

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE**

**MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT  
SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE**

**UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA**

**FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR**

**DEPARTEMENT AERONAUTIQUE**

Projet De Fin D'Etude En Vue De L'Obtention Du Diplôme  
De Master  
Option: Propulsion

**THEME**

**Etude de conception d'un drone**

**Fait par :**

Melle : SAID KOUADRI Imene

**Encadré par :**

Mr : BENTRAD Houcine

Mr : CHEGRANI Ahmed

Promotion : 2014

## RESUME

Une étude de conception inverse à été menée sur un mini drone pour définir la configuration optimale de *Sky walker II* selon la méthodologie suivie par *Dr.Roskam & Dr.Raymer* répondant à un cahier de charge préétabli

Une application a été développée dans ce cadre pour automatiser la méthode et la logique de conception

## ABSTRACT

A reverse engineering study is processing to mini UAV, to define the optimal configuration of Sky Walker , depending to the methodology of *Dr.Roskam & Dr.Raymer* and answer to

An application is developed to automate this method and logic for conception

## ملخص

دراسة تصميم عكسية لطائرة بدون طيار من نوع صغير بهدف الحصول على التصميم الأحسن و الأفضل لسكاي والكر و ذلك بإتباع طريقة و منطقية د.روسكام و د.ريمير في تصميم الطائرات مع الإجابة على كراس

الطلبات الموضوع

تطبيق تم انجازه بهدف جعل التصميم طريقة أوتوماتيكية يمكن استعمالها بسهولة

# REMERCIEMENTS

*“Al hamdou li Allah” : Je remercie « Allah » de m’avoir donné le courage, la patience et la capacité de mener ce travail à terme.*

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

*Je remercie vivement Monsieur MOHAMED BELARBI. A pour avoir enrichi de ses points de vue et interrogations, mes réflexions. Sa vision des problèmes, l'enthousiasme et l'originalité de ses argumentations m'ont été d'un grand secours à plusieurs reprises.*

*A Monsieur NECH, Monsieur ABADA. O et Monsieur ABDALLAH EL-HIRTSI. A d'avoir accepté de jugé mon travail et d'avoir accepté de participer à mon jury.*

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

*Merci à tous les autres pour votre amitié, votre présence et votre simplicité.*

*Mes remerciements vont également à l'ensemble du personnel technique et administratif de TASSILI AIR LIGNES.*

**Imene**

## ***Dédicace***

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

*A la mémoire de mon père et à mon grand père ALLAH yarahmhom qui m'on bien éduqué et qui n'on pas cessé de me prodiguer leurs soins et conseils jusqu'à le dernier jour de leurs vie, à mani et amo Mohamed , amo Dady que dieu leurs accorde dans son vaste paradis in chaa ALLAH*

*A ma très chère maman qui a tous sacrifié et souffert pour moi et mes frères, je t'aime maman*

*A mes très chères frères Mohamed , Adel et Fouad que dieu les protège et les garde pour moi*

*A mes tantes qui m'aime beaucoup , Naima et Mimi à mon oncle Nounou*

*A mabida, bouyachikh, amo mezien et amo abdnour , faiza et zahia*

*A mes sœurs et frères dans la famille Amel, Hanene , Amoula , Ikou , Abdou, Mimou, Foufati, Mamadou Imadi, Yadou , Khalil , Mira.*

*A ma mere latifa à laquelle je dois beaucoup et toute la famille MAYOUF surtout Chaima , Batbouta , w Mayouch*

*A Adel Chirad qui m'a beaucoup aidé dans ce travail et a sa femme Ohti Chérino*

*A toute la famille de Mr BENTRAD surtout sa maman sa femme, et les enfant Zahar , Nour et Nasnoussa*

*A ma jumelle, sœur, amie, Asma*

*A mes sœurs et frères Aichati , Sihamati, Ismahan, Wardati, Asma , Nadia , Sabrina , Khalida , Khadouj , Hindou , Mitchou, Houcine, Abdelhak, Nasrou, , Redouane , Amira, Nariemene, Hana , Amina , Imrane , Massi , Zaki*

*A mes amis les étudiant plus particulier ceux de la promotion 2007/2008 TS, promotion 2010 /2011 Ingénieur , et la promotion 2013 /2014 Master*

*A tout le personnel de TASSILI Airlines*

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

***Imene***

# TABLE DES MATIERES

RESUME .....	I
LISTE DES FIGURES ET TABLEAUX.....	VI
NOMENCLATURE .....	X
INTRODUCTION .....	1

## CHAPITRE I : GENERALITE SUR LES DRONES

I-1 Introduction : .....	3
I-2 L'évolution des drones au fil du temps et des guerres .....	3
I-2-1 Prémices des premiers drones : .....	4
I-2-2 L'entre-deux guerres : .....	4
I-2-3 La guerre froide : .....	5
I-2-4 La guerre du Vietnam : .....	6
I-2-5 Les années 1980 et l'arrivée d'Israël : .....	6
I-2-6 Les années 1990 : .....	6
I-3 Classification des drones : .....	7
I-3-1 Catégories principales : .....	7
I-3-2 Les mini-drones (MUAV) : .....	9
I-3-3 Les microdrones ( $\mu$ UAV) : .....	11
I-3-4 Les curiosités : .....	14

## CHAPITRE II : GENERALITES SUR LE DRONE SKY WALKER

II-1 Introduction : .....	18
II-2 Dessins disponibles : .....	21

## CHAPITRE III : LA CONCEPTION PRELIMINAIRE DE LA VERSION THERMIQUE DU SKY WALKER

III-1 Introduction : .....	23
III-2 Cahier des charges .....	24
III-3 Paramètre de profil de mission : .....	25

III-4 Calcul des masses .....	27
III-4-1 Estimation empirique de $W_{TO}$ .....	27
III-4-2 Calcul mathématique de $W_{TO}$ .....	29
III-4-3 Détermination de la masse à vide $W_E$ et $W_{TO}$ empirique .....	34
III-4-4 Vérification des résultats .....	34
III-4-5 Bilan de masses .....	37
III-4 Calcul de la surface Alaire .....	38
III-5 Calcul aérodynamique préliminaire .....	40
III-5-1 La polaire à basse vitesse.....	40
III-6 Calcul de la puissance moteur : .....	42
III-6-1 Au décollage .....	42
III-6-2 à la croisière .....	48
III-6-3 Vérification finale .....	49
III-7 récapitulation .....	50

## **CHAPITRE IV : ETUDE DE LA CONFIGURATION DE LA VERSION THERMOIQUE DU SKYWALKER**

IV-1 Introduction: Méthodologie de sélection de la configuration générale .....	52
IV-3 Sélection et intégration du système de propulsion .....	54
IV-3-1 choix du moteur : .....	56
IV-3-2 Intégration de notre moteur : .....	64
IV-4 La géométrie de l'Aile .....	66
IV-4-1 la configuration générale des Ailes : .....	66
IV-4-2 Mode de fixation Général des ailes : .....	68
IV-4-3 l'arrangement aile fuselage .....	69
IV-4-4 flèche au quart de l'aile .....	71
IV-4-5 l'effilement de l'aile: .....	74
IV-4-6 le dièdre : .....	76
IV-4-5 Choix du profil de l'aile : .....	80

## **CHAPITRE V : CONCEPTION DES EMPENNAGES ET STABILITE PRELIMINAIRE**

V-1 Introduction .....	91
V-2 Le mode de compensation .....	91
V-3 L'endroit de fixation des empennages .....	92

V-3-1 L'endroit de fixation des empennages horizontaux : .....	92
V-3-2 L'endroit de fixation des empennages verticaux : .....	93
V-3-3 L'endroit de fixation des canards : .....	94
V-3-4 la position vis-à-vis le sillage: .....	95
V-3-5 la position longitudinale des empennages .....	96
V-4 La géométrie des empennages : .....	97
V-4-1 la surface des empennages.....	97
V-4-2 Allongement.....	101
V-4-3 la flèche .....	101
V-4-4 l'effilement .....	102
V-4-5 le dièdre .....	102
V-4-6 Profil et calage .....	103
V-4-7 le calage.....	103

**CONCLUSION**

**BIBLIOGRAPHIE**

**ANNEXES**

Liste des figures

Fig. N°	Nom de la figure
I-1	Vue aérienne de Labruguière en 1889
I-2	Un des premiers drones : l'OQ-2 (1941)
I-3	Différents modèles du Ryan 147 (de gauche à droite : 147J, H, G, NX)
I-4.a	Scout (1982)
I-4.b	Pioneer (1985)
I-5	Classification des drones selon leur masse (kg)
I-6	Répartition des drones selon leur masse au décollage et le plafond aérien
I-7	Répartition des drones selon leur masse au décollage et leur autonomie
I-8	Les premiers minidrones utilisés pendant la guerre du Golfe : l'Exdrone et le Pointer (1991)
I-9	Exemples de VTOL : les Cypher-I et -II américains et le Vigilant français
I-10.a	Black Widow (2000)
I-10.b	Wasp (2002)
I-11.a	Black Hornet PD- 1
I-11.b	Dragonfly
I-12.a	Un Lifter à trois étages avec charge utile (260 g, 390 W)
I-12.b	Un Lifter d'un lifter hexagonale à un étage (32 g, 82 W)
I-13	Drone à autonomie (presque) infinie : le projet HELIOS à panneaux solaires
I-14	Un drone gonflé : le Blimp
II-1	L'avion Sky Walker
II-2	Vues fournies par le fournisseur
III-1	la tendance logarithmique de $W_{to}$ en fonction de $W_{pl}$
III-2	représentation graphique de chaque phase de vol
III-3	la tendance logarithmique de $W_e$ en fonction de $W_{to}$
III-4	Étapes de conception d'un gousset la résolution analytique des deux équations
III-5	Les fractions massiques
III-6	la tendance logarithmique de la charge alaire en fonction de $W_{to}$
III-7	la tendance logarithmique de la puissance en fonction de $W_{pl}$
III-8	la tendance logarithmique du chargement de disque en fonction de la puissance
III-9	La variation de $Stog$ en fonction de $P$
III-10	distance de décollage exactes
III-11	variation de $W/P$ en fonction de $W/S$
IV-1	Le cercle de répartition de pourcentage de nombre de drone en différentes configurations générale
IV-2	Les types de moteurs à combustion interne

## Liste des figures et des tableaux

---

IV-3	Moteurs électrique
IV-4	L'assemblage du châssis
IV-5	La réalisation des renforts de la queue du châssis
IV-6	la puissance des moteur en fonction de leurs capacités
IV-7	cercle montre le pourcentage des positions de l'hélice dans les drones
IV-8	AAI Shadow 200 aile cantilever
IV-9	Satuma Flamingo aile avec hauban
IV-10	Le cercle représentatif de la répartition des pourcentages des positions de l'aile dans des drones tactiques
IV-11	Effet de l'épaisseur relative et l'angle de flèche sur le nombre de mach critique
IV-12	Le cercle représentatif les types de flèche avec leur pourcentage dans les drones tactiques
IV-13	Le cercle représentatif de la répartition des types d'effilement dans des ailes de drones
IV-14	Le cercle représentatif de la répartition des types de dièdre dans des ailes de drones
IV-15	représentation graphique des Coefficients de portance exigés
IV-16	la comparaison entre les 4 profils de base choisis
IV-17	simulation aérodynamique de l'aile choisie
IV-18	La simulation aérodynamique de la géométrie choisie de l'avion
IV-19	superposition des résultats de simulation et des exigences
IV-20	simulation aérodynamique de l'avion complet
V-1	Le cercle montres la distribution des pourcentages des types des systèmes de commande dans les drones
V-2	Influence du sillage hélice et la position sur l'efficacité de l'empennage vertical
V-3	L'effet de la zone de sillage de l'hélice sur l'empennage horizontal
V-4	Les bras de leviers $X_h$ et $X_v$
V-5	VTULAPVO Sojka III

Liste des Tableaux

Tab. N°	Nom de la table
I-1	Caractéristiques de quelques drones miniatures
I-2	Projets retenus pour le concours microdrones de l'Onera
II-1	La Fiche technique de l'avion Sky walker
II-2	Brochure de l'avion Sky walker
II-1	L'avion Sky Walker
II-2	Vues fournies par le fournisseur
III-1	les points à étudier durant la conception préliminaire
III-2	le cahier des charges à traiter
III-3	Paramètres du Profil de mission
III-4	Décisions liées au profil de mission
III-5	Tableau des Fractions Massiques pour les différentes phases de mission
III-6	Les Fractions Massiques pour les différentes phases de mission
III-7	le bilan préliminaire des masses
III-8	les paramètres liées aux masses pour chaque phase de vol
III-9	le calcul de chargement Alaire pour chaque phase
III-10	La variation des coefficients a et b
III-11	géométrie de base de l'aile
III-12	Estimation empirique de surface mouillée
III-13	La variation de $\Delta CD_0$ et le coefficient e durant les phases de vol
III-14	les équations de polaire pour chaque phase
III-15	comparaison entre les résultats trouvés de la puissance
III-16	le calcul du régime de vol
III-17	La Fiche technique préliminaire de l'avion
IV-1	Drones de différentes configurations
IV-2	La répartition du pourcentage de nombre de drone en différentes configurations d'aile
IV-3	Drones de différents systèmes de propulsion
IV-4	La répartition de pourcentage de nombre des moteurs équipés dans les drones
IV-5	comparaison entre les moteurs de la classe .5 à 1.5 hp
IV-6	La comparaison entre les différentes configurations du moteur (cas de bipoutre applicable pour le mono poutre)
IV-7	Les différentes positions de l'hélice
IV-8	Des drones de différentes configurations
IV-9	La répartition du pourcentage de nombre de drone en différentes configurations d'aile
IV-10	Des drones de différentes dispositions
IV-11	La répartition du pourcentage de nombre de drone en différentes position
IV-12	La comparaison entre les différentes positions de l'aile d'ailes

## Liste des figures et des tableaux

---

	dans des drones tactiques
IV-13	Des drones de différents types de flèche
IV-14	La comparaison entre la géométrie de l'aile selon type de flèche de l'aile
IV-15	Le pourcentage des flèches existant dans les drones tactiques
IV-16	Des drones de différents effilements
IV-17	Les critères influant sur le choix de l'effilement de l'aile
IV-17	Le pourcentage des types d'effilement utilisé sur les drones tactiques
IV-18	Des drones de différents dièdres
IV-19	Le pourcentage des types de dièdre utilisé sur les drones tactiques
IV-20	Les critères de choix du dièdre
IV-21	Les critères influant sur le choix de profil
IV-22	les Coefficients de portance exigés
IV-23	les condition de vol durant les différentes phases
V-1	Des drones de différents types des empennages
V-2	Les types de compensation et leurs pourcentages dans les drones
V-3	Des drones de différentes dispositions de l'empennage horizontal
V-4	Des drones de différentes dispositions de l'empennage vertical
V-5	Des drones de différentes dispositions des canards
V-6	Des drones de différentes dispositions de l'empennage horizontal par rapport à l'hélice
V-7	Des drones de différentes longueurs de bras de levier
V-8	Base de données des empennages horizontaux crée à partir des plans des drones existant
V-9	Base de données des empennages verticaux crée à partir des plans des drones existant
V-10	Des drones de différents types de d'allongement des empennages
V-11	Des drones de différents types de flèche des empennages
V-12	Des drones de différents types d'effilement des empennages
V-13	Des drones de différents types de dièdre des empennages

## Nomenclature

symboles	Désignations(Anglais)	Désignations(Français)	Dimension
<b>A</b>	Aspect ratio	Allongement	-----
<b>A, B</b>	Coefficients	Coefficients utilisés dans les équations logarithmiques	-----
<b>B</b>	Wing span	L'envergure	ft
<b>a, b</b>	Constant	Constantes définies dans le Tab.4	-----
<b>c, d</b>	Constant	Constantes définies dans le Tab.5	-----
<b>C</b>	chord	Corde	ft
<b>C<sub>p</sub></b>	Specific fuel consumption	Consommation spécifique de fuel	Lbs/hp/hr ou kg/hp/ hr
<b>C<sub>D0</sub></b>	Zero lift drag coefficient	Coefficient de trainée avec portance nulle	-----
<b>C<sub>L</sub></b>	Lift coefficient	Coefficient de portance	-----
<b>Ch<sub>D</sub></b>	Propellerdiskloading	Chargement de disque	Hp/ft <sup>2</sup>
<b>D</b>	Drag	Trainée	lbs
<b>D<sub>p</sub></b>	Propellerdiameter	Diamètre d'hélice	ft ou cm
<b>e</b>	Oswald' sefficiency factor	Facteur d'efficacité d'Oswald	-----
<b>E</b>	Endurance	endurance	heure
<b>f</b>	Equivalent parasite area	Surface des parasites équivalents	ft <sup>2</sup>
<b>FAR</b>	FederalRirRegulation		-----
<b>g</b>	Acceleration of gravity	Accélération terrestre	Ft/sec <sup>2</sup>
<b>H</b>	Altitude	altitude	ft
<b>h</b>	Hour	heure	-----
<b>K</b>	Numberbetween 0 and 1	Nombre entre 0 et 1	-----
<b>K<sub>1</sub></b>	constant	Constante	-----
<b>K<sub>2</sub></b>	constant	Constante	-----
<b>L</b>	Lift	Portance	Lbs,newton
<b>L/D</b>	Lift to drag ratio	La finesse	
<b>M<sub>ff</sub></b>	Mission fuel fraction	Fraction massique de carburant	-----
<b>N</b>	Number of engine	Nombre de moteur	-----
<b>P</b>	power	Puissance	Hp(1hp=550ft.lbs /sec
<b>R</b>	range	Portée	Nm ou m
<b>RC</b>	Rate of climb	Taux de montée	m/mn ou ft/s
<b>S</b>	Area	Surface	Ft <sup>2</sup> ,m <sup>2</sup>
<b>s</b>	Distance, used in take-off and landing equations with subscripts	Distance, utilisée dans l'équation de décollage et d'atterrissage avec des indices	ft
<b>sm</b>	Statute mile	Mille statique	Sm=5280ft
<b>t</b>	time	Temps	Sec ,mn , hr
<b>T</b>	temperature	Température	°C
<b>V</b>	Trueairspeed	Vitesse	m/h , ft/sec, kts
<b>W</b>	Wieght	Masse	Lbs ou kg
<b>w</b>	Wing	Aile	Ft <sup>2</sup> ou m <sup>2</sup>
<b>X</b>	Thrust or power	Désignation de puissance ou	newton ou Hp

## Nomenclature

traction			
<b>Symboles Grec</b>			
$\eta_p$	Propellerefficiency	Rendement hélice	-----
$\pi$	Product, or 3.142	Produit, constante=3.142	-----
$\rho$	Air density	Masse volumique	-----
$\rho_0$	Air density at sea level	Masse volumique au niveau de la mère	-----
$\sigma$	Air density ratio	Rapport de $\rho/\rho_0$	-----
$\mu_G$	Ground fractionCoefficient	Coefficientde frottement avec la terre	-----
<b>indices</b>			
<b>cl</b>	climb	Montée	-----
<b>Cr</b>	Cruise	Croisière	-----
<b>crew</b>	crew	Equipage	-----
<b>E</b>	empty	Vide	-----
<b>ff</b>	Fuel fraction	Fraction carburant	-----
<b>F</b>	Mission fuel	Fuel de mission	-----
<b>FEQ</b>	Fixedequipment	Equipements fixe	-----
<b>L</b>	Landing	Atterrissage	-----
<b>ltr</b>	Loiter	Attente	-----
<b>max</b>	Maximum	Maximale	-----
<b>moy</b>	middle	moyenne	-----
<b>min</b>	Minimum	Minimale	-----
<b>ME</b>	Manufacturer'sempty		-----
<b>OE</b>	Operating empty		-----
<b>PL</b>	Payload	Charge utile	-----
<b>RC</b>	Rate of climb	Taux de montée	-----
<b>RES</b>	Reserve	Reserve	-----
<b>Stall</b>	stall	Décrochage	-----
<b>TO</b>	Take-off	Décollage	-----
<b>TOG</b>	Take-off ,Ground	Décollage, sol	-----
<b>TFO</b>	Trapped fuel and oil	Le fuel et l'huile pigé dans les conduites	-----
<b>tot</b>	total	total	-----
<b>used</b>	Used	Utiliser	-----
<b>wing</b>	wing	aile	-----

# Introduction

Les derniers conflits de notre siècle (guerre du Golfe, Kosovo) ont fait apparaître l'importance et la pertinence de moyens d'observation et de reconnaissance contrôlés à distance, qui permettent de fournir des informations permanentes et en temps réel sans mettre en danger de vie humaine. Les drones (mot anglais qui signifie faux-bourdon) ou UAVs (Unmanned Aerial Vehicules) sont ainsi en pleine expansion dans le marché de l'aviation militaire et civile. Ces avions miniatures sans pilotes possèdent de nombreux avantages comme l'accès à des zones dangereuses et hostiles à l'homme. A l'origine développés pour des besoins militaires en reconnaissance et surveillance, ils font leur apparition dans le domaine civil pour des missions de surveillance de zones côtières ou de feux de forêts, de contrôle du trafic routier, ou bien encore d'observation scientifique d'animaux sauvages.

Chaque mission nécessite d'embarquer une charge utile particulière : caméra de jour ou de nuit, détecteurs divers, appareil photo. Dans l'optique de missions en milieu urbain, les drones devront être de petite taille, transportables, discrets, capables de stabilisation pour des prises de vue, mais surtout ils devront posséder une bonne autonomie.

La conception d'aéronefs de très petites tailles pose des problèmes conceptuels nouveaux, en rupture partielle avec les méthodes appliquées au développement d'un système aéronautique classique.

Le but principal de notre travail est de présenter une méthode générale de conception de drone basée sur celle présentée par Dr Roskam et Dr Raymer, aussi de numériser le travail et de le rendre automatique par la génération d'une application rapide et efficace et de l'appliquer sur un model réel le **Sky Walker** pour la validation.

Pour mener a bien notre travail on a devisé l'étude en cinq chapitres, le premier comporte des généralité sur les drones, le deuxième est consacré au **Sky Walker** sa fiche technique et ses différents caractéristiques par contre le troisième présente la conception préliminaire de la version thermique du **Sky Walker** et le quatrième est consacré à l'étude de configuration de la version thermique du *sky walker*, tandisque le cinquième chapitre contient l'étude de stabilité préliminaire de notre model.

## **I-1 Introduction :**

Les drones ou UAVs (Unmanned Aerial Vehicles) sont des engins volants sans pilotes capables de mener à bien une mission de façon plus ou moins autonome. Leur utilisation principale est militaire pour des missions de reconnaissances ou de surveillance, sans risque de pertes humaines. En effet, ils sont bien adaptés pour la réalisation de missions qui métraiement potentiellement un équipage en danger ou qui nécessitent une permanence sur zone qui serait fastidieuse pour un équipage à bord.

Leur emploi a commencé par tout ce qui touche à l'observation puis a été étendu à l'acquisition d'objectifs ainsi qu'à la guerre électronique, et à la destruction de cibles. Désormais, des applications civiles font leur apparition comme la surveillance du trafic autoroutier, la prévention des feux forêts, la récolte de données météorologiques ou bien encore l'inspection d'ouvrages d'art. Leur taille varie du centimètre à plusieurs mètres, tout comme leur mode de propulsion qui évolue en fonction des besoins :

- ✚ moteurs électriques pour les drones miniatures,
- ✚ moteur thermique ou à réaction pour les drones de plus grandes tailles ou même pour les mini-drones

On distingue deux types de vecteurs :

- ✚ les voilures fixes pour le vol d'avancement
- ✚ les voilures tournantes pour le vol stationnaire.

## **I-2 L'évolution des drones au fil du temps et des guerres :**

### **I-2-1 Prémices des premiers drones :**

L'histoire des UAV commence en 1883 quand Douglas Archibald attacha un anémomètre à un cerf-volant. Il réussit à mesurer la vitesse du vent à des altitudes de 400 m. Cinq ans plus tard, Arthur Batut équipa un cerf-volant d'un appareil photo et réussit la

première photo aérienne le 20 juin 1888 à Paris. Ce furent les premiers engins volants équipés pour la surveillance ou la détection.



**Fig I-1** : Vue aérienne de Labruguière en 1889

### I-2-2 L'entre-deux guerres :

Deux véhicules volants sans pilotes furent en développement à la fin de la première guerre mondiale :

- ✓ "the flying bomb" de la Navy
- ✓ Le "Kettering Bug" de Charles Kettering

Après une durée de vol prédéterminée, un circuit électrique coupait le moteur et l'engin allait s'écraser sur l'ennemi. Ces programmes furent cependant abandonnés assez rapidement aux Etats-Unis. De l'autre côté de l'Atlantique, les Anglais développèrent les premiers appareils radiocommandés sans pilote : les "Fairey Queen" (reine des fées). Ces modèles laissèrent leur place dans les années trente aux modèles "Queen Bee" (reine des abeilles) qui sont à l'origine du terme "drone" (faux-bourdon ou abeille mâle).



**Fig I-2** Un des premiers drones : l'OQ-2 (1941)

En 1935, Reginald Denny, ancien de la British Air Force et expatrié aux Etats-Unis, conçut le premier modèle qui allait connaître la guerre : le RP-1. Plusieurs versions furent déclinées et

construites en masse pendant la seconde guerre mondiale. Leur rôle était principalement de servir de cibles d'entraînements pour l'artillerie anti-aérienne. Le dernier modèle RP-5 ou OQ2 (Fig. I. 2) possédait une envergure de 3,73 m, pesait 47,2 kg et son moteur deux-temps de 4,5 kW lui permettait d'atteindre 137 km/h et de voler pendant 70 minutes.

### **I-2-3 La guerre froide :**

Le premier événement majeur pour le développement plus intensif des drones eut lieu le 1er mai 1960. Un avion-espion U-2 de l'armée américaine fut abattu par l'armée soviétique alors qu'il survolait le territoire de l'URSS pour y prendre des photographies et son pilote fut capturé. Le 1er juillet de la même année, un boeing RB-47 de reconnaissance fut à son tour abattu par l'armée soviétique alors qu'il survolait les frontières de l'URSS. Quatre passagers furent tués, et les deux autres furent capturés.

Ces incidents avec l'URSS en pleine guerre froide posèrent la question de remplacer les avions-espions par des drones ou des satellites. Ce ne fut véritablement qu'en 1962 que les programmes pour les drones de reconnaissance furent définitivement mis en route, après qu'un U-2 fut abattu par un SA-2 SAM (Surface-to-Air Missile) soviétique alors qu'il survolait Cuba pour déterminer les sites de missiles soviétiques. Notons aussi que cet avion-espion laissa son nom à un célèbre groupe irlandais en 1978.

### **I-2-4 La guerre du Vietnam :**

L'utilisation intensive des drones de reconnaissance commença avec la guerre du Vietnam. De 1965 à 1972, les drones surveillaient des zones en Chine, au Nord et à l'Est du Vietnam, où il était trop dangereux d'envoyer des appareils avec pilotes. En 1962, la société Ryan Aeronautical commença à modifier ses drones-cibles BQM-34 en drones de reconnaissance AQM-34 "Lightning bugs". Ils étaient programmés pour suivre une direction à une altitude donnée pendant un temps donné, puis faire demi-tour et revenir à la base.



**Fig I-3** Différents modèles du Ryan 147 (de gauche à droite : 147J, H, G, NX)

La charge utile embarquée était initialement le dispositif photographique. Avec la guerre du Vietnam, les missions se sont diversifiées (plus de 3 000 durant toute la guerre du Vietnam) et des (une trentaine de versions au total). En dépit de leurs efficacités démontrées pendant la campagne asiatique, ce programme de "lightning bugs" ne sera pas poursuivi et le dernier vol aura lieu le jour de la chute de Saïgon (Avril 1975) pour le modèle 147S.

### I-2-5 Les années 1980 et l'arrivée d'Israël :

Après la guerre du Kippour en 1972 où les Israéliens avaient subi de fortes pertes aériennes, l'armée israélienne s'est mise en quête d'un moyen pour éviter ce genre de déconvenue à l'avenir. La solution est venue grâce à Alvin Ellis, né aux Etats-Unis, qui a travaillé pour Ryan sur le Firebee et les "Lightning Bugs" et a émigré en Israël en 1967. Passionné d'avions radiocommandés tout comme Reginald Denny, il proposa d'équiper des drones plus petits d'une caméra optique. Les premiers modèles furent le "Mastiff" et le "Scout" (Fig. I.4.a) de Malat, qui permirent aux israéliens de repérer et détruire avec succès les sites SAM syriens en juin 1982 au cours de l'Opération Peace for Galilée.

D'une envergure de 5 m et d'une longueur de 4 m, les "Scouts" ressemblent à de grands avions radiocommandés mais avec une hélice propulsive placée à l'arrière et un système bipoutre de stabilisation. Ils peuvent embarquer 38 kg de charge utile pour une masse totale de 160 kg au lancement. La vitesse maximale atteinte est de 176 km/h avec une autonomie de 7 heures.

En 1984, l'US Navy s'équipa auprès de la société israélienne Mazlat de drones dérivant du Scout : le Pioneer (Fig. I.4.b).



### I-2-6 Les années 1990 :

Au cours de la guerre du Golfe, six Pioneers ont participé et permis de récolter des données en temps réel sur la reconnaissance et la surveillance des troupes irakiennes. D'autres fonctions des drones furent exploitées comme celle de drone-appât. Lors de la première nuit d'attaque américaine, les drones "BQM-74C Chukar" furent utilisés pour perturber la défense

anti-aérienne en créant, de par leur fuselage, une signature radar proche de celle des bombardiers B-52.

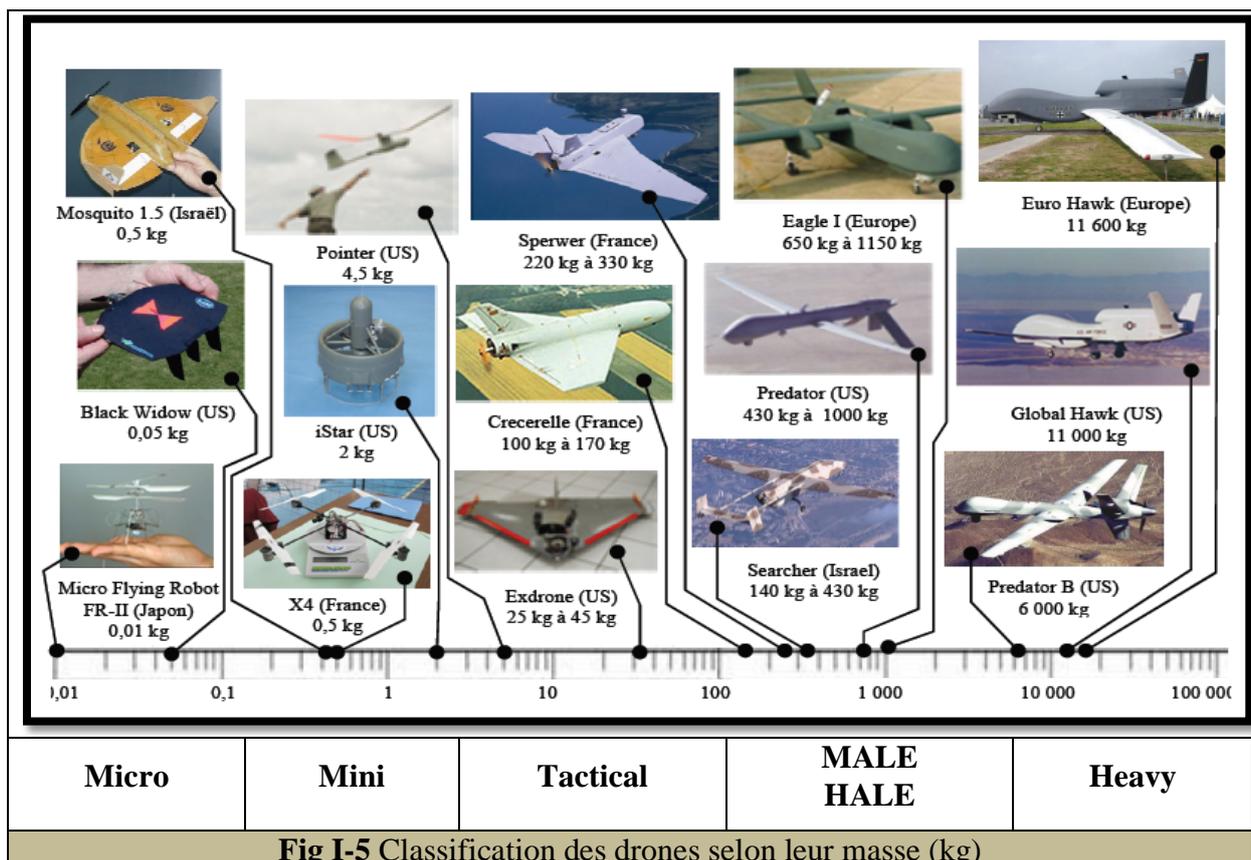
Le succès de l'emploi des drones pendant cette guerre poussa la DARPA à lancer plusieurs programmes pour financer le développement d'autres drones : les drones tactiques pour les opérations sur la première ligne du front, les drones de moyenne portée pour surveiller la zone des opérations, les drones de longue portée et grande autonomie pour rechercher des cibles plus lointaines et des drones discrets pour observer des zones très bien gardées.

### I-3 Classification des drones :

#### I-3-1 Catégories principales :

##### I-3-1-a Selon leur taille :

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



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

La Fig. I. 5 représente le spectre de masse des différents drones. A partir de ces différentes classes, on peut répertorier les drones selon leur plafond aérien (Fig. I. 6) ou leur autonomie (Fig. I. 7)..

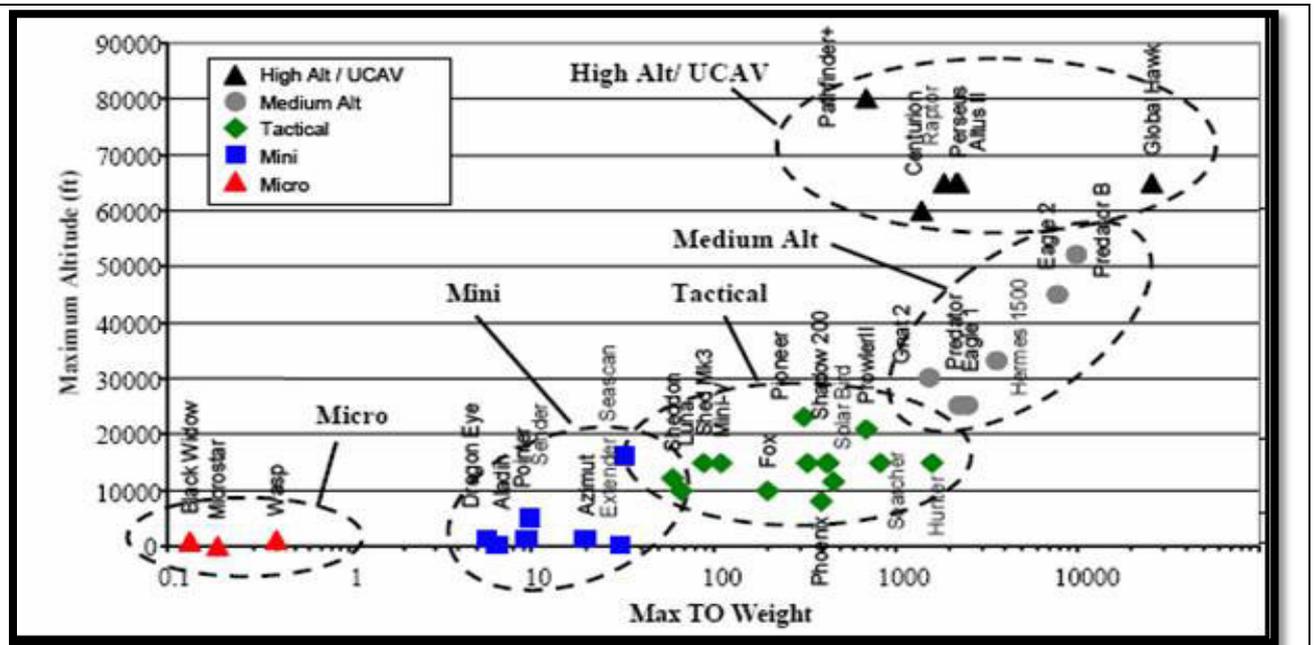


Fig I-6 Répartition des drones selon leur masse au décollage et le plafond aérien

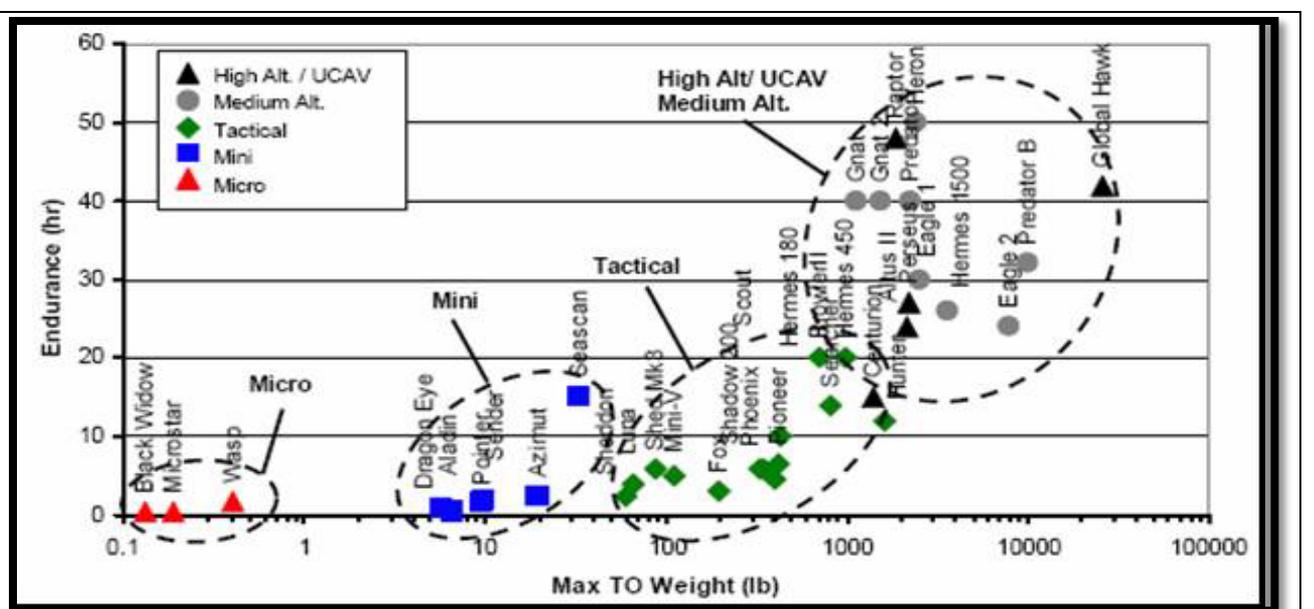


Fig I-7 Répartition des drones selon leur masse au décollage et leur autonomie

### I-3-1-b Selon leur voilure :

On peut aussi distinguer les drones selon leur mode de déplacement : le vol d'avancement est caractéristique des drones à ailes fixes et le vol stationnaire des drones à voilure tournante. Le premier type est destiné à des missions de plus grande portée (plusieurs centaines de kilomètres) où le véhicule a besoin d'une forme aérodynamique lui permettant de minimiser sa dépense d'énergie pour atteindre son but et revenir, alors que le second type doit répondre aux exigences des nouvelles formes de combat, plus proche d'une guérilla urbaine. Ils doivent être capables de se mouvoir à travers des rues en évitant tous les obstacles, de rentrer dans des pièces pour les inspecter, de retransmettre toutes les données en temps réel et enfin de revenir à leur point de départ. Pas seulement destinés aux militaires, ce type d'engin devrait très rapidement trouver preneur auprès des unités de police pour surveiller des manifestations par exemple, ou bien dans des services de sauvetage pour accéder à des zones dévastées par une catastrophe et encore dangereuses pour l'homme. Ces derniers font partie des VTOL UAV (Vertical Take-Off Launched) ou ADAV (Appareils à Décollage et Atterrissage Verticaux).

Le drone idéal serait par conséquent un drone capable de grandes vitesses d'avancement (plusieurs centaines de km/h, selon ses dimensions) et aussi capable de vol stationnaire et ayant une grande manœuvrabilité dans des espaces confinés.

### I-3-2 Les mini-drones (MUAV) :

#### I-3-2-a A ailes fixes :

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



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

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

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

**Tab I-1** Caractéristiques de quelques drones miniatures

**I-3-2-b A voilures tournantes :**

Le premier d'entre eux à être performant fut le "Cypher" de Sikorsky (Fig. I. 9) au début des années 90. Equipé d'un moteur thermique et de deux hélices contra-rotatives carénées, il a une autonomie de 3 heures, pour ses 2 mètres d'envergure et ses 115 kg dont 20 kg de charge utile. Il aboutit en 2002 au "Cypher II" ou "Dragon Warrior" (Fig. I. 9). De masse similaire et de dimensions légèrement plus grandes, il a une autonomie de 3 à 5 heures, et peut atteindre 185 km/h.



**Fig I-9** Exemples de VTOL : les Cypher-I et -II américains et le Vigilant français

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

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

### I-3-3 Les microdrones ( $\mu$ UAV) :

Le terme Microdrone peut être trompeur, si on le lit au premier sens du terme. Il ne s'agit pas de drones d'une taille micrométrique, mais de drones ayant des tailles variant du centimètre à quelques dizaines de centimètres. En 1997, la DARPA a appelé micro-drone tout drone ayant une taille inférieure à 6 inches (15 cm) dans le cadre de son programme de développement (budget de 35 millions de dollars). En Europe, la limite n'est pas aussi claire puisque le Do-Mavd'EADS-Dormier est considéré comme un micro-drone avec ses 42 cm d'envergure.

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

Grâce à ces programmes de recherche, beaucoup de structures à ailes fixes, à voilures tournantes ou ailes battantes furent étudiées et réalisées. L'un des projets le plus abouti est le "Black Widow" d'Aerovironment (Fig. I. 10.a.). Il est constitué d'une aile fixe d'envergure 15 cm, pèse 50 g, et est équipé d'un moteur électrique lui permettant d'atteindre 72 km/h. En quelques années, ce véhicule est passé d'une durée de vol de 2 minutes sans charge utile à des vols supérieurs à une demi-heure en étant capable de retransmettre une vidéo couleur à une station située à 1,8 km. Fort de ce succès,



Aerovironment mit au point un autre micro-drone en 2002, le "Wasp" (Fig. I. 10.b.), qui réussit à voler durant 1 h 47 min, record absolu pour un engin de 32 cm d'envergure et

pesant 170 g. Son efficacité résulte dans la conception des batteries qui sont, en fait, l'aile du drone. Ce sont des accumulateurs plastifiés à ions lithium développés par la société Telcordia. Elles possèdent une densité d'énergie de 143 W/kg avec une puissance moyenne délivrée de 9 W

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

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

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

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

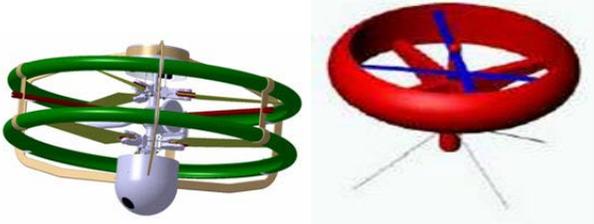
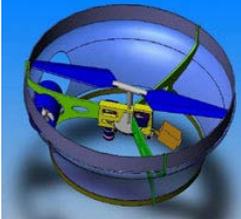
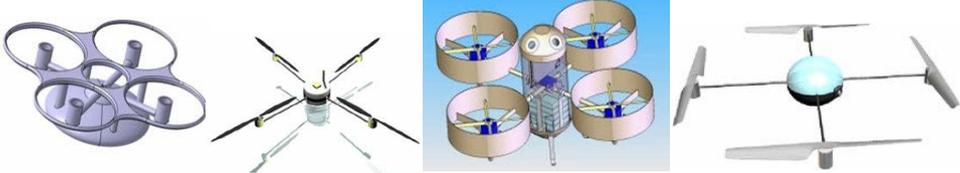
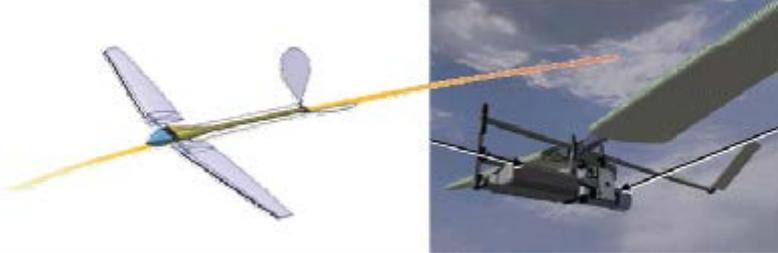
Formules aérodynamiques	Projets
Convertibles	
Bi-rotors carénés contrarotatifs à pas cyclique et collectif	
Bi-rotors carénés contrarotatifs à pas fixe + volets et/ou rotors additionnels	
Mono-rotor + redresseur et volets de contrôle	
Hélicoptère à rotor anticouple et caréné	
Quadri-rotors	
Ailes Battantes	

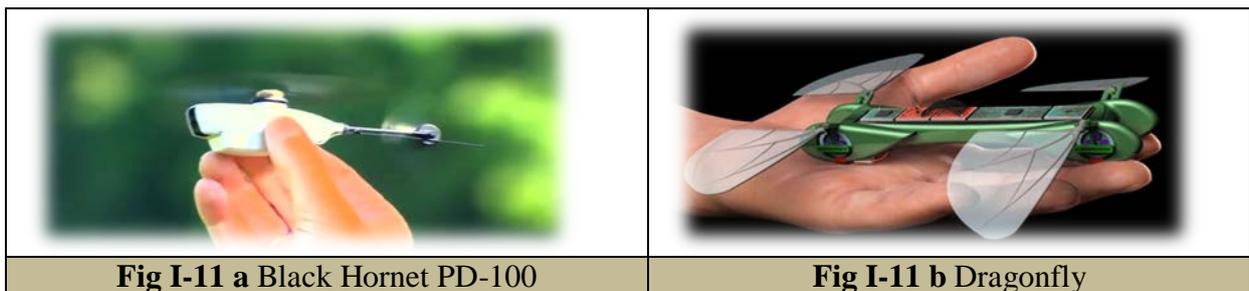
Fig I-2 Projets retenus pour le concours microdrones de l'Onera

**I-3-4 Les curiosités :**

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

**I-3-4-a Propulsion par ailes battantes :**

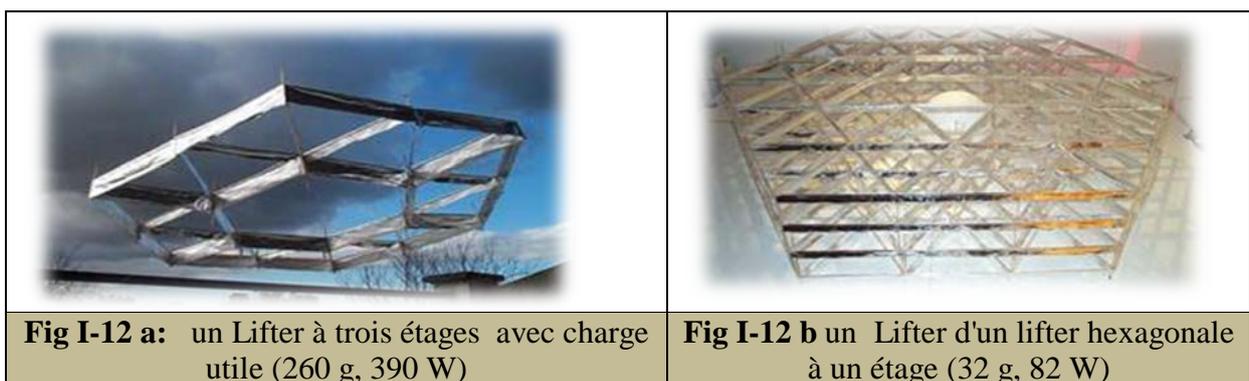
Le plus important d'entre eux s'inspire de la nature et du vol des oiseaux ou des insectes : la propulsion par ailes battantes. Cette technologie permet le décollage et atterrissage vertical et le vol à des vitesses lentes, et elle est vieille de plus de 500 ans ! En effet, Leonard De Vinci fut le premier à penser et dessiner des engins utilisant des ailes battantes pour voler : les ornithoptères



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

**I-3-4-b Propulsion électrocinétique :**

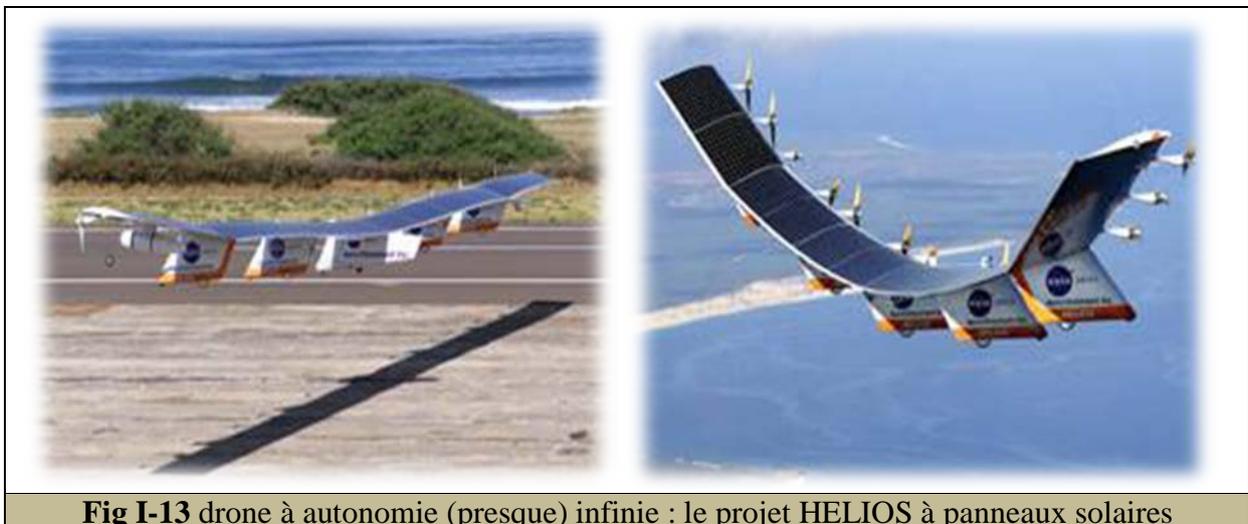
Un autre concept de propulsion est la propulsion électrocinétique avec le projet ARDA/Lifte. Ce dispositif est un condensateur asymétrique qui utilise de la très haute tension ( $> 20$  kV) pour produire une poussée. Il utilise l'Effet Biefeld-Brown découvert par Thomas Townsend Brown en 1928. Selon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



**I-3-4-c Drones à énergie solaire :**

Dans le cadre du programme américain ERAST (Environmental Research Aircraft Sensor Technology), la société Aerovironment a développé toute une série de véhicules aériens sans pilote dont le soleil est la source principale d'énergie : le Pathfinder Plus a atteint les 82 000 pieds d'altitude et le Helios dépasse les 100 000 pieds. L'objectif final pour ce dernier est de parvenir à voler pendant 6 mois de jour comme de nuit grâce à des piles à combustible rechargeables le jour pour une utilisation la nuit. Ces piles fonctionnent en cycle fermé : elles utilisent l'énergie solaire le jour pour transformer l'eau en hydrogène et en oxygène, et ainsi se rechargent elles-mêmes pour un fonctionnement la nuit. Cependant, un tel dispositif est trop lourd à l'heure actuelle pour atteindre les performances souhaitées. Ainsi, les piles utilisées fonctionnent-elles seulement en cycle ouvert, et permettent-elles une autonomie de plusieurs jours ou semaines, selon la consommation de l'hydrogène embarqué.

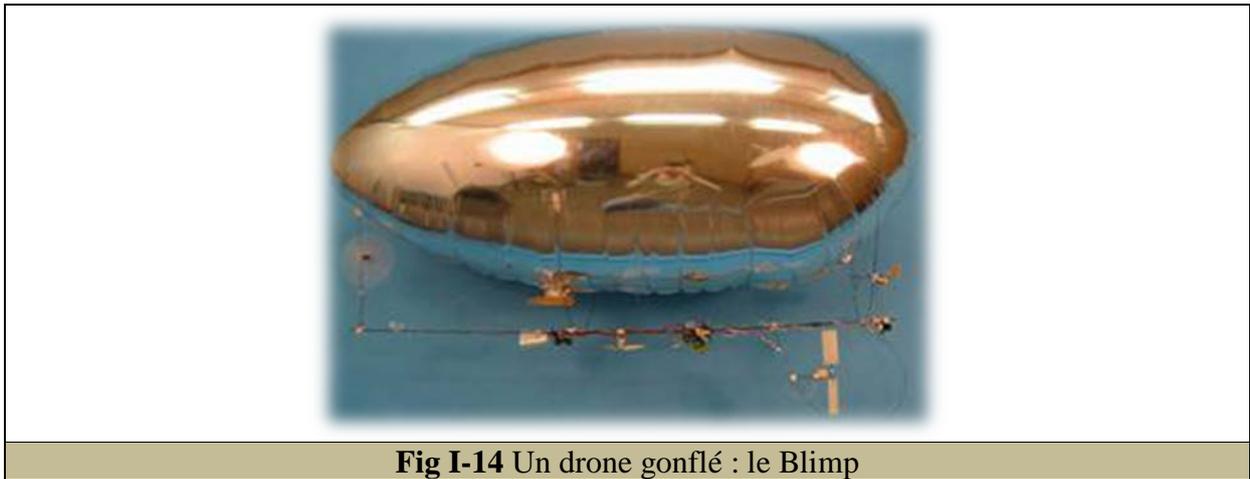
Ce type d'appareil peut fonctionner en complément ou en substitution des satellites proche de la terre. Il pèse 727 kg à vide, peut embarquer 100 kg de charge utile et possède une envergure de 80 m. De plus, ce qui est remarquable dans ce projet est la multiplication des propulseurs (seize moteurs électriques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



**Fig I-13** drone à autonomie (presque) infinie : le projet HELIOS à panneaux solaires

**I-3-4-d Aérostats :**

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



**Fig I-14** Un drone gonflé : le Blimp

**II-1 Introduction :**

Notre projet consiste à suivre les étapes de conception aéronautique reconnues pour introduire une version thermique d'un avion sans pilote électrique, le Airelectronics Sky walker.



**Fig II-1** l'avion Sky Walker

Cet avion est utiliser comme plateforme d'essais et d'entrainement et ils présentent la fiche technique suivante:

Masses:				
masse totale	Wto	kg	3	
masse à vide	We	kg	1,3	
Volumes:				
Volume interne	V pl	litres	3.45	

Performances			
Vitesse de croisière	V cr	km/h	45,0
Vitesse de maximale	V max	km/h	150
Altitude de vol	H cr	m	2 000,0
Endurance normale	E	h	0.5
Portée de communication	R com	km	40 -100
Propulsion			
type de moteur			elecrtique
Puissance du moteur maxi	Pto	hp	0,673
Diamètre de l'hélice	Dia Prop	inch	12
Les dimension			
Surface de référence	S w	m <sup>2</sup>	0,48
envergure	B	m	1,880
envergure de l'aile centrale		m	0,700
Tab II-1 La Fiche technique de l'avion Sky walker			

### Flight control Specification

Flight control  
 Attitude Estimation & control..... 1000Hz rate  
 Flight-plan..... Up to 32 way-points  
 Speed Control..... Auto-throttle  
 Take-Off & Landing..... Automatic

GPS Positioning  
 SBAS..... Global coverage  
 Differential navigation..... available on request

Interface with Payloads & Actuators  
 PWM & GPIO outputs.....15  
 PWM rate (configurable)..... 50 Hz or 333 Hz  
 RS-232 ports..... 4 RS-232 compliant ports  
 RS-232 Rates..... 9600 – 115200 bps  
 External ADC channels.....3 channel 12bit - 0-30 V  
 Main Voltage supply supervisor

Telemetry  
 Data-Link Frequency ..... 900MHz/1.4 Ghz/2.4GHz  
 Power..... 1 W  
 Range..... 100 km / 80km / 40 km  
 baud rate..... 115200 bps

Air Data System  
 Dynamic pressure sensor range..... 0 – 200 km/h  
 Static pressure, low altitude option ..... 0-2000 m  
 Static pressure, high altitude option.....0-4000 m

Camera Control  
 Protocols..... VISCA® & PWM  
 ..... Other protocols upon request  
 Camera modes..... Geo-Pointed, Stable, Manual

### Minimum Hardware for Control Computer

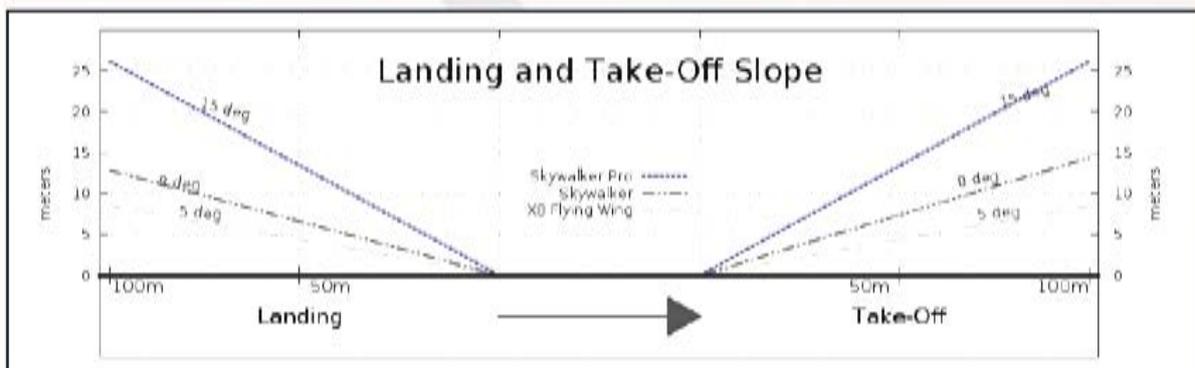
The recommended hardware is the MacBook Pro 13" with BootCamp and Microsoft Windows 7.  
 OS.....Linux, Windows orMacOs X  
 Processor..... Intel Core i5  
 RAM..... 2GB  
 Hard drive..... 1 free Gb  
 Video Card.....OpenGL supported  
 Screen..... at least 13"  
 Ports ..... 1 RS-232 port  
 ..... (native or through USB adaptor)

### Plane Specification

Dimensions  
 Length..... 1100 mm  
 Wing Span..... 1680 mm/1880mm  
 ..... (Two Options available)  
 Payload Bay..... 3450 cm³

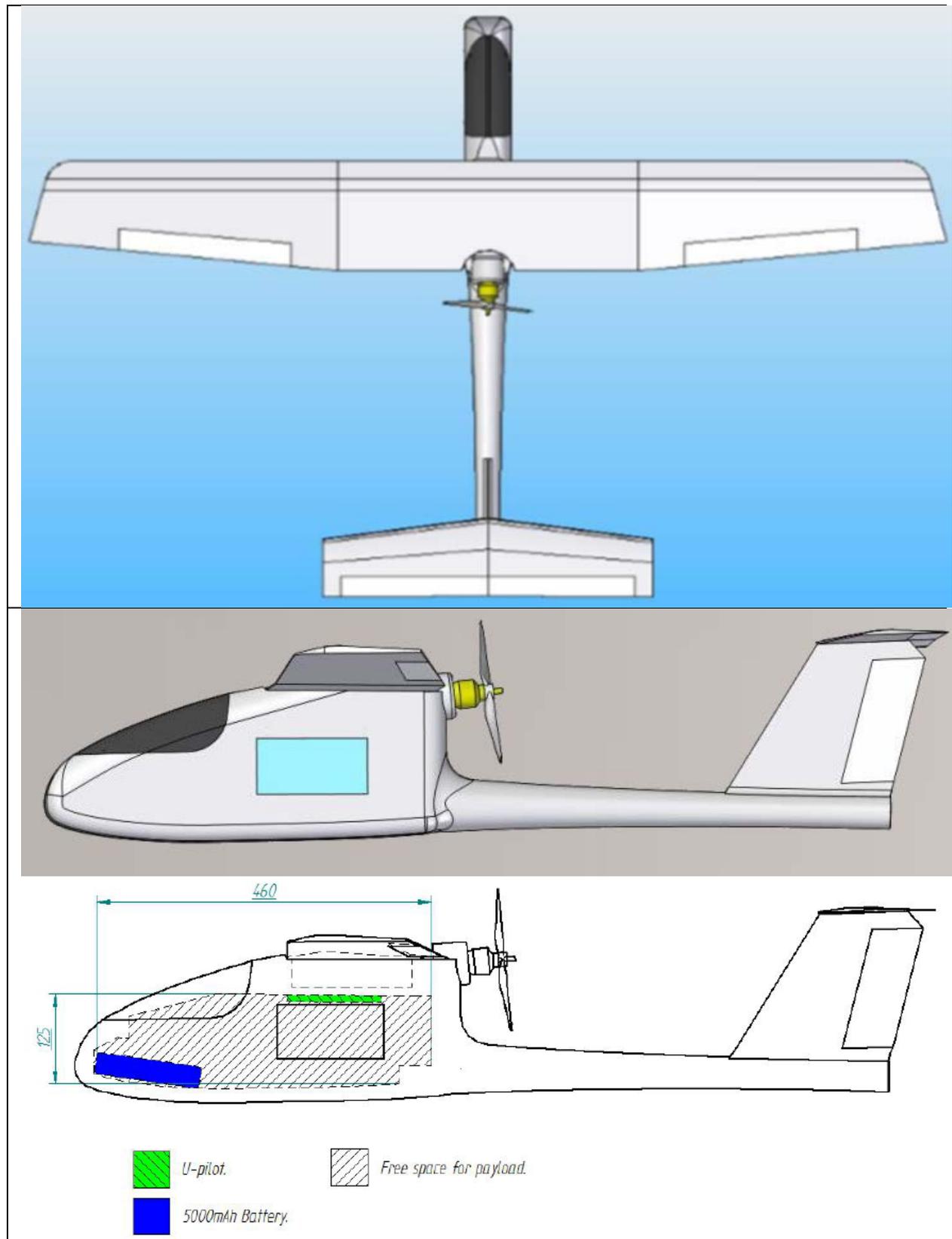
Weights  
 Empty Weight.....1,3 kg.  
 Maximum Take-Off Weight..... 3,0 kg.

Endurance  
 5000 mAh battery option..... 30 min minimum  
 10000 mAh battery option.....1 hour minimum  
 Typical Cruising speed..... 45 km/h



Tab II- 2 Brochure de l'avion Sky walker

II-2 Dessins disponibles :



### III-1 Introduction :

La conception des avions est une science très noble, semblable à l'art, à la littérature, l'imagination malgré qu'elle doit obéir aux règles de la science.

La maîtrise des notions de base et des connaissances générales et même profondes de l'aéronautique n'est pas suffisante car le concepteur doit passer soigneusement et délibérément sur l'histoire de l'aviation depuis sa création et sur les détails des formes qui ont impressionné le monde, aussi sur la biographie des concepteurs, leurs idées et la façon dont ils défendent ces dernières ; afin d'extraire les outils nécessaires à l'exploitation de leurs idées et leurs visions et en tenant compte de l'équilibre entre les divers aspects régissant le succès de son avion dans l'exercice de ses fonctions et en évitant les erreurs qui peuvent conduire à l'échec.

Un tel parcours avec une recherche objective minutieuse basée sur les ouvrages des historiens et les visions des spécialistes permet au nouveau concepteur de déduire les secrets cachés derrière chaque succès et chaque défaite et d'éclaircir l'impression prévue chez les clients afin de deviner le destin probable de son produit dans le marché. Ce qui renforce le côté stratégique dans les décisions prises par le concepteur.

Ledit parcours nous donne une idée sur les axes de développement suivis dans le type d'avion destiné comme la configuration, la forme, la motorisation le type de carburant les matériaux de fabrication ...etc. Ce qui influe profondément sur l'exactitude des décisions du concepteur.

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

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

<ul style="list-style-type: none"> <li>• Les masses</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• La masse maximale au décollage <math>W_{T0}</math></li> <li>• Masse à vide opérationnelle <math>W_E</math></li> <li>• Charge utile <math>W_{PL}</math></li> <li>• La masse du carburant de la mission <math>W_F</math></li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Aile</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Surface alaire <math>S</math></li> <li>• Allongement de l'aile <math>A</math></li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Les puissances et poussée</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• La puissance nécessaire au décollage <math>P_{T0}</math></li> <li>• La puissance nécessaire à la croisière <math>P_{Cr}</math></li> <li>• Diamètre de l'hélice</li> </ul>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Les coefficients de portance</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Configuration lisse <math>C_{L_{max}}</math></li> <li>• Au décollage <math>C_{L_{max T0}}</math></li> <li>• A l'atterrissage <math>C_{L_{max L}}</math></li> </ul>

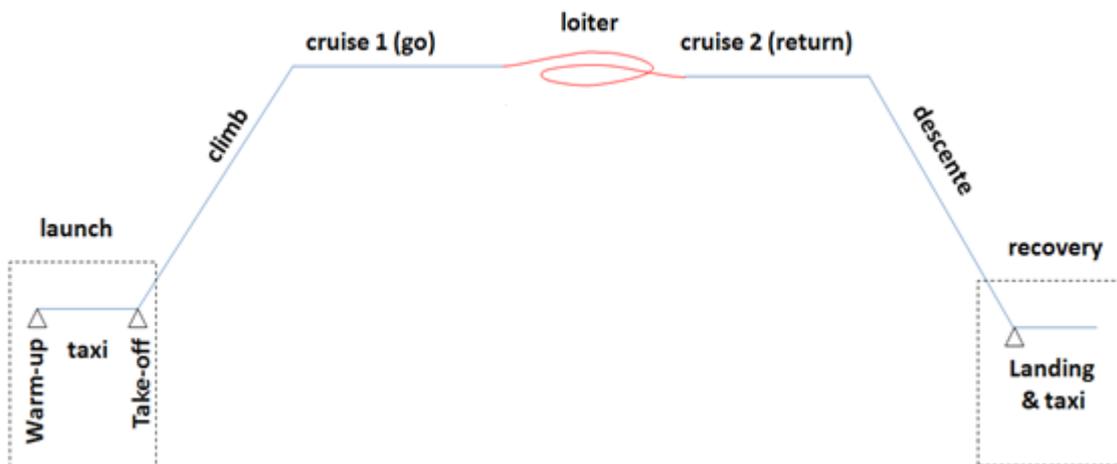
**Tab III-1 les points à étudier durant la conception préliminaire**

Ce chapitre contient le cahier de charge voulu ainsi que la conception préliminaire, notre travail est basé sur les travaux des grands concepteurs mondiaux : Dr. Roskam et Dr. Raymer

### III-2 Cahier des charges

Nous allons commencer notre travail par un Cahier de charges qui est inspiré directement des paramètres de l'avion existant Skywalker et qui contient les exigences de base suivantes :

1-1 type et mission				
Type de l'avion	Mini drone			
Mission à accomplir	démonstrateur technologique			
		<b>valeurs en SI</b>	<b>conversion</b>	
1-2 Masses et Volumes				
Masse de la charge utile	W pl	1 Kg	2,2 lb	35,3 oz
Masse de la charge utile minimale	W pl min	0,9 Kg	2,0 lb	31,7 oz
1-3 Performance				
Vitesse de croisière	V cr	55 km/h	34,2 mph	29,7 kts
Vitesse maximale	V max	150 km/h	93,2 mph	81,0 kts
Vitesse de décrochage	V stall	30 km/h	18,6 mph	16,2 kts
Altitude de croisière	H cr	2000 m	6 562 ft	
Endurance de mission normale	E normal	1 h	60,0 min	
Portée de croisière normale	R normal	55 km	34,2 mile	29,7 Nmile
Porté de communication	R com	10 km	6.2 mile	5.4 Nmile
Taux de montée	R cl	150 m/min	9,0 km/h	32,4 m/s
1-4 Propulsion				
type de moteur		piston		
Nombre de moteur	Nbr eng	1		
Nombre d'hélice	Nbr prop	1		
Reserve de carburant	W fres	0%		
1-5 Les Pistes				
Distance parcourue sur piste au décollage	S tog	20 m	65,6 ft	
Distance de décollage jusqu'au 15,24m (50 ft)	S to	33 m	108,9 ft	
qualité de la piste		2 -Goudron		
Hauteur de la piste envisagée	H to	0 m	- ft	
1-6 Profil de mission				



Tab III-2 le cahier des charges à traiter

III-3 Paramètre de profil de mission :

Après projeter les exigences du cahier des charges sur le profil de mission opté, nous pouvons tirer les données englobées dans le tableau suivant:

		launch			climb	go	Loiter	return	recovery	
		Warm-up	taxi	take-off	climb	cruise 1	loiter (mission)	cruise 2	descent	landing & taxi
pende vol	$\beta$		0,00		13,36	0,00		0,00		2,70
Vitesse horizontale	Vh	0,00		39,00	39,0	55,00	63,60	55,00		38,96
Vitesse verticale	Vv	0,00		0,00	9,00	0,00	0,00	0,00		1,84
Vitesse de vol	V	0,00		39,00	40,0	55,00	63,60	55,00		39,00
Distance parcourue	R				8,66	10,00	26,3	10,00		
Altitude de vol	H	-	-	-		2 000,0	2 000,0	2 000,0		-
densité de l'air	$\rho(\text{kg/m}^3)$	1,225	1,225	1,225		1,002	1,002	1,002		1,225
densité de l'air	$\rho(\text{slug/ft}^3)$	0,00238	0,00238	0,00238		0,00194	0,00194	0,00194		0,00238
Endurance	E (hr)				0,22	0,18	0,41	0,18		
Endurance	E (min)				13,33	10,91	24,85	10,91		

Tab III-3 Paramètres du Profil de mission

Avec :

**La pente du vol  $\beta$  :**

Pour la montée : la norme UA25.65 exige une pente minimale de 8.33% donc  $7.497^\circ$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{V_{\text{vertical}}}{V_h}\right) * \left(\frac{180}{3.14}\right) = 13.36^\circ$$

Pour la descente : la norme UA25.77 exige une pente minimale de 3% donc  $2.7^\circ$

$$\beta = 90 * 0.03 = 2.7^\circ$$

**La vitesse horizontale :**

Pour le décollage : la norme UA23.51 exige une vitesse de décollage égale à 1.33 de la vitesse de décrochage

$$V_h = V_{\text{décollage}} = 1.33 * V_{\text{stall}} = 39 \text{ km/h}$$

Pour la montée et la pour la descente

$$V_h = \sqrt{V_{\text{vol}}^2 - V_v^2}$$

Pour les deux croisières :

$$V_h = V_{\text{cr}}$$

Pour le loiter :

$$V_h = \frac{\text{la distace parcourue}}{\text{le temps de la phase}} = \frac{R_{\text{Loiter}}}{E_{\text{Loiter}}}$$

**La vitesse verticale :**

Pour la montée :

$$V_v = \text{taux de montée} = 9 \text{ km/h}$$

Pour la descente :

$$V_v = V_{\text{vol}} * \sin\left(\frac{V_h * 3.14}{180}\right)$$

**Vitesse du vol :**

Pour le décollage, la croisière et le loiter :

$$V_{vol} = V_h$$

Pour la montée :

$$V_{vol} = 40 \text{ km/h posée}$$

( cette décision sera prise après une itération de calcul, elle est liée à la puissance du moteur choisi )

Pour l'atterrissage : la norme UA25.75 exige une vitesse d'atterrissage égale à 1.33 de la vitesse de décrochage

$$V_{vol} = V_{atterrissage} = 1.33 * V_{stall}$$

**Distance parcourue :**

Pour la montée

$$R = V_h * E$$

Pour la croisière :

$$R = 4 \text{ Km} = \text{la portée maximale de communication}$$

Pour le loiter :

$$R = R_{normal} - R_{Croisiere 1} - R_{Croisiere 1}$$

**Endurance :**

$$E = \frac{V_n}{R}$$

$$\rho = \left( \frac{20000 - H_0}{H} \right) * H_0$$

D'autres paramètres liés au profil de mission doivent être décidé ou estimé

		launch Warm-up	taxi	take-off	climb climb	go cruise 1	Loiter loiter (mission)	return cruise 2	recovery descent	landing & taxi
rendement de l'hélice	$\eta_p$				0,8	0,8	0,8	0,8		
consommation spécifique	$C_p$				0,80	0,80	0,8	0,8		
finesse	L/D				8,0	8,0	6,9	8,0		

**Tab III-4 Décisions liées au profil de mission**

**Rendement de l'hélice  $\eta_p$**  d'après Raymer il varie entre 0.75 à 0.85 ; on a pris la moyenne 0.8

$\eta_p$  durant l'attente est égale à 0.85 à 1 du  $\rho_p$  durant la croisière

**La consommation spécifique  $C_p$**  donnée en lb/hp/hr elle varie entre 0.5 à 0.8 lb/hp/hr d'après Roskam, nous avons pris 0.8

**La finesse L/D** de l'avion, Roskam estime qu'elle varie entre 8 à 14 ; on a pris 8

La finesse durant l'attente pour un moteur à hélice est égale à  $0.866 * L / D$

### III-4 Calcul des masses

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

Du cahier de charge ; la masse utile  $W_{pl}$  est une exigence, le prototype doit être conçu d'une façon qu'il porte 1kg de charge utile.

Détermination la masse maximale au décollage  $W_{TO}$

Trois étapes sont suivies pour la détermination de la masse maximale au décollage ( $W_{TO}$ ) :

**a. Estimation empirique** : une estimation préliminaire, généralement empirique, basée sur le graphe, ou la courbe de tendance :  $W_{TO}(\text{Graphique}) = f(W_{PL})$ .

**b. Calcul mathématique** : une correction préliminaire sert à comparer entre les valeurs de  $W_{to}$  et de retrouvées par le calcul mathématique qui englobe les différentes masses élémentaires et celles trouvées par les liaisons empiriques.

**c. Correction finale** : Un étalonnage et une confirmation finale de la valeur théorique de  $W_{TO}$  seront réalisé dans la phase de conception détaillée.

#### III-4-1 Estimation empirique de $W_{TO}$

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

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

$$W_{TO(\text{Empirique})} = f(W_{PL})$$

Note: Afin d'avoir une estimation plus optimale on :

Utilise la fonction logarithmique pour définir avec plus d'exactitude les courbes de tendance.

Élimine les points extrêmes de la courbe. (et les étudier séparément)

$$\text{Log}_{10} [W_{TO(\text{Empirique})}] = A \cdot \text{Log}_{10}(W_{PL}) + B \Rightarrow W_{TO(\text{Empirique})} = 10^{[A \cdot \text{Log}_{10}(W_{PL}) + B]}$$

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

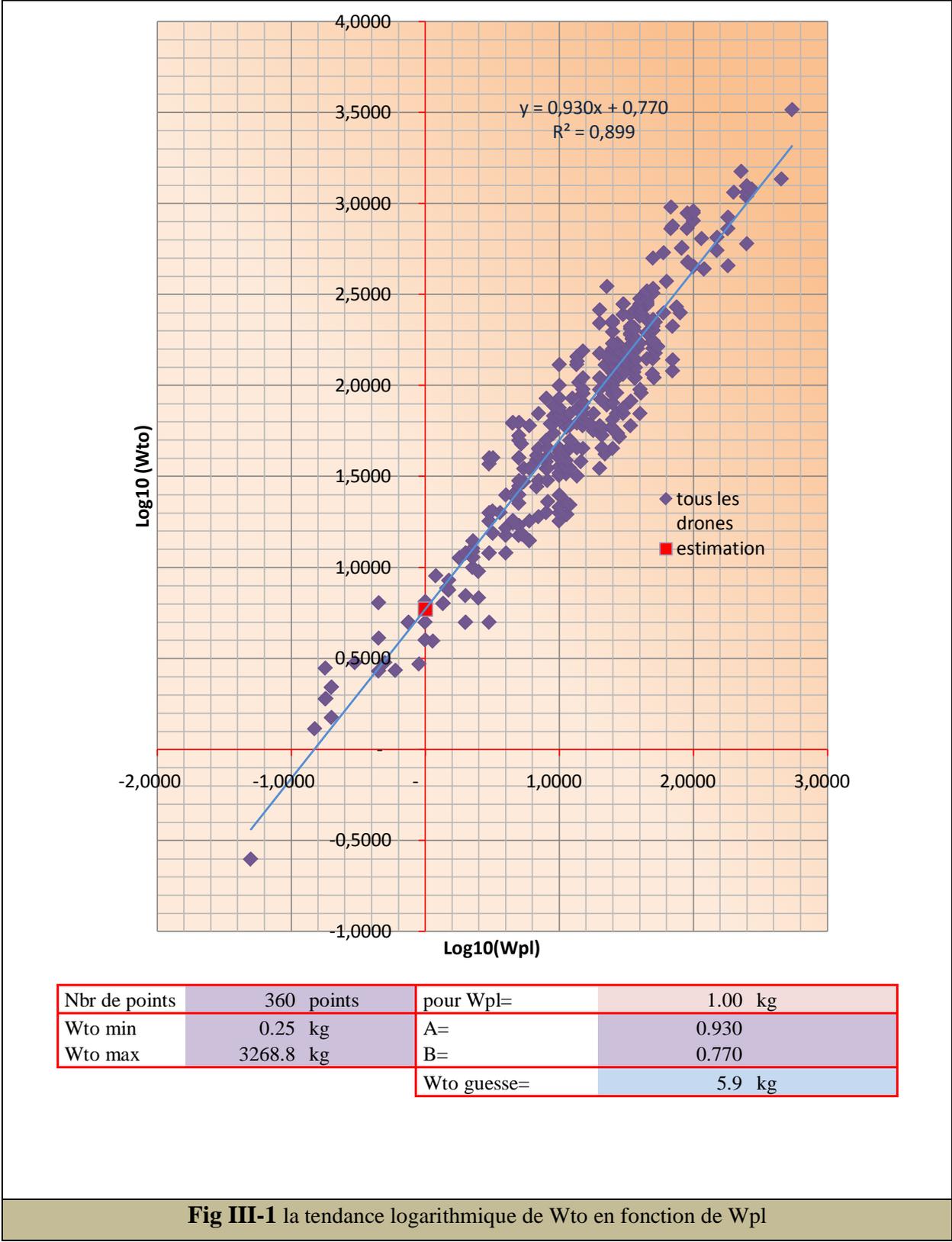


Fig III-1 la tendance logarithmique de Wto en fonction de Wpl

### III-4-2 Calcul mathématique de $W_{TO}$

La masse maximale au décollage ( $W_{TO}$ ) est calculée mathématiquement à partir de la formule suivante:

$$W_{TO} = W_e + W_f + W_{pl} + W_{Tfo} \text{ Pour le cas du model à moteur à piston}$$

$$W_{TO} = W_e + W_{battery} + W_{pl} \text{ Pour le cas du model à moteur électrique}$$

#### 1-Calcul de la masse de carburant $W_F$

Le calcul de la masse de carburant est nécessaire pour n'importe quel avion (que ce soit piloté ou non) pour qu'il puisse effectuer sa mission.

- ❖ La masse de carburant totale qui doit être embarquée dans l'avion est :

$$W_F = W_{Fused} + W_{Fres}$$

- $W_F$  : Masse de carburant de la mission ;
- $W_{FRes}$  : Masse de réserve de carburant, Elle est imposée selon le cahier des charges, exprimée soit : en pourcentage de  $W_{MF}$  mission fuel, ou en temps. → (Valeur connue)
- $W_{Fused}$  : Masse de carburant utilisée durant la mission, Déterminée selon le profil de mission (plan de vol) exigé dans le cahier des charges. (Valeur connue, à calculé)

- ❖ La masse de carburant  $W_{Fused}$  se calcule de la façon suivante :

- Premièrement on suppose que notre avion ne gagne aucune masse durant son vol et ne perd que la masse de carburant.
- Afin de trouver la masse de carburant on calcule la fraction massique  $M_{ff}$  qui est le rapport entre la masse après la fin de mission et celle avant :

$$M_{ff} = (W_{i+1}/W_i)$$

- On essaye de trouver cette valeur pour chaque phase de vol : nous allons étudier le cas le plus générale pour bien détailler donc l'appareil est équipé d'un train d'atterrissage

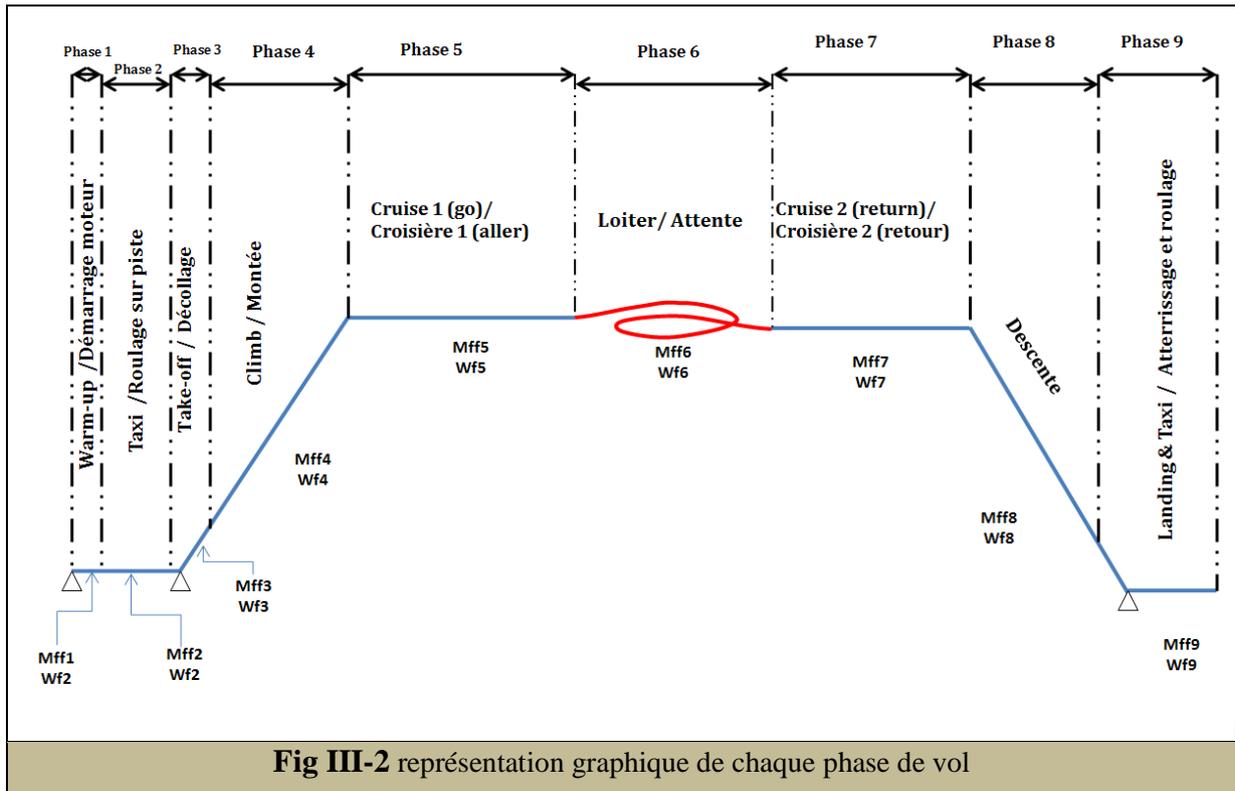


Fig III-2 représentation graphique de chaque phase de vol

Alors :

➤ La fraction massique totale  $M_{ff}$  est égale à :

$$M_{ff} = \prod_{i=0}^{i=9} (W_{i+1}/W_i) = M_{ff1} \cdot M_{ff2} \cdot M_{ff3} \cdot M_{ff4} \cdot M_{ff5} \cdot M_{ff6} \cdot M_{ff7} \cdot M_{ff8} \cdot M_{ff9}$$

$$\Rightarrow M_{ff} = \frac{W_1}{W_0} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} \cdot \frac{W_8}{W_7} \cdot \frac{W_9}{W_8}$$

$$\Rightarrow M_{ff} = \frac{W_9}{W_0} = \frac{W_{TO} - W_{Fused} \text{ (masse après la mission)}}{W_{TO} \text{ (masse avant levé)}}$$

Note :  $W_0$  c'est la masse au décollage ( $W_{TO}$ ) et  $W_9$  c'est la masse d'atterrissage ( $W_{TO} - W_F$ ).

➤ La masse de carburant totale consommée durant toute la mission est :

$$W_{Fused} = (1 - M_{ff}) \cdot W_{TO}$$

Les fractions massiques de carburant pour les phases de vol : 1, 2, 3, 4, 8, 9 sont estimées empiriquement, le tableau ci-dessous regroupe toutes les classes des avions pilotés :

**Table 2.1 Suggested Fuel-Fractions For Several Mission Phases**

---

Airplane Type:	Engine Start, Warm-up	Taxi	Take-off	Climb	Descent	Landing Taxi, Shutdown
1. Homebuilt	0.998	0.998	0.998	0.995	0.995	0.995
2. Single Engine	0.995	0.997	0.998	0.992	0.993	0.993
3. Twin Engine	0.992	0.996	0.996	0.990	0.992	0.992
4. Agricultural	0.996	0.995	0.996	0.998	0.999	0.998
5. Business Jets	0.990	0.995	0.995	0.980	0.990	0.992
6. Regional TBP's	0.990	0.995	0.995	0.985	0.985	0.995
7. Transport Jets	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
8. Military Trainers	0.990	0.990	0.990	0.980	0.990	0.995
9. Fighters	0.990	0.990	0.990	0.96-0.90	0.990	0.995
10. Mil. Patrol, Bomb, Transport	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
11. Flying Boats, Amphibious, Float Airplanes	0.992	0.990	0.996	0.985	0.990	0.990
12. Supersonic Cruise	0.990	0.995	0.995	0.92-0.87	0.985	0.992

Notes: 1. The numbers in this table are based on experience or on judgment.  
 2. There is no substitute for common sense! If and when common sense so dictates, the reader should substitute other values for the fractions suggested in this table.

**Tab III-5** Tableau des Fractions Massiques pour les différentes phases de mission \*

Mais ce tableau ne contient pas les avions non piloté (Drones). Donc ce manque est compensé par l'utilisation des données de la classe des avions qui est proche à la nôtre : classe des avions monomoteur à hélice (Single Engine).

Les fractions massiques de carburant des phases de : montée, croisière et d'attente sont calculées à partir des formules données.

b.1.1 Calcul de la fraction massique de carburant consommé pour chaque phase  $M_{ff}$  :

- 1<sup>ère</sup> phase: Démarrage moteur et échauffement (enginestart&Warm Up):

$$M_{ff1} = \frac{W_1}{W_0} = 0.995$$

- 2<sup>ème</sup> phase : Roulage (Taxi)

$$M_{ff2} = \frac{W_2}{W_1} = 0.997$$

- 3<sup>ème</sup> phase: Décollage (Take off)

$$M_{ff3} = \frac{W_3}{W_2} = 0.998$$

- 4<sup>ème</sup> phase: montée (Climb)

$$M_{ff4} = \frac{W_4}{W_3}$$

\* Airplane Design Part I by Dr Jan Roskam page 12

cette fraction massique peut être calculée d'une autre façon à partir de la formule suivante :

$$\begin{aligned}
 E_{cl} &= 375 \times \frac{1}{V_{cl}} \times \frac{\eta_p}{C_p} \times \frac{L}{D} \times \ln \frac{W_3}{W_4} \\
 \Rightarrow \ln \left( \frac{W_3}{W_4} \right) &= E_{cl} \cdot \frac{V_{cl}}{375} \cdot \frac{C_p(cl)}{\eta_p} \cdot \left[ \frac{D}{L} \right]_{Climb} \\
 \Rightarrow \left( \frac{W_3}{W_4} \right) &= e^{(E_{cl}) \cdot \frac{V_{cl}}{375} \cdot \frac{C_p(cl)}{\eta_p} \cdot \left[ \frac{D}{L} \right]_{Climb}} \\
 \Rightarrow \left( \frac{W_4}{W_3} \right) &= M_{ff(Cl)} = e^{- (E_{cl}) \cdot \frac{V_{cl}}{375} \cdot \frac{C_p(cl)}{\eta_p} \cdot \left[ \frac{D}{L} \right]_{Climb}}
 \end{aligned}$$

où :

$E_{cl}$ : Endurance de la phase de montée.

$V_{cl}$ : Vitesse de montée.

$\eta_p$ : Rendement de l'hélice.

$C_p (cl)$ : Consommation spécifique durant la montée.

$\left[ \frac{L}{D} \right]_{(Cl)}$ : Finesse  $\left[ \frac{\text{portance}}{\text{trainée}} = \frac{C_L}{C_D} \right]$  durant la montée.

$W_3$ : Masse au début de la phase de montée.

$W_4$ : Masse à la fin de la phase de montée.

▪ 5<sup>eme</sup> et 7<sup>eme</sup> phase: croisière

$$M_{ff5} = \frac{W_5}{W_4}$$

Dans cette phase la fraction massique  $M_{ff5}$  sera calculée à partir de la formule suivante :

$$R_{cr} = 375 \cdot \frac{\eta_p}{C_p} \cdot \left[ \frac{L}{D} \right]_{Cr} \cdot \ln \left( \frac{W_4}{W_5} \right)$$

De la même façon on aura :

$$\Rightarrow \frac{W_5}{W_4} = M_{ff5} = e^{- \left( \frac{R_{Cr}}{375} \cdot \frac{C_p}{\eta_p} \cdot \left[ \frac{D}{L} \right]_{Cr} \right)}$$

D'où :  $R_{(Croisière)}$  : Rayon de la phase de croisière.

$C_p$ : Consommation spécifique lors de la croisière.

$\eta_p$ : Rendement de l'hélice.

$\left[ \frac{L}{D} \right]_{Cr}$ : Finesse durant la croisière.

$W_4$ : Masse au début de la phase de croisière.

$W_5$ : Masse à la fin de la phase de croisière.

▪ 6<sup>eme</sup> Phase : l'attente (loiter) :

$$M_{ff6} = \frac{W_6}{W_5}$$

Dans cette phase la fraction massique  $M_{ff6}$  sera calculée à partir de la formule suivante :

$$E_{Ltr} = 375 \cdot \frac{1}{V_{Ltr}} \cdot \frac{\eta_p}{C_p} \cdot \left[ \frac{L}{D} \right]_{Ltr} \cdot \ln\left(\frac{W_5}{W_6}\right),$$

De la même façon on aura :

$$\Rightarrow \frac{W_6}{W_5} = M_{ff(Ltr)} = e^{-\left(E_{Ltr} \cdot \frac{V_{Ltr}}{375} \cdot \frac{C_p}{\eta_p} \cdot \left[ \frac{L}{D} \right]_{Ltr}\right)}$$

- D'où  $E_{Ltr}$ : Endurance de la phase d'attente.
- $C_p$ : Consommation spécifique lors de l'attente.
- $\eta_p$ : Rendement de l'hélice.
- $\left[ \frac{L}{D} \right]_{Ltr}$ : Finesse durant l'attente.
- $W_5$ : Masse au début de la phase d'attente.
- $W_6$ : Masse à la fin de la phase d'attente.

- 8<sup>eme</sup> phase : la décente

$$M_{ff8} = \frac{W_8}{W_7} = 0.993$$

- 9<sup>eme</sup> phase : Atterrissage et Taxi

$$M_{ff9} = \frac{W_9}{W_8} = 0.993$$

Le tableau suivant englobe toutes les données trouvées

	launch			Climb	go	Loiter	return	recovery	
	Warm-up	taxi	take-off	Climb	cruise 1	loiter (mission)	cruise 2	descent	landing & taxi
Mff	0,995	0,997	0,998	0,998	0,998	0,994	0,998	0,995	0,995

**Tab III-6 Les Fractions Massiques pour les différentes phases de mission**

- Mff totale = 0,9682
- Wf used = 0,0318 x Wto
- Wf res = 0,0000
- WF = 0,0318 x Wto

Alors:

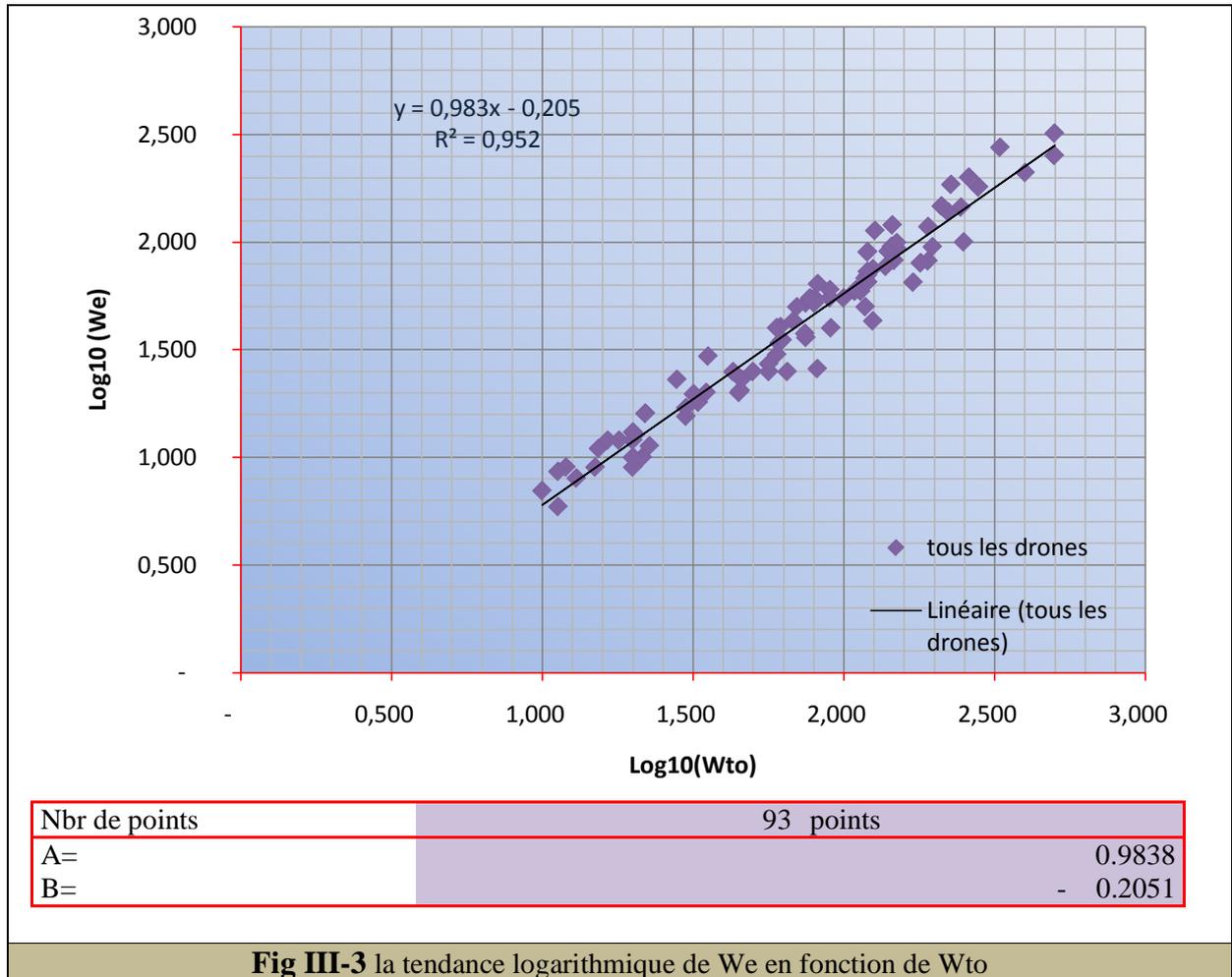
- Wto = We + Wf + Wpl+ Wtfo
- Wf= 0,0318 x Wto
- Wpf= 1 kg
- Wtfo= 0,005 x Wto
- We= à définir

ou:

- Wto = 0,0368 x Wto + We + 1 **relation 1**
- We= 0,9632 x Wto - 1

**III-4-3 Détermination de la masse à vide  $W_E$  et  $W_{TO}$  empirique**

D'après la courbe de tendance :  $W_{E (Empirique)} = f (W_{TO})$ .



**Fig III-3** la tendance logarithmique de  $W_e$  en fonction de  $W_{to}$   
 $W_e = 10 \text{ Exp} ((0.9838 \times \log 10(W_{to}) + (-0.2051))$  **relation 2**

**III-4-4 Vérification des résultats**

Alors pour un  $W_{to}$  déjà estimée à 5.9 kg nous pouvons appliquer les relations 1 et 2 et trouver la masse à vide .

**Relation 1:**  $W_e \text{ calculée}$   $W_e = 0,96 \times W_{to} - 1,0$   
**Relation 2:**  $W_e \text{ graphique}$   $W_e = 10 \text{ Exp} (( 0,984 \times \log 10(W_{to}) - 0,205 )$

pour  $W_{to}$  estimée= 5,9 kg  
 $W_e$  calculée = 4,7 kg  
 $W_e$  graphique = 3,6 kg  
 écart= 105 g

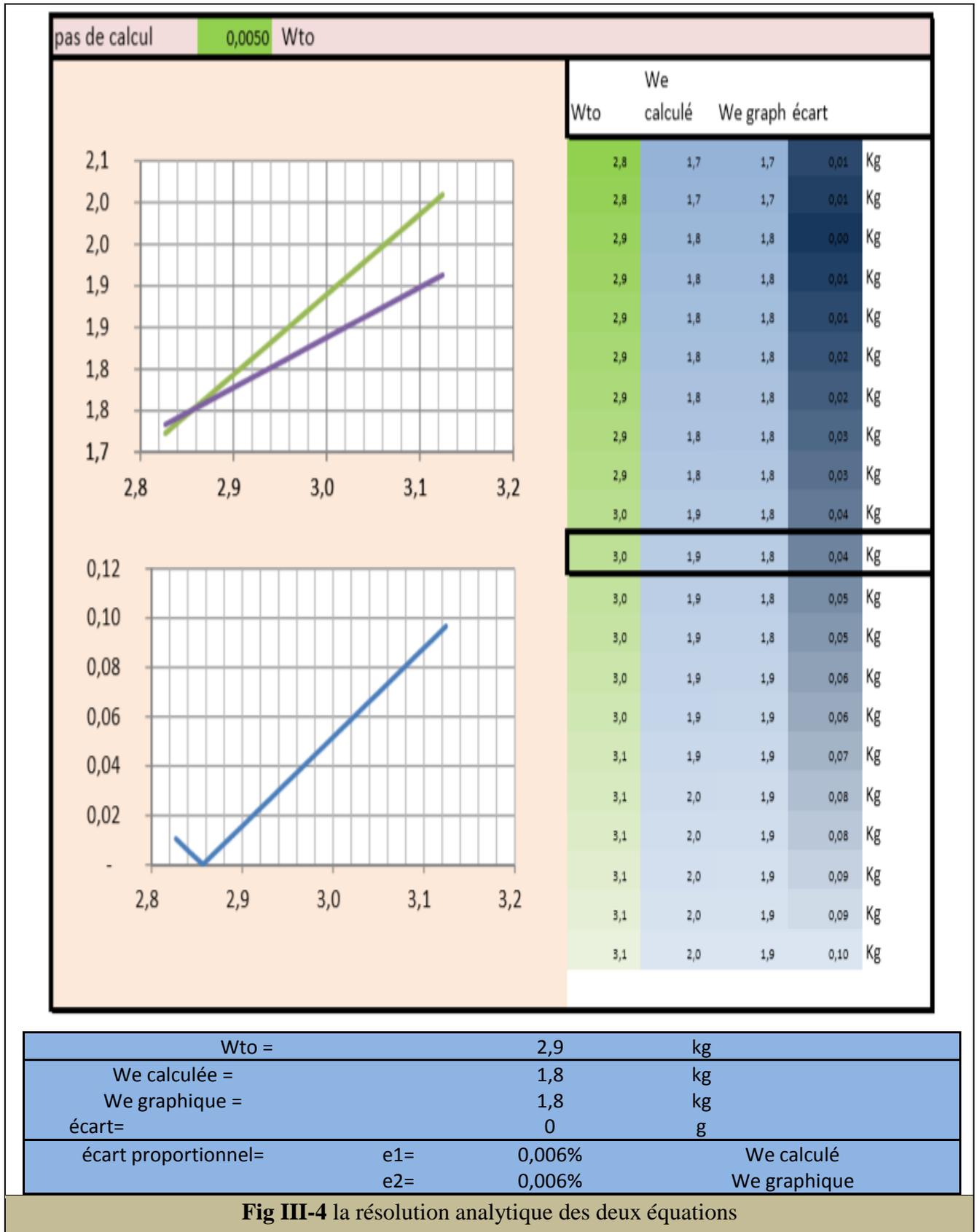
Pour la vérification ; on calcul les écarts proportionnels :

$$e_1 = \frac{|W_{E(\text{calcul } \acute{e})} - W_{E(\text{Empirique})}|}{W_{E(\text{calcul } \acute{e})}}$$

$$e_2 = \frac{|W_{E(\text{calcul } \acute{e})} - W_{E(\text{Empirique})}|}{W_{E(\text{Empirique})}}$$

e1=	23,6%	We calculé
		We
e2=	30,9%	graphique

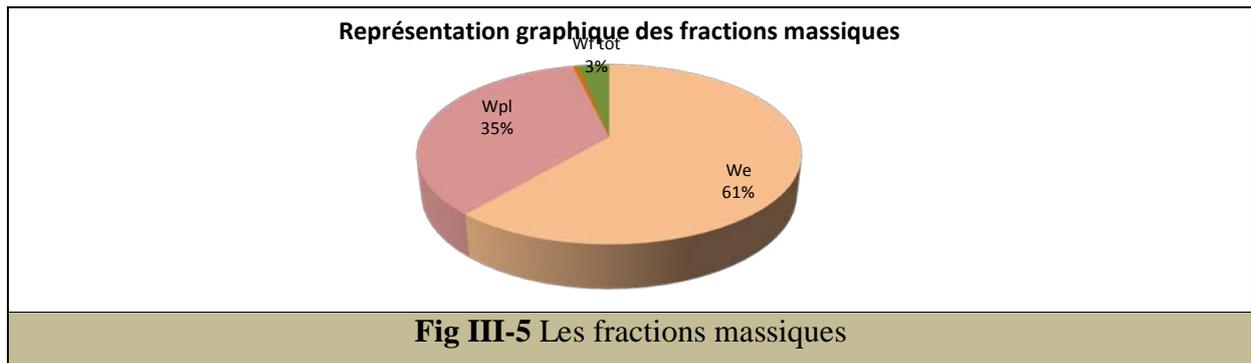
- ❖ Si  $e_1 < 0,005$  et  $e_2 < 0,005$ : Les valeurs de  $W_E$  et de  $W_{TO}$  correspondantes sont retenues;
- ❖ Si non : On refait l'estimation graphique et on compare à nouveau (ensemble de calcul → itération) jusqu'à avoir un écart acceptable (moins de 0,5%).



III-4-5 Bilan de masses

		masse	capacités	fraction	
totale	Wto	2,86 kg			
à vide	We	1,75 kg		61,3%	
la charge utile	Wpl	1,00 kg		35,0%	
carburant et huile empiégés dans les canalisation	Wtfo	0,01 kg		0,5%	
carburant total	Wf tot	0,09 kg	0,13 litres	3,2%	
carburant à utiliser	Wf used	0,09 kg	0,1 litres	100,0%	
réserve de carburant	Wf res	0,00 kg	0,0 litres	0,0%	
Masse fuel + payload		1,09 kg			

Tab III-7 le bilan préliminaire des masses



		launch			climb	go	Loiter	return	recovery	landing & taxi
		Warm-up	taxi	take-off	climb	cruise 1	loiter (mission)	cruise 2	descent	
Endurance	h				0,22	0,18	0,41	0,18		
Mff		0,995	0,997	0,998	0,998	0,998	0,994	0,998	0,995	0,995
Masse au début de la phase	kg	2,9	2,8	2,8	2,8	2,8	2,8	2,8	2,8	2,8
Masse à la fin de la phase	kg	2,8	2,8	2,8	2,8	2,8	2,8	2,8	2,8	2,8
Masse de carburant nécessaire	kg	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
capacité de carburant nécessaire	l	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Consommation moyenne	Kg/h				0,02	0,03	0,04	0,03		
taux de consommation		15,72%	9,38%	6,24%	5,72%	6,43%	19,47%	6,37%	15,37%	15,29%

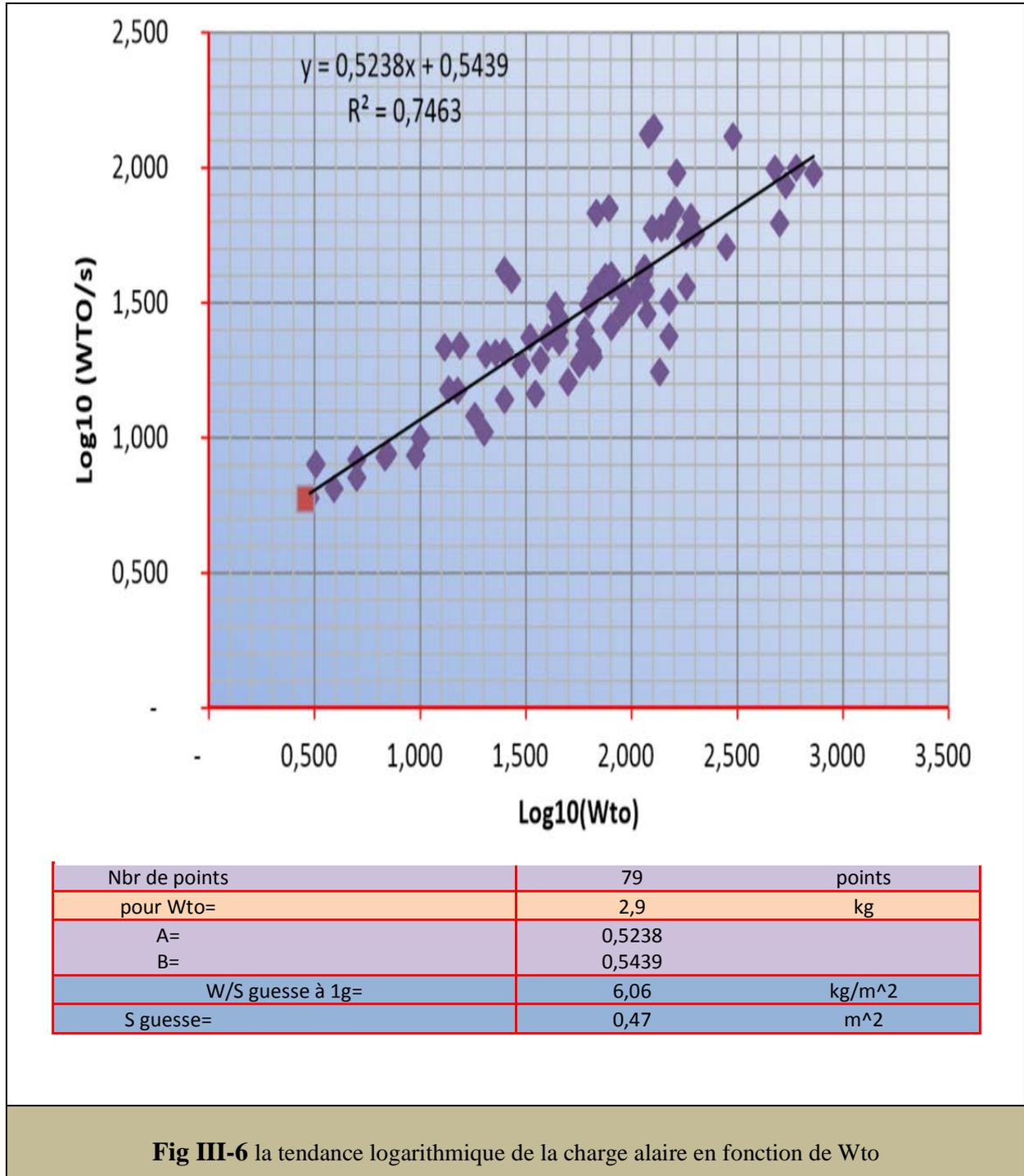
Tab III-8 les paramètres liée aux masses pour chaque phase de vol

Nous remarquons que les résultats de la masse à vide et de la masse maxi son très proches aux celles de l'avion base ; le Sky walker.

III-4 Calcul de la surface Alaire

Estimation empirique de la charge alaire :

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



Nous pouvons voir que le résultat de la surface alaire très proche à celle de l'avion base ; le Sky walker. Alors nous pouvons opter logiquement pour une valeur de 0.48m ( cette valeur sera vérifiée après )

Après fixer la masse maximale et la surface alaire et Après connaître les paramètres du vol; nous pouvons trouver la valeur de CL (coefficient de portance de l'avion) :

$$W * g = \frac{1}{2} * \rho * C_L * S$$

$$C_{L\ cr} = \frac{2 * g * W\ cr}{\rho\ cr * V\ cr^2 * S}$$

et

$$C_{L\ max} = \frac{2 * g * W\ to}{\rho_0 * V\ stall^2 * S}$$

Nous avons décidé de ne pas utilisé des hypersustentateurs donc ni volet ni becs

Pour cela :

$$C_{L\ max\ (décollage)} = C_{L\ max\ (atterrissage)} = C_{L\ croisiere\ (décollage)}$$

Le tableau suivant englobe les résultats

CL TO max/CL max	100%				
CL TO/CL max	100%				
	décollage	croisière	atterrissage	décrochage sans volets	décrochage avec volets
W	2,8	2,8	2,8	2,8	2,8
CL nécessaire		0,49			
CL max	1,25	1,25	1,25	1,25	1,25
V (km/h)	40,7	55,0	40,7	31,3	31,3
V (m/s)	11,3	15,3	11,3	8,7	8,7
rho (kg/m^3)	1,23	1,00	1,23	1,23	1,23
W/S à 1g	5,9	5,8	5,8	1,23	5,9
W/S (kg/m^2)	10,0	14,9	10,0	1,23	5,9
W/S (lb/ft^2)	2,0	3,1	2,0	1,23	1,2
<b>Tab III-9</b> le calcul de chargement Alaire pour chaque phase					

### III-5 Calcul aérodynamique préliminaire

#### III-5-1 La polaire à basse vitesse

Polare parabolique de traînée, dans le cas de la configuration lisse ; le coefficient de traînée de l'avion peut être écrit :

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot A}$$

$C_{D_0}$  : Coefficient de traînée à portance nulle

$C_L$  : Coefficient de portance

$e$  : coefficient d'Oswald

$A$  : l'allongement de l'aile

$$C_{D_0} = \frac{f}{S}$$

$f$  : Équivalence de la surface parasite

$S$  : surface alaire

Il a une relation très représentative entre la surface mouillée et la surface parasite dont Dr Roskam a donné sous des graphes et il a trouvé qu'entre ces deux il existe un facteur important qui est le frottement superficiel ;

De ces courbes on peut retirer l'équation empirique ci-dessous

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{Wet}$$

Les coefficients  $a$  et  $b$  sont fonction du coefficient du frottement superficiel de l'avion  $c_f$ .

Les valeurs de  $a$  et  $b$  sont données dans le tableau donné par Dr Roskam

$c_f$	$a$	$b$
0.0090	-2.0458	1.0000
0.0080	-2.0969	1.0000
0.0070	-2.1549	1.0000
0.0060	-2.2218	1.0000
0.0050	-2.3010	1.0000
0.0040	-2.3979	1.0000
0.0030	-2.5229	1.0000
0.0020	-2.6990	1.0000

**Tab III-10** La variation des coefficients  $a$  et  $b$

$S_{Wet}$  La surface mouillée est déterminée de plusieurs méthodes ou bien par calcul comme celui fait par Dr Roskam et d'autre concepteur ou estimé par Solidworks.

Avant de commencer les calculs il faut prendre des décisions comme l'envergure de l'aile et la corde aérodynamique moyenne

Envergure	1,880	m
Corde Moyenne géométrique	0,26	m
Allongement	7,36	
<b>Tab III-11</b> géométrie de base de l'aile		

Estimation empirique de la surface mouillée :

	c	d	pour Wto	Swet (m <sup>2</sup> )
simulation à un avion houbuilt	1,2362	0,4319	2,9	3,54
simulation à un monomoteur a hélice	1,0892	0,5147	2,9	2,94
<b>Tab III-12</b> Estimation empirique de surface mouillée				

Donc une décision de  $S_{Wet} = 3.0$  sera logique

Nous avons choisi un état de surface pour lequel :

$c_f = 0.005$  pour cela on aura  $a = -2.310$  ,  $b = 1$  donc  $f = 0.158 \text{ ft}^2$ ,

$$C_{D 0} = \frac{f}{S} = 0.031$$

Maintenant on passe à la détermination de la polaire de la trainée dans le cas du décollage et de l'atterrissage donc on va évaluer l'effet des volets et du train d'atterrissage

On donc l'équation suivante :  $C_D = C_{D 0} + \Delta C_{D 0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot e \cdot A}$

Configuration	$\Delta C_{D 0}$	e
Lisse -Clean	0	0.80-0.85
Décollage volets	0.010-0.020	0.75-0.70
Atterrissage volets	0.055-0.075	0.70-0.75
Train d'atterrissage	0.015-0.025	Pas d'effet
<b>Tab III-13</b> La variation de $\Delta C_{D 0}$ et le coefficient e durant les phases de vol		

on opte pour :

e Décollage 0,78  
 e Croisière 0,83  
 e Atterrissage 0,78

CD to (flap+LG)=	0,031	+	0,0558	CL <sup>2</sup>
CD clean=	0,031	+	0,0524	CL <sup>2</sup>
CD L (flap+LG)=	0,031	+	0,0558	CL <sup>2</sup>
<b>Tab III-14</b> les équations de polaire pour chaque phase				

### III-6 Calcul de la puissance moteur :

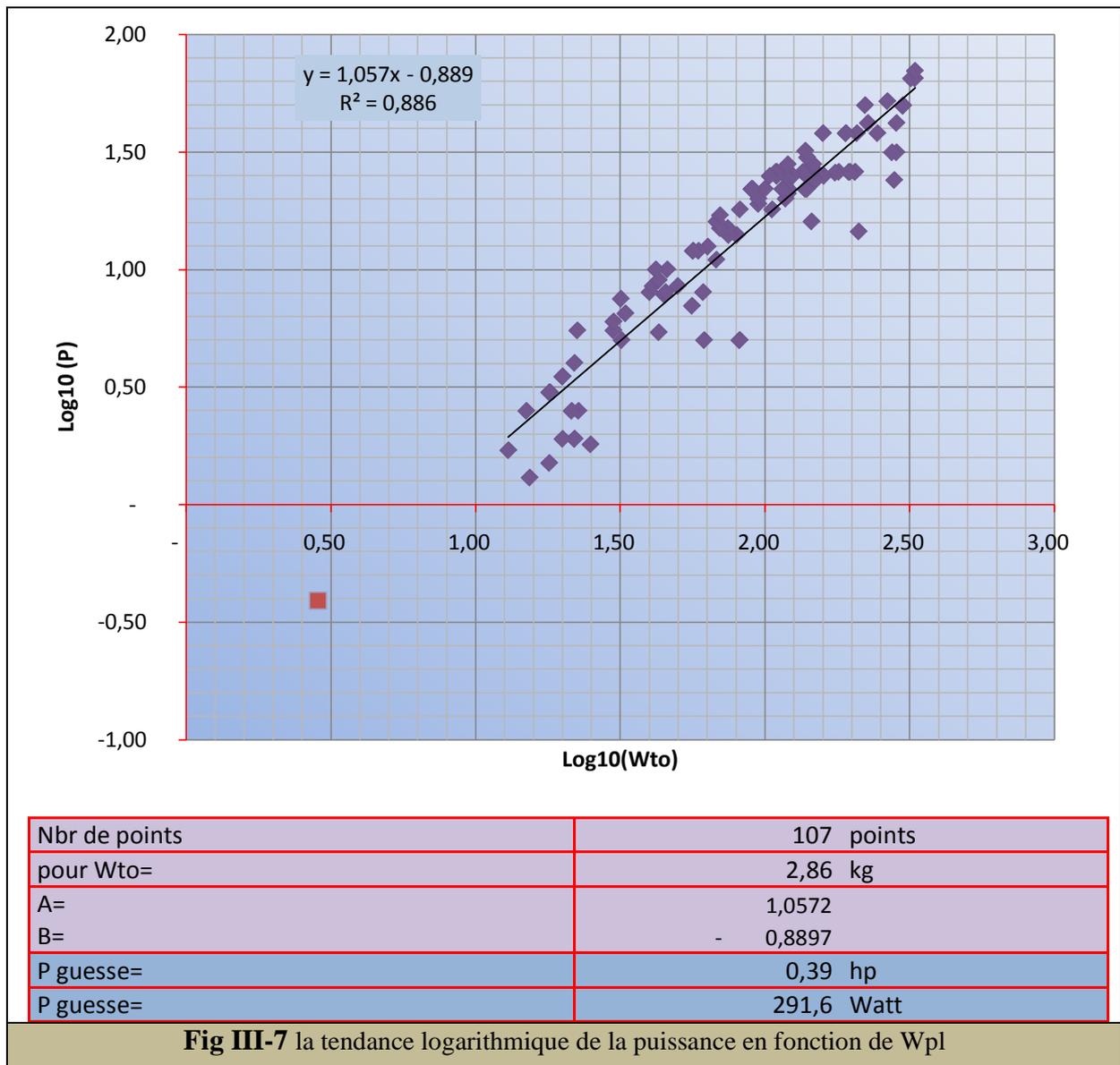
#### III-6-1 Au décollage

La puissance au décollage est "généralement" la puissance maximale possible à fournir par les moteurs, on peut calculer la puissance nécessaire au décollage par trois méthodes :

Estimation graphique de la puissance au décollage et de chargement de disque :

#### III-6-1-a L'estimation empirique

Ça se fait graphiquement après traçage de la ligne de tendance de  $P_{TO} = f(W_{TO})$



**III-6-1-b Estimation graphique du chargement de disque :**

La grandeur du chargement de disque est proportionnelle avec la puissance moteur, Alors pour une puissance donnée le chargement de disque pourra être estimé graphiquement comme suit:

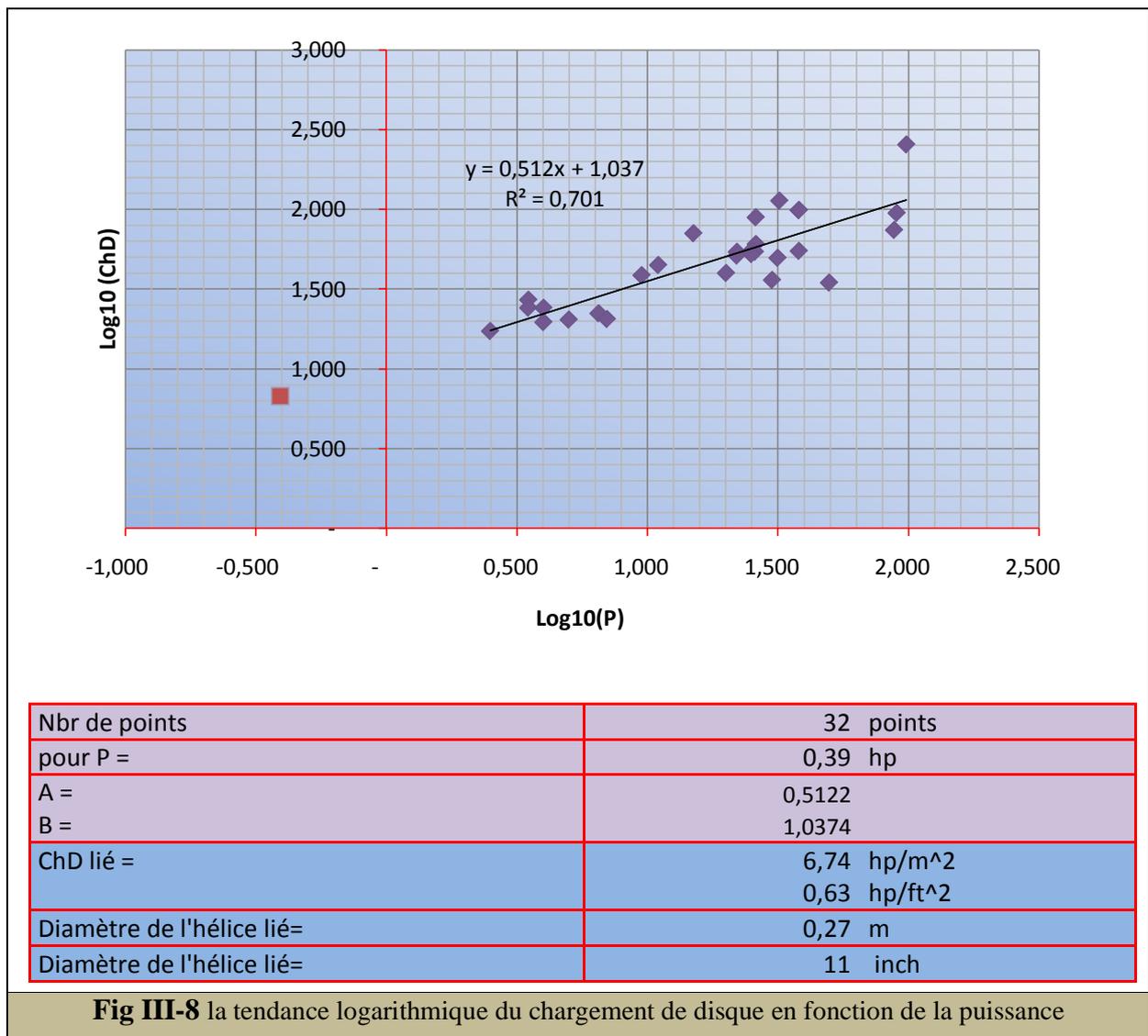
$$ChD = f(W_{TO})$$

Avec

$$ChD = \frac{P_{TO}}{S_D}$$

$S_D$  : Surface de disque

$$S_D = \pi * \frac{D_p^2}{4}$$



**III-6-1-c L'estimation empirique par la méthode du Top23**

Cette méthode est sert à définir la puissance nécessaire pour le décollage pour une distance de piste donnée (Stog), le mode de calcul est simple il consiste à utiliser une relation empirique qui lie entres la distance de décollage et les paramètres de décollage tel que :

- masse maximale au décollage
- surface alaire
- puissance
- CL to
- densité de l'air au niveau de la piste

$$Stog = 0.009 * Top23^2 + 4.9 Top23$$

$$Top23 = \frac{W_{to}}{S_w} * \frac{W_{to}}{P_{to}} * \frac{\sigma_{to}}{C_{L_{max\ to}}}$$

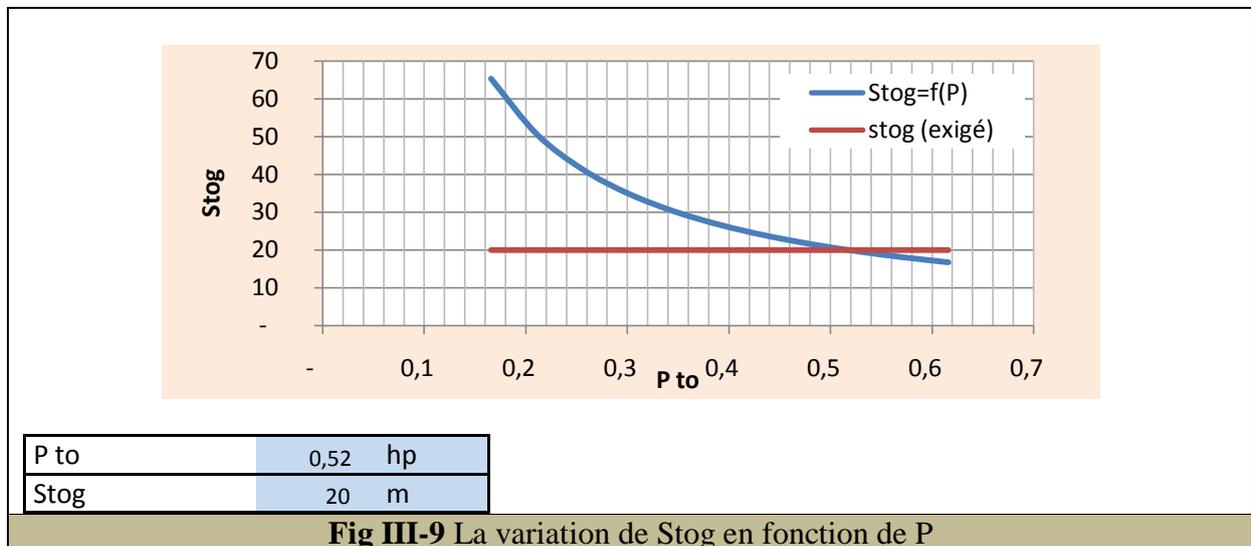
$$\sigma_{to} = \frac{\rho_{to}}{\rho_o}$$

**Note :**

$C_{L_{max\ to}} = C_{L_{max}}$  ( nous n'avons pas de volet) et il est acceptable de le prendre dans la classe de 1.1

$\sigma_{to} = 1$  ( dans ce calcul on va opter pour 1.14 qui est un résultat d'une première itération de configuration de l'aile)

Alors pour les valeurs trouvées de  $W_{to}$  ;  $S_w$  ;  $\sigma_{to}$  et  $C_{L_{max\ to}}$  et la valeur exigé de Stog; nous pouvons trouver directement le  $P_{to}$  nécessaire :



### III-6-1-d L'estimation empirique par l'équation générale :

La troisième méthode de calcul, et qui est la plus exacte, englobe toutes les paramètres de décollage pour calculer exactement la puissance nécessaire au décollage comme suit:

$$S_{TOG} = \frac{k_1 (W/S)_{TO}}{\rho [C_{l_{max TO}} \{k_2 (P/W)_{TO} - \mu_G\} - 0.72 C_{D0}]}$$

Avec :

- $S_{to_g}$  : La distance parcourue au sol ;
- $K_1$  : Une constante qui vaut pour les avions à moteur à hélice;
- $S$  : surface des ailes,  $CL_{max TO}$  : Coefficient de portance max au décollage,
- $W/P$  : Chargement de puissance ;
- $\mu_G$  : Coefficient de frottement avec la terre,
- $C_{D0}$  : Coefficient de la traînée à portance nulle,
- $l_p$  : Coefficient dépend de l'hélice ;
- $\rho$  : La densité volumique de l'air

#### ❖ Calcul de $K_2$ :

$$k_2 = l_p \left( \frac{\delta N D_p^2}{P_{TO}} \right)^{\frac{1}{3}}$$

- $L_p$  : Coefficient lié à l'hélice et égale
- $\delta = \rho/\rho_0$  ;
- $N$  : nombre de moteurs;
- $D_p$  : Diamètre de l'hélice (ft)
- $P_{TO}$  : La puissance de notre moteur
- $\frac{P_{TO}}{ND_p^2}$  : Chargement de disque

Alors:

Stog	20,0	m
	65,6	ft
Altitude de la piste	-	m
rho	1,225	kg/m <sup>3</sup>
	0,00238	slug/ft <sup>3</sup>
σ=	1,00	
qualité de piste	-Goudron	
μG=	0,025	
Wto	2,9	kg
	6,3	lb
S To	0,48	m <sup>2</sup>
	5,2	ft <sup>2</sup>
W/S TO	6,0	kg/m <sup>2</sup>
	1,2	lb/ft <sup>2</sup>
Clmax TO	1,14	
CD0 TO	0,031	
Type de moteur	piston	
K1=	0,0376	
Nbr de moteur	1,0	
Nbr d'hélices/moteur	1,0	
pas de l'hélice	fixe	
lp=	4,6	
Chargement de disque lié	6,7	hp/m <sup>2</sup>
Chargement de disque lié	0,6	hp/ft <sup>2</sup>
Chargement de disque décidé pour calcul	1,0	hp/ft <sup>2</sup>
Chargement de disque décidé pour calcul	10,8	hp/m <sup>2</sup>
<b>résultats</b>		
Pto=	0,41	Hp
T to	2,23	kg
Prop ø	22,2	cm
	8,7	inch

Nous pouvons comparer entre les trois résultats trouvés et décider une puissance supérieure ou égale aux résultats le plus exacte :

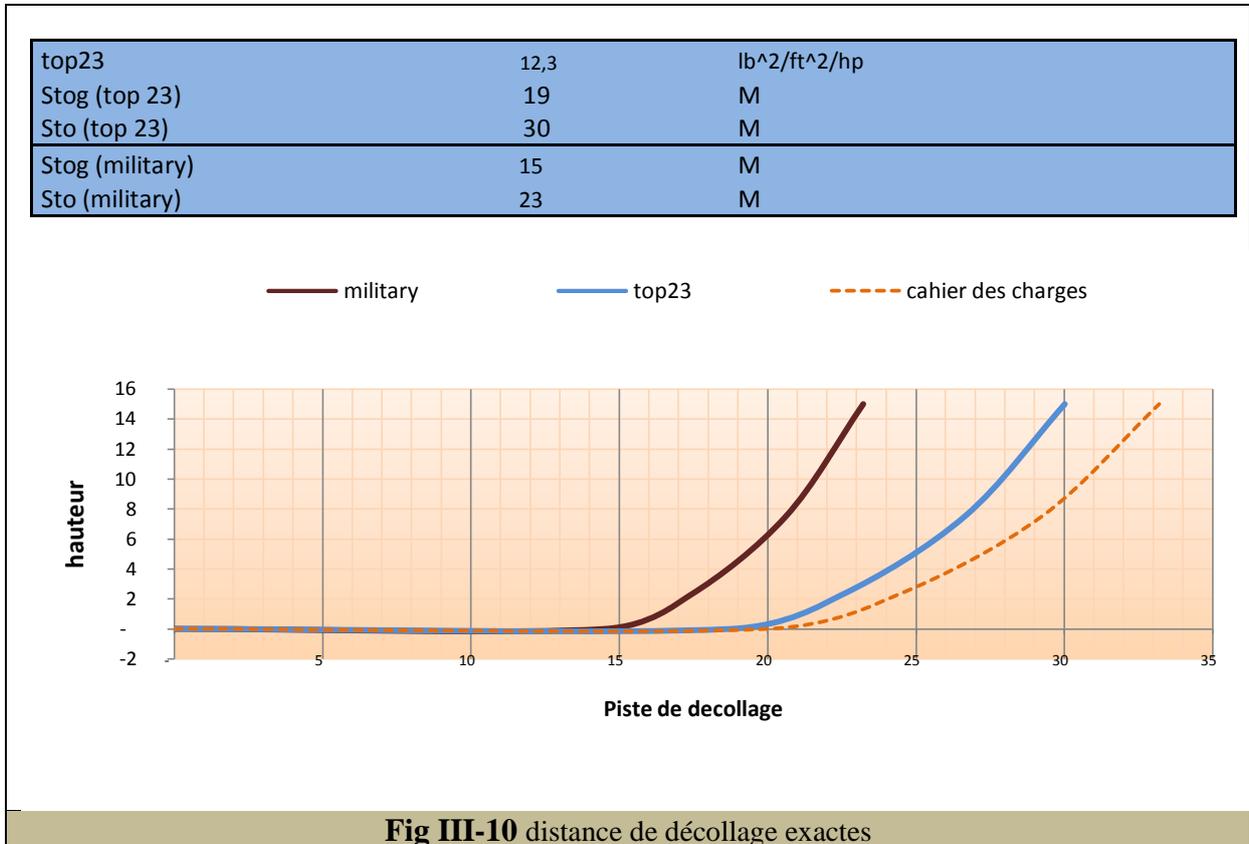
Méthode	empirique	Top 23	Military
Puissance trouvée	0.39 hp	0.52 hp	0.41 hp
Diamètre de l'hélice	11 inch	/	8.7 inch

**Tab III-15** comparaison entre les résultats trouvés de la puissance

Alors il est logique de prendre une décision de puissance comme suit :

<b>Pto</b>	<b>0,55 hp</b>	<b>410</b>	<b>Watt</b>
<b>Prop ø</b>	<b>10,00 inch</b>	<b>25</b>	<b>cm</b>

Pour la décision prise on pourra recalculer les distances de décollage exactes :



**Fig III-10** distance de décollage exactes

Et on trouve que ça couvre suffisamment le cahier des charges.

**III-6-2 à la croisière :**

À la croisière on admet toujours que les forces agissantes sur l'avion sont en état d'équilibre.

pooids = portance

poussée = trainée

Alors

$$T_{cr} = 1/2 * \rho * V_{cr}^2 * S * C_{D_{cr}}$$

$$T = \eta * P/V$$

$$C_{D_{cr}} = C_{D_0} + C_{D_{I_{cr}}}$$

T<sub>cr</sub>= poussée à la croisière

C<sub>D<sub>cr</sub></sub> = trainée totale à la croisière

C<sub>D<sub>I<sub>cr</sub></sub></sub> = trainée induite à la croisière

η= rendement de l'hélice

$$C_{D_{I_{cr}}} = \frac{C_{D_{I_{cr}}}^2}{Ae\pi}$$

Alors

Pente de vol	°	0
Vitesse de vol	V(km/h)	55,0
	V(m/s)	15,3
	V(ft/s)	50,1
Altitude de vol	H(m)	2 000,0
densité de l'air	ρ(kg/m <sup>3</sup> )	1,002
	ρ(slug/ft <sup>3</sup> )	0,00194
rendement de l'hélice		0,8
S	m <sup>2</sup>	0,48
	ft <sup>2</sup>	5,2
CL		0,49
CD0		0,031
CDi		0,013
CD estimé		0,061
CD calculé		0,043
Trainée	D(lb)	0,54
	Kg	0,25
P nécessaire (calc 1)	P (hp)	0,06
	poussé nécessaire T(kg)	0,25

**Tab III-16** les paramètres de calcul de la puissance à la croisière

**Note :** en augmentant l'altitude le moteur thermique perd de son efficacité, le rapport de perte est dans la classe de 9% chaque 3000 ft; Alors pour 2000 m on a:

perte de P / 3000 ft	% P	9,0%
perte de P / H	%	-19,7%
P max possible	P (hp)	0,44
Régime de vol	%	14,0%

**Tab III-16** le calcul du régime de vol

Pour avoir la vitesse de croisière exigée avec le moteur choisi de 0.55 hp on doit voler à un régime de 14 %; il est très bas mais on l'adopte car le choix du moteur est basé sur les exigences de décollage en premier lieu.

### III-6-3 Vérification finale :

Après le traçage des courbes qui lient entre les deux principaux paramètres de la conception W/P et W/S pour différentes phases de vol.

on a pu découvrir que

- le choix de la surface alaire et la puissance moteur pour la masse trouvée de l'avion est logique.

- notre avion projet est surpuissant à la croisière les moteur fourni plus de puissance que nécessaire et c'est déjà justifié.

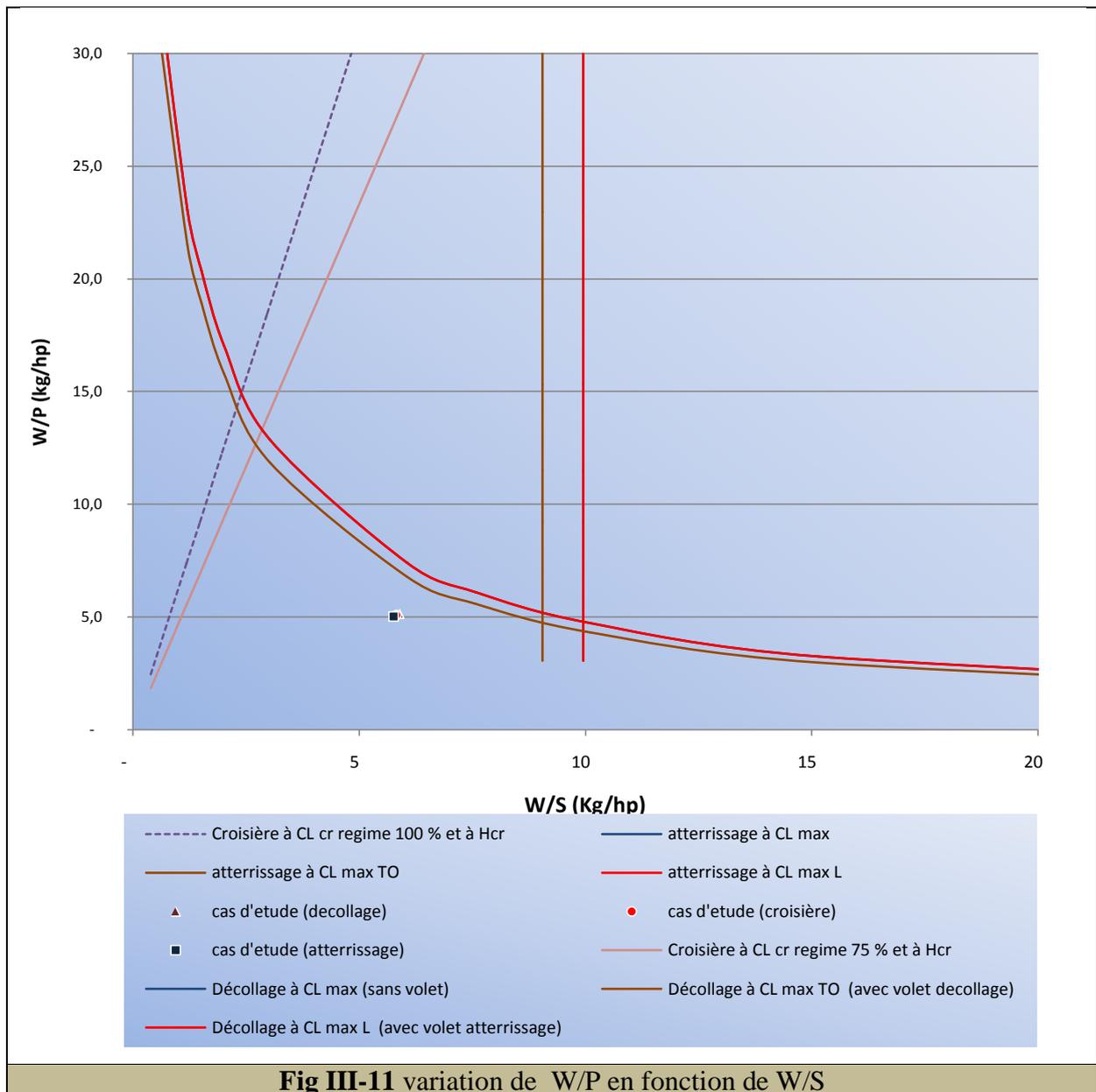


Fig III-11 variation de W/P en fonction de W/S

Note: autres résultats et déductions seront attachés comme annexe

### III-7 récapitulation

Nous pouvons réunir tous les résultats trouvés dans le tableau suivant:

Fiche technique préliminaire de l'avion (projet)				degré de réponse au cahier des charges
Mission				
Type et mission				
type de l'avion	Mini drone			
Mission	démonstrateur technologique			
Masses:				
masse totale	Wto	kg	2,86	
masse à vide	We	kg	1,75	
masse de la charge utile normale	Wpl	kg	1,00	100,0%
masse de carburant total	Wf	kg	0,09	
réserve de carburant	Wf res/Wto	%	0,0%	
Volumes:				
Volume de carburant minimale (version charge utile maximale)	V f min	litres	0,10	
volume de carburant total	V f	litres	0,13	
volume de carburant maximale (version longue Endurance)	V f max	litres	0,27	
Performances				
Vitesse de croisière	V cr	km/h	55,0	137,5%
Vitesse de décrochage avec volets	V stall /flaps	km/h	31,3	95,9%
Vitesse de décrochage sans volets	V stall	km/h	31,3	
Altitude de la croisière	H cr	m	2 000,0	
Endurance normale	E	h	1,1	107,1%
Portée propre de l'avion normale	R	km	61,1	152,9%
Portée de communication	R com	km	10,0	
taux de montée	R cl	m/min	150,0	150,0%
Propulsion				
type de moteur				2 temps
nombre de moteur				1
nombre des hélices				1
Puissance du moteur maxi	Pto	hp	0,550	
Diamètre de l'hélice	Dia Prop	inch	10	
Diamètre de l'hélice	Dia Prop	cm	25,4	
Régime de croisière				14,0%
Les pistes				
Distance parcourue sur piste au decollage	Stog	m	14,5	137,7%
Distance de decollage jusqu'au 15,24m (50 ft)	Sto	m	23,2	
qualité de la piste				-Goudron
Hauteur de la piste envisagée				-
Les dimension				
Surface de référence	S w	m^2	0,48	
envergure	B	m	1,880	
envergure de l'aile centrale				0,700
allongement	A			7,36
paramètres aérodynamiques				
Coefficient de portance de l'avion à la croisière	CL clean			0,49
Coefficient trainée à portance nulle à la croisière	CD0			0,031
Finesse max à la croisière	L/D cr			11,3
Rapports				
fraction massique de la charge utile normale	Wpl/Wto			35,0%
fraction massique de carburant normale	Wf/Wto			3,2%
Charge alaire à la croisière	W/S cr	kg/m^2	5,8	
chargement de puissance au decollage	P/W to	hp/kg	5,2	
chargement de disque	DL	hp/m^2	10,9	
Décisions liées				
rendement de l'hélice / montée				0,8
rendement de l'hélice / croisière				0,8
rendement de l'hélice / attente				0,8
Finesse / monté				8,0
Finesse / croisière				8,0
Finesse / attente				6,9
consommation spécifique			lb/hp/hr	0,8
Clmax au décollage/Clmax croisière				100%
Clmax à l'atterrissage/Clmax croisière				100%

## IV-1 Introduction: Méthodologie de sélection de la configuration générale

Le choix de la configuration générale est très délicat est demande une bonne vision car il dépend de plusieurs considérations techniques, de commercialisation (marketing), de l'émotion et du style.

Nous allons présenter que les considérations techniques de choix car les autres ne sont pas fixes est dépendent eux même de plusieurs paramètres, dans ce petit guide nous nous sommes référencié à Dr Roskam

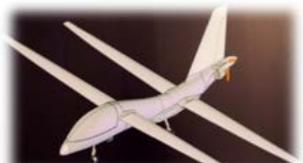
Chaque concepteur pendant la phase de choix de la configuration générale mit dans sa tête ces considérations techniques :

1. Il est presque toujours désirable de placer le centre de gravité du réservoir de carburant, de la charge utile, et de la cellule vide ; dans le même emplacement longitudinal afin de limiter la course de déplacement du centre de gravité, cette mesure mène à une configuration ayant une surface mouillée réduite dû au besoin limité d'une grande surfaces de contrôle.
  - Cette considération a une influence majeure sur l'emplacement relatif des composants de l'avion qui affectent principalement l'emplacement C.G globale.
2. Le nombre de Mach critique de l'aile des drones subsoniques doit être sélectionné de telle sorte à ce que l'appareil en croisière ne confronte pas une grande trainée.
  - Cette exigence signifie que : l'angle de flèche de l'aile, le type de profil et l'épaisseur relative doivent être choisi de manière à éviter la trainée excessive aux nombres de Mach de croisière.
3. Le nombre de Mach critique de l'aile doit être toujours inférieur au nombre de Mach critique des surface stabilisantes ou les surface de contrôle.
  - Cette exigence signifie que : l'épaisseur relative, l'angle de flèche et l'allongement des stabilisateurs et les surfaces de contrôle doivent être choisi pour donner un nombre de Mach supérieur à celui de l'aile.
4. L'intégration des principaux composants tels que : la nacelle sur les ailes, la nacelle sur fuselage, aile sur fuselage doivent être bien étudiés à fin de minimisé la trainée d'interférence.

5. Dans le cas des drones qui exigent des performances de croisière supersonique ou des performances de maniabilité supersoniques, la trainée des ondes de choc devient une considération essentielle dans la conception.
6. Principaux composants structuraux d'intersection doivent être arrangés de manière à éviter la duplication des éléments structuraux lourds.
  - Un faible poids de la structure d'avion surgit seulement par combinaison judicieuse de multiples fonctions dans les principaux éléments structuraux.
7. Lors de la prise des décisions concernant l'emplacement des principaux composants de l'avion : il faut penser au poids, à la simplicité, à l'accessibilité, à la maniabilité et au coût de développement et de fabrication
  - C'est pour cela que l'évolution d'une nouvelle configuration, est souvent le résultat d'un large nombre d'études sur le commerce effectué par différents équipes qui tentent d'atteindre la solution la plus économique pour les mêmes exigences de mission (cahier des charges). Dans les grandes compagnies, deux ou plusieurs équipes peuvent travailler en parallèle sur les mêmes objectifs, chaque franc suivant une approche différente de configuration. Il peut être supposé sans risque, que les entreprises ne feraient pas cela, si les configurations pourraient être sélectionnées sur une base rationnelle directe.

**IV-2 Configuration générale :**

Pour un jeune concepteur, il est difficile pour lui de faire une nouvelle configuration donc il peut soutenir son choix en faisant une liste de toutes les configurations existantes et il fait son choix selon ces besoins ; les différentes configurations générales des drones sont :

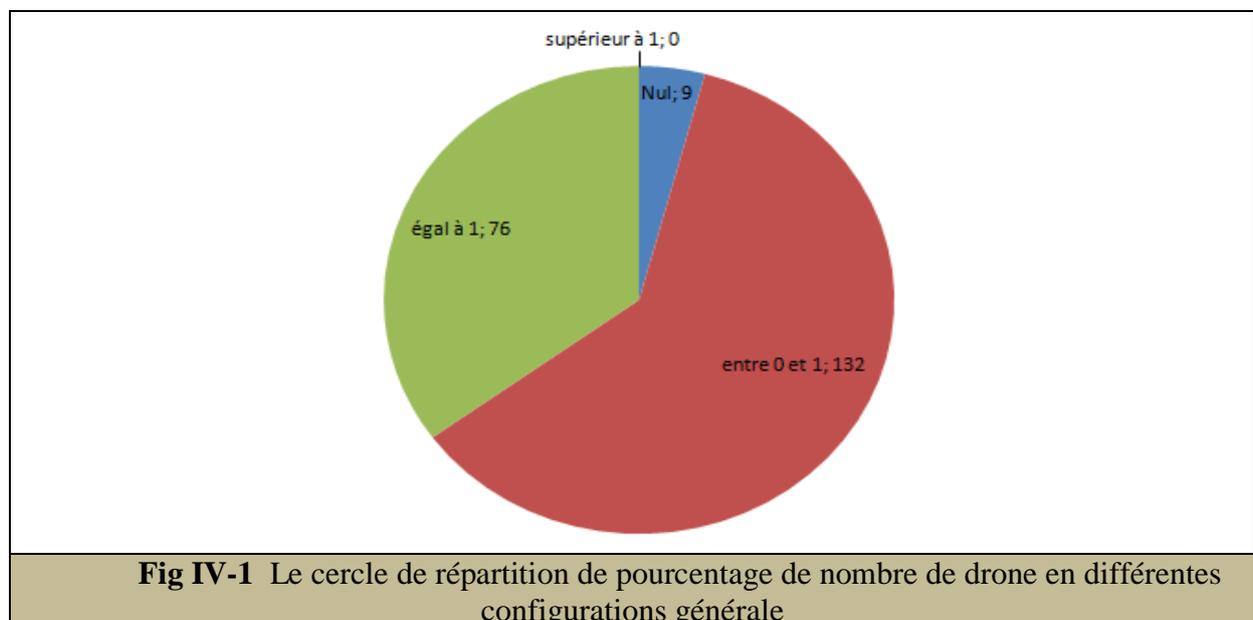
Le type de la configuration	La photo du drone	Le nom du drone
Conventionnelle		Watch keeper
Mono poutre		Silverstone F15
Bipoutre		Zala 421-20
L2 aile biplans superposés.		
aile biplans en tandem.		ADCOM United 40
aile biplans jointe		Chengdu Xianglong
aile triplan		Excelnet eagle
Canard		Yabhon -4

aile volante		Meggit Banshee
aile volante pure		Neuron
<b>Tab IV-1</b> Drones de différentes configurations		

**Etude comparative :**

On a fais une étude comparative entre des drones pour déterminer le type de configuration les plus utilisées à nos jours

Configuration générale	Conventionnelle	47%
	Bipoutre	34%
	Mono poutre	11%
	Bi fuselage	0
	Fuselage portant	8%
<b>Tab IV-2</b> La répartition du pourcentage de nombre de drone en différentes configurations d'aile		



**Décision :**

On a opté pour notre drone la configuration mono-poutre, vu les attributions suivantes :

- la configuration mono-poutre est une configuration standard, facile à fabriquer, moins coûteuse, et qui a fait ses preuves.
- le remplacement du cône arrière du fuselage par une mince poutre réduit le poids et la trainée.
- L'emplacement arrière de son groupe (Moteur/Hélice) offre plusieurs privilèges :
  - ❖ Champ de vision avant libéré pour les caméras, assurant une couverture meilleure, chose trop intéressante pour les drones.
  - ❖ Finesse meilleure de l'avion (remous de l'hélice émis loin du fuselage et des ailes ⇒ meilleure efficacité aérodynamique).
  - ❖ Espace avant libéré pour les équipements électroniques ⇒ facilité de montage et démontages des équipements pour l'entretien

**IV-3 Sélection et intégration du système de propulsion**

Ces procédures sont des décisions à prendre pour choisir le type le nombre et l'intégration du moteur sont :

**IV-3-1 choix du moteur :**

✚ Sélection des types de propulsion utilisés sur les drones :

Les facteurs qui jouent un rôle important dans la sélection du type de propulsion sont :

- a) Vitesse de croisière et maximale voulues
- b) Altitude de vol maximale voulue
- c) Distance franchissable et économique
- d) Le bruit
- e) Masse cédée à la propulsion entre 17% à 26% de la masse à vide pour les avions légers
- f) Maintenance et fiabilité
- g) Taux de carburant  $W_f/W_{T0}$  qui est influé massivement par la consommation spécifique du moteur pour le cas d'un moteur à piston ou la puissance de la batterie consommée durant le vol pour un moteur électrique.

h) Veux de clients et du marché.

Les types de moteurs utilisés sur les drones sont :

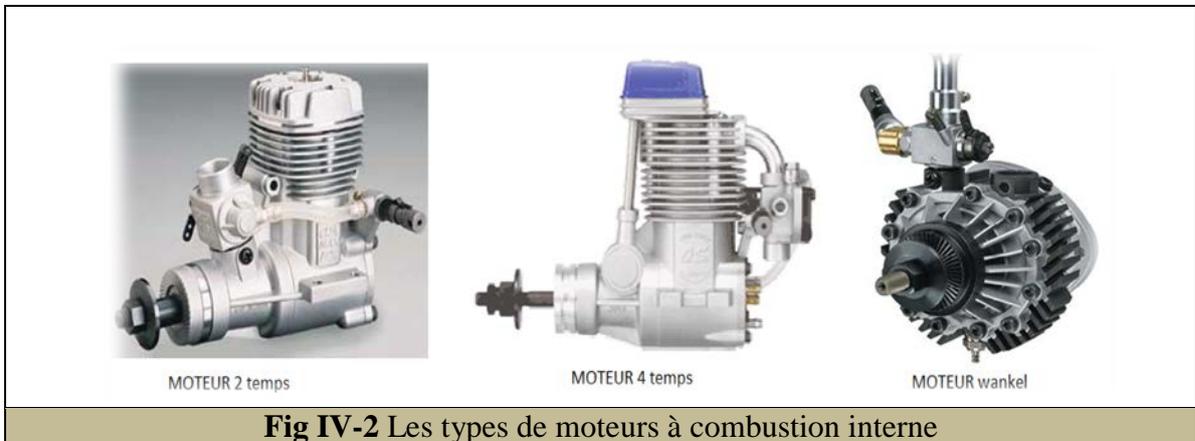
- 1) Moteur à combustion interne
- 2) Moteur électrique
- 3) Turbopropulseur
- 4) Turboréacteur
- 5) Turbo fan
- 6) Moteur à fusée
- 7) Ranjet

Le tableau ci-dessous montre cette diversité d'utilisation de moteur dans les drones

système de propulsion	La photo du drone	Le nom du drone
Moteur à piston		PENGIUM
Moteur électrique		LONG RANGE FPV 168
Turbopropulseur		HERON TP-EITHAN
Turboréacteur		YASTRAB
Turbo fan		Vison futuriste X
Moteur fusée		CL- 289
Ranjet		ENICS E85

**Tab IV-3** Drones de différents systèmes de propulsion

- ❖ Le premier type englobe :
  - Moteurs à piston :
    - 2temps
    - 4 temps
    - Cylindre rotatif
  - Moteur wankel



**Fig IV-2** Les types de moteurs à combustion interne

- ❖ Le deuxième type peut être alimenté par des batteries pour les minis et les micros drones ou des panneaux solaires pour les HAL



**Fig IV-3** Moteurs électrique

**Décision :**

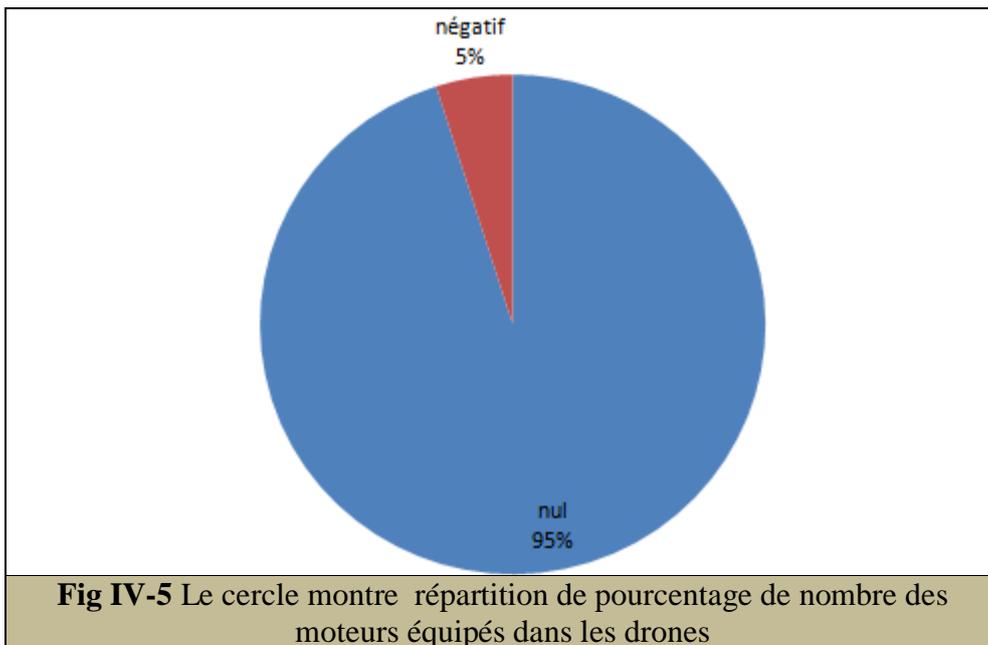
Nous avons décidé de choisir le moteur thermique qui est avantageux en termes d'endurance

✚ Le choix du nombre de moteur à utiliser :

En faisant une étude comparative entre les principaux drones ressemblant à le notre, donc la majorité de ces drones sont doté d'un seul moteur.

Nombre de moteur	1	223	97.4%
	2	6	2.6%
	3	0	0.0%
	4	0	0.0%

**Tab IV-4** La répartition de pourcentage de nombre des moteurs équipés dans les drones



**Fig IV-5** Le cercle montre répartition de pourcentage de nombre des moteurs équipés dans les drones

**Décision :**

On a décidé d'équiper notre drone d'un seul moteur vu les causes suivantes:

- La puissance du moteur maximale qu'on a besoin est 0.55hp et qui peut être garantie par un seul moteur
- On a décidé de libéré l'avant du fuselage pour la camera
- On n'a pas besoin de compliquer l'étude et la réalisation de notre drone
- La plupart des drones de notre catégorie utilise un seul moteur 87% d'après l'étude comparative

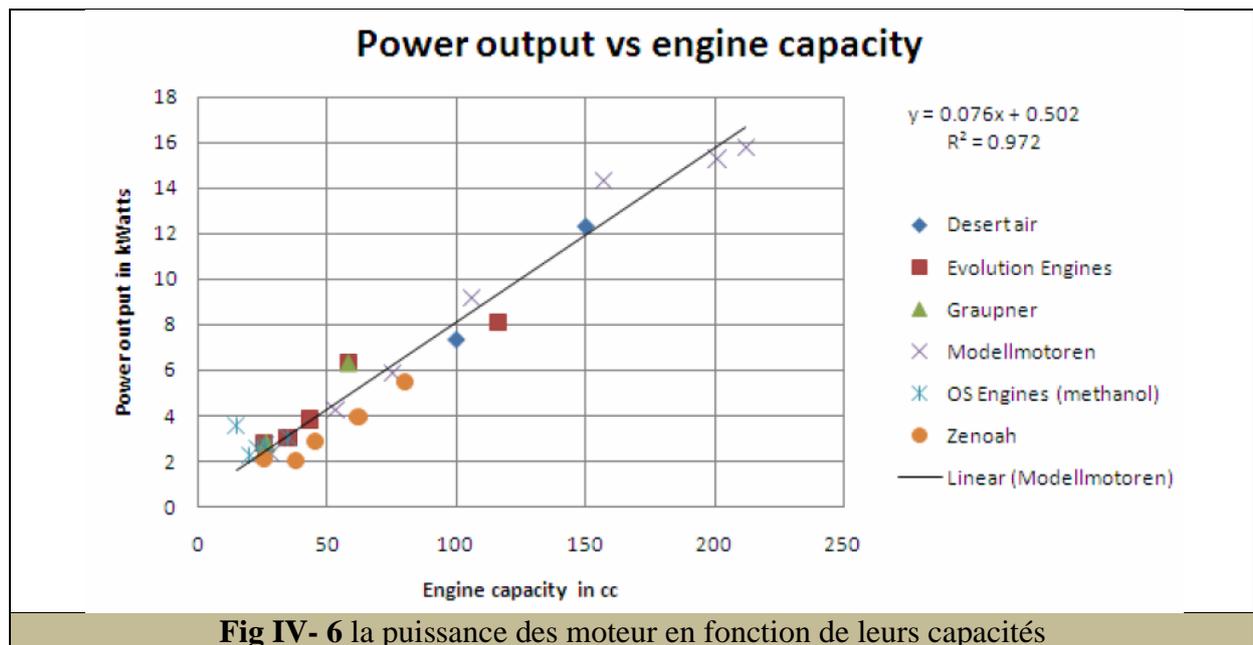
Le moteur qu'on doit choisir doit être aussi :

1. Leger
2. Disponibilité.
3. Moins couteux.
4. Moins encombrant.
5. De faible consommation.
6. Simple en maintenance, à l'exploitation et endurant.
7. Silencieux et moins vibrant.

En se basant sur tous les critères posés ci-dessus et en faisant une recherche sur les moteurs existant dans le marché on a pu faire une comparaison englobant nos besoins la disponibilité.

Mais avant d'entamer la comparaison on est appelé a savoir la cylindrée liée à notre plage de puissance, ça va faciliter la sélection du moteur car la majorité des fabricant désignent les moteurs par leurs cylindrées.

Pour un moteur de 0.55 hp ou 0.41 KW nous pouvons estimer la cylindrée par les courbes de tendance tracées par DR Joseph Barnard.



Et qui a trouvé pour les moteurs 2 Temps que chaque 1 cc de capacité du moteur fourni 76 Watt de puissance.

Alors pour notre ça ; 410 watt nécessite vers 5.4 cc.

Moteurs	Puissance	Régime (t/mn)	Cylindrée (cc)	Alésage (mm)	Course (mm)	Poids (g)	Livré avec silencieux/ Poids (g)	Hélices bipales recommandées	N°Cde (#)	PRX
<b>MVVS</b>										
MVVS 28 GFS/R ABC RC	1,10CV @17000 t/mn	2200-17000	4,6	18,0	18,0	280	1323235A/55	9x6/10x5	1323047	87,00
MVVS 15 GFS/R ABC RC	0,70CV @26000 t/mn	2200-26000	2,5	15,0	14,0	207	1323225A/51	7x4/9x3	1323029RC	48,50
MVVS 12 GFS/R ABC RC	0,50CV @19000 t/mn	2200-19000	2,0	13,5	14,0	155	1323225A/51	7x4/8x4	1323013	40,00
<b>OS</b>										
MAX 55AX	1,7CV @16000 t/mr	2000-17000	8,93	23,0	21,5	404	E3020/120	12x7-8/13x6-7	04715490	118,00
MAX-46AX	1,65CV @16000 t/mr	2000-17000	7,45	22,0	19,6	375	E3010/120	10,5x6/11x6-8/12x6-7	04715480	107,00
MAX-35AX	1,3CV @16000 t/mr	2500-13000	5,77	20,2	18,0	280	E3080/83	10x6-7/11x6/12x6	04713100	107,00
MAX-25AX	0,8CV @15000 t/mr	2500-17000	4,07	18,0	16,0	358	E3080/83	9x5-6/10x5	047126760	114,00
MAX-15CV-A	0,5CV @18000 t/mr	2500-19000	2,49	15,2	13,7	170	871/40	7x5-6/8x4-6/9x4	04711620	89,90

**Tab IV-5** comparaison entre les moteurs de la classe .5 à 1.5 hp

### Décisions

nous pouvons opter logiquement pour un **OS MAX-25A X** avec une hélice de 10x5 inch



**MAX-25AX Debut!**  
A new standard class 2-stroke engine for casual flying.

O.S. has now introduced an engine that not only has great performance but “easy-to-handle” characteristics as well allowing the average modeler to enjoy a more casual and relaxed type of flying. Considerable development has resulted in the new generation “AX Series” 2-stroke engines which feature “easy-to-handle” characteristics as well as a more pleasant exhaust note and the ability to turn one size larger propeller at lower rpm. The latest addition to the AX line is the MAX-25AX - the smallest brother in the series. The 25AX can replace current 25 size engines due to having the same mounting bolt pattern. Due to the engine’s wider power band it can be used to power a variety of small airplanes such as trainers, sport models, etc.

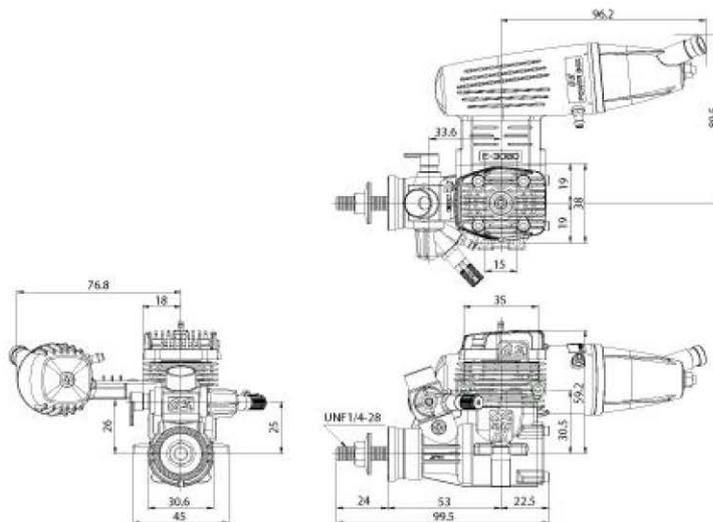


The MAX-25AX maintains the same overall form as well as fin shape and slant head that symbolize the AX Series.



A newly designed "POWER BOX" silencer is supplied with the engine that offers not only quieter and milder exhaust sound but excellent power as well. Also, the exhaust outlet direction can be rotated to meet specific applications.

Displacement: 4.07cc.(0.248cu.in)- Bore : 18.0mm./0.709in. -Stroke: 16.0mm/0.630in.  
 - Weight : Engine 275g/9.70oz, Silencer(E-3080) : 83.0g/2.93oz, : Power Output 0.8ps/16,000r.,pm.  
 - Practical RPM : 2,500~17,000r.p.m.  
 Prop rpm data by suggested propellers(For reference purpose only)  
 9x5 15,100 9x6 13,500 9.5x5 13,300 10x5 11,650

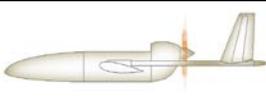


**IV-3-2 Intégration de notre moteur :**

Nous avons opté pour une configuration monopoutre donc on essayé d'étudier tous les cas possibles d'intégration moteur dans ce cas

La comparaison se fait selon les critères suivants :

1. Stabilité de route.
2. Stabilité longitudinale.
3. Section avant libérée.
4. Protection.
5. Trainée.
6. Accessibilité.
7. Centrage.
8. Influence sur l'empennage.
9. Complication géométrique.
10. Dimension générale de l'avion.
11. Possibilité de dériver vers un jet

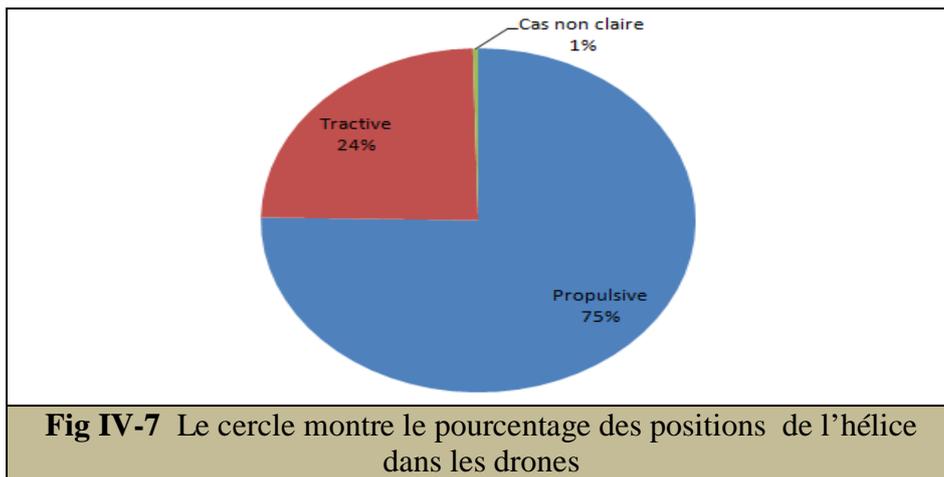
Configuration		Les critères de comparaisons										
Illustration	Réelle	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
	 Sea loon	x	x	✓	✓	x	x		x	✓	x	✓
	 Yabhon RX	x	✓	✓	x	✓	x	✓	x	✓	✓	✓
	 RQ-5 Hunter	✓	✓	x	x	x	✓	x	✓	✓	✓	x
	 RQ-7 Shadow 200T	x	x x	✓ ✓	✓ ✓	x x	✓ ✓	✓ ✓	✓	x	xx	✓
	 AGplane	✓	x x		✓ ✓ ✓	x x	✓ ✓	✓ ✓	✓	x	xx	✓

**Tab IV-6** La comparaison entre les différentes configurations du moteur (cas de bipoutre applicable pour le mono poutre)

D'autre part il a fallu faire une étude comparative entre le choix de prendre le cas d'une position tractive ou propulsive

- Le groupe propulseur sur 75% de drones étudié est propulsif et 24% est tractif

Position de l'hélice	Propulsive	75.2
	Tractive	24.3
	Cas non claire	0.4
<b>Tab IV-7</b> Les différentes positions de l'hélice		



**Décision :**

Nous avons décidé de choisir une hélice propulsive dans le moteur sera intégré dans le fuselage comme le cas du silverstone F-15



Silverstone F-15

vu les avantages cités ci-dessous :

1. Une intégration du moteur a une position propulsive remplit les exigences de vision principalement en libérant la partie avant de fuselage. (Libération de la partie du fuselage à la charge utile et principalement au système vision).
2. La position choisie du moteur nous facilite les tâches de centrage.
3. La position choisie du moteur le rend accessible et facile à maintenir .

### IV-4 La géométrie de l'Aile

La procédure à suivre pour définir la géométrie de l'aile et choisir le profil et l'angle de calage et la suivante :

#### IV-4-1 la configuration générale des Ailes :

Selon la configuration générale, on doit programmer les taches d'études de configuration des ailes

-  conventionnel
-  Aile volante
-  Aile en tandem
-  Canard
-  Tri-surfaces
-  Aile jointe

Le type de configuration	La photo du drone	Le nom du drone
Conventionnelle		EADS Talarion
Aile volante		SAGEM Crecerelle
Aile en tandem		ADCOM United 40
Canard		IAI Harop
Tri-surfaces		Excelnet eagle
Aile jointe		Chengdu Xianglong

**Tab IV-8** Des drones de différentes configurations

Si l'avion est une aile volante l'ensemble de composant du fuselage doivent être totalement inclus dans les ailes et ça aura l'impact le plus majeur sur la configuration

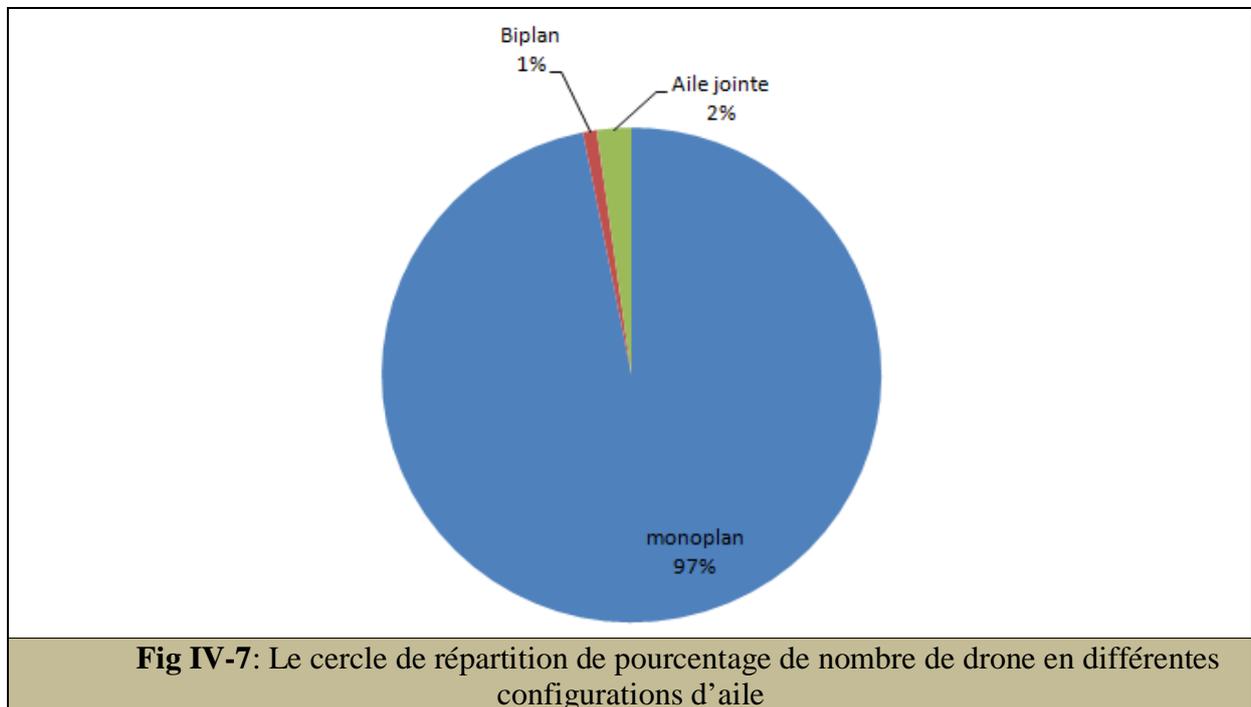
Pour les ailes jointes et les en tandem l'étude sera doublée, et les paramètres doivent être choisis pour chacune des ailes

**Etude comparative :**

On a fais une étude comparative entre des drones pour déterminer le type de configuration les plus utilisées à nos jours

Voilure	monoplan	217	96,9%
	Biplan	2	0,9%
	Aile jointe	5	2,2%

**Tab IV-9** La répartition du pourcentage de nombre de drone en différentes configurations d'aile



**Fig IV-7:** Le cercle de répartition de pourcentage de nombre de drone en différentes configurations d'aile

**Décision :**

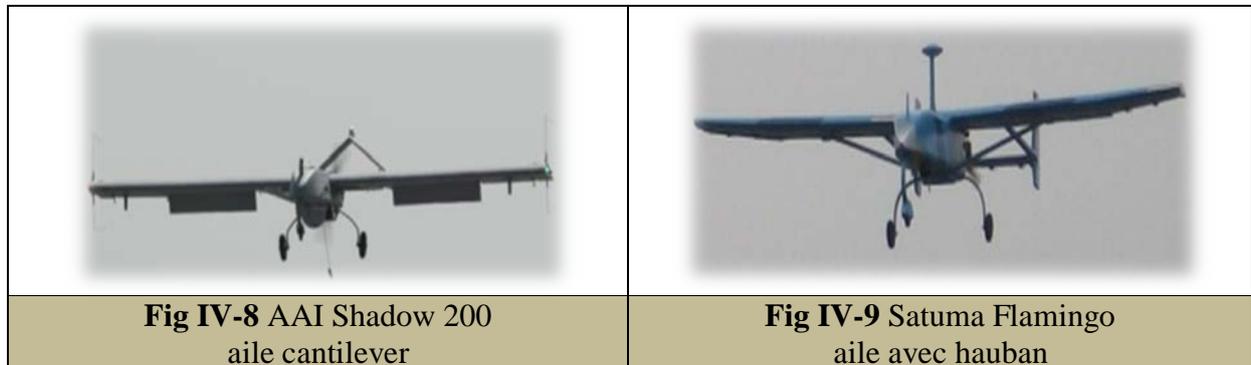
Nous avons choisi pour notre drone une configuration monoplan

**IV-4-2 Mode de fixation Général des ailes :**

Décider la structure générale de l'aile

Le choix et entre :

- 1- aile cantilever
- 2- aile avec hauban



Les haubans augmentent la résistance de l'aile ce qui permet de simplifier sa structure mais d'autre part ils augmentent la traînée pour cela qu'au-delà de 200kts ils sont à éviter aussi ils augmentent la masse totale de l'avion

**Décision :**

Nous avons choisis pour notre drone une structure cantilever

**IV-4-3 l'arrangement aile fuselage**

Décision de l'arrangement aile fuselage donc la position verticale de l'aile, et on aura pour cela trois choix :

- 1- Aile haute
- 2- Aile médiane
- 3- Aile basse

Le type de configuration	La photo du drone	Le nom du drone
Aile haute parasol		Hermes 450
Aile haute		Diner Seeker 400
Aile haute		ADCOM United 40
Aile médiane		MQ9 – Reaper
Aile basse		Global Hawk

**Tab IV-10** Des drones de différentes disposition de l'aile

La position verticale de l'aile influe directement sur :

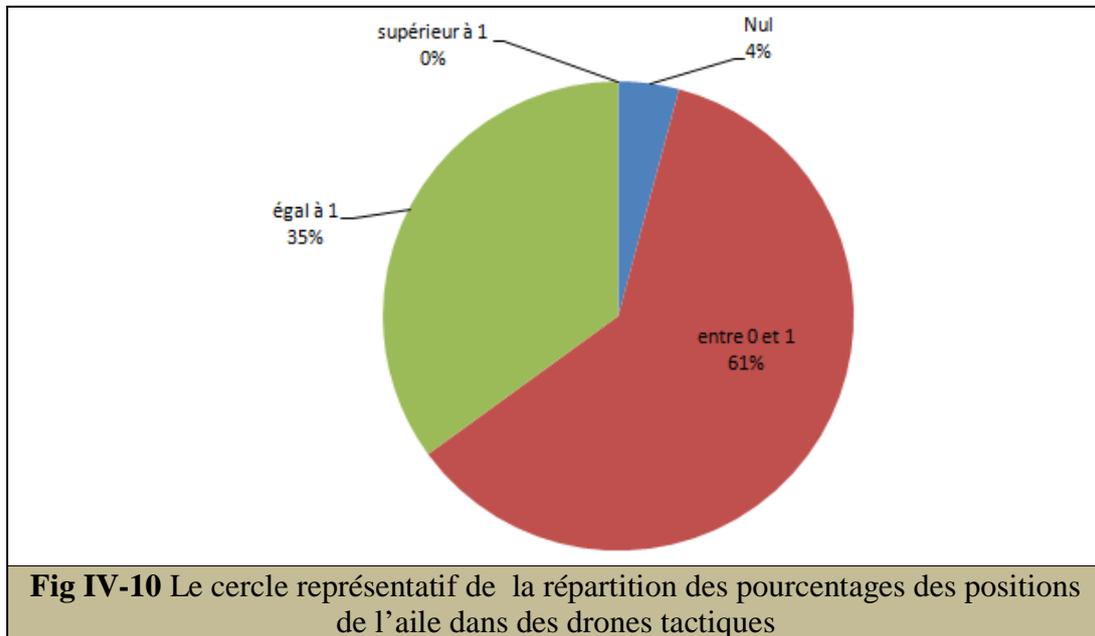
- ✚ Trainée d'interférence
- ✚ Stabilité latérale
- ✚ Visibilité
- ✚ Masse de train fixé sous l'aile
- ✚ Fixation des charges externes sous l'aile
- ✚ Flexion des ailes en cas de grand allongement

**Etude comparative :**

On a fait une étude comparative entre des drones tactiques de différentes positions

position aile	haute	153	67,7%
	Basse	32	14,2%
	médiane	33	14,6%
	Cas non claire	8	3,5%

**Tab IV-11** La répartition du pourcentage de nombre de drone en différentes position d'ailes dans des drones tactiques



**Fig IV-10** Le cercle représentatif de la répartition des pourcentages des positions de l'aile dans des drones tactiques

➤ **Les critères de choix de la position latérale de l'aile sont :**

1. Stabilité latérale.
2. Masse et dimension de train (s'ils sont placés sous les ailes).
3. Fixation de la charge extérieure.
4. Accessibilité pour la maintenance de l'aile.
5. Accessibilité par l'équipement.
6. Performance.
7. Complication.
8. Trainée de l'installation.

Configuration des ailes		Les critères de comparaison							
		1	2	3	4	5	6	7	8
Parachute		✓✓	xx	✓✓	✓✓	x	✓✓	xx	xx
Haute		✓	xx	✓✓	✓✓	x	✓	x	0
Choulder		✓	x	✓	✓	✓	x	x	0
Medium		0	✓	x	x	✓✓	xx	x	0
Basse		x	✓✓	xx	xx	✓✓	xxx	x	0

**Tab IV-12** La comparaison entre les différentes positions de l'aile

**Décision :**

Nous avons décidé de choisir une aile haute de type Haute

IV-4-4 flèche au quart de l'aile

Décision de la flèche au quart de l'aile ce choix est fait entre

- 1- flèche nulle
- 2- flèche positive
- 3- flèche négative
- 4- flèche variable symétrique
- 5- flèche variable asymétrique (oblique)

Ces deux derniers choix sont utiles pour :

- ✚ Dans le cas où la croisière de l'avion se fait en deux ou plusieurs vitesses
- ✚ Pour combiner entre la stabilité et la manœuvrabilité sur les avions qui exigent cela
- ✚ Il faut tenir en compte que les derniers choix causent des pénalités sévères en termes de masse

Le type de flèche	La photo du drone	Le nom du drone
Flèche nulle		ASN-9
Flèche positive		Alenia sky x
Flèche négative		Yabhon GRN-1
Flèche variable Symétrique		Drone expérimental iranien (Amir Aalipour)
Flèche variable Asymétrique		NASA Oblique Wing Research Aircraft

**Tab IV-13** Des drones de différents types de flèche

La flèche et l'épaisseur du profil ont de grand impact sur l'évolution de la traînée de compressibilité, c'est pour cela que pour les avions qui ont une croisière supersonique ou High-subsonique l'angle de flèche et l'épaisseur de l'aile sont des facteurs décisifs pour la conception de l'aile

Le Mach critique  $M_{Cr}$  est estimé pour :

$$C_{L \max Cr} = \frac{W_{To} - 0.4W_f}{\bar{q} S}$$

Tel-que  $\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V^2$

Aussi le Mach critique est proportionnel à  $\frac{1}{\cos^m \Lambda}$

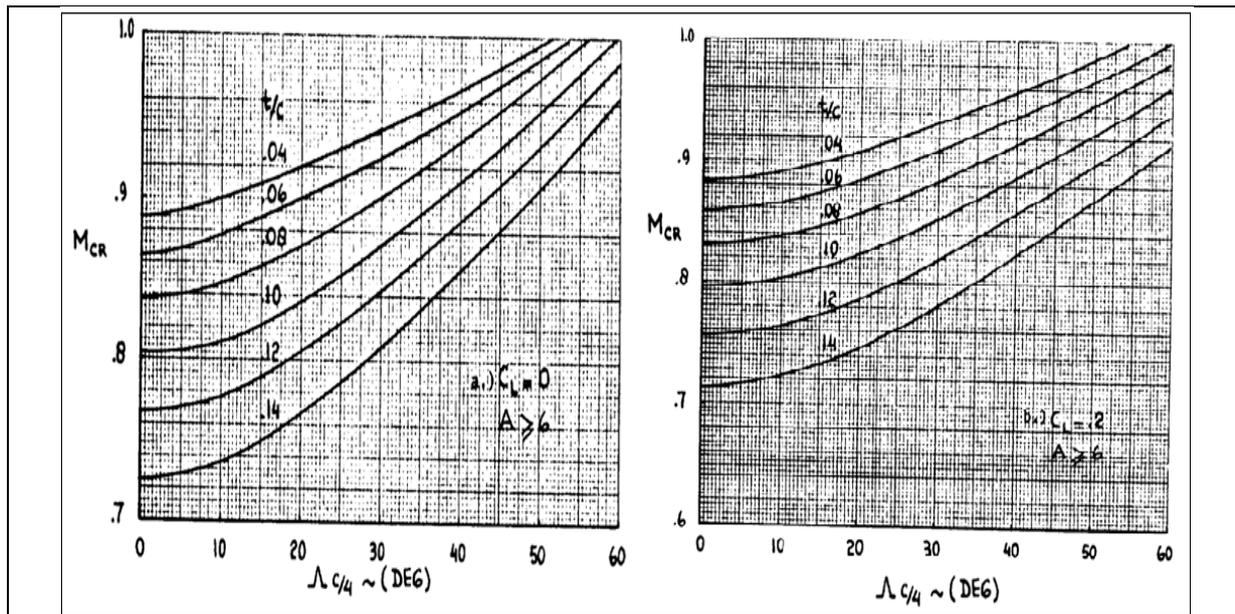


Fig IV-11: Effet de l'épaisseur relative et l'angle de flèche sur le nombre de mach critique

La flèche peut aussi aider dans le centrage car un changement léger dans la flèche peut varier considérablement la position du centre aérodynamique de l'avion.

❖ **Les critères de choix de la flèche :**

1. Poids
2. Flexibilité
3. Stabilité latérale
4. Stabilité longitudinale
5. Stabilité de route
6. Simplicité
7. efficacité de l'aileron

Configuration des ailes sans et avec flèche		Les critères de comparaison						
		1	2	3	4	5	6	7
Nulle		✓	✓	×	0	0	✓	✓
Positive		×	×	✓	×	✓	×	×
Négative		×	×	✓	×	×	✓	×
Variable symétrique		×××	×	0	0	0	×××	0
Variable asymétrique		××	×	0	0	0	××	0

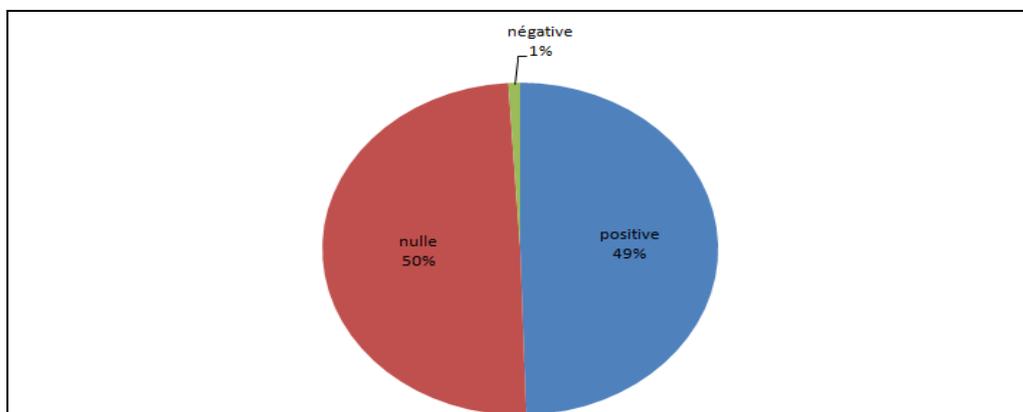
**Tab IV-14** La comparaison entre la géométrie de l'aile selon type de flèche

**Etude comparative :**

On a fait une étude comparative entre des drones pour déterminer le type de flèche le plus utilisé.

flèche	positive	102	49,5%
	nulle	102	49,5%
	négative	2	1,0%

**Tab IV-15** Le pourcentage des flèches existant dans les drones tactiques



**Fig IV-12** Le cercle représentatif les types de flèche avec leur pourcentage dans les drones tactiques

**Décision :**

Nous avons décidé de fixer la flèche à 0°

IV-4-5 l'effilement de l'aile:

La décision du choix de l'effilement qui est faite entre :

- 1-  $\lambda = 1$  aile rectangulaire
- 2-  $\lambda = 0.5$  aile moyennement effilé
- 3-  $\lambda < 0.3$  aile fortement effilée
- 4-  $\lambda = 0$  aile delta

On peut trouver dans de rare configuration des effilements supérieurs à 1 appelé aile papillon

Le type d'effilement	La photo du drone	Le nom du drone
Aile rectangulaire $\lambda = 1$		Zala 421-20
aile moyennement effilé $\lambda = 0.5$		Klickita 20 insitu
aile fortement effilée $\lambda < 0.3$		Mq-9 reaper
aile delta $\lambda = 0$		Northrop Grumman X-47A
aile papillons $\lambda > 1$		Republic XF-91 (rc plane)
<b>Tab IV-16</b> Des drones de différents effilements		

Le choix de l'effilement induit sur ces paramètres

-  le poids de l'aile
-  l'avertissement de décrochage
-  la traînée induite
-  portance

Les critères de choix de l'effilement sont :

1. La masse.
2. Fabrication.
3. Volume interne a l'emplanture du fuselage.
4. Resistance au chargement a l'emplanture.
5. Réduction de la trainée induite.
6. Interchangeabilité.
7. Spirale

		Les critères de comparaison						
		1	2	3	4	5	6	7
$\lambda < 1$		✓	x	✓	✓	✓	x	✓
$\lambda = 1$		xx	✓✓✓	✓✓	✓✓	xx	✓✓	✓✓
$\lambda > 1$ papillon		x	xxx	xxx	xxx	x	xx	x
$\lambda = 0$ aile delta		xxx	xx	✓✓	✓✓✓	✓✓	✓	✓✓✓

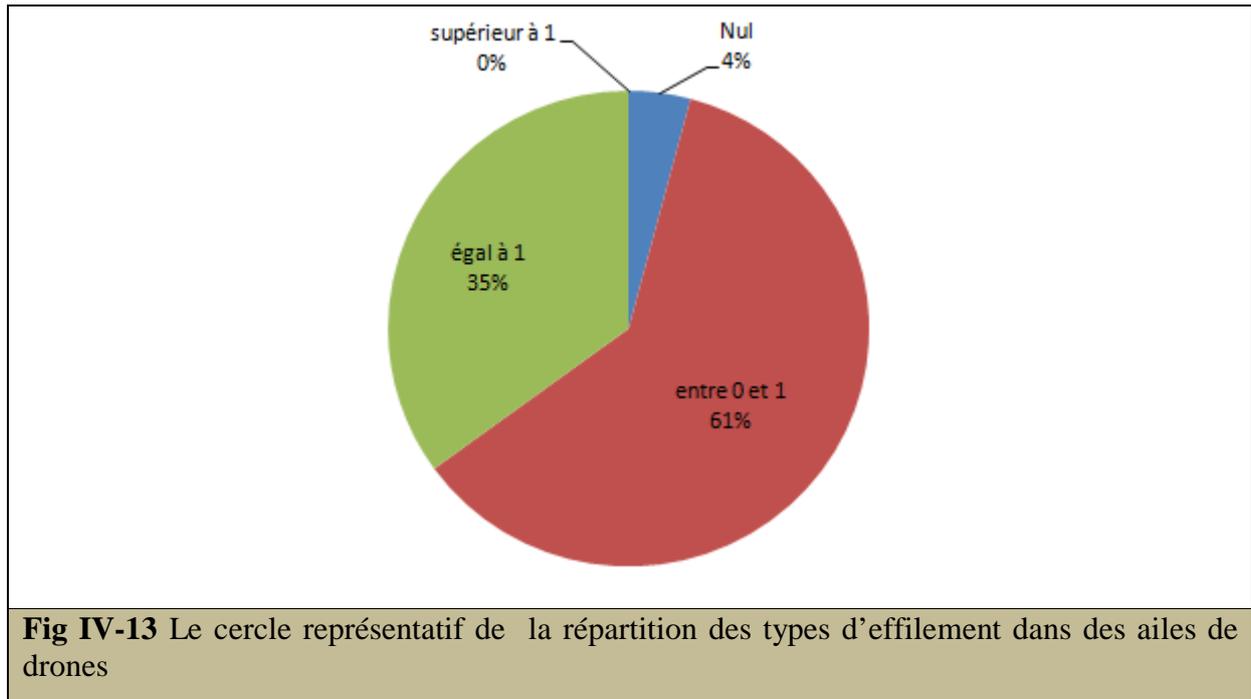
**Tab IV-17** Les critères influant sur le choix de l'effilement de l'aile

**Etude comparative :**

On a fais une étude comparative entre des drones pour déterminer la forma de l'aile donc l'effilement le plus utilisé.

effilement	Nul	9	4,1%
	entre 0 et 1	132	60,8%
	égal à 1	76	35,0%
	supérieur à 1	0	0,0%

**Tab IV-18** Le pourcentage des types d'effilement utilisé sur les drones tactiques



**Fig IV-13** Le cercle représentatif de la répartition des types d'effilement dans des ailes de drones

#### Décision :

Nous avons choisis une aile à faible effilement dans la classe de 0.7 pour remplir les conditions aérodynamiques et de fabrication à la fois

#### IV-4-6 le dièdre :

Le choix de l'angle du dièdre est fait entre :

- 1- Dièdre nulle
- 2- Dièdre positif
- 3- Dièdre négatif
- 4- Dièdre W
- 5- Dièdre M

Ce choix est relié à un échange et un compromis entre la stabilité latérale et stabilité au roulis hollandais

La garde au sol géométrique : comme la garde des saumons d'aile, des nacelles et des propulseurs montés sous les ailes car lors d'une inclinaison un angle de roulis de  $5^\circ$  peut être aussi décisif pour le choix de dièdre

Le type de dièdre	La photo du drone	Le nom du drone
Dièdre nulle $r = 0$		Dozor -3 (600)
Dièdre positif $r > 0$		Kettering Aerial Torpedo "Bug"
Dièdre négatif $r < 0$		Kvand VTOL
Dièdre W		Aquabird
Dièdre M		Lockheed-Martin Cormorant

**Tab IV-19** Des drones de différents dièdres

Quand l'aile a un dièdre positif, un dérapage entraîne un moment de roulis de signe contraire au sien.

Le cas de l'avion à aile basse et donc défavorable à cet égard ; c'est pourquoi on donne en général aux ailes basses un dièdre positif suffisant pour que l'effet du dièdre signalé en haut l'emporte sur l'effet inverse dû à l'interaction aile-fuselage dans ce cas particulier.

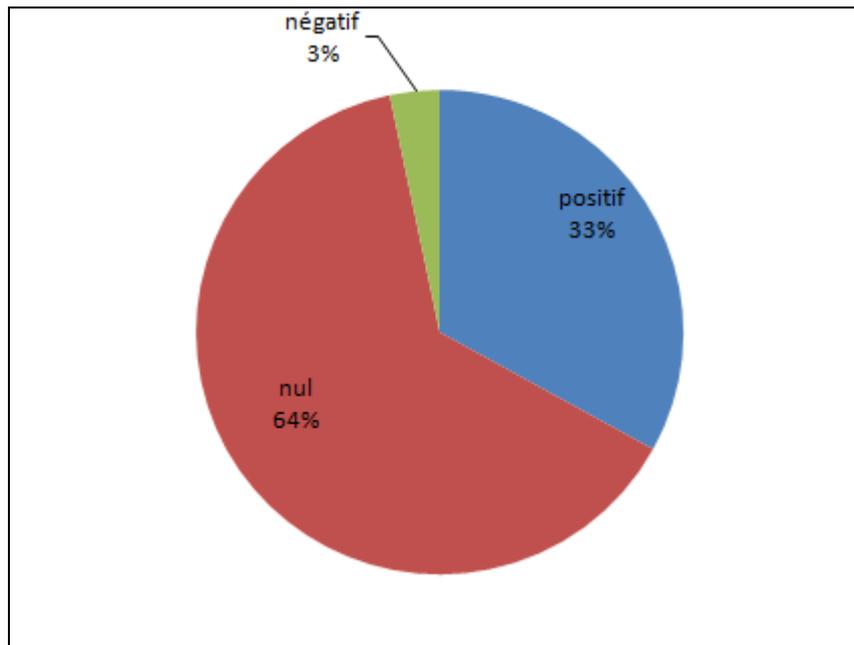
Par contre par contre que pour l'aile haute le dièdre n'est pas toujours nécessaire, l'interaction aile-fuselage étant souvent suffisante pour donner un couple de roulis dû au dérapage suffisant et dans le bon sens

**Etude comparative :**

On a fait une étude comparative entre des drones pour déterminer le type de dièdre le plus utilisé.

Dièdre	positif	70	33,0%
	nul	135	63,7%
	négatif	7	3,3%

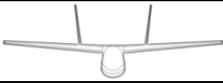
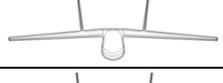
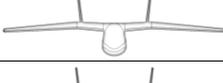
**Tab IV-20** Le pourcentage des types de dièdre utilisé sur les drones tactiques



**Fig IV-14** Le cercle représentatif de la répartition des types de dièdre dans des ailes de drones

➤ Les critères de choix de dièdre :

1. Charge extérieur
2. Accessibilité
3. Masse train
4. Stabilité
5. Spirale
6. Poids
7. Simplicité et maintenance
8. Groupe propulsif

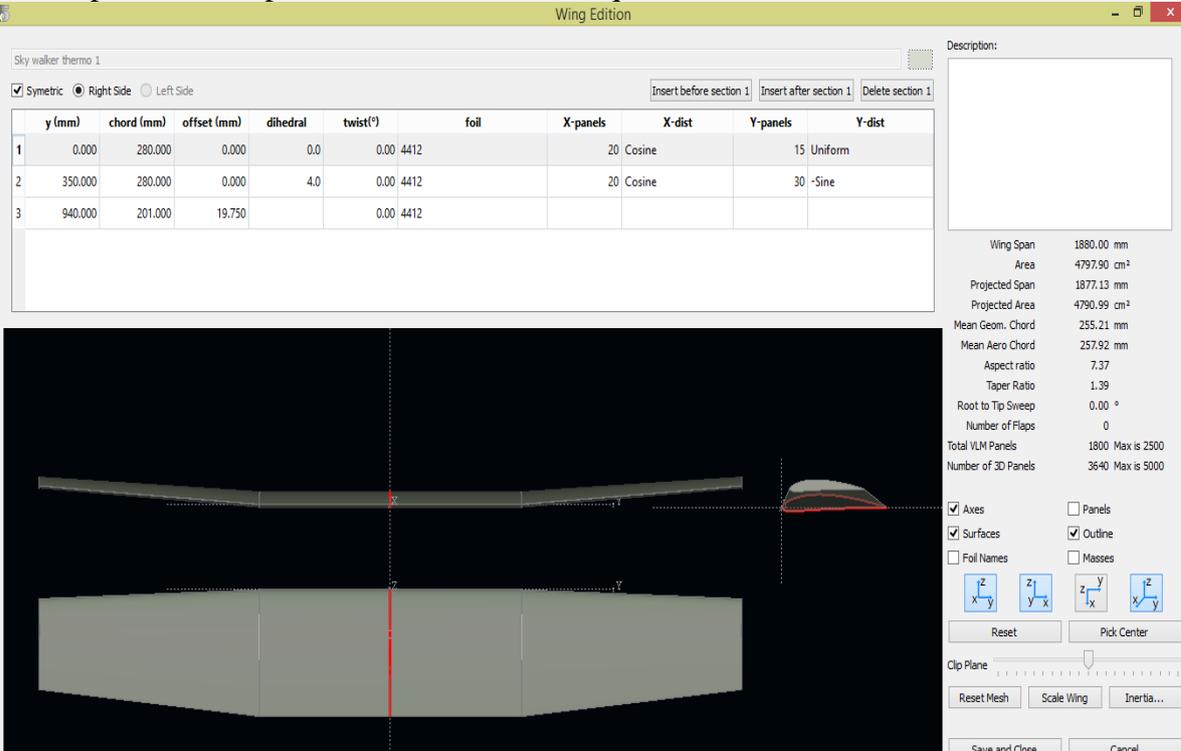
		Critères de comparaison							
		1	2	3	4	5	6	7	8
Positif		✓✓		×	✓		×	×	✓✓
Nul		✓		✓			✓	✓	✓
Négatif		×		✓✓	×		×	×	×
M		✓✓					×	×	✓✓
W		×		✓✓			×		

**Tab IV-21** Les critères de choix du dièdre

**Décision :**

Nous avons décidé d'utiliser un dièdre nul pour la section centrale de l'aile pour simplifier la fixation Aile-fuselage, avec un faible dièdre à la partie extérieur .

En récapitulant nous pouvons dessiner une aile qui couvre tous ces décisions comme suit:



The screenshot shows the 'Wing Edition' software interface. It features a table of wing section parameters, a 3D model of the wing, and a right-hand panel with various settings and statistics.

y (mm)	chord (mm)	offset (mm)	dihedral	twist(°)	foil	X-panels	X-dist	Y-panels	Y-dist
1	0.000	280.000	0.000	0.0	0.00 4412	20 Cosine		15 Uniform	
2	350.000	280.000	0.000	4.0	0.00 4412	20 Cosine		30 -Sine	
3	940.000	201.000	19.750		0.00 4412				

Statistics from the software interface:

- Wing Span: 1880.00 mm
- Area: 4797.90 cm<sup>2</sup>
- Projected Span: 1877.13 mm
- Projected Area: 4790.99 cm<sup>2</sup>
- Mean Geom. Chord: 255.21 mm
- Mean Aero Chord: 257.92 mm
- Aspect ratio: 7.37
- Taper Ratio: 1.39
- Root to Tip Sweep: 0.00 °
- Number of Flaps: 0
- Total VLM Panels: 1800 Max is 2500
- Number of 3D Panels: 3640 Max is 5000

- Envergure = 1.88 m
- Surface alaire = 0.48 m<sup>2</sup>
- Corde moyenne géométrique = 0.255 m
- Effilement = 0.72
- Allongement = 7.37
- Dièdre de la partie extérieure = 4°

IV-4-5 Choix du profil de l'aile :

IV-4-5-a l'épaisseur relative de l'aile

Épaisseur relative maximale a un impact majeur sur :

- ✚ la résistance de la structure de l'aile
- ✚  $C_L$  et  $C_D$
- ✚ Le poids
- ✚ Chargement interne : carburant, munition, train
- ✚ Vitesse de vol

❖ **Les critères de choix de l'épaisseur relative dans notre cas :**

1.  $C_L$
2.  $C_D$
3. V la vitesse
4. Rigidité de la structure
5. Le poids
6. Volume interne
7. Complication de la fabrication

Epaisseur relative	Les critères de comparaison						
	1	2	3	4	5	6	7
$e_r < 6\%$ 	✓	✓✓	✓✓	x	x	x	
$6\% < e/c < 12\%$ 	✓✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
$e/c > 12\%$ 	✓✓	x	x	✓✓	✓✓	✓✓	✓✓

**Tab IV-22** Les critères influant sur le choix de profil

**Décision :**

Nous avons choisis pour notre aile une épaisseur moyenne dont  $\frac{e}{c} = 12\%$

IV-4-5-b Révision des exigences aérodynamiques !

Les considérations à tenir compte lors de choix ou de développement d'un profil sont :

- ✚ La courbe  $C_Z$ .
- ✚  $C_{m_{c/4}}$  ; le coefficient de moment de tangage au quart de la corde
- ✚ Angle de décrochage.
- ✚ La finesse  $(L/D)_{max}$  et l'angle correspondant.
- ✚ Angle de  $C_L$  max

Avant de lancer la procédure de choix du profil on doit définir les exigences aérodynamiques demandées en révisant les résultats de la conception préliminaire telque  $C_{L_{cr}}$  et  $C_{L_{max \tau_0}}$ , ces deux paramètres sont liés a l'aile réelle (à envergure limitée) et pas au profil 2D (à envergure illimitée), on doit définir coefficient  $C_{l_{cr}}$  et  $C_{l_{max \tau_0}}$  nécessaire du profil.

**Effet de l'effilement :**

La traînée induite pourra réduire fortement la portance, le taux de réduction  $k_\lambda$  est pris empiriquement:

$$C_{L_{max\ T0}} = k_\lambda C_{L_{max\ T0}}$$

$k_\lambda = 0.88$  Pour les ailes à effilement  $\lambda = 1$

$k_\lambda = 0.95$  Pour les ailes à effilement  $\lambda = 0.4$

**Décision :**

Pour notre cas  $k_\lambda = 0,91$ , cette valeur est empirique, nous pouvons travailler pour une valeur un peu inférieure pour serrer la marge de l'erreur.

**Effet de la déportance des empennages :**

La déportance des empennages réduit la résultante totale de la portance, on doit noter que toute décision de  $C_{L_{max}}$  doit compenser la distribution négative des empennages en portance alors :

$$C_{L_{max\ w}} = 1.05 \text{ à } 1.1 C_{L_{max}}$$

Pour les avions a grand bras de levier  $lh/\bar{c} > 5$

$$C_{L_{max\ w}} = 1.05 C_{L_{max}}$$

Pour les avions a petit bras de levier ou  $lh/\bar{c} < 3$

$$C_{L_{max\ w}} = 1.1 C_{L_{max}}$$

**Décision :**

On va opter pour  $C_{L_{max\ w}} = 1.1 C_{L_{max}}$

Alors pour un  $C_{l_0} = 0.5$

et un  $C_{l_\alpha} = 2\pi = 0.11 \text{ deg}^{-1}$

		Profil (2D)	Aile (3D)	avion (3D)
Cl à 0°		0,50	0,43	0,39
Cl alpha	Deg <sup>(-1)</sup>	0,11	0,09	0,09
	Rad <sup>(-1)</sup>	6,30	5,36	
	$\pi$	2,01	1,71	
Clmax		1,47	1,25	1,14
Cl nécessaire cr		0,57	0,49	0,44
alpha Cl cr	°	0,7	0,7	-
alpha Cl max	°	8,8	8,8	

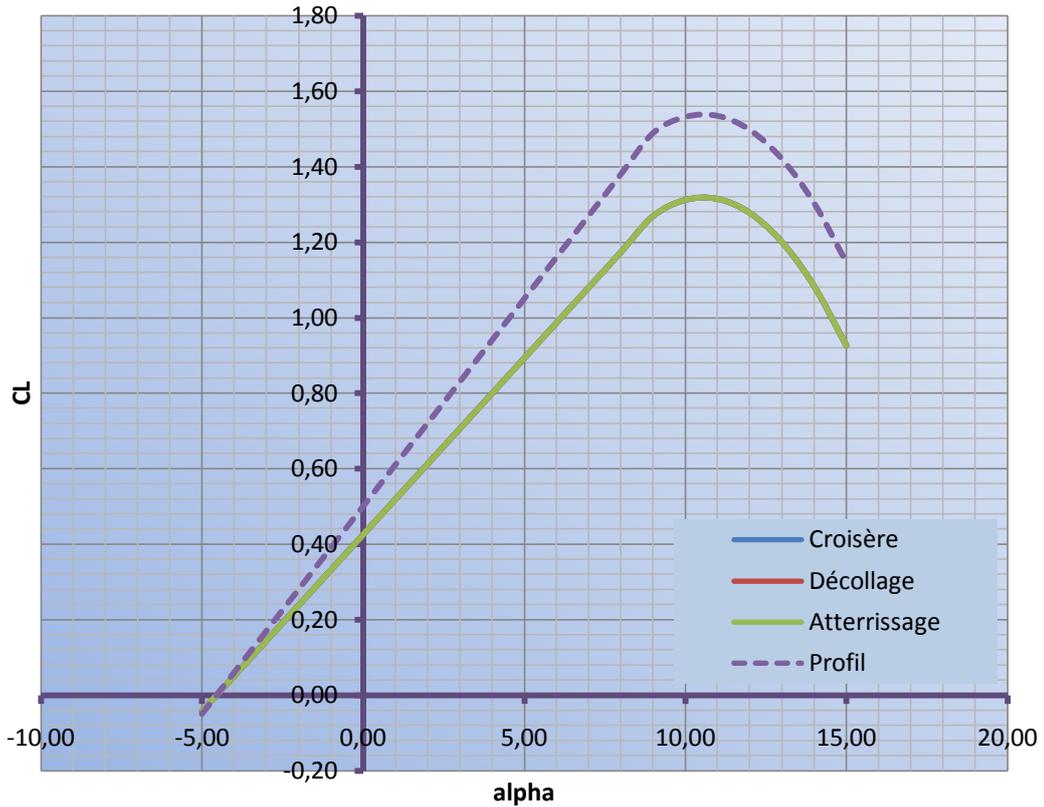
**Tab IV-23** les Coefficients de portance exigés

**les conditions de vol sont les suivants :**

		Take off	climb	cruise	loiter	low pass	Stall
Corde de ref	m	0,255	0,255	0,255	0,255	0,255	0,255
Vitesse	km/h	39,0	49,8	55,0	63,6	106,5	31,3
Vitesse	m/s	10,8	13,8	15,3	17,7	29,6	8,7
Altitude de vol	m	0,0	/	2000,0	2000,0	0,0	0,0
densité de l'air	kg/m <sup>3</sup>	1,225	1,114	1,002	1,002	1,225	1,225
viscosité dynamique	Pa,s	1,47E-05	1,41E-05	1,35E-05	1,35E-05	1,47E-05	1,47E-05
nombre de reynolds		2,3E+05	2,8E+05	2,9E+05	3,3E+05	6,3E+05	1,9E+05
Temperature	C°	15,2	8,7	2,2	2,2	15,2	15,2
Temperature	R°	518,9	507,2	495,5	495,5	518,9	518,9
Vitesse du son	m/s	340,3	336,5	332,6	332,6	340,3	340,3
Mach		0,032	0,041	0,046	0,053	0,087	0,026

**Tab IV-24** les condition de vol durant les différentes phases

**Interprétation graphique :**

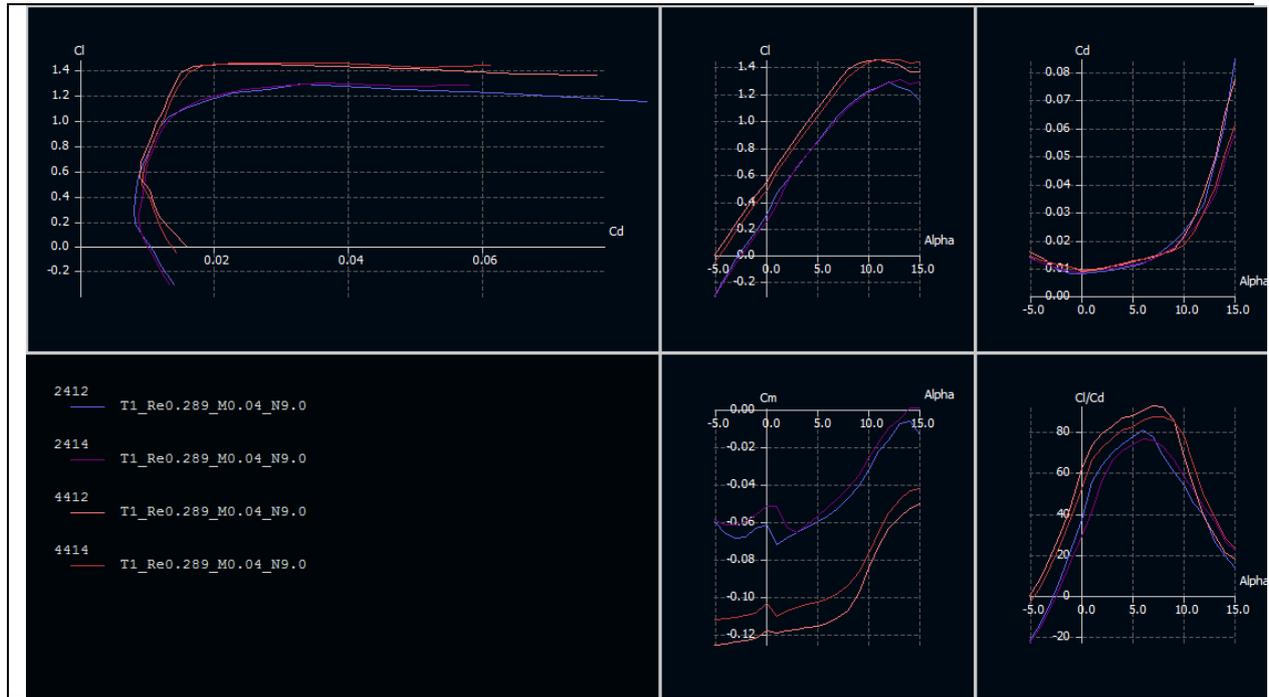


alpha	2D	CL Cr	CL To	CL L
-5,00	-0,05	-0,04	-0,04	-0,04
-4,00	0,06	0,05	0,05	0,05
-3,00	0,17	0,14	0,14	0,14
-2,00	0,28	0,24	0,24	0,24
-1,00	0,39	0,33	0,33	0,33
0,00	0,50	0,43	0,43	0,43
1,00	0,61	0,52	0,52	0,52
2,00	0,72	0,61	0,61	0,61
3,00	0,83	0,71	0,71	0,71
4,00	0,94	0,80	0,80	0,80
5,00	1,05	0,89	0,89	0,89
6,00	1,16	0,99	0,99	0,99
7,00	1,27	1,08	1,08	1,08
8,00	1,38	1,17	1,17	1,17
9,00	1,49	1,27	1,27	1,27
10,00	1,53	1,31	1,31	1,31
11,00	1,54	1,31	1,31	1,31
12,00	1,50	1,28	1,28	1,28
13,00	1,42	1,20	1,20	1,20
14,00	1,30	1,08	1,08	1,08
15,00	1,15	0,93	0,93	0,93

**Note: la partie de décrochage n'est pas exactement tracée**

**Fig IV-15** représentation graphique des Coefficients de portance exigés

Avec une petite comparaison entre les profils Naca 4 chiffres 2412, 2414, 4412 et 4414 pour  $Re = 289087$  et  $Mach = 0.046$  on obtient les résultats suivants :



**Fig IV-16** la comparaison entre les 4 profils de base choisis

Calculated polar for: 2412

1 1 Reynolds number fixed

Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)  
 Mach = 0.045 Re = 0.289 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	Cm	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chnge	XCp
-5.000	-0.3016	0.01400	0.00706	-0.0593	0.9610	0.0920	-2.3224	0.0000	0.0449
-4.000	-0.1581	0.01213	0.00539	-0.0657	0.9413	0.1548	-1.6365	0.0000	-0.1774
-3.000	-0.0317	0.01078	0.00440	-0.0683	0.9145	0.2609	-1.1971	0.0000	-1.9418
-2.000	0.0810	0.00935	0.00355	-0.0677	0.8761	0.4497	-0.8135	0.0000	1.0950
-1.000	0.1782	0.00811	0.00335	-0.0631	0.8239	0.7653	-0.5495	0.0000	0.6051
0.000	0.2957	0.00802	0.00336	-0.0613	0.7603	0.9551	-0.6175	0.0000	0.4562
1.000	0.4591	0.00830	0.00321	-0.0718	0.6889	1.0000	-0.7514	0.0000	0.4040
2.000	0.5541	0.00876	0.00323	-0.0684	0.6199	1.0000	-0.8691	0.0000	0.3701
3.000	0.6504	0.00942	0.00356	-0.0652	0.5603	1.0000	-1.0552	0.0000	0.3460
4.000	0.7481	0.01017	0.00408	-0.0623	0.5042	1.0000	-1.3401	0.0000	0.3280
5.000	0.8464	0.01094	0.00483	-0.0595	0.4459	1.0000	-1.7235	0.0000	0.3141
6.000	0.9438	0.01175	0.00556	-0.0568	0.3788	1.0000	-2.1867	0.0000	0.3028
7.000	1.0305	0.01340	0.00668	-0.0527	0.2649	1.0000	-2.7040	0.0000	0.2926
8.000	1.1046	0.01619	0.00894	-0.0472	0.1397	1.0000	-3.3275	0.0000	0.2829
9.000	1.1692	0.01948	0.01181	-0.0406	0.0715	1.0000	-3.9463	0.0000	0.2736
10.000	1.2206	0.02280	0.01524	-0.0320	0.0480	1.0000	-4.5317	0.0000	0.2637
11.000	1.2479	0.02809	0.02093	-0.0222	0.0375	1.0000	-4.9858	0.0000	0.2536
12.000	1.2862	0.03287	0.02599	-0.0164	0.0296	1.0000	-5.5263	0.0000	0.2469
13.000	1.2433	0.04783	0.04179	-0.0075	0.0216	1.0000	-5.3402	0.0000	0.2385
14.000	1.2188	0.06172	0.05656	-0.0061	0.0213	1.0000	-5.4304	0.0000	0.2356
15.000	1.1507	0.08446	0.08015	-0.0132	0.0214	1.0000	-5.1929	0.0000	0.2400

Calculated polar for: 2414

1 1 Reynolds number fixed                      Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top)                      1.000 (bottom)  
 Mach = 0.045      Re = 0.289 e 6      Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	Cm	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	XCp
-5.000	-0.3043	0.01336	0.00654	-0.0585	0.9416	0.1573	-1.9124	0.0000	0.0468
-4.000	-0.1756	0.01188	0.00531	-0.0615	0.9158	0.2314	-1.4543	0.0000	-0.1141
-3.000	-0.0609	0.01068	0.00440	-0.0613	0.8817	0.3312	-1.0854	0.0000	-0.7846
-2.000	0.0471	0.00957	0.00373	-0.0595	0.8347	0.4862	-0.8064	0.0000	1.5325
-1.000	0.1480	0.00880	0.00356	-0.0560	0.7802	0.6840	-0.5930	0.0000	0.6304
0.000	0.2490	0.00860	0.00362	-0.0515	0.7165	0.8483	-0.6550	0.0000	0.4555
1.000	0.3701	0.00910	0.00388	-0.0514	0.6520	0.9493	-0.7692	0.0000	0.3857
2.000	0.5372	0.00967	0.00412	-0.0625	0.5910	0.9903	-0.9385	0.0000	0.3621
3.000	0.6602	0.01008	0.00428	-0.0655	0.5383	1.0000	-1.1280	0.0000	0.3441
4.000	0.7488	0.01066	0.00475	-0.0611	0.4906	1.0000	-1.3559	0.0000	0.3254
5.000	0.8373	0.01137	0.00527	-0.0565	0.4401	1.0000	-1.6629	0.0000	0.3102
6.000	0.9256	0.01216	0.00592	-0.0519	0.3841	1.0000	-1.9919	0.0000	0.2976
7.000	1.0106	0.01335	0.00679	-0.0470	0.3112	1.0000	-2.4247	0.0000	0.2869
8.000	1.0905	0.01505	0.00833	-0.0417	0.2330	1.0000	-2.8818	0.0000	0.2774
9.000	1.1557	0.01755	0.01042	-0.0347	0.1521	1.0000	-3.3154	0.0000	0.2678
10.000	1.2023	0.02068	0.01328	-0.0253	0.1024	1.0000	-3.7003	0.0000	0.2573
11.000	1.2462	0.02433	0.01697	-0.0174	0.0752	1.0000	-4.1719	0.0000	0.2486
12.000	1.2745	0.02960	0.02247	-0.0099	0.0600	1.0000	-4.6291	0.0000	0.2407
13.000	1.3001	0.03602	0.02923	-0.0053	0.0487	1.0000	-5.0970	0.0000	0.2351
14.000	1.2725	0.04819	0.04199	0.0008	0.0396	1.0000	-5.2274	0.0000	0.2285
15.000	1.2824	0.05792	0.05217	0.0012	0.0384	1.0000	-5.5946	0.0000	0.2261

Calculated polar for: 4412

1 1 Reynolds number fixed                      Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top)                      1.000 (bottom)  
 Mach = 0.045      Re = 0.289 e 6      Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	Cm	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	XCp
-5.000	0.0060	0.01573	0.00921	-0.1249	0.9045	0.0502	-2.4901	0.0000	21.4450
-4.000	0.1191	0.01385	0.00714	-0.1244	0.8744	0.0705	-1.8383	0.0000	1.3120
-3.000	0.2294	0.01177	0.00490	-0.1234	0.8381	0.1125	-1.4071	0.0000	0.7944
-2.000	0.3403	0.01104	0.00403	-0.1226	0.7938	0.1672	-1.0158	0.0000	0.6125
-1.000	0.4483	0.01034	0.00350	-0.1214	0.7419	0.2708	-0.7833	0.0000	0.5210
0.000	0.5425	0.00879	0.00354	-0.1173	0.6881	0.8308	-0.8567	0.0000	0.4649
1.000	0.6638	0.00909	0.00351	-0.1187	0.6339	1.0000	-0.9569	0.0000	0.4262
2.000	0.7696	0.00978	0.00380	-0.1175	0.5884	1.0000	-1.0485	0.0000	0.3988
3.000	0.8762	0.01069	0.00438	-0.1167	0.5504	1.0000	-1.1554	0.0000	0.3782
4.000	0.9814	0.01136	0.00500	-0.1157	0.5243	1.0000	-1.2745	0.0000	0.3617
5.000	1.0869	0.01245	0.00615	-0.1150	0.4958	1.0000	-1.4636	0.0000	0.3483
6.000	1.1884	0.01319	0.00698	-0.1134	0.4714	1.0000	-1.8061	0.0000	0.3366
7.000	1.2831	0.01395	0.00774	-0.1106	0.4301	1.0000	-2.3819	0.0000	0.3259
8.000	1.3735	0.01504	0.00886	-0.1072	0.3914	1.0000	-3.0447	0.0000	0.3163
9.000	1.4280	0.01676	0.01030	-0.0977	0.2882	1.0000	-3.6024	0.0000	0.3050
10.000	1.4424	0.02130	0.01413	-0.0839	0.1596	1.0000	-4.0574	0.0000	0.2931
11.000	1.4473	0.02763	0.02009	-0.0723	0.0794	1.0000	-4.4712	0.0000	0.2831
12.000	1.4316	0.03729	0.02977	-0.0628	0.0398	1.0000	-4.7380	0.0000	0.2751
13.000	1.4107	0.04891	0.04168	-0.0572	0.0254	1.0000	-4.8892	0.0000	0.2697
14.000	1.3623	0.06538	0.05889	-0.0523	0.0215	1.0000	-4.7879	0.0000	0.2655
15.000	1.3609	0.07703	0.07122	-0.0499	0.0213	1.0000	-4.9918	0.0000	0.2617

XFLR5 v6.09.01 beta

Calculated polar for: 4414

1 1 Reynolds number fixed

Mach number fixed

xtrf = 1.000 (top) 1.000 (bottom)  
 Mach = 0.045 Re = 0.289 e 6 Ncrit = 9.000

alpha	CL	CD	CDp	Cm	Top Xtr	Bot Xtr	Cpmin	Chinge	XCp
-5.000	-0.0515	0.01428	0.00746	-0.1117	0.8819	0.0869	-2.0960	0.0000	-1.9829
-4.000	0.0598	0.01277	0.00588	-0.1110	0.8501	0.1186	-1.6745	0.0000	2.1480
-3.000	0.1716	0.01183	0.00492	-0.1103	0.8127	0.1650	-1.2616	0.0000	0.9031
-2.000	0.2817	0.01100	0.00410	-0.1094	0.7684	0.2405	-0.8834	0.0000	0.6419
-1.000	0.3896	0.01037	0.00366	-0.1083	0.7177	0.3697	-0.7878	0.0000	0.5283
0.000	0.4810	0.00920	0.00386	-0.1030	0.6684	0.8442	-0.8633	0.0000	0.4626
1.000	0.6285	0.00954	0.00392	-0.1098	0.6186	1.0000	-0.9782	0.0000	0.4216
2.000	0.7263	0.01012	0.00421	-0.1071	0.5817	1.0000	-1.0709	0.0000	0.3931
3.000	0.8282	0.01092	0.00473	-0.1053	0.5472	1.0000	-1.1763	0.0000	0.3715
4.000	0.9306	0.01160	0.00530	-0.1036	0.5209	1.0000	-1.3002	0.0000	0.3545
5.000	1.0343	0.01259	0.00633	-0.1025	0.4938	1.0000	-1.4566	0.0000	0.3410
6.000	1.1330	0.01331	0.00702	-0.1002	0.4665	1.0000	-1.7512	0.0000	0.3290
7.000	1.2288	0.01419	0.00795	-0.0977	0.4343	1.0000	-2.0840	0.0000	0.3186
8.000	1.3148	0.01517	0.00884	-0.0933	0.3926	1.0000	-2.5144	0.0000	0.3086
9.000	1.3863	0.01634	0.01014	-0.0866	0.3474	1.0000	-2.9578	0.0000	0.2985
10.000	1.4342	0.01846	0.01210	-0.0767	0.2770	1.0000	-3.4348	0.0000	0.2879
11.000	1.4503	0.02308	0.01625	-0.0649	0.1854	1.0000	-3.8547	0.0000	0.2773
12.000	1.4515	0.03001	0.02293	-0.0548	0.1198	1.0000	-4.2224	0.0000	0.2684
13.000	1.4505	0.03864	0.03160	-0.0480	0.0847	1.0000	-4.5750	0.0000	0.2617
14.000	1.4221	0.05094	0.04419	-0.0430	0.0633	1.0000	-4.8054	0.0000	0.2566
15.000	1.4330	0.06112	0.05475	-0.0420	0.0550	1.0000	-5.1972	0.0000	0.2534

Alors nous pouvons distinguer que tous les profils choisis remplient les exigences de CL cr mais que le 4412 et le 4414 qui ont un CLmax supérieur a 1.4.

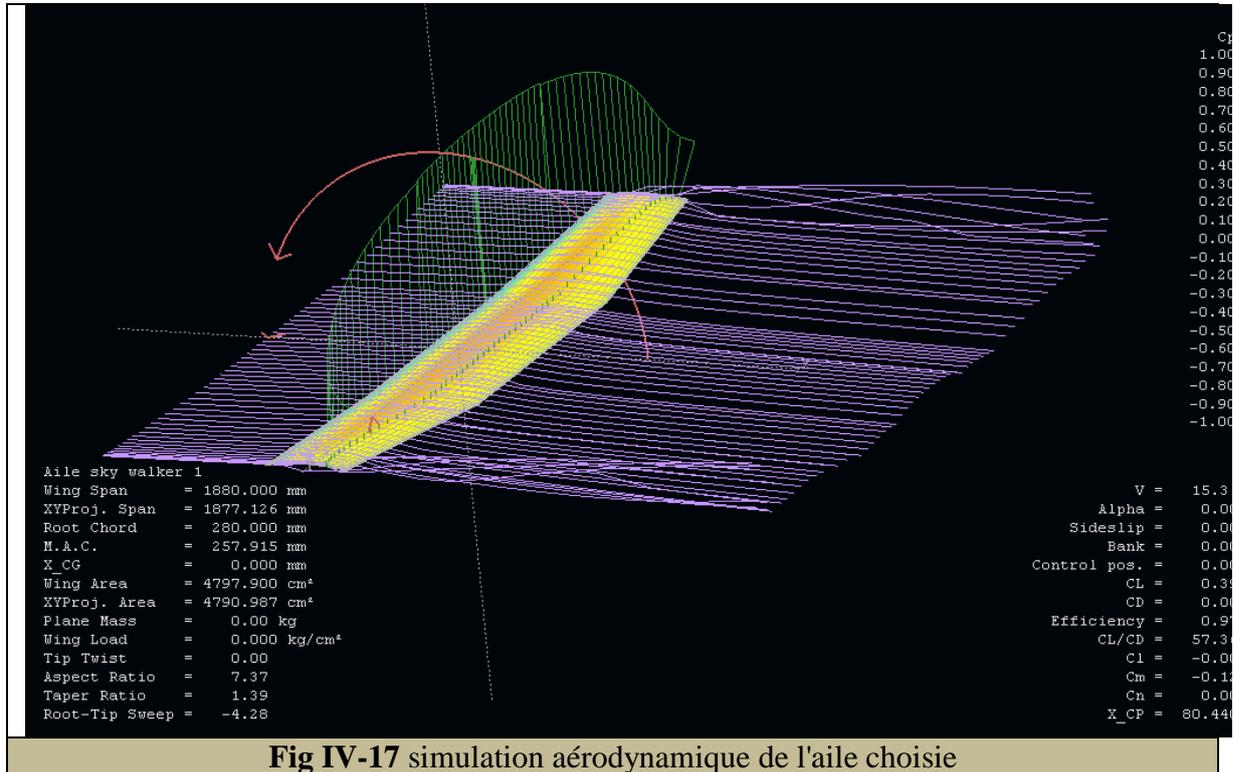
**Décision:**

On opte pour le 4412 calé à 1 deg comme profil de base et on vérifie avec une simulation 3D

**IV-4-5-c Vérification par simulation**

Après avoir réalisé la géométrie de l'aile choisie avec un outil de simulation basique XFL5 on a pu réviser les résultats trouvés et les comparer avec les exigences.

**Aile 3D**



**Fig IV-17** simulation aérodynamique de l'aile choisie

**Les résultats de la simulation de l'aile**

XFLR5 v6.09.01 beta

Wing name : Aile sky walker thermique |  
 Wing polar name : T1-15.3 m/s-VLM1-Inviscid  
 Freestream speed : 15.300 m/s

alpha	CL	ICd	PCd	TCd	CY	Cm	Rm	Ym	IYm	QInf	XCP
-5.000	-0.010680	0.000182	0.000000	0.000182	0.000000	-0.125035	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	-3.0425
-4.000	0.070537	0.000401	0.000000	0.000401	0.000000	-0.124422	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.4588
-3.000	0.151773	0.001181	0.000000	0.001181	0.000000	-0.123923	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.2123
-2.000	0.232945	0.002522	0.000000	0.002522	0.000000	-0.123539	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.1377
-1.000	0.313968	0.004424	0.000000	0.004424	0.000000	-0.123272	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.1017
0.000	0.394760	0.006882	0.000000	0.006882	0.000000	-0.123120	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0804
1.000	0.475238	0.009891	0.000000	0.009891	0.000000	-0.123084	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0664
2.000	0.555319	0.013445	0.000000	0.013445	0.000000	-0.123165	0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0565
3.000	0.634923	0.017535	0.000000	0.017535	0.000000	-0.123361	0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0491
4.000	0.713968	0.022152	0.000000	0.022152	0.000000	-0.123674	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0434
5.000	0.792376	0.027283	0.000000	0.027283	0.000000	-0.124102	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0388
6.000	0.870069	0.032915	0.000000	0.032915	0.000000	-0.124645	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0351
7.000	0.946970	0.039034	0.000000	0.039034	0.000000	-0.125303	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0320
8.000	1.023005	0.045623	0.000000	0.045623	0.000000	-0.126074	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0294
9.000	1.098101	0.052664	0.000000	0.052664	0.000000	-0.126957	-0.000000	-0.000000	-0.000000	15.3000	0.0272
10.000	1.172187	0.060138	0.000000	0.060138	0.000000	-0.127952	0.000000	-0.000000	-0.000000	15.3000	0.0252
11.000	1.245195	0.068025	0.000000	0.068025	0.000000	-0.129058	-0.000000	-0.000000	-0.000000	15.3000	0.0235
12.000	1.317057	0.076303	0.000000	0.076303	0.000000	-0.130272	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0220
13.000	1.387711	0.084948	0.000000	0.084948	0.000000	-0.131594	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0207
14.000	1.457094	0.093936	0.000000	0.093936	0.000000	-0.133022	-0.000000	-0.000000	-0.000000	15.3000	0.0195
15.000	1.525149	0.103242	0.000000	0.103242	0.000000	-0.134554	0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0184

**Note :** l'angle de 1 deg couvre les exigences de la croisière.

Avion complet :

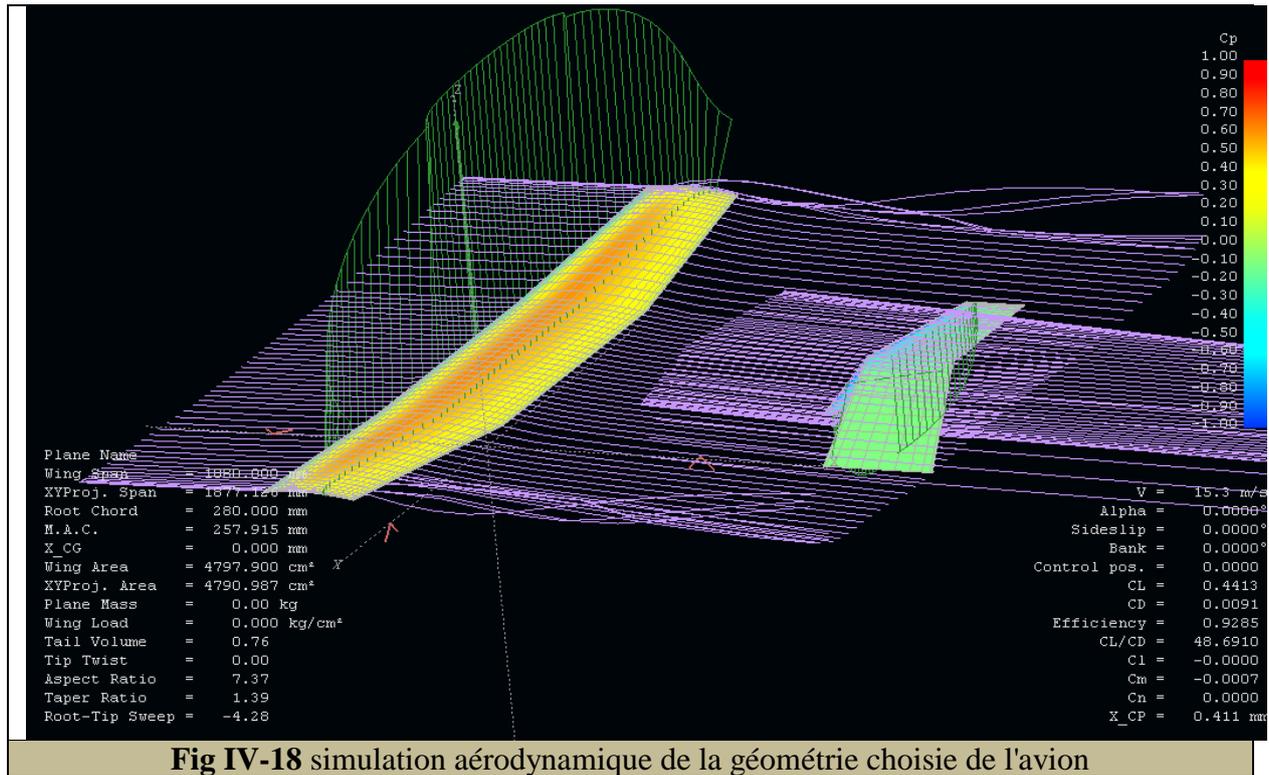


Fig IV-18 simulation aérodynamique de la géométrie choisie de l'avion

Les résultats de la simulation de l'aile

XFLR5 v6.09.01 beta

Wing name : Sky walker thermique |  
 Wing polar name : T1-15.3 m/s-VLM1-Inviscid  
 Freestream speed : 15.300 m/s

alpha	CL	ICd	PCd	TCd	CY	Cm	Rm	Ym	IYm	QInf	XCP
-5.000	-0.017500	0.002091	0.000000	0.002091	-0.000000	0.171221	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	2.5634
-4.000	0.074346	0.001989	0.000000	0.001989	-0.000000	0.142113	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	-0.4824
-3.000	0.166255	0.002636	0.000000	0.002636	-0.000000	0.110326	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	-0.1616
-2.000	0.258121	0.004031	0.000000	0.004031	-0.000000	0.075899	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	-0.0692
-1.000	0.349837	0.006175	0.000000	0.006175	-0.000000	0.038874	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	-0.0253
0.000	0.441298	0.009063	0.000000	0.009063	-0.000000	-0.000704	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0004
1.000	0.532398	0.012690	0.000000	0.012690	-0.000000	-0.042787	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0173
2.000	0.623031	0.017047	0.000000	0.017047	-0.000000	-0.087324	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0292
3.000	0.713093	0.022124	0.000000	0.022124	-0.000000	-0.134260	-0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0382
4.000	0.802482	0.027909	0.000000	0.027909	0.000000	-0.183538	0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0451
5.000	0.891096	0.034388	0.000000	0.034388	0.000000	-0.235098	-0.000000	-0.000000	-0.000000	15.3000	0.0507
6.000	0.978835	0.041542	0.000000	0.041542	0.000000	-0.288877	0.000000	0.000000	0.000000	15.3000	0.0554
7.000	1.065603	0.049354	0.000000	0.049354	0.000000	-0.344811	0.000000	-0.000000	-0.000000	15.3000	0.0593
8.000	1.151302	0.057802	0.000000	0.057802	0.000000	-0.402830	0.000000	-0.000000	-0.000000	15.3000	0.0626
9.000	1.235840	0.066863	0.000000	0.066863	0.000000	-0.462864	0.000000	-0.000000	-0.000000	15.3000	0.0656
10.000	1.319126	0.076513	0.000000	0.076513	0.000000	-0.524839	-0.000000	-0.000000	-0.000000	15.3000	0.0682
11.000	1.401072	0.086725	0.000000	0.086725	0.000000	-0.588681	-0.000000	-0.000000	-0.000000	15.3000	0.0705
12.000	1.481594	0.097471	0.000000	0.097471	0.000000	-0.654312	0.000000	-0.000000	-0.000000	15.3000	0.0726
13.000	1.560609	0.108720	0.000000	0.108720	0.000000	-0.721651	-0.000000	-0.000000	-0.000000	15.3000	0.0746
14.000	1.638039	0.120440	0.000000	0.120440	0.000000	-0.790617	0.000000	-0.000000	-0.000000	15.3000	0.0764
15.000	1.713810	0.132599	0.000000	0.132599	0.000000	-0.861125	-0.000000	-0.000000	-0.000000	15.3000	0.0781

Note : la géométrie proposée couvre les exigences de la croisière.

Représentation graphique:

	valeurs exigées		valeurs réelles pour Naca 4412		avion complet avec une aile calée à 1 deg
	Profil	Aile complete	Profil	Aile complete	
-5	- 0,05	- 0,04	0,01	- 0,01	- 0,02
-4	0,06	0,05	0,12	0,07	0,07
-3	0,17	0,14	0,23	0,15	0,17
-2	0,28	0,24	0,34	0,23	0,26
-1	0,39	0,33	0,45	0,31	0,35
0	0,50	0,43	0,54	0,39	0,44
1	0,61	0,52	0,66	0,48	0,53
2	0,72	0,61	0,77	0,56	0,62
3	0,83	0,71	0,88	0,63	0,71
4	0,94	0,80	0,98	0,71	0,80
5	1,05	0,89	1,09	0,79	0,89
6	1,16	0,99	1,19	0,87	0,98
7	1,27	1,08	1,28	0,95	1,07
8	1,38	1,17	1,37	1,02	1,15
9	1,49	1,27	1,43	1,10	1,24
10	1,53	1,31	1,44	1,17	1,32
11	1,54	1,31	1,45	1,25	1,40
12	1,50	1,28	1,43	1,32	1,48
13	1,42	1,20	1,41	1,39	1,56
14	1,30	1,08	1,36	1,46	1,64
15	1,15	0,93	1,36	1,53	1,71

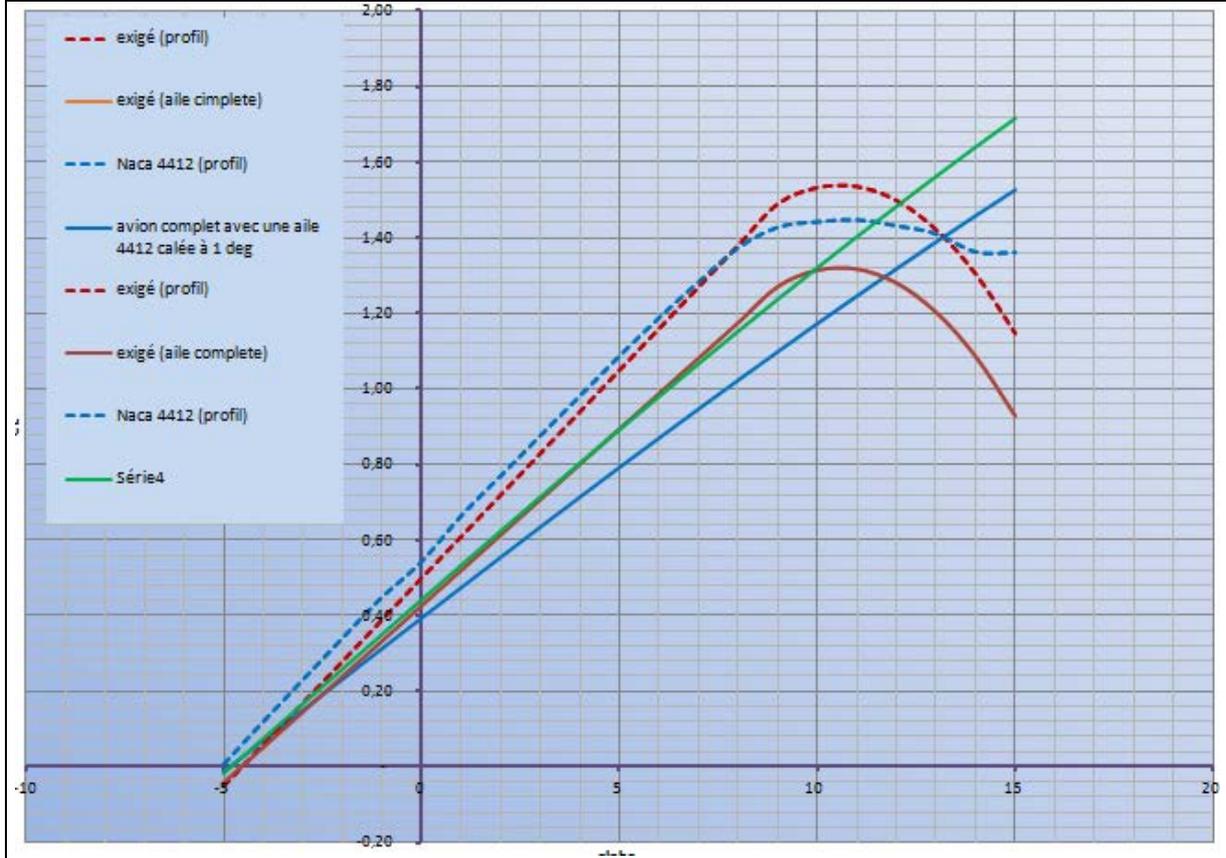


Fig IV-19 superposition des résultats de simulation et des exigences

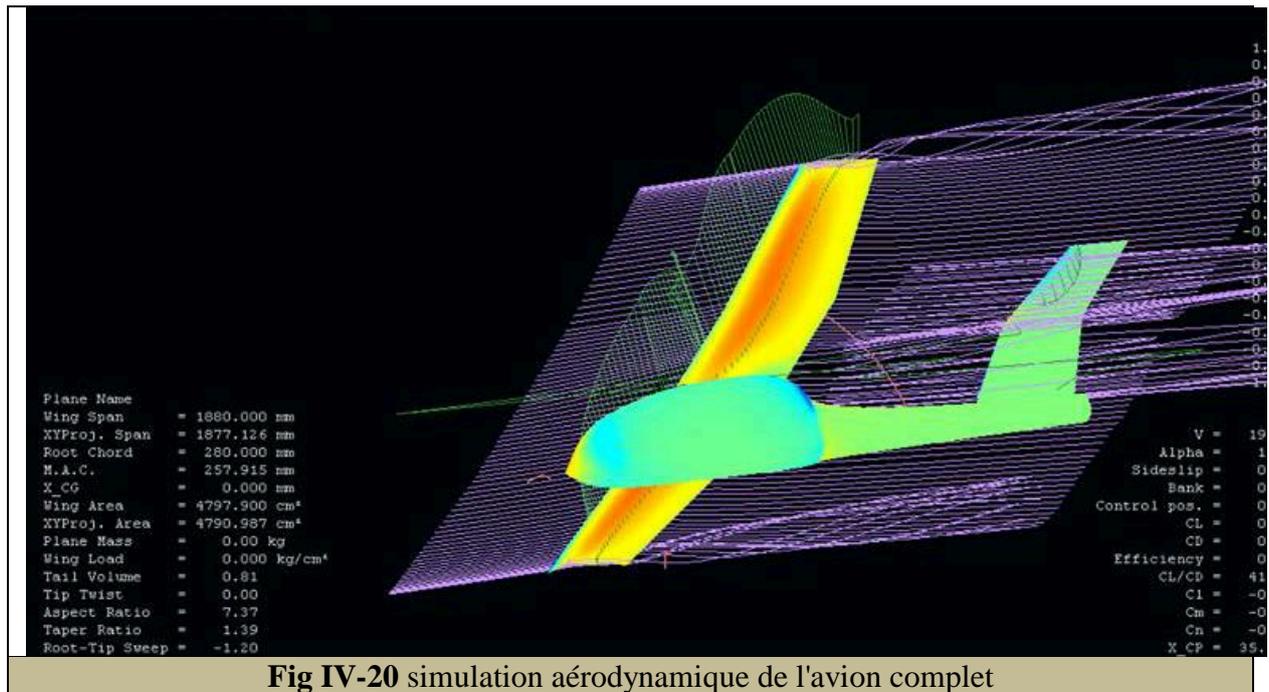


Fig IV-20 simulation aérodynamique de l'avion complet

## V-1 Introduction

Le dimensionnement et la disposition des empennages jouent un très grand rôle dans la stabilité de l'aéronef, un avion est stable préliminairement si le dimensionnement et la localisation de ses empennages est parfaite

Les empennages sont :

-  Empennage horizontal
-  Empennage vertical
-  Canard horizontal et/ou vertical

La configuration d'empennage est intimement liée avec la sélection de toute la configuration

En principe tout qui a été dit au sujet de la configuration d'aile s'applique au empennage.

La procédure complète pour concevoir les empennages donnés par Dr Roskam consiste à fixer les décisions suivantes:

## V-2 Le mode de compensation :

Le principal rôle des empennages est d'équilibrer l'avion en vol puis de l'assurer la manœuvrabilité. Cet équilibre pourra être réalisé avec une aile volante (sans empennages) ou bien des empennages avant (canard) ou arrières (classique) ou les deux (triplan).

Alors Il faut choisir un type de compensation parmi les mentionnés ci-dessous :

-  Conventionnel
-  Canard
-  Triplan
-  Aile volante

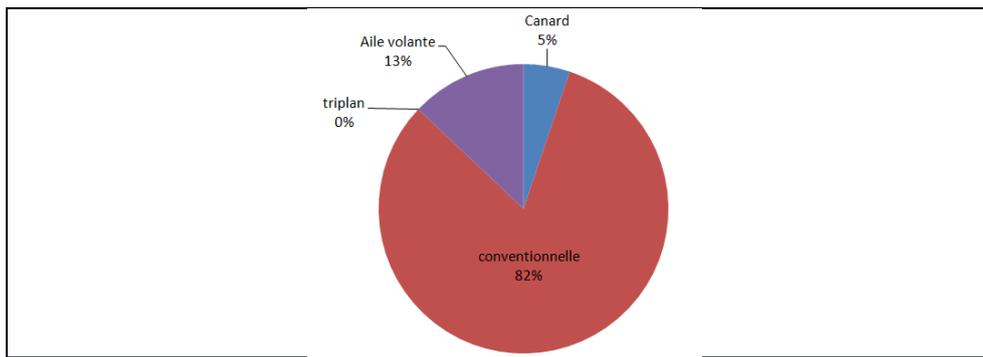
	empennage conventionnel
	empennage Canard
	Triplan
	Aile volante
<b>Tab V-1</b> Des drones de différents types des empennages	

Etude comparative

On a fait une étude comparative entre des drones pour déterminer le type de configuration les plus utilisées à nos jours.

compensation	Canard	12	5,2%
	conventionnelle	190	81,9%
	triplan	0	0,0%
	Aile volante	30	12,9%

**Tab V-2** Les types de compensation et leurs pourcentages dans les drones



**Fig V-1** Le cercle montre la distribution des pourcentages des types des systèmes de commande dans les drones

**Décision :**

Nous avons opté pour notre drone une configuration conventionnelle

V-3 L'endroit de fixation des empennages

Chaque empennage pourra être fixé sur plusieurs endroits de l'avion selon la vision du concepteur et les comprimés opérationnels.

V-3-1 L'endroit de fixation des empennages horizontaux :

Les empennages horizontaux peuvent être:

- ✚ Monté sur fuselage habituellement monté loin à l'arrière du fuselage
- ✚ monté sur poutre comme les designs bipoutres et mono-poutre
- ✚ monté sur Les extrémités des ailes
- ✚ monté sur l'empennage vertical butterfly ou le V exemple :

positions des empennages horizontaux	La photo du drone	Le nom du drone
sur le fuselage		CASSIDIAN Talarion
sur les poutres		IAI Pioneer
Aux extrémités des ailes		Blohm Voss BV.215 (RC Plane)
sur le vertical		BAE Systems Mantis

**Tab V-3** Des drones de différentes dispositions de l'empennage horizontal

V-3-2 L'endroit de fixation des empennages verticaux :

Les empennages verticaux peuvent être:

- ✚ Monté sur fuselage
- ✚ Monté sur poutre
- ✚ monté sur les extrémités des ailes
- ✚ Butterfly ou V

positions des empennages verticaux	La photo du drone	Le nom du drone
Dans le fuselage		ARCTURUS T-16
sur les poutres		SCALED COMPOSITES Model 395
Aux extrémités des ailes		BOEING Seek Spinner
sur l'horizontal		DENEL Bateleur

**Tab V-4** Des drones de différentes dispositions de l'empennage vertical

V-3-3 L'endroit de fixation des canards :

Pour le canard horizontal les configurations possible sont ceux déjà mentionnées de l'empennage horizontal et ou de l'empennage vertical

positions des canards	La photo du drone	Le nom du drone
Sur le fuselage		Yabhon-R
Sur une poutre		GOSSAMER Albatross (avion piloté)

**Tab V-5** Des drones de différentes dispositions des canards

**Décision :**

Nous avons choisis de positionner nos empennages verticaux sur les poutres et l'empennage horizontal sur les dérives

V-3-4 la position vis-à-vis le sillage:

En règle générale, l’empennage horizontal ne doit pas être placé dans le sillage des hélices. Mais dans certain configuration on remarque qu’il existe pas mal de drones ou d’avions dont leurs empennages sont placés dans le sillage, les raisons contre cette arrangements sont :

Le sillage fait ballotter l’empennage horizontal qui mène les bouts des structures de la cabine à faire du bruit

L’augmentation et la diminution de poussée faite par le pilot peut résulter un grand changement d’équilibre indésirable

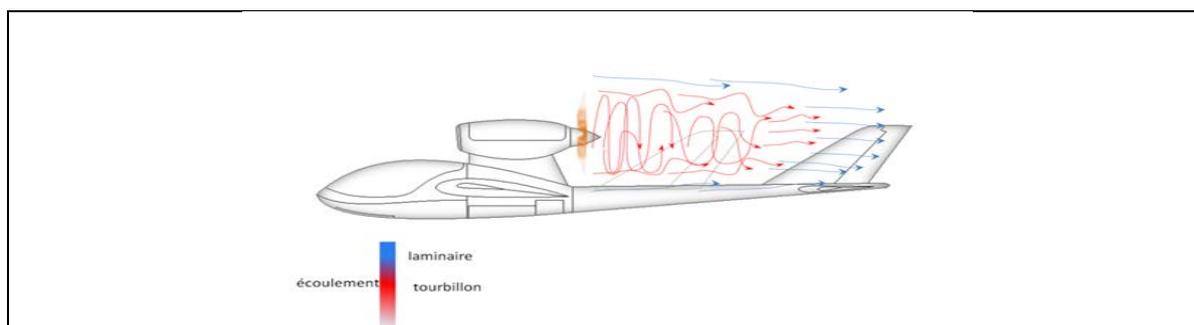
Ces commentaires sont aussi applicables pour les canards ; dans la plupart des cas si l’empennage vertical placé à l’arrière du fuselage est dans le sillage il n’y aura aucun problème aussi il ne perd pas son efficacité

Dispositions des empennages par rapport à l’hélice	La photo du drone	Le nom du drone
Empennages dans le sillage de l’hélice		OrbiSat SARVANT
Empennages hors le sillage de l’hélice		VTULaPVO Sojka m2III

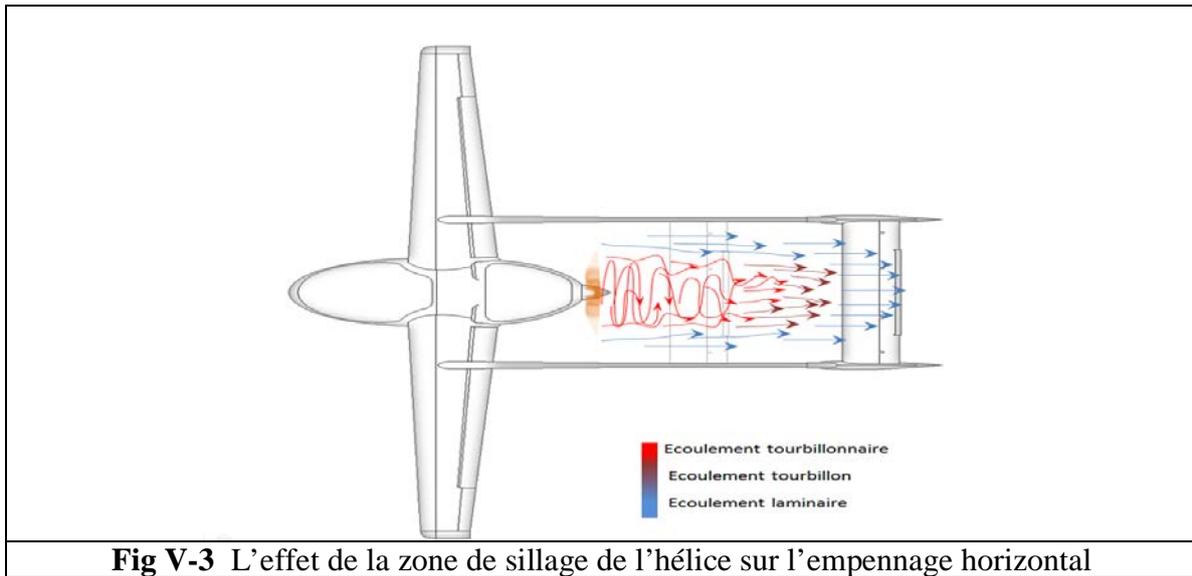
**Tab V-6** Des drones de différentes dispositions de l’empennage horizontal par rapport à l’hélice

**Note :**

Dans le cas d’un seul moteur à hélice il est évident que l’empennage horizontal soit placé dans le sillage cela augmente l’efficacité de la gouverne de profondeur et de direction pendant le roulement du décollage d’autre part il cause de considérable ballotements des empennages dans certain avions



**Fig V-2** Influence du sillage hélice et la position sur l’efficacité de l’empennage vertical

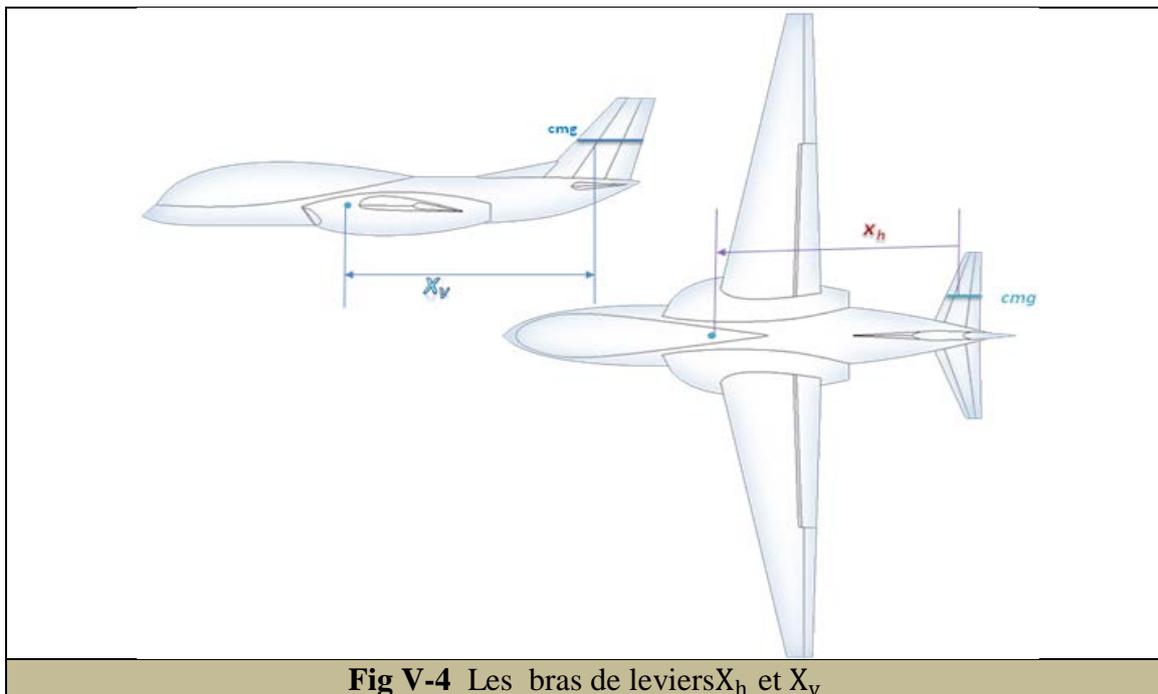


**Fig V-3** L'effet de la zone de sillage de l'hélice sur l'empennage horizontal

### V-3-5 la position longitudinale des empennages

Une fois décider la configuration générale de l'empennage, passant à la localisation des composants des empennages dans le drone doit être maintenant décidée, ceci s'élève à décider les bras de levier de l'empennage  $X_H$ .

Le  $X_V$  et  $X_c$  sont définis dans le figure ci-dessous.



**Fig V-4** Les bras de leviers  $X_H$  et  $X_V$

Pour garder le poids et la traînée de l'avion les plus petits possible il est évidemment souhaitable de garder la surface d'empennage la plus petite possible qui peut être réalisé en positionnant les composants d'empennage au bras le plus grand possible relative au centre de gravité critique ( centrage arrière pour des configuration conventionnel et un centrage avant pour des configurations canard )

bras de levier	La photo du drone	Le nom du drone
Empennage à petit $X_v, X_h$		S-Tec - Sentry UAV
Empennage à grand $X_v, X_h$		Lockheed Martin - Sky Spirit

**Tab V-7** Des drones de différentes longueurs de bras de levier

#### V-4 La géométrie des empennages :

Consiste à calculer les surfaces et décider les caractéristiques externes de la forme en plan de l'empennage

- ✚ Allongement
- ✚ L'angle de flèche
- ✚ L'effilement
- ✚ L'angle de dièdre
- ✚ Le choix du profil
- ✚ Angle de calage

##### V-4-1 la surface des empennages

Quoiqu'il existe pas mal de configuration mais nous allons consacrer notre étude pour le cas le plus commun c'est la configuration conventionnelle

Le dimensionnement des empennages pour une configuration conventionnelle veut dire décider les surfaces de  $S_h$  et  $S_v$

Pour un premier coup de dimensionnement pour l'empennage horizontal ou vertical ; une méthode appelé méthode  $\bar{V}$  qui est très utilisées, le coefficient volume d'empennage est défini comme suit :

$$\bar{V}_h = X_h S_h / (S_w c m g)$$

$$\bar{V}_v = X_v S_v / (S_w b)$$

Ces coefficients sont tirés en faisant une étude comparative entre plusieurs drones dont leurs plans sont existants

Le drone étant désigné les valeurs souhaitables des coefficients de volume  $\bar{V}_h$  et  $\bar{V}_v$  peuvent être sélectionnées en faisant la moyenne par la comparaison aux types spécifiques.

	B	Cmg	Sw	B emp H	Cmg emp H	S emp H	A emp H	X emp H	sh/sw	Vh
scout	4,96	0,72	3,58	1,54	0,39	0,61	3,92	2,63	17%	0,617
smart eye	21,00	0,98	20,56	2,28	0,54	1,24	4,20	6,09	6%	0,376
pioneer	5,20	0,58	3,00	2,02	0,35	0,70	5,83	2,31	23%	0,933
AL-150	8,05	0,41	3,32	1,61	0,41	0,66	3,90	0,95	20%	0,460
ans 209	7,50	0,46	3,42	1,37	0,29	0,40	4,67	2,02	12%	0,520
capecon	12,59	0,82	10,27	2,00	0,95	1,89	2,11	2,95	18%	0,667
falco	7,20	0,58	4,16	2,47	0,47	1,17	5,22	2,21	28%	1,072
firebird	19,81	1,10	21,81	4,62	0,50	2,29	9,33	5,06	11%	0,483
hugin	2,40	0,30	0,71	0,59	0,16	0,09	3,78	1,01	13%	0,445
hugin	2,20	0,26	0,56	0,48	0,16	0,08	3,00	0,92	14%	0,493
hunter	10,50	1,08	11,32	3,76	0,72	2,70	5,23	4,92	24%	1,089
mirach 26	4,73	0,58	2,76	1,34	0,37	0,50	3,62	2,05	18%	0,631
heron	16,60	0,75	12,53	3,02	0,57	1,74	5,25	4,31	14%	0,792
ranger	5,71	0,57	3,23	1,77	0,41	0,72	4,33	2,27	22%	0,891
sea scou	5,18	0,69	3,56	1,84	0,41	0,75	4,54	2,06	21%	0,630
D4-rd	4,30	0,38	1,65	1,46	0,33	0,49	4,37	1,41	30%	1,086
XPV-2 MAKO	3,86	0,49	1,88	0,93	0,33	0,31	2,80	1,53	16%	0,516
Modelbau	4,20	0,54	2,28	1,14	0,34	0,39	3,33	1,83	17%	0,579
A-10 phonex	12,83	1,20	15,34	4,22	0,72	3,03	5,89	3,98	20%	0,658
KD2R-5	5,10	0,70	3,59	1,82	0,46	0,83	4,00	2,99	23%	0,980
MODEL 410	9,55	0,79	7,52	1,73	0,58	1,00	3,00	3,31	13%	0,558
MAI ELF D avec bec	5,85	1,05	6,16	1,27	0,45	0,57	2,83	1,94	9%	0,169
R4E- SKY EYE	6,10	0,65	3,95	1,14	0,32	0,37	3,53	1,56	9%	0,226
VEZLET A-160	5,00	0,49	2,46	1,48	0,34	0,50	4,33	1,70	20%	0,708
Tam 5	1,90	0,42	0,79	0,82	0,42	0,34	1,97	1,18	43%	1,220
Tern	3,45	0,50	1,71	1,02	0,31	0,31	3,31	1,39	18%	0,512
Tiger shark	5,33	0,68	3,64	1,30	0,47	0,61	2,80	2,08	17%	0,507
Vking 300	5,33	0,69	3,69	1,30	0,43	0,56	3,00	2,10	15%	0,462
Vking 400	6,10	0,67	4,07	1,33	0,48	0,65	2,75	2,91	16%	0,694
Vking 100	3,60	0,34	1,22	0,74	0,28	0,20	2,69	1,44	17%	0,711
vanderbit car	1,19	0,20	0,24	0,40	0,12	0,05	3,33	0,68	20%	0,686
vanderbit tub	1,27	0,20	0,25	0,48	0,20	0,09	2,41	0,48	38%	0,906
shadow 400	6,82	0,40	2,70	1,19	0,40	0,47	3,00	1,85	17%	0,813
sky-y	9,94	1,22	12,12	2,62	0,59	1,54	4,46	4,47	13%	0,465
sav E	25,00	0,91	22,83	3,42	1,08	3,71	3,16	6,85	16%	1,220
zenair rpv-007	5,49	0,91	5,02	1,61	0,75	1,20	2,15	2,54	24%	0,664
kinesi	4,00	0,40	1,60	0,95	0,25	0,24	3,80	1,75	15%	0,649
expert compact	4,20	2,98	12,51	0,85	0,24	0,20	3,60	1,16		0,006
colibri	5,90	0,50	2,97	1,74	0,40	0,69	4,35	1,01	23%	0,467
asvec swift	2,74	0,36	0,99	0,74	0,25	0,19	2,93	0,74	19%	0,387
MK 4	3,66	0,75	2,76	1,56	0,48	0,76	3,22	1,29	27%	0,470
FRL Ravan 1	2,70	0,37	0,99	0,86	0,29	0,25	2,92	1,15	25%	0,798
apoena 1000r're	2,52	0,29	0,74	1,06	0,27	0,28	4,00	1,30	38%	1,705
Aerosond	2,90	0,23	0,66	0,91	0,14	0,12	6,67	0,95	19%	0,788
sterh	3,80	0,51	1,93	1,12	0,24	0,27	4,73	1,38	14%	0,377
ptero E	3,03	0,27	0,81	0,80	0,26	0,21	3,04	1,37	26%	1,315
						Moyenne	3,85		0,20	0,68

**Tab V-8** : Base de données des empennages horizontaux créée à partir des plans des drones existant

				nbre							
	B	Cmg	Sw	B emp V	Cmg emp V	S emp V	S emp V	A emp V	X emp V	sv/sw	Vv
scout	4,96	0,72	3,58	0,67	0,32	2,00	0,43	2,08	2,20	12%	0,05
smart eye	21,00	0,98	20,56	1,07	0,13	2,00	0,28	8,32	4,20	3%	0,00
pioneer	5,20	0,58	3,00	0,62	0,07	2,00	0,09	8,80	2,27	3%	0,01
AL-150	8,05	0,41	3,32	0,80	0,29	2,00	0,47	2,71	2,10	14%	0,04
ans 209	7,50	0,46	3,42	0,74	0,51	2,00	0,75	1,45	2,03	22%	0,06
capecon	12,59	0,82	10,27	1,32	0,76	2,00	2,01	1,72	3,11	20%	0,05
falco	7,20	0,58	4,16	0,73	0,42	2,00	0,61	1,73	2,18	15%	0,04
firebird	19,81	1,10	21,81	1,38	0,83	2,00	2,29	1,65	5,00	11%	0,03
hugin	2,40	0,30	0,71	0,17	0,15	2,00	0,05	1,11	0,95	7%	0,03
hugin	2,20	0,26	0,56	0,15	0,13	2,00	0,04	1,13	0,97	7%	0,03
hunter	10,50	1,08	11,32	0,93	0,48	2,00	0,89	1,94	4,00	8%	0,03
mirach 26	4,73	0,58	2,76	0,60	0,37	2,00	0,45	1,62	2,01	16%	0,07
heron	16,60	0,75	12,53	1,19	0,55	2,00	1,31	2,15	5,19	10%	0,03
ranger	5,71	0,57	3,23	0,59	0,37	2,00	0,44	1,62	2,51	13%	0,06
sea scou	5,18	0,69	3,56	1,23	1,08	1,00	1,33	1,14	3,34	37%	0,24
D4-rd	4,30	0,38	1,65	0,68	0,61	1,00	0,42	1,13	1,37	25%	0,08
XPV-2 MAKO	3,86	0,49	1,88	0,42	0,28	1,00	0,12	1,50	1,63	6%	0,03
Modelbau	4,20	0,54	2,28	0,59	0,34	2,00	0,39	1,75	1,59	17%	0,07
A-10 phonex	12,83	1,20	15,34	1,76	1,11	1,00	1,94	1,59	3,82	13%	0,04
KD2R-5	5,10	0,70	3,59	0,49	0,36	1,00	0,18	1,33	2,18	5%	0,02
MODEL 410	9,55	0,79	7,52	1,30	0,62	2,00	1,62	2,08	4,05	22%	0,09
MAI ELF D avec bec	5,85	1,05	6,16	1,19	0,74	1,00	0,88	1,61	2,48	14%	0,06
R4E- SKY EYE	6,10	0,65	3,95	0,80	0,45	2,00	0,71	1,80	2,09	18%	0,06
VEZLET A-160	5,00	0,49	2,46	0,85	0,43	1,00	0,36	2,00	1,79	15%	0,05
Tam 5	1,90	0,42	0,79	0,25	0,13	1,00	0,03	2,00	1,21	4%	0,03
Tern	3,45	0,50	1,71	0,40	0,35	1,00	0,14	1,13	1,48	8%	0,04
Tiger shark	5,33	0,68	3,64	0,52	0,49	2,00	0,50	1,07	2,36	14%	0,06
Vking 300	5,33	0,69	3,69	0,63	0,33	2,00	0,42	1,91	2,22	11%	0,05
Vking 400	6,10	0,67	4,07	0,80	0,40	2,00	0,65	2,00	2,57	16%	0,07
Vking 100	3,60	0,34	1,22	0,34	0,22	2,00	0,15	1,58	1,30	12%	0,04
vanderbit car	1,19	0,20	0,24	0,13	0,12	2,00	0,03	1,05	0,67	13%	0,08
vanderbit tub	1,27	0,20	0,25	0,13	0,13	2,00	0,03	0,95	0,46	13%	0,05
shadow 400	6,82	0,40	2,70	0,89	3,28	2,00	5,87	0,27	2,27		0,72
sky-y	9,94	1,22	12,12	1,36	0,91	2,00	2,48	1,50	4,09	20%	0,08
sav E	25,00	0,91	22,83	1,72	1,43	2,00	4,93	1,20	5,85	22%	0,05
zenair rpv-007	5,49	0,91	5,02	0,97	0,54	2,00	1,05	1,81	2,38	21%	0,09
kinesi	4,00	0,40	1,60	0,50	0,23	2,00	0,23	2,14	1,67	15%	0,06
expert compact	4,20	2,98	12,51	0,59	0,22	1,00	0,13	2,71	1,14	1%	0,00
colibri	5,90	0,50	2,97	0,62	0,45	1,00	0,27	1,38	1,10	9%	0,02
asvec swift	2,74	0,36	0,99	0,31	0,29	2,00	0,18	1,07	1,19	18%	0,08
MK 4	3,66	0,75	2,76	0,58	0,42	2,00	0,49	1,38	1,21	18%	0,06
FRL Ravan 1	2,70	0,37	0,99	0,03	0,04	2,00	0,00	0,83	0,21	0%	0,00
apoena 1000r're	2,52	0,29	0,74	0,34	0,29	2,00	0,20	1,18	1,29	27%	0,14
Aerosond	2,90	0,23	0,66	0,45	0,13	2,00	0,12	3,33	0,93	18%	0,06
sterh	3,80	0,51	1,93	0,30	0,28	2,00	0,17	1,05	1,15	9%	0,03
ptero E	3,03	0,27	0,81	0,48	0,34	1,00	0,16	1,42	1,69	20%	0,11
Moyenne								1,89		14%	0,07

Tab V-9 : Base de données des empennages verticaux créée à partir des plans des drones existant

Donc les valeurs choisies pour un dimensionnement primaire des empennages sont :

$$V_v = 0,069$$

$$V_h = 0,683$$

Nous pouvons voir aussi que le rapport moyen des surfaces de l'empennage / la surface alaire est le suivant:

$$S_v/S_w = 19.5 \%$$

$$S_h/S_w = 13.8 \%$$

Pour ces volumes et pour les bras de leviers déjà calculés on aura les surfaces calculées ci-dessous :

Alors nous pouvons simplement opter pour les surfaces suivantes:

$$S_h = 0.10 \text{ m}^2 \text{ soit } 20.8 \%$$

$$S_v = 0.075 \text{ m}^2 \text{ soit } 15.6 \%$$

$$V_h = 0,65$$

$$V_v = 0,065$$

Alors

$$V_v = \frac{s_v \times x_v}{s \times b} \Rightarrow x_v = V_v \frac{s \times b}{S_v} \quad x_v = 0.782 \text{ m}$$

$$V_h = \frac{s_h \times x_h}{s \times c} \Rightarrow x_h = V_h \frac{s \times c}{S_h} \quad x_h = 0.797 \text{ m}$$

### ***Décision***

Les surfaces et les bras sont maintenant calculés et préliminairement fixés

$$S_h = 0.10 \text{ m}^2$$

$$S_v = 0.075 \text{ m}^2$$

$$X_v = 0.782 \text{ m}$$

$$X_h = 0.797 \text{ m}$$

V-4-2 Allongement

Les types d'allongement	La photo du drone	Le nom du drone
Empennage à petit allongement		Next Gen's MFX-2
Empennage à grand allongement		CBT accipiter

**Tab V-10** Des drones de différents types de d'allongement des empennages

*Décision*

On va opter pour un allongement de la classe de 4 pour l'empennage horizontal et de la classe de 2.5 pour le vertical (sachant que la moyenne est de 3.85 pour l'horizontal et 1.93 pour le vertical)

V-4-3 la flèche

Les types de flèche	La photo du drone	Le nom du drone
Empennage à flèche nulle		IAI Searcher
Empennage à grand angle de flèche		IAI Ranger

**Tab V-11** Des drones de différents types de flèche des empennages

*Décision*

On opte pour le cas le plus simple, une flèche nulle

V-4-4 l'effilement

Les types d'effilement	La photo du drone	Le nom du drone
Empennage à effilement < 1		Argentina Army Lipan M3
Empennage à effilement = 0		AAI Shadow 200

**Tab V-12** Des drones de différents types d'effilement des empennages

**Décision**  
On opte pour le un effilement de la classe de 0.7 (comme celui de l'aile)

V-4-5 le dièdre

Le choix du dièdre se fait comme pour les ailes :

Les types de dièdre	La photo du drone	Le nom du drone
Empennage avec dièdre positif		Scaled Composites Raptor
Empennage avec dièdre nul		Boeing YQM-94A

**Tab V-13** Des drones de différents types de dièdre des empennages

**Décision**  
On opte pour le cas le plus simple, Dièdre de 0 deg

## V-4-6 Profil et calage :

Généralement on utilise que des profils symétrique de 9 à 18 % d'épaisseur, sachant que ça ne change pas une grande chose en aérodynamique à basse vitesse, il résout les problèmes structural beaucoup plus.

**Décision**

Pour notre cas; d'utiliser le fameux Naca 0012 et un choix logique.

## V-4-7 le calage

Le calage des empennages est un point très important dans la stabilité de l'aéronef



**Fig V-5** VTULAPVO Sojka III

Le moment stabilisant des empennages est calculé comme suit:

$$M_h = X_h \times \rho \times V^2 \times S_h \times C_{z_h}$$

Et le  $C_{z_h}$  est représenté par la fameuse courbe  $C_z = f(\alpha)$

Pour les profils symétrique le

$$C_{z_h} = C_{l_\alpha} \cdot \alpha$$

$$C_{l_\alpha} = 0.11 \text{ deg}^{-1} \text{ soit } (2\pi \text{ rad}^{-1})$$

Alors :

$$M_h = X_h \times \rho \times V^2 \times S_h \times C_{l_\alpha} \cdot \alpha$$

Si on fixe la géométrie et la position des empennages, et le moment nécessaire pour stabiliser l'avion nous pouvons simplement trouver l'angle d'incidence (par rapport au vent relatif) nécessaire pour les empennages horizontaux.

Mais le vent relatif frappant les empennages est influé par les ailes, et il présente déjà un angle de déflexion vers le bas.

Alors on doit soustraire cet angle du résultat trouvé de l'angle d'incidence pour savoir l'angle de calage exacte.

Le moment stabilisant doit reprendre a l'ensemble des moments agissant sur l'avion (généralement pris par rapport au GC) tel que:

- ✚ le moment de la portance ( généralement piqueur )
- ✚ le moment de la traînée (selon le point d'application, mais généralement cabreur )
- ✚ le moment de la poussée (selon la position des moteurs)

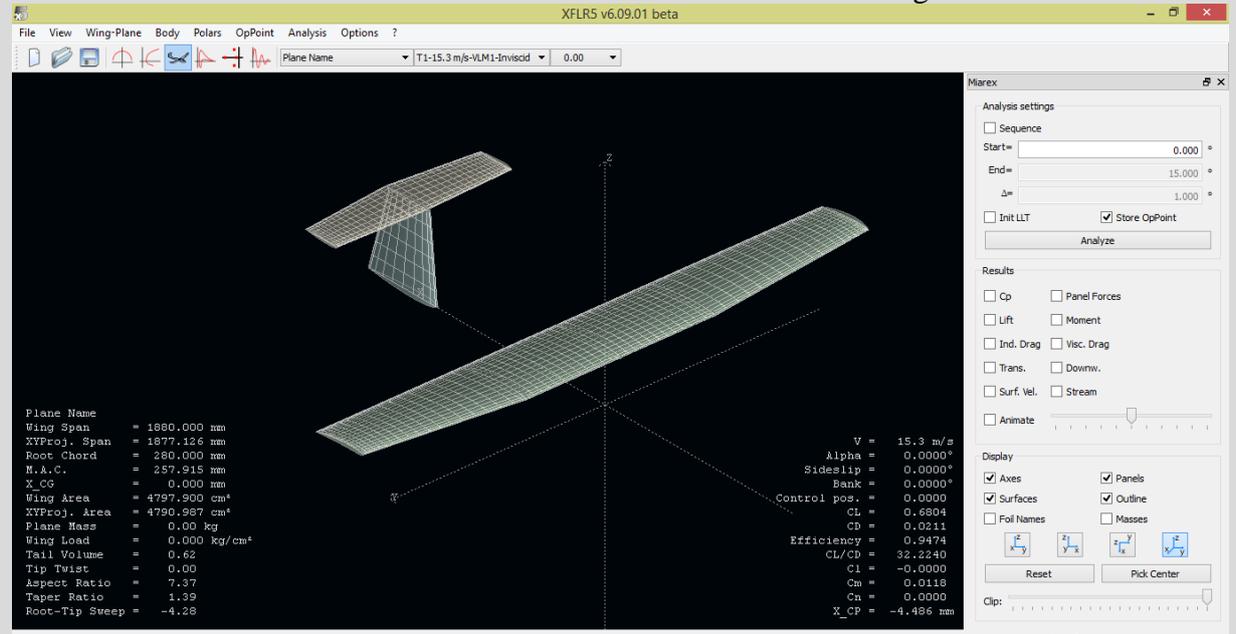
**Note:**

Si les surfaces et les distances sont bien calculées nous pouvons se contenter de très petit angle de calage (l'ordre de 0 à -2) mais si on trouve que nos résultats sont de l'ordre de -5 ou plus on doit refaire le calcul des surfaces et des distances, car un angle pareil engendre beaucoup de traînée et augmente la possibilité de décrochage.

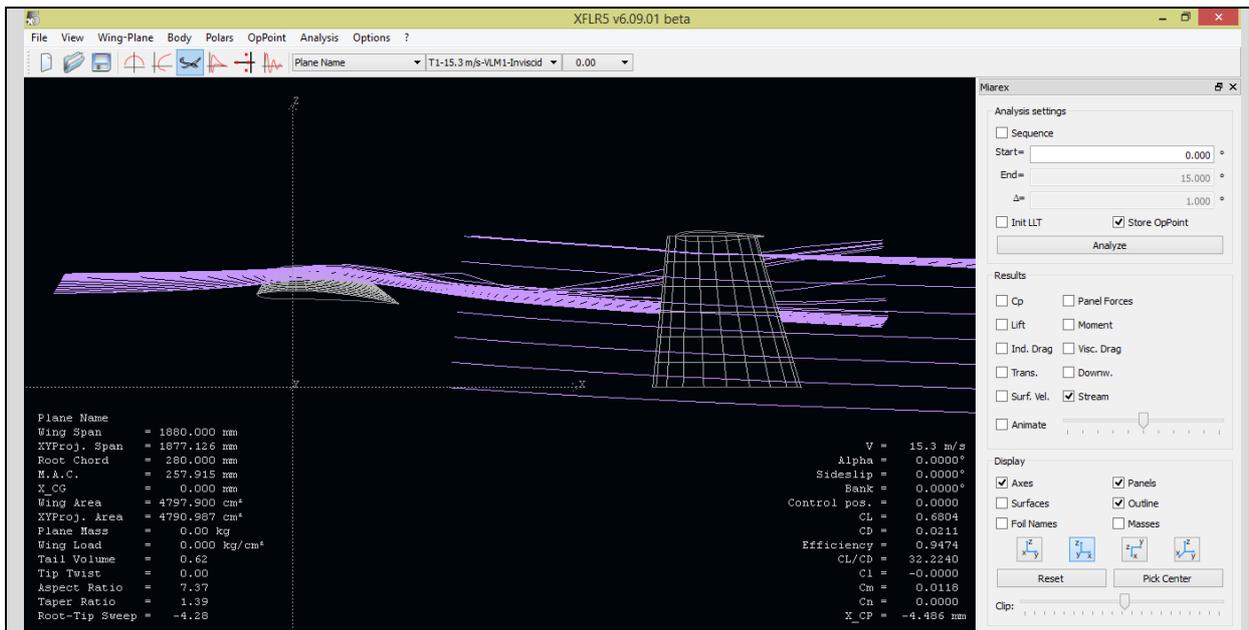
***Décision***

Pour notre cas de calcul (conception préliminaire class I et II) nous pouvons s'orienter vers un calculateur simple qui nous résout ce problème en comptabilisant les moments et les angles de déflexion.

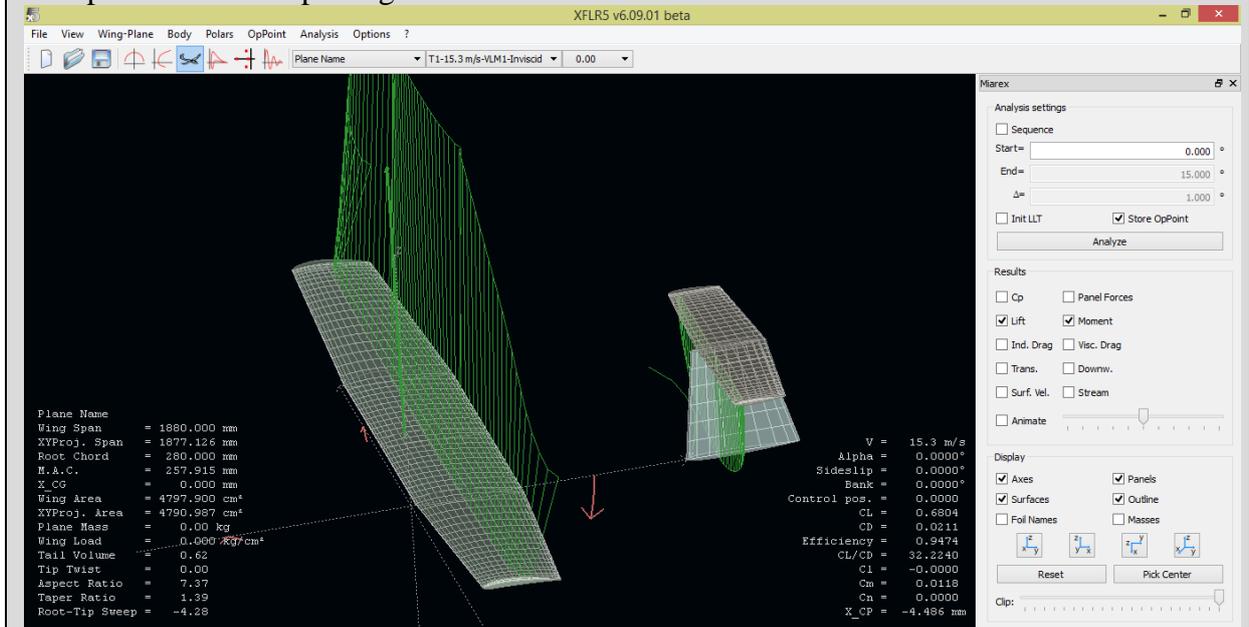
La décision des surfaces et des distances a mené à cette géométrie



Nous pouvons apercevoir l'angle de déflexion de l'air au niveau des empennages



Après fixer les empennages a 0 ° on s'est trouvé face à un moment déstabilisant cabreur



Nous pouvons régler ce problème en fixant les empennage a un angle positif de 0.5 ou 1 deg ( et ce qui est étrange) ou de leur diminuer le moment en jouent sur le bras et la surface.

The screenshot shows the XFLR5 v6.09.01 beta software interface. The main window displays a 3D model of a wing and tail section. The left panel shows the following data:

Plane Name	
Wing Span	= 1880.000 mm
XYProj. Span	= 1877.126 mm
Root Chord	= 280.000 mm
H.A.C.	= 257.919 mm
X_CP	= 0.000 mm
Wing Area	= 4797.900 cm <sup>2</sup>
XYProj. Area	= 4790.987 cm <sup>2</sup>
Plane Mass	= 0.00 kg
Wing Load	= 0.000 kg/cm <sup>2</sup>
Tail Volume	= 0.58
Tip Twist	= 0.00
Aspect Ratio	= 7.37
Taper Ratio	= 1.39
Root-Tip Sweep	= -4.28

The right panel shows analysis settings and results:

Analysis settings:

- Sequence:
- Start: 0.000°
- End: 15.000°
- Δ: 1.000°
- Init LLT:
- Store OpPoint:
- Analyze: [Button]

Results:

- Cp:
- Panel Forces:
- Lift:
- Moment:
- Ind. Drag:
- Visc. Drag:
- Trans.:
- Downw.:
- Surf. Vel.:
- Stream:
- Animate:

Display:

- Axes:
- Surfaces:
- Outline:
- Foil Names:
- Masses:

Reset: [Button] Pick Center: [Button]

Clip: [Slider]

Results summary:

V	= 15.3 m/s
Alpha	= 0.0000°
Sideslip	= 0.0000°
Bank	= 0.0000°
Control pos.	= 0.0000
CL	= 0.6832
CD	= 0.0212
Efficiency	= 0.9501
CL/CD	= 32.1811
Cl	= -0.0000
Cm	= 0.0006
Cn	= 0.0000
X_CP	= -0.214 mm

Alors comme résultats finaux on trouve:

$Sh=0.955$   
 $Xh=0,780$   
 Profil NACA 0012  
 Calage= 0deg

# Conclusion

Ce travail nous a permis d'une part d'approfondir nos connaissances théoriques acquises durant notre formation au sein de l'institut d'aéronautique de Blida; et de les mettre en pratique. D'une autre part, la conception des aéronefs est une passion ; un amour, elle n'est pas qu'un simple calcul ou un ensemble d'équation, le bon concepteur fait de bon choix

Le plus important est que l'étude faite sur la version thermique du Drone Skywalker nous a donné des résultats trop proches à la version de base, cela nous donne plus de confiance à notre Application de calcul et nous permet de l'affiner plus.

Masses:			Sky Walker électrique	Sky Walker thermique
masse totale	Wto	kg	3	2,86
masse à vide	We	kg	1,3	1,75
Volumes:				
Volume de carburant minimale (version charge utile maximale)	V f min	litres	3.45	/
Performances				
Vitesse de croisière	V cr	km/h	45,0	55,0
Vitesse de maximale	V stall	km/h	150	31,3
Altitude de vol	H cr	m	2 000,0	2 000,0
Endurance normale	E	h	0.5	1,1
Portée de communication	R com	km	40 -100	Plus de 10,0
Propulsion				
type de moteur			electrique	2 temps
Puissance du moteur maxi	Pto	hp	0,673	0,550
Diamètre de l'hélice	Dia Prop	inch	12	10
Les dimension				
Surface de référence	S w	m <sup>2</sup>	0,48	0,48
envergure	B	m	1,880	1,880
envergure de l'aile centrale		m	0,700	0,700

Enfin, nous espérons que ce travail apporte un plus pour les étudiants du département d'aéronautique et que ce modeste travail qui représente tant d'années de sacrifices et de patience, leur servira de base et de référence, in chaa ALLAH.

---

---