

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

UNIVERSITE ABDERRAHMANE MIRA BEJAIA
FACULTE
DE TECHNOLOGIE
DEPARTEMENT DE GENIE ELECTRIQUE

MEMOIRE

Présenté pour l'obtention du diplôme de

MASTER

Filière : Génie Electrique

Spécialité : Electromécanique

Thème

Etude et réalisation d'un modèle réduit d'avion téléguidé.

Réalisé par :

Ouadfel Ghilas

Kheraz Anis

Encadreur :

Mr. Youcef MEBARKI

Examiné par :

Mr. Abdelkrim HAMASSE

Mme. Akila MESSAOUDENE

-

Année Universitaire 2022-2023

Remerciements

Nous souhaitons exprimer nos sincères remerciements et notre profonde gratitude à toutes les personnes qui ont contribué de près ou de loin à la réalisation de ce mémoire sur l'étude et la réalisation d'un modèle réduit d'avion radiocommandé.

Tout d'abord, nous tenons à remercier le Bon Dieu le Tout Puissant pour nous avoir accordé la santé, la force et la détermination nécessaires pour mener à bien ce projet.

*Nous exprimons nos sincères remerciements et notre profonde gratitude envers notre encadreur, **M. Mebarki Youcef**, pour son soutien constant, ses conseils éclairés et son expertise précieuse tout au long de notre travail. Sa disponibilité inestimable, son engagement indéfectible et sa patience exemplaire ont été des atouts essentiels pour la réussite de notre projet.*

*Nos remerciements vont également aux membres du **jury** pour leur temps, leur attention et leurs précieux commentaires lors de l'évaluation de notre mémoire. Leurs suggestions constructives ont contribué à améliorer la qualité de notre travail.*

*Nous souhaitons exprimer notre profonde reconnaissance à l'ensemble des enseignants du **département Génie électrique** pour leur enseignement de qualité, leurs connaissances transmises et leur accompagnement tout au long de notre formation. Leur expertise a été essentielle à notre apprentissage et à la réalisation de ce projet.*

*Nos vifs remerciements vont également à **M^r. YOUSFI.Rachid** et **M^r. OUADFEL Abdallah**, ainsi qu'à l'enseignant **Mounir Medhia** et son frère **Nadir Medhia**, pour leur aide précieuse et leur soutien lors de la réussite de ce projet. Leurs contributions ont été d'une importance capitale. Nous tenons à exprimer notre reconnaissance envers l'ensemble des employés de l'atelier Hall de Technologie pour leur collaboration, leur sympathie et pour avoir ouvert les portes de l'atelier. Leur assistance et leur disponibilité ont facilité la réalisation de notre projet.*

Nous tenons à souligner que sans la contribution et le soutien de toutes les personnes mentionnées ci-dessus, ce travail n'aurait pas été possible. Nous leur exprimons nos plus sincères remerciements pour leur précieuse aide et leur engagement.

Remerciements

Que nos sentiments de gratitude soient transmis à tous ceux qui ont joué un rôle dans la réalisation de ce mémoire.

Dédicaces

À mes chers parents, à ma famille OUADFEL et à la famille de ma mère ALIOUAT, à mon frère et ma sœur, ainsi qu'à tous mes enseignants qui ont jalonné mon parcours académique, je dédie ce projet de fin d'études. Votre soutien inébranlable, votre amour et votre confiance indéfectibles ont été les fondements qui m'ont permis d'atteindre ce moment important de ma vie.

À mes parents, vous êtes mes piliers, mes guides et mes plus grands soutiens. Votre amour inconditionnel, votre dévouement et vos sacrifices ont été les forces qui ont nourri ma persévérance. Je vous suis infiniment reconnaissant pour toutes les valeurs que vous m'avez inculquées et pour votre soutien sans faille tout au long de mon parcours académique.

À ma famille OUADFEL et à la famille de ma mère ALIOUAT, votre présence bienveillante et vos encouragements constants ont été un moteur essentiel dans ma réussite. Votre soutien, votre fierté et votre engagement à mes côtés ont été une source d'inspiration et de motivation.

À mon frère et ma sœur, notre lien indéfectible a été un véritable soutien tout au long de cette aventure. Vos encouragements, vos conseils et votre présence ont été des piliers sur lesquels je me suis appuyé. Je vous suis reconnaissant pour votre soutien sans faille et pour tous les précieux moments partagés ensemble.

À tous mes enseignants, du début à la fin de mon parcours académique, vous avez joué un rôle essentiel dans ma formation. Votre expertise, votre dévouement et votre passion pour l'enseignement ont façonné ma manière de penser et de travailler. Je vous suis profondément reconnaissant pour tous les enseignements que vous m'avez transmis et pour le soutien que vous m'avez apporté tout au long de mon cheminement académique.

Cette dédicace est le témoignage de ma gratitude et de ma reconnaissance envers vous, mes êtres chers et mes enseignants, qui avez contribué de manière significative à ma réussite. Votre présence, vos encouragements et votre soutien constant ont été les piliers sur lesquels j'ai pu construire mon parcours académique.

Dédicaces

Je vous adresse toute ma gratitude et mon amour les plus sincères. C'est grâce à vous tous que je peux célébrer aujourd'hui cette étape importante de ma vie.

Avec tout mon cœur,

Ghilas Ouadfel

Sommaire

Sommaire

Remerciements

Dédicaces

Liste des figures

Liste des tableaux

Symboles et Abréviations

Sommaire

Introduction générale.....	1
I. Concepts Fondamentaux des Avions Radiocommandés.....	4
I.1 Introduction.....	4
I.2 L’histoire de l’aéronautique.....	4
I.3 Type Engins Aériens.....	6
I.3.1 Avions.....	6
I.3.2 Hélicoptères.....	7
I.3.3 Drones.....	7
I.3.4 Montgolfières.....	7
I.3.5 Planeurs.....	8
I.3.6 Avion radiocommande.....	8
I.4 Composants et Outils de Commande Essentiels pour les Avions RC.....	10
I.4.1 La radiocommande.....	10
I.4.2 Récepteur (Rx).....	12
I.4.3 Module d’acquisition et de traitement de données.....	12
I.4.4 Processus de transfert des messages entre l’émetteur et le récepteur.....	14
I.5 Configuration et fonctionnement des composants électroniques et mécaniques d'un avion radiocommande.....	15
I.5.1 Test le système de commande du vol.....	17
I.6 Conclusion.....	18

II.	Aérodynamique et mécanique du vol	20
II.1	Introduction.....	20
II.2	Définition de l'aérodynamique :	20
II.3	L'air.....	21
II.3.1	Existence.....	21
II.3.2	Propriété physiques.....	21
II.4	Types d'écoulement	21
II.5	Couche limite	22
II.6	La résistance de l'air	23
II.6.1	Paramètres influençant la résistance de l'air	23
II.6.2	Expression de la résistance de l'air.....	25
II.7	Surfaces portante.....	25
II.7.1	Plaque plane inclinée	25
II.8	L'aile	26
II.8.1	Définition.....	26
II.8.2	Référence d'un profil.....	27
II.8.3	Caractéristiques géométriques des profils	28
II.8.4	Quelques types de profils	29
II.8.5	Caractéristiques d'un profil	31
II.8.6	Les éléments fournis avec le profil.....	31
II.8.7	Désignation de quelques principaux profils	32
II.9	Vocabulaire de l'aile	32
II.9.1	Les caractéristiques géométriques d'une voilure.....	32
II.9.2	Forme et implantation de la voilure.....	33
II.9.3	Forme de voilure.....	35
II.10	Écoulement de l'air autour d'une aile	35
II.11	Centre de poussée.....	37

II.12	Etude de la portance	37
II.12.1	Influence de l'angle d'incidence	37
II.12.2	Influence de la vitesse	38
II.12.3	Expression de la portance R_z	38
II.13	Etude de la traînée	39
II.13.1	La traînée de forme	39
II.13.2	La traînée de sillage	40
II.13.3	La traînée induite (due à la portance).....	40
II.13.4	Influence de l'Allongement (aspect ratio)	42
II.13.5	Expression de la traînée	43
II.13.6	Le coefficient de traînée du modèle complet	43
II.14	Nombre de Reynolds	44
II.14.1	Influence du nombre de Reynolds sur C_z max	45
II.14.2	Le nombre de Reynolds critique «Rec».....	45
II.15	Les variations des coefficients aérodynamique C_x et C_z	46
II.16	La finesse.....	47
II.17	Etude des polaires.....	48
II.17.1	Définition	48
II.17.2	La polaire type EIFFEL (que l'on doit à Gustave EIFFEL).....	48
II.18	Forces appliquées à un aéronef en vol	50
II.19	Vol en palier rectiligne uniforme	51
II.19.1	Poussée nécessaire en fonction de la vitesse.....	51
II.19.2	Puissance Nécessaire et puissance utile :	52
II.20	Rotation autour des 3 axes	54
II.20.1	Autour de l'axe de roulis.....	55
II.20.2	Autour de l'axe de tangage	57
II.20.3	Autour de l'axe de lacet	61

II.21	La stabilité	62
II.21.1	La stabilité latérale	62
II.21.2	La stabilité longitudinale.....	68
II.1	Décollage	72
II.2	Atterrissage	72
II.3	Conclusion	73
III.	Conception et Réalisation d'un Modèle Réduit d'Aéronef Radiocommandé	75
III.1	Introduction	75
III.2	Le choix de profil	75
III.2.1	Pour les ailes	75
III.2.2	Pour les empennages horizontal et vertical.....	76
III.3	Logiciel XFLR5	77
III.3.1	Définition	77
III.3.2	Utilisation.....	77
III.3.3	Avantages.....	77
III.4	L'analyse du profil Clark Y et NACA0012 par logiciel XFLR5	78
III.4.1	Etude les polaires	79
III.1	Conception des différentes partie d'aéronef avec logiciel XFLR5	84
III.1.1	Conception de l'aile	85
III.1.2	Conception des l'empennage	85
III.1.3	Conception de fuselage :	86
III.1.4	Conception d'un modèle complet de l'aéronef.....	87
	Figure III.14 : Conception d'un modèle complet de l'aéronef.	87
III.2	Positionnement des masses pour le centrage de l'avion	87
III.3	Analyse à portance constante dans XFLR5.....	88
III.3.1	La polaire Eiffel $C_z=f(C_x)$	92
III.4	Analyse de stabilité	95

Sommaire

III.4.1	Stabilité statique.....	95
III.4.2	Stabilité dynamique (de vue temporelle)	97
III.5	Logiciel SolidWorks	101
III.5.1	Définition	101
III.5.2	Utilisations de SolidWorks :	102
III.5.3	Avantages de SolidWorks :.....	102
III.5.4	Inconvénients de SolidWorks :	102
III.6	Conception de l'avion modèle réduit RC par SolidWorks.....	103
III.7	La partie de réalisation	106
III.7.1	Découpage des parties de l'aile et l'empennage.....	107
III.7.2	Conversion en fichier STL.....	107
III.7.3	Utilisation Logiciel Ultimaker Cura	108
III.7.4	Préparation du fichier gcode	109
III.7.5	Impression des parties de l'aile	109
III.7.6	Perçage précis à l'aide d'une perceuse à colonne	112
III.7.7	Assemblage des parties de l'aile et de l'empennage:	112
III.7.8	Préparation pour le Moulage des Pièces d'Aile et d'Empennage	114
III.8	Fabrication du fuselage avec une fraiseuse numérique (CNC 4 axes).....	115
III.9	Conclusion.....	116

Conclusion générale.....118

Bibliographies

Résumé

Liste des figures

Figure I.1 : Ballon d'air chaud.....	5
Figure I.2 : Avion motorisé.	5
Figure I.3 : Avion.	6
Figure I.4 : Hélicoptère.....	7
Figure I.5 : Drone.	7
Figure I.6 : Montgolfières.....	8
Figure I.7 : Planeur.	8
Figure I.8 : Avion radiocommande.....	9
Figure I.9: Composition des radiocommandes.	11
Figure I.10: Exemple d'un récepteur à 4 voies proportionnelles.	12
Figure I.11 : Batterie Lipo 3S.....	16
Figure I.12 : Moteur Brushless.....	16
Figure I.13 : Hélice 1045.....	16
Figure I.14 : Circuit de commande du vol.....	17
Figure II.1 : Ecoulement laminaire.....	21
Figure II.2 : Ecoulement turbulent.	22
Figure II.3 : Ecoulement tourbillonnaire.	22
Figure II.4 : Profil de vitesse au voisinage de la surface de l'aile.	23
Figure II.5 : Disque plat.....	24
Figure II.6 : Demi-sphère.	24
Figure II.7 : Sphère.....	24
Figure II.8 : Corps sensiblement a la forme d'un œuf.....	24
Figure II.9 : Plaque plane inclinée.....	26
Figure II.10 : Profil d'aile.....	26
Figure II.11 : Angle d'attaque et l'angle de calage.	28
Figure II.12 : Caractéristique géométriques d'un profil.	28
Figure II.13 : Profil creux.	29
Figure II.14 : Profil biconvexe symétrique.....	30
Figure II.15 : Profil biconvexe dissymétrique.	30
Figure II.16 : Profil plan convexe.....	30
Figure II.17 : Profil à double courbure.	31

Liste des figures

Figure II.18 : Couple de moment.....	32
Figure II.19 Caractéristiques géométriques d'une voilure.	33
Figure II.20 : Avion avec dièdre positif.	34
Figure II.21 : Avion en flèche.	34
Figure II.22 : Formes voilure.....	35
Figure II.23 : Ecoulement de l'air autour d'une aile.	36
Figure II.24 : Représentation la résultante aérodynamique.....	36
Figure II.25 : Influence de l'angle d'incidence.	38
Figure II.26 : Répartition de la portance.....	38
Figure II.27 : Tourbillon marginal.....	40
Figure II.28 : Visualisation les tourbillons marginaux en colorant l'écoulement en bout d'aile.....	41
Figure II.29 : Visualisation les tourbillons marginaux à travers d'un nuage fumée.	41
Figure II.30 : Avion à petit allongement.	42
Figure II.31 : Avion à grand allongement.	42
Figure II.32 : Avion avec ou sans winglets.	43
Figure II.33 : La finesse maximum en fonction de nombre de Reynolds.	45
Figure II.34 : La variation de coefficient de portance en fonction d'angle d'incidence.	46
Figure II.35 : La variation de coefficient de traînée en fonction de l'angle d'incidence. ...	47
Figure II.36 : La distance parcourue en fonction de l'altitude perdue.	48
Figure II.37 : Polaire EIFFEL.....	49
Figure III.1 : Profil Clark Y.....	76
Figure III.2 : Profil NACA0012.	76
Figure III.3 : Logo logiciel XFLR5.	77
Figure III.4 : Coefficient de moment en fonction d'angle d'incidence pour une plage de nombre de Reynolds.....	79
Figure III.5 : Coefficient de portance en fonction d'angle d'incidence pour une plage de nombre de Reynolds.....	80
Figure III.6 : Coefficient de traînée en fonction d'angle d'incidence pour une plage de nombre de Reynolds.....	81
Figure III.7 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'incidence pour une plage de nombre de Reynolds.....	82
Figure III.8 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence pour une plage de nombre de Reynolds.....	83

Liste des figures

Figure III.9 : Coefficient de trainée en fonction de l'angle d'incidence pour une plage de nombre de Reynolds.....	84
Figure III.10 : Conception de l'aile.....	85
Figure III.11 : Aile avec dièdre de 8°.....	85
Figure III.12 : Conception des empennages.....	86
Figure III.13 : Conception de fuselage.....	86
Figure III.14 : Conception d'un modèle complet de l'aéronef.....	87
Figure III.15 : Positionnement des masses de l'aéronef.....	88
Figure III.16 : Coefficient de portance en fonction d'angle d'incidence.....	88
Figure III.17 : Vitesse en fonction d'angle d'incidence.....	89
Figure III.18 : Coefficient de portance en fonction coefficient de trainée (polaire Eiffel). 92	
Figure III.19 : La finesse en fonction d'angle d'incidence.....	93
Figure III.20 : Tourbillons marginaux.....	94
Figure III.21 : La finesse en fonction la vitesse.....	94
Figure III.22 : Coefficient de moment en fonction d'angle d'incidence.....	95
Figure III.23 : Visualisation les lignes de portance.....	96
Figure III.24 : Paramètres de vol en axe de tangage en mode courte période.....	97
Figure III.25 : Paramètres de vol en axe de tangage en mode libre.....	98
Figure III.26 : Paramètres de vol en axe de roulis en mode courte période.....	99
Figure III.27 : Paramètres de vol en axe de roulis en mode courte période.....	100
Figure III.28 : Logo SolidWorks.....	101
Figure III.29 : Conception de fuselage par SolidWorks.....	103
Figure III.30 : Conception de l'aile par Solidworks.....	104
Figure III.31 : Conception de l'empennage par SolidWorks.....	104
Figure III.32 : Conception de moteur par Solidworks.....	105
Figure III.33 : Conception de l'hélice par SolidWorks.....	105
Figure III.34 : L'assemblage final.....	106
Figure III.35 : Exemple de découpage d'un partie de profil d'aile dans SolidWorks.....	107
Figure III.36 : Fichier STL.....	107
Figure III.37 : Logo logiciel Ultimaker Cura.....	108
Figure III.38 : Réglage différentes paramètres dans Ultimaker Cura.....	109
Figure III.39 : l'imprimante 3D Monoprice Maker Select Plus.....	110
Figure III.40 : Exemple d'impression de profil avec l'imprimante 3D Monoprice Maker Select Plus.....	111

Liste des figures

Figure III.41 : Perçage de différentes parties de l'aile et d'empennage.	112
Figure III.42 : Assemblage de l'aile.....	113
Figure III.43 : L'assemblage de l'empennage.	113
Figure III.44 : Fibre de verre.	114
Figure III.45 : Cellophane.	114
Figure III.46 : Moulage avec fibre de verre et résine.	114
Figure III.47: Logo SolidCAM.	115
Figure III.48: G-code.	115
Figure III.49: fraiseuse numérique	116
Figure III.50: fuselage obtenue.....	116

Liste des tableaux

Tableau 1 : Configuration des ailes pour une stabilité latérale.....	68
Tableau 2 : Epaisseur relative et cambrure maximum utilisé pour Clark Y.....	75
Tableau 3 : Epaisseur relative et cambrure maximum utilisé pour profil NACA0012.	76

Symboles et abréviations

RC : radiocommande

P : Masse volumique (Kg. m^{-3})

P : Pression (Pa)

T : Température (K)

R : Résistance de l'air (N)

K: Coefficient de la forme du corps (sans unité)

V : Vitesse (m. s^{-1})

a : Vitesse du son (m. s^{-1})

i, α : Angle d'attaque ($^{\circ}$)

h : Epaisseur maximum (m)

L : Corde (m)

E : Epaisseur relative (%)

F : Flèche maximum (cambure maximum) (m)

C : Courbure relative (%)

α_0 : Angle d'incidence ou la portance est nulle ($^{\circ}$)

b : Envergure (m)

S : Surfaces alaires (m^2)

λ : Allongement (m)

Rz : Portance (N)

Rx : Trainée (N)

Symboles et abréviations

CP : Position de centre de poussée (m)

C_{m0} : Coefficient de moment à portance nulle

C_z : Coefficient de portance du profil (sans unité)

C_{x_{induit}} : Coefficient de trainée induit (sans unité)

C_{z_{réel}} : Coefficient de portance réel (sans unité)

C_{z_{réel}} : Coefficient de portance réel (sans unité)

C_{z_{polaire}} : Coefficient de portance polaire (sans unité)

C_{x_{polaire}} : Coefficient de trainée polaire (sans unité)

C_{x_{total}} : Coefficient de trainée du modèle complet (sans unité)

S_s : Surface de (m²)

S_a : Surface alaire (m²)

Re : Nombre de Reynolds

ν : Viscosité cinématique (m².s⁻¹)

Rec : Nombre de Reynolds critique

f : Finesse (sans unité)

V_z : Vitesse vertical (m. s⁻¹)

V_x : Vitesse horizontale (m. s⁻¹)

m : Masse (Kg)

g : Accélération de la pesanteur (m. s⁻²)

P : Poids (N)

T : Traction/ Poussée de réacteur (N)

T_n : Poussée nécessaire (N)

T_u : Poussée utile (N)

Symboles et abréviations

Pu : Puissance utile (W)

Pn : Puissance nécessaire (W)

Φ : Angle d'inclinaison ($^{\circ}$)

n : Facteur de charge

a : Assiette ($^{\circ}$)

p : Pente ($^{\circ}$)

b : Angle de dérapage ($^{\circ}$)

CG : Centre de gravité (sans unité)

F : Foyer (sans unité)

CP : Centre de poussée (sans unité)

CAM : Corde aérodynamique moyenne (m)

MS : Marge statique (m)

Fz : Force de sustentation (N)

D, d : Distance (m)

M : Moment (N.m)

q : taux de roulis ($^{\circ}/s$)

r : taux de roulis ($^{\circ}/s$)

Introduction générale

Introduction générale

L'étude et la réalisation d'un modèle réduit d'avion télécommandé est un processus passionnant qui implique la conception, la fabrication et le pilotage d'un avion miniature fonctionnel. Cette activité est souvent entreprise par des amateurs d'aéromodélisme ou des ingénieurs aéronautiques qui souhaitent explorer les principes de vol et les technologies de contrôle de vol à petit échelle.

La création d'un modèle réduit d'avion télécommandé implique de nombreuses étapes, notamment la sélection de la taille et du type d'avion, la conception de la structure de l'avion, le choix des matériaux, la fabrication des pièces, l'installation de la mécanique et de l'électronique, ainsi que la mise en point du système de contrôle de vol. Tout cela nécessite une expertise dans le domaine de l'aérodynamique, de la mécanique et de l'électronique.

Une fois le modèle réduit terminé, les pilotes peuvent expérimenter différentes manœuvres aériennes, telle que le vol en cercle, le vol en spirale, le vol à basse altitude et même la voltige aérienne. Cette activité peut être très amusante et gratifiante pour ceux qui cherchent à découvrir le monde de l'aéromodélisme et de l'aviation en général.

Dans notre travail est composé de trois chapitres qui couvrent différents aspects de l'étude et de la réalisation d'un modèle d'un modèle réduit d'avion télécommandé :

Le premier chapitre est dédié à une introduction générale sur les avions, avec une attention particulière portée aux avions radiocommandés. Nous allons explorer leurs caractéristiques essentielles, leurs diverses applications, ainsi que leurs avantages et inconvénients. De plus, nous aborderons le principe de fonctionnement des radiocommandes et du circuit électrique utilisé, en mettant en lumière les différents composants électriques impliqués dans les modèles réduits d'avions RC.

Le deuxième chapitre portera sur l'aérodynamique et de la mécanique de vol, qui sont des aspects clés pour la conception d'un avion. Nous étudierons les principes de base de la

portance, de la traînée, de la stabilité et du contrôle de vol, ainsi que les différents éléments qui constituent un avion, tels que les ailes, les gouvernes et le fuselage.

Le troisième chapitre du projet se concentre sur les étapes de réalisation du modèle réduit d'aéronef. Nous débuterons en utilisant le logiciel XFLR5 pour analyser les polaires et évaluer la stabilité de l'avion radiocommandé en simulant son comportement en vol. Ensuite, le logiciel SolidWorks sera employé pour concevoir les composants tels que les ailes, les empennages, et le fuselage. Pour optimiser la fabrication des pièces, une méthode efficace sera développée en utilisant divers logiciels, machines et matériaux mécaniques, dans le but de produire un avion radiocommandé léger et résistant.

En résumé, notre étude et réalisation d'un modèle réduit d'avion télécommandé implique une approche progressive, où chaque chapitre se concentre sur des aspects spécifiques du projet, allant des généralités des avions jusqu'à la conception, simulation numérique et réalisation du modèle réduit d'avion télécommandé.

CHAPITRE I :
Concepts Fondamentaux
des Avions
Radiocommandés.

I. Concepts Fondamentaux des Avions Radiocommandés

I.1 Introduction

L'aéronautique est la branche de l'ingénierie qui se concentre sur la conception, la fabrication et l'utilisation des avions, des hélicoptères, des drones et des autres engins volants. L'aéronautique englobe également l'étude de l'aérodynamique, de la propulsion, de la structure des aéronefs, de la navigation aérienne, de la sécurité aérienne, de la gestion du trafic aérien et de nombreux autres aspects liés à l'aviation. Les avancées technologiques dans le domaine de l'aéronautique ont révolutionné les voyages et ont également permis l'exploration de l'espace.

I.2 L'histoire de l'aéronautique

L'histoire de l'aéronautique est une longue épopée qui remonte à l'Antiquité. Depuis que l'homme a commencé à rêver de voler, il a travaillé sans relâche pour réaliser son rêve. Cet article retrace l'histoire de l'aéronautique depuis les premiers vols des frères Montgolfier jusqu'à la conquête de l'espace.

✦ Les frères Montgolfier et les premiers vols en ballon

Les frères Montgolfier ont été les premiers à concevoir un moyen de voler dans les airs en utilisant un ballon rempli d'air chaud. En 1783, ils ont réalisé leur première expérience publique en faisant décoller un ballon devant un public émerveillé à Annonay, en France. Le ballon était rempli d'air chaud produit par un feu de paille et de laine brûlée. La chaleur de l'air chaud a fait gonfler le ballon et l'a emporté dans les airs.

Les frères Montgolfier ont rapidement compris le potentiel de leur invention et ont organisé de nombreux vols en ballon. En 1785, un ballon a traversé la Manche, ouvrant la voie à des expéditions encore plus ambitieuses.



Figure I.1 : Ballon d'air chaud.

❖ Les premiers vols en avion

Le premier vol en avion motorisé a été effectué par les frères Wright en 1903. Les frères Wright, Orville et Wilbur, ont travaillé pendant plusieurs années à la conception d'un avion capable de voler sur de longues distances. Leur avion était équipé d'un moteur à essence et de deux hélices. Le 17 décembre 1903, Orville Wright a réussi à décoller et à voler sur une distance de 37 mètres à une altitude de 3,7 mètres. [1]

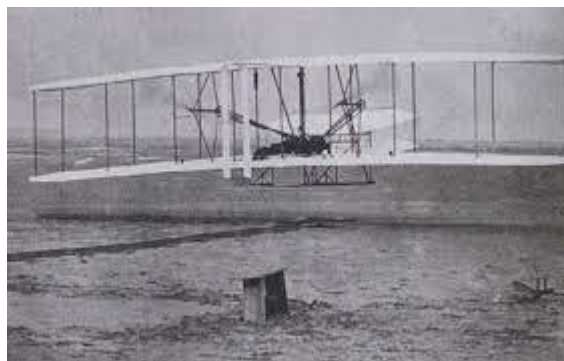


Figure I.2 : Avion motorisé.

Les frères Wright ont continué à travailler sur leur avion et ont effectué de nombreux vols de plus en plus longs et sophistiqués. En 1908, ils ont fondé la Wright Company pour produire des avions en série.

❖ Le développement de l'aéronautique pendant la Première Guerre mondiale

La Première Guerre mondiale a été un moment décisif pour l'aéronautique. Les avions ont été utilisés pour la première fois dans un conflit militaire et ont joué un rôle important dans la

surveillance, la reconnaissance et le bombardement. Les avions ont également été utilisés pour la première fois pour des missions de chasse aérienne.

Au cours de la guerre, de nombreuses innovations ont été introduites dans la conception des avions, notamment des armes, des parachutes et des moteurs plus puissants.

∴ Les années 1920 et 1930 : l'âge d'or de l'aéronautique

Les années 1920 et 1930 ont été une période de développement intense pour l'aéronautique. De nombreuses compagnies aériennes ont été créées pour exploiter le potentiel commercial des avions. Des avions plus grands et plus rapides ont été développés pour répondre à la demande croissante du public pour les voyages aériens.

En 1927, Charles Lindbergh a réalisé le premier vol transatlantique en solitaire, reliant New York à Paris en 33 heures et 30 minutes. [2]

I.3 Type Engins Aériens

Il existe de nombreux types d'engins aériens, chacun ayant ses propres caractéristiques et applications. Voici quelques exemples :

I.3.1 Avions

Les avions sont des engins aériens qui utilisent des ailes fixes pour générer de la portance et des moteurs pour produire de la poussée. Ils sont utilisés pour le transport de passagers et de marchandises, ainsi que pour la recherche, la surveillance et la reconnaissance. [3]



Figure I.3 : Avion.

I.3.2 Hélicoptères

Les hélicoptères sont des engins aériens qui utilisent des rotors pour générer de la portance et de la propulsion. Ils sont utilisés pour des missions de transport, de recherche et de sauvetage, ainsi que pour des activités de loisirs. [4]



Figure I.4 : Hélicoptère.

I.3.3 Drones

Les drones sont des engins aériens sans pilote, contrôlés à distance ou autonomes. Ils sont utilisés pour des missions de surveillance, de recherche, de livraison, de photographie et de vidéo. [5]



Figure I.5 : Drone.

I.3.4 Montgolfières

Les montgolfières sont des engins aériens sans moteur, qui utilisent la chaleur pour générer de la portance et de l'élévation. Elles sont utilisées pour des activités de loisirs et pour les expériences scientifiques. [6]



Figure I.6 : Montgolfières.

I.3.5 Planeurs

Les planeurs sont des engins aériens sans moteur, qui utilisent les courants ascendants pour maintenir leur altitude et leur vitesse. Ils sont utilisés pour les compétitions, les loisirs et la recherche. [7]



Figure I.7 : Planeur.

I.3.6 Avion radiocommande

Les avions radiocommandés (RC) sont des modèles réduits d'avions pilotés par télécommande via une communication radio entre l'émetteur et le récepteur de l'aéronef. Cette activité de loisir gagne en popularité en raison de la disponibilité de pièces plus petites et moins coûteuses, ainsi que des avancées technologiques. Les avions électriques, plus faciles à construire que les modèles thermiques, sont de plus en plus appréciés grâce aux progrès dans les batteries et les moteurs électriques. Ils offrent une variété de modèles pour tous les niveaux et budgets. [8]



Figure I.8 : Avion radiocommande.

I.3.6.1 L'utilisation des avions RC

Les avions RC sont principalement utilisés à des fins récréatives par des amateurs d'aéromodélisme. Ils peuvent être utilisés pour des vols de loisir, des compétitions de vol en intérieur, des démonstrations acrobatiques, des courses de vitesse avec des drones, ainsi que pour une surveillance associée à une caméra. [9]

I.3.6.2 Avantages et inconvénients des avions RC

Les avions modèles réduits présentent de nombreux avantages et inconvénients que l'on peut résumer ici : [9]

✦ Les Avantage :

- Accessibilité croissante.
- Variété de modèles pour tous les goûts.
- Évolution technologique continue.
- Facilité de construction, en particulier pour les avions électriques.
- Utilisation potentielle dans des applications militaires, telles que la surveillance à distance.

⌘ Inconvénients :

- Coût initial élevé.
- Risques de pannes mécaniques ou électroniques.
- Besoin d'espace pour le vol.
- Nécessité d'apprentissage pour maîtriser les compétences de vol.

I.4 Composants et Outils de Commande Essentiels pour les Avions RC

Le circuit de commande électronique est essentiel dans le pilotage des avions radiocommandés (RC), permettant de convertir les signaux de la radiocommande en actions sur l'avion. Le choix de composants électroniques adaptés, tels qu'une radiocommande et un récepteur appropriés, est crucial pour un fonctionnement optimal. Dans cette section, nous explorerons les différents composants électroniques utilisés et leur importance dans le pilotage des avions RC.

I.4.1 La radiocommande

La radiocommande, également appelée télécommande, est un dispositif électronique utilisé pour contrôler à distance un objet ou un véhicule, notamment les avions radiocommandés (avions RC). Elle fonctionne en transmettant des signaux radio depuis l'émetteur (la télécommande) vers le récepteur à bord de l'objet (l'avion RC), ce qui permet au pilote de prendre le contrôle des mouvements et des fonctions de l'objet.

I.4.1.1 Composition des radiocommandes

La composition de base d'une radiocommande pour avions radiocommandés (avions RC) comprend généralement les éléments suivants : [10] [11] [12]

⌘ **Émetteur (Tx) :** L'émetteur est la partie que le pilote tient en main pour contrôler l'avion. Il est équipé de divers composants, notamment :

- **Manches (Joysticks)** : Les manches, généralement au nombre de deux, sont utilisés pour contrôler les mouvements de l'avion, notamment l'altitude, la direction, le roulis et le tangage.

- **Interrupteurs, Boutons et Molettes** : Les émetteurs sont équipés d'interrupteurs, de boutons et de molettes programmables qui permettent au pilote d'activer/désactiver des modes de vol spécifiques ou des fonctions spéciales.

- **Écran** : Certains émetteurs modernes sont dotés d'un écran LCD ou LED qui affiche diverses informations, notamment les données de télémétrie, la configuration du modèle, la charge de la batterie, et d'autres informations utiles.

- **Antenne** : L'antenne est utilisée pour émettre les signaux radio vers le récepteur de l'avion RC. Elle assure la transmission fiable des signaux de commande.

- **Trims (Ajustements)** : Les trims sont de petits boutons ou molettes qui permettent au pilote de corriger légèrement les positions neutres des gouvernes pour maintenir l'avion en vol droit et niveau.

- **Potentiomètres (Pots)** : Certains émetteurs comportent des potentiomètres qui permettent d'ajuster divers paramètres, tels que la sensibilité des manches, le taux de débattement, ou d'autres fonctions selon la programmation du pilote.

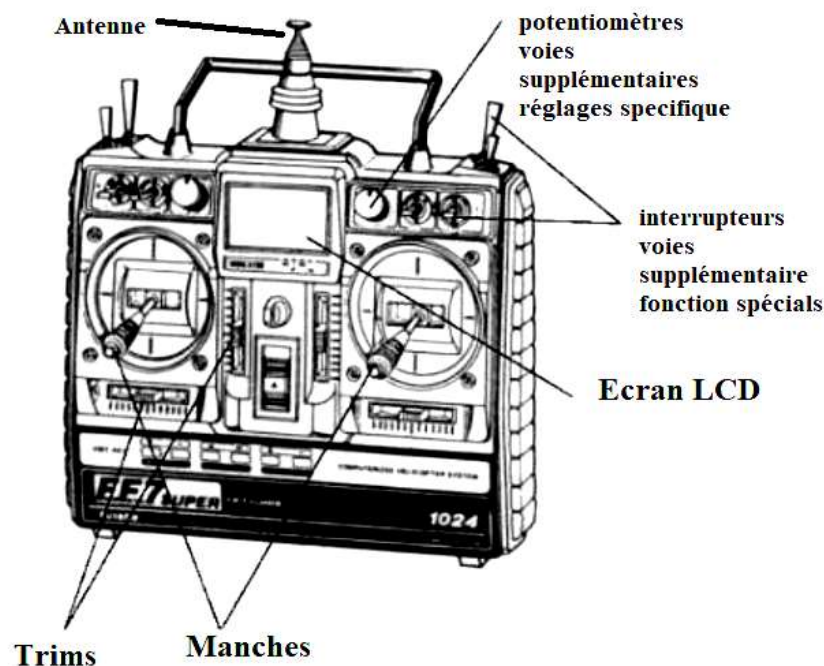


Figure I.9: Composition des radiocommandes.

I.4.2 Récepteur (Rx)

Le récepteur se présente sous la forme d'un boîtier compact, de dimensions similaires à celles d'une boîte d'allumettes. Une antenne filaire sort du récepteur. Ce dernier est équipé d'un groupe de petits connecteurs qui permettent de raccorder divers composants, notamment le pack d'accus ou les piles de réception, les servomoteurs et les variateurs.

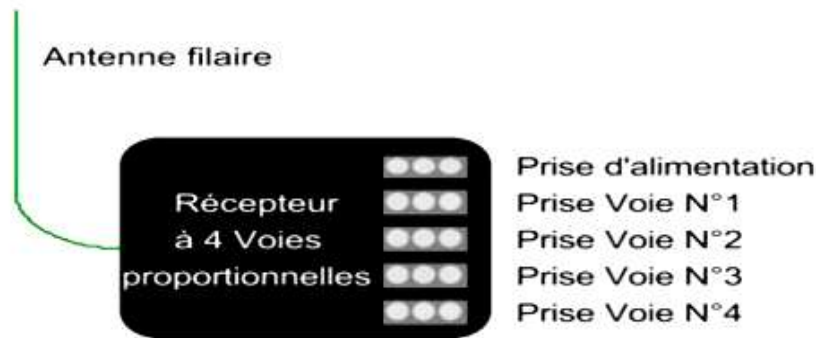


Figure I.10: Exemple d'un récepteur à 4 voies proportionnelles.

I.4.3 Module d'acquisition et de traitement de données

Pour notre projet d'avion radiocommandé, nous avons initialement cherché un émetteur/récepteur à 6 canaux, mais en raison de son indisponibilité sur le marché local, nous avons opté pour un modèle à 10 canaux, bien que plus coûteux. Ce choix nous permettra d'avoir un contrôle précis, assurant ainsi le succès de notre projet. La radiocommande utilisée est le modèle économique Radiolink AT9S 10 Voies. Elle est livrée en mode 2, avec les commandes de gaz à gauche, et offre une programmation complète avec une mémoire interne. Cette radiocommande est parfaitement adaptée à notre avion radiocommandé de petite taille.



Figure I.35 Radiocommande (Radiolink AT9S 10 Voies).

La configuration de la radiocommande Radiolink AT9S a été réalisée avec succès lors des essais précédents :

1. Allumage de la radiocommande et sélection du type de véhicule (avion).
2. Choix du Mode 2 pour la disposition des commandes.
3. Différentielle aux ailerons configurée avec un mixage.
4. Configuration des empennages sur les canaux appropriés.
5. Placement de l'ESC sur le canal 3 pour contrôler la vitesse du moteur Brushless 2200KV.

Le récepteur utilisé est le R9DS, compatible avec la radiocommande AT9S. Il fonctionne à 2,4 GHz, offre 9 voies pour le contrôle des différentes surfaces de l'avion, une faible consommation (38 à 45mA sous 5V) et un poids de 11g.



Figure I.36 Récepteur R9DS.

I.4.4 Processus de transfert des messages entre l'émetteur et le récepteur

Le processus de transfert des messages entre l'émetteur et le récepteur dans les systèmes de radiocommande est bien établi dans la littérature sur les télécommunications et l'aéromodélisme. Voici une explication détaillée pour chaque étape du processus :

❖ **Modulation** : L'émetteur modifie les signaux de commande à une fréquence porteuse spécifique, généralement dans la bande de 2,4 GHz. La modulation est le processus par lequel les signaux de commande sont superposés à la fréquence porteuse élevée pour la transmission. [13]

❖ **Émission** : L'émetteur émet ces signaux modulés à haute fréquence par l'antenne. Ces signaux portent les commandes du pilote. [14]

❖ **Réception** : À bord de l'avion RC, le récepteur, qui est équipé d'une antenne accordée à la même fréquence que l'émetteur, capte les signaux radio modulés.

❖ **Démodulation** : Le récepteur utilise un démodulateur pour extraire les signaux de commande originaux à partir de la fréquence porteuse élevée. Cela inverse le processus de modulation effectué par l'émetteur, isolant ainsi les commandes de vol à haute fréquence. [13]

❖ **Conversion Analogique-Numérique** : Les signaux de commande extraits sont généralement analogiques. Pour être utilisés par les composants électroniques du récepteur, ils peuvent être convertis en signaux numériques via un convertisseur analogique-numérique (CAN). Cela permet une manipulation précise et une transmission fiable des commandes. [15]

⌘ **Traitement des Signaux** : Les signaux numériques sont ensuite traités par le récepteur. Ils sont interprétés et convertis en signaux électriques spécifiques pour les servomoteurs ou de variateurs de vitesse. [16]

I.5 Configuration et fonctionnement des composants électroniques et mécaniques d'un avion radiocommandé

Dans la réalisation d'un avion radiocommandé, plusieurs composants électroniques et mécaniques sont nécessaires pour assurer son bon fonctionnement. Voici le rôle de chaque composant :

⌘ **ESC (contrôleur de vitesse électronique)** : Il contrôle la vitesse du moteur Brushless 2200KV en convertissant les signaux du récepteur en commandes de vitesse précises pour le moteur.



Figure I.37 : ESC 30A (contrôleur de vitesse électronique).

⌘ **Servos** : Ils déplacent les surfaces de contrôle de l'avion, comme les ailerons et le gouvernail, en réponse aux commandes de la radiocommande.



Figure I.38 : Servo SG90.

⌘ **Batterie** : Elle alimente l'ensemble des composants de l'avion, y compris l'ESC et les servos, généralement une batterie LiPo pour sa puissance élevée.



Figure I.11 : Batterie Lipo 3S.

⌘ **Moteur Brushless 2200KV** : Il propulse l'avion et sa vitesse de rotation est contrôlée par l'ESC selon les commandes de la radiocommande.



Figure I.12 : Moteur Brushless.

⌘ **Hélice 1045** : Fixée à l'arbre du moteur, elle génère la poussée nécessaire pour faire avancer l'avion. La désignation 1045 indique son diamètre et son pas.



Figure I.13 : Hélice 1045.

Pour un petit calcul théorique concernant l'avion RC, nous avons un moteur Brushless de 2200 KV alimenté par une batterie LiPo 3S de 11,1V. Cela signifie que le moteur peut atteindre une vitesse de rotation maximale de 24420 tours/minute. En utilisant l'hélice 1045, qui génère une avance de 4,5 pouces pour un tour complet, nous pouvons calculer la vitesse maximale de l'avion RC.

En multipliant la vitesse de rotation du moteur (24420 tours/minute) par l'avance générée par l'hélice (4,5 pouces/tour), nous obtenons une vitesse de 109890 pouces/minute. En convertissant cette vitesse en mètres par seconde, nous obtenons une vitesse maximale de l'ensemble de 46,5201 m/s, soit environ 167 km/h. [57]

Remarque : Il est important de noter que ce calcul est purement théorique et ne prend pas en compte d'autres facteurs tels que la résistance de l'air, le poids de l'avion et les conditions météorologiques.

I.5.1 Test le système de commande du vol

En combinant tous ces composants, l'ESC régule la vitesse du moteur Brushless 2200KV, les servos déplacent les surfaces de contrôle, la batterie alimente l'ensemble du système, et l'hélice 1045 génère la poussée nécessaire pour faire voler l'avion radiocommandé. Il est important de configurer et de tester ces composants correctement pour garantir un fonctionnement sûr et efficace de l'avion. [57]

Emplacement générale des composants électronique d'avion RC donne sur cette figure ci-dessus :

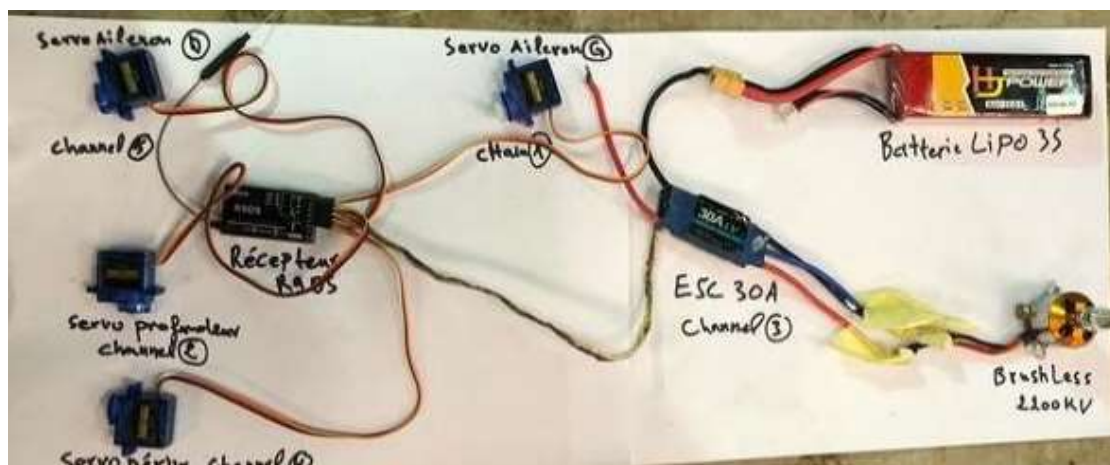


Figure I.14 : Circuit de commande du vol.

D'après les essais précédents, il a été constaté que tous les composants pouvaient être correctement contrôlés à distance à l'aide de l'émetteur AT9S.

I.6 Conclusion

En conclusion, ce premier chapitre nous a plongés dans le monde fascinant de l'aéronautique, de son histoire riche aux différents types d'engins aériens. Nous avons également découvert l'univers captivant des avions radiocommandés, en explorant leurs multiples utilisations, ainsi que leurs avantages et inconvénients. De plus, nous avons examiné en détail la technologie de la radiocommande, y compris ses composants essentiels et le processus de transfert des messages entre l'émetteur et le récepteur. Cette introduction nous prépare à approfondir notre compréhension des avions radiocommandés et de leur fonctionnement dans les chapitres à venir.

CHAPITRE II :

**Aérodynamique et
mécanique du vol.**

II. Aérodynamique et mécanique du vol

II.1 Introduction

Le deuxième chapitre de notre travail se concentrera sur l'aérodynamique et la mécanique du vol, deux aspects essentiels dans la conception des avions. Nous explorerons les principes fondamentaux de la portance, de la traînée, de la stabilité et du contrôle en vol. De plus, nous étudierons les différents composants d'un avion, tels que les ailes, les gouvernes et le fuselage, qui contribuent à son fonctionnement global. En comprenant ces concepts et en analysant les éléments constitutifs d'un avion, nous serons en mesure d'approfondir notre connaissance de la science derrière le vol et d'appliquer ces principes dans la conception de notre modèle réduit d'aéronef.

II.2 Définition de l'aérodynamique :

L'aérodynamique est une branche de la dynamique des fluides qui portent principalement sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air et leurs effets. Ces effets peuvent naturellement être provoqués par un corps immobile soumis à un flux d'air animé d'une vitesse ou par un corps se déplaçant dans l'atmosphère ou encore par la combinaison des deux propositions précédentes. L'aérodynamique intervient essentiellement dans la conception des avions et des missiles, dont la mécanique du vol, elle, précise les effets aérodynamiques lorsque ce mobile (aéronef) évolue. [17] [18]

Avant d'entreprendre l'étude des phénomènes qui permettent à un aéronef de se maintenir dans l'atmosphère et d'y évoluer, il est utile de rappeler brièvement les propriétés caractérisant ce milieu.

II.3 L'air

II.3.1 Existence

La composition chimique de l'atmosphère comprend pour l'essentiel, de l'azote (78%), de l'oxygène (21%), de l'hydrogène (0,00005 %), des gaz rares (Argon, Néon, Hélium, krypton, xénon,...) et, dans les basses couches, de la vapeur d'eau et du dioxyde de carbone. [3]

Il est invisible, ce qui rend la compréhension des phénomènes relatifs au vol de l'avion d'autant plus difficile.

II.3.2 Propriété physiques

L'air est invisible, dilatable, compressible, expansible, pesant et visqueux. Toutefois, il est déjà possible de donner les paramètres principaux définissant l'état de l'air ambiant :

∴ **Masse volumique** notée ρ , et exprimée en kg.m^{-3} .

∴ **La pression** force exercée par unité de surface, notée P , et exprimée en Pascal (Pa).

$$P = F/S \quad (\text{II—1})$$

∴ **La température** notée T , et exprimée en Kelvin (K).

∴ **viscosité** est une grandeur qui permet de relier la déformation que subit une particule fluide à la contrainte qui lui est appliqué. [20]

II.4 Types d'écoulement

Écoulement est le terme générique définissant le déplacement de l'air. On distingue en général trois types d'écoulement classés selon le comportement des particules d'air :

∴ **L'écoulement laminaire** : les particules d'air suivent toutes des trajectoires rectilignes parallèles entre elles.



Figure II.1 : Ecoulement laminaire.

∴ **L'écoulement turbulent** : Les particules d'air suivent des trajectoires quasiment parallèles entre elles, mais qui ne sont plus rectilignes, tout en se déplaçant globalement dans la même direction avec une même vitesse d'ensemble.

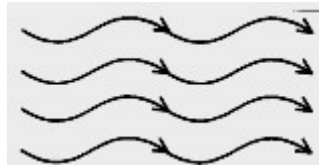


Figure II.2 : Ecoulement turbulent.

∴ **L'écoulement tourbillonnaire** : L'ensemble de l'écoulement est très désordonné, et bien que globalement tout l'écoulement d'air se déplace dans la même direction, certaines particules peuvent remonter le courant et former ainsi des tourbillons. [21]



Figure II.3 : Ecoulement tourbillonnaire.

II.5 Couche limite

La couche limite est une zone de transition entre deux régions de vitesses différentes, se formant entre une surface immobile et un écoulement à grande vitesse. Elle joue un rôle crucial dans les transferts de quantité de mouvement, de chaleur et de masse. Elle se forme lorsque l'écoulement subit un fort cisaillement en raison de gradients transversaux importants. L'étude de la couche limite est essentielle pour calculer les forces de frottement sur une surface solide (et donc la puissance nécessaire pour déplacer des véhicules tels qu'avions, fusées, navires, etc.) ainsi que les échanges de chaleur (par exemple, le réchauffement cinétique d'un avion). [20]

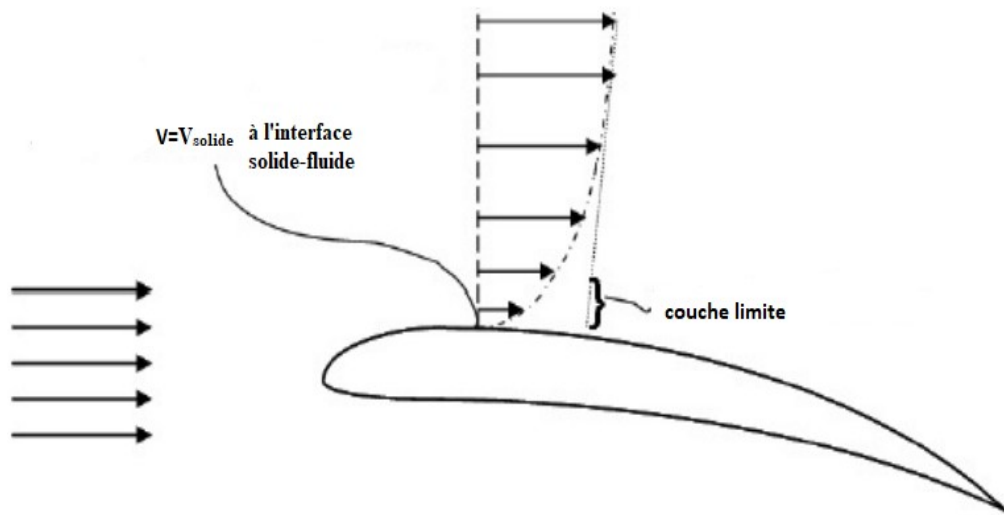


Figure II.4 : Profil de vitesse au voisinage de la surface de l'aile.

II.6 La résistance de l'air

II.6.1 Paramètres influençant la résistance de l'air

⊘ **Aire** : Si on double l'aire de la plaque plane, la force mesurée par le dynamomètre double également. La résistance de l'air est donc proportionnelle à l'aire.

⊘ **Vitesse** : En augmentant la vitesse de l'écoulement, la force exercée par l'air augmente elle aussi. Une série de mesures permet de mettre en évidence que la résistance de l'air est proportionnelle au carré de la vitesse.

⊘ **Masse volumique** : Si l'on En montant en altitude, la densité de l'air diminue, signifiant moins de particules d'air dans un même volume. Cette réduction de particules entraîne une diminution de la résistance de l'air, ce qui indique que la résistance de l'air est proportionnelle à la masse volumique de l'air.

⊘ **Forme du corps** : Si on place un disque plat perpendiculaire à l'écoulement comme le montrée sur la figure II.5 on voit bien une forte création de pression à l'avant (amont) ainsi qu'une zone tourbillonnaire dépressionnaire à l'arrière (aval).

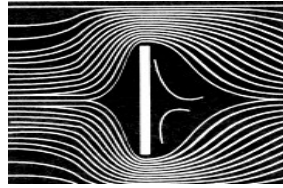


Figure II.5 : Disque plat.

On peut essayer de modifier la forme du corps pour faciliter la déviation des filets d'air : en complétant le disque par une demi-sphère face à l'écoulement comme le montre sur la figure II.6, on constate que l'air contourne facilement l'avant de la demi-sphère, mais qu'à l'arrière subsiste toujours la zone tourbillonnaire.



Figure II.6 : Demi-sphère.

Si l'on complète cette demi-sphère pour former une sphère complète voir figure II.7, la zone tourbillonnaire est fortement diminuée, mais n'est pas complètement résorbée.

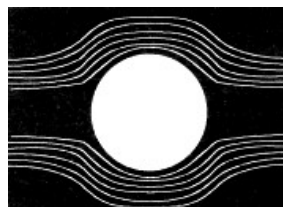


Figure II.7 : Sphère.

Afin Pour éliminer la turbulence en aval, on peut modifier la forme d'une sphère pour obtenir une forme d'œuf, permettant aux filets d'air de se rejoindre à l'arrière sans créer de tourbillons. Cette modification réduit considérablement la résistance de l'air en optimisant la forme du corps.



Figure II.8 : Corps sensiblement a la forme d'un œuf.

II.6.2 Expression de la résistance de l'air

On a vu que la résistance de l'air est proportionnelle à la surface présentée perpendiculairement à l'écoulement, au carré de la vitesse de l'écoulement, à la masse volumique de l'air, et dépendait de la forme du corps. En conséquence, on peut l'écrire sous la forme :

$$\mathbf{R} = \mathbf{K} \times \boldsymbol{\rho} \times \mathbf{V}^2 \times \mathbf{S} \quad (\text{II—2})$$

Avec:

- R résistance de l'air exprimée en Newton.
- K coefficient qui tient compte de la forme du corps et de son état de surface.
- ρ masse volumique de l'air exprimée en kg.m^{-3} .
- V vitesse exprimée en m.s^{-1} .
- S aires exprimées en m^2 .

Remarque : La forme d'un aéronef sera minutieusement étudiée en vue de réduire au maximum la résistance de l'air. [21]

II.7 Surfaces portante

Nous avons découvert la résistance de l'air et comment la minimiser. Maintenant, nous allons examiner comment certaines surfaces portantes utilisent cette résistance pour voler.

II.7.1 Plaque plane inclinée

Précédemment nous avons vu que Lorsqu'on place une plaque plane perpendiculaire à l'écoulement de l'air, on observe une forte pression à l'avant et une dépression à l'arrière avec des tourbillons. En inclinant cette plaque à un angle α par rapport à la direction du vent relatif, on crée une position intermédiaire appelée l'angle d'attaque ou d'incidence.

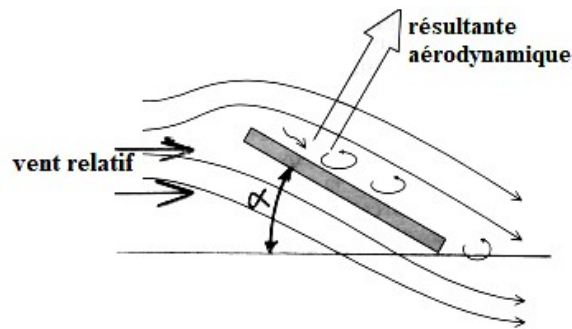


Figure II.9 : Plaque plane inclinée.

La force sur la plaque inclinée s'appelle la résultante aérodynamique, orientée vers l'arrière. Elle dépend du nombre de Mach (la vitesse), de la forme du profil, de l'angle d'attaque et de la couche limite. La résistance de l'air se divise en deux forces : la traînée (horizontale, parallèle à l'écoulement) et la portance (perpendiculaire vers le haut). [23]

II.8 L'aile

Avant d'aborder l'étude de l'aile, il nous faut passer en revue certaines définitions caractéristiques.

II.8.1 Définition

Une aile est engendrée à partir d'un profil de base, dont le bord avant généralement arrondi est appelé bord d'attaque, et le bord arrière toujours effilé bord de fuite. La partie supérieure s'appelle l'extrados et la partie inférieure l'intrados. [22]

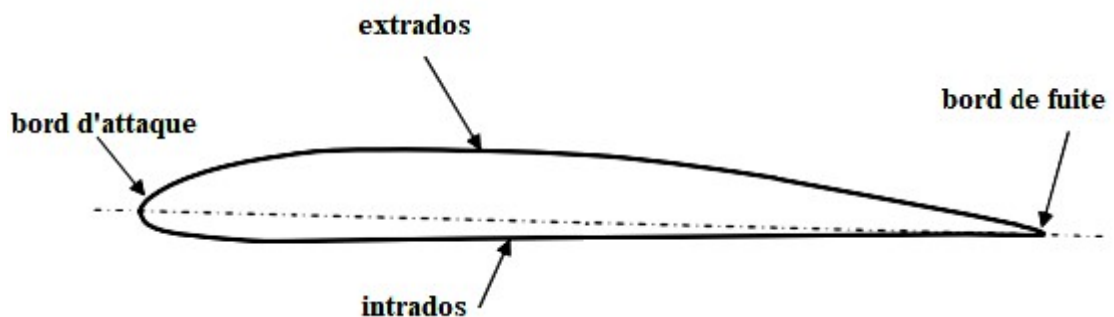


Figure II.10 : Profil d'aile.

❖ Particularité du bord d'attaque

Le bord d'attaque d'un profil aérodynamique est critique, car sa forme et son état affectent l'écoulement de l'air sur le profil. Une forme pointue ou endommagée peut détériorer l'écoulement, réduire la portance, augmenter la traînée, et un bord tombant peut rendre le vol instable. Maintenir la forme et l'état appropriés du bord d'attaque est essentiel pour des performances aérodynamiques optimales.

❖ Particularité du Bord de fuite

Les modèles d'ailes de début, il n'est pas nécessaire de rendre le bord de fuite très fin comme une lame de rasoir, car cela pourrait le fragiliser sans apporter d'amélioration significative des performances aérodynamiques du profil. Les profils utilisés ne requièrent pas de telles modifications dans cette zone. [18]

II.8.2 Référence d'un profil

❖ **La corde du profil** : est la droite qui joint le bord de fuite au bord d'attaque. [22]

❖ **Ligne moyenne** : c'est la ligne qui joint le bord d'attaque au bord de fuite en passant à égale distance de l'intrados et de l'extrados. [24]

Remarque : si le profil est symétrique la ligne moyenne et la corde de profil sont évidemment confondues.

❖ **L'angle d'attaque** : est l'angle formé entre la corde et la direction des filets d'air.

❖ **L'angle de calage** : définit entre la corde et l'axe longitudinal de l'avion. [21]

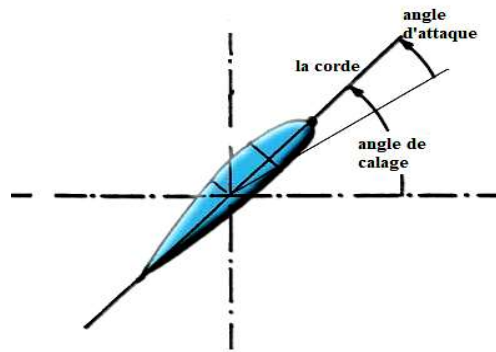


Figure II.11 : Angle d'attaque et l'angle de calage.

Remarque : l'angle de calage est fixe pour un appareil et un profil donnés, alors que l'angle d'attaque varie en vol.

II.8.3 Caractéristiques géométriques des profils

❖ **Épaisseur maximal :** est la distance maximum entre l'intrados et l'extrados.

❖ **L'épaisseur relative :** qui est le rapport de l'épaisseur maximum h à la corde L , soit :

$$e = \frac{h}{L} \quad (e \text{ en } \%) \quad (\text{II—3})$$

❖ **Flèche maximum (cambrure maximum) « F » :** c'est la plus grande distance mesurée perpendiculairement entre la ligne moyenne et la corde de profil.

❖ **Courbure relative « C » :** c'est le rapport de la flèche maximum à la corde de profil.

[25]

$$C = \frac{F}{L} \quad (C \text{ en } \%) \quad (\text{II—4})$$

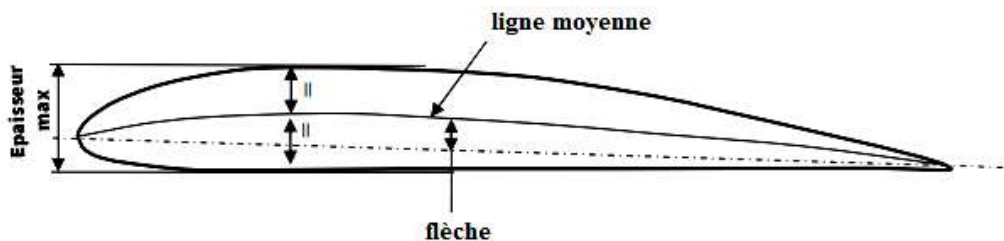


Figure II.12 : Caractéristique géométriques d'un profil.

Les caractéristiques géométriques des profils influent sur leurs performances aérodynamiques. On peut les classer :

- selon **la cambrure** : profils biconvexes symétriques, profils biconvexes dissymétriques, profils à double cambrure

- selon **l'épaisseur relative** : profils minces : $e < 6\%$; profils semi-épais : $6\% < e < 12\%$;

Profils épais : $e > 12\%$. [22]

II.8.4 Quelques types de profils

❖ Un profil concave (creux)

Son extradados est plus long que l'intradados car elle possède une forte cambrure. Son principal avantage est de créer une portance correcte à vitesse faible mais du fait sa cambrure génère une forte traînée.

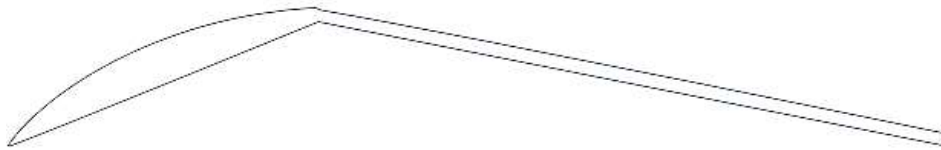


Figure II.13 : Profil creux.

❖ Profil biconvexe symétrique

Sur ce profil l'intradados et l'extrados sont symétriques, il est utilisé dans la construction de dérives ou d'empennages car l'air circulant à vitesse égale de chaque côté et la stabilité de l'avion n'est pas perturbée. Il est utilisé aussi en voltige car ce type de profil est adapté pour une vitesse de vol moyenne.

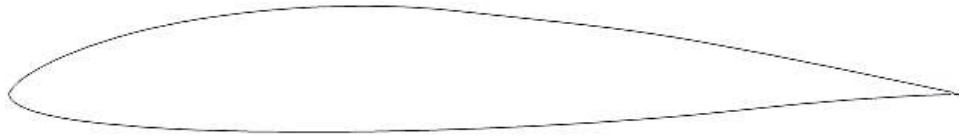


Figure II.14 : Profil biconvexe symétrique.

⚡ Profil biconvexe dissymétrique

Sur ce profil l'extrados est plus grand que l'intrados car sa ligne moyenne est légèrement cambrée. Il est favorable au vol lent car il crée en revanche plus de traînée que le symétrique car il perturbe davantage l'écoulement de l'air et accepte moins la voltige du fait de sa dissymétrie.



Figure II.15 : Profil biconvexe dissymétrique.

⚡ Profil plan convexe

Ce type de profil utilisé beaucoup pour des avions de début car il donne une portance satisfaisante à une vitesse modérée avec une traînée acceptable. Il est adapté à des vols plutôt rapides si son extrados est peu cambré. À l'inverse il sera adéquat pour les avions lents, peu puissants si son extrados est très cambré. Il décroche à un angle d'incidence plus grand que le profil biconvexe mais n'est pas adapté à la voltige car il faudrait un angle d'incidence négative ce qui permet de créer une traînée importante.



Figure II.16 : Profil plan convexe.

∴ Profil à double courbure

Ces profils sont auto stables et utilisés pour les ailes volantes, et il est contrairement aux autres profils qui sont instables et nécessitent un empennage horizontal pour la stabilité longitudinal de l'avion. [26] [27]



Figure II.17 : Profil à double courbure.

II.8.5 Caractéristiques d'un profil

- Plus un profil est épais ou creux, plus la portance est élevée mais entraînée une hausse de la traînée.
- Plus l'épaisseur relative (épaisseur max/corde) n'est faible, plus il est difficile d'obtenir une aile résistante.
- Un profil mince ou un faible rayon du bord d'attaque provoque un décrochage brutal.
- Sur les avions d'assez grande envergure, on préférera utiliser un profil de plus faible épaisseur relative afin d'améliorer le rendement aérodynamique de l'aile.
- Le C_x est plus fort pour un profil creux que pour un biconvexe de même épaisseur.

II.8.6 Les éléments fournis avec le profil

- ∴ α_0 : angle d'incidence ou la portance est nulle ($\alpha_0=0$ pour les profils symétriques, $\alpha_0<0$ pour les profils à corde moyenne creusée).
- ∴ C_z : coefficient de portance, il s'agit d'une courbe donnée en fonction de l'angle d'incidence.
- ∴ $C_z \text{ max}$: coefficient de portance maximal (avant décrochage). S'il n'est pas fourni, il peut être déduit de la courbe.
- ∴ C_{m_0} : couple moment de l'aile. Remarque, ce couple est piqueur (couple négatif) sur une aile traditionnelle, cambreur (positif) sur un profil auto-stable, nul sur un profil symétrique.

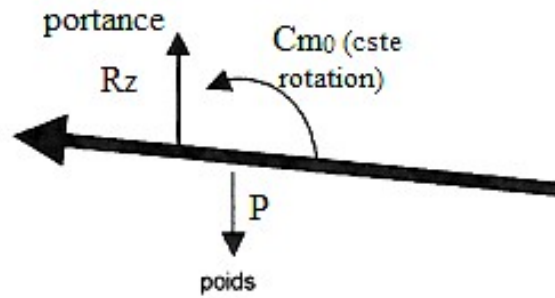


Figure II.18 : Couple de moment.

❖ **Cx** : coefficient de trainée. Il s'agit la encore d'une courbe. Elle est peut être donne selon l'angle d'incidence ou selon le coefficient de portance Cz (polaire Eiffel). [28]

II.8.7 Désignation de quelques principaux profils

Les profils NACA, développés par le National Advisory for Aeronautics (NACA), sont largement utilisés en aéronautique. Ils sont désignés par 4 ou 5 chiffres ou plus. Par exemple, le profil NACA2409 comprend ces éléments : le premier chiffre (2) représente la courbure maximale en pourcentage par rapport à la corde, le deuxième chiffre (4) indique la position de la cambrure maximale en dixièmes de la longueur de la corde, et les deux derniers chiffres (09) représentent l'épaisseur maximale en pourcentage par rapport à la corde. [20] [25]

II.9 Vocabulaire de l'aile

II.9.1 Les caractéristiques géométriques d'une voilure

- ❖ **L'envergure «b» (span)** : est la distance entre les deux extrémités de l'aile. [20]
- ❖ **La profondeur (la corde)**: distance, en un point quelconque de l'aile, du bord d'attaque au bord de fuite parallèlement à l'axe du fuselage.
- ❖ **La surface alaire** : surface de la voilure, y compris la zone du fuselage.
- ❖ **Charge alaire** : est le rapport entre le PTV (poids total volant) sur la surface de la voile (s'exprime en kilogramme/m²). [29]

∴ **Allongement** : Noté λ est le rapport entre le carré de l'envergure et la surface alaire :
[20]

$$\lambda = \frac{b^2}{S}$$

II—5

∴ **La ligne des 25%** : ligne qui relie tous les points situés à une distance du bord d'attaque égale à 0,25 x la corde de référence du profil.

∴ **L'effilement** : rapport entre la corde d'emplanture et la corde au bord marginal. [18]

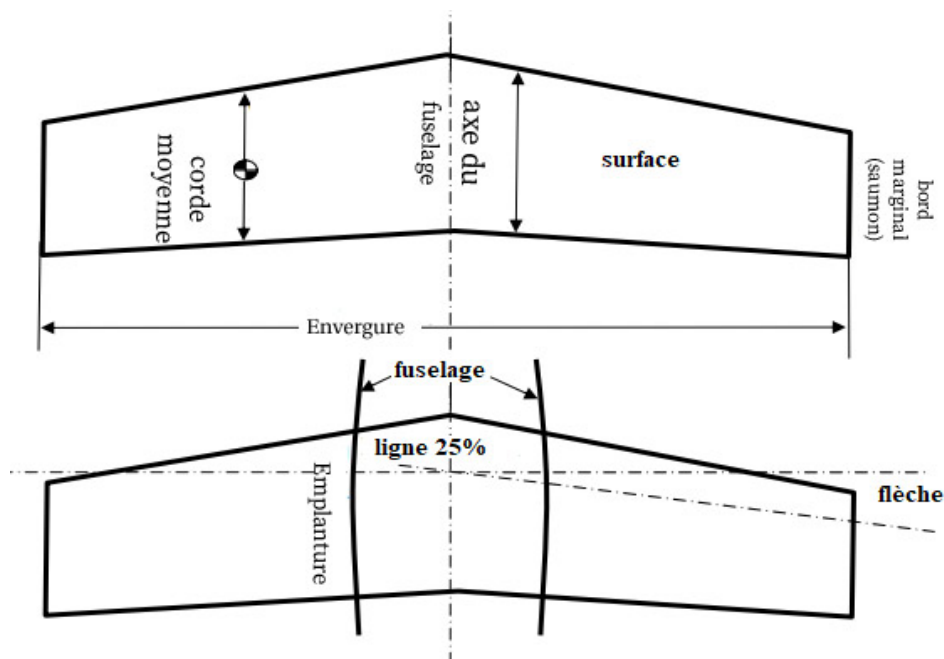


Figure II.19 Caractéristiques géométriques d'une voilure.

II.9.2 Forme et implantation de la voilure

∴ Dièdre

Le dièdre est l'angle (en degrés) entre l'axe transversal et l'axe du longeron. Il peut être positif (stable utilise pour les avions en ligne, planeur) ou négatif (manœuvrable ; avion voltige, de combat) ou semi-dièdre (bon compromis pour les avions légers) et participe à la stabilité de l'aérodyne. [30] [31]

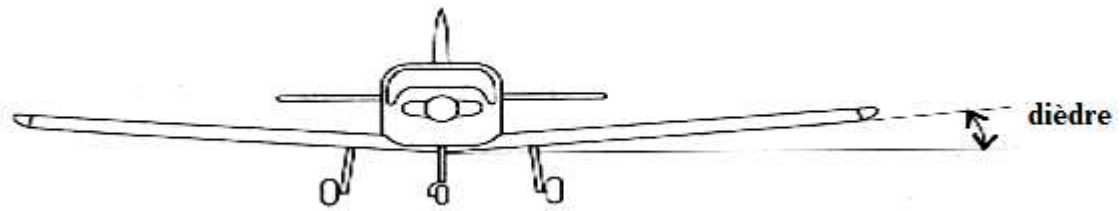


Figure II.20 : Avion avec dièdre positif.

∴ La flèche

L'angle de flèche désigne l'angle formé entre le lieu des points situés au quart avant des cordes de profil et le plan transversal de l'appareil, (voir figure II.22).

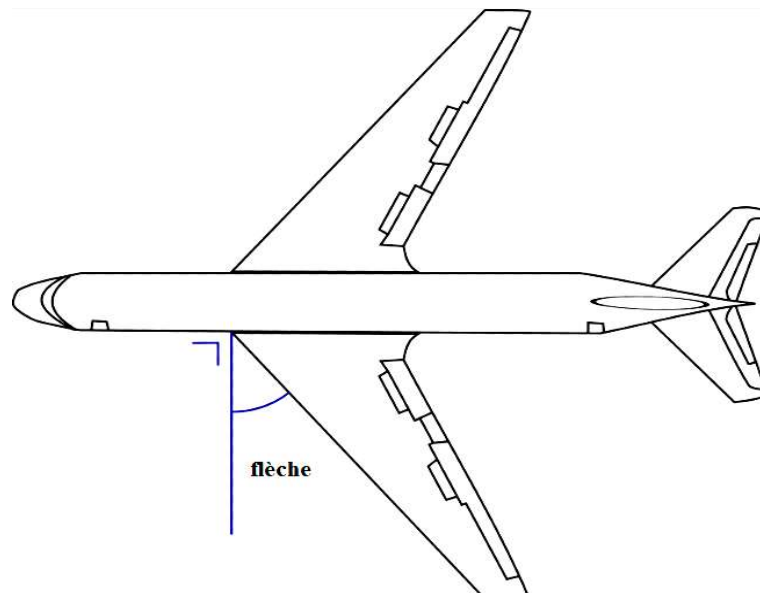


Figure II.21 : Avion en flèche.

Remarque :

- Les petites flèches sont destinées pour les avions lents et les grandes flèches pour les avions rapides.
- Flèche inversé pour les avions qui sont très manœuvre à basse vitesse. [30]

II.9.3 Forme de voilure

L'aile peut être classée en fonction de sa forme. La forme elliptique (figure II.23, a) est la meilleure en termes d'efficacité aérodynamique (rapport portance/trainée), mais elle est assez complexe à fabriquer. La forme rectangulaire (figure II.23, b) est beaucoup plus facile à fabriquer, mais l'efficacité diminue considérablement. Une solution intermédiaire est l'aile rétrécie (également appelée aile trapézoïdale ou aile effilée) (figure II.23, c). À mesure que la vitesse augmente et se rapproche de la vitesse du son, il est intéressant de concevoir des ailes en flèche (figure II.23, d) dans le but de retarder les effets de la forte augmentation de la trainée aérodynamique associée aux régimes transsoniques, ce que l'on appelle les effets de compressibilité. L'aile delta (figure II.23, e), moins courante, est typique des vols supersoniques. Une évolution de la forme végétale delta est la forme végétale ogivale (figure II.23, f). Voir la figure II.22. [32]

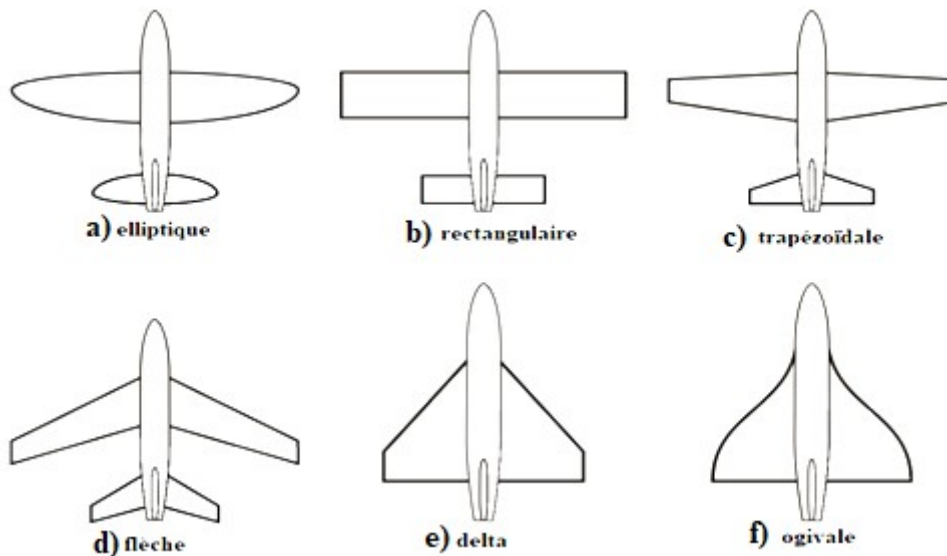


Figure II.22 : Formes voilure.

II.10 Écoulement de l'air autour d'une aile

Des expériences en soufflerie ont permis de précisément étudier les phénomènes d'écoulement d'air autour d'un profil en mesurant les pressions et les vitesses. [23]

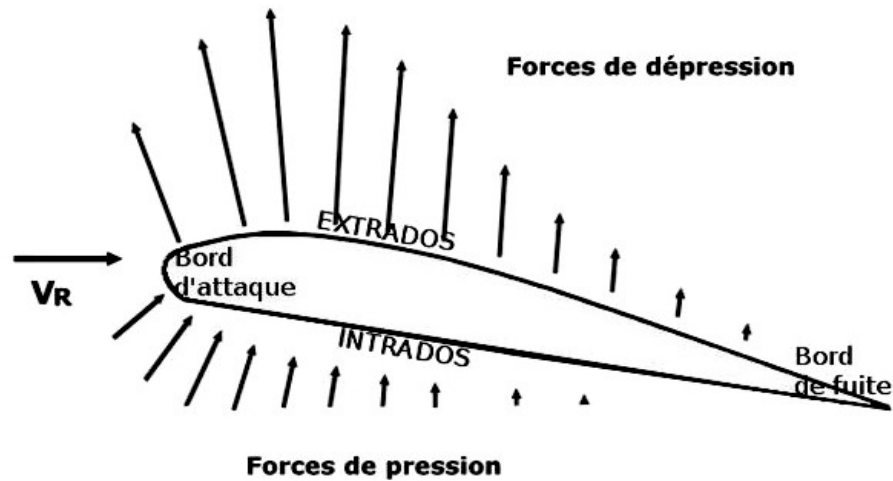


Figure II.23 : Ecoulement de l'air autour d'une aile.

La résultante aérodynamique est la somme des forces de pression exercées par l'air sur une aile. La figure II.24 illustre ces forces avec des flèches représentant les surpressions (dirigées vers le profil) et les dépressions (s'éloignant du profil). Cette résultante R se décompose en deux composantes : la portance R_z , perpendiculaire à la vitesse, et la traînée R_x , parallèle à la vitesse, comme illustré dans la figure II.25.

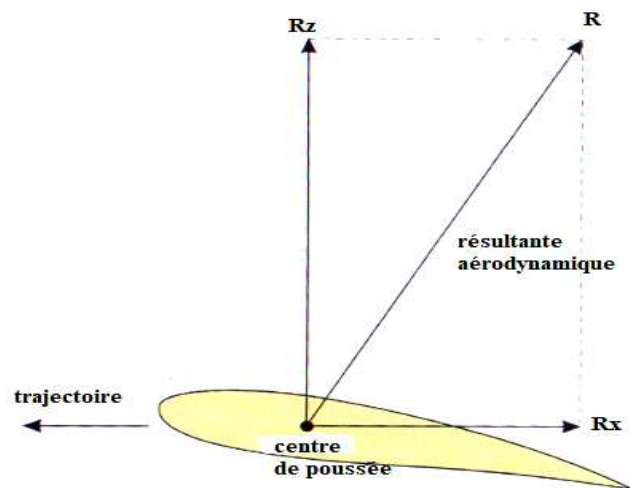


Figure II.24 : Représentation la résultante aérodynamique.

II.11 Centre de poussée

Le centre de poussée d'un profil d'aile est le point où s'applique la portance, et il change en fonction de l'angle d'incidence. Chaque profil a un coefficient de moment à portance nulle (C_{m0}) qui permet de déterminer la position du centre de poussée sur la corde. Ce point est essentiel pour équilibrer le modèle et réduire la traînée en vol. [28]

$$CP = L \times \left(0,25 - \frac{C_{m0}}{C_z}\right) \quad \text{II—6}$$

- CP : position de centre de poussée (en m par rapport en bord d'attaque)
- L : corde (en m)
- C_{m0} : coefficient de moment à portance nulle du profil (constante sans unité)
- C_z : coefficient de portance du profil (variable sans unité).

∴ **Remarque** : $C_z = 2 \cdot k \cdot \alpha$ (la portance est proportionnelle a l'angle d'incidence α).

Le coefficient k dépend du type de profil et est généralement proche de π , ce qui nous permet d'écrire : [22]

$$C_z = 2 \cdot \pi \cdot \alpha \quad \text{II—7}$$

II.12 Etude de la portance

Le mouvement de l'aire autour de l'aile crée selon les profils et les incidences, une dépression faible ou une surpression sous l'aile, à l'intrados, et surtout une forte dépression au dessus, à l'extrados. Cette différence de pression entre l'intrados et l'extrados qui permet de créer la portance. [33]

II.12.1 Influence de l'angle d'incidence

L'angle d'incidence par définition est l'angle formé entre la corde du profil et le vent relatif. [23]

Lorsque l'air est dévié par le profil, il "adhère" à la paroi grâce à sa viscosité. Elle lui permet donc de suivre les courbes de l'intrados et de l'extrados, engendrant ainsi la portance. Si l'incidence devient trop importante, l'air ne parvient plus à suivre la courbure de l'extrados. Les filets d'air se décrochent de la paroi. L'écoulement derrière celle-ci est très turbulent et la pression remonte sur cette partie de l'extrados. La portance diminue alors très fortement (et la

traînée est importante), l'avion décroche. En conclusion, à vitesse donnée la portance de l'aile augmente avec l'incidence, jusqu'à l'incidence de décrochage. [24]

La figure II.26 ci-dessus illustré à gauche une aile à faible incidence et à droite une aile à forte incidence à la limite du décrochage :

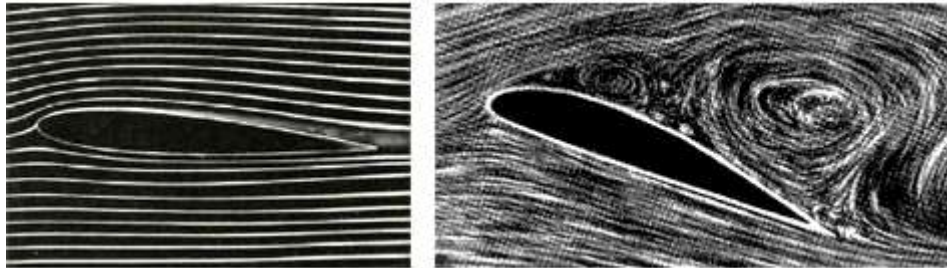


Figure II.25 : Influence de l'angle d'incidence.

II.12.2 Influence de la vitesse

La capacité d'un avion à maintenir une altitude dépend de sa vitesse. Pour décoller, l'avion doit atteindre une vitesse de sustentation pour générer suffisamment de portance. À des vitesses plus élevées, les ailes produisent davantage de portance car elles ont besoin d'une plus grande quantité d'air en circulation. En résumé, la portance augmente avec la vitesse de l'avion, et des mesures précises montrent que la portance est proportionnelle au carré de la vitesse de l'écoulement. [24]

II.12.3 Expression de la portance R_z

Puisque :

- ∴ La portance est une force qui dépend des pressions qui s'exercent sur l'aile.
- ∴ Toute l'envergure de l'aile crée une portance en forme d'une demi-ellipse (voir figure II.27), cette dernière sera donc proportionnel à la surface de l'aile.

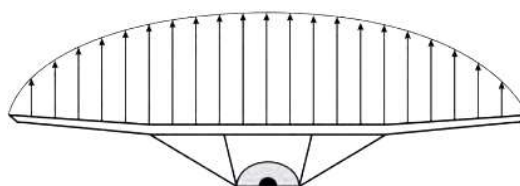


Figure II.26 : Répartition de la portance.

∴ La forme de profil permet aussi de déterminer la qualité de la portance. Cette forme est caractérisée par un coefficient nommé C_z .

∴ La portance est proportionnelle au carré de la vitesse de l'écoulement.

∴ 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. [18] [20]

Ceci conduit l'expression de la portance suivant :

$$R_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z \quad (\text{II—8})$$

- ρ : la masse volumique de l'air en kg/m^3
- V : la vitesse de l'écoulement de l'air sur l'aile
- S : la surface alaire de l'aile en m^2
- C_z : Coefficient la portance (sans dimension).

II.13 Etude de la traînée

La traînée est la force due à la résistance de l'air qui ralentit l'avion dans l'atmosphère. Elle doit être contrebalancée par la poussée du moteur et peut être minimisée grâce à la conception aérodynamique de l'aéronef. La traînée totale d'un profil résulte des forces de pression exercées sur l'aéronef dans sa direction de déplacement. Cependant, on peut la décomposer en différentes composantes de traînée élémentaires:

- la traînée de forme
- la traînée de sillage
- la traînée induite (due à la portance).

II.13.1 La traînée de forme

La traînée de forme est liée à la forme du profil. Les différents profils engendrent des écoulements différents. Les différences de pression entre l'avant et l'arrière ne sont pas identiques, la traînée est donc influencée par la forme du profil.

II.13.2 La trainée de sillage

La trainée de sillage est liée au décollement des filets d'air sur l'arrière du profil. Plus les filets se décollent et plus la trainée de sillage est importante. Elle est influencée par la vitesse et l'incidence de vol de l'aéronef. [33]

II.13.3 La traînée induite (due à la portance)

Liée à la différence de pression entre l'intrados et l'extrados (qui engendre la portance).

L'écoulement L'écoulement d'air autour d'une aile peut générer des tourbillons à son extrémité. Sur chaque côté de l'aile, l'air suit des trajectoires distinctes au-dessus et en-dessous de celle-ci. À l'extrémité de l'aile, l'air de l'extrados est dévié vers l'emplanture, provoquant un cisaillement avec l'air de l'intrados. Ce cisaillement engendre des tourbillons libres qui se renforcent progressivement vers le bout de l'aile. Les tourbillons créés au bord de fuite de l'aile se regroupent pour former un seul tourbillon marginal à l'extrémité de l'aile (voir la figure II.28).



Figure II.27 : Tourbillon marginal.

Certaines études expérimentales ont permis de visualiser ces tourbillons en projetant un avion au travers d'un nuage de fumée (figure II.30) ou bien en colorant l'écoulement en bout d'aile (figure II.29).



Figure II.28 : Visualisation des tourbillons marginaux en colorant l'écoulement en bout d'aile.



Figure II.29 : Visualisation des tourbillons marginaux à travers d'un nuage fumée.

Les tourbillons à l'extrémité de l'aile sont représentés par une ligne de tourbillon, provoquant une perturbation de la vitesse dirigée vers le bas, appelée "downwash" en anglais. Cette perturbation affecte l'angle d'incidence effectif de l'aile, entraînant une traînée induite qui freine l'avion. Ainsi, la force de traînée induite dépend de l'intensité des tourbillons générés par l'aile. [20]

$$C_{X_{\text{induit}}} = \frac{C_z^2}{\pi \cdot \lambda} \quad \text{II—9}$$

Avec : $C_{X_{\text{induit}}}$: coefficient de traînée induite. [22]

L'augmentation de la traînée due à ces phénomènes est comprise entre 50 et 250% selon l'allongement et le C_z de vol : c'est ce que l'on appelle la traînée induite. C'est pour cela que nous allons calculer le C_z réel afin de se rapproche le plus près possible des phénomènes réels.

$$C_{z_{\text{réel}}} = C_{z_{\text{polaire}}} \cdot \frac{\lambda}{\lambda + 2} \quad \text{II—10}$$

Avec λ : allongement de l'aile (sans unité). [28]

II.13.4 Influence de l'Allongement (aspect ratio)

L'allongement est le rapport entre le carré de l'envergure sur la surface alaire. [20]

$$\lambda = \frac{b^2}{S} \quad \text{II—11}$$

L'allongement joue un rôle particulièrement important dans les performances d'un avion. En particulier, un grand allongement permet de réduire la traînée induite. C'est pour ça on met un grand allongement pour les planeurs ou les avions RC (à un allongement supérieur à 20). Les avions militaires pour lesquels la manœuvrabilité est privilégiée ont un allongement plus petit.

∴ **Avion à petit allongement** : tourbillons marginaux importants.



Figure II.30 : Avion à petit allongement.

∴ **Avion à grand allongement** : tourbillons marginaux faibles.

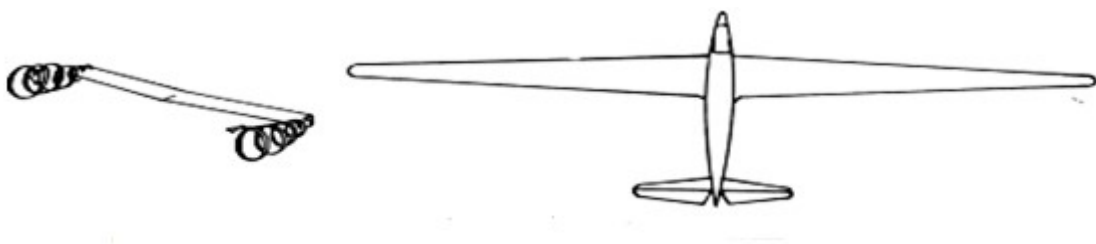


Figure II.31 : Avion à grand allongement.

Cette augmentation d'envergure crée des problèmes de résistance mécanique: La portance en bout d'aile a tendance à faire plier et à casser. C'est pourquoi certains éléments tels

que les winglets (voir figure II.33), peuvent être ajoutés à cette géométrie pour améliorer les performances. Les winglets sont des appendices verticaux fixés en bout d'aile qui permettent de réduire la traînée. [20]

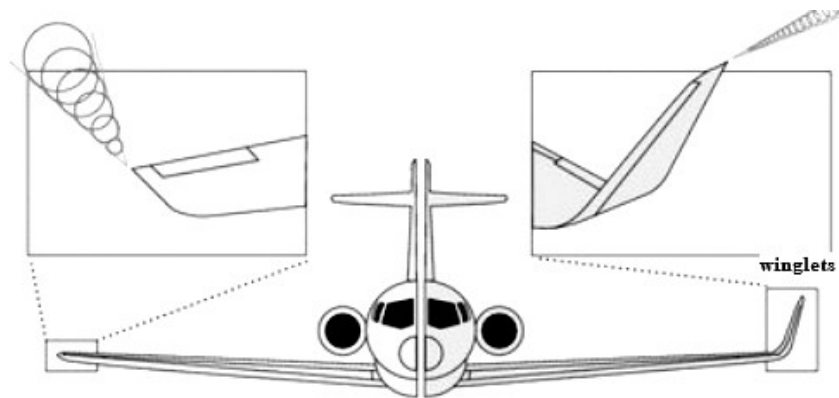


Figure II.32 : Avion avec ou sans winglets.

II.13.5 Expression de la traînée

Des études très poussées en soufflerie ont également permis de mettre en évidence l'expression de la traînée : [18]

$$R_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x \quad (\text{II—12})$$

En fait, la traînée réelle est la somme de la traînée induite $C_{x_{\text{induit}}}$ et de la traînée de profil C_{x_p} , cette dernière se compose des résistances dues au frottement et de celles dues aux pressions de l'air sur le profil.

Le coefficient de traînée d'une aile peut se mettre sous la forme: [22]

$$C_x = C_{x_p} + C_{x_{\text{induit}}} \quad (\text{II—13})$$

II.13.6 Le coefficient de traînée du modèle complet

$$C_{x_{\text{total}}} = C_{x_{\text{polaire}}} + \frac{C_{z_{\text{polaire}}}^2}{\pi \times \lambda} + \frac{(0,03 \times Ss) + (0,009 \times \sqrt{Sa})}{S} \quad (\text{II—14})$$

- Avec :
- C_{xtotal} : coefficient de trainée du modèle complet (sans unité)
 - $C_{xpolaire}$: C_x donnée par la polaire (sans unité)
 - $C_{zpolaire}$: C_z donnée par la polaire (sans unité)
 - λ : allongements de l'aile (sans unité)
 - S_s : surface de stab (m^2)
 - S : surface alaire (m^2).

∴ Détail du calcul

Le premier terme indique la trainée du profil, le second représente la trainée induite en fonction du C_z et de l'allongement, et le troisième correspond à une approximation de la trainée provoquée par le stabilisateur et le fuselage. [28]

II.14 Nombre de Reynolds

Le nombre de Reynolds c'est un nombre qui permet de caractériser trois types d'écoulement : laminaire, transitoire, et turbulent. Le nombre de Reynolds est défini par le rapport d'inertie et des forces de viscosités. [34]

- La forme générale du nombre du Reynolds est :

$$Re = \text{vitesse} \times \text{distance} / \text{viscosité cinématique} = \frac{V \times L}{\nu} \quad (\text{II—15})$$

- Tant que les conditions atmosphériques sont normales, la viscosité cinématique du fluide reste constante et égale à $0,0000145 \text{ m}^2/\text{s}$.

$$Re = \frac{V \times L}{0,0000145} = 68000 \times V \times L \quad (\text{II—16})$$

- Avec :
- V : la vitesse de l'avion par rapport à l'air (en m/s)
 - L : la corde de l'aile (en m).

II.14.1 Influence du nombre de Reynolds sur C_z max

Les caractéristiques Les performances de portance s'améliorent avec un nombre de Reynolds plus élevé. Les courbes de finesse minimale et de vitesse de chute minimale montrent également une amélioration avec l'augmentation du nombre de Reynolds. Cependant, l'idée d'améliorer les performances en augmentant la corde ou la vitesse de vol peut être trompeuse, car des écoulements turbulents peuvent augmenter la traînée. Il est crucial de prendre en compte la complexité des phénomènes d'écoulement lors de la conception des ailes plutôt que de se concentrer uniquement sur l'augmentation du nombre de Reynolds.

II.14.2 Le nombre de Reynolds critique «Rec»

En dessous d'une certaine valeur du nombre de Reynolds, le coefficient de traînée d'un corps augmente considérablement, alors que le coefficient de portance diminue très rapidement. Pour les profils d'aile, cela se traduit par une diminution brutale des performances ; ceci peut être visualisé sur le diagramme qui en (figure II.34) représente le rapport $\frac{C_z}{C_x}$ max qui traduit la finesse max du profil en fonction de nombre de Reynolds.

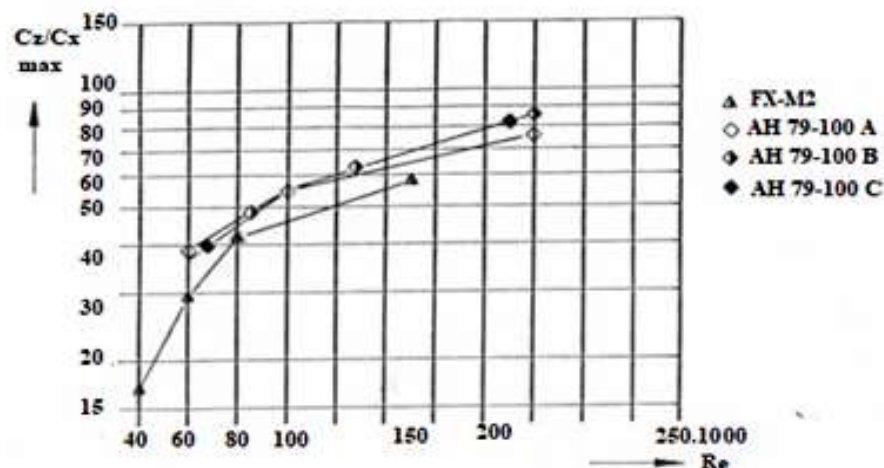


Figure II.33 : La finesse maximum en fonction de nombre de Reynolds.

La courbe du profil FX-M2 montre une chute marquée des performances en dessous d'un nombre de Reynolds critique (Rec) de 80000, spécifique à ce profil. Les performances de

l'aile dévient lorsque le nombre de Reynolds est inférieur au Re_c , qui varie en fonction de la forme et de l'épaisseur relative du profil. Une épaisseur relative plus grande est associée à un Re_c plus élevé. Pour maintenir les performances optimales, il est conseillé d'augmenter la vitesse de vol ou la corde de l'aile, car elles sont proportionnelles au nombre de Reynolds. Cependant, pour éviter les inconvénients liés à ces augmentations, il est recommandé d'utiliser une corde minimale en fonction de la vitesse de vol moyenne du modèle, préservant ainsi de bonnes performances pour les modèles situés au-dessus du Re_c . [35]

II.15 Les variations des coefficients aérodynamique C_x et C_z

Les coefficients de portance et coefficient de trainée évoluent en fonction de l'angle d'incidence α mais pas de tout à fait de la même manière.

Le coefficient de portance augmente de manière un peu linéaire avec l'angle d'incidence jusqu'à la portance maximale. Plus l'angle d'incidence est grand, plus la portance est importante pour une vitesse donnée (figure II.35). Le problème est que le coefficient de trainée est lui-même proportionnel au carré du coefficient de portance. Augmenter le coefficient de portance revient à augmenter significativement la trainée (figure II.36).

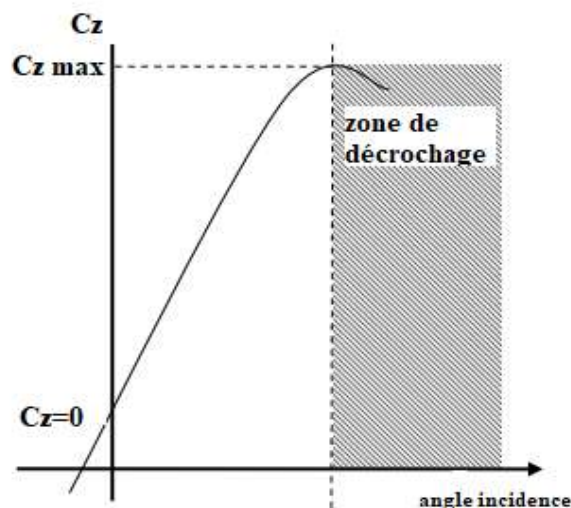


Figure II.34 : La variation de coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence.

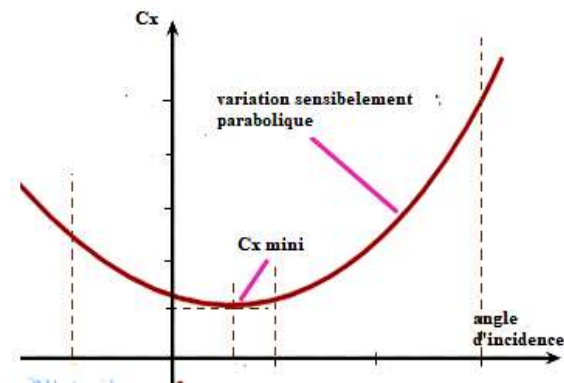


Figure II.35 : La variation de coefficient de traînée en fonction de l'angle d'incidence.

Pour obtenir un avion performant, on cherche plutôt à optimiser le rapport entre le coefficient de portance et le coefficient de traînée. Cette grandeur s'appelle la finesse.

II.16 La finesse

La finesse est la capacité de planeur (sans moteur) d'un aéronef, et elle représente l'incidence de vol qui permet d'effectuer la distance la plus longue possible en vol plané, sans tenir compte des effets du vent. La finesse peut être définie de plusieurs manières:

$$f = \frac{C_z}{C_x} = \frac{R_z}{R_x} = \frac{V_x}{V_z} = \frac{D}{\Delta z} \quad (\text{II—17})$$

C'est à la fois le rapport :

- Du coefficient de portance C_z sur le coefficient de traînée C_x .
- De la portance R_z sur la traînée R_x .
- De la vitesse horizontale V_x sur la vitesse verticale V_z .
- De la distance parcourue D sur l'altitude perdue Δz .

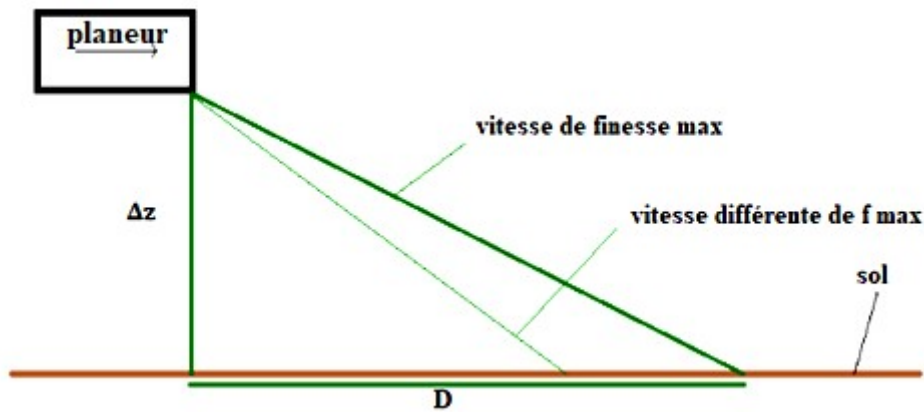


Figure II.36 : La distance parcourue en fonction de l'altitude perdue.

Pour une vitesse et une incidence différentes de la finesse maximale, l'avion aura une finesse inférieure, ce qui entraînera une distance de vol plané plus courte que celle obtenue avec la finesse maximale. [36]

II.17 Etude des polaires

Afin de déterminer aisément les caractéristiques d'un profil et choisir le plus adapté entre plusieurs modèles, ou déterminer les dimensions à donner à une aile une fois le profil choisi, on utilise la courbe (polaire du profil). [24]

II.17.1 Définition

Les polaires sont des courbes permettant de déterminer les caractéristiques d'un profil, d'une aile, d'un appareil.

En pratique on en utilise beaucoup plus :

II.17.2 La polaire type EIFFEL (que l'on doit à Gustave EIFFEL)

Eiffel qui est véritable créateur de l'expérimentation aérodynamique désigné sous le nom de polaire la courbe obtenue en portant C_x en abscisse et C_z en ordonnées : [22]

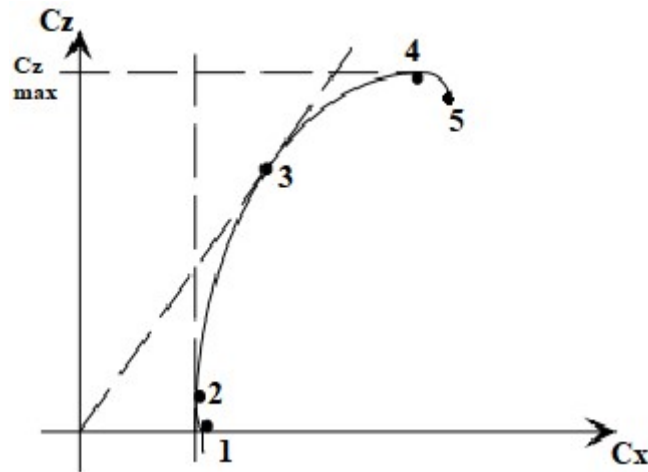


Figure II.37 : Polaire EIFFEL.

La polaire $C_z=f(C_x)$ représentée en (figure II.38) exprime par exemple la variation de C_z en fonction de C_x pour un nombre de Reynolds donné car cette courbe se déplacerait si l'on faisait varier le nombre de Reynolds. On peut déduire de cette polaire les points remarquables suivants : [24] [35]

- 1** : le point de portance nulle (à faible incidence).
- 2** : le point de C_x mini (traînée minimale du profil ; incidence faible).
- 3** : le point de finesse max, déterminé avec la tangente à la courbe qui passe par l'origine ; c'est le point pour lequel on a le plus grand rapport $\frac{C_z}{C_x}$.
- 4** : le point de C_z max (portance maximale; incidence proche du décrochage; traînée importante).
- 5** : zone de décrochage du profil; C_z chute.

Mécanique du vol

Précédemment nous avons montré les effets de l'air sur l'aile. Les connaissances acquises vont maintenant être appliquées à l'étude du vol de l'avion.

II.18 Forces appliquées à un aéronef en vol

L'avion est soumis à quatre forces principales en cours du vol sont :

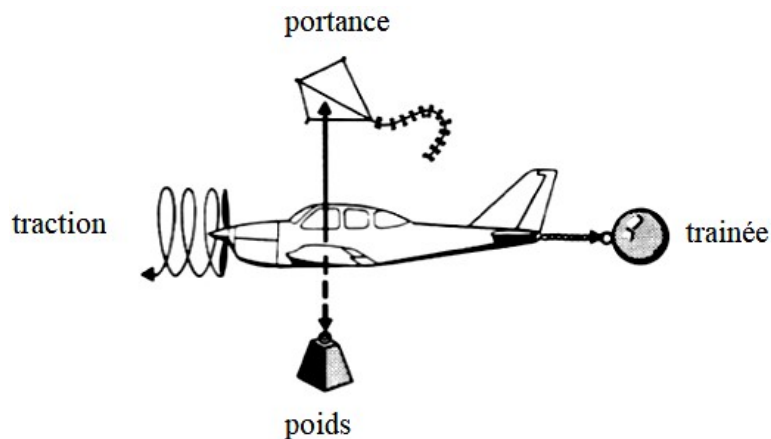


Figure II.39 : Forces appliquées à un aéronef en vol.

- ⚡ **La traction** : permet à l'avion de progresser dans l'air.
- ⚡ **La traînée** : correspond à la force parallèle et opposée à la trajectoire.
- ⚡ **Le poids** : force verticale orientée vers le bas, appliquée au centre de gravité.

$$P = m \cdot g$$

II—18

- m : masse de l'avion en kg.

- g : accélération de la pesanteur : $g = 9,81 \text{ m.s}^{-2}$.

- ⚡ **La portance** : force perpendiculaire à la trajectoire, appliquée au centre de poussée.

Remarque : Ces forces évoluent selon les phases de vol.

II.19 Vol en palier rectiligne uniforme

La traction de l'hélice s'oppose à la traînée, de la même manière que la portance s'oppose au poids de l'aéronef. En vol horizontal, on a donc la quatre forces s'équilibrant deux à deux vont s'appliquer à l'avion: [37]

Donc :

- La portance doit équilibrer le poids :

$$R_z = m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z \quad \text{II—19}$$

- La traction de l'hélice (ou la poussée du réacteur) doit équilibrer la traînée :

$$T = R_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x \quad \text{II—20}$$

Pour une puissance moteur donnée il existe, en général, deux couples incidence - vitesse pour réaliser un palier rectiligne à vitesse constante :

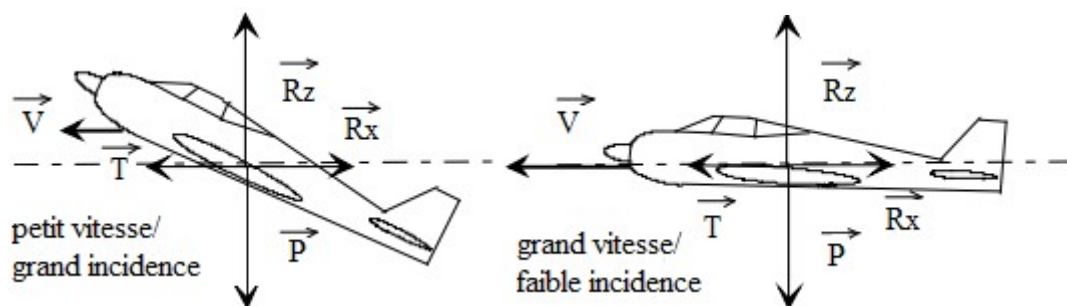


Figure II.40 : Petit vitesse à grand incidence. **Figure II.41 :** Grand vitesse à faible incidence.

II.19.1 Poussée nécessaire en fonction de la vitesse

- On appelle T_n la poussée nécessaire pour assurer le vol horizontal
- On appelle T_u la poussée utile fournie par le propulseur (Réglable à la manette de gaz)

Dans notre cas :

$$T_u = T_n = T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x \quad \text{II—21}$$

- A partir de l'équation II__20 j'obtiens l'équation de sustentation donne par :

$$V = \sqrt{\frac{2.m.g}{\rho.S.Cz}} \quad \text{II—22}$$

- A partir de la polaire on peut déterminer la variation de T en fonction de la vitesse propre.
On obtient la courbe suivante :

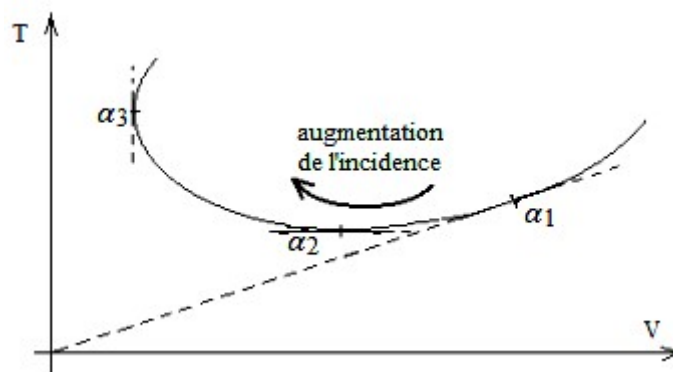


Figure II.42 : La poussée nécessaire en fonction de la vitesse.

∴ Valeurs caractéristiques de l'incidence :

- α_1 : incidence de T/V mini (meilleur rapport entre les deux grandeurs V et T cela signifie une meilleure incidence pour laquelle nous aurons plus de poussée nécessaire pour un minimum de vitesse).
- α_2 : Incidence de T mini.
- α_3 : Incidence de vitesse mini de sustentation avant décrochage.

Ce qui nous intéresse beaucoup plus c'est la puissance nécessaire en fonction de la vitesse cela va donner une idée comment je vais utiliser mon moteur :

II.19.2 Puissance Nécessaire et puissance utile :

La puissance nécessaire P_n est la puissance fournie par l'hélice pour obtenir la vitesse propre.

$$P_n = T.V = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot Cz \cdot V \quad \text{II—23}$$

On obtient la courbe suivante :

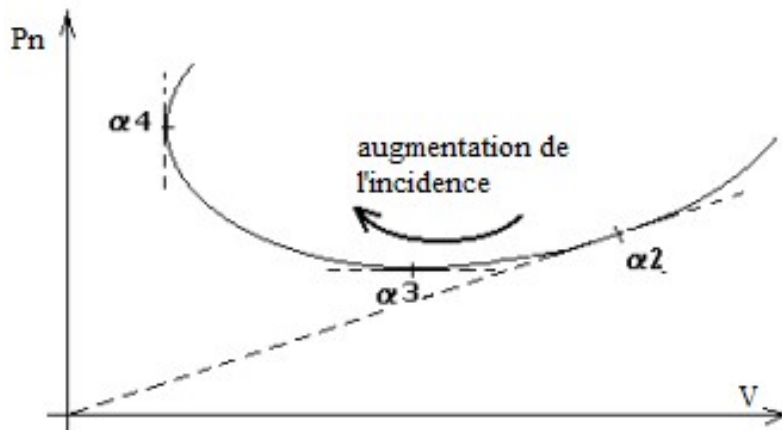


Figure II.43 : La puissance nécessaire en fonction de la vitesse.

❖ Valeurs caractéristiques de l'incidence :

- α_2 : incidence de P_n/V mini (Incidence de finesse maxi)
- α_3 : Incidence dans je vais avoir une P_n minimal
- α_4 : Incidence de vitesse mini de sustentation avant décrochage.

La puissance utile est la puissance réservée à la propulsion de l'aéronef :

$$P_u = T_u \cdot V$$

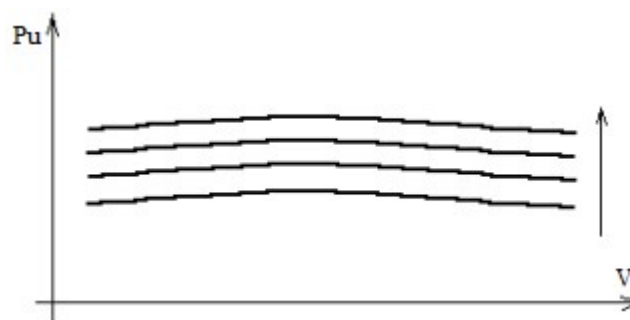


Figure II.44 : Puissance utile en fonction de la vitesse.

La puissance utile peut être sensiblement constante pour des vitesses différentes : à une augmentation de traction devra correspondre une diminution de la vitesse et inversement.

En superposant les deux diagrammes P_n et P_u , on met en évidence les différents régimes de vol.

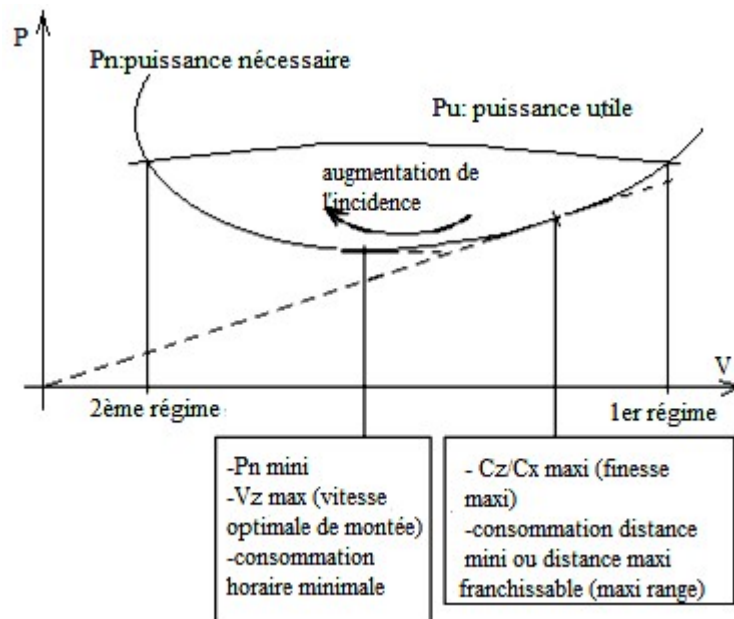


Figure II.45 : P_n et P_u en fonction de la vitesse et l'angle d'incidence.

- ⚡ **Vol au premier régime** : si V diminue, P_n diminue et P_u augmente : le vol est stable.
 - ⚡ **Vol au deuxième régime** : si V diminue, P_n augmente et P_u diminue : le vol est instable.
- [38]

II.20 Rotation autour des 3 axes

Soumises en permanence aux variations des quatre forces, le pilote doit agir sur les commandes de vol pour diriger l'avion et contrôler sa position celle-ci varie autour ces trois axes de rotation :

- Axe de roulis (axe X)
- Axe de tangage (axe Y)
- Axe de lacet (axe Z)

Ces trois axes se coupent en un point : Le centre de gravité (CG) de l'avion.

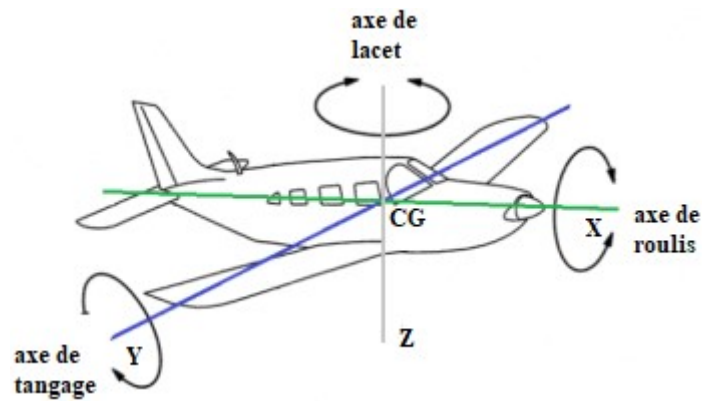


Figure II.46 : Rotation autour des 3 axes.

Remarque : Pour permettre agir sur sa position l'avion doit être équipé de ces gouvernes suivantes (gouverne de profondeur, les ailerons, la gouverne de direction).

II.20.1 Autour de l'axe de roulis

II.20.1.1 Virage et roulis

Le roulis est obtenu par braquage inverse des deux ailerons.

Les ailerons situés à l'extrémité des ailes d'un avion peuvent être contrôlés par le pilote pour changer l'angle d'attaque de chaque aile, permettant ainsi de tourner l'avion. Lorsqu'un aileron est relevé, l'aile correspondante s'incline vers le bas, tandis que l'aile opposée s'incline vers le haut, provoquant une rotation autour de l'axe de roulis et inclinant l'avion sur le côté pour effectuer un virage. Cette manœuvre est couramment utilisée pour changer de direction en vol. [39]

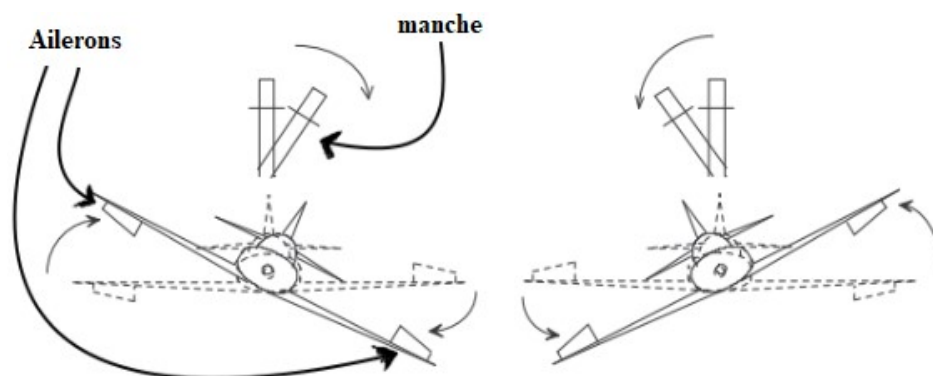


Figure II.47 : Virage et roulis.

Une action sur le manche à droite ou à gauche a une action sur les ailerons. Cela a pour effet d'incliner l'avion d'un angle ϕ cet angle s'appelle angle d'inclinaison.

II.20.1.2 Equilibre des forces appliquées au virage symétrique en palier à vitesse constante

Dans cette configuration (figure II.49) l'équilibre des forces amène à écrire : [24]

- La traction compense la traînée :

$$T = R_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x \quad \text{II—24}$$

- La portance équilibre la grande partie le poids :

$$R_z \cdot \cos\phi = m \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z \cdot \cos\phi \quad \text{II—25}$$

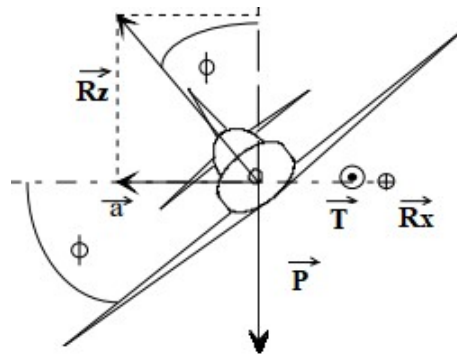


Figure II.49 : La somme des forces lors d'inclinaison d'un aéronef.

II.20.1.3 Facteur de charge

Le facteur de charge est l'effort appliqué à la structure de l'avion et leurs occupants, sensation de lourdeur et défini par le poids apparent de l'aéronef divisé par le poids réel. On démontre que, dans un virage où l'aéronef s'incline d'un angle de ϕ degrés. Le facteur de charge subit est égal à : [33] [40]

$$n = \frac{1}{\cos\phi} \quad \text{II—26}$$

II.20.1.4 Facteur de charge en virage :

En virage stabilisé, la combinaison des différentes forces qui s'exercent sur le modèle, fait apparaître un poids apparent plus important que le poids réel, ce qui augmente le facteur de charge. [18]

Se qui nous permet de définir le facteur de charge par une autre manier à partir de l'équation II__26 On trouve :

$$\mathbf{n} = \frac{1}{\cos\phi} = \frac{Rz}{P} \quad \text{II—27}$$

Attention au décrochage en virage !

Facteur de charge n qui augmente avec l'inclinaison. Le risque de décrochage augmente parce que la vitesse de décrochage augmente très rapidement. [41]

II.20.2 Autour de l'axe de tangage

II.20.2.1 Le contrôle du tangage

Initialement pour un vol en palier équilibré (figure II.50), l'empennage horizontal de l'aéronef est déporteur (c'est-à-dire que sa portance est éreintée vers le bas). Les modifications de l'empennage horizontal sont obtenues en braquant la gouverne de profondeur. Celle-ci permet de modifier le profil d'incidence de l'empennage horizontale.

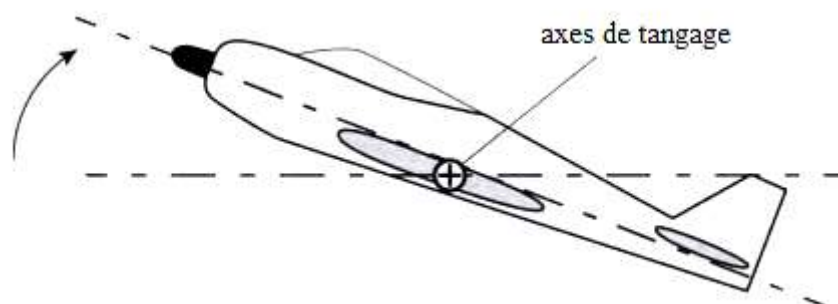


Figure II.50 : Contrôle du tangage.

Les variations de la portance sont alors obtenues simplement par la variation de l'incidence de la gouverne. Les mouvements de la profondeur sont symétriques sur la partie droite et la partie gauche de l'empennage horizontal.

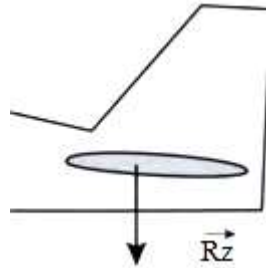


Figure II.51 : Vol en palier équilibre.

Pour faire monter l'aéronef, il faut provoquer une rotation autour de l'axe tangage. En pratique, on joue sur la portance de l'empennage horizontal, si on augmente sa portance la queue de l'aéronef va monter et le nez va basculer vers le sol, l'aéronef descendra.

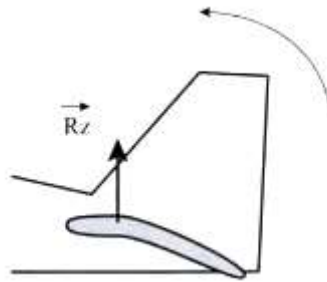


Figure II.52 : Tangage négatif.

Si on diminue sa portance, la queue de l'aéronef va s'enfoncer et son nez va basculer vers le ciel, ainsi l'aéronef montera. [33]

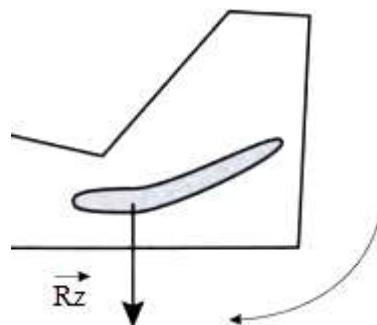


Figure II.53 : Tangage positif.

II.20.2.2 Synthèse des angles autour de l'axe de tangage

- L'assiette « a » est l'angle entre la ligne de foi de l'avion et l'horizontale
- La pente « p » est l'angle formé entre l'horizontale et la trajectoire de l'avion
- L'incidence « i » est l'angle formé entre la trajectoire de l'avion et l'axe longitudinal de l'avion. [24]

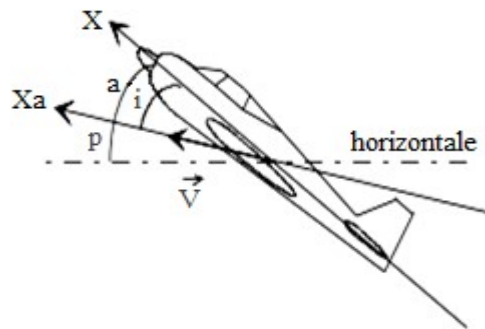


Figure II.54 : Différentes visualisations de l'angle dans l'axe de tangage.

II.20.2.3 Le bilan des forces sur l'axe tangage

✦ La montée rectiligne uniforme

La montée est plus complexe à étudier.

La portance doit équilibrer la grande composante du poids sur sa direction :

$$R_z = m \cdot g \cdot \cos(p) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z \quad \text{II—28}$$

Donc la portance de l'avion est inférieure au poids de l'avion : $R_z < mg$.

Pour la propulsion, la traction doit compenser la traînée et la projection du poids dans sa direction :

$$T = R_x + m \cdot g \cdot \sin(p) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x + m \cdot g \cdot \sin(p) \quad \text{II—29}$$

Donc la traction doit être plus importante qu'en palier du point de vue de la sustentation, ce qui signifie que la traction doit être supérieure à la traînée pour maintenir une vitesse constante : $T > R_x$.

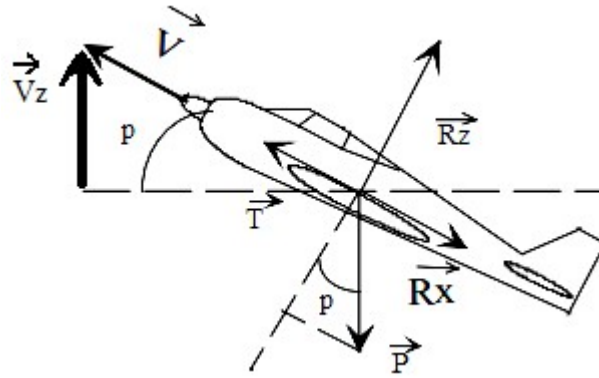


Figure II.55 : Bilan des forces dans l'axe de tangage lors de la montée de l'aéronef.

Remarque : on appelle vitesse ascensionnelle, ou taux de montée, la projection de la vitesse de l'avion sur un axe vertical. On la note V_z et on a : [24] [41]

$$V_z = V \cdot \sin p \quad \text{II—30}$$

❖ La descente rectiligne uniforme

Le principe de son étude est le même, cette fois le poids de l'avion devient moteur et on peut se permettre de diminuer la traction pour maintenir la vitesse.

La portance équilibre le poids apparent. Le poids apparent est inférieur au poids réel, le facteur de charge est donc inférieur à 1 :

$$R_z = m \cdot g \cdot \cos(p) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z \quad \text{II—31}$$

La traction équilibre la traînée diminuée de la composante de poids :

$$T = R_x - m \cdot g \cdot \sin(p) = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x - m \cdot g \cdot \sin(p) \quad \text{II—32}$$

On a donc la portance de l'avion qui reste inférieure au poids du fait que la force horizontale totale exercée sur l'avion (T) doit être inférieure ou égale à la force de résistance à l'avancement (R_x) pour maintenir sa vitesse constante: $R_z < m \cdot g$; $T < R_x$.

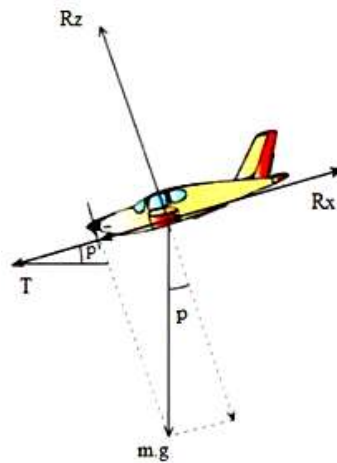


Figure II.56 : Bilan des forces sur l'axe tangage à la descente de l'aéronef.

Remarque : on appelle vitesse verticale de descente, ou taux de chute, la projection de la vitesse de l'avion sur un axe vertical. On la note V_z et on a : [42] [41]

$$V_z = V \cdot \sin p$$

II—33

II.20.3 Autour de l'axe de lacet

II.20.3.1 Le contrôle du lacet

Pour faire faire tourner le nez de l'aéronef à gauche ou à droite, il faut provoquer une rotation autour de l'axe de lacet, c'est l'empennage vertical qui permet de créer cette rotation (contrôle en lacet de l'aéronef). [33]

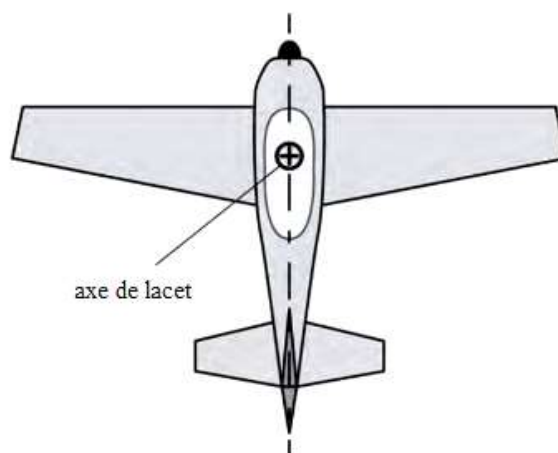


Figure II.57 : Contrôle du lacet.

II.21 La stabilité

Un système est stable lorsqu'il retrouve sa condition d'équilibre après une perturbation. Un aéronef est stable lorsqu'il reprend sa ligne vol après s'en être écarté. [18]

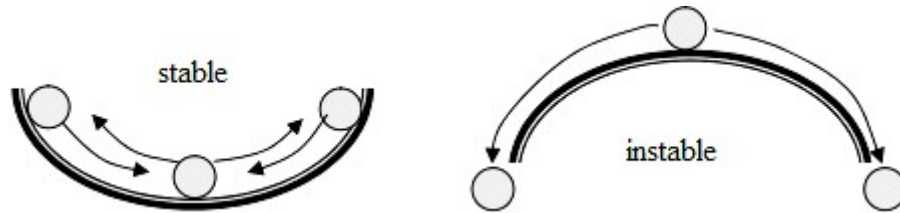


Figure II.59 : La stabilité.

Il faut distinguer deux stabilités: la stabilité longitudinale et la stabilité latérale.

II.21.1 La stabilité latérale

La stabilité latérale concerne les rotations autour des axes de roulis et de lacet lors des petites variations de dérapage et d'inclinaison. Son étude est assez complexe et on ne retiendra que l'influence du dièdre, de la flèche, de la position de l'aile et de la dérive.

II.21.1.1 Effet de dièdre

L'aéronef doit posséder une certaine stabilité en roulis, qui lui permet de revenir automatiquement à une position d'équilibre, cette propriété est produite par le dièdre c'est à dire l'angle que font les ailes avec l'horizontal.

Un dièdre positif qui est une source de stabilité en roulis, un dièdre nul est neutre et un dièdre négatif est instable (aéronefs pour lesquels la maniabilité maximale est recherchée par exemple les avions de chasse, combat..). [33]

II.21.1.2 Rôle du dièdre dans la stabilité latérale d'un avion

Prenons un avion en vol horizontal, on peut considérer qu'il est soumis à trois forces : tout d'abord son poids qui est dirigé vers le bas verticalement P et une force qui est maintenue à l'air une force de sustentation (F_z) une pour l'aile à droite et l'autre pour l'aile à gauche présente sur la figure II.60 :

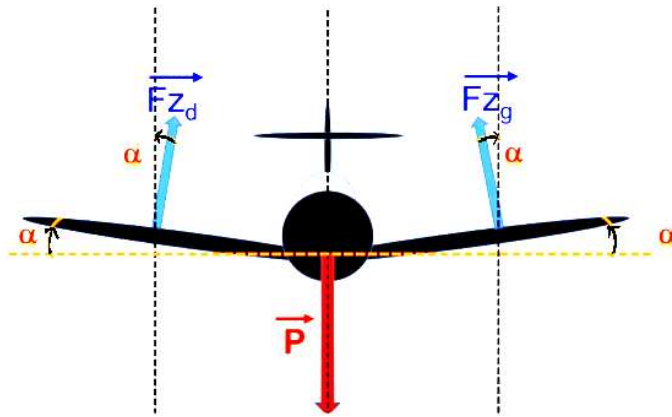


Figure II.60: Avion en vol horizontal.

- La somme de ces trois force est égale à zéro donc l'appareil est à l'équilibre
- Remarquons que l'angle α entre le plan des ailes et l'horizontale se retrouve entre les forces de sustentation et les verticales elles sont orientées de même angle (voir figure II.61) :

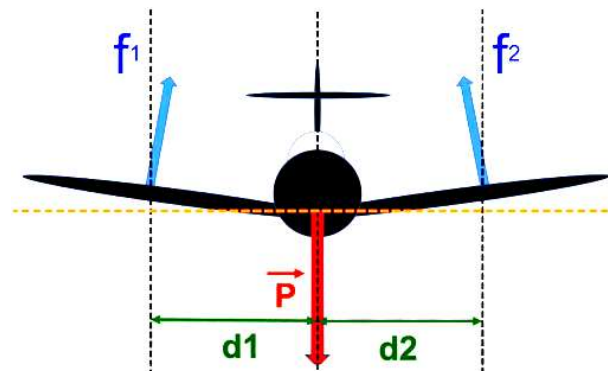


Figure II.61.

On peut clairement observer sur la figure II.61 :

- Les points d'application de ces deux forces, situées perpendiculairement aux ailes, sont à une distance égale du centre de gravité de l'appareil, où son poids P s'applique : $d_1 = d_2$ et $f_1 = f_2$.
- L'intensité de ces deux forces est également égale : $f_1 = f_2$.

Cela entraîne des moments aérodynamiques égaux : $f_1 \cdot d_1 = f_2 \cdot d_2$, donc l'appareil est en équilibre.

Maintenant en considérons que cet appareil soumis à une turbulence (une rafale par exemple) :

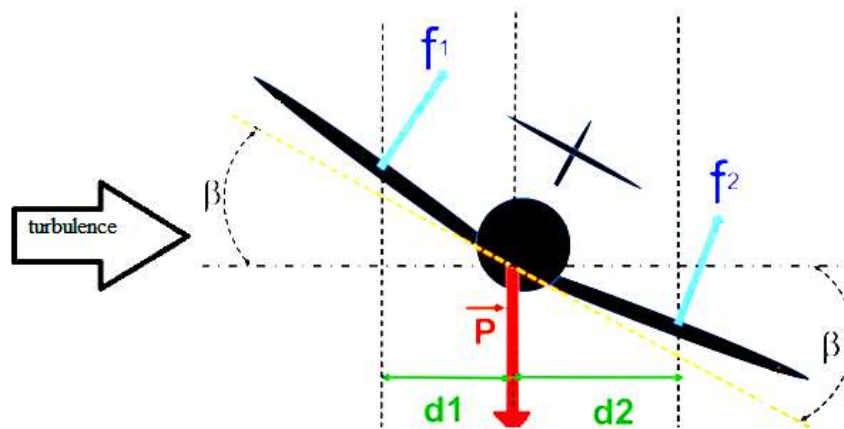


Figure II.62 : Cas d'une rafale.

On peut clairement observer sur la figure II.62 :

- L'intensité f_1 est plus éloignée de la verticale que la force f_2 .
- La force f_1 va se déplacer d'un angle $\beta + \alpha$.
- La force f_2 va se déplacer d'un angle $\beta - \alpha$.
- Le point d'application de la force f_1 et la distance d_1 sont rapprochés du centre de gravité.
- Le point d'application de la force f_2 et la distance d_2 sont légèrement éloignés du centre de gravité.

Nous avons donc : $f_1 < f_2$; $d_1 < d_2$, ce qui signifie que l'aile située à droite subit un moment beaucoup plus important que l'aile de gauche. Il en résulte un couple de renversement qui tend à incliner l'appareil vers la droite, jusqu'à ce que les forces retrouvent leur intensité initiale et que l'équilibre se rétablisse.

II.21.1.3 Absence de dièdre

- ⇨ Absence de dièdre sur aile haute

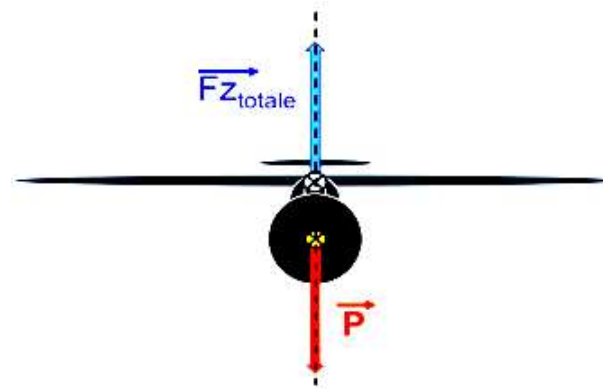


Figure II.63 : Absence de dièdre.

Faisons la somme des forces qui s'appliquent à cet avion :

- Le poids appliqué à son centre de gravité.
- Une force de sustentation appliquée à un point appelé centre de poussée (qui se trouve à l'intérieur de l'aile).

Ainsi, nous avons deux forces qui agissent dans la même direction mais de sens opposé, avec une intensité égale. Cependant, elles n'ont pas le même point d'application.

On considère maintenant que l'appareil dans l'équilibre perturbée par une rafale :

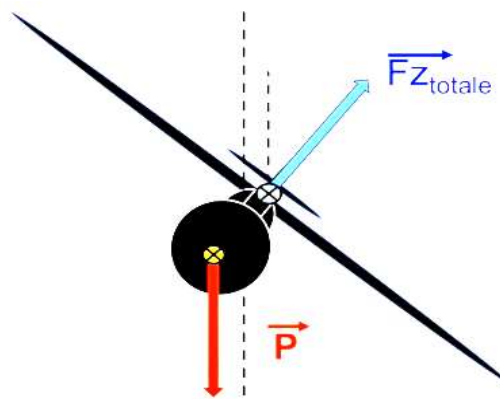


Figure II.64 : Cas d'une rafale.

- Nous voyons que le poids reste vertical, la force de sustentations reste perpendiculaire en plan des ailes et d'écale d'un certain angle.

Réalisons maintenant la projection sur une verticale:

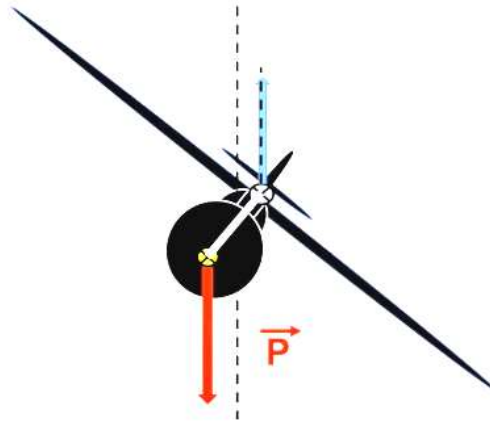


Figure II.65 : Projection des forces sur une verticale.

- Nous sommes maintenant en présence de deux forces de sens opposé, de même direction, mais qui ne sont pas situées sur la même verticale et n'ont pas le même point d'application (voir la figure II.65).

- La différence de position et d'éloignement de ces points d'application crée un couple de forces qui a tendance à redresser l'appareil (comme lorsque vous tirez des deux mains sur une corde pour la rendre rectiligne). Cela permet de redresser l'appareil et de le ramener à sa position d'équilibre initial.

❖ Absence de dièdre sur aile médiane ou basse

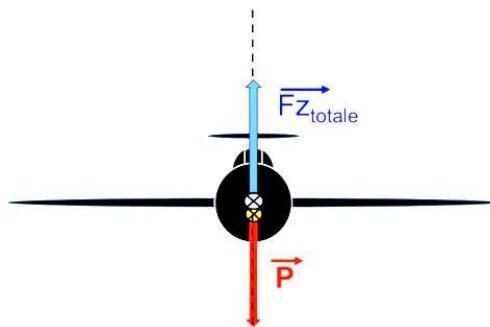


Figure II.66 : Absence de dièdre sur l'aile médiane ou basse.

Si nous abaissions l'aile de sa position élevée vers une position médiane ou basse, les points d'application de ces forces se rapprocheraient. Cela signifie que les forces exercées par les ailes seraient appliquées à des distances plus proches du centre de gravité de l'appareil.

- Prenons l'exemple où cet appareil s'écarte de sa position initiale en raison d'une turbulence (voir la figure II.67) :

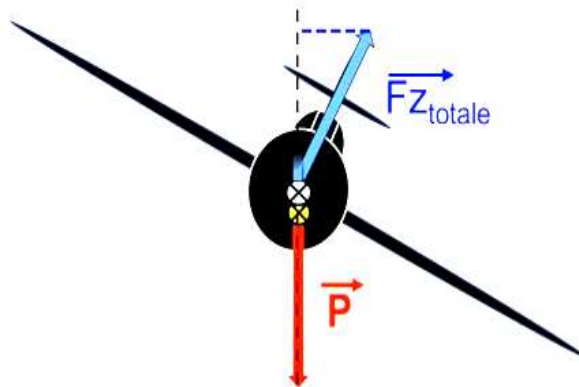


Figure II.67 : Inclinaison aéronef.

Comme précédemment en effectue la projection de la force de sustentation totale sur la verticale (voir la figure II.68) :

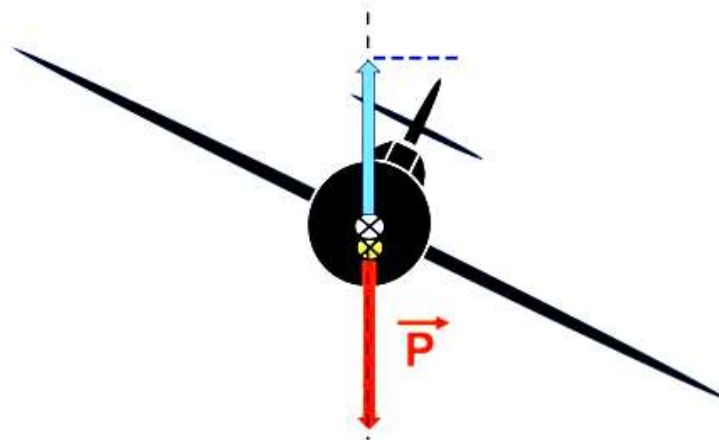


Figure II.68 : Projection des forces.

Nous constatons que nous sommes à la présence de deux forces antagonistes mais comme leur points d'application est pratiquement confondues elle n'a pas la propriété de créer un couple de redressement pour l'appareil et celui-ci va conserver la position éloignée de sa position antérieure. [44]

II.21.1.4 Stabilité transversale en roulis

Pour assurer une stabilité transversale en roulis on adopte en général les configurations suivantes :

Type d'aile	Position	Dièdre
Droite	Haute	Environ nulle
Droite	Basse	Positif
En flèche	Basse	Faiblement positif
En flèche	Haute	Fortement négatif

Tableau 1 : Configuration des ailes pour une stabilité latérale.

II.21.2 La stabilité longitudinale

II.21.2.1 Le centrage

Le centrage consiste à équilibrer l'avion pour que le centre de gravité se trouve à l'endroit souhaité.

La règle absolue de la stabilité est que CG doit toujours être en avant de foyer F !

L'emplacement du centre de gravité d'une aéronef est crucial pour sa stabilité. Il doit être situé en avant du point d'application de la portance (Foyer) pour maintenir une stabilité adéquate. Si la portance s'applique trop en arrière par rapport au centre de gravité, cela peut entraîner une diminution de l'incidence et de la portance, affectant la stabilité de l'avion. Cependant, un centre de gravité trop proche du point d'application de la portance peut rendre l'aéronef très réactif aux commandes. Pour garantir la sécurité, une marge statique FG, représentant la distance entre le centre de gravité et le point d'application de la portance (Foyer), doit toujours être supérieure à 5% de la corde moyenne de l'aile, évitant ainsi un centrage arrière excessif. [43] [41]

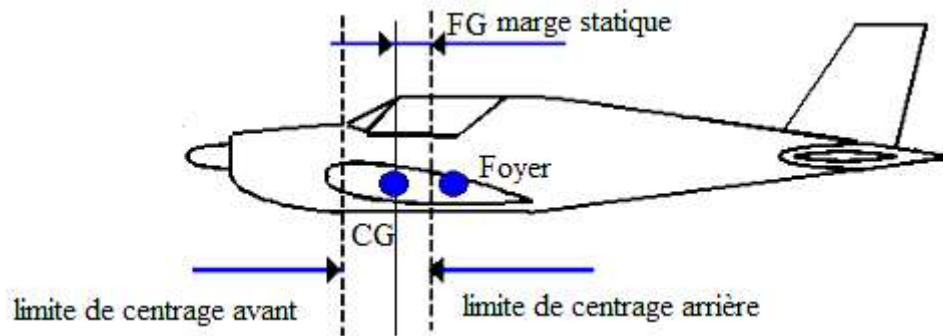


Figure II.69 : Marge statique et position du centre de gravité.

⚡ **Remarque :** Lorsque le centrage n'est pas connu grâce aux calculs l'expérience le situe à environ 30% de la corde moyenne par rapport au bord d'attaque, car un mauvais centrage trop arrière sera la cause d'une instabilité, un centrage trop avant sera la cause d'un manque de maniabilité. [18]

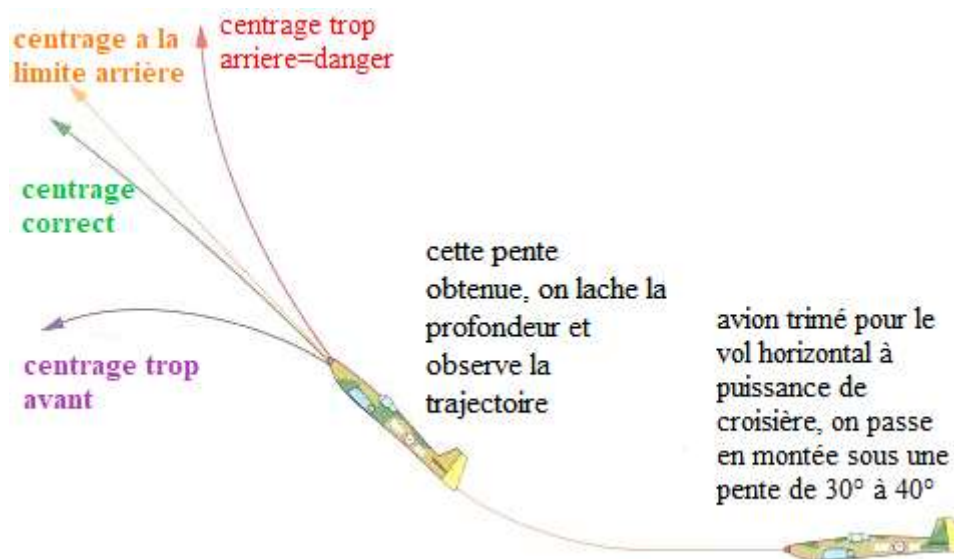


Figure II.70 : Effet de centrage.

II.21.2.2 L'effet de l'empennage horizontal sur le contrôle longitudinal

Si une aile est montée seule sur une aéronef, elle ne planera pas mais tournera autour d'un axe parallèle à son envergure en raison du déplacement du centre de poussée par rapport au centre de gravité lorsque l'incidence change. Pour éviter ce comportement lorsqu'une aile est

montée sur un avion, l'avion est équipé d'un empennage horizontal à l'arrière. L'empennage horizontal fonctionne de manière similaire à une aile, générant une portance négative (déportance) qui équilibre le couple créé par la portance de l'aile, en maintenant la stabilité de l'avion. [21]

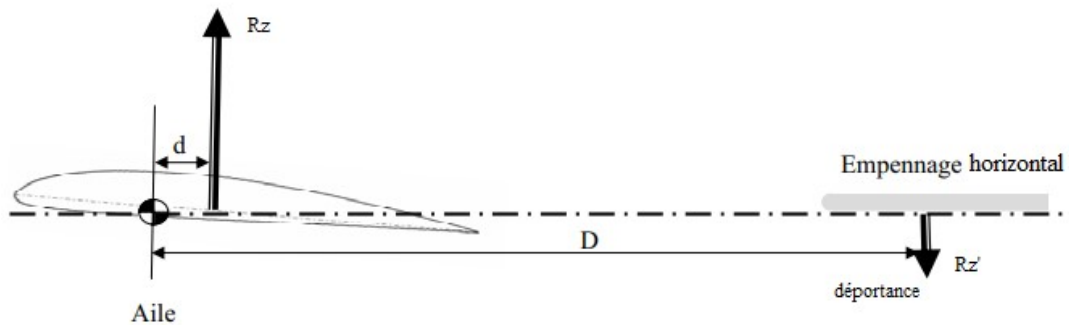


Figure II.71 : Effet de l'empennage horizontal sur le contrôle longitudinal.

Alors on peut dire que l'équilibre entre cette déportance Rz' et la portance Rz qui va faire pivoter mon avion autour de son centre de gravité qui va assurer sa stabilité en tangage.

II.21.2.3 Le contrôle longitudinal

Le contrôle longitudinal de l'avion consiste à contrôler ses évolutions autour du centre de gravité CG. Le centre de gravité n'étant pas confondu avec le centre de poussée CP, il apparaît un moment à piquer $M1$. Pour que l'avion reste en équilibre, il faut contrebalancer avec un moment $M2$ tel que : $M1=M2$

Avec : $M1=Rz.Y$ II—34 et $M2=Rz'.X$

II—35

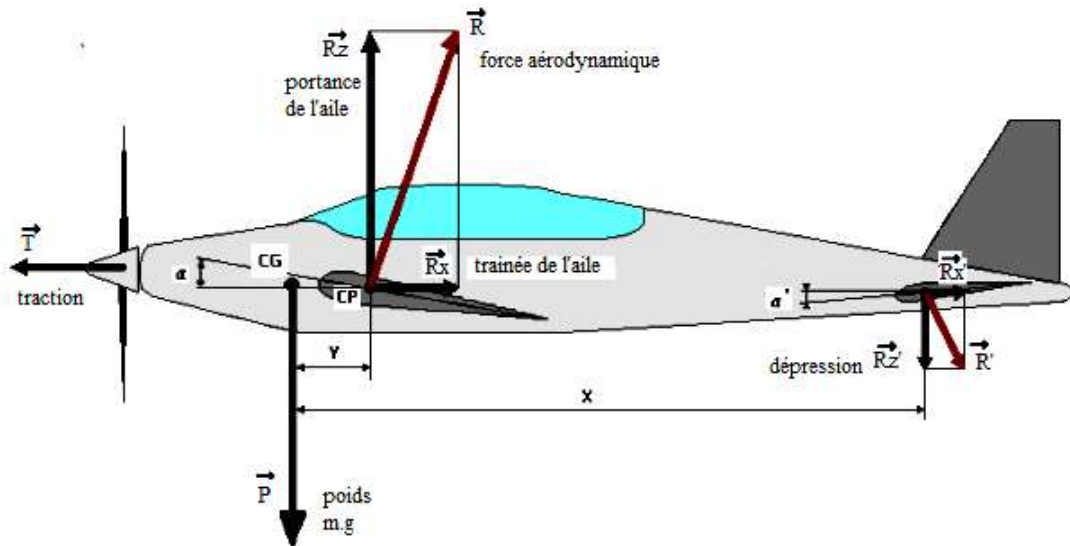


Figure II.72 : Contrôle longitudinal.

Représentation simplifiée : La portance R_z est la somme des portances de l'avion, elle a son point d'application CP confondu avec le centre de gravité CG, voir la figure II.73.

Portance d'avion = portance de l'aile + déportance.

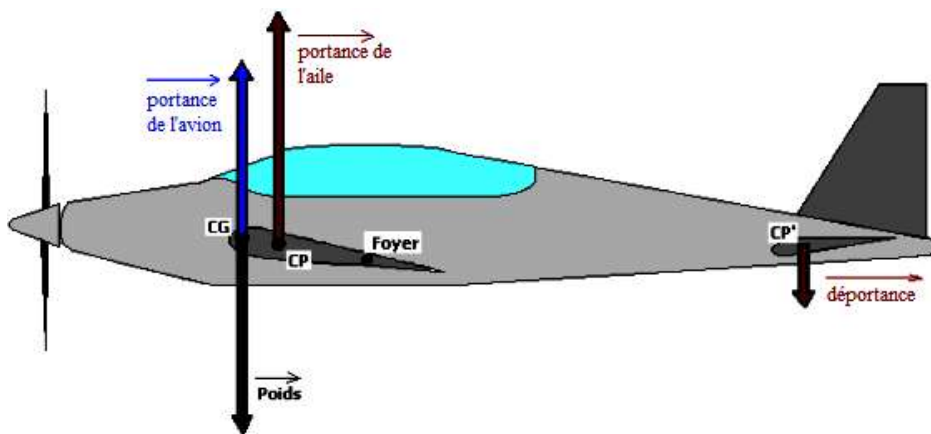


Figure II.73 : Equilibre de la portance.

Donc pour que l'avion soit stable en vol horizontale en palier il faut que la portance de l'avion soit égale à son poids.

II.1 Décollage

Le décollage se décompose en trois phases :

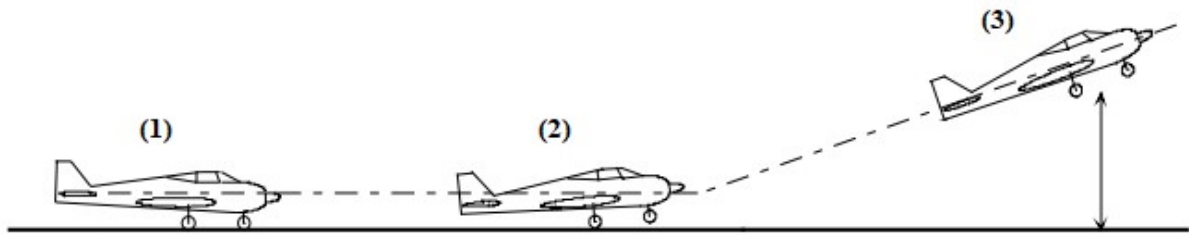


Figure II.78 : Décollage.

∴ **Le roulement (1)** : Pendant cette phase, l'avion accélère sur la piste pour atteindre la vitesse nécessaire afin d'assurer sa sustentation par une portance suffisante.

∴ **La rotation (2)** : Lorsque la vitesse de décollage est atteinte, on effectue la rotation en relevant la profondeur de l'avion vers le haut. Cela permet de placer l'avion à l'assiette de montée.

∴ **L'envol (3)** : Dans cette phase, l'avion a quitté le sol mais en est encore très proche. L'objectif est de continuer à accélérer pour assurer la prise d'altitude. Le décollage se termine lorsque l'avion atteint une certaine hauteur par rapport au sol.

II.2 Atterrissage

L'atterrissage se décompose également en trois phases :

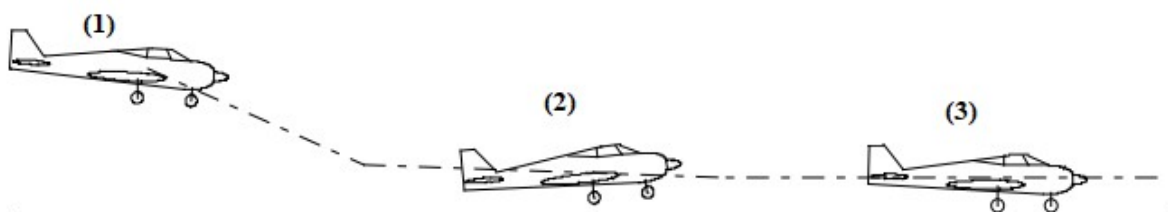


Figure II.79 : L'atterrissage.

✦ **La finale (1)** : L'avion commence à descendre sur une pente stabilisée avec une vitesse constante (en joue sur la profondeur vers le bas) ;

✦ **L'arrondi (2)** : Près du sol le pilote réduit la pente de descente, afin de toucher le sol, on dit qu'il arrondit ;

✦ **La décélération (3)** : Une fois les roues au sol l'atterrissage n'est pas terminé. Il faut perdre sa vitesse sur la piste, donc on doit arrêter le moteur carrément.

Sachant que la force de traînée de l'avion se comporte comme des aérofreins. [24]

II.3 Conclusion

En conclusion, l'aérodynamique et la mécanique de vol sont des aspects essentiels pour la conception et le fonctionnement des avions, qu'ils soient réels ou modèles réduits.

L'aérodynamique joue un rôle clé dans la génération de la portance et de la traînée nécessaires pour maintenir l'avion en vol, tandis que la mécanique de vol est responsable du contrôle de l'avion en vol.

Pour les modèles réduits d'avions, l'aérodynamique et la mécanique de vol sont particulièrement importantes car ils doivent être capables de voler à des vitesses plus faibles et dans des conditions météorologiques moins favorables que les avions réels. Cela nécessite une attention particulière à la conception des ailes, des empennages et des autres composants aérodynamiques pour maximiser la portance et minimiser la traînée.

La mécanique de vol des modèles réduits d'avions est également cruciale, car ils doivent être contrôlés à distance à l'aide de radiocommandes. Cela nécessite des systèmes de contrôle précis et fiables pour maintenir l'avion en vol stable et pour permettre des manœuvres précises et contrôlées.

En somme, l'aérodynamique et la mécanique de vol sont des aspects clés pour la conception et le fonctionnement des modèles réduits d'avions. Leur optimisation peut améliorer la performance et la sécurité de ces avions, offrant ainsi une expérience de vol plus agréable pour les passionnés de modélisme et les pilotes en herbe.

CHAPITRE III :

Conception et Réalisation
d'un Modèle Réduit
d'Aéronef Radiocommandé.

III. Conception et Réalisation d'un Modèle Réduit d'Aéronef Radiocommandé

III.1 Introduction

Ce chapitre explore les étapes de conception, simulation et de fabrication d'un modèle réduit d'avion radiocommandé. Nous utilisons des outils de conception assistée par ordinateur tels que SolidWorks et XFLR5 pour analyser la stabilité et les performances du modèle. Nous abordons également l'impression 3D avec Cura Ultimaker et le choix de matériaux mécaniques et électroniques pour garantir la durabilité et les performances optimales. L'objectif est de guider les lecteurs vers la création réussie d'un modèle d'avion radiocommandé performant et durable.

III.2 Le choix de profil

III.2.1 Pour les ailes

Nous souvent utilisé le profil Clark Y pour la conception des ailes en raison de ses caractéristiques aérodynamiques favorables, telles qu'une portance élevée, une faible traînée et une bonne stabilité à basse vitesse. Il est facile à fabriquer et donc accessible aux constructeurs amateurs. Le profil est caractérisé par une épaisseur élevée de l'aile près de la racine qui diminue vers le bord de fuite, ainsi qu'une courbure donc sur la surface supérieure de l'aile. [51] [52]

∴ Caractéristique géométrique utilise pour ce profil

Epaisseur relative	11,7% à 28 % de la corde
Cambrure max	3,4 % à 42 % de la corde

Tableau 2 : Epaisseur relative et cambrure maximum utilisé pour Clark Y.

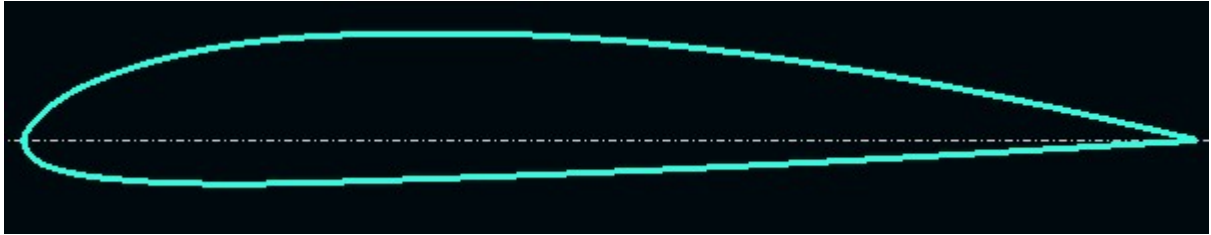


Figure III.1 : Profil Clark Y.

III.2.2 Pour les empennages horizontal et vertical

Pour la conception d'empennages horizontal et vertical nous souvent utilise le profil NACA0012 en raison des ses caractéristiques aérodynamiques avantages aussi. Ce profil est symétrique, ce qui signifie qu'il produit une portance égale en haut et en bas de l'aile. Cela permet une meilleure maniabilité de l'avion et une réponse plus rapide aux commandes. De plus, ce profil est facile à fabriquer et installer, ce qui le rend accessible aux constructeurs amateurs. [53] [54]

⚡ Caractéristique géométrique utilise pour ce profil

Epaisseur relative	12% à 30.31% de la corde
Cambrure max	0,10% à 0% de la corde

Tableau 3 : Epaisseur relative et cambrure maximum utilisé pour profil NACA0012.

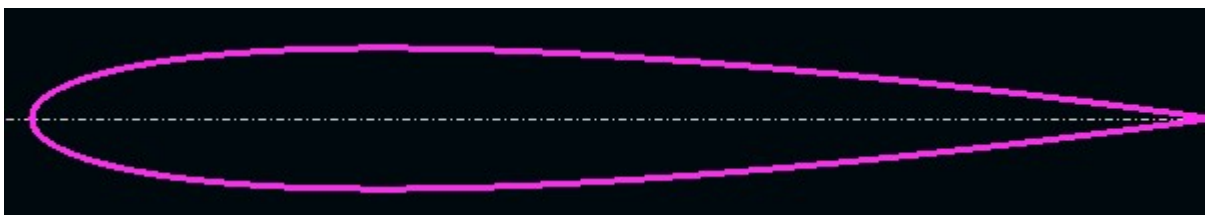


Figure III.2 : Profil NACA0012.

Avant de concrétiser la conception d'un aéronef, il est impératif de valider la qualité des profils aérodynamiques utilisés pour les ailes et l'empennage. Pour ce faire, l'utilisation du

logiciel XFLR5 se présente comme une étape cruciale. Ce logiciel de simulation joue un rôle clé dans l'amélioration et l'optimisation de la conception de notre aéronef, garantissant ainsi des performances aérodynamiques optimales et une stabilité en vol fiable.

III.3 Logiciel XFLR5

III.3.1 Définition

XFLR5 est un logiciel de simulation aérodynamique utilisé pour analyser les performances et la stabilité des aéronefs. Il utilise la méthode des panneaux pour modéliser les écoulements d'air autour des surfaces portantes et fournit des informations précieuses telles que les coefficients de portance, de traînée et de moments, les distributions de pression et les courbes polaires. [45] [46]



Figure III.3 : Logo logiciel XFLR5.

III.3.2 Utilisation

XFLR5 est largement utilisé dans le domaine de l'aéronautique pour la conception et l'analyse des ailes, des profils aérodynamiques et des aéronefs. Il permet aux ingénieurs et aux concepteurs de tester différentes configurations, d'optimiser les performances aérodynamiques et de prédire le comportement de vol. [46]

III.3.3 Avantages

1/ Analyse approfondie : XFLR5 offre une gamme complète d'outils et de fonctionnalités pour analyser les performances aérodynamiques, la stabilité et le comportement de vol des aéronefs. Il permet d'explorer différentes configurations, de tester des modifications de profils et d'évaluer l'impact sur les performances.

2/ Simulation précise : Le logiciel utilise la méthode des panneaux, qui est une approche bien établie et précise pour modéliser les écoulements d'air autour des surfaces portantes. Cela permet d'obtenir des résultats fiables et réalistes pour les performances aérodynamiques.

3/ Interface conviviale : XFLR5 dispose d'une interface conviviale qui facilite la création, la modification et l'analyse des modèles aérodynamiques. Les utilisateurs peuvent facilement définir les paramètres, visualiser les résultats et interpréter les données aérodynamiques à l'aide de graphiques et de tableaux clairs.

4/ Open-source : XFLR5 est un logiciel open-source, ce qui signifie qu'il est librement disponible et modifiable. Cela permet aux utilisateurs de bénéficier de mises à jour régulières, de contributions de la communauté des développeurs et de l'adaptation du logiciel à leurs besoins spécifiques.

III.3.3.1 Inconvénients

1/ Limitations des modèles : XFLR5 peut présenter des limitations pour les modèles aérodynamiques complexes ou les configurations avancées. Dans de tels cas, des logiciels plus spécialisés peuvent être nécessaires pour des analyses plus approfondies.

2/ Courbe d'apprentissage : Comme pour tout logiciel de simulation, XFLR5 peut nécessiter une période d'apprentissage pour maîtriser pleinement ses fonctionnalités et ses capacités. Cela peut prendre du temps et nécessiter une certaine expérience pour obtenir des résultats précis et interpréter correctement les données générées.

III.4 L'analyse du profil Clark Y et NACA0012 par logiciel XFLR5

La conception de profils adynamiques tels que Clark Y et NACA0012 nécessite l'utilisation de logiciels spécialisés et l'ajustement d'un maillage de 150 panneaux. Pour évaluer les performances aérodynamiques, une analyse par lot est effectuée en spécifiant un nombre de Reynolds variant de 10 000 à 70 000 avec un pas de 10 000, ainsi qu'un angle d'attaque variant de -10 à 20 degrés avec un pas de 1 degré. Cela permet de calculer les caractéristiques aérodynamiques, telles que la portance, la trainée et le moment, pour étudier les performances du profil dans différentes conditions de vol.

III.4.1 Etude les polaires

III.4.1.1 Pour profil Clark Y

∴ Le coefficient de moment de tangage en fonction de l'angle d'attaque

Le coefficient de moment de tangage est lié à la stabilité longitudinale d'un avion. Lorsqu'il est négatif, le profil d'aile a tendance à faire piquer l'avion, tandis que s'il positif, il a tendance à faire cabrer l'avion.

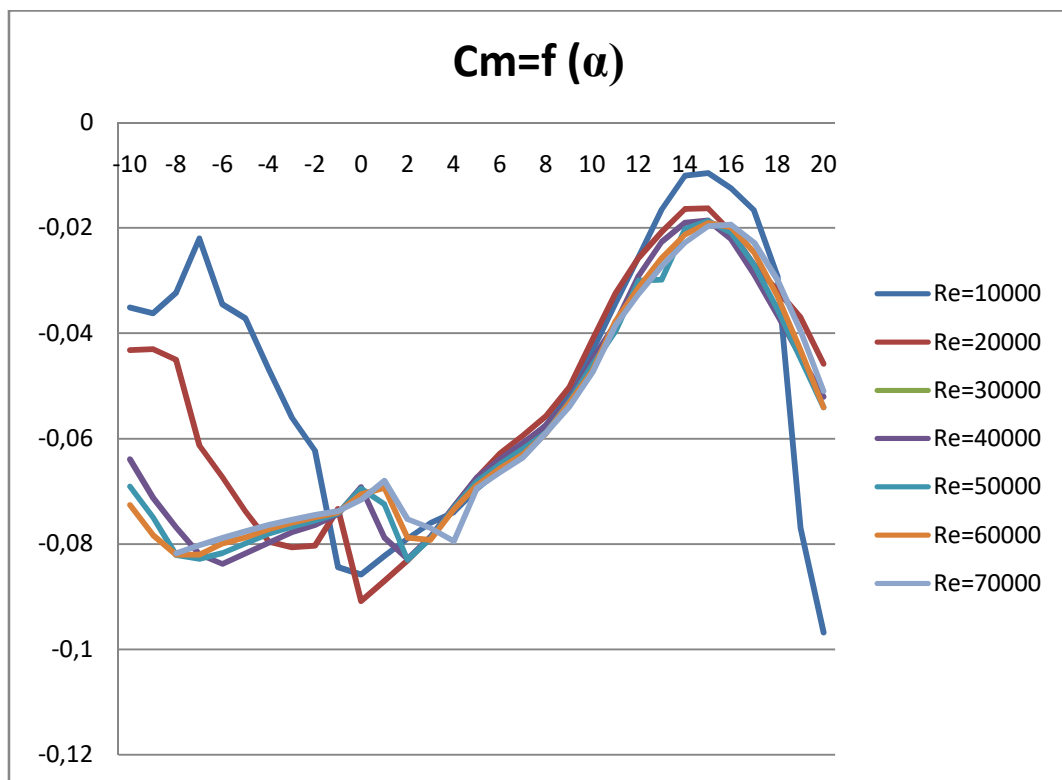


Figure III.4 : Coefficient de moment en fonction d'angle d'incidence pour une plage de nombre de Reynolds.

En examinant le graphe de la figure III.4 $C_m=f(\alpha)$, on constate que le coefficient de moment de tangage est négatif en fonction de l'angle d'attaque, ce qui indique que le profil d'aile a une tendance à faire piquer l'avion. Cette caractéristique est en réalité recherchée pour

tous les profils car elle contribue à une stabilité longitudinale optimale et une sécurité de vol maximale.

❖ **Le coefficient de portance en fonction d'angle d'incidence**

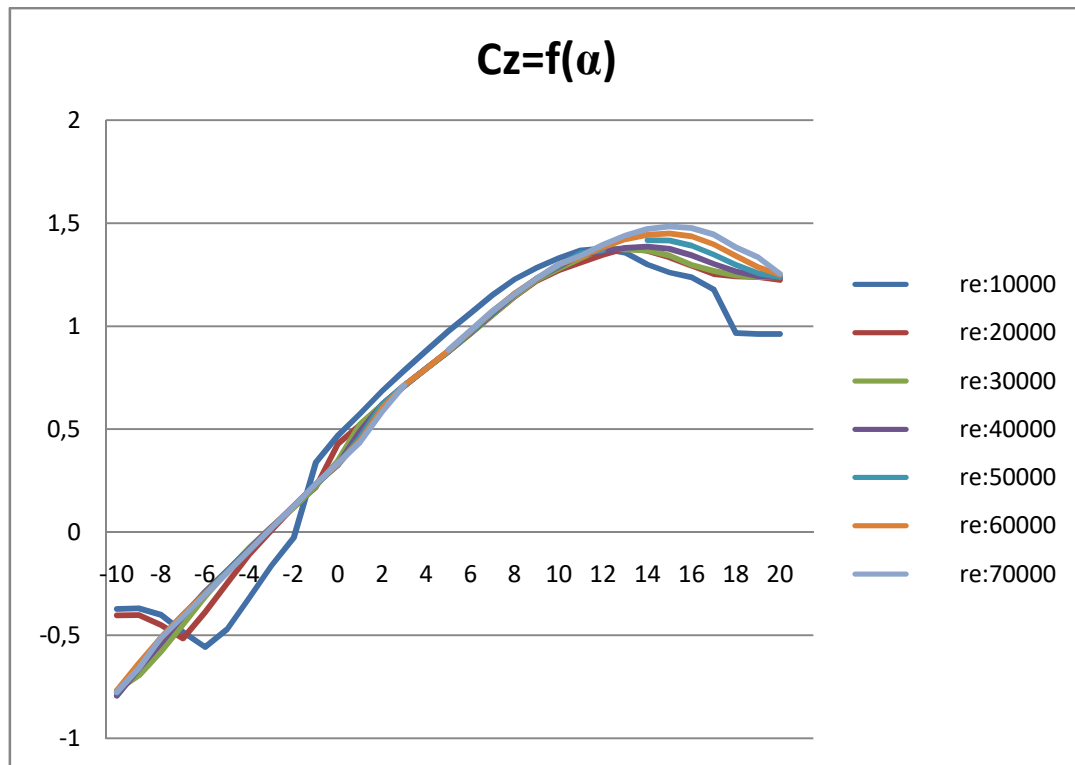


Figure III.5 : Coefficient de portance en fonction d'angle d'incidence pour une plage de nombre de Reynolds.

En examinant le graphe de la figure III.5, on constate que le coefficient de portance atteint son maximum autour de 11 à 16 degrés d'incidence pour un nombre de Reynolds donné, et que cette valeur maximale augmente avec le nombre de Reynolds. Au-delà de cet angle, on observe une diminution significative du coefficient de portance, ce qui peut causer un décrochage. Il est donc important de maintenir l'angle d'incidence dans cette plage pour maximiser la portance et assurer une performance aérodynamique optimale de l'avion.

❖ **Coefficient de traînée en fonction d'angle d'incidence**

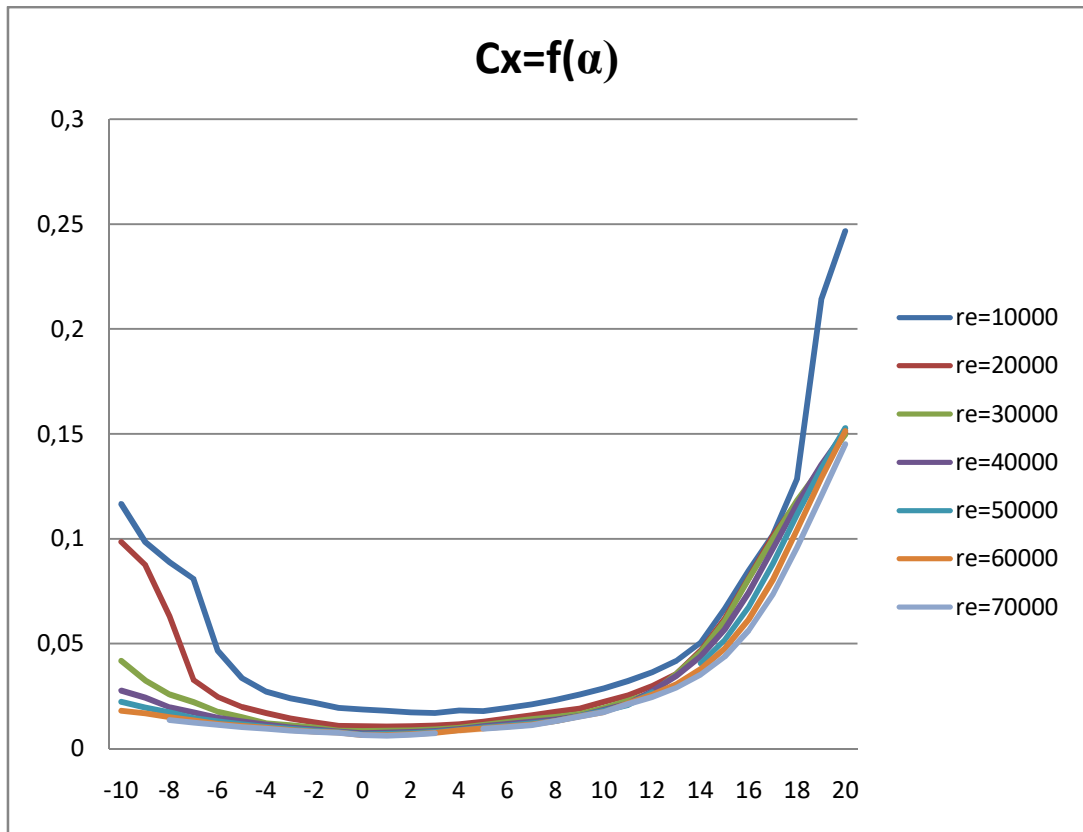


Figure III.6 : Coefficient de trainée en fonction d'angle d'incidence pour une plage de nombre de Reynolds.

On constate que la trainée est relativement faible en début, mais elle augmente rapidement lorsque l'angle d'attaque est augmenté, comme le montre la figure III.6. Il est important de noter que si cette augmentation n'est pas corrigée cela peut causer des problèmes à l'avenir. Par conséquent, il est essentiel de surveiller et de contrôler la trainée pour assurer la sécurité et l'efficacité du vol.

III.4.1.2 Pour profil NACA0012

❖ Coefficient de moment en fonction d'angle d'incidence

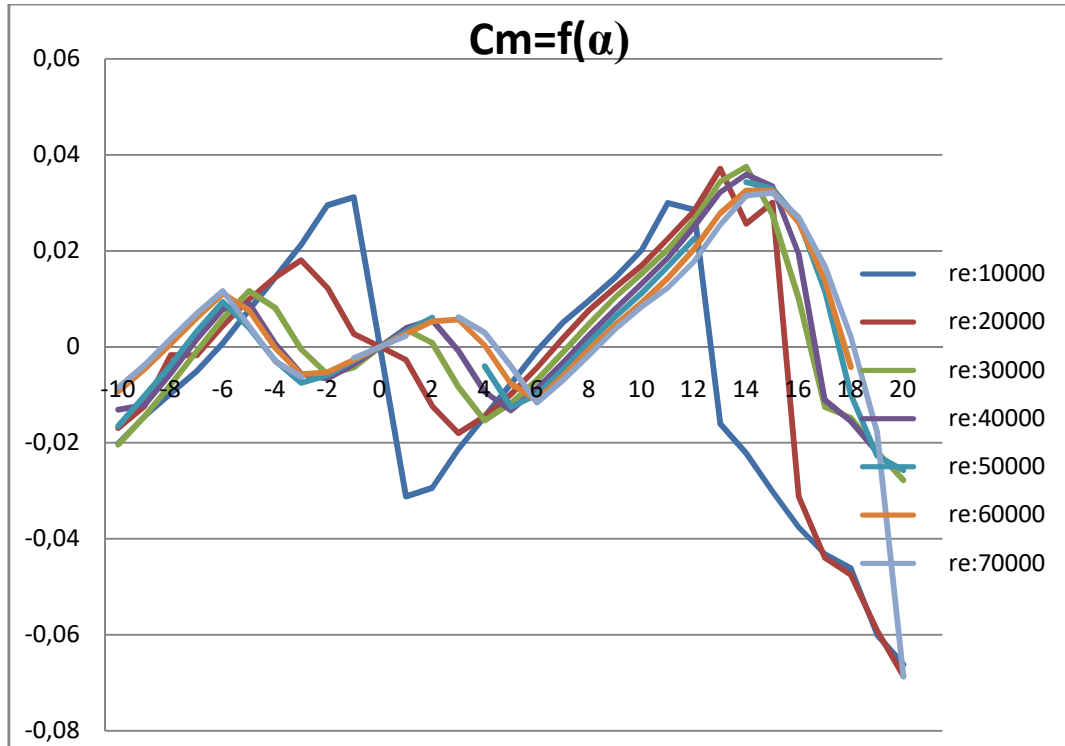


Figure III.7 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'incidence pour une plage de nombre de Reynolds.

La figure III.7 présente la distribution du coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque. On remarque que pour de faibles angles d'attaque, le coefficient de moment est principalement négatif. Il atteint ensuite un pic positif aux alentours de 10 à 16 degrés d'angle d'attaque, puis diminue progressivement pour redevenir négatif à des angles d'attaque plus élevés. Cette caractéristique est essentielle pour les empennages, car elle joue un rôle crucial dans le contrôle de la stabilité longitudinale et directionnelle de l'avion. Plus précisément, un empennage horizontal doit avoir un coefficient de moment négatif pour maintenir la stabilité longitudinale, tandis qu'un empennage vertical doit avoir un coefficient de moment positif pour assurer la stabilité directionnelle.

∴ Coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence

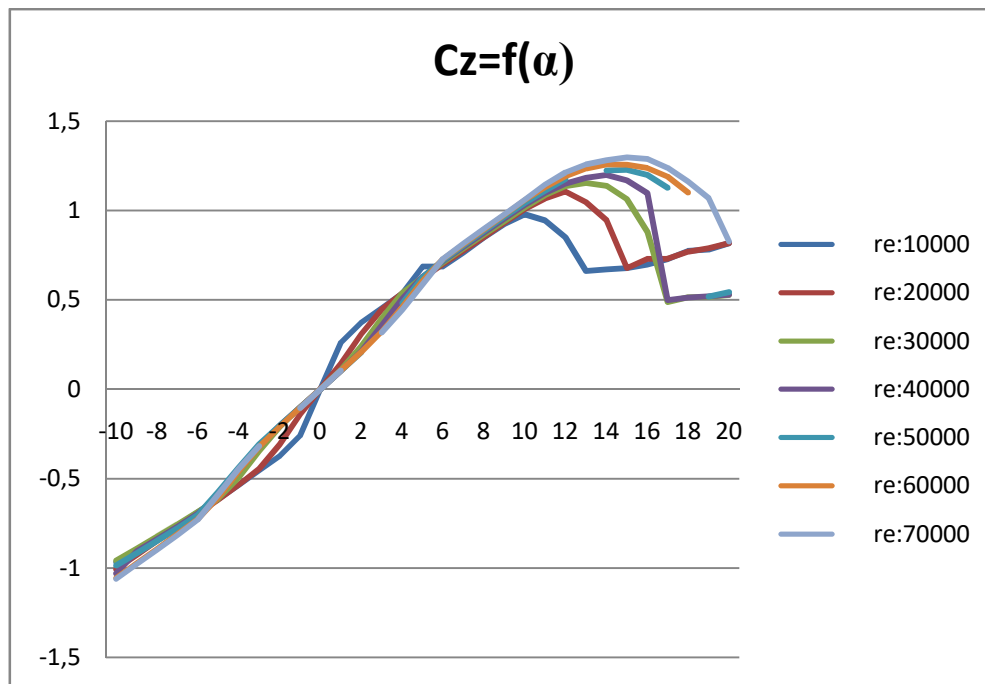


Figure III.8 : Coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence pour une plage de nombre de Reynolds.

Les résultats de coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque pour le profil NACA0012 utilisé pour les empennages montrent une caractéristique similaire à celle observée pour l'aile. Le coefficient de portance augmente avec l'augmentation de l'angle d'attaque jusqu'à un certain angle, puis commence à diminuer au-delà de cet angle (voir figure III.8). Cependant, la plage optimale d'angle d'attaque pour les empennages est généralement plus étroite que pour les ailes.

∴ Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'incidence

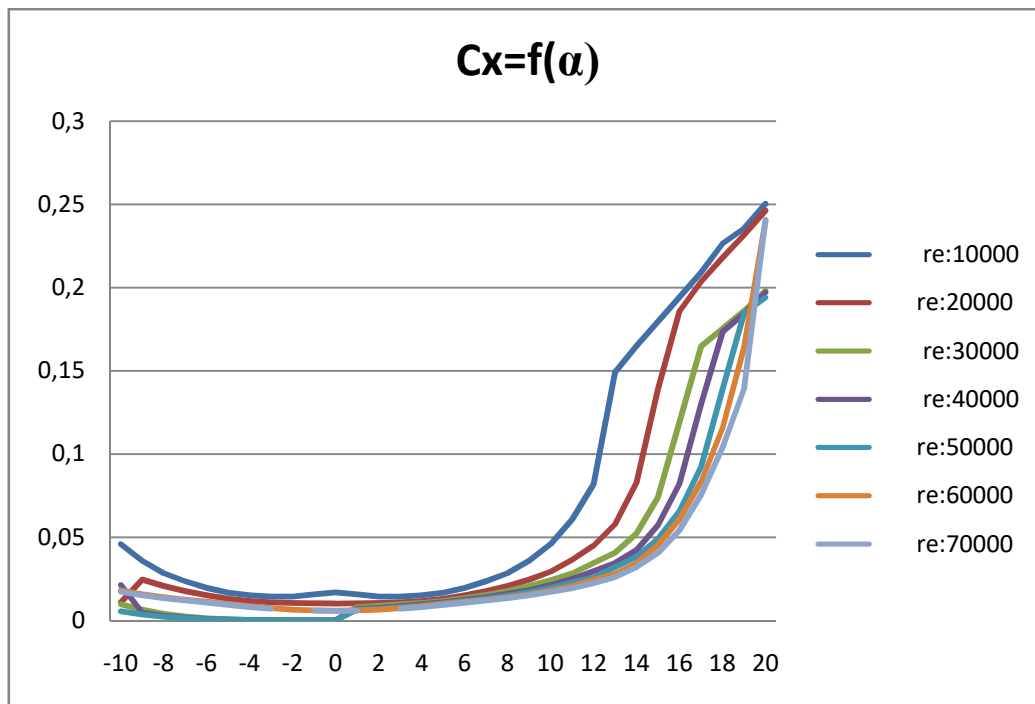


Figure III.9 : Coefficient de traînée en fonction de l'angle d'incidence pour une plage de nombre de Reynolds.

Les résultats montrent une tendance similaire à celle observée pour les ailes, avec une diminution de la traînée pour les petits angles d'attaque puis atteignant un pic à des angles d'attaque élevés (voir figure III.9). Cette caractéristique du profil NACA0012 est importante pour réduire la traînée à des angles d'attaque plus faibles, ce qui est crucial pour la performance de vol de l'avion.

III.1 Conception des différentes parties d'aéronef avec logiciel XFLR5

Pour la conception de notre modèle réduit d'avion, nous avons appliqué les principes de base de conception couverts dans les chapitres précédents. Nous avons effectué une recherche approfondie en utilisant diverses sources d'informations pour obtenir les dimensions appropriées pour notre modèle réduit d'avion radiocommandé. Ensuite, nous avons utilisé le logiciel XFLR5 pour concevoir et analyser notre modèle de vol, dans le but d'atteindre des performances optimales. [49]

III.1.1 Conception de l'aile

Pour modéliser l'aile en 3D dans le logiciel XFLR5 en prenant en compte les paramètres tels que l'envergure, la corde, le dièdre, la position de l'axe de torsion, choix de profil ainsi que d'autres paramètres pertinents. Les panneaux utilisés pour l'analyse sont uniformément répartis sur la surface de l'aile. La représentation de notre aile sera conforme à celle illustrée dans la figure III.10 :

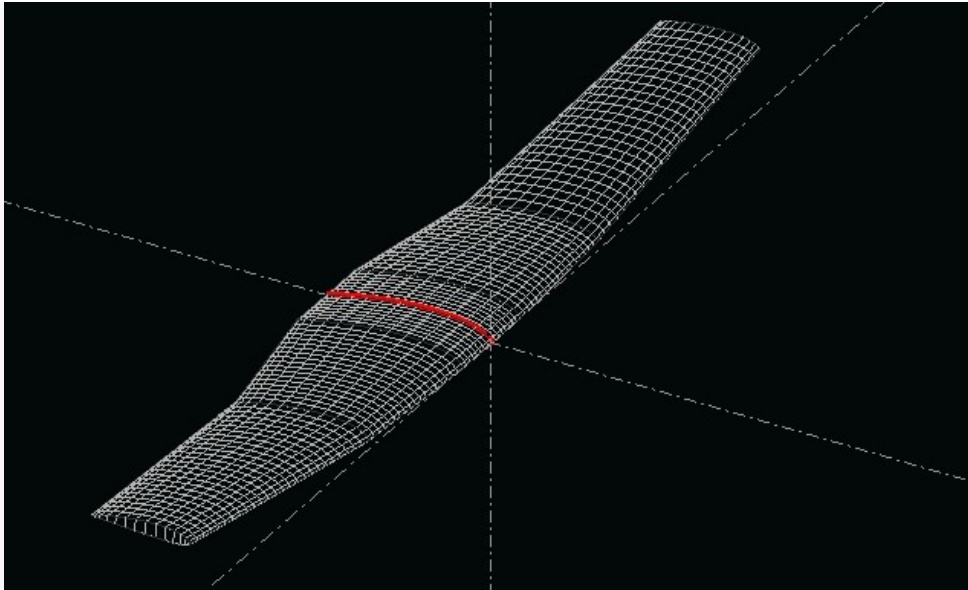


Figure III.10 : Conception de l'aile.

Le dièdre a été fixé à 8° sur l'ensemble de l'envergure, à l'exception de la section centrale qui est attachée au fuselage avec une certaine distance :

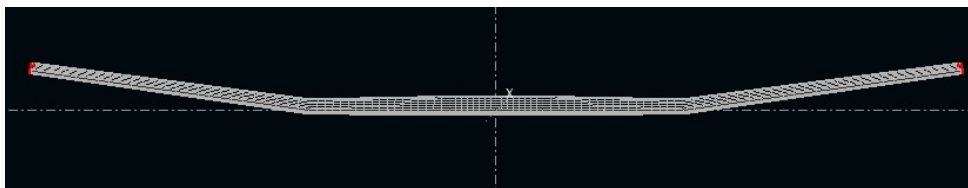


Figure III.11 : Aile avec dièdre de 8° .

III.1.2 Conception des l'empennage

Le profil de l'empennage a été divisé en deux profils distincts, l'un pour l'empennage horizontal et l'autre pour l'empennage vertical. Les paramètres utilisés pour ces profils sont les

mêmes que ceux utilisés pour les ailes, tels que l'envergure, la corde, le dièdre et la position de l'axe de torsion. La forme finale de l'empennage est illustrée dans la figure III.13 :

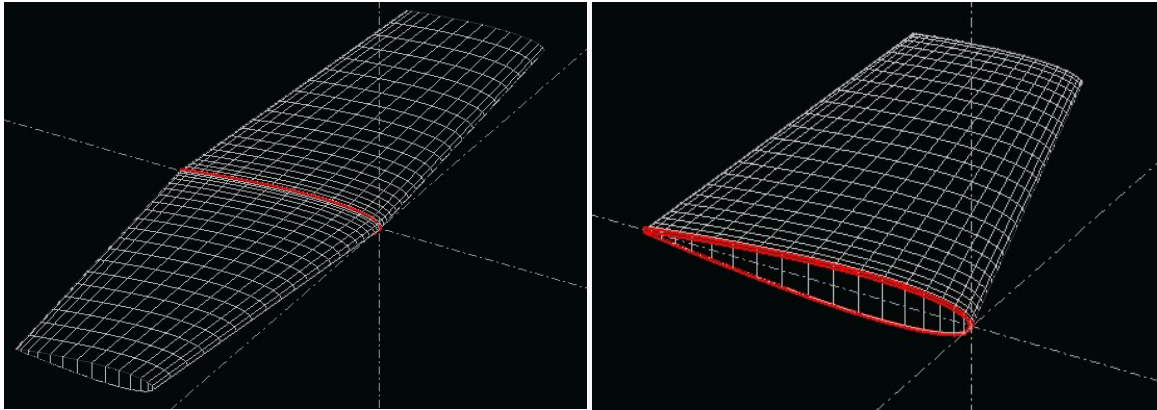


Figure III.12 : Conception des empennages.

III.1.3 Conception de fuselage :

La géométrie du fuselage n'a pas été modélisée avec autant de précision que les surfaces aérodynamiques, en raison des limitations de l'interface d'édition de la carrosserie de XFLR5. Les mesures ont été introduites sous forme de formes grossièrement octogonales avec des angles lissés à l'aide de l'option BSplines de l'éditeur de carrosserie (voir figure III.13). L'option "X" degré a été réglée sur 3 et l'option "Hoop" sur 3 pour obtenir la géométrie la plus comparable à celle de l'avion réel.

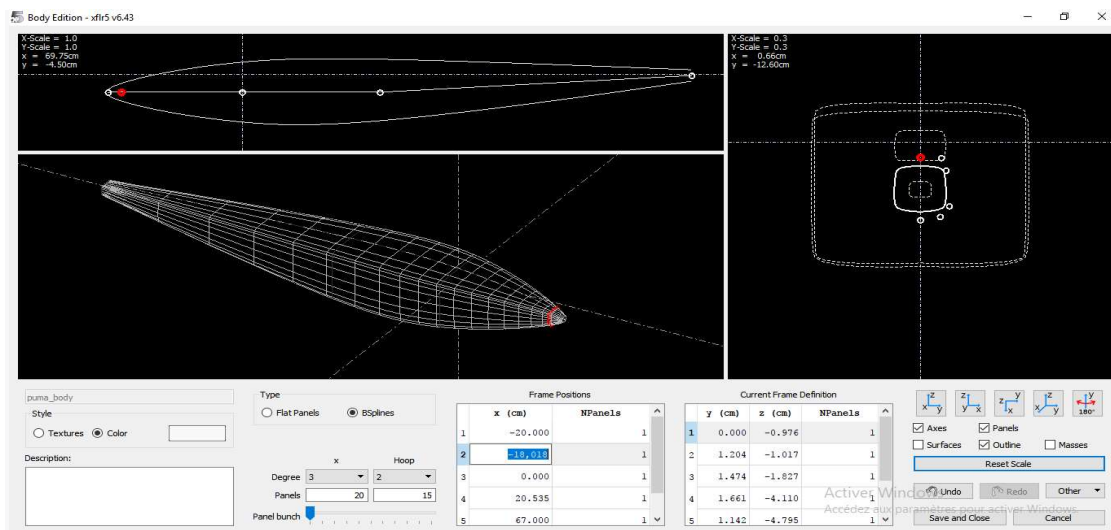


Figure III.13 : Conception de fuselage.

III.1.4 Conception d'un modèle complet de l'aéronef

La figure III.14 présente la forme finale de la géométrie du modèle réduit d'avion, obtenue après l'assemblage des différentes parties de l'aéronef réalisées précédemment à l'aide du logiciel XFLR5.

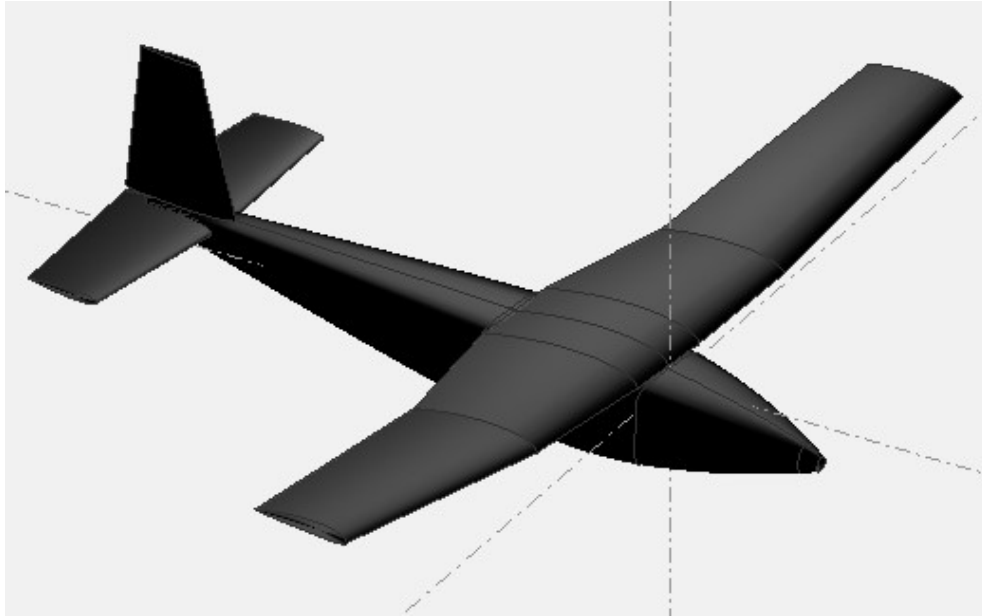


Figure III.14 : Conception d'un modèle complet de l'aéronef.

III.2 Positionnement des masses pour le centrage de l'avion

Après avoir conçu notre modèle d'avion, nous avons spécifié les masses estimées de tous les composants utilisés dans la construction de notre aéronef RC dans XFLR5. Cette étape est cruciale pour obtenir une analyse précise de la stabilité, des moments d'inertie et des performances de l'avion, ainsi que pour positionner le centre de gravité de manière adéquate. En ajustant ces paramètres, nous avons réussi à obtenir un centre de gravité ($X_{CG} = 4,863$ cm) positionné à 30% de la corde moyenne par rapport à l'extrémité avant de l'aile de bord d'attaque, ce qui est essentiel pour un bon centrage. Cette configuration nous permet de maintenir une marge statique supérieure à 5% de la corde moyenne de l'aile ($MAC = 16,203$ cm), ce qui contribue à la stabilité longitudinale de l'avion.

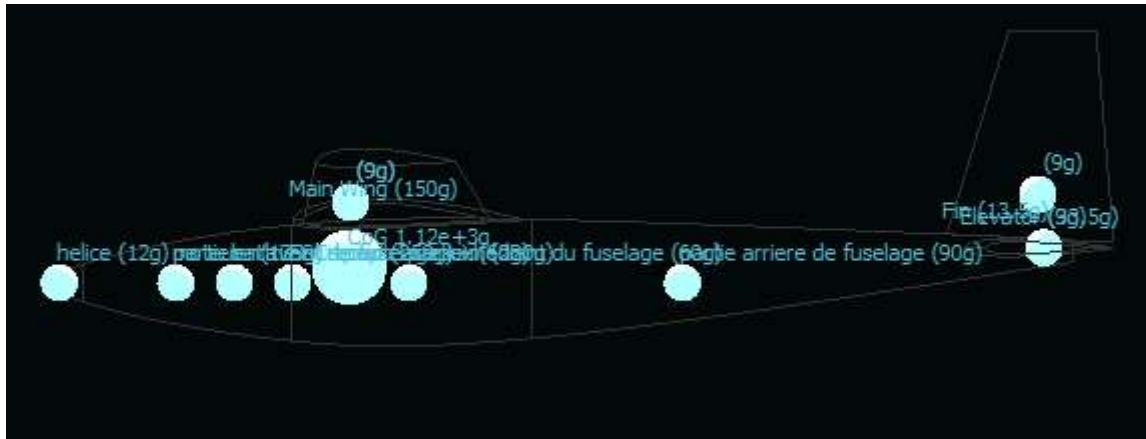


Figure III.15 : Positionnement des masses de l'aéronef.

III.3 Analyse à portance constante dans XFLR5

Nous pouvons maintenant effectuer une analyse dans le logiciel XFLR5. Nous choisissons le type de polaire 2 (Lift Fixe) et une analyse VLM2, car ce type d'analyse est plus représentatif des conditions de vol réelles. Nous prenons soin de spécifier les propriétés visqueuses et laissons les autres paramètres inchangés. Ensuite, nous lançons notre analyse en utilisant des angles d'attaque compris entre -5 et 20 degrés. Au cours de cette analyse, nous explorons différentes vitesses tout en maintenant une portance constante à chaque angle d'attaque.

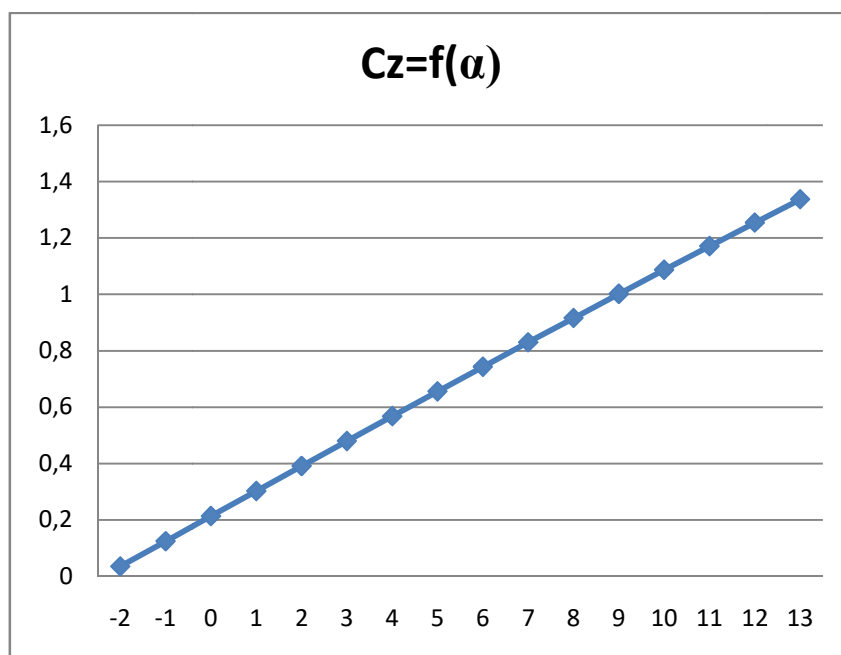


Figure III.16 : Coefficient de portance en fonction d'angle d'incidence.

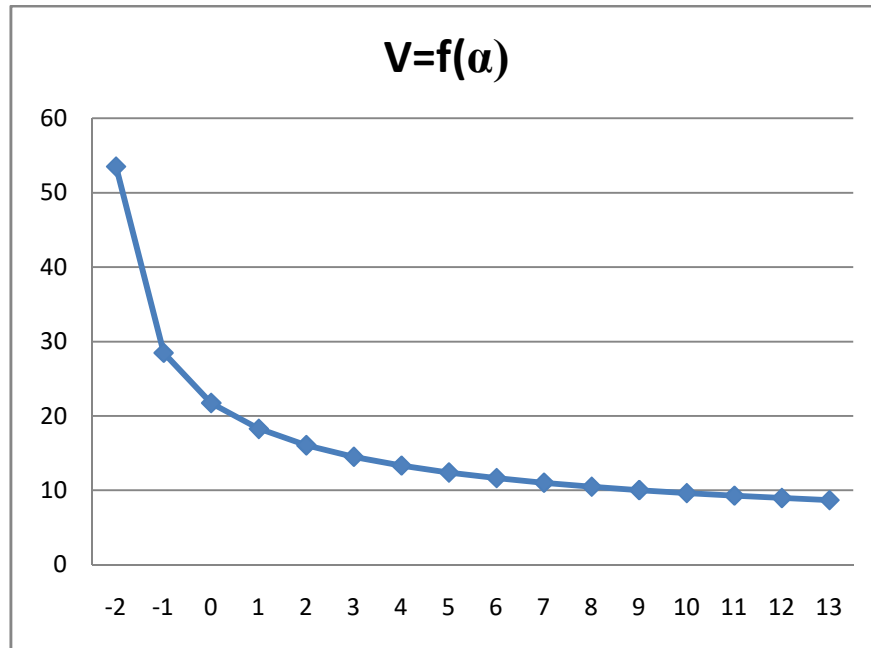


Figure III.17 : Vitesse en fonction d'angle d'incidence.

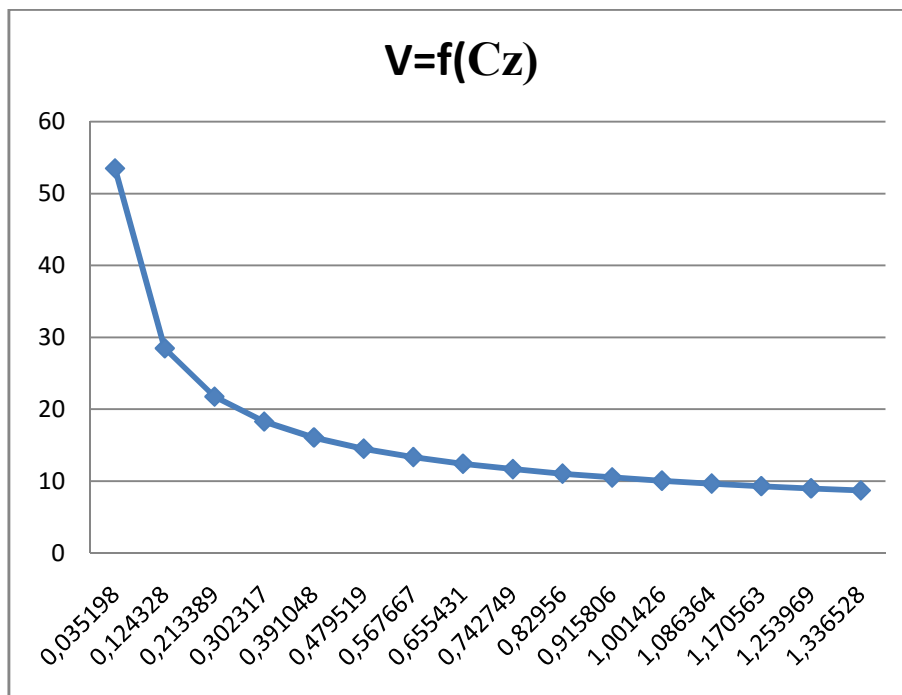


Figure III.18 : Vitesse en fonction de coefficient de portance.

- En vol horizontal, la portance de l'aéronef est égale à son poids. Ainsi, la vitesse (V) est ajustée en fonction du coefficient de portance (Cz), qui augmente avec l'angle d'attaque

(figure III.16). L'analyse de type polaire 2 nous permet également de déterminer comment la vitesse varie en fonction de l'angle d'attaque (figure III.17) et du coefficient de portance (figure III.18).

- Lors de cette analyse, nous avons observé que la vitesse augmente lorsque l'angle d'attaque et le coefficient de portance sont faibles, tandis qu'elle diminue à mesure que l'angle d'attaque augmente. Ainsi, il est crucial de trouver un équilibre entre la portance, le poids et la vitesse lors d'un vol horizontal.

- De plus, cette analyse a révélé la plage d'angle d'incidence recommandée, qui se situe entre -2 et 13 degrés, en fonction des résultats obtenus. Respecter cette plage d'angle d'incidence est essentiel pour maintenir les performances optimales de l'aéronef.

- En résumé, l'angle d'attaque et le coefficient de portance ont une influence directe sur la vitesse de l'aéronef en vol horizontal. L'ajustement de la vitesse en fonction du coefficient de portance permet de maintenir l'équilibre entre la portance et le poids de l'aéronef. De plus, en respectant la plage d'angle d'incidence recommandée, on assure des performances aérodynamiques optimales.

❖ Évolution du coefficient de traînée en fonction de l'angle d'incidence et de la vitesse

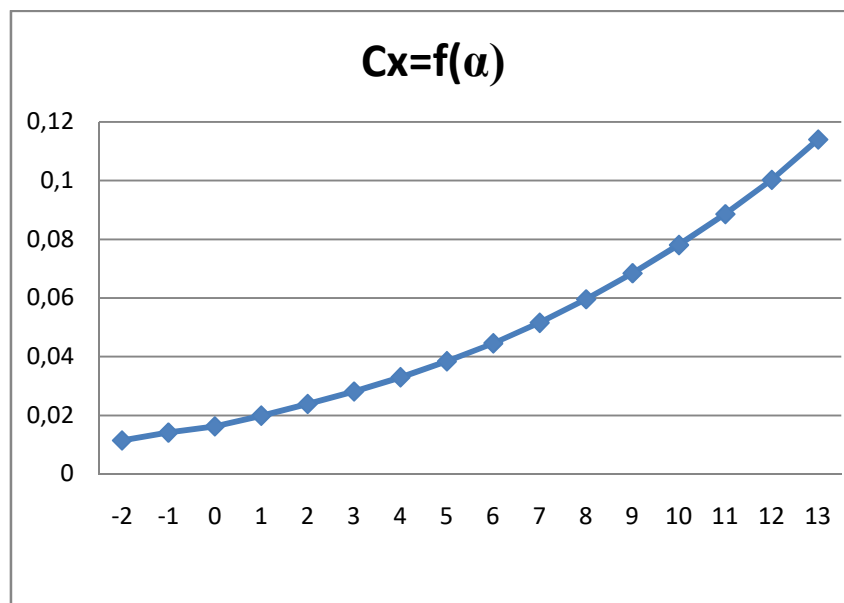


Figure III.19 : Coefficient de traînée en fonction d'angle d'incidence.

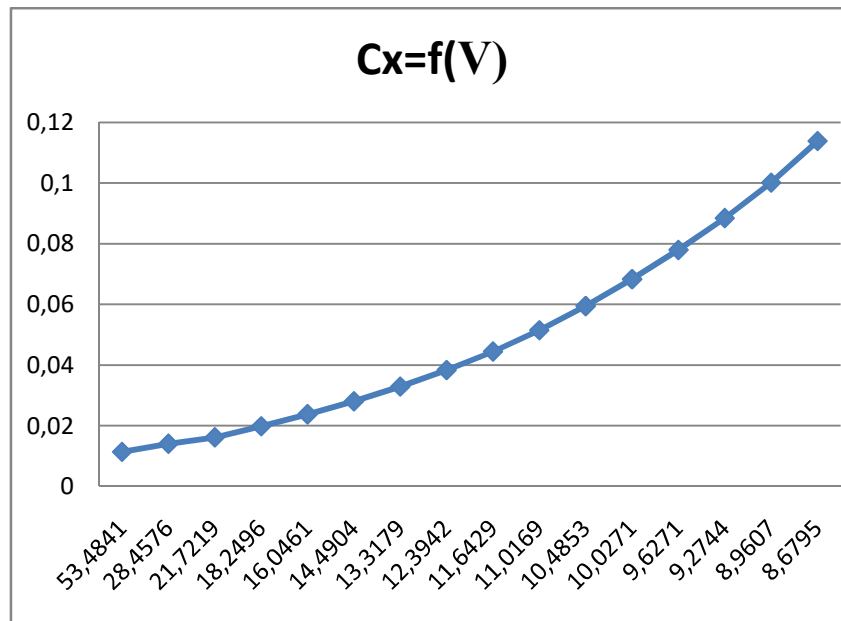


Figure III.20 Coefficient de traînée en fonction de la vitesse.

Cette analyse nous permet de comprendre comment la traînée évolue en fonction de l'angle d'attaque et de la vitesse, comme illustré sur les figures III.19 et III.20. Nous constatons que la traînée augmente avec ces deux paramètres, ce qui a un impact sur l'efficacité aérodynamique de notre modèle d'avion. Ces résultats nous permettent d'optimiser les performances en ajustant l'angle d'attaque et la vitesse afin de réduire au minimum la traînée.

En résumé, L'analyse de type polaire 2 à portance constante dans XFLR5, nous permettra d'explorer la relation entre la portance, l'angle d'attaque, la vitesse et la traînée, ce qui est essentiel pour évaluer les performances aérodynamiques de notre modèle d'avion. Pour assurer un vol en palier avec de bonnes performances aérodynamiques, il est nécessaire de trouver le point de finesse, c'est-à-dire le point où nous obtenons la meilleure portance pour une traînée minimale. Ce point va être identifié à partir de la courbe $C_z=f(C_x)$, où C_z représente la portance et C_x la traînée. En trouvant le point où la portance est maximale pour une traînée minimale, nous pourrions déterminer la vitesse et l'incidence optimale pour notre modèle d'avion en vol horizontal.

III.3.1 La polaire Eiffel $C_z=f(C_x)$

Le point de finesse maximale de notre courbe de vol en palier est déterminé en utilisant la tangente à la courbe qui passe par l'origine. Ce point représente le rapport le plus élevé entre la portance (C_z) et la traînée de l'avion (C_x), communément exprimé en tant que C_z/C_x .

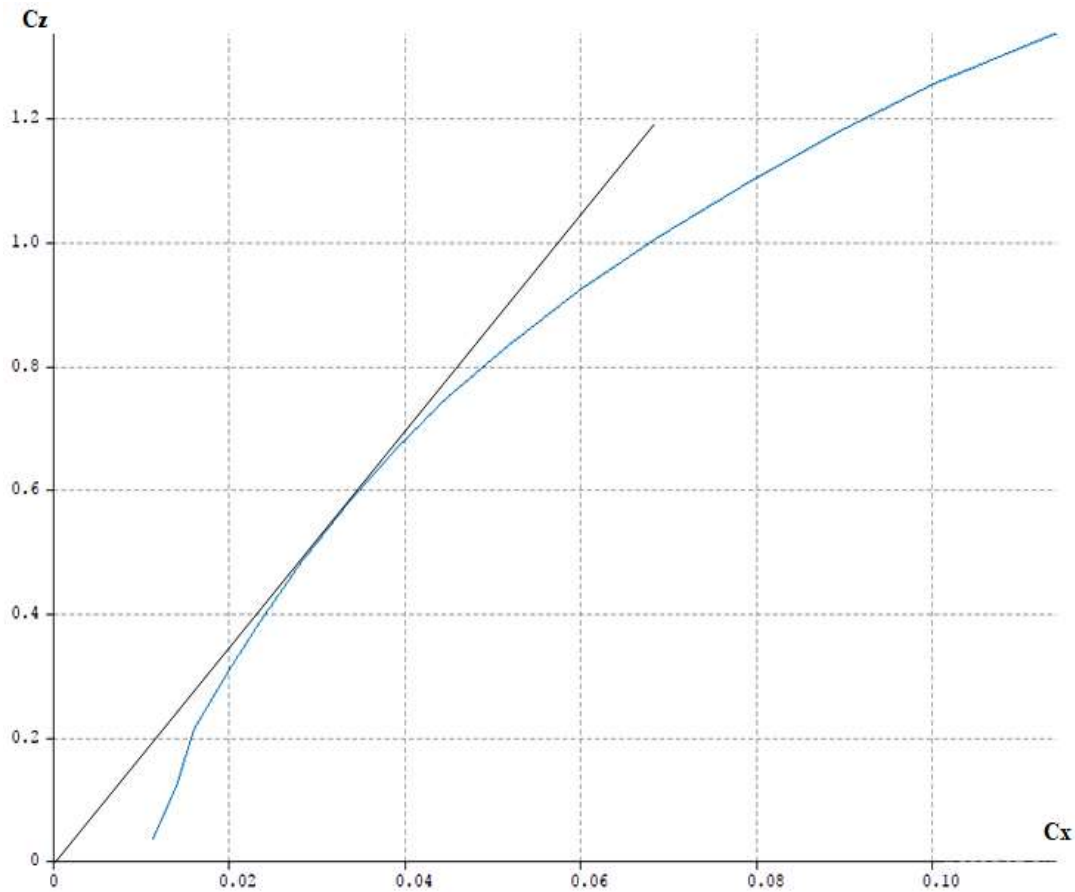


Figure III.18 : Coefficient de portance en fonction coefficient de traînée (polaire Eiffel).

Dans notre exemple, tel qu'illustré sur la figure III.18, ce point était situé à un rapport C_z/C_x de 17,2, avec $C_z=0,585$ et $C_x=0,034$, ce qui indique une portance élevée pour une traînée minimale.

∴ La polaire C_z/C_x en fonction d'angle d'incidence

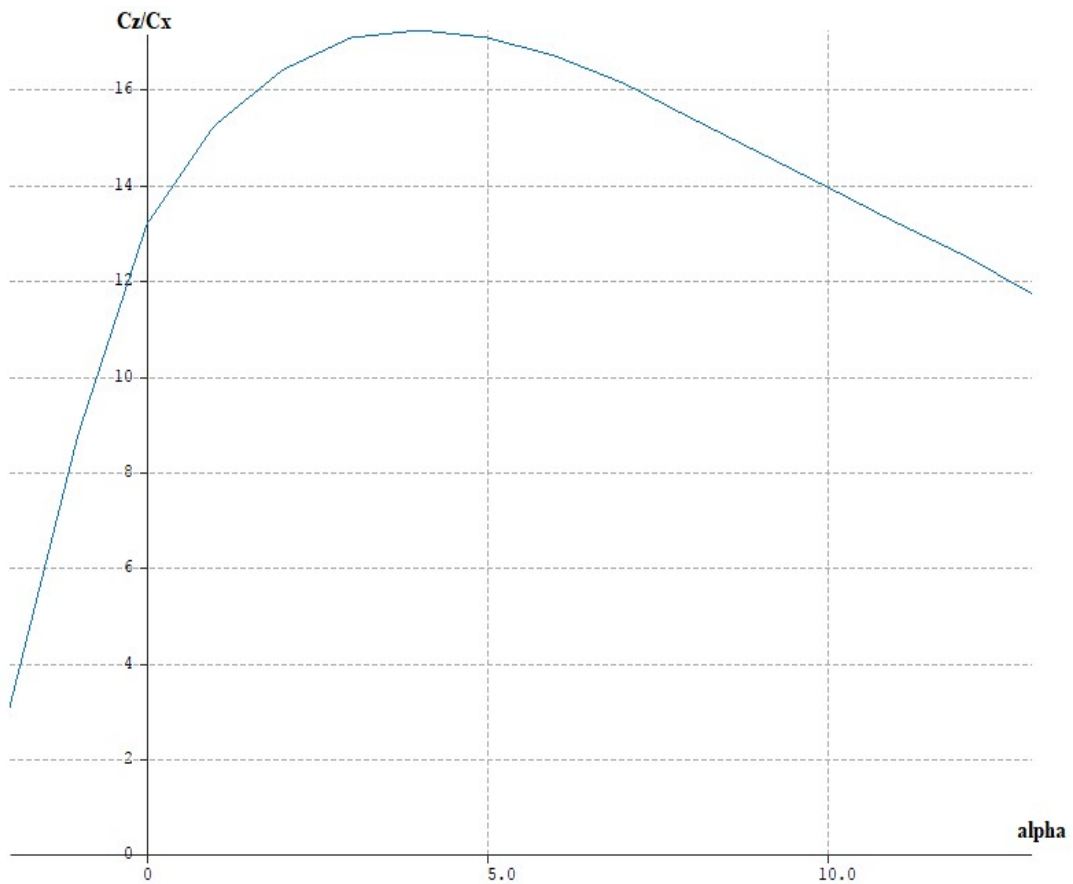


Figure III.19 : La finesse en fonction d'angle d'incidence.

Pour atteindre ce point de finesse maximale, il est recommandé de régler l'angle d'incidence de l'avion à 4 degrés, comme illustré dans la figure III.19, cela correspond à un rapport C_z/C_x de 17,2. L'ajustement de l'angle d'incidence à cette valeur permet d'optimiser la performance aérodynamique en maximisant la portance tout en réduisant la traînée.

∴ **Tourbillons marginaux à 4 degrés :**

On peut observer les tourbillons marginaux créés à l'extrémité de l'aile, comme illustré sur la figure III.20, à un angle d'incidence de 4 degrés. Ces tourbillons sont considérés acceptables car notre avion présente un allongement satisfaisant de $\lambda = 7,6$.

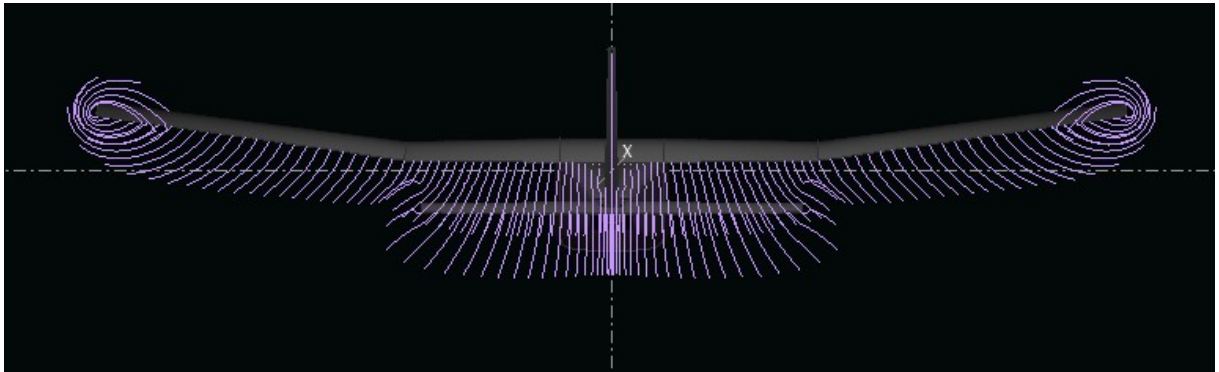


Figure III.20 : Tourbillons marginaux.

Avec un allongement adéquat, comme celui mentionné pour notre avion, les tourbillons marginaux générés à l'extrémité de l'aile sont considérés acceptables. Cette configuration permet de réduire la traînée induite et contribue à améliorer les performances globales de l'aéronef. Ainsi, l'angle d'incidence de 4 degrés est approprié pour maintenir un vol en palier horizontal.

∴ **La polaire C_z/C_x en fonction d'angle d'incidence :**

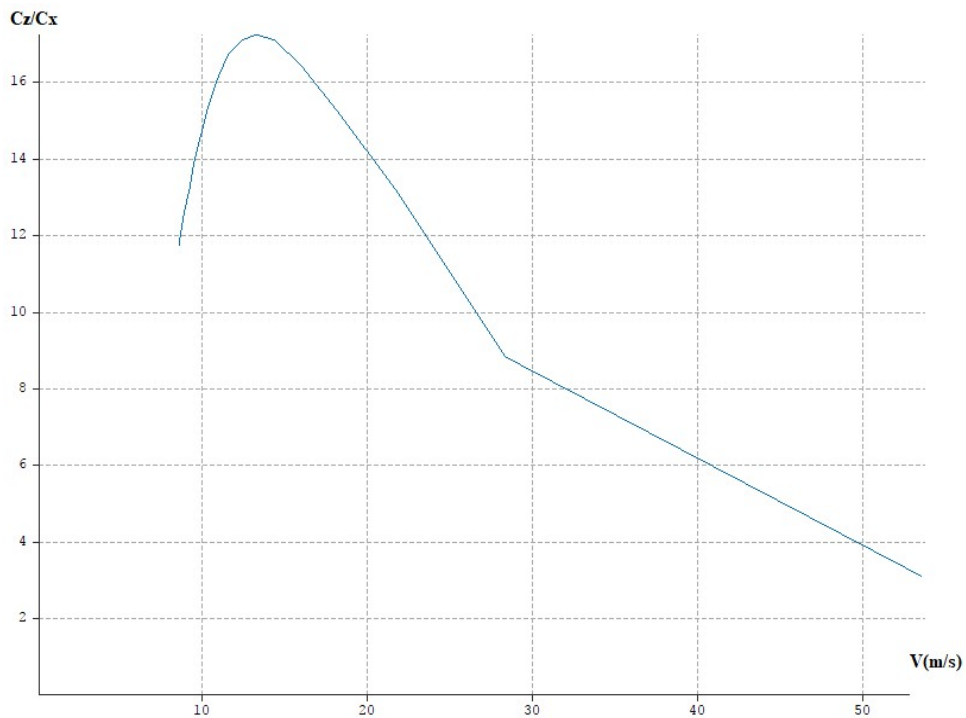


Figure III.21 : La finesse en fonction la vitesse.

De plus, nous avons déterminé que la vitesse optimale en vol horizontal était d'environ 13,3 m/s. À cette vitesse, l'avion atteint un équilibre idéal entre la portance et la traînée, ce qui favorise un vol stable et efficace.

III.4 Analyse de stabilité

L'analyse de stabilité évalue les réponses d'un avion aux perturbations du vol stabilisé, qu'elles soient naturelles (comme les rafales de vent) ou artificielles (comme les commandes de vol). Elle permet de juger les valeurs de la réponse temporelle ou fréquentielle du notre avion et d'optimiser sa stabilité, sa sécurité et ses performances.

III.4.1 Stabilité statique

La stabilité statique dans XFLR5 est évaluée à l'aide du coefficient de moment, qui mesure le moment de tangage généré par l'aile et l'empennage en fonction de l'angle d'attaque. L'analyse permet de déterminer si l'aéronef présente une stabilité adéquate en vol horizontal et d'optimiser les paramètres de conception pour un vol sûr et contrôlé.

❖ Le coefficient de moment

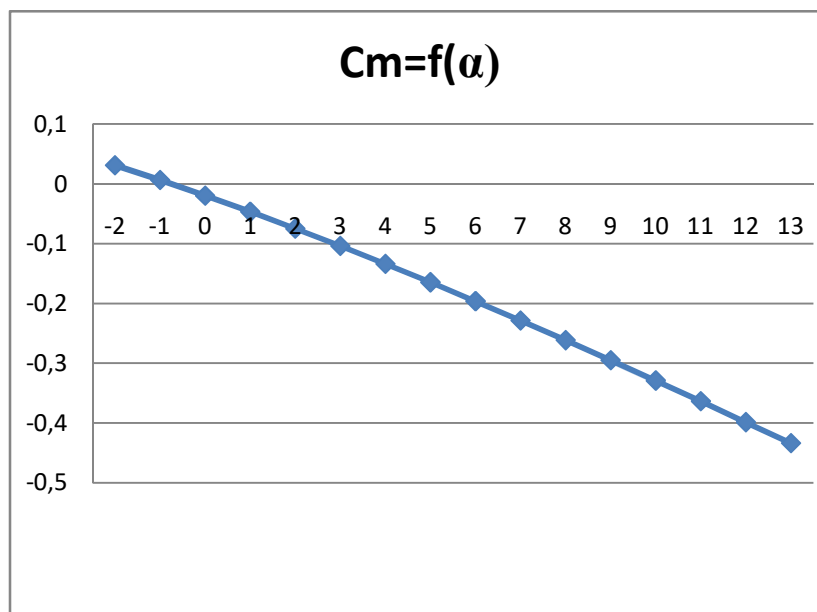


Figure III.22 : Coefficient de moment en fonction de l'angle d'incidence.

D'après La stabilité longitudinale en vol horizontal dépend du coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque. Une pente négative de cette courbe, illustrée sur la figure III.22, est nécessaire pour assurer la stabilité. Cela est obtenu grâce à un centrage approprié de l'avion, équilibrant les forces aérodynamiques et facilitant le contrôle. La courbe présente une pente négative qui coupe l'axe α près de 0 degré, au point $\alpha_0 \approx -0,746^\circ$. À cet angle, la portance $C_z = f(\alpha_0)$ est de 0,215, indiquant une portance positive. Cette configuration est essentielle pour un vol horizontal stable et une génération suffisante de portance pour maintenir l'aéronef en vol. [27][28]

❖ Répartition ligne de portance à $\alpha = -1^\circ$:

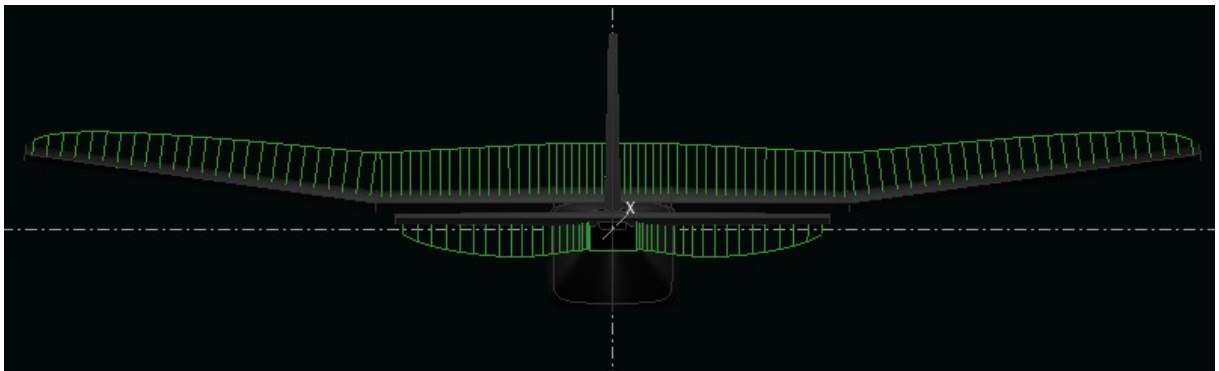


Figure III.23 : Visualisation des lignes de portance.

On peut observer que les lignes de portance se répartissent sous forme d'une demi-ellipse à la fois sur l'envergure de l'aile vers le haut et sur l'empennage horizontal vers le bas. Cette répartition de la portance indique que l'empennage horizontal génère un moment de redressement qui s'oppose au moment de tangage créé par l'aile principale. En d'autres termes, l'empennage horizontal produit une force dirigée vers le bas qui équilibre la tendance de l'aile à créer un moment de tangage vers le haut.

Ceci permet de maintenir l'aéronef en équilibre et d'assurer une stabilité longitudinale lors d'un vol horizontal contrôlé.

III.4.2 Stabilité dynamique (de vue temporelle)

L'analyse de stabilité dynamique pour la vue temporelle dans XFLR5 permet d'évaluer la réaction d'un avion aux perturbations et de comprendre comment il atteint un état de vol stable.

III.4.2.1 Analyse stabilité longitudinale

⌘ Mode à court période

Dans le mode 1 à court période, cette analyse permet d'observer les variations et les réponses de l'avion. Cette analyse est effectuée sur une seconde avec un incrément de 0.01 seconde, afin d'analyser son comportement dynamique après une perturbation dans une période courte.

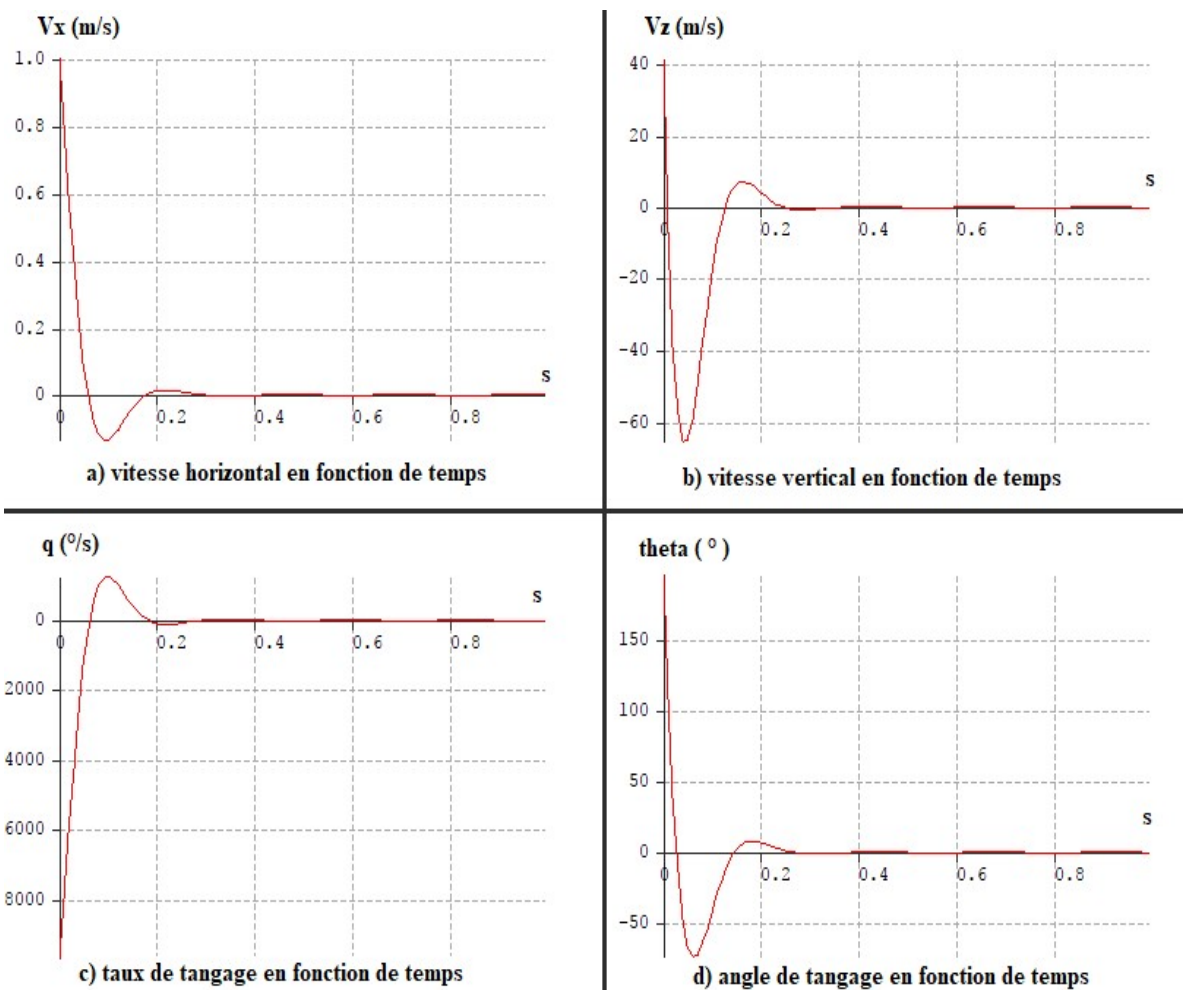


Figure III.24 : Paramètres de vol en axe de tangage en mode courte période.

La courbe du taux de tangage en fonction du temps (figure III.24, c), dans le cadre de la stabilité longitudinale, présente une caractéristique intéressante. Au début, elle montre des oscillations qui diminuent rapidement jusqu'à atteindre un niveau négligeable de 0 degré/seconde. Cette décroissance rapide des oscillations indique un mode fortement amorti, également connu sous le nom de mode à courte période (mode 1). La même chose s'applique aux autres paramètres de vol, tels que la vitesse horizontale, la vitesse verticale et l'angle de tangage en fonction du temps. En d'autres termes, l'avion retrouve rapidement son équilibre initial après une perturbation. Cela contribue à assurer un vol sûr et prévisible.

❖ Analyse en mode libre

Les quatre courbes des paramètres de vol (vitesse horizontale, vitesse verticale, taux de tangage et angle de tangage) en mode libre dans une période de 150 secondes avec un incrément de 1 seconde sont illustrées dans la figure III.25 :

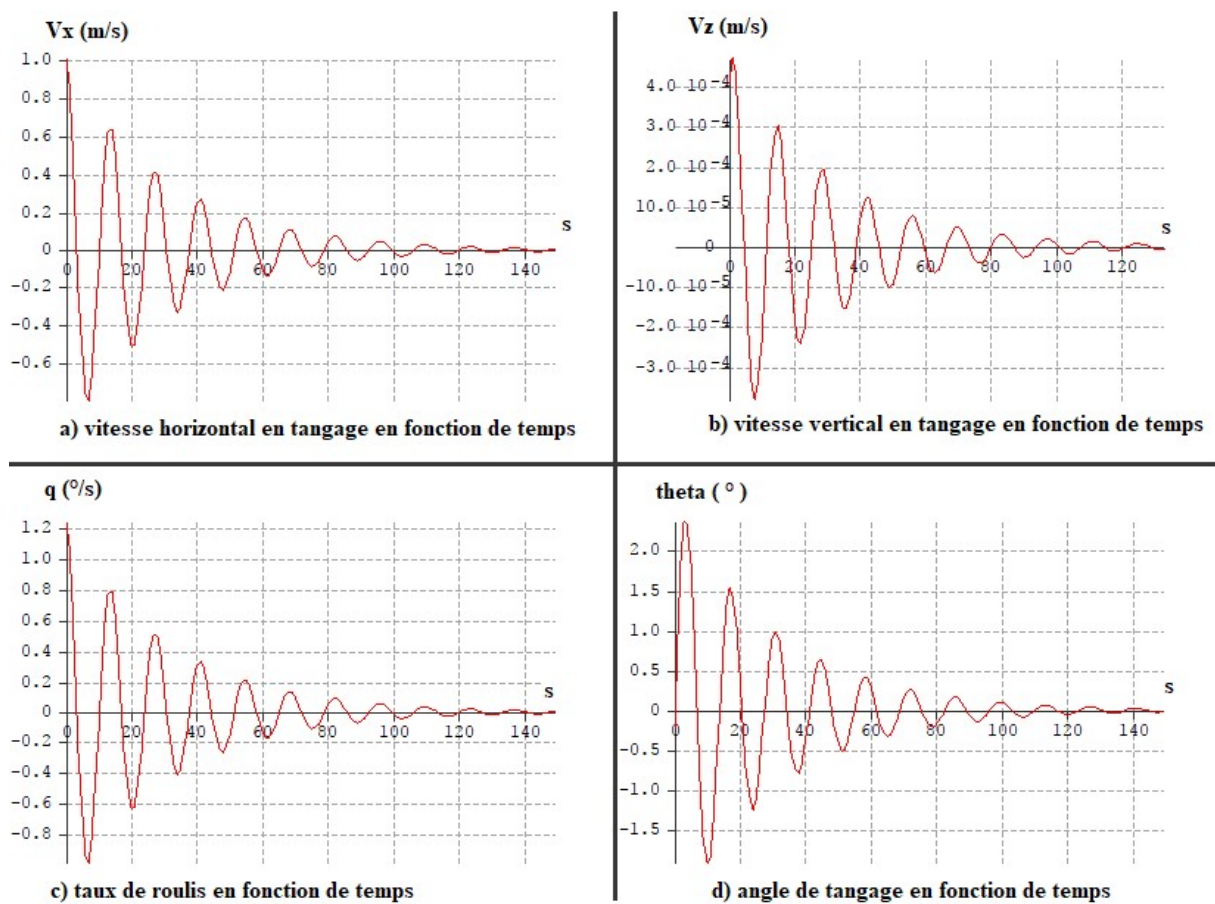


Figure III.25 : Paramètres de vol en axe de tangage en mode libre.

L'analyse en mode libre de la stabilité dynamique longitudinale révèle que les courbes des paramètres de vol tels que la vitesse horizontale, la vitesse verticale, le taux de tangage et l'angle de tangage présentent des oscillations pseudopériodiques. Ces oscillations sont causées par les variations des forces aérodynamiques en réponse aux perturbations telles que des rafales de vent ou des changements brusques de l'angle d'attaque. Ces courbes en forme d'oscillations pseudopériodiques indiquent la capacité de l'avion à revenir à l'équilibre et à maintenir un contrôle efficace de son mouvement. Elles sont un indicateur de la stabilité dynamique longitudinale de l'avion.

III.4.2.2 Analyse de la stabilité latérale

∴ Mode à court période

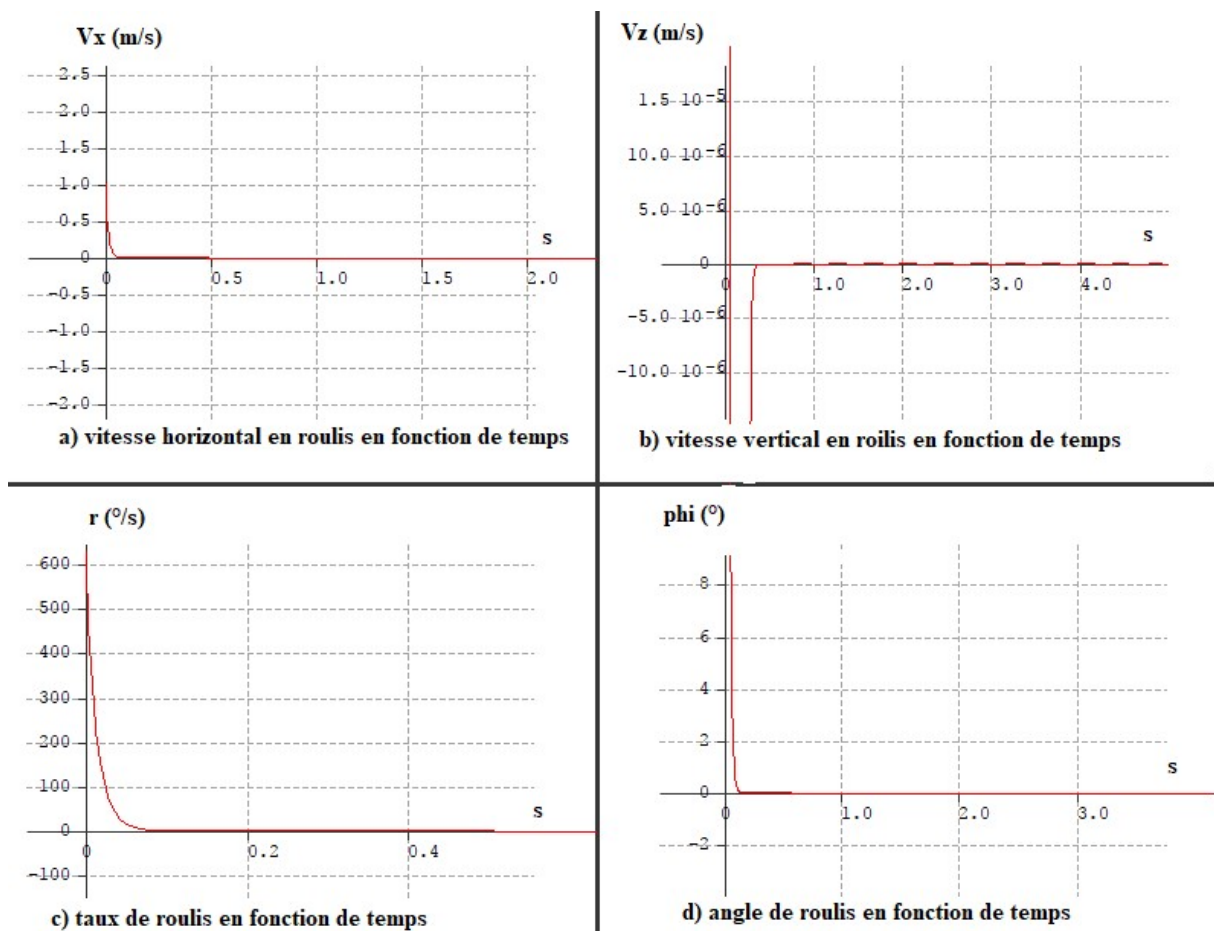


Figure III.26 : Paramètres de vol en axe de roulis en mode courte période.

L'analyse du mode 1 amorti du roulis, illustré par la figure III.26, démontre que les courbes des paramètres de vol associés au roulis, tels que l'angle, la vitesse et le taux de roulis, reviennent rapidement à leur position neutre après une perturbation. Ce retour rapide à zéro indique une excellente stabilité latérale de l'aéronef et une capacité efficace à contrôler les mouvements de roulis indésirables dans une courte période.

∴ Analyse en mode libre

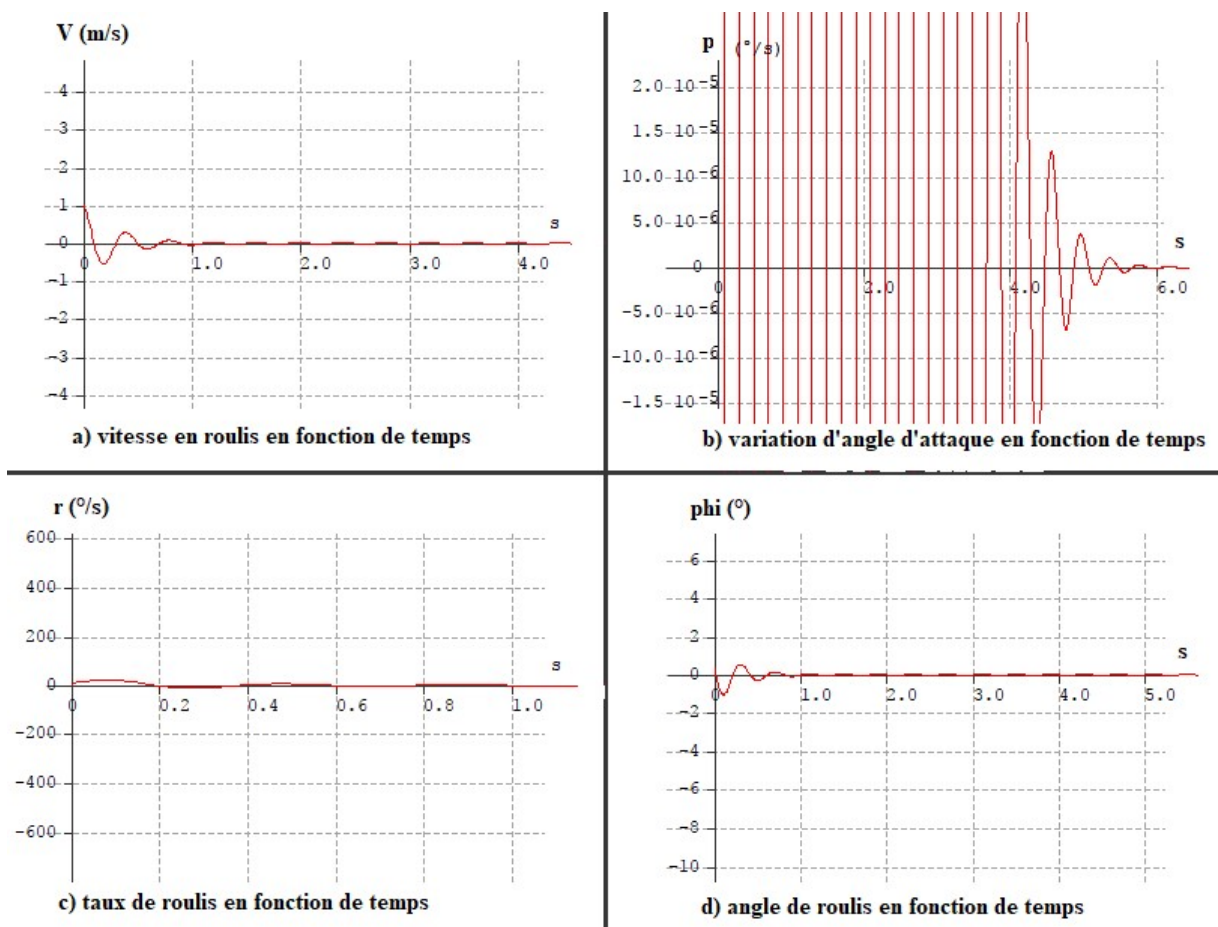


Figure III.27 : Paramètres de vol en axe de roulis en mode courte période.

En mode 3 de l'analyse de la stabilité dynamique temporelle latérale dans XFLR5, les courbes des paramètres de vol en roulis, tels que la vitesse, le taux de roulis (la vitesse de rotation autour de l'axe longitudinal de l'aéronef), la variation de l'angle d'attaque et l'angle de roulis, montrent des oscillations pseudopériodiques qui diminuent rapidement jusqu'à ce qu'elles atteignent de très petites perturbations négligeables. Ce phénomène témoigne de la

capacité de l'aéronef à atténuer rapidement les oscillations de roulis et à revenir à une position neutre stable.

Maintenant que j'ai terminé la conception de notre aéronef dans le logiciel XFLR5, nous avons confirmé, grâce à différentes simulations et analyses de courbes, que notre conception est très prometteuse en termes de forme et de stabilité est bien donc maintenant en doit entamer la partie de réalisation et pour le commence il faut refaire cette conception dans le logiciel solidworks qui nous permettra de créer les différentes pièces nécessaires. Dans les étapes suivantes, nous explorerons en détail les différentes phases de notre projet.

III.5 Logiciel SolidWorks

III.5.1 Définition

SolidWorks est un logiciel de conception assistée par ordinateur (CAO) utilisé dans l'industrie pour créer des modèles 3D de pièces et d'assemblages. [47]



Figure III.28 : Logo SolidWorks.

III.5.2 Utilisations de SolidWorks :

1/ Conception de produits : SolidWorks permet aux ingénieurs et aux concepteurs de créer des modèles 3D précis de pièces et d'assemblages, ce qui facilite le processus de conception de produits.

2/ Ingénierie mécanique : SolidWorks est couramment utilisé pour la conception de pièces et de systèmes mécaniques, y compris les machines, les véhicules, les équipements industriels, etc.

3/ Simulation : SolidWorks offre des outils de simulation intégrés qui permettent aux ingénieurs de tester virtuellement leurs conceptions et de prédire leur comportement dans des conditions réelles, ce qui aide à optimiser les performances et à réduire les coûts de prototypage physique.

4/ Documentation technique : Le logiciel permet de générer automatiquement des dessins 2D et des documents techniques détaillés, tels que des plans de fabrication, des listes de matériaux, des rapports d'inspection, etc.

III.5.3 Avantages de SolidWorks :

- L'interface conviviale de SolidWorks facilite l'apprentissage et l'utilisation du logiciel.
- SolidWorks offre une vaste gamme d'outils pour la conception, la simulation, l'analyse et la documentation technique, couvrant ainsi de nombreux aspects du processus de développement de produits.
- SolidWorks s'intègre facilement avec d'autres logiciels de CAO, de simulation et de gestion des données, ce qui facilite son intégration dans le flux de travail existant.

III.5.4 Inconvénients de SolidWorks :

- SolidWorks est un logiciel professionnel avec un coût potentiellement élevé, ce qui peut limiter son accessibilité aux petites entreprises et aux particuliers.
- L'apprentissage initial de SolidWorks peut nécessiter du temps et de la formation pour maîtriser toutes les fonctionnalités et les meilleures pratiques de conception, malgré une interface conviviale.

Malgré ces inconvénients, SolidWorks reste l'un des logiciels de CAO les plus populaires et les plus utilisés dans l'industrie en raison de ses fonctionnalités avancées, de sa fiabilité et de sa capacité à accélérer le processus de conception et de développement de produits.

III.6 Conception de l'avion modèle réduit RC par SolidWorks

En tant que concepteur utilisant SolidWorks pour la réalisation d'un avion, les étapes de conception et de modélisation sur SolidWorks se dérouleraient comme suit :

∴ Conception du châssis (fuselage)

Je commencerais par créer un nouveau projet dans SolidWorks et dessiner le contour du fuselage en utilisant des croquis 2D. J'utiliserais ensuite des fonctionnalités telles que les extrusions, les révolutions et les coupes pour transformer le croquis en une représentation 3D réaliste du fuselage.

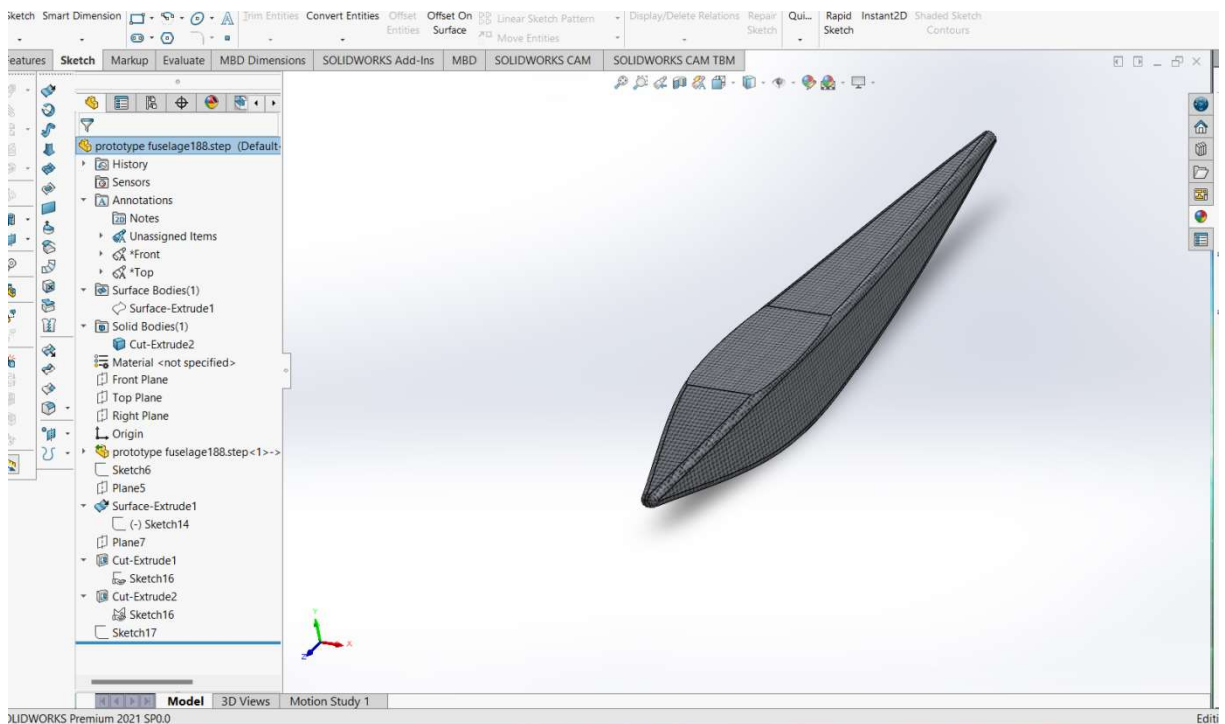


Figure III.29 : Conception de fuselage par SolidWorks.

❖ Conception de la voilure (ailes, stabilisateur et dérive)

À partir de croquis 2D, je créerais les profils des ailes, du stabilisateur horizontal et de la dérive verticale. J'utiliserais des fonctionnalités telles que les extrusions, les balayages et les coupes pour donner forme aux éléments de la voilure.

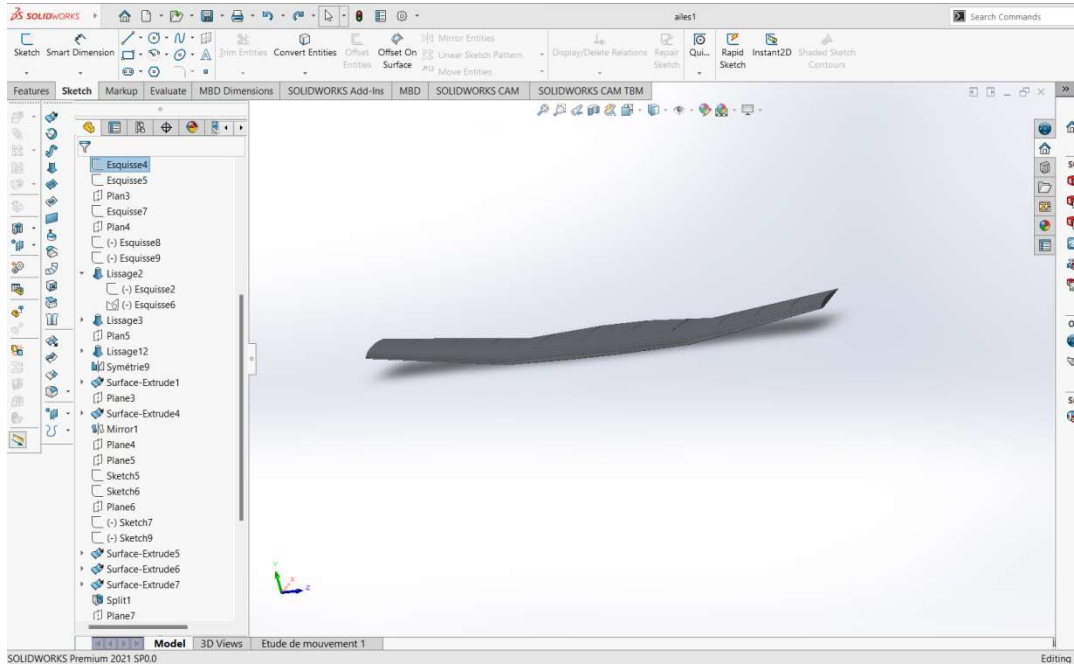


Figure III.30 : Conception de l'aile par Solidworks.

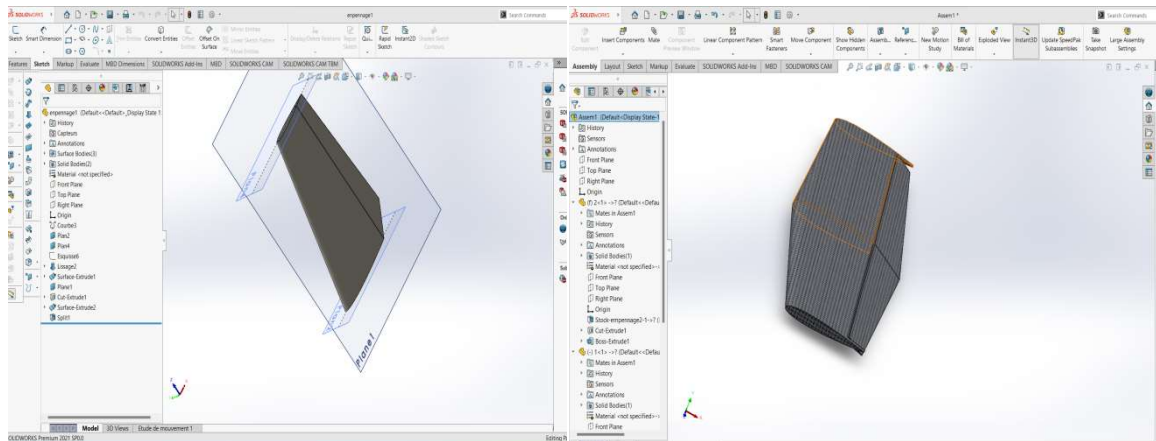


Figure III.31 : Conception de l'empennage par SolidWorks.

❖ Conception de moteur

Dans SolidWorks, je concevais la coque d'un moteur électrique en utilisant des croquis 2D pour créer le contour, en extrudant pour donner de la profondeur, en configurant les dimensions et les spécifications, et en ajoutant les détails finaux

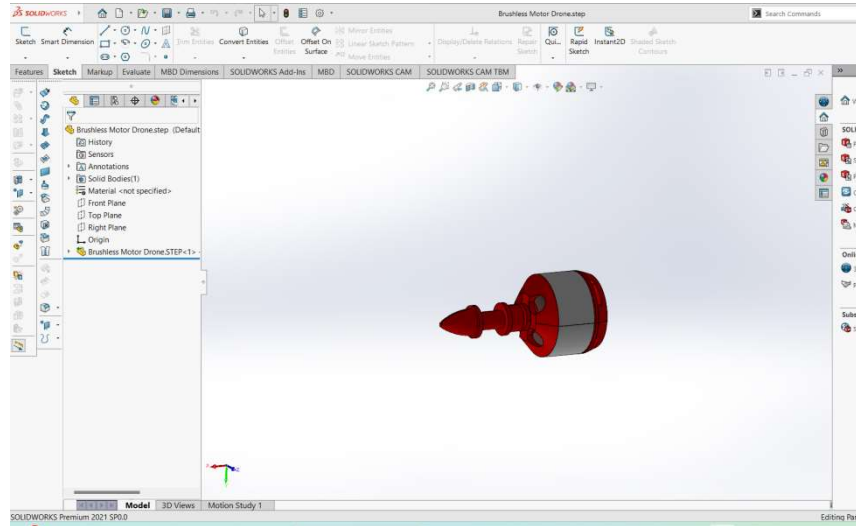


Figure III.32 : Conception de moteur par Solidworks.

❖ Conception de l'hélice

À l'aide de croquis et de fonctionnalités de modélisation, je créerais le profil de l'hélice, en définissant son diamètre et le nombre de pales.

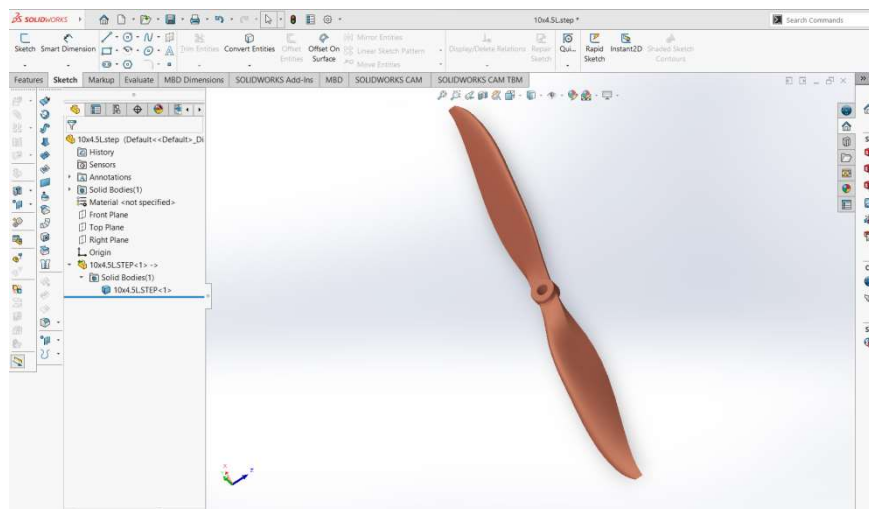


Figure III.33 : Conception de l'hélice par SolidWorks.

∴ L'assemblage

L'assemblage des différentes parties de l'aéronef est réalisé sur SolidWorks, tel qu'illustré dans la figure III.34. SolidWorks offre des fonctionnalités avancées pour regrouper et connecter précisément les pièces. Des outils de positionnement, de contrôle des interférences et de visualisation sont utilisés pour créer, analyser et optimiser l'assemblage. Cette étape est cruciale pour assurer la cohérence et l'intégrité de la conception finale de l'aéronef.

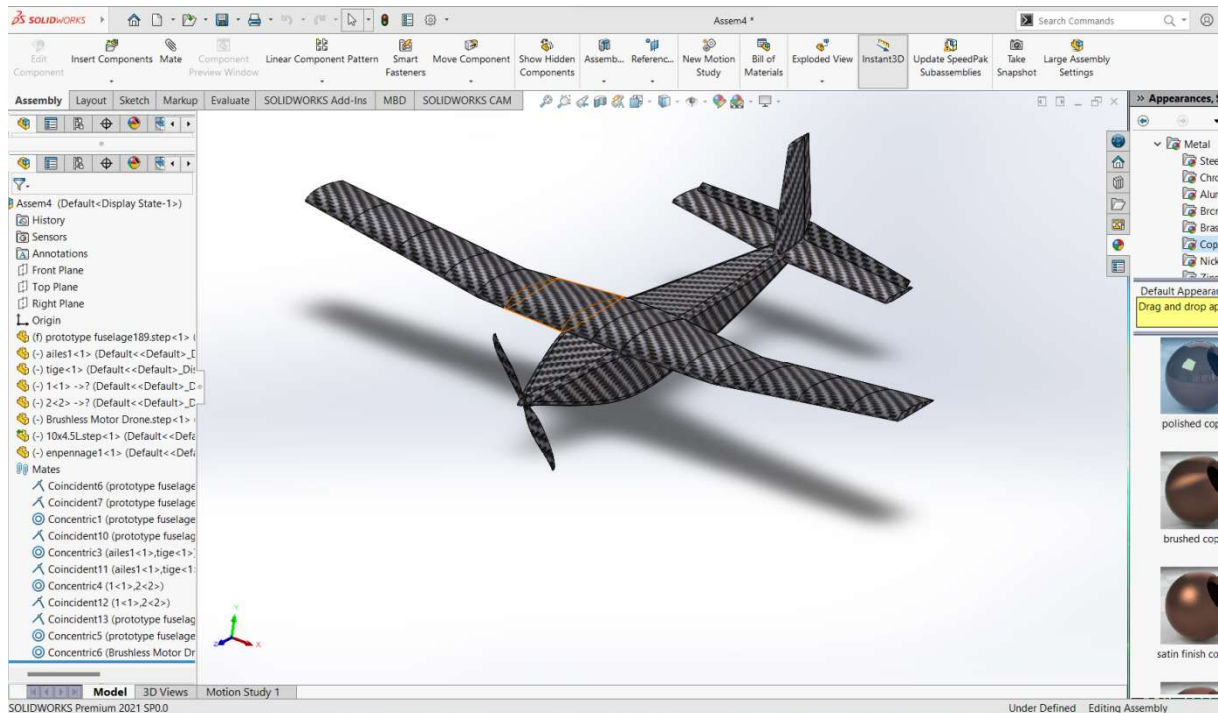


Figure III.34 : L'assemblage final.

III.7 La partie de réalisation

La méthode que nous décrivons pour la réalisation de notre aéronef commence par la fabrication de l'aile, de l'empennage horizontal et de l'empennage vertical. Nous utilisons SolidWorks pour découper les pièces et le logiciel Ultimaker Cura pour l'impression 3D sur notre imprimante Monoprice Maker Select Plus. Les étapes de fabrication sont les suivantes :

III.7.1 Découpage des parties de l'aile et l'empennage

Une fois que les différentes parties de l'avion ont été conçues dans SolidWorks, nous passons à l'étape de découpage virtuel de ces pièces. Cette étape consiste à diviser chaque partie de l'aile et de l'empennage en sections individuelles qui peuvent être imprimées séparément. En effet, les dimensions de l'aile et de l'empennage dépassent les capacités de l'imprimante 3D, c'est pourquoi nous découpons ces pièces en sections plus petites pour les imprimer.

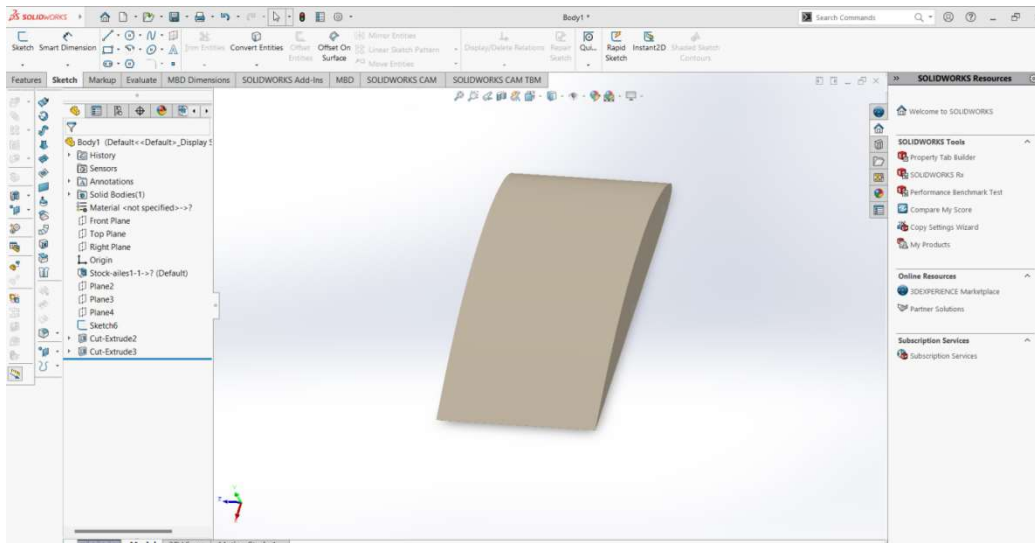


Figure III.35 : Exemple de découpage d'une partie de profil d'aile dans SolidWorks.

III.7.2 Conversion en fichier STL

Une fois que les parties de l'aile et d'empennage sont découpées, nous les exportons individuellement sous forme de fichiers STL. Le format STL est couramment utilisé dans l'impression 3D et représente la géométrie de chaque partie de l'aile et l'empennage.

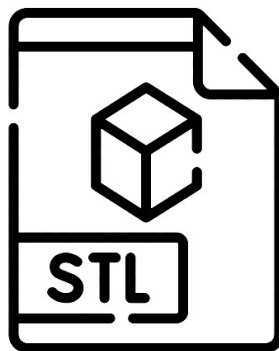


Figure III.36 : Fichier STL.

III.7.3 Utilisation Logiciel Ultimaker Cura

III.7.3.1 Définition et son utilisation

Ultimaker Cura est un logiciel de découpage et de préparation de modèles 3D spécifiquement conçu pour les imprimantes 3D Ultimaker, mais il est également compatible avec d'autres imprimantes 3D. Son utilisation principale est de préparer les fichiers 3D pour l'impression en les découpant en couches successives (slicing) et en générant le code G nécessaire pour l'imprimante 3D. [48]



Figure III.37 : Logo logiciel Ultimaker Cura.

Nous utilisons le logiciel Ultimaker Cura pour préparer et imprimer les différentes parties de l'aile et de l'empennage. Après avoir importé les fichiers STL dans Ultimaker Cura, nous ajustons les paramètres d'impression pour obtenir les meilleurs résultats.

Parmi les paramètres que nous ajustons, nous sélectionnons une épaisseur de couche de 0,2 mm pour assurer une bonne précision d'impression. Nous définissons également une densité de remplissage de 5% à 10% avec un motif de remplissage en forme de triangle. La vitesse d'impression est réglée à 60 mm/s pour une impression efficace. En ce qui concerne les matériaux, nous utilisons du PLA et nous réglons la température d'impression à 220 degrés Celsius, ainsi que la température du plateau à 60 degrés Celsius. Les paramètres d'impression sont sélectionnés avec soin en fonction des propriétés du matériau et de la qualité d'impression souhaitée, après des recherches approfondies et de nombreux essais.

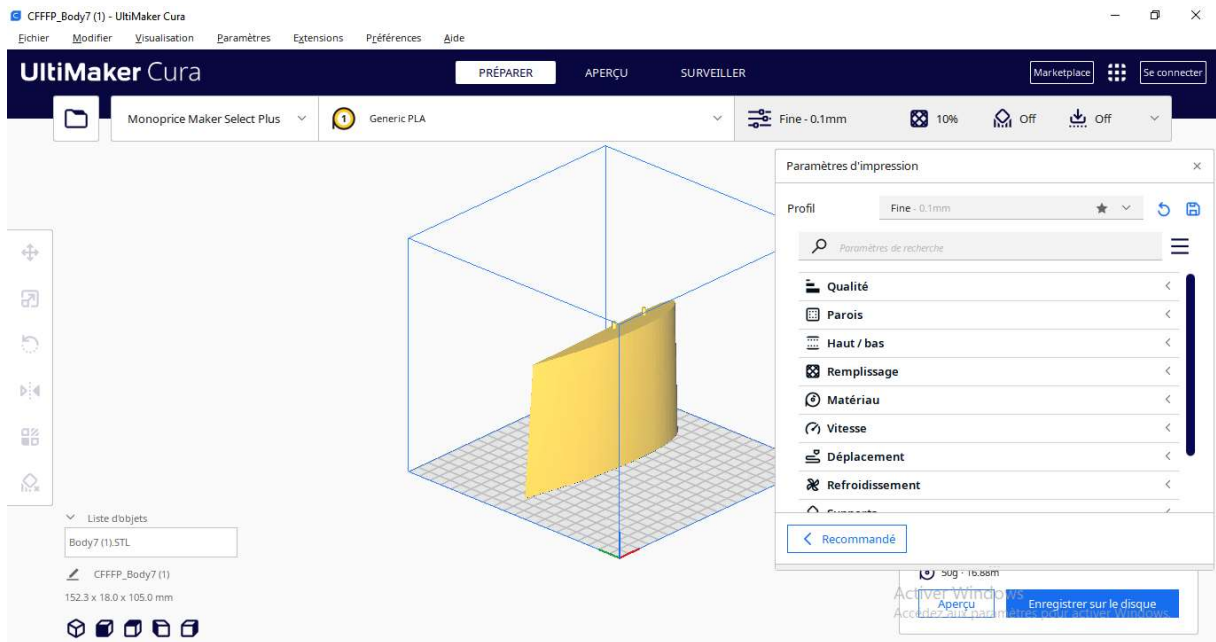


Figure III.38 : Réglage différentes paramètres dans Ultimaker Cura.

En résumé, Ultimaker Cura est un logiciel populaire et puissant pour la préparation des modèles 3D pour l'impression. Il offre des fonctionnalités avancées et conviviales, mais nécessite une courbe d'apprentissage et une compréhension approfondie des paramètres pour obtenir des pièces de qualité acceptable.

III.7.4 Préparation du fichier gcode

Une fois que nous réglons les paramètres d'impression dans Ultimaker Cura, nous générons un fichier gcode pour chaque partie de l'aile et d'empennage. Le fichier gcode contient les instructions spécifiques pour l'imprimante 3D, indiquant comment imprimer chaque couche et comment se déplacer pour créer l'objet.

III.7.5 Impression des parties de l'aile

Dans cette étape de réalisation, nous nous chargeons de l'impression des différentes parties de profil. Pour ce faire, nous transférons les fichiers gcode sur une carte SD ou microSD, qui est ensuite insérée dans Monoprice Maker Select Plus, l'imprimante 3D que nous utilisons.



Figure III.39 : l'imprimante 3D Monoprice Maker Select Plus.

Une fois la carte insérée, l'imprimante 3D lit les fichiers gcode et commence l'impression. Les parties de l'aile ou de l'empennage sont imprimées couche par couche en utilisant le filament PLA. L'imprimante suit les instructions du gcode pour déplacer la buse et déposer le filament fondu avec précision, créant ainsi chaque couche de la pièce. Ce processus est répété jusqu'à ce que toutes les parties soient complètement imprimées.



Figure III.40 : Exemple d'impression de profil avec l'imprimante 3D Monoprice Maker Select Plus.

L'étape d'impression 3D est cruciale pour concrétiser la conception virtuelle et obtenir les pièces nécessaires à l'assemblage final de l'aile. Cependant, elle présente des contraintes et des défis, tels que :

- Pannes d'imprimante dues à des obstructions de filament.
- Nécessité d'un bon équilibre du plateau de l'imprimante 3D.
- Réalisation de plusieurs essais pour obtenir de bons résultats.
- Temps de production important.
- Coût élevé du filament PLA.

L'impression 3D est une étape essentielle et passionnante du processus, malgré les contraintes rencontrées. Elle permet la création de pièces personnalisées et offre des expériences pratiques qui stimulent la créativité et favorisent l'apprentissage. Cette aventure captivante ouvre de nouvelles possibilités de conception et d'innovation.

III.7.6 Perçage précis à l'aide d'une perceuse à colonne

Une fois toutes les pièces imprimées, nous utilisons une perceuse à colonne pour effectuer un perçage précis dans chaque partie spécifique de l'aile et de l'empennage. La perceuse fonctionne à une vitesse de 50 m/s, assurant ainsi un perçage rapide et précis. Ces trous jouent un rôle essentiel dans l'assemblage des pièces et contribuent à la solidité et à la stabilité de l'aéronef.



Figure III.41 : Perçage de différentes parties de l'aile et d'empennage.

III.7.7 Assemblage des parties de l'aile et de l'empennage:

Une fois que toutes les parties sont percées pour faciliter l'assemblage, nous utilisons de petits tubes pour insérer les profils. Ensuite, nous appliquons une colle spécifique mentionnée pour assembler les différentes parties de l'aile. Cette étape est essentielle pour assurer une connexion solide et stable entre les pièces, garantissant ainsi la solidité et la durabilité de l'aéronef.

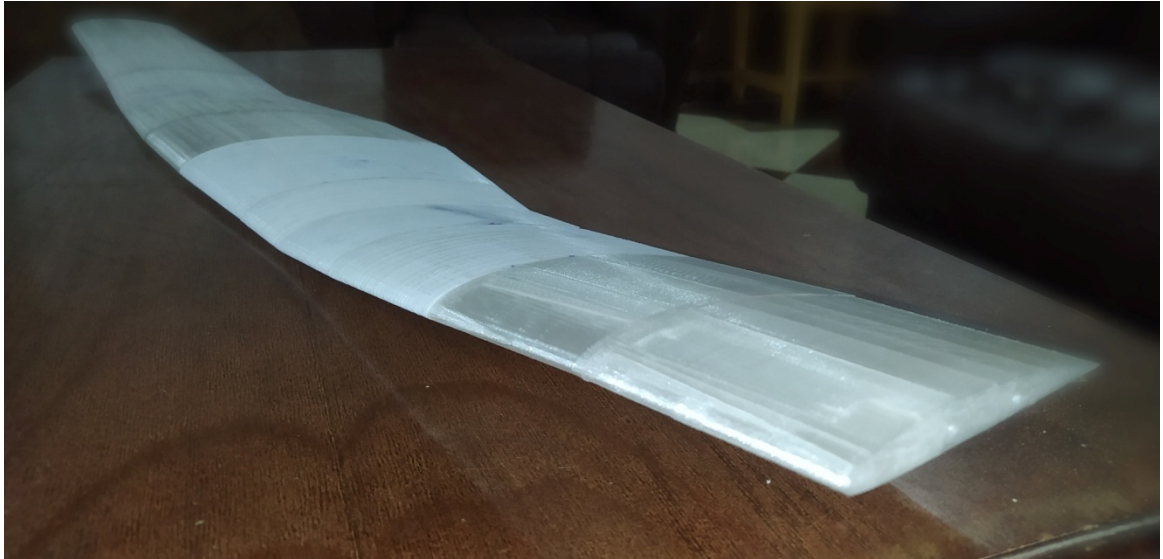


Figure III.42 : Assemblage de l'aile.

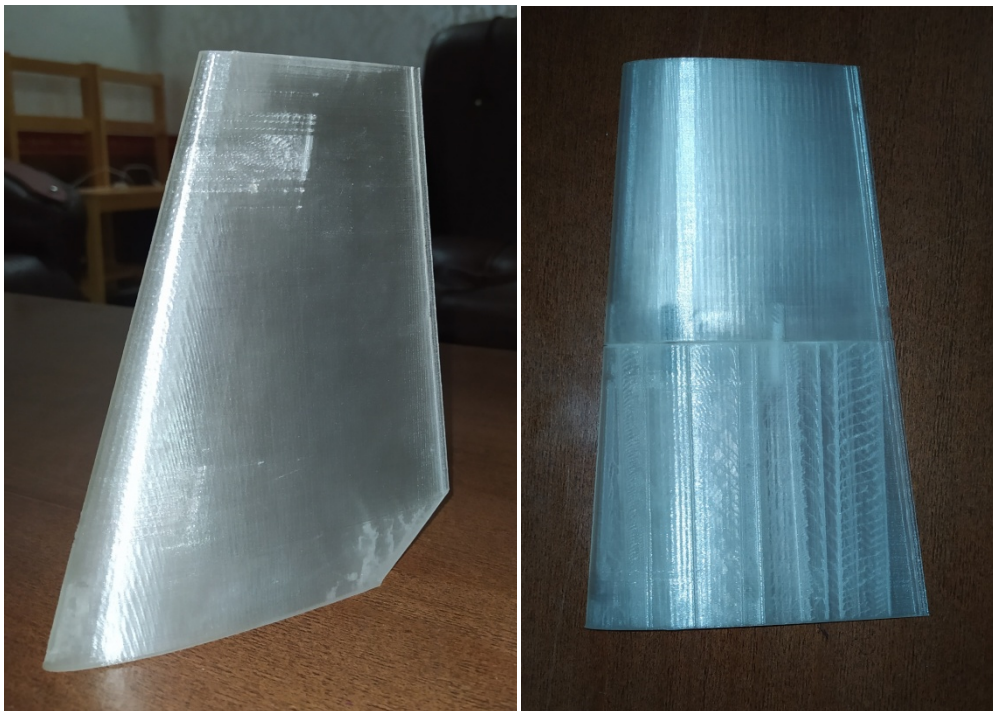


Figure III.43 : L'assemblage de l'empennage.

Remarque : Pour la conception de l'empennage horizontal, nous avons créé uniquement la moitié de celui-ci car son profil est symétrique. Ainsi, lors du processus de moulage, la partie

d'un côté est identique à celle de l'autre côté. Cette approche a été adoptée dans le but d'optimiser.

III.7.8 Préparation pour le Moulage des Pièces d'Aile et d'Empennage

Après avoir assemblé les pièces, nous réalisons un ponçage des surfaces à l'aide de papier de verre pour améliorer leur aspect et leur finition. Cette étape facilite également le processus de moulage ultérieur. Ensuite, nous enveloppons entièrement l'aile et l'empennage de cellophane pour créer une barrière de protection, empêchant ainsi toute adhérence entre les pièces et les matériaux composites utilisés lors du moulage.

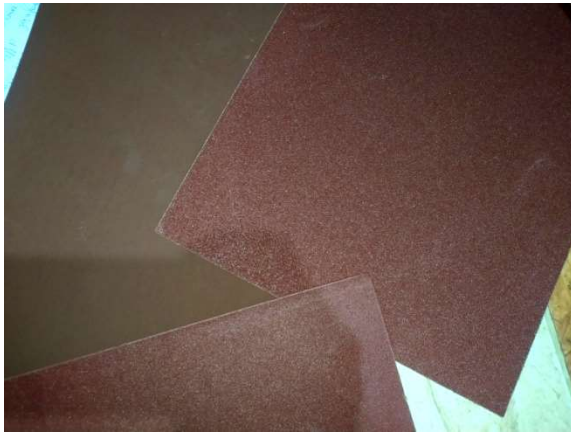


Figure III.44 : Fibre de verre.



Figure III.45 : Cellophane.

Nous utilisons des matériaux tels que la fibre de verre et la résine pour réaliser le moulage. Nous laissons suffisamment de temps, généralement 48 heures, pour que le moulage devienne solide et prenne la forme souhaitée du profil de l'aile et de l'empennage.



Figure III.46 : Moulage avec fibre de verre et résine.

Ensuite, nous retirons les ailes et l'empennage du moule ainsi que le cellophane, que nous remplaçons par de la mousse de polyuréthane. Ensuite, nous procédons au polissage pour obtenir des surfaces lisses et bien finies. Ce processus de polissage est effectué à l'aide d'une tronçonneuse et de papier de verre. Nous utilisons des matériaux composites tels que la fibre de verre et la résine pour renforcer la structure, assurant ainsi la solidité et la durabilité de l'aile et de l'empennage.

III.8 Fabrication du fuselage avec une fraiseuse numérique (CNC 4 axes)

L'étape de fabrication du fuselage avec une fraiseuse numérique (CNC 4 axes) commence par l'intégration du modèle de conception du fuselage dans le logiciel SolidCAM. Ensuite, nous configurons les paramètres d'usinage spécifiques, tels que la vitesse de coupe, la profondeur de coupe et les outils de fraisage appropriés. Une fois les paramètres définis, SolidCAM génère automatiquement un programme appelé "G-code". Ce code G contient les instructions nécessaires pour guider la CNC 4 axes tout au long du processus d'usinage.



Figure III.47: Logo SolidCAM.

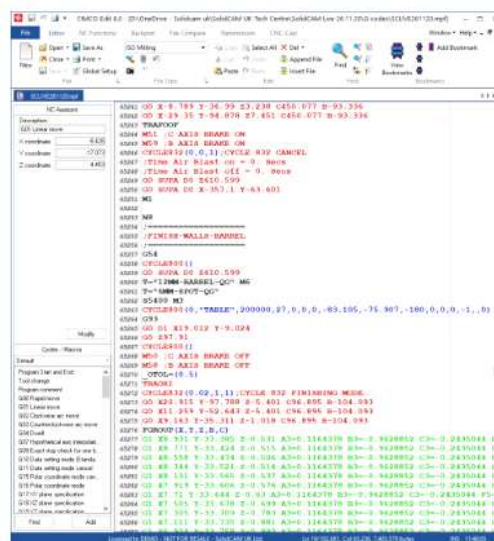


Figure III.48: G-code.

Lorsque le G-code est généré, nous l'importons dans la CNC 4 axes, qui est la machine de fabrication automatisée. La CNC exécute ensuite les instructions du G-code avec une grande précision pour tailler le fuselage dans le matériau choisi, en suivant les contours et les détails spécifiques définis dans le modèle de conception.



Figure III.49: fraiseuse numérique
(CNC 4 axes).



Figure III.50: fuselage obtenue.

III.9 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons développé une méthode pour la réalisation d'un modèle d'avion radiocommandé en utilisant XFLR5 pour la simulation de ses performances et SolidWorks pour sa conception. De plus, nous avons utilisé des techniques avancées telles que l'impression 3D avec Cura Ultimaker pour fabriquer les composants de l'aile et de l'empennage, ainsi que SolidCam pour le fuselage en utilisant une fraiseuse numérique (CNC 4 axes). Cependant, la réalisation de cette phase n'a pas pu être menée à son terme. Néanmoins, notre analyse approfondie et notre approche novatrice posent les bases pour des recherches futures dans le domaine des modèles réduits d'aéronefs.

Conclusion générale

Conclusion générale

En conclusion, ce mémoire de fin d'études porte sur l'étude et la réalisation d'un modèle réduit d'avion radiocommandé. Nous avons entrepris une conception approfondie de cet aéronef réduit, justifiée par des simulations de ses performances aérodynamiques et autres réalisées à l'aide du logiciel XFLR5. Cette approche s'est avérée être un grand succès.

Ensuite, nous avons entamé la conception des différentes composantes de l'avion dans SolidWorks, une tâche qui s'est avérée complexe. Nous avons présenté une méthode de réalisation impliquant l'utilisation du logiciel Cura Ultimaker, une imprimante 3D, SolidCam, une fraiseuse numérique, ainsi que divers matériaux mécaniques, dans le but d'obtenir un avion à la fois léger et robuste. Malheureusement, ce projet n'a pas pu être mené à terme en raison de contraintes liées à la disponibilité des matériaux et au temps imparti. Néanmoins, nous avons déployé tous nos efforts pour effectuer une étude approfondie et démontrer les étapes de réalisation de ce projet, ce qui revêt une grande importance.

Malgré les obstacles rencontrés, nous nous engageons à poursuivre ce projet même après notre soutenance, dans le but de devenir les premiers de notre université à concevoir un drone de surveillance militaire. Les calculs numériques effectués et la conception réalisée jusqu'à présent sont solides, ce qui nous donne confiance dans la poursuite de ce travail ambitieux.

En résumé, ce mémoire démontre notre capacité à concevoir un modèle réduit d'aéronef radiocommandé en utilisant des simulations précises, une conception rigoureuse et des méthodes de fabrication avancées. Malgré les difficultés rencontrées, nous avons acquis une expérience précieuse et nous sommes déterminés à continuer à développer ce projet ambitieux.

Références bibliographiques

Références bibliographiques

- [1] : "Beginner's Guide to RC Airplanes" sur RC Planet.
- [2] : – 5 – Histoire - CAEA & BIA (116 pages).
- [3] : le site de la Fédération Aéronautique Internationale (FAI) : <https://www.fai.org/what-we-do/aviation/aircraft>.
- [4] : le site de la Société française des ingénieurs et techniciens de l'aviation (SFITA) : <https://www.sfita-technologie.org/helicoptere.html>
- [5] : le site de l'Agence européenne de la sécurité aérienne (EASA) : <https://www.easa.europa.eu/drones>.
- [6] : le site de la Fédération française d'aérostation (FFA) : <https://www.ffaerostation.org/>
- [7] : le site de la Fédération française de vol en planeur (FFVP) : <https://www.ffvp.fr/>
- [8] : Pedro Castillo, Rogelio Lozano and Alejandro E. Dzul, "Modelling and Control of MiniFlying Machines". Springer-Verlag London. 2005.
- [9] : Model Airplane News- The Pros and Cons of RC Flying.
- [10] : Flite Test- Beginner Series- Episode 1.
- [11] : RC Airplane World- How RC Radios work.
- [12] : Horizon Hobby- Radio Control Basics.
- [13] : "How Does RC Work?" sur RC World (<http://rcworld.us/radio-control-basics>)
- [14] : "How RC Radios Work" sur RC Airplane World (<https://www.rc-airplane-world.com/how-rc-radios-work.html>)
- [15] : "Analog-to-Digital Conversion" sur Electronics Tutorials (https://www.electronics-tutorials.ws/adc/adc_1.html)

Références Bibliographiques

- [16] : "Radio Control Basics" sur Horizon Hobby
(<https://www.horizonhobby.com/content/spektrum-rc-beginners-guide-radio-control-basics/>).
- [17] : Équipe Aéronautique. (2003). Aérodynamique et Mécanique du Vol (Tome II). France.
- [18] : FFAM (Fédération Française d'Aéro-Modélisme). "Aérodynamique et Mécanique du Vol Simplifiées (Radio-Commandé)." Paris, France, juillet 2008.
- [19] : Raffarin Patrice. (2009). Sciences physiques. IUFM, Poitiers, France, janvier 2009
- [20] : Richecoeur, F. (2013). Mécanique des fluides aérodynamique (équations générales, écoulements laminaires et turbulents autour d'un profil, couche limite). Paris: Ellipes Edition Marketing.
- [21] : Rivest, L. (2003). Chapitre 3: Aérodynamique et contrôle
- [22] : Lachnitt, J. (1974). L'Aérodynamique (3e édition mise à jour). Paris: Presses Universitaires de France.
- [23] : Omar, L. "Aérodynamique cours". Faculté de Génie Mécanique, Université des sciences et de la technologie Mohamed BOUDIAF, Oran, Algérie.
- [24] : Willot, D. & Vanderperre, F. (année de publication). Aérodynamique et mécanique du vol. Lille: CIRAS: BIA.
- [25] : Mémoire: Étude aérodynamique d'une maquette en vol. (Année académique 2008/2009). Blida: Université Saad Dahleb, Département d'Aéronautique.
- [26] : TPE - Voiture Volante. (2017). Récupéré sur <https://servanrocherioux.wixsite.com/tpe-voiturevolante>.
- [27] : L'aérodynamisme dans la construction aéronautique. (s.d.). Récupéré sur <http://tpeaerodynamisme.free.fr/index.htm>.
- [28] : Blin Christophe. Profils, quelques considérations. 53 rue Charles Gounod.
- [29] : Condorito, O. (s.d.). Parapente-mexico.com. Récupéré sur <https://parapente-mexico.com/>.

Références Bibliographiques

- [30] : Engel Marc. (2018). L'aéro avec Marc. Récupéré sur <https://engelaero.wordpress.com/>.
- [31] : Fédération Française d'Aéromodélisme. (2009). Initiation à l'aéromodélisme (radiocommandé) : Approche de la construction.
- [32] : Arnedo, M. S. (2022, janvier 10). LibreTexts engineering. Récupéré sur <https://eng.libretexts.org/>.
- [33] : Louis, G. (janvier 2022). Mécanique de vol des aéronefs. Britain: ISTE.
- [34] : Berkoune, A. (2002). Mémoire de mécanique des fluides. Ben Aknoun: OPU.
- [35] : Raphciel. L'encyclopédie du petit aérodynamique en herbe. Récupéré sur <http://aerodynamiquechezcom/idex.html>.
- [36] : Frileux, M., & Leglinel, M. (2013). l'Aérodynamisme. Récupéré sur <https://l-aerodynamisme.webnode.fr/>
- [37] : Veysset, F., Belkoura, L., Coton, P., & Richard, J-P. (2006, mai-juin). Modélisation de la dynamique du vol longitudinal d'un avion dans la turbulence par modèle à retards. Dans Actes de la 4e Conférence Internationale Francophone d'Automatique (CIFA). Bordeaux, France : IEEE.
- [38] : Irza, Jean. Christophe. MÉCANIQUE DU VOL.
- [39] : Airtractorconcept.eu. Récupéré sur <https://airtractorconcept.eu>.
- [40] : Le site l'aéro avec Marc. (2018). Récupéré sur <https://engelaero.wordpress.com>
- [41] : Lecureur, M. (2016-2017). Aérodynamique et mécanique du vol. France: Collège P.Matraja.
- [42] : Mouflard Alain. Aérodynamique, Aérostatique et principes du vol.
- [43] : Bris, P. L. Manuel du Brevet d'Initiation Aéronautique. Toulouse, France: 3ème édition du manuel BIA élaboré sous la direction du CIRAS.
- [44] : Paradelles, Jean-Marc. Le rôle du dièdre dans la stabilité en roulis d'un avion [Présentation]. Dans Actes de la Conférence sur l'Aérodynamique et la Stabilité des Aéronefs (CAST-DAFA).

Références Bibliographiques

[45] : JL Coulon Analyse de profils et d'ailes fonctionnant à faibles nombres de Reynolds
Guide pour XFLR5 v6.03 1/64 février 2011

[46] : Deperrois, A. (2013). Guide d'utilisation XFLR5 35/35: Introduction à l'utilisation

[47] : Eltaief, M., Chouchene, A., & Ben Nejma, M. (année non spécifiée). Atelier
Conception 1 (CAO). Département de Génie Mécanique, Institut Supérieur des Études
Technologiques de Sousse.

[48] : Cours réalisé par MHK pour le parcours découverte de l'impression 3D

[49] : <https://modelairplanelibrary.blogspot.com/?m=1> le site "Radio Controlled
Aeromodeling.

[50] : site web officielle de Radiolink : <https://www.radiolink.com/>.

[51] : « Clark Y Airfoil » Aero toolbox.net.(s.d) récupéré sur
<https://aerotoolbox.com/airfoils/clark-y-airfoil/>

[52] : Thornburg, Daniel. (2013). Airfoils.for flying models

[53] : Johnson, Eric, model aviation « Airfoil Selection ». (october2007).

[54] : P.Raymer, Daneil ; Aircraft Design : A conceptual approach, edition.

[55] : site web <https://www.futabarc.com/receivers/> Futaba Corporation of America,
Futaba Corporation, 2003.

[56] site web officielle de Radiolink : <https://www.radiolink.com/>.

[57] : Mémoire Etude et réalisation d'un modèle réduit d'un avion téléguidé Réalisé par
CHEURFA Anouar Encadreur par Mr Youcef.MEBARKI. Université Bejaia Abderrahmane
Mira département génie électrique (2020/2021).

Résumé

Ce mémoire se focalise sur la conception et le développement d'un modèle réduit d'avion télécommandé, pouvant être utilisé dans des applications civiles et militaires. L'étude débute par une analyse aérodynamique et une simulation idéale à l'aide du logiciel Xflr5, afin de définir une configuration optimale pour sa conception.

La construction de l'avion repose sur l'utilisation de matériaux innovants tels que le polystyrène, la fibre de verre et la résine, permettant d'obtenir un aéronef léger et résistant. L'aéronef est propulsé par un système électrique générant 470W. Son application principale réside dans des opérations de reconnaissance, bénéficiant d'un contrôle à distance précis via la radiofréquence (RF) et le PWM.

En espérant que les générations futures adopteront et développeront cette plateforme pour répondre aux besoins évolutifs, qu'ils soient civils ou militaires.

Mots-clés : Modèle réduit, Télécommandé, Radiofréquence, PWM, Étude aérodynamique, Conception, Reconnaissance, Matériaux composites, Propulsion électrique, Légèreté, Résistance, Innovation.

Abstract

This thesis focuses on the design and development of a scaled-down remote-controlled aircraft model, which can be used in both civilian and military applications. The study begins with an aerodynamic analysis and an ideal simulation using the Xflr5 software to define an optimal configuration for its design.

The construction of the aircraft relies on the use of innovative materials such as polystyrene, fiberglass, and resin, resulting in a lightweight and durable aircraft. The aircraft is powered by an electrical system generating 470W. Its primary application is in reconnaissance operations, benefiting from precise remote control via radio frequency (RF) and PWM.

We hope that future generations will adopt and further develop this platform to meet evolving needs, whether in civilian or military contexts.

Keywords: Scaled-down model, Remote-controlled, Radio frequency, PWM, Aerodynamic analysis, Design, Reconnaissance, Composite materials, Electric propulsion, Lightweight, Resilience, Innovation.