

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



Université de Saad Dahleb- BLIDA
Institut d'aéronautique et des études spatiales
Département de Construction Aéronautique



MÉMOIRE

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

MASTER EN AÉRONAUTIQUE

Option : **Structure**

Conception et réalisation d'un mini drone

Présenté par :

**-MESSAOUDI Ahmed Amine
-BOUTARI Omar**

Dirigé par :

**- Dr. CHEGRANI Ahmed
-Dr. BENTRAD Hocine**

Année: 2017-2018

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



DEDICACES



Je dédie ce modeste travail à mes parents adorés lesquels n'ont ménagé aucun effort

*matériel et moral fut-il, pour me soutenir et m'encourager tout au long de mon
cursus*

*scolaire et universitaire. J'ose espérer que l'aboutissement de l'objectif que je m'étais
fixés*

comblera d'aise et de fierté à l'égard de leur rejeton,

A ma très chère mère qui m'a toujours soutenue, que dieu la protège

A mes frères et à toute ma famille.

A mon binôme Ahmed Amine

A tous ceux avec qui j'ai passé de bons moments durant toute ma vie.

*A tous ceux qui m'ont aidé de près ou de loin. A tous ceux qui me sont
chers et*

que je porte à jamais dans mon cœur.

BOUTARI Omar.

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

À MES CHERS PARENTS

Aucune dédicace ne saurait exprimer mon respect, mon amour éternel et ma considération pour les sacrifices que vous avez consenti pour mon instruction et mon bien être. Je vous remercie pour tout le soutien et l'amour que vous me portez depuis mon enfance et j'espère que votre bénédiction m'accompagne toujours

A MON BINOME OMAR

A MON CHER ONCLE FARID ET MA TANTE

Dieu, le tout puissant, vous protège et vous garde

A MES CHERS ET ADORABLE SŒURS

En témoignage de mon affection fraternelle, de ma profonde tendresse et reconnaissance, je vous souhaite une vie pleine de bonheur et de succès

A LA MEMOIRE DE MES GRAND-PERES ET MA GRANDE MERE

**À MES CHERS ONCLES, TANTES, LEURS EPOUX ET EPOUSES A MES CHERS COUSINS COUSINES
À MES AMIS DE TOUJOURS**

Veillez trouver dans ce travail l'expression de mon respect le plus profond et mon affection la plus sincère.

MESSAOUDI Ahmed Amine



Remerciement



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

Je tiens à adresser mes sincères remerciements à notre promoteur

*Le **Dr CHEGRANI Ahmed** et notre Co-promoteur*

***Dr Bentrads Hocine** qui ont toujours été disponible,*

Et dont les encouragements et les conseils judicieux qui m'ont été

d'une très grande utilité, tant lorsque les travaux avançaient

que dans les moments de doute.

Nous adressons également nos vifs remerciements et notre

Profonde gratitude :

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

Nous font, en acceptant de juger notre travail.

Nous remercions aussi tous les professeurs et les membres

d'encadrement qui nous ont soutenu durant notre formation

à l'université et tous ceux qui nous ont aidé de près ou de

Loin à l'élaboration de ce mémoire.

A tous les enseignants qui ont contribué à notre formation depuis

notre premier pas l'école.

ملخص

لا يخفى على أحد أن الطائرات بدون طيار صارت موضحة رائجة بين الدول على نطاق واسع و ذلك لتعدد مهامها و لبساطة تكلفتها و نتائجها الدقيقة المحصلة.

يهدف هذا المشروع إلى تصميم طائرة بدون طيار بتحكم يدوي قادرة على لإقلاع والهبوط في الأماكن المغلقة و ذلك لمساعدة المبتدئين على تعلم استخدام الطائرة بدون طيار، فتكلفتها المنخفضة ورحلتها الهادئة وقوتها تسمح للمبتدئين بالبدء من دون الكثير من الضغط .

هذا المشروع لم يكتمل و لا زال بعيدا عن ذلك لذا نرجو تمريره للدفعات التي تليها من أجل تحسينه و تطويره .

كلمات مفتاحية : طائرة بدون طيار، الأماكن المغلقة، تحكم يدوي .

Résumé

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

L'objectif de notre PFE consiste en la conception et la réalisation d'un Mini-Drone, lancé à main. Ce petit drone est destiné avant tout à l'initiation au pilotage, plus particulièrement pendant des séances de vol d'intérieur de l'enceinte. Son coût réduit, son vol tranquille et sa robustesse permettent aux novices de débiter sans trop de stress. il n'évoluera en dehors que par temps calme.

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

Notre projet est loin d'être terminé. L'étendue des améliorations à apporter à notre prototype est immense, et nous devons songer en prochain année à passer ce beau projet à la génération suivante.

Mots-Clés : mini-drone, Conception, Réalisation, vol d'intérieur.

TABLE DES MATIERES

Dédicace

Remerciements

Résumé

Table des matières

Liste des figures

Nomenclature

Introduction Générale 3

Chapitre I : Généralité sur le Drones

I-1 Définition des drones 5

I-2 Historique des drones 5

I-3 Classification des drones 7

I-4 Type de pilotage 15

I-5 L'utilisation des drones 15

I-6 Avantages et inconvénients des drones 19

I-7 Description de notre drone 20

Chapitre II : Notions fondamentales de l'aérodynamique

II-1 Introduction 21

II-2 Définition du profil 21

II-3 L'Aile 21

II-4 Géométrie des profils 22

II-4.1 Définitions géométriques 22

II-4.2 Caractéristiques géométriques d'un profil 22

II-4.3 Caractéristiques aérodynamiques des profils 23

II-4.4 Caractéristiques des angles d'une aile 23

II-5 Les différents profils d'aile d'avion 23

II-6 Les forces aérodynamiques	25
II-6.1 Le poids (la gravité)	26
II-6.2 La résultante aérodynamique.....	26
II-6.3 La portance	27
II-6.4 La traînée	28
II-6.4.1 Caractéristiques.....	28
II-6.4.2 Les diverses sortes de traînée	28
II.7. Etude des polaires	30
II-7.1 Polaire de profil	31
II-7.2 Polaire d'avion	31
II-7.3 Polaire logarithmique.....	31
II-7.4 Polaire logarithmique réduite	31
II-8 La finesse	31
II-9 Décrochage.....	32
II-10 Nombre de Reynolds	33

Chapitre III : Aérodynamique et performances

III-1 Introduction.....	34
III-2 conception.....	34
III-2.1 choix de profil	34
III-2.1.A Profil d'aile	35
III-2.1.B Profil des stabilisateurs.....	39
III-2.2 La configuration du fuselage.....	40
III-2.3 Détermination des caractéristiques de l'aile	41
III-2.4 Configuration de l'empennage	43
III-3 Performances.....	44
III-3.1 Calcul de la traînée du modèle	44
III-3.1.A Calcul de C_{D0}	45
III-3.1.B Expression de C_D en fonction de C_L	48
III-3.2 Vol en palier	48
III-3.2.1 Equilibre des forces	48
III-3.2.2 Vitesse de décrochage.....	49
III-3.2.3 Vitesse de traînée minimale	49
III-3.2.4 Vitesse de puissance minimum absorbée.....	50
III-3.2.5 La Vitesse maximale.....	51
III-3.2.6 La finesse de l'avion.....	52
III-3.3 Vol de montée	52

III-3.3.1 Le taux max de montée	53
III-3.3.2 L'angle max de montée	54
III-3.3.3 La vitesse max de montée.....	54
III-3.4 Performances de descente	55
III.3.5 Endurance et rayon d'action	55

CHAPITRE IV : Conception en XFLR5

IV-1 Définition de XFLR5	57
IV-2 La Conception de model en XFLR5	57
IV-2.1 Réseau de polaires	57
IV-2.2 Caractéristiques très importantes du réseau de polaires	57
IV-2.3 Génération du réseau de polaire des profils	57
IV-2.4 Conception d'aile et d'avion	59
IV-3 La simulation en XFLR5	63
IV-3.1 Introduction.....	63
IV-3.2 La simulation.....	63
IV-4 Résultats et interprétations	65
IV-4.1 Variation de C_L en fonction de α	65
IV-4.2 Variation de C_d en fonction de α	66
IV-4.3 Variation de finesse en fonction de α	67
IV-4.4 Variation de C_d en fonction de C_L	69
IV-4.5 Variation de C_m en fonction de α	70
IV-4.6 Variation de C_m en fonction de C_L	71
IV-4.7 Visualisation de la portance	72
IV-4.8 Visualisation de la trainée induite	72
IV-4.9 Visualisation de coefficient de pression	73

CHAPITRE V : Réalisation

V-1 Introduction.....	76
V-2 Construction.....	78
V-2.1 Fuselage.....	78
V-2.2 Ailes	80
V-2.3 Empennage vertical et horizontal	81

Conclusion

Bibliographie

Annexes

Liste des figures

Chapitre I

Figure I.1 :	Les premiers drones apparurent en France dans les années 1960.....	6
Figure I.2 :	Un micro-drone	7
Figure I.3 :	Un mini-drone	7
Figure I.4 :	Drone de très courte portée	8
Figure I.5 :	Drone moyenne portée lents.....	8
Figure I.6 :	Drone rapide basse altitude.....	8
Figure I.7 :	Les drones maritimes tactiques	9
Figure I.8 :	Black Widow (Aérovironment, 42g).....	9
Figure I.9 :	drone portable (LUNA)	10
Figure I.10:	RQ-2B Pioneer	10
Figure I.11 :	drone hélicoptère (RMAX)	11
Figure I.12 :	drone maritime tactique –Orka	11
Figure I.13:	predator MQ-1	12
Figure I.14 :	Un drone «HALE» -Global Hawk.....	13
Figure I.15:	Global Hawk.....	13
Figure I.16 :	Drone solaire Hélios.....	14
Figure I.17:	VTOL division régional	15
Figure I.18 :	utilisation de drones militaires	15
Figure I.19 :	Catapultage opérationnel d'un Sperwer	16
Figure I.20 :	SDTIenvol.....	16

Chapitre II

Figure II.1 :	un profil d'aile.....	21
Figure II.2 :	différentes formes d'ailes	21
Figure II.3 :	La géométrie d'un profil	22
Figure II.4 :	Références d'un profil	23
Figure II.5 :	Les types de profil	24
Figure II.6 :	Les forces exercées sur l'avion.....	25
Figure II.7 :	La résultante aérodynamique	26
Figure II.8 :	Répartition des pressions autour d'un profil.....	27
Figure II.9 :	La trainée	28
Figure II.10 :	La répartition de trainée envol.....	28
Figure II.11 :	Tourbillons marginaux	29
Figure II.12 :	Lapolaire.....	30
Figure II.13 :	Polaire de profil n°13 bis du laboratoire Eiffel.....	31
Figure II.14:	Courbe de finesse.....	32
Figure II.15:	Décrochage	32

Chapitre III

Figure III-1: Le profil HQ3.5/8	35
Figure III-2: Courbe de coefficient de portance en fonction de l'incidence	35
Figure III-3: Courbe de coefficient de traînée en fonction de l'incidence	36
Figure III-4 : Courbe de la polaire	37
Figure III-5 : Courbe de la finesse	38
Figure III-6: la variation de pression.la ligne de la corde et les conditions de décrochage de profil HQ3.5/8 pour $\alpha=8$	39
Figure III-7: la variation de pression.la ligne de la corde et les conditions de décrochage de profil HQ3.5/8 pour $\alpha=2$	39
Figure III-8: Le profil NACA 0010.....	40
Figure III-9 : Différentes configurations de fuselage	40
Figure III-10 : Dimensionnement du fuselage (en mm)	41
Figure III-11 : Les dimensions de l'aile (en mm)	41
Figure III-12 : Différentes formes d'empennage	43
Figure III-13 : Dimensionnement d'empennages vertical (G), horizontal (D)	44
Figure III-14 : Equilibre des forces	48
Figure III-15 : Forces agissant sur un avion en montée.....	52
Figure III-16 : Paramètres de descente	55

Chapitre IV

Figure IV-1 : Les profils HQ3.5/8 et NACA0010 dans XFLR5	58
Figure IV-2 : Batch foil Analysis	58
Figure IV-3 : La génération du réseau de polaire.....	59
Figure IV-4 : Plane Editor	59
Figure IV-5 : Création d'aile.....	60
Figure IV-6 : Les résultats	60
Figure IV-7 : Création de l'empennage horizontal	61
Figure IV-8 : Les résultats de Elevator	61
Figure IV-9 : Création de la dérive	62
Figure IV-10 : Création de fuselage.....	62
Figure IV-11 : Le model complet par XFLR5	63
Figure IV-12 : Définir une analyse.....	64
Figure IV-13 : Analyser.....	64
Figure IV-14 Variation de C_L en fonction de α	65
Figure IV-15 : Variation de C_d en fonction de α	66
FigureIV-16: Variation de la finesse en fonction de α	68
FigureIV-17 : Variation de C_D en fonction de C_L	69
FigureIV-18: Variation de C_m en fonction de α	70
FigureIV-19: Variation de C_m en fonction de C_L	71

Figure IV-20: La répartition de la portance.....	72
Figure IV-21: La répartition de la trainée induite.....	72
Figure IV-22 : Cp pour l'incidence $\alpha=6$	73
Figure IV-23 : Cp pour l'incidences $\alpha=6$	73
Figure IV-24 : Variation de CD en fonction de CL.....	75
Figure IV-25 : Variation de $C_{d\text{ num}}$ et $C_{d\text{ th}}$ en fonction de α	75

Chapitre V

Figure V.1 : carton mousse.....	76
Figure V.2 : cutter et ciseaux	77
Figure V.3 : Papier a verre.....	77
Figure V.4 : Mètre et Pier à coulisse	77
Figure V.5 : le plan de drone en taille réel sur une feuille 'A0'.....	78
Figure V.6 : Découpage du fuselage	79
Figure V.7 : Fuselage	79
Figure V.8 : Assemblage du fuselage.....	79
Figure V.9 : les 3parties de l'aile	80
Figure V.10 : la plaque de BALZA.....	81
Figure V.11 : L'emplacement de l'aile	81
Figure V.12 : l'assemblage de l'aile.....	81
Figure V.13 : Découpage de l'empennage vertical et horizontal.....	82
Figure V.14 : L'empennage vertical et horizontal.....	82
Figure V.15 : Le pylône moteur	82
Figure V.16 : L'assemblage final de RB-94.....	83

Liste des tableaux

Chapitre III

Tableau III-1 : Calcul de C_{D0} de l'avion.....	47
---	-----------

Chapitre IV

Tableau IV-1 : Variation de C_L en fonction de α	65
Tableau IV-2 : Variation de C_D en fonction de α	67
Tableau IV-3 : Variation de la finesse en fonction de α	68
Tableau IV-4 : Variation de C_D en fonction de C_L	69
Tableau IV-5 : Variation de C_m en fonction de α	70
Tableau IV-6 : Variation de C_m en fonction de C_L	71
Tableau (IV-7) : Comparaison des résultats.....	74

NOMENCLATURE

Abréviations :

UAV	Unmanned Aerial Vehicle
MALE	Les drones de moyenne altitude et longue endurance
MAV	Micro Air Vehicle
HALE	Les drones de haute altitude et longue endurance
TCP	Les drones de très courte portée
DMT	Les drones maritimes tactiques
UCAV	Unmanned combat aerial véhicule
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
CAM	Corde Aérodynamique Moyenne

Symboles grecs :

α	Angle d'attaque
α_0	Incidence de portance nulle
β	Angle de descente
b	Envergure
μ	Viscosité
θ	L'angle de montée
λ	Allongement

ρ	Masse volumique
η_h	Le rendement d'hélice

Symboles latins :

C_D	Coefficient de trainée
C_L	Coefficient de portance
C_e	Corde à l'emplanture
C_f	Coefficient de frottement superficiel
C_s	Corde au saumon
D	Trainée du model
e	Epaisseur maximum / facteur d'efficacité d'Oswald
f	Finesse
F_{LD}	Rapport de longueur _ diamètre de fuselage
f_M	Une fonction du nombre de mach
g	Gravité
h	Epaisseur relative
K	Le facteur de correction de la trainée induite
L	La force de portance du model
L_1	Longueur de l'aile centrale
L_2	Longueur de trapèze
M	Nombre de mach
m	Masse du model
$m.g$	Poids du model
P	Puissance
P_A	Puissance absolue produite par le moteur
P_m	Puissance produite par le moteur

P_R	Puissance requise
Re	Nombre de Reynolds
S	Surface de référence de l'aile
S_a	Surface alaire
S_{a1}	Surface de l'aile centrale
S_{a2}	Surface de trapèze
S_{wet}	Surface mouillée
T	La poussée de moteur
V	Vitesse
(D_{min})	Vitesse de trainée minimum
V_{max}	La vitesse maximale de drone
V_{stall}	Vitesse de décrochage
$V_{approch}$	Vitesse d'approche
$V_{takeoff}$	La vitesse de décollage
v_c	Le taux de monté

Introduction

Les drones ou UAV (Unmanned Aerial Vehicles) sont des engins volants sans pilote capables de mener à bien une mission de façon semi autonome ou en mode téléguidé. Ils ont été utilisés par les militaires ou les civiles pour des missions de reconnaissances ou de surveillance.

Notre modèle BRAVO- MIKE ou BM-94 est conçu pour être un léger drone. L'exigence du projet est l'intégration d'un moteur électrique capable de maintenir un vol pendant au moins 8 minutes au moyen d'une batterie LiPo 2S de 120mA h à 2 cellules. Il est piloté automatiquement ou radiocommandé.

La BM-94 a été conçu pour supporter des chocs important que lui fera subir un pilote débutant. En cas de choc, la structure se déforme, absorbe l'impact pour préserver le matériel. En cas de dommage, on parvient quand même à le réparer car les deux morceaux se recollent très vite avec un peu de colle.

Le moteur est placé sur un pylône, bien moins exposé que s'il était placé dans le nez.

L'aile est simplement placée à la partie médiane du fuselage l'abordant par son bord d'attaque et de fuite, elle pivote lors d'une collision ou d'un retour au sol imprévu et se déboîte simplement dans le pire des cas.

L'articulation des volets de profondeur et direction est issu de la découpe et ne nécessite pas l'installation de charnières, opération parfois fastidieuse quand on débute.

Le présent mémoire est réparti selon les chapitres suivants :

Chapitre I : Ce chapitre donne une bibliographie sur les drones qui permet de connaître les principaux types et configurations des drones miniatures à voilure tournantes et ses domaines d'applications

Chapitre II : Notions fondamentales de l'aérodynamique

Chapitre III : On a passé à l'étude préliminaire de conception et de performance afin d'avoir les dimensions de l'aéronef pour répondre au cahier de charge.

Chapitre IV : La Conception et La simulation en XFLR5.

Chapitre V : la réalisation de BM-94 est illustrée par des images, leur limitation d'utilisation ainsi que la technique de fabrication.

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

Chapitre –I– Généralité sur le Drones

1.1 Définition des drones

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

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

Les drones disposent de plusieurs capteurs opérant dans différentes longueurs d'ondes (domaine du visible, de l'infrarouge ou des ondes radar) et même de système d'écoute ou de brouillage. Aujourd'hui on parle plus de drones mais de système de drones. En effet, le drone fait partie d'un système composé d'un ou plusieurs vecteurs aérien, d'une ou plusieurs stations sont de commande ainsi que de liaisons de données entre le vecteur et la partie sol. Il subsiste des drones aériens, sous-marins, marins et terrestres. Si on se restreint aux drones aériens, on peut les classer en différentes catégories en fonction de leurs tailles de quelques centimètres à plusieurs mètres, leurs formes comme leurs types de propulsion. [13]

1.2 Historique des Drones [10]

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

Le premier drone français a été conçu, réalisé et expérimenté dès 1923 à Étampes par l'ingénieur Maurice Percheron et le capitaine Max Boucher ; mais l'armée française ne trouva pas

alors d'intérêt à cette nouvelle technologie. La phase suivante dans les années 1930 fut l'emploi d'avions-cibles autonomes tant au Royaume-Uni qu'aux États-Unis d'Amérique où le Radio plane OQ-2, avion de taille réduite télé-piloté, fut construit en grande série. L'armée allemande développa à partir de 1938 des vecteurs guidés à distance sous la forme de bombes planantes antinavires, de bombes antichars radioguidées et de véhicules à chenilles filoguidés. Les avions sans pilote V1 et le missile V2 allemands de la seconde guerre mondiale étaient-ils des drones, Plutôt des bombes volantes, mais le V1 à aile droite et pulsoréacteur dorsal a servi de modèle à des avions-cibles, drone en anglais.

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

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



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

1.3 classification des drones : [10]

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

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

segment tactique se décompose lui-même en six segments :

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



Figure I.2 : Un micro-drone

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



Figure I.3: Un mini-drone.

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



Figure I.4 : Drone de très courte portée.

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



Figure I.5: Drone moyenne portée lents.

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



Figure I.6 : Drone rapide basse altitude.

6– Les drones maritimes tactiques (DMT).



Figure I.7 : Les drones maritimes tactiques

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

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

A. drones miniatures :

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



Figure I.8 : Black Widow (Aerovironment, 42g).

B. drones de court rayon d'action :

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



Figure I.9 : drone portable (LUNA).

C. drones tactiques à moyen rayon d'action :

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

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



Figure I.10: RQ-2B Pioneer

D. drones hélicoptères :

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

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

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



Figure I.11 : drone hélicoptère (RMAX).

E. Les drones maritimes tactiques : [13]

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



Figure I.12 : drone maritime tactique –Orka-

F. les grands drones de longue endurance :

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

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



Figure I.13: predator MQ-1.

G.UCAV (Unmanned combat aerial véhicule):

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

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



Figure I.14 : Un drone «HALE» -Global Hawk-

H. Les drones «HALE» (Haute Altitude Longue Endurance) :

On atteint dans cette catégorie les dimensions d'un avion civil (Airbus A320 par exemple) pour des autonomies de plusieurs milliers de kilomètres (10 000 km et plus) parcourues en volant largement au-dessus des trafics aériens courants, tant civils que militaires (jusqu'à 20 000 m d'altitude). Les moteurs sont cette fois des turboréacteurs.

La masse au décollage des drones HALE peut largement dépasser les 10 t, dont quelque 10% pour la charge utile.

Les capacités de ces drones HALE sont à rapprocher et à comparer à celles des avions pilotés, du type de l'avion espion U2 ou des avions de renseignement électronique, ainsi qu'à celles des satellites d'observation ou d'alerte.

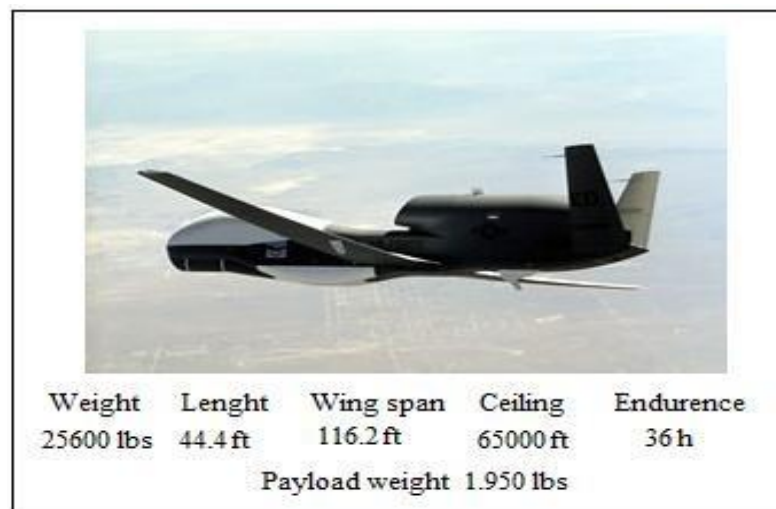


Figure I.15: Global Hawk.

L'exemple le plus connu de HALE est le Global Hawk américain, de Northrop Grumman, qui, en avril 2001, a volé depuis la Californie jusqu'en Australie.

Peu après, en octobre 2003, dans le cadre de l'initiative allemande «Euro Hawk»

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

I. Drones stratosphériques :

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

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

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

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



Figure I.16 : Drone solaire Hélios.

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

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

VTOL sont utilisé à des fins militaires.

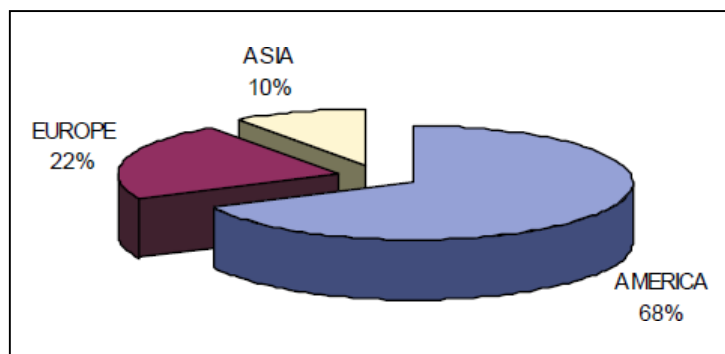


Figure I.17 : VTOL division régional.

1.4 Type de pilotage

L'arrêté distingue trois situations différentes :

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

1.5 L'utilisation des drones

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

- **Utilisation de drones militaires [13]**



Figure I.18 : utilisation de drones militaires

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

:

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



Figure I.19 : Catapultage opérationnel d'un Sparwer

a. La surveillance et le renseignement :

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

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



Figure I.20 : SDTI en vol

b. Le support au combat :

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

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

c. Le combat proprement dit :

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

- **Utilisation de drones civils [13]**

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

a. La surveillance et l'observation

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

b. Des missions exploitant le vecteur aérien

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

c. Des missions spécifiques :

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

1.6 Avantages et inconvénients des drones

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

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

Ils présentent aussi des lacunes :

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

I.7 Description de notre drone : [7]

➤ Caractéristiques techniques :

Envergure: 760(mm).

Longueur: 620(mm).

Poids au décollage: 72 (g.).

Surface des ailes: 9.6 (dm²).

Charge alaire: 7.5 (g/dm²).

Vitesse : ~ 15 (km. /H.).

Durée de vol:~ 6-8 (min.).

➤ Composants :

1. Aile haute sans volets
2. Le fuselage.
3. L'empennage horizontal.
4. Stabilisateur vertical.
5. moteur électrique.
9. Petites batterie de stockage.
10. hélice.

Profil d'aile HQ358

II.1 Introduction : [1]

L'aérodynamique est une branche de la dynamique des fluides qui porte principalement sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi qu'éventuellement sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent. L'aérodynamisme (terme non technique) qualifie un corps en mouvement dans l'air. Le champ d'études peut se subdiviser en aérodynamiques incompressible et compressible en fonction du nombre de Mach, c'est-à-dire en fonction du rapport entre la vitesse de l'écoulement et celle du son.

- L'aérodynamique incompressible concerne les écoulements pour lesquels le nombre de Mach est inférieur à 0,2 environ, et se placer dans cette classe d'écoulements permet de prendre certaines hypothèses simplificatrices lors de l'étude des ces écoulements.
- L'aérodynamique compressible quant à elle se subdivise en aérodynamique: subsonique à Mach compris entre 0,2 et le Mach critique, ce qui correspond à une vitesse d'écoulement localement supérieure à la vitesse du son ; transsonique à Mach compris entre le Mach critique et 1 ; supersonique à Mach entre 1 et 5 et hypersonique au-delà.

II.2. Définition du profil : [11]

C'est une section verticale de l'aile par un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion .Cette section détermine un contour géométrique que l'on utilise pour figurer le profil d'une aile d'avion.

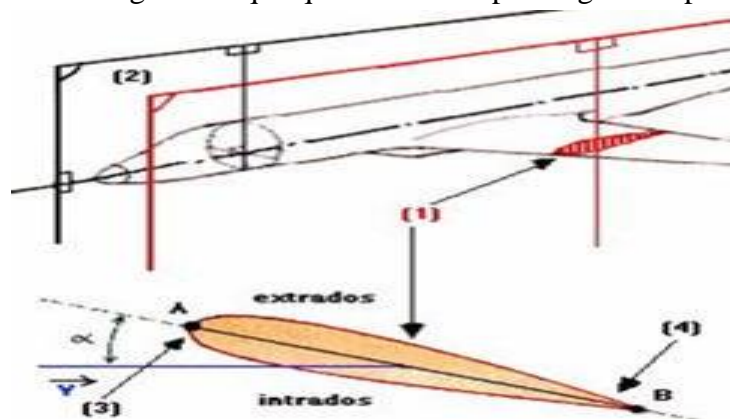


Fig (II-1): un profil d'aile

II.3 L'Aile :

L'aile la plus simple, et la plus facile à construire, est une aile dont la forme en plan est rectangulaire, mais son rendement sera meilleur si elle est elliptique. Compte tenu des difficultés de réalisation d'une telle aile, une forme trapézoïdale est un bon compromis.

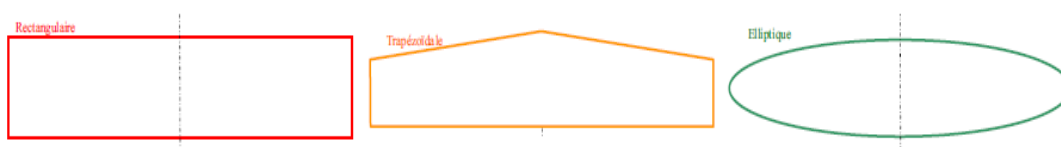


Figure (II-2) : Différentes formes d'ailes.

II.4. Géométrie des profils : [5]

II.4.1. Définitions géométriques :

- **L'extrados** : C'est la partie supérieure de l'aile qui relie le bord d'attaque au bord de fuite.
- **L'intrados** : C'est la partie inférieure de l'aile qui relie le bord de fuite au bord d'attaque.
- **Le bord de fuite** : C'est le point le plus en arrière du profil ou se joignent l'extrados et l'intrados.
- **Le bord d'attaque** : C'est le point le plus en avant du profil ou se joignent l'extrados et l'intrados.
- **La ligne moyenne "yc"** : C'est le lieu des points équidistants de l'intrados et de l'extrados.
- Si le profil est symétrique, la ligne moyenne et la corde du profil sont confondues.
- **La corde du profil** : C'est la droite de référence servant à la définition de la forme du profil, elle est représentée par la droite qui relie les extrémités de la ligne moyenne.

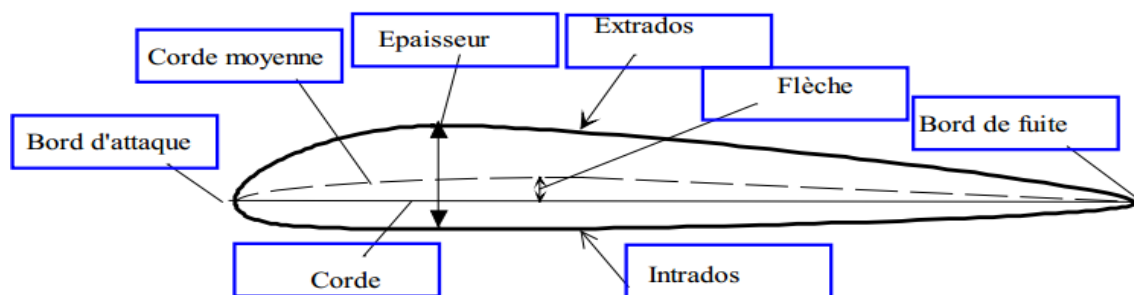


Fig (II-3): La géométrie d'un profil

II.4.2. Caractéristiques géométriques d'un profil: [11]

En plus de ce que nous avons déjà vu dans l'introduction, nous rajoutons :

- **Epaisseur** (d'un profil) : c'est la distance maximum (e) entre l'extrados et l'intrados.
 - Si $h < 6\%$: le profil est dit **mince**.
 - Si $6\% < h < 12\%$: le profil est dit **semi épais**.
 - Si $h > 12\%$: le profil est dit **épais**
- **Ligne moyenne** : ligne équidistante entre l'extrados et l'intrados.
- **Epaisseur relative** : rapport (e / AB) ; donné en %, il permet de construire des profils de tailles différentes avec les mêmes références. Les coefficients C_x et C_z dépendent en partie de l'épaisseur.
- **Cambrure** : rapport (f / AB) ; permet de déterminer si le profil est plus ou moins creux. Les coefficients C_x et C_z dépendent également de la cambrure.
- **Finesse** : rapport ($R_z / R_x = \text{portance}/\text{traînée}$) ; plus la finesse est élevée, mieux l'avion vole. Etant donné que R_z et R_x dépendent de l'incidence, la finesse dépend de l'incidence. Quand l'angle est optimum, la finesse est maximum.

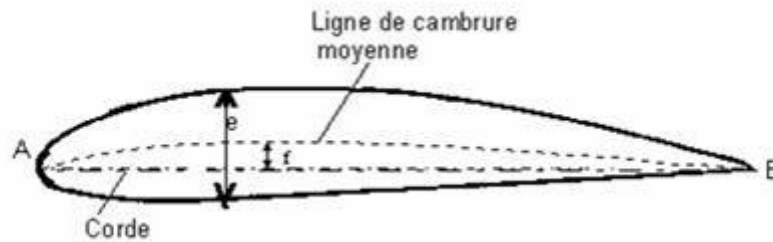


Fig (II.4): Références d'un profil.

II. 4.3. Caractéristiques aérodynamiques des profils :

La meilleure façon de consigner les résultats des expériences sur les profils aérodynamiques consiste à tracer des courbes qui indiquent comment :

- Le coefficient de portance.
- Le coefficient de traînée.
- Le rapport de la portance à la traînée et la position du centre de poussée.

II.4.4. caractéristiques des angles d'une aile :

- **Angle de portance nulle (angle de profil α_0):**

C'est l'angle d'incidence correspondant à une portance nulle. (Pour un profil biconvexe symétrique, $\alpha_0 = 0$).

- **Angle de calage (β):**

C'est l'angle formé par la corde et l'axe longitudinal de l'avion. Il peut être variable tout le long de l'aile si l'aile est vrillée.

- **Dièdre (δ) :**

C'est l'angle que fait le plan des cordes de chaque aile " plan de l'aile " avec le plan horizontal. Il peut être positif ou négatif.

- **La flèche (f) :**

La flèche de l'aile est l'angle compris entre la ligne du bord d'attaque et la perpendiculaire au plan de symétrie du fuselage.

- **Angle d'incidence (α) :**

C'est l'angle formé par la corde du profil et la direction du vent relatif. α est positif lorsque la ligne AF est au dessus de celle du vecteur vitesse.

II.5. Les différents profils d'aile d'avion : [11]

On distingue quatre grands types de profils de part leur forme :

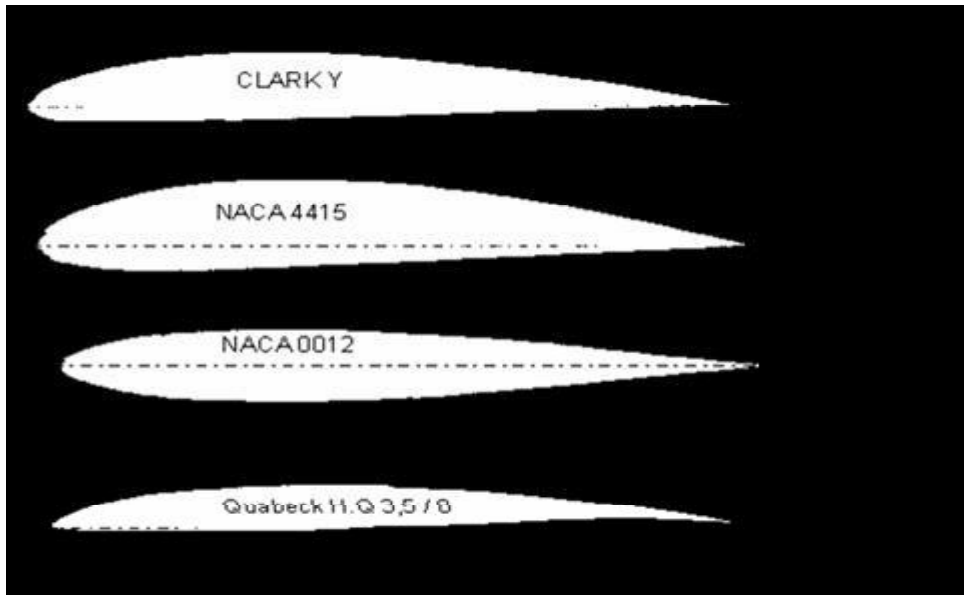


Fig (II.5):les types de profils

Chaque type de profil a des caractéristiques qui lui sont propre :

➤ **Plan convexe :**

Ce profil a une très forte portance dès les faibles incidences et une traînée moyenne. Cependant, le centre de gravité de ce profil a tendance à se déplacer. Il est très utilisé en modélisme car il est facile à construire et donne de bons résultats.

L'aile la plus représentative de ce type de profils est le Clark Y.

A 0° , ce profil a un coefficient de portance de 0,26, ce qui est relativement élevé et un coefficient de traînée de 0,017, assez moyen.

L'épaisseur relative d'un Clark Y est d'environ 11,68%. La cambrure d'un Clark Y est très faible, environ 2,7%.

La finesse maximum d'un Clark Y vaut environ 16,9 pour 4° d'incidence.

➤ **Biconvexe dis symétrique :**

Ce profil est porteur même à des incidences négatives.

Il est légèrement instable et son centre de gravité se déplace un peu.

Il est utilisé principalement pour la voltige, notamment pour ses capacités à être porteur à quasiment toutes les incidences. Les ailes les plus représentatives de ce type de profils sont les NACA 44 (NACA 4415, NACA 4412).

A 0° , ce profil a un coefficient de portance de 0,146, et un coefficient de traînée de 0,0165.

L'épaisseur relative d'un NACA 44 est d'environ 12,02%. La cambrure d'un NACA 44 est faible, environ 3,3%.

La finesse maximum d'un NACA 44 vaut environ 14,27 pour 4° d'incidence.

➤ **Biconvexe symétrique :**

Ce profil n'a pas de portance aux faibles incidences car, à 0° , l'air parcourt strictement la même distance sur l'extrados et l'intrados.

Afin de créer une incidence, il est monté de biais sur les avions. Il est utilisé pour la voltige, lui aussi.

L'aile la plus représentative de ce type de profils est le NACA 0012.

A 0° , ce profil a un coefficient de portance nul (0) et un coefficient de traînée de 0,0138.

A 2° , il a un coefficient de portance de 0,129 et un coefficient de traînée de 0,0145.

L'épaisseur relative d'un NACA 0012 est d'environ 12,00%. La cambrure d'un NACA 0012 est nulle (0%).

La finesse maximum d'un NACA 0012 vaut environ 12.58 pour 4° d'incidence.

➤ *Creux :*

Ce profil est très porteur, mais très instable. Plus l'incidence augmente, plus son centre de gravité avance et le profil se cabre.

Ce profil génère une très forte traînée, due à sa cambrure.

Il est très utilisé pour le vol en intérieur (indoor) car il n'a pas besoin d'une grande vitesse pour porter et la traînée l'empêche d'aller trop vite, permettant ainsi de faire des virages très serrés.

Les ailes les plus représentatives de ce type de profils sont les GÖTT 500 (GÖTT 496, GÖTT 546).

A 0° , ce profil a un coefficient de portance de 0,368 (deux fois et demi celui d'un biconvexe dissymétrique !) et un coefficient de traînée de 0.0229 (deux fois celui d'un biconvexe symétrique).

L'épaisseur relative d'un GÖTT 500 est d'environ 9,8 %. La cambrure d'un GÖTT 500 est forte, environ 5,1%.

La finesse maximum d'un GÖTT 500 vaut environ 16.25 pour 2° d'incidence.

II-6- Les forces aérodynamiques :

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

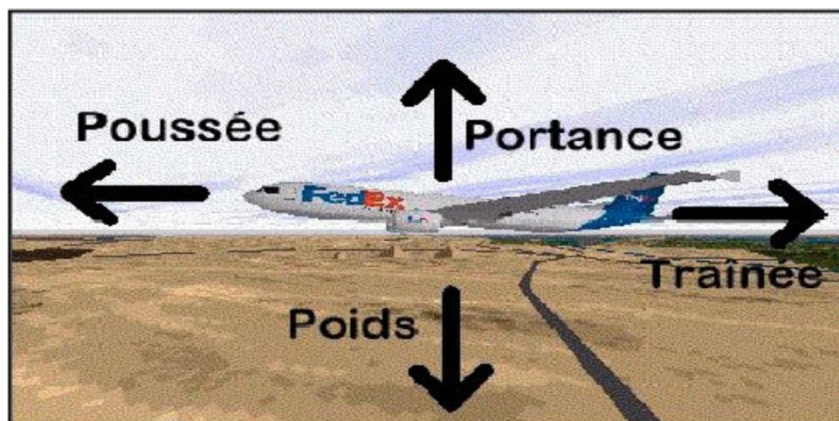


Fig (II.6) : Les forces exercent sur l'avion.

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

II.6.1. Le poids (la gravité) :

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

$$\mathbf{P} = \mathbf{m.g} \quad (\text{II.1})$$

Où \mathbf{P} : poids en newton (N). \mathbf{m} : masse en kg. \mathbf{g} : accélération de la pesanteur en m/s^2 (9,81 m/s^2).

C'est une force qui agit sur la masse totale de l'avion ; elle s'applique en un point « le centre de gravité » ; elle est dirigée vers le centre de la terre et s'exprime en Newton.

C'est contre cette force que l'aéronef doit lutter pour s'élever dans les airs. Pour que l'altitude soit constante, il faut que la valeur de la portance soit égale à celle du poids.

Le poids joue aussi un rôle dans le choix des matériaux et dans la structure de l'avion car la voilure et le fuselage subissent des efforts importants.

II.6.2. La résultante aérodynamique :➤ *Origine :*

La somme des forces de Surpression intrados, dépression extrados, frottement sur le profil (du fait de la viscosité de l'air). Donne une force résultante appelée : « résultante aérodynamique \mathbf{R} ».

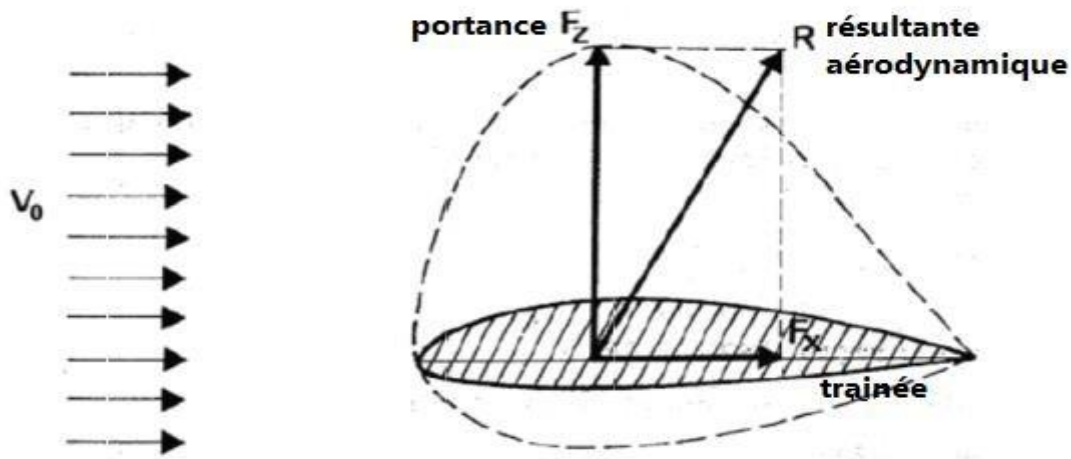


Fig (II.7) : La résultante aérodynamique.

➤ **Caractéristiques de la résultante aérodynamique :**

En vol une aile subit différentes forces que l'on peut décomposer en :

Une force perpendiculaire à la vitesse, appelée portance R_z

Une force parallèle à la vitesse appelée traînée R_x

- **Point d'application:** c'est le centre de poussée (intersection entre la corde et \mathbf{R}).
- **Direction :** oblique par rapport à l'écoulement de l'air.

- **Sens** : vers l'arrière de l'intrados vers l'extrados.
- **Intensité**

➤ **Composantes de R :**

Cette force est généralement décomposée en deux forces :

- L'une parallèle à l'écoulement de l'air : **la trainée F_x** .
- L'autre perpendiculaire à l'écoulement de l'air : **la portance F_z** .

II.6.3. La portance :

La portance : est une force perpendiculaire à l'écoulement

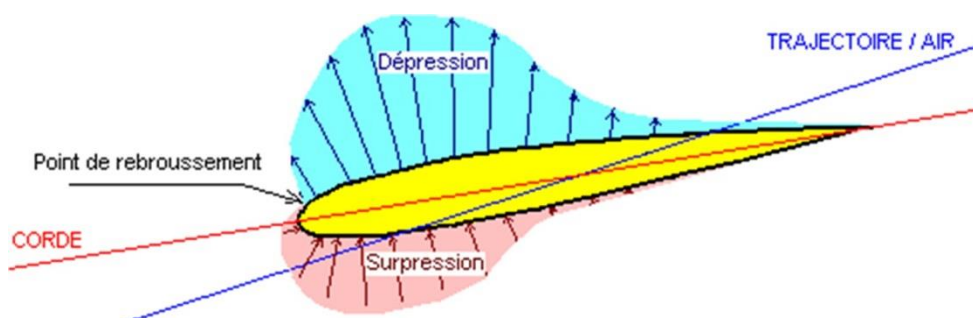


Fig (II.8) : Répartition des pressions autour d'un profil

- **Expression de la portance L :**

- ✓ La portance est une force qui dépend des pressions qui s'exercent sur l'aile.
- ✓ Toute l'envergure de l'aile crée une portance, cette dernière sera donc proportionnelle à la surface de l'aile.
- ✓ La forme du profil permet de déterminer la qualité de la portance. Cette forme est caractérisée par un coefficient nommé C_L .
- ✓ L'air dans lequel se déplace l'aile a des caractéristiques dépendant d'autres grandeurs comme la température, la pression etc. Le paramètre global retenu est la masse volumique en kg/m^3 .

Ceci conduit à l'expression suivante :

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (\text{II.2})$$

- L : valeur de la portance en N (Newtons)
- C_L : coefficient de la portance –sans échelle
- ρ : masse volumique de fluide en Kg/m^3

- V : vitesse relative en m/s

S : surface rejetée a l'horizontale en m^2

II.6.4. La traînée :

II.6.4.1. Caractéristiques :

- Point d'application : Centre de poussée.
- Direction : Parallèle à l'écoulement de l'air.
- Sens : Du bord d'attaque. le bord de fuite.

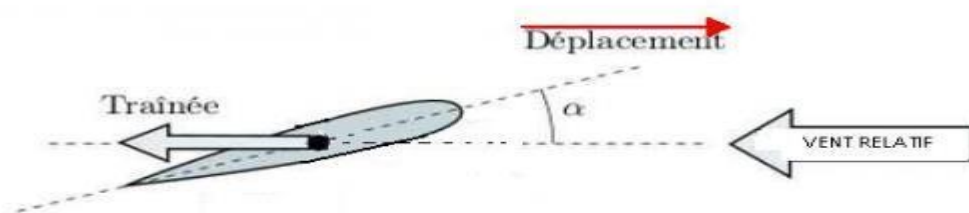


Fig (II.9) : la traînée vers

II.6.4.2. Les diverses sortes de traînée :

La traînée totale est la somme de différentes traînées élémentaires

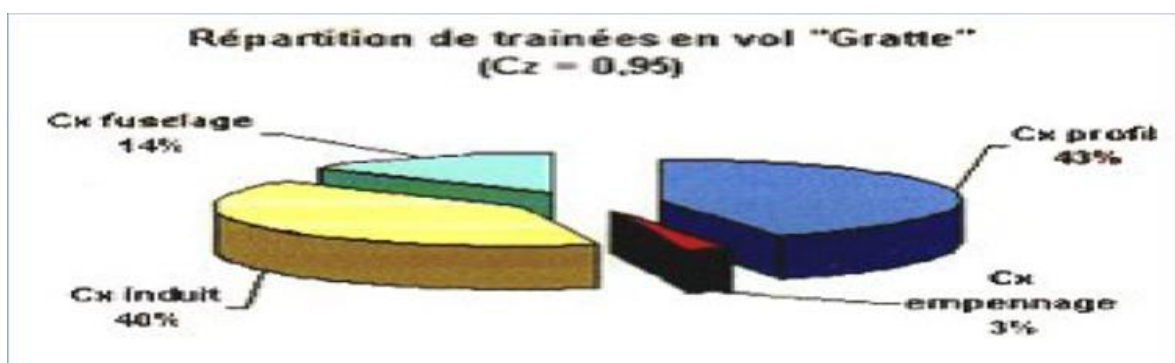


Fig (II.10) : la répartition de traînée en vol.

➤ **Trainée de forme (C_x forme) :**

Lorsqu'un objet se déplace, il crée une trainée qui résiste à son avancement. Chaque profil est étudié pour que sa trainée soit le plus faible possible mais aucun profil ne peut avoir une trainée nulle. Le C_x caractérise les performances du profil.

➤ **Trainée de frottement (C_x frottement) :**

Elle est due à la couche limite qui existe car l'air n'est pas un fluide parfait il possède un certain coefficient de viscosité qui dépend de l'état de surface du profil.

On peut l'appeler aussi trainée de friction. Il s'agit de la trainée générée par le frottement du flux d'air sur une surface (sans décollement), en l'occurrence celle des ailes, du fuselage et de l'empennage, liée à la viscosité de l'air. Si les formes sont suffisamment profilées, il y aura adhérence de l'écoulement car un flux d'air a naturellement tendance à coller aux surfaces. On aura alors une trainée de friction peu dépendante de la forme de la surface longée.

➤ **Trainée induite (C_x induit) :**

C'est la rançon obligatoire du mode de sustentation de l'avion ; s'il y a portance il y aura forcément une traine induite. En effet, la sustentation est assurée par la diminution de pression à l'extrados et par l'augmentation de pression à l'intrados.

- **Aux extrémités d'ailes :**

L'air se dirige de l'intrados vers l'extrados donnant naissance à des tourbillons appelés tourbillons marginaux. Afin de diminuer la trainée induite par ces tourbillons Il est nécessaire de réduire progressivement les champs de pressions lorsqu'on s'approche de l'extrémité de l'aile. On augmente l'allongement.



Fig (II-11): tourbillons marginaux.

- **Aux bords de fuite :**

Lorsque les filets d'air déviés au bord d'attaque se rejoignent au bord de fuite, ils créent des tourbillons qui génèrent de la trainée induite. Ces tourbillons absorbent de l'énergie et créent une force résistante (**la trainée induite**).

La valeur du C_x induit est donnée par la formule de **PRANDTL** :

$$C_x \text{ induit} = C_z^2 / \pi \cdot \lambda = K \times C_l^2 \quad (\text{II-3})$$

II.7. Etude des polaires :

Les caractéristiques aérodynamiques de chaque profil d'aile sont mesurées en soufflerie :

Portance, traînée, Polaire de profil, pour différents angles d'incidence usuels de vol.

Chaque profil d'aile est défini par ses ordonnées intrados et extrados par rapport à la ligne de référence.

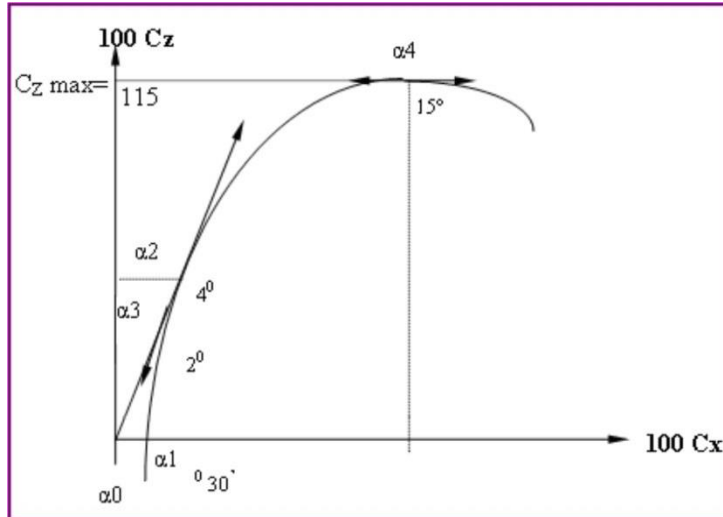


Fig (II-12): la polaire.

α_0 : Le point de portance nulle, situé à l'intersection de la polaire et de l'axe des $100C_x$ donne la valeur de l'angle d'incidence pour lequel $100C_z = 0$. Cet angle est presque toujours négatif mais peut cependant pour certains profils atteindre des valeurs positives élevées

α_1 : Le point de traînée minimum, pour lequel la tangente à la polaire est perpendiculaire à l'axe des $100 C_x$. Une aile calée à cette incidence permet d'obtenir la plus grande vitesse en trajectoire horizontale.

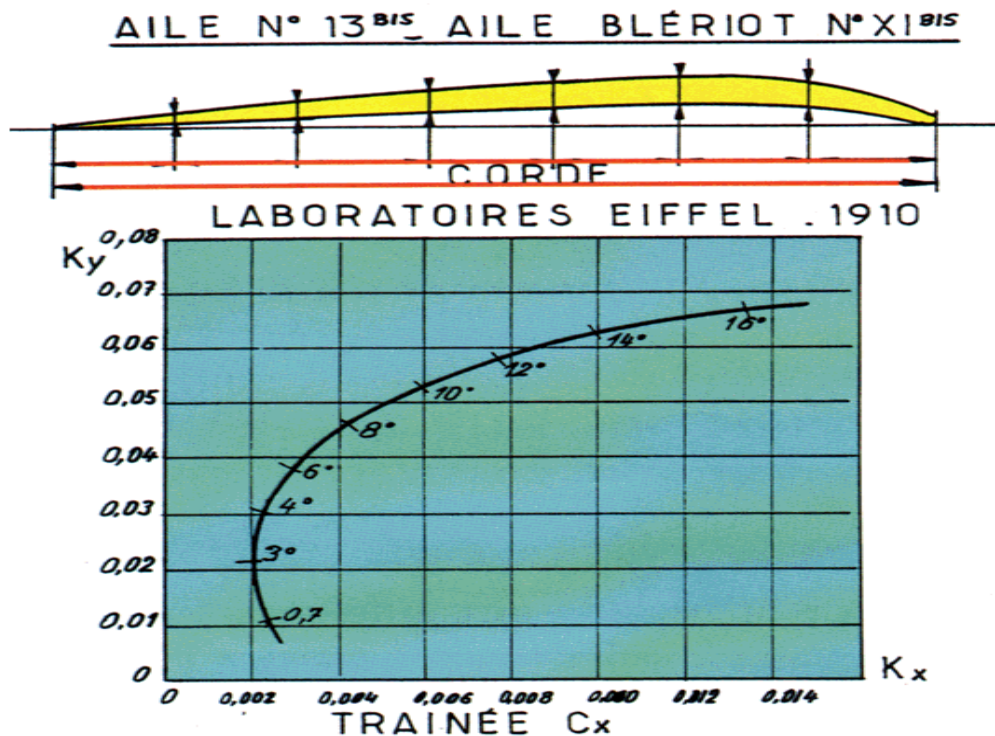
α_2 : Le point de finesse maximum, pour lequel la tangente à la polaire passe par l'origine, correspondant à l'incidence pour laquelle le rapport C_z/C_x (finesses) est maximum. L'angle d'incidence correspondant à ce point est dénommé angle optimum. C'est l'angle d'incidence correspondant auquel un avion doit voler afin d'obtenir le maximum de rayon d'action (en cas de panne moteur par exemple).

α_3 : Le point de la vitesse de descente (V_z) minimale n'apparaît pas directement sur la courbe. L'angle de V_z minimale est celui pour lequel le rapport C_{x3} / C_z^2 est minimal, consommation minimale et aptitude de planer la plus grande distance.

α_4 : Le point de portance maximum pour lequel la tangente à la polaire est parallèle à l'axe de $100 C_x$. Ce point détermine la valeur de l'angle d'incidence permettant une portance maximum qui pour une vitesse donnée, permet d'emporter la charge maximum (ce point représente un intérêt pratique lorsque l'avion est lourdement chargé) ATTENTION au-delà de ce point, il y a risque de décrochage aérodynamique

II.7.1. Polaire de profil : [12]

C'est une représentation graphique des $100 C_z$ (portance) en ordonnées, en fonction des $100 C_x$ (traînée) en abscisses et de l'incidence de vol en degrés.



Fig(II-13) Polaire de profil N° 13 bis du Laboratoire Eiffel (1910). [12]

II.7.2. Polaire d'avion :

C'est une représentation graphique des

$$100 C_z \times S = f(100 C_x \times S + \Sigma) \quad (\text{II-4})$$

S = surface alaire en m^2

Σ = traînées parasites.

II.7.3. Polaire logarithmique :

Elle est utile si l'on ajoute à la polaire d'avion le facteur V^2 (portance + traînée) ou V^3 (puissance utile **Pu**).

II.7.4 Polaire logarithmique réduite :

Elle s'obtient en divisant les valeurs ci-dessus par la surface alaire. Elle donne ainsi un poids (ou portance) par m^2 , et la puissance utile **Pu** unitaire.

II.8. La finesse :

Nous arrivons maintenant à une courbe très intéressante qui fait apparaître la relation entre la portance et la traînée à différents angles d'attaque.

La courbe de portance nous indique que l'on a la plus grande portance à environ 15° , la courbe de

traînée que l'on a la plus faible traînée à environ 0° , mais ces deux angles sont des extrêmes, et ni l'un ni l'autre ne convient pour donner les meilleures conditions de vol.

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

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

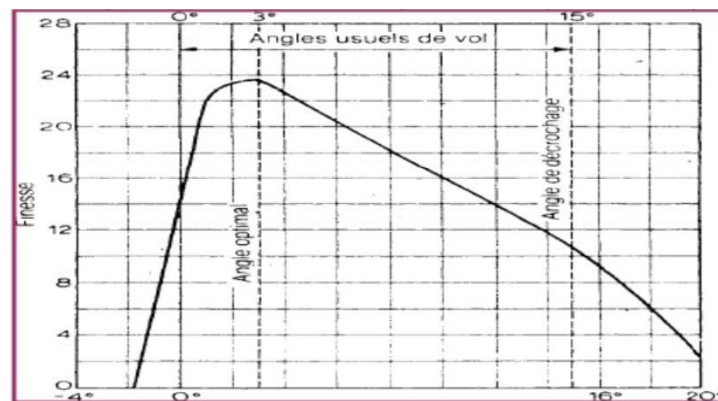


Fig (II-14): Courbe de finesse.

II.9. Décrochage : [12]

Le décrochage est une diminution brutale de la portance si l'incidence croît ($i > 18^\circ$). Les filets d'air se décollent de l'extrados (quelle que soit la vitesse).

Donc on appelle **angle de décrochage du profil** l'angle limite, au-delà duquel il se produit une perte de portance. IL est étonnant de constater que cet angle est à peu près le même quelle que soit la forme de profil, mais cette forme a une grande influence sur la quantité de portance que l'on peut obtenir.

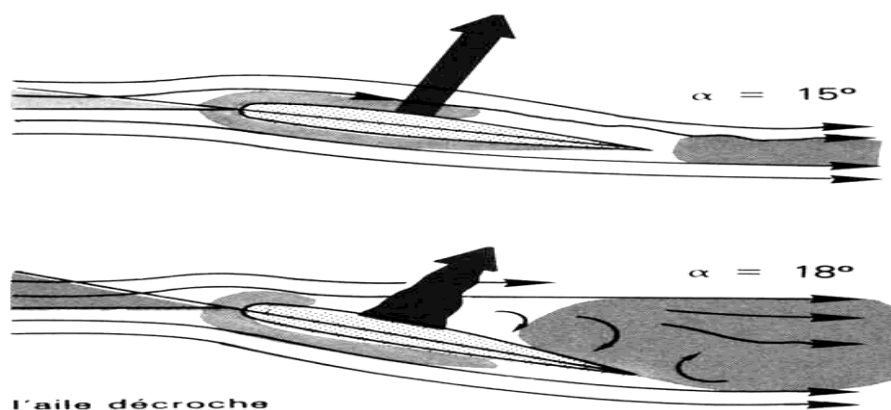


FIG (II-15) Décrochage

II.10. Nombre de Reynolds :

Le Nombre de Reynolds (**Re**) est un nombre sans dimension caractérisant le régime d'écoulement d'un fluide autour d'un solide (par exemple un profil d'aile). Il est défini par la relation :

$$\mathbf{Nr} = \frac{\mathbf{V} \times \mathbf{t}}{\mathbf{v}} \quad (\text{II-5})$$

Où

V = vitesse de l'avion en m/s

t = longueur dans le sens de **V** (profondeur moyenne)

v = coefficient de viscosité de l'air

v = 145×10^{-7} à 15°C et 1 bar

Donc le nombre de Reynolds s'interprète alors comme le rapport entre forces d'inertie et forces visqueuses. Donc on distingue trois principaux régimes :

- ✓ **Reynolds < 2000** (faibles vitesses), les forces de viscosité prédominent et les écoulements sont dites « **laminaires** ».

- ✓ **Reynolds** (entre **2000** et **3000** environ) : les forces d'inertie sont prépondérantes, mais l'écoulement reste « **laminaires** ».

- ✓ **Reynolds** (au-delà d'environ **3000**) les forces d'inertie sont si importantes que l'écoulement devient « **turbulent** ».

III.1 Introduction :

Dans ce chapitre on présente l'analyse théorique de l'aérodynamique et l'étude de configuration qui nous a menée au concept destiné à la réalisation d'un mini drone pour débutant avec une envergure proche de 0.76m contrôlée avec un moteur électrique lancée à main et poursuit un coût bas.

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

III.2 conception :

III.2.1 choix de profil :

Le choix du profil doit répondre à des critères de choix, on peut séparer les questions à se poser en 03 grandes familles :

01. La construction de mon modèle avec ce profil est-elle faisable ?

- ✓Est-ce que je sais construire une aile suffisamment solide avec l'épaisseur relative de ce profil ?
- ✓Est-ce que je suis capable de respecter les formes nécessaires avec ma technique de construction?
- ✓Enfin, est-il facile à construire en pratique? Du genre, intrados plat, bord de fuite pas trop fin.

02. Le type de vol correspond-il à ce que je recherche?

- ✓Est-ce je veux un modèle surtout gratteur? Ou bien un modèle qui va vite?

Bien souvent, on veut les deux...C'est le gros intérêt des profils modernes.

03. Quelles sont les exigences aérodynamiques importantes dans le choix ?

- ✓Un coefficient de portance maximal élevé.
- ✓Un coefficient de traînée minimal.
- ✓Une bonne finesse.
- ✓Une valeur élevée du rapport $C_l^{3/2}/C_d$.

III.2.1.A. Profil d'aile :

Après l'analyse de ces critères, et après avoir examiné un certain nombre de profils, le choix a été porté sur un profil d'aile **HQ3.5/8**, car il génère une très forte traînée, due à sa cambrure.

Il est très utilisé pour le vol en intérieur (indoor) car il n'a pas besoin d'une grande vitesse pour porter et la traînée l'empêche d'aller trop vite, permettant ainsi de faire des virages très serrés. Ce profil est très porteur, mais très instable.

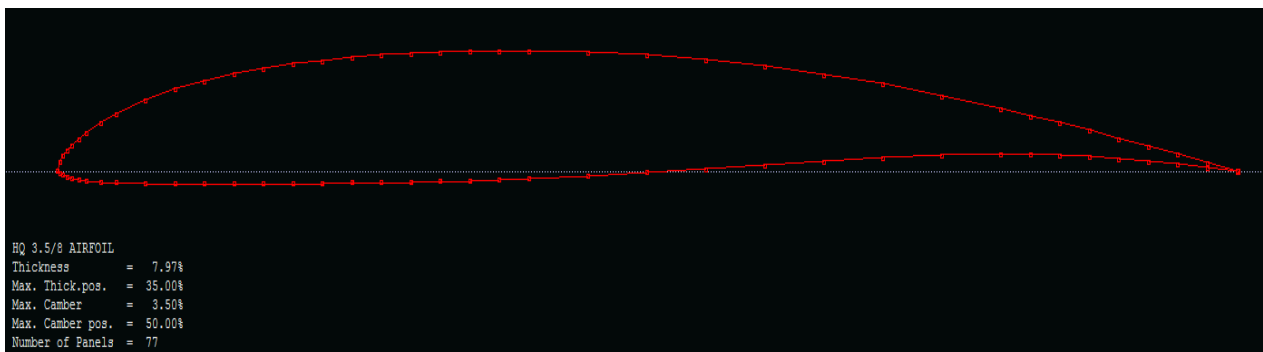


Fig (III-1): le profil HQ3.5/8

Caractéristiques aérodynamiques du HQ3.5/8:

Le profil a été analysé à l'aide de **XFLR5** pour obtenir la courbe du coefficient de portance, de la traînée, la polaire, et de la finesse.

⇒ **Le coefficient de portance:**

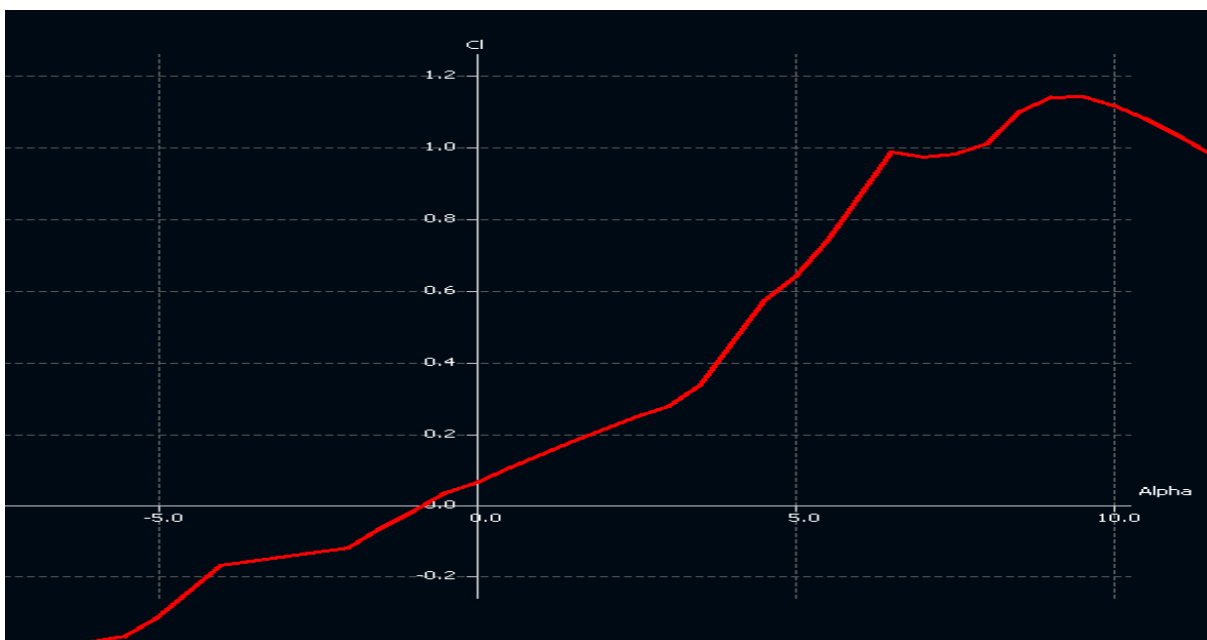


Fig (III-2): Courbe de coefficient de portance en fonction de l'incidence du profil.

On peut remarquer que la variation du coefficient de portance est proportionnelle à celle de l'angle d'incidence.

✓ À l'angle $-0,8^\circ$ on remarque que la portance atteint une valeur nulle ($C_l=0$) C'est au de la que le profil devient portant. À 0° , on obtient un $C_l=0,0652$.

✓ À environ $9,5^\circ$ le coefficient de portance atteint un maximum $C_{l_{max}}=1,1409$ et au-delà de cette angle, il commence à décroître. La courbe pointe vers le bas. C'est le décrochage interprété par une chute de portance.

✓ Les angles proches de -1° ou moins correspondent à des valeurs de C_l négatives, produisant également une portance négative. Ce qui signifie qu'elle se dirige de l'extrados vers l'intrados. Ceci montre la réduction de pression à l'extrados et l'augmentation de la pression au niveau de l'intrados. Ces angles ne sont pas ceux recherchés pour avoir les meilleures conditions de vol.

⇒ Le coefficient de traînée:

De la **Figure (II-3)**, on remarque les points significatifs suivants:

✓ La courbe du coefficient de traînée C_d du modèle en fonction de l'incidence obtenue possède approximativement la forme d'une parabole.

✓ Cette courbe ne coupe pas l'axe des incidences ce qui signifie que la traînée ne pourra jamais être nulle (si on arrive à annuler la traînée induite, on ne pourra jamais annuler la traînée qui dérive de la forme du modèle).

✓ Pour une incidence de 0° , cette courbe passe par un minimum de $C_{d_{min}}=0,02351$.

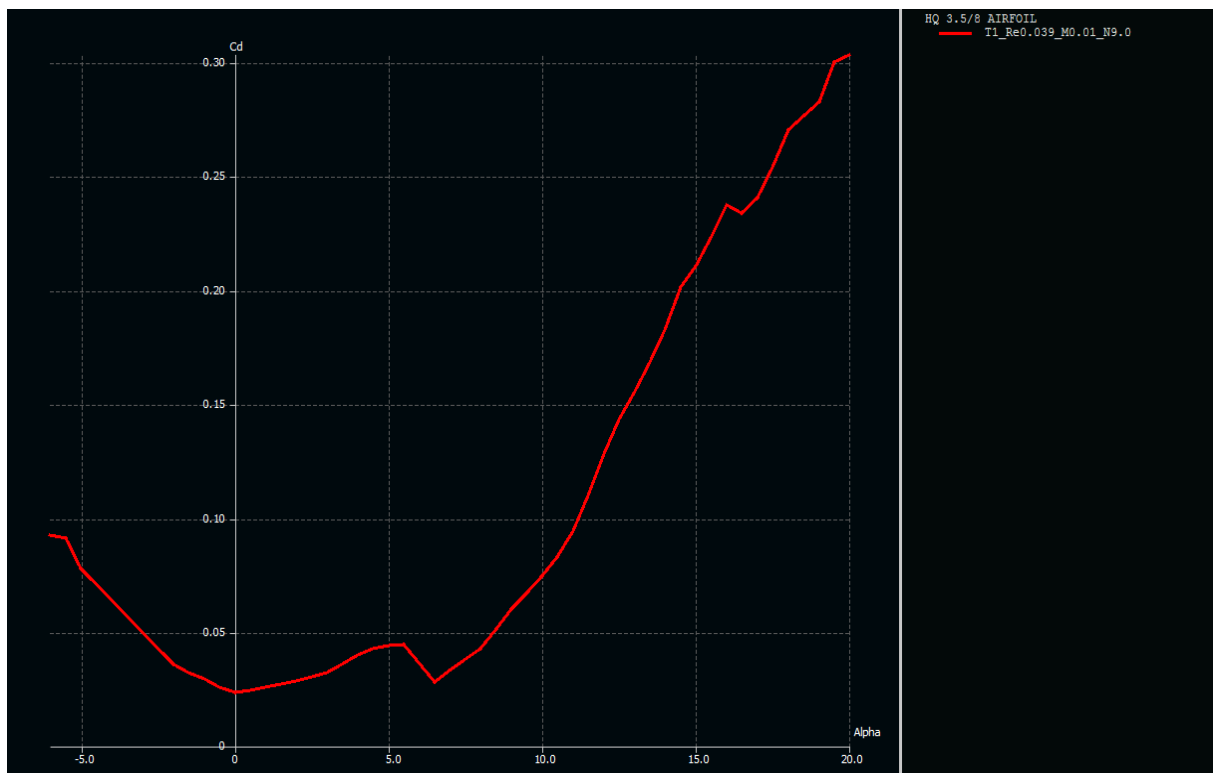


Fig (III-3): Courbe de coefficient de traînée en fonction de l'incidence du profil.

Comme on a déjà citée au paravent, on s'intéresse beaucoup plus à cette courbe, car l'optimisation de la forme aérodynamique du modèle qu'on cherche, se base principalement sur l'évolution de la traînée totale. Donc pour chaque modification faite (flèche, dièdre, fuselage, allongement...) on doit avoir une meilleure représentation de cette courbe que la précédente.

⇒ **La polaire :**

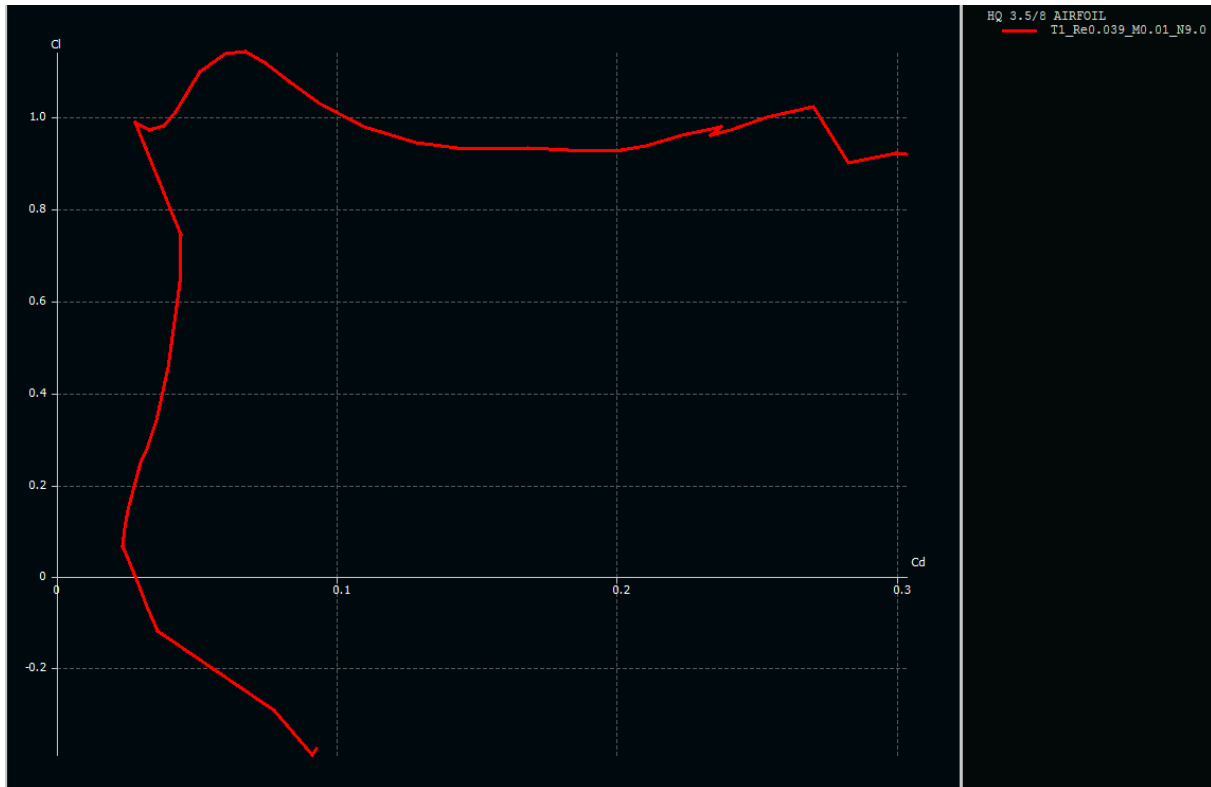


Figure (III-4) : Courbe de la polaire du profil.

On appelle polaire la courbe donnant les variations du coefficient de portance C_l en fonction du coefficient de traînée C_d c'est-à-dire $C_l = f(C_d)$. Cette représentation graphique résume en une seule courbe les deux courbes vues précédemment $C_l = f(\alpha)$ et $C_d = f(\alpha)$.

Les points remarquables de la polaire ont les suivants:

- ✓ Le point de portance nulle α_0 : $C_l=0$ qui correspond au $C_d=0,032$
- ✓ Le point de traînée minimale: pour lequel la tangente à la polaire est perpendiculaire à l'axe des C_d . ($C_{dmin}=0,023$).
- ✓ Le point de finesse max correspondant à l'incidence pour laquelle le rapport C_l/C_d (finesse) est maximum, l'angle d'incidence correspondant à ce point est dénommé angle optimum. ($\alpha=6,5^\circ$, $(C_l/C_d)_{max}=35,02$).
- ✓ Le point de portance maximum : pour lequel la tangente à la polaire est parallèle à l'axe des C_d . ($C_{lmax}=1,1409$ qui correspond au $C_d=0,06759$).

⇒ La finesse :

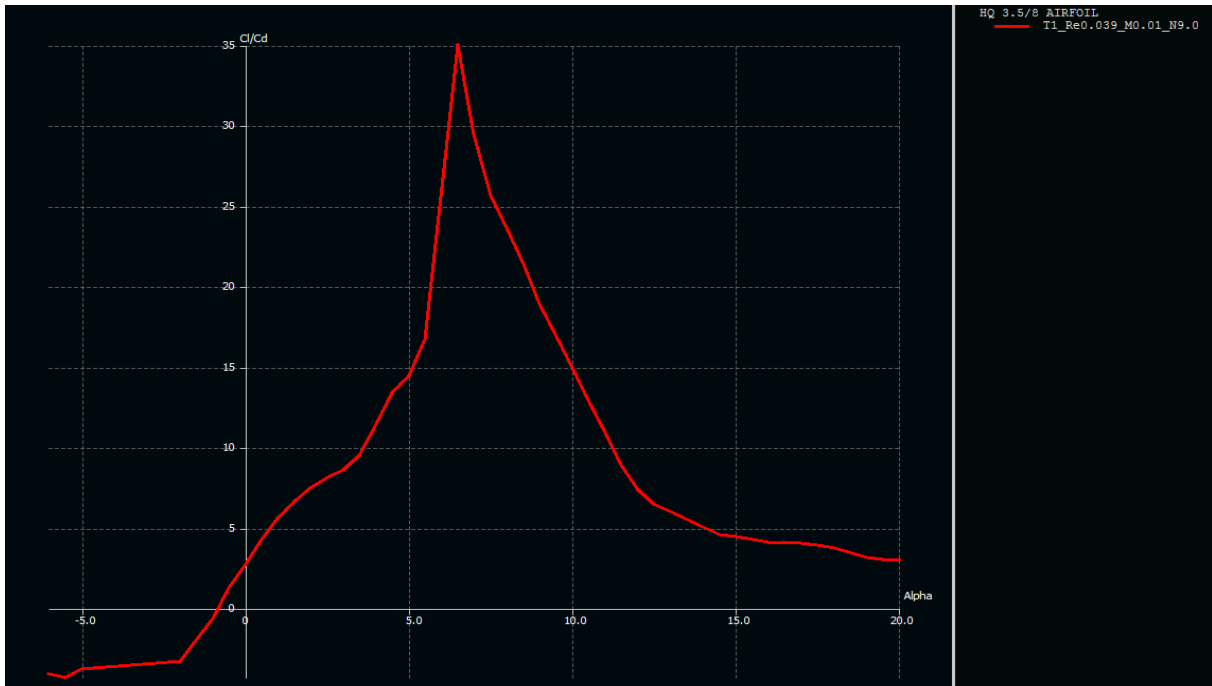


Figure (III-5) : Courbe de la finesse du profil.

✓ Nous apercevons que la finesse augmente rapidement jusqu'à environ **6,5°**, angle au quel la portance est presque **35 fois** plus grande que la traînée.

✓ La finesse décroît ensuite progressivement parce que, bien que la portance continue à augmenter, la traînée augmente encore plus rapidement, jusqu'à l'angle de décrochage où la portance n'est plus que de **17 fois** plus grande que la traînée.

Ce qui est à noter depuis cette courbe est que la finesse est maximale pour un angle d'incidence égal à **6,5°**. C'est à cet angle que le profil donne ses meilleures performances produisant la plus grande portance possible tout en ayant une petite traînée. C'est pourquoi, quand un avion est en vol de croisière, les ailes rencontrent l'air à peu près sous cet angle, que l'on appelle angle optimale.



Figure (III-6): la variation de pression, la ligne de la corde et les conditions de décrochage de profil HQ3.5/8 pour $\alpha=8^\circ$.



Figure (III-7): la variation de pression, la ligne de la corde et les conditions de décrochage de profil HQ3.5/8 pour $\alpha=2^\circ$.

III.2.1.B. Profil des stabilisateurs :

Pour les stabilisateurs horizontal et vertical, nous avons choisi le profil **NACA 0010**, pour sa légèreté et sa conception mince.

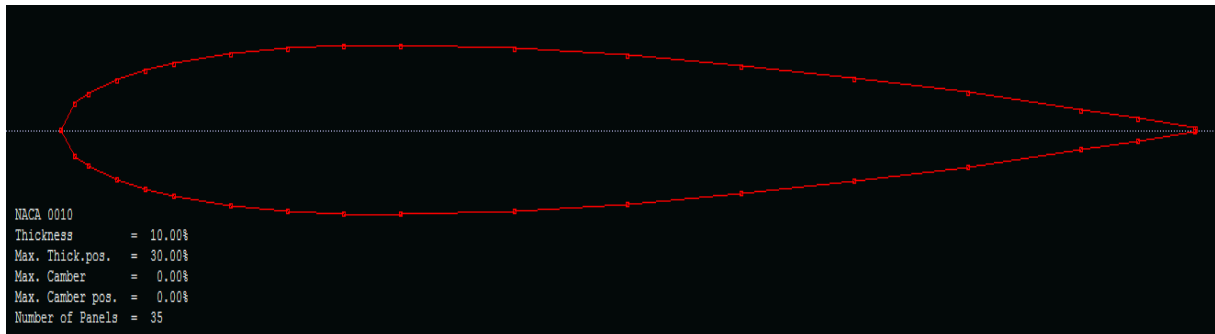


Figure (III-8): Le profil NACA 0010.

III.2.2. La configuration du fuselage :

Pour créer une structure qui peut supporter l'aile et l'empennage, le fuselage doit aussi contenir l'avionique et la charge utile avec un minimum de traînée et pour cela trois configurations ont été proposées comme suit :

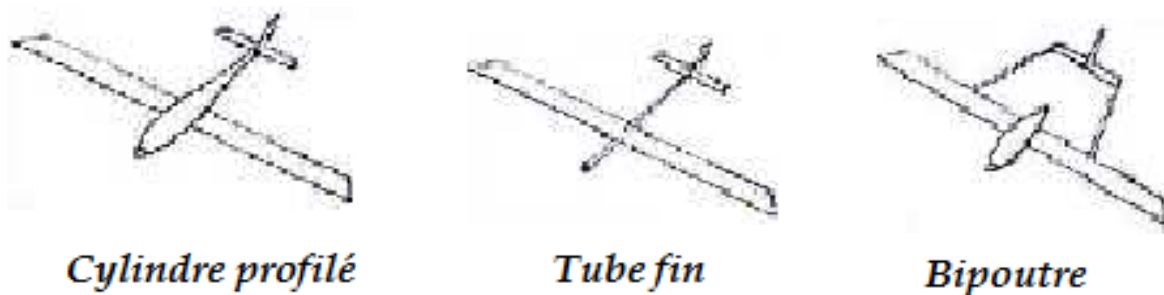


Figure (III-9) : Différentes configurations de fuselage.

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

La configuration **cylindre profilé** est la meilleure configuration avec un minimum de traînée et un volume assez important pour contenir la charge utile et les différents composants de l'avionique.

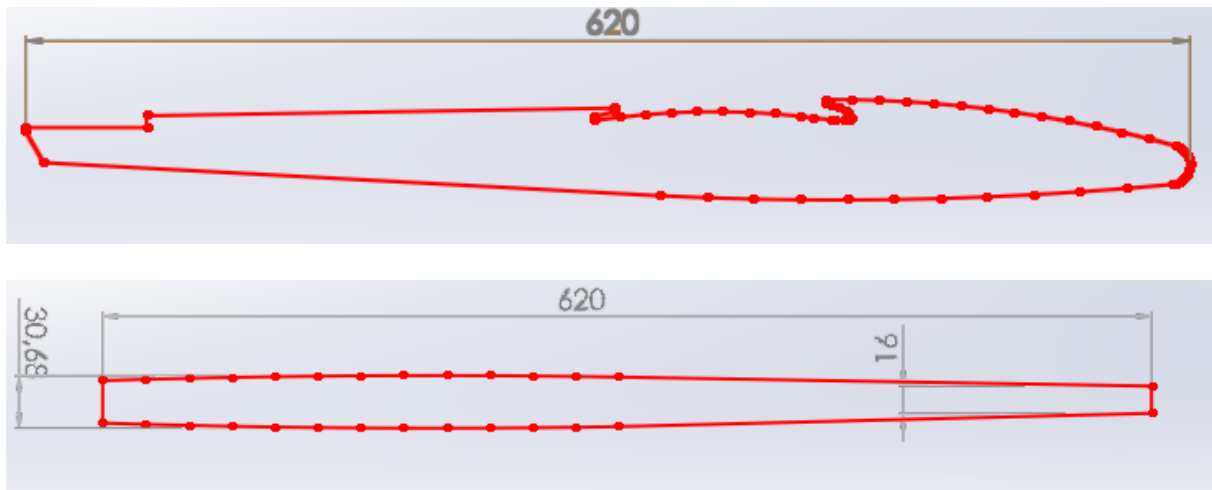


Figure (III-10) : Dimensionnement du fuselage (en mm).

III.2.3. Détermination des caractéristiques de l'aile :

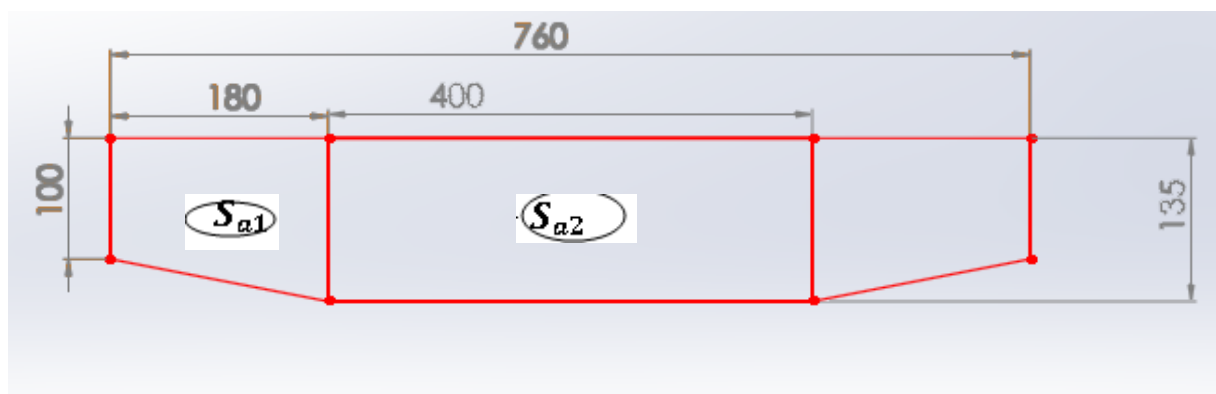


Figure (III-11) : Les dimensions de l'aile (en mm).

*Détermination de la surface alaire :

✓ La surface de l'aile centrale en forme de rectangle S_{a1} :

$$S_{a1} = C_e \times L_1 \quad (\text{III-1})$$

✓ La surface de trapèze S_{a2} :

$$S_{a2} = 2 \times \left(\frac{C_e + C_s}{2} \times L_2 \right) \quad (\text{III-2})$$

✓ La surface totale S_a :

$$S_a = S_{a1} + S_{a2} \quad (\text{III-3})$$

L_1 : Longueur de demi-aile centrale.

C_e : La corde à l'emplanture.

L_2 : Longueur de trapèze.

C_s : La corde au saumon.

Application numérique :

$$S_{a1} = 135 \times 400 = 54000 \text{ mm}^2$$

$$S_{a2} = 2 \times \left(\frac{135 + 100}{2} \times 180 \right) = 42300 \text{ mm}^2$$

$$S_a = (54000 + 42300) = 96000 \text{ mm}^2$$

$$S_a = 0.096 \text{ m}^2$$

*L'allongement :

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

$$\lambda = \frac{b^2}{s_a} \quad (\text{III-4})$$

Avec : λ : Allongement de l'aile (sans unité).

b : envergure de l'aile (m).

s_a : Surface alaire (m²).

$$\lambda = \frac{0.076^2}{0.096} = 6,02$$

$$\lambda = 6,02$$

*la corde aérodynamique moyenne (CAM):

La CAM est une corde qui représente à elle seule l'aile dans sa totalité, du point de vue des forces qui s'y appliquent. Sa position sur l'aile est aussi importante que sa longueur. Ces valeurs servent à plusieurs reprises dans la conception d'un avion ou d'un planeur.

$$CAM = \frac{2}{3} \times \frac{C_e^2 + C_e \times C_s + C_s^2}{C_e + C_s} \quad (\text{III-5})$$

✓ Pour l'aile centrale :

$$CAM_1 = \frac{2}{3} \times \frac{135^2 + 135 \times 135 + 135^2}{135 + 135} = 135 \text{ mm}$$

✓ Pour le trapèze :

$$CAM_2 = \frac{2}{3} \times \frac{135^2 + 135 \times 100 + 100^2}{135 + 100} = 118,36 \text{ mm}$$

✓ Pour l'aile complète :

$$CAM = \frac{CAM_1 \times S_1 + CAM_2 \times S_2 + \dots + CAM_n \times S_n}{S_1 + S_2 + \dots + S_n} \quad (\text{III-6})$$

Avec : S_1, S_2, \dots, S_n : Surfaces des demi-ailes.

Application numérique :

$$CAM = \frac{27000 \times 135 + 21000 \times 118}{27000 + 21000} = 127,5 \text{ mm}$$

$$CAM = 127,5 \text{ mm}$$

III.2.4. Configuration de l'empennage :

L'empennage produit une stabilité en tangage et un contrôle de l'avion durant le vol. Pour minimiser le temps d'assemblage, le poids et la traînée, les quatre propositions suivantes sont choisies :

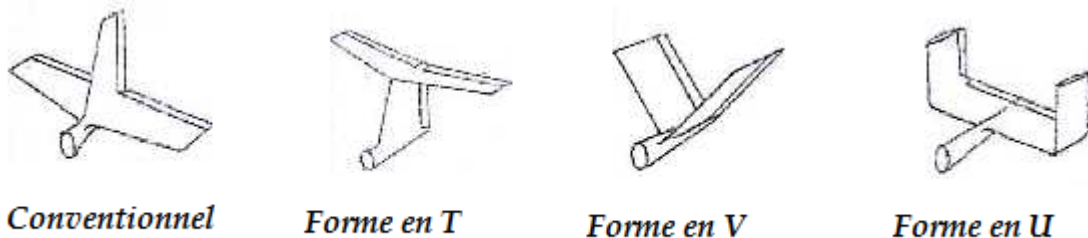


Figure (III-12) : Différentes formes d'empennage.

✓ **Conventionnel** : simple design et simple implantation donnant le nécessaire de stabilité et contrôle requis pour l'avion.

✓ **Empennage en T** : l'empennage horizontal est placé au-dessus du vertical, le poids est assez considéré mais n'influe pas pour les grands angles d'attaque car il produit un moment de tangage important à cause du soufflage supplémentaire du moteur et plus sûr pendant l'atterrissage pour les avions lancés à main.

✓ **Empennage en V** : deux surfaces en forme de «V» forment en même temps l'empennage horizontal et le vertical et diminuent la surface mouillée.

✓ **Empennage en U** : deux stabilisateurs verticaux implantent à l'extrémité de l'empennage horizontal. Cette configuration engendre une meilleure stabilité en tenant compte que la partie

horizontale est la plus lourde que la partie verticale car cette dernière est prise en compte comme une **Winglet**.

La forme la plus appropriée est la forme conventionnel, car elle assure le maximum de stabilité et contrôle avec un minimum de risque.

Le dimensionnement des deux empennages est illustré dans la **Figure (III-13)** comme suite :

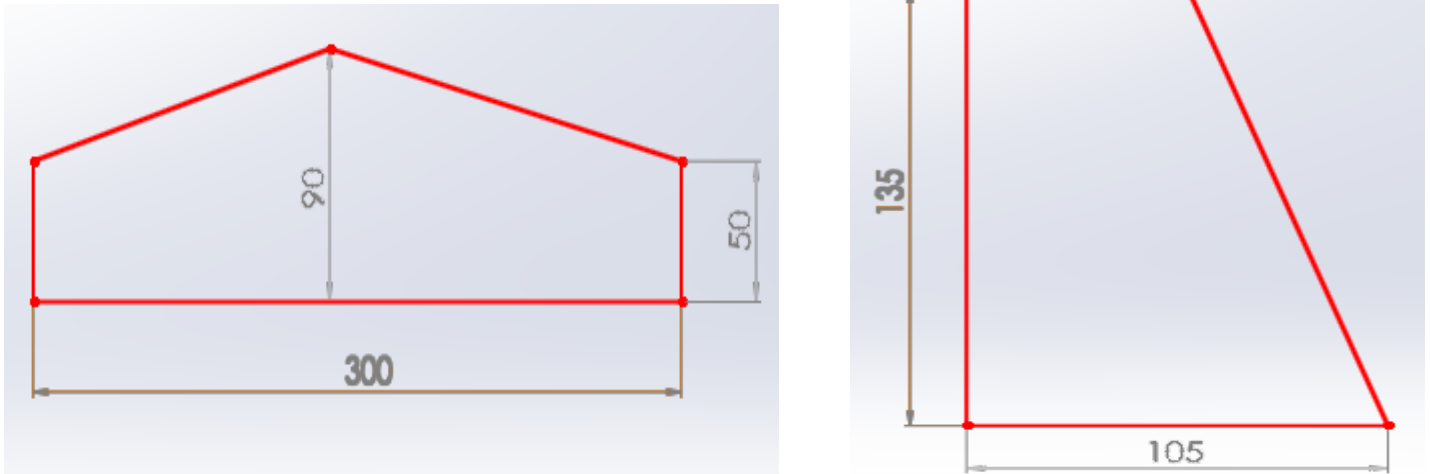


Figure (III-13) : Dimensionnement d'empennages vertical (G), horizontal (D).

III.3.performances :

III.3.1.Calcul de la traînée du modèle :

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

$$y = a + bx^2 \quad (\text{III-7})$$

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

$$C_D = a + bC_L^2 \quad (\text{III-8})$$

Maintenant, nous devons déterminer les valeurs ou les expressions pour « a » et « b » dans cette équation.

Dans une courbe parabolique symétrique, le paramètre « a » est la valeur minimum pour le paramètre « y ». Par conséquent, dans une courbe parabolique de C_D en fonction de C_L , le paramètre « a » doit être la quantité minimum de coefficient de traînée ($C_{D,\min}$).

La valeur correspondante pour « b » dans l'équation (III-7) doit être trouvée par l'expérience. Les Aérodynamiciens ont représenté ce paramètre avec le symbole « K ».

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

Le rapport mathématique est comme suit :

$$K = 1 / \pi e \lambda \quad (\text{III-9})$$

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

$$e = 1.78 (1 - 0.04\lambda^{0.68}) - 0.64 \quad (\text{III-10})$$

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

$$C_D = C_{D,0} + K C_L^2 \quad (\text{III-11})$$

III.3.1.A. Calcul de C_{D0} :

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

$$C_{D0} = C_{D0f} + C_{D0w} + C_{D0ht} + C_{D0vt} \quad (\text{III-12})$$

*fuselage :

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

$$C_{D0f} = C_f f_{LD} f_M \left(\frac{S_{wetf}}{S} \right) \quad (\text{III-13})$$

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

- **Régime laminaire :**

$$C_f = \frac{1,327}{\sqrt{Re}} \quad (\text{III-14})$$

- **Régime turbulent :**

$$C_f = \frac{0,455}{(\log_{10} Re)^{2,58}} \quad (\text{III-15})$$

Re: Nombre de Reynolds donné par :

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (\text{III-16})$$

ρ : Masse volumique de l'air (Kg/m³).

V : Vitesse de l'avion.

L : Longueur caractéristique dans la direction du vol.

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

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

$$f_{LD} = 1 + \left(\frac{60}{\left(\frac{L}{D}\right)^3} \right) + 0,0025 \left(\frac{L}{D} \right) \quad (\text{III-17})$$

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

$$f_M = 1 - 0,08M^{1,45} \quad (\text{III-18})$$

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

si $t/c < 0.05$

$$S_{wet} = 2.003 S_{exposed} \quad (\text{III-19})$$

si $t/c > 0.05$

$$S_{wet} = S_{exposed} [1.977 + 0.52(t/c)] \quad (\text{III-20})$$

*pour l'aile, les empennages horizontal et vertical :

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

$$C_{D0w} = C_{fw} f_{tcw} f_M \left(\frac{S_{wetw}}{S} \right) \left(\frac{C_{dminw}}{0,004} \right)^{0,4} \quad (\text{III-21})$$

$$C_{D0ht} = C_{fht} f_{tcht} f_M \left(\frac{S_{wetht}}{S} \right) \left(\frac{C_{dminht}}{0,004} \right)^{0,4} \quad (\text{III-22})$$

$$C_{D0vt} = C_{fvt} f_{tcvt} f_M \left(\frac{S_{wetvt}}{S} \right) \left(\frac{C_{dminvt}}{0,004} \right)^{0,4} \quad (\text{III-23})$$

Dans ces équations, C_{fw} , C_{fht} , C_{fvt} sont semblables à ce que nous avons défini pour le fuselage dans la formule (III-13). La seule différence est que la valeur équivalente de L dans le nombre de Reynolds équation (III-16) pour l'aile, et les deux empennages est leurs cordes aérodynamiques (CAM ou C).

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

ailé) est :

$$Re = \frac{\rho V C}{\mu} \quad (\text{III-24})$$

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

$$f_{tc} = 1 + 2,7 \left(\frac{t}{c}\right)_{max} + 100 \left(\frac{t}{c}\right)_{max}^4 \quad (\text{III-25})$$

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

Les paramètres S_{wetw} , S_{wetht} , et S_{wetvt} sont la surface mouillée de l'aile, de l'empennage horizontal, et de l'empennage vertical respectivement.

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

$$S_{wet} = 2 \left[1 + 0,5 \left(\frac{t}{c}\right)_{max} \right] b C \quad (\text{III-26})$$

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

Application numérique :

Les données :

$$V = 4 \text{ m/s} \quad T = 298 \text{ K} \quad r = 287 \text{ J/mole.K} \quad \gamma = 1.4 \quad \rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$$

$$\mu = 1.45 \times 10^{-5} \quad e = 0.892 \quad K = 0.059 \quad c = 346 \text{ m/s} \quad M = 0.011$$

	Fuselage	Aile	Stabilisateur	Dérive
Re	$2,09 \cdot 10^5$	$4,3 \cdot 10^4$	$2,4 \cdot 10^4$	$8,9 \cdot 10^4$
C_f	$2,9 \cdot 10^{-3}$	$6,4 \cdot 10^{-3}$	$8,5 \cdot 10^{-3}$	$4,9 \cdot 10^{-3}$
f_{tc}	-	1,219	1,28	1,28
f_{LD}	1,058	-	-	-
f_M	0,999	0,999	0,999	0,999
S_{wet}	0,096	0,201	0,045	0,014
C_{dmin}	-	0,023	0,024	0,014
C_{d0}	$3 \cdot 10^{-3}$	$3,2 \cdot 10^{-2}$	$1 \cdot 10^{-2}$	$1,5 \cdot 10^{-3}$
C_{D0}	$4,65 \cdot 10^{-2}$			

Tableau (III-1) : Calcul de C_{D0} de l'avion.

III.3.1.B. Expression de C_D en fonction de C_L :

En remplaçant la valeur de C_{D0} et K de l'équation (III-11), on obtient l'expression de C_D en fonction de C_L :

$$C_D = 0,0465 + 0,059C_L^2 \quad (\text{III-27})$$

III.3.2. Vol en palier :

III.3.2.1. Equilibre des forces :

Hypothèses :

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

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

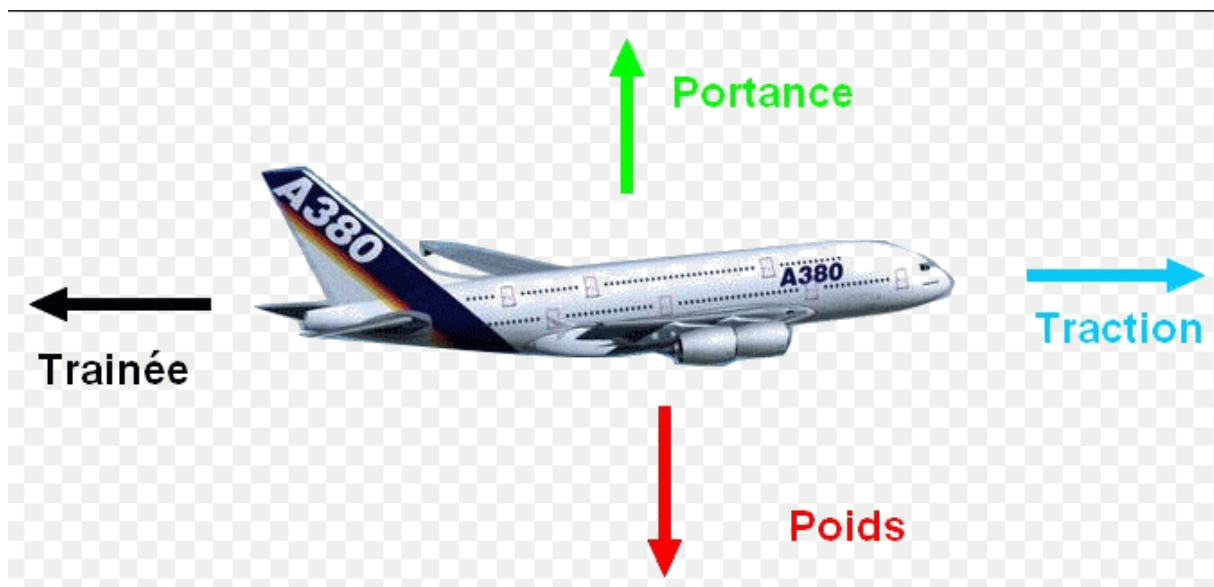


Figure (III-14) : Equilibre des forces.

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

$$T - D = 0 \quad (\text{III-28})$$

Et :

$$L - mg = 0 \quad (\text{III-29})$$

III.3.2.2. Vitesse de décrochage :

En remplaçant la portance dans l'équation (III-29) par son expression $L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L$, et en la résolvant pour la vitesse V , on trouve :

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_L}} \quad (\text{III-30})$$

La vitesse de décrochage (vitesse minimale) est obtenue pour un coefficient de portance maximum, donc :

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{Lmax}}} \quad (\text{III-31})$$

On sait que :

$$C_{Lmax} = 0,9 \times C_{Lmax} \quad (\text{III-32})$$

$$C_{Lmax} = 0,9 \times 1,1409 = 1,02681$$

Application numérique :

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2 \times 0,072 \times 9,81}{1,225 \times 0,096 \times 1,02}} = 3,43 \text{ m/s}$$

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

$$V_{approch} = 1.3 V_{stall} \quad (\text{III-33})$$

$$V_{approch} = 1.3 \times 3.43 = 4.46 \text{ m/s}$$

$$V_{takeoff} = 1.4 V_{stall} \quad (\text{III-34})$$

$$V_{takeoff} = 1.4 \times 3.43 = 4.8 \text{ m/s}$$

III.3.2.3. Vitesse de traînée minimale :

Soit l'expression de la traînée :

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (\text{III-35})$$

On remplace l'équation (III-11) dans (III-35) :

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D0} + K C_L^2) \quad (\text{III-36})$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{1}{2} \rho V^2 S K C_L^2 \quad (\text{III-37})$$

On sait que :

$$C_l = \frac{2mg}{\rho S V^2} \quad (\text{III-38})$$

Donc :

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{2K(mg)^2}{\rho S V^2} \quad (\text{III-39})$$

$$D = D_{L=0} + D_i \quad (\text{III-40})$$

Avec :

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

D_i : Traînée induite.

On a :

$$D = D \cdot \frac{L}{L} = \frac{D}{C_l} \cdot mg = \frac{C_D}{C_L} \cdot mg \quad (\text{III-41})$$

Comme ($mg = C_{te}$), pour que la traînée soit minimum, il faut que $\frac{C_D}{C_L}$ soit minimum.

$$\frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_D}{C_L} \right) = 0 \quad (\text{III-42})$$

Alors :

$$\frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_{D0} + KC_L^2}{C_L} \right) = \frac{d}{dC_L} \left(\frac{C_{D0}}{C_L} + KC_L \right) = -C_{D0} C_L^{-2} + K = 0 \quad (\text{III-43})$$

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

$$C_{L(Dmin)} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \quad (\text{III-44})$$

Donc, la vitesse de traînée minimum est :

$$V_{(Dmin)} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{L(Dmin)}}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S} \sqrt{\frac{K}{C_{D0}}}} \quad (\text{III-45})$$

Application numérique :

$$V_{(Dmin)} = \sqrt{\frac{2 \times 0,072 \times 9,81}{1,225 \times 0,096} \sqrt{\frac{0,059}{0,0465}}}$$

$$V_{(Dmin)} = 3,68 \text{ m/s}$$

III.3.2.4. Vitesse de puissance minimum absorbée :

$$P = D \cdot V = \left(\frac{C_D}{C_L} \right) \cdot mg \cdot V \quad (\text{III-46})$$

En remplaçant l'équation (II-30) dans (II-46) :

$$P = D.V = \left(\frac{C_D}{C_L}\right) . mg . \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_L}} \quad (\text{III-47})$$

Alors :

$$P = \sqrt{\left(\frac{2}{\rho S}\right)} mg^{\frac{3}{2}} (C_D/C_L^{3/2}) \quad (\text{III-48})$$

La condition donc pour la puissance minimum absorbée est :

$$(C_d/C_l^{3/2}) \text{ est minimum}$$

$$\frac{d}{dC_l}(C_d/C_l^{3/2})=0 \quad (\text{III-49})$$

$$\frac{d}{dC_l}\left(\frac{C d_0 + K C L^2}{C L^{3/2}}\right) = -3 \frac{C d_0}{2} C_L^{-5/2} + \frac{K}{2} C_L^{-1/2} = 0 \quad (\text{III-50})$$

Alors :

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

$$C_{L(Pmin)} = \sqrt{\left(\frac{3C_{D0}}{K}\right)} \quad (\text{III-51})$$

La vitesse de puissance minimum absorbée est donnée par :

$$V_{(Pmin)} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_{L(Pmin)}}} = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S} \sqrt{\frac{K}{3C_{D0}}}} \quad (\text{III-52})$$

Application numérique :

$$V_{(Pmin)} = \sqrt{\frac{2 \times 0,072 \times 9,81}{1,225 \times 0,096} \sqrt{\frac{0,059}{3 \times 0,0465}}}$$

$$V_{(Pmin)} = 2,79 \text{ m/s}$$

III.3.2.5. La Vitesse maximale :

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

$$P_A = P_m \times \eta_h \quad (\text{III-53})$$

$$P_A = P_R = T_R \times V \quad (\text{III-54})$$

$$P_A = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D0} + \frac{2K(mg)^2}{\rho s V} \quad (\text{III-55})$$

Alors :

$$\frac{1}{2} \rho V^4 S C_{D0} - P_A \cdot V + \frac{2K(mg)^2}{\rho s} = 0 \quad (\text{III-56})$$

$$V^4 - 366,52 P_A \cdot V + 183,47 = 0 \quad (\text{III-57})$$

Ça nous ramène à résoudre une équation d'ordre 4, pour cela un petit programme fortran a été utilisé (Voir annexe A). On trouve :

$$V_{max} = 4,89 \text{ m/s}$$

III.3.2.6. La finesse de l'avion :

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

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \sqrt{\left(\frac{1}{\left(4\left(\frac{1}{\pi e \lambda}\right) C_{D0}\right)}\right)} \quad (\text{III-58})$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \sqrt{\frac{1}{(4 \times 0,059 \times 0,0465)}} = 9,55$$

III.3.3 Vol de montée :

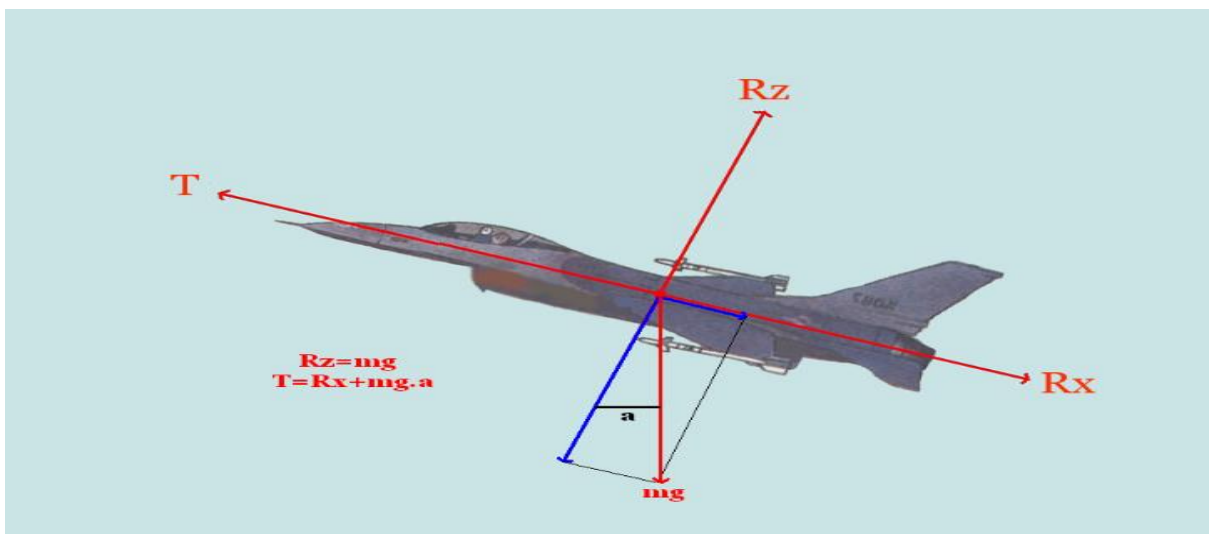


Figure (III-15) : Forces agissant sur un avion en montée.

$$\begin{cases} T - D - mg \cdot \sin\theta = m \frac{dV}{dt} \\ L - mg \cdot \cos\theta = 0 \end{cases} \quad (\text{III-59})$$

Pour $V=Cte$:

$$T - D - mg \cdot \sin\theta = 0 \quad (\text{III-60})$$

En multipliant (III-60) fois v :

$$T \cdot V = D \cdot V + mgV \cdot \sin\theta \quad (\text{III-61})$$

Donc :

$$P = D \cdot V + mgV \cdot \sin\theta \quad (\text{III-62})$$

III.3.3.1 Le taux max de montée :

Le taux de montée (v_c) est donné par :

$$v_c = V \sin\theta \quad (\text{III-63})$$

De (III-62) et (III-63) on a :

$$v_c = \frac{P - D \cdot V}{mg} = \frac{\text{excès de puissance}}{mg} \quad (\text{III-64})$$

Alors :

$$v_c = \frac{P}{mg} - \frac{D \cdot V}{L} \cos\theta \quad (\text{III-65})$$

Et comme :

$$V = \sqrt{\frac{2L}{\rho S C_l}} = \sqrt{\frac{2mg \cdot \cos\theta}{\rho S C_l}}$$

On peut écrire :

$$v_c = \frac{P}{mg} - \cos\theta^{3/2} \sqrt{\frac{2mg}{\rho S}} \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right) \quad (\text{III-66})$$

Pour la plupart des avions ($\theta < 10^\circ$) alors ($\cos\theta \sim 1$) :

$$v_c = \frac{P}{mg} - \sqrt{\frac{2mg}{\rho S}} \left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right) \quad (\text{III-67})$$

Pour que v_c soit maximum, il faut que $\left(\frac{C_D}{C_L^{3/2}} \right)$ soit minimum, correspondant à :

$$C_L = \sqrt{\left(\frac{3C_{D0}}{K} \right)}$$

Application numérique :

$$C_L = 1,53 \rightarrow C_D = 0,18 \rightarrow \frac{C_D}{C_L^2} = 0,095$$

D'où :

$$v_c = \frac{1,5}{0,072 \times 9,81} - \sqrt{\frac{2 \times 0,072 \times 9,81}{1,225 \times 0,096}} \times 0,095$$

$$v_c = 1,79 \text{ m/s}$$

III.3.3.2 L'angle max de montée :

L'angle de montée θ est donné par :

$$\sin \theta = \frac{P-D.V}{mg.V} = \frac{P}{mg.V} - \frac{D}{L} \quad (\text{III-68})$$

$$\sin \theta = P \sqrt{\frac{\rho S}{2}} (mg)^{-3/2} \cdot C_l^{1/2} - \frac{C_D}{C_L} \quad (\text{III-69})$$

Alors :

$$\theta = \sin^{-1} \left(P \sqrt{\frac{\rho S}{2}} (mg)^{-3/2} \cdot C_l^{1/2} - \frac{C_D}{C_L} \right) \quad (\text{III-70})$$

Application numérique :

$$\theta = \sin^{-1} \left(1,5 \sqrt{\frac{1,225 \times 0,096}{2}} (0,072 \times 9,81)^{-3/2} \times 1,53^{1/2} - \frac{0,18}{1,53} \right)$$

On trouve : $\theta = 39,80^\circ$

III.3.3.3 La vitesse max de montée :

La vitesse max de montée est donnée par :

$$v_c = V \sin \theta \rightarrow V = \frac{v_c}{\sin \theta} \quad (\text{III-71})$$

Application numérique :

$$V = \frac{1,79}{\sin 39,80}$$

$$V = 2,79 \text{ m/s}$$

III.3.4 Performances de descente :

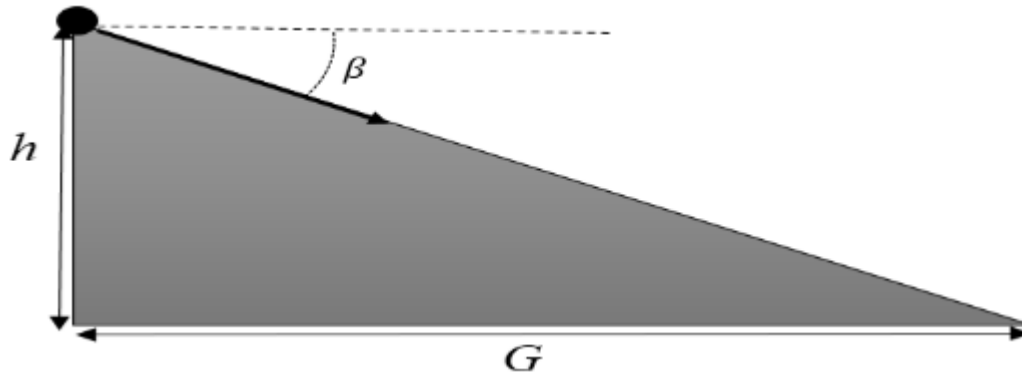


Figure (III-16) : Paramètres de descente.

L'avion va descendre d'une certaine hauteur h , sur une distance G , avec un angle β :

$$G = \frac{h}{\tan \beta} = h \frac{C_L}{C_D} \quad (\text{III-72})$$

$$G_{max} = h \left(\frac{C_L}{C_D} \right)_{max} \quad (\text{III-73})$$

Et pour une hauteur de **7 mètres**, la distance de sélection de l'avion sera de :

$$G_{max} = 7 \times 8,50 = 59,5 \text{ m}$$

III.3.5 Endurance et rayon d'action :

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

$$\text{Energiedebatterie} = V_{batt} \times C(\text{mAh}) \quad (\text{III-74})$$

$$\text{Energiedebatterie} = 7,4 \times 1,2 = 8,88 \text{ watts.}$$

L'endurance E :

$$E = \frac{\text{Energie de batterie}}{\text{Puissance requise}} \quad (\text{III-75})$$

$$E = \frac{8,88}{1,5} = 5,92 \text{ min}$$

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

$$R = E \cdot V_{\infty} \quad (\text{III-76})$$

$$R = 6 \times 60 \times 4 = 1440 \text{ m}$$

IV.1 Définition de XFLR5 :

XFLR est un logiciel gratuit qui réalise à partir d'un plan d'un avion les simulations théoriques Aérodynamiques, donc on peut dire que ce logiciel sert à :

- ✓ D'abord à visualiser en 3D l'allure générale du modèle : "Un bel avion vole bien"
- ✓ Ensuite essentiellement à mieux comprendre les phénomènes... Dixit Matthieu : "on pilote mieux quand on comprend ce qui se passe"
- ✓ A optimiser les performances aérodynamiques et à étudier la stabilité.

IV.2 la Conception de model en XFLR5 :

IV.2.1. Réseau de polaires : [15]

Pour l'analyse d'aile ou d'avion, il va être nécessaire de générer un réseau de polaires pour chaque profil.

D'expérience, cette étape est la moins intuitive de la procédure et est la cause de la plupart des échecs des calculs 3D.

IV.2.2 Caractéristiques très importantes du réseau de polaires : [15]

La longueur de référence usuelle C est la corde locale, Ceci implique que le nombre de Reynolds varie selon l'envergure, Puisque $Re = (V * C) / \mu$

V : la vitesse du fluide μ : est la viscosité cinématique du fluide C : est la corde

Comme on peut le deviner, la traînée visqueuse résulte de la viscosité du fluide : Traînée visqueuse = $\frac{1}{2} \rho S V^2 C_d$

$-C_d$ dépend de la vitesse du fluide, et donc du nombre de Reynolds.

Il convient de couvrir tous les nombres de Reynolds vus par tous les points de l'aile, depuis les basses vitesses, jusqu'aux hautes vitesses.

Il convient également de couvrir tous les angles totaux, vus par tous les points de l'aile. Typiquement, on calculera par exemple de -6° jusqu'à $+20^\circ$, dans les limites de la convergence obtenue par XFLR5.

IV.2.3. Génération du réseau de polaire des profils :

Pour importer les formes des profils **HQ3.5/8** et **NACA0010** on doit suivre les étapes suivantes :

- Dans la barre d'outils sélectionner **File >> direct foil design** :

Avant de commencer il faut télécharger les profils utilisés par le site web AirfoilDatabase [6]

XFLR5 ne reconnaît que le format traditionnel pour les profils, c'est-à-dire des fichiers qui comportent le nom du fichier sur la première ligne, suivi par les coordonnées (X, Y)

CHAPITRE IV Conception et simulation

On a importé les profils **HQ3.5/8** et **NACA0010** dans XFLR5 à partir d'un fichier d'extension (dat).

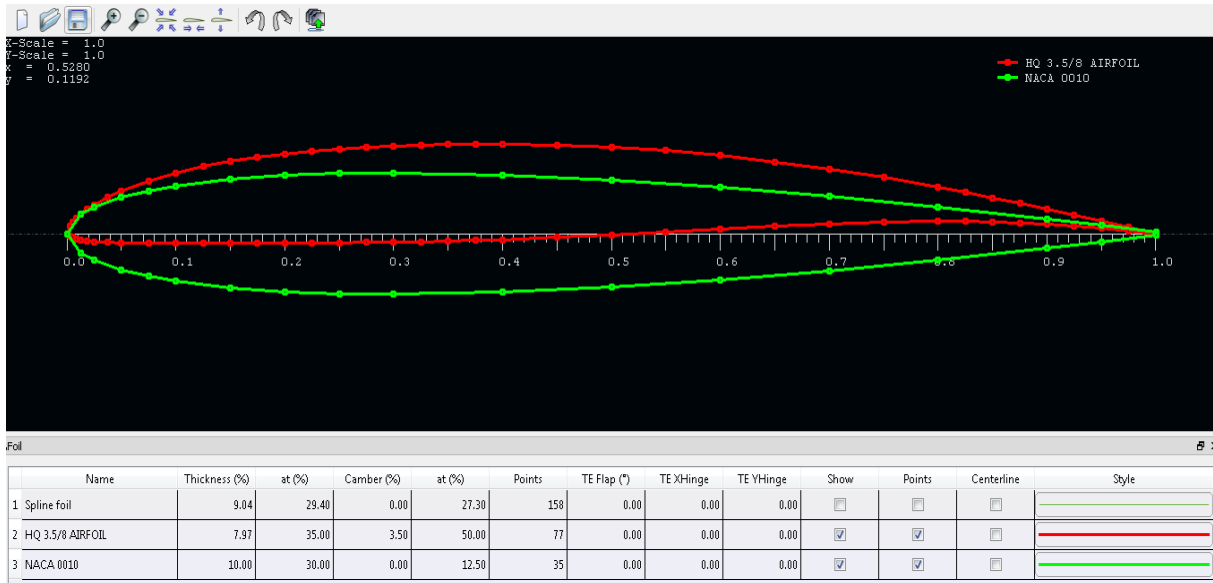
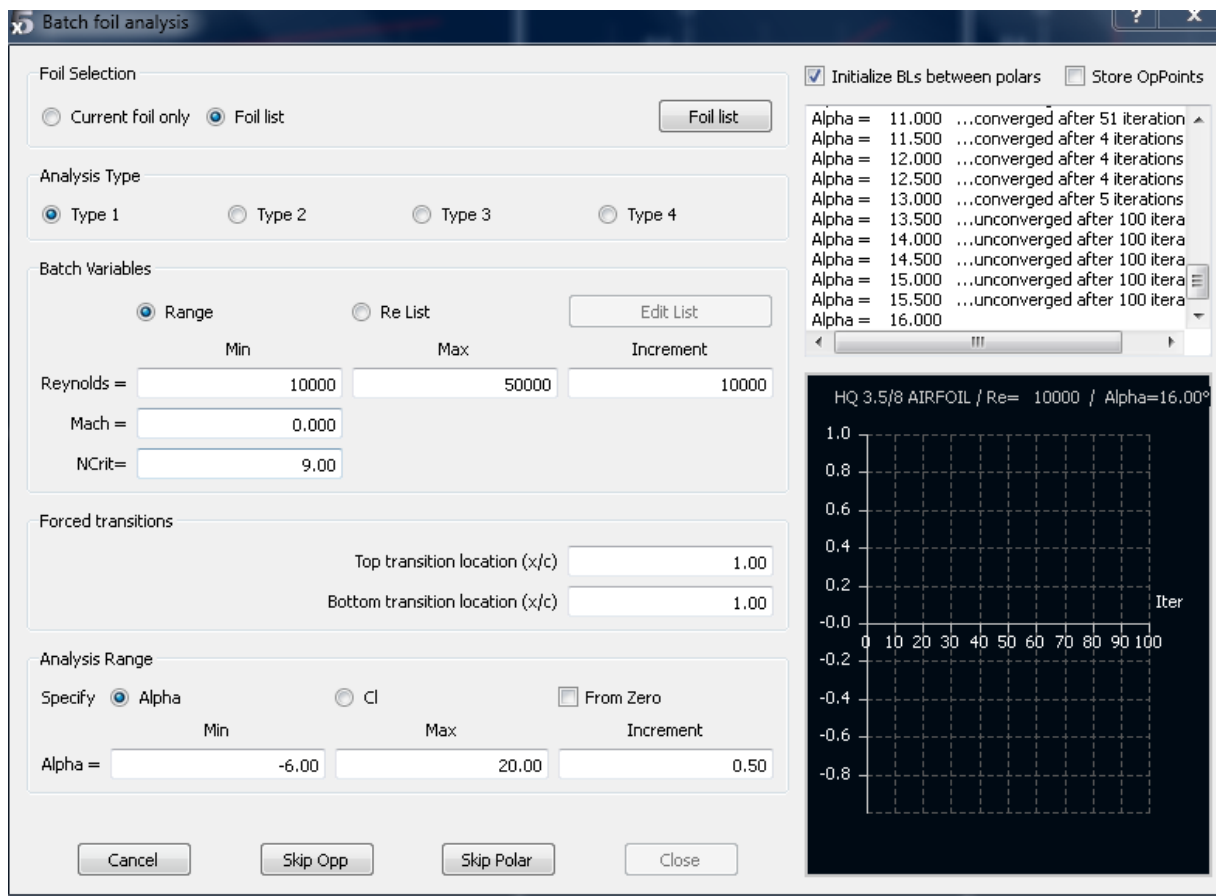


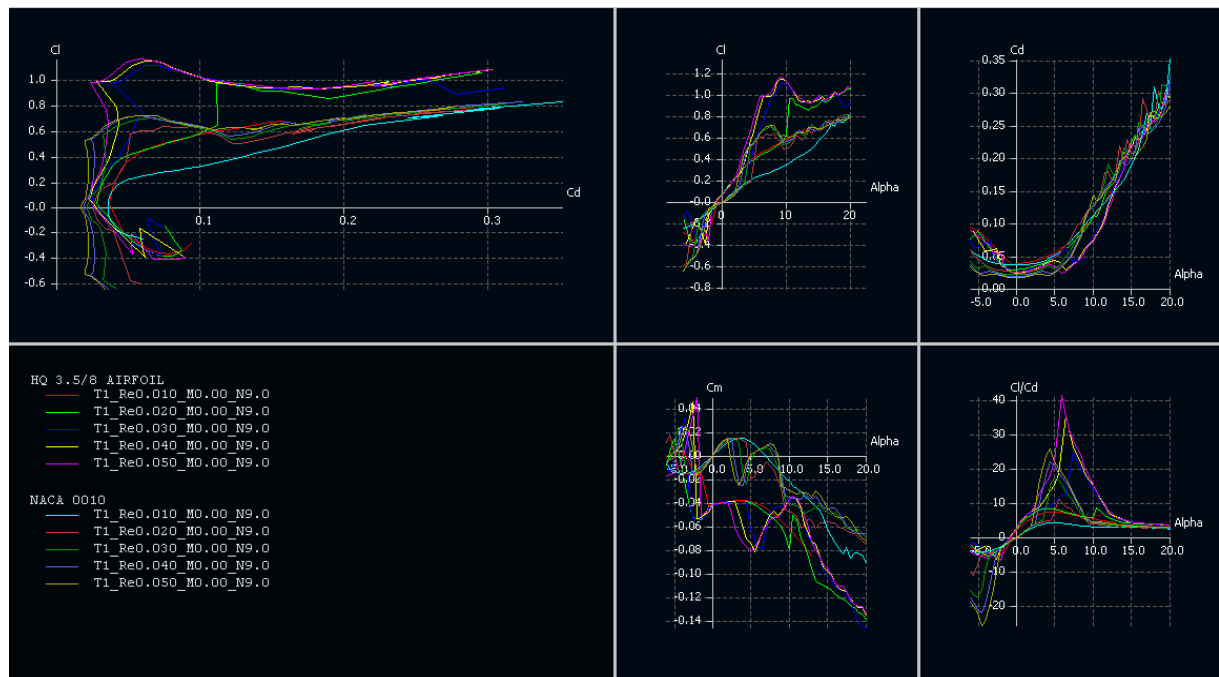
Figure (IV-1). Les profils HQ3.5/8 et NACA0010 dans XFLR5

- Dans la barre d'outils sélectionner File>> directe XFOilAnalysis :
- Analysis>>Batch foilAnalysis



Fig(IV-2) : Batch foil Analysis

On obtient les résultats suivant :

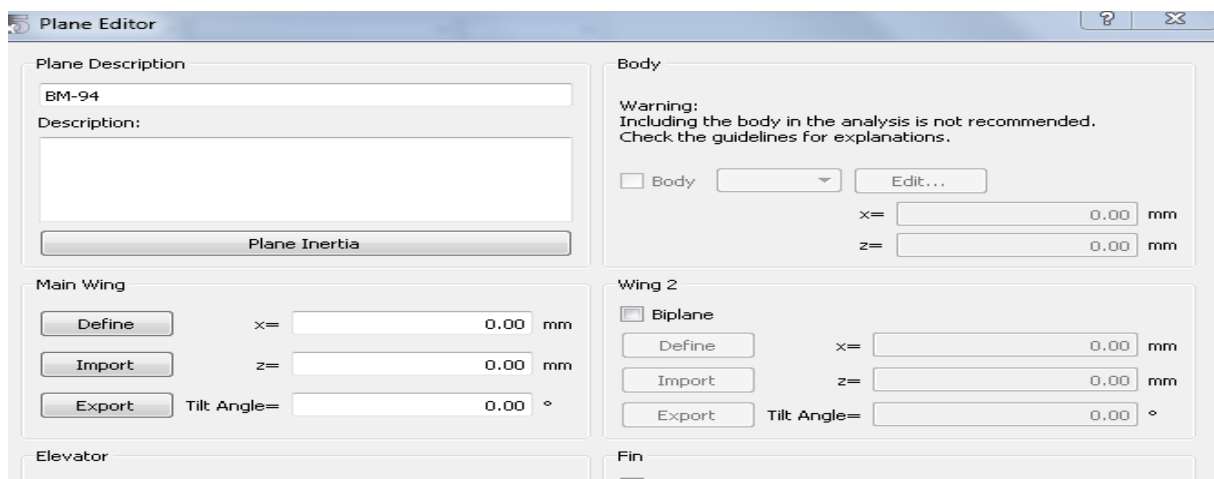


Fig(IV-3) :La génération du réseau de polaire

IV.2.4 Conception d'aile et d'avion :

Pour créer la forme d'avion on doit suivre les étapes suivantes :

- Dans la barre d'outils sélectionner File>>Wing and Plane Desin.
- Sélectionner : plane >>Define a New Plane
- Dans la fenêtre Plane Editor on fait entrer le nom de notre model BM-94



Fig(IV-4) : Plane Editor

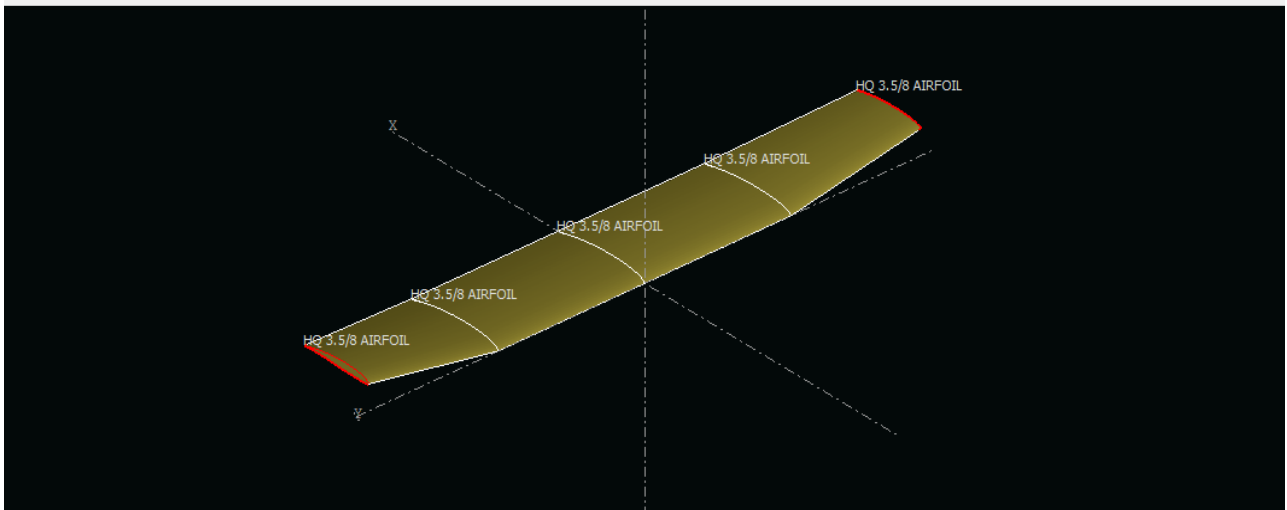
❖ conception d'aile :

La conception d'aile se fait directement sur le logiciel xflr5 en rentrant les données

- Dans la fenêtre Plane Editor: Main Wing>> Define.

CHAPITRE IV Conception et simulation

	y (mm)	chord (mm)	offset (mm)	dihedral	twist(°)	foil	X-panels	X-dist	Y-panels	Y-dist
1	0.000	135.000	0.000	0.0	0.00	HQ 3.5/8 AIRFOIL	13	Cosine	19	-Sine
2	200.000	135.000	0.000	10.0	0.00	HQ 3.5/8 AIRFOIL	13	Cosine	3	Uniform
3	380.000	100.000	0.000		0.00	HQ 3.5/8 AIRFOIL				



Fig(IV-5): création d'aile.

Wing Span	760.00 mm
Area	9.63 dm ²
Projected Span	754.53 mm
Projected Area	9.57 dm ²
Mean Geom. Chord	126.71 mm
Mean Aero Chord	127.69 mm
Aspect ratio	6.00
Taper Ratio	1.35
Root to Tip Sweep	-1.32 °
Number of Flaps	0
Number of VLM Panels	572
Number of 3D Panels	1170

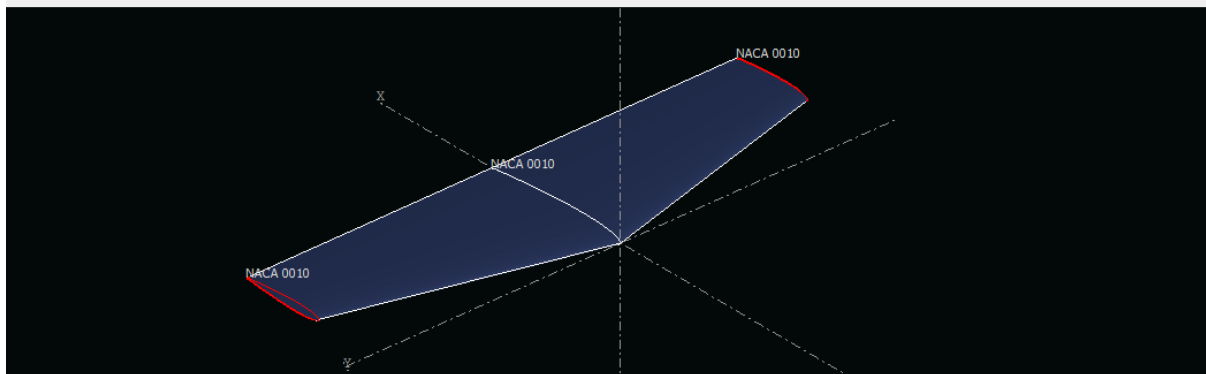
Fig(IV-6): les résultats

❖ la conception de l'empennage horizontal

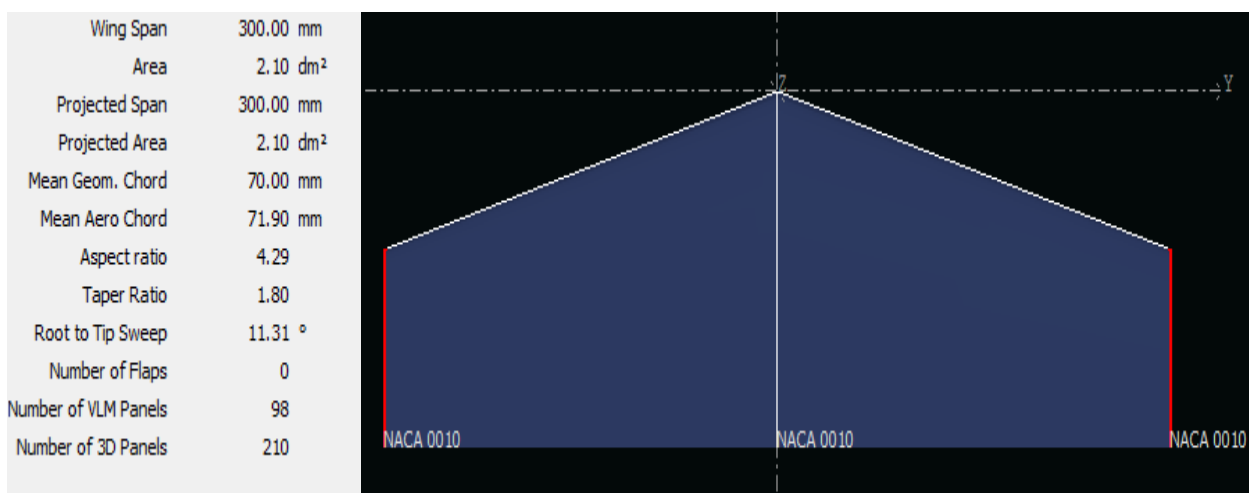
- Dans la fenêtre Plane Editor sélectionner : Elevator>>Define:
- on Entre les différents données

CHAPITRE IV Conception et simulation

	y (mm)	chord (mm)	offset (mm)	dihedral	twist(°)	foil	X-panels	X-dist	Y-panels	Y-dist
1	0.000	90.000	0.000	0.0	0.00	NACA 0010	7		7	Uniform
2	150.000	50.000	40.000		0.00	NACA 0010				



fig(IV-7) :Création de l'empennage horizontal



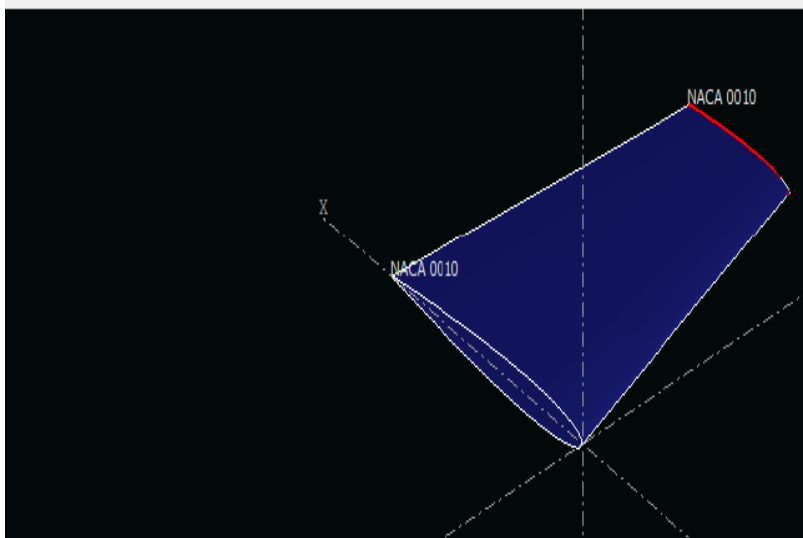
fig(IV-8) : les résultats de Elevator

❖ la conception de la dérive :

- Dans la fenêtre Plane Editor on sélectionne la case de (body) >>De fine:
- on Entre les différents données de fuselage.

CHAPITRE IV Conception et simulation

	y (mm)	chord (mm)	offset (mm)	dihedral	twist(°)	foil
1	0.000	105.000	0.000	0.0	0.00	NACA 0010
2	135.000	55.000	40.000		0.00	NACA 0010



Wing Span	270.00 mm
Area	1.08 dm ²
Projected Span	270.00 mm
Projected Area	1.08 dm ²
Mean Geom. Chord	80.00 mm
Mean Aero Chord	82.60 mm
Aspect ratio	3.38
Taper Ratio	1.91
Root to Tip Sweep	11.51 °
Number of Flaps	0
Number of VLM Panels	49
Number of 3D Panels	112

fig(IV-9) : création de la dérive

❖ la conception de fuselage :

- Dans la fenêtre Plane Editor sélectionner : Fin>>De fine:
- on Entre les différents données

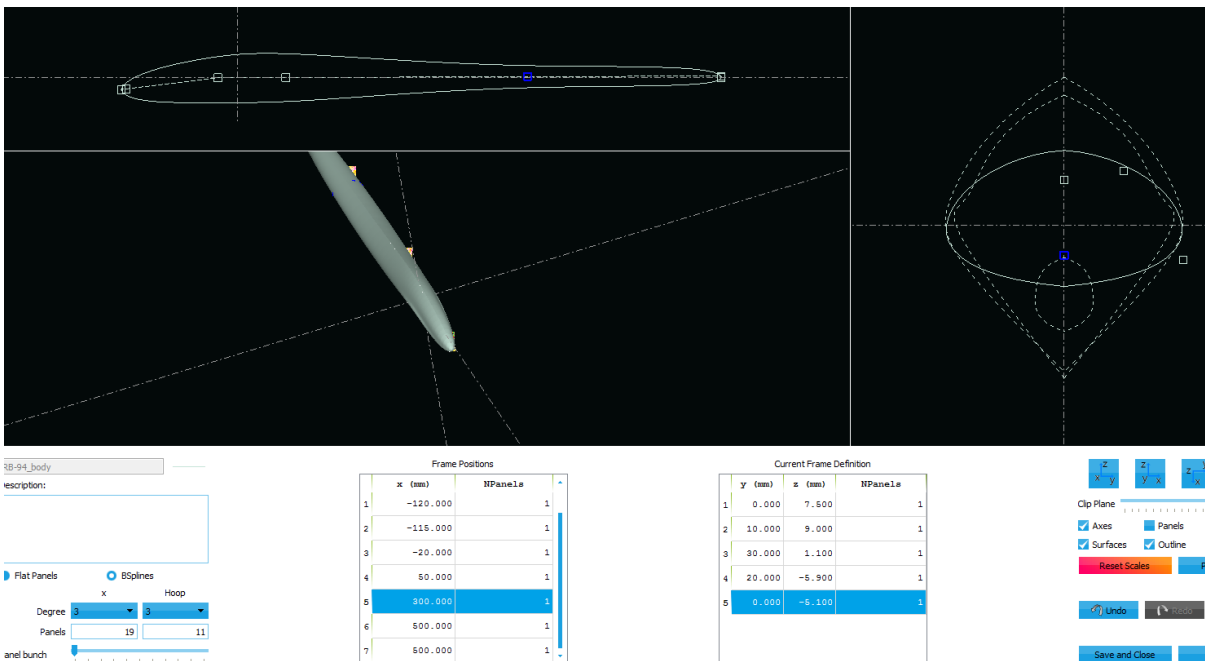


Figure (IV-10) : Création de fuselage

Le model complet est illustré dans **Figure (IV-10)**

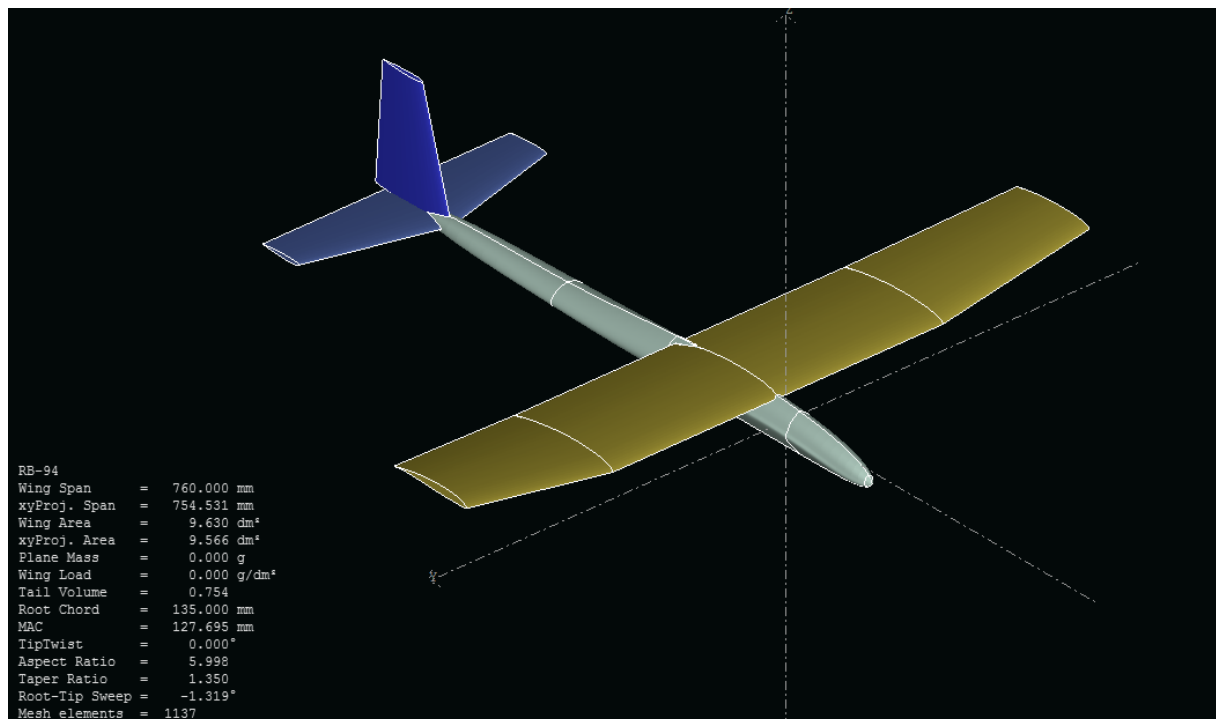


Figure (IV-11) :Le model complet par XFLR5

IV.3. la simulation en XFLR5 :

IV.3.1. Introduction :[15]

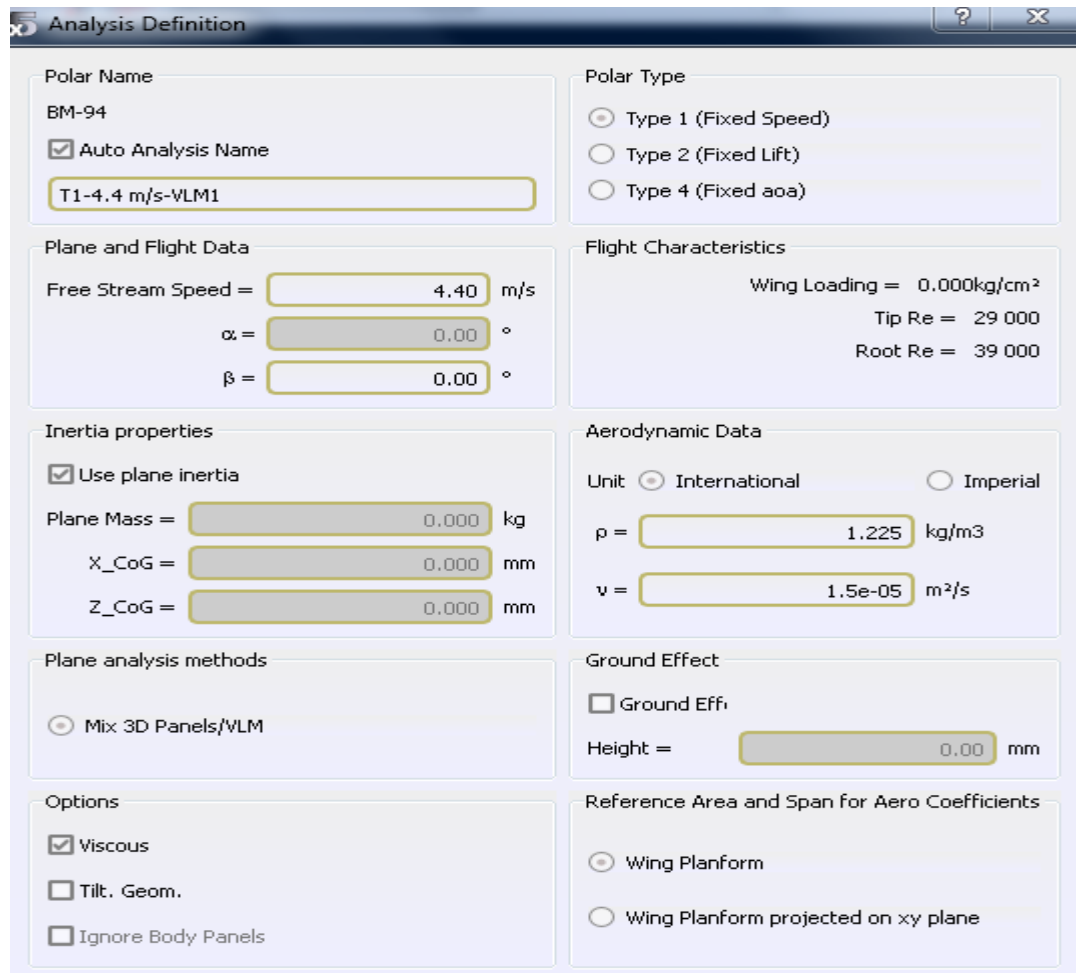
la méthode **LLT (Lifting Line Theory)** n'est pas nécessaire si l'on souhaite calculer un avion complet. Elle est utile pour analyser une aile volante, ou bien pour étudier plus précisément le comportement de l'aile.

Les caractéristiques de la méthode LLT :[15]

- ✓ Permet de traiter la portance nonlinéaire.
- ✓ Limité à l'étude de l'aileseule.
- ✓ Effets de dièdre et de flèche sont ignorés.
- ✓ Ne converge pastoujours.

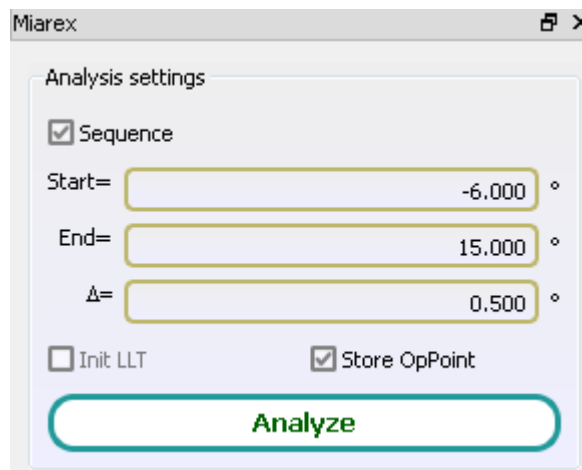
IV.3.2.la simulation :

- ❖ Sélectionner : Polars>>Define an Analuses
- ❖ on Entre les différents données de la vitesse et la masse et en sélectionnant : type1(fixed speed) >> annuler la viscosité>> OK.



Fig(IV-12) : Définir une analyse

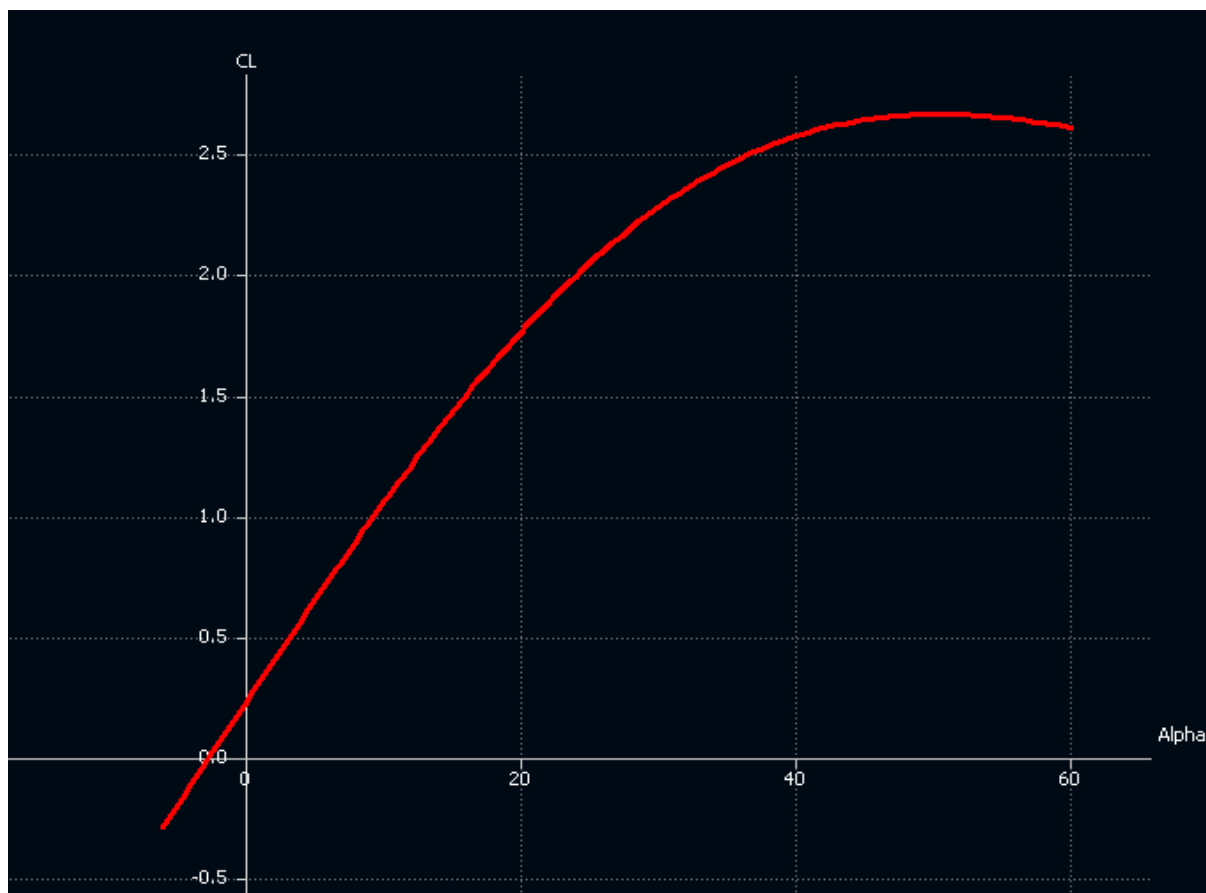
- ❖ Dans la fenêtre Analysis Settings sélectionner sequence(α)>>start=-6 ;end=15 >>Analyze.



Fig(IV-13) : Analyser

IV.4 Résultats et interprétations :

IV.4.1 Variation de CL en fonction de α :



Fig(IV-14) Variation de CL en fonction de α d'Avion.

alpha	CL	5.500	0.690242
-5.000	-0.198167	6.000	0.731394
-4.500	-0.155745	6.500	0.772340
-4.000	-0.113249	7.000	0.813070
-3.500	-0.070694	7.500	0.853570
-3.000	-0.028093	8.000	0.893827
-2.500	0.014542	8.500	0.933831
-2.000	0.057196	9.000	0.973569
-1.500	0.099857	9.500	1.013029
-1.000	0.142510	10.000	1.052200
-0.500	0.185142	10.500	1.091070
0.000	0.227740	11.000	1.129627
0.500	0.270290	11.500	1.167861
1.000	0.312780	12.000	1.205761
1.500	0.355194	12.500	1.243316
2.000	0.397521	13.000	1.280515
2.500	0.439747	13.500	1.317348
3.000	0.481858	14.000	1.353806
3.500	0.523842	14.500	1.389877
4.000	0.565686	15.000	1.425553
4.500	0.607375	15.500	1.460823
5.000	0.648898	16.000	1.495680

Tableau (IV-1) : Variation de CL en fonction de α

A partir du graphe qui représente les variations du coefficient de portance C_L du model complet en fonction de l'angle d'incidence, on tire des points marquants interprétés comme suit :

- ✓ Pour les angles d'incidence inferieurs au -3° le coefficient de portance C_L est négatif.
- ✓ Le coefficient de portance C_L est nul pour l'angle d'incidence $\alpha = -2.68^\circ$.
- ✓ Lorsque l'angle d'incidence est nulle; on obtient un coefficient de portance positif de ($\alpha = 0^\circ \Rightarrow C_L = 0.227740$).
- ✓ Au-dessus de l'angle 20° la portance continue à augmenter faiblement, jusqu'à l'angle 50.5° où le coefficient de portance C_L atteint un maximum de **2.660532**.
Au-delà de cet angle le coefficient C_L décroît en déclenchant le décrochage.

IV.4.2 Variation de C_D en fonction de α :

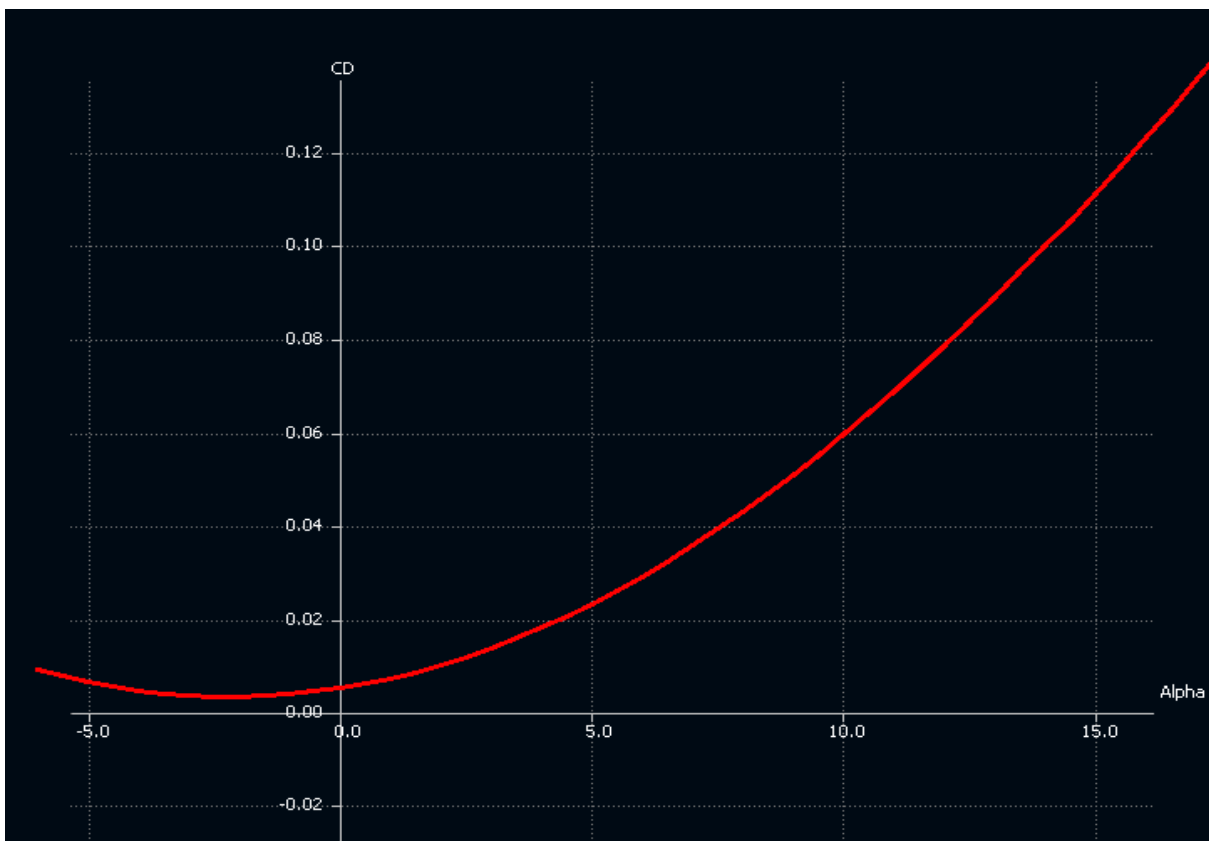


Fig (IV-15) : Variation de C_D en fonction de α d'Avion.

alpha	Cd		
-5.000	0.006580	6.000	0.029164
-4.500	0.005581	6.500	0.032352
-4.000	0.004775	7.000	0.035716
-3.500	0.004161	7.500	0.039252
-3.000	0.003741	8.000	0.042960
-2.500	0.003516	8.500	0.046836
-2.000	0.003485	9.000	0.050878
-1.500	0.003649	9.500	0.055082
-1.000	0.004007	10.000	0.059446
-0.500	0.004560	10.500	0.063966
0.000	0.005308	11.000	0.068639
0.500	0.006250	11.500	0.073461
1.000	0.007386	12.000	0.078430
1.500	0.008714	12.500	0.083541
2.000	0.010234	13.000	0.088791
2.500	0.011946	13.500	0.094176
3.000	0.013847	14.000	0.099692
3.500	0.015938	14.500	0.105334
4.000	0.018215	15.000	0.111099
4.500	0.020678	15.500	0.116983
5.000	0.023325	16.000	0.122980
5.500	0.026155		

Tableau (IV-2) : Variation de C_D en fonction de α .

La courbe du coefficient de traînée C_D du model En fonction de l'incidence obtenue possède approximativement la forme d'une parabole.

Cette courbe ne coupe pas l'axe des incidences ce qui signifie que la traînée ne pourra jamais être nulle car si on arrive à annuler la traînée induite, on ne pourra jamais annuler la traînée qui dérive de la forme du model.

Pour l'incidence -2° cette courbe passe par un minimum de 0.003485 qui représente le coefficient de traînée de forme.

Pour notre cas on s'intéresse beaucoup plus à cette courbe, parce que l'optimisation de la forme aérodynamique du modèle qu'on cherche, se base principalement sur l'évolution de la traînée totale. Donc pour chaque modification faite de la forme du modèle (flèche, dièdre, fuselage, allongement...) on doit avoir une meilleure représentation de cette courbe que la précédente.

IV.4.3 Variation de la finesse en fonction de α :

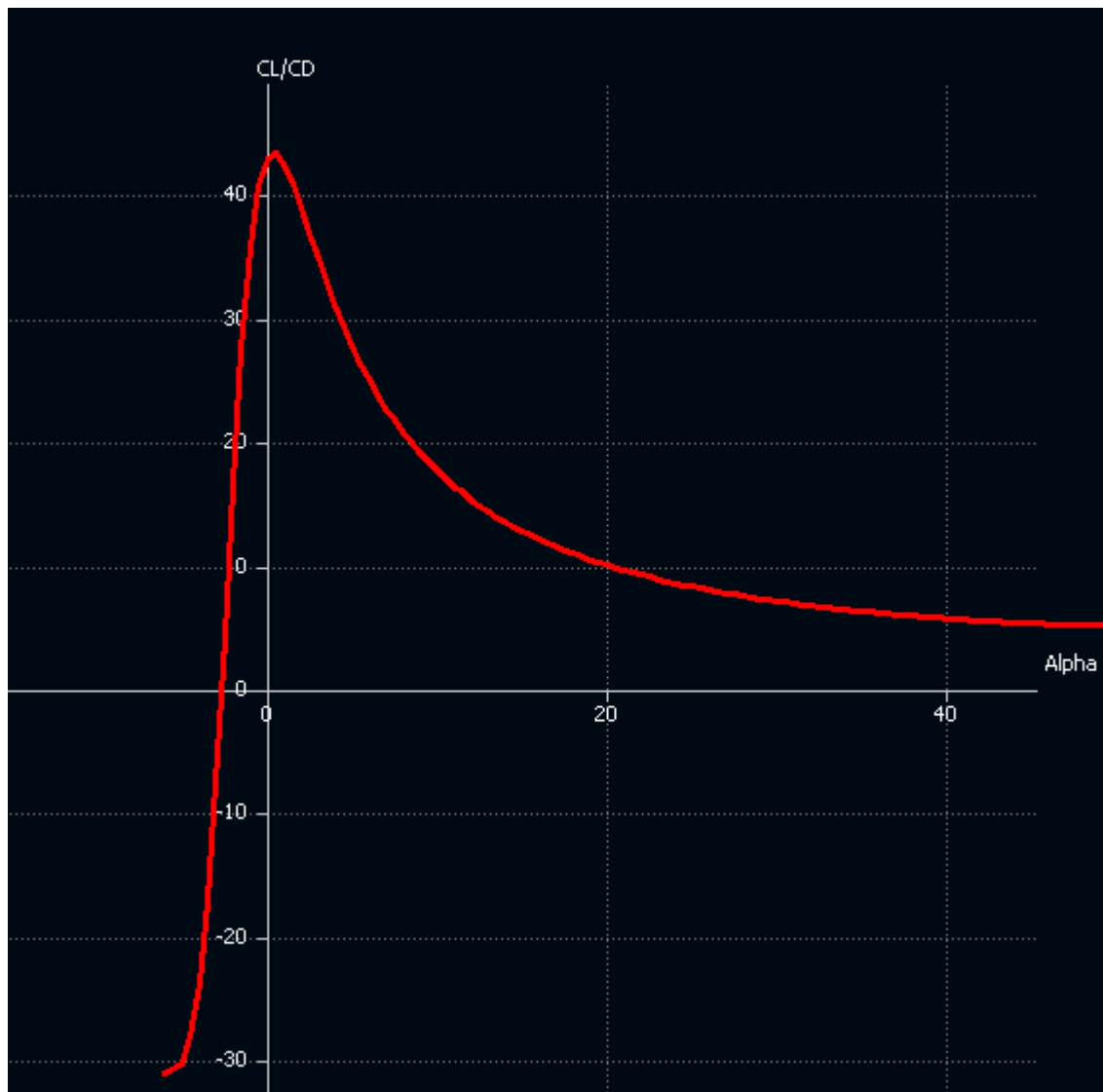


Fig (IV-16): Variation de la finesse en fonction de α d'Avion.

Alpha	Cl/Cd
-5	-30,12
-4	-23,5
-3	-7,25
-2	16,62
-1	35,5
0	42,9
0,5	43,25
1	42,35
2	38,85
3	34,8
4	31,05
5	27,82

Tableau (IV-3) : Variation de la finesse en fonction de α .

- ✓ Pour les angles d'incidence inférieurs au -2.6° la finesse est négative.
- ✓ La finesse est nulle pour l'angle d'incidence $\alpha = -2.63^\circ$.
- ✓ Pour l'incidence 0.5° on a une finesse $f_{\max} = C_L/C_D = 43.25$

IV.4.4 Variation de CD en fonction de CL La polaire:

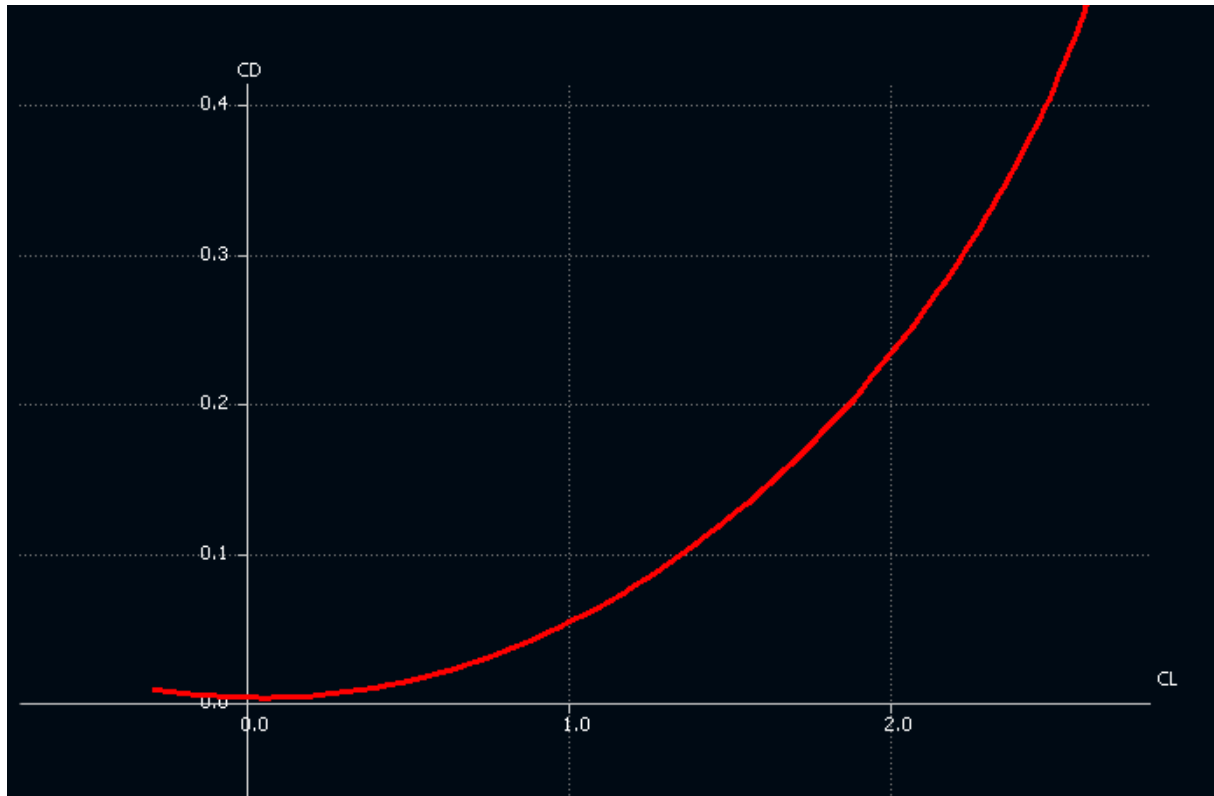


Fig (IV-17) : Variation de C_D en fonction de C_L d'Avion.

C_L	C_D		
-0.198167	0.006580	0.731394	0.029164
-0.155745	0.005581	0.772340	0.032352
-0.113249	0.004775	0.813070	0.035716
-0.070694	0.004161	0.853570	0.039252
-0.028093	0.003741	0.893827	0.042960
0.014542	0.003516	0.933831	0.046836
0.057196	0.003485	0.973569	0.050878
0.099857	0.003649	1.013029	0.055082
0.142510	0.004007	1.052200	0.059446
0.185142	0.004560	1.091070	0.063966
0.227740	0.005308	1.129627	0.068639
0.270290	0.006250	1.167861	0.073461
0.312780	0.007386	1.205761	0.078430
0.355194	0.008714	1.243316	0.083541
0.397521	0.010234	1.280515	0.088791
0.439747	0.011946	1.317348	0.094176
0.481858	0.013847	1.353806	0.099692
0.523842	0.015938	1.389877	0.105334
0.565686	0.018215	1.425553	0.111099
0.607375	0.020678	1.460823	0.116983
0.648898	0.023325	1.495680	0.122980
0.690242	0.026155		

Tableau (IV-4) : Variation de C_D en fonction de C_L

La courbe du coefficient de traînée C_D du modèle en fonction de l'incidence obtenue possède approximativement la forme d'une parabole. Alors C_D est proportionnel au C_L^2 .

Cette courbe ne coupe pas l'axe des incidences. Pour le $C_L=0$ cette courbe passe par un minimum de **0,00364** qui représente le coefficient de traînée de forme.

IV.4.5 Variation de C_m en fonction de α :

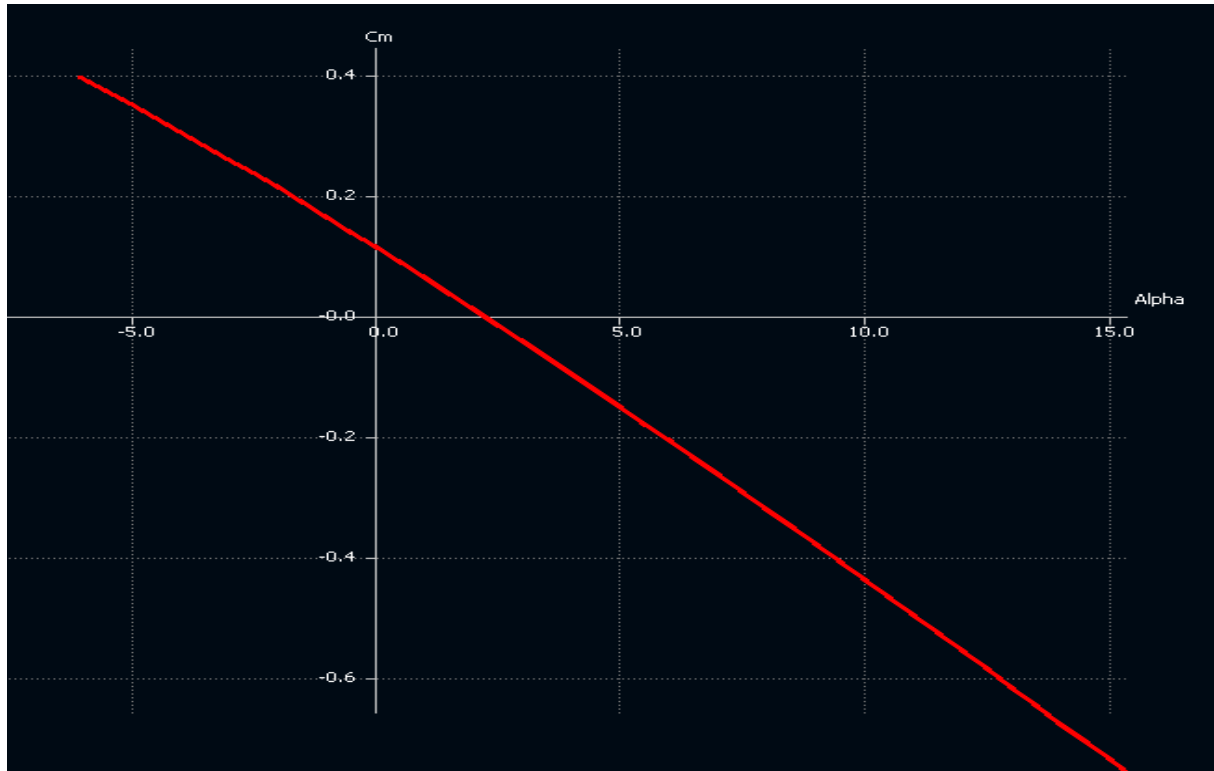


Fig (IV-18) : Variation de C_m en fonction de α d'Avion

alpha	Cm	alpha	Cm
-5.000	0.351495	6.000	-0.204660
-4.500	0.329451	6.500	-0.232830
-4.000	0.307051	7.000	-0.261185
-3.500	0.284300	7.500	-0.289717
-3.000	0.261207	8.000	-0.318417
-2.500	0.237777	8.500	-0.347276
-2.000	0.214019	9.000	-0.376287
-1.500	0.189939	9.500	-0.405439
-1.000	0.165544	10.000	-0.434724
-0.500	0.140843	10.500	-0.464133
0.000	0.115842	11.000	-0.493657
0.500	0.090550	11.500	-0.523287
1.000	0.064973	12.000	-0.553015
1.500	0.039121	12.500	-0.582830
2.000	0.012999	13.000	-0.612724
2.500	-0.013382	13.500	-0.642689
3.000	-0.040016	14.000	-0.672713
3.500	-0.066894	14.500	-0.702790
4.000	-0.094008	15.000	-0.732908
4.500	-0.121351	15.500	-0.763060
5.000	-0.148912	16.000	-0.793236
5.500	-0.176685		

Tableau (IV-5) : Variation de C_m en fonction de α

La courbe de coefficient de moment C_m du model en fonction de l'incidence obtenue possède une pente négative (signifie que le model a tendance à piquer).

- ✓ Pour les valeurs de α comprise entre -5 et 2.24° le C_m est positif (moment cabreur).
- ✓ Pour $\alpha = -2.247^\circ$ on a coefficient de moment C_m nul ($C_m = 0$).
- ✓ Au-delà de 2.25° le C_m devient négatif (moment piqueur).

IV.4.6 Variation de C_m en fonction de C_L :

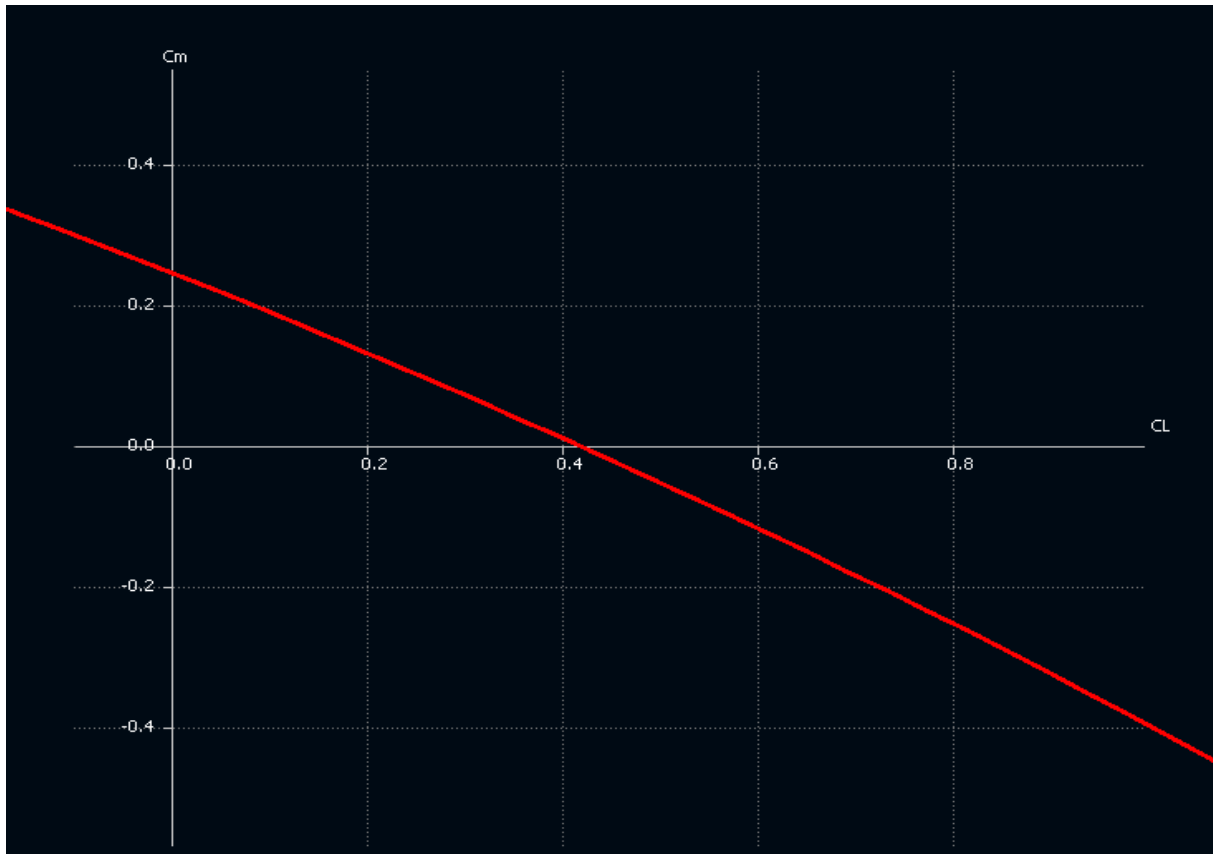


Fig (IV-19) : Variation de C_m en fonction de C_L d'Avion.

C_m	C_L		
0.351495	-0.198167	-0.204660	0.731394
0.329451	-0.155745	-0.232830	0.772340
0.307051	-0.113249	-0.261185	0.813070
0.284300	-0.070694	-0.289717	0.853570
0.261207	-0.028093	-0.318417	0.893827
0.237777	0.014542	-0.347276	0.933831
0.214019	0.057196	-0.376287	0.973569
0.189939	0.099857	-0.405439	1.013029
0.165544	0.142510	-0.434724	1.052200
0.140843	0.185142	-0.464133	1.091070
0.115842	0.227740	-0.493657	1.129627
0.090550	0.270290	-0.523287	1.167861
0.064973	0.312780	-0.553015	1.205761
0.039121	0.355194	-0.582830	1.243316
0.012999	0.397521	-0.612724	1.280515
-0.013382	0.439747	-0.642689	1.317348
-0.040016	0.481858	-0.672713	1.353806
-0.066894	0.523842	-0.702790	1.389877
-0.094008	0.565686	-0.732908	1.425553
-0.121351	0.607375	-0.763060	1.460823
-0.148912	0.648898	-0.793236	1.495680
-0.176685	0.690242		

Tableau (IV-6) : Variation de C_m en fonction de C_L .

La courbe du coefficient de moment de tangage C_m en fonction de C_L possède deux points marquants:

✓ Pour $C_L=0$ on a un coefficient de moment C_m positif ($C_{m0} = 0,246$).

✓ Pour $C_L=0,4185$ on a un coefficient de moment C_m nul ($C_m=0$).

La condition principale de stabilité est d'avoir un moment de tangage piqueur ($C_m < 0$), à pente négative, et que le coefficient de moment pour une portance nulle C_{m0} soit positif.

Cela confirme que notre modèle est stable. Le Centre de gravité étant toujours devant le Centre de poussé (Le foyer de l'avion).

IV.4.7. Visualisation de la portance:

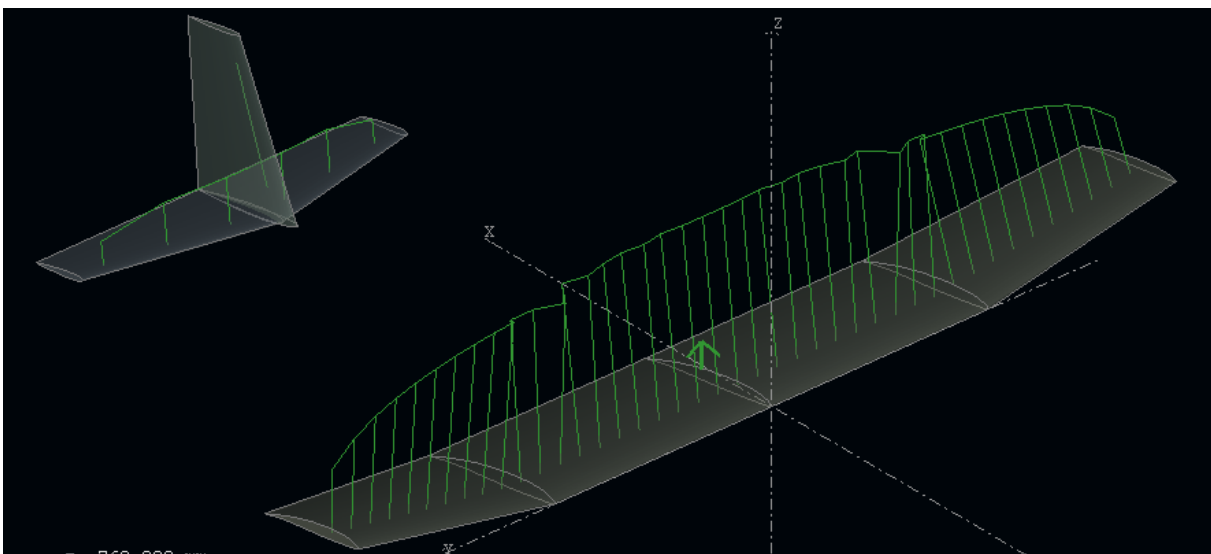


Fig (IV-20) : La répartition de la portance à angle d'incidences $\alpha=6$.

La portance est plus remarquable sur la partie centrale que aux bords des ailes.

IV.4.8 Visualisation de la trainée induite:

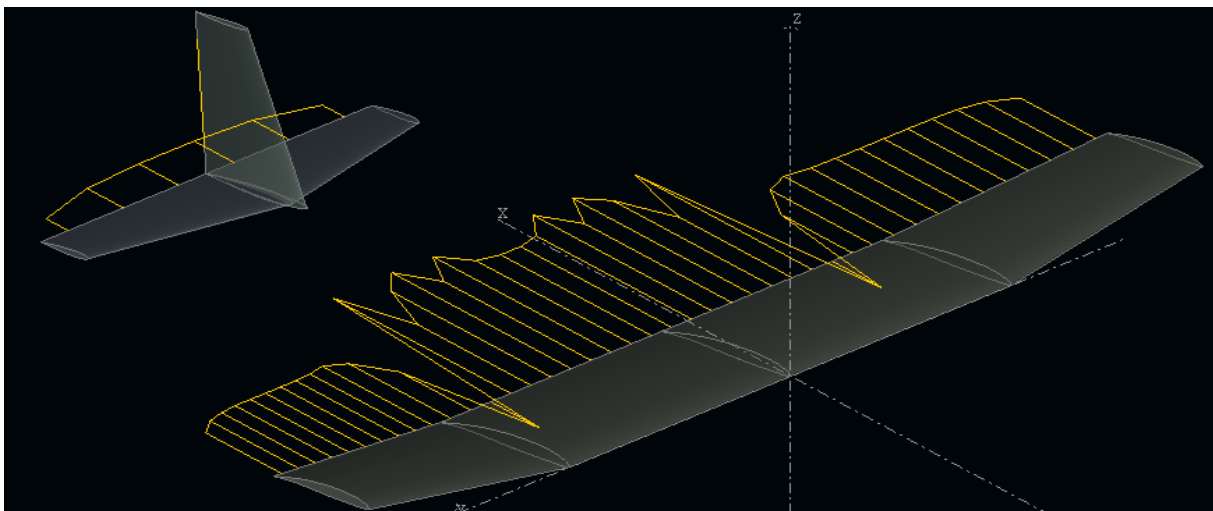
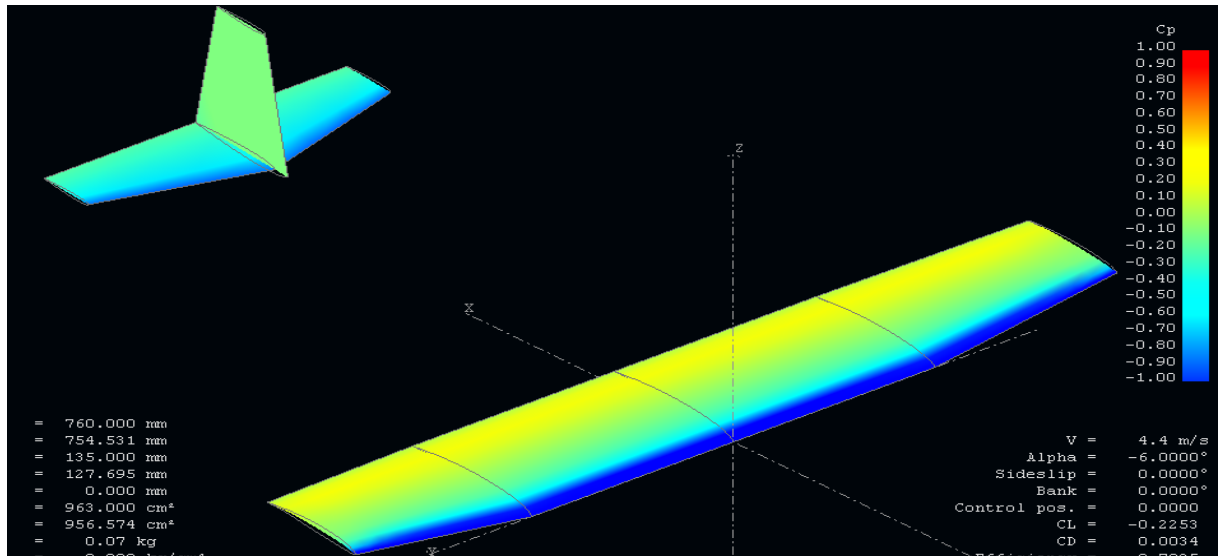


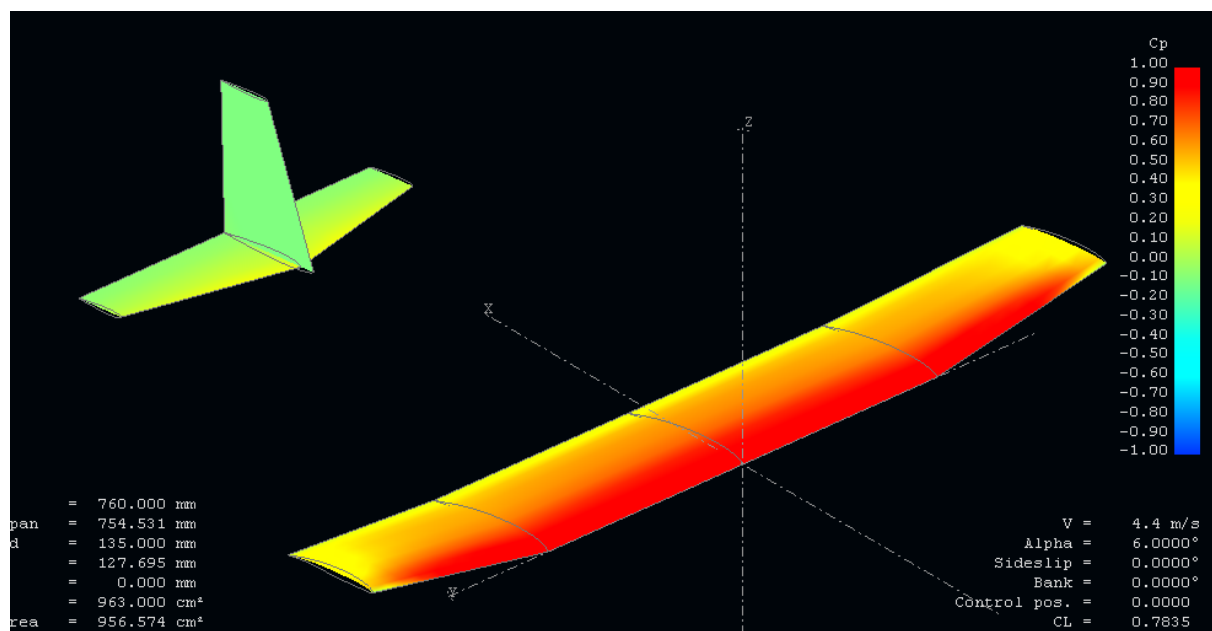
Fig (IV-21) : La répartition de la trainée induite à angle d'incidences $\alpha=6$.

On remarque que la traînée induite augmente au aile central sauf qu'elle est réduite au niveau d'aile extérieur. F_x de l'emplanture $> F_x$ sommions.

IV.4.9. Visualisation de coefficient de pression :



Fig(IV-22) : pour l'incidences $\alpha=-6$



Fig(IV-23) : Cp pour l'incidences $\alpha=6$

V.1 Introduction

Le poids de la conception de l'avion devait être réduit au minimum afin de permettre une plus grande performance de l'avion. Un effort délibéré a été fait tout au long de toute la conception et le processus de construction pour réduire le poids tout en assurant l'intégrité structurale du produit final. L'utilisation de "carton mousse 3mm" a été choisie, afin de produire une cellule à une bonne résistance et un poids minimal. Tout le travail a été réalisé à l'atelier de département Aéronautique. La cellule a été fabriquée dans un certain nombre de sections, y compris les ailes, l'empennage, le fuselage et la structure interne.

- **Carton à mousse [16]**

Le carton mousse, ou carton plume, est un matériau solide, très léger et facile à couper utilisé pour le support d'épreuves. Ce matériau se compose de trois couches, une couche interne de mousse de polystyrène, ou encore de mousse de polyuréthane, revêtue à l'extérieur soit de papier couché blanc soit de papier kraft brun.

Le carton mousse peut également être utilisé lors de la prise de vue pour servir de réflecteur photo économique, permettant de déboucher les ombres.

- **Matériel utilisé :**

Afin de réaliser ce projet on a dû utiliser du matériel qui nous a apporté une grande aide dans l'achèvement de ce dernier voici la liste du matériel utilisé :

- Les composants de Drone BM-94 ont été fabriqués à partir de carton mousse de polystyrène.



Fig V.1 : carton mousse

- Deux outils sont utilisés pour découper, un cutter et un ciseaux



Fig V.2 : cutter et ciseaux

- Papier a verre et éponge à panser utiliser pour rectifier les surfaces des ailes, empennages, et fuselage.

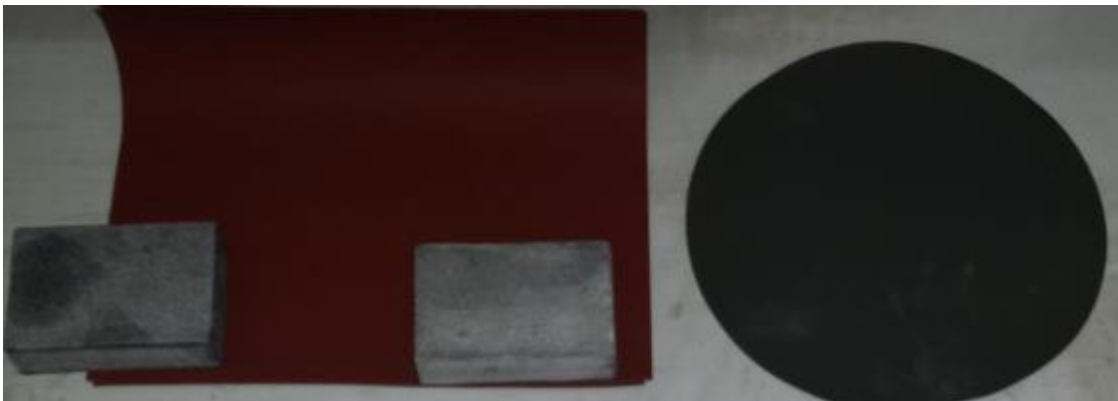


Fig V.3 :Papier a verre

➤ **Outils de mesures :**

- **Mètre** :Utiliser Pour mesure de grande partie comme les calibres, les ailes, les empennages et le fuselage
- **Pier à coulisse** : Utiliser pour les mesures précises : les profils d'empennages et d'ailes (corde, épaisseur max)



fig V.4 : Mètre et Pier à coulisse

V.2. Construction :

V.2.1. Fuselage :

Le fuselage est un simple profil d'épaisseur dégressive sur sa partie arrière. Sans le moindre renfort, il est suffisamment rigide pour absorber les faibles contraintes que peu subir un tel appareil en vol.

Tout d'abord on a imprimé le plan de drone en taille réel sur une feuille 'A0' et on a découpé la calibre qui se trouve sur cette dernière ensuite on la colle sur un carton mousse on découper autour du calibre avec une petite dimension en plus afin de nous permettre de bien pensée et rectifier les defaults de découpe pour arriver à la taille réel.

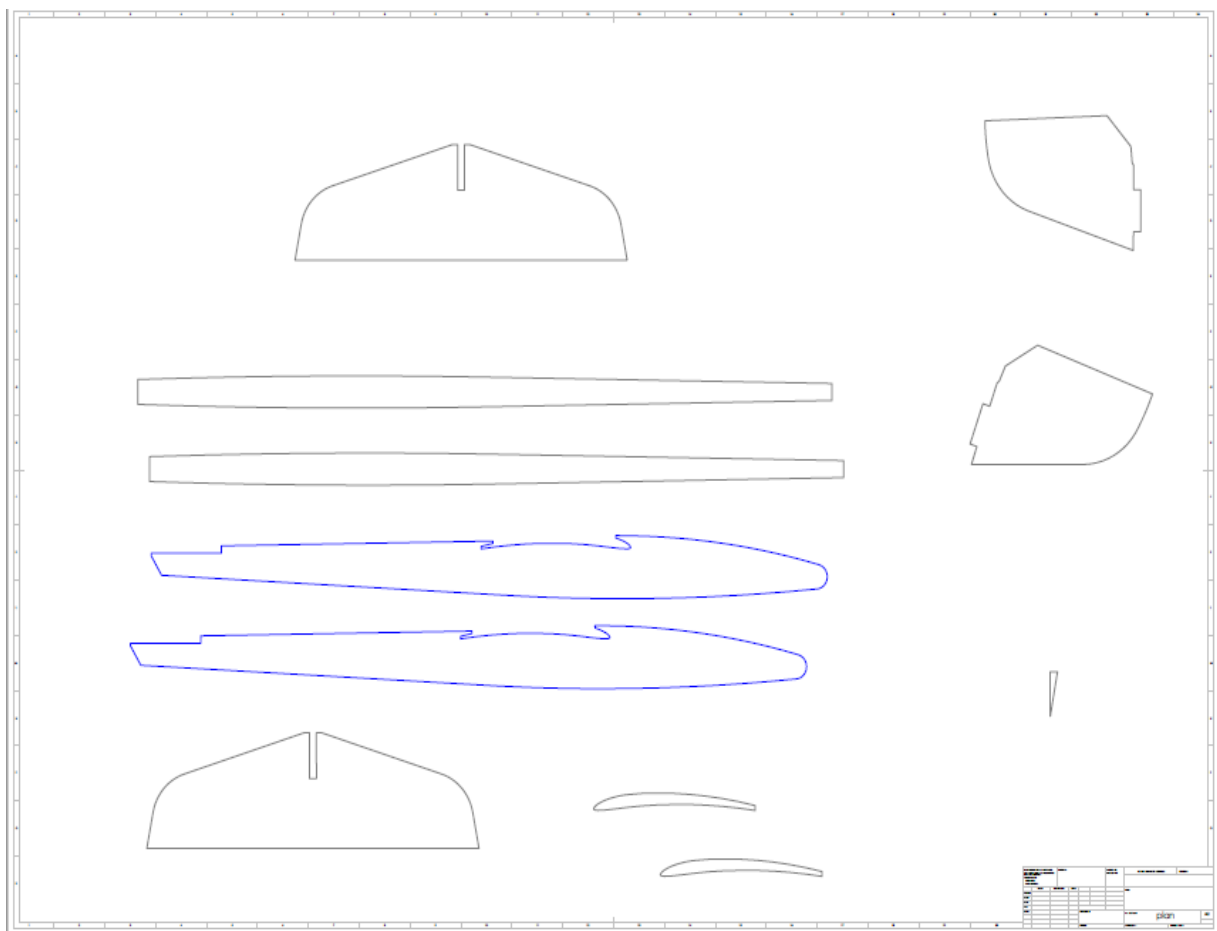


Fig V.5 : le plan de drone en taille réel sur une feuille 'A0'



Fig V.6 :Découpage du fuselage



Fig V.7 : fuselage



Fig.V.8 : Assemblage du fuselage

On a assemblé les deux coté et la partie inférieure de fuselage avec une colle "FABS " spécial pour le carton mousse.

Pour le renforcement le fuselage, on utilise des cadres (couples) externes avec le carton mousse et renforcer avec des tiges de bois «BALZA », mais en raison des différents contraintes de flexion et beaucoup moins de torsion auxquels ces surfaces sont soumises pour cela 5cadres sont fixé.

V.2.2. Ailes

Le profil de l'aile est très creux. C'est le même qui équipe le Polyclub. On a importé les coordonnées du profile vers le logicielle Solide Works pour pouvoir les imprimer en taille réel sur une feuille, après on a découpé les 3 partie de l'aile (centrale= 400mm , les deux extrémité= 180mm).



Fig.V.9. les 3parties de l'aile

Pour le renforcement de l'aile on utilise des plaques externes de « BALZA », mais en raison des différentes contraintes de flexion et beaucoup moins de torsion auxquels ces surfaces sont soumises, et aide l'aile à obtenir la courbure nécessaire. Le fuselage est encoché pour recevoir l'aile qui tient en force.



Fig.V.10. la plaque de BALZA



fig.V.11. L'emplacement de l'aile

On a raccordé les trois parties de l'aile entre eux par une tige et une colle pour obtenir l'angle de dièdre (10^0). On a assuré que le dièdre est bien le même de chaque côté avant séchage complet.



Fig.V.12 : l'assemblage de l'aile

V.2.3. Empennage vertical et horizontal :

Tout d'abord on imprime le plan de l'empennage en taille réel sur une feuille après on découpe la calibre qui se trouver sur cette dernière ensuite on la colle sur un carton mousse on découper autour du calibre avec une petite dimension en plus afin de nous permettre de bien pensée et rectifier les defaults de découpe pour arriver à la taille réel



Fig.V.13 : Découpage d'Empennage vertical et horizontal

On obtient :

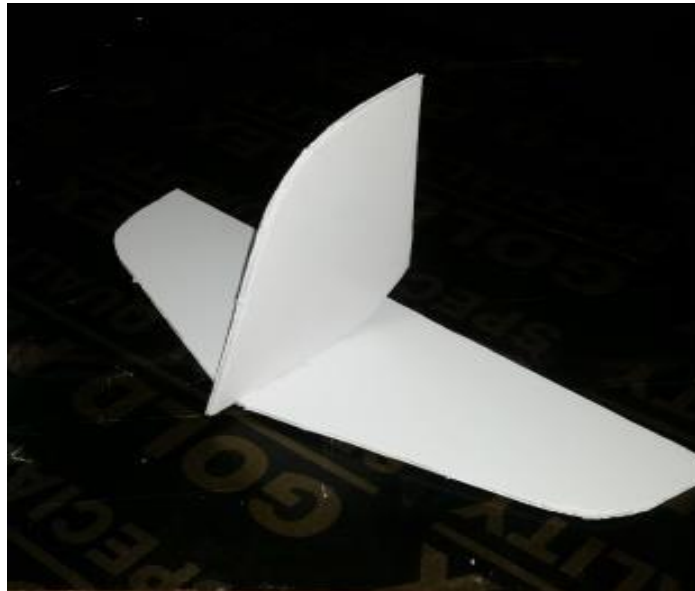


Fig V.14 : Empennage vertical et horizontal

- Le pylône moteur est fabriqué par la résine, il est plaqué à l'emplacement défini sur le fuselage.(**figV.15**)





Figure (V-16) : Assemblage final de BM-94.

IV.4 Comparaison des résultats :

Afin de donner plus de confiance à nos calculs théoriques mentionnés dans le chapitre III (développement de l'équation $CD = 0,00465 + 0,0659 CL^2$ (III-27)) une comparaison avec celle obtenue en XFL5 est faite. Le tableau est la figure ci-dessous donne une vue plus générale du travail fait.

Alpha	Cd th	Cd num	err	CL
-5	0.045566	0.006580	0.038986	-0.198167
-4	0.044006	0.004775	0.039231	-0.113249
-3	0.043296	0.003741	0.039555	-0.028093
-2	0.043443	0.003485	0.039958	0.057196
-1	0.044448	0.004007	0.040441	0.14251
0	0.04631	0.005308	0.041002	0.22774
1	0.049022	0.007386	0.041636	0.31278
2	0.052573	0.010234	0.042339	0.397521
3	0.056949	0.013847	0.043102	0.481858
4	0.06213	0.018215	0.043915	0.565686
5	0.068093	0.023325	0.044768	0.648898
6	0.074811	0.029164	0.045647	0.731394
7	0.082253	0.035716	0.046537	0.81307
8	0.090386	0.042960	0.047462	0.893827
9	0.099172	0.050878	0.048294	0.973569
10	0.10857	0.059446	0.049124	1.0522
11	0.118537	0.068639	0.049898	1.129627
12	0.129027	0.078430	0.050597	1.205761
13	0.139993	0.088791	0.051202	1.280515
14	0.151384	0.099692	0.051692	1.353806
15	0.163149	0.111099	0.05205	1.425553

Tableau (IV-7) : Comparaison des résultats.

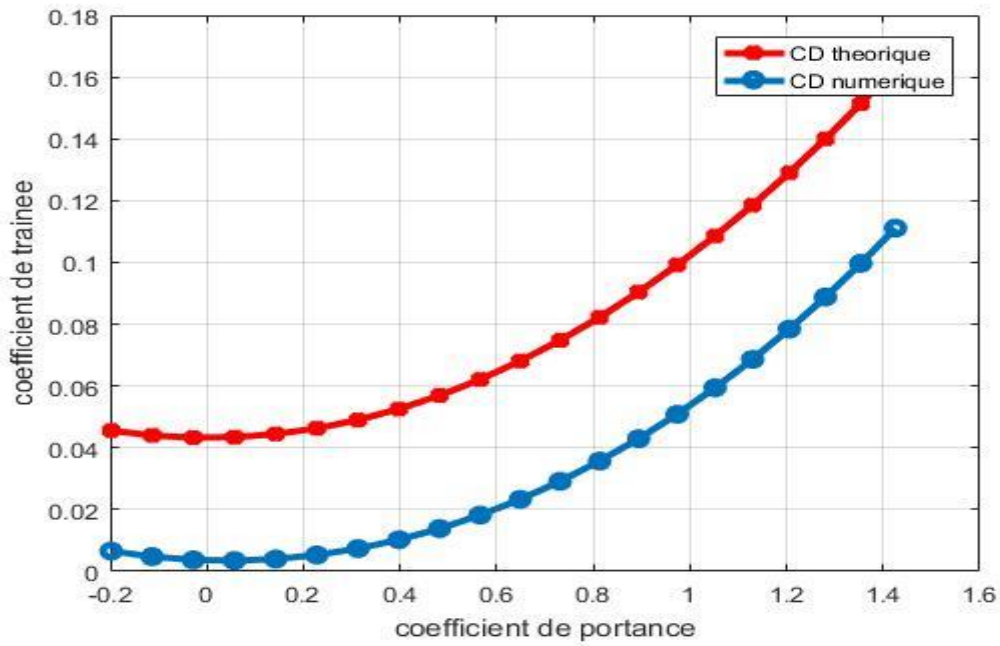


Figure (IV-24) : Variation de CD en fonction de CL.

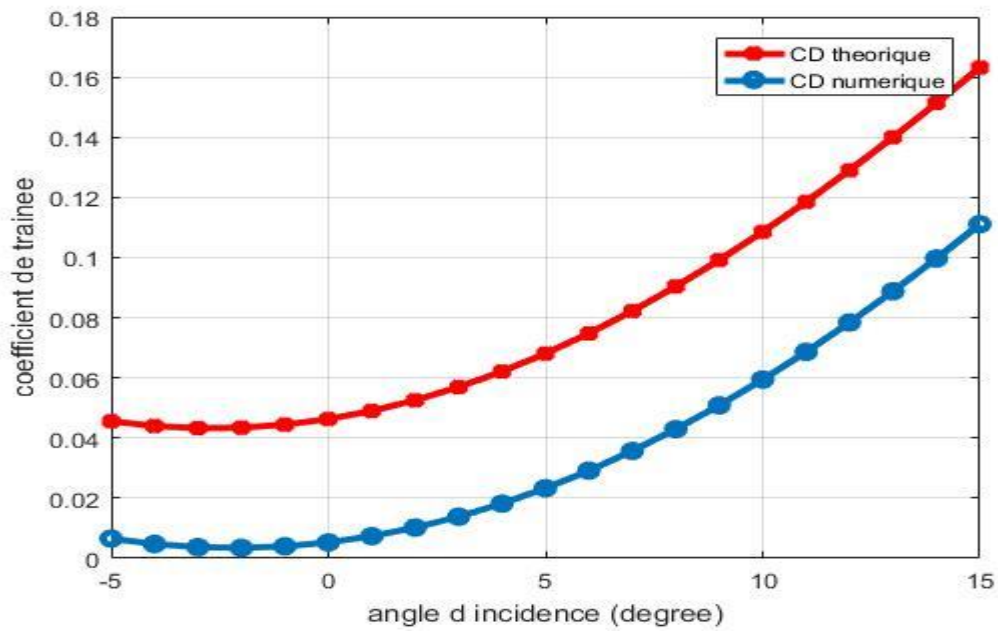


Figure (IV-25) : Variation de $C_{d_{num}}$ et $C_{d_{th}}$ en fonction de α .

Conclusion générale

C'était une agréable expérience pour nous de faire ce sujet qui est proche de la réalité aéronautique ; très riche d'informations.

Ce modeste travail nous a incité à étudier du point de vue théorique : l'aérodynamique et la mécanique du vol qui sont des domaines importants pour le vol d'un avion ou un petit drone comme le **BM-94**.

C'est la passion ainsi que la technologie haute gamme qui nous a encouragés de faire cette étude sur le drone qui n'a pas encore divulgué tous ses secrets vu son importance et les services primordiaux rendus par ce dernier.

Ce sujet nous a permis de s'initier aux différents logiciels de la conception, la simulation numérique (XFLR5) et de toucher directement le domaine de la réalisation des drones.

Mais on a rencontrés plusieurs difficultés concernant les deux aspects ; la simulation et plus particulièrement la réalisation. Parmi ces difficultés : le dessin de la géométrie par le logiciel SOLIDWORKS. Pendant la phase de la réalisation du mini-drone ; on doit respecter les mêmes dimensions obtenus théoriquement pour conserver les caractéristiques aérodynamiques. Le manque des équipements avioniques légers pour notre modèle (batterie, moteur, contrôleur de vitesse et cerveaux...) est un handicap pour notre sujet qu'on doit résoudre ultérieurement.

A la fin, nous espérons qu'on a apporté toutes les réponses nécessaires entourant ce modeste sujet qui permettront à nos collègues de poursuivre ce travail pour des améliorations qui feront l'objet d'autres sujets.

ANNEXE A**Le Programme Fortran qui calcule la vitesse max**

```

c      la vitesse maximale
real  f,f1,x0,x1,err,e,P,n,a,b,R,s,m,g,cd0,k
write(*,*) 'donnée x0'
read(*,*) x0

P=1.5
n=0.25
e=0.000001
R=1.225
s=0.096
m=0.072
g=9.81
cd0=0.0465

a=0.5*R*s*cd0
b=k*2*((m*g)**2)/(R*s)

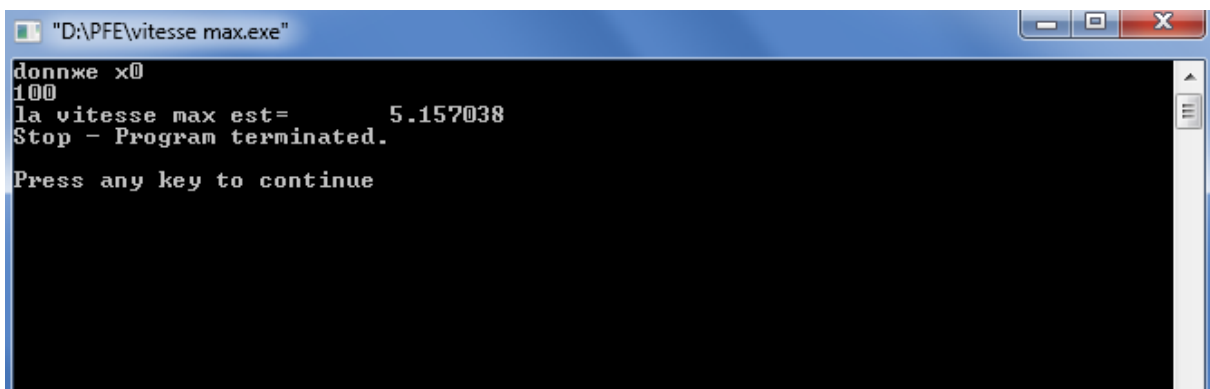
2      i=1
      f=x0**4-(1/a)*x0*P*n+(b/a)
      f1=4*x0**3-(1/a)*P*n
      x1=x0-(f/f1)
      err=abs((x1-x0)/x0)
      if(err.le.e.or.i.gt.10000)then

      goto 1
      else
      x0=x1
      i=i+1
      goto 2
      end if

1      write(*,*) 'la vitesse max est=',x1

      stop
      end

```



Le résultat :


```

"D:\PFE\vitesse max.exe"
donnée x0
100
la vitesse max est=      5.157038
Stop - Program terminated.
Press any key to continue

```


Bibliographies

-  [1] Anderson, J.D- John D. Anderson. «Fundamentals of aerodynamics», Boston, McGraw- Hill 2006.
-  [2] Méthode SPP. Conception d'un modèle réduit de planeur ou avion (méthode simple, pratique et performante)
-  [3] I.H. Abbott and A.E. Von Doenhoff: Theory of Wing Sections. Dover Publications Inc, New York, 1959
-  [4] Jean Mermoz, Aérodynamique mécanique du vol.
-  [5] AIRCRAFT DESIGN ; A Conceptual Approach BY DANIEL P RAYMER
-  [6] Drones civils Perspectives et réalités Pascal Brisset Ecole Nationale de l'Aviation Civile
-  [7] ESTIMATING R/C MODEL AERODYNAMICS AND PERFORMANCE Dr. Leland M. Nicolai
-  [8] Principe de l'utilisation de solidworks p8
-  [9] Guidelines for QFLR5 v0.03 October 2009
-  [10] Sites web: http://fr.wikipedia.org/wiki/Profil_ (aéronautique).
-  [11] Sites web: <http://fr.airfoildatabase.com>
-  [12] Sites web: <http://fr.jivaro-models.org>
-  [13] Mrs Boudine & Ratni / mémoire de fin d'étude, «Conception et Réalisation d'un mini drone BR-50 pour l'agriculture» 2013.
-  [14] L'aile d'avion Lycée Jean Monnet Annemasse (74)

Les coordonnees de C_L , $C_{D\text{num}}$ et $C_{D\text{th}}$ en MATLAB

```

1 - x=[-0.198167
2 - -0.113249
3 - -0.028093
4 - 0.057196
5 - 0.142510
6 - 0.22774
7 - 0.312780
8 - 0.397521
9 - 0.481858
10 - 0.565686
11 - 0.648898
12 - 0.731394
13 - 0.813070
14 - 0.893827
15 - 0.973569
16 - 1.0522
17 - 1.129627
18 - 1.205761
19 - 1.280515
20 - 1.353806
21 - 1.425553];
22 - y1=[0.045566
23 - 0.044006
24 - 0.043296
25 - 0.043443
26 - 0.044448
27 - 0.04631
28 - 0.049022
29 - 0.052573
30 - 0.056949
31 - 0.06213
32 - 0.068093
33 - 0.074811
34 - 0.082253
35 - 0.090386
36 - 0.099172
37 - 0.10857
38 - 0.118537
39 - 0.129027
40 - 0.139993
41 - 0.151384
42 - 0.163149];
43 - y2=[0.006580
44 - 0.004775
45 - 0.003741
46 - 0.003485
47 - 0.004007
48 - 0.005308
49 - 0.007386
50 - 0.010234
51 - 0.013847
51 - 0.013847
52 - 0.018215
53 - 0.023325
54 - 0.029164
55 - 0.035716
56 - 0.042960
57 - 0.050878
58 - 0.059446
59 - 0.068639
60 - 0.078430
61 - 0.088791
62 - 0.099692
63 - 0.111099];
64 - plot(x,y1,'*-r','LineWidth',3)
65 - hold on
66 - plot(x,y2,'-o','LineWidth',3);grid
67 - xlabel('coefficient de portance')
68 - ylabel('coefficient de trainee')
69 - legend('CD theorique','CD numerique')

```

**Chapitre –III–aérodynamique et de
performance.**

Chapitre –V– La Réalisation de BM-94

Chapitre –IV– Conception et simulation

**Chapitre -II- NOTIONS FONDAMENTALES
DE L'AERODYNAMQE**