

---

*Département* : Informatique, Réseaux et Télécommunications (IRT)  
*Filière* : Génie Aéronautique et Technologies de l'Espace (GATE)  
*Niveau* : 3ème année  
*Année universitaire* : 2023/2024

---

## Rapport de Mini Projet

Sujet :

---

Conception d'une aile volante

---

Réalisé par :

- EL YAMINI Ahmed
- EL OUAZZANI Hamza
- RHIMI Bilal

Soutenue le : 26 juin 2023, devant le jury composé des professeurs

---

Pr. SALMI Houda	UCA-ENSA Safi	Président
Pr. ASKOUR OMAR	UCA-ENSA Safi	Examinateur
Pr.	UCA-ENSA Safi	Examinateur
Dr. HAKIM MOHAMED	UCA-ENSA Safi	Co-encadrant
Pr. ASKOUR OMAR	UCA-ENSA Safi	Encadrant

---

---

## REMERCIEMENTS

Tout d'abord, on souhaite manifester notre sincères remerciement à **ALLAH** le tout puissant qui nous a donné la force, la patience, le courage, la volonté et la santé durant toutes l'année d'étude pour aller jusqu'au bout de ce travail.

Avant de présenter ce modeste travail, On tient a remercier chaleureusement M. Omar Askour et Dr Hakim Mohamed pour leurs conseils avisés, leur soutien indéfectible et leur patience tout au long de ce projet. Leur précieuse expérience et leurs commentaires ont été essentiels pour accomplir ce travail.

Nous exprimons aussi notre reconnaissance envers toute l'équipe pour leur précieuse collaboration et leur soutien.

Nous tenons à remercier les membres de jury, pour l'honneur d'acceptaient d'évaluer notre travail.

Enfin, nous adressons un grand merci à nos proches pour leur soutien indéfectible et leur compréhension.

---

## RÉSUMÉ

Après une vision globale sur l'aérodynamique, l'objectif de notre travail consiste à la conception et la réalisation d'une aile volante.

L'analyse, l'étude de conception ainsi que la conception ont été réalisées par le logiciel OpenVSP, que l'on va essayer de définir dans le deuxième chapitre.

Cette analyse a pour but de vérifier la stabilité longitudinale de l'aile volante et de trouver la meilleure position du centre de gravité qui vérifie la condition.

**Mots clés :** aile volante, réalisation, analyse aérodynamique, stabilité longitudinale, distribution de masse.

## Table des matières

<b>1</b>	<b>Introduction</b>	<b>6</b>
<b>2</b>	<b>Etude bibliographique en aérodynamique</b>	<b>7</b>
2.1	Introduction : . . . . .	7
2.2	Les composantes d'un avion : . . . . .	7
2.2.1	Les régimes d'écoulements autour de l'avion : . . . . .	7
2.2.2	Les profils aérodynamiques : . . . . .	9
2.3	Les composantes de l'aile : . . . . .	12
2.3.1	La structure des ailes : . . . . .	12
2.3.2	Géométrie de l'aile : . . . . .	13
2.3.3	Aérodynamique de l'aile : . . . . .	18
2.3.4	Les polaires : . . . . .	19
2.4	Conclusion : . . . . .	24
<b>3</b>	<b>Généralités :</b>	<b>25</b>
3.1	Introduction : . . . . .	25
3.2	Utilité et Limitations d'OpenVSP : . . . . .	25
3.2.1	Avantages . . . . .	25
3.2.2	Inconvénients . . . . .	25
3.3	L'interface générale d'OpenVSP : . . . . .	26
3.4	Manipulation des Ailes dans OpenVSP : . . . . .	27
3.5	Généralités sur les ailes volantes . . . . .	30
3.5.1	Définition . . . . .	30
3.5.2	Avantages . . . . .	30
3.5.3	Inconvénients . . . . .	30
3.5.4	Le potentiel civil de l'utilité des ailes volantes et des drones . . . . .	31
3.5.5	Configuration d'emballage de l'aile volante : . . . . .	31
3.6	Stabilité statique longitudinale . . . . .	32
3.6.1	Les défis de stabilité longitudinale de la BWB . . . . .	32
3.6.2	Points clés en aérodynamique . . . . .	32
3.6.3	Stabilité statique longitudinale . . . . .	32
3.7	Conclusion : . . . . .	35
<b>4</b>	<b>Conception et Analyse des Résultats</b>	<b>37</b>
4.1	Introduction : . . . . .	37
4.2	La conception : . . . . .	37
4.3	Analyse des Résultats . . . . .	40
4.3.1	La portance . . . . .	40
4.3.2	Stabilité longitudinale . . . . .	41
4.3.3	Distribution de masse : . . . . .	42
4.4	Conclusion : . . . . .	44
<b>5</b>	<b>Conclusion</b>	<b>45</b>

## Table des figures

1	Les composantes de l'avion détaillé . . . . .	7
2	Écoulement laminaire . . . . .	8
3	Écoulement turbulent . . . . .	8
4	Écoulement tourbillonnaire . . . . .	8
5	Profil de l'aile . . . . .	9
6	Profil convexe . . . . .	9
7	Profil biconvexe symétrique . . . . .	10
8	Profil biconvexe dissymétrique . . . . .	10
9	Profil creux . . . . .	10
10	Profil Double courbure . . . . .	10
11	Corde . . . . .	11
12	Épaisseur . . . . .	11
13	Épaisseur relative . . . . .	11
14	Ligne moyenne . . . . .	11
15	Flèche . . . . .	11
16	La structure externe des ailes . . . . .	12
17	La structure interne des ailes . . . . .	13
18	Envergure et flèche de l'aile . . . . .	14
19	Surface alaire . . . . .	14
20	Les angles associés à une aile d'aéronef . . . . .	15
21	Angle de calage . . . . .	16
22	Le dièdre . . . . .	16
23	Aile haute . . . . .	16
24	Aile basse . . . . .	17
25	Aile médiane . . . . .	17
26	Polaires de l'aile haute contre celle basse . . . . .	17
27	Section d'une aile . . . . .	18
28	Etude de portance . . . . .	18
29	Influence de la forme du profil sur le $C_x$ . . . . .	19
30	Polaire de portance . . . . .	20
31	Polaire de traînée . . . . .	20
32	Polaire Eiffel . . . . .	21
33	Détermination de la finesse . . . . .	21
34	Axes de l'avion . . . . .	22
35	Un exemple d'un polaire de moment . . . . .	23
36	Influence du Mach sur la polaire . . . . .	23
37	Influence de la forme des volets . . . . .	24
38	Influence de la position des volets . . . . .	24
39	Open VSP . . . . .	25
40	Interface Générale de OpenVSP . . . . .	26
41	Menu Fichier . . . . .	26
42	Menu window . . . . .	26
43	Menu model . . . . .	27
44	Menu analysis . . . . .	27
45	Ajout d'une aile . . . . .	27

46	XForme . . . . .	28
47	Plan . . . . .	28
48	Ajuster les sections . . . . .	29
49	Personnaliser les profils . . . . .	29
50	Blending . . . . .	30
51	Différentes configurations de l'aile volante . . . . .	31
52	Différentes états du polaire de moment de tangage . . . . .	34
53	CG avant le foyer . . . . .	34
54	Bonne force de rappel . . . . .	34
55	La décroissance de l'angle d'attaque . . . . .	34
56	La croissance de l'angle d'attaque . . . . .	35
57	La girouette . . . . .	35
58	Mauvaise force de rappel . . . . .	35
59	Configuration de l'aile . . . . .	37
60	Configuration de l'aile (sweep) . . . . .	37
61	Choix de profil . . . . .	38
62	Séparation des ailes . . . . .	38
63	Choix de longueur du fuselage . . . . .	38
64	Configuration du fuselage . . . . .	39
65	Conception finale (Wire) . . . . .	39
66	Conception finale (Shade) . . . . .	39
67	Polaire de portance . . . . .	40
68	Choix de la densité . . . . .	41
69	Instabilité longitudinale . . . . .	42
70	Stabilité longitudinale . . . . .	42
71	L'emplacement du centre de gravité selon la masse primaire . . . . .	43
72	Les différents éléments ajoutés . . . . .	43
73	Conception finale avec le centre de gravité ajusté . . . . .	44

# 1 Introduction

Comme les autres drones, les ailes volantes sont souvent utilisées dans des opérations qui sont des missions de recherche, des opérations militaires de précisions et en fin un plaisir de temps d'évasion, ces opérations nécessitent une stabilité forte pour ajuster le mouvement de l'aéronef. Dans ce contexte de stabilité, nous intéressons dans notre travail à modéliser une aile volante.

Une aile volante n'a pas de queue et il n'y a aucune distinction claire entre l'aile et le fuselage.

Dans cette étude, une conception est reprise à partir d'un cahier des charges mentionné à la fin du rapport, répandant aux exigences de poids et de stabilité.

Pour bien présenter ce travail, notre mini-projet est divisé en trois chapitres organisés comme suit :

Le **Chapitre 1**, comprendra des généralités sur l'aérodynamique, les différents profils aérodynamiques, la structure d'une aile ainsi que sa géométrie et son aérodynamique, les polaires.

Dans **Chapitre 2**, on a passé à des généralités sur OpenVSP, sur les ailes puis sur la stabilité longitudinale.

Dans **Chapitre 3**, une conception a été faite sur OpenVSP, afin d'avoir les dimensions de l'aéronef pour répondre au cahier de charge, puis un calcul aérodynamique et de performance est effectué. Les résultats sont présentés et analysés afin de les validés par des conditions à les savoir dans les chapitres 2 et 3.

## 2 Etude bibliographique en aérodynamique

### 2.1 Introduction :

L'aérodynamique, en tant que discipline essentielle de la dynamique des fluides, se concentre sur l'analyse approfondie des écoulements d'air et de leurs implications sur les éléments solides qu'ils entourent. Cela trouve une application cruciale dans divers contextes, notamment les véhicules en mouvement dans l'air et les systèmes de propulsion sujets aux effets du vent. Fondamentalement, l'aérodynamisme qualifie le comportement d'un corps en mouvement dans l'air.

### 2.2 Les composantes d'un avion :

Un avion peut être décomposé en plusieurs parties essentielles qui travaillent ensemble pour permettre son fonctionnement efficace. La cellule constitue la structure de base de l'avion, englobant le fuselage, les ailes et la queue. Le groupe motopropulseur fournit la puissance nécessaire au déplacement de l'avion, comprenant les moteurs, les hélices ou les réacteurs. Les commandes de vol permettent au pilote de diriger l'avion, tandis que les servitudes de bord assurent le bon fonctionnement des systèmes auxiliaires tels que la distribution de carburant et la climatisation. L'avionique comprend tous les équipements électroniques embarqués, y compris les instruments de navigation et de communication. Enfin, les emports internes ou externes permettent de transporter des charges utiles, comme des passagers, du fret ou des équipements supplémentaires. Ces éléments, bien que pouvant varier selon le type et l'utilisation spécifique de l'avion, sont généralement présents sur tous les appareils.

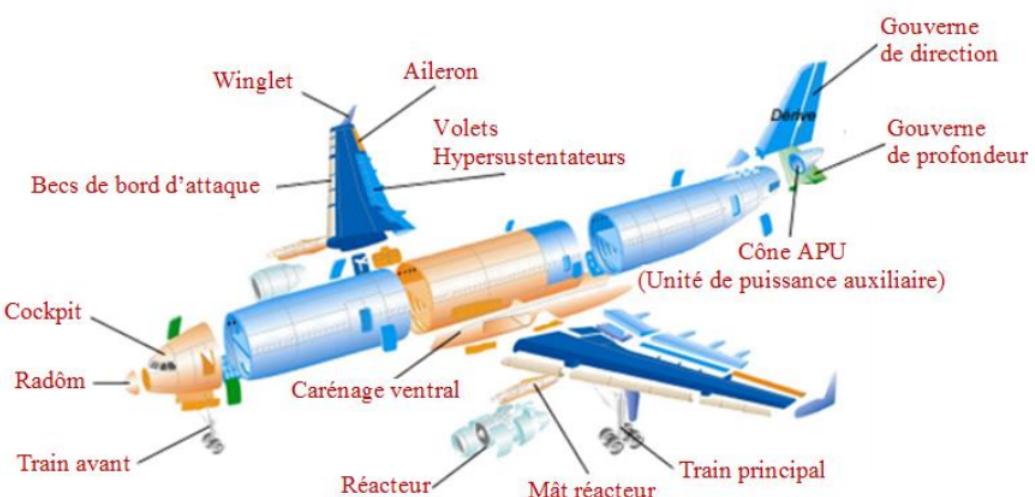


FIGURE 1 – Les composantes de l'avion détaillé

#### 2.2.1 Les régimes d'écoulements autour de l'avion :

On appelle Écoulement le déplacement de l'air par rapport à un objet. On distingue trois types d'écoulement

- **Écoulement laminaire** : Les particules d'air glissent parfaitement les unes sur les autres sans échanges de particules entre elles. Elles suivent un mouvement rectiligne et parallèle.



FIGURE 2 – Écoulement laminaire

- **Écoulement turbulent** : Les particules d'air ont des trajectoires quasiment parallèles entre elles, mais qui ne sont plus rectilignes, tout en se déplaçant globalement dans le même sens à la même vitesse.

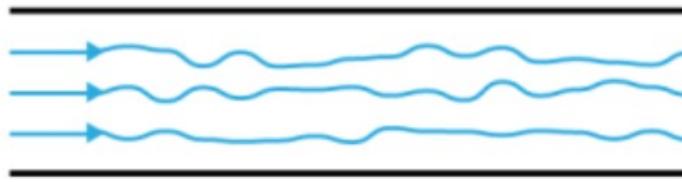


FIGURE 3 – Écoulement turbulent

- **Écoulement tourbillonnaire** : L'écoulement est très désordonné, les particules se mélangent et ne suivent ni une trajectoire rectiligne ni parallèle, et certaines particules peuvent remonter le courant et former ainsi des tourbillons.

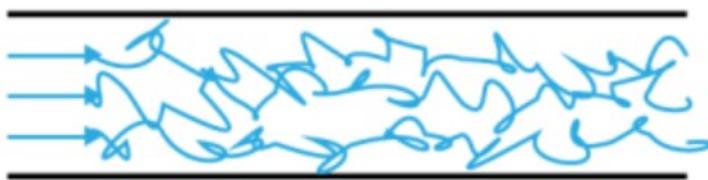


FIGURE 4 – Écoulement tourbillonnaire

- **Écoulement subsonique** : L'écoulement d'air se déplace à des vitesses inférieures à la vitesse du son (environ 1235 km/h à la température de l'air standard au niveau de la mer).
- **Écoulement supersonique** : L'écoulement d'air se déplace à des vitesses supérieures à la vitesse du son, créant des ondes de choc et des phénomènes de compression.
- **Écoulement transsonique** : L'écoulement d'air est une combinaison d'écoulement subsonique et supersonique, généralement rencontré autour des ailes et des surfaces de contrôle des avions volant à proximité de la vitesse du son.

### 2.2.2 Les profils aérodynamiques :

**2.2.2.1 Définition :** Le profil de l'aile, défini par la section de l'aile par un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion (1), est le contour de la voilure, vu de côté, sur une section donnée. Ce profil est un élément crucial de la conception de l'avion car il influence la portance, la traînée et la stabilité de l'avion en vol.

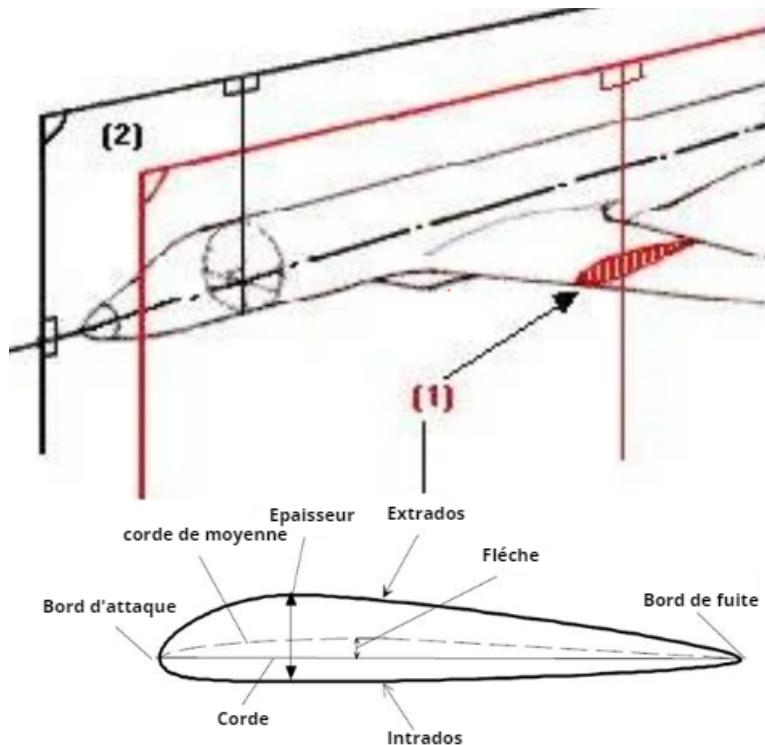


FIGURE 5 – Profil de l'aile

### 2.2.2.2 Différents types de profils :

- **Profil convexe :** Ce profil est un profil très simple avec un intrados quasi plat et un extrados plus ou moins bombé dépendant de la vitesse à laquelle l'avion vole. C'est le profil générique. Il peut être très facilement adapté à des vols plutôt rapides si son extrados est peu cambré. À l'inverse il sera adéquat pour les avions lents et peu puissants si son extrados est très cambré.



FIGURE 6 – Profil convexe

- **Profil biconvexe symétrique :** Un profil biconvexe symétrique se réfère à une forme géométrique spécifique qui est symétrique par rapport à un plan central et présente deux surfaces convexes identiques qui se courbent vers l'extérieur de chaque côté du plan central.

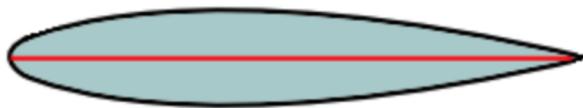


FIGURE 7 – Profil biconvexe symétrique

- **Profil biconvexe dissymétrique** : Un profil d'aile biconvexe dissymétrique est une forme aérodynamique d'aile qui présente deux surfaces convexes, mais qui n'est pas symétrique par rapport à un plan central. Contrairement aux profils symétriques.



FIGURE 8 – Profil biconvexe dissymétrique

- **Profil creux** : Un Profil creux est un profil aérodynamique convexe dessus et concave dessous. Il génère une portance élevée mais aussi une traînée importante. Ce type de profil était utilisé pour les planeurs.

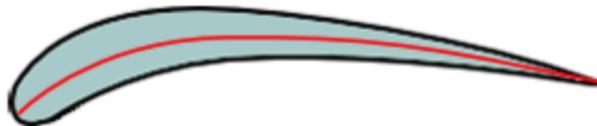


FIGURE 9 – Profil creux

- **Profil double courbure** : Un profil à double courbure possède une ligne moyenne incurvée deux fois. Cette deuxième courbure lui confère une grande stabilité, d'où son nom "Auto stable". Ce profil est peu répandu mais utilisé pour les ailes volantes.[3]

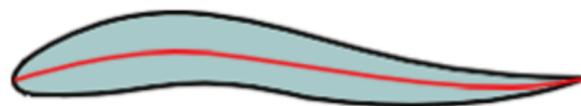


FIGURE 10 – Profil Double courbure

### 2.2.2.3 Paramètres géométriques :

1. **Corde** : La corde d'un profil est la droite  $AF$  joignant le bord d'attaque au bord de fuite. Sa longueur est notée  $l$ .

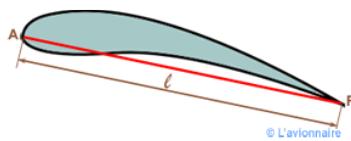


FIGURE 11 – Corde

2. **Épaisseur** : L'épaisseur maximale de l'aile est la distance maximale existante entre d'une part l'extrados, d'autre part l'intrados. L'épaisseur est notée  $h$ .

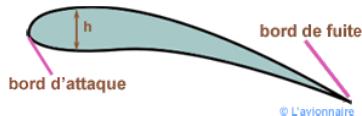


FIGURE 12 – Épaisseur

3. **Épaisseur relative** : L'épaisseur relative d'un profil est le rapport de l'épaisseur maximale ( $t$  en anglais) sur la longueur de la corde. Elle est généralement notée  $e = \frac{h}{l}$ .

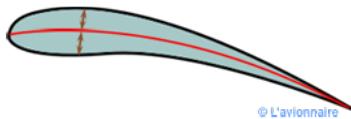


FIGURE 13 – Épaisseur relative

4. **Ligne moyenne** : La ligne moyenne est le lieu des points équidistants de l'extrados et de l'intrados. Cette ligne est généralement courbée ou "cambrée".

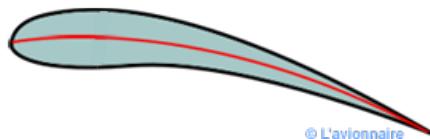


FIGURE 14 – Ligne moyenne

5. **Flèche** : La flèche, notée  $f$ , est la distance maximale entre la corde et la ligne moyenne du profil. Elle définit donc sa courbure, qui peut être exprimée comme

$$\text{Courbure} = \frac{f}{l}.$$

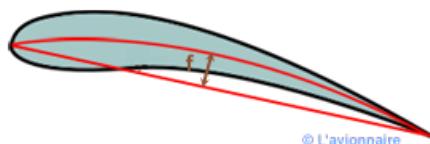


FIGURE 15 – Flèche

## 2.3 Les composantes de l'aile :

Les ailes des avions peuvent prendre des formes très différentes en fonction des performances demandées à l'aéronef : vitesse de croisière, altitude de croisière, masse de l'appareil, leur rôle reste toujours le même : assurer la sustentation de l'appareil.

### 2.3.1 La structure des ailes :

#### 2.3.1.1 La structure externe :

L'aile d'un avion est une structure complexe composée de divers éléments conçus pour contrôler la portance, la traînée et la stabilité de l'aéronef. Parmi ces composants, on retrouve :

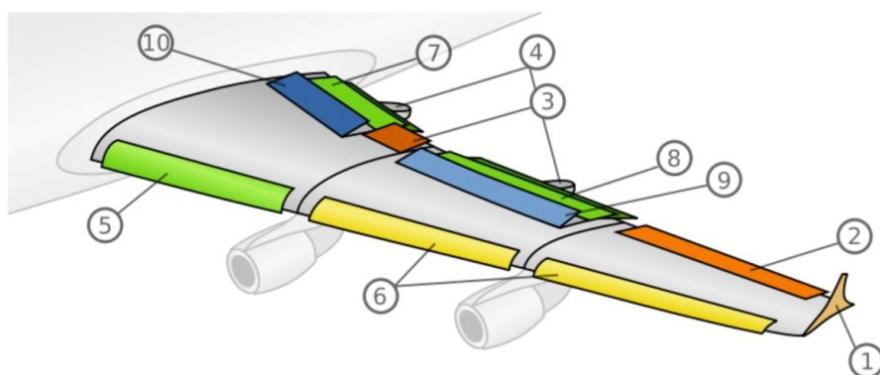


FIGURE 16 – La structure externe des ailes

1. **Winglet** : Une extension verticale à l'extrémité de l'aile, conçue pour réduire la traînée induite et améliorer l'efficacité aérodynamique.
2. **Aileron basse vitesse** : Un dispositif de contrôle situé à l'arrière de l'aile, utilisé pour contrôler le mouvement de roulis de l'avion à basse vitesse.
3. **Aileron haute vitesse** : Un dispositif de contrôle similaire à l'aileron basse vitesse mais conçu pour être utilisé à des vitesses élevées.
4. **Rail de glissement des volets** : Une structure sur laquelle les volets peuvent coulisser pour les déployer ou les rétracter.
5. **Becs de bord d'attaque** : Des dispositifs situés à l'avant de l'aile, près du bord d'attaque, utilisés pour modifier le flux d'air sur l'aile et améliorer la portance à basse vitesse.
6. **Becs de bord d'attaque**
7. **Volets intérieurs** : Des surfaces mobiles situées sur la partie intérieure de l'aile, utilisées pour augmenter la portance à basse vitesse ou pour aider à freiner l'avion lors de l'atterrissement.
8. **Volets extérieurs** : Des surfaces mobiles situées sur la partie extérieure de l'aile, utilisées principalement pour augmenter la portance à basse vitesse.
9. **Spoilers (des structeurs de portance)** : Des surfaces mobiles sur le dessus de l'aile, utilisées pour réduire la portance et aider à contrôler la descente de l'avion.
10. **Spoilers/aérofreins** : Des surfaces similaires aux spoilers mais conçues spécifiquement pour augmenter la traînée et aider à ralentir l'avion lors de l'atterrissement ou du freinage en vol.[1]

### 2.3.1.2 La structure interne :

Passons maintenant à l'examen des structures internes des ailes, qui jouent un rôle crucial dans la résistance structurelle, la distribution des charges et la stabilité de l'aéronef :

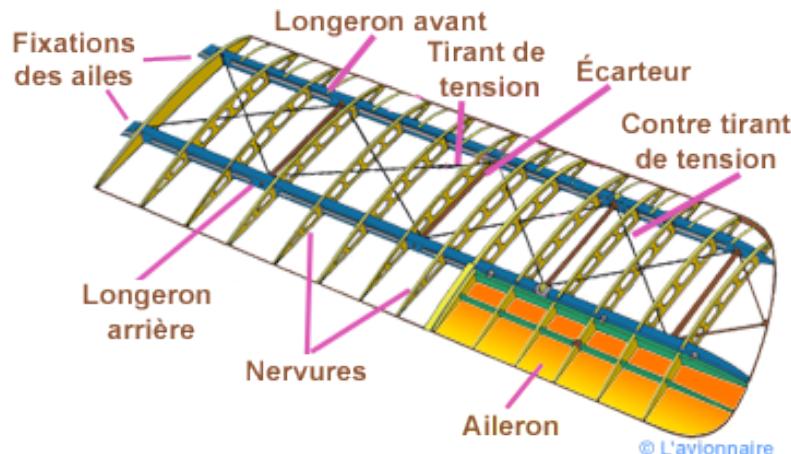


FIGURE 17 – La structure interne des ailes

- Fixation des ailes** : Mécanismes et points d'attache qui sécurisent l'aile à la structure de l'avion, assurant sa stabilité et sa résistance aux forces aérodynamiques.
- Nervures** : Structures internes de soutien de l'aile, généralement en forme de nervures ou de cadres, qui maintiennent sa forme et répartissent les charges aérodynamiques.
- Longeron arrière** : Élément structural principal qui parcourt la partie arrière de l'aile, contribuant à sa résistance structurelle et à sa rigidité.
- Longeron avant** : Similaire au longeron arrière mais situé à l'avant de l'aile, contribuant également à sa résistance et à sa rigidité structurelle.
- Tirant de tension** : Élément structurel utilisé pour stabiliser et renforcer l'aile, généralement placé sous tension pour résister aux charges aérodynamiques.
- Écarteur** : Dispositif utilisé pour maintenir une distance spécifique entre les éléments de l'aile, assurant ainsi sa stabilité et sa forme.
- Contre-tirant de tension** : Élément structurel placé en opposition au tirant de tension pour équilibrer les forces et stabiliser l'aile.
- Aileron** : Surface mobile située à l'arrière de l'aile, utilisée pour contrôler le mouvement de roulis de l'avion.

### 2.3.2 Géométrie de l'aile :

#### 2.3.2.1 Envergure et surface alaire :

- Envergure** : L'envergure d'une aile se réfère à la distance entre ses extrémités, tandis que la surface alaire représente la superficie totale de l'aile vue de dessus.

2. **Flèche de l'aile** : La flèche de l'aile est un paramètre géométrique qui décrit l'angle formé entre la ligne de corde de l'aile et une droite perpendiculaire à son axe longitudinal. Une flèche positive signifie que l'aile est inclinée vers l'avant, tandis qu'une flèche négative indique une inclinaison vers l'arrière

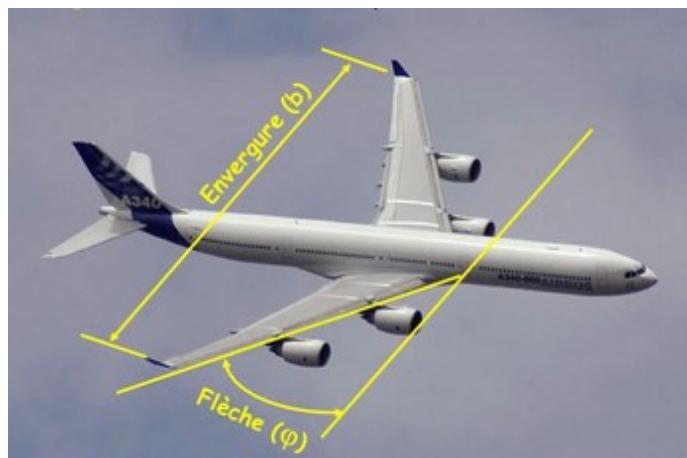


FIGURE 18 – Envergure et flèche de l'aile

3. **Surface alaire** : La surface alaire d'une aile est la mesure de la zone totale de la surface de l'aile, vue de dessus. Elle est importante car elle détermine en grande partie la capacité de l'aile à générer de la portance et à supporter le poids de l'aéronef.



FIGURE 19 – Surface alaire

### 2.3.2.2 Allongement et aspect ratio :

L'allongement d'une aile est un paramètre géométrique qui représente la proportion entre son envergure et sa corde moyenne. Un allongement élevé indique une aile longue et étroite, tandis qu'un faible allongement signifie une aile plus courte et plus large.

**L'allongement ( $\lambda$ )** : c'est le rapport de l'envergure sur la longueur de la corde moyenne.

$$\lambda = \frac{B}{l}$$

ou du carré de l'envergure sur la surface de l'aile.

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

### 2.3.2.3 Angles d'incidence, assiette et pente :

En aérodynamique il existe trois angles importants sont : incidence ,pente , assiette. Comme vous pouvez voir dans la figure ci-dessous :

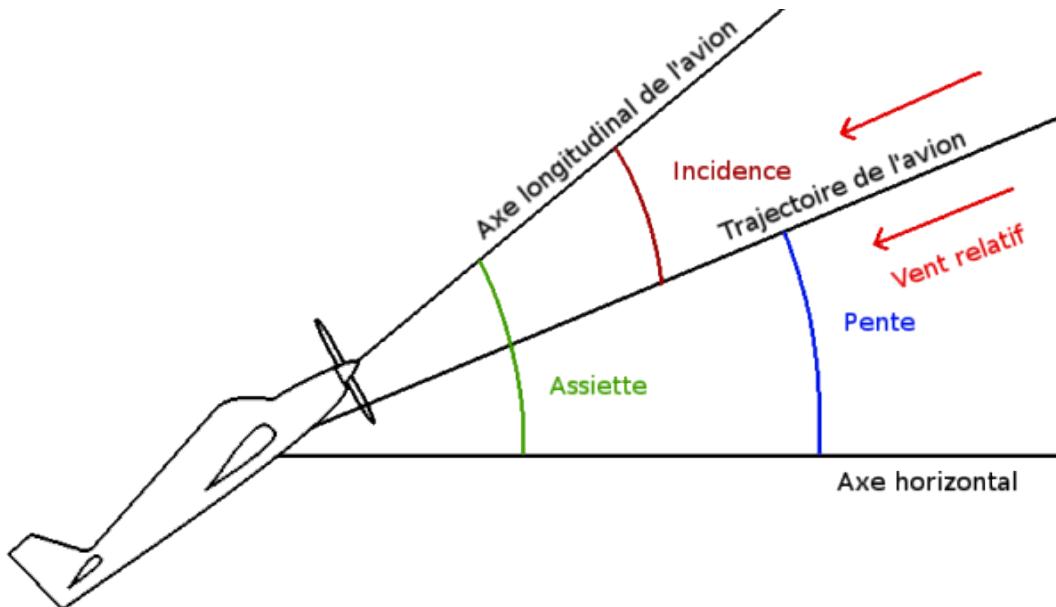


FIGURE 20 – Les angles associés à une aile d'aéronef

1. **Angle d'incidence :** L'angle d'incidence, également appelé incidence, est l'angle entre l'axe longitudinal et la direction du vent relatif.
2. **Angle d'assiette :** L'angle d'assiette est l'angle de l'axe longitudinal ou latéral d'un aéronef par rapport au plan horizontal.
3. **Angle de pente :** L'angle de pente est l'angle formé entre la trajectoire de vol d'un avion et l'horizon. Il est souvent mesuré lors des phases de montée ou de descente de l'aéronef. Un angle de pente positif indique une montée, tandis qu'un angle de pente négatif indique une descente.

Il est important de noter qu'il existe d'autres angles significatifs dans l'aéronautique, voici quelques-unes :

**Angle de calage :** entre la corde du profil de l'aile et l'axe longitudinal de l'aéronef. Ceci permet de diminuer la traînée en vol de croisière.



FIGURE 21 – Angle de calage

**Le dièdre :** est l'angle (en degrés) entre l'axe transversal et l'axe du longeron. Il peut être positif ou négatif et participe à la stabilité de l'aérodynne



FIGURE 22 – Le dièdre

#### 2.3.2.4 Positions d'aile :

- **Aile haute** : Positionnée au-dessus du fuselage, les ailes hautes offrent généralement une meilleure visibilité depuis le poste de pilotage et une stabilité accrue en vol.



FIGURE 23 – Aile haute

- **Aile basse** : La position des ailes basses, situées sous le fuselage, permet généralement une réduction de la traînée aérodynamique, favorisant ainsi une meilleure efficacité en vol.



FIGURE 24 – Aile basse

- **Aile médiane** : Les ailes montées au milieu du fuselage, dans une position médiane, visent souvent à équilibrer les avantages des positions haute et basse.



FIGURE 25 – Aile médiane

#### Influence de la position des ailes :

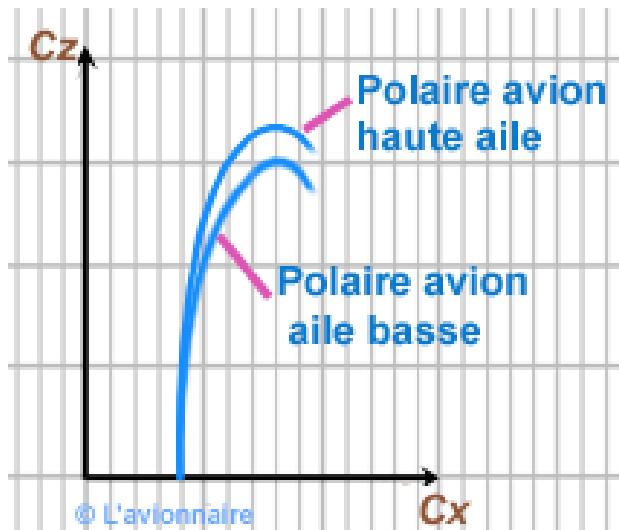


FIGURE 26 – Polaires de l'aile haute contre celle basse

Dans les prochaines sections, nous explorerons en détail les polaires.

### 2.3.3 Aérodynamique de l'aile :

#### 2.3.3.1 Principes de portance et de traînée :

La résultante aérodynamique C'est la force générée par l'ensemble des surpressions à l'intrados et dépressions à l'extrados, le point d'application de la résultante aérodynamique s'appelle le " centre de poussée ".

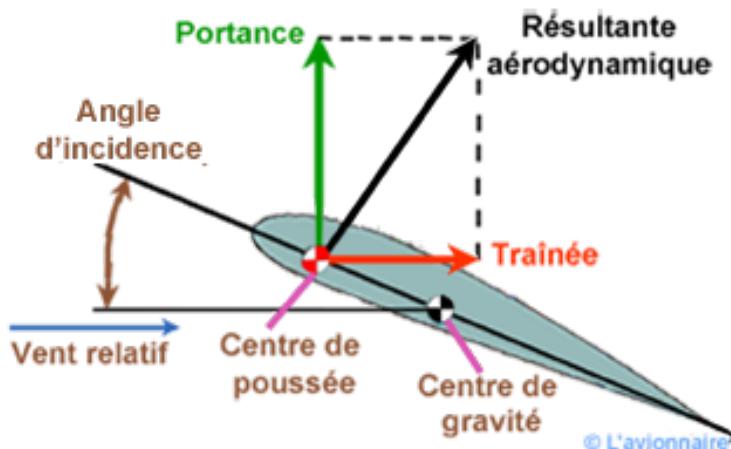


FIGURE 27 – Section d'une aile

#### 2.3.3.1.1 Etude de la portance :

La portance ( $R_z$ ) est une force perpendiculaire au déplacement de l'air, qui résulte des différences de pression sur l'aile c'est-à-dire Elle est créée par l'aspiration dans une zone de dépression formée sur le dessus du profil dessinée à cet effet. Elle permet de maintenir l'avion en l'air .

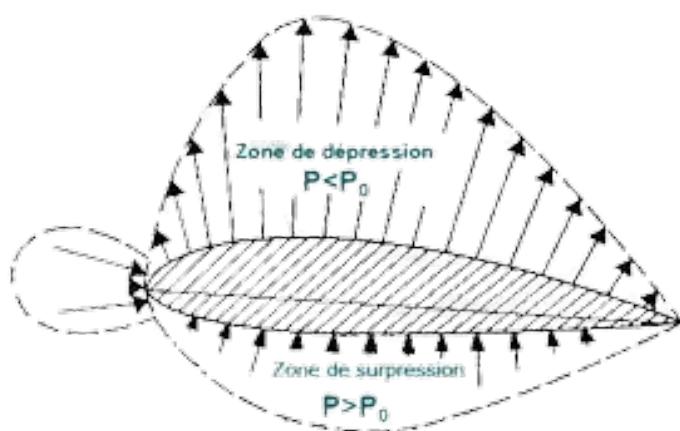


FIGURE 28 – Etude de portance

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

$R_z$  : La portance

$\rho$  : La masse volumique de l'air (diminue avec l'altitude)

$V$  : La vitesse de l'avion dans l'air

$S$  : La surface de l'aile

$C_z$  : Le coefficient de portance, dépend de la forme du profil et de l'incidence de vol

### 2.3.3.1.2 Étude de la trainée :

C'est la force opposée au déplacement de l'avion et qui résulte de sa résistance à l'air. C'est la résistance exercée par un fluide sur un objet en mouvement par rapport à ce fluide. Nous cherchons donc à la réduire au maximum.

$$R_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x \quad (2)$$

$R_x$  : La traînée

$\rho$  : La masse volumique de l'air

$V$  : La vitesse de l'avion dans l'air

$S$  : La surface de l'aile

$C_x$  : Le coefficient de traînée

L'influence de la forme du profil sur le coefficient de traînée :

Forme					
Coefficient de trainée	0.47	0.42	1.05	0.04	0.09

FIGURE 29 – Influence de la forme du profil sur le  $C_x$

Nous remarquons que le coefficient de traînée varie de forme à autre donc nous pouvons la réduire en variant la forme de profil.

### 2.3.4 Les polaires :

La polaire d'une aile, une représentation graphique essentielle illustrant la variation des différentes coefficients et angles aérodynamiques, est obtenue de manière expérimentale en soufflant de l'air sur l'aile à différents angles d'incidence à l'aide d'une soufflerie.

#### 2.3.4.1 Courbes de $C_z$ et $C_x$ en fonction de l'incidence :

1.  **$C_z$  en fonction de l'incidence :** Pour un angle d'incidence presque nul,  $C_z$  est nul, indiquant que l'aile ne génère aucune portance et se comporte comme

une simple plaque plane. Avec l'augmentation de l'angle d'incidence,  $C_z$  augmente également, atteignant son maximum à une certaine angle d'incidence représentant la portance maximale que l'aile peut générer. Au-delà de cet angle  $C_z$  décroît rapidement en raison du phénomène de décrochage où l'écoulement de l'air sur l'aile devient turbulent .

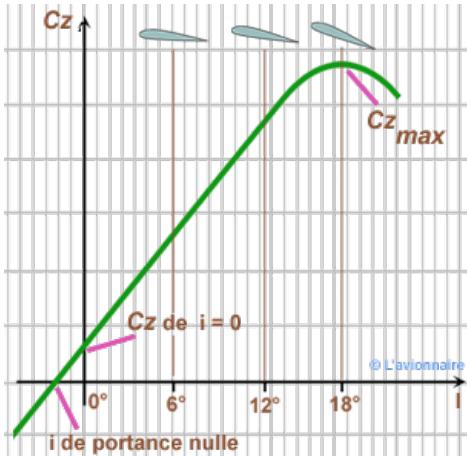


FIGURE 30 – Polaire de portance

2.  **$C_x$  en fonction de l'incidence :** Le coefficient de traînée  $C_x$  évolue en fonction de l'angle d'incidence d'une manière généralement parabolique. On observe la présence d'un  $C_x$  minimal à un angle d'incidence proche de zéro, ce qui favorise le vol en croisière d'un avion. Cependant,  $C_x$  ne devient généralement pas nul en raison de la résistance de l'air.

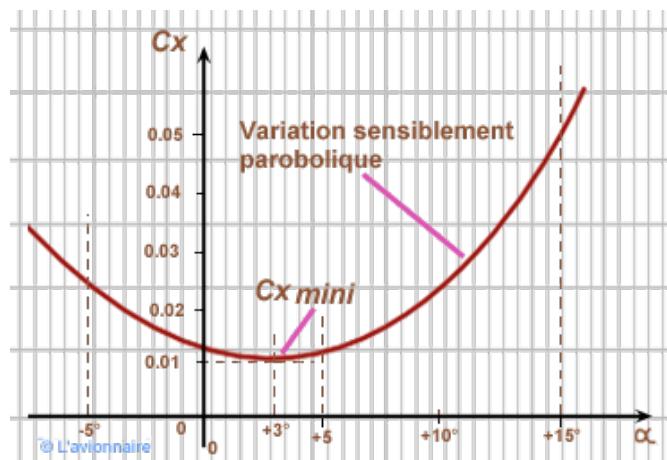


FIGURE 31 – Polaire de traînée

#### 2.3.4.2 Polaire d'Eiffel :

La "Polaire Eiffel" est une courbe représentant les variations du coefficient de portance ( $C_z$ ), placé en ordonnée, en fonction du coefficient de traînée ( $C_x$ ), placé en abscisse, pour chaque point de la courbe est calculé pour un angle d'incidence spécifique. Pour des angles d'incidence faibles, on peut observer que la portance ( $C_z$ ) et la traînée ( $C_x$ ) sont

toutes deux relativement faibles. Cela signifie que l'aéronef peut être adapté à un vol en croisière, pour économiser du carburant.

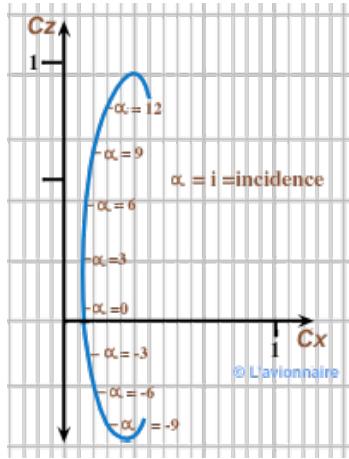


FIGURE 32 – Polaire Eiffel

- **La finesse** : La finesse d'une aile, définie par le rapport  $\frac{C_z}{C_x}$  ou bien  $\frac{R_z}{R_X}$ , varie en fonction de l'incidence, atteignant un maximum à une incidence particulière. Ce point de finesse maximale peut être repéré sur la polaire d'Eiffel en prenant la tangente à la courbe qui passe par l'origine du repère, rechercher la meilleure finesse équivaut à rechercher à parcourir la plus grande distance à partir d'une altitude donnée.

$$\text{finesse} = \frac{\text{Perte d'altitude}}{\text{Distance parcourue}}$$

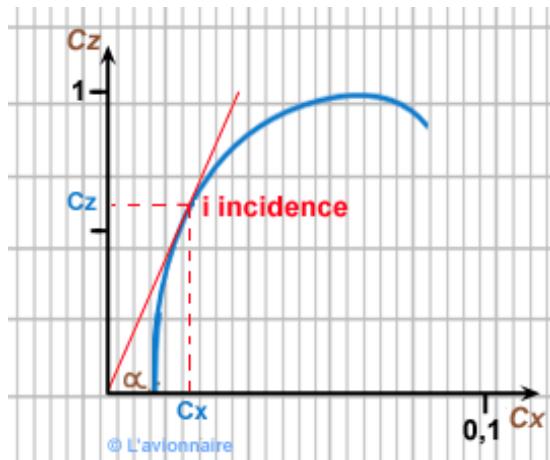


FIGURE 33 – Détermination de la finesse

#### 2.3.4.3 Polaires de moments :

Avant de commencer à parler des différents moments, il est utile de mentionner les différents axes d'un aéronef :

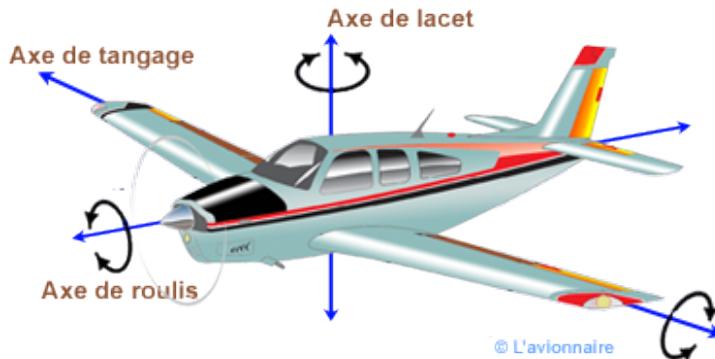


FIGURE 34 – Axes de l'avion

1. **Axe de roulis** est l'axe dans le sens du fuselage. C'est aussi manche à balai qui commande les ailerons.
2. **Axe de tangage** est l'axe qui permet de se cabrer ou de piquer. C'est en poussant ou en tirant le manche à balai que l'on commande la gouverne de profondeur située sur l'empennage pour prendre de l'altitude ou pour descendre.
3. **Axe de lacet** est l'axe à la verticale de l'avion. Il est commandé par les palonniers agissant sur la gouverne de direction.

Maintenant, passons aux différents moments de l'avion :

- **Moment de roulis** : Un concept pivot en physique et en ingénierie, désigne la force de rotation ou le couple appliqué à un objet, le faisant pivoter ou tourner autour de l'axe longitudinal de l'avion.
- **Moment de tangage** : Le moment de tangage est une force aérodynamique qui joue un rôle important dans la stabilité et le contrôle d'un avion, agissant autour de l'axe latéral pour incliner le nez vers le haut ou vers le bas. Comprendre les subtilités du moment de tangage est essentiel pour les étudiants en ingénierie et en aviation, car il a un impact direct sur la conception de l'avion.
- **Moment de lacet** : Le moment de lacet fait référence à la force de rotation qui agit sur un avion, le faisant tourner autour de son axe vertical. Il joue un rôle central dans la stabilité et la maniabilité de l'avion, influencé par des facteurs tels que les conditions de vent et les déviations des gouvernes.

De là viennent les différents polaires à savoir :

- **Polaire de moment de roulis** : Un courbe qui représente le coefficient de moment de roulis  $C_{mx}$  en fonction de l'angle d'attaque  $\alpha$ .
- **Polaire de moment de tangage** : Un courbe qui représente le coefficient de moment de tangage  $C_{my}$  en fonction de l'angle d'attaque  $\alpha$ .
- **Polaire de moment de lacet** : Un courbe qui représente le coefficient de moment de lacet  $C_{mz}$  en fonction de l'angle d'attaque  $\alpha$ .

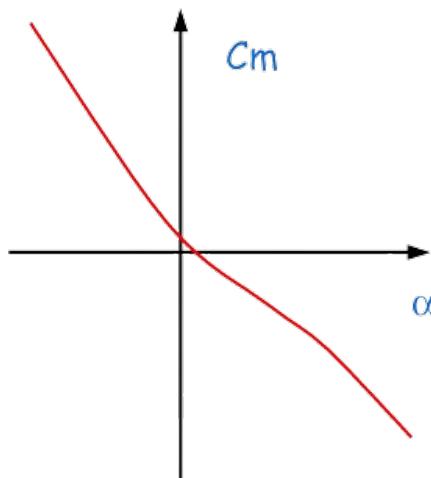


FIGURE 35 – Un exemple d'un polaire de moment

#### 2.3.4.4 Facteurs qui influent sur la polaire :

- **Influence du Mach sur la polaire :** Le nombre de Mach, souvent seulement Mach, est une quantité sans dimension en dynamique des fluides représentant le rapport entre la vitesse d'écoulement et la vitesse de son dans le milieu environnant.

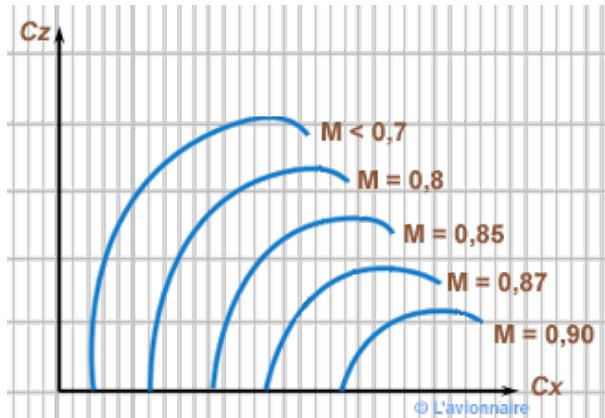


FIGURE 36 – Influence du Mach sur la polaire

- **Influence de la forme des volets :** les volets sont des parties d'une aile ou d'une gouverne d'avion pouvant être braquée par rotation autour d'un axe parallèle à l'envergure de l'aile ou à la gouverne, afin de modifier la forme générale et, par suite, les caractéristiques aérodynamiques.

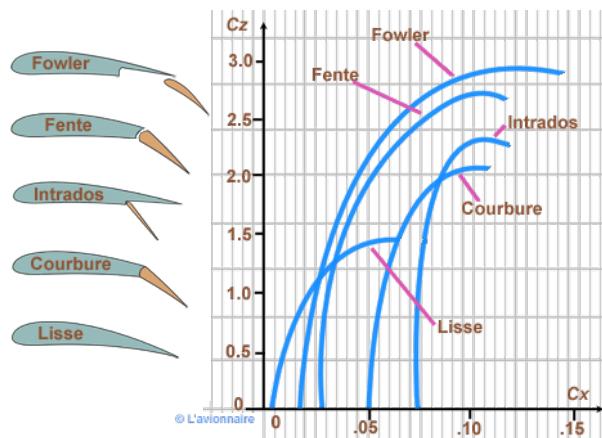


FIGURE 37 – Influence de la forme des volets

— Influence de la position des volets :

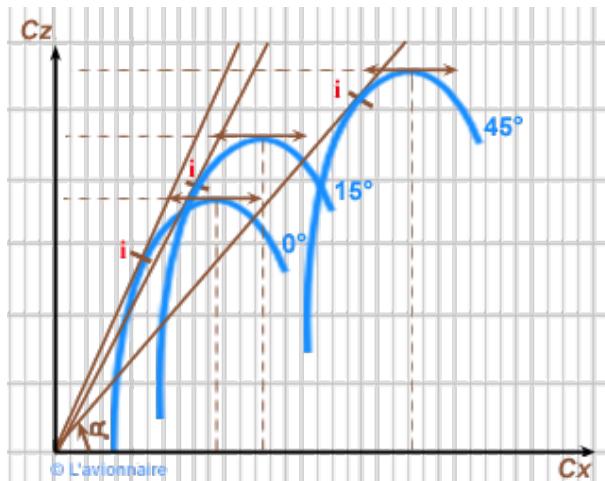


FIGURE 38 – Influence de la position des volets

## 2.4 Conclusion :

Ce chapitre a couvert de manière approfondie les différents aspects de l'aérodynamique liés à la conception des ailes d'avion. Il a exploré les régimes d'écoulement de l'air, les différents types de profils aérodynamiques, la structure et la géométrie des ailes, les principes de portance et de traînée, ainsi que les polaires représentant graphiquement les coefficients aérodynamiques. Les facteurs influençant les polaires tels que le nombre de Mach, la forme et la position des volets ont également été abordés. Cette étude bibliographique fournit une base solide pour comprendre les concepts fondamentaux de l'aérodynamique appliqués à la conception des ailes d'avion.

## 3 Généralités :

### 3.1 Introduction :

OpenVSP est un outil de géométrie d'aéronef paramétrique. Il permet à l'utilisateur de créer un modèle 3D d'un avion défini par des paramètres d'ingénierie courants. Ce modèle peut être transformé en formats adaptés à l'analyse d'ingénierie.

Les prédecesseurs d'OpenVSP ont été développés par J.R. Gloudemans et d'autres pour la NASA depuis le début des années 1990. Le 10 janvier 2012, OpenVSP a été publié en tant que projet open source sous l'accord de source ouverte de la NASA (NOSA) version 1.3.



FIGURE 39 – Open VSP

### 3.2 Utilité et Limitations d'OpenVSP :

#### 3.2.1 Avantages

- Facilité de modification par rapport à la CAO.
- Possibilité d'effectuer plusieurs analyses (centre de gravité, trim, moment d'inertie, etc.).
- Adapté pour les surfaces et les volumes mouillés.

#### 3.2.2 Inconvénients

- Analyse sans dimension.
- Problèmes de stabilité .
- Analyse linéaire seulement, ne peut pas analyser la séparation et d'autres effets non linéaires.[4]

### 3.3 L'interface générale d'OpenVSP :

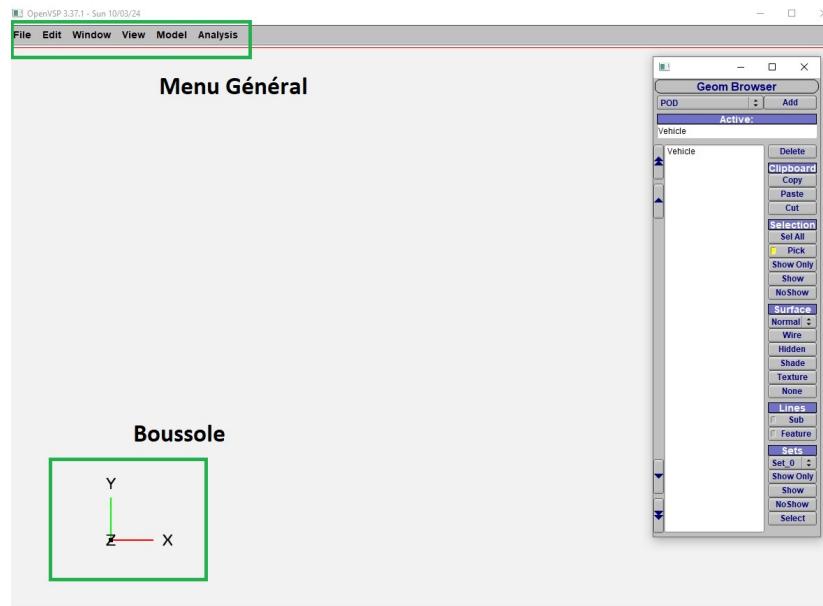


FIGURE 40 – Interface Générale de OpenVSP

Le menu général comprend six éléments essentiels qui facilitent l'accès aux fonctionnalités clés de OpenVSP :

- Fichier** : permet d'accéder aux options de gestion des fichiers, y compris la création, l'ouverture et la sauvegarde de projets.



FIGURE 41 – Menu Fichier

2. **Window** : permettant de contrôler les paramètres d'affichage et la disposition des fenêtres.

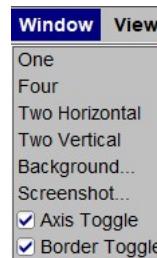


FIGURE 42 – Menu window

3. **Model** : offre des outils pour créer, éditer et gérer les composants du modèle aérodynamique.



FIGURE 43 – Menu model

4. **Analyse** : permet d'accéder à différentes options d'analyse aérodynamique.



FIGURE 44 – Menu analysis

### 3.4 Manipulation des Ailes dans OpenVSP :

Geom Browser permet d'ajouter des composants géométriques. Elle offre également des fonctionnalités pour déplacer des composants, afficher ou masquer des composants sélectionnés, définir le style d'affichage des composants et montrer ou cacher des ensembles spécifiques de composants.

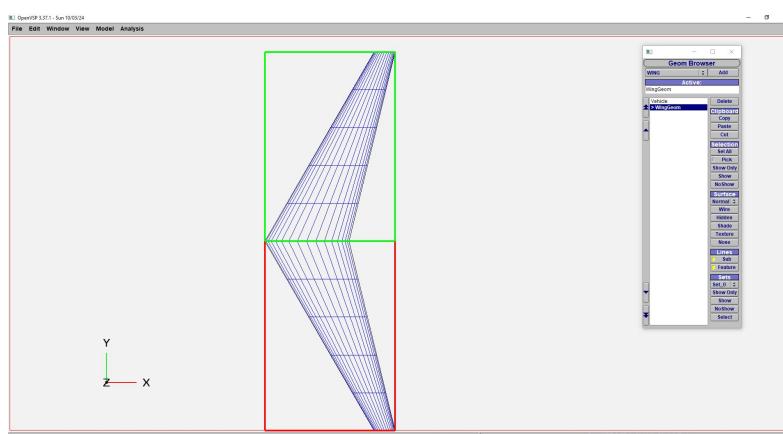


FIGURE 45 – Ajout d'une aile

- XFORM** :est une commande qui permet de transformer des composants géométriques. Elle peut être utilisée pour effectuer des opérations telles que la translation, la rotation et le redimensionnement des composants géométriques dans l'environnement de modélisation 3D. Cela permet aux utilisateurs de positionner et d'ajuster les différentes parties de leur modèle d'aéronef.

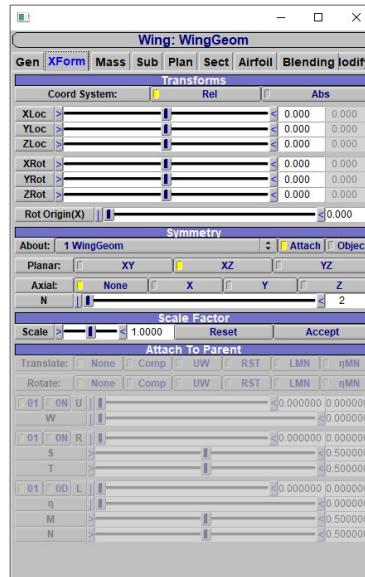


FIGURE 46 – XForme

- PLAN** :permettant de définir et de personnaliser la spécification de paramètres tels que l'envergure(Span), la corde(chorde) et le ratio d'allongement(aspect ratio).

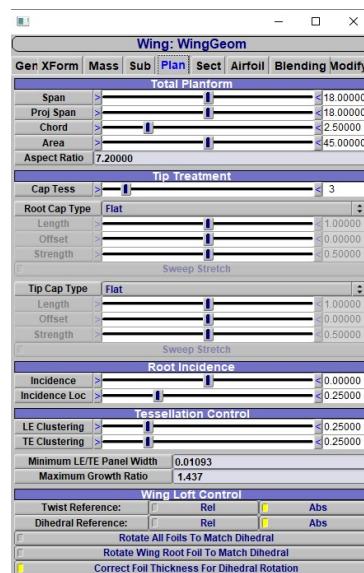


FIGURE 47 – Plan

3. **Sect** : permet aux utilisateurs de définir et de manipuler les différentes sections transversales le long de l'envergure de l'aile ou du fuselage. Cette partie de l'interface offre une fonctionnalité essentielle pour créer des profils aérodynamiques complexes en définissant des sections transversales personnalisées à des emplacements spécifiques le long de la géométrie.

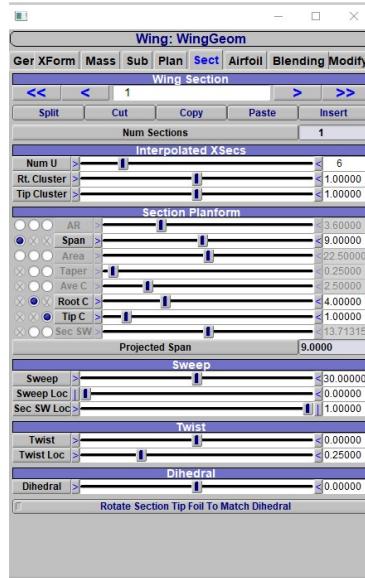


FIGURE 48 – Ajuster les sections

4. **Airfoil** : permet aux utilisateurs de définir et de personnaliser les profils aérodynamiques utilisés pour les ailes et les surfaces portantes dans la conception des aéronefs.

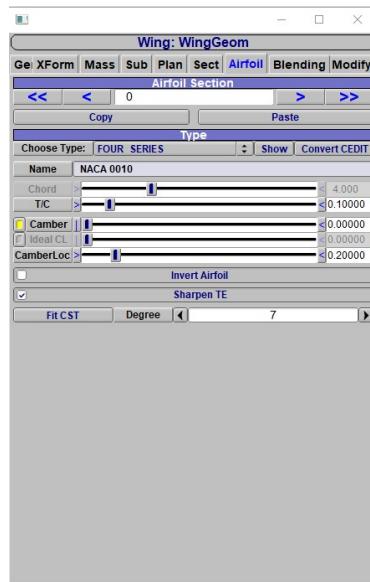


FIGURE 49 – Personnaliser les profils

5. **blending** : permet de créer des formes aérodynamiques continues , ce qui peut contribuer à réduire la traînée et à améliorer les performances globales de l'aéronef.



FIGURE 50 – Blending

## 3.5 Généralités sur les ailes volantes

### 3.5.1 Définition

Une aile volante désigne un aéronef ne possédant ni fuselage, ni empennage, et dont l'ensemble des différentes surfaces mobiles nécessaires à son pilotage est situé sur la voilure. Par conséquent, le cockpit est intégré à l'aile qui embarque également la charge utile (passagers, fret, missiles...) et le carburant.

### 3.5.2 Avantages

1. **Efficacité aérodynamique :**
  - Réduction de la traînée.
  - Portance améliorée.
2. **Consommation de carburant :**
  - Meilleure efficacité énergétique.
3. **Capacité de charge :**
  - Grand volume intérieur.
  - Charge utile améliorée.
4. **Signatures réduites :**
  - Réduction de la signature radar.
  - Réduction des signatures thermique et acoustique.

### 3.5.3 Inconvénients

1. **Complexité structurelle et de conception :**
  - Défis en ingénierie.

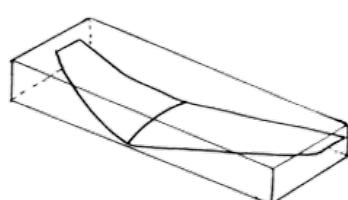
- Problèmes de stabilité.
2. **Intégration des systèmes :**
    - Intégration des systèmes.
    - Maintenance.
  3. **Aérodynamique :**
    - Sensibilité aux perturbations.
  4. **Limites opérationnelles :**
    - Restrictions au décollage et à l'atterrissage.

#### 3.5.4 Le potentiel civil de l'utilité des ailes volantes et des drones

1. **Études scientifiques :**
  - Étude de l'atmosphère, des sols (géologie) et des océans.
  - Étude et prévisions météorologiques.
2. **Surveillance d'urgence :**
  - Incendies de forêts, avalanches.
  - Volcans, tornades.
  - Recherche et sauvetage.
3. **Surveillance civile :**
  - Surveillance des cultures et épandage agricole.
  - Surveillance maritime.
  - Surveillance urbaine, des manifestations, ainsi que des frontières.

#### 3.5.5 Configuration d'emballage de l'aile volante :

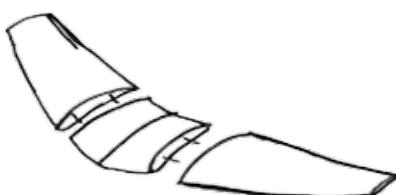
Plusieurs configurations sont possibles pour une ailes volantes parmi les :



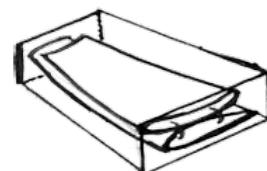
Une seule pièce



Deux pièces



trois pièces



Ailes battantes

FIGURE 51 – Différentes configurations de l'aile volante

1. **Une seule pièce** :- L'aile volante reste en une seule pièce et se glisse dans la valise comme une seule unité. Cette solution produit le poids minimum de toute configuration.
2. **Deux pièces** :- Cette configuration est suffisante pour maximiser l'utilité de l'espace, mais nécessite un certain temps de montage. Les joints ont également besoin de soutien supplémentaire, ce qui augmente le poids.
3. **Trois pièces** :- Ceci est la configuration minimum idéale par rapport aux autres, car il nécessite plus de soutien pour les articulations et ajoute un poids supplémentaire et assez important pour contenir la charge utile et les différents composants de l'avionique.
4. **Ailes battantes** :- Ceci fournit une solution simple et rapide pour l'assemblage, mais pénalise le score avec un poids plus élevé. Il augmente également considérablement la complexité de fabrication.[2]

Notre modèle d'aile volante est dans la configuration en trois pièces.

## 3.6 Stabilité statique longitudinale

### 3.6.1 Les défis de stabilité longitudinale de la BWB

la stabilité statique longitudinale peut poser des défis particuliers pour les avions de type Blended Wing Body (BWB), tout comme pour d'autres configurations d'aéronefs, mais il y a des défis Spécifiques aux avions à fuselage intégré, à savoir :

- La distribution de la portance le long de l'aile qui est à cause de la forme particulière du BWB, peut différer des aéronefs conventionnels.
- L'absence d'empennage horizontal qui oblige les ingénieurs à compenser cette absence par une conception précise du placement du centre de gravité, des ailes et d'autres surfaces de contrôle en effet que l'aile principale devra assurer sa stabilité toute seule.

### 3.6.2 Points clés en aérodynamique

- **Centre de gravité ( $x_{cg}$ )** : Point autour duquel les moments s'appliquent, ne dépend que des masses de l'avion, pas de son aérodynamique.
- **Foyer ( $x_f$ )** : Le foyer, ou centre aérodynamique, point de référence pour lequel le moment de tangage, ne dépend que de la géométrie extérieure "l'aérodynamique" de l'avion.

La force de rappel c'est celui qui ramène l'avion vers sa stabilité, mais cette force dépend fortement de la position de ces deux centres, plus que le  $x_{cg}$  est largement devant le foyer, plus que l'avion est très stable

### 3.6.3 Stabilité statique longitudinale

La stabilité longitudinale défini le comportement en tangage de l'appareil. Un état stable signifie qu'en cas de faible perturbation (changement d'angle d'incidence), il se produira de faibles variations du moment de tangage qui ramèneront l'appareil dans ses conditions d'équilibre. Ceci est possible uniquement dans le cas où le  $C_{my}$  décroît avec l'augmentation de l'angle d'attaque  $\alpha$  en passant par un état d'équilibre ( $C_{my} = 0$ ). Ainsi, ce qui vérifie la stabilité statique longitudinale c'est la dérivée du coefficient du

moment de tangage en fonction de la variation de l'angle d'attaque ( $C_{my_\alpha}$ ). Créant un nouvel coefficient qui donne la première condition de stabilité statique, illustrée par l'équation :

$$C_{my_\alpha} = \frac{\partial C_{my}}{\partial \alpha} < 0$$

La marge statique est un critère qui mesure la stabilité en pourcentage définie par l'équation ci-dessous :

$$MS = \frac{(x_f - x_{cg})}{MAC}$$

avec :

- $MS$  c'est la marge statique.
- $x_f - x_{cg}$  c'est la distance entre le centre de gravité et le foyer.
- $MAC$  c'est la corde moyenne aérodynamique.

L'avancement du centre de gravité vers le nez de l'avion augmente le marge statique, donc plus grand sera le moment de rappel, donc plus stable sera l'avion.

Nous allons maintenant exprimer cette marge statique en fonction du  $Cm\alpha$ . Tout d'abord, voici l'approximation du coefficient du moment de tangage :

$$C_{my} = C_{my_0} + C_L \frac{(x_{cg} - x_f)}{MAC}$$

où :

- $C_{my_0}$  c'est le coefficient du moment de tangage à l'angle d'attaque nul.
- $C_L$  c'est le coefficient de portance.

Alors on aura :

$$C_{my_\alpha} = \frac{\partial C_{my}}{\partial \alpha} = \frac{\partial C_{my_0}}{\partial \alpha} - \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \frac{(x_{cg} - x_f)}{MAC} + \frac{C_L}{MAC} \frac{\partial x_{cg}}{\partial \alpha} - \frac{C_L}{MAC} \frac{\partial x_f}{\partial \alpha}$$

$C_{my_0}$  est une valeur constante et ne dépend donc pas de l'angle d'attaque,  $x_{cg}$  ne dépend que des masses de l'avion.  $x_f$  varie en fonction de l'angle d'attaque mais ces variations restent très négligeables. Ce qui implique :

$$C_{my_\alpha} = -C_{L\alpha} * MS$$

Ainsi comme l'on doit avoir  $C_{my_\alpha} < 0$  pour assurer la stabilité statique longitudinale et que le  $CL\alpha$  est toujours positif jusqu'à l'angle d'attaque de décrochage, on peut en déduire que la marge statique doit toujours être positive ( $MS > 0$ )

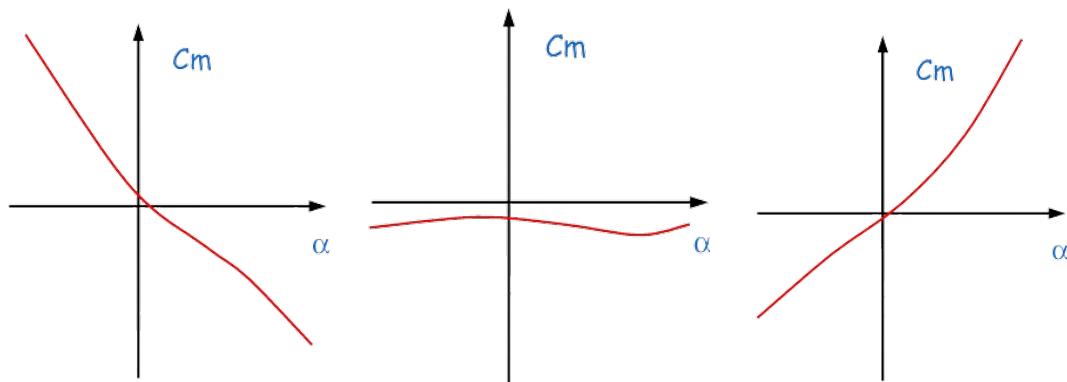


FIGURE 52 – Différentes états du polaire de moment de tangage

Expliquons maintenant les différentes courbes et leur signification.

- 1- La première courbe est le polaire pour un  $x_{cg} < x_f$ , le centre de gravité est devant le foyer, en effet que l'axe des abscisses est orienté vers le bas de l'aéronef.

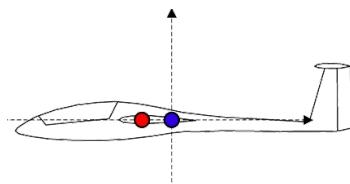


FIGURE 53 – CG avant le foyer

le modèle donc est stable puisque la pente est négative. Cette pente représente aussi la force de rappel qui réagit au déplacement du corps étudié. Plus qu'il est forte plus que le modèle soit stable.

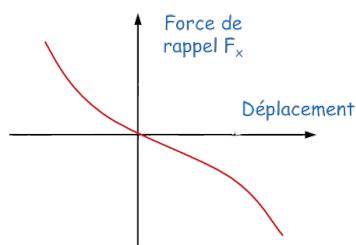


FIGURE 54 – Bonne force de rappel

Plus que l'angle  $\alpha$  diminue (une inclinaison de l'avion vers le bas du nez), plus que le  $C_{my}$  devient positif, ce qui, d'après la convention de signes, signifie une tendance à cabrer pour revenir à l'état d'équilibre.



FIGURE 55 – La décroissance de l'angle d'attaque

Au contraire, plus que l'angle  $\alpha$  augmente (une inclinaison de l'avion vers le bas de la queue), plus que le  $C_{my}$  devient négatifs, ce qui, d'après la convention de signes, signifie une tendance à piquer pour revenir à l'état d'équilibre.



FIGURE 56 – La croissance de l'angle d'attaque

**2-** La courbe suivante représente l'état où  $x_{cg} = x_f$ , la  $C_{my}$  ici ne dépend pas de  $\alpha$ , et le modèle est instable, ce qui peut laisser certains corps tourner indéfiniment, comme dans le cas de la girouette.



FIGURE 57 – La girouette

**3-** La dernière courbe représente l'état où  $x_{cg} > x_f$ , le centre de gravité est derrière le foyer, et le modèle est stable à l'envers, donc il instable dans le cas des aéronefs.

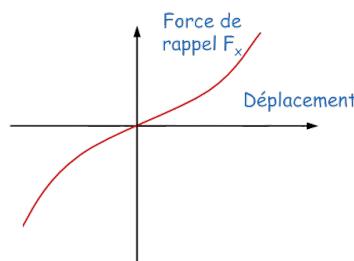


FIGURE 58 – Mauvaise force de rappel

La pente est positive, ce qui signifie qu'avec le déplacement du nez de l'avion vers le haut (augmentation de  $\alpha$ ) la force de rappel ( $C_{my}$ ) devient positive, ainsi la naissance de la tendance à cabrer de plus, Provoquera ainsi un décrochage rapide de l'avion. De même, inversement, le déplacement du nez de l'avion vers le bas ( $\alpha$  négative) va entraîner une tendance à piquer de plus, sans retour à l'état d'équilibre, et donc sans stabilité.

### 3.7 Conclusion :

OpenVSP s'est révélé être un outil puissant et flexible pour la modélisation et l'analyse des véhicules aériens. Son interface conviviale, combinée à ses capacités avancées de

modélisation 3D et d'analyse aérodynamique, en fait un atout indispensable pour les ingénieurs et les concepteurs aéronautiques. D'autre part les ailes volantes représentent une avancée significative dans la conception des aéronefs, exploitant efficacement l'intégration de toutes les fonctions dans une seule structure aérodynamique. Leur conception permet non seulement de réduire la traînée aérodynamique et d'améliorer l'efficacité énergétique, mais aussi d'offrir des avantages en termes de capacité de charge utile et de discréption radar. Cependant, la gestion de la stabilité et du contrôle sans les surfaces de contrôle traditionnelles reste un défi technique important, nécessitant l'utilisation de technologies avancées de contrôle de vol. Les ailes volantes à trois parties, que nous avons présentées, nous offrent plus d'adaptabilité et d'espace malgré leur masse légèrement plus élevée. Ce type d'avion rencontre généralement le problème de stabilité que nous aborderons dans le chapitre suivant. Ce qui est crucial, c'est que cette stabilité doit répondre à des conditions spécifiques pour valider le modèle.

## 4 Conception et Analyse des Résultats

### 4.1 Introduction :

Ce chapitre est dédié à la conception de l'avion à fuselage intégré ainsi qu'à l'analyse des résultats obtenus. Nous allons examiner en détail les étapes de conception, les paramètres utilisés, et les résultats obtenus.

### 4.2 La conception :

La première étape de la conception a consisté à ajouter les ailes à l'aide du logiciel OpenVSP. Nous avons ensuite ajusté les paramètres clés, notamment la chorde et l'envergure, pour correspondre aux dimensions spécifiées dans le cahier des charges.

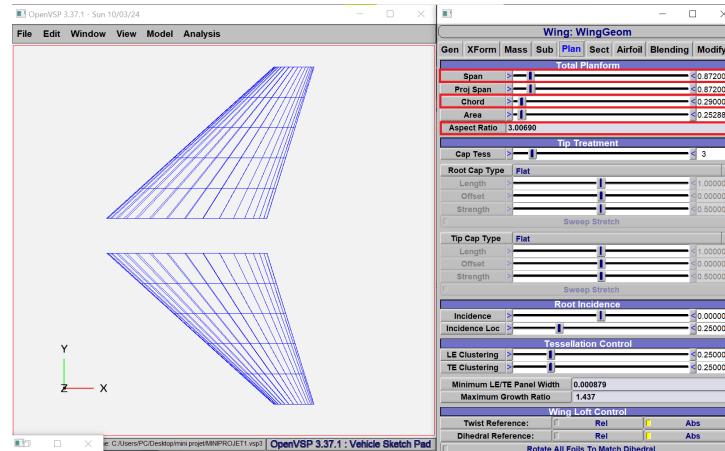


FIGURE 59 – Configuration de l'aile

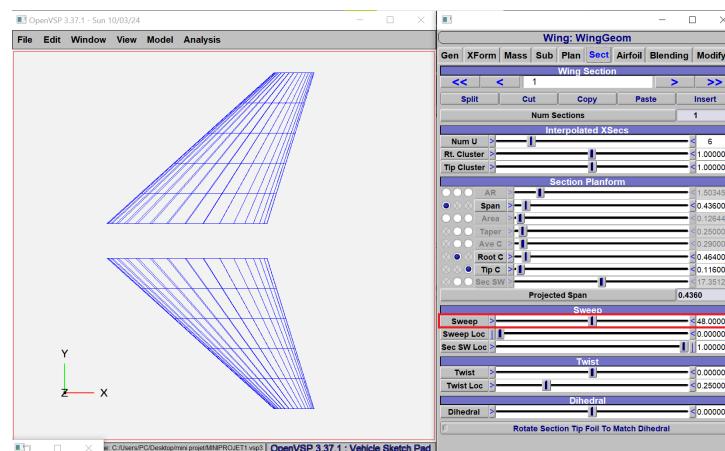


FIGURE 60 – Configuration de l'aile (sweep)

Nous avons ensuite choisi le profil aérodynamique subsonique NACA 4415, qui correspond aux exigences du cahier des charges en termes d'épaisseur maximale de 15% à 18%, comme montré dans la figure ci-dessous :

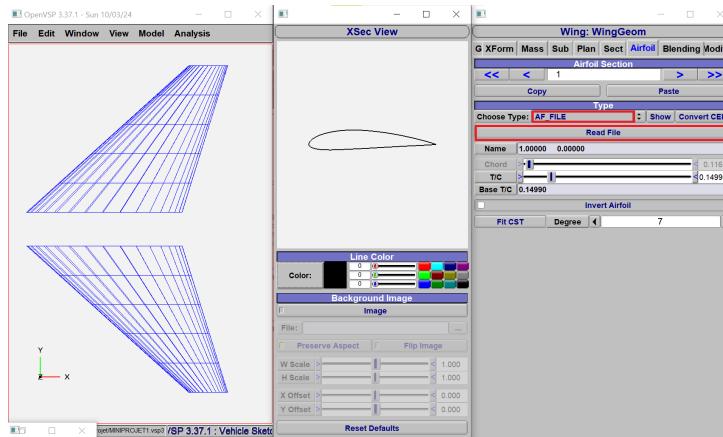


FIGURE 61 – Choix de profil

Enfin, nous avons effectué une séparation des ailes suivant l’axe Y afin d’intégrer correctement le fuselage.

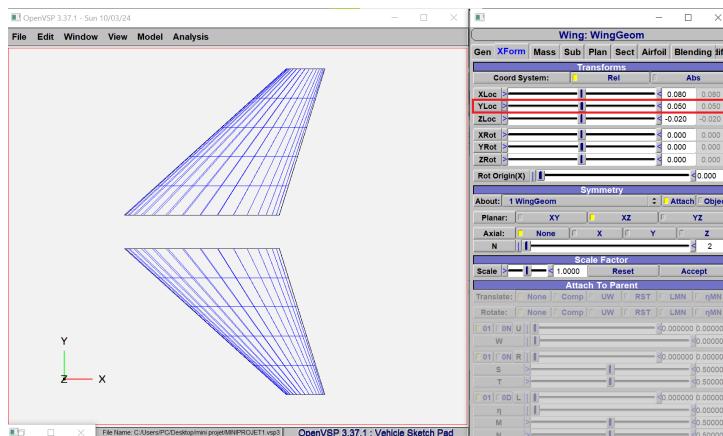


FIGURE 62 – Séparation des ailes

Nous avons ajusté la longueur du fuselage pour garantir une intégration optimale avec les ailes.

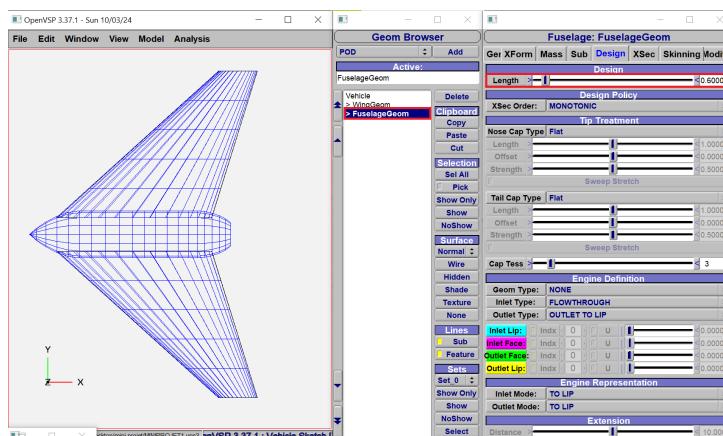


FIGURE 63 – Choix de longueur du fuselage

Maintenant, nous avons choisi la forme de chaque section du fuselage : la première en point et les autres en ellipse, en ajustant la hauteur et la largeur de chacune.

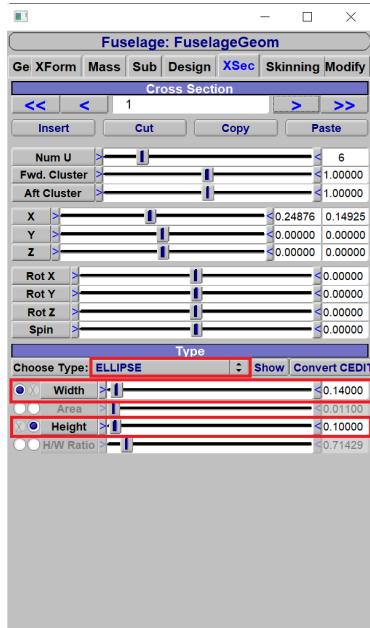


FIGURE 64 – Configuration du fuselage

Nous avons finalement obtenu cette version de notre aile volante. Dans le prochain chapitre, nous ajouterons les autres composants tels que les batteries et le moteur, après avoir analysé les polaires de moments CMY et la distribution de masse.

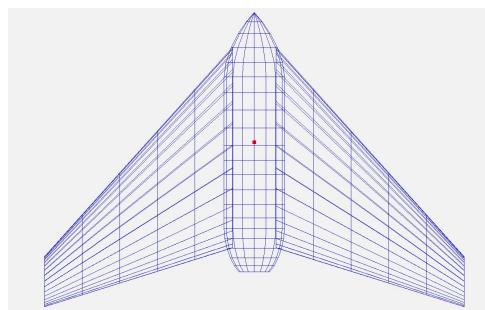


FIGURE 65 – Conception finale (Wire)

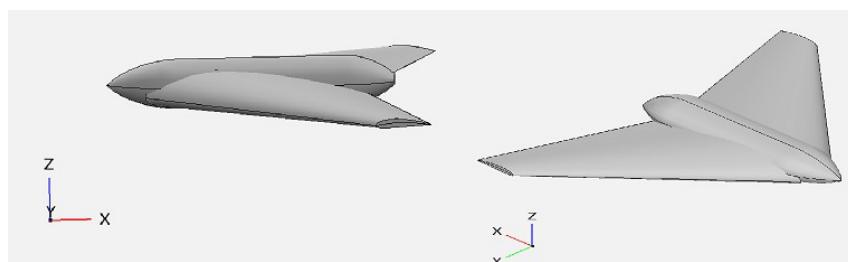


FIGURE 66 – Conception finale (Shade)

## 4.3 Analyse des Résultats

### 4.3.1 La portance

Dans cette section nous allons vérifier la portance pour s'assurer que notre conception peut générer suffisamment de force pour rester en vol. La portance croît avec les débuts augmentation de l'angle d'attaque  $\alpha$ , autrement dit, ce qui vérifie la validité de la portance c'est la dérivée du coefficient de portance en fonction de la variation de l'angle d'attaque, comme la montre l'équation :

$$C_{L\alpha} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} > 0$$

ce qui est bien montrée dans la figure suivante obtient par VSP AERO.

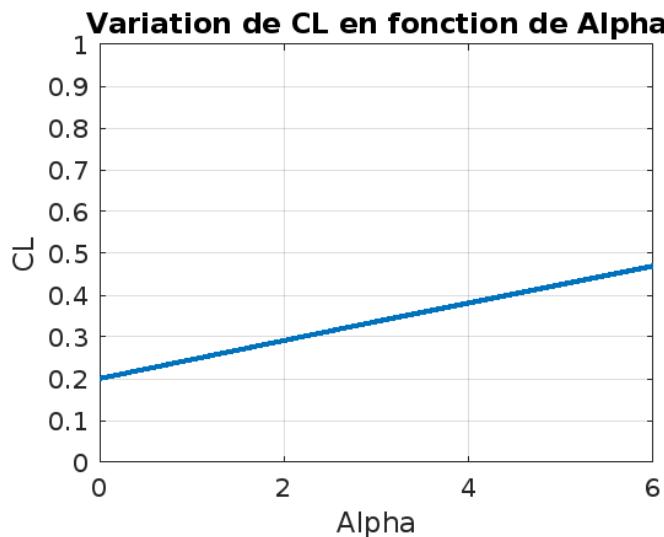


FIGURE 67 – Polaire de portance

Donc la première condition est bien vérifiée.

Le profil NACA 4415 est Cambré, ce qui signifie que à l'angle d'attaque nul le Coefficient de portance est positif ( $C_{L_0} > 0$ ), cette valeur fournit des informations sur les caractéristiques de portance intrinsèques (indépendamment de l'angle d'attaque) d'une aile, d'où son importance. Mais pour vérifier la validité de cette valeur, il faut prendre en compte son calcul théorique ( $C_{L_{th}}$ ). La relation de la portance est définie par l'équation suivante :

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{L_{th}}$$

En vol en palier stable, les forces verticales doivent être en équilibre ( $L = P$ ), avec  $P$  c'est le poids de l'aéronef, on aura donc :

$$P = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_{L_{th}}$$

ce qui implique que

$$C_{L_{th}} = 2P \frac{1}{\rho v^2 S}$$

nous allons effectuer le calcul selon le cahier des charges, et on va trouver la valeur ci-dessous.

$$C_{L_{th}} = 0.18$$

Jeter un œil sur l'inéquation suivante :

$$C_{L_0} > C_{L_{th}}$$

La vérification de cette inéquation assure que la deuxième condition de vol est vérifiée, ce qui est remarquable dans la courbe obtenue de  $C_L$  en fonction de  $\alpha$  de notre aile volante. Comme résultat on peut rassurer que la force qui permet d'élever notre aéronef et de le maintenir en altitude est dans une bonne état.

#### 4.3.2 Stabilité longitudinale

Dans cette section nous allons vérifier la stabilité statique longitudinale pour s'assurer que l'aéronef est stable autour de son axe de tangage. Rappelons que la condition de cette stabilité sert à avoir une pente négative dans la courbe de  $C_m y$  en fonction de l'angle d'attaque, comme la montre l'équation :

$$C_{m y_\alpha} = \frac{\partial C_{m y}}{\partial \alpha} < 0$$

Le matériau utilisé dans notre aile volante a une densité de  $60 \text{ kg/m}^3$ , comme le montre la figure suivante :

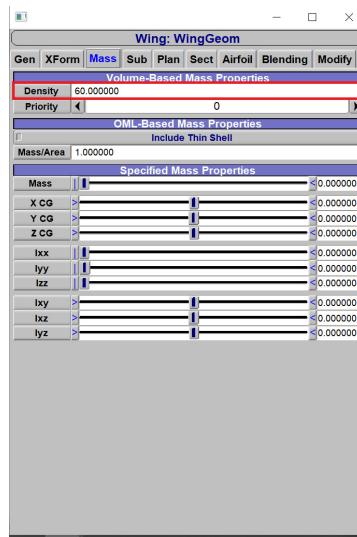


FIGURE 68 – Choix de la densité

La variation de la position du centre de gravité ( $x_{ref}$ ) selon l'axe longitudinal de notre aile volante nous permettre de jouer avec la courbe de moment de tangage. Notre première essaye était avec un  $x_{ref}$  égale à 0.360, ce qui nous à donne la coube ci-dessous.

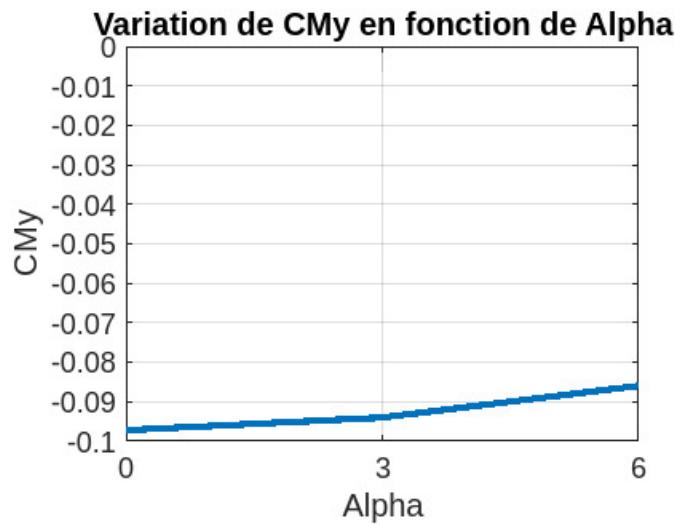


FIGURE 69 – Instabilité longitudinale

La pente est positif ce qui n'est pas vérifiée la condition de stabilité. On va alors remodifier le  $x_{ref}$ . Après une série de modifications nous avons bien obtenu la valeur souhaitée qui est 0.300, avec une pente négative, comme illustré par la courbe suivante.

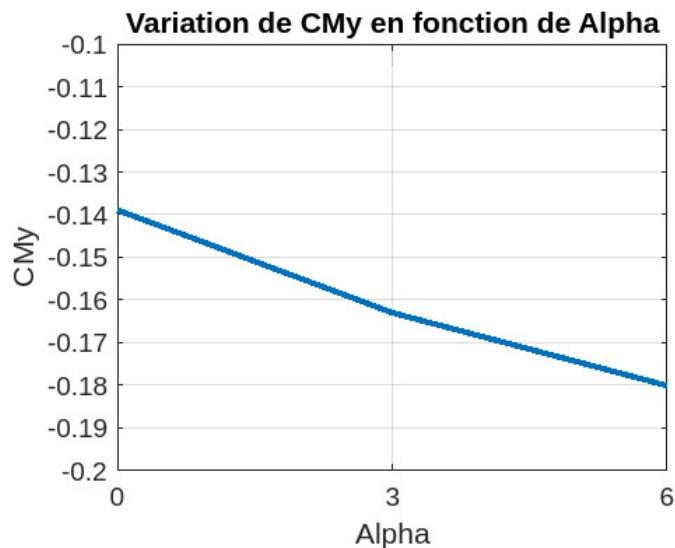


FIGURE 70 – Stabilité longitudinale

La condition ainsi est bien vérifiée et notre aéronef est stable et apte à revenir de lui-même à une position d'équilibre en tangage quand son incidence a été modifiée.

#### 4.3.3 Distribution de masse :

Après avoir déterminé les coordonnées du centre de gravité dans VSPAERO, satisfaisant ainsi la condition de stabilité longitudinale, nous avons été obligés de distribuer les composants tels que les batteries, le moteur et le propulseur. À chaque essai, nous avons vérifié le centre de gravité jusqu'à obtenir un centre de gravité identique à celui déterminé

par VSPAERO ( $x_{ref} = 0.300$ ).

Dans la figure ci-dessous, les propriétés de masse de notre conception sont représentées avant l'ajout des autres composants.

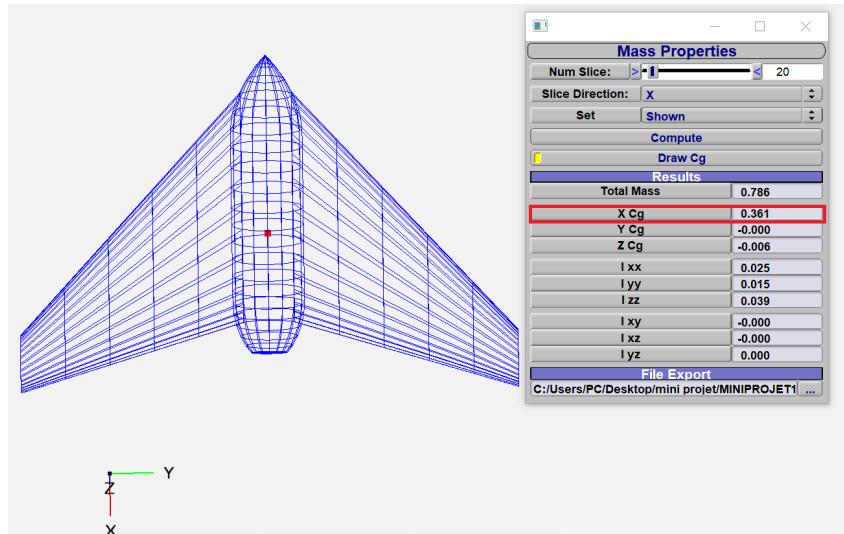


FIGURE 71 – L'emplacement du centre de gravité selon la masse primaire

Nous avons maintenant ajouté trois batteries, un moteur et un propulseur avec une distribution permettant de retrouver le même centre de gravité que celui de VSPAERO ( $x_{ref} = 0.300$ ). Bien sûr, nous avons toujours vérifié la symétrie par rapport aux axes  $y$  et  $z$  afin que la seule variable à ajuster soit  $x$ .

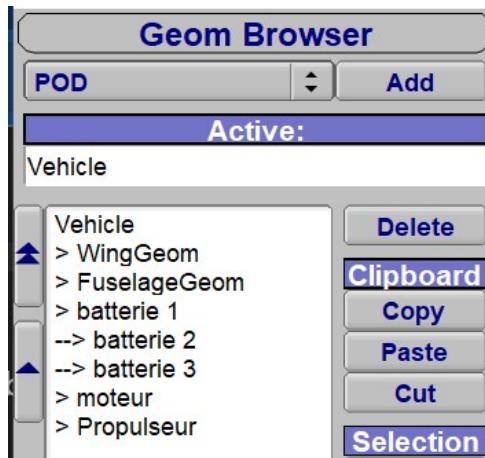


FIGURE 72 – Les différents éléments ajoutés

On aura ainsi la conception finale :

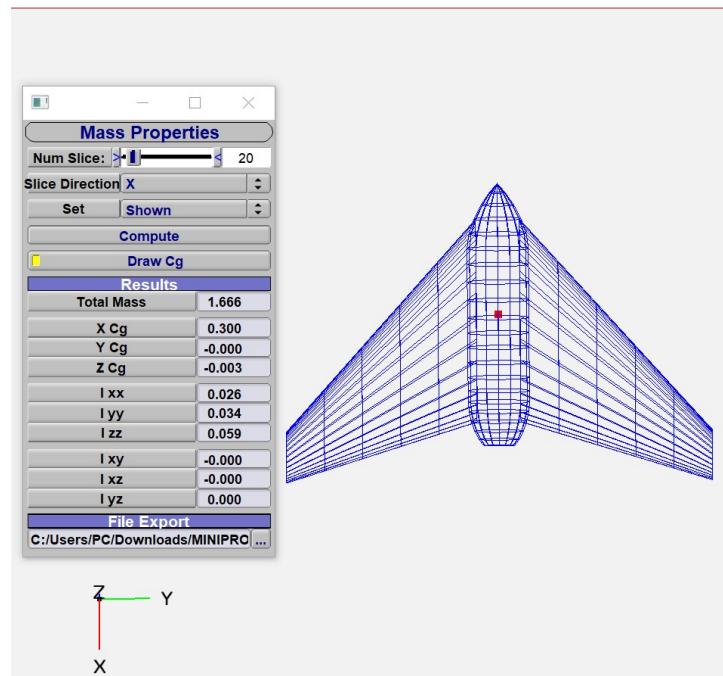


FIGURE 73 – Conception finale avec le centre de gravité ajusté

#### 4.4 Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons mené à bien la conception d'une aile volante à fuselage intégré en respectant les critères du cahier des charges.

**Conception Initiale :** Nous avons démarré par une phase de conception détaillée, assurant que notre aile volante répondait aux exigences définies par le cahier des charges. Cela inclut des considérations aérodynamiques, structurales et de performance.

**Analyses Aérodynamiques avec VSPAERO :** Nous avons utilisé VSPAERO pour analyser les courbes de moment de tangage ( $C_{my}$ ) en fonction de l'angle d'attaque ( $\alpha$ ) et le coefficient de portance ( $C_L$ ) en fonction de l'angle d'attaque ( $\alpha$ ). Ces analyses ont permis de valider les performances aérodynamiques de notre conception. Les courbes de  $C_{my}$  en fonction de  $\alpha$  nous ont permis de vérifier la stabilité en tangage de l'aéronef. Une courbe correctement décroissante assure une bonne stabilité longitudinale. Les courbes de  $C_L$  en fonction de  $\alpha$  ont été analysées pour s'assurer que l'aile génère suffisamment de portance aux angles d'attaque prévus.

**Distribution de Masse :** Nous avons placer les éléments tels que les batteries et le moteur de manière à maintenir le même centre de gravité utilisé dans les simulations VSPAERO.

## 5 Conclusion

Cette étude approfondie de l'aérodynamique des avions, en mettant l'accent sur les composantes essentielles de l'aile et leur impact sur la portance, ainsi que sur les défis spécifiques rencontrés par les BWB en matière de stabilité longitudinale, souligne l'importance cruciale des logiciels spécialisés comme OpenVSP.

Ce logiciel s'est avéré indispensable pour modéliser et analyser des configurations complexes, en prenant en compte la distribution de masse afin d'optimiser les performances en vol.

Les résultats obtenus ont illustré la capacité des BWB à améliorer l'efficacité énergétique grâce à une répartition optimisée de la portance, malgré les défis persistants liés à la gestion de la stabilité.

Cette analyse met en lumière l'importance continue de la recherche et du développement dans le domaine de l'aviation pour surmonter ces obstacles et promouvoir des conceptions aéronautiques plus efficaces et durables pour l'avenir.

## Références

- [1] BACHIRI ABDESSAMED. *Généralités sur les structures des avions.* 2014.
- [2] Team GOLFSTREAM. *aeronautics astronautics.* University in tucson.
- [3] LADJEDEL OMAR. *Aérodynamique.* 2018.
- [4] Alwin WANG. *OpenVSP Tutorial for Monash UAS.* 2018.

## ANNEXE

### code MATLAB pour la visualisation des résultats

```
% Importer les données depuis le fichier RESULTAT.csv
data = readmatrix('RESULTAT.csv');
X = data(173, :);
Y = data(183, :);

% Tracer la courbe
plot(X, Y, 'LineWidth', 2);
xlabel('Alpha');
ylabel('CL');
title('Variation de CL en fonction de Alpha');
grid on;

% Ajuster les limites et les graduations
ylim([-0.2, -0.1]);
yticks([-0.2, -0.19, -0.18, -0.17, -0.16, -0.15, -0.14, -0.13, -0.12, -0.11, -0.1]);
xlim([0, 6]);
xticks([0, 3, 6]);

% Importer les données depuis le fichier RESULTAT.csv
data = readmatrix('RESULTAT.csv');
X = data(173, :);
Y = data(188, :);

% Tracer la courbe avec une ligne de largeur 2
plot(X, Y, 'LineWidth', 2);
xlabel('Alpha');
ylabel('CMy');
title('Variation de CMy en fonction de Alpha');
grid on;

% Ajuster les limites et les graduations sur l'axe X
xlim([0, 6]);
xticks([0, 3, 6]);

% Ajuster les limites et les graduations sur l'axe Y
ylim([-0.2, -0.1]); % Limite de l'axe Y
yticks([-0.2, -0.19, -0.18, -0.17, -0.16, -0.15, -0.14, -0.13, -0.12, -0.11, -0.1]); % Positions des graduations sur l'axe Y
```

## Cahier des Charges

- **Envergure** : 872 mm
- **Allongement** : 3 ou 4
- **Chorde** : autour de 300 mm
- **Masse** : 1 kg à 3 kg
- **Profil** : profil avec épaisseur maximale entre 15% et 18%
- **Avion** : avion à fuselage intégré