

# **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 : construction mécanique

Par :

Nom prénom : HAMCHECHE MOUNIR

Nom Prénom : BOUSSAA YAZID

# Thème

## **Etude de conception du système de freinage aérodynamique d'avion à l'atterrissement**

Soutenu le 23/06/2025 devant le jury composé de :

Mr. HADJOU Madijd Rapporteur

Mr. SAHALI M. Akli Président

Mr. OURARI Kamel Examinateur

Année Universitaire 2024-2025

## *Remerciements*

Nous tenons tout d'abord à remercier Dieu tout puissant qui nous a donné la force et la patience d'accomplir ce modeste Travail et a permis que nous soyons ce que nous sommes aujourd'hui.

Nous adressons nos sincères remerciements à **Monsieur HADJOU Madjid** pour avoir acceptée d'encadrer ce travail et pour ses conseils et ses Précieuses orientations, sa patience qu'il n'a cessé de nos apporter tout au long de ce travail.

Nous tenons tout particulièrement à remercier vivement les membres de jury d'avoir accepté d'évaluer ce modeste travail :

**M. SAHALI M. Akli et M. OURARI Kamel.**

Nous remercions monsieur **SMAIL Mouloud**  
Pour toute les aide qu'il nous a apportées.

Enfin, nous remercions toutes personnes qui ont participé de près ou de loin à la réalisation de ce modeste travail.

# Dédicaces

*C'est avec un très grand honneur que je dédie ce travail aux personnes qui me sont les plus chères au monde.*

**A** *Mon père et ma mère : Mourad et Ouahiba,*

*Qui m'ont toujours soutenu dans mon parcours académique grâce à leur amour et leurs sacrifices. C'est grâce à votre soutien que j'ai pu arriver jusqu'ici. Et ont donné leur existence pour ma réussite.*

**A** *Mon frère : Yanis,*

**A** *Ma sœur Amel et Ma petite sœur Wissam,*

*Je vous souhaite la réussite et tous le bonheur du monde, et que dieu les protège.*

**A** *Mes grands-parents : Nadia, Boukhalfa, Saadia et Malek.*

**A** *Mes cousines et cousins.*

**A** *Mes chères tantes et oncles et leurs familles.*

**A** *Tous les membres de ma famille, petits et grands.*

**A** *Mes très chères amies BOULKARIA Yougarithen, CHABANE Aissa et GHEBRIOUA Rayane.*

*Mounir*

# Dédicaces

*C'est avec un profond respect et une immense gratitude que je dédie ce travail aux personnes qui me sont les plus chères.*

*À Mon père et ma mère : Hocine et Fatima,  
Qui m'ont toujours soutenu dans mon parcours académique grâce à leur amour et leurs sacrifices. C'est grâce à votre soutien que j'ai pu arriver jusqu'ici.*

*À Mes frère : Cherif, Anis et Nassim,  
En leur souhaitant une réussite éclatante et un bonheur durable tout en priant dieu de les protéger et de les accompagner tout au long de leur vie.*

*À Mon grand-père : Mohand.*

*À Mes cousines et cousins.*

*À Mes chères tantes et oncles et leurs familles.*

*À Tous les membres de ma famille, petits et grands.*

*À Mes très chères amies BOULKARIA Yougarithen, CHABANE Aissa et GHEBRIOUA Rayane.*

*Yazid*

## Table des matières

Introduction générale.....	1
Chapitre I : Généralité et concepts fondamentaux sur le freinage aéronautique .....	3
I. Introduction :.....	3
I.1. Système de freinage .....	4
I.2. Histoire des freins d'avion : .....	4
I.3. Types de freins d'avion.....	5
I.3.1. Le frein à disques .....	5
I.3.2. Le frein à tambour .....	6
I.4. Systèmes de freinage à disque pour avions légers équipés d'un ou deux moteurs .....	7
I.4.1. Principe de fonctionnement.....	8
I.5. Moyens de freinage et de ralentissement .....	8
I.5.1. Freins de roue .....	8
I.5.2. Parachutes.....	8
I.5.3. Spoilers et aérofreins .....	9
I.5.4. Les Freins à air et inverseurs de poussée .....	9
I.6. Importance du freinage à l'atterrissage pour la sécurité des vols .....	10
I.6.1. Description des différents types de trains d'atterrissage.....	10
I.6.1.1. Les trains classiques .....	10
I.6.1.2. Les trains tricycles .....	11
I.7. Concepts de base de l'aérodynamique et de la physique appliqués au freinage .....	11
I.7.1. Les différents types d'aérofreins.....	12
I.7.2. Influence des aérofreins sur le comportement aérodynamique de l'avion .....	13
I.8. : Comparaison entre freinage mécanique et freinage aérodynamique. ....	15

I.8.1. : Freinage mécanique .....	15
I.8.2. : Freinage aérodynamique .....	15
Conclusion :.....	16
Chapitre II : Technologies et principes de freinage aérodynamique.....	19
II. Introduction : .....	19
II.1. Types de l'aérodynamique : .....	19
II.2 L'avion en vol :.....	20
II.2.1 La poussée (Thrust) : .....	20
II.2.2. La traînée (Drag) :.....	20
II.2.3. Le poids (Weight) : .....	20
II.2.4 La portance (Lift) :.....	20
II.3. Le fuselage :.....	21
II.3.1. Performances en aérodynamique .....	22
II.3.2. Intégrité de la structure .....	22
II.4. La voilure.....	23
II.4.1 Caractéristiques de l'aile d'un avion.....	23
II.4.2. Le profil d'aile : .....	24
II.4.2.1 Caractéristiques géométriques du profil.....	24
II.4.3. Différents types de profils.....	25
II.4.4. Principe de vol .....	26
II.5. Le rôle des aérofreins : .....	27
II.5.1. Principe de fonctionnement : .....	28
II.5.2. Les mécanismes essentiels pour un atterrissage sécurisé .....	28
II.5.3. Effet des spoilers :.....	29
II.5.4. Rôle des spoilers dans la réduction de portance et l'augmentation de la traînée .....	30

II.6. Utilisation et fonctionnalités.....	31
II.6.1. Aérofreinage : .....	31
II.6.2. Fonction déporteurs .....	32
II.6.3. L'influence du spoiler sur l'écoulement de l'air autour de l'aile.....	32
II.7. Les coefficients aérodynamiques.....	33
II.8. Les principales caractéristiques aérodynamiques des profils : .....	33
II.8.1. Polaires :.....	33
II.8.2La finesse : .....	35
II.9. Etude des écoulements – Souffleries .....	36
II.9.1 Les deux types d'écoulements .....	36
II.9.2. Les souffleries aérodynamiques :.....	37
II.9.2.1 Description et types de souffleries .....	37
II.9.2.2. Résultats de l'analyse en soufflerie.....	39
II.10. Analyse des paramètres influençant l'efficacité du freinage aérodynamique .....	39
II.10.1. Forces et moments aérodynamiques : .....	39
II.10.2. Influence de la forme : .....	40
II.10.3. Résistance à l'air :.....	40
II.11. Paramètres adimensionnels : .....	41
II.11.1. Le nombre de Reynolds : .....	41
II.11.2. Nombre de Mach : .....	41
II.11.3. Nombre de Strouhal : .....	42
II.12. Équation de Bernoulli : .....	43
II.13. Conclusion : .....	43
Chapitre III : Conception d'un nouveau spoiler d'avion.....	44
III. Introduction : .....	44

III.1. Présentation du logiciel SolidWorks .....	44
III.2. Caractéristique du profil utilisé pour la conception de l'aile [NACA 2412] : .....	44
III.2.1. Coordonnées du profil NACA 2412 : .....	45
III.3. Présentation des étapes de conception sur SolidWorks : .....	46
III.4. Présentation, conception et emplacement du spoiler : .....	48
III.5. Objectifs de conception .....	50
III.6. Description du mécanisme : .....	50
III.6.1. En phase d'ouverture : .....	51
III.6.2. En phase de fermeture : .....	51
III.6.3. Rôle et utilité en vol : .....	51
III.6.4. Avantages du système coulissant : .....	51
III.6.5. Applications : .....	51
III.7. Entrée sur les matériaux : .....	52
III.7.1. Choix de matériau de notre conception (aluminium 7075-T6) : .....	52
III.7.2. Caractéristiques du l'aluminium 7075-T6 : .....	53
III.8. Conclusion : .....	54
Chapitre IV : Simulation numérique et résultante par SolidWorks .....	55
IV. Introduction : .....	55
IV.1. Etapes modélisation numérique .....	55
IV.1.1. Présentation de SolidWorks flow simulation : .....	55
IV.1.2. Les étapes de simulation par SolidWorks : .....	56
IV.1.3. Flow simulation : .....	60
IV.1.4. Solveur : .....	60
IV.2. Visualisation des résultats : .....	60
IV.2.1. Evolution de la vitesse : .....	61

IV.2.1.1. Analyse des champs de vitesse selon l'axe (x) : .....	64
IV.2.1.2 Comparaison synthétique des résultats des champs des vitesses : .....	65
IV.2.2. Evolution de la pression : .....	65
IV.2.2.1. Analyse du champ de pression .....	68
IV.2.2.2. Comparaison synthétique des résultats des champs des pressions : .....	69
IV.3. Coefficient de résistance du spoiler proposé aux champs de pression : .....	70
Conclusion :.....	72
Conclusion générale .....	78
Références bibliographiques : .....	79

## Liste des Figures

### Chapitre I : Généralité et concepts fondamentaux sur le freinage aéronautique

<b>Figure I.1.</b> Frein à disque [4].....	6
<b>Figure I.2.</b> Le frein à tambour [5] .....	6
<b>Figure I.3.</b> Circuit de freinage [3] .....	7
<b>Figure I.4.</b> Tombereaux de portance [7].....	9
<b>Figure I.5.</b> Inverseur De Poussée [7].....	10
<b>Figure I.6.</b> Spoilers braqués symétriquement [9] .....	12
<b>Figure I.7.</b> Panneaux sur le fuselage [9].....	12
<b>Figure I.8.</b> Panneaux dans le cône de queue [9] .....	13
<b>Figure I.9.</b> Aérofreins avec un panneau à l'extrados et un à l'intrados [9].....	13
<b>Figure I.10.</b> Influence sur la polaire [9] .....	14
<b>Figure I.11.</b> Aérofreins avec panneaux à l'extrados [9].....	14
<b>Figure I.12.</b> Influence sur la polaire [9] .....	14

### Chapitre II : Technologies et principes de freinage aérodynamique

<b>Figure II.1.</b> Forces appliquées sur l'avion [12].....	21
<b>Figure II.2.</b> Le fuselage d'un avion [13].....	23
<b>Figure II.3.</b> Paramètres géométriques d'un profile [3].....	24
<b>Figure II.4.</b> Profile biconvexe symétrique [3].....	25
<b>Figure II.5.</b> Profile biconvexe dissymétrique [3] .....	25
<b>Figure II.6.</b> Profile convexe [3].....	26
<b>Figure II.7.</b> Profile Laminaire [3].....	26
<b>Figure II.8.</b> Représentation de l'écoulement de l'air autour d'un profile d'aile [12] .....	27
<b>Figure II.9.</b> Sud Aviation - SE 210 [3].....	27
<b>Figure II.10.</b> Les Principe de fonctionnement [3] .....	28
<b>Figure II.11.</b> Les Spoilers braqués d'un A319 .....	29
<b>Figure II.12.</b> Fonctionnalité des spoilers hydrauliquement [3] .....	29

<b>Figure II.13</b> Composition d'une aile d'avion. [17] .....	30
<b>Figure II.14.</b> Braquage des spoilers lors de la décente d'urgence [18] .....	31
<b>Figure II.15.</b> Braquage des spoilers pour créer de la déportance lors Figure [18].....	32
<b>Figure II.16.</b> Schéma d'une polaire d'Eiffel [3].....	34
<b>Figure II.17.</b> La polaire Lilienthal [3] .....	35
<b>Figure II.18.</b> La polaire d'une aile d'avion [20].....	36
<b>Figure II.19.</b> Ce que l'on verrait si l'air était visible [16].....	36
<b>Figure II.20.</b> Visualisation d'un écoulement de fluide autour d'un profil [16] .....	37
<b>Figure II.21.</b> Le circuit ouvert (type Eiffel) [16] .....	38
<b>Figure II.22.</b> Souffleries à circuit fermé (type Prandtl) [16] .....	38
<b>Figure II.23.</b> Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile [14] .....	39
<b>Figure II.24.</b> Evolution de la résistance de l'air en fonction de la forme [14] .....	40
<b>Figure II. 25.</b> Différents régimes d'écoulement [22] .....	42

### **Chapitre III : Conception d'un nouveau spoiler d'avion**

<b>Figure III.1</b> profil aérodynamique NACA 2412 .....	46	
<b>Figure III.2.</b> Représentation 2D du profile NACA 2412 .....	46	
<b>Figure III.3.</b> obtention du l'aile par base/bossage extrudé.....	47	
<b>Figure III.4.</b> obtention de l'aile après les enlèvements de matière .....	47	
<b>Figure III.5.</b> Spoiler profilé		
	<b>Figure III.6.</b> support du spoiler.....	49
<b>Figure III.7.</b> montage du spoiler sur le support .....	49	
<b>Figure III.8.</b> assemblage du spoiler sur l'aile .....	50	

### **Chapitre IV : Simulation numérique et résultante par SolidWorks**

<b>Figure IV. 1:</b> étapes de modélisation sur SolidWorks flow simulation [1].....	56
<b>Figure IV. 2:</b> création de la géométrie de l'aile .....	57
<b>Figure IV. 3:</b> création de la géométrie de l'aile avec le spoiler proposé.....	58
<b>Figure IV. 4:</b> création de domaine fluide de l'aile .....	58
<b>Figure IV. 5:</b> création de domaine fluide de l'aile avec le spoiler proposé .....	59
<b>Figure IV. 6:</b> maillage de la géométrie et le domaine de l'aile .....	59
<b>Figure IV. 7:</b> maillage de la géométrie et le domaine de spoiler proposé.....	60

<b>Figure IV. 8:</b> visualisation des résultats .....	61
<b>Figure IV. 9:</b> Champ de vitesse selon l'axe (x) de l'aile.....	61
<b>Figure IV. 10 :</b> champ de vitesse selon l'axe (x) de spoiler proposé à 35° .....	62
<b>Figure IV. 11:</b> champ de vitesse selon l'axe (x) de spoiler proposé à 45° .....	62
<b>Figure IV. 12:</b> champ de vitesse selon l'axe (x) de spoiler proposé à 60° .....	63
<b>Figure IV. 13:</b> champ de vitesse selon l'axe (x) de spoiler proposé à 90° .....	63
<b>Figure IV. 14:</b> champ de pression totale de l'aile .....	65
<b>Figure IV.15:</b> champ de pression totale du l'aile avec le spoiler proposé déployé à 35° .....	66
<b>Figure IV. 16:</b> champ de pression totale du l'aile avec le spoiler proposé déployé à 45° .....	66
<b>Figure IV. 17:</b> champ de pression totale du l'aile avec le spoiler proposé déployé à 60° .....	67
<b>Figure IV. 18:</b> champ de pression totale du l'aile avec le spoiler proposé déployé à 90° .....	67

## **Liste des tableaux**

<b>Tableau III.1:</b> Coordonnées du profil NACA 2412.....	45
<b>Tableau III.2:</b> Composition chimique nominale % .....	53
<b>Tableau III.3 :</b> Caractéristiques mécaniques : .....	53

# **Introduction Générale**

## Introduction générale

L'aviation est devenue l'un des moyens de transport les plus courants, rapides et sûrs. Par conséquent, le secteur aéronautique connaît une avancée constante. La course à la technologie a débuté dès la Seconde Guerre mondiale et la guerre froide, où les grandes puissances se sont affrontées pour dominer l'espace aérien. Cela ne concernait pas uniquement les aspects militaires, mais aussi le transport, la surveillance et diverses autres missions. Pour atteindre cet objectif, l'homme a dû faire appel à de nombreux domaines distincts afin de maîtriser les engins volant dans les cieux, notamment l'aérodynamique et la mécanique des fluides.

Depuis, l'homme a réussi à instaurer un contrôle quasi-total sur les aéronefs grâce à ses innovations dans ce secteur. Ces avancées lui ont permis de concevoir constamment des appareils qui répondent à ses exigences, tels que le vol en altitude et en vitesse, tout en améliorant l'autonomie et la sécurité. Ceci nécessite une étude approfondie des vols depuis le roulage de l'appareil vers la piste de décollage jusqu'à son atterrissage dans le terminal d'arrivée, notamment dans les situations les plus complexes afin d'améliorer l'équipement de ces derniers. Cependant, l'homme, insatisfait, continue de chercher à s'améliorer en recourant à des techniques innovantes. Et des outils technologiques avancés tels que les souffleries aérodynamiques de dernière génération, ainsi que les logiciels de simulation numérique, qui offrent la possibilité d'observer le comportement de l'air autour de ces dispositifs pour analyser les états d'équilibre et trouver de nouvelles techniques pour contrôler et manœuvrer les avions de manière facile et sans danger.

Dans ce mémoire, nous avons focalisé notre attention sur l'atterrissage de l'avion, en consacrant le premier chapitre sur les généralités et conception fondamentaux sur le freinage aérodynamique.

Le chapitre deux se consacre à l'aérodynamique générale de ces derniers.

Le troisième chapitre est consacré à la conception détaillée du spoiler proposé, réalisée à l'aide du logiciel SolidWorks, reconnu pour ses performances en modélisation 3D et en conception mécanique. Ce chapitre présente l'ensemble du processus de modélisation, depuis la définition des dimensions de l'aile jusqu'à l'intégration du spoiler sur le profil de ce dernier. Cette modélisation constitue une base solide pour la suite de l'étude, puisqu'elle sert de support à l'analyse aérodynamique.

## Introduction générale

Dans le quatrième chapitre, cette conception est exploitée pour réaliser une simulation aérodynamique, toujours à l'aide de SolidWorks. Cette phase permet d'évaluer les performances du spoiler dans différentes angles de déploiement, en analysant notamment l'effet sur les écoulements d'air et les forces générées. L'objectif est de valider numériquement le comportement du dispositif conçu, en complément de la démarche de conception du chapitre précédent et du savoir ces performances aérodynamiques.

# **Chapitre I :**

## **Généralité et concepts fondamentaux sur le freinage aéronautique**

# **Chapitre 1 : Généralités et conception fondamentaux sur le freinage aéronautique**

## **Chapitre I : Généralité et concepts fondamentaux sur le freinage aéronautique**

### **I. Introduction :**

Ce chapitre traite du système de freinage des avions et des équipements qui y sont directement liés. Il s'agit des freins, des roues, de la commande et du contrôle de freinage. Sur le plan fonctionnel, l'ensemble de ces composants constitue le système de freinage. Un aéronef devrait être en mesure d'exécuter diverses manœuvres au sol. Avant le départ en avion (Déplacement à basse vitesse, appelé « taxing », du parking vers la piste, roulage à grande vitesse avant le décollage). Suite au vol (atterrissage et mise en freinage, roulage de la piste au stationnement). Pour toutes ces actions, il est indispensable que le train d'atterrissage, qui porte le poids de l'avion, autorise le mouvement au sol et l'arrêt grâce à des roues dotées de pneus et de systèmes de freinage.

Avec l'augmentation des vitesses de décollage et d'atterrissage due à la croissance de la masse de ces « engins volants », le besoin de freinage à l'atterrissage est devenu de plus en plus crucial. Ce besoin a été encore renforcé par l'émergence de la propulsion à réaction. Les vitesses ont alors atteint des niveaux très élevés : presque 250 km/h à l'atterrissage, environ 400 km/h au décollage, parfois même jusqu'à 500. En ce qui concerne les masses, elles ont largement dépassé les 10 tonnes pour certains avions militaires, et ont atteint les 100 tonnes pour les grands avions commerciaux. Toutes ces modifications ont naturellement entraîné une augmentation considérable de l'énergie cinétique à dissiper lors du freinage.

Certes, le système de freinage des roues n'est pas l'unique élément participant au processus de freinage de l'avion. Effectivement, le freinage aérodynamique (qui inclut la traînée de l'avion, les aérofreins et parfois le parachute de queue) et l'inversion de poussée des moteurs à réaction (introduite dans les années 1960) entrent également en jeu.

Cependant, le freinage des roues est dominant et devient même l'unique méthode efficace une fois que la vitesse a commencé à diminuer. Pour des motifs de sûreté, le dimensionnement des freins de roues ne tient pas compte du rétro-poussée ni des aérofreins.

# **Chapitre 1 : Généralités et conception fondamentaux sur le freinage aéronautique**

## **I.1. Système de freinage**

Les freins assurent la transformation de l'énergie cinétique excédentaire en énergie thermique en amplifiant le frottement. L'accroissement de la friction (à savoir, la résistance opposée au mouvement du véhicule) diminue la rapidité du déplacement du véhicule. Il existe trois types principaux de systèmes de freinage sur les avions : le système de freins mécaniques, hydrauliques et pneumatiques.

Les freins mécaniques sont ceux qui sont activés par des tringles, des manettes, des cames, et ainsi de suite. Les freins hydrauliques font appel à la pression du fluide pour diffuser la force de freinage aux éléments de frein.

Les freins pneumatiques s'appuient sur la pression de l'air pour propager le pouvoir de freinage. Ces dispositifs sont renforcés par la résistance de l'air environnant grâce à des aérofreins, des spoilers, des volets, des moteurs à réaction inversés, des trappes, etc., ou amplifient la traînée terrestre via des ancrages, des patins, etc. pour une décélération efficace. [1]

## **I.2. Histoire des freins d'avion :**

Les premiers avions conçus n'incluaient aucun système de freinage. La question évidente apparaît alors. Si ces avions n'avaient pas de freins, comment ont-ils atterri ?

De manière intéressante, les pilotes ont par la suite dû se baser sur d'autres éléments. Au lieu d'utiliser des freins, ils dépendaient de la vitesse de l'avion, aux terrains souples de l'aérodrome et aux frottements. Cependant, à mesure que la taille et le poids des avions grandissaient et que les technologies aéronautiques progressaient d'année en année, ces derniers ne pouvaient plus répondre aux exigences.

Suite à la Première Guerre mondiale, les systèmes de freinage initiaux ont été élaborés pour une utilisation dans les avions. Dans un avion, le premier genre de freins mis en œuvre est le parachute drogué. Un parachute drogué est un dispositif de ralentissement attaché à l'arrière d'un avion, qui est déployé juste avant l'atterrissement afin de diminuer la vitesse de l'appareil. Un Russe nommé Gleb Kotelnikov a conçu le parachute drogué en 1912. Toutefois, ce n'est qu'en 1937 qu'ils ont été entièrement mis en œuvre dans le domaine de l'aviation.

Une autre catégorie de freins d'avion, les systèmes de freinage à air comprimé, a été intégrée dès les débuts dans les avions populaires. Toutefois, à cette époque, ils étaient principalement

## **Chapitre 1 : Généralités et conception fondamentaux sur le freinage aéronautique**

représentés par de simples panneaux actionnés manuellement via un levier situé dans le cockpit. Les freins à disque n'étaient pas loin derrière.

Les premiers développements de freins à disque ont eu lieu en Angleterre dans les années 1890, leur utilisation étant alors limitée aux voitures et aux trains passagers. Ce n'est qu'à l'aube de la Seconde Guerre mondiale que les freins à disque ont fait leur première apparition dans le domaine de l'aviation. Depuis ce temps, l'évolution des systèmes de freinage pour avions a progressé, allant des freins à disques multiples en acier vers des systèmes de freinage électriques plus sophistiqués. [2]

### **I.3. Types de freins d'avion**

Actuellement dans le secteur aéronautique, la majorité des avions sont équipés principalement de freins à disque. Généralement, dans un système de freinage à disque, un disque effectue une rotation conjointe avec la roue complète. Quand les freins sont actionnés, un étrier fixe s'oppose à la rotation de ce disque par le biais d'un frottement contre celui-ci. La conception et la complexité d'un système de freinage à disque sont généralement influencées par le poids, la dimension et la vitesse d'atterrissement de l'aéronef. Dans les aéronefs, on utilise principalement trois types de freins à disque : simples, doubles et multiples. On trouve différents types de freins utilisés selon les appareils, les besoins, les époques et les masses en jeu.

- Le frein à disques : - en carbone-carbone / - en céramique / - en acier/cuivre
- Le frein à tambour. [3]

#### **I.3.1. Le frein à disques**

Comme le suggère son appellation, un frein à disque est tout simplement un disque (de frein) attaché à la roue qui se retrouve comprimé entre deux plaquettes (qui sont fixes en cas de situation simple).

La pièce qui accueille les plaquettes de frein (constituée du support et Le terme pour la pièce de la garniture est l'étrier).

## Chapitre 1 : Généralités et conception fondamentaux sur le freinage aéronautique

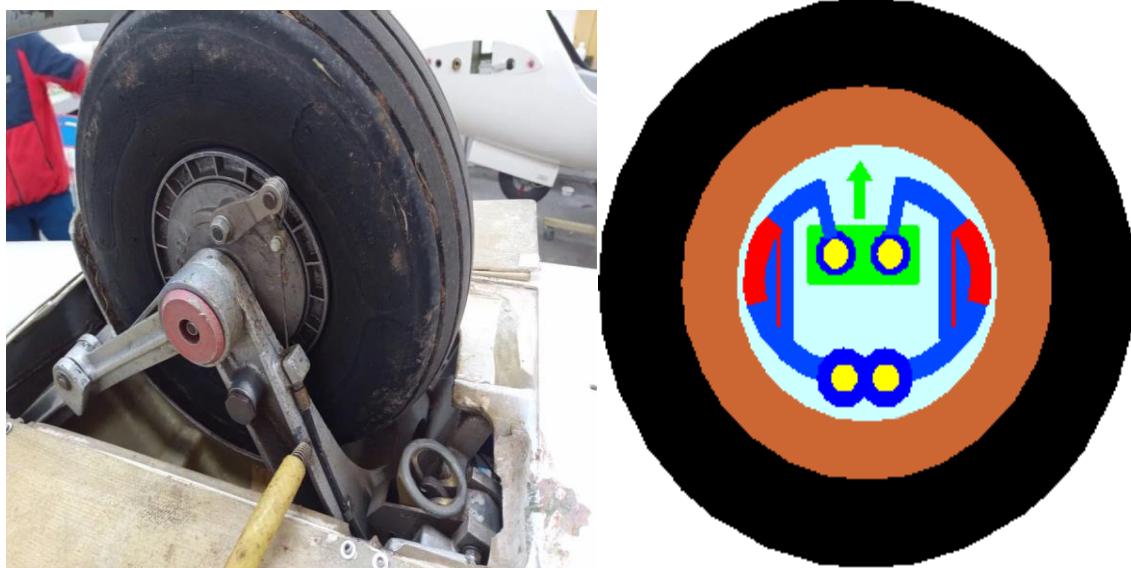
On utilise un fluide de freinage pour écraser les plaquettes. [4]



**Figure I.1.** Frein à disque [4]

### I.3.2. Le frein à tambour

Un frein à tambour est aussi associé à la roue (évidemment, sinon il ne jouerait pas son rôle de freinage), cependant, la différence réside dans le fait que le mécanisme est confiné et inaccessible. [5]



**Figure I.2.** Le frein à tambour [5]

## Chapitre 1 : Généralités et conception fondamentaux sur le freinage aéronautique

### I.4. Systèmes de freinage à disque pour avions légers équipés d'un ou deux moteurs

Actuellement, tous les avions « modernes » utilisent le système hydraulique pour leur circuit de freinage.

Le réservoir de fluide hydraulique est soit commun aux deux atterrisseurs, soit distribué dans chaque cylindre maître (comme indiqué dans le dessin ci-dessus).

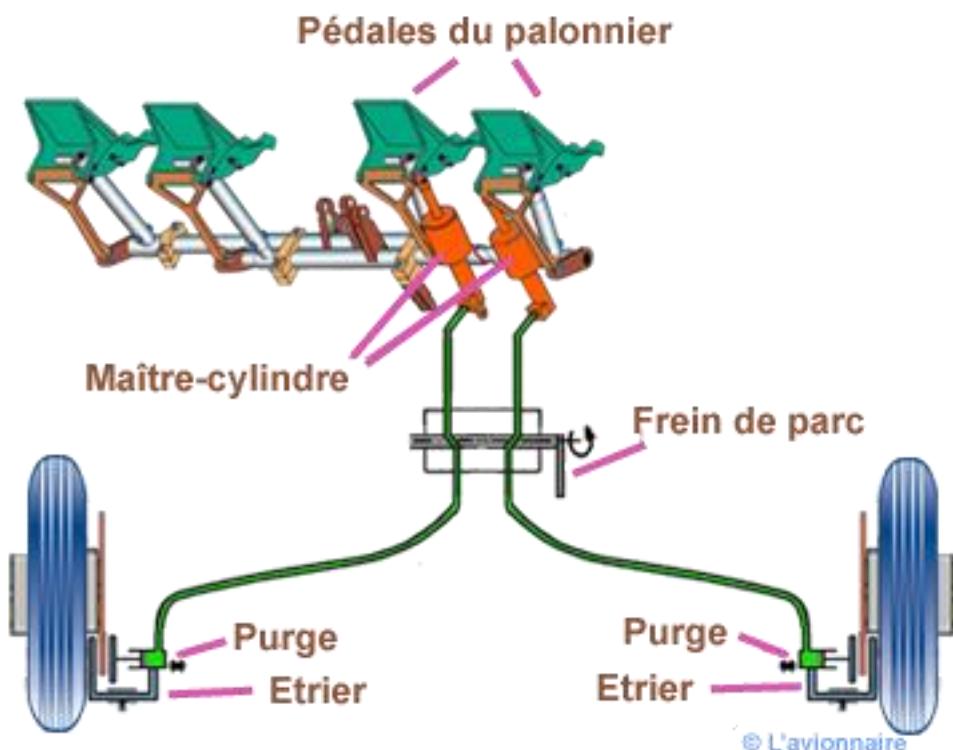


Figure I.3. Circuit de freinage [3]

## **Chapitre 1 : Généralités et conception fondamentaux sur le freinage aéronautique**

### **I.4.1. Principe de fonctionnement**

Les pédales du palonnier peuvent pivoter autour d'un axe. En exerçant une pression avec ses pieds sur le sommet des pédales, le pilote déclenche deux maîtres-cylindres (un pour chaque train d'atterrissage). Chaque maître-cylindre agit par l'intermédiaire d'une tuyauterie hydraulique sur un piston placé dans un étrier. Un système de freinage basique comprend un disque en acier attaché à la roue et un étrier monté sur la jambe de l'atterrisseur. L'étrier est constitué de deux mâchoires, l'une étant fixe tandis que l'autre est mise en mouvement par un piston sur lequel exerce le fluide hydraulique. Ce piston va comprimer la mâchoire mobile sur le disque solidaire de la roue.

Chaque roue ayant son propre circuit, le freinage peut être simultané (action sur les deux pédales en même temps), soit différentiel pour le guidage au sol. [3]

### **I.5. Moyens de freinage et de ralentissement**

Un avion dispose de plusieurs moyens de ralentissement : freins de roue, parachutes, aérofreins et spoilers, reverses, ou inversion de pas.

#### **I.5.1. Freins de roue**

Tout comme pour les véhicules terrestres, ce sont eux qui sont principalement responsables de la dégradation de l'énergie cinétique. Les autres méthodes agissent plutôt comme des dispositifs de ralentissement, qui seront mentionnés ici à des fins d'information. Cet article traite des freins de roue.

#### **I.5.2. Parachutes**

Lors de l'atterrissage, le pilote active le déploiement d'un parachute logé dans un contenant à l'arrière de l'avion. Étant donné que la force de retenue augmente avec le carré de la vitesse, il y a un risque qu'il se brise s'il est libéré à une vitesse excessive. Toutefois, si les dimensions le permettent, il est possible de le déployer juste avant l'atterrissage. Avant que l'appareil ne s'immobilise complètement, le parachute est détaché à la demande du pilote. L'usage du parachute était très répandu dans les années 50, en particulier sur les avions militaires. Il n'est pas très utilisé actuellement en raison de sa complexité d'utilisation.

## **Chapitre 1 : Généralités et conception fondamentaux sur le freinage aéronautique**

### **I.5.3. Spoilers et aérofreins**

Les aérofreins sont composés de panneaux qui, contrôlés par des vérins hydrauliques, se placent avec un angle d'attaque significatif dans le flux d'air, soit sur l'extrados des ailes, soit autour du fuselage. S'ils sont présents, ces derniers ne servent pas uniquement lors de l'atterrissement, mais également pendant le vol à des vitesses extrêmement élevées sur les avions militaires, afin de faciliter les manœuvres de l'appareil.

Sur les avions commerciaux modernes, ils sont substitués par des spoilers, volets situés sur le bord de fuite des ailes et qui se déplacent vers le haut. Ces derniers ne se contentent pas d'accroître la traînée  $C_x$  de l'avion, ils contribuent surtout à détériorer la portance  $C_z$ . Cela a pour conséquence de maintenir l'avion au sol et d'optimiser l'utilisation des freins de roue. [6]

### **I.5.4. Les Freins à air et inverseurs de poussée**

En plus des freins à disque, on trouve fréquemment d'autres types de freins d'avion tels que les freins à air et les inverseurs de poussée. Comme indiqué précédemment, les spoilers sont employés pour accroître la résistance en vol d'un aéronef. En générant plus de résistance, les freins à air servent à diminuer la vitesse de l'avion. Ce sont les plus fréquemment utilisés, incluent les tombereaux et les volets de levage.



**Figure I.4.**Tombereaux de portance [7]

## **Chapitre 1 : Généralités et conception fondamentaux sur le freinage aéronautique**

Les inverseurs de poussée réduisent la vitesse de l'avion en déviant momentanément la poussée produite par le moteur, ce qui crée une force opposée à l'avance de l'appareil. On utilise fréquemment les inverseurs de poussée lorsque l'avion est déjà posé au sol. Ils contribuent à minimiser l'érosion des freins et diminuent la longueur de la distance d'atterrissage. [7]



**Figure I.5.** Inverseur De Poussée [7]

### **I.6. Importance du freinage à l'atterrissage pour la sécurité des vols**

L'atterrissage est l'une des phases les plus critiques d'un vol, où la maîtrise de la vitesse et de la distance d'arrêt est essentielle pour éviter les sorties de piste, les collisions ou les rebonds. Le freinage aérodynamique joue un rôle clé en complément des freins mécaniques et des inverseurs de poussée pour assurer une décélération optimale.

#### **I.6.1. Description des différents types de trains d'atterrissage**

Il existe principalement deux types de train d'atterrissage : Tains classiques et les trains tricycles.

##### **I.6.1.1. Les trains classiques**

Ils se composent de deux trains majeurs à l'avant du centre de gravité, ainsi que d'un train secondaire à l'arrière. Un avion conventionnel dispose d'un train d'atterrissage principal constitué de deux roues positionnées avant le centre de gravité, ainsi que d'une roue secondaire, la roulette de queue, ou parfois simplement d'un patin, entièrement situé à l'arrière du fuselage.

On monte fréquemment la roulette sur un mécanisme à base de ressorts laminés. On peut l'associer à la gouverne de direction que l'on actionne par le biais des palonniers. [8]

## **Chapitre 1 : Généralités et conception fondamentaux sur le freinage aéronautique**

Tous les premiers avions étaient dotés de ce dispositif, d'où son autre appellation : train conventionnel. Quelques avions très anciens n'ont pas de roulette de queue, mais se contentent d'un simple patin qui sert aussi de dispositif de ralentissement, l'appareil étant habituellement sans freins. On reconnaît généralement qu'un avion à train conventionnel est plus difficile à piloter qu'un avion à train tricycle, qui représente l'autre système alternatif introduit ultérieurement.

Comparé à un train tricycle, le train arrière est plus léger et crée moins de résistance qu'un train avant, ce qui donne donc un avion légèrement plus performant. Dans le contexte d'un train rentrant, la rétraction de la roulette de queue n'est pas requise, ce qui représente également une réduction du poids. Dans le vol en montagne, la configuration traditionnelle du train est bien plus appropriée pour les surfaces à forte inclinaison, notamment pour les atterrissages sur glacier.

### **I.6.1.2. Les trains tricycles**

Ils se composent de deux trains principaux positionnés légèrement derrière le centre de gravité, ainsi que d'une roulette située à l'avant. La majorité des dispositifs contemporains possèdent un tricycle ou une version dérivée du tricycle. Les appareils à train conventionnel sont souvent jugés plus compliqués à faire atterrir et décoller, nécessitant ainsi parfois une formation particulière. Sur les engins à trois roues, il arrive qu'on ajoute une petite roue arrière ou un ski, au cas où la queue pourrait être en contact avec le sol lors du décollage. Avec l'accroissement continu du poids des appareils, le nombre de roues sur les trains d'atterrissement ne cesse de croître. L'Airbus A340 possède un troisième train, également connu sous le nom de train central, qui se situe entre les deux principaux...etc. [8]

## **I.7. Concepts de base de l'aérodynamique et de la physique appliqués au freinage**

Les freins aérodynamiques, ou aérofreins, sont des dispositifs mécaniques permettant de réduire la vitesse d'approche, à l'atterrissement ou en accélération-arrêt. Pour cela, il est nécessaire d'augmenter la traînée du profil de l'avion. Les aérofreins seront donc des panneaux que l'on placera dans l'écoulement d'air de façon symétrique (souvent percés de trous afin augmenter les turbulences créant une traînée).

## Chapitre 1 : Généralités et conception fondamentaux sur le freinage aéronautique

### I.7.1. Les différents types d'aérofreins

- Les spoilers braqués symétriquement (cas de la majorité des avions civils)

Exemple : A380



**Figure I.6.** Spoilers braqués symétriquement [9]

- Panneaux placés sur le fuselage (pour certains avions de chasse)

Exemple : Sukhoï 27



**Figure I.7.** Panneaux sur le fuselage [9]

## Chapitre 1 : Généralités et conception fondamentaux sur le freinage aéronautique

- Panneaux placés dans le cône de queue

Exemple : BAE 146



**Figure I.8.** Panneaux dans le cône de queue [9]

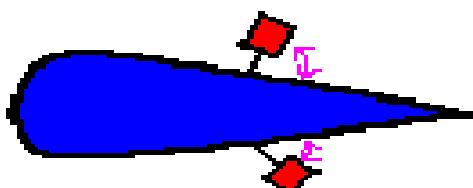
Ces trois images illustrent les trois méthodes principales de conception d'un aérofrein :

- Surfaces mobiles intégrées à la voilure,
- Surfaces mobiles incorporées au fuselage,
- Des surfaces mobiles dans le cône de queue.

On peut mentionner, entre autres, les systèmes de parachutes comme exemple de système d'aérofrein, souvent utilisés sur les avions de chasse. [9]

### I.7.2. Influence des aérofreins sur le comportement aérodynamique de l'avion

- Dans le cas d'aérofreins classiques, on trouve un panneau à l'extrados et un à l'intrados voilure.



**Figure I.9.** Aérofreins avec un panneau à l'extrados et un à l'intrados [9]

## Chapitre 1 : Généralités et conception fondamentaux sur le freinage aéronautique

Si les aérofreins sont sortis, alors le  $C_x$  (coefficients de trainée) diminue, le  $C_z$  (coefficients de portance) reste constant, la finesse diminue mais la vitesse de décrochage ne varie pas car  $C_z \text{ max}$  est constant.

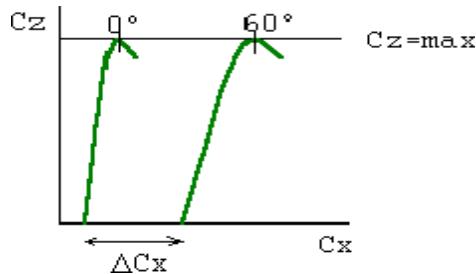


Figure I.10. Influence sur la polaire [9]

- Dans le cas où les aérofreins utilisés sont des panneaux d'extrados, ils se comportent comme des destructeurs de portance.



Figure I.11. Aérofreins avec panneaux à l'extrados [9]

- Dans ce cas, le  $C_x$  augmente, le  $C_z$  diminue, la finesse diminue et la vitesse de décrochage

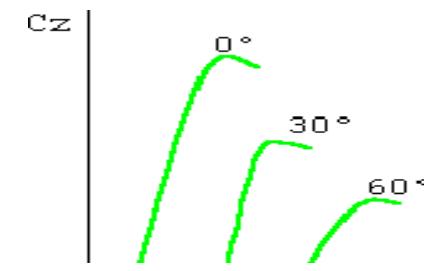


Figure I.12. Influence sur la polaire [9]

# **Chapitre 1 : Généralités et conception fondamentaux sur le freinage aéronautique**

## **I.8. : Comparaison entre freinage mécanique et freinage aérodynamique.**

### **I.8.1. : Freinage mécanique**

- **Mécanisme :**

- ✓ Mise en œuvre des freins sur les roues (disques et plaquettes, comparables aux freins de véhicule).

- **Utilisation :**

- ✓ Principalement lors de la phase d'approche finale et du roulage.

- **Avantages :**

- ✓ Efficace à faible vitesse.
- ✓ Non soumis aux conditions aérodynamiques (vent, portance).
- ✓ Permet un arrêt total de l'aéronef.

- **Inconvénients :**

- ✓ Détérioration des freins (chauffage, danger de décoloration).
- ✓ Restreint par la traction des pneus (danger de dérapage sur une surface humide ou glacée).
- ✓ Exige un système hydraulique ou électrique opérationnel.

### **I.8.2. : Freinage aérodynamique**

- **Mécanisme :**

- ✓ Diminution de la vitesse par la résistance aérodynamique, produite par : Spoilers (éléments perturbateurs sur les ailes).
- ✓ Inversion du jet (pour les réacteurs munis de cette fonctionnalité).  
Gouvernes (inclinaison des ailerons, stabilisateur).

- **Utilisation :**

- ✓ À partir de l'atterrissement et en vol (pour descendre sans accélérer).

- **Avantages :**

- ✓ Diminue la pression sur les freins mécaniques.
- ✓ Efficace à une grande vitesse.
- ✓ Offre une stabilité directionnelle améliorée.

## **Chapitre 1 : Généralités et conception fondamentaux sur le freinage aéronautique**

### **• inconvénients :**

- ✓ Dépend de la vitesse (inefficace à très basse vitesse).
- ✓ Moins performant en cas de faible vent ou lors d'une montée.
- ✓ L'utilisation de la poussée inversée génère du bruit et consomme beaucoup de carburant.

[10]

### **Conclusion :**

Le système de freinage est l'un des éléments cruciaux dans le secteur de l'aviation. L'avènement de technologies telles que les inverseurs de poussée, les spoilers, les freins à disque, etc. a considérablement transformé l'aviation commerciale et militaire. Leur utilisation garantit une meilleure utilisation de l'énergie qui serait autrement perdue et réduit également les risques d'accidents dus au dérapage et au refroidissement par choc. De nos jours, des matériaux aux propriétés thermiques et mécaniques améliorées sont utilisés, tels que la fibre de carbone, la céramique, etc. Bien qu'un réglage, une inspection et un entretien adéquats de ces systèmes de temps en temps soient essentiels pour un fonctionnement efficace.

**Chapitre II :**

**Technologies et principes de freinage**

**aérodynamique**

## **Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique**

### **Chapitre II : Technologies et principes de freinage aérodynamique**

#### **II. Introduction :**

L'aérodynamisme (provenant du grec aer = air et dunamis = force) est la science dédiée à l'analyse des déplacements de l'air autour des objets. Autrement dit, ce sont les phénomènes qui se produisent chaque fois qu'il y a un déplacement relatif entre un objet et l'air qui le véhicule. Le corps peut être déplacé dans un fluide au repos (avion en vol) ou rester immobile dans un fluide en déplacement (aile d'avion testée en soufflerie).

L'objectif principal de l'aérodynamique est d'établir les forces et les moments qui agissent sur un objet en mouvement dans un fluide, généralement l'air. Cela inclut la création de portance, de traînée et de moments sur les surfaces aérodynamiques telles que les ailes d'avion, le fuselage, les nacelles et les hélices. Le deuxième objectif vise à comprendre les flux internes de gaz à travers les tuyaux, moteurs, turbines, compresseurs et ventilateurs. L'aérodynamique est nécessaire pour calculer et mesurer les caractéristiques de l'écoulement dans un système de propulsion de missiles (ou de fusées).

Le freinage aérodynamique est une méthode essentielle pour ralentir un avion en exploitant la traînée aérodynamique plutôt que les systèmes mécaniques. Ce chapitre explore les principes physiques, les technologies utilisées et leur intégration dans l'aviation moderne.

#### **II.1. Types de l'aérodynamique :**

- Aérodynamique subsonique incompressible ( $Ma < 0.4$  ;  $\partial \rho / \partial t = 0$ ).
- Aérodynamique compressible subsonique (pour des nombres de Mach allant de 0,4 à 1).
- Aérodynamique compressible supersonique (pour des nombres Mach allant de 1 à 5)
- Aérodynamique hypersonique compressible (au-delà de Mach 5). [11]

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

### II.2 L'avion en vol :

Les quatre facteurs importants de l'aérodynamique sont le poids, la portance, la poussée et la traînée. Les forces physiques liées au vol et à la structure des avions provoquent le mouvement d'un objet vers le haut et vers le bas, ainsi que son accélération et décélération.

#### II.2.1 La poussée (Thrust) :

Conformément au troisième principe de Newton (Action/Réaction), c'est la force propulsive qui entraîne l'avion en avant. Elle est générée par les moteurs à réaction qui aspirent l'air, le compresse et le renvoient vers l'arrière pour produire une force de propulsion vers l'avant.

#### II.2.2. La traînée (Drag) :

Il s'agit de la force résultant de l'interaction entre l'air et le fuselage de l'avion, une pression qui tend à ralentir l'avion étant donné qu'elle est dirigée dans le sens contraire du mouvement. L'équation suivante régit la traînée :

$$T = \frac{1}{2} \rho V^2 C_x$$

- T : Traînée (force en Newton)
- $\rho$  : Masse volumique [kg/m<sup>3</sup>]
- V : vitesse [m/s]
- C<sub>x</sub> : Coefficient de traînée

#### II.2.3. Le poids (Weight) :

C'est la force qui tire l'avion vers le bas, elle est relativement liée à la masse et à la gravité terrestre.

$$P = m \times g$$

- P= Poids [N] / m : masse [Kg] / g : Force de gravité.

#### II.2.4 La portance (Lift) :

C'est la force principale qui permet à l'avion de se soulever. Elle est due au flux d'air autour des ailes. Elle suit la règle énoncée par cette équation :

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

$$Po = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot Cz$$

- Po : Portance [N] /  $\rho$  : Masse volumique [kg/m<sup>3</sup>] / V : vitesse [m/s]

/ Cz : Coefficient de portance

Nous noterons que ces forces s'opposent deux à deux, la poussée s'oppose à la traînée et la portance s'oppose au poids. [12]



**Figure II.1.** Forces appliquées sur l'avion [12]

### II.3. Le fuselage :

L'élaboration et la réalisation d'appareils volants couvrent une vaste gamme de domaines de l'ingénierie. Le fuselage est l'un des éléments les plus cruciaux d'un aéronef. Cette structure principale héberge l'équipage, les passagers et la cargaison, tout en garantissant l'intégrité structurelle requise pour le vol. La conception de la cellule d'un avion est cruciale pour évaluer ses performances, sa sécurité et son efficacité.

L'expression « fuselage » découle du terme français « fuselé », qui signifie « ayant la forme d'un fuseau ». Dans le domaine de l'aéronautique, c'est l'équivalent du torse pour un avion. Il contient des éléments cruciaux comme le cockpit, la cabine passagère et la soute, contribuant de ce fait à l'élaboration globale et à la performance de l'avion.

## **Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique**

En plus de fournir de l'espace pour les éléments essentiels, il assure également la structure de support de l'avion. Il offre des points de fixation pour les ailes, la queue et le train d'atterrissage, regroupant essentiellement les divers éléments de l'avion. En outre, il doit être conçu pour être robuste et rigide, apte à supporter les différentes forces auxquelles il est soumis en vol, y compris la portance, la trainée et le poids. Cette solidité structurelle est essentielle pour garantir la sécurité et l'efficacité de l'avion.

### **II.3.1. Performances en aérodynamique**

Les performances aérodynamiques de l'avion sont considérablement influencées par la forme, la taille et les matériaux utilisés pour le fuselage. Ces éléments peuvent influencer la rapidité, la manœuvrabilité et l'efficacité énergétique de l'aéronef, en s'inscrivant comme un paramètre clé pour maximiser ses performances opérationnelles.

### **II.3.2. Intégrité de la structure**

Le fuselage doit être élaboré de manière à supporter les différentes pressions opérationnelles auxquelles il est soumis durant le vol. Ceci inclut la régulation de la différence de pression entre l'intérieur et l'extérieur de l'appareil, la réduction des impacts des vibrations du moteur ainsi que la gestion des charges subies par les ailes et le stabilisateur. Il est crucial que le fuselage puisse gérer ces contraintes pour garantir la sécurité et la fiabilité de l'avion. [13]

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

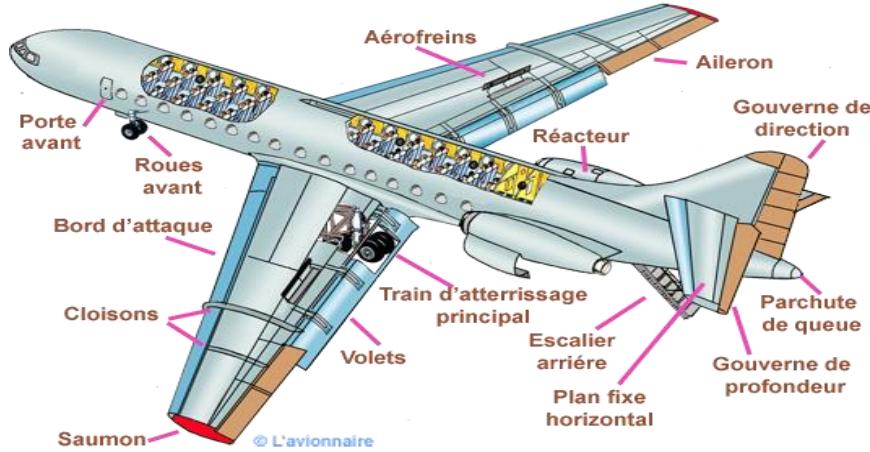


Figure II. 2 Le fuselage d'un avion [13]

### II.4. La voilure

C'est l'ensemble de la surface portante de l'avion elle est essentiellement constituée par les ailes, on peut aussi dire que c'est l'ensemble des profils d'aile depuis leur emplanture jusqu'à leurs extrémités.

#### II.4.1 Caractéristiques de l'aile d'un avion.

L'aile est sans doute l'élément le plus crucial de l'avion, car sans elle, l'avion serait incapable de voler. Elle se distingue par plusieurs paramètres qui sont les suivants :

- **L'envergure (B) :** Il s'agit de la distance mesurée de l'extrémité d'une aile à l'autre, perpendiculairement à l'axe longitudinal de l'appareil.
- **La surface (S) :** Il s'agit de la surface de la voilure, qui combine les deux ailes.
- **La profondeur (lo) :** Également connue sous le nom de longueur de la corde, nous constaterons qu'en allant de l'emplanture à l'extrémité de l'aile, la profondeur de l'aile change, tout comme l'épaisseur et la courbure. Nous devrons donc établir une moyenne pour la profondeur qui est

$$lo = \frac{S}{B}$$

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

- L'allongement :

Qui est le rapport de l'envergure sur la profondeur moyenne  $\lambda = \frac{B}{l_0}$  avec  $l_0 = \frac{S}{B}$  ce qui donne

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

### II.4.2. Le profil d'aile :

Il s'agit d'une coupe verticale effectuée par un plan, parallèle au plan de symétrie de l'appareil. Le bord qui se situe le plus à l'avant est appelé le bord d'attaque, tandis que celui qui se trouve le plus à l'arrière est connu sous le nom de bord de fuite.

#### II.4.2.1 Caractéristiques géométriques du profil

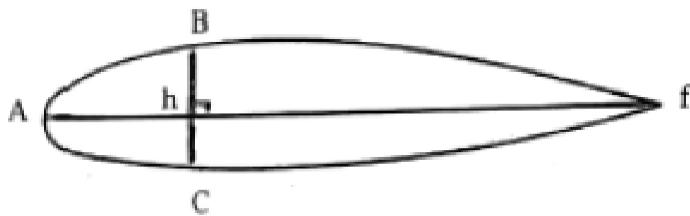


Figure II.3. Paramètres géométriques d'un profile [3]

- **Épaisseur maximale (h)**

C'est le plus grand segment BC qui est perpendiculaire à la corde et qui est mesuré de l'intrados à l'extrados.

- **L'épaisseur relative (e)**

Elle correspond à l'épaisseur maximale par rapport à la profondeur du profil  $e = h/l_0$ , exprimée en pourcentage, et définit les profils minces, semi-épais et épais.

- **La flèche maximale (f) et la courbure relative (c) :**

Sont définies comme suit : (f) représente l'écart maximal entre la ligne médiane et la corde, alors que (c) correspond au quotient de la flèche maximale par la longueur de la corde.

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

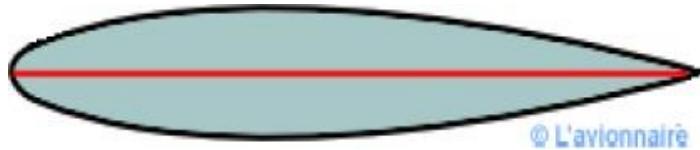
- **Angle de calage :**

C'est l'angle  $\alpha$  qui se forme entre la ligne de profil de l'aile et l'axe longitudinal de l'appareil volant. Cela contribue à réduire la résistance durant le vol de croisière.

### II.4.3. Différents types de profils

- **Biconvexe symétrique**

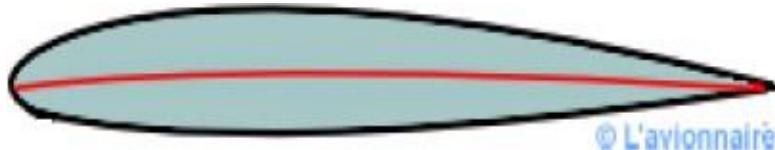
L'intrados et l'extrados convexes sont symétriques vis-à-vis de la corde. La ligne médiane est rectiligne et coïncide avec la corde. Ces profils sont employés pour les stabilisateurs verticaux et horizontaux.



**Figure II.4.** Profile biconvexe symétrique [3]

- **Dissymétrique biconvexe :**

L'extrados présente une courbure plus prononcée que l'intrados. La ligne moyenne présente une courbure simple (intrados et extrados convexes). Ces profils sont les plus couramment utilisés pour les ailes des avions de loisir.



**Figure II.5.** Profile biconvexe dissymétrique [3]

- **Convexe**

C'est un profil qui présente un intrados plutôt plat et un extrados courbé (convexe). La ligne moyenne présente une courbure simple.

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

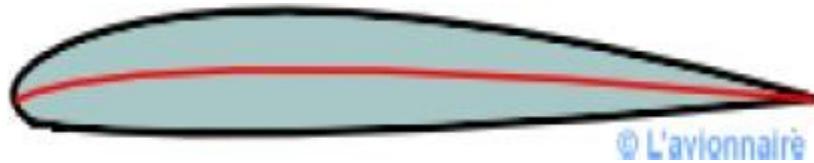


Figure II.6. Profile convexe [3]

- **Laminaire**

Premièrement, il est essentiel de noter qu'il n'y a pas plus de profils laminaires que de profils turbulents. Ces formulations peuvent prêter à confusion, en laissant supposer que certains profils sont laminaires jusqu'au bord de fuite. Bien que ce concept soit utilisé dans les calculs théoriques pour démarrer un calcul avec un point d'arrêt turbulent, il est indéniable que chaque profil possède en réalité une part laminaire qui peut évidemment varier en magnitude et une part turbulente. Les ailes à profil dit « laminaire » ont été initialement conçues pour augmenter la vitesse d'un avion. Une aile à profil laminaire a généralement une épaisseur inférieure à celle d'une aile à profil aérodynamique standard, son bord d'attaque est plus « piquant » et ses surfaces supérieure et inférieure sont pratiquement symétriques par rapport à la corde. Pour une aile laminaire, l'épaisseur maximale  $h$  est généralement atteinte autour de 50% de la corde, tandis que pour une aile conventionnelle, cette épaisseur se situe habituellement entre 20 et 30%.

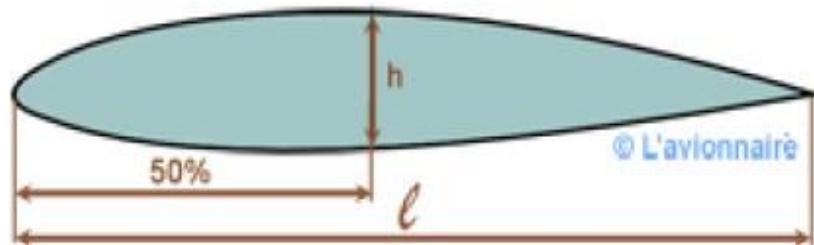


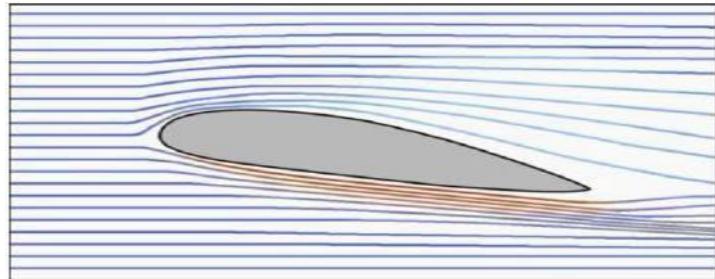
Figure II.7. Profile Laminaire [3]

### II.4.4. Principe de vol

Lorsque l'aile se déplace, elle rencontre de l'air venant de la direction opposée. Une partie de cet air passe sous l'aile (intrados), mais comme l'espace est limité, les flux d'air se concentrent et créent une surpression qui pousse l'aile vers le haut. Cependant, le principal phénomène a lieu du côté de l'extrados. En effet, après le bord d'attaque, l'espace s'élargit et les flux d'air ont tendance

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

à s'éloigner les uns des autres pour remplir tout cet espace, ce qui engendre une dépression responsable de la sustentation de l'aile vers le haut. [12]



**Figure II.8.** Représentation de l'écoulement de l'air autour d'un profile d'aile [12]

### II.5. Le rôle des aéofreins :

Les aéofreins, également connus sous le nom de speed brackers (en anglais), sont des surfaces mobiles que le pilote active manuellement grâce à un mécanisme de câbles et de tringleries associé. Ils sont utilisés pour accroître la résistance à l'avancement et, dans certains scénarios, pour réduire la portance. On les utilise :

- pour réduire la vitesse sur une pente spécifique ;
- pour accroître le taux de descente tout en gardant une vitesse constante ;
- pour abaisser la vitesse et amplifier le taux de descente ;
- ils peuvent aussi être utilisés pour stabiliser le planeur lors des phases d'approche et d'atterrissage.

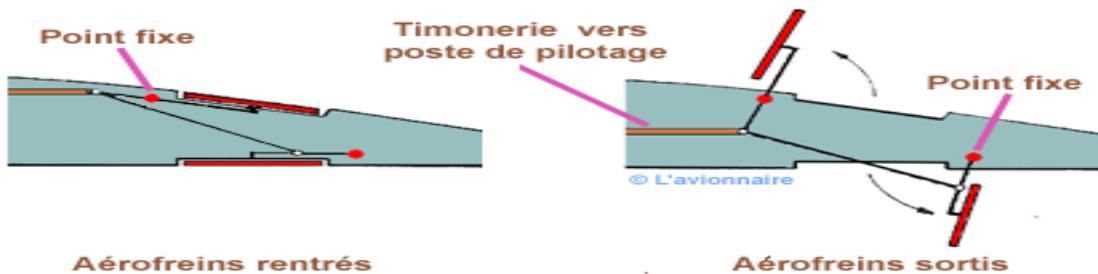


**Figure II.9.** Sud Aviation - SE 210 [3]

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

### II.5.1. Principe de fonctionnement :

Les panneaux s'ouvrent à l'opposé. Le panneau extrados s'ouvre vers le bord d'attaque alors que le panneau intrados s'ouvre vers le bord de fuite. Ce principe permet de sortir ou de rentrer les aérofreins sans exercer une force excessive sur la timonerie.



**Figure II.10.** Les Principe de fonctionnement [3]

### II.5.2. Les mécanismes essentiels pour un atterrissage sécurisé

Il existe plusieurs mécanismes appliqués à l'avion pour obtenir un atterrissage en toute sécurité la vitesse de l'avion doit être ralentie et la traînée doit être augmentée. Les aérofreins sont l'un des mécanismes utilisés pour assurer ça. Il y a plusieurs autres avantages à occuper un spoiler sur une aile d'avion, on site :

- Il est possible d'effectuer des descentes rapides sans diminuer la puissance, ce qui permet de garder la température du moteur à un niveau agréable et prévient le risque de « refroidissement par choc » du moteur.
- Les spoilers ont la capacité de maintenir des vitesses de croisière ou de descente normales jusqu'à ce qu'ils soient nettement plus près de l'aéroport, sans se préoccuper de ralentir la vitesse d'extension et d'actionner les spoilers, plutôt que de réduire la puissance et/ou d'abaisser le train d'atterrissage pour une diminution rapide de la vitesse en toute sécurité.
- L'appareil est en mesure de prolonger son vol à haute altitude plus longtemps et tirer parti des vents arrière ainsi que du courant d'air doux jusqu'à ce qu'il soit bien plus près de la destination avant d'entamer la descente. [3]

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

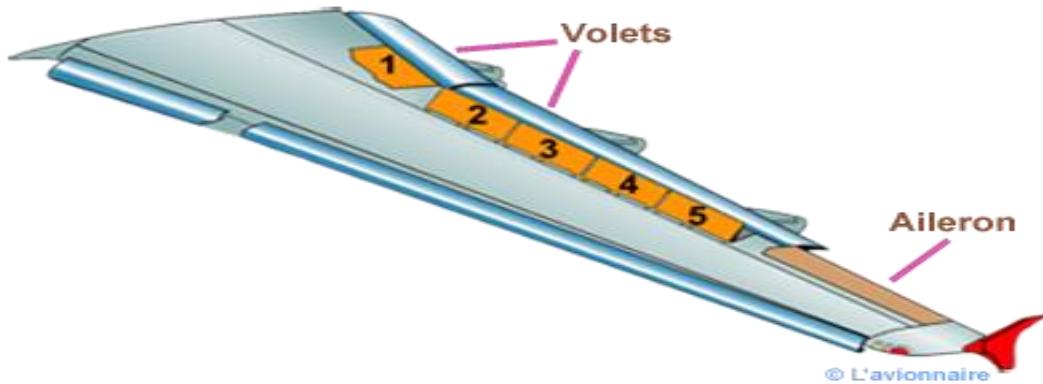
### II.5.3. Effet des spoilers :

Les spoilers, qui sont des surfaces mobiles d'extrados, entraînent une augmentation de la traînée et une réduction de la portance sur l'aile à laquelle ils sont appliqués lorsque leur angle est modifié. Afin de ne pas troubler le flux aérodynamique sur l'aileron, les spoilers sont systématiquement positionnés en décalage par rapport aux ailerons. Les explications suivantes seront basées sur l'Airbus 319. Ce dispositif est composé de cinq panneaux mobiles, numérotés de 1 à 5, qui constituent les spoilers.



**Figure II.11.** Les Spoilers braqués d'un A319

Un vérin hydraulique contrôle chaque panneau. Ce vérin hydraulique est contrôlé par une servo-valve qui reçoit des instructions électriques émanant du boîtier de commande. [3]



**Figure II.12.** Fonctionnalité des spoilers hydrauliquement [3]

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

### II.5.4. Rôle des spoilers dans la réduction de portance et l'augmentation de la traînée

L'effet est sensé être comme suivant :

- Réduction de la portance par l'accroissement de la pression à l'extrados du profil
- Amplification de la résistance à l'avancement grâce à la création d'une forte dépression postérieure à la surface.

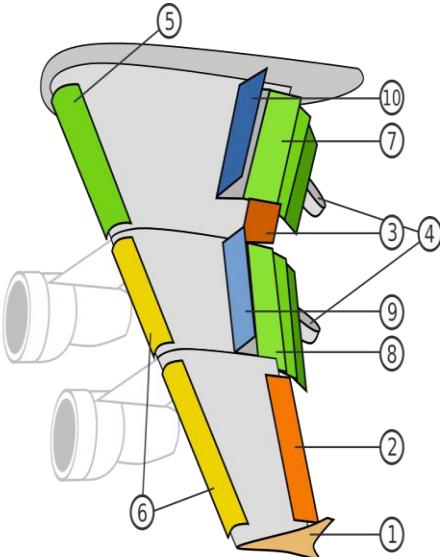
Les effets aéroélectriques provoqués par le braquage des spoilers sont négligeables au premier ordre, étant donné que ceux-ci sont situés considérablement plus en interne de la voilure que les ailerons. Les avions comptent généralement de 4 à 8 paires de spoilers.

On peut distinguer deux groupes de spoilers :

- Les spoilers de sol, qui sont positionnés à proximité de l'emplanture de l'aile et qui ne peuvent être déclenchés que sur le sol pendant le freinage (10).
- Les spoilers air-sol, qui sont placés après les spoilers de sol et qui peuvent être activés en vol (9).

- **Principales composantes d'une aile d'avion**

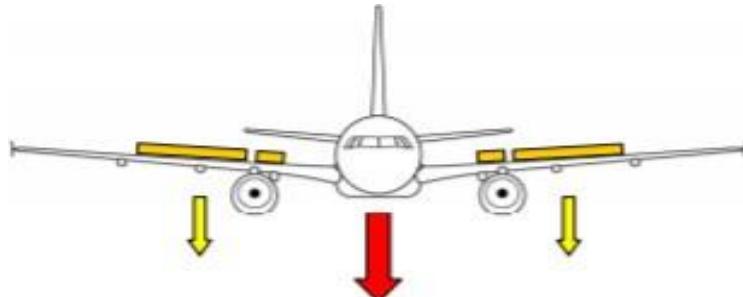
- 1) Ailette verticale marginale (Winglet en anglais)
- 2) Aileron basse vitesse
- 3) Aileron haute vitesse
- 4) Rail de glissement des volets
- 5) Becs de bord d'attaque de type Kruger
- 6) Becs de bord d'attaque de type slats
- 7) Volets intérieurs de type Fowler
- 8) Volets extérieurs de type Fowler
- 9) Spoilers (destructeur de portance)
- 10) Spoilers / Aéofreins [17]



**Figure II.13** Composition d'une aile d'avion. [17]

### II.6. Utilisation et fonctionnalités

#### II.6.1. Aérofreinage :



**Figure II.14.** Braquage des spoilers lors de la décente d'urgence [18]

L'aérofrein est principalement employé lors d'une descente d'urgence, et il implique l'utilisation de spoilers orientés symétriquement afin de diminuer la finesse de l'avion et d'accroître son taux de descente

En effet, l'équilibre longitudinal de l'avion est régi par les équations classiques de la dynamique du vol (Boiffier, 2001), qui permettent de relier la pente  $\gamma$  à la finesse  $f$  de l'avion, définie par  $f = C_z/C_x$  :

$$\gamma = \frac{F}{m.g} - \frac{1}{f}$$

Ainsi, étant donné que  $\gamma$  est une fonction croissante de la finesse  $f$ , si  $\gamma < 0$ , accroître l'inclinaison revient à diminuer  $f$ , ce qui se fait naturellement en actionnant les spoilers. Il est à noter que les spoilers les plus internes ne sont généralement pas braqués lors d'une situation de descente d'urgence. Leur passage, très turbulent, génère des secousses qui affectent l'empennage horizontal et usent la structure, ce qui peut être désagréable pour les passagers.

### II.6.2. Fonction déporteurs

Pour améliorer l'efficacité du freinage en rendant l'appareil stable au sol, tous les spoilers sont orientés vers le ciel. La force portante de l'avion est alors totalement anéantie, et la résistance d'air produite contribue aussi au ralentissement de l'engin. On peut utiliser sans limites les spoilers internes comme déporteurs, leur impact sur le tremblement à ces vitesses faibles étant insignifiant. Pour des avions spécifiques, tels que ceux de la gamme A320, les spoilers internes ne sont employés que dans ce but précis.



**Figure II.15.** Braquage des spoilers pour créer de la déportance lors Figure [18]

Outre l'usage des inverseurs de poussée, le déploiement symétrique des spoilers au sol engendre une résistance aérodynamique similaire à celle en vol (augmentation d'environ 50% de la traînée). Cependant, comme ils annihilent les effets de portance, l'avion est ainsi cloué au sol par son propre poids, ce qui renforce l'efficacité du freinage des roues (augmentation de la charge de 200%). C'est ce facteur qui explique principalement pourquoi on a recours aux spoilers au sol. [18]

### II.6.3. L'influence du spoiler sur l'écoulement de l'air autour de l'aile

Des études récentes en technologie de contrôle actif (ACT) montrent que les spoilers pourraient être une solution efficace pour réguler les charges aérodynamiques telles que l'effet de flottement, ou pour réduire la charge en rafale. Malgré leur utilisation répandue, les informations

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

théoriques disponibles sont limitées. La conception est principalement basée sur des comparaisons avec des données expérimentales, suivies d'essais en soufflerie de modèles d'expérimentation. [18]

Les tests en soufflerie ne sont pas toujours fiables à cause des problèmes liés à l'échelle et au blocage, ainsi que de la difficulté, dans plusieurs situations, à reproduire fidèlement les détails de surface à l'échelle du modèle. [19]

### II.7. Les coefficients aérodynamiques.

Ces coefficients sont le reflet des qualités aérodynamiques d'un volume (un objet) placé dans un écoulement.

- Le **C<sub>z</sub>** traduit l'aptitude du volume (par exemple une aile d'avion) à Transformer en portance les pressions exercées sur lui par les tubes de courant qui le contournent,
- Le **C<sub>x</sub>** est le coefficient de « défaut résiduel », générateur de traînée, qui accompagne inévitablement cette transformation. [16]

### II.8. Les principales caractéristiques aérodynamiques des profils :

#### II.8.1. Polaires :

La polaire d'une aile est une courbe tracée point par point qui fait correspondre les coefficients de traînée et de portance déterminés expérimentalement pour différents angles d'incidence. Elle permet de déterminer les caractéristiques d'un profil, d'une aile, d'un aéronef.

Il existe principalement deux sortes de polaires :

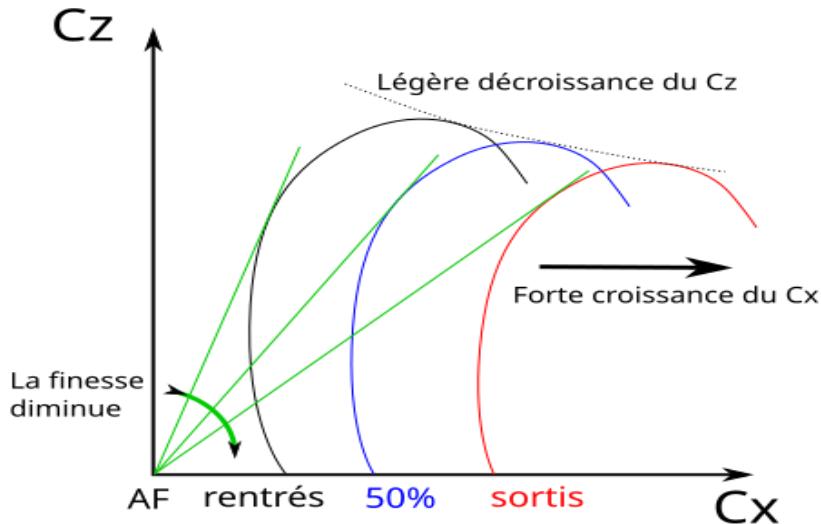
- La polaire de Gustave Eiffel
- La polaire d'Otto Lilienthal

#### • Impact des aérofreins sur la polaire Eiffel :

En augmentant la valeur du coefficient de traînée C<sub>x</sub>, les aérofreins transforment la polaire Eiffel du planeur en la déplaçant vers la droite sur l'axe C<sub>x</sub>. Cependant, étant donné que les aérofreins sont placés sur les ailes, ils engendrent aussi une détérioration variable du

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

coefficient de portance  $C_z$ . Cette dégradation est négligeable comparée à l'accroissement du coefficient de traînée. [20]



**Figure II.16.**Schéma d'une polaire d'Eiffel [3]

- **Polaire Lilienthal :**

Le tracé du coefficient de portance en fonction du coefficient de traînée ne se fait plus dans un système lié à la vitesse mais dans un système d'axes liés à la géométrie d'un profil.

La polaire Lilienthal est obtenue en appliquant une rotation de l'incidence à chaque point de la polaire normale autour du point 0. La polaire Lilienthal est surtout utilisée dans l'étude de l'hélice [20]

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

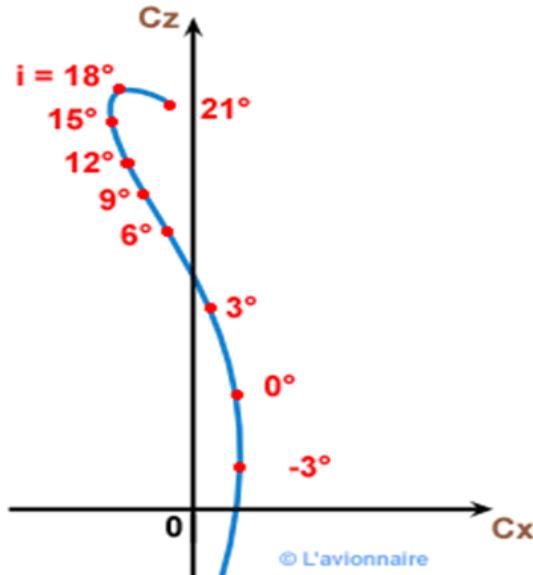


Figure II.17. La polaire Lilienthal [3]

### II.8.2 La finesse :

Le rendement d'une aile se caractérise par sa finesse. Pour une traînée donnée, si la finesse augmente, la portance augmente, donc la charge marchande augmente. Pour une portance donnée, si la finesse augmente, la traînée diminue, donc la puissance nécessaire diminue et la consommation de carburant diminue.

$$f = \frac{\text{portance}}{\text{trainé}} = \frac{C_x}{C_z}$$

La figure ci-dessus représente la polaire d'une aile d'avion, qui montre la relation entre le coefficient de portance  $C_z$  (CL) et le coefficient de traînée  $C_x$  [20]

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

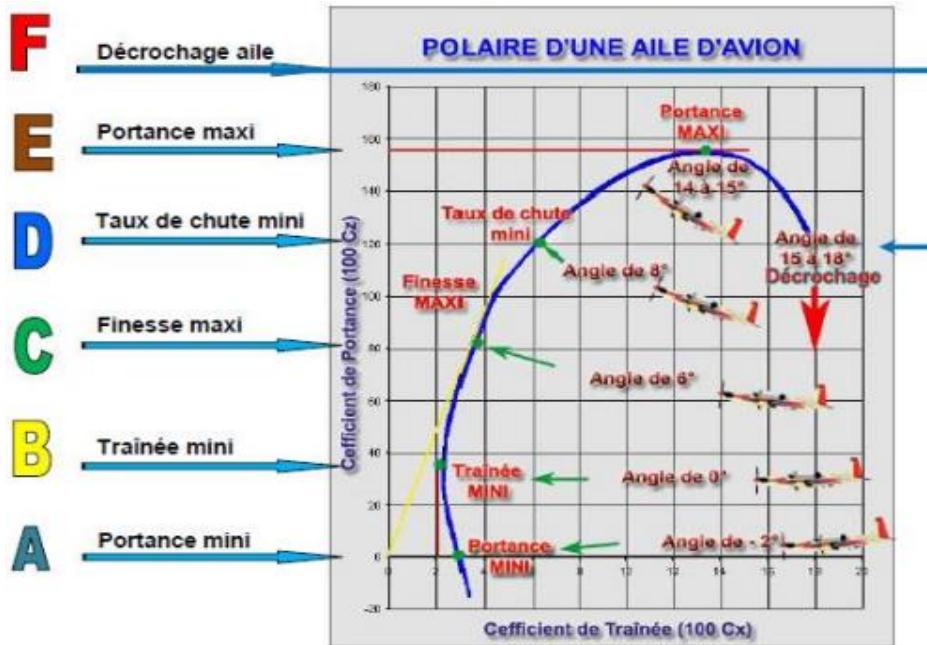


Figure II.18. La polaire d'une aile d'avion [20]

### II.9. Etude des écoulements – Souffleries

#### II.9.1 Les deux types d'écoulements

L'air et l'eau sont tous deux des liquides, mais contrairement à l'eau, l'air est invisible, ce qui rend le vol plus difficile à appréhender. Lorsqu'un navire navigue, on peut observer sa lame d'étrave, son sillage ainsi que tous les tourbillons qu'il génère. En revanche, lorsqu'un avion évolue dans le ciel, il semblerait qu'aucun événement ne se produise. Cependant, une perturbation bien plus importante que celle observée dans l'eau a lieu.

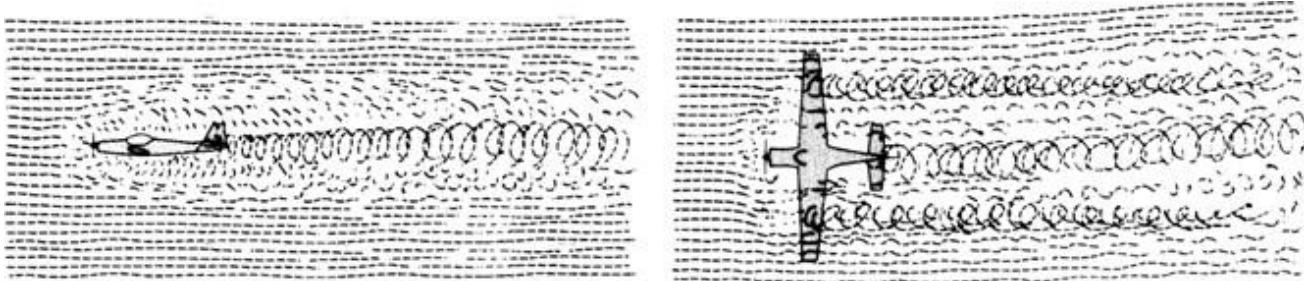


Figure II.19. Ce que l'on verrait si l'air était visible [16]

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

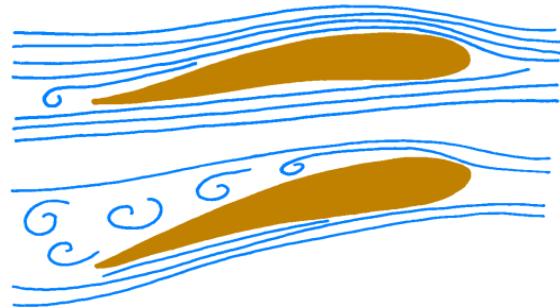
Avec la pratique, on arrive à développer la faculté de « voir » l'air lorsqu'il s'écoule sur des corps de différentes formes. Cette faculté est aidée en observant l'écoulement de l'air dans lequel on a introduit de la fumée, ou l'écoulement de l'eau (dont la plupart des propriétés sont identiques à celles de l'air).

Les deux types d'écoulements

- **Laminaire**, c'est-à-dire non perturbé (en haut)

Et

- **Turbulent** (en bas).



**Figure II.20.** Visualisation d'un écoulement de fluide autour d'un profil [16]

### 1. 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.

### 2. 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.

#### II.9.2. Les souffleries aérodynamiques :

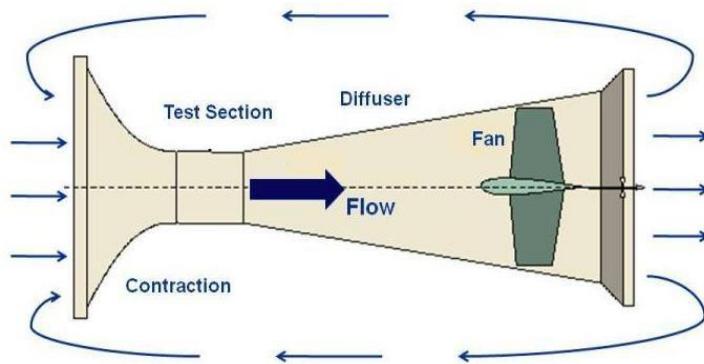
##### II.9.2.1 Description et types de souffleries

Ce sont des machines destinées à produire le vent nécessaire à un essai et une étude aérodynamiques. Elles constituent donc un des moyens dont dispose l'aérodynamique

Les souffleries peuvent être classées suivant deux types en particulier :

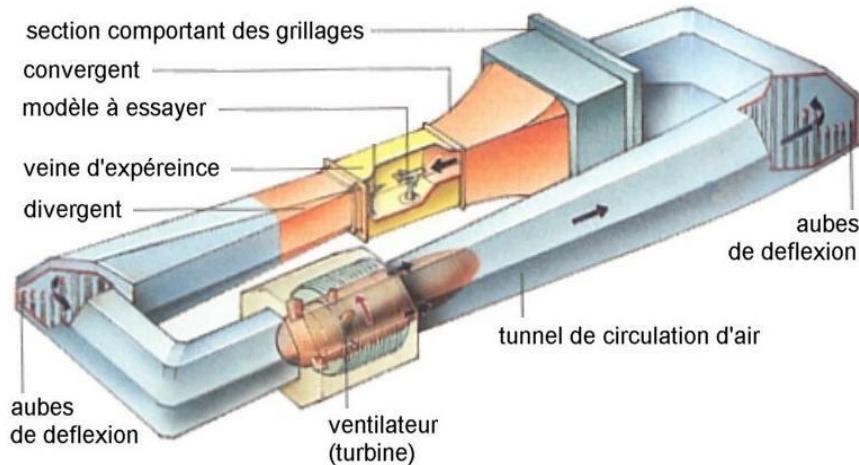
- Les souffleries à circuit ouvert (ont dit aussi à veine ouverte) dite de type Eiffel

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique



**Figure II.21.** Le circuit ouvert (type Eiffel) [16]

- Les souffleries à circuit fermé dites aussi à retour ou encore de type Prandtl.



**Figure II.22.** Souffleries à circuit fermé (type Prandtl) [16]

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

### II.9.2.2. Résultats de l'analyse en soufflerie

Les tests en soufflerie fournissent une représentation du comportement d'un objet exposé à l'influence d'un fluide en déplacement. Pour résumer, ces résultats sont compilés en déterminant les coefficients aérodynamiques. [16]

## II.10. Analyse des paramètres influençant l'efficacité du freinage aérodynamique

### II.10.1. Forces et moments aérodynamiques :

L'expérience démontre qu'un objet solide en déplacement dans un fluide à la vitesse  $\vec{V}$  est soumis à des forces de résistance provenant du fluide. Ce mécanisme d'interaction sur l'obstacle peut se simplifier à une force  $\vec{R}$  et un moment  $C$ . [14]

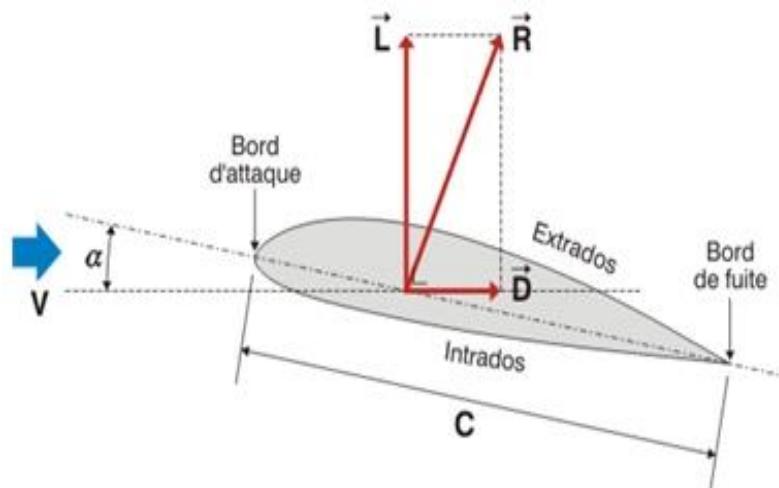


Figure II.23. Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile [14]

On divise généralement le vecteur  $\vec{R}$  en une part parallèle à  $\vec{V}$  qui est la force de traînée d'intensité  $T$  et une part orthogonale à  $\vec{V}$  qui correspond à la force de portance d'intensité  $P$ , ainsi qu'à un moment résultant  $\vec{M}$  du système de forces par rapport à un point ou un axe. L'expression de ces forces est influencée par la densité  $\rho$  du fluide, la vitesse  $\vec{V}$ , le dimensionnement du profil et l'orientation du corps.

$$T = \frac{1}{2} C_x \rho s V^2$$

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

$$P = \frac{1}{2} C_x \rho s V^2$$

$$C = \frac{1}{2} C_m \rho s V^2 L$$

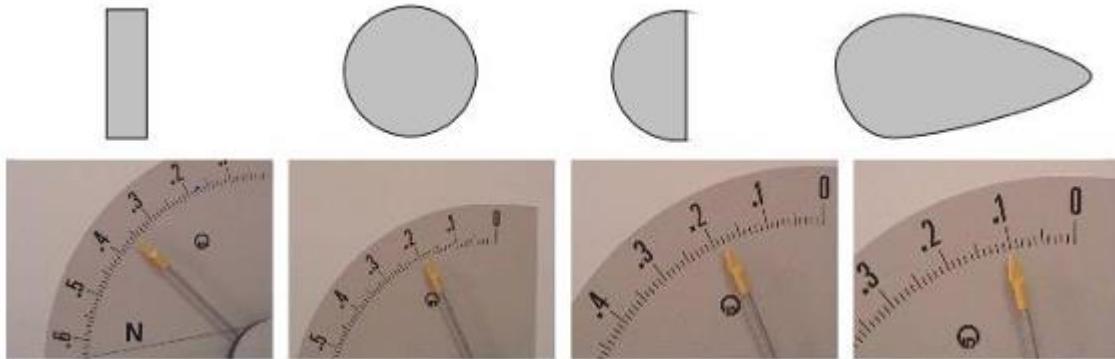
Où :  $C_x$ ,  $C_z$ ,  $C_m$  sont respectivement les coefficients de trainée, de portance et de couple.

$L$  : Longueur caractéristique de l'obstacle.

$S$  : maître couple de l'obstacle (la surface projetée normalement sur le plan perpendiculaire à la direction de l'écoulement) [14]

### II.10.2. Influence de la forme :

Afin d'examiner l'impact de la configuration du profil sur la résistance, on dispose divers profils dans une veine d'essai (soufflerie). Ces profils sont connectés à une balance mécanique à ressort qui permet de mesurer la résistance.



**Figure II.24.** Evolution de la résistance de l'air en fonction de la forme [14]

En introduisant divers profils dans la soufflerie générant un flux à une vitesse déterminée, l'observation des traînées distinctes permet d'établir que le disque a une traînée supérieure à celle de la demi-sphère, qui à son tour a une traînée plus élevée que celle de la goutte. [14]

### II.10.3. Résistance à l'air :

Tout objet plongé dans l'air en mouvement subit une résistance qui cherche à entraver sa progression. Cette résistance découle des attributs de l'air, mais également des propriétés du corps concerné (surface, forme, etc.).

Cette influence de l'air se manifeste à chaque endroit du corps par :

- Une force élémentaire de pression qui agit perpendiculairement à la surface.

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

- Une force élémentaire de friction qui s'exerce parallèlement à la surface. [15]

### II.11. Paramètres adimensionnels :

Dans le domaine de l'aérodynamique externe, les flux sont grandement affectés par les phénomènes de turbulence, de compressibilité ou potentiellement de raréfaction. Dans le contexte des écoulements intermittents, les phénomènes oscillatoires peuvent également avoir une importance considérable, tout comme les effets de paroi. Plusieurs nombres adimensionnels servent à décrire l'importance proportionnelle de ces divers phénomènes. Voici un rappel de leurs rôles et de leur définition. [22]

#### II.11.1. Le nombre de Reynolds :

C'est le rapport des forces d'inertie sur les forces visqueuses :

$$Re = \frac{U_\infty \cdot C}{v}$$

$U_\infty$  : Vitesse caractéristique

$C$  : la longueur de la corde.

$v$  : Viscosité cinétique du fluide.

Il permet notamment de caractériser l'importance des phénomènes turbulents dans un écoulement.

#### II.11.2. Nombre de Mach :

Le nombre de Mach est le rapport de la vitesse de l'écoulement  $U_\infty$  à la vitesse du son  $a$

$$M = \frac{U_\infty}{a}$$

Le nombre de Mach permet de mesurer l'importance des effets de compressibilité sur un écoulement gazeux.

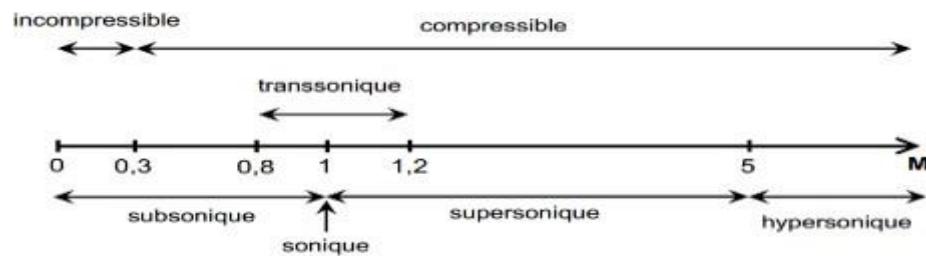
Il est courant d'employer le nombre de Mach pour mesurer la vitesse de vol plutôt que la vitesse elle-même, mais pourquoi cette préférence ? La réponse réside dans le fait que l'usage du nombre de Mach ne se limite pas à quantifier la rapidité de l'écoulement, il fournit également une

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

multitude d'informations sur les propriétés physiques de cet écoulement. Lorsqu'on modifie le nombre de Mach d'un écoulement, cela entraîne des modifications significatives dans sa nature physique.

Selon le nombre de mach locale nous distinguons les régimes de vol suivants :

- Subsonique si  $M < 1$
- Transsonique si  $0.8 < M < 1.2$
- Sonique si  $M = 1$
- Supersonique si  $1 < M < 5$
- Hypersonique si  $M > 5$



**Figure II. 25.** Différents régimes d'écoulement [22]

### II.11.3. Nombre de Strouhal :

Ce nombre décrit les mécanismes d'oscillation d'écoulement. Il compare les accélérations d'origine instationnaire et celles d'origine advective. Souvent, il est donné comme avec :

$$Sr = \frac{f \cdot L}{U_\infty}$$

f : Fréquence de détachement tourbillonnaire ou de mouvement périodique.

L : Longueur caractéristique.

$U_\infty$  : Vitesse de l'écoulement. [21]

## Chapitre 2 : Technologie et principes de freinage aérodynamique

### II.12. Équation de Bernoulli :

L'équation de Bernoulli est très utile en aérodynamique. Naturellement elle contient des hypothèses simplificatrices par rapport aux équations de Navier Stokes

-Fluide non visqueux,

- Écoulement irrationnel, c'est-à-dire :  $\nabla \times \mu = 0$

Il est fréquemment utilisé dans le contexte d'un flux stationnaire incompressible. Elle autorise, sur une ligne de courant, l'établissement d'une relation directe entre la pression statique  $p$  et la pression totale  $p_0$  par

$$\frac{1}{2}\rho|\mu|^2 + P = p_0$$

Cette relation est fréquemment employée dans les souffleries pour déterminer la vitesse moyenne à partir de l'enregistrement des pressions statique et totale grâce à un tube de Prandtl. La pression statique  $p$  représente la pression relevée par un orifice orienté perpendiculairement à l'écoulement moyen, alors que la pression totale  $p_0$  est celle mesurée sur l'axe de la vitesse moyenne. Il convient de noter que la pression totale est parfois appelée pression d'arrêt, car elle correspond à une pression mesurée lorsque la vitesse est nulle dans l'axe du flux. On établit également la définition de la pression dynamique. [22]

$$q = \frac{\rho|\mu|^2}{2}$$

### II.13. Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons défini les différentes catégories des profils aérodynamiques ainsi que leurs caractéristiques. Nous avons également pris une idée sur les équations essentielles de l'aérodynamique. Enfin, nous avons également exploré les différents régimes d'écoulements de l'aérodynamique

# **Chapitre III :**

## **Conception d'un nouveau spoiler d'avion**

## **Chapitre 3 : Conception d'un nouveau spoiler d'avion**

### **Chapitre III : Conception d'un nouveau spoiler d'avion**

#### **III. Introduction :**

Dans le cadre de cette étude, nous avons entrepris la conception d'un nouveau spoiler, dont l'objectif principal est de savoir ces performances aérodynamique tout en assurant une bonne intégration à la structure de l'aile.

Ce chapitre présente de manière détaillée les étapes de la conception du spoiler via des outils de CAO (SolidWorks).

#### **III.1. Présentation du logiciel SolidWorks**

C'est un concepteur 3D qui utilise la modélisation paramétrique. Il produit trois catégories de fichiers en lien avec trois notions fondamentales : la pièce, l'assemblage et la mise en plan. Ces fichiers sont liés. Toute modification effectuée, quel que soit le niveau, est propagée à tous les fichiers impliqués. Une maquette numérique est un dossier exhaustif qui regroupe toutes les informations relatives à un même système. Plusieurs programmes viennent s'ajouter à l'éditeur SolidWorks. Des outils axés sur des domaines spécifiques (mécanique, conception, tôlerie, bois, etc.), ainsi que des applications de simulation mécanique ou d'imagerie synthétique travaillent à partir des composants du modèle virtuel. [23]

#### **III.2. Caractéristique du profil utilisé pour la conception de l'aile [NACA 2412] :**

La forme des profils NACA est décrite à l'aide d'une série de chiffres qui suit le mot « NACA ». Les chiffres de cette série peuvent alors être saisis dans des équations pour générer précisément la section de l'aile (Son profil) et déterminer ses propriétés. Toutes les dimensions en % sont entendues en % de longueur de la corde, cette corde étant la droite reliant bord d'attaque et bord de fuit.

## Chapitre 3 : Conception d'un nouveau spoiler d'avion

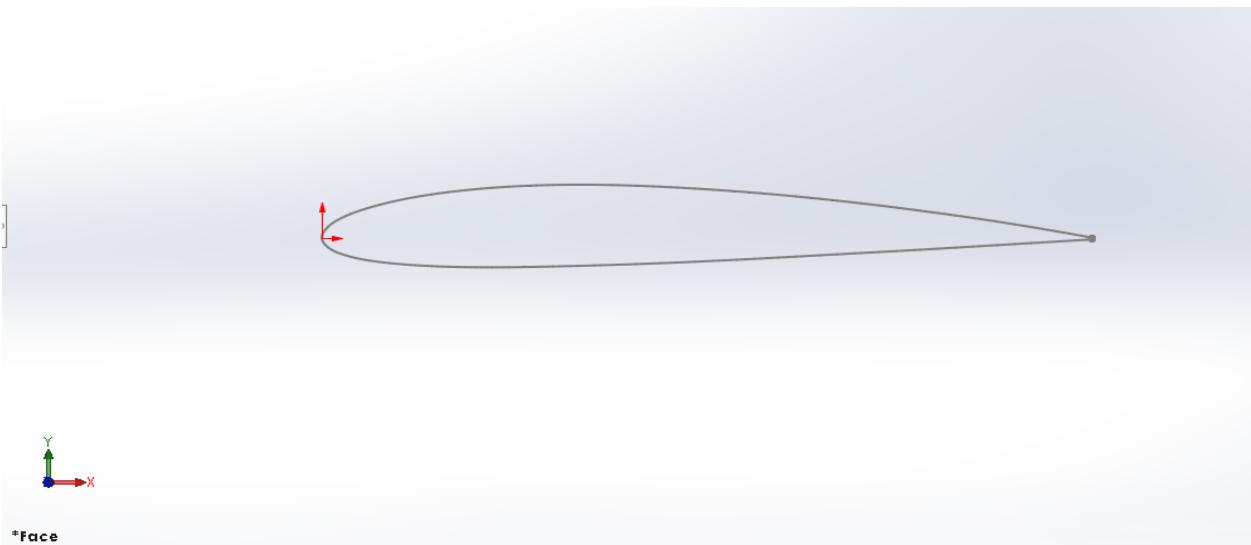
Le profil aérodynamique NACA 2412 possède une cambrure maximale de 2 % à 40 % à partir du bord d'attaque, avec une épaisseur maximale de 12 %. Par exemple, pour une aile de 10 cm de corde, le profil à une cambrure de 2 mm située à 40 mm du bord d'attaque, et une épaisseur maximale de 12 mm La plupart des profils à 4 chiffres ont une épaisseur maximale à environ 30 % de corde du bord d'attaque [24]

### III.2.1. Coordonnées du profil NACA 2412 :

X(m)	Y(m)	Z(m)	X(m)	Y(m)	Z (m)	X(m)	Y(m)	Z (m)	X(m)	Y(m)	Z(m)
1	0.0013	0	0.25	0.0767	0	0.0125	-0.0165	0	0.40	-0.0380	0
0.95	0.0114	0	0.20	0.0726	0	0.025	-0.0225	0	0.50	-0.0334	0
0.90	0.0208	0	0.15	0.0661	0	0.05	-0.0301	0	0.60	-0.0276	0
0.80	0.0375	0	0.10	0.0563	0	0.075	-0.0346	0	0.70	-0.0214	0
0.70	0.0518	0	0.075	0.0496	0	0.10	-0.0375	0	0.80	-0.0150	0
0.60	0.0636	0	0.05	0.0413	0	0.15	-0.0410	0	0.90	-0.0082	0
0.50	0.0724	0	0.025	0.0299	0	0.20	-0.0423	0	0.95	-0.0048	0
0.40	0.0780	0	0.012	0.0215	0	0.25	-0.0422	0	1	-0.0013	0
0.30	0.0788	0	0	0	0	0.30	-0.0412	0			

Tableau III.1: Coordonnées du profil NACA 2412

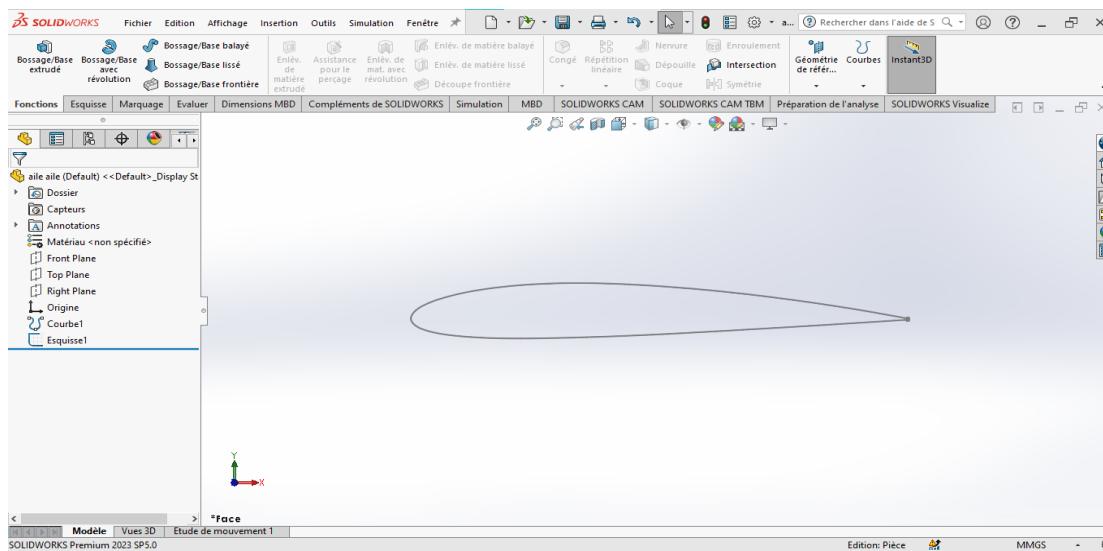
## Chapitre 3 : Conception d'un nouveau spoiler d'avion



**Figure III. 1** profil aérodynamique NACA 2412

### III.3. Présentation des étapes de conception sur SolidWorks :

Dans cette étape, le profil aérodynamique NACA 2412 est modélisé à l'aide du logiciel SolidWorks. Après avoir importé les coordonnées du profil. Une fois les points placés et reliés une esquisse fermée du profile est obtenue.



**Figure III.2.** Représentation 2D du profile NACA 2412

## Chapitre 3 : Conception d'un nouveau spoiler d'avion

Bossage / base extrude afin de créer un volume 3D correspondant à l'extrusion du profil représentant une portion d'aile.

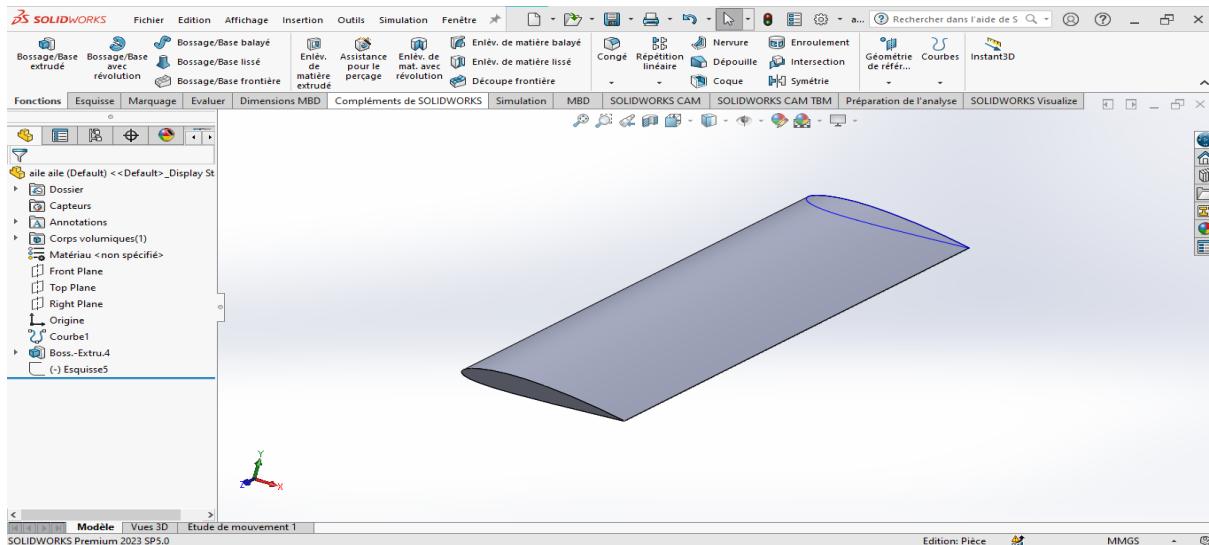


Figure III. 3: obtention du l'aile par base/bossage extrudé

Une opération d'enlèvement de matière est réalisée afin de créer un logement destiné à l'intégration du support de spoiler. Cette cavité est conçue de manière à assurer un positionnement précis et une fixation optimale du dispositif sur l'aile.

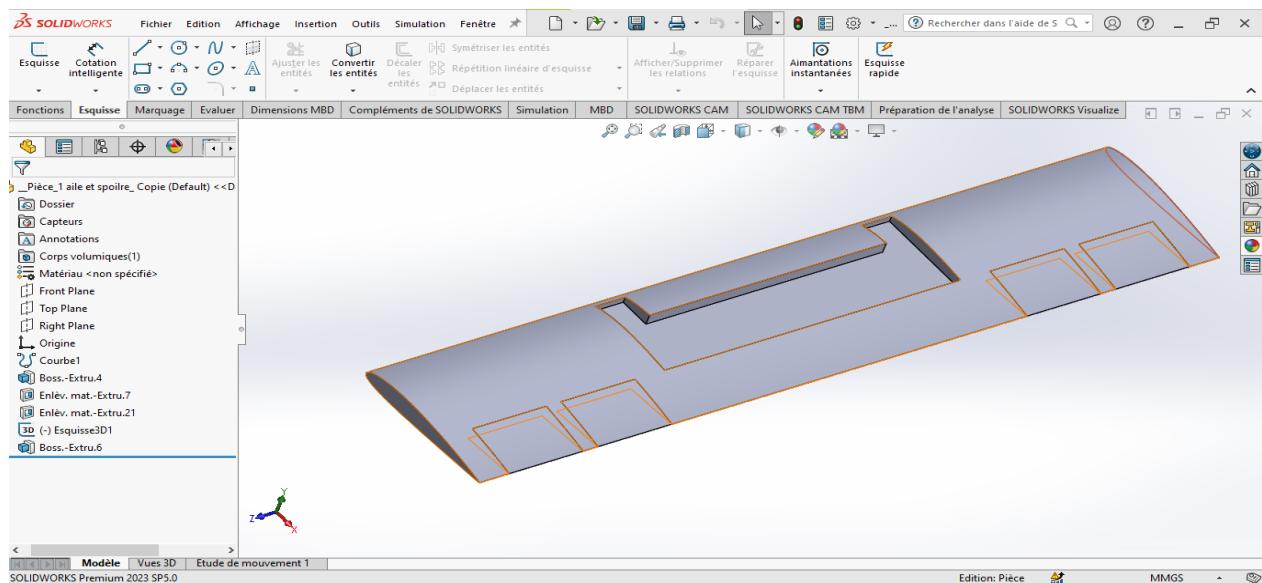


Figure III.4: obtention de l'aile après les enlèvements de matière

## **Chapitre 3 : Conception d'un nouveau spoiler d'avion**

### **III.4. Présentation, conception et emplacement du spoiler :**

Le composant étudié est un spoiler aérodynamique, destiné à être monté sur l'aile d'un avion, sur un axe transversal solidaire de la structure portante. Il joue un rôle important dans la gestion des flux d'air, avec des effets sur la portance, le contrôle de l'écoulement, et éventuellement la génération de traînée contrôlée.

Ce spoiler mesure 160 mm de longueur pour une hauteur de 24,5 mm, avec une épaisseur variable de 2 mm à 8 mm, selon les contraintes de profil aérodynamique et de rigidité. Sa géométrie permet une intégration fluide sous l'extrados ou l'intrados de l'aile, tout en assurant une fonction aérodynamique active.

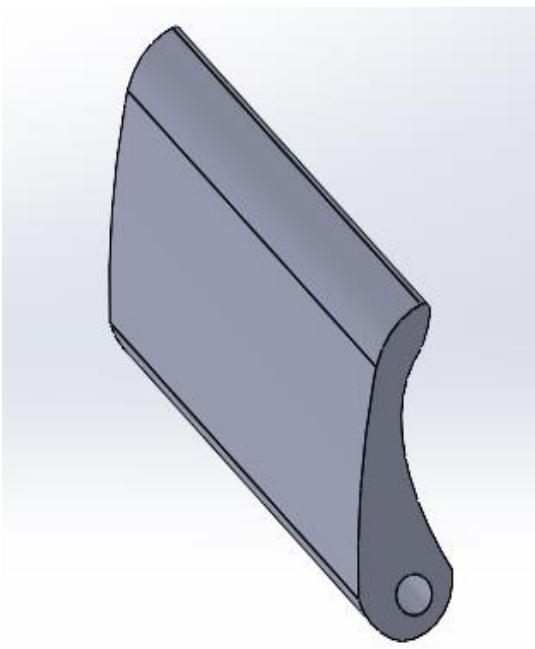
Le montage s'effectue via un axe transversal de 170mm de longueur, fixé sous un support. Ce système permet de :

- Orienter dynamiquement le spoiler (rotation autour de l'axe).
- Contrôler l'écoulement d'air selon les phases de vol (montée, descente, manœuvres).
- Utiliser comme un dispositif de freinage.

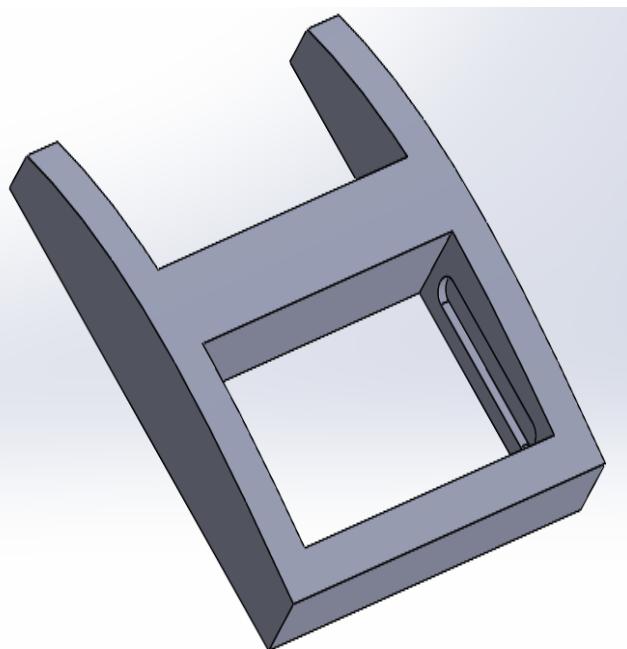
Le spoiler peut être actionné via un micro-actionneur (vérin) dans le cadre d'une installation fonctionnelle.

## Chapitre 3 : Conception d'un nouveau spoiler d'avion

- Conception du spoiler et le support porteur :

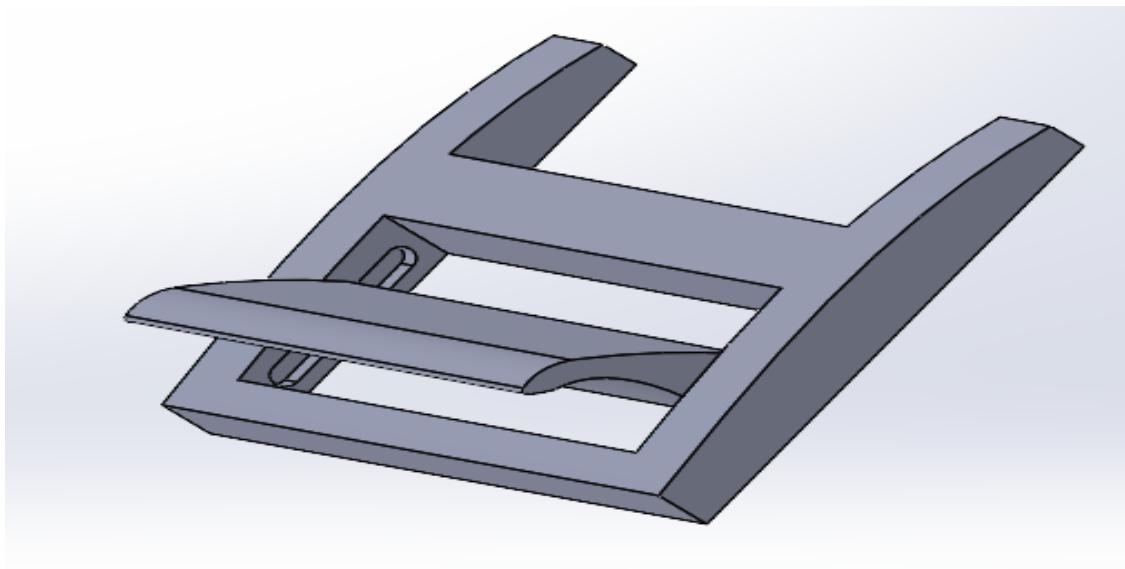


**Figure III.5.**Spoiler profilé



**Figure III.6.**support du spoiler

- Emplacement du spoiler sous le support :



**Figure III.7.**montage du spoiler sur le support

## Chapitre 3 : Conception d'un nouveau spoiler d'avion

### Emplacement sur l'aile :

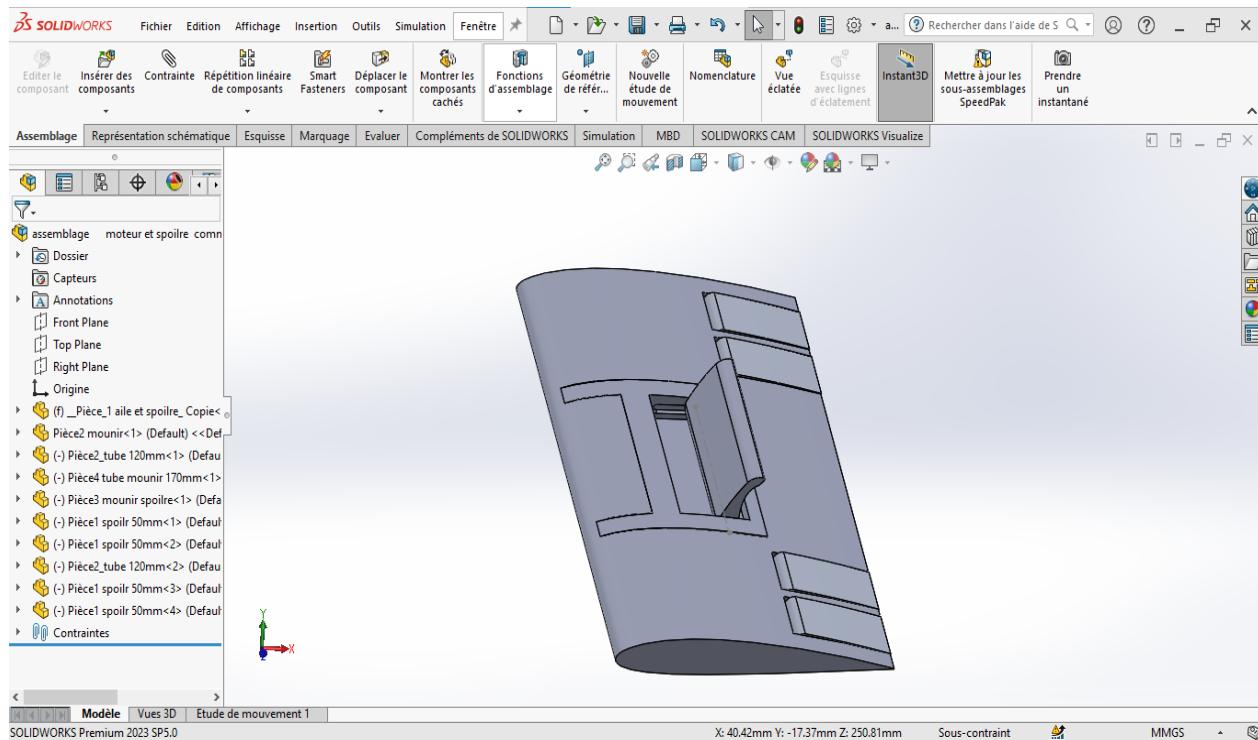


Figure III.8. assemblage du spoiler sur l'aile

### III.5. Objectifs de conception

L'objectif principal de la conception de ce nouveau spoiler est d'étudier son influence sur les performances aérodynamiques de l'aile, notamment en termes de traînée générée. Il s'agit de proposer une nouvelle géométrie ou une nouvelle intégration structurelle du spoiler, puis d'évaluer par simulation numérique les effets de cette configuration sur l'écoulement de l'air autour de l'aile, en comparaison avec une aile sans aérofreins. Cette démarche vise à mieux comprendre le comportement aérodynamique du dispositif et à fournir une base de données utile pour de futures optimisations en matière de freinage ou de performance d'atterrissage.

### III.6. Description du mécanisme :

Le spoiler est monté sur un système de glissières ou rails, lui permettant de coulisser vers l'arrière lors de son ouverture et vers l'avant lors de sa fermeture. Son mouvement est directement lié à celui du vérin, assurant un déploiement progressif et contrôlé. Au fur et à mesure que le vérin agit, le spoiler effectue d'abord un mouvement de glissement horizontal, puis s'oriente progressivement vers le haut jusqu'à atteindre un angle d'inclinaison à définir selon les besoins aérodynamiques.

## Chapitre 3 : Conception d'un nouveau spoiler d'avion

### III.6.1. En phase d'ouverture :

- ✓ **Commande d'activation** : Le vérin reçoit une commande hydraulique, pneumatique ou électrique.
- ✓ **Mouvement du vérin** : La tige du vérin s'étend, poussant ou tirant le mécanisme de liaison.
- ✓ **Glissement du spoiler** : Le spoiler suit ce mouvement en coulissant vers l'arrière, tout en se soulevant pour perturber l'écoulement de l'air.

### III.6.2. En phase de fermeture :

- ✓ **Rétraction du vérin** : La tige du vérin se rétracte, entraînant le spoiler vers sa position initiale.
- ✓ **Retour en position fermée** : Le spoiler coulisse vers l'avant et s'abaisse complètement, verrouillé pour éviter toute vibration en vol.

### III.6.3. Rôle et utilité en vol :

- ✓ **À l'atterrissage** : Le spoiler s'ouvre pour réduire la portance et augmenter l'efficacité des freins.
- ✓ **En vol** : Il reste fermé, sauf dans certains cas de freinage aérodynamique ou de contrôle de descente.

### III.6.4. Avantages du système coulissant :

- ✓ **Précision** : Mouvement progressif (Un déploiement/reentrée dont l'accélération et la vitesse sont parfaitement contrôlées à chaque instant) et sans à-coups (Élimination de tout choc mécanique ou discontinuité de mouvement.).
- ✓ **Fiabilité** : Moins de pièces mobiles exposées, réduisant les risques de blocage.
- ✓ **Intégration aérodynamique** : Profil optimisé pour minimiser la traînée en position fermée.

### III.6.5. Applications :

- ✓ **Aviation civile** : Utilisé sur les avions de ligne pour le freinage après atterrissage.

## **Chapitre 3 : Conception d'un nouveau spoiler d'avion**

- ✓ **Aviation militaire :** Peut servir à modifier les caractéristiques de portance lors de manœuvres spécifiques.

### **III.7. Entrée sur les matériaux :**

La conception d'un aéronef doit intégrer une multitude de critères tels que l'efficacité, le confort, la sécurité et la fiabilité. Néanmoins, l'importance de chaque critère varie en fonction du type d'avion à concevoir, qui peut aller des avions de chasse aux avions commerciaux. Par conséquent, la conception de l'aéronef doit satisfaire à des exigences spécifiques qui influent sur la complexité de sa structure et les matériaux employés dans sa fabrication. Une vaste sélection de matériaux peut être exploitée dans la conception de l'aéronef afin d'exploiter des caractéristiques telles que la résistance, l'élasticité, le poids spécifique et la résistance à la corrosion.

La conception de certaines pièces d'avion peut également impliquer l'utilisation de divers matériaux, les métaux tels que l'acier, l'aluminium, le titane et leurs alliages sont prépondérants. Les alliages d'aluminium se distinguent par une densité plus faible comparée aux alliages d'acier (environ un tiers), tout en présentant d'excellentes caractéristiques de résistance à la corrosion. Ces matériaux sont également employés dans la conception des ailes d'avion. Néanmoins, les alliages d'acier présentent une résistance à la traction supérieure et un module d'élasticité plus élevé. En plus des métaux, l'industrie aéronautique fait également appel à des matériaux composites, appréciés pour leur solidité, leur légèreté et leur capacité à résister à la corrosion. [25]

Les types suivant d'alliages sont largement utilisées en aéronautique : 7075(Aluminium-zinc (Al-Zn-Mg-Cu)], 6061 [Aluminium-magnésium-silicium (Al-Mg-Si)], 6063 (Aluminium-magnésium-silicium), 2024 [Aluminium-cuivre (Al-Cu-Mg)] et 5052 [Aluminium-magnésium (Al-Mg)]. La possibilité d'associer l'aluminium à différents éléments d'alliage majeurs permet d'améliorer les propriétés physico-chimiques et les caractéristiques techniques de l'aluminium [26]

#### **III.7.1. Choix de matériau de notre conception (aluminium 7075-T6) :**

Dans le cadre de la conception du spoiler et de l'aile, le choix des matériaux a été réalisé en tenant compte de plusieurs critères essentiels chimiques et mécaniques. Après une analyse

### Chapitre 3 : Conception d'un nouveau spoiler d'avion

approfondie des propriétés des différents alliages disponibles, l'aluminium 7075-T6 a été sélectionné comme matériau principal pour la structure.

#### III.7.2. Caractéristiques du l'aluminium 7075-T6 :

SI	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Autres	AL
0.4	0.5	1.2-2.0	0.30	2.1-2.9	0.18-0.28	5.1-6.1	0.2	chaque 0.05	Total 1.5
Reste									

**Tableau III.2:** Composition chimique nominale %

Etat	Epaisseur spécifique (mm)		Rm (MPA)		Rp0.2 (MPA)		A% mini		Rayon de pliage		Dureté (HBS)
	Supérieur a	Jusqu' a	mini	maxi	mini	maxi	A50	A	180°	90°	
T6	0.8	1.5	540	-	460	-	6	-	-	5.5e	160

**Tableau III.3 :** Caractéristiques mécaniques : [27]

## **Chapitre 3 : Conception d'un nouveau spoiler d'avion**

### **III.8. Conclusion :**

Dans ce chapitre, nous avons entrepris la conception d'un nouveau spoiler destiné à améliorer le système de freinage aérodynamique d'une aile d'avion. La modélisation CAO (SolidWorks) a permis de concrétiser cette conception en intégrant le spoiler dans la géométrie de l'aile. Cette phase de conception constitue une base solide pour la suite du projet, qui consistera à simuler numériquement le comportement aérodynamique du spoiler, et à évaluer ses performances en conditions réelles de vol.

# **Chapitre IV :**

## **Simulation numérique et résultante par SolidWorks**

## **Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS**

### **Chapitre IV : Simulation numérique et résultante par SolidWorks**

#### **IV. Introduction :**

La conception d'un nouveau spoiler ne pourrait être entièrement confirmée sans une étude détaillée de ses performances dans des conditions réelles de vol. C'est pour cette raison que la simulation Numérique est une phase cruciale du processus de développement. Elle offre la possibilité d'examiner en détail l'interaction entre le spoiler et le flux d'air autour de l'aile, ainsi que les conséquences sur les forces de portance, trainée et de résistance à la stabilité de l'appareil.

Ce chapitre présente les différentes méthodes et outils de simulation employés pour modéliser le comportement aérodynamique du spoiler proposé intégré à l'aile. Nous décrirons la mise en place du modèle numérique, ainsi que les paramètres d'étude retenus. Les résultats obtenus permettront d'identifier les éventuelles améliorations et de mieux comprendre l'efficacité du nouveau système de freinage aérodynamique.

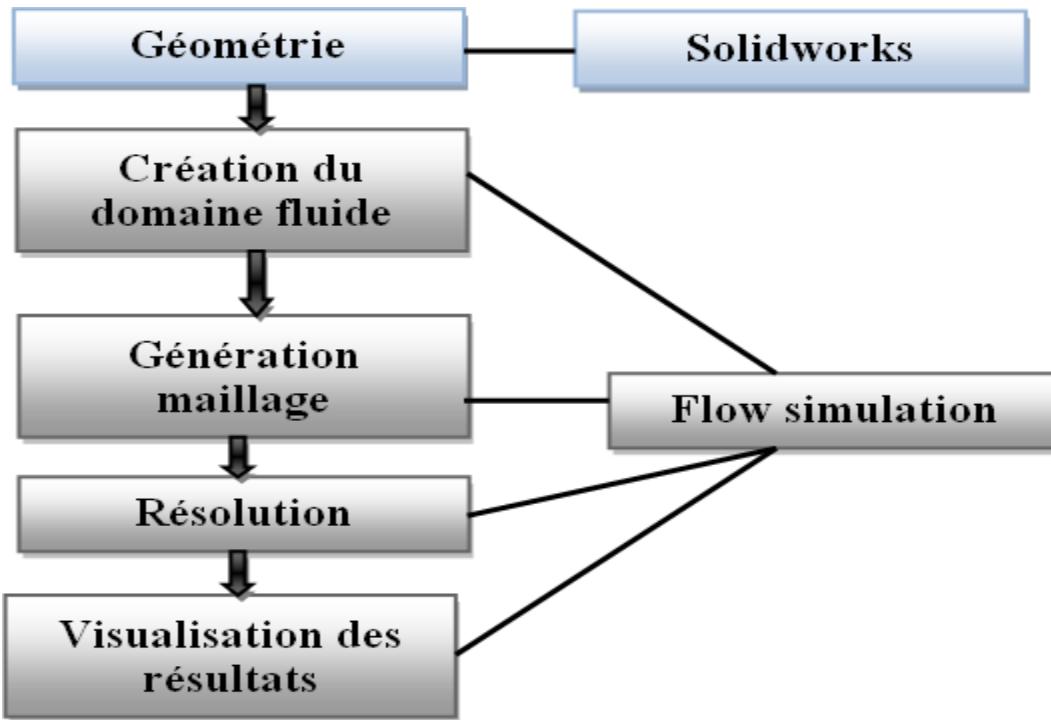
Enfin, afin de mettre en évidence les avantages de ce nouveau design, une comparaison sera effectuée à la fin de ce chapitre avec une aile. Cette comparaison permettra d'évaluer les améliorations possibles en termes de performance aérodynamique et d'identifier les gains potentiels apportés par la nouvelle géométrie proposée.

#### **IV.1. Etapes modélisation numérique**

##### **IV.1.1. Présentation de SolidWorks flow simulation :**

Le code flow simulation est un module du logiciel SolidWorks, destiné à la simulation numérique d'écoulement en mécanique des fluides et le Transfer thermique, ainsi il permet de mettre en œuvre la création de la géométrie, le maillage de la structure et la visualisation des résultats (Voir figure 4.1). [28]

## Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS



**Figure IV. 1:** étapes de modélisation sur SolidWorks flow simulation [1]

### IV.1.2. Les étapes de simulation par SolidWorks :

Dans le cadre de cette étude, plusieurs configurations géométriques ont été définies afin d'évaluer les performances aérodynamiques du nouveau spoiler proposé, en le comparant à la géométrie d'aile. L'objectif principal est d'analyser l'influence de l'angle de déploiement du spoiler sur les caractéristiques aérodynamiques, notamment la traînée et le comportement global de l'écoulement de l'air.

Dans cette étude, le spoiler proposé est fixé sur une aile en position horizontale, et simulé sous différentes configurations angulaires : 35°, 45°, 60° et 90°. Ces simulations visent à évaluer l'impact de l'angle d'ouverture du spoiler sur les efforts aérodynamiques générés, et le flux d'air autour du ce dernier.

Une simulation a également été réalisée sur une aile en position horizontale, utilisée comme référence afin de comparer les résultats obtenus avec ceux du spoiler dans ses différentes configurations. Cette comparaison a pour objectif d'évaluer si, dans certaines positions, le spoiler

## Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS

peut offrir des performances comparables, voire supérieures, à celles de l'aile seule en matière de réduction de la traînée et de maîtrise de l'écoulement aérodynamique.

Pour la simulation dans SolidWorks Flow Simulation, j'ai utilisé une vitesse d'air de 70 m/s et une pression atmosphérique standard de 101325 Pa afin de représenter les conditions réelles auxquelles le spoiler est soumis.

Les géométries utilisées pour chaque simulation et les résultats obtenus sont présentées dans les figures suivantes.

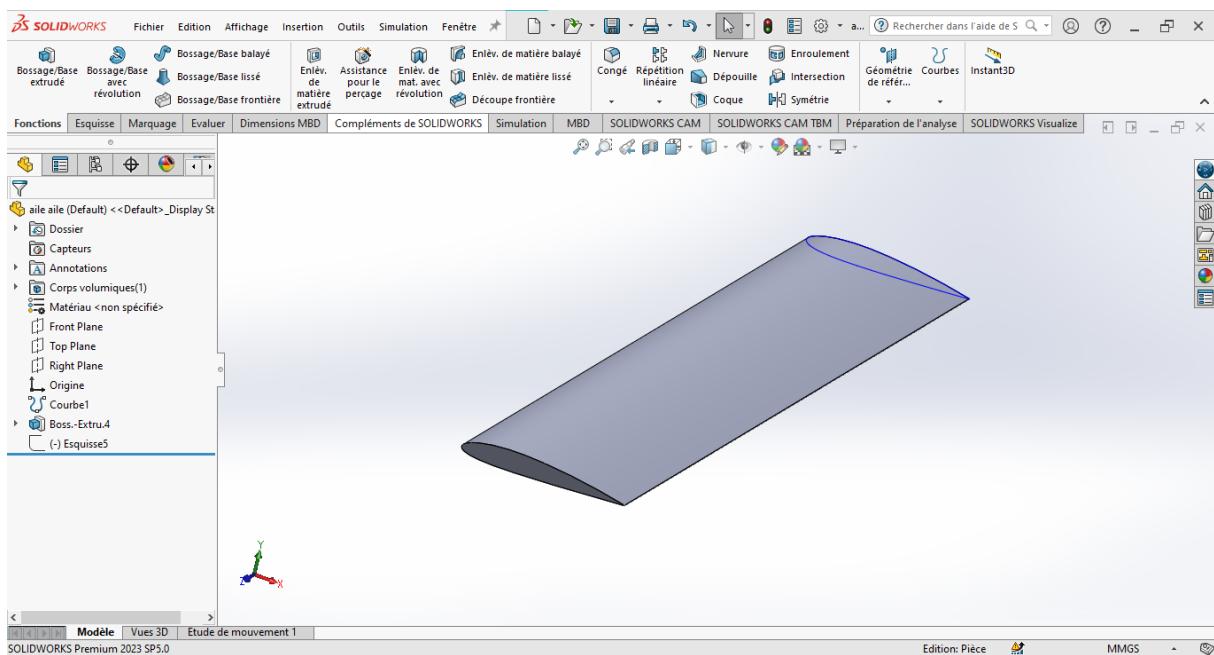
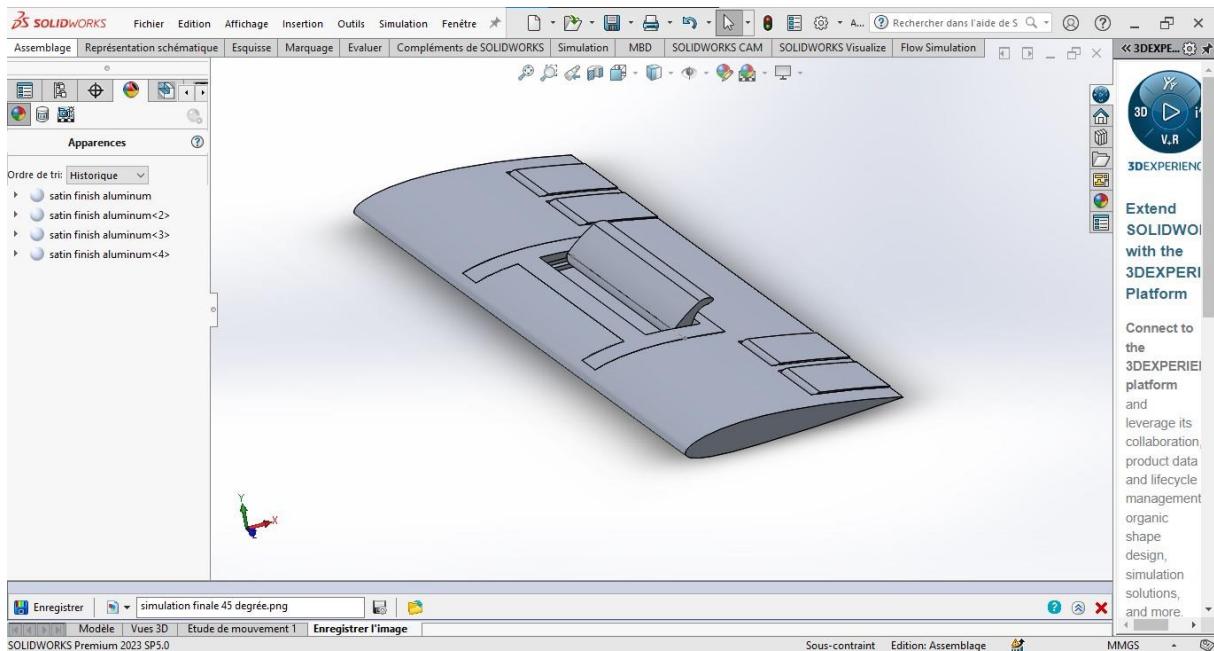


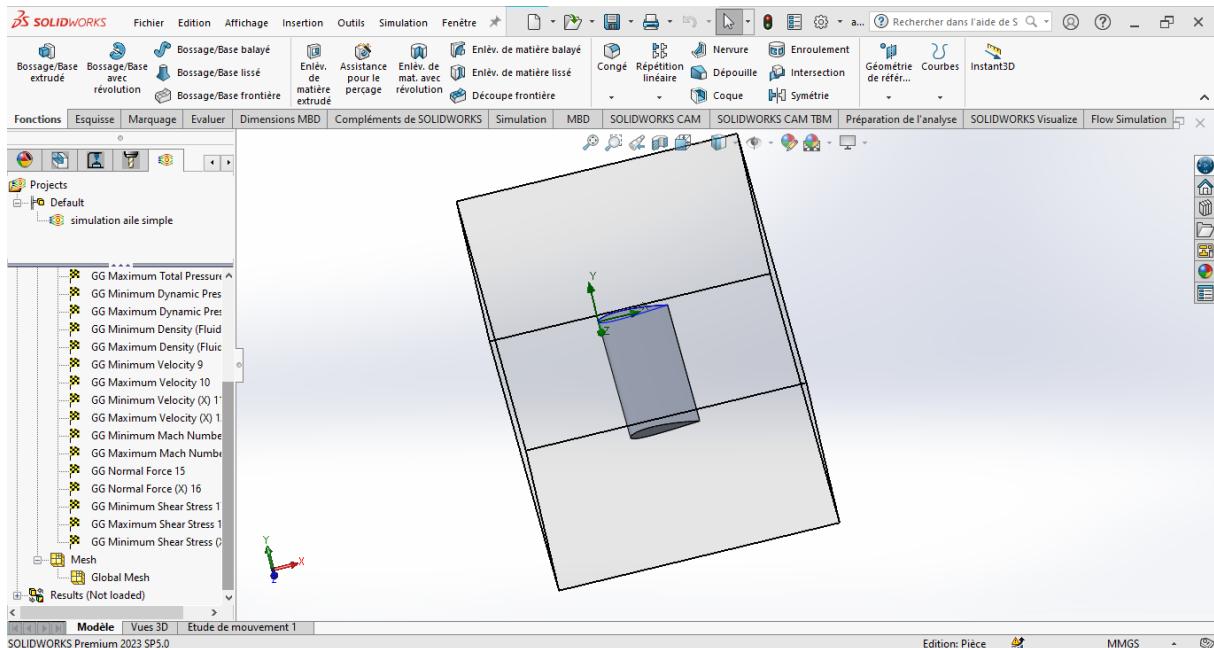
Figure IV. 2: création de la géométrie de l'aile

## Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS



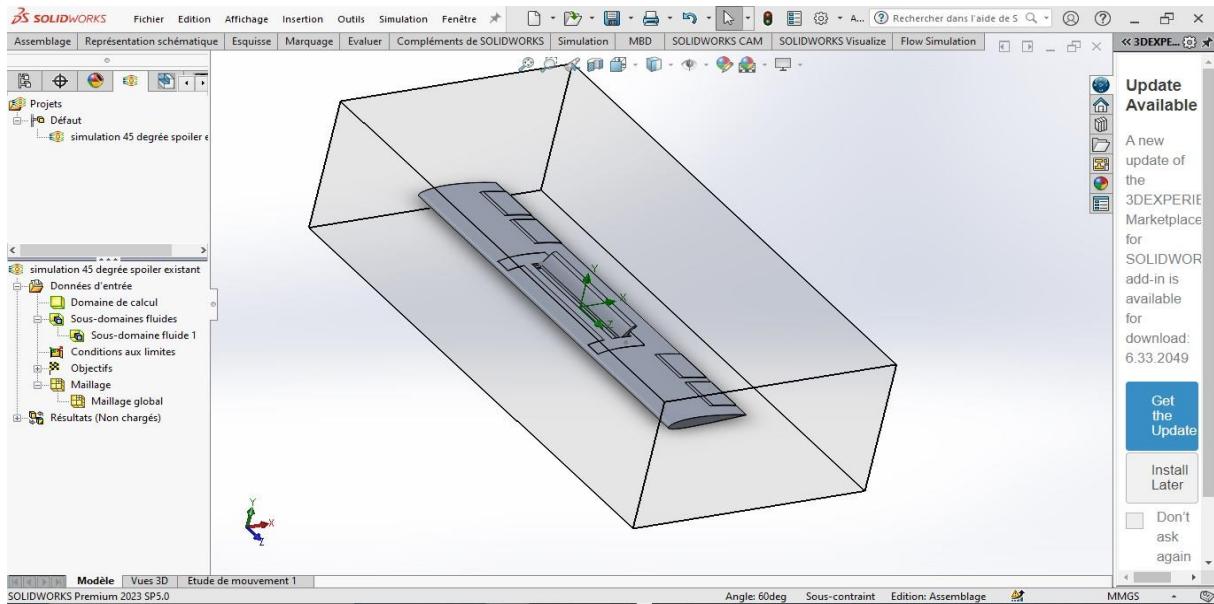
**Figure IV. 3:** création de la géométrie de l'aile avec le spoiler proposé

Dans cette étape, un domaine fluide est défini autour de l'aile équipée du spoiler. Ce volume représente l'espace dans lequel l'écoulement de l'air sera simulé. Il est ajusté pour garantir des résultats précis tout en optimisant le temps de calcul. Cette étape est essentielle pour préparer correctement la simulation aérodynamique dans SolidWorks. Figure IV.4 – Figure IV.5



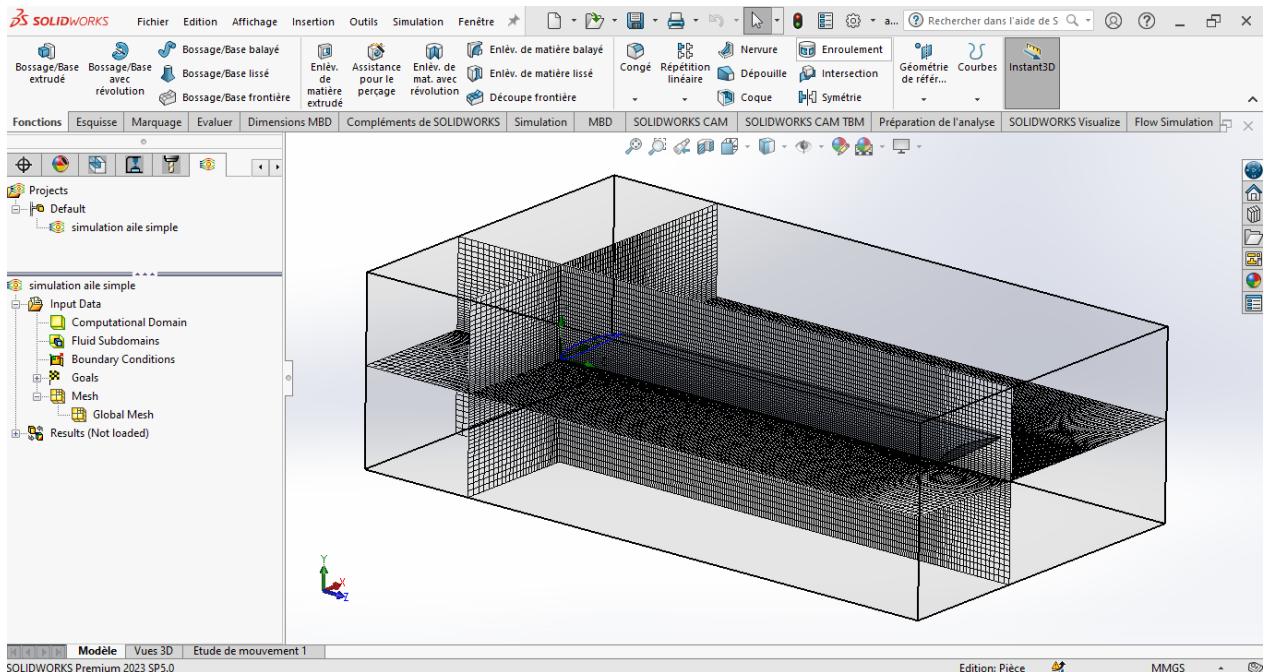
**Figure IV. 4:** création de domaine fluide de l'aile

## Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS



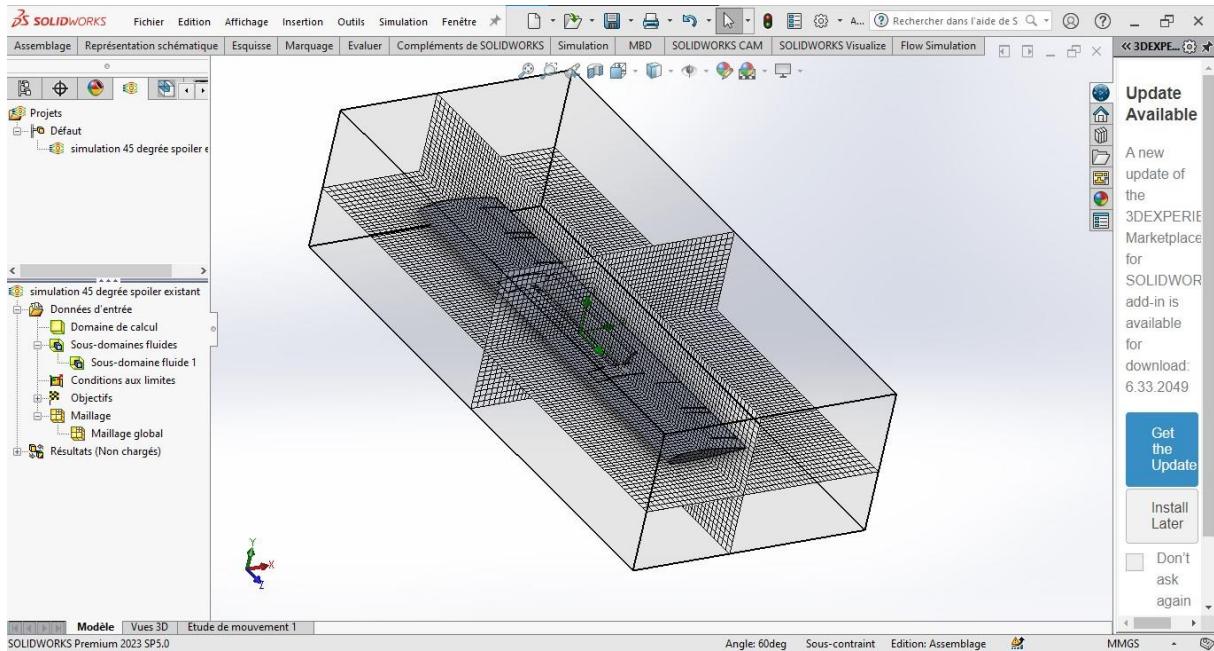
**Figure IV. 5:** création de domaine fluide de l'aile avec le spoiler proposé

Dans cette étape on réalise le maillage de domaine de calcul. le type de maillage qu'on a choisi est automatique par le code. Figure IV.6- Figure IV.7



**Figure IV. 6:** maillage de la géométrie et le domaine de l'aile

## Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS



**Figure IV. 7:** maillage de la géométrie et le domaine de spoiler proposé

### IV.1.3. Flow simulation :

Ce module permet de configurer les conditions aux limites et les conditions initiales du système étudié, ainsi que de sélectionner l'équation à résoudre. Il offre également la possibilité de choisir le type de résolution, qu'il s'agisse d'un régime permanent ou transitoire, et de définir les paramètres du solveur, tels que le pas de temps et le nombre d'itérations. Les conditions aux limites sont générées automatiquement. Il reste cependant à définir manuellement les grandeurs physiques à analyser, comme les équations de portance ou de traînée, en fonction des surfaces concernées.

[1]

### IV.1.4. Solveur :

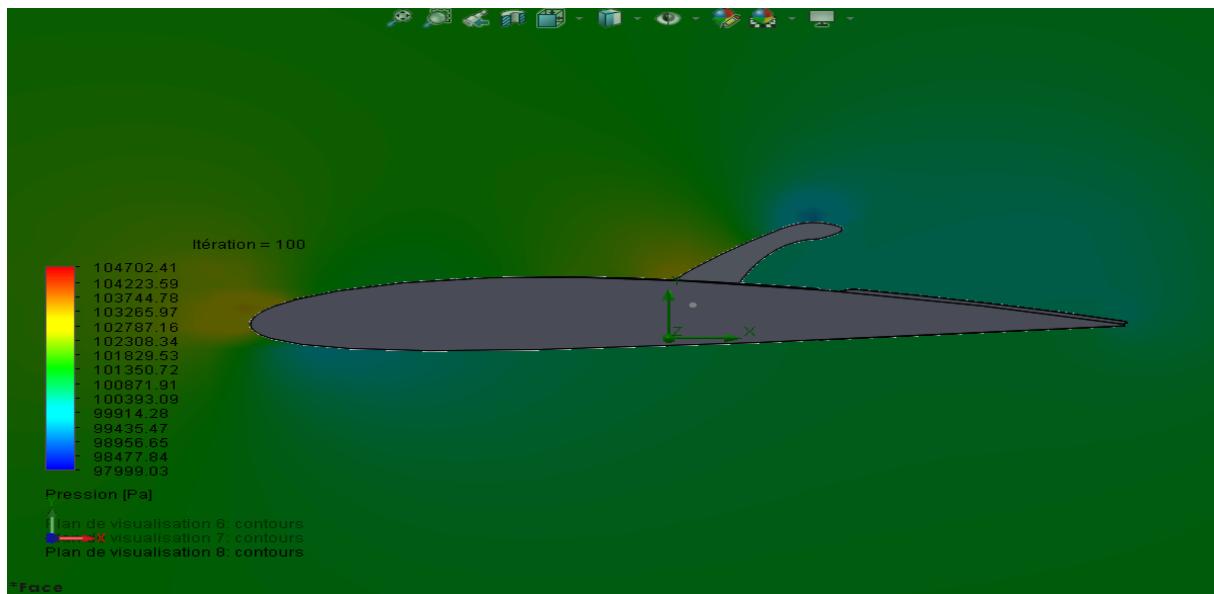
Le module flow simulation s'occupe de la résolution du système étudié et il effectue les calculs demandés. Il est basé sur l'intégration des équations de Navier Stockes. La convergence est assurée par le nombre maximal d'itération demandé par l'utilisateur [1]

## IV.2. Visualisation des résultats :

Le module Flow simulation permet aussi le traitement et la visualisation des résultats. Il permet d'appliquer des textures sur la géométrie, de visualiser des contours, des iso-surfaces, des

## Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS

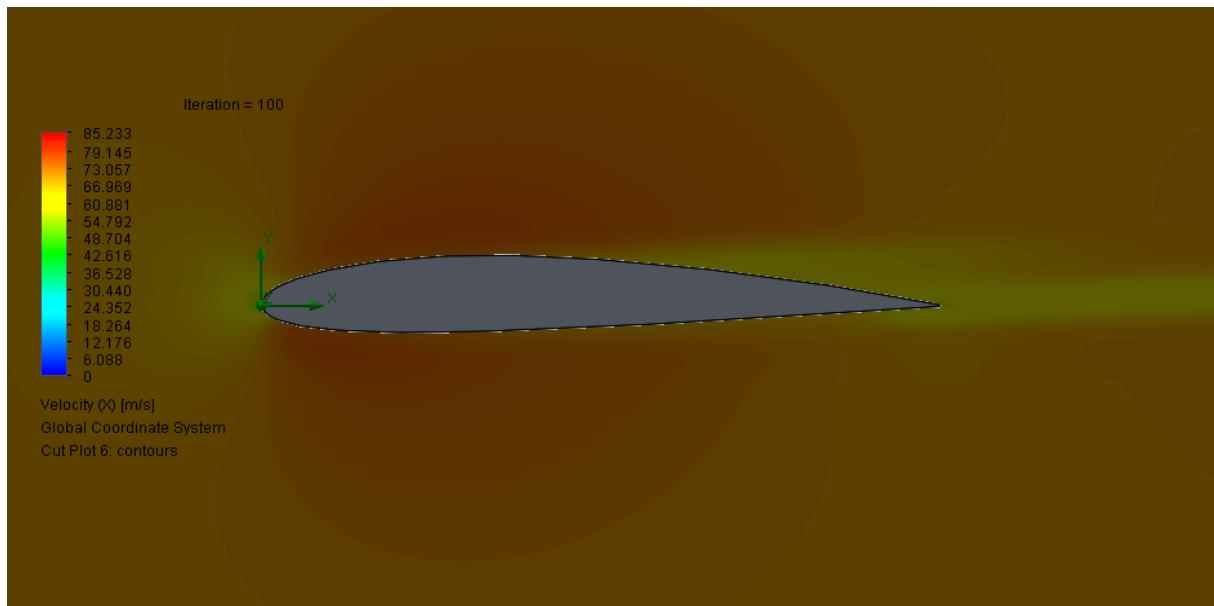
lignes de courant, des champs de vitesses. Il permet également l'exportation des résultats sous forme numérique via un fichier Excel. [1]



**Figure IV. 8:** visualisation des résultats

### IV.2.1. Evolution de la vitesse :

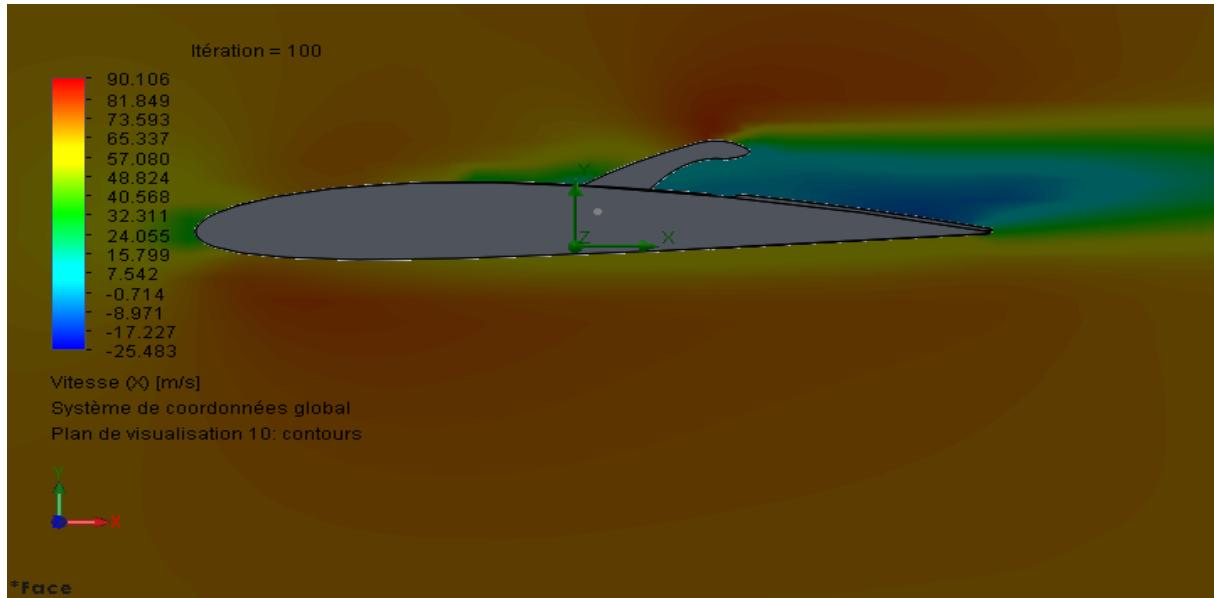
Pour l'aile :



**Figure IV. 9:** Champ de vitesse selon l'axe (x) de l'aile

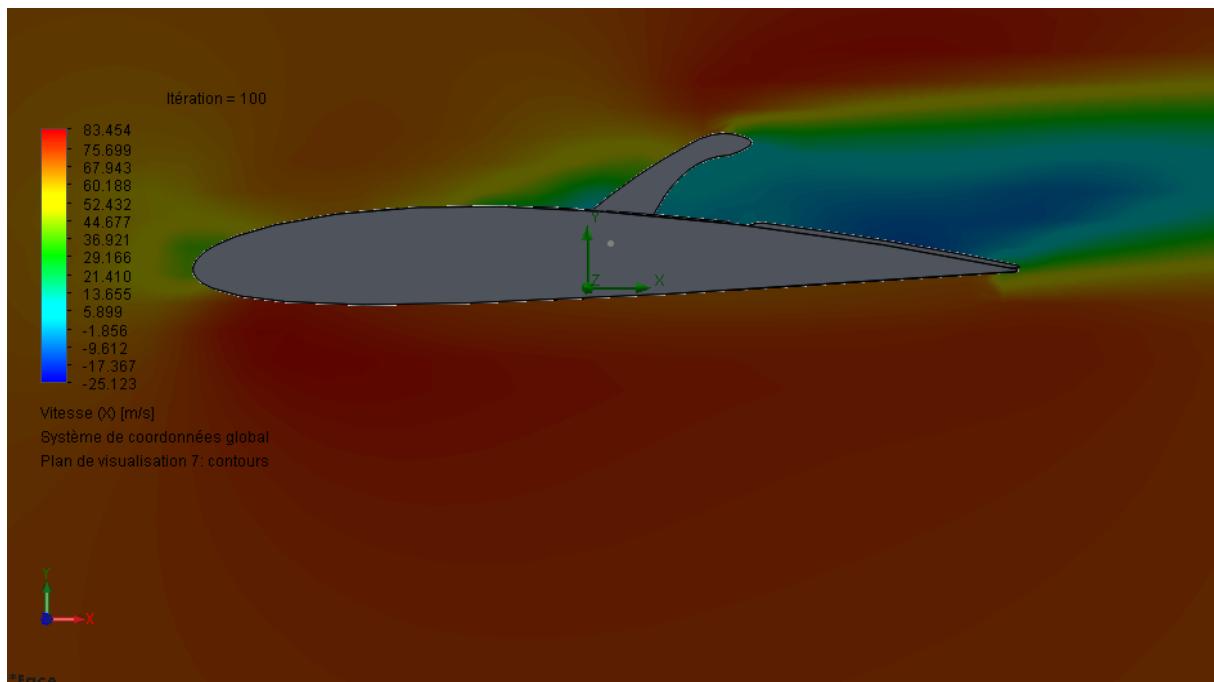
## Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS

Pour le spoiler proposé : Angle 35°



**Figure IV. 10 :** champ de vitesse selon l'axe (x) de spoiler proposé à 35°

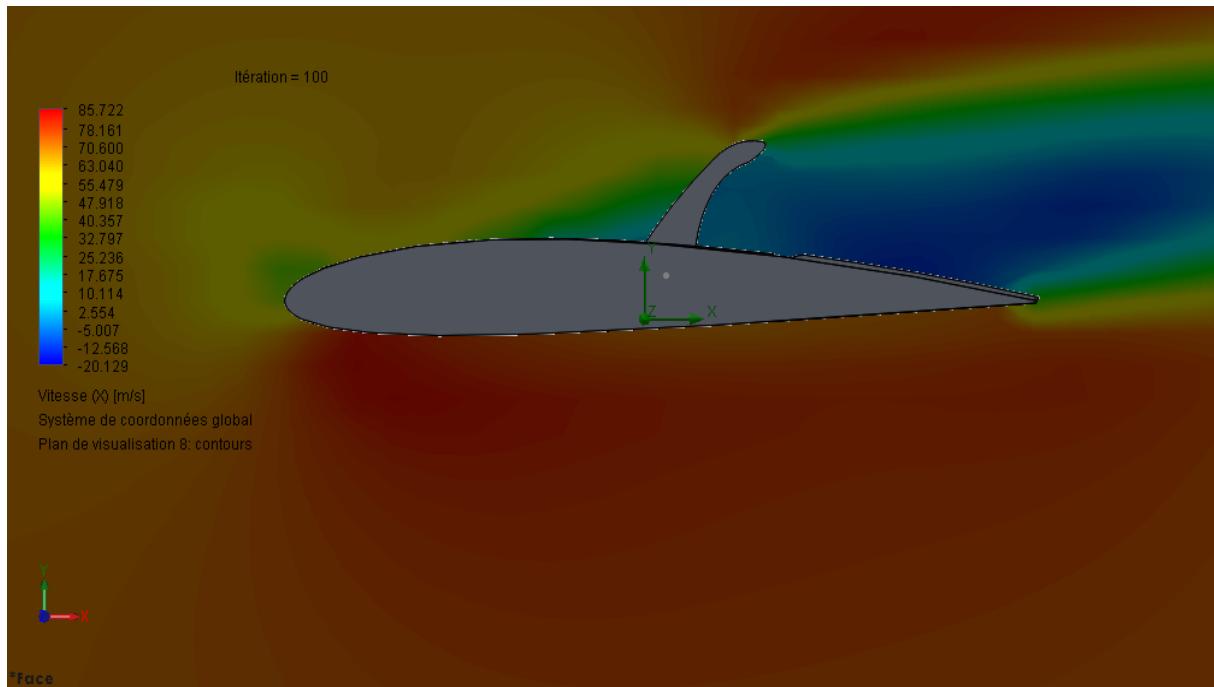
Angle 45°



**Figure IV. 11:** champ de vitesse selon l'axe (x) de spoiler proposé à 45°

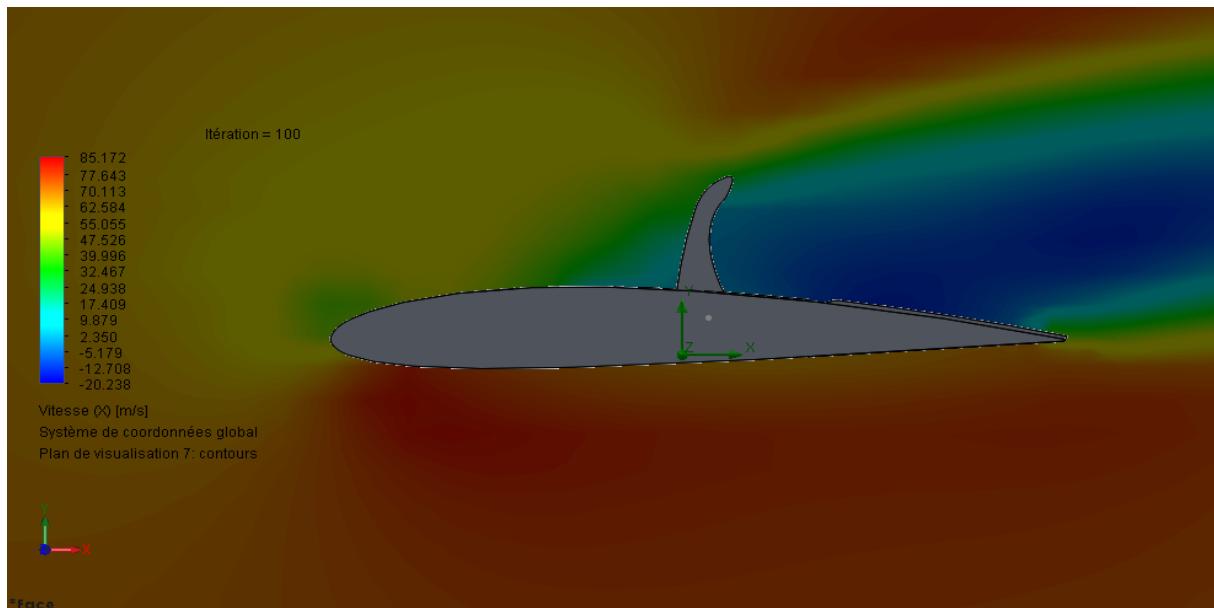
## Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS

### Angle 60°



**Figure IV. 12:** champ de vitesse selon l'axe (x) de spoiler proposé à  $60^\circ$

### Angle $90^\circ$



**Figure IV. 13:** champ de vitesse selon l'axe (x) de spoiler proposé à  $90^\circ$

## Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS

### IV.2.1.1. Analyse des champs de vitesse selon l'axe (x) :

Les résultats obtenus des simulations réalisées avec SolidWorks Flow Simulation permettent d'analyser le comportement du champ de vitesse autour de l'aile pendant la phase d'atterrissement, en comparant une configuration sans spoiler (aile) à celle intégrant un spoiler proposé, testé à quatre angles de déploiement différents :  $35^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$  et  $90^\circ$ .

Pour l'aile :

- L'écoulement autour de l'aile reste globalement attaché, avec un champ de vitesse relativement régulier. Cette configuration assure une bonne portance mais limite la capacité de freinage aérodynamique, ce qui peut être un inconvénient lors des phases de décélération à l'atterrissement.

Pour l'aile avec le spoiler proposé :

- **Spoiler à  $35^\circ$**  : L'ajout du spoiler provoque une perturbation modérée de l'écoulement, principalement au-dessus de l'extrados. Une réduction de la vitesse est visible derrière le spoiler, signe d'un début d'une légère augmentation de la traînée.
- **Spoiler à  $45^\circ$**  : L'effet perturbateur du spoiler devient plus marqué. On observe une zone d'accumulation plus importante dans le sillage, avec une baisse significative de la vitesse. Cela indique une déviation du flux plus forte et une séparation plus prononcée de l'écoulement.
- **Spoiler à  $60^\circ$**  : À ce stade, la perturbation du flux est très visible, avec une stagnation marquée derrière le spoiler. L'écoulement est fortement dévié, et la vitesse dans le sillage chute davantage. Ce phénomène traduit une traînée induite très élevée.
- **Spoiler à  $90^\circ$**  : Le champ de vitesse est fortement affecté. Le flux ne suit plus du tout le profil de l'aile et contourne le spoiler, formant une grande zone de recirculation à l'arrière. Ce cas représente une perturbation maximale de l'écoulement, utile pour un freinage extrême mais défavorable à la portance.

## Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS

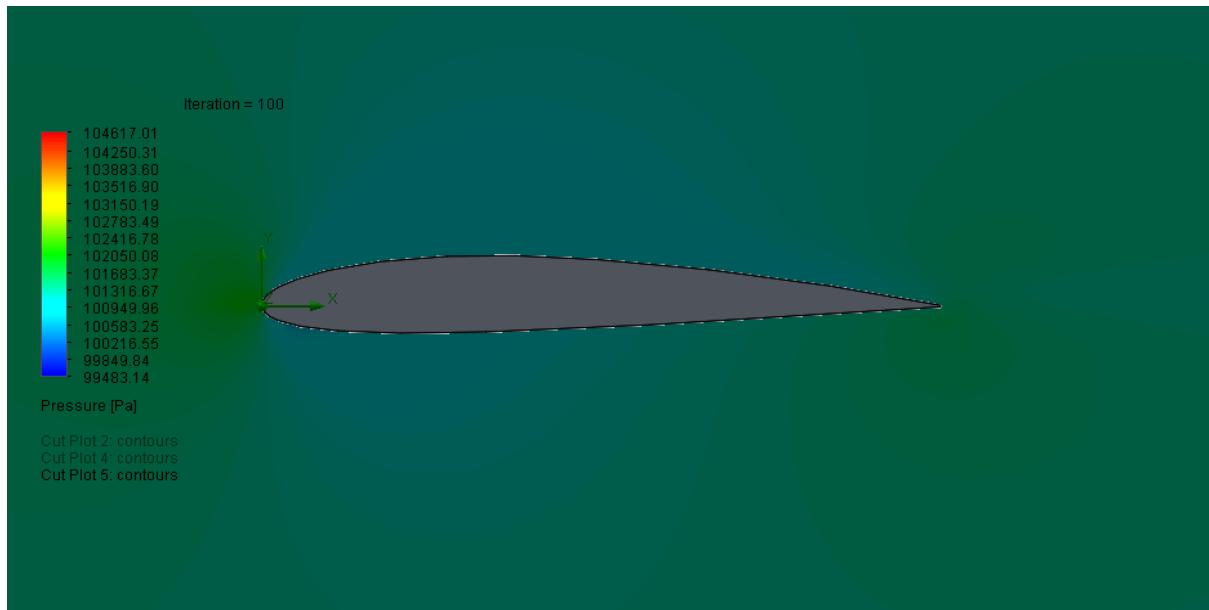
### IV.2.1.2 Comparaison synthétique des résultats des champs des vitesses :

La comparaison des champs de vitesse pour les différentes configurations révèle que :

- L'aile présente un écoulement optimisé pour la portance avec une traînée minimale.
- Plus l'angle de déploiement du spoiler augmente, plus le champ de vitesse devient instable derrière l'aile, ce qui traduit une perte d'énergie cinétique importante dans le sillage.
- Le spoiler à **35°** offre un bon compromis entre efficacité aérodynamique et perturbation modérée du flux.
- À **45°**, l'effet freinant s'amplifie, avec une chute plus nette de la vitesse en aval, mais sans provoquer de turbulence excessive.
- Les cas à **60°** et **90°** montrent une forte altération du flux, utile pour maximiser la traînée mais au détriment de la stabilité de l'écoulement.

### IV.2.2. Evolution de la pression :

Pour l'aile :



**Figure IV. 14:** champ de pression totale de l'aile

## Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS

Pour l'aile avec le spoiler proposé :

Angle 35°



Figure IV.15: champ de pression totale du l'aile avec le spoiler proposé déployé à 35°

Angle 45°

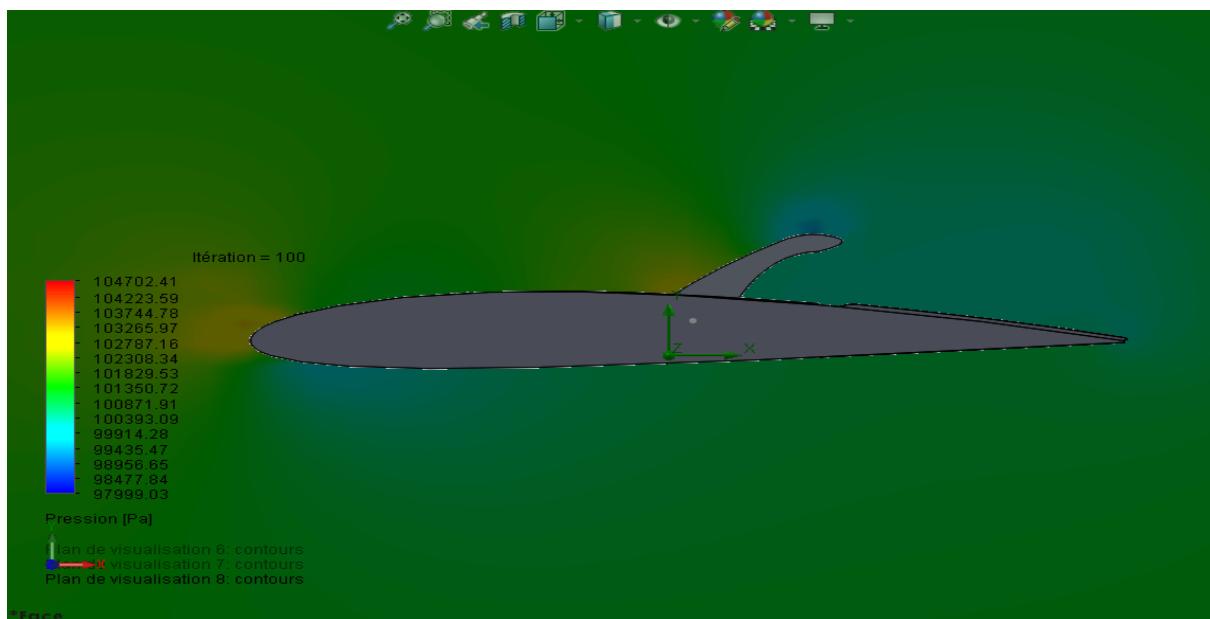
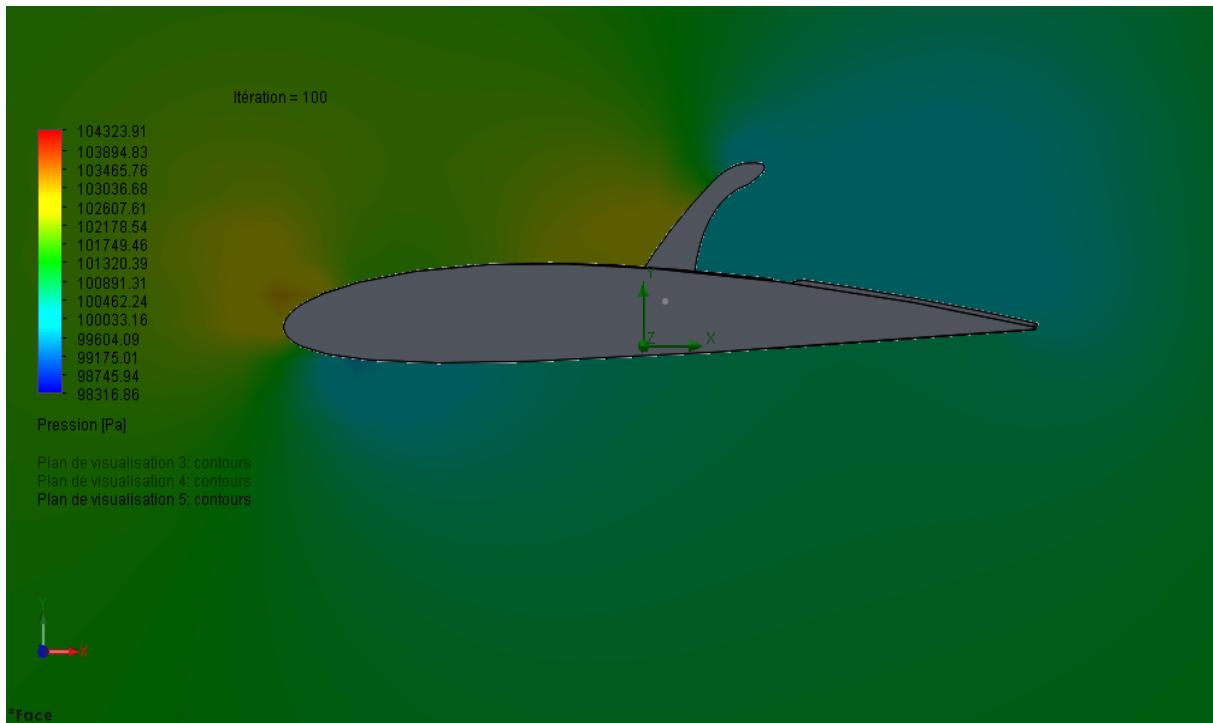


Figure IV. 16: champ de pression totale du l'aile avec le spoiler proposé déployé à 45°

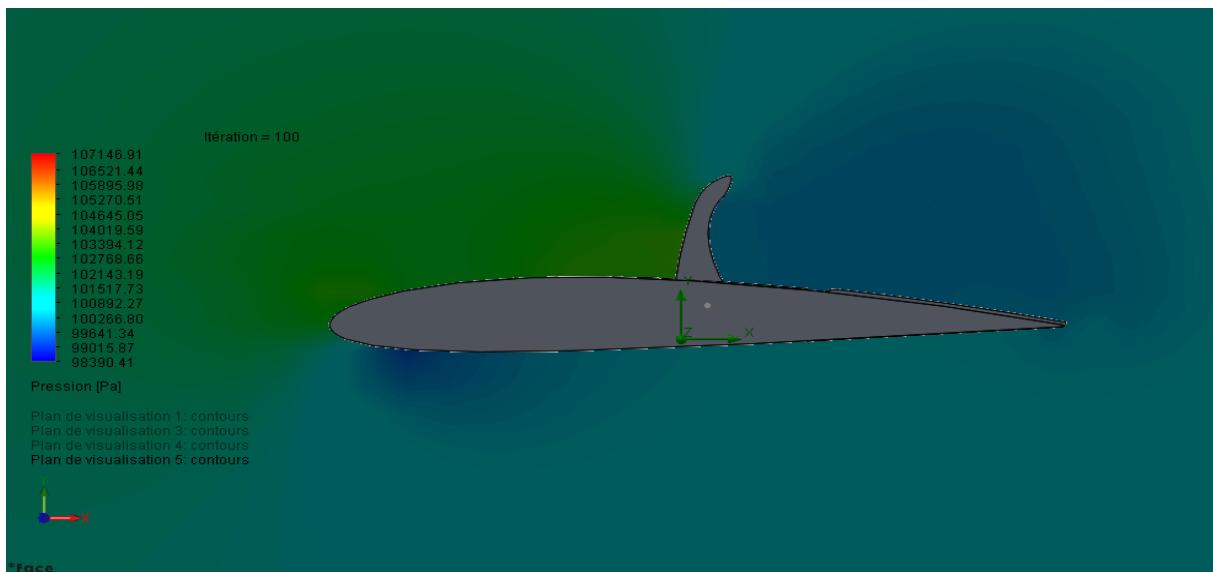
## Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS

Angle 60°



**Figure IV. 17:** champ de pression totale du l'aile avec le spoiler proposé déployé à 60°

Angle 90°



**Figure IV. 18:** champ de pression totale du l'aile avec le spoiler proposé déployé à 90°

## Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS

### IV.2.2.1. Analyse du champ de pression

L'analyse du champ de pression, obtenue par simulation numérique à l'aide de SolidWorks Flow Simulation, permet de mettre en évidence les effets aérodynamiques induits par la présence d'un spoiler en phase d'atterrissage, en comparaison l'aile sans dispositif additionnel. Cette étude se concentre sur l'observation de la distribution des pressions statiques autour de la surface portante, en particulier dans les régions de l'intrados et de l'extrados.

Pour l'aile :

Dans le cas de l'aile seule, on observe une distribution classique du champ de pression, caractérisée par une surpression sur l'intrados et une dépression sur l'extrados. Cette répartition génère une portance efficace, sans perturbation majeure de l'écoulement. La pression est maximale au point de stagnation au niveau du bord d'attaque, et diminue progressivement vers l'extrados arrière.

Pour l'aile avec le spoiler proposé :

- À **35°**, la pression reste bien répartie autour du dispositif. Une zone de surpression modérée apparaît sur l'intrados, tandis que l'extrados reste faiblement dépressif. Le champ de pression est globalement homogène.
- À **45°**, on observe une intensification de la surpression à l'intrados, avec une légère extension vers l'amont. La dépression à l'extrados devient plus marquée, traduisant une modification du comportement du flux en surface.
- À **60°**, la zone de surpression augmente en taille et en intensité, occupant une plus grande partie de la surface exposée au vent. L'extrados montre également une dépression plus prononcée, avec des gradients de pression plus nets.

## **Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS**

- À  $90^\circ$ , le champ de pression devient fortement asymétrique. La surpression atteint son maximum à l'intrados, tandis que l'extrados présente une large zone de basse pression. L'écoulement est fortement perturbé, et des zones de recirculation sont visibles à l'aval du dispositif.

### **IV.2.2.2. Comparaison synthétique des résultats des champs des pressions :**

L'analyse du champ de pression met en évidence des différences significatives entre une aile (sans dispositif) et une aile équipée d'un spoiler, en particulier lors de variations de l'angle d'ouverture de ce dernier. Ces différences se manifestent principalement par les modifications de la distribution des pressions sur les surfaces de l'intrados et de l'extrados, ainsi que par les perturbations du comportement de l'écoulement.

Pour l'aile :

- Dans le cas de l'aile sans spoiler, le champ de pression présente une répartition classique et équilibrée. Une surpression apparaît à l'intrados, tandis que l'extrados est soumis à une dépression relativement uniforme. Cette configuration favorise la génération d'une portance efficace, avec un écoulement régulier, non perturbé, et une pression maximale au niveau du point de stagnation situé au bord d'attaque.

Pour l'aile avec spoiler proposé :

- à  $35^\circ$  engendre une modification modérée du champ de pression. Une légère surpression apparaît à l'intrados autour de la base du spoiler, tandis que l'extrados reste globalement peu affecté, avec une faible dépression. Le champ de pression demeure relativement homogène. Cette configuration induit une perturbation faible de l'écoulement, entraînant une légère réduction de la portance.
- À  $45^\circ$ , les effets du spoiler deviennent plus marqués. La zone de surpression à l'intrados se renforce et s'étend légèrement vers l'amont, ce qui témoigne d'un impact croissant sur la dynamique de l'écoulement. Parallèlement, la dépression à l'extrados s'intensifie,

## Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS

traduisant une perturbation plus nette du flux. Le champ de pression devient moins symétrique, ce qui indique une perte d'efficacité de portance, au profit d'un effet de frein aérodynamique plus prononcé.

- à 60°, les perturbations du champ de pression s'accentuent. La surpression sur l'intrados devient plus intense et s'étale sur une surface plus grande. En parallèle, l'extrados subit une dépression marquée, avec des gradients de pression plus abrupts. L'écoulement est significativement altéré, ce qui diminue fortement la portance et accroît la traînée. Cette configuration commence à générer un effet de frein aérodynamique important, recherché dans les phases d'atterrissement.
- À 90°, le spoiler est perpendiculaire à l'écoulement, produisant un impact maximal sur le champ de pression. La surpression à l'intrados atteint son pic, et l'extrados présente une large zone de basse pression. Le champ devient fortement asymétrique et l'écoulement est profondément perturbé, avec apparition de zones de recirculation en aval du spoiler. Cette configuration provoque une rupture massive de la portance et une traînée très élevée. Elle est donc particulièrement efficace pour les manœuvres de décélération ou d'atterrissement, où un freinage aérodynamique puissant est recherché.

### IV.3. Coefficient de résistance du spoiler proposé aux champs de pression :

Formule :

$$Rs = \frac{P_{max}}{Re} \times 100$$

**Rs** : Coefficient de résistance du spoiler.

**Pmax** : la pression maximale.

**Re** : limite élastique du l'alliage d'aluminium 7075-T6.

## **Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS**

Calcul :

A 90° la pression est maximale.

Donc :

$$Rs = \frac{107146.91}{505 * 10^6} \times 100$$

$$Rs = 0.0212\%$$

## **Chapitre 4 : Simulation numérique et résultante par SOLIDWORKS**

### **Conclusion :**

La conception d'un nouveau spoiler nécessite une compréhension approfondie de son influence aérodynamique, en particulier sur la traînée générée par l'aile. Parmi les paramètres clés à considérer, l'angle de déploiement du spoiler joue un rôle déterminant dans la modification de l'écoulement de l'air et, par conséquent, dans l'augmentation de la traînée. Une analyse comparative avec une aile sans spoiler permet de quantifier cet effet et d'évaluer l'efficacité du dispositif selon différentes configurations. C'est dans cette optique que la simulation numérique devient un outil indispensable. Elle permet de reproduire, dans un environnement contrôlé, les interactions complexes entre le spoiler, l'aile et le flux d'air. Ce chapitre présente ainsi les méthodes de modélisation employées, les conditions de simulation choisies, ainsi que l'analyse des résultats obtenus.

Les champs de pression et de vitesse obtenus à partir des simulations offrent une vision détaillée des effets aérodynamiques induits par le spoiler. Ils permettent de visualiser les zones de surpression et de dépression, ainsi que les variations de l'écoulement autour de l'aile. L'analyse de ces champs met en évidence les perturbations générées par le spoiler, confirmant l'augmentation de la traînée avec l'angle de déploiement.

# Conclusion générale

## **Conclusion générale**

### **Conclusion générale**

Ce travail avait pour premier objectif la caractérisation générale de l'écoulement autour d'un profil d'aile, et de montrer l'influence de la diminution des surfaces des aérofreins sur la distance d'atterrissage d'un avion. Il s'inscrit dans le cadre d'une étude comparative visant à démontrer l'influence de la présence de spoilers avec différents angles de déploiement par rapport à une configuration d'aile sans spoiler.

Nous avons commencé par l'étude de l'aile sans aérofreins, pour observer le comportement de l'air s'écoulant autour d'un profil d'aile en régime d'atterrissage, avec un angle d'attaque de  $0^\circ$ . Cette première phase nous a permis de mettre en évidence l'évolution des forces de traînée dans cette configuration de base. Par la suite, nous avons poursuivi avec l'analyse du même profil, soumis aux mêmes conditions, mais cette fois en intégrant la présence de spoilers, déployés selon différents angles. Cette démarche nous a permis de quantifier et de comparer l'impact des différentes surfaces offertes par les spoilers sur l'évolution des forces de traînée.

Nous avons constaté de manière claire que plus l'angle de déploiement des spoilers augmentent, plus la traînée générée par l'aile augmente également. Ce phénomène engendre une réduction de la distance d'atterrissage, ce qui confirme le rôle primordial des spoilers dans le contrôle de la phase d'atterrissage d'un avion. La démonstration de l'influence de la surface des aérofreins sur la force de traînée vient ainsi renforcer la compréhension des mécanismes aérodynamiques impliqués, en montrant qu'il s'agit d'un paramètre déterminant dans le calcul de la distance d'atterrissage.

Enfin, ce mémoire nous a permis de nous initier aux différentes techniques de mesure utilisées en aérodynamique, tout en nous familiarisant avec les outils d'analyse nécessaires à une telle étude. Les recherches menées dans le cadre de ce travail ont approfondi nos connaissances théoriques. La diversité des étapes abordées au cours de cette étude nous a permis d'acquérir une expérience précieuse à travers une manipulation variée et structurée. Pour toutes ces raisons, nous pouvons affirmer que l'objectif initialement tracé a été en grande partie atteint.

# Références bibliographiques

## Références bibliographiques

### Références bibliographiques :

[1]:www.ijrmet.com: Aircraft Braking System 1 Shruti Nair, 2Shreya Nair

[2] : Un guide définitif des freins d'avion comment les avions ralentissent (en vol et ou sol)

[3] : [L'avionaire.com]

[4] : [www.messier-bugatti.com](http://www.messier-bugatti.com)

[5] : [www.aviation-fr.com](http://www.aviation-fr.com)

[6] : Freinage à très hautes performances - Exemple aéronautique

[7] : Un guide définitif des freins d'avion : comment les avions ralentissent (en vol et ou sol) NOVEMBRE 23, 2021

[8] : mémoire Aircraft maintenance manuel « AMM » B737-NG 2004.

[9] : mémoire étude d'un aérofrein / charles chaligne ; janvier 2006

[10]: Wikipédia

[11] : Cours aérodynamique et mécanique du vol (TOME II). Equipe aéronautique France. 2003.

[12] : Mémoire Etude Expérimentale et Numérique des Spoilers et des Aérofreins

[13] : Fuselage : guide complet ultime des 4 types courants

[14] : Mécanique des fluides », publications de l'université Badji Mokhtar, Annaba, 2000.

[15] : Cours aérodynamique et mécanique du vol (TOME II). Equipe aéronautique France. 2003.

[16] : Aérodynamique et mécanique du vol - 1 - AMV - BIA & CAEA

[17] : mémoire Simulation numérique de l'effet des spoilers sur les performances d'une aile d'avion (NACA 2415)

Benchaa, Saidia; Achour, Hafida Ranad; Ranane, Rachid (promoteur); Laazab, Sebaa (promoteur

## Références bibliographiques

[18] : Xavier Bertrand « modélisation aérodynamique des surfaces de control de la voilure d'un avion de transport ». Institut de l'aéronautique et de l'espace, Université de Toulouse, décembre 2018.)

[19] M.A.ALhawwary, F.Owis et M.Abdelrahman « numerical simulation of the flowfield around airfoil with spoiler using the higher order spectral difference methode ». Cairo university, Giza, Egypte. janivier 2015

[20] Anderson, J. D. Fundamentals of Aerodynamics, 5th edition, McGraw-Hill, 2011

[21] A.Cerdoun et A.Djaber « contribution à l'étude de l'écoulement autour d'un profil d'aile par le jet synthétique » institut d'aéronautique et des études spéciales, Université de Blida 1, juin 2010. ]

[22] Mémoire simulation aérodynamique d'une aile d'avion par solidworks

[23] MANUEL DU BREVET D'INITIATION AERONAUTIQUE (édition 3.0. –2019)

[24] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il>

[25] <http://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=12117>

[26] Matériaux Benoit Vieille PARTIE II : Matériaux aéronautiques et Matériaux composites

[27] <https://www.euralliage.com/7075.htm>

[28] étude de l'influence de l'angle d'incidence sur le comportement aérodynamique de profile NACA 2412

## Résumé :

Ce mémoire s'inscrit dans une démarche d'étude aérodynamique appliquée à la phase d'atterrissage des avions. Il porte principalement sur l'analyse de l'influence des aérofreins, notamment des spoilers, sur la traînée aérodynamique et, par conséquent, sur la distance d'atterrissage. Après une présentation générale du contexte aéronautique et des principes fondamentaux du freinage aérodynamique, une modélisation tridimensionnelle d'un profil d'aile a été réalisée à l'aide du logiciel SolidWorks. Un spoiler a été proposé et conçu avec un emplacement spécifique optimisé sur le profil de l'aile. Une première simulation a été menée sur une aile sans aérofreins afin de constituer une base de comparaison. Ensuite, plusieurs simulations ont été réalisées avec le spoiler proposé, déployé selon différents angles, dans les mêmes conditions aérodynamiques. Les résultats ont mis en évidence une augmentation significative de la traînée avec l'augmentation de l'angle de déploiement, démontrant l'efficacité du dispositif dans la réduction de la distance d'atterrissage. Ce travail a permis de renforcer la compréhension des phénomènes aérodynamiques liés à l'utilisation des aérofreins, tout en consolidant les compétences en modélisation, simulation et analyse des écoulements.

## Abstract:

This thesis is part of an aerodynamic study focused on the aircraft landing phase. It primarily analyzes the influence of airbrakes, specifically spoilers, on aerodynamic drag and, consequently, on landing distance. After presenting the general context of the aviation sector and the fundamental principles of aerodynamic braking, a three-dimensional wing profile was modeled using SolidWorks. A spoiler was proposed and designed by the author with a specific and optimized placement on the wing profile. An initial simulation was performed on a wing without airbrakes to serve as a reference case. Subsequently, several simulations were carried out using the proposed spoiler, deployed at different angles under identical aerodynamic conditions. The results clearly showed a significant increase in drag as the deployment angle increased, demonstrating the effectiveness of the device in reducing landing distance. This work enhanced the understanding of aerodynamic phenomena related to the use of airbrakes and helped develop strong skills in 3D modeling, simulation, and flow analysis