, qui a donné les composants d'un fini de surface ridée. Les éléments coniques comme les ailes intérieurs ont augmenté la profondeur et la fréquence de ces ondulations lors de chaque côté du fil chaud parcourue à des vitesses différentes. La finition de surface réalisée sur de nombreux composants a été jugé inacceptable, et en tant que telle, une méthode alternative de couper la mousse était nécessaire.

VI.3 Manuel de coupe à fil chaud

Coupe à fil chaud manuel a été considéré comme une alternative appropriée pour truquer découpe au fil chaud. Ces deux procédés sont similaires, à l'exception que l'arc est déplacé manuellement à travers la mousse à la main, au lieu de s'appuyer sur une poulie pour déplacer l'arc. Minimal ondulation dans la mousse a été produite par la pratique suffisante. Par conséquent, la finition de surface a été jugée acceptable pour les autres composantes.

VI.4 Construction du fuselage

La forme finale du fuselage a été basée sur la conception et l'emplacement du moteur. Il a permis la rationalisation du moteur installé, ainsi que la place pour tous les autres systèmes auxiliaires. La conception finale a été soigneusement planifiée afin d'assurer que le secteur manufacturier pourrait être complété avec un minimum de complications. L'aile bride était importante pour les performances aérodynamiques et pour la facilité de fabrication. La transition en douceur de fuselage aux ailes a été faite pour que le démoulage ait pu être réalisé sans endommager le produit final.

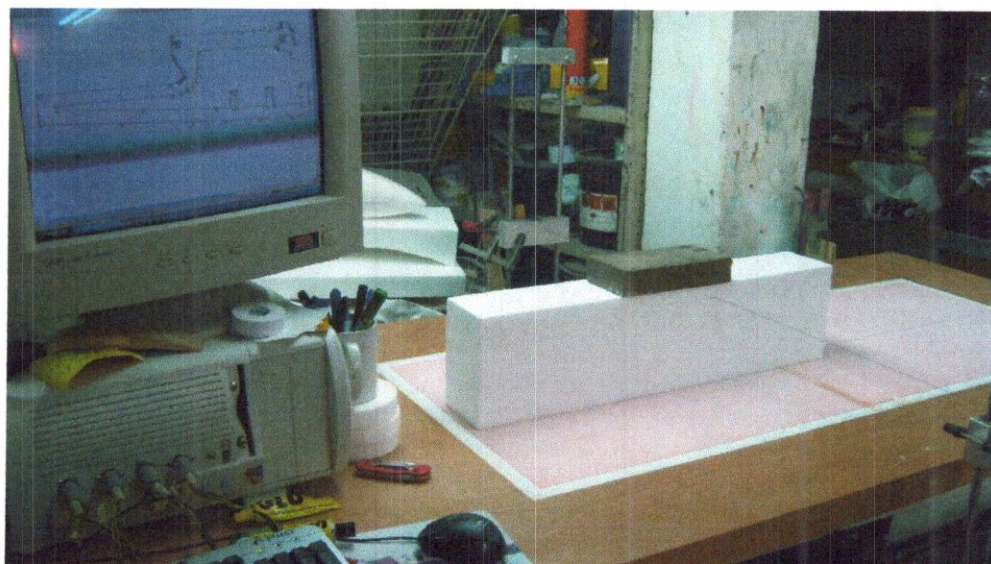


Figure 6-1. Le découpage par CNC

Le fuselage sera fabriqué en utilisant CNC. Une prise sera faite en imprimant nos copies 1:1 du fuselage RB-50 dans les deux modes : latéral et longitudinal. Ces copies à grande échelle deviendront alors des modèles qui peuvent être épinglés à un bloc de mousse blanc. Ces modèles vont servir de guides à un fil chaud qui peut couper les faces latérales et longitudinales sur le bloc. Cela produit un bloc qui ressemble au fuselage de RB-50 à une résolution grossière.

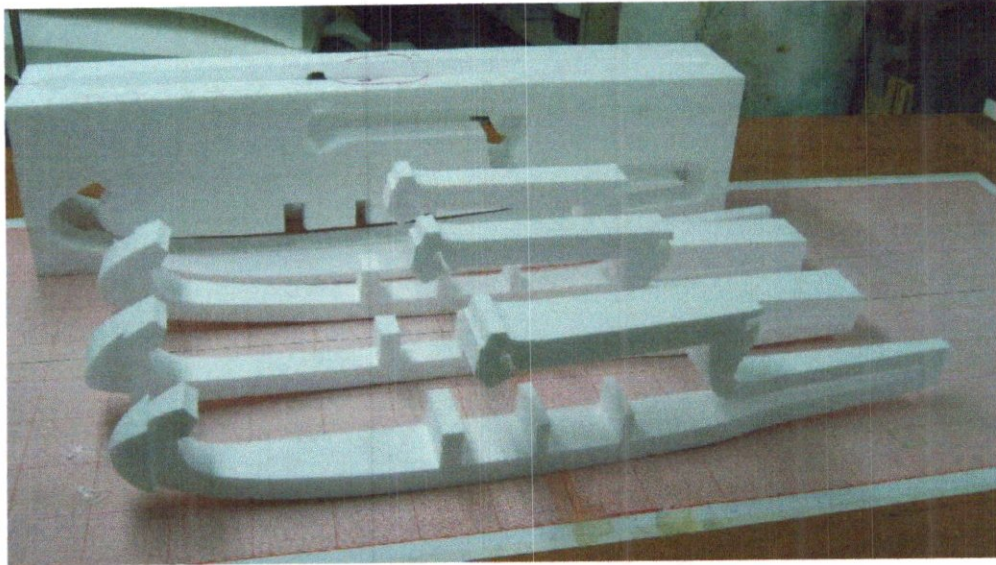


Figure 6-2. Découpage du fuselage

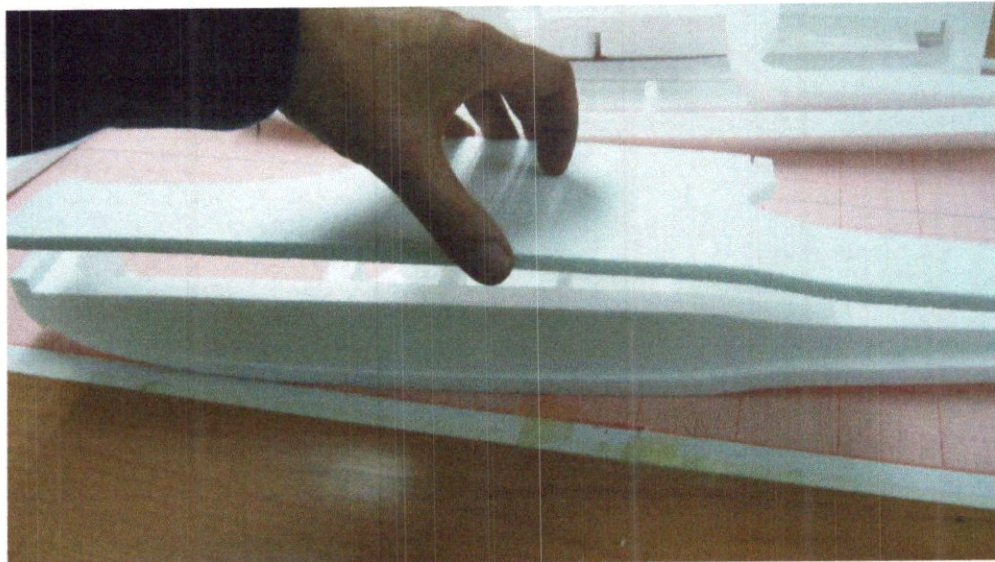


Figure 6-3. Assemblage du fuselage

Une prise plus détaillée peut être réalisée à ce moment-là par l'assemblage en bas des coins et les bords jusqu'à ce qu'il soit même, les dimensions symétriques comme modélisés dans la conception. Toutes les imperfections sont emballées par un papier kraft, pour obtenir une surface lisse et solide.

En utilisant du papier kraft, il est important de s'assurer que le tissu est tendu et qui produira un organisme acceptable. Une fois que le papier kraft a durci, il sera retiré du corps et inspecté les imperfections. Le séchage de papier kraft va assurer une surface extérieure solide et lisse.

VI.5 Accès interne

Grâce à la conception et l'agencement du système d'imagerie aérienne, accès interne était nécessaire pour une grande partie du fuselage de l'avion. La trappe de nez a été nécessaire pour l'accès au plateau électronique, enregistreur de vidéo et les autres system électronique. Un panneau amovible a donc été découpé dans le nez de l'avion pour atteindre cet accès. Les deux cloisons avant étaient ensuite utilisées comme points de fixation, afin de permettre l'éclosion d'être facilement ajoutées et supprimées, avec un papier adhésif.

Les détails de chaque cloison sont décrits à la prochaine section.



Figure 6-4. Collage du fuselage a l'intérieur



Figure 6-5. La couverture par le papier kraft

VI.6 Construction des ailes

Les ailes sont construites à base de 24kg/m³ mousse de polystyrène de densité PEE. Similaire au fuselage, un dessin à l'échelle 1:1 des ailes portantes, avec profils d'ailes et pointe utilisés pour atteindre le profil aérodynamique Clark Y. Les profilés de finition ont été coupés à l'aide d'une machine CNC (**Figure 6-7**).

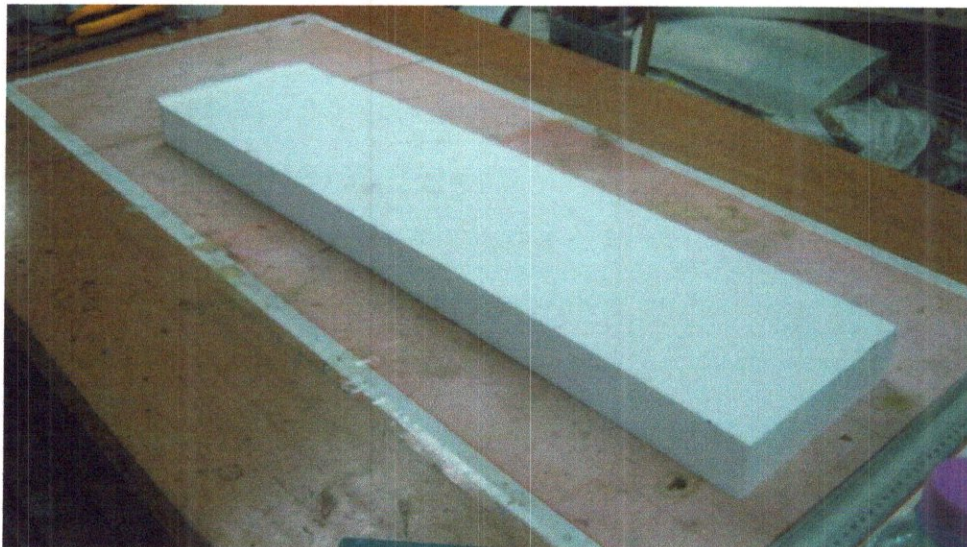


Figure 6-7. La mousse

À la fois au bout de l'aile et la corde de l'emplanture, sera imprimé. Le modèle de document sera utilisé pour faire un modèle de tôle. L'aile sera placer au-dessus de

fuselage et pour fixer l'aile on a utilisé deux supports on bois et on a serré les supports par élastique. Un fil chaud peut alors être utilisé pour couper la mousse dans une modélisation de la forme (**Figure 6-8**). Les profils ont été utilisés pour guider le fil chaud pour atteindre les dimensions de l'aile désirée, y compris le cône et balayage.

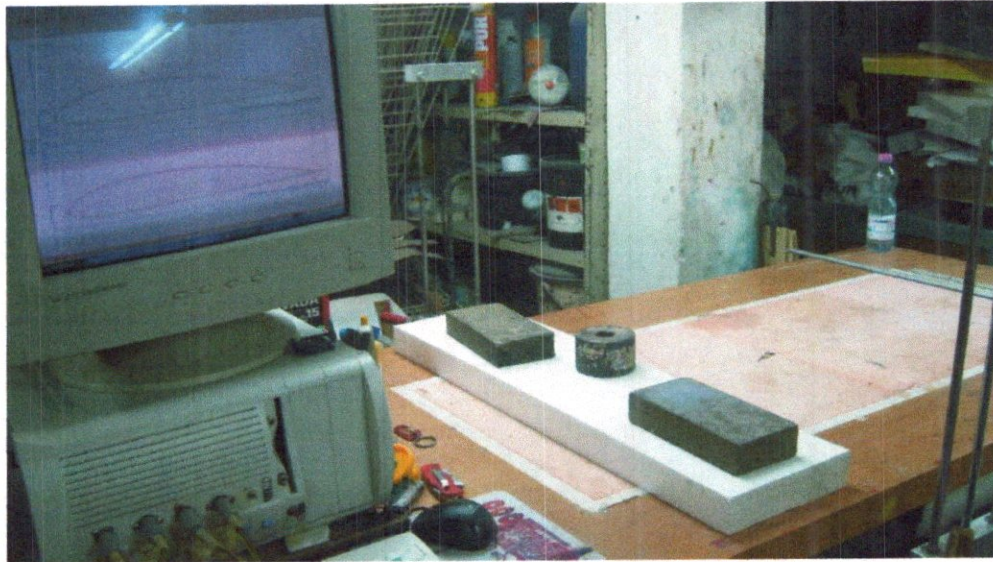


Figure 6-8. CNC et fil chaud

En raison de la nature de découpe au fil chaud, les imperfections étaient présentes dans le produit final de la coupe. L'addition de cône de coupe fait plus difficile car il fallait différentes vitesses de coupe le long de la longueur de l'aile.



Figure 6-9. L'erreur de découpage des ailes

Deux ensembles d'ailes ont été coupés, avec le meilleur ensemble utilisé pour l'aéronef et le deuxième ensemble utilisé pour les autres pratiques. A, pâte de plâtre malléable léger a été utilisé pour atteindre la finale forme aérodynamique désirée et la finition de surface.

Les ailes ont été découpées en trois parties de façon d'avoir à une aile à double dièdres pour assuré la stabilité d'appareil à la croisière. **Figure 6-10.**

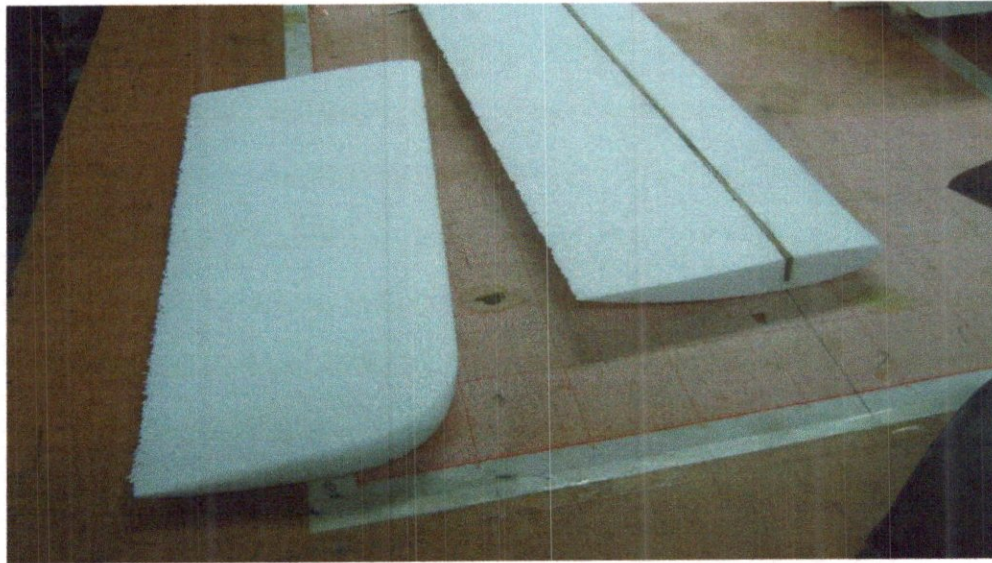


Figure 6-10. Résultat de découpage de l'aile par CNC

VI.7 Bord d'attaque

Pour faire en sorte que le bord d'attaque soit lisse, une couche de papier kraft sera placé à la surface supérieure, qui couvre le bord d'attaque, et se terminant à la surface inférieure de chaque aile. Cela va créer une mince couche supplémentaire de papier kraft pour une finition lisse et solide pour réduire la traînée mais encore de maintenir la rigidité structurelle.

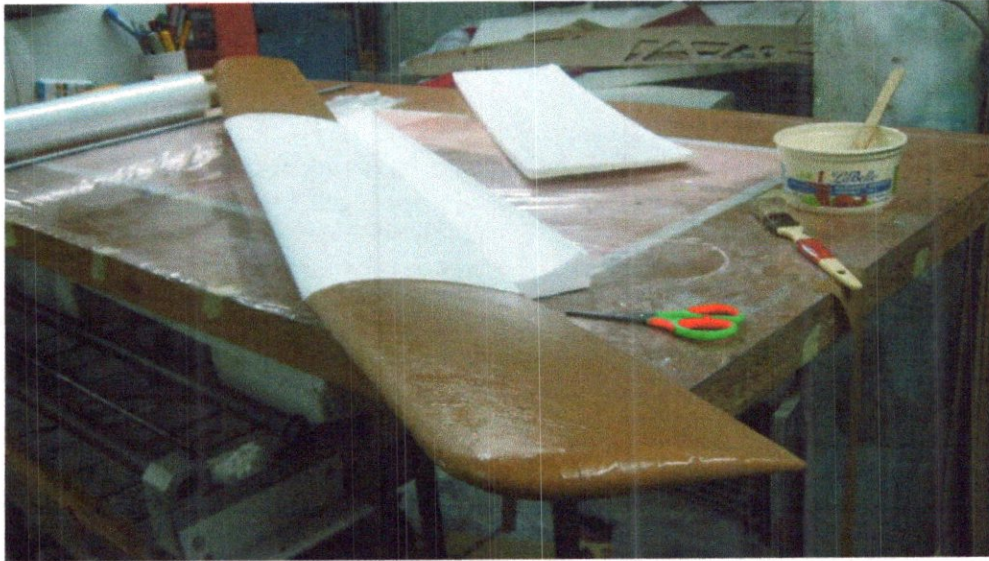


Figure 6-11. L'ail avec des couches de papier kraft

VI.8 Empennage verticale et horizontale

L'empennage entier, comprenant deux verticales et une surface balayée horizontale, a été réalisé en quatre sections distinctes. Les noyaux pour chaque section étaient chauds découpe par fil de blocs de polystyrène, en utilisant la même technique que pour les ailes. Cependant une mousse blanche, de densité plus élevée a été utilisée, car elle a été jugée plus stable sous la coupe fil chaud. **Figure 6-12**



Figure 6-12. Découpage des éleveurs

Les deux surfaces horizontales étaient attachées avec de la résine époxy pour créer la section de l'empennage horizontal **Figure 6-13**.

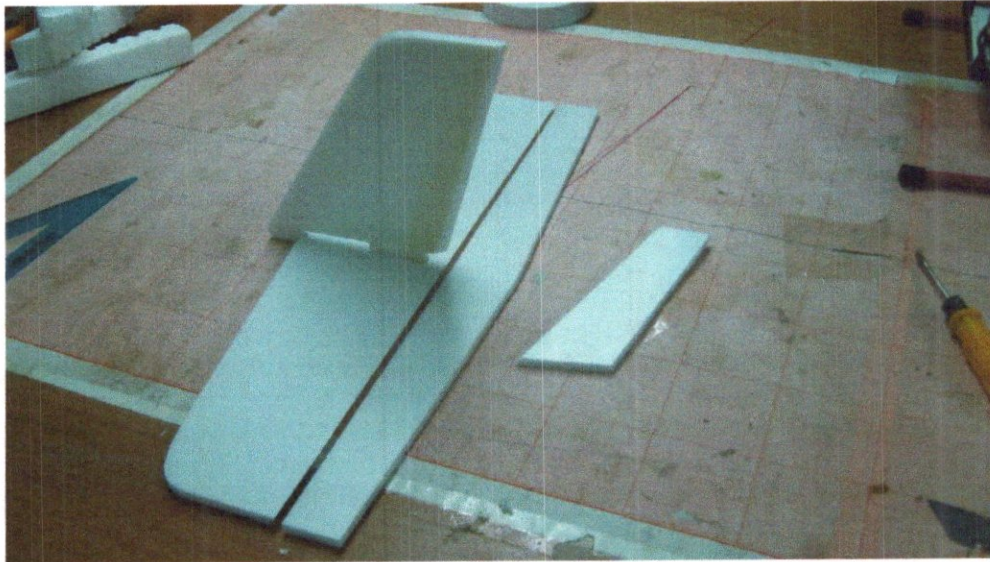


Figure 6-13. Empennage vertical et horizontal

L'ajout de surfaces de contrôle et de vitrification des trois autres sections a été accompli dans la même façon que les ailes. L'empennage horizontal vitré est illustré à la **Figure 6-14**.

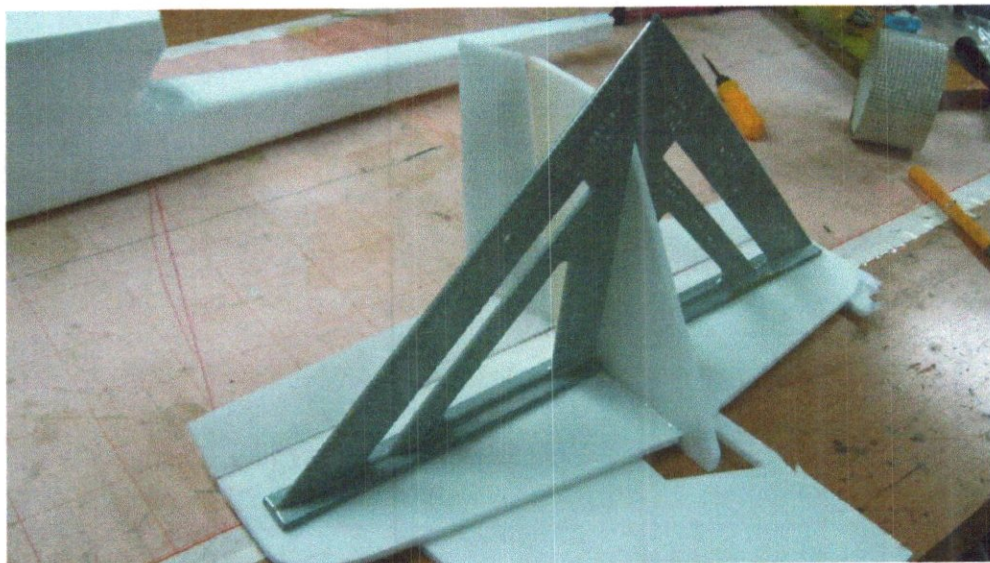


Figure 6-14. Colle et le séchage d'empennage

VI.9 Charnières et surfaces de contrôle

Les surfaces de contrôle seront découpées dans les segments d'aile désarmés et des ailettes à l'aide d'un couteau. Utilisation de la lame, un coin égal à celui de la déflexion de la surface de contrôle maximum peut être coupé entre la surface de commande et le segment d'aile. Cela permettra à la surface de contrôle de se déplacer librement, mais pas excéder sa déviation maximale souhaitée.



Figure 6-15. Les surfaces de contrôle

VI.10 L'assemblage d'avions



Figure 6-16. L'assemblage complet

Articles préfabriqués

Les éléments préfabriqués comprennent tous : l'avionique, servos, la batterie, la caméra, régulateur de vitesse, émetteur et récepteur. Le seul élément sera la résine utilisé pour fixer l'empennage au fuselage.

VI.11 L'installation électronique

L'installation électronique implique l'installation des composants électriques et électroniques, tels que l'électronique pour le système de propulsion, système de reconnaissance et le système de contrôle de la radio.

Installation de système de propulsion

L'installation de système de propulsion participe à l'installation du moteur de poussée, ESC et batterie Li-Po.

A. Le moteur

Le moteur de poussée a été attaché à l'ancien arrière avec quatre vis pour permettre de retirer facilement le moteur si nécessaire. Une fois que le moteur a été attaché, l'hélice et le cône ont été boulonnés à l'aide d'une rondelle et d'un écrou fourni par le fabricant du moteur.

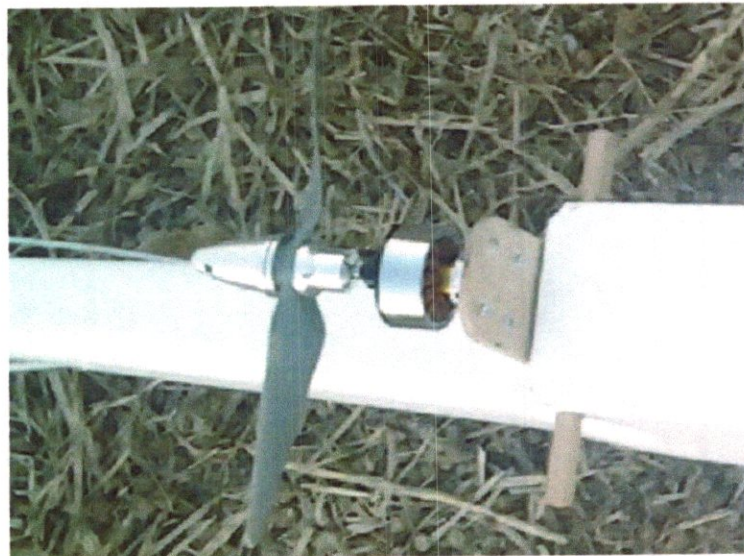


Figure 6-17. La fixation du moteur

B. ESC

L'ESC a été monté à l'intérieur de la structure avec un scratch. Le scratch s'enlève facilement si nécessaire. En raison de l'espace limité sur le nez de l'avion, l'ESC est souvent retiré pour installer les batteries.

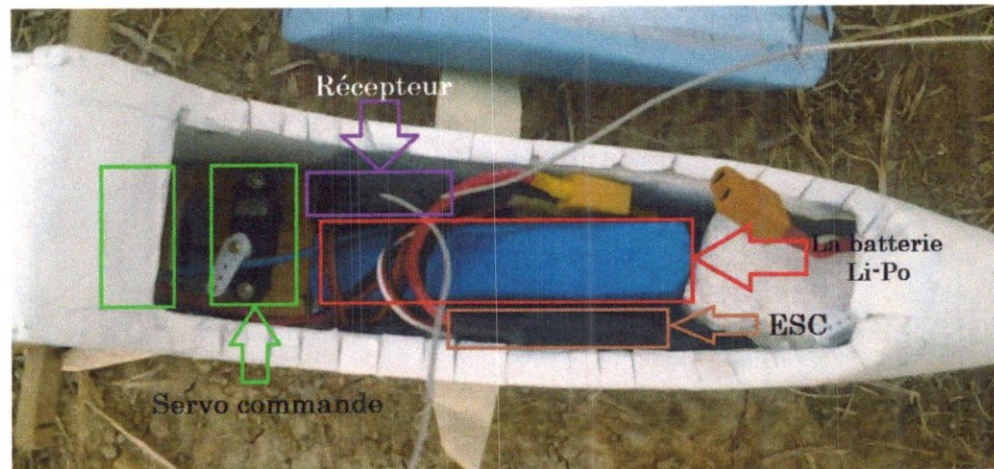


Figure 6-18. *L'emplacement d'installation électronique*

C. Batterie

La batterie Li-Po est attachée à l'intérieur de la structure. Le plateau en contreplaqué avec un scratch a été fixé, et la baie de batterie trappe a été fixé. La batterie est facile à enlever pour le chargement ou le remplacement en cas de besoin.

Figure 6-18

L'installation du système d'imagerie aérienne

L'installation d'un système d'imagerie aérienne implique l'installation de l'appareil.

A. La caméra

La caméra a été installée sur le nez du fuselage, de telle manière qu'elle soit montée, enlever ou remplacer. Une fois la position optimale de la caméra est déterminée à partir des tests, des plaques de montage de la caméra ont été collées en position par une résine époxy.

Le poids de la camera nous permet de changer son emplacement pour conserver le centre de gravité à sa place.

L'installation du système de commande par radio

L'installation du système de radiocommande implique l'installation des servos et récepteurs. **Figure 6-18**

A. Servos

Les servos commande ont été placés sur un contre plaqué qui est coupé pour ca. Les servos de gouvernail et servos de profondeur ont été vissés sur les panneaux d'entraînement à vis. Ces panneaux ont ensuite été vissés dans l'essor et la queue. Les palonniers étaient liés à une corne via un poussoir. Les cornes sont fixées dans la surface de commande. Une chape a été utilisée de sorte que des ajustements à la longueur des tiges de poussée peuvent se produire si on le désire. **Figure 6-18** et **Figure 6-19**

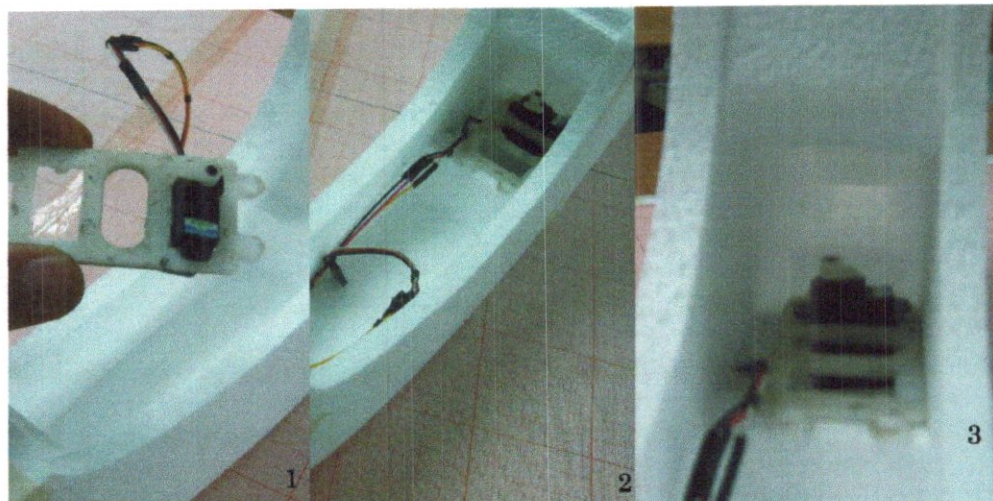


Figure 6-19. Installation des servos commande

B. Récepteur

Le récepteur de vol câble a été attaché aux étagères sur les côtés opposés de la structure interne du fuselage de l'avant de l'avion. Cela devait permettre la libre circulation du CG. Toutes les antennes pour les récepteurs ont été sorties du fuselage à travers les trous pour minimiser les interférences RF. **Figure 6-18**

VI.12 La Peinture et la finition

L'avion a été peint et fini pour l'amélioration des performances de vol et l'esthétique. Les méthodes de peinture et de finition de l'appareil sont décrites ci-dessous.

A. Peinture bi-composant

La plupart des composants de l'avion ont été peints avec deux paquets de peinture, car elle est légère, offre une finition de surface de haute qualité et généralement ne nécessite qu'une seule couche. D'autres types de peinture sont lourds et offrent une finition de surface inférieure.

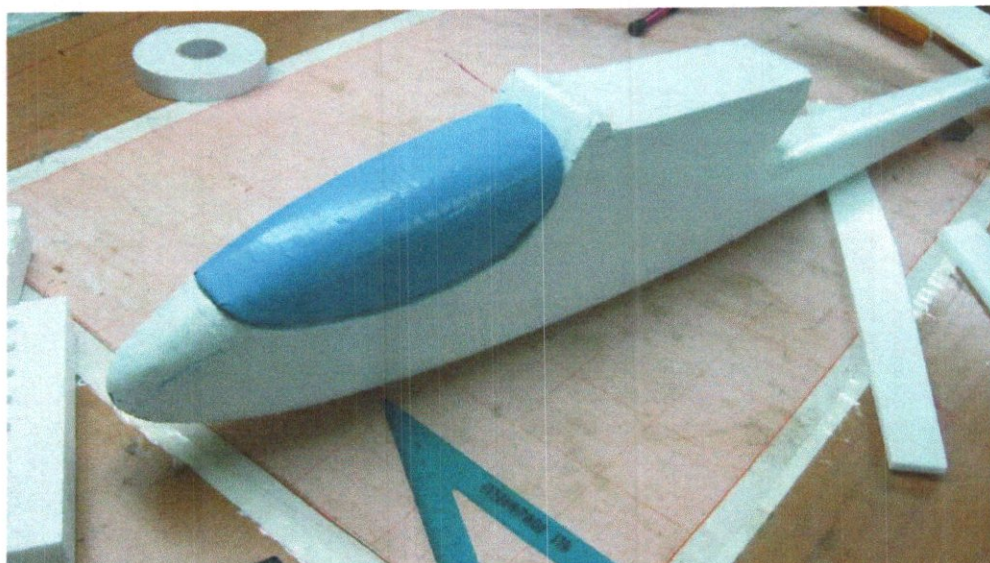


Figure 6-20. Fuselage après la peinture

B. Solartrim

Pour protéger les ailes latérales d'être endommagées, il a été décidé d'utiliser Solartrim pour couvrir les ailes latérales. Le solartrim est un revêtement auto-adhésif qui peut être facilement appliqué et remplacé si nécessaire. Il est léger, pas cher, et efficace pour la couverture des composants les plus petits, et offre une finition de surface de haute qualité. Le solartrim a également été utilisé pour toute bleu coupe sur l'appareil.

VI.13 Les matériaux

Les matériaux pour la production d'une seule cellule, et leurs coûts respectifs, peuvent être trouvés dans le tableau (6-1).

Tableau 6-1. Les matériaux pour la fabrication de la cellule				
Objet	Prix par unité	Mesure par unité	Unités nécessaires	Totale (DA)
Composants d'aéronefs				
Colle à bois	300	1	1	300
Contre-plaqué	400	1	1	400
Elastiques	1	1	10	10
Fibre de verre 21g	400	10 x 40 cm	0,5	200
Gaines du servo command	100	50 cm	2	200
Mousse Epp (25kg/m ³)	700	40x40x5 cm	8	5600
Papier adhésif	100	1	1	200
Papier kraft	900	50cm x 300 cm 70 g	1	900
Peintures	200	4	2	400
Plastique	200	1	0,5	100
Résine époxy	250	1.9 Résine Gal + durcisseur	5	1000
Scratche	50	05 x 07 cm	4	200
Vis	10	1	20	200
			Totale neutre =	9710
			Frais de port estimés =	1500
			Les coûts imprévus =	1000
			Totale =	12210

Conclusion et Perspectives

Conclusion

Le but de ce projet consiste à la conception et la construction d'un mini drone électrique, malgré de nombreux revers et des défis inattendus, la majorité des principaux objectifs ont été atteints avec succès. Cette section contient une analyse des objectifs de ce projet, les préoccupations rencontrées au cours du projet ainsi que le potentiel décrivant les travaux et les recommandations à suivre.

Examen des objectifs du projet

Les différents objectifs visés du projet étaient à la base de tout le travail accompli. Chacun de ces objectifs et le niveau d'avancement sont examinés individuellement.

A. Objectifs primaires du projet

- Conception et réalisation d'un prototype volant
- Atteindre une vitesse de croisière de plus de 80 km/heure. Tel que mesuré par l'anémomètre embarqué ou un système similaire.
- En raison de limitations de la poussée réalisable du moteur électrique, cet objectif ne pouvait pas être obtenu.
- Une vitesse maximale de 60 kilomètres par heure a été atteinte avec seulement 1.1 kg de la charge complet.
- Le drone est capable d'avoir un temps d'attente d'au moins 25 minutes.

En raison des contraintes de temps, un vol d'endurance n'a pas été réalisé. Cet objectif est obtenu seulement par la théorie et qui n'a pas été testé. Les estimations théoriques indiquent que le temps d'attente 25 minutes était achevable, en supposant que d'autres opérations de vol consommé 40 % de la capacité de la batterie. Essais au sol statique à pleine poussée indique que les batteries utilisées dans le projet fournissent environ 13 minutes d'endurance. Pendant l'attente à $1.5V_{\text{stall}}$ le réglage des gaz est nettement plus faible et que le moteur est sous charge inférieure. Il est possible que cet objectif puisse être réalisable. Sinon, des piles de rechange auraient pues être source de fournir une augmentation du temps de vol.

B. Les objectifs du projet élargi

La réalisation des objectifs ambitieux d'extension a également été réalisée à des degrés divers durant ce projet.

- Le drone est capable de transporter une charge utile de 350g. Les réparations effectuées à l'avion après le premier essai en vol, en plus du poids de la camera, dépassé le poids de la charge utile 350g par 50g. Pour régler ce problème on change la camera par une autre plus petite et plus légère. En l'absence de

contraintes de temps, le fuselage aurait été reconstruit et 350g de charge utile ajoutés séparément à l'avion. En réalisant le décollage réussi, le vol et l'atterrissage de l'avion réparé a démontré que l'addition d'une charge de 350g à la conception initiale n'empêcherait pas un vol soutenu.

Développements futurs

Notre drone demande beaucoup d'amélioration. Ci-dessous figure une liste de développements possibles :

- Intégration d'une centrale inertielle : pour rendre le vol de croisière autonome , ce qui n'est pas le cas aujourd'hui vu la précision insuffisante du GPS
- Intégration d'un capteur barométrique : pour permettre une détermination plus fine de l'altitude
- Intégration de capteurs de proximité et de stratégies d'évitement
- Intégration de systèmes de poursuite d'objets : pour « accrocher » la caméra à un objet mobile
- Amélioration des capacités de transmission
- Développement de la version longue endurance
- Développement d'un zoom pour la caméra

Gestion d'ensemble d'une démarche.

Nous avons vite compris que la force et l'intérêt de ce PFE résidait en son caractère multidisciplinaire.

En effet, le mener à bien nous a demandé des compétences bien distinctes de celles habituellement mises en jeu dans notre parcours universitaire. A titre d'exemple, il nous a fallu :

- mettre au point un plan de recensement de tous le matériel pour ce projet afin d'obtenir des subventions
- rechercher, acquérir et acheminer le matériel nécessaire à la construction du drone.

Il en a résulté un véritable intérêt au projet. En effet, la création d'un binet dédié à notre projet RB-50, et l'intérêt que ce travail représentait auprès de nos camarades et de nos cadres ont su générer un certain esprit de solidarité, non dénué d'une certaine fierté.

Cependant, le projet RB-50 ne sera abouti que s'il acquiert une pérennité. L'un de nos objectifs que nous nous étions fixé était de pouvoir transmettre notre travail à des

1
2
3
4
5
6
7
8
9
10
11
12
13
14
15
16
17
18
19
20
21
22
23
24
25

générations futur, afin qu'il soit régulièrement complété, de façon à disposer d'un drone de grande qualité. Nous serions extrêmement fiers et heureux si nous parvenions à initier une série de projets successifs basés sur cet appareil, ce qui ne peut qu'être bénéfique pour l'institut d'aéronautique. Nous avons commencé à initier cette pérennité en construisant un site web sur lequel nous stockons l'ensemble des données qui ont été très utiles à la suite du projet.

Ainsi, nous avons pu comprendre ensemble que gérer un projet (même dans le cas de fin d'étude universitaire comme le nôtre) revêtait des dimensions externes non négligeables : gestion financière, communication interne et externe, création d'un esprit de projet et volonté de pérennisation. Nous espérons avec RB-50 avoir donné tout son sens au PFE d'un Master en aéronautique.

Acquisition de compétences techniques

Cependant, toutes les aspects annexes dont nous venons de parler ne doivent pas faire oublier ce qui est la base même de notre travail, c'est-à-dire la démarche scientifique et technique. A ce titre, nous avons tous acquis des compétences et des savoir-faire non négligeables.

Nous avons choisi d'emblée un projet concret, soucieux de mettre en application certains aspects de nos cours et désireux de saisir l'occasion que nous avons pour avoir « mettre la main à la pâte ». Nous nous sommes placés dans une démarche d'ingénieur : nous nous sommes posé un problème que nous avons essayé de résoudre, sans tenter d'en dégager des lois généralisables (démarche du chercheur).

Notre projet faisait appel à des compétences pointues, que ce soit en électronique, en informatique ou en aérodynamique. Certains d'entre nous disposaient d'un très bon niveau dans l'un ou l'autre de ces domaines. Nous avons néanmoins tous du, au sein de nos cellules respectives, intégrer des nouveaux concepts (en particulier des savoir-faire très appliqués et beaucoup plus concrets que ceux qui nous sont dispensés en cours).

Ce travail nous a donc permis de développer des connaissances techniques, dans des divers domaines qui nous intéressés. Certains d'entre nous ont ainsi pu s'assurer de la validité de leur projet professionnel, d'autres ont découvert de nouveaux centres d'intérêt.

Forces et limites du travail d'équipe

Enfin, l'un des grands attraits du projet fin d'études consiste à nous initier au travail d'équipe. C'était certes la première fois dans notre institut qu'il nous a été offert de mener un projet collectif, et nous n'avions jamais fait avec une telle autonomie et sur une telle durée avec un groupe de deux étudiants. Nous avons tous tiré des leçons sur les avantages du travail en équipe, mais aussi sur les écueils qu'il faut savoir éviter.

Tout d'abord, nous avons compris que mener un PFE pouvait permettre un intense échange intellectuel. Le brainstorming initial pour définir la géométrie du drone a été une illustration : les idées (parfois farfelues) fusaient, si bien qu'à force de propositions différentes, nous sommes parvenus à une géométrie très satisfaisante. Cet échange de point de vue ne peut être fructueux que s'il s'effectue sans autocensure, sans peur de la critique ou du ridicule. Cela suppose une bonne confiance au sein de groupe, afin que chacun ose proposer les solutions les plus audacieuses.

En outre, nous nous sommes rendu compte très tôt de l'importance de la répartition des rôles. Le travail d'équipe n'est efficace que si les compétences mises en jeu sont complémentaires.

La force qui permettait de continuer et de persévérer est la motivation pour le projet. Nous étions des étudiants qui ne se connaissant pas à la base mais réunis par un intérêt commun pour le sujet. C'est cette motivation collective, l'envie de voir voler notre drone, qui a su nous porter lorsque les difficultés et les retards s'accumulaient. Enfin, nous avons compris l'importance de disposer au sein du groupe d'un élément moteur, sachant exercer son leadership et soucieux de coordonner l'ensemble des travaux. C'est assez naturellement que l'un d'entre nous s'est chargé d'assumer ces responsabilités.

Cependant, si cette travaille présente de nombreux attraits, il n'est pas dépourvu d'inconvénients dont il faut prendre conscience.

Ainsi, cette découverte de ce projet avec de longue haleine s'est avérée riche en enseignements. Il fut intéressant de confronter nos points de vue. Nos origines différentes ont constitué un atout majeur quant à la diversité de nos compétences.

Bilan

Au terme de ce PFE, force est de constater que notre vision du métier d'ingénieur a radicalement évolué. Nous avons compris qu'il se trouvait à la croisée de compétences diverses et ne pouvait se résumer à son seul aspect scientifique. Nous nous sommes également aperçu que le chemin depuis l'idée initiale jusqu'à la fin était semé d'embûches insoupçonnés au départ. Dans cette mesure, tenir un échéancier s'avère très délicat.

Notre aventure nous a menés nettement moins loin que nous l'espérions au début. Si nous devons tirer un enseignement de ce projet, c'est que les difficultés surgissent rarement où ou les attend. Ainsi, alors que nous avions de gros doutes sur notre capacité à régler la radio commande, ce sont finalement des détails très matériels qui sont venus ralentir notre travail :

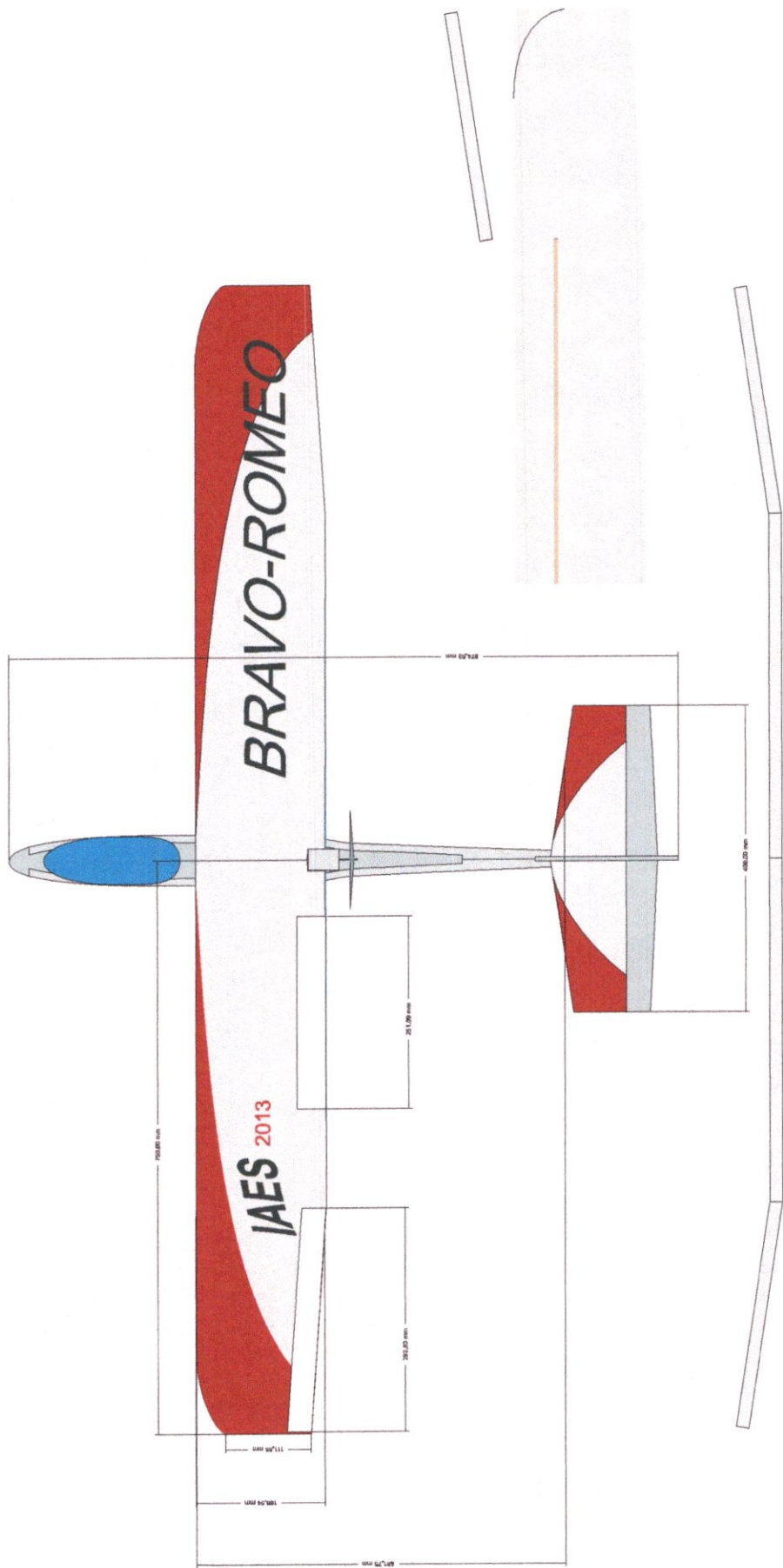
- Des équipements électroniques non standards impossibles à trouver en Algérie
- Un system d'imagerie qui a un comportement étrange dans certaines plages de tension de la batterie...

La force de ce PFE a été de nous confronter aux différents aspects de la gestion globale d'un projet. Il nous a imposé une grande rigueur scientifique mais aussi une certaine audace. Enfin, il nous a permis de découvrir en profondeur le travail d'équipe. Toutes ces compétences seront sûrement autant d'atouts précieux pour les responsabilités auxquelles nous sommes appelés demain.

ANNEXES

ANNEXE -A-

Le plan du Drone.



ANNEXE -B-

Fich Technique pour quelque équipement électronique.

Floater-Jet Replacement Motor (AXN-2208-2150)

Specs.

RPM/V: **2150kv**

Max Watts: **180w**

Max Amps: **20A**

Max Volts: **11.1 (3s)**

Turns: **16t**

Resistance: **0.085Rm**

Magnet type: **N45SH**

Idle Current: **1.52A**

Shaft: **3mm**

Weight: **44.0g**

Suggested Prop: **5x5 / 6x4**



HXT900 9g / 1.6kg / .12sec Micro Servo

Size : **21x12x22 mm / 0.74x0.42x0.78 in**

Voltage : **3v ~ 6v**

Weight: **11g / 0.39oz**

Speed : **0.12 sec/60(4.8V)**

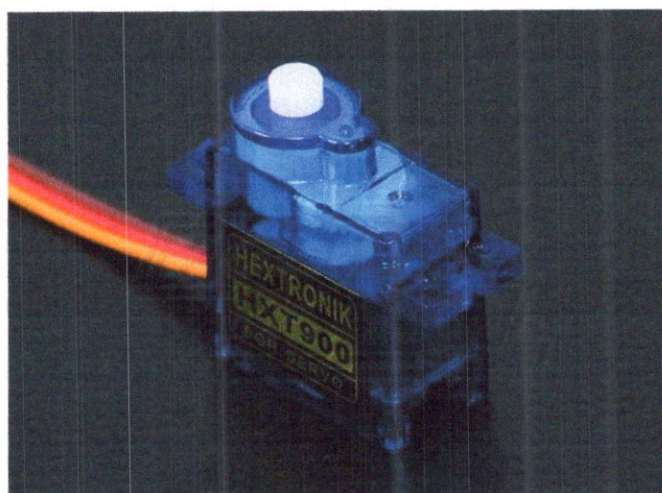
Torque : **2.5 kg-cm**

Working Temp : **-30C~60C**

Plastic Bushing, 25cm wire, coreless motor

Servo arms & screw included

Gears: Nylon White type



Turnigy 1600mAh 4S 20C Lipo Pack

Spec.

Minimum Capacity: **1600mAh**

Configuration: **4S1P / 14.8v / 4Cell**

Constant Discharge: **20C**

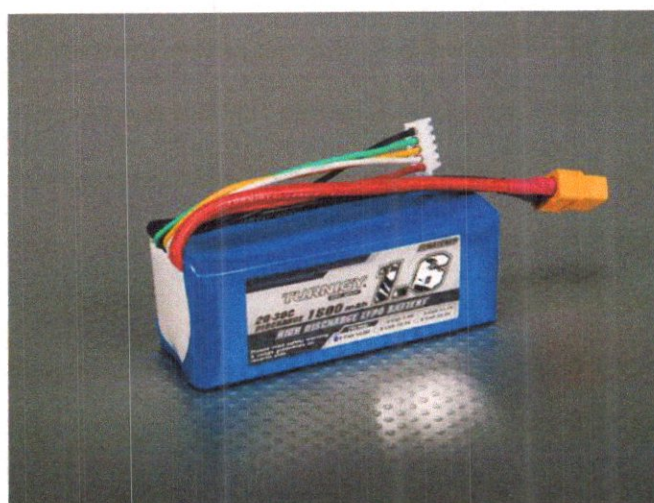
Peak Discharge (10sec): **30C**

Pack Weight: **179g**

Pack Size: **89 x 31 x 29mm**

Charge Plug: **JST-XH**

Discharge Plug: **XT60**



Turnigy Hobby King 20A ESC 3A UBEC

Specs:

Constant Current: **20A**

Burst Current: **25A**

Battery: **2-4S Lipoly / 5-12s NiXX**

BEC: **5v / 3A**

Motor Type: **Sensorless Brushless**

Size: **54 x 26 11mm**

Weight: **30g**

Programming Functions:

Battery Type: **Lipo / NiXX**

Brake: **On / Off**

Voltage Protection: **Low / Mid / High**

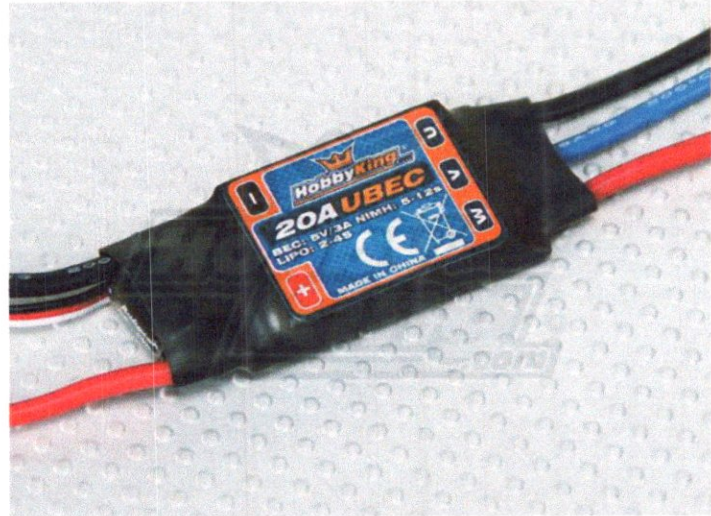
Protection mode: **Reduce power / Cut off power**

Timing: **Auto / High / Low**

Startup: **Fast / Normal / Soft**

PWM Frequency: **8k / 16k**

Helicopter mode: **Off / 5sec / 15sec**

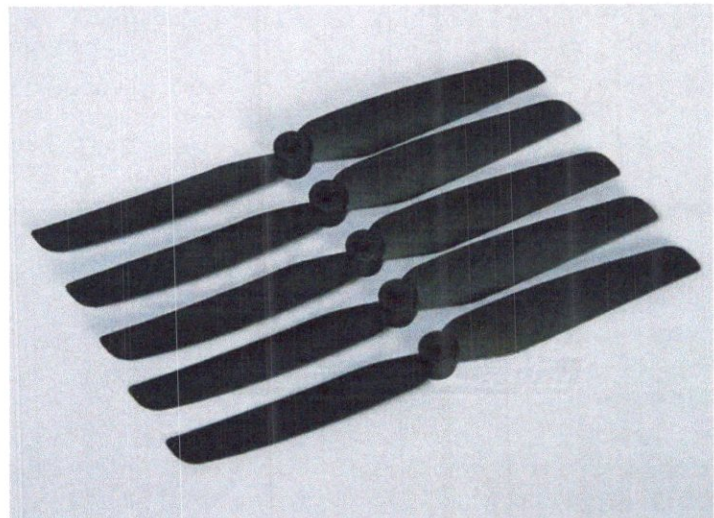
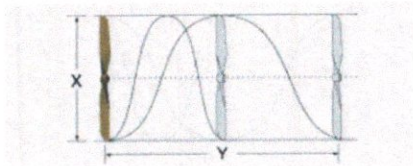


6x3 Propellers (Standard Rotating) (5Pcs/Bag)

Specs:

Length (Inch [X]) 6

Pitch (Inch [Y]) 3



Références

- [1] I.H. Abbott and A.E. Von Doenhoff: Theory of Wing Sections. Dover Publications Inc, New York, 1959.
- [2] L.TAUREL ; Aérodynamique expérimentale Tome 1 : Aérodynamique des profils d'ailes.
- [3] Anderson, J.D., Introduction to Flight, 5th ed. McGraw Hill, Boston, Massachusetts, 2005
- [4] ION.PARASCHIVOIU : Aérodynamique Subsonique (livre).
- [5] Raymer, D. P., Aircraft Design : A Conceptual Approach, 4th ed., AIAA Series, Reston, Virginia, 2006
- [6] Etkin, B., Dynamics of Flight : Stability and Control, 3rd ed. John Wiley & Sons, New York, 1996
- [7] Heinzen, S.B., RPV Propeller Performance Lab, Class Notes.
- [8] J. Katz and A. Plotkin: Low Speed Aerodynamics, From Wing Theory to Panel Methods. Mac-Graw Hill, 1991.
- [9] Etkin, B. and Reid, L. D., Dynamics of Flight : Stability and Control, 3rd ed., John Wiley & Sons, Inc., New York
- [10] Nelson, R. C., Flight Stability and Automatic Control, 2nd ed., WCB/McGraw-Hill, New York, 1998
- [11] Airworthiness Standards : Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category", FAR Part 23.341 1996

- [12] Diedrich, F. W., "A Simple Method for Obtaining Spanwise Lift Distributions over Swept Wings,"2008.
- [13] Kutz, M., Handbook of Materials Selection, John Wiley & Sons, Inc., New York, p. 379.
- [14] Martin Weil Brenner, Conception préliminaire d'avion à fuselage intègre, Ecole polytechnique de Montréal, 2006.
- [15] H. B. Squire and A. D. Young: The Calculation of the Profile Drag of Aerofoils. R. & M. No1838. A.R.C. Technical report, London, 1938.
- [16] Zhang xuetao, UAV design and manufacture, National University of Singapore, 2010.
- [17] David glade, unmanned aerial vehicles: Implications for military operations, July 2000.
- [18] Manish r. Bhatt, Solar power unmanned aerial vehicle: high altitude long endurance applications (hale-spuav), 2009.
- [19] Morif daian, Conceptual Design Study of an Unmanned Air Vehicle, Istanbul Technical University, 2010.
- [20] Alan Park, Aircraft design project Australian fire-fighting aircraft the University of Adelaide, 2010.
- [21] A. Poujade , Cellule et Systemes , Institu aeronautique Jean mermoz.1985
- [22] Todd R. Hurley , Crashworthiness Design Guide, Simula.2002
- [23] Andrea Mattio, Modelling and Control of the UAV Sky-Sailor, Ecole polytechnique federal, 2006
- [24] Jan Roskam , Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Control, Roskam, 1998
- [25] R G Austin and G Earp. Power line inspection by UAV : A business case. In 19th international UAV Systems Conference, Bristol, UK, 2004
- [26] Mrs Bouzid & Birram / mémoire de fin d'étude,«Etude Aérodynamique d`une maquette volante» 2009.
- [27] A. Bonnet et J. Luneau, Aérodynamique : Théories de la Dynamique des Fluides, Editions Cépaduès, Tome I, 4eme édition, septembre 1989
- [28] A.C.Kermode : Mécanique du vol Traduction : Didier Féminier Modulo Editeur 1982.
- [29] V.n.zaitsev «construction des aéronefs».

- [31] Mr Maurice Mouton Aéromodélisme ET Radiocommande. Edition Atlas 1981.
- [32] Initiation à l'Aéromodélisme (Radiocommandé) . (Fédération Française d'Aéromodélismes) Site : http://www.ffam.asso.fr/formation_pdf/
- [33] Universalise générale-encyclopédie. (L'aéromodélisme)
- [34] Pascal BRISSET Drones civiles perspectives et réalités/PDF
- [35] Michel ASECIO Les drones et les opérations en réseau-Segmentation et Missions
- [36] Mémoire fin d'étude: « Etude de la variation des coefficients de portance et de traînée en fonction de nombre de Reynolds d'un écoulement autour du profil
- [37] Mr J.C Ripoll ,Aérodynamique mécanique du vol , École nationale de l'aviation civil / 1ère édition 1978
- [38] Nostrand Reinhold « The design of the airplane ,» Darrol STINTON/New York 1983.
- [39] Performances ET stabilité des avions/PDF Gerard DERGES
- [40] Dr. Jan ROSKAM Airplane Aerodynamics and Performance

LE PLAN D'AFFAIRES

PROJET DE FIN D'ÉTUDES RB-50

LE PLAN D'AFFAIRES

BOUDINE Mohamed

RATNI Rabah

Mr.CHEGRANI Ahmed.

Mr.LASKRI Nouredine.

Mr.EMBAREK Mohamed.

INSTITUT D'AÉRONAUTIQUE ET ETUDES SPATIALES

DÉFINITION ET OBJECTIFS DU PROJET :

Le projet a été formellement défini comme suit

DÉFINITION

Pour concevoir, construire et tester un véhicule aérien sans pilote avec un system d'imagerie aérienne

OBJECTIFS STRATÉGIQUES

- Afin d'encourager la poursuite de Master et de doctorat de développement des véhicules aériens sans pilote.
- La reconnaissance nationale et / ou internationale pour la recherche aéronautique à l'Institut d'Aéronautique et Etudes Spatiales de Blida.
- Pour encourager les élèves du secondaire à étudier l'aéronautique

OBJECTIFS OPÉRATIONNELS

L'objectif principal de ce projet est de développer un Véhicule Aérien Sans Pilote à coût réduit que tout biologiste et agronomes de conservation dans les tropiques peut utiliser pour faire l'inventaire des forêts et de la biodiversité

D'une autre manière ;

Réalisation d'un drone qui prendre des images aérienne dans le domaine agronomique « des images aérienne qui peuvent être aidez les pompier pour voire les feu dans la forêt »

CALENDRIER DU PROJET

Par ordre chronologique :

- ✦ 23/03/2013 : Début de projet
- ✦ 01/04/2013 : Etudes théorique des composants électronique
- ✦ 15/05/2013 : Etudes théorique des martiaux de structure
- ✦ 15/06/2013 : La réalisation el la fabrication de la maquette
- ✦ 22/07/2013 : Montage
- ✦ 25/09/2013 : les tests.

PLUS D'INFORMATIONS :

Si vous avez besoin de plus d'information, n'hésitez pas à contacter un membre du groupe qui vous a contacté ou par téléphone l'un de nous directement :



BOUDINE MOHAMED.

mohamed-aero@hotmail.com

+213.699.24.01.23

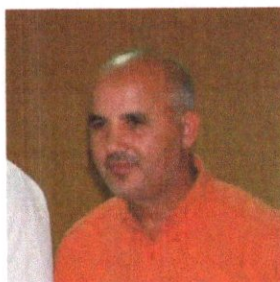
[Fb/sherlock21holmes](https://www.facebook.com/sherlock21holmes)

RATNI RABAH.

ramzi100186@yahoo.fr

+213.550.27.55.56

[Fb/ rabah.ratni.9](https://www.facebook.com/rabah.ratni.9)



MR.CHEGRANI AHMED.

ahmedcheg@yahoo.fr

IAES

MR.LASKRI NOUREDDINE.

[Fb/hgcraft.laskri](https://www.facebook.com/hgcraft.laskri)

Club Aéro-Passion



MR.EMBAREK MOHAMED.

[Fb/mohamed.embarek.5](https://www.facebook.com/mohamed.embarek.5)

Club Aéro-Passion

Nous sommes impatients de vous entendre. Cordialement

RB-50 PFE - Institut d'Aéronautique et Etudes Spatiales



En fin !

*L'important n'est pas que les calculs est juste,
mais que l'image soit belle.*