

**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 MECANIQUE**

**MEMOIRE**

Présenté pour l'obtention du diplôme de

**MASTER**

Filière : Génie Mécanique

Spécialité : Installations énergétiques et turbomachines

Par :

**Agsous Mélissa**

**Lounis Naila**

## **Thème**

---

**Contribution à l'étude et dimensionnement d'un planeur de  
type soaring gliders**

---

Soutenu le 3 juillet 2022 devant le jury composé de :

Mr. Abderrahmane Djerrada

Président

Mr. Hakime Benslimane

Rapporteur

Mr. Massinissa Adnani

Examineur

**Année Universitaire 2021-2022**

## **Remerciements**

*Nous tenons à remercier avant tout le bon dieu le tout puissant*

*Nous remercions infiniment notre promoteur M. Benslimane*

*Nous adressons nos sincères remerciements aux membres du jury*

*Nos remerciements vont également à l'ensemble des enseignants du département Génie  
Mécanique.*

## **Dédicaces**

*A mes parents*

*A mon frère et ma sœur*

*A Mélissa*

*LOUNIS Naila*

## Dédicaces

*Je dédie ce travail*

*A la mémoire de mon cher père Abdenour, mes grands-parents Mouloud et baya, et mon beau-frère Hocine, que je n'oublierai jamais paix à leurs âmes.*

*A ma maman Ghania qui m'a soutenu et encouragé durant ces années d'études, qu'elle trouve ici le témoignage de ma profonde reconnaissance.*

*A mes sœurs chéries Lydia, Amel, Amina, Hanane, Rym et Agnès qui m'ont soutenu durant toute ma vie.*

*A mes frères Abdeslam et Koceila que j'aime plus que tout.*

*A mon beau-frère Djaafar.*

*A mon unique et adorable nièce Silya.*

*A mes neveux Badis, Youba, Zaky et le petit adel.*

*A tous mes oncles et tantes.*

*A tous mes cousins et cousines.*

*A ma très chère binôme Naila.*

*A tous mes ami(e)s, pour leurs aides et leurs soutiens moral dans les moments difficiles.*

**AGSOUS Mélissa**

*Il y a une telle liberté dans l'air... Je suis comme un magicien  
concoctant des formules magiques*

Charles Lindbergh

*On pilote mieux lorsqu'on comprend ce qui se passe*

Matthieu dixit

# Sommaire

<b>Sommaire</b> .....	<b>I</b>
<b>Liste des figures</b> .....	<b>IV</b>
<b>Liste des tableaux</b> .....	<b>VII</b>
<b>NOMENCLATURE</b> .....	<b>VIII</b>
<b>Introduction générale</b> .....	<b>1</b>

## Chapitre I

### Généralités sur les planeur

I.1. Introduction .....	2
I.2. Les aéronefs .....	2
I.3. Historique des planeurs .....	2
I.4. Comprendre le planeur .....	4
I.4.1. Les vents ascendants .....	5
I.4.2. Structure d'un planeur .....	6
I.4.3. Décollage des planeurs .....	7
I.5. Types de planeurs .....	8
I.5.1. Les planeurs ultralégers (PUL) .....	8
I.5.2. Les planeurs ultralégers motorisés (ULM) .....	9
I.5.3. Planeur radiocommandé .....	12
I.5.3.1. La radiocommande .....	12
I.6. Conclusion .....	13

## Chapitre II

### Aérodynamique et mécanique du vol

II.1. Introduction .....	15
II.2. Définition de l'aérodynamique .....	15
II.3. Forces appliquées à un aéronef en vol .....	15
II.4. Génération de forces aérodynamiques par la voilure .....	16
II.4.1. Les caractéristiques géométriques de l'aile .....	17
II.4.2. Profil aérodynamique .....	18
II.4.2.1. Définition .....	18

II.4.2.2. Caractéristiques géométriques d'un profil aérodynamique .....	18
II.4.2.3. Types de profils.....	19
II.4.2.3. Les forces aérodynamiques .....	21
II.4.2.3.1. Les écoulements de l'air .....	21
II.4.2.3.2. Influence de la forme sur la résistance de l'air .....	22
II.4.2.3.3. Action de l'air sur une aile soumise à un vent relatif.....	23
II.4.2.3.4. La couche limite .....	23
II.4.2.3.5. Le nombre de Reynolds .....	24
II.4.2.3.7. Etude de portance .....	24
II.4.2.3.8. Etude de trainée.....	28
II.4.3. Les caractéristiques dynamiques de l'aile .....	29
La finesse.....	30
II.5. Centre de poussée.....	30
II.6. Coefficient de pression .....	31
II.7. Coefficient de moment .....	31
II.8. La polaire EIFFEL .....	31
II.9. Mécanique du vol.....	32
II.10. Axes de rotations d'un planeur .....	32
II.11. Surfaces de contrôle d'un planeur .....	33
II.12. Les différents angles de vol d'un planeur.....	33
II.13. Le contrôle de la trajectoire .....	34
II.13.1. Contrôle du tangage .....	34
II.13.2. Contrôle du roulis .....	34
II.13.3. Contrôle du lacet.....	35
II.14. Induction.....	35
II.14.1. Roulis induit par le lacet .....	35
II.14.2. Lacet induit par le roulis .....	36
II.14.4. Centre de gravité.....	36
II.14.5. Le foyer .....	37
II.15. La stabilité .....	37
II.15.2. Stabilité latérale .....	38
II.16. Conclusion .....	39

## Chapitre III

### Analyse et optimisation d'un planeur

III.1. Introduction .....	41
III.2. Objectifs .....	41
III.3. Caractéristiques générales du planeur .....	41
III.3. Détermination de la vitesse de vol minimale et le nombre de Reynolds .....	44
III.3.1. Vitesse du vol .....	44
III.3.2. Le nombre de Reynolds .....	47
III.4. Analyse du profil .....	47
III.4.1. Conception directe du profil .....	48
III.4.2. Analyse XFOil .....	49
III.5. Analyse par lot .....	51
III.6. Conception du planeur .....	53
III.7. Analyse 3D .....	54
III.7.1. Analyse du planeur sans surfaces de contrôles .....	55
III.7.2. Analyse avec ailerons .....	56
III.7.3. Analyse avec ailerons et gouvernes .....	58
III.7.4. Représentation des tourbillons .....	60
III.7.5. Traitement des résultats .....	61
III.7.5.1. Vitesse .....	61
III.7.5.2. Trainée induite .....	62
III.7.5.3. Finesse .....	63
III.9. Analyse de stabilité .....	64
III.9.1. Stabilité statique .....	64
III.9.1.1. Le coefficient de moment .....	64
III.9.1.2. La marge statique .....	65
III.9.2. Stabilité dynamique .....	66
III.10. Conclusion .....	69
<b>Conclusion générale</b> .....	<b>71</b>
<b>Référence bibliographiques</b> .....	<b>73</b>
<b>Résumé</b> .....	<b>74</b>



# Liste des figures

<b>Figure I.1</b> : Planeur en vol [15] .....	4
<b>Figure I.2</b> : Ascendance thermique [2] .....	5
<b>Figure I.3</b> : Ascendance dynamique [2] .....	6
<b>Figure I.4</b> : Ascendance ondulatoire [2] .....	6
<b>Figure I.5</b> : Structure d'un planeur [2] .....	7
<b>Figure I.6</b> : Parachute [15] .....	8
<b>Figure I.7</b> : Parapente [15] .....	9
<b>Figure I.8</b> : Deltaplane[15] .....	9
<b>Figure I.9</b> : Paramoteur [15].....	10
<b>Figure I.10</b> : Pendulaire [15] .....	10
<b>Figure I.11</b> : Multiaxe [15].....	11
<b>Figure I.12</b> : Autogire [15] .....	11
<b>Figure I.13</b> : Aérostat ultraléger [15].....	11
<b>Figure I.14</b> : Hélico ultraléger [15].....	12
<b>Figure I.15</b> : Planeur radiocommandé [5] .....	12
<b>Figure I.16</b> : Radiocommande [5] .....	13
<b>Figure II.1</b> : Forces s'exerçants sur un avion [10].....	16
<b>Figure II.2</b> : Forces s'exerçants sur un planeur [10].....	16
<b>Figure II.3</b> : Structure d'une aile [10].....	17
<b>Figure II.4</b> : Caractéristiques géométriques d'une aile [10].....	18
<b>Figure II.5</b> : Profil aérodynamique [7].....	19
<b>Figure II.6</b> : Profil N22 [8].....	19
<b>Figure II.7</b> : Profil NACA4412 [8].....	20
<b>Figure II.8</b> : Profil NACA0009 [8].....	20
<b>Figure II.9</b> : Profil EPPLER471 [8].....	20
<b>Figure II.10</b> : Profil RONCZ [8] .....	21
<b>Figure II.11</b> : Ecoulement d'air autour d'un profil aérodynamique [7].....	21
<b>Figure II.12</b> : Ecoulement laminaire [7] .....	22
<b>Figure II.13</b> : Ecoulement turbulent [7] .....	22
<b>Figure II.14</b> : Ecoulement tourbillonnaire [7] .....	22
<b>Figure II.15</b> : Résistance de l'air [10].....	23
<b>Figure II.16</b> : Fores aérodynamiques [11] .....	23
<b>Figure II.17</b> : Couche limite [1] .....	24
<b>Figure II.18</b> : Troisième loi de Newton [14].....	25

<b>Figure II.19:</b> Ecoulement de l'air sur un profil sans effet Coanda [1].....	25
<b>Figure II.20:</b> Ecoulement d'air sur un profil avec Effet Coanda [1] .....	25
<b>Figure II.21:</b> Tromp de Venturi [1] .....	26
<b>Figure II.22:</b> Dépression et surpression d'un profil aérodynamique [7].....	27
<b>Figure II.23:</b> Ecoulement de l'air sur un profil selon Bernoulli et Venturi [10] .....	27
<b>Figure II.24:</b> Trainée de sillage en fonction d'incidence [1].....	28
<b>Figure II.25:</b> Trainée induite [1].....	29
<b>Figure II.26:</b> Angle d'incidence [7].....	30
<b>Figure II.27:</b> Centre de poussée [7] .....	31
<b>Figure II.28:</b> Polaire EIFFEL[9].....	32
<b>Figure II.29:</b> Axes de rotation d'un planeur [2] .....	32
<b>Figure II.30:</b> Angles de vol d'un planeur [10] .....	33
<b>Figure II.31:</b> Rotation en tangage [10] .....	34
<b>Figure II.32:</b> Rotation en roulis [10].....	34
<b>Figure II.33:</b> Rotation en lacet [10] .....	35
<b>Figure II.34:</b> Roulis induit [10] .....	35
<b>Figure II.35:</b> Lacet induit [10].....	36
<b>Figure II.36:</b> Lacet inverse [10] .....	36
<b>Figure II.37:</b> Centre de gravité [10].....	37
<b>Figure II.38:</b> Centre de gravité, centre de poussée et foyer [10] .....	37
<b>Figure II.39:</b> Notion de stabilité[10] .....	38
<b>Figure II.40:</b> Effet dièdre [2].....	38
<b>Figure II.50:</b> Effet flèche [2] .....	39
<b>Figure III.1:</b> Bilan statique [10] .....	45
<b>Figure III.2:</b> Finesse [10] .....	46
<b>Figure III.3:</b> Profil MH-32.....	48
<b>Figure III.4:</b> MH-32 modifié.....	48
<b>Figure III.5:</b> La finesse en fonction de l'angle d'incidence .....	49
<b>Figure III.6:</b> Répartition des pressions sur le profil pour alpha max .....	50
<b>Figure III.7:</b> Représentation du coefficient de pression le long du profil pour alpha max .....	50
<b>Figure III.8:</b> Ailerons dirigé vers le bas.....	51
<b>Figure III.9:</b> Aileron dirigé vers le haut.....	51
<b>Figure III.10:</b> NACA0009 modifié.....	51
<b>Figure III.11:</b> Gouverne dirigé vers le haut .....	52
<b>Figure III.12:</b> Gouverne dirigé vers le bas.....	52
<b>Figure III.13:</b> Aile principale sur Xflr5 .....	53
<b>Figure III.14:</b> Stabilisateur horizontal sur Xflr5 .....	53

<b>Figure III.15:</b> Stabilisateur vertical sur Xflr5 .....	54
<b>Figure III.16:</b> Première esquisse du planeur sur Xflr5 .....	54
<b>Figure III.17:</b> Planeur avec ailerons .....	57
<b>Figure III.18:</b> Planeur avec ailerons et gouvernes .....	59
<b>Figure III.19:</b> Tourbillons analyse 1 .....	60
<b>Figure III.20:</b> Tourbillons analyse 2 .....	61
<b>Figure III.21:</b> Tourbillons analyse 3 .....	61
<b>Figure III.22:</b> La Vitesse en fonction d'angle d'attaque .....	62
<b>Figure III.23:</b> La trainée induite en fonction d'incidence .....	63
<b>Figure III.24:</b> la finesse en fonction de l'angle d'attaque .....	63
<b>Figure III.25:</b> Coefficient de moment en fonction d'incidence .....	64
<b>Figure III.26:</b> Coefficient de moment en fonction de la portance .....	65
<b>Figure III.27:</b> Mode de stabilité longitudinale court .....	66
<b>Figure III.28:</b> Mode de stabilité longitudinale long .....	67
<b>Figure III.29:</b> Mode de stabilité latérale court .....	67
<b>Figure III.30:</b> Mode de stabilité latérale long .....	68
<b>Figure III.31:</b> planeur sous solidworks .....	69
<b>Figure III.32:</b> modèle final Xflr5 .....	69

# Liste des tableaux

<b>Tableau 1</b> : Caractéristiques géométriques d'une demi-aile -----	42
<b>Tableau 2</b> : Caractéristiques géométrique du demi-stabilisateur -----	43
<b>Tableau 3</b> : Caractéristiques géométriques du stabilisateur vertical-----	43
<b>Tableau 4</b> : Caractéristiques estimées de fuselage -----	44
<b>Tableau 5</b> :Finesse et coefficient de portance objectifs -----	46
<b>Tableau 6</b> : Caractéristiques géométriques du profil MH-32 -----	48
<b>Tableau 7</b> : Récapitulation des valeurs de l'analyse -----	50
<b>Tableau 8</b> : Caractéristiques géométriques du profil NACA 0009 -----	52
<b>Tableau 9</b> :Résultats de l'analyse 1 -----	55
<b>Tableau 10</b> :Récapitulation des résultats -----	56
<b>Tableau 11</b> :Résultats de l'analyse 2 -----	57
<b>Tableau 12</b> :Récapitulation des résultats -----	58
<b>Tableau 13</b> :Résultats de l'analyse 3 -----	59
<b>Tableau 14</b> : Récapitulation des résultats -----	60

# NOMENCLATURE

Symboles	Définition	Unité (SI)
AR	: Allongement	-
C	: Corde	m
C <sub>A</sub>	: Charge alaire	kg/m <sup>2</sup>
C <sub>m</sub>	: Coefficient de moment	-
C <sub>p</sub>	: Coefficient de pression	-
C <sub>x</sub>	: Coefficient de trainée	-
C <sub>xi</sub>	: Coefficient de trainée induite	-
C <sub>xv</sub>	: Coefficient de trainée visqueuse	-
C <sub>z</sub>	: Coefficient de portance	-
D	: Distance	m
E	: Envergure	m
F	: Finesse	-
g	: Accélération de la pesanteur	m s <sup>-2</sup>
H	: Hauteur	m
L	: Bras de levier	m
m	: Masse	kg
M	: Moment	
P	: Poids	N
p	: Pression	Pa
R <sub>a</sub>	: Résultante aérodynamique	N
Re	: Nombre de Reynolds	-
R <sub>x</sub>	: Trainée	N
R <sub>z</sub>	: Portance	N
S <sub>a</sub>	: Surface alaire	m <sup>2</sup>
TP	: Effilement	-
V	: Vitesse	m/s
<b>Symboles grecs</b>		
$\alpha$	: Angle d'attaque	°
$\gamma$	: Angle de calage (angle de pente)	°
$\nu$	: Viscosité cinématique	m <sup>2</sup> s <sup>-1</sup>

$\rho$	: Masse volumique	$\text{kg m}^{-3}$
$\theta$	: Assiette	°

### Abréviations

CAM	: Corde aérodynamique moyenne
CGM	: Corde géométrique moyenne
CG	: Centre de gravité
CP	: Centre de poussée
F	: Foyer
MS	: Marge statique

# **Introduction Générale**

# Introduction générale

L'aviation est une très grande invention qui transforma l'humanité. Le progrès de la science et de la technique sont illustrés dans cette matière de façon incroyable. Elle tourna la page de l'histoire de l'humanité vers une conquête d'un terrain inconnu le ciel. Mais ceci ne s'est pas fait tout seul, il a fallu bien des sacrifices humains pour en arriver à ce degré d'utilité.

Le monde de l'aviation est l'une des industries qui est directement touché par l'émergence continue de technologie de plus en plus petites. C'est pourquoi ce travail nous oriente vers l'étude de l'aérodynamique des planeurs, par conséquent la principale difficulté de ce type d'aéronef est de voler sans moteur avec un nombre de Reynolds élevé, tout en minimisant au maximum le décollement de la couche limite.

L'objectif de ce travail est de faire une analyse, qui vas permettre d'optimiser les performances d'un planeur, pour rester en l'air le plus longtemps possible, et parcourir la plus grande distance.

Ce travail est divisé en trois chapitres : nous avons débuté avec des généralités sur les planeurs, afin d'avoir plus de détails sur le sujet traité.

Dans le deuxième chapitre l'accent est mis sur l'aérodynamique et la mécanique du vol pour mieux comprendre l'agissement des corps volants d'une manière approfondie.

Enfin Le troisième chapitre est consacré pour l'analyse et l'optimisation d'un planeur, qui va nous permettre d'appliquer nos connaissances acquises durant notre cursus universitaire tout en posant les bonnes problématiques et trouver leurs solutions.



# **Chapitre I**

## **Généralités sur les planeurs**

# Généralités sur les planeurs

## I.1. Introduction

Dans ce chapitre nous allons procéder au traitement des différents volets concernant les planeurs, en commençant par une brève présentation sur la technique particulière de vol des planeurs, notamment les divers éléments qui entrent dans sa construction, ainsi que les différents types de planeurs.

## I.2. Les aéronefs

L'aéronef est un moyen de vol artificiel. Il est possible de classer les aéronefs en deux catégories :

- Les plus légers que l'air ou **aérostats**, dont la sustentation statique est une conséquence du principe d'Archimède. Ils appartiennent au domaine de l'aérostation.
- Les plus lourds que l'air ou **aérodynes**, dont la sustentation dynamique a pour origine les réactions de l'air en mouvement relatif. Ils appartiennent au domaine de l'aviation.

Nous pouvons imaginer une grande variété d'aérodynes, y compris les aérodynes à voilure fixe comme les avions, lorsque cet aérodyne est dépourvu de moteur et utilise la seule énergie de l'atmosphère, il prend le nom de **planeur**. [1]

## I.3. Historique des planeurs

L'histoire de l'aviation pourrait symboliquement débiter avec le vol d'Icare qui est connu pour s'être brûlé les ailes pour avoir volé trop près du soleil, Dans la mythologie grecque, Dédale construisit un labyrinthe pour le roi Minos (Crète) qui l'y enferma avec son fils Icare, pour s'échapper ils fabriquèrent des ailes en plumes collées à la cire. Icare, grisé par le vol s'approcha trop près du soleil, la cire fondit et il tomba.

Le tout premier aéronef est apparu en Chine il y a plus de 2000 ans c'est Le cerf-volant, amené en Europe au XV<sup>ème</sup> siècle par des marchands anglais, hollandais et portugais. Puis vient, la Renaissance période de développement intellectuel, scientifique et technique, c'est

l'époque des précurseurs là où les hommes imaginèrent les premières machines, la plupart créées par les observations sur la nature, et les lois de la physique, Léonardo De Vinci, au 15<sup>ème</sup> siècle fut le premier à tempéré l'imagination avec des principes scientifiques; il a étudié des machine volantes en s'inspirant du vol des oiseaux, en imaginant l'hélicoptère, en dessinant le parachute. Les croquis de cet avant-gardiste étaient très détaillés. Les premiers êtres humains à voler sur un aéronef le firent sur des planeurs.

Le 19 septembre 1783 a eu lieu le premier vol captif à air chaud, conçu par les frères Montgolfier, étant donné que le roi de France ayant interdit qu'un homme participât à cette première expérience le vol fut réalisé à Versailles par un mouton, un coq et un canard, emportés sur trois kilomètres. Le 15 octobre 1783 le premier humain fait à son tour l'expérience du vol en ballon, c'est François Pilâtre de Rozier et depuis, les montgolfières se répondirent dans le monde, de plus en plus.

En 1797 le français Jacques Garnerin fit le premier saut en parachute, il sauta d'un ballon, à 1000m d'altitude. Le premier vol plané est effectué par Jean-Marie Le Bris. Tiré par un cheval face au vent il parcourt entre 100 et 200m à bord de son oiseau artificiel. Dès 1804 Sir George Cayley décrit les forces aérodynamiques la portance et la traînée et réalisa un planeur en 1849.

En 1890 Clément Ader s'éleva à 20 cm au-dessus du sol sur une distance record de 50 m à bord de son monoplan « Eole ». Par la suite l'ingénieur allemand Otto Lilienthal le père du planeur connu sous le nom de Glider King réalisa en 1891 plusieurs vols en planeurs à une altitude de 15 mètres puis 350 mètres, il trouva finalement la mort en s'écrasant; durant sa vie il a effectué plus de 2000 vols avec des planeurs de sa fabrication. En 1900 Le général allemand à la retraite Ferdinand Von Zeppelin, s'envole à bord d'un dirigeable de son invention au-dessus du lac de Constance en Allemagne. L'aérostat de 128 mètres de long a parcouru 6 kilomètres en 18 minutes à 400 mètres d'altitude.

Au début des années 1900, les célèbres frères Wright faisaient des expériences avec des planeurs, en 1901 ils construisent une soufflerie et installent une gouverne de direction, disposée à l'arrière, pour contrôler la trajectoire. Ils arrivent en 1902 à maîtriser la trajectoire de vol de leur planeur sur les trois axes, en 1903 ils établissent un record officiel de 72s, et en 1911 ils réalisèrent des vols en ascendance aux Etats-Unis.

En Allemagne les années 1920 après la première guerre mondiale que se développe les bases de vol à voile moderne, car après leur défaite, le traité de Versailles interdit aux allemands de reconstituer leur flotte aérienne militaire, ils vont donc utiliser les planeurs pour entrainer leur pilote et pour transporter leurs matériels.

En 1929, la National Glider Association a été fondée à Detroit, Michigan. 1930 Le constructeur Wolf Hirth découvre la possibilité de voler dans les colonnes thermiques ouvrant de larges possibilités de développement aux pilotes de planeurs. 1937 créations du Championnat du Monde de Vol à Voile.

Et depuis au fur et à mesure les performances des planeurs s'améliorent et parcours des centaines voire des milliers de kilomètres. [2][3]

#### I.4. Comprendre le planeur

Le planeur figure (I.1) est un aérodyne non motorisé de grande envergure, dirigeable grâce à la commande de vol. Contrairement aux avions les planeurs ne disposent pas de moteurs pour prendre de l'altitude, et pour cela ils ont quelque chose de plus majestueux, les vents ascendants, qui leur permettent de monter sans moteur. Le même principe qu'un escalator, on monte si on descend plus lentement que l'escalator monte. Donc l'air ascendant joue le rôle de l'escalator. Donc le planeur ne peut que descendre, avec un taux de chute relativement faible, le jeu consiste à emmener le planeur dans une masse d'air qui monte plus vite que lui descend.



**Figure I.1** : Planeur en vol [15]

### I.4.1. Les vents ascendants

Sans moteur, le planeur ne fait que descendre en vol plané. Pour tenir en l'air, il lui faut trouver un courant ascendant. Un courant ascendant est un courant transportant de l'air vers le haut dans la direction verticale au sein de l'atmosphère. On distingue 3 types d'ascendances :

#### Les ascendances thermiques

La surface terrestre n'est pas la même partout, elle est composée de forêts, champs, villes, lac, ou autres types de surfaces qui réagissent différemment à l'ensoleillement. Lors d'une journée ensoleillée ces diversités au sol vont être à l'origine de zones d'airs relativement chaudes et froides, l'air chaud étant plus léger que l'air froid, il va soulever et générer une thermique. Ces contrastes de température au sol sont à l'origine de la convection figure (I.2).

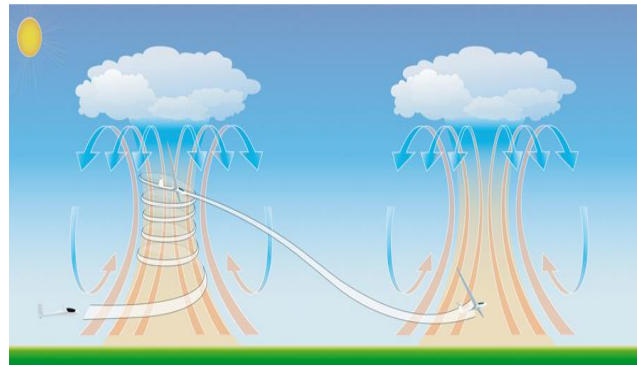


Figure I.2 : Ascendance thermique [2]

#### Les ascendances dynamiques

Appelé aussi vol de pente figure (I.3), lorsque le vent souffle sur une montagne, il est dévié vers le haut générant une zone d'air ascendant le long de la pente. Il faut juste suivre la pente en aller-retour, pour monter dans cette zone ascendante. La force du courant ascendant dépend de la force du vent, mais aussi du profil de la pente. Les courants ascendants sur la pente peuvent être puissants et permettent de voler sur grande distance rapidement.



**Figure I.3 :** Ascendance dynamique [2]

### Les ascendances ondulatoires

L'onde est un phénomène dynamique qui allure en région montagneuse lorsque le vent souffle figure (I.4), elle permet aux planeurs d'atteindre de très haute altitude dans l'atmosphère. Quand le vent souffle sur un obstacle généralement une montagne, le flux d'air est dévié de sa trajectoire initiale, si la masse d'air est stable cette perturbation va se propager sous forme de vagues sous le vent de l'obstacle (apparition d'ondes stationnaires). La partie supérieure de ces vagues est souvent matérialisée par des nuages lenticulaires, les planeurs peuvent surfer sur ces vagues pour monter.



**Figure I.4 :** Ascendance ondulatoire [2]

#### I.4.2. Structure d'un planeur

Le planeur se compose des éléments suivants comme présenté dans la figure (I.5) :

- ❖ Les ailes ou la voilure pour assurer la sustentation
- ❖ Le fuselage permettant de transporter la charge utile et de réunir les ailes aux organes de stabilisation et de manœuvre

- ❖ Les ailerons ou gouverne de gauchissement pour la stabilité latérale
- ❖ Les empennages ou organes stabilisateurs, il y a trois types d'empennages le conventionnel, en T, ou en V
- ❖ La gouverne de profondeur pour la stabilité longitudinale et la gouverne de direction pour la stabilité de route
- ❖ Équipements de bord Comprenant les instruments et appareils de contrôle et commande, les dispositifs permettant d'assurer la sécurité, et le confort
- ❖ Train d'atterrissage supportant l'avion au sol, Il permet le roulage, le freinage et le contrôle de l'appareil au sol. [4]



**Figure I.5 :** Structure d'un planeur [2]

### I.4.3. Décollage des planeurs

Pour faire voler les planeurs, il faut un moyen de lancement. Les modes de lancement les plus courants sont :

#### **Le remorquage**

Le remorquage consiste à amener le planeur à l'altitude adéquate, avec l'aide d'un aéronef remorqueur qui le tire grâce à un câble.

#### **Le treuillage**

Moyen de mise en altitude des planeurs par câble, au moyen d'un dispositif mécanique arrimé au sol. Ce mode de lancement demande vigilance et précision, les erreurs peuvent être difficiles à rattraper.

## Planeur autonome

Un planeur autonome est muni d'un moteur électrique et d'une hélice non rétractable, qui lui permet d'affranchir tout moyen de lancement et de décoller par sa propre puissance.

## I.5. Types de planeurs

### I.5.1. Les planeurs ultralégers (PUL)

Les PUL sont des aéronefs non motorisés permettant la pratique du vol libre :

## Parachute

Tout corps doté d'une masse sur terre est soumis à la force de gravité. De ce fait, s'il est jeté en l'air, ce corps sera inévitablement attiré au sol. Pour ralentir la chute de ce corps, il est nécessaire de se servir d'un parachute figure (I.6), qui est muni d'une voile, dont le but est de compenser la force de gravité pour un atterrissage sécurisé. [4]



**Figure I.6:** Schémas d'un parachute [15]

## Parapente

Le parapente figure (I.7) est un aérodyne provenant du parachute, son nom slope soaring a pour sens le vol de pente. En parapente on vol, on ne saute pas contrairement au parachute. [4]





**Figure I.7 :** Schémas d'un parapente [15]

### **Deltaplane**

Le deltaplane figure (I.8) est un aéronef à armature inflexible, qui adapte l'aile Rogallo qui est une aile triangulaire. Le deltaplane vol plus vite qu'un parapente. Le décollage et l'atterrissage se font à pied. [4]



**Figure I.8 :** Le deltaplane [15]

### **I.5.2. Les planeurs ultralégers motorisés (ULM)**

L'ULM est un aéronef pourvu d'un moteur qui vole avec des caractéristiques spécifiques. En biplace maximum, un seul passager peut être transporté en plus du pilote, ayant une masse et une puissance limitée. [4]

Les types d'ULM sont :

## Paramoteur

Apparu en 1980, le paramoteur figure (I.9) est un aérodyne sustenté par une voileure souple de type parachute, il est le plus petit aéronef autonome du monde. Le pilote est suspendu sous une aile de type parapente et propulsé par un moteur léger qu'il porte sur le dos. [4]



**Figure I.9 :** Le paramoteur [15]

## Pendulaire

Le pendulaire figure (I.10) convient au piste courte, il est tout terrain. Il est constitué d'un chariot suspendu sous une aile delta. Il se pilote par déplacement du centre de gravité. [4]



**Figure I.10 :** Le pendulaire [15]

## Multiaxe

Il se rapproche beaucoup d'un avion de tourisme par ses gouvernes et son équipement figure (I.11). [4]



**Figure I.11** : Schémas d'un multiaxe [15]

### Autogire

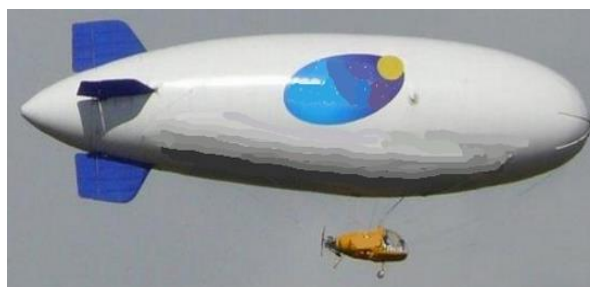
L'autogire figure (I.12) se caractérise par une voilure tournante, son moteur n'actionne qu'une hélice propulsive. Il se pilote comme un avion par les gouvernes aérodynamiques. [4]



**Figure I.12** : Schémas d'un autogire [15]

### Aérostat ultraléger

L'aérostat ultraléger figure (I.13) comporte une enveloppe de sustentation et un système de propulsion qui le rend dirigeable. La sustentation est assurée par une enveloppe contenant un gaz plus léger que l'air ambiant. [4]



**Figure I.13** : Schémas d'un aérostat ultraléger [15]

## Hélico ultraléger

L'hélicoptère ultraléger figure (I.14) se caractérise par une voilure tournante et se pilote par gouvernes aérodynamiques. Ils sont équipés d'un seul moteur. [4]



**Figure I.14 :** L'hélico ultraléger [15]

### I.5.3. Planeur radiocommandé

Un planeur radiocommandé figure (I.15) est un modèle réduit de planeur, avec ou sans moteur, radioguidé depuis le sol. [5]



**Figure I.15 :** Planeur radiocommandé [5]

#### I.5.3.1. La radiocommande

Pour contrôler à distance un aéromodèle, on utilise un ensemble émetteur / récepteur permettant de transmettre les ordres du pilote par ondes radio. Une radiocommande peut transmettre simultanément plusieurs ordres : accélérer, monter, tourner, volets, train d'atterrissage, etc. [5]

La radiocommande se compose comme présenté dans la figure (I.16):

- D'un émetteur
- D'un récepteur
- D'une batterie
- Des servomoteurs
- D'un contrôleur ou variateur si le planeur est doté d'un moteur électrique

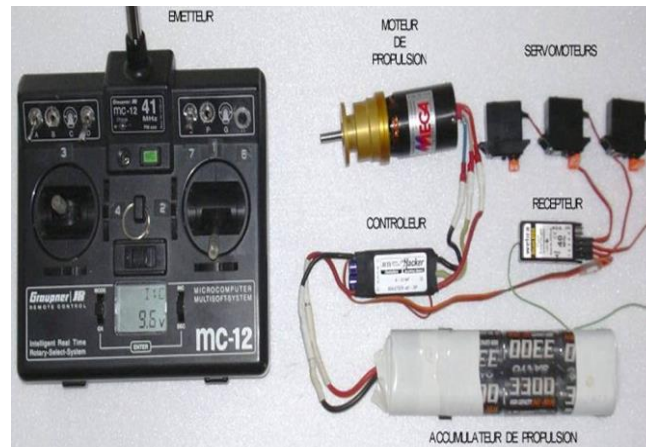


Figure I.16 : Radiocommande [5]

## I.6. Conclusion

Ce premier chapitre nous a permis de constater que les planeurs sont différents des avions. Inspirer du vol des oiseaux, les planeurs peuvent voler sans moteur, au moyen des vents ascendants, et dirigeable grâce aux commandes de vol.

# **Chapitre II**

## **Aérodynamique et mécanique du vol**

# Aérodynamique et mécanique du vol

## II.1. Introduction

Ce chapitre couvre deux sujets associés, l'aérodynamique et la mécanique du vol. Les performances des aéronefs se reposent sur ces deux domaines. Pour commencer nous allons définir les paramètres courants des ailes, qui ont un grand impact sur les hauts faits des planeurs. Puis nous allons introduire les facteurs clés de l'analyse aérodynamique suivie des notions de portance et de trainée. La partie aérodynamique va être Succéder par la mécanique du vol, qui va nous permettre d'acquérir des connaissances sur l'équilibre, la stabilité et la maniabilité des planeurs.

## II.2. Définition de l'aérodynamique

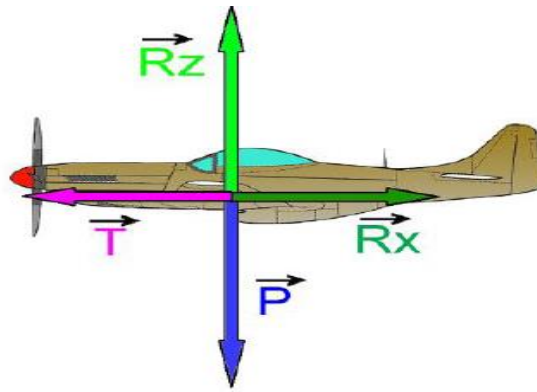
L'aérodynamique est une branche de la dynamique des fluides qui porte sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi que sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent. Ces effets peuvent naturellement être provoqués par un corps immobile soumis à un flux d'air animé d'une vitesse ou par un corps se déplaçant dans l'atmosphère ou encore par la combinaison des deux propositions précédentes. Le champ d'études peut se subdiviser en aérodynamique incompressible et compressible en fonction du nombre de Mach. [1]

## II.3. Forces appliquées à un aéronef en vol

Un aéronef en vol subit un ensemble de forces imbriquées mais décomposables comme présenté dans la figure (II.1), certaines œuvrent utilement d'autres sont nuisibles.

Les forces qui s'exercent sur un avion sont :

- La portance
- La trainée
- Le poids
- La traction.

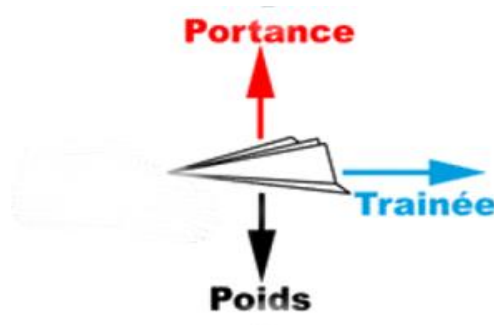


**Figure II.1:** Forces s'exerçants sur un avion [10]

Les conditions d'équilibre d'un avion en vol horizontal sont :

- La portance supporte le poids
- La traction compense la trainée

En revanche il y a que trois forces qui s'exercent sur un planeur figure (II.2): la portance, le poids et la trainée qui est donc compensée par les vents ascendants.



**Figure II.2:** Forces s'exerçants sur un planeur [10]

#### II.4. Génération de forces aérodynamiques par la voilure

La voilure figure (II.3) assure la sustentation de l'aéronef. La rigidité de l'aile est assurée par un ou plusieurs longerons et des nervures. Le revêtement de l'aile peut être en bois, en métal, en plastique ou en toile. L'extrémité de chaque aile se termine par une forme profilée appelée saumon. La partie avant de l'aile s'appelle le bord d'attaque, la partie arrière s'appelle le bord de fuite. La partie de l'aile qui assure la jonction avec le fuselage est l'emplanture. [4]



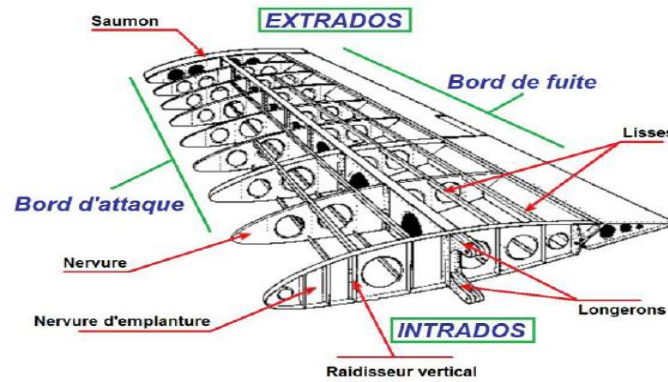


Figure II .3: Structure d'une aile [10]

### II.4.1. Les caractéristiques géométriques de l'aile

La géométrie de l'aile se définit en fonction de plusieurs éléments qui sont représentés dans la figure (II.4):

- ❖ L'envergure (L) : longueur comprise entre les extrémités extérieures des deux demi-ailes.
- ❖ La surface alaire (S) : c'est la surface totale de la projection horizontale de la voilure, y compris celle qui traverse le fuselage.
- ❖ La flèche : angle compris entre une ligne de référence de l'aile et la perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion.
- ❖ Le dièdre : c'est l'angle formé par l'aile et le plan horizontal.
- ❖ L'allongement : c'est le rapport entre l'envergure est la corde moyenne

$$AR = \frac{L}{C} = \frac{L^2}{S^2} \quad \text{II.1}$$

- ❖ La charge alaire : le rapport entre le poids et la surface alaire.
- ❖ L'effilement : c'est le rapport entre la corde d'implanture et celle du saumon, il est égal à un pour une aile carré et inférieure à un pour une aile effilée, ainsi l'effilement détermine la forme de la voilure.
- ❖ Le profil aérodynamique [4]

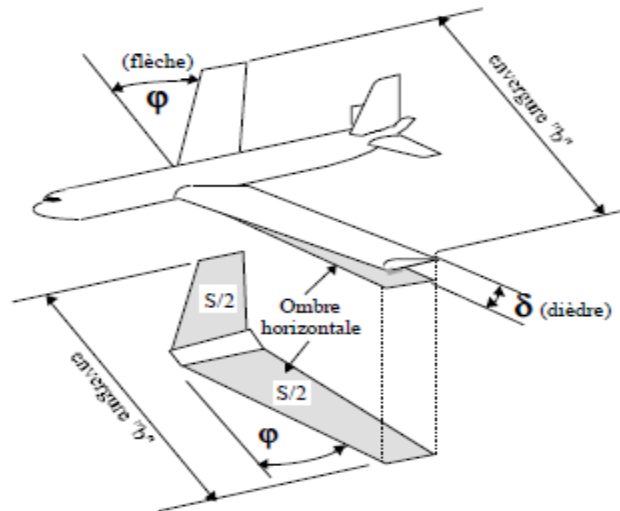


Figure II.4: Caractéristiques géométriques d'une aile [10]

## II.4.2. Profil aérodynamique

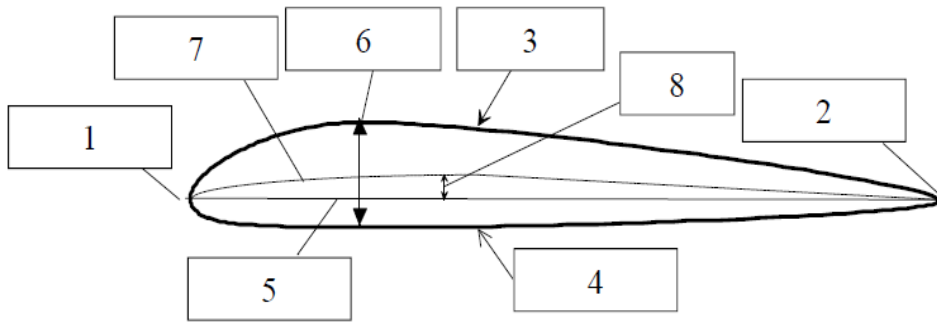
### II.4.2.1. Définition

Un profil d'aile est un contour géométrique, c'est la forme d'une section de l'aile suivant un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion. La forme du profil influe grandement sur les caractéristiques aérodynamiques et les performances d'un avion. Les profils les plus répandus sont sous forme de série: NACA, Joukowski, FX, Göttingen, Clark. [6]

### II.4.2.2. Caractéristiques géométriques d'un profil aérodynamique

L'air aborde le profil au bord d'attaque et le quitte par le bord de fuite, la partie supérieure du profil est appelée l'extrados et la partie inférieure intrados, le segment qui joint le bord d'attaque et le bord de fuite est appelée la corde du profil. La ligne qui joint le bord d'attaque et le bord de fuite en passant à égale distance de l'extrados et l'intrados est appelée la corde moyenne, la distance maximale entre la corde et la corde moyenne est appelée flèche. [7]

Les caractéristiques géométriques du profil sont évoquées dans la figure (II.5).



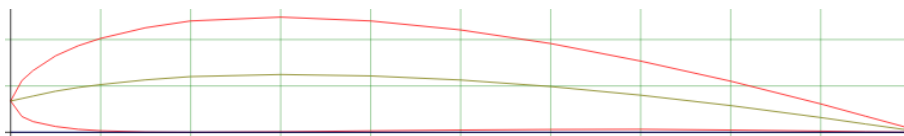
**Figure II.5:** Profil aérodynamique [7]

- |                      |                               |                    |
|----------------------|-------------------------------|--------------------|
| 1)- bord d'attaque   | 2) - bord de fuite            | 3) - extrados      |
| 4)- intrados         | 5) - la corde                 | 6) - épaisseur max |
| 7)- la ligne moyenne | 8) - cambrure max (la flèche) |                    |

### II.4.2.3. Types de profils

#### Le profil plan convexe

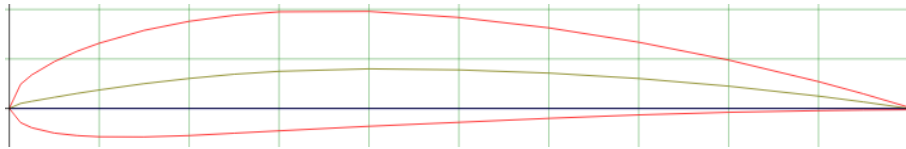
Le profil plan convexe se caractérise avec un intrados plan porte bien même à faible incidence mais il est légèrement instable. Il est utilisé en aviation générale. Exemple : le profil N22 figure (II.6). [7]



**Figure II.6:** Profil N22 [8]

#### Le profil biconvexe dissymétrique

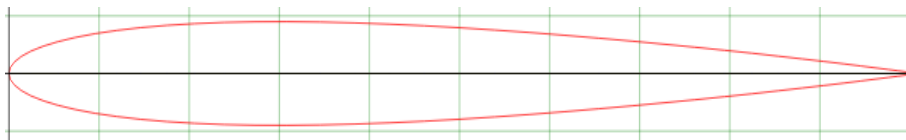
Le profil biconvexe dissymétrique porte également bien même à incidence nulle et est très stable. Ce profil est plus courbé sur l'extrados que sur l'intrados. Utilisé dans l'aviation de loisir. Exemple : le profil NACA4412 figure (II.7). [7]



**Figure II.7:** Profil NACA4412 [8]

### Le profil biconvexe symétrique

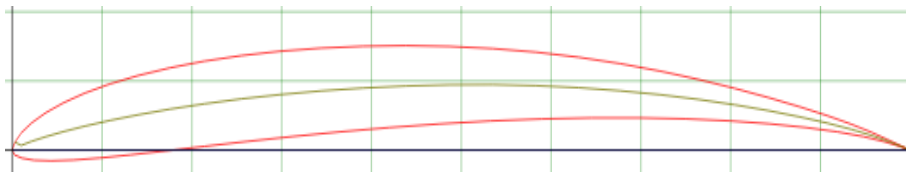
Le profil biconvexe symétrique, la ligne moyenne et la corde sont confondues, avec une flèche et une courbure nulle. Ces profils ne portent pas aux faibles et très faibles incidences. Il n'est intéressant que pour les empennages. Exemple : le profil NACA0009 figure (II.8). [7]



**Figure II.8:** Profil NACA0009[8]

### Le profil cambré ou creux

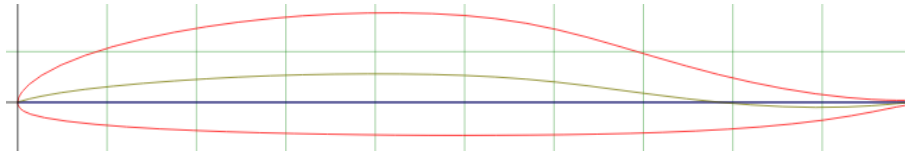
Le profil creux a un extrados convexe et un intrados concave, il est très porteur mais il est assez instable, lorsque l'incidence augmente il cherche à cabrer. Exemple : le profil EPPLER471 figure (II.9). [7]



**Figure II.9:** Profil EPPLER471[8]

### Le profil à double courbure

Le profil autostable présente l'avantage d'une grande stabilité mais une portance moyenne et une trainée assez forte. Exemple : le profil RONCZ figure (II.10). [7]



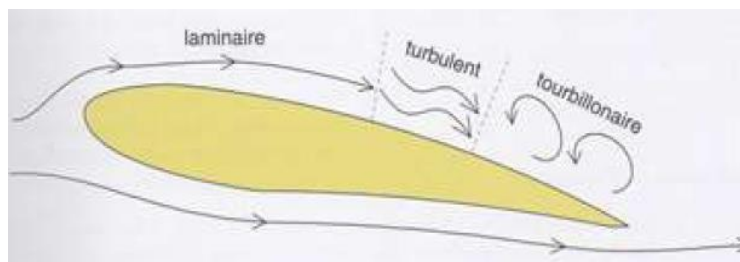
**Figure II.10:** Profil RONCZ [8]

### II.4.2.3. Les forces aérodynamiques

#### II.4.2.3.1. Les écoulements de l'air

L'air sec est un mélange de gaz avec 78% d'azote, 21% d'oxygène et 1% d'autres gaz principalement de l'argon. L'air est invisible, dilatable, compressible, expansible, pesant et visqueux. Les principales caractéristiques de l'air sont : la masse volumique, la pression, et la température.

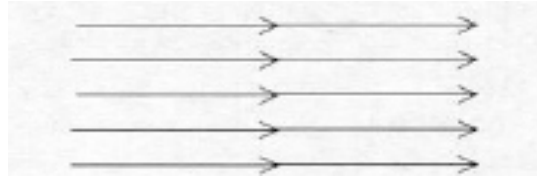
Il existe trois types d'écoulements comme représentés dans la figure (II.11):



**Figure II.11:** Ecoulement d'air autour d'un profil aérodynamique [7]

#### Écoulement laminaire

L'air se déplace sans rencontre d'obstacles, ou de forces de déviations, il est caractérisé par des trajectoires régulières. Le fluide se comporte comme s'il était inclus dans une multitude de tuyaux parallèles et juxtaposés. Tous ces filets d'air affichent la même vitesse et la même direction. La pression est uniforme dans toute la veine figure (II.12). [9]



**Figure II.12:** Ecoulement laminaire [7]

### Écoulement turbulent

Le courant d'air rencontre un obstacle à son déplacement. Le mouvement d'ensemble du fluide suit toujours la même direction, mais le déplacement des molécules devient périodiques et ne présente plus aucun caractère de permanence et de régularité. Dans un écoulement turbulent, la vitesse du fluide en un point subit continuellement des changements d'amplitude et de direction figure (II.13). [9]



**Figure II.13:** Ecoulement turbulent [7]

### Écoulement tourbillonnaire

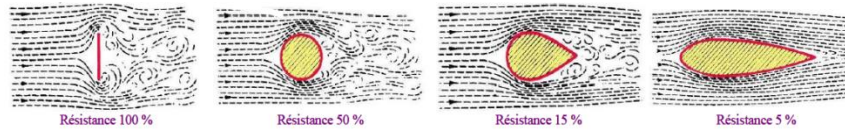
Cas particulier d'écoulement turbulent dépassé. Ce régime tourbillonnaire semble vouloir réorganiser l'agitation de l'écoulement turbulent figure (II.14). [9]



**Figure II.14:** Ecoulement tourbillonnaire [7]

#### II.4.2.3.2. Influence de la forme sur la résistance de l'air

L'air ne résiste pas de la même manière pour tous les corps soumis à un vent relatif dans les mêmes conditions figure (II.15). La résistance de l'air est proportionnelle à la surface, et au carrée de la vitesse. [10]



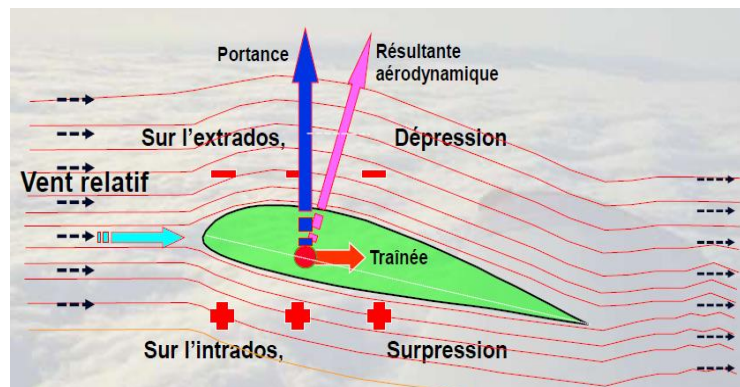
**Figure II.15:** Résistance de l'air [10]

#### II.4.2.3.3. Action de l'air sur une aile soumise à un vent relatif

Le mouvement de l'air autour d'une aile est créée s'il y a une vitesse, c'est-à-dire, soit l'air s'écoule autour d'une aile fixe par exemple dans les souffleries, ou qu'une aile se déplace dans un flux d'air immobile. Cette circulation d'air autour des ailes est appelé le vent relatif qui arrive toujours de face. Ainsi le vent relatif fait apparaître une force aérodynamique, qui est la résultante, cette résultante se décompose en deux forces une dirigée vers le haut la portance, et l'autre dirigée vers l'arrière, qui s'oppose au déplacement la trainée figure (II.16). [7]

$$R_A = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_A$$

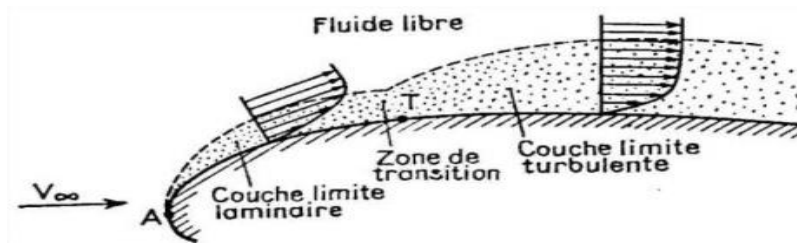
II.2



**Figure II.16:** Forces aérodynamiques [11]

#### II.4.2.3.4. La couche limite

Au contact de profil une couche d'air immobile extrêmement fine colle avec lui en vertu du phénomène d'adhérence. La couche suivante, plus accélérée, possède une vitesse à peine perceptible, glisse sur la première. Au-dessus d'elle circulent des couches consécutives, animées petit à petit de vitesses de plus en plus grandes, jusqu'à la pleine vitesse locale du fluide libre. L'ensemble de ces couches constitue la couche limite figure (II.17). [12]



**Figure II.17:** Couche limite [1]

#### II.4.2.3.5. Le nombre de Reynolds

Le nombre de Reynolds 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. [13]

La forme générale du nombre du Reynolds est :

$$Re = \text{vitesse} \cdot \text{distance} / \text{viscosité cinématique} = \frac{V \times L}{\nu} \quad \text{II.3}$$

- ❖ Si  $Re < 2000$ , l'écoulement est laminaire.
- ❖ Si  $Re = 2000$ , l'écoulement est transitoire.
- ❖ Si  $Re > 2000$ , l'écoulement est turbulent.

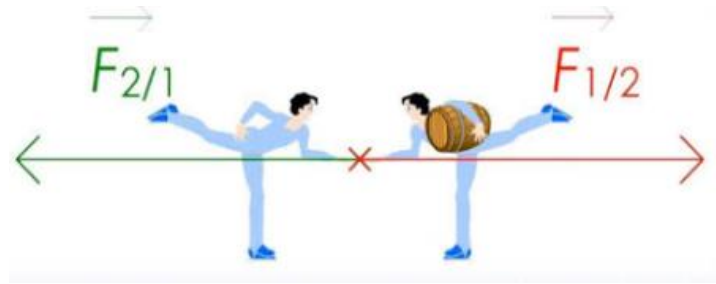
#### II.4.2.3.7. Etude de portance

La portance peut se définir à partir de deux principes :

#### **D'après la troisième loi de Newton la loi des actions réciproques et l'effet Coanda**

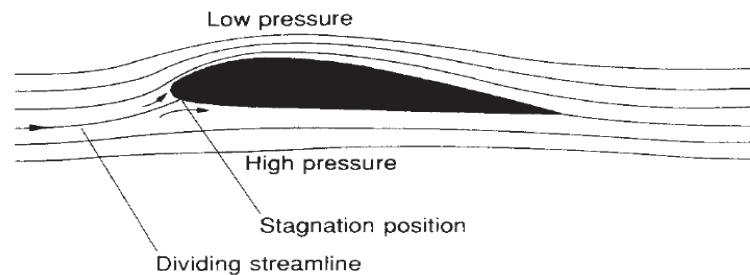
La troisième loi de Newton figure (II.18) décrit une certaine symétrie de la nature. Cette loi est parfois appelée principe d'action- réaction, l'action étant la force exercée par un objet et la réaction étant la force exercée sur l'objet de retour. [14]





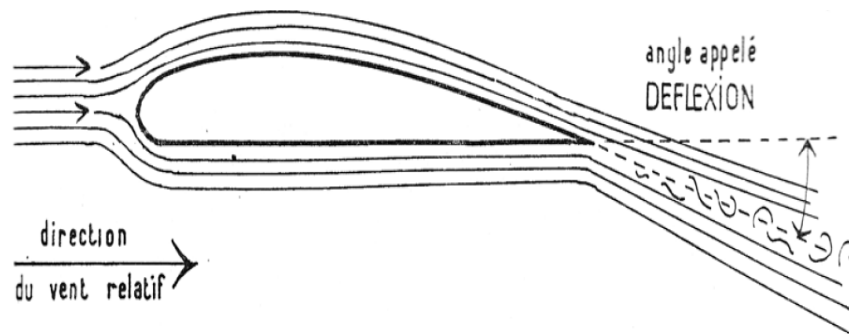
**Figure II.18:** Troisième loi de Newton [14]

Ce que fait l'aile à l'air D'après la loi des actions réciproques est l'action tandis que la portance et la réaction, d'après la figure (II.19) l'air arrive en ligne droite sur l'aile la contourne et continue en ligne droite derrière elle, l'air quitte l'aile donc dans le même état, s'il n'y a pas d'action sur l'air donc Il n'y aura pas de réaction qui est la portance.



**Figure II.19:** Ecoulement de l'air sur un profil sans effet Coanda [1]

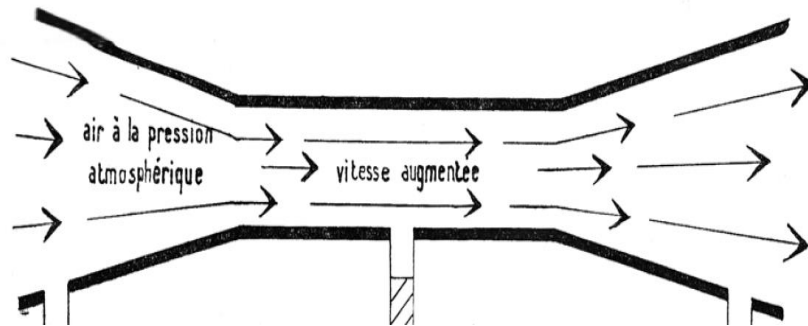
Ce qui se passe réellement l'air qui passe au-dessus de l'aile est dévié vers le bas, donc il ya l'action, l'aile dévie l'air vers le bas et par réaction l'air pousse l'aile vers le haut, c'est la portance. Quand un fluide en mouvement entre en contact avec une surface courbe il a tendance à suivre cette surface c'est pour ça que l'aile dévie l'air en bas, c'est ce qu'on appelle l'effet Coanda figure (II.20).



**Figure II.20:** Ecoulement d'air sur un profil avec Effet Coanda [1]

### D'après Le principe de Bernoulli et l'effet Venturi (relation section-vitesse-pression)

Le principe de Bernoulli relie la vitesse d'un fluide et sa pression en un point donné. Le long d'une ligne de courant horizontale d'un écoulement laminaire, la pression du fluide aux points où sa vitesse est élevée, est plus faible que la pression du fluide aux points où sa vitesse est plus faible. Ainsi, dans une canalisation horizontale ayant des sections de différents diamètres, la pression du fluide dans les sections où l'eau s'écoule rapidement est plus faible que dans les sections où l'eau s'écoule lentement figure (II.21). Donc la vitesse est inversement proportionnelle à la section et à la pression.



**Figure II.21:** Trompe de Venturi [1]

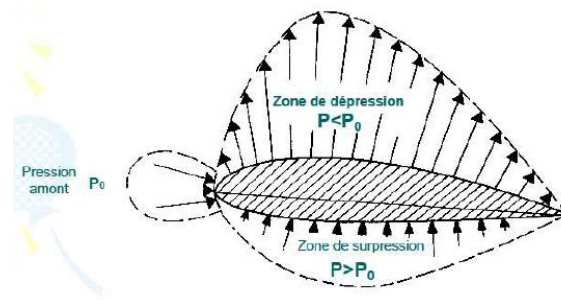
L'équation de Bernoulli s'écrit généralement de la manière suivante :

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 + \rho g h_1 = P_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 + \rho g h_2 \quad \text{donc} \quad P + \frac{1}{2} \rho V^2 + \rho g h = cst \quad \text{II.4}$$

On peut donc déduire que la loi de Bernoulli est une forme de conservation de l'énergie. Lorsqu'un fluide gagne de l'énergie sous forme de vitesse, il la perd sous forme de pression et inversement.

Et si on fait l'hypothèse que le fluide ne change pas d'altitude, les termes en  $\rho g h$  sont donc égaux et on peut les simplifier de chaque côté de l'équation [14].

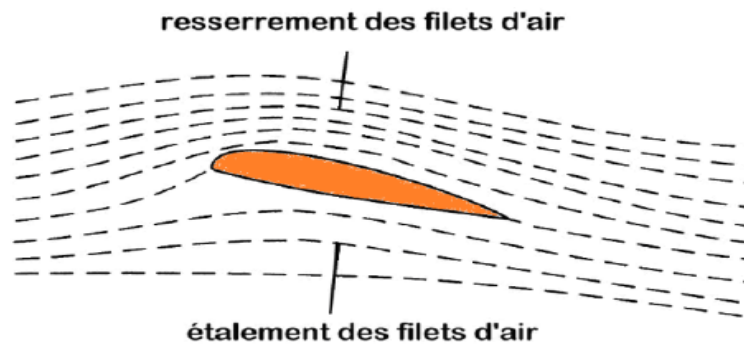
$$P_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2, \quad \text{On peut écrire} \quad P + \frac{1}{2} \rho V^2 = cst \quad \text{II.5}$$



**Figure II.22:** Dépression et surpression d'un profil aérodynamique [7]

Donc lorsque l'aéronef vol, l'air se sépare au niveau de bord d'attaque de l'aile, une partie de l'air passe par le dessus de l'aile l'extrados et l'autre partie passe par le dessous de l'aile l'intrados.

Lorsque le vent passe sous l'intrados, l'espace s'élargit donc les traits d'air s'écarte indiquant que la vitesse diminue donc la pression augmente à cet endroit, cette surpression applique sous l'aile la pousse vers le haut. Mais le principal phénomène qui génère la portance c'est la dépression au niveau de l'extrados qui tire l'aile vers le haut, cette dépression est lié au fait que l'espace au bord d'attaque se rétrécit, la vitesse augmente donc la pression diminue figure (II.23).



**Figure II.23:** Ecoulement de l'air sur un profil selon Bernoulli et Venturi [10]

### Equation de sustentation

$$R_z = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z$$

II.6

### Le coefficient de portance $C_z$

Le coefficient de portance est un nombre adimensionnel qui dépend de la forme du profil plus le profil est courbé plus le coefficient de portance est important. Et dépend de l'incidence du vol.

#### II.4.2.3.8. Etude de trainée

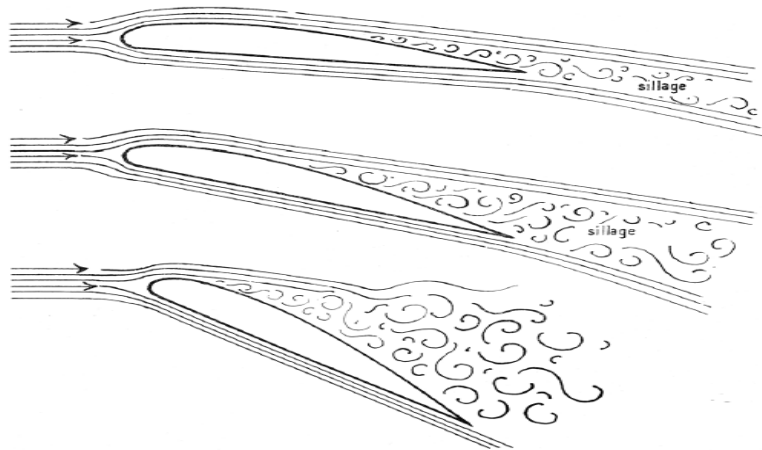
La trainée correspond au vecteur inverse de sens de déplacement du planeur: il y a trois types de trainée :

##### Trainée de forme

La trainée de forme est liée à la forme du profil, les différents profils engendrent des écoulements différents. [7]

##### Trainée de sillage

La trainée de sillage est liée au décollement des filets d'air sur l'arrière du profil. Plus les filets se décolle plus la trainée de sillage est importante, elle est influencée par la vitesse de vol et l'incidence figure (II.24). [7]



**Figure II.24:** Trainée de sillage en fonction d'incidence [1]

### Trainée induite

La trainée induite est liée à la différence de pression entre l'extrados et l'intrados. Au niveau des extrémités des ailes l'air a tendance à se déplacer du bas vers le haut, ce qui cause l'apparition des vortex ou ce qu'on appelle les tourbillons marginaux figure (II.25). [7]

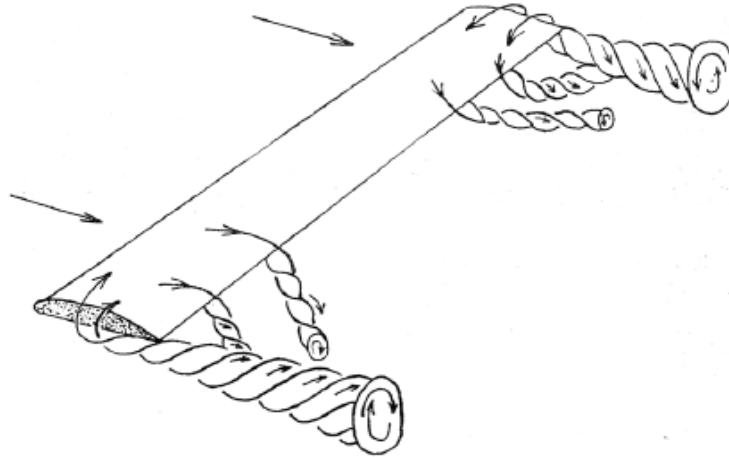


Figure II.25: Trainée induite [1]

### Equation de sustentation

$$R_x = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x \quad \text{II.6}$$

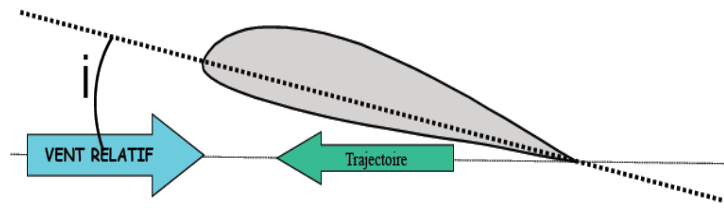
### Le coefficient de portance $C_x$

Le coefficient de portance est un nombre adimensionnel qui dépend de la forme du profil plus le profil et augmente continuellement avec l'incidence.

### II.4.3. Les caractéristiques dynamiques de l'aile

#### Angle d'incidence

L'angle d'incidence figure (II.26) est l'angle formé par le vent relatif et la corde de l'aile.



**Figure II.26:** Angle d'incidence [7]

### La finesse

Chaque planeur a sa propre autonomie ce qu'on appelle la finesse qui est une caractéristique aérodynamique et qui peut se définir de plusieurs façons en fonction :

- ❖ Du rapport de portance  $R_Z$  sur la trainée  $R_X$
- ❖ Du rapport de coefficient de portance  $C_Z$  sur le coefficient de trainée  $C_X$
- ❖ Du rapport de la vitesse horizontale  $V_X$  sur la vitesse verticale  $V_Z$  (taux de chute)
- ❖ Du rapport de distance  $D$  sur la hauteur  $H$

$$F = \frac{D}{H} = \frac{R_Z}{R_X} = \frac{C_Z}{C_X} = \frac{V_X}{V_Z} = \frac{P \cos(\gamma)}{P \sin(\gamma)} \quad \text{II.7}$$

### II.5. Centre de poussée

Le centre de poussée figure (II.27) est le point d'application des forces aérodynamiques appliquées sur l'aile

- La portance se crée sur chaque partie de l'aile, le point d'application de la portance globale s'appelle le centre de poussée CP.
- Lors des différentes phases du vol le CP se déplace de 30 à 50 % sur l'aile.
- Au moment de décrochage le CP recule brutalement. [7]

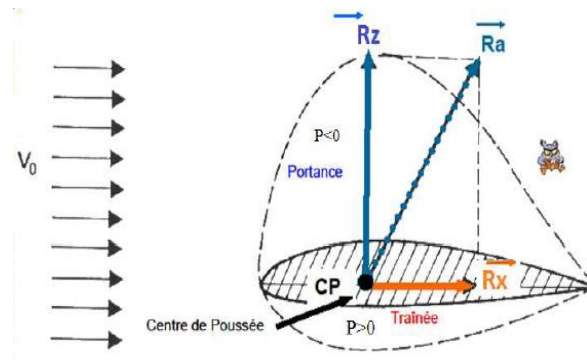


Figure II.27: Centre de poussée [7]

## II.6. Coefficient de pression

Le coefficient de pression est un coefficient aérodynamique adimensionnel facilitant l'étude et la représentation graphique de la distribution des pressions autour de corps placés dans un écoulement de fluide. [1]

## II.7. Coefficient de moment

Afin de déterminer la position de la résultante aérodynamique sur la corde de l'aile, nous pouvons calculer le moment de cette force par rapport au bord d'attaque de l'aile qui rencontre le vent relatif en premier, puis en construire un abaque soit en fonction de l'incidence soit en fonction du coefficient de portance. [1]

La grandeur du moment de tangage sera tirée de la formule suivante :

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S L C_m \quad \text{II.8}$$

Étant donné que L est le bras de levier.

## II.8. La polaire EIFFEL

Les polaires sont des courbes qui permettent de représenter les caractéristiques d'un profil.

La polaire de type EIFFEL figure (II.28) représente  $C_z$  en fonction de  $C_x$  pour des angles d'incidences différents. [9]

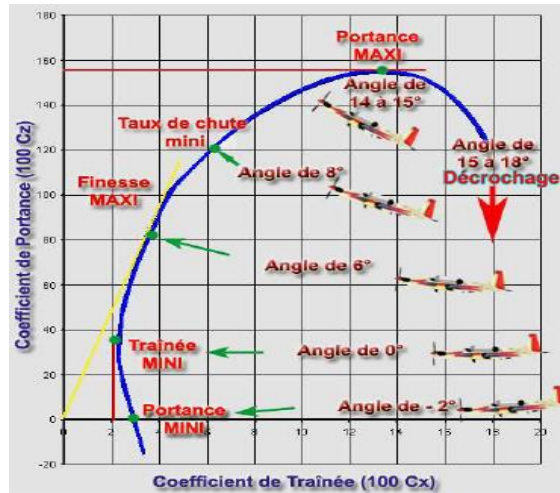


Figure II.28: Polaire EIFFEL [9]

## II.9. Mécanique du vol

Etude de mouvement d'un véhicule en environnement aérien ou spatial, et des forces engendrées par des changements de trajectoire, des modifications de forme, des variations de vitesse. [9]

## II.10. Axes de rotations d'un planeur

Le mouvement d'un planeur se repose sur trois axes représentés dans la figure (II.29):

- Axe de tangage
- Axe de roulis
- Axe de lacet

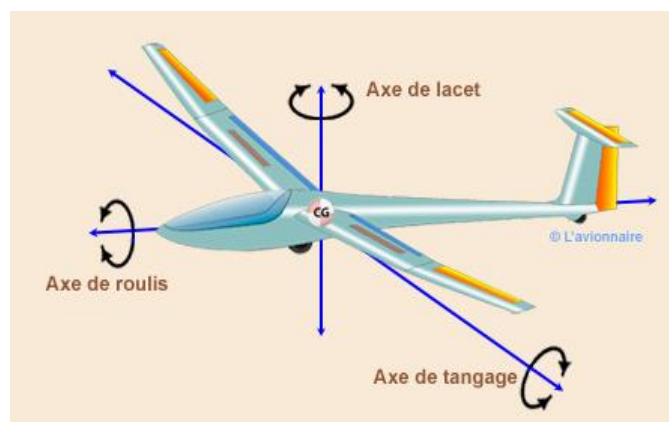


Figure II.29: Axes de rotation d'un planeur [2]



## II.11. Surfaces de contrôle d'un planeur

Les surfaces de contrôles sont des dispositifs mobiles, qui permettent de contrôler les mouvements d'un planeur autour de son centre de gravité suivant ces trois axes.

- ❖ Les ailerons : situés sur l'aile principale, permettent le contrôle du lacet.
- ❖ Les gouvernes de profondeurs : situées sur l'empennage horizontal, permettent le contrôle du tangage.
- ❖ Les gouvernes de directions : situées sur l'empennage vertical, permettent le contrôle de roulis.

## II.12. Les différents angles de vol d'un planeur

Le planeur en vol est caractérisé par plusieurs angles représentés dans la figure (II.30):

### Incidence

L'angle d'incidence est l'angle formé entre la trajectoire (direction du vent relatif) de planeur et l'axe longitudinal.

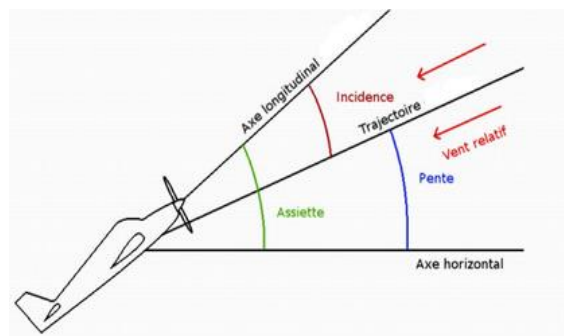
### Pente

L'angle de pente est l'angle formé entre l'axe horizontal et la trajectoire de planeur

### Assiette

L'angle d'assiette est l'angle formé entre l'axe horizontal et l'axe longitudinale de planeur.

$$\text{Assiette} = \text{incidence} + \text{pente}$$



**Figure II.30:** Angles de vol d'un planeur [10]

## II.13. Le contrôle de la trajectoire

Afin de diriger le planeur, on utilise des efforts aérodynamiques (portance et trainées) créés sur de petites surfaces afin de provoquer des rotations sur les trois axes du planeur.

### II.13.1. Contrôle du tangage

Le tangage est contrôlé par une portance associée à un plan horizontal fixe ou dans son ensemble. Il est entraîné d'avant en arrière et d'arrière en avant par le manche figure (II.31). [7]



Figure II.31: Rotation en tangage [10]

### II.13.2. Contrôle du roulis

Le roulis est contrôlé par les ailerons figure (II.32) pour la mise virage du planeur, ils sont généralement situés à l'extrémité de l'aile, côté bord de fuite, les deux ailes d'un planeur ont la même portance si les ailerons sont en position neutre, donc les deux demi-ailes ont une portance différente lors de la dissymétrie des ailerons ce qui provoque la mise en virage du côté de l'aileron braqué vers le haut. [7]

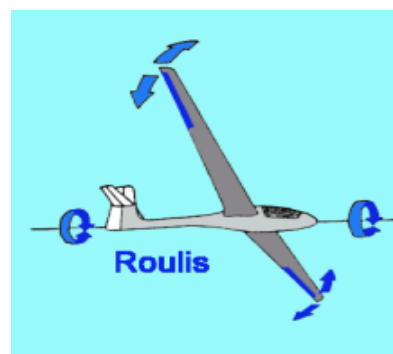
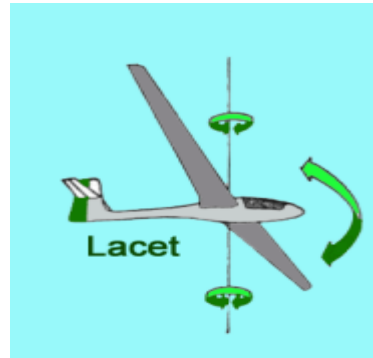


Figure II.32: Rotation en roulis [10]

### II.13.3. Contrôle du lacet

Le contrôle en lacet se fait par la gouverne de profondeur, qui sert principalement à contrôler la symétrie du vol en ligne droite ou en virage figure (II.33). Il serait donc plus juste de l'appeler un gouvernail symétrique, sa déviation vers la droite ou vers la gauche crée une force aérodynamique qui fait tourner le planeur autour de son axe de lacet. [7]



**Figure II.33:** Rotation en lacet [10]

## II.14. Induction

L'induction est créée lorsque les mouvements autour d'un axe provoquent des mouvements autour d'un autre axe.

### II.14.1. Roulis induit par le lacet

Pour faire mouvoir le planeur autour du lacet, il faut augmenter la portance de l'une des ailes, cela est atteint par une augmentation de vitesse. Cette différence de vitesse induit un mouvement de roulis figure (II.34) de même signe que le mouvement qui l'initie. [10]



**Figure II.34:** Roulis induit [10]

### II.14.2. Lacet induit par le roulis

Le lacet induit résulte figure (II.35) du fait que l'incidence de l'aile qui extérieure augmente et l'incidence de l'aile qui monte intérieure, ce qui entraîne une différence de traînée, donc un lacet induit. [10]

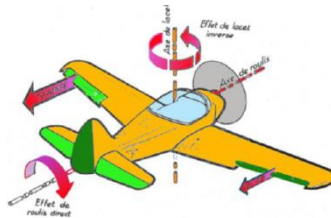


Figure II.35: Lacet induit [10]

### II.14.3. Lacet inverse

Le lacet inverse figure (II.36), est une rotation du planeur dans le sens opposé lors de la mise en virage. Le lacet inverse résulte de la différence de traînée entre les deux ailes, puisque l'aileron dirigé vers le bas traîne plus que celui dirigé vers le haut, ce qui provoque la recule de l'aile montante. (10)

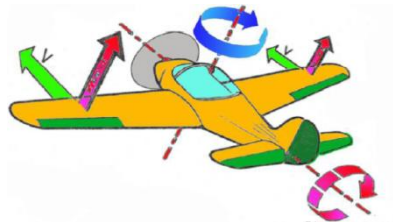


Figure II.36: Lacet inverse [10]

### II.14.4. Centre de gravité

Pour un planeur, le centre de gravité, CG figure (II.37), est le point auquel le planeur peut planer qui veut dire le point autour duquel les moments s'appliquent. L'équilibre latéral et longitudinal est important, étant donné que la position du centre de gravité affecte la stabilité de planeur mais la principale préoccupation est l'équilibre longitudinal, c'est-à-dire la position du centre de gravité le long de l'axe longitudinal. Le centre de gravité ne dépend pas de l'aérodynamique de planeur mais dépend de ses masses. [7]

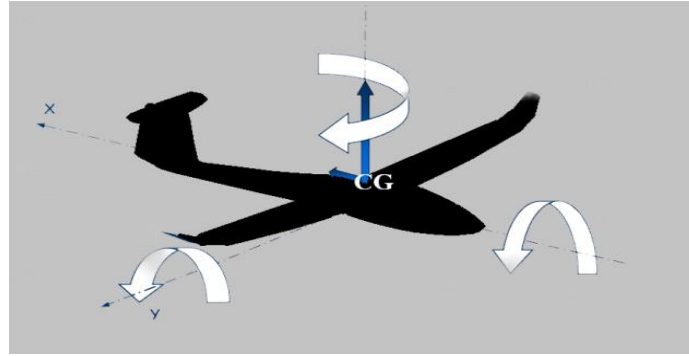


Figure II.37: Centre de gravité [10]

### II.14.5. Le foyer

Le foyer  $F$  est le point de référence pour lequel le moment de tangage ne dépend pas de l'angle d'attaque (incidence)  $\alpha$ . Le foyer dépend que de la géométrie extérieure de planeur.

La figure (II.38) représente le foyer, le centre de gravité et le centre de poussée.

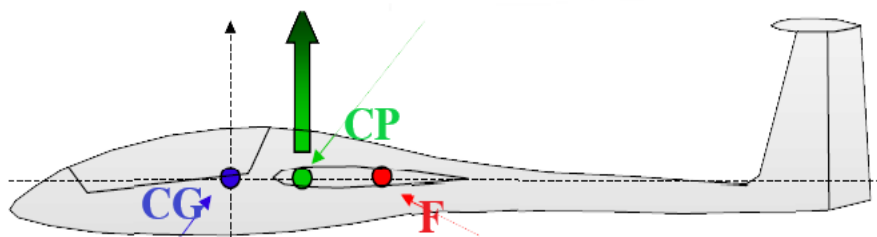


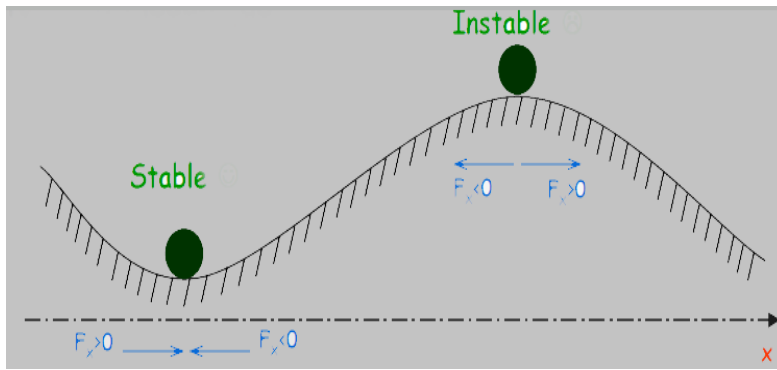
Figure II.38: Centre de gravité, centre de poussée et foyer [10]

### II.15. La stabilité

L'équilibre ne veut pas dire stabilité, un corps est stable si, écarté légèrement de sa position d'équilibre, il retrouve cette position après effectué quelques oscillations d'amplitude décroissante. Sinon le planeur est instable dans le cas contraire. [1]

La figure (II.39) démontre la notion équilibre et stabilité.

Il y a deux types de stabilité, la stabilité statique qui décrit la tendance de l'aéronef à revenir à sa position d'équilibre, et la stabilité dynamique qui décrit la forme de mouvement que subit un aéronef à stabilité statique lorsqu'il tente de revenir à sa position d'origine.



**Figure II.39:** Notion de stabilité [10]

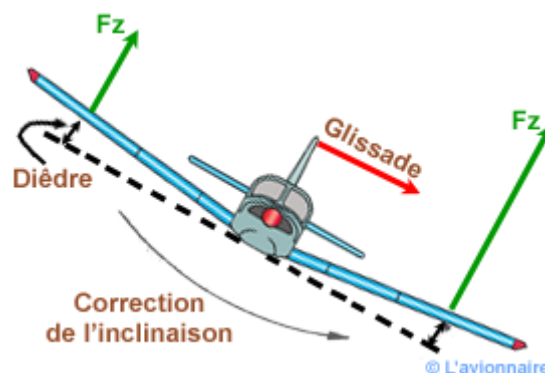
### II.15.1. Stabilité longitudinale

La stabilité est dite longitudinale lorsqu'on fait l'étude sur l'axe de tangage. Une petite variation de d'incidence doit provoquer un retour spontané à la position d'équilibre. Un planeur est stable longitudinalement si le centre de gravité de planeur est en avant de centre de poussée donc il doit se trouver entre deux limites, la limite avant et la limite arrière. Plus un planeur est stable, moins il est maniable et vice versa. [1]

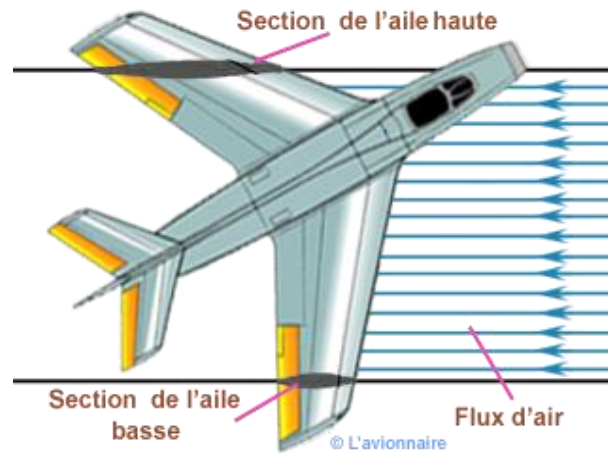
### II.15.2. Stabilité latérale

La stabilité est dite latérale lorsqu'on fait l'étude sur l'axe de roulis. Si une perturbation force une aile de l'avion à monter et l'autre à baisser, l'avion va s'incliner. Lorsque l'avion est incliné sans tourner, il a tendance à déraper ou à glisser vers le bas en direction de l'aile abaissée. Il y a plusieurs facteurs principaux qui influencent sur la stabilité latérale. [2]

Pour augmenter la stabilité latérale d'un planeur il faut ajouter un dièdre figure (II.40), et une flèche figure (II.41).



**Figure II.40:** Effet dièdre [2]



**Figure II.41:** Effet flèche [2]

## II.16. Conclusion

Ce chapitre nous a permis de tirer les conclusions qui suivent, la portance positive maintient le planeur en l'air, tandis que la traînée le freine. Pour voler plus longtemps il faut le moins de traînée possible, donc plus la traînée est importante plus le planeur doit piquer afin d'avoir suffisamment de portance ce qui veut dire qu'ils dépendent de l'incidence, mais plus le planeur pique moins il va loin. Les vortex annulent la portance sur la surface où il se forme, pour restreindre les tourbillons il faut allonger les ailes et réduire leur largeur. Aucune relation n'existe a priori entre l'aérodynamique et la stabilité, il faudra itérer pour trouver le compromis entre les deux.

# **Chapitre III**

## **Analyse et optimisation d'un planeur**



# Analyse et optimisation d'un planeur

## III.1. Introduction

Ce chapitre nous permet de faire l'étude complète du planeur, de sa conception à l'aide du logiciel XFLR5, en commençant par l'analyse de l'aile infini 2D qui traite la viscosité, en arrivant jusqu'à l'analyse 3D du planeur afin d'obtenir les meilleurs résultats de stabilité.

## III.2. Objectifs

Le but de cette étude est de concevoir un planeur qui satisfait les critères suivants :

- ❖ Décollage facile
- ❖ Stabilité en vol
- ❖ Décrochage non brusque
- ❖ Atterrissage progressif

## III.3. Caractéristiques générales du planeur

On commence ce chapitre à partir d'un modèle de planeur déjà dimensionné puis on le modifiera au fur et à mesure de notre avancement.

### Spécifications initiales:

Il faut d'abord vérifier l'allongement  $AR$  qui est égale au rapport de l'envergure et la corde ou la surface alaire, et la charge alaire  $C_A$  qui est égale au rapport de la masse et la surface alaire.

$$AR = \frac{E}{S_A} = \frac{E^2}{C} \quad \text{III.1}$$

$$C_A = \frac{m}{S_A} \quad \text{III.2}$$

Nous allons dimensionner un planeur de type SOARING GLIDERS, donc il est important d'avoir des valeurs d'allongement et de charge alaire cohérente.

Nous commençons par estimer les caractéristiques de l'aile principale, puis celles des empennages horizontal et vertical :

### Aile principale

Le tableau ci-dessous (Tableau 1) donne les caractéristiques géométriques d'une demi-aile.

Tableau 1 Caractéristiques géométriques d'une demi-aile

<b>Géométrie d'une demi-aile</b>		
	<b>Trapèze 1</b>	<b>Trapèze 2</b>
<b>La corde à l'emplanture (m)</b>	0.21	0.21
<b>La corde au saumon (m)</b>	0.21	0.11
<b>Longueur (m)</b>	0.5	0.5
<b>Flèche (m)</b>	0	0.1
<b>Dièdre (°)</b>	0	3
<b>Vrillage (°)</b>	0	0
<b>Masse estimé pour l'aile: 0.385 Kg</b>		
<b>Envergure : 2 m</b>		
<b>Surface alaire : 0.37 m<sup>2</sup></b>		

### Empennage horizontal

Le tableau ci-dessous (Tableau 2) donne les caractéristiques géométriques du demi stabilisateur horizontal.

Tableau 2 Caractéristiques géométrique du demi-stabilisateur

<b>Géométrie du demi-stabilisateur horizontal</b>	
	<b>Trapèze 1</b>
<b>La corde à l'emplanture (m)</b>	0.100
<b>La corde au saumon (m)</b>	0.060
<b>Longueur (m)</b>	0.200
<b>Flèche (m)</b>	0.040
<b>Dièdre (°)</b>	0
<b>Vrillage (°)</b>	0
<b>Masse estimé pour le stabilisateur H: 0.030 Kg</b>	
<b>Envergure du stabilisateur H : 0.400 m</b>	
<b>Surface du stabilisateur H : 0.03 m<sup>2</sup></b>	

### Empennage vertical

Le tableau ci-dessous (Tableau 3) donne les caractéristiques géométriques du stabilisateur vertical.

Tableau 3 Caractéristiques géométriques du stabilisateur vertical

<b>Géométrie du stabilisateur vertical</b>	
	<b>Trapèze 1</b>
<b>La corde à l'emplanture (m)</b>	0.120
<b>La corde au saumon (m)</b>	0.080
<b>Hauteur (m)</b>	0.220
<b>Flèche (m)</b>	0.040
<b>Dièdre (°)</b>	0
<b>Vrillage (°)</b>	0
<b>Masse estimé pour le stabilisateur V: 0.040 Kg</b>	

## Fuselage

Le tableau ci-dessous (Tableau 4) donne les caractéristiques estimées de fuselage.

Tableau 4 Caractéristiques estimées de fuselage

	Nez de fuselage	Queue de fuselage
Masse estimé (Kg)	0.200	0.070
diamètre (m)	0.060	0.020

Donc nous sommes parvenu à avoir les valeurs suivantes :

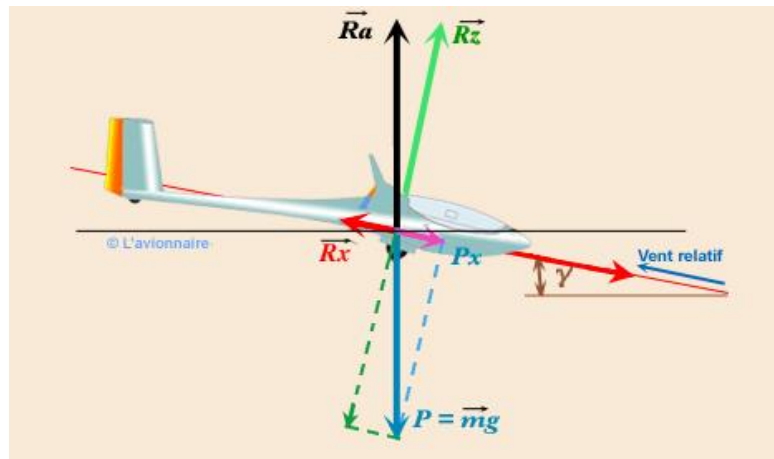
- Masse estimé :
  - A vide : 0.705 Kg
  - En charge : 0.955 Kg
- Envergure : 2 m
- Longueur : 1.45 m
- Corde aérodynamique moyenne (CAM) : 0.19 m
- Corde géométrique moyenne (CGM) : 0.18 m
- Surface alaire : 0.37 m<sup>2</sup>
- Allongement AR: 10.81
- Effilement TP : 0.52
- Charge alaire : 2.58 Kg/m<sup>2</sup> .

### III.3. Détermination de la vitesse de vol minimale et le nombre de Reynolds

La vitesse de vol minimale et le nombre de Reynolds sont des paramètres très importants pour le bon enchaînement des étapes.

#### III.3.1. Vitesse du vol

Pour déterminer l'expression de la vitesse il faut faire un bilan statique des forces, figure (III.1), s'appliquant sur le planeur.



**Figure III.1:** Bilan statique

D'abord on écrit les équations de sustentations :

$$R_z = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z = P \cos(\gamma) \quad \text{III.3}$$

$$R_x = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x = P \sin(\gamma) \quad \text{III.4}$$

Puis nous allons projeter les forces sur les axes X et Y.

Nous avons obtenu les expressions suivantes :

$$R_x \times \cos(\gamma) - R_z \times \sin(\gamma) = 0 \quad \text{III.5}$$

$$-P + R_z \times \cos(\gamma) + R_x \times \sin(\gamma) = 0 \quad \text{III.6}$$

En remplaçant l'expression de portance et de trainée dans l'équation III.5 on obtient l'expression suivante :

$$\frac{C_x}{C_z} = \frac{\sin(\gamma)}{\cos(\gamma)} = \tan(\gamma) = \frac{1}{F} \quad \text{III.7}$$

Pour obtenir l'expression de la vitesse nous remplaçons les expressions de portance et de trainée dans l'équation III.6:

$$P = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z \times \cos(\gamma) + \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x \times \sin(\gamma) \quad \text{III.8}$$

$$P = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z \times (C_z \times \cos(\gamma) + C_x \times \sin(\gamma))$$

Donc :

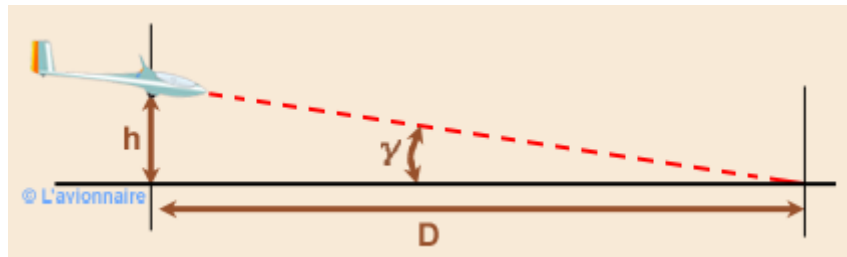
$$V = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{S \times \rho \times (C_z \times \cos(\gamma) + C_x \sin(\gamma))}} \quad \text{III.9}$$

Ainsi :

$$V = \sqrt{\frac{2 \times m \times g}{S \times \rho \times (C_z \times \cos(\gamma) + \frac{C_z}{F} \sin(\gamma))}} \quad \text{III.10}$$

Expression de la finesse :

$$F = \frac{D}{H} = \frac{R_z}{R_x} = \frac{C_z}{C_x} = \frac{V_x}{V_z} = \frac{\cos(\gamma)}{\sin(\gamma)} \quad \text{III.11}$$



**Figure III.2:** Finesse

Pour calculer la vitesse, il faut fixer une finesse et un coefficient de portance (Tableau 5):

Tableau 5 Finesse et coefficient de portance objectifs

Finesse objective	Coefficient de portance objectif
20	0.7

### Angle de calage

Pour continuer il faut aussi calculer l'angle de calage qui est inversement proportionnelle à la finesse.

$$\tan(\gamma) = \frac{1}{F} \quad \text{III.12}$$

Ainsi :

$$\gamma = \tan^{-1} \frac{1}{F} \quad \text{III.13}$$

Et c'est comme ça que nous avons obtenu un  $\gamma = 2.86^\circ$

Par conséquent nous pouvons calculer la vitesse :

$$V = \sqrt{\frac{2 \times 0.955 \times 9.81}{0.37 \times 1.225 \times \left( 0.7 \times \cos(2.86) + \frac{0.7}{20} \times \sin(2.86) \right)}} = 7.68 \text{ m/s} \quad \text{III.14}$$

Au final on choisit  $V_{\text{ref}} = 8 \text{ m/s}$  arbitrairement comme vitesse de référence.

### III.3.2. Le nombre de Reynolds

La vitesse et la corde sont fixées, donc on peut calculer le nombre de Reynolds qui est crucial pour l'analyse d'écoulement d'air sur le profil et l'étude de comportement de la couche limite. Le calcul du nombre de Reynolds est classique :

$$\text{Re} = \frac{C \times V_{\text{ref}}}{\nu} \quad \text{III.15}$$

Donc nous allons faire une analyse du profil pour  $\text{Re} = 112000$ .

### III.4. Analyse du profil

Pour effectuer l'analyse on va utiliser le logiciel Xflr5, en partant de la conception du profil en arrivant jusqu'à la stabilité du planeur complet.

Le profil que nous avons choisi pour l'aile principale est le MH-32, notamment en fonction de son épaisseur relative, et de la portance.

### Les caractéristiques du profil

Le tableau ci-dessous (Tableau 6) donne les caractéristiques géométriques du profil MH-32 figure (III.2).

Tableau 6 Caractéristiques géométriques du profil MH-32

Epaisseur max	Combure max
8.07% à 30.13% d la corde	2.40% à 42.24% de la corde

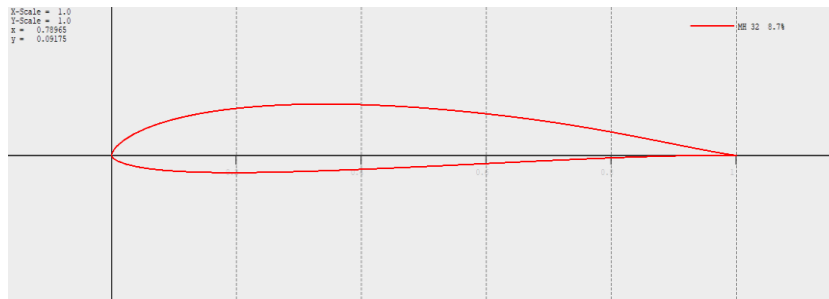


Figure III.3: Profil MH-32

#### III.4.1. Conception directe du profil

On commence l'analyse par une conception directe du profil pour rééchantillonner sa géométrie, nous passons de 68 points à 100 points pour plus de précision figure (III.4). Nous allons avoir une plus grande densité de point au bord d'attaque qui diminue en s'éloignant de lui.

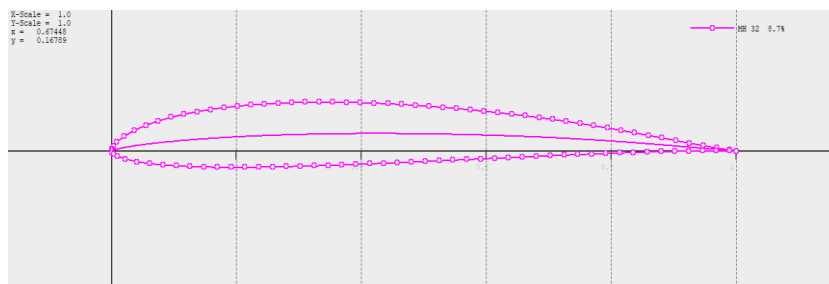


Figure III.4: MH-32 modifié



### III.4.2. Analyse XFOil

On va faire cette analyse pour avoir une perception de la finesse qui est une caractéristique aérodynamique très importante qu'on cherche à optimiser. et voir si les paramètres fixé auparavant vont être remis en cause.

L'aboutissement de cette analyse va nous permettre d'obtenir :

- La répartition des pressions sur l'extrados et l'intrados
- Le point d'application de la portance
- La couche limite
- La Finesse max du profil

On va évaluer les performances du profil, pour le nombre de Reynolds calculé qui est égale à 112000 et un nombre de Mach égale à 0 ; pour une gamme d'incidence de 0 à 10.

Les résultats obtenus sur la gamme d'incidence [0°. 10°] sont résumés sur la courbe ci-après figure (III.5), représentant la finesse du profil en fonction de l'incidence :

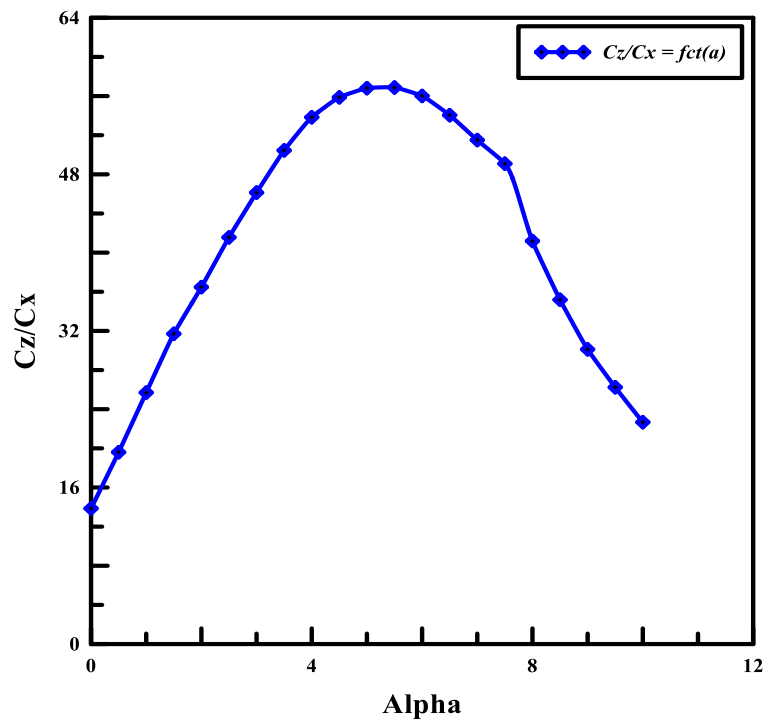
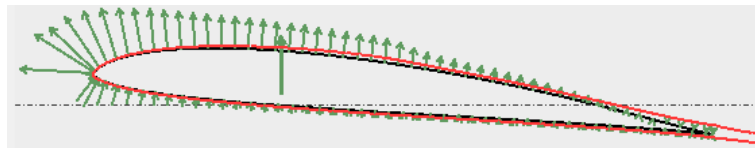


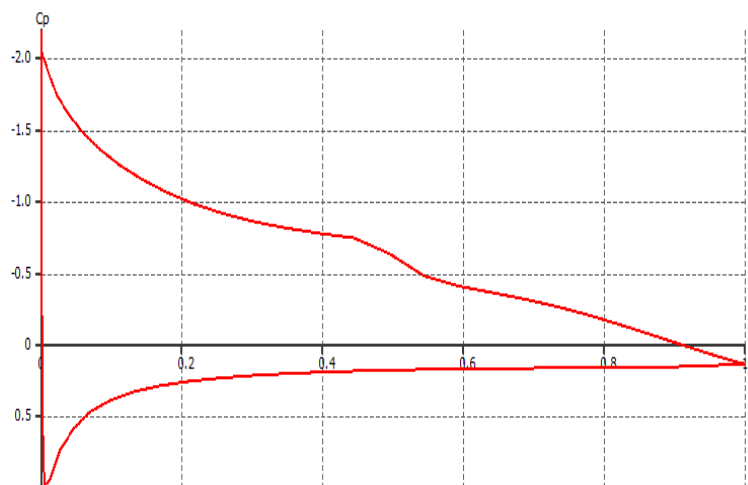
Figure III.5: La finesse en fonction de l'angle d'incidence

Ci-dessous figure (III.6) le schéma du profil pour un angle d'incidence  $5.5^\circ$  où est atteinte la finesse max.



**Figure III.6:** Répartition des pressions sur le profil pour  $\alpha$  max

On a aussi la représentation du coefficient de pression le long du profil figure (III.7) pour  $\alpha = 5.5^\circ$



**Figure III.7:** Représentation du coefficient de pression le long du profil pour  $\alpha$  max

Récapitulatif des valeurs trouvées lors de l'analyse (Tableau 7):

Tableau 7 Récapitulation des valeurs de l'analyse

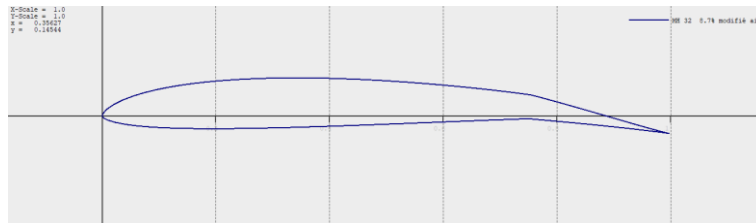
Grandeurs	Valeurs
Type du profil	MH-32
Finesse Max	56.9
Incidence de Fmax	$5.5^\circ$
$C_z$ à Fmax	0.86496

$C_x$ à $F_{max}$	0.01520
-------------------	---------

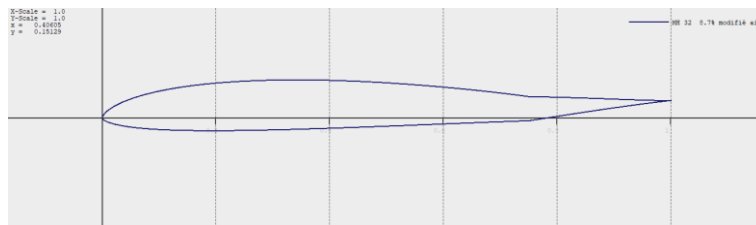
Nous pouvons observer que les suppositions devancières ne vont pas être remises en cause.

### III.5. Analyse par lot

Le profil de l'aile principale est déjà modifié, par la suite une conception des ailerons est faite sur le même profil, un dirigé vers le bas de  $10^\circ$  à 75% de la corde figure (III.8) et l'autre dirigé vers le haut de  $10^\circ$  à 75% de la corde figure (III.9).

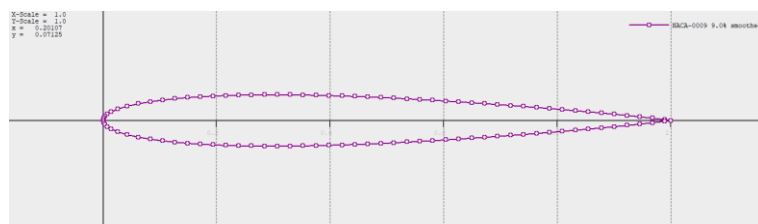


**Figure III.8:** Ailerons dirigé vers le bas



**Figure III.9:** Aileron dirigé vers le haut

Le profil choisit pour les empennages horizontal et vertical est le NACA0009, un profil déporteur de type biconvexe dissymétrique, nous modifions sa géométrie de 69 à 100 points figure (III.10) pour plus de précision.



**Figure III.10:** NACA0009 modifié

### Les caractéristiques du profil

Le tableau ci-dessous (Tableau 8) donne les caractéristiques géométriques du profil NACA0009.

Tableau 8 Caractéristiques géométriques du profil NACA 0009

Epaisseur max	Cambrure max
9.2% à 30.64%	0.12% à 0.01%

Sur ce même profil on va faire une conception des gouvernes, un dirigé vers le bas de  $10^\circ$  à 75% de la corde figure (III.12) et l'autre dirigé vers le haut de  $10^\circ$  à 75% de la corde figure (III.11).

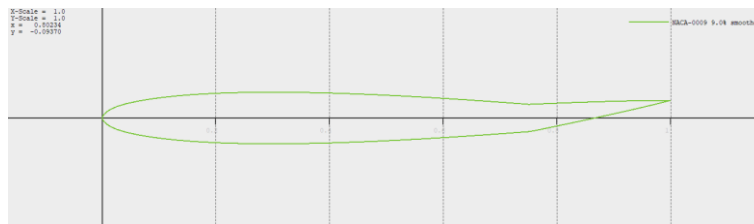


Figure III.11: Gouverne dirigé vers le haut

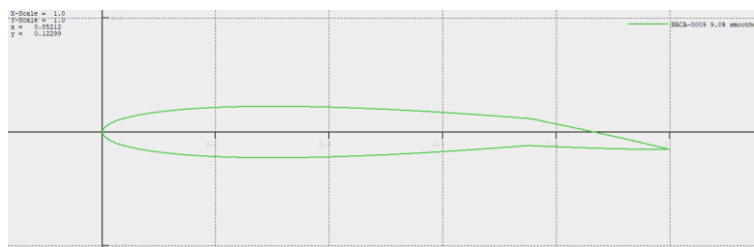


Figure III.12: Gouverne dirigé vers le bas

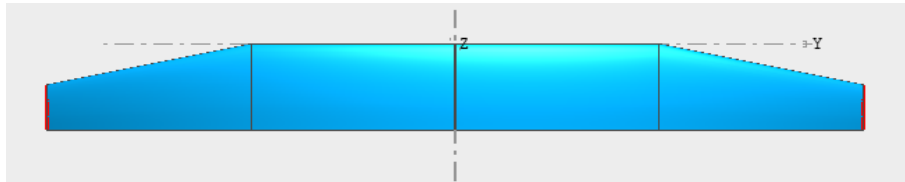
La traînée visqueuse est traitée dans Xflr5 par le programme XFOIL pour les ailes infinies 2D seulement, les ailes 3D ne sont pas incluses. Le coefficient de traînée visqueuse dépend de nombre de Reynolds, ce qui astreint la définition d'une analyse par lot pour différents nombres de Reynolds, afin d'avoir un réseau de polaires qui doit couvrir tous les points de fonctionnement de l'aile 3D. qui systématiquement va aller les chercher dans ce réseau.

L'analyse est faite pour une plage de nombres de Reynolds de 10000 à 2000000.

## III.6. Conception du planeur

### Conception de l'aile principale

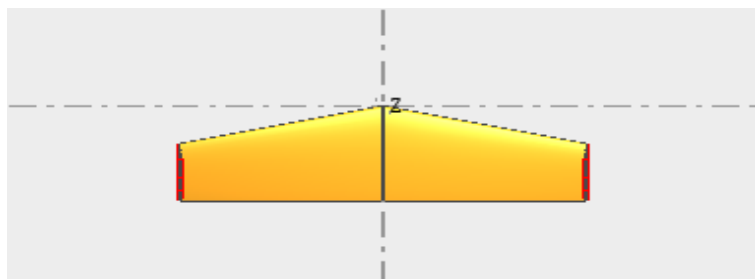
Nous avons conçu cette aile figure (III.13) avec les valeurs géométriques précédentes.



**Figure III.13:** Aile principale sur Xflr5

### Conception du stabilisateur horizontal

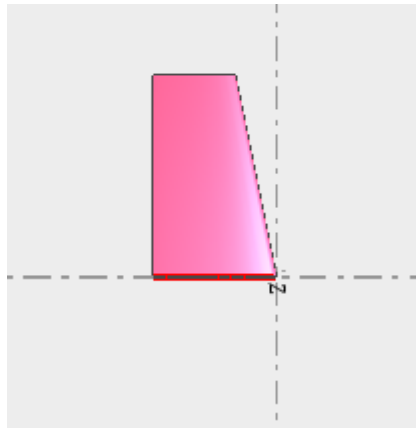
Nous avons conçu le stabilisateur horizontal figure (III.14) avec les valeurs géométriques précédentes.



**Figure III.14:** Stabilisateur horizontal sur Xflr5

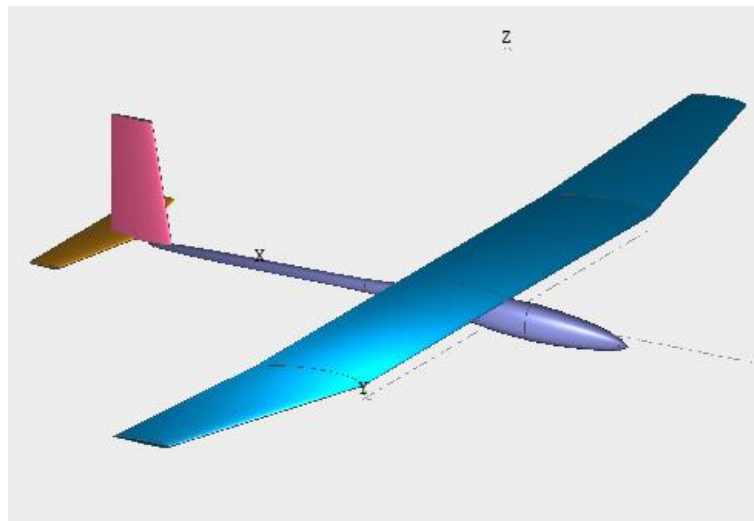
### Conception du stabilisateur vertical

Nous avons conçu le stabilisateur vertical figure (III.15) avec les valeurs géométriques précédentes.



**Figure III.15:** Stabilisateur vertical sur Xflr5

Première esquisse de notre planeur sur Xflr5 figure (III.16):



**Figure III.16:** Première esquisse du planeur sur Xflr5

### III.7. Analyse 3D

A présent la géométrie est prédéfinie, la masse du planeur et les masses ponctuelles sont réparties sur Xflr5, ainsi nous sommes parvenus à déterminer le centre de gravité et le tenseur d'inertie.

**Centre de gravité en m**

(0.097 0 0.015)

Tenseur d'inertie en Kg/m<sup>2</sup>

$$\begin{pmatrix} 0.10553 & 0 & 0.0057 \\ 0 & 0.14989 & 0 \\ 0.0057 & 0 & 0.25404 \end{pmatrix}$$

### III.7.1. Analyse du planeur sans surfaces de contrôles

Maintenant nous pouvons exécuter une analyse, et cela se fait d'une manière similaire à l'analyse du profil. La première chose à faire et de définir le type d'analyse, pour nous on va opter pour une analyse visqueuse à portance fixée, cela veut dire que pour chaque angle d'attaque le programme ajuste la vitesse du planeur de sorte que la portance globale correspond exactement à son poids, cette analyse sera couplée avec l'implémentation VLM, pour une bonne estimation de la trainée visqueuse.

Il est recommandé de faire l'analyse sans le fuselage, pour éviter les erreurs dû à l'analyse de panneaux 3D.

L'analyse est faite pour une gamme d'incidence de -3 à 10.

Le tableau ci-dessous (Tableau 9) donne les valeurs obtenu pour l'analyse effectué pour le planeur sans surfaces de contrôle.

Tableau 9 Résultats de l'analyse 1

alpha	Cz	Cxi	Cxv	Cx	Cm	QInf	Cz/Cx
-2	0,014643	0,000149	0,008468	0,008617	0,018697	53,1329	1,69931531
-1,5	0,06168	0,000247	0,009774	0,010021	0,013132	25,8888	6,15507434
-1	0,108712	0,000467	0,01088	0,011347	0,007386	19,5004	9,58068212
-0,5	0,155733	0,000808	0,0121	0,012908	0,00157	16,2927	12,0648435
0	0,202736	0,001271	0,013121	0,014392	-0,004291	14,2796	14,0867148
0,5	0,249715	0,001855	0,013863	0,015718	-0,010179	12,8665	15,8871994
1	0,296662	0,002559	0,014558	0,017118	-0,016102	11,8046	17,3304124
1,5	0,343572	0,003384	0,015245	0,01863	-0,022067	10,9692	18,441868
2	0,390436	0,004329	0,015891	0,02022	-0,028071	10,2898	19,3093966
2,5	0,437249	0,005394	0,016517	0,021911	-0,034119	9,7234	19,9556844
3	0,484004	0,006576	0,017002	0,023579	-0,040181	9,2418	20,5269095
3,5	0,530694	0,007877	0,017434	0,025311	-0,046263	8,8259	20,9669314
4	0,577312	0,009295	0,017881	0,027175	-0,052359	8,4621	21,2442318
4,5	0,623853	0,010829	0,018247	0,029076	-0,058481	8,1403	21,455943

5	0,670308	0,012477	0,018642	0,031119	-0,064625	7,8532	21,5401523
5,5	0,716673	0,01424	0,019038	0,033277	-0,070782	7,5949	21,5365868
6	0,762939	0,016114	0,01954	0,035654	-0,07695	7,361	21,3984125
6,5	0,809101	0,018101	0,02019	0,038291	-0,083125	7,1479	21,1303178
7	0,855153	0,020197	0,021072	0,041269	-0,089298	6,9528	20,7214374
7,5	0,901088	0,022401	0,022173	0,044574	-0,095476	6,7733	20,2155517
8	0,946899	0,024713	0,023589	0,048301	-0,10162	6,6074	19,6041283
8,5	0,99258	0,027129	0,025598	0,052728	-0,107727	6,4536	18,8245335
9	1,038125	0,029649	0,030208	0,059857	-0,113732	6,3104	17,3434185
9,5	1,083528	0,032271	0,038837	0,071108	-0,119536	6,1768	15,2377792

### Récapitulation

Le tableau ci-dessous (Tableau 10) donne les résultats obtenu pour la finesse max de l'analyse du planeur, qui sont presque identiques aux estimations de début.

Tableau 10 Récapitulation des résultats

Grandeurs	Valeurs
Finesse Max	21.54
Incidence de Fmax	5°
C <sub>Z</sub> à Fmax	0.670308
C <sub>X</sub> à Fmax	0.031119

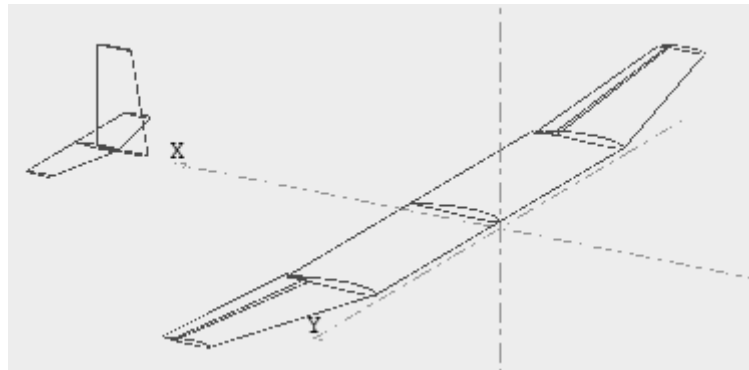
### III.7.2. Analyse avec ailerons

Dans le cas présent, on va faire une deuxième analyse du planeur, avec des ailerons.

#### Conception des ailerons

Dans le but d'assurer le contrôle sur l'axe de lacet, nous allons concevoir une aile avec des ailerons figure (III.17), nous utilisons notre planeur de base, nous allons juste modifier l'aile en y ajoutant des ailerons avec le profil MH-32 réformé.





**Figure III.17:** Planeur avec ailerons

Le tableau ci-dessous (Tableau 11) donne les valeurs obtenues pour l'analyse effectuée pour le planeur avec ailerons.

Tableau 11 Résultats de l'analyse 2

alpha	Cz	Cxi	Cxv	Cx	Cm	QInf	Cz/Cx
-2	0,030149	0,005697	0,012896	0,018593	-0,067335	37,0293	1,62152423
-1,5	0,075123	0,005864	0,014212	0,020075	-0,072566	23,4582	3,74211706
-1	0,120092	0,006173	0,014987	0,02116	-0,077909	18,5535	5,67542533
-0,5	0,165047	0,006625	0,015919	0,022543	-0,08328	15,8263	7,32143016
0	0,209981	0,007218	0,01682	0,024038	-0,08869	14,0311	8,73537732
0,5	0,254888	0,007954	0,017585	0,025539	-0,094133	12,7353	9,98034379
1	0,29976	0,008831	0,018277	0,027108	-0,099606	11,7434	11,0579903
1,5	0,34459	0,009849	0,018841	0,02869	-0,105104	10,9529	12,0108052
2	0,389372	0,011007	0,019322	0,030329	-0,110627	10,3039	12,8382736
2,5	0,434097	0,012304	0,019698	0,032002	-0,116173	9,7586	13,5646835
3	0,478759	0,013741	0,019974	0,033715	-0,121735	9,2923	14,200178
3,5	0,52335	0,015315	0,020183	0,035498	-0,127311	8,8876	14,7430841
4	0,567865	0,017025	0,02045	0,037476	-0,132899	8,5322	15,1527644
4,5	0,612295	0,018872	0,020701	0,039573	-0,138499	8,2168	15,4725444
5	0,656634	0,020852	0,021009	0,041861	-0,14411	7,9345	15,6860562
5,5	0,700875	0,022966	0,021364	0,04433	-0,149735	7,68	15,8103993
6	0,745011	0,025211	0,021833	0,047043	-0,155371	7,4491	15,8368089
6,5	0,789035	0,027586	0,022558	0,050144	-0,161011	7,2383	15,7353821
7	0,832941	0,030089	0,024023	0,054112	-0,166609	7,0449	15,3929073
7,5	0,876721	0,032718	0,025865	0,058583	-0,172198	6,8668	14,9654507
8	0,920369	0,035472	0,028456	0,063928	-0,177756	6,702	14,3969622

## Récapitulation

Le tableau ci-dessous (Tableau 12) donne les résultats obtenu pour la finesse max de l'analyse du planeur, les performances du planeur commence à diminuer en raison de l'augmentation des vortex.

Tableau 12 Récapitulation des résultats

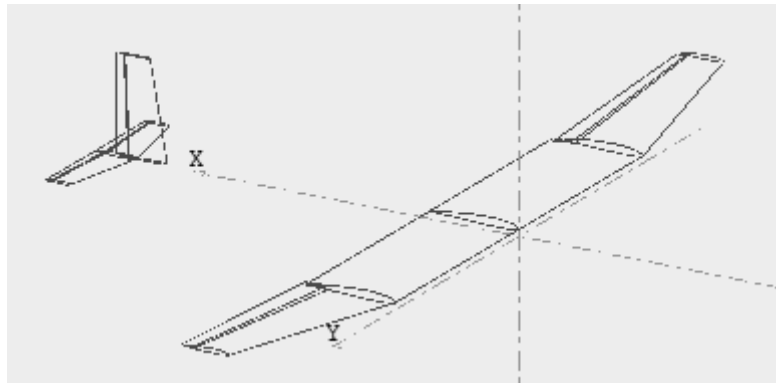
Grandeurs	Valeurs
Finesse Max	15,84
Incidence de Fmax	5.5°
$C_z$ à Fmax	0,700875
$C_x$ à Fmax	0,04433

### III.7.3. Analyse avec ailerons et gouvernes

Maintenant on va faire une troisième analyse du planeur, mais cette fois-ci avec des ailerons et des gouvernes.

#### Conception des gouvernes

Dans le but d'assurer le contrôle sur l'axe de tangage et de roulis, nous allons concevoir des gouvernes figure (III.18). On va utiliser le planeur modifié avec les ailerons, nous allons juste modifier les empennages en y ajoutant une gouverne de profondeur sur l'empennage horizontal, et une gouverne de direction sur l'empennage vertical avec le profil NACA0009 réformé.



**Figure III.18:** Planeur avec ailerons et gouvernes

Le tableau ci-dessous (Tableau 13) donne les valeurs obtenues pour l'analyse effectuée pour le planeur avec ailerons et gouvernes.

Tableau 13 Résultats de l'analyse 3

alpha	Cz	Cxi	Cxv	Cx	Cm	QInf	Cz/Cx
-1,5	0,018521	0,008044	0,01181	0,019853	0,249023	47,2446	0,93290687
-1	0,063484	0,008396	0,014042	0,022438	0,243795	25,5183	2,82930742
-0,5	0,108437	0,008875	0,015591	0,024465	0,238362	19,5252	4,4323319
0	0,153373	0,00948	0,016635	0,026115	0,232804	16,4175	5,87298487
0,5	0,198286	0,010211	0,017554	0,027765	0,227157	14,439	7,14158113
1	0,243168	0,011067	0,018311	0,029378	0,221443	13,0385	8,27721424
1,5	0,288014	0,012049	0,018947	0,030996	0,215653	11,9805	9,29197316
2	0,332817	0,013155	0,019418	0,032573	0,209798	11,145	10,2175728
2,5	0,377569	0,014384	0,019759	0,034144	0,203876	10,4637	11,0581361
3	0,422264	0,015737	0,02005	0,035787	0,197895	9,8944	11,7993685
3,5	0,466896	0,017212	0,020241	0,037452	0,191861	9,4096	12,4665171
4	0,511457	0,018808	0,020367	0,039174	0,185775	8,9904	13,0560321
4,5	0,555942	0,020523	0,020562	0,041086	0,179645	8,6232	13,5311785
5	0,600344	0,022358	0,02079	0,043148	0,173487	8,2982	13,9135997
5,5	0,644656	0,02431	0,021041	0,045351	0,167289	8,0079	14,2148133
6	0,688871	0,026379	0,021384	0,047763	0,161057	7,7466	14,4226912
6,5	0,732984	0,028562	0,021955	0,050517	0,154808	7,5099	14,5096502
7	0,776987	0,030859	0,023292	0,054151	0,148564	7,2942	14,3485254
7,5	0,820875	0,033268	0,02494	0,058207	0,142293	7,0965	14,1026852
8	0,864642	0,035786	0,027241	0,063027	0,13602	6,9146	13,7185968

## Récapitulation

Le tableau ci-dessous (Tableau 14) donne les résultats obtenus pour la finesse max de l'analyse du planeur, les performances de ce dernier ont légèrement diminué par rapport à celles du planeur avec des ailerons, du fait de l'apparition des vortex sur les gouvernes.

Tableau 14 Récapitulation des résultats

Grandeurs	Valeurs
Finesse Max	14,51
Incidence de Fmax	6.5°
$C_z$ à Fmax	0,732984
$C_x$ à Fmax	0,050517

### III.7.4. Représentation des tourbillons

La force correspondante à l'énergie qui est perdue dans les tourbillons est la traînée induite, si on optimise l'un des deux, systématiquement on optimise l'autre. Les tourbillons sont proportionnels à la portance donc à l'incidence.

Planeur sans surfaces de contrôle figure (III.19) à  $F_{\max} = 5^\circ$

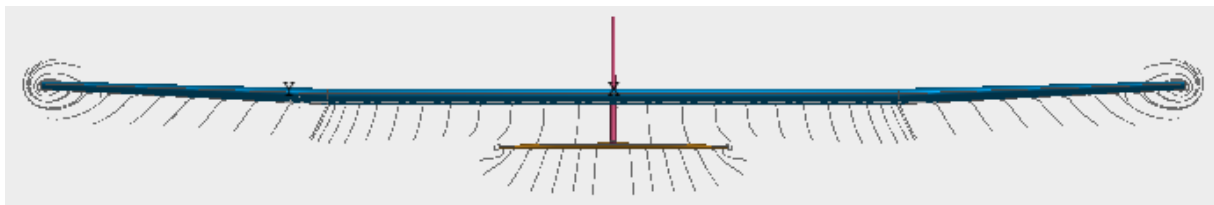
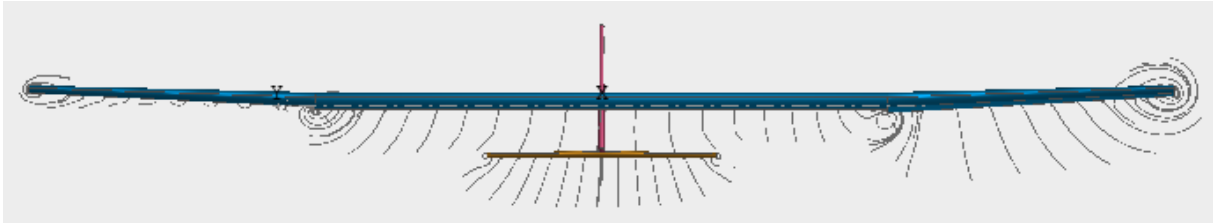


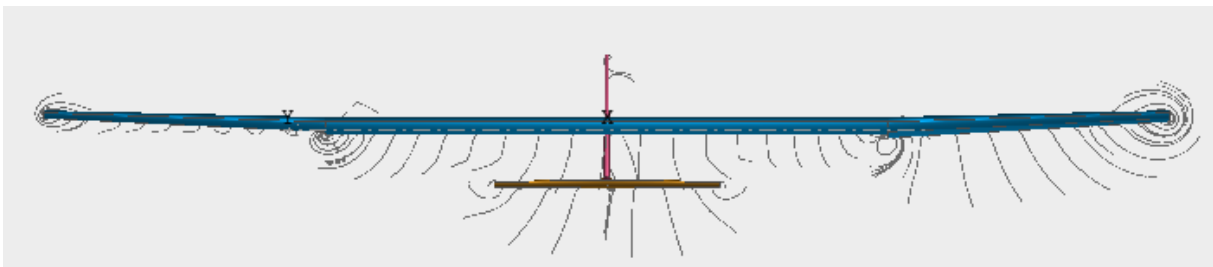
Figure III.19: Tourbillons analyse 1

Planeur avec ailerons figure (III.20) à  $F_{\max} = 5.5^\circ$



**Figure III.20:** Tourbillons analyse 2

Planeur avec ailerons et gouvernes figure (III.21) à  $F_{\max} = 6.5^\circ$



**Figure III.21:** Tourbillons analyse 3

Nous remarquons bien que les tourbillons surcroît avec la création des surfaces de contrôle, ce qui est la conséquence de l'augmentation de la trainée induite.

On aperçoit aussi que les tourbillons sont plus importants sur l'aileron braqué vers le bas, étant donné qu'il y a plus de portance.

### III.7.5. Traitement des résultats

#### III.7.5.1. Vitesse

Nous voyons bien sur les courbes ci-dessous figure (III.22) que la vitesse entre les trois planeurs est légèrement différente. Les faibles angles d'attaque donnent de faibles coefficients de portance, ce qui signifie qu'il y a peu de portance, donc pour équilibrer le poids le planeur vole vite pour porter le modèle. Pour les angles d'attaque forts on a de forts coefficients de portance, donc la vitesse nécessaire pour faire voler le modèle est faible.

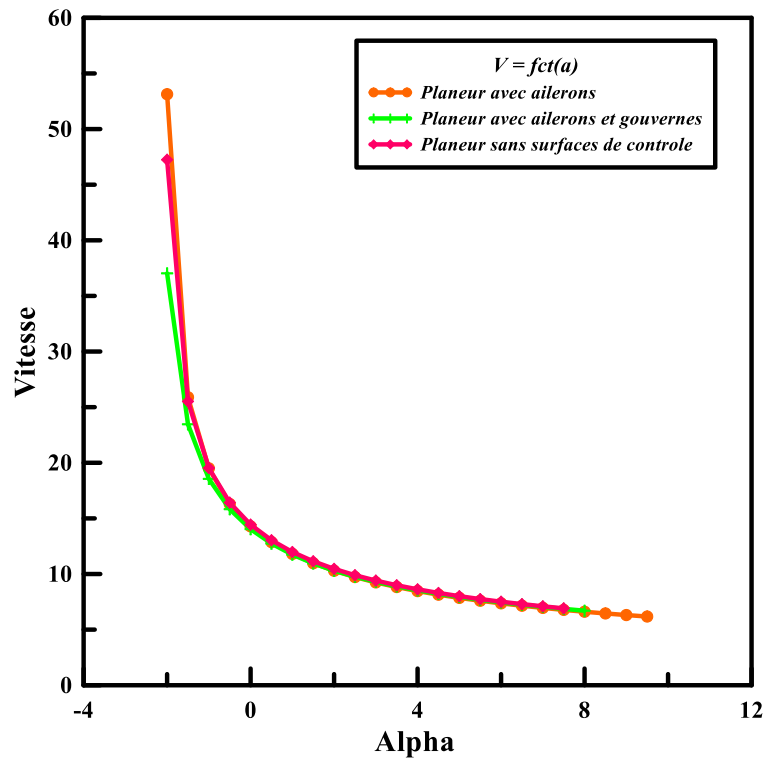


Figure III.22: La Vitesse en fonction d'angle d'attaque

### III.7.5.2. Trainée induite

Trainée induite est proportionnelle à la portance, donc à l'angle d'attaque, mais elle ne dépend jamais de la vitesse, contrairement à la trainée visqueuse

Dans l'analyse des trois planeurs la trainée induite est différente figure (III.23), elle a augmenté avec la conception des surfaces de contrôle, ce qui est logique, étant donné qu'il y a génération de plus de tourbillons.

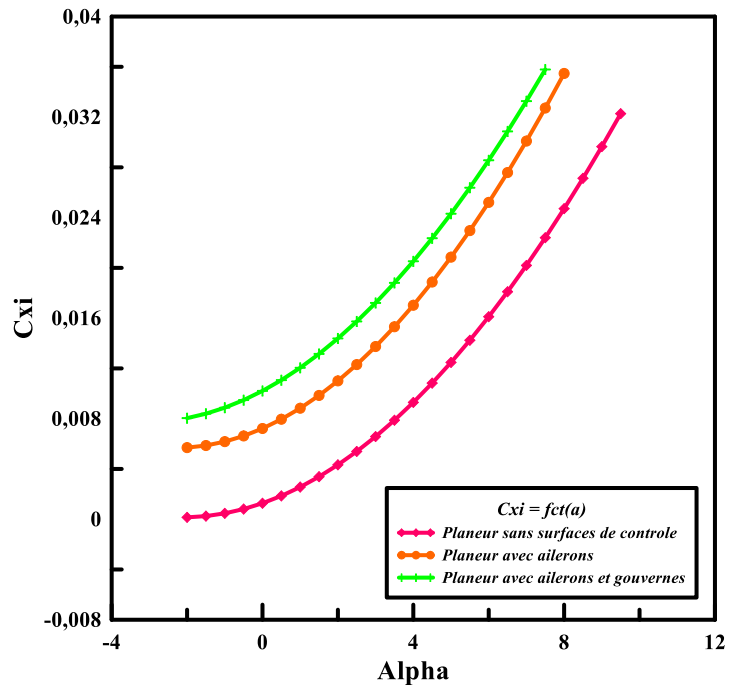


Figure III.23: La trainée induite en fonction d'incidence

### III.7.5.3. Finesse

Les graphes montrent ci-dessous figure (III.24) qu'en ajoutant les surfaces de contrôle, On a perdu les performances en finesse, ce qui est logique.

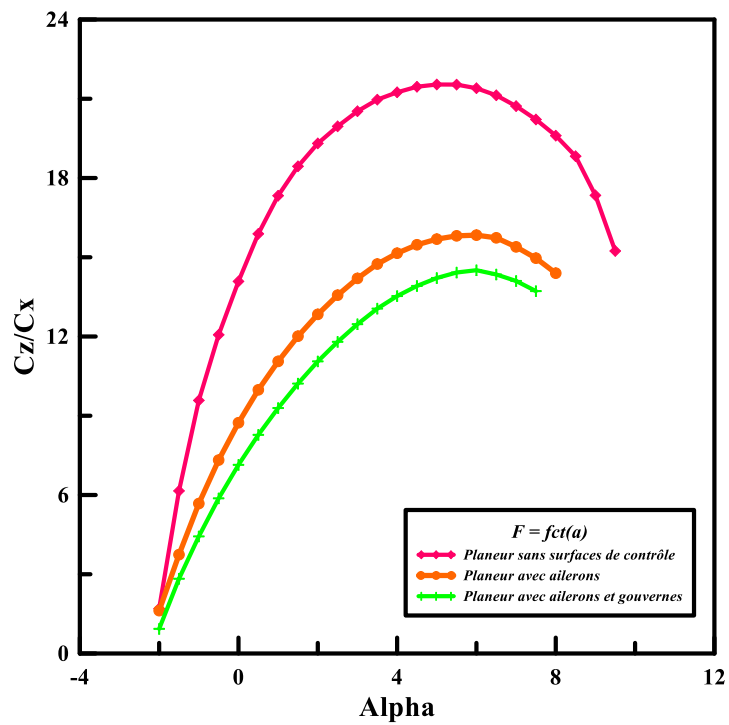


Figure III.24: la finesse en fonction de l'angle d'attaque

Dans l'ensemble les résultats sont bons, mais pour l'instant nous n'avons utilisé que la propriété de la masse globale de l'inertie. Nous n'avons pas vraiment examiné le comportement de stabilité, et c'est ce que nous allons faire à l'étape suivante.

### III.9. Analyse de stabilité

L'objectif de l'analyse de stabilité est de porter un jugement sur les valeurs de la réponse temporelle ou fréquentielle du planeur à des perturbations du vol stabilisé. La source de ces perturbations peut être naturelle ou artificielle par exemple une rafale de vent, ou de l'action d'une commande de vol.

#### III.9.1. Stabilité statique

Le centre de gravité doit être situé avant le foyer, une condition à respecter pour mettre en sûreté la stabilité statique.

##### III.9.1.1. Le coefficient de moment

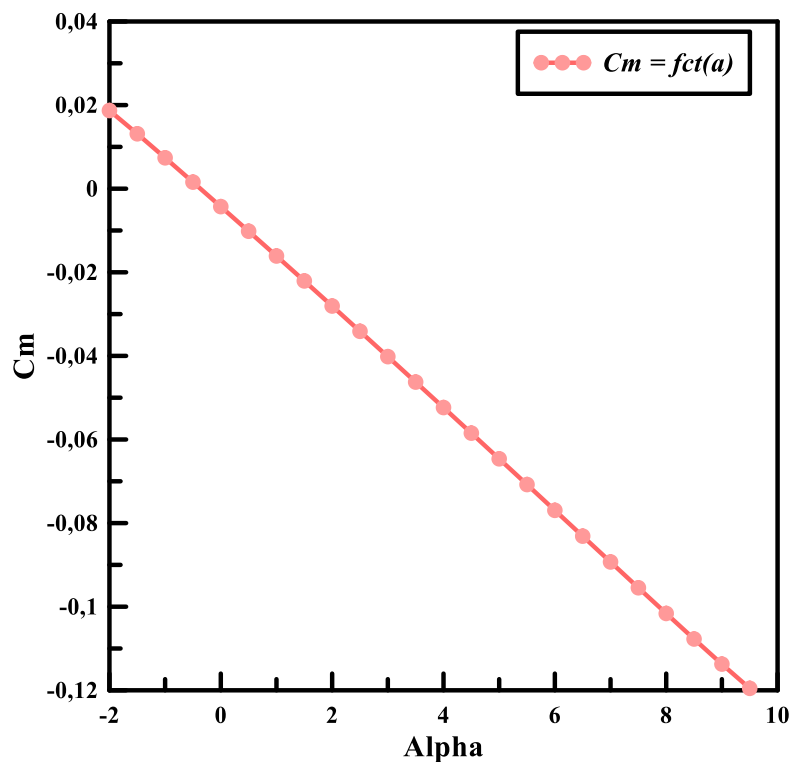
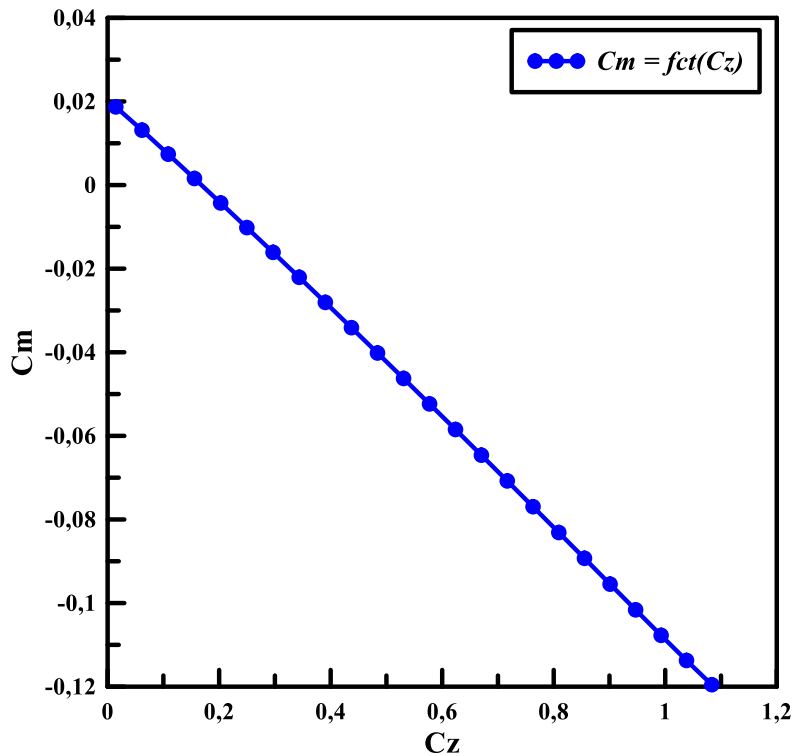


Figure III.25: Coefficient de moment en fonction d'incidence

Nous observons sur la courbe figure (III.25), que lorsque l'angle d'attaque diminue, le moment de tangage devient positif, donc le planeur a tendance à cabrer ; et lorsque l'angle d'attaque augmente, le moment de tangage devient négatif, donc le planeur a tendance à piquer.





**Figure III.26:** Coefficient de moment en fonction de la portance

La courbe ci-dessus figure (III.26) représente le coefficient de moment en fonction de l'angle d'attaque, donc nous pouvons définir la portance de  $C_{m0}$  qui est positive, donc la condition est conforme à ce qui est attendu.

### III.9.1.2. La marge statique

Maintenant on va calculer la distance entre le centre de gravité et le foyer, ce qu'on appelle la marge statique. En fait, il est requis d'avoir une marge statique positive, de l'ordre de 10-15%, pour rendre sûre la stabilité.

$$MS = \frac{X_F - X_{CG}}{CAM} (\%)$$

Position du centre de gravité

$$X_{CG} = 0.097m$$

Position du foyer

$$X_F = 0.121m$$

Corde moyenne aérodynamique

$$CAM = 0.191m$$

$$MS = \frac{0.121 - 0.097}{0.191} = 0.1256 = 12.56\%$$

La valeur de la marge statique obtenue est satisfaisante.

### III.9.2. Stabilité dynamique

#### Stabilité longitudinale mode court

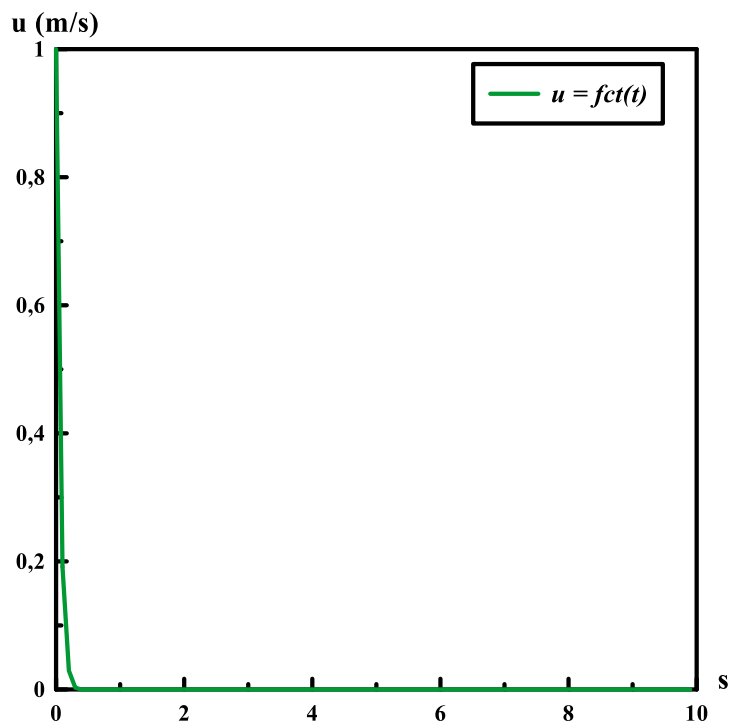
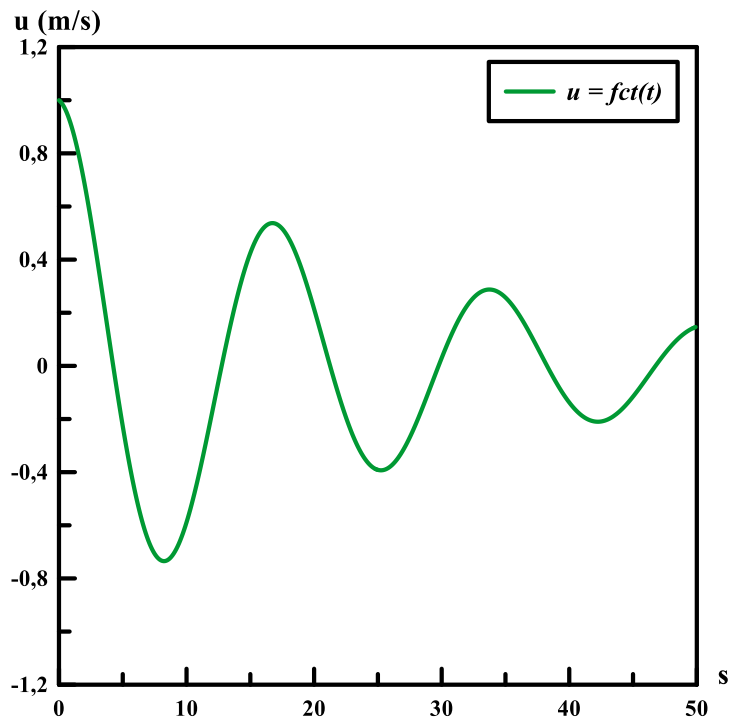


Figure III.27: Mode de stabilité longitudinale court

Le graphique sur la figure (III.27) représente une fonction apériodique du mode de stabilité longitudinale, atténuée très tôt, à 0.3s environ après le début de la perturbation.

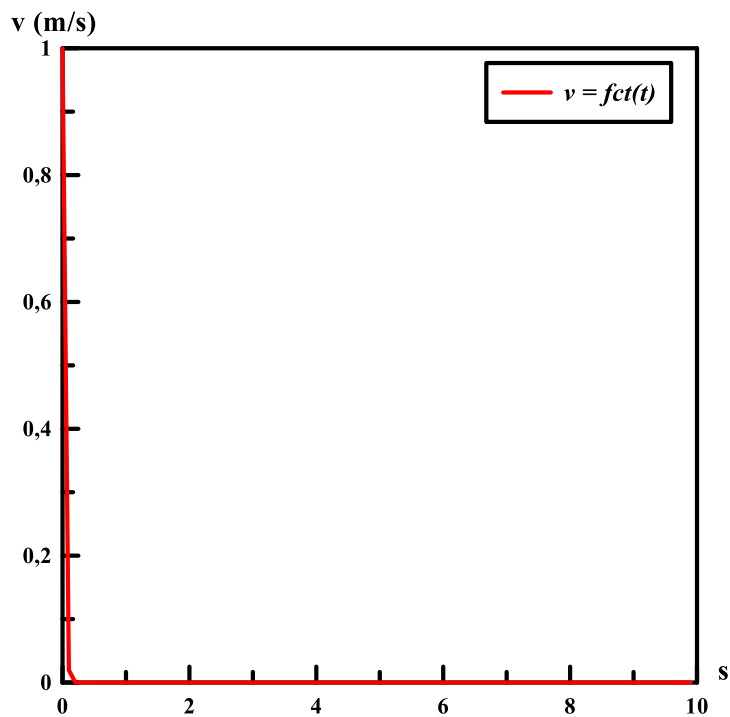
#### Stabilité longitudinale mode long



**Figure III.28:** Mode de stabilité longitudinale long

La figure (III.28) représente une fonction pseudopériodique du mode de stabilité longitudinale long, l'amplitude des oscillations est atténuée de moitié à  $t = 35$ s

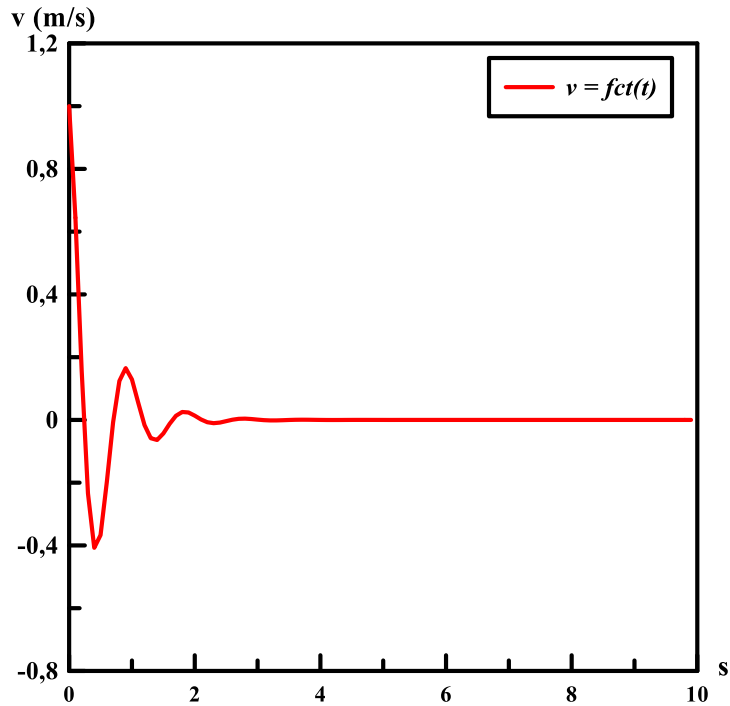
### Stabilité latérale mode court



**Figure III.29:** Mode de stabilité latérale court

De la même manière que pour l'analyse précédente, le graphe de la figure (III.29) représente une fonction apériodique du mode de stabilité latérale court qui est atténué très tôt, en moins de 0.1s

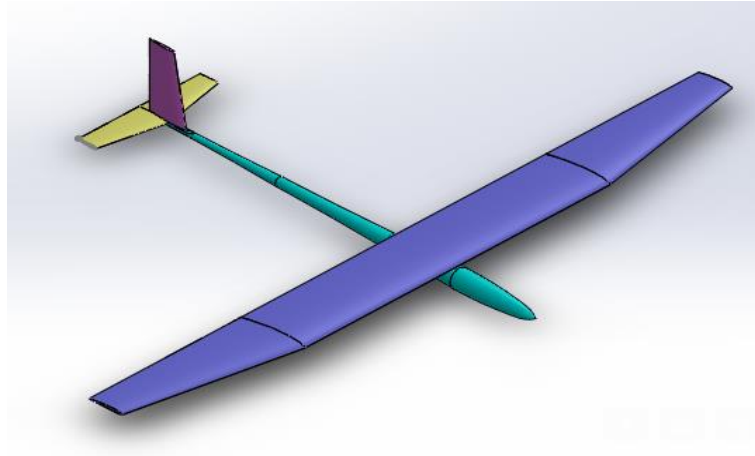
### Stabilité latérale mode long



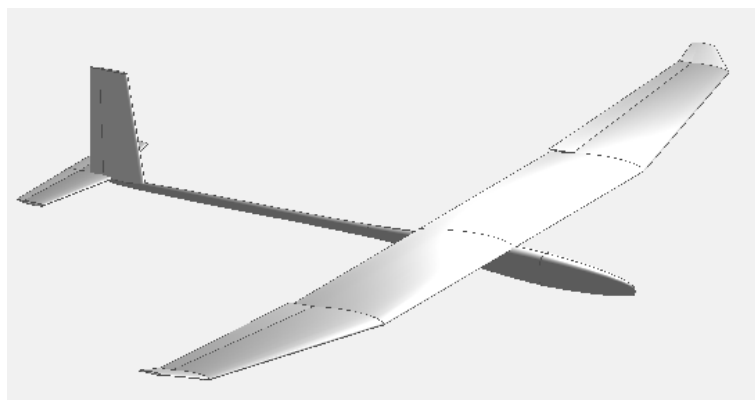
**Figure III.30:** Mode de stabilité latérale long

La figure (III.30) représente la fonction du mode de stabilité latérale, qui est toujours pseudopériodique et l'amplitude cette-fois atténuée plus tôt, à environ 0.5s

Donc d'après cette analyse de stabilité, notre planeur est statiquement stable, et arrive à atteindre sa position d'équilibre après une série d'oscillations, c'est-à-dire il est dynamiquement stable.



**Figure III.31:** planeur sous solidworks



**Figure III.32:** modèle final Xflr5

### III.10. Conclusion

Le planeur est stable s'il est centré avant, ainsi il amorce une trajectoire en forme de phugoïde, dans le cas que nous avons étudié, le planeur à une stabilité dynamique positive et son équilibre en vol est assuré par l'opposition des moments de tangages induits respectivement par l'aile et par le stabilisateur.

# **Conclusion générale**

## Conclusion générale

La conception des planeurs peut varier suivant leurs applications et leur domaine de vol, mais leur principe reste le même.

L'ensemble du mémoire nous a permis de réaliser la première analyse du planeur à l'aide du logiciel XFLR5, qui nous a facilité les calculs effectués sur le profil puis sur l'aile. XFLR5 peut également être utilisé pour étudier la stabilité dynamique d'un planeur, en effet, l'étude de stabilité statique est précédé par l'obtention de centre de gravité et le tenseur d'inertie calculés par XFLR5 pour comprendre la masse du planeur, suivit par la validation ou d'invalidation de la conception générale du planeur.

Cette étude aérodynamique nous montre à quel point il est difficile de gérer les paramètres indépendamment. Chaque variable a un effet sur le reste, il faut itérer pour valider les résultats. En effet, on ne peut pas définir précisément l'angle d'incidence auquel, le planeur sera en équilibre. Il est donc important de vérifier si les performances du planeur sont toujours respectées autour de l'incidence théorique.

# **Référence bibliographiques**



## Références bibliographiques

- [1] Marc Grandjean, Gilbert Salomon. Aerodynamique et mécanique du vol. Tourcoing : Georges Frère, 1963.
- [2] L'avionnaire.
- [3] Frédéric Willot. Aérodynamique et Mécanique du vol. Ciras Lille : BIA, 2015.
- [4] Didier Vanderperre. Connaissance des aéronefs. Ciras Lille : BIA,2015.
- [5] Roger Aubard Lignaud. Guide du débutant en aéromodelisme. Club berry marche modelisme : Lourdoueix St Pierre, 2009.
- [6] US Federation of transportation. GLIDER FLYING. 2003.
- [7] Alain Moulfard. Aérodynamique aérostatique et principes du vol. Ciras Toulouse : BIA,2011.
- [8] Airfoil Tools.
- [9] André Paris. Aérodynamique mécanique du vol et performances d'avion. Ciras Lille : BIA,2013.
- [10] Quentin Peyrani. Aérodynamique et mécanique du vol . Ciras Lille : BIA,2011.
- [11] André Paris. Cours théorique PPL, Mécanique du vol . Ciras Lille : BIA,2013
- [12] Emmanuel Plaut. Mécanique des fluides. Mines nancy : s.n., 2016.
- [13] A Berkoune. Aide mémoire de mécanique des fluides . Ben Aknoun : OPU, 2002.
- [14] Khan Academy.
- [15] Philippe Le Bris. Etude des aéronefs. Ciras Toulouse : BIA,2019.

## **Résumé**

### **Etude et dimensionnement d'un planeur**

Le planeur est un aérodyne dirigeable grâce à la commande de vol, sans moteur il ne fait que descendre en vol plané pour gagner de l'altitude. Ce travail s'inscrit dans la démarche de faire une étude d'amélioration à la conception d'un planeur afin d'avoir des résultats qui démontrent son aptitude à voler. Plus précisément l'objectif est de faire une analyse pour parvenir à trouver des compromis entre toutes les parties du planeur, profil, aile, empennages, fuselage et surfaces de contrôles pour atteindre la stabilité et la plus grande valeur de finesse possible, Pour au final valider le modèle.

**Mots-clés : profil, portance, trainée, angle d'incidence, finesse, stabilité statique, stabilité dynamique, centre de gravité.**