



Projet de Fin d'Etudes

En vue de l'obtention du Diplôme National d'Ingénieur en Mécatronique

Elaboré par :

Tanny DAMET

CONCEPTION D'UNE AILE D'AVION LEGER

Encadré par

M. Amine KAROUI

Année universitaire

2020 - 2021

Dédicaces

Je dédie ce travail à mes très chers parents Ngarndolegom NGARNALBE et Matibeye Tabitha DJAGONGARTI qui ont toujours tout fait pour m'offrir le meilleur, qui m'ont dotée d'une éducation digne et honorable. C'est leur amour et leur bonté de cœur qui ont fait de moi ce que je suis aujourd'hui.

Je le dédis à mon frère et mes chères sœurs qui ont toujours cru en moi.

A toute ma grande famille qui m'a toujours soutenue et encouragée de près ou de loin tout au long de mon cursus.

Je vous aime d'un amour incommensurable.

Remerciement

Je tiens d'abord à remercier Dieu d'avoir permis le commencement et la fin de ce projet.

Je remercie particulièrement Monsieur Amine KAROUI, mon encadreur pour m'avoir fait découvrir le sujet, pour les connaissances enrichissantes qu'il m'a transmises, pour sa patience, sa disponibilité et surtout ses judicieux conseils, qui ont contribué à alimenter ma réflexion.

Je remercie également toute l'équipe pédagogique de l'Université Libre de Tunis pour m'avoir aidé tout au long de ma formation, particulièrement Madame Emna Rabhi BEN FEGUIR, le chef de département Mécatronique.

Je remercie aussi mon ami Franck KOKO CIMUSA et aussi mon oncle Pascal DJERASSEM pour leurs aide et conseils précieux pendant la rédaction de mon rapport. Ainsi que ma famille qui m'a toujours appuyée. Je remercie Nadège, Pierre, Grâce, Lydie, Gloria, Chanceline, Conforte, Laure, Amine Josué, mon oncle Gédéon, ma maman Deborah Pidembaye pour leur soutien moral pendant ce stage.

Enfin, je remercie les amis avec qui je forme une famille, je pense à Emmanuel Koami ADJAWLOR, Telesphore Kuinang NGANGUEM, Soufien GHRIBI, Aïcha Fatima PEGHOUMA, Georgina Reine ITOBA, Yvette Franciane COLY NANG.

À tous ces intervenants, je présente mes remerciements, mon respect et ma gratitude.

Table des matières

Dédicaces	i
Remerciement	ii
Table des matières	iii
Liste des figures	vi
Liste des tableaux	viii
Liste des abréviations	ix
Nomenclature	x
Introduction générale.....	1
Chapitre I. Etude Bibliographique	3
I.1 Introduction	3
I.2 Connaissance en avion	3
I.2.1 L'avion ?.....	3
I.2.2 Types d'aéronefs	4
I.2.2.1 Aérostats ou « <i>plus légers que l'air</i> ».....	4
I.2.2.2 Aérodynes ou « <i>plus lourds que l'air</i> ».....	4
I.2.3 Structure générale d'un avion.....	6
I.3 L'avion léger	8
I.3.1 Définition.....	8
I.3.2 Caractéristiques	8
I.3.3 Structure d'un avion léger	9
I.4 Géométrie des ailes	10
I.4.1 Caractéristiques géométriques des ailes	11
I.4.2 Profils d'aile	14
I.4.2.1 Terminologie utile	14
I.4.2.2 Classement des profils.....	17
I.4.2.3 Type de profils d'ailes	18
I.4.2.4 Dénomination des profils	21
I.4.3 Description de la structure interne de l'aile.....	21
I.4.4 Configuration géométrique des ailes	23
I.4.4.1 Configuration géométrique selon la position des ailes	24
I.4.4.2 Configuration géométrique selon la forme des ailes	25
I.4.5 Matériaux utilisés pour la construction des ailes.....	26
I.4.5.1 Le bois	27

I.4.5.2	Les métaux	28
I.4.5.3	Les matériaux composites	28
I.5	Phénomène du vol d'un avion et Généralités sur l'Aérodynamique	30
I.5.1	L'air	30
I.5.1.1	Propriétés	30
I.5.1.2	Différents régimes d'écoulement	31
I.5.1.3	Résistance	32
I.5.2	Caractéristiques aérodynamiques d'un profil	34
I.5.2.1	Surfaces portantes	34
I.5.2.2	Couche limite	35
I.5.2.3	Répartition de pression	36
I.5.3	Forces appliquées sur l'aile	36
I.5.4	Incidence aérodynamique	38
I.5.5	Le décrochage aérodynamique	38
I.5.6	Finesse aérodynamique f	39
I.5.7	Polaire aérodynamique	39
I.5.8	Dispositifs hypersustentateurs	40
I.5.9	Facteur de charge n	41
I.6	Conclusion	41
Chapitre II.	Création des profils d'aile	42
II.1	Introduction	42
II.2	Critère de choix d'un profil pour un avion léger	42
II.3	Détermination du profil	44
II.3.1	Transformation conforme	45
II.3.2	Théorie du profil Joukowski	45
II.4	Etude de quelques profils	48
II.4.1	Proposition de profils	48
II.4.2	Influence de l'angle d'incidence sur les profils	49
II.4.2.1	Analyse des courbes des coefficients aérodynamiques en fonction de l'angle d'incidence	50
II.4.2.2	Evolution de pression et de vitesse autour des profils	51
II.4.3	Courbes de polaire	55
II.4.4	Discussion	56
II.5	Conclusion	57
Chapitre III.	Conception de l'aile	58
III.1	Introduction	58
III.2	Détermination des dimensions de l'aile	58

III.2.1	Influence de l'allongement λ	58
III.2.2	L'envergure et la corde.....	59
III.3	Conception sur Catia V5	61
III.3.1	Détail de la nervure	62
III.3.2	Détails du longeron.....	63
III.3.3	Lisse.....	64
III.4	Calcul de structure de l'aile	64
III.4.1	Modélisation des charges appliquées : Méthode allemande.....	64
III.4.2	Problème RDM.....	66
III.4.3	Représentation des efforts intérieurs	72
III.4.4	Critère de résistance	74
III.5	Modèle aéroélastique statique (vol croisière).....	80
III.5.1	Mise en contexte.....	80
III.5.2	Schématisation du problème.....	81
III.5.3	Condition de divergence.....	82
III.6	Conclusion.....	88
Conclusion Générale		89
Bibliographie		91
Annexes		93
Annexe 1 : Dossier technique.....		93
Annexe 2 : Variation de la vitesse et de la pression en fonction des incidences des profils sur Ansys Fluent.....		94
Annexe 3 : Création de profil : Code matlab.....		98
Annexe 4 : Coordonnées profil (2).....		100
Annexe 5 : Compléments		103

Liste des figures

Figure I.1 – Plus légers que l’air : Ballons et dirigeable	4
Figure I.2 – Aérodynes motorisés à voilure fixe : U.L.M. multiaxes	4
Figure I.3 – Aérodynes non motorisés à voilure fixe : Planeur.....	5
Figure I.4 – Aérodynes à voilure tournante : Giravion	5
Figure I.5 – Structure Avion	7
Figure I.6 – Structure d’un avion léger (vue de côté)	10
Figure I.7 – Structure d’un avion léger (vue de dessus).....	10
Figure I.8 – Représentation Surface alaire, Allongement et effilement.....	11
Figure I.9 – Détermination de l’effilement d’une aile trapézoïdale	13
Figure I.10 – Représentation de la flèche	13
Figure I.11 – Représentation du dièdre	13
Figure I.12 – Profil d’aile	14
Figure I.13 – Profil, Intrados, Extrados.....	14
Figure I.14 – ligne de cambrure	15
Figure I.15 – Corde de référence.....	15
Figure I.16 – Épaisseur maximale.....	16
Figure I.17 – Épaisseur relative.....	16
Figure I.18 – Ligne moyenne	16
Figure I.19 – Flèche d’un profil	16
Figure I.20 – Angle d’incidence d’un profil	17
Figure I.21 – Angle d’incidence nulle	17
Figure I.22 – Angle de calage	17
Figure I.23 – Profil biconvexe.....	18
Figure I.24 – Profil dissymétrique.....	18
Figure I.25 – Plan convexe.....	19
Figure I.26 – Profil creux	19
Figure I.27 – Profil Jedelsky	19
Figure I.28 – Double courbure	20
Figure I.29 – Profil supercritique	20
Figure I.30 – Profil laminaire	20
Figure I.31 – Types de longerons.....	22
Figure I.32 – Structure interne d’une aile d’avion	23
Figure I.33– Diagramme d’utilisation des matériaux en aéronautique	29
Figure I.34 – Plaque perpendiculaire au flux d’air.....	33
Figure I.35 – Résultante aérodynamique.....	34
Figure I.36 – Couche limite.....	35
Figure I.37 – Répartition de pression sur un profil d’aile	36
Figure I.38 – Forces aérodynamiques sur un profil d’aile	36
Figure I.39 – Angle d’incidence.....	38
Figure I.40 – Décrochage aérodynamique	39

Figure I.41 – Polaire type EIFFEL	40
Figure I.42 – Dispositifs hypersustentateurs	40
Figure II.1 – Définition du cercle initial	46
Figure II.2 – Transformation en ellipse.....	46
Figure II.3 – Définition du profil 1 sur GeoGebra (creux).....	47
Figure II.4 – Définition du profil 2 sur GeoGebra (symétrique).....	47
Figure II.5 – Courbes de portance en fonction de l'incidence	50
Figure II.6 – Courbes de trainée en fonction de l'incidence	51
Figure II.7 – Profil (2) : Pression et vitesse à 0°	52
Figure II.8 – Profil (2) : Pression et vitesse à 15°	52
Figure II.9 – Profil (2) : Pression et vitesse à 18°	52
Figure II.10 – Profil (5) : Pression et vitesse à 0°	53
Figure II.11 – Profil (5) : Pression et vitesse à 18°	54
Figure II.12 – Profil (5) : Pression et vitesse à 20°	54
Figure II.13 – Polaires des profils proposés	55
Figure III.1 – Conception Catia V5 : Une demi-aile assemblée	61
Figure III.2 – Conception Catia V5 : Structure interne assemblée	62
Figure III.3 – Conception Catia V5 : Nervures	63
Figure III.4 – Conception Catia V5 : Longeron	63
Figure III.5 – Conception Catia V5 : Lisses.....	64
Figure III.6 – Répartition allemande des charges sur une demi-aile rectangulaire à saumon non vrillé	65
Figure III.7 – Modélisation de la répartition des charges	67
Figure III.8 – Modélisation de la répartition des charges : Etude des efforts intérieurs sur la section [OA] à charges constantes	68
Figure III.9 – Modélisation de la répartition des charges : Etude des efforts intérieurs sur la section [AB] à charges constantes.....	71
Figure III.10 – Diagramme de moment fléchissant de la poutre E	73
Figure III.11 – Diagramme de moment fléchissant de la poutre E	74
Figure III.12 – Eléments constitutifs de la section du longeron.....	76
Figure III.13 – Dimensionnement de la section du longeron	77
Figure III.14 – Schématisation de l'avion en vol croisière : statique.....	81
Figure III.15 – Approximation linéaire de la courbe $C_z(\alpha)$	84
Figure III.16 – Simulation poutre en torsion Solidworks.....	85
Figure III.17 – Calcul de l'angle de torsion de la section en I	86

Liste des tableaux

Tableau I.1 – Tableau caractéristique des avions légers	9
Tableau I.2 – Configuration selon la position des ailes de type monoplan.....	24
Tableau I.3 – Configuration selon la forme de l’aile	25
Tableau I.4 – Avantages et inconvénients de la structure en bois.....	27
Tableau I.5 – Avantages et inconvénients de la structure métallique	28
Tableau I.6 – Avantages et inconvénients de la structure en matériaux composites	29
Tableau I.7 – Régimes d’écoulement	32
Tableau II.1 – Tableau comparatif des différentes familles de profils.....	43
Tableau II.2 – Profils proposés	48
Tableau II.3 – Coefficients aérodynamiques en fonction de l’angle d’incidence.....	49
Tableau III.1 – Détermination de la surface en fonction du coefficient de portance	60
Tableau III.2 – Expression de la charge linéique	65
Tableau III.3 – Variation $C_z(\alpha)$	84

Liste des abréviations

CAO	Conception Assisté par Ordinateur
ULM	Ultra Légers Motorisés
MTOW	Maximum Take-Off Weigth
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
FX	Franz Xaver
CFD	Computational Fluid Dynamics
RDM	Résistance des matériaux

Nomenclature

S_a : Surface alaire [m^2]

m : Masse [Kg]

g : Accélération la pesanteur [N/kg]

ρ : Masse volumique de l'air [kg/m^3]

V : Vitesse [m/s]

C_z : Coefficient de portance [-]

C_x : coefficient de trainée [-]

λ Allongement de l'aile [-]

b : Envergure de l'aile [m]

L : corde [m]

E : L'effilement [-]

C_e : Corde extérieure [m]

C_i : Corde intérieure [m]

b : Envergure [m]

φ : flèche [$^\circ$]

δ : Dièdre [$^\circ$]

P : Pression [Pa]

F : Force [N]

T : Température [K]

M : Mach [-]

a : célérité du son [m/s]

U : la vitesse de l'écoulement [m/s]

R : Résistance de l'air [N]

R_z : Portance [N]

R_x : Traînée [N]

p : Poids [kg m s^{-2}]

Re : Reynolds [-]

$M_{fz\max}$: Le moment fléchissant maximal [Nm]

I_{Gz} : Moment quadratique de flexion [m^4]

K_α : Raideur en torsion de l'aile [Nm/rad]

CA : Centre aérodynamique

CC : Centre de cisaillement

e : Excentricité [m]

α : Angle d'attaque [$^\circ$]

α_0 : Angle d'attaque initial [$^\circ$]

α_e : Angle d'attaque provenant de la déformation élastique [$^\circ$]

C_{MAC} : Coefficient du moment aérodynamique [-]

I_G : Moment quadratique polaire [m^4]

Introduction générale

Depuis sa création, il y a un environ siècle, l'avion a conquis le monde pour devenir aujourd'hui un moyen de transport incontournable. D'abord utilisé comme appareil de guerre lors des Première et Seconde Guerres Mondiales, il se transforme très rapidement pour prendre les formes que nous connaissons aujourd'hui.

Entre avions commerciaux, avions à usage militaire, avions de services divers, il existe aussi des avions de sport et de loisirs généralement désignés par l'aviation légère, qui présentent une architecture plus simple, avec des performances moins exigeantes et facilement manipulables par rapport aux autres. Ces avions ont été beaucoup utilisés par les scientifiques et auteurs de films animaliers pour atteindre des milieux naturels éloignés, pour photographier, filmer, surveiller l'environnement. D'autre part, ils peuvent être utilisés à des fins touristique, ou encore de formation.

Parmi tous les éléments constitutifs d'un avion, l'aile fait partie des plus importants. C'est la surface portante qui assure à l'avion la sustentation nécessaire au vol. De nombreuses configurations d'aile ont été imaginées depuis le début de l'aviation pour permettre cette sustentation. Copiant parfois dans un premier temps celles des animaux volants, les ailes vont au début du XXe siècle adopter différentes dispositions.

Grâce à l'aérodynamique qui est la science qui a pour objet l'étude des mouvements de l'air autour des corps ; en d'autres termes, il s'agit des phénomènes mis en jeu chaque fois qu'il existe un mouvement relatif entre un corps et l'air qui l'entoure, le corps pouvant se déplacer dans le fluide immobile (avion en vol) ou être fixe dans le fluide en mouvement (aile d'avion dans une soufflerie), il est possible de décrire la sustentation des avions et le rôle primordial que jouent les ailes dans le phénomène de vol selon leur forme et leur structure.

L'objectif de ce projet consiste donc à concevoir une aile applicable à un avion léger avec un profil que nous créerons en utilisant la transformation de Joukowski. Suite à cela nous vérifierons la résistance de l'aile conçue avec un logiciel CAO et nous finirons avec l'étude aéroélastique.

Ce document développera les diverses étapes de notre mission :

Le premier chapitre est une étude bibliographique. Le domaine de l'aéronautique étant extrêmement vaste avec un jargon propre à lui, nous découvrirons le vif du sujet et prendrons connaissance du vocabulaire utile pour procéder à notre étude.

Dans le deuxième chapitre, nous analyserons les critères pour le choix d'un bon profil pour un avion léger avant de procéder à la création de notre modèle que nous étudierons sur le point aérodynamique.

Pour le troisième chapitre, nous concevrons l'aile avec le profil choisi sur un logiciel CAO, ensuite nous ferons l'étude de son dimensionnement, vérifierons sa résistance en utilisant la méthode allemande de distribution de charges et son aéroélasticité statique en considérant l'avion en vol de croisière.

A terme, une conclusion clôturera ce rapport. Nous expliquerons dans cette partie l'état d'avancement de notre travail et préciserons les difficultés rencontrées lors de notre étude en énonçant les perspectives pour améliorer et optimiser les performances de l'aile.

Chapitre I. Etude Bibliographique

I.1 Introduction

Ce premier chapitre présentera le projet dans sa globalité. Une première section introduira le contexte de ce travail. En d'autres termes, nous prendrons connaissance de ce qu'est l'avion en général, ses origines, sa structure. Ensuite, la section suivante permettra de définir les limitations du projet en présentant l'aviation légère, ses caractéristiques et performances particulières. Dans la troisième section nous découvrirons les ailes et leur importance dans le vol d'un avion étroitement lié à l'aérodynamique ; l'étude des phénomènes qui permettent à un aéronef de se maintenir dans l'atmosphère et d'y évoluer.

I.2 Connaissance en avion

I.2.1 L'avion ?

L'avion est un aéronef (appareil pouvant se diriger dans l'air, quel que soit son mode de sustentation ou de propulsion), mû par un moteur, et qui se maintient en l'air (réactions aérodynamiques sur des surfaces portantes).

L'origine de l'aviation est souvent attribuée à Clément Ader (1890), qui parvient à décoller et à parcourir plus de 40 m à l'aide d'un aéroplane, Éole. Toutefois, compte tenue de la hauteur de vol (20 cm), l'essai n'est pas qualifié de premier vol. C'est le 17 décembre 1903 que les frères Wright effectuent une série de quatre vols sur une plage de Caroline du Nord. Leur appareil est un avion biplan composé de deux ailes de 12 m d'envergure, d'une hélice et d'un moteur à explosion. Le terme « aéroplane » devient « avion » en hommage à Clément Ader, qui avait nommé ses appareils par ce terme. Ce nom se reprend surtout après la première guerre mondiale.

I.2.2 Types d'aéronefs

I.2.2.1 Aérostats ou « *plus légers que l'air* »

Ce sont des aéronefs dont la sustentation est assurée principalement par une force aérostatique, la poussée d'Archimède (en l'occurrence sa flottabilité dans l'air), par l'emploi d'un gaz ou d'air chaud. Dans cette catégorie, on retrouve les ballons (non motorisés) et les dirigeables (motorisés).

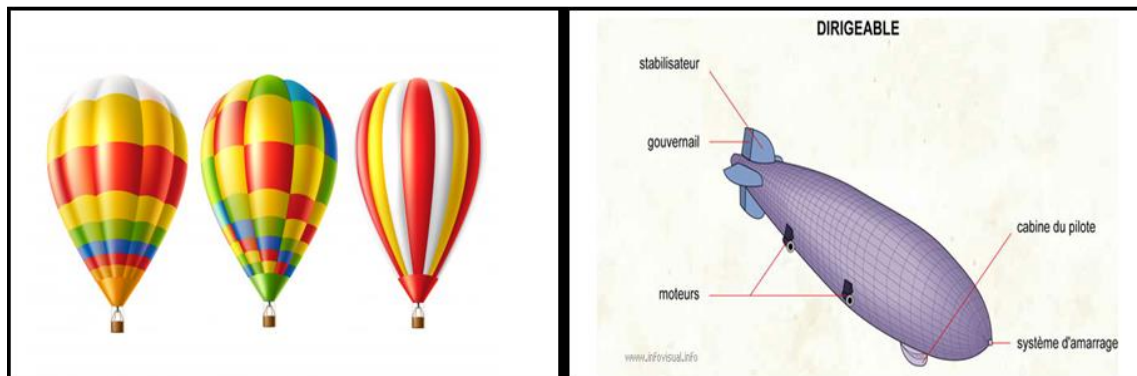


Figure I.1 – Plus légers que l'air : Ballons et dirigeable

I.2.2.2 Aérodynes ou « *plus lourds que l'air* »

Ces aéronefs dont la sustentation est obtenue principalement par des forces aérodynamiques. La sustentation est assurée par une voilure qui peut être fixe ou tournante.

a) Aérodynes motorisés à voilure fixe ou encore avion

Si le rapport de la masse maximale de l'aéronef par la surface de sa voilure est inférieur à 30 kg/m^2 , l'avion prendra alors le nom d'U.L.M. (Ultra Légers Motorisés).



Figure I.2 – Aérodynes motorisés à voilure fixe : U.L.M. multiaxes

b) Aérodynes non motorisés à voilure fixe

Fixe, ces aéronefs sont appelés planeurs. Ils n'ont pas de moteur et possèdent également de grandes ailes minces dont l'envergure va de 15 mètres jusqu'à 26 mètres. Sa conception autour de lignes fines leur confère des performances aérodynamiques les plus abouties parmi l'ensemble des aéronefs existants.



Figure I.3 – Aérodynes non motorisés à voilure fixe : Planeur

c) Aérodynes à voilure tournante : Giravion

Par opposition à l'avion (voilure fixe), tous les appareils dont la sustentation est assurée par une voilure tournante (rotor) constituent la famille des giravions. Il existe 4 types de giravions : Hélicoptères, Girodynes, Autogire, Convertible.



Hélicoptères



Girodynes



Autogire



Convertible

Figure I.4 – Aérodynes à voilure tournante : Giravion

I.2.3 Structure générale d'un avion

L'avion est généralement constitué des éléments majeurs suivants :

- **Fuselage avant**

Comme son nom l'indique, le fuselage avant représente la partie antérieure du fuselage. Dans la plupart des cas, il correspond à la cabine de pilotage.

- **Fuselage central**

Dans tous les types d'avions commerciaux servant au transport de passagers, le fuselage central correspond à la partie intercalée entre le fuselage avant et le fuselage arrière. C'est là que généralement est aménagée la section dans laquelle les passagers prennent place.

- **Fuselage arrière**

Le fuselage arrière est la partie terminale du fuselage d'un avion. Contrairement au fuselage central, il a un profil conique légèrement fuselé. Seule sa section avant, qui est raccordée au fuselage central, a une géométrie similaire à ce dernier.

- **Empennage vertical**

L'empennage vertical supporte la gouverne de direction. Il est une reproduction en miniature d'une aile d'avion. Sa section transversale a un profil de forme aérodynamique, établi avec beaucoup de soin par des essais en soufflerie. Il est accroché verticalement sur l'axe de symétrie de l'avion, à l'extrémité arrière du fuselage arrière. Cet élément loge un certain nombre d'installations électriques, hydrauliques et mécaniques commandant le volet de direction.

- **Empennage horizontal**

L'empennage horizontal, plus encore que l'empennage vertical, est une reproduction en miniature des ailes d'un avion. Il supporte les gouvernes ou volets de profondeur. Sa section transversale a un profil aérodynamique semblable à celui d'une aile. Il peut, selon le type d'avion, comporter une ou deux parties.

- **Ailes**

De tous les éléments d'un avion, les ailes sont incontestablement les plus importants. La flèche ou l'inclinaison vers l'arrière du trapèze formé par les ailes, ainsi que le dièdre sont nulles ou plus ou moins prononcés selon les types d'appareils. La hauteur ou l'épaisseur de l'aile, qui atteint son maximum à l'emplanture, va en amincissant progressivement jusqu'à l'extrémité du saumon d'aile. Dans le sens transversal, la section d'une aile montre un profil aérodynamique assurant un maximum de portance à la voilure.

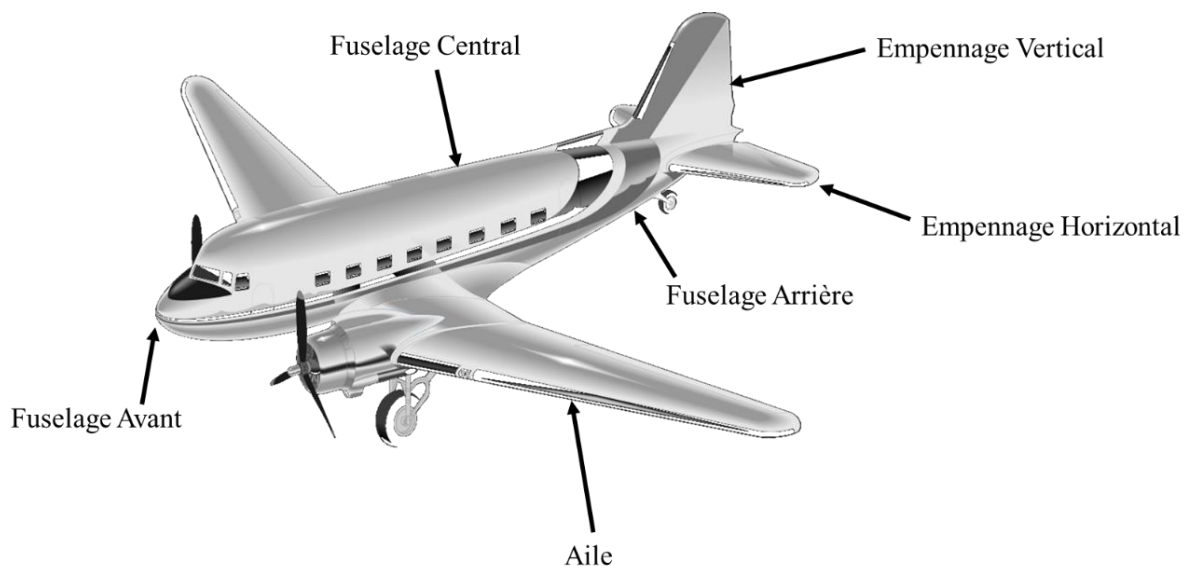


Figure I.5 – Structure Avion

I.3 L'avion léger

I.3.1 Définition

L'aviation légère désigne l'ensemble des activités aériennes destinées aux loisirs, aux sports et au tourisme. On retrouve aussi sous ce vocable des petites activités commerciales comme la surveillance aérienne, les avions taxis, la desserte de hubs en passagers ou fret, etc. Il s'agit des :

- Planeurs
- ULM
- Hélicoptères
- Avions - en particulier dans les catégories suivantes :
 - Les appareils d'école de pilotage
 - Les appareils de voltige aérienne
 - Les appareils destinés au tourisme aérien
 - Les appareils destinés aux voyages

I.3.2 Caractéristiques

Les avions légers sont principalement caractérisés par leur légèreté ; sensations de vol plus marquées qu'en avion de ligne ; sensibilité accrue aux conditions météorologiques, et à leur faible altitude et vitesse de vol ; très adaptés à la promenade et à la photographie aérienne, handicapant pour la navigation.

Ci-dessous, nous avons regroupé les principaux paramètres qui caractérisent les différents avions légers.

Tableau I.1 – Tableau caractéristique des avions légers

Avion léger	Avions de tourisme	ULM	Planeur
<i>Equipage</i>	2 à 6 personnes	1 à 2 personnes	1 à 2 personnes
<i>Puissance</i>	70 à 180 kW (monomoteur)	65 kW (monoplace) et à 80 kW (biplace)	Sans moteur
<i>Masse MTOW</i>	Environ 1000 kg	≤ 330 kg (monoplace) et 500 kg (biplace)	400 à 700 kg
<i>Vitesse</i>	≤ 300 km/h	60 à 300 km/h	≤ 300 km/h
<i>Autonomie</i>	Environ 4h pour 1700 km	3 à 5 heures pour 500 à 1800 km	5 à 10 heures pour 300 à 1000 km
<i>Plafond</i>	4000 à 6000 m	Environ 6000 m	1000 à 5000 m
<i>Envergure</i>	Environ 10 m	6 à 10 m	15 à 20 m
<i>Longueur</i>	Environ 8 m	4.6 à 8 m	6 à 9 m
<i>Allongement</i>	4 à 7 m	8 à 10 m	15 à 25 m
<i>Charge alaire</i>	50 à 120 kg/m ²	≤ 30 kg·m ⁻²	15 à 45 kg/m ²

I.3.3 Structure d'un avion léger

Dans la mesure où notre étude portera sur la conception d'une aile d'avion léger, il est nécessaire d'avoir une idée sur les éléments principaux qui constituent ledit avion comme le montrent les figures suivantes.

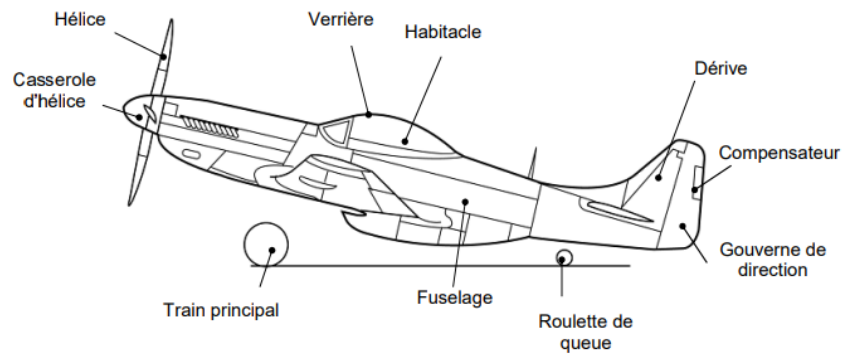


Figure I.6 – Structure d'un avion léger (vue de côté)

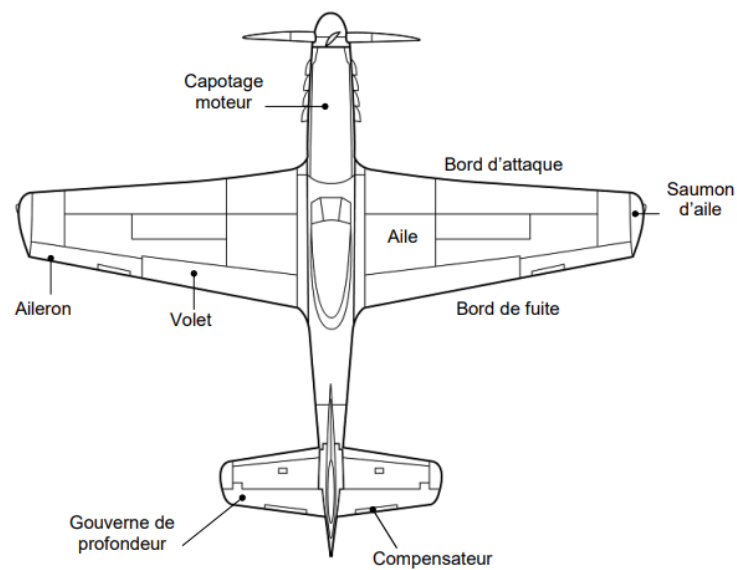


Figure I.7 – Structure d'un avion léger (vue de dessus)

I.4 Géométrie des ailes

La géométrie des ailes est un facteur incontournable de l'aérodynamique en aéronautique. En fonction de leur forme générale, les effets sur la manœuvrabilité de l'avion seront différents et l'influence des divers facteurs aérodynamiques seront modifiés.

I.4.1 Caractéristiques géométriques des ailes

L'aile possède diverses caractéristiques géométriques telles que :

- L'**envergure** : plus grande distance comprise entre les extrémités de l'aile, mesurée perpendiculairement à l'axe de l'avion.
- Le **bord d'attaque** : partie la plus en avant de l'aile.
- Le **bord de fuite** : partie la plus arrière de l'aile.
- La **profondeur** : distance, en un point quelconque de l'aile, comprise entre le bord d'attaque et le bord de fuite.
- Le **bord marginal** : l'extrémité de l'aile. Sur les avions métalliques, le bord marginal est souvent constitué par une coquille rapportée appelée **saumon**.
- L'**emplanture** : partie où l'aile est rattachée au fuselage de l'avion.
- **Surface alaire S_a [m^2]** : c'est la surface en plan de l'aile y compris la portion d'aile qui passe dans le fuselage.

$$S_a = \frac{2.m.g}{\rho.V^2.C_z} \quad (I.1)$$

- m : Masse avion [kg]
- g : Accélération de pesanteur [N/kg]
- ρ : Masse volumique de l'air [kg/m^3]
- V : Vitesse [m/s]
- C_z : Coefficient de portance [-]

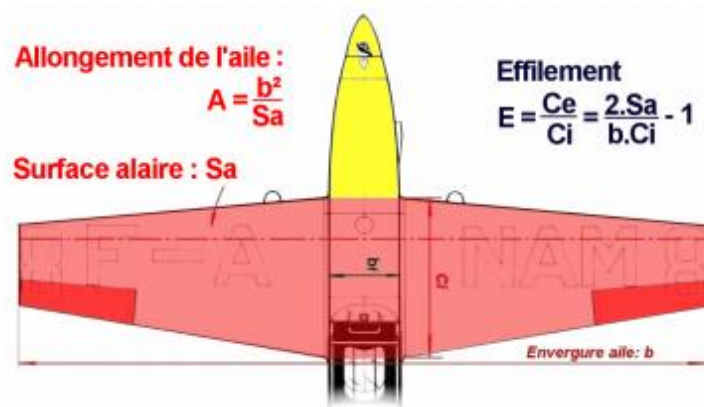


Figure I.8 – Représentation Surface alaire, Allongement et effilement

- **Allongement λ [-]** : c'est le rapport entre l'envergure d'une aile et sa profondeur moyenne. Prenons l'exemple simple d'une aile rectangulaire : L'allongement est alors égal au rapport de la longueur du rectangle (envergure) sur sa largeur (corde).

$$\lambda = \frac{b^2}{S_a} = \frac{b^2}{Lb} = \frac{b}{L} \quad (\text{I.2})$$

- λ Allongement de l'aile [-]
 - b : Envergure de l'aile [m]
 - S_a : Surface alaire [m²]
 - L : corde [m]
- **L'effilement E [-]** : c'est le rapport de la corde externe C_e (saumon) sur la corde interne C_i (corde sur l'axe longitudinal de l'appareil).

$$E = \frac{C_e}{C_i} = \frac{2.S_a}{b.C_i} - 1 \quad (\text{I.3})$$

- C_e : Corde extérieure [m]
- C_i : Corde intérieure [m]
- S_a : Surface alaire [m²]
- b : Envergure [m]

Pour rappel : Surface d'une aile trapézoïdale :

$$S_a = \frac{b.(C_i + C_e)}{2} \quad (\text{I.4})$$

- C_e : Corde extérieure [m]
- C_i : Corde intérieure [m]
- S_a : Surface alaire [m²]
- b : Envergure [m]

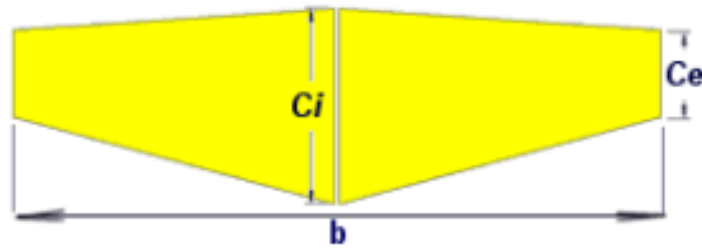


Figure I.9 – Détermination de l'effilement d'une aile trapézoïdale

- **La flèche ϕ [°]** : C'est l'angle (en degrés) formé par chaque demi-aile avec une perpendiculaire à l'axe longitudinal de l'avion. La flèche peut être positive ou négative. Elle se mesure en degré.

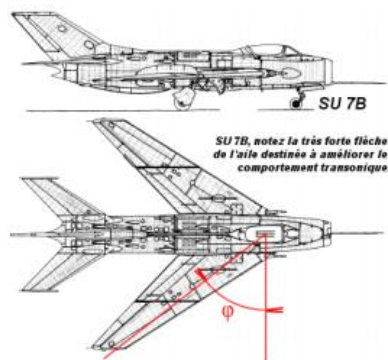


Figure I.10 – Représentation de la flèche

- **Dièdre δ [°]** : Le dièdre est l'angle (en degrés) mesuré entre l'axe transversal et l'axe du longeron. En général, les ailes sont relevées vers le haut (dièdre positif) mais certains avions rapides à réaction ont les ailes abaissées vers le bas (dièdre négatif).

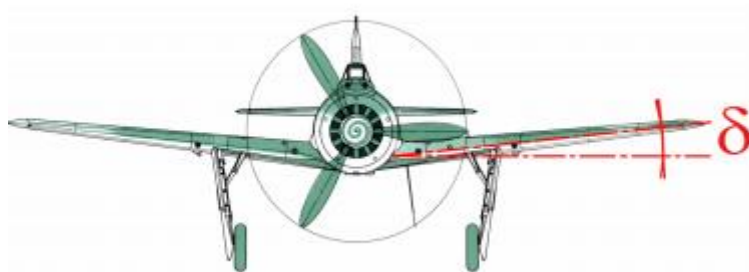


Figure I.11 – Représentation du dièdre

- La **charge alaire** : le rapport du poids de l'avion sur la surface portante de cet avion. Ainsi, un avion très lourd ayant des ailes de faible surface aura une forte charge alaire. Il lui faudra beaucoup plus de puissance mais il ira plus vite. Un avion léger aura donc une faible charge alaire.

$$\text{Charge alaire} = \text{poids de l'avion} / \text{surface portante (en kg/m}^2\text{)} \quad (\text{I.5})$$

I.4.2 Profils d'aile

L'étude des ailes des aéronefs est complexe car l'écoulement est en trois dimensions. Pour cette raison on étudie toujours dans un premier temps les profils, les ailes étant étudiées dans leur globalité dans un second temps. La forme du profil est une caractéristique essentielle de l'aile qui influe aussi grandement sur ses qualités aérodynamiques. Le choix du profil d'aile dépend essentiellement de l'usage auquel l'avion est destiné. Le profil d'un avion de tourisme sera différent de celui d'un avion de transport ou d'un avion de chasse

I.4.2.1 Terminologie utile

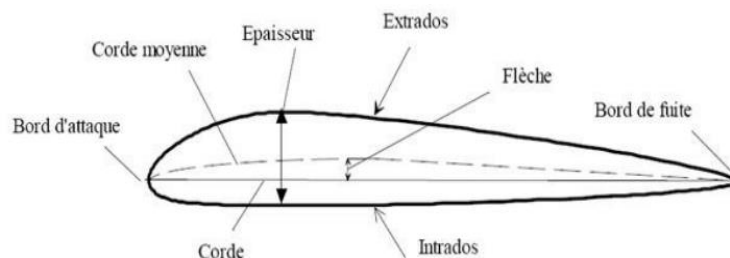


Figure I.12 – Profil d'aile

- **L'intrados et l'extrados**

L'intrados est la face inférieure de l'aile et l'extrados la face supérieure.

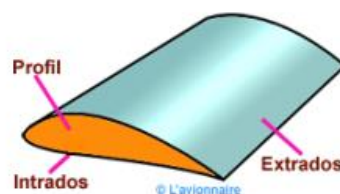


Figure I.13 – Profil, Intrados, Extrados

- **La courbure de l'aile :** plus ou moins prononcée des deux surfaces, extrados et intrados, est une caractéristique aérodynamique très importante du profil d'aile. La courbure peut être, suivant sa nature, convexe ou concave.
- **Squelette :** C'est le lieu géométrique des points situés à égale distance verticale de l'extrados et de l'intrados.
- **Cambrure :** C'est le rapport de la flèche maximale sur la longueur de la corde. Si la cambrure varie le long du profil, celui-ci est dit dissymétrique. Un profil symétrique n'a pas de cambrure.

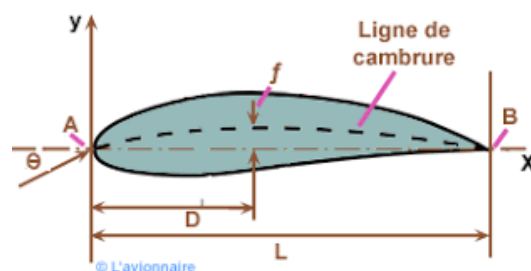


Figure I.14 – ligne de cambrure

- **Corde de référence :** ou corde de profil est la droite imaginaire A - F qui joint le bord d'attaque au bord de fuite de l'aile, à l'emplanture contre le fuselage ; la profondeur est la longueur de la corde.

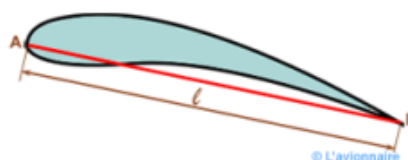


Figure I.15 – Corde de référence

- **Épaisseur maximale :** L'épaisseur maximale de l'aile est la distance maximale existante entre d'une part l'extrados, d'autre part l'intrados. L'épaisseur maximum, pour les profils classiques, se situe généralement à une distance d'environ 30 % de la profondeur, à partir du bord d'attaque.

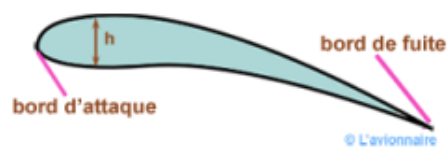


Figure I.16 – Épaisseur maximale

- **Épaisseur relative** : C'est le rapport de l'épaisseur maximale sur la longueur de la corde.

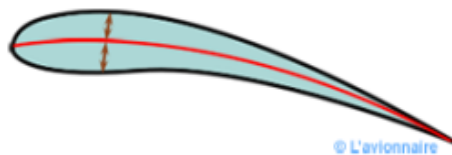


Figure I.17 – Épaisseur relative

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

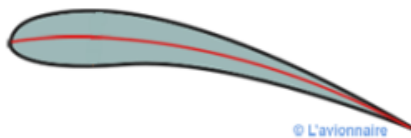


Figure I.18 – Ligne moyenne

- **Flèche maximale** : notée f est la distance maximale entre la corde et la ligne moyenne du profil. Elle définit donc sa courbure.

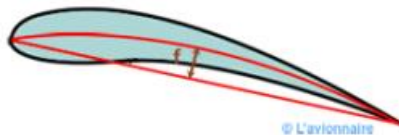


Figure I.19 – Flèche d'un profil

- **Angle d'incidence** : C'est l'angle formé par la corde du profil et le vecteur de vitesse du vent relatif. Pour l'avion c'est l'angle formé par l'axe longitudinal de l'avion et le vecteur de vitesse.

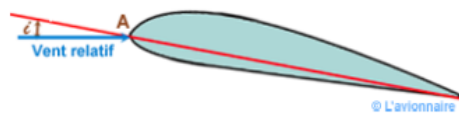


Figure I.20 – Angle d'incidence d'un profil

- **Angle d'incidence nulle** : C'est l'angle d'incidence pour lequel la portance est nulle. Ci-dessous la portance est nulle pour une certaine incidence négative. Mais pour un profil symétrique la portance sera nulle pour une incidence nulle.

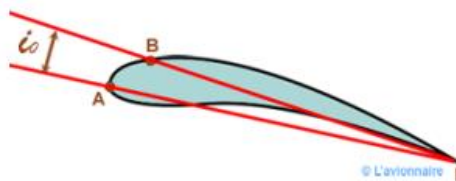


Figure I.21 – Angle d'incidence nulle

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



Figure I.22 – Angle de calage

I.4.2.2 Classement des profils

On peut classer les profils selon leur épaisseur :

- Profil mince : épaisseur $< 6\%$.
- Profil semi-épais : $6\% < \text{épaisseur} < 12\%$.
- Profil épais : épaisseur $> 12\%$.
- Profil concorde : $e=3\%$ à l'encastrement et 1.82% à l'extrémité.

I.4.2.3 Type de profils d'ailes

Il existe plusieurs types de profil d'aile pour vol subsonique qui se caractérise par la forme de l'aile.

- **Biconvexe**

- Symétrique

Ici l'intrados et l'extrados sont symétriques donc l'air s'écoule à la même vitesse de chaque côté de l'aile. Ce profil n'a pas de portance pour les incidences faibles car, à 0° , l'air parcourt strictement la même distance sur l'intrados que sur l'extrados. Afin de créer une incidence il est monté de biais sur les avions. Ce type de profil est adapté pour une vitesse de vol moyenne. Il est exclusivement utilisé pour les avions de voltiges. Il existe de nombreuses sorte de profil d'aile biconvexe symétriques mais la plus connue est notamment : EPPLER 168.

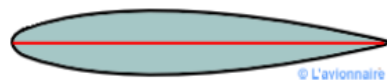


Figure I.23 – Profil biconvexe

- Dissymétrique

Ici l'extrados est plus grand que l'intrados car la ligne moyenne est légèrement cambrée. Ce type de profil est favorable à une vitesse de vol relativement lente. Lui aussi est utilisé pour la voltige même s'il est moins performant que le profil ci-dessus car il perturbe davantage l'écoulement de l'air. L'aile la plus représentative de ce type de profil est la NACA 44.

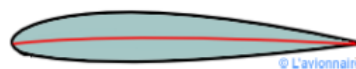


Figure I.24 – Profil dissymétrique

- **Plan convexe**

Ce profil a une forte portance dès les très faibles incidences et une trainée moyenne. En revanche, il est adapté à des vols plutôt rapide si son extrados est un peu cambré. Inversement, il sera parfait pour des vols plutôt lents si son extrados est très cambré. Il est très souvent utilisé dans le modélisme car il est plutôt facile à construire et donne de bon résultat. L'aile la plus représentative de ce type de profil est la CLARCK Y.

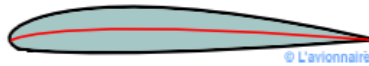


Figure I.25 – Plan convexe

- Creux

- Classique

L'extrados est plus grand que l'intrados car elle possède une très forte cambrure. Ce profil est très porteur mais très instable. Son principal avantage est de créer une portance correcte à vitesse faible. Il est très utilisé pour les vols indoor (discipline qui consiste à faire évoluer des modèles réduits dans un espace fermé) car il n'a pas besoin d'une grande vitesse pour porter. De plus, la trainée l'empêche d'aller trop vite ce qui permet de faire des virages très serrés. L'aile la plus représentative de ce type de profil est la GOT 500.

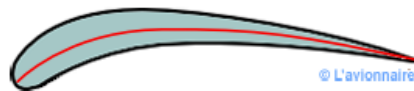


Figure I.26 – Profil creux

- Profil Jedelsky

Il possède les propriétés énoncées précédemment, mais il est relativement plus simple de construction.



Figure I.27 – Profil Jedelsky

- Autostables

- Double courbure

Nous observons que la ligne moyenne (en rouge) est à double courbure. La double courbure lui permet de gagner en stabilité c'est pour cela que ce profil est qualifié d'auto-stable. Ce profil est utilisé sur les ailes volantes.

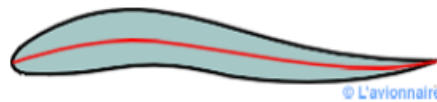


Figure I.28 – Double courbure

- Supercritique

Nous observons également que la ligne moyenne est à double courbure. Nous notons que l'extrados est relativement plat. Ce profil est très épais comparé à un profil classique, ce qui va permettre la construction d'aile plus rigide ; donc d'une plus grande envergure. Son volume important va être mis à profit puisque que les ailes vont être remplies de carburant. Ce profil est prévu pour des vols à vitesse élevée, il est utilisé sur les avions de ligne tel que les Airbus.

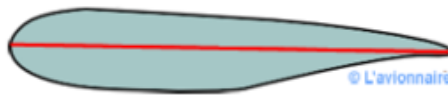


Figure I.29 – Profil supercritique

- Laminaire

D'abord il faut savoir qu'il n'existe pas plus de profils laminaires que de profils turbulents. Ces expressions sont trompeuses car on pourrait croire que certains profils sont laminaires jusqu'au bord de fuite. Si cette dernière notion est employée dans les calculs théoriques pour initialiser un calcul avec un point d'arrêt turbulent, il n'en reste pas moins vrai que tout profil comporte dans la réalité une partie laminaire, qui peut évidemment être plus ou moins importante et une partie turbulente.

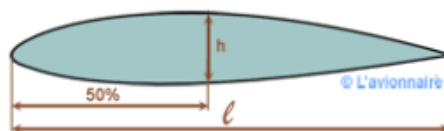


Figure I.30 – Profil laminaire

I.4.2.4 Dénomination des profils

Différents types des profils aérodynamiques sont catalogués. On note par exemple, les profils EPPLER, WORTMANN, CLARK, RITZ, NACA.

On constate que Chaque profil utilise sa propre appellation pour définir ces références, certains donnent pratiquement tous les renseignements sur la géométrie du profil (comme les profils NACA à 6 chiffres), d'autres ne donnent qu'un numéro de série.

- Les profils WORTMANN : Désigné par FX puis suivi de chiffre indiquant la courbure relative et l'épaisseur relative.
- Les profils EPPLER : les initiales du nom concepteurs est suivi du numéro de série du profil.
- Les profils NACA : Il existe trois familles de profil NACA réparties selon l'ordre croissant du nombre des chiffres qu'ils comportent

I.4.3 Description de la structure interne de l'aile

La structure d'une aile d'avion est très particulière, surtout sa partie intérieure. Il faudra tenir compte de nombreuses contraintes afin d'en assurer la sécurité et surtout, qu'elle puisse permettre de voler. L'aile est conçue de manière à diminuer la masse, et donc le poids de l'appareil. C'est pour cela qu'une aile est creuse. Le revêtement extrados et intrados est en tôles et est maintenu par les nervures, elles-mêmes tenues par les longerons.

Sur la plupart des avions, l'aile est composée de deux parties ; l'aile gauche et aile droite. Le caisson est la partie comprise entre deux nervures, les âmes des longerons et l'extrados/intrados. Cette structure augmente la rigidité de l'aile et résiste au mouvement de torsion et de flexion sans en augmenter la masse.

Ainsi, c'est la structure nervurée qui est utilisée pour les avions. Une aile d'avion est constituée d'éléments qui sont incontournables à l'intérieur de l'aile, chacun ayant une fonction précise :

- Les **nervures** donnent une forme très significative à l'aile : son profil. Les nervures vont du bord d'attaque au bord de fuite de l'aile. Leur cambrure dépend du profil d'aile désirée. Elles déterminent donc la forme de l'aile et servent d'un cadre sur lequel fixer le revêtement. La plupart du temps, elles sont faites en aluminium.

- Les **longerons** : principaux éléments de l'aile, ce sont des poutres parcourant toute la longueur de l'aile, de l'emplanture jusqu'aux saumons. Ils assument la plus grande partie des charges. Les longerons rendent l'aile rigide pour supporter les effets de la torsion.

Actuellement, la plupart des avions métalliques ont des longerons d'aile en aluminium extrudé d'une seule pièce ou constitués de plusieurs profilés, rivetés ensemble pour former le longeron. Ce sont les pièces les plus solides d'une aile. Les nervures s'y fixent et les fixations de l'aile au fuselage y sont ajoutées, au niveau de l'emplanture. Il peut être fabriqué en une seule pièce, de métal (cornière ou tube à base rectangulaire), de carbone (tube), ou composé de deux « joues » de contreplaqué fin qui enserrent deux « semelles » horizontales. Ce sont ces « semelles » qui vont supporter 99 % des forces dynamiques qui vont affecter l'aile.

Ci-dessous plusieurs types possibles de longerons.

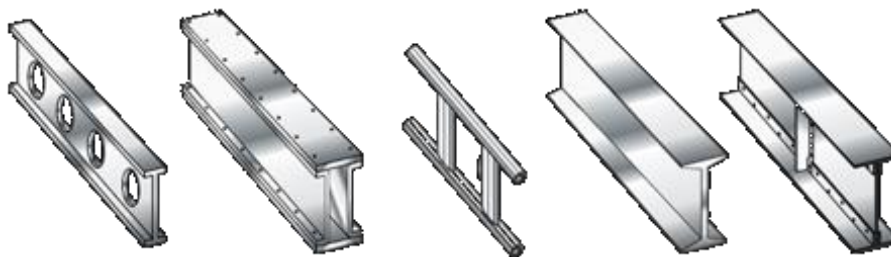


Figure I.31 – Types de longerons

- Les **lisses** : semblables aux longerons mais n'ont qu'un rôle de renfort.
- Le **bord d'attaque** est la partie avant d'une aile ou une hélice. C'est à cet endroit que l'air se divise en deux.
- Le **bord de fuite** est la partie arrière de l'aile où se trouvent les volets pour le freinage, et les ailerons pour changer la trajectoire de l'appareil.
- L'aile est soit recouverte, par-dessus cette structure, directement d'une toile soit coffrée puis entoilée. Le coffrage sert juste à recouvrir la structure avec une plaque, pour lui donner la robustesse et la rendre plus lourde.

En plus de ces éléments clés internes, on retrouve aussi d'autres éléments que nous ne considérerons pas dans notre travail. Il s'agit de :

- L'**emplanture** : liaison aile fuselage.
- Le **saumon** : partie extrême de chaque demi-aile.
- Les **ailerons**: surface fixée par des charnières au bord de fuite de l'aile, près des extrémités, présentant un profil de voilure.
- Les **volets et dispositif hypersustentateur** partie d'une aile d'avion pouvant être braquée par rotation autour d'un axe parallèle à l'envergure de l'aile, afin de modifier la forme générale et, par suite, les caractéristiques aérodynamiques.

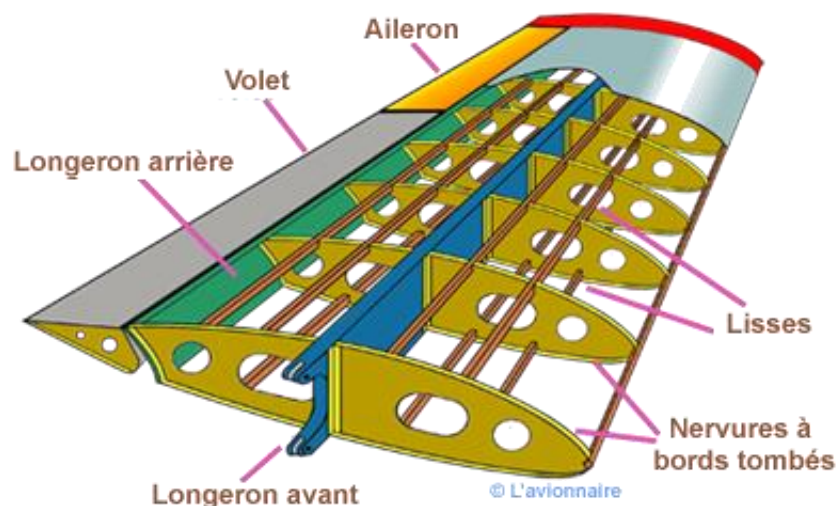


Figure I.32 – Structure interne d'une aile d'avion

I.4.4 Configuration géométrique des ailes

Depuis la fin du 19^e siècle, les ingénieurs et les constructeurs ont rivalisé d'audace et d'ingéniosité pour concevoir les ailes d'un aérodyne ainsi que leur emplacement par rapport au fuselage. Dans la suite, nous ferons un rappel non exhaustif des types d'aile les plus classiques :

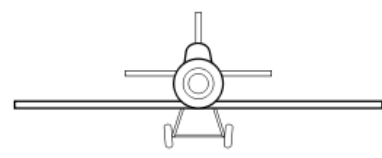
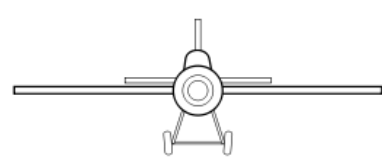
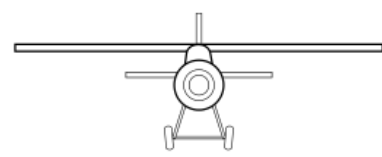
I.4.4.1 Configuration géométrique selon la position des ailes

Selon le nombre d'ailes, il existe deux types de configurations : les ailes monoplans et les ailes multiplans.

Sur un avion monoplan, on retrouve seulement une paire d'ailes. Ces ailes sont rattachées par des mâts qui sont fuselés à l'avion. Ils maintiennent les ailes rigides. Plusieurs aéronefs ont cette configuration aujourd'hui. Elles peuvent être basses, médianes ou hautes. Nous pouvons les classer selon leur position par rapport au fuselage.

Quant aux avions multiplan, avant que les moteurs soient aussi puissants tels que nous les connaissons, les ingénieurs ajoutaient des paires d'ailes pour augmenter la surface portante. Aujourd'hui, la vitesse permet de compenser pour la moindre surface portante des aéronefs. C'est pourquoi ils ne sont plus vraiment utilisés ; nous ne les inclurons pas dans notre travail.

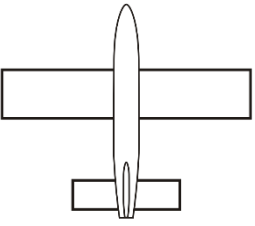



Tableau I.2 – Configuration selon la position des ailes de type monoplan


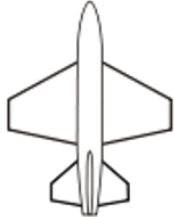
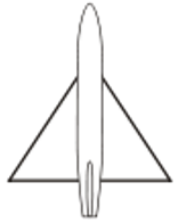
Ailes basses	Habituellement installées sur les avions munis d'un moteur à réaction. Leurs jambes de train plus courtes leur facilitent la maintenance des réacteurs.	
Ailes médianes	Se trouvent au milieu du fuselage. Ce type d'ailes n'est presque plus utilisé, nous les retrouvons sur certains modèles d'avions de chasse.	
Ailes hautes	Les ailes hautes se retrouvent tout en haut du fuselage. Elles sont surtout utilisées sur les avions à hélices. Elles permettent de créer le dégagement nécessaire aux hélices et offrent une meilleure visibilité du sol et moins de risque d'endommager l'aile.	

I.4.4.2 Configuration géométrique selon la forme des ailes

On retrouve plusieurs formes qu'on pourrait attribuer à notre aile selon ses caractéristiques et les performances qu'on attend d'elle. Dans le tableau ci-dessous, nous en avons décrit quelques-unes intéressantes.

Tableau I.3 – Configuration selon la forme de l'aile

Ailes droites rectangulaire	A corde constante, elles forment un angle complètement droit avec le fuselage. Elles sont plus efficaces pour les aéronefs à faible vitesse et ont un décrochage très progressif.	
Ailes droites effilées	Structurellement et aérodynamiquement plus efficace qu'une aile droite, et plus facile à fabriquer que l'aile elliptique, elles sont plus répandues. Les contraintes de flexion pour ce type d'avion sont plus faibles par rapport à l'aile elliptique pour leur corde à l'emplanture plus grande, permettant ainsi de minimiser en masse de structure et de gagner en traînée aérodynamique.	
Ailes en flèche positive	Permet une meilleure pénétration dans l'air pour les avions à haute vitesse. L'aile en flèche permet aussi une meilleure stabilité. Pour un avion qui vole en subsonique, la flèche optimale est nulle ou faiblement positive (moins de 5 degrés). Il a des performances médiocres aux basses vitesses.	
Ailes en flèche négative	Apporte une meilleure maniabilité. Elles sont soumises à des efforts mécaniques importants et l'avion s'avère plus difficile à contrôler.	

Ailes elliptiques	Arrondies dans les extrémités. Elles permettent un écoulement aérodynamique homogène. Elles présentent l'avantage d'une portance sans égal ainsi que d'une très faible épaisseur. Par contre, elles ont un décrochage aérodynamique est très violent et sont complexes à produire.	
Ailes trapézoïdales	Se caractérise par un faible allongement et par une flèche positive. Ce type d'ailes est utilisé sur les aéronefs supersoniques. Elles sont plus utilisées dans l'armée, elles rendent les avions plus furtifs.	
Ailes delta	Se caractérise par une forme triangulaire. Ce type très est utilisé sur plusieurs avions de chasse supersoniques. Sa trainée est réduite le long du bord d'attaque de l'aile et les forces qui s'exercent sur l'aile sont répartie sur toute la surface de celle-ci. Sa structure est aussi très résistante, permettant un emport de charges utiles importantes.	

Il est à noter qu'on peut aussi avoir des formes selon le dièdre. Celles-ci participent à la stabilité de l'aérodyne. Cependant, l'effet du dièdre étant très complexe, elles ne seront pas traitées.

I.4.5 Matériaux utilisés pour la construction des ailes

Plusieurs types de matériaux sont utilisés : le bois, la structure métallique, les matériaux composites, le structures mixtes etc.

Les matériaux doivent résister à certaines contraintes mécaniques : traction, cisaillement, flexion, compression, flambage, torsion. Bien que le poids est l'ennemi principal, (le rapport densité/ résistance est important à prendre en compte), d'autres qualités interviennent aussi en aéronautique :

- Le prix
- La disponibilité
- La recyclabilité
- La facilité de mise en œuvre
- L'usinabilité
- La résistance à la fatigue
- La durée de vie
- La compatibilité chimique avec les autres matériaux adjacents

La liste n'est pas exhaustive, tous ces éléments sont importants pour le choix d'un matériau en aéronautique. Le choix n'étant évidemment pas l'idéal, mais seulement celui qui se rapproche le plus du matériau idéal.

I.4.5.1 Le bois

Le bois a quelques avantages, sa souplesse, son prix et son poids. Très longtemps utilisé dans le temps, il l'est encore pour quelques modèles aujourd'hui. La sécurité impose une qualité sans défaut et bien sec, la réglementation exige qu'ils soient visés, et les essais mécaniques sont réalisés par le centre technique du bois (norme AIR 9395).

Tableau I.4 – Avantages et inconvénients de la structure en bois

Avantages	Inconvénients
Il est à la fois souple et résistant	Sensible à l'humidité
Il est relativement facile à travailler	Evolue dans le temps
Il s'assemble par collage	Le revêtement doit être régulièrement refait

I.4.5.2 Les métaux

Le métal a des qualités de résistance des matériaux intéressante, cependant la densité du métal est un obstacle en aéronautique, il a fallu attendre 1912 pour voir le premier avion conçu entièrement métallique.

Tableau I.5 – Avantages et inconvénients de la structure métallique

Avantages	Inconvénients
Le métal est plus rigide et plus résistant	Plus ou moins sensible à la corrosion
Peut former des alliages selon les propriétés voulues	Se déforme irréversiblement sous forte contrainte
S'assemble par boulonnage, rivetage ou collage	Relativement lourd

On utilise principalement des alliages pour gagner à la fois légèreté, résistance à la corrosion et bonne résistance mécanique. Ils sont à base de:

- Aluminium (léger et résistant à l'oxydation)
- Cuivre (résistant)
- Titane (résiste aux hautes températures et fortes contraintes).

I.4.5.3 Les matériaux composites

Les matériaux composites sont un assemblage d'au moins deux matériaux non miscibles de nature différente ayant capacité d'adhésion et dont les qualités se complètent afin d'obtenir un matériau hétérogène avec des performances supérieures à celles de ses composants. Généralement constitués de fibres de verre ou de carbone et de résines, ils sont plus légers que les alliages métalliques.

Tableau I.6 – Avantages et inconvénients de la structure en matériaux composites

Avantages	Inconvénients
Encaissent de fortes contraintes sans rupture ni déformations résiduelles	Plus ou moins difficiles à polymériser
Permettent de réaliser n'importe quelle forme	Leur assemblage (collage, rivetage, boulonnage) peut être problématique
Insensibles à la corrosion	Très toxiques et leur manipulation n'est pas sans risques pour les opérateurs et pour l'environnement

Les avions actuels sont composés à 50% de matériaux composites. Ceci se compare avec les autres matériaux classiques.

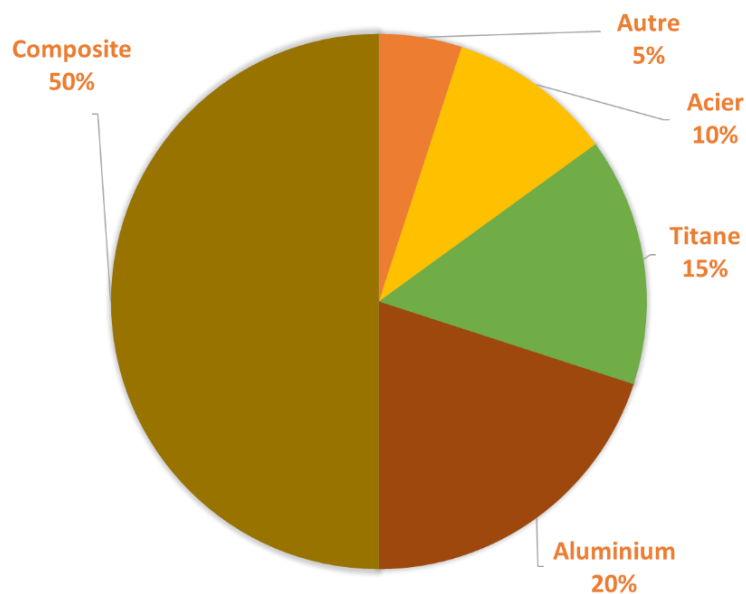


Figure I.33– Diagramme d'utilisation des matériaux en aéronautique

I.5 Phénomène du vol d'un avion et Généralités sur l'Aérodynamique

L'aérodynamique est une branche de la dynamique des fluides qui porte principalement sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi qu'éventuellement sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent. L'aérodynamique qualifie l'apparence d'un corps en mouvement dans l'air et sa résistance à l'avancement.

I.5.1 L'air

Le terme « air » désigne le mélange gazeux, incolore, inodore et invisible qui constitue l'atmosphère terrestre. Comme tous les gaz, il est composé de molécules extrêmement mobiles les unes par rapport aux autres. Il est invisible, ce qui rend la compréhension des phénomènes relatifs au vol de l'avion d'autant plus difficile.

I.5.1.1 Propriétés

- L'air est compressible et expansible : il est possible de réduire son volume en le comprimant et il tend à occuper un volume toujours plus grand.
- L'air est élastique : résultante des 2 précédentes. C'est à dire que l'air reprend exactement son volume initial lorsqu'on le replace dans les conditions ayant précédé une compression ou une détente.
- L'air est pesant : bien que par rapport aux autres corps, l'air a une masse très faible, on peut tout de même lui attribuer les paramètres qui définissent l'état de l'air ambiant :
 - La masse volumique, notée ρ , et exprimée en kg.m^3
 - La température, notée T , et exprimée en Kelvin (K)
 - La pression, force exercée par unité de surface, notée P et exprimée en Pascal (Pa)

$$P = \frac{F}{S} \quad (\text{I.6})$$

On retrouve deux sortes de pressions selon que le corps soit au repos ou en mouvement :

- La pression statique PS exercée par l'air immobile sur toute la surface d'un corps au repos.
- La pression dynamique PD : l'énergie acquise par l'air grâce à sa vitesse, ou pression due à la vitesse du vent relatif appliqué sur une surface perpendiculaire aux filets d'air.

La valeur de cette pression peut être exprimée par la loi de Bernoulli :

$$PD = \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (I.7)$$

$$PT = PS + PD \quad (I.8)$$

Avec

- PT pression totale [Pa]
- V vitesse du vent relatif [m/s]
- Et ρ masse volumique de l'air [Kg/m³]

La force résultant de la pression dynamique sur une surface perpendiculaire S à l'écoulement vaut :

$$\text{Force} = \text{Pression} \times \text{Surface} \quad (I.9)$$

$$\text{Force aérodynamique} = PD \times S = \frac{1}{2}\rho V^2 S \quad (I.10)$$

I.5.1.2 Différents régimes d'écoulement

L'aérodynamique couvre différents régimes d'écoulement, en fonction du nombre de Mach M qui est définie par :

$$M = \frac{U}{a} \quad (I.11)$$

- U : la vitesse de l'écoulement [m/s]
- a : la célérité du son [m/s]

On distingue généralement les plages de vitesses suivantes :

Tableau I.7 – Régimes d'écoulement

Régime	Mach	Vitesse (m/s)	Caractéristiques générales de l'aéronef
<i>Subsonique</i>	< 1,0	< 340	Avions à hélices et avions commerciaux à réaction
<i>Transsonique</i>	0,8 – 1,2	270 – 410	Angle de flèche légèrement positif
<i>Supersonique</i>	1,0 – 5,0	340 – 1 710	Bords plus affutés
<i>Hypersonique</i>	5,0 – 10,0	1 710 – 3 415	Revêtement en nickel-titane refroidi, forme très compacte, petites ailes

I.5.1.3 Résistance

a) Causes

Chaque corps en mouvement dans l'air est soumis de la part de celui-ci à une résistance qui tend à s'opposer à ce mouvement. Cette résistance trouve son origine dans les propriétés de l'air, mais dépend aussi des caractéristiques du corps concerné (surface, forme...).

b) Facteurs influençant la résistance de l'air

Les forces de pression dépendent de la forme du corps et la disposition que celui-ci occupe par rapport à la direction de la vitesse relative. Les forces de frottement, dues à la viscosité de l'air, ont un effet directement en rapport avec l'étendue de la surface du corps et aussi avec l'état de cette surface.

Si nous mettons une plaque plane perpendiculairement à l'écoulement d'air (vent relatif), nous pouvons constater qu'à l'avant de la plaque, l'air exerce une forte pression alors qu'à l'arrière, il se forme un vide qui tend à aspirer la plaque.

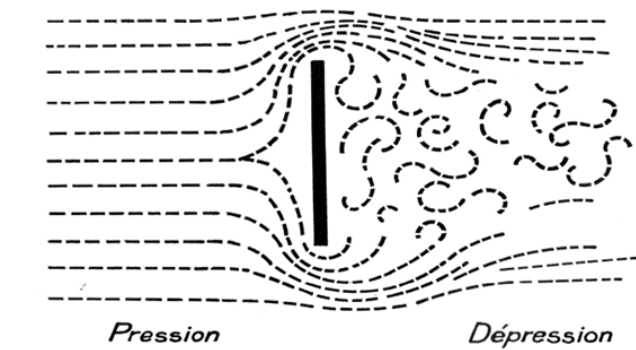


Figure I.34 – Plaque perpendiculaire au flux d'air

Dans ces conditions, la plaque est soumise à une force horizontale : la résistance de l'air. Cette force varie en fonction des facteurs suivants :

- La vitesse : en augmentant la vitesse de l'écoulement, la force exercée par l'air augmente elle aussi : La résistance de l'air est proportionnelle au carré de la vitesse.
- La masse volumique : la densité de l'air diminue avec l'altitude, la résistance de l'air va diminuer également. On en déduit donc : La résistance de l'air est proportionnelle à la masse volumique de l'air.
- La forme du corps : l'écoulement de l'air sur un disque plat de faible épaisseur disposé parallèlement aux filets d'air est le siège d'une résistance minimale due simplement au frottement de l'air sur les deux parois de la plaque.

c) Expression de la résistance de l'air

Tenant compte des paramètres précédents, elle est proportionnelle à la surface, au carré de la vitesse, à la masse volumique et à la forme du corps, nous pouvons écrire la relation sous la forme :

$$R = K\rho V^2 S \quad (I.12)$$

Avec :

- R résistance de l'air [N]
- K coefficient qui tient compte de la forme du corps et de son état de surface [-]
- ρ masse volumique [kg.m^{-3}]
- V vitesse [m^{-1}]
- S aire [m^2]

I.5.2 Caractéristiques aérodynamiques d'un profil

I.5.2.1 Surfaces portantes

Maintenant que nous avons une idée de la force appelée Résistance que l'air exerce sur tout corps en mouvement ainsi que les paramètres qui influent sur sa tendance à s'opposer au déplacement du corps, nous allons à présent voir comment utiliser cette résistance pour porter dans l'air.

Inclinons cette plaque plane à un angle α par rapport à la direction d'un courant d'air, la force qui s'exerce sur la plaque est inclinée vers l'arrière : on l'appelle : résultante aérodynamique.

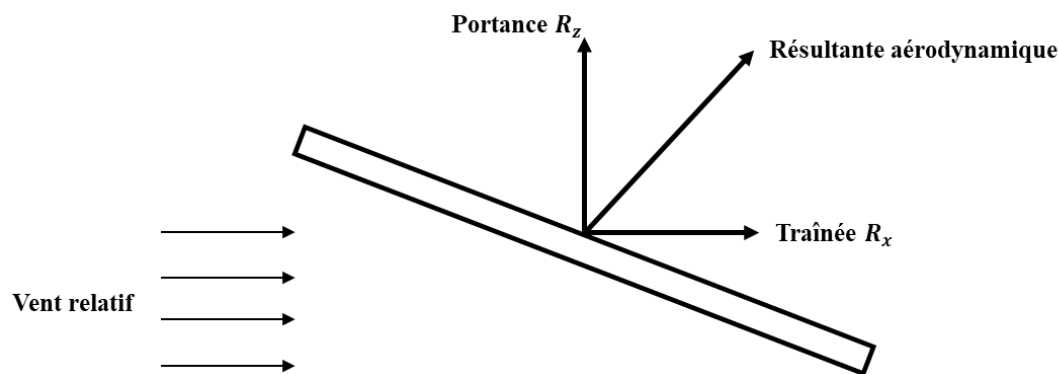


Figure I.35 – Résultante aérodynamique

La résultante aérodynamique est donc générée par l'ensemble des surpressions à l'intrados et dépressions à l'extrados, elle augmente avec la finesse (caractéristique aérodynamique définie par le rapport entre la portance et la traînée) et se déplace suivant l'angle d'incidence, le point d'application de la résultante aérodynamique s'appelle le centre de poussée.

Cette résultante aérodynamique R_a peut se décomposer en :

- Une force perpendiculaire à la vitesse, appelée portance R_z
- Une force parallèle à la vitesse appelée traînée R_x

Ces deux composantes dépendent de :

- ρ la masse volumique de l'air [kg/m^3]
- S la surface alaire de l'aile [m^2]
- V la vitesse de l'écoulement de l'air sur l'aile [m/s]

- C_z (coefficient de portance) : Il dépend de la forme du profil et de l'incidence de vol. Les profils présentant des courbures importantes ont des bons C_z . Le C_z augmente avec l'incidence jusqu'à l'incidence de décrochage. Dépassé cette incidence sa valeur chute.
- C_x (coefficient de trainée) : Il dépend de la forme du profil et de l'incidence de vol. Les profils minces présentent de meilleurs C_x que les profils épais. Le C_x augmente continuellement avec l'incidence même après l'incidence de décrochage. Au-delà de cette incidence, la traînée continue à augmenter alors que la portance chute. La traînée est représentée au centre de poussée comme la portance.

I.5.2.2 Couche limite

Lorsque l'on étudie le comportement d'une aile, on considère qu'une aile se déplaçant dans une masse d'air (avion en vol) est équivalent à une masse d'air se déplaçant autour de l'aile fixe (soufflerie). Ce qui importe est donc le mouvement relatif du corps par rapport à l'air. Des expériences faites en soufflerie ont permis de déterminer, de façon précise, le phénomène de l'écoulement de l'air autour d'un profil, par la mesure des pressions et des vitesses.

La couche limite joue un rôle important car elle conditionne directement la résistance de frottement de l'aile. Cette couche limite peut être laminaire ou turbulente. Dans la plupart des cas, elle commence par être laminaire sur la surface voisine du bord d'attaque puis devient turbulente à partir d'un point appelé point de transition. Ce point de transition n'a pas une position fixe, aussi existe-t-il, en réalité, une zone de transition dont les limites dépendent, en grande partie, de la turbulence de l'atmosphère. Sous certaines conditions, les filets fluides peuvent se séparer de la paroi et le phénomène du décollement apparaît.

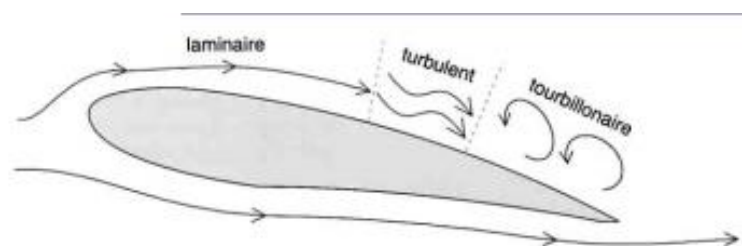


Figure I.36 – Couche limite

I.5.2.3 Répartition de pression

A l'extrados, la courbure de l'aile fait parcourir plus de distance à l'air, ce qui l'accélère : une dépression a lieu. A l'intrados, c'est l'inverse, une surpression naît sous l'aile.

Les pressions sont représentées par des vecteurs dont la longueur est proportionnelle à la valeur de la dépression ou de la surpression. On constate que les forces de sustentation les plus importantes sont localisées sur le tiers avant du profil de l'aile. C'est l'extrados qui est majoritairement responsable de l'effet sustentateur.

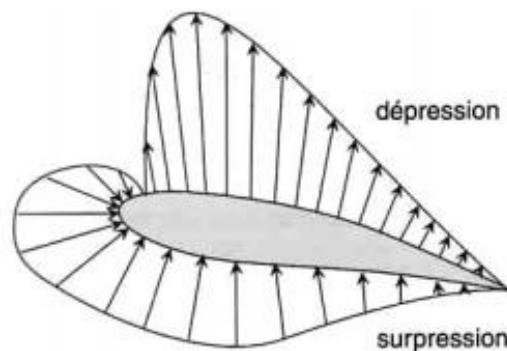


Figure I.37 – Répartition de pression sur un profil d'aile

I.5.3 Forces appliquées sur l'aile

Sur un avion en vol horizontal à vitesse constante, la portance équilibre le poids et la traction de l'hélice (ou la poussée d'un réacteur) doit équilibrer la traînée.

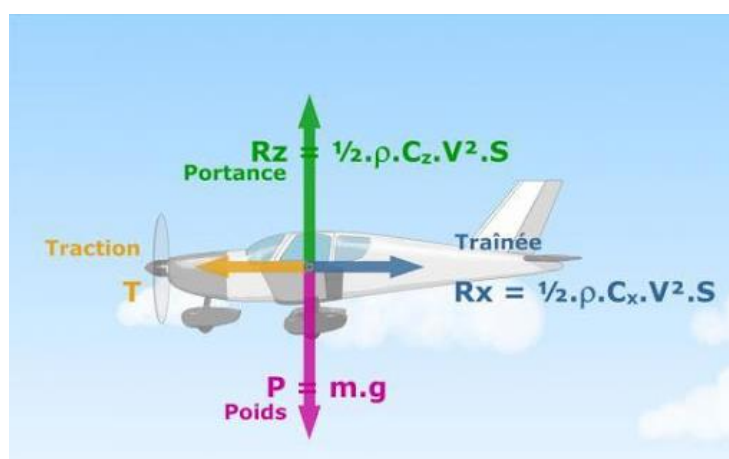


Figure I.38 – Forces aérodynamiques sur un profil d'aile

On s'aperçut très vite que les qualités d'une surface portante (maximum de portance, minimum de traînée) dépendaient, dans une large mesure, de sa forme et, en particulier de son profil. En vol rectiligne horizontal stabilisé, l'intensité de la portance est donnée par la formule :

$$R_z = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z \quad (I.13)$$

L'intensité de la traînée est donnée par la formule :

$$R_x = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x \quad (I.14)$$

De manière générale, une aile d'avion peut être considérée comme une poutre encastree-libre, sur laquelle s'exercent des forces et des moments. Lors du vol, on compte quatre forces qui agissent sur l'avion :

- La force de poussée (ou poussée ou traction), horizontale, vers l'avant de l'avion, générée par le (ou les) réacteur(s) de l'avion. C'est cette force qui permet à l'avion d'avancer vers l'avant. Elle est produite par les réacteurs de l'avion.
- La traînée (ou frottement à l'air), horizontale, vers l'arrière de l'avion, opposée à la force de poussée. Il s'agit de la résistance qu'exerce l'air sur l'avion, comme tout fluide agit sur un objet en mouvement. De ce fait, plus l'altitude de l'avion est élevée, moins l'intensité de cette force est grande puisque la densité d'air est inférieure en altitude par rapport au niveau de la mer. La traînée d'un profil résulte des forces de pression dans l'axe de l'avion. Toutefois on peut la décomposer en trois parties distinctes : la traînée de forme, la traînée de sillage et la traînée induite (due à la portance). Elle dépend beaucoup de la forme du profil.
- Le poids, direction d'un fil à plomb, vers le centre de la terre, exercé par la terre. Cette force est d'origine gravitationnelle ; en effet, tout objet ayant une masse à proximité de la terre est attiré par celle-ci.
- La portance, cette force est créée par les ailes de l'avion et permet donc à l'avion de prendre de l'altitude. La portance se crée sur chaque partie de l'aile. Pour simplifier sa représentation on la représente en un point en regroupant l'ensemble de des petits éléments de portance.
- L'empennage horizontal : Connaissant maintenant le problème. Quand on ne peut pas compter sur la disposition idéale de ces quatre forces, le recours c'est l'empennage horizontal. A une bonne distance en arrière de la voilure, on installe un plan horizontal dont

la fonction est de produire des forces aérodynamiques dirigées vers le haut ou vers le bas. L'empennage n'a pas à être très grand puisque, avec un grand bras de levier, une petite force produit un grand moment de rétablissement.

I.5.4 Incidence aérodynamique

C'est l'angle formé par la corde du profil et le vecteur vitesse de l'écoulement, désigné par la lettre (α). Lorsque l'incidence augmente la portance augmente jusqu'à un angle maximal appelé angle critique.

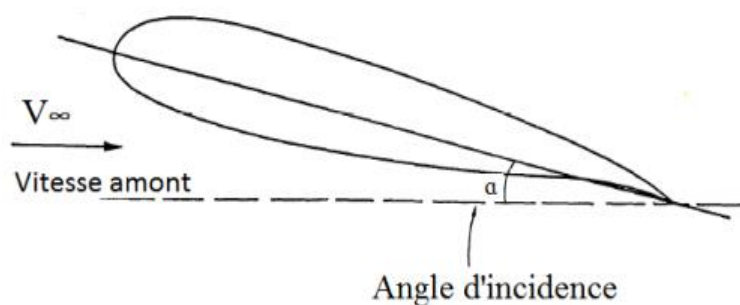


Figure I.39 – Angle d'incidence

I.5.5 Le décrochage aérodynamique

Le décrochage est une perte de portance causée par l'angle d'incidence au-delà une valeur limite (angle critique). L'air commence à tournoyer créant des tourbillons irréguliers qui empêchent les filets d'air d'accrocher au profil c'est la turbulence, est par conséquence la portance résultante de l'écoulement d'air sur l'extrados disparaît et l'avion décroche.

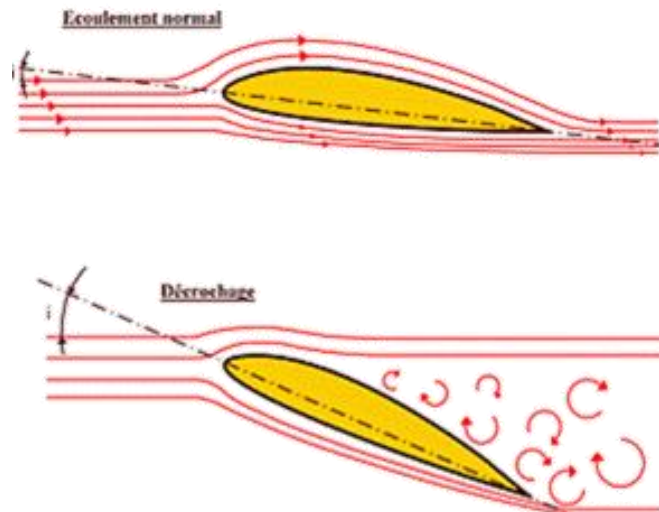


Figure I.40 – Décrochage aérodynamique

I.5.6 Finesse aérodynamique f

Les qualités du vol d'un avion dépendent essentiellement des deux forces qui sont la portance et la traînée. On dit qu'une aile est utilisée dans les meilleures conditions lorsqu'on réalise à la fois une grande portance et une faible traînée.

Le point de finesse max est important pour les vols planés sans vent car il représente l'incidence de vol permettant d'effectuer la distance la plus longue possible. Elle peut se définir de plusieurs façons :

$$f = \frac{C_z}{C_x} = \frac{R_z}{R_x} = \frac{V_x}{V_z} \quad (\text{I.15})$$

I.5.7 Polaire aérodynamique

Par définition la polaire de l'aile est la courbe de son C_z en fonction de son C_x lorsque l'angle d'incidence varie.

On utilise la courbe polaire du profil afin de pouvoir déterminer ses caractéristiques et choisir sans surprise le plus adapté entre plusieurs modèles, ou pour déterminer les dimensions que l'on donnera à une aile une fois le profil choisi.

En pratique on en utilise deux types : la polaire type EIFFEL : elle représente C_z en fonction de C_x et la polaire des vitesses qui représente la vitesse verticale (V_z) en fonction de

vitesse horizontale (V_x) dans le cas d'un vol plané. Elle est surtout essentielle pour la conception des ailes de planeurs.

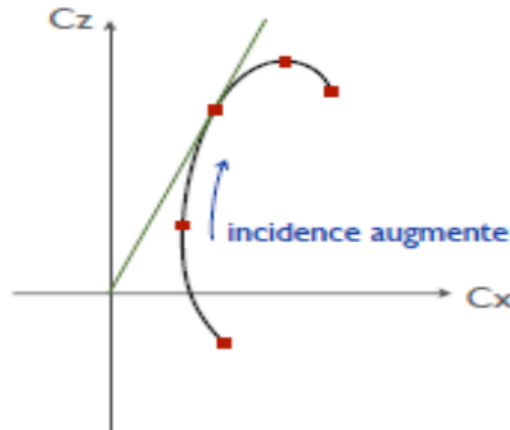


Figure I.41 – Polaire type EIFFEL

I.5.8 Dispositifs hypersustentateurs

Les dispositifs hypersustentateurs servent à modifier les propriétés d'un profil en augmentant la surface et la courbure de l'aile dans le but d'améliorer la portance lors des phases d'approche. L'équation de la sustentation est définie comme suit :

$$mg = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z \quad (I.16)$$

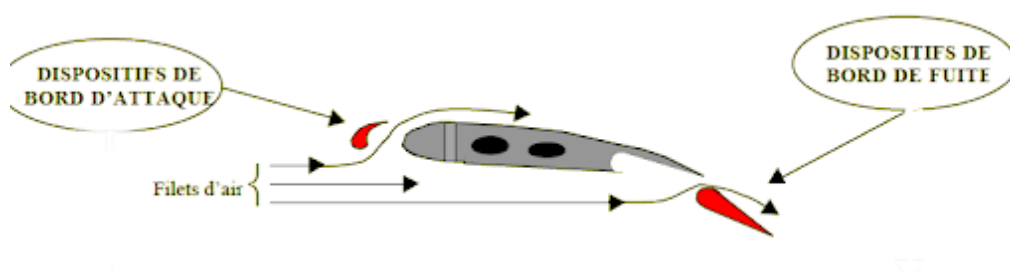


Figure I.42 – Dispositifs hypersustentateurs

I.5.9 Facteur de charge n

Il s'agit de la grandeur qui traduit l'effort appliqué à la structure. C'est le rapport entre la charge totale supportée par la structure d'un appareil et le poids réel de cet appareil.

$$\text{Facteur de charge} = \frac{\text{Poids apparent (gravité + forces d'inertie)}}{\text{Poids réel (gravité)}} = \frac{\text{Portance}}{\text{Poids}} \quad (\text{I.17})$$

- **Facteur de charge en palier**

La portance est égale au poids et donc le facteur de charge vaut 1.

- **Facteur de charge en montée / descente**

La portance est inférieure au poids ce qui implique un facteur de charge est inférieur à 1.

- **Facteur de charge en virage**

Etant donné que la portance doit augmenter pour maintenir le vol en palier, le facteur de charge augmente aussi en virage l'inclinaison.

Pour exemple, lorsque l'aéronef fait un virage à 60° d'inclinaison, le facteur de charge vaut 2 : sa structure doit supporter deux fois le poids de l'avion, et son équipage ont la sensation de peser deux fois leur poids.

Il est égal à :

$$n = \frac{1}{\cos(\text{inclinaison})} > 1 \quad (\text{I.18})$$

I.6 Conclusion

Ce chapitre a permis d'avoir une idée générale sur l'avion et de découvrir par la même occasion les avions légers et tout ce qui les caractérise. En outre, nous avons rappelé quelques notions en aérodynamique afin d'apprendre plus sur l'important rôle que joue l'aile dans phénomène de vol d'un avion. Dans la suite, nous étudierons comment choisir le profil adéquat de l'aile pour répondre aux attentes d'un avion léger.

Chapitre II. Création des profils d'aile

II.1 Introduction

Afin de concevoir les meilleurs profils d'aile d'avion, on étudie l'écoulement de l'air autour d'une surface en termes de trajectoire et de vitesse. On peut en déduire d'autres propriétés de l'écoulement, comme les coefficients de portance du profil ou de trainée. Le choix d'un profil d'aile est une étape importante de la conception aérodynamique, car il influe sur la forme et la taille des ailes et des stabilisateurs, et partant de là, les dimensions de l'aéronef tout entier.

Afin de déterminer le profil avec lequel on concevra notre aile d'avion léger, nous énoncerons quelques critères pour choisir un profil selon les besoins. Ensuite, nous procéderons à la création de plusieurs profils d'aile en utilisant la méthode de Joukowski et finirons par en choisir une parmi ceux proposés en étudiant leurs performances aérodynamiques sur Ansys Fluent.

II.2 Critère de choix d'un profil pour un avion léger

Un profil est une section d'aile prise à un endroit donné dans la direction de l'écoulement du fluide. Pour étudier l'aile, il faudra la créer matériellement ou virtuellement avec une envergure infinie dont la section est celle du profil à étudier. On se retrouve donc avec un écoulement en deux dimensions dans le plan du profil, ce qui simplifie considérablement l'étude. Pour certains profils, l'aile a une épaisseur constante sur toute son envergure. Si, de plus, l'aile est rectangulaire, elle a rigoureusement le même profil sur toute son envergure : on a une aile à profil constant. Mais d'habitude, l'épaisseur va en diminuant de l'emplanture vers le bord marginal.

Choisir l'aile idéale revient à étudier la forme du profil. Avant de déterminer le profil à utiliser, savoir si l'avion a une vocation militaire, s'il sera un avion de ligne ou un avion léger, tout en essayant de constituer un compromis.

Tableau II.1 – Tableau comparatif des différentes familles de profils

Profil	Profil biconvexe symétrique	Profil biconvexe dissymétrique	Profil plan convexe	Profil laminaire	Profil à double courbure	Profil creux
<i>Effet sur la Trainée</i>	Traînée moyenne	Traînée faible	Traînée moyenne	Traînée faible	Grande traînée	Grande traînée
<i>Effet sur la Portance</i>	Bonne Portance	Bonne portance	Bonne portance	Portance moyenne	Portance moyenne	Portance élevée

Pour diriger les recherches, il faut noter que plus un profil est creux, plus sa portance et sa traînée sont grandes.

Ces considérations permettent de choisir un profil en fonction de ses caractéristiques et de ses performances de vol, mais le choix d'un profil fait aussi intervenir d'autres paramètres :

- Les difficultés de construction : il est plus simple de construire une aile avec profil dont l'intrados est plat qu'une aile munie d'un profil à l'intrados légèrement courbé qui aurait pourtant de meilleures performances. D'autre part, il n'est pas toujours facile de respecter exactement un profil dont le bord de fuite est très effilé ou présentant d'autres difficultés de construction.
- La courbe de déplacement du centre de poussée en fonction de l'incidence permet aussi de choisir un profil. En général, il se déplace en direction du bord d'attaque lorsqu'on augmente l'incidence. Pour les profils auto-stables, il recule avec l'incidence. Si le centre de poussée varie de façon sensible avec l'incidence, l'aile pourrait avoir de problème de stabilité (profil plat) ; par contre, un profil biconvexe symétrique est très stable, son centre de poussée varie peu.
- Si on désire équiper l'aile de dispositifs hypersustentateurs (volets de courbure par exemple), il faut un profil qui soit conçu pour pouvoir en supporter.
- Les problèmes de résistance : ils sont surtout liés à l'épaisseur relative (épaisseur maxi corde). Il est plus facile d'obtenir une aile résistante avec un profil d'épaisseur relative 15% qu'avec un profil d'épaisseur relative 8%.

- La taille de l'avion, son poids influent sur le choix du profil : on ne mettra pas un profil très épais sur un avion léger ; on ne construira pas un planeur de 3 mètres avec un profil de 16,3% d'épaisseur relative car le rendement sera beaucoup moins bon qu'avec un profil de plus faible épaisseur relative. En effet, en choisissant une épaisseur faible, on évite les grandes traînées donc le moteur fournira moins d'effort ; ce qui permettra de consommer moins de carburant et parcourir plus de distance.
- Il faudrait savoir approximativement quelle épaisseur relative et quelle cambrure est adaptée à son besoin. Les règles sont assez simples : pour les Reynolds supérieurs à 10^6 (entre $5 \cdot 10^6$ et $7 \cdot 10^6$ pour un avion léger), plus un profil est épais, plus il est porteur, avec d'importantes traînées ; plus un profil est cambré, plus la traînée minimum apparaît pour un C_z élevé. En fin de compte, si on veut une plage de vitesse importante, on cambre moins le profil et on le choisit mince.
- Si le rayon du bord d'attaque est important, le décrochage est sans brutalité.
- Le nombre de Reynolds à partir duquel on entre dans le domaine subcritique ($Re < 10^5$) peut-être significativement diminué (divisé typiquement par deux) en diminuant le rayon de courbure du bord d'attaque et en utilisant un profil mince. Il faut savoir que les profils très minces induisent un décrochage brutal.

Les profils sont des compromis adaptés à un cas particulier : il n'existe pas de profil miracle, intégralement laminaire donnant une portance élevée, n'ayant qu'une faible traînée et décrochant en douceur ; si un tel profil existait, il serait utilisé universellement.

Dans notre travail, on s'intéressera particulièrement aux caractéristiques aérodynamiques et leurs performances pour retenir le profil que nous garderons pour la suite.

II.3 Détermination du profil

On peut déterminer un profil d'aile à l'aide de transformations conformes qui permettent de transformer un cercle en un profil aérodynamique. Elle est définie par des variables complexes.

II.3.1 Transformation conforme

Une transformation conforme est une fonction qui transforme l'affixe complexe z d'un point du plan original en un point dans le plan image d'affixe Z .

Elle respecte certaines propriétés : la fonction est définie, continue, bijective, holomorphe et à dérivée non nulle sur le domaine d'étude du plan original.

II.3.2 Théorie du profil Joukowski

La transformation de Joukovski, nommée d'après le savant aérodynamicien russe Nikolaï Joukowski, est une transformation conforme du plan complexe dans lui-même, utilisée historiquement dans le calcul des profils d'aile d'avion. Elle transforme un point $M(z)$ d'affixe z non nul en le point $M'(w)$ d'affixe w telle que :

$$w(z) = z + \frac{1}{z} \quad (\text{II.1})$$

Le profil de Joukowski est engendré dans un plan \mathcal{W} par l'application de la transformée à un cercle du plan \mathcal{Z} qui passe par le point d'affixe $(1,0)$ ou $(-1,0)$. Les coordonnées du centre du cercle et le rayon sont les variables dont dépend la forme du profil.

On a : $z = x + iy = Re^{i\theta}$

La transformée s'écrit donc : $w(z) = Re^{i\theta} + \frac{1}{R}e^{-i\theta}$

$$w(z) = R(\cos \theta + i \sin \theta) + \frac{1}{R}(\cos \theta - i \sin \theta)$$

$$w(z) = \left(R + \frac{1}{R}\right) \cos \theta + i \left(R - \frac{1}{R}\right) \sin \theta \quad (\text{II.2})$$

Si la géométrie est un cercle les termes $R + \frac{1}{R}$ et $R - \frac{1}{R}$ sont des constants.

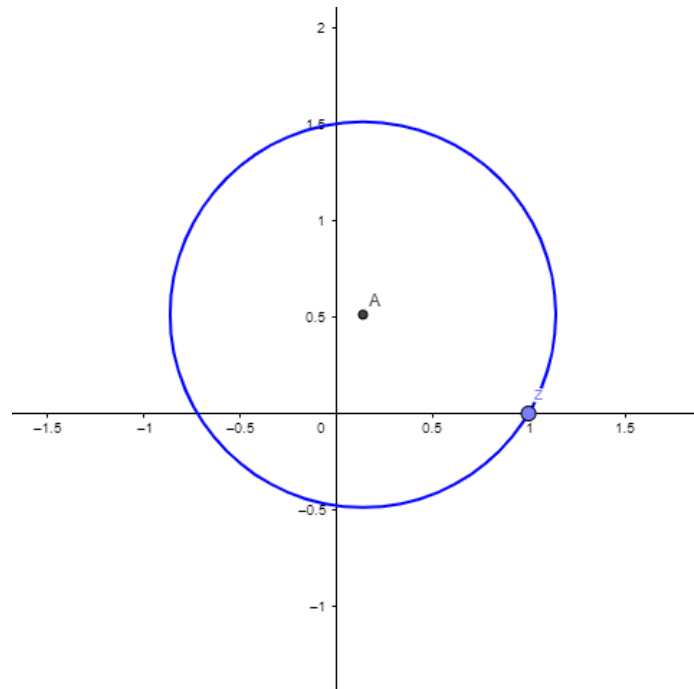


Figure II.1 – Définition du cercle initial

Notons : $r_1 = R + \frac{1}{R}$ et $r_2 = R - \frac{1}{R}$

On a donc les nouvelles coordonnées (u, v) de w

$$\begin{cases} u = r_1 \cos \theta \\ v = r_2 \sin \theta \end{cases} \quad (\text{II.3})$$

On retrouve en fin de compte l'équation d'une ellipse ci-dessous :

$$\frac{u^2}{r_1^2} + \frac{v^2}{r_2^2} = 1 \quad (\text{II.4})$$

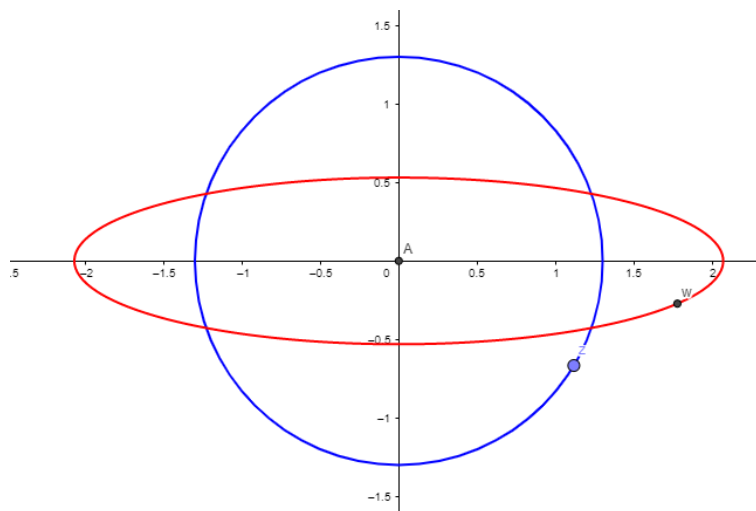


Figure II.2 – Transformation en ellipse

D'après la propriété des transformations, une transformation est conforme, lorsque sa dérivée première n'est pas nulle.

$$\frac{dw(z)}{dz} = 1 - \frac{1}{z^2} \quad (\text{II.5})$$

Cette équation est nulle si et seulement si $z = 1$ ou $z = -1$

Donc la transformation de Joukowski est conforme en tout point sauf pour 1 et -1. L'image d'une géométrie passant par l'un de ces points ne sera pas conforme. Bien que la singularité des points (1,0) et (-1,0) pose problème (dérivée nulle), elle engendre un point de rebroussement dans le profil elliptique, créant ainsi la caractéristique d'un profil à pointe. En jouant sur le centre et le rayon du cercle initial passant par un point non conforme on obtient différentes formes de profils d'ailes.

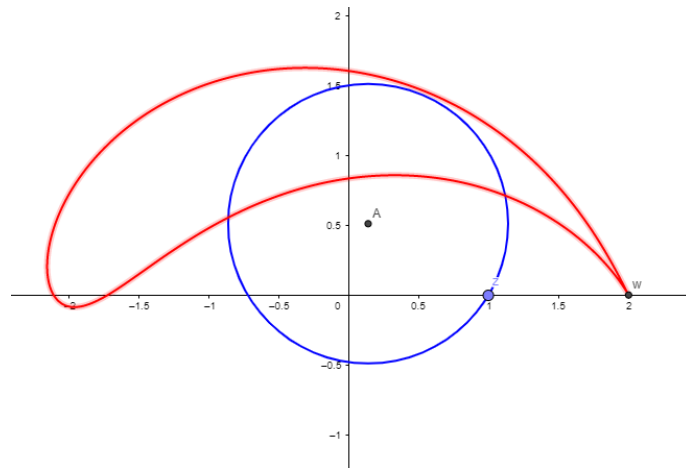


Figure II.3 – Définition du profil 1 sur GeoGebra (creux)

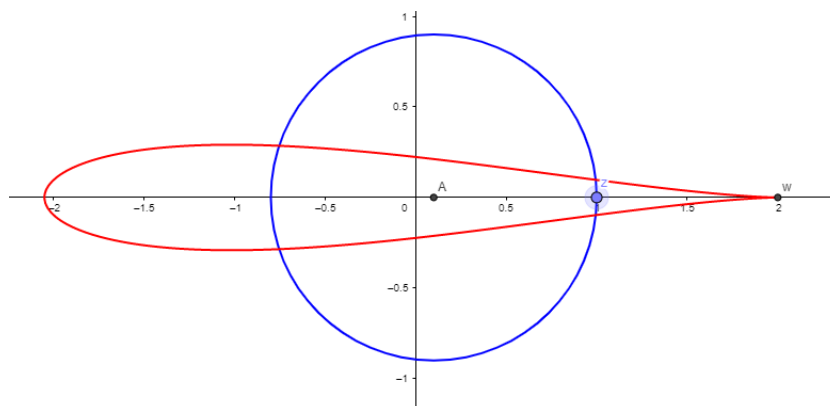


Figure II.4 – Définition du profil 2 sur GeoGebra (symétrique)

C'est pour cela que le cercle générateur du profil de Joukowski est un cercle de rayon r qui coupe l'axe réel aux points singuliers $(-1,0)$ ou $(1,0)$:

- Une augmentation du rayon en jouant sur la dimension du profil de Joukowski (corde)
- Un décalage x_0 du cercle suivant l'axe réel joue sur son épaisseur.
- Un décalage y_0 du cercle suivant l'axe imaginaire sur la cambrure.






II.4 Etude de quelques profils

II.4.1 Proposition de profils

Nous avons procédé à la création de cinq profils susceptibles de correspondre à nos besoins en utilisant la transformation de Joukowski ; trois parmi eux sont symétriques (pour leur bonne stabilité), nous avons aussi proposé d'étudier deux profils présentant une cambrure (pour leur portance).

En faisant varier le centre et le rayon du cercle initial, nous avons retenu cinq modèles présents dans le tableau II.2 avec leurs caractéristiques obtenues à l'aide des logiciels Matlab et GeoGebra.

Tableau II.2 – Profils proposés

Numéro	Profil	Rayon	Xcentre	Ycentre	Epaisseur relative
(1)		0.85	0.15	0	22.67 %
(2)		0.9	0.1	0	14.37 %
(3)		0.95	0.05	0	6.80 %
(4)		0.9	0.10267	0.04789	15.02 %
(5)		0.9	0.10603	0.10043	16.79 %

II.4.2 Influence de l'angle d'incidence sur les profils

Pour rappel, l'angle d'incidence est l'angle formé entre la corde et la direction du vent relatif. Il est noté α . Lorsqu'il augmente, les conditions changent aussi bien sous l'intrados que sur l'extrados.

L'étude de l'évolution de la portance en fonction de l'incidence est primordiale dans la conception des avions. Pour voler en palier à une vitesse donnée la portance de l'avion doit compenser son poids. La vitesse étant fixée, l'incidence de vol se trouve également fixée. Pour un vol économique et confortable, il faut que l'incidence soit faible pour la vitesse de croisière.

Dans notre expérience, nous avons utilisé Ansys Fluent, le logiciel de calcul par élément fini pour l'étude des cinq profils sélectionnés préalablement. Le tableau ci-dessous regroupe les différents coefficients (C_z : coefficient de portance et C_x : coefficient de traînée) obtenus en faisant varier l'angle d'incidence jusqu'à l'incidence de décrochage avec une vitesse d'entrée de 100 m/s pour une surface de référence de 1 m² et un écoulement k-epsilon, modèle le plus couramment utilisé en mécanique de fluide numérique (CFD : Computational Fluid Dynamics) pour simuler les caractéristiques d'écoulement moyen dans des conditions d'écoulement turbulent.

Tableau II.3 – Coefficients aérodynamiques en fonction de l'angle d'incidence

Profils	(1)		(2)		(3)		(4)		(5)	
<div> <div>Coefficients [-]</div> <div>Incidence α [°]</div> </div>	C_z	C_x	C_z	C_x	C_z	C_x	C_z	C_x	C_z	C_x
0	0.0399	0.0444	0.0008	0.0153	0.0094	0.0055	0.2423	0.0162	0.5458	0.0261
1	0.04543	0.0527	0.0692	0.0142	0.0646	0.0058	0.3383	0.0229	0.7009	0.0305
3	0.2243	0.0504	0.2535	0.0190	0.2754	0.0092	0.5247	0.0262	0.8227	0.0399
6	0.5434	0.0582	0.5622	0.0333	0.5774	0.0235	0.8240	0.0343	1.0648	0.0575
9	0.848	0.0771	0.7767	0.0561	0.8668	0.0454	1.1128	0.0518	1.4554	0.0574
12	0.9431	0.1031	1.0876	0.0814	0.9731	0.1270	1.4339	0.0706	1.6668	0.0871
15	1.2206	0.1453	1.2425	0.1262	0.7349	0.2193	1.6042	0.1112	1.9038	0.1120
18	1.4920	0.1681	1.2157	0.1728			1.5244	0.1700	1.9977	0.1603
20	1.4651	0.2080							1.9526	0.1843

II.4.2.1 Analyse des courbes des coefficients aérodynamiques en fonction de l'angle d'incidence

Avec les valeurs obtenues, nous avons tracé les courbes des coefficients de portance et de trainée pour chaque profil et observer l'évolution de ces grandeurs en fonction de l'incidence de l'aile.

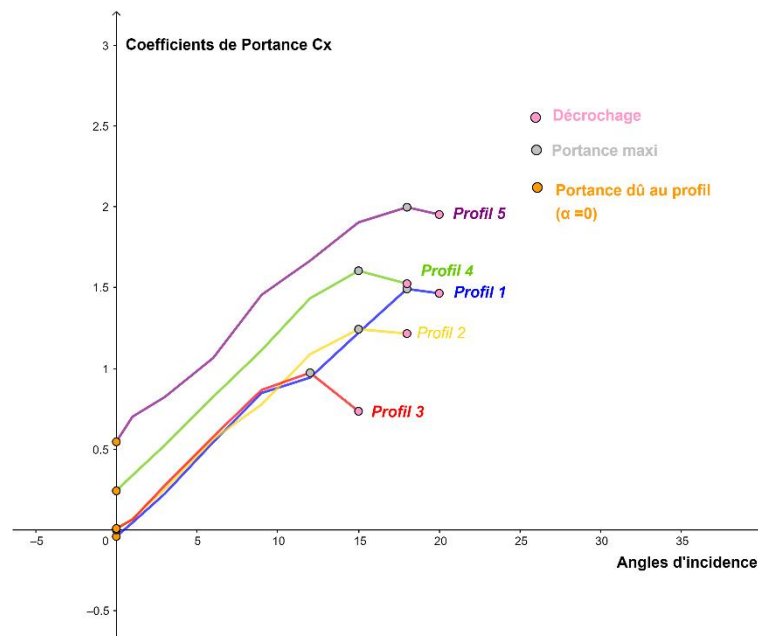


Figure II.5 – Courbes de portance en fonction de l'incidence

Cette expérience montre bien que la portance augmente avec l'incidence. A une valeur d'incidence supérieure à 0, on peut donc dire que la sustentation de l'aile est le résultat de l'action de deux forces qui s'ajoutent : une dépression d'extrados supérieure à celle fournie à une incidence nulle, et une surpression d'intrados.

Pour différents profils de même surface en plan et dans les mêmes conditions pour chacune des mesures, les courbes de portance des profils courbés sont au-dessus de celles des profils biconvexes symétriques. Leurs coefficients de portance ne sont pas nuls pour l'incidence nulle. Pour obtenir une portance nulle, il faudra considérer les angles négatifs que nous n'avons pas inclus dans notre démarche. Quant aux profils symétriques, nous notons que leur coefficient de portance tend vers zéro (zéro dans la normalité, la marge d'erreur de conception ayant influencé les résultats) pour une incidence nulle. On remarque que plus leur épaisseur est grande plus ils sont porteurs et décrochent pour un angle d'incidence relativement grand.

D'autre part, on remarque aussi que plus le profil est épais et/ou cambré, plus sa courbe tarde pour chuter par rapport à l'incidence avec un faible écart de chute de portance (moins de brutalité de décrochage).

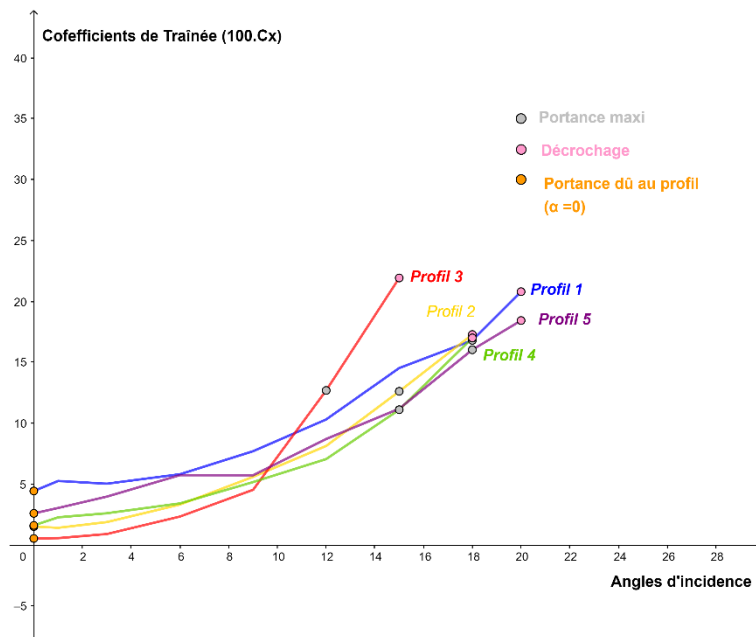


Figure II.6 – Courbes de traînée en fonction de l'incidence

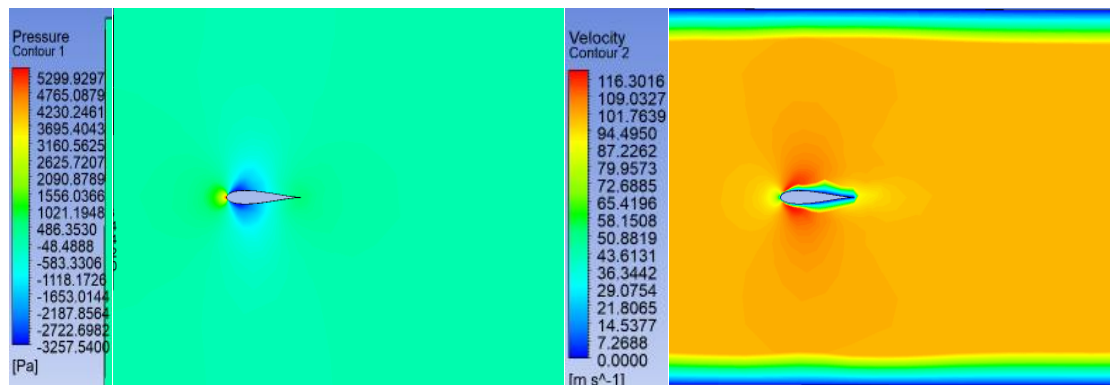
Alors que les portances augmentent jusqu'à une certaine valeur d'incidence avant de chuter brusquement, ici nous voyons bien que les traînées par contre, ont une croissance continue. On observe en outre comment le décrochage du profil (3) (mince avec une épaisseur de 6,80%) est brutal avec une hausse de traînée ; ce qui conduit à une diminution brusque de la vitesse. On note aussi pour les profils (2), (4) et (5) qui, ayant des épaisseurs relatives assez proches (respectivement 14.37 %, 15.02 % et 16.79 %), ont une évolution de traînée presque similaire, bien qu'on retrouve des traînées plus importantes pour les profils courbés que pour le biconvexe symétrique. Outre cela, on note aussi que les profils ayant les plus importantes épaisseurs relatives présentent aussi de grandes traînées.

II.4.2.2 Evolution de pression et de vitesse autour des profils

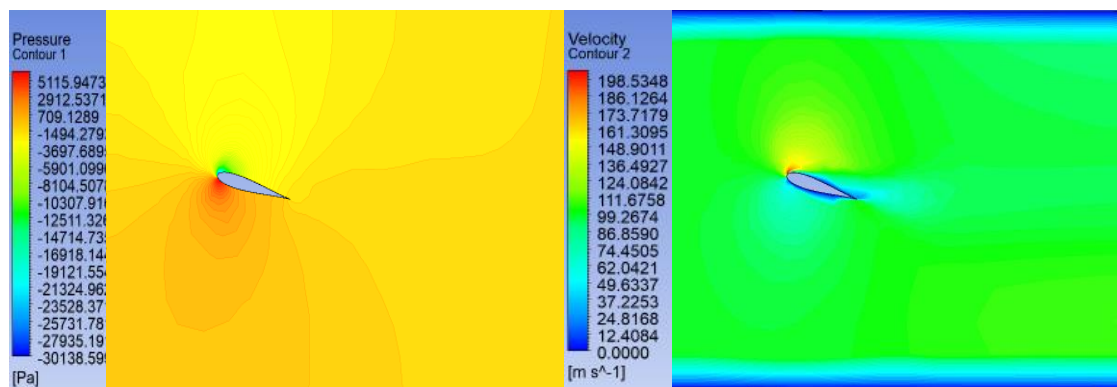
Par la suite, nous avons choisi d'étudier l'évolution de pression et de vitesse au niveau des profils pour une incidence nulle et à l'incidence de décrochage. Pour cela, nous avons restreint notre étude à deux profils ; un biconvexe symétrique (profil 2) et un deuxième courbé (profil 5) pour mieux étudier le type qui correspondrait plus à nos attentes.

- Profil (2)

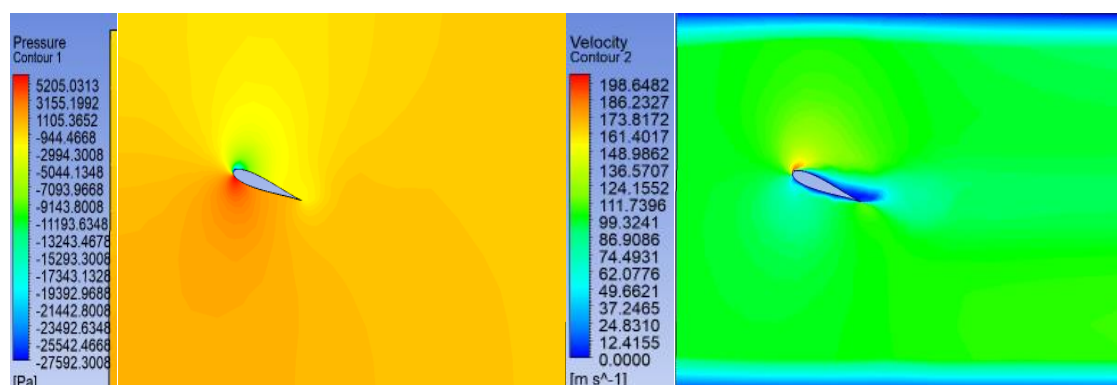
- $\alpha = 0^\circ$

Figure II.7 – Profil (2) : Pression et vitesse à 0°

- $\alpha = 15^\circ$ (portance maximale)

Figure II.8 – Profil (2) : Pression et vitesse à 15°

- $\alpha = 18^\circ$ (décrochage)

Figure II.9 – Profil (2) : Pression et vitesse à 18°

On remarque que les zones de pression et de dépression augmentent en se déplaçant vers l'avant du profil. Cela entraîne une augmentation de la résultante aérodynamique. Lorsque l'incidence atteint la valeur de l'incidence de décrochage, le champ de dépression sur l'extrados diminue brutalement, alors qu'à l'intrados il y a peu d'évolution. En effet, la déviation des filets d'air au bord d'attaque devient si importante qu'ils ne peuvent plus suivre l'extrados et qu'ils décollent de la surface de l'aile en créant une zone tourbillonnaire. Cela provoque la diminution brutale de la portance et l'avion perd de l'altitude.

Par ailleurs, on remarque pour ce type de profils qu'il n'y a pratiquement pas de variation de pression et de vitesse sur l'intrados et l'extrados pour une incidence nulle compte tenu du fait que les particules de l'air ont la même trajectoire de chaque côté du profil. On constate quand même une forte pression au niveau du bord d'attaque et une vitesse d'écoulement assez importante allant du bord d'attaque au bord de fuite.

- Profil (5)

- $\alpha = 0^\circ$

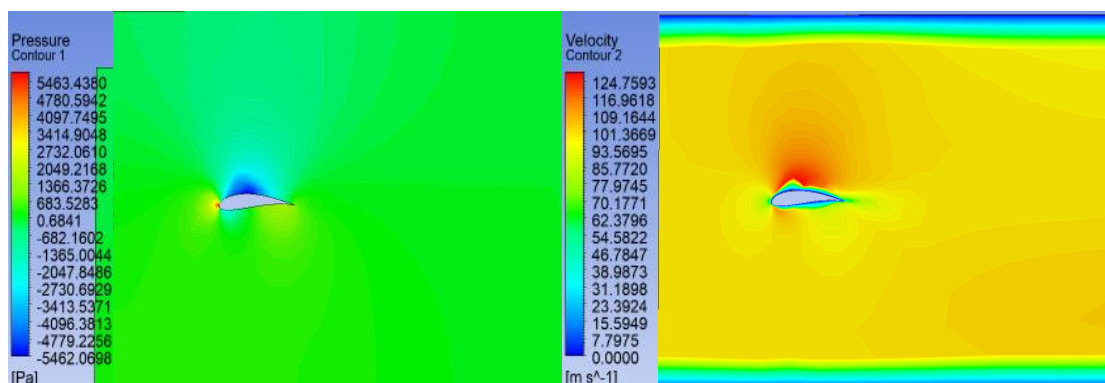
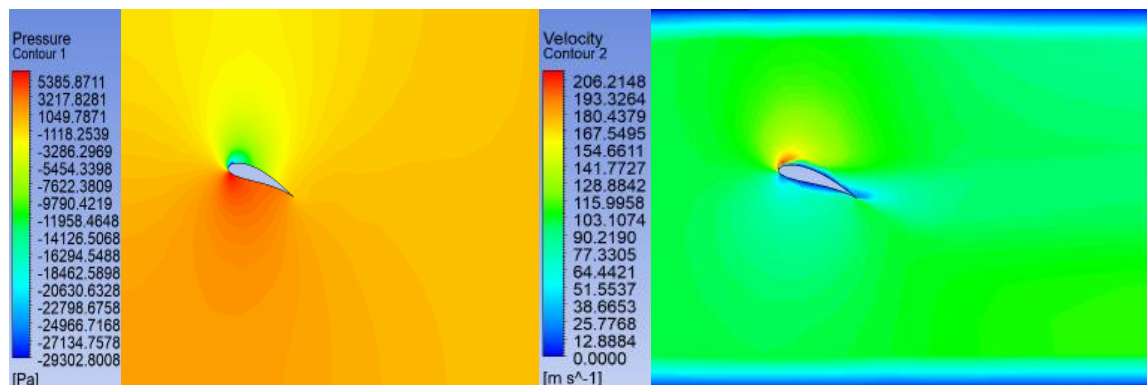
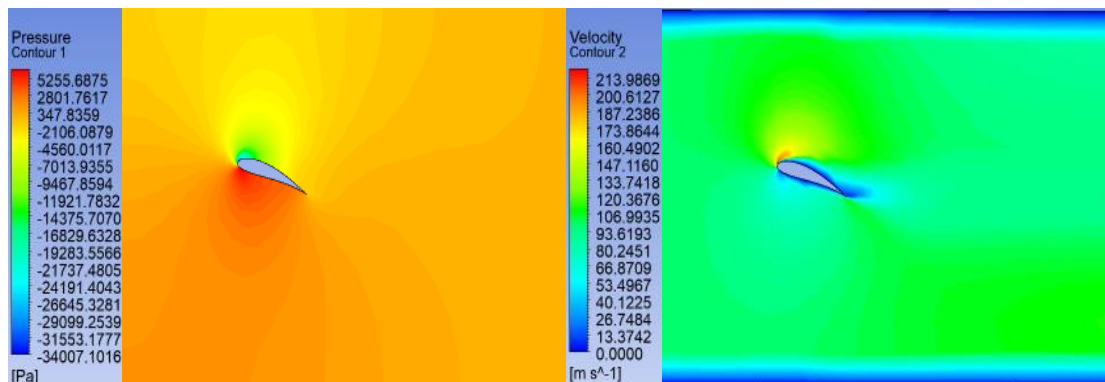


Figure II.10 – Profil (5) : Pression et vitesse à 0°

- $\alpha = 18^\circ$ (portance maximale)

Figure II.11 – Profil (5) : Pression et vitesse à 18°

- $\alpha = 20^\circ$ (décrochage)

Figure II.12 – Profil (5) : Pression et vitesse à 20°

Concernant le profil courbé, on note une portance existante pour l'incidences nulle en raison des zones de dépression au niveau de l'extrados et de fortes pressions s'exerçant sur l'intrados qui ont évolué exponentiellement jusqu'au décrochage. Quoique bien portantes, ce type de profils présentent une plage de vitesses d'écoulement moins bonne (sauf sur la zone avoisinant le bord d'attaque sur l'extrados) par rapport à celle des profils précédents à cause de leurs considérables traînées.

II.4.3 Courbes de polaire

La polaire type EIFFEL évolue selon la forme du profil mais conserve toujours une allure globale similaire. Grâce à elle on détermine quelques caractéristiques essentielles des profils.

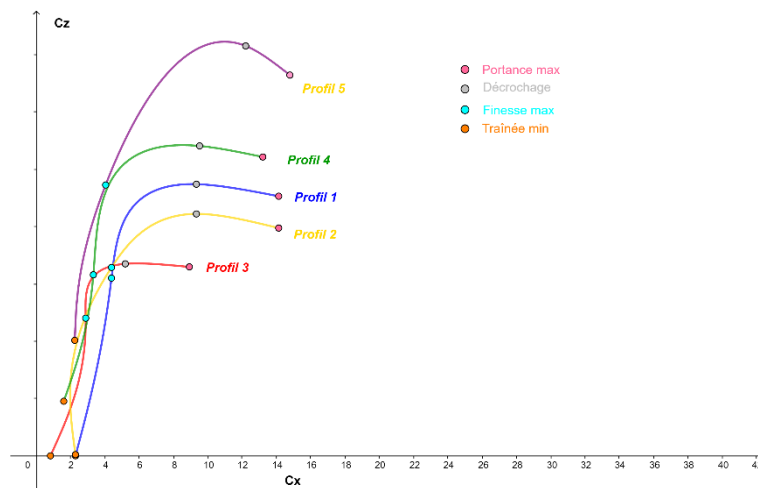


Figure II.13 – Polaires des profils proposés

Les points caractéristiques de la polaire sont les suivants :

- Le point de **portance nulle** (pour une faible incidence)
- Le point de **C_x mini** (traînée minimale avec une incidence faible)
- Le point de **finesse max** (incidence assez faible)
- Le point de **C_z max** (portance maximale ; incidence proche du décrochage ; traînée importante)
- Le zone de **décrochage** du profil ; C_z chute

On peut encore constater dans cette figure que plus le profil est cambré, plus sa polaire se trouve au-dessus des autres. Ce qui explique leurs portances maximales et au décrochage élevées par rapport à celles des biconvexes, entraînant par la même occasion des traînées assez grandes.

II.4.4 Discussion

En résumé, on peut retenir ces points suivants :

- Le C_x (Coefficient de traînée) est plus fort pour un profil creux que pour un biconvexe ayant presque la même épaisseur. Pour les profils de même type, il est plus grand pour ceux dont l'épaisseur est plus importante.
- Le C_z (Coefficient de portance) d'un profil dépend principalement de la courbure de la ligne moyenne du profil :
 - Si elle est nulle (biconvexes symétriques), la portance est nulle à $\alpha = 0^\circ$. D'autre part, ces profils sont incapables d'assurer une portance élevée car ils décrochent avant d'arriver à des C_z importants.
 - La valeur maxi de C_z est d'autant plus élevée que la courbure est prononcée ; c'est pourquoi les profils très épais et les profils creux permettent d'atteindre une portance importante.

Le choix idéal pour un avion léger, tel que l'avion de tourisme de type Cessna 172 avec une vitesse de croisière de 70 m/s, une altitude d'environ 4500 m et une MTOW (Masse maximale au décollage) de 1200 kg, serait de retenir le profil qui aurait une bonne vitesse, pas nécessairement très grande ; qui ne serait ni très mince (pour avoir des ailes assez résistantes), ni trop épais pour optimiser en masse et minimiser l'effort des moteurs.

Les profils cambrés ne correspondent pas à nos besoins car ils ont des portances et des traînées trop élevées, et un l'avion léger n'a pas besoins de monter très haut en altitude mais de parcourir le maximum de distance le plus rapidement possible avec un bon rendement du moteur. Ainsi, les profils biconvexes symétriques correspondraient le plus à nos besoins compte tenu de leur altitude et leur vitesse n'exigeant pas une très grande portance pour une bonne vitesse et de leur simplicité de construction. Nous optons donc pour le profil (2) de 14.37 % pour son épaisseur favorable aux exigences attendues de notre avion léger (contrairement au profil (1) beaucoup plus épais), avec un décrochage doux, présentant une meilleure résistance par rapport au profil (3).

II.5 Conclusion

Nous avons énoncé toute une série de critères mais nous nous sommes plus arrêtés sur le côté aérodynamique des profils pour fixer notre choix. Nous avons réalisé que parmi tous les profils proposés, le profil biconvexe symétrique avec une épaisseur (14.37 %) est celui qui correspondrait le plus à nos besoins considérant l'avantage qu'il présentait par rapport aux autres tenant compte de l'objectif visé.

Chapitre III. Conception de l'aile

III.1 Introduction

Élément particulièrement indispensable pour les avions, le choix de la forme et la structure de l'aile n'est pas toujours évident pour le constructeur. Il doit évaluer plusieurs paramètres pour décider de ce qui correspondrait le plus à son cahier de charge. En outre, elles subissent d'importants efforts que l'avion soit en vol ou au sol.

Dans les lignes qui suivent, nous donnerons les caractéristiques dimensionnelles de l'aile que nous concevrons sur Catia V5, puis procéderons au dimensionnement du longeron, correspondant à une poutre disposée longitudinalement qui subit les efforts à supporter par l'aile. Pour le faire, nous appliquerons la RDM sur le système afin de vérifier sa résistance en se basant sur la méthode allemande de distribution de portance. Nous analyserons enfin le modèle aéroélastique statique pour connaître la condition de divergence de l'avion.

III.2 Détermination des dimensions de l'aile

Avant de continuer, il faut préciser que nous optons pour configurer notre aile avec la forme droite rectangulaire car elle est simple de conception et bien adaptée aux avions à faible vitesse, tels les avions légers.

III.2.1 Influence de l'allongement λ

L'extrémité de l'aile est un lieu où se crée des phénomènes particuliers qui freinent la progression de l'avion ; ce sont les tourbillons marginaux ou turbulences de sillage. Les tourbillons sont dus à la surpression de l'intrados qui a tendance à aller combler la dépression de l'extrados en contournant le bout de l'aile. Les tourbillons marginaux apportent une traînée supplémentaire à la traînée propre du profil de l'aile : c'est la traînée induite (... par la portance)

La traînée totale d'une aile est donc la somme de deux traînées particulières avec des caractères assez différents :

- La traînée de profil : due au frottement superficiel de l'air visqueux sur la surface plus ou moins polie de l'aile.

$$C_{xp} = C_{xr} + C_{xf} \quad (\text{III.1})$$

- Coefficient de traînée de profil (C_{xp}) [-]
 - Coefficient de traînée de forme du profil (C_{xr}) [-]
 - Coefficient de traînée de frottement (C_{xf}) [-]
- La traînée induite : conséquence de la portance. Différence de pression entre l'intrados et l'extrados, on retrouve sur l'extrados une convergence des filets fluides vers le plan de symétrie de l'aile, contrairement à l'intrados, où les filets sont déviés vers l'extérieur de l'aile.

Coefficient de traînée induite (C_{xi})

$$C_{xi} = C_z^2 / (\pi \lambda) \quad (\text{III.2})$$

Afin de réduire ce phénomène on joue sur l'allongement de l'aile. Plus l'allongement est grand, moins la traînée induite sera forte, mais dépend malheureusement de la masse de l'aile. L'idée est de trouver un compromis acceptable en fonction du besoin. Généralement ses valeurs les plus courantes tournent autour de 7 ou 8.

III.2.2 L'envergure et la corde

Pour dimensionner l'aile, nous avons besoin de déterminer son envergure et sa corde. Pour le faire, il faudra connaître la surface totale qu'on donnera à l'aile.

Rappelons que l'équation (I.1) donne :

$$S_a = \frac{2.m.g}{\rho.V^2.C_z}$$

Pour avoir la surface alaire, on considère l'avion en vol palier rectiligne. On prend les conditions dans lesquelles la portance est égale au poids de l'avion. Nous avons fixé une masse maximale au décollage de 1200 Kg avec une vitesse de croisière de 250 km/h (environ 70 m/s) comme caractéristiques de notre avion léger, tout en prenant la masse volumique de l'air au niveau de la mer, soit 1.225 Kg/m³.

En ce qui concerne le coefficient de portance, nous avons calculé pour chaque incidence, la surface représentée dans le tableau ci-dessous

Tableau III.1 – Détermination de la surface en fonction du coefficient de portance

Cz [-]	Sa [m ²]
0.0008	4902.5
0.0692	56.68
0.2535	15.47
0.5622	6.98
0.7767	5.05
1.0876	3.61
1.2425	3.16
1.2157	3.23

On choisira de garder une surface proche de celle pour laquelle le coefficient de portance égale à 0.2535 (3° d'incidence) car elle correspond plus aux dimensions admises pour l'aile pour optimiser en poids et en portance.

Une fois la surface alaire obtenue, on procèdera au choix de l'envergure et de la corde pour un allongement assez bon pour minimiser en traînée induite (on choisira de poursuivre avec un allongement de 7) . Il faut savoir dans notre cas (aile rectangulaire) que la surface alaire, c'est le produit de l'envergure et de la corde.

En prenant Sa = 15.75 m² on aura d'après l'équation I.2

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

$$b = \sqrt{S a \cdot \lambda} \quad (\text{III.3})$$

$$b = 10.5 \text{ m}$$

Et

$$S a = b \cdot L \quad (\text{III.4})$$

$$L = \frac{S a}{b}$$

$$L = 1.5 \text{ m}$$

Avec

- b : l'envergure [m]
- L : la corde [m]

III.3 Conception sur Catia V5

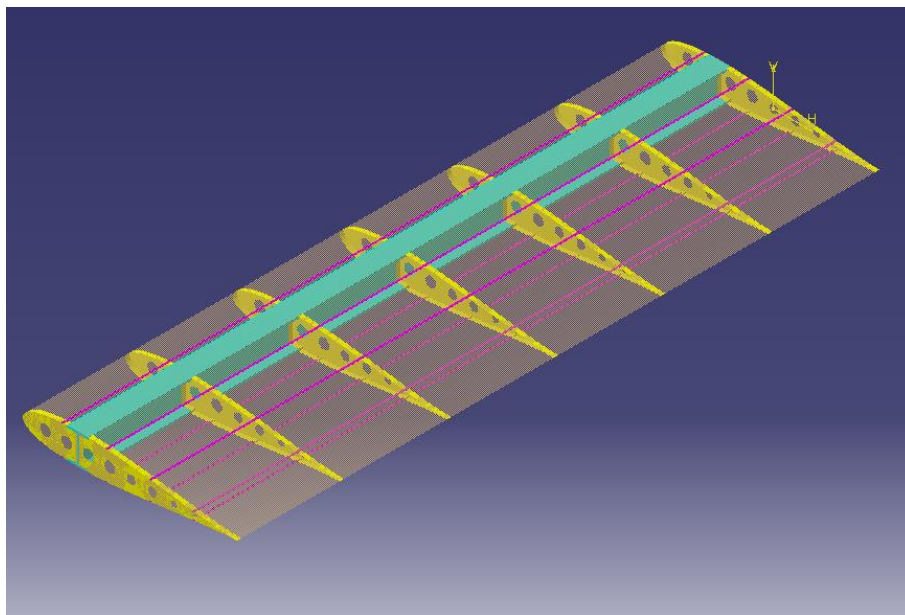


Figure III.1 – Conception Catia V5 : Une demi-aile assemblée

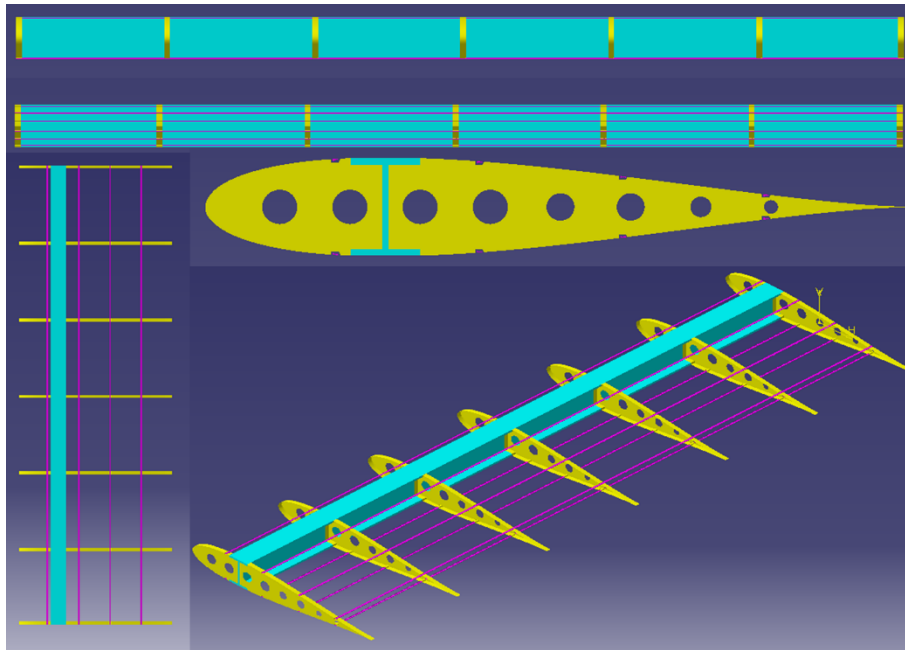


Figure III.2 – Conception Catia V5 : Structure interne assemblée

III.3.1 Détail de la nervure

Les nervures présentent habituellement des bords tombés ou pliures. Ces pliures ont plusieurs fonctions :

- Elles permettent le rivetage du revêtement extradors et intrados.
- Elles renforcent la rigidité de la nervure.

Les nervures sont sectionnées pour laisser passer les lisses. Elles peuvent aussi comporter des évidements pour réduire le poids de l'aile sans en altérer sa résistance.

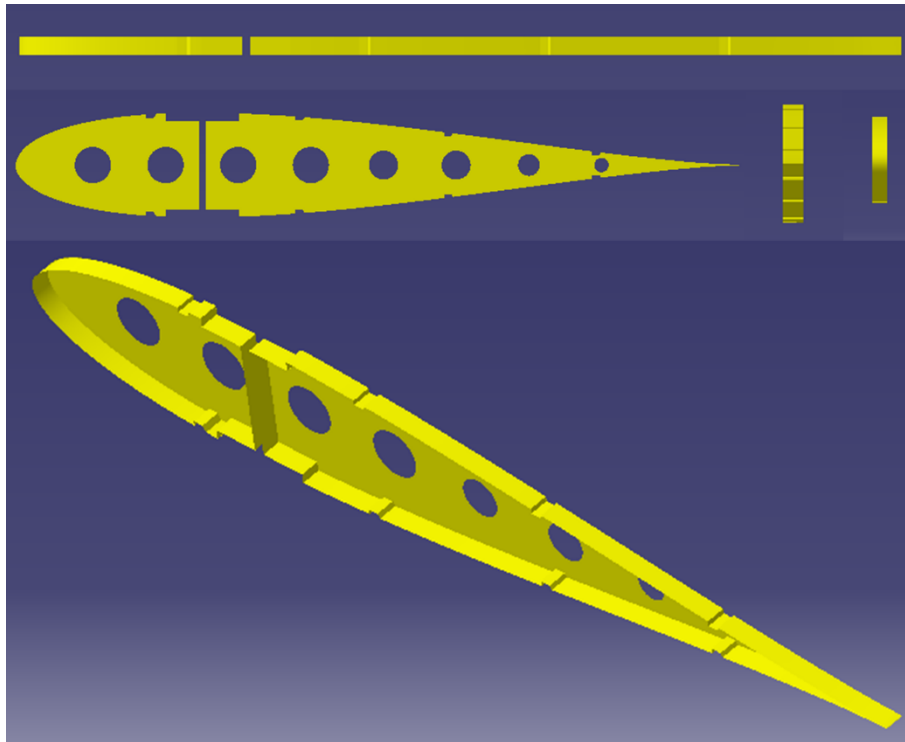


Figure III.3 – Conception Catia V5 : Nervures

III.3.2 Détails du longeron

Il arrive que le nombre de longeron varie selon les contraintes prévues pour l'avion. Une aile peut comporter deux longerons ; le premier vers le centre de gravité de l'aile et le second plus en arrière. Dans notre cas nous avons considéré un seul longeron avec une section en I pour faciliter le calcul de structure, le but n'étant pas d'avoir des équations costauds et compliquées mais de comprendre la méthode de dimensionnement.



Figure III.4 – Conception Catia V5 : Longeron

III.3.3 Lisse

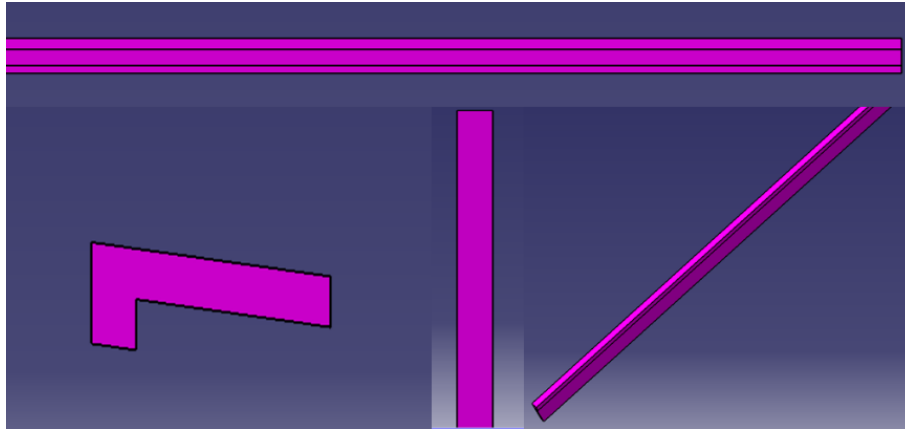


Figure III.5 – Conception Catia V5 : Lisses

III.4 Calcul de structure de l'aile

III.4.1 Modélisation des charges appliquées : Méthode allemande

Afin de modéliser les charges appliquées sur l'aile en vol croisière, il faut faire des hypothèses sur la répartition en envergure des charges de portance, la trainée étant négligée. Il n'y a qu'une étude expérimentale en soufflerie pour donner la répartition réelle (par exploration de sillage ou par mesure des pressions locales).

La méthode allemande de répartition du C_z est assez intéressante pour une aile rectangulaire avec saumons non vrillée. Cette méthode n'est qu'un modèle de la réalité, avec évidemment ses incertitudes et approximations. Nous ne nous intéresserons qu'à leurs pertinences et limites. On recherche donc l'évolution de la charge linéique locale P sur une demi-aile.

$$P = \frac{2R_z}{4d+3L} \quad (\text{III.5})$$

Tableau III.2 – Expression de la charge linéique

p	Charge linéique à l'emplanture	N/m
R_z	Résultante de portance totale $R_z = n.m.g$	N
n	Facteur de charge	***
d	Longueur de chargement constant $d = \frac{b}{2} - L$	M
L	Corde	M
b	Envergure	M

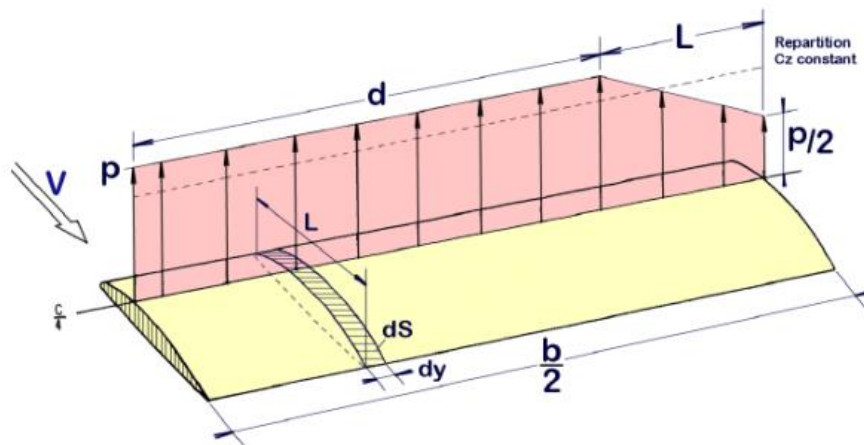


Figure III.6 – Répartition allemande des charges sur une demi-aile rectangulaire à saumon non vrillé

Cette méthode présente une distribution de charges réparties uniformément sur une première section de l'aile de longueur une demi-envergure moins la corde allant de l'emplanture. Puis sur une seconde section où nous pouvons noter une diminution linéaire de la charge linéique jusqu'au saumon au niveau duquel la portance maximale est réduite de moitié sous l'effet des perturbations dues à l'écoulement de l'air.

L'aile subit en partie l'effet de ses charges propres à savoir la portance, le moment aérodynamique et son propre poids. D'autre part, elle supporte les charges de réactions au niveau de la fixation des poutres aux empennages à l'aile. On considérera les réactions obtenues dans le cas où la poutre est encastrée.

III.4.2 Problème RDM

La résistance des matériaux est une branche de la mécanique des milieux continus qui s'intéresse aux déformations des structures, particulièrement au calcul des dimensions des systèmes mécaniques afin qu'ils soient capables de supporter les efforts qui leur sont appliqués lors de leur fonctionnement dans les conditions de sécurité requise. Pour cela, il est nécessaire avant tout de bien modéliser les différentes éventuelles liaisons mécaniques et les actions extérieures qui agissent sur le système.

III.4.2.1 Buts de la résistance des matériaux

La RDM a trois principaux objectifs :

- La connaissance des caractéristiques mécaniques des matériaux. (Comportement sous l'effet d'une action mécanique)
- L'étude de la résistance des pièces mécaniques. (Résistance ou rupture)
- L'étude de la déformation des pièces mécaniques. Ces études servent à choisir le matériau et les dimensions d'une pièce mécanique tenant compte des conditions de déformation et de résistance requises.

III.4.2.2 Différents problèmes à résoudre en RDM :

- Trouver les efforts intérieurs: Lorsqu'on entreprend l'étude d'une pièce mécanique, on doit au départ simplifier les formes de celle-ci et le plus souvent modéliser le système de forces extérieures qui lui sont appliquées. La valeur de ces actions mécaniques sera recherchée en fonction des dimensions choisies.
- Calcul de résistance : Il sert à déterminer toutes les dimensions d'une pièce, de manière à ce qu'en aucun point de sa structure, les sollicitations internes ne franchissent une certaine limite que les caractéristiques des matériaux définissent lors d'essais.
- Choix du matériau : connaissant les dimensions, le calcul de résistance permet alors le choix du matériau approprié.

III.4.2.3 Application de la RDM sur l'aile

La question étant d'étudier les efforts intérieurs subit par l'aile rectangulaire à saumon non vrillé en vol croisière. En considérant la répartition allemande, on suppose que toutes les charges portées par le longeron d'un demi – l'aile, qui est ici représenté par une poutre E, sont verticale et orientée vers le haut comme le montre la figure III.7

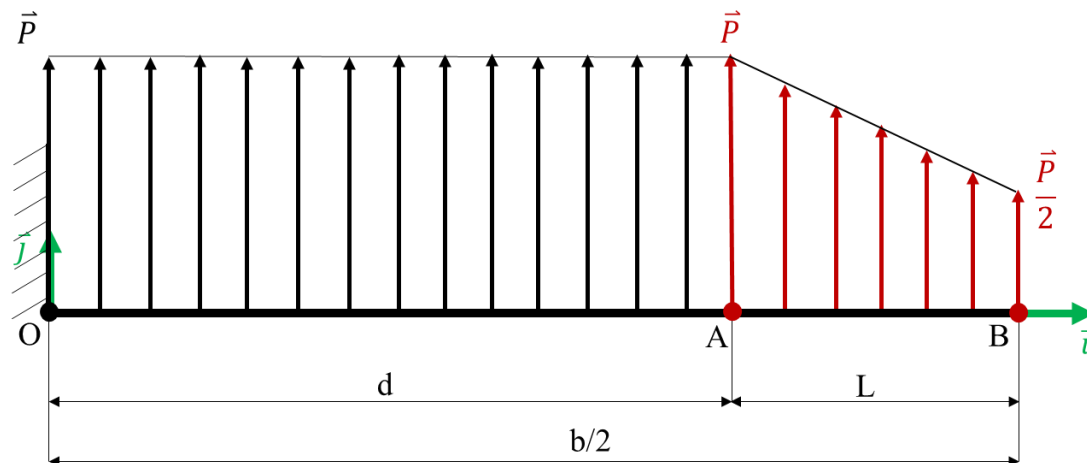


Figure III.7 – Modélisation de la répartition des charges

La poutre E comprend deux zones de répartition de charges. Notons [OA] la première section avec une distribution uniforme et [AB] la seconde qui voit une décroissance de charges. O étant l'origine du repère choisi.

Dans un premier temps nous chercherons les efforts intérieurs exercés sur la section [OA] de la poutre. Le torseur des efforts intérieurs, exprimé au niveau d'un point quelconque G de la ligne moyenne (lieu d'une coupure virtuelle), est par définition le torseur des actions mécaniques exercées par la partie droite (+) sur la partie gauche (-). La poutre étant toujours orientée de gauche vers la droite (par convention). Nous prendrons donc le point G entre O et A .

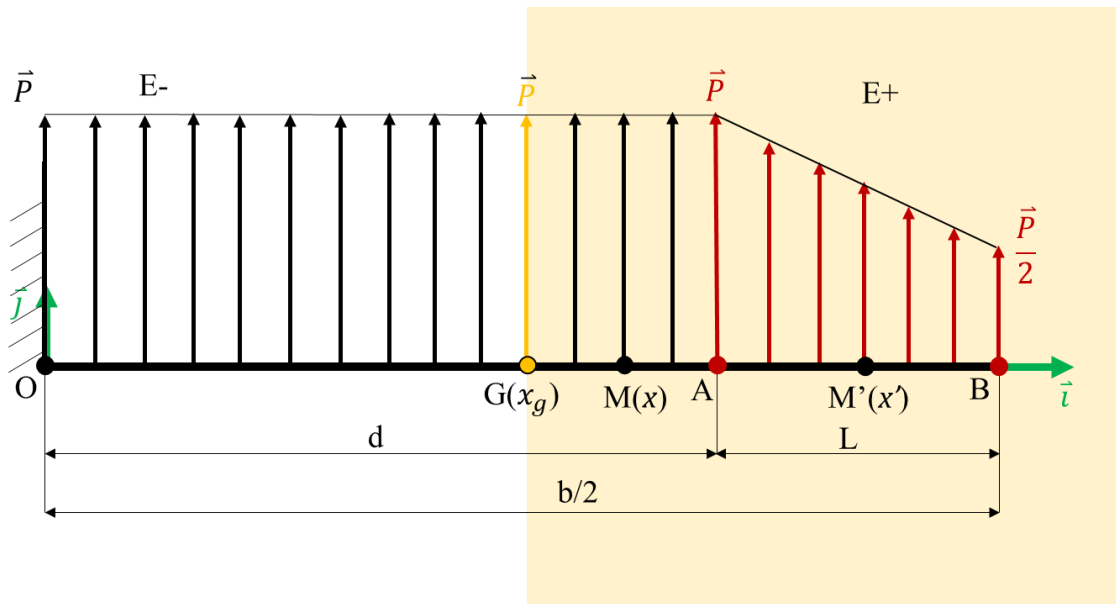


Figure III.8 – Modélisation de la répartition des charges : Etude des efforts intérieurs sur la section [OA] à charges constantes

Nous choisirons de travailler sur la partie droite de la poutre. Le principe fondamental de la statique appliqué sur la poutre E donne alors :

$$\{\tau_{\text{int}}\}_G = \{\tau_{\text{ext/E+}}\}_G = \left\{ \begin{array}{c} \vec{R}_{\text{ext/E+}} \\ \vec{M}_{G_{\text{ext/E+}}}(\vec{R}_{\text{ext/E+}}) \end{array} \right\}_G \quad (\text{III.6})$$

$$\{\tau_{\text{int}}\}_G = \{\tau_{\text{ext/E+}}\}_G = \{\tau_{AG}\}_G + \{\tau_{AB}\}_G \quad (\text{III.7})$$

Considérant le tronçon sur lequel nous avons choisi de travailler (E+), pour avoir le torseur des efforts entre G et A de la poutre E (P constant, M son point d'application de coordonnées (x,0)), nous prendrons l'intégrale de la charge linéique constante répartie entre ces deux points.

$$\{\tau_{AG}\}_G = \left\{ \begin{array}{c} \int_{x_G}^{b/2-L} P \vec{j} dx \\ \int_{x_G}^{b/2-L} P \vec{j} \Delta \vec{MG} dx \end{array} \right\}_G \quad (\text{III.8})$$

$$\{\tau_{AG}\}_G = \left\{ \begin{array}{c} P(\frac{b}{2} - L - x_G) \vec{j} \\ -Pk \int_{x_G}^{b/2-L} (x_G - x) dx \end{array} \right\}_G$$

$$\{\tau_{AG}\}_G = \left\{ \begin{array}{l} P(\frac{b}{2} - L - x_G) \vec{j} \\ P \frac{(b-2L-2x_G)^2}{8} \vec{k} \end{array} \right\}_G \quad (\text{III.9})$$

En ce qui concerne la seconde section, les charges (de point d'application $M'(x',0)$) ne sont pas constantes cette fois, c'est l'intégrale d'une fonction charge $P_{AB} = P(x')$ dépendant de la position de M' .

$$\{\tau_{AB}\}_G = \left\{ \begin{array}{l} \int_{b/2-L}^{b/2} P_{AB} \vec{j} dx' \\ \int_{b/2-L}^{b/2} P_{AB} \vec{j} \overrightarrow{\Delta M'G} dx' \end{array} \right\}_G \quad (\text{III.10})$$

Or on sait que cette fonction P_{AB} est une fonction affine dont les limites sont connues en A et B. On a donc :

$$P_{AB} = P(x') = ux + v \quad (\text{III.11})$$

$$\begin{cases} P(x_A) = P(\frac{b}{2} - L) = P = u(\frac{b}{2} - L) + v \\ P(x_B) = P(\frac{b}{2}) = \frac{P}{2} = u \cdot \frac{b}{2} + v \end{cases}$$

$$\begin{cases} u = -\frac{P}{2L} \\ v = \frac{P}{2} \left(1 + \frac{b}{2L}\right) \end{cases}$$

On retrouve donc l'expression suivante du torseur $\{\tau_{AB}\}_G$

$$\{\tau_{AB}\}_G = \left\{ \begin{array}{l} \int_{b/2-L}^{b/2} (ux + v) \vec{j} dx \\ \int_{b/2-L}^{b/2} -(ux + v)(x_G - x) \vec{k} dx \end{array} \right\}_G \quad (\text{III.12})$$

$$\{\tau_{AB}\}_G = \left\{ \begin{array}{l} P \frac{3L}{4} \vec{j} \\ P \left(-\frac{3L}{4} x_G - \frac{5L^2}{12} + \frac{3Lb}{8} \right) \vec{k} \end{array} \right\}_G \quad (\text{III.13})$$

Finalement

$$\{\tau_{\text{int}}\}_G = \left\{ \begin{array}{c} P \left(\frac{b}{2} - \frac{L}{4} - x_G \right) \vec{j} \\ P \left(\frac{L(9b - 10L - 18x_G) + 3(b - 2L - 2x_G)^2}{24} \right) \vec{k} \end{array} \right\}_G \quad (\text{III.14})$$

Or on avait défini la charge linéique avec l'expression ci-dessous

$$P = \frac{2Fz}{4d + 3L} = \frac{2n.mg}{4 \left(\frac{b}{2} - L \right) + 3L} = \frac{4n.mg}{2b - L} \quad (\text{III.15})$$

En remplaçant P dans l'expression du torseur des efforts intérieurs on obtient :

$$\{\tau_{\text{int}}\}_G = \left\{ \begin{array}{c} \frac{n.mg(2b - L - 4x_G)}{2b - L} \vec{j} \\ \frac{12x_G^2 + (6L - 12b)x_G + n.mg[-3bL + 2L^2 + 3b^2]}{6(2b - L)} \vec{k} \end{array} \right\}_G \quad (\text{III.16})$$

$$\{\tau_{\text{int}}\}_G = \left\{ \begin{array}{cc} 0 & 0 \\ \frac{n.mg(2b - L - 4x_G)}{2b - L} & 0 \\ 0 & \frac{12x_G^2 + (6L - 12b)x_G + n.mg[-3bL + 2L^2 + 3b^2]}{6(2b - L)} \end{array} \right\}_G \quad (\text{III.17})$$

On retrouve donc le cas d'une flexion simple avec un effort tranchant en y et un moment fléchissant en z.

$$T_{y1} = \frac{n.mg(-4x_G + 2b - L)}{2b - L} \quad (\text{III.18})$$

$$M_{fz1} = \frac{n.mg[12x_G^2 + (6L - 12b)x_G - 3bL + 2L^2 + 3b^2]}{6(2b - L)} \quad (\text{III.19})$$

Dans le second cas, on cherchera le torseur des efforts intérieurs pour la section à répartition de charge variable. G est cette fois ci compris entre A et B. Choissant toujours de travailler sur la partie droite de cette section [AB].

$$\{\tau_{\text{int}}\}_G = \{\tau_{\text{ext/E+}}\}_G = \{\tau_{AB}\}_G \quad (\text{III.20})$$

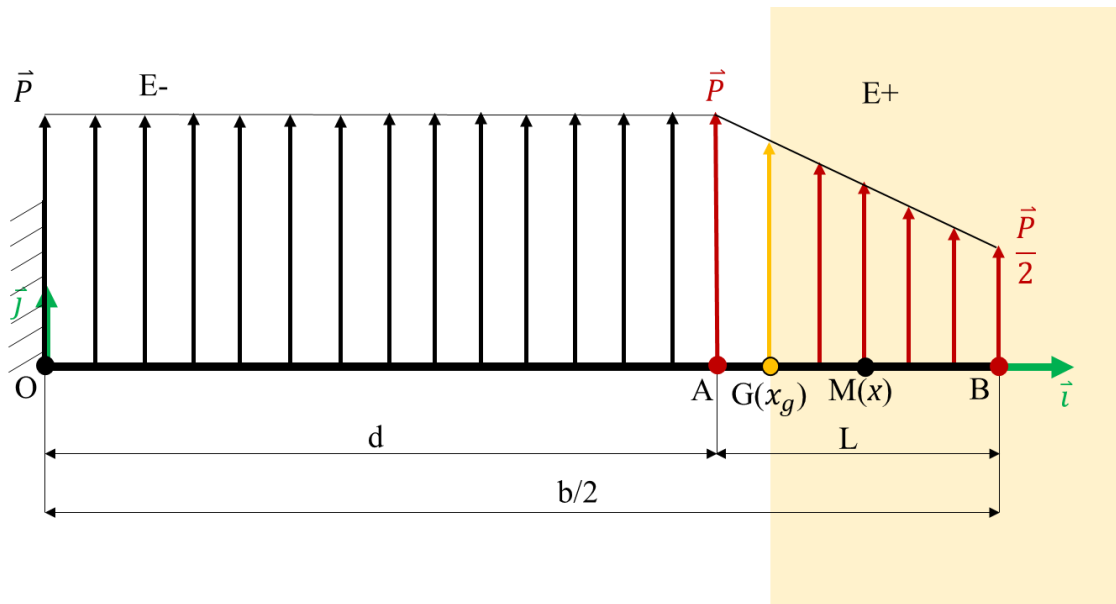


Figure III.9 – Modélisation de la répartition des charges : Etude des efforts intérieurs sur la section [AB] à charges constantes

$$\{\tau_{AB}\}_G = \left\{ \begin{array}{l} \int_{x_G}^{b/2} P(x) \vec{j} dx \\ \int_{x_G}^{b/2} P(x) \vec{j} \vec{\Lambda}(x_G - x) \vec{i} dx \end{array} \right\}_G \quad (\text{III.21})$$

$$\{\tau_{AB}\}_G = \left\{ \begin{array}{l} \int_{x_G}^{b/2} (ux + v) \vec{j} dx \\ \int_{x_G}^{b/2} -(ux + v)(x_G - x) \vec{k} dx \end{array} \right\}_G \quad (\text{III.22})$$

Suivant le même principe de résolution que précédemment, on trouve le résultant suivant :

$$\{\tau_{AB}\}_G = \left\{ \begin{array}{l} P \left(\frac{b^2 + 4Lb - (4b + 8L)x_G + 4x_G^2}{16L} \right) \vec{j} \\ P \left(\frac{b^3 + 6Lb^2 - (6b^2 + 24Lb)x_G + (24L + 12b)x_G^2 - 8x_G^3}{96L} \right) \vec{k} \end{array} \right\}_G \quad (\text{III.23})$$

$$\{\tau_{int}\}_G = \{\tau_{AB}\}_G = \left\{ \begin{array}{l} n \cdot mg \left(\frac{4x_G^2 - (4b + 8L)x_G + b^2 + 4Lb}{4L(2b - L)} \right) \vec{j} \\ n \cdot mg \left(\frac{-8x_G^3 + (24L + 12b)x_G^2 - (6b^2 + 24Lb)x_G + b^3 + 6Lb^2}{24L(2b - L)} \right) \vec{k} \end{array} \right\}_G \quad (\text{III.24})$$

On retrouve également le cas d'une flexion simple avec un effort tranchant en y et un moment fléchissant en z.

$$T_{y2} = n \cdot mg \left(\frac{4x_G^2 - (4b + 8L)x_G + b^2 + 4Lb}{4L(2b - L)} \right) \quad (\text{III.25})$$

$$M_{fz2} = n \cdot mg \left(\frac{-8x_G^3 + (24L + 12b)x_G^2 - (6b^2 + 24Lb)x_G + b^3 + 6Lb^2}{24L(2b - L)} \right) \quad (\text{III.26})$$

III.4.3 Représentation des efforts intérieurs

Les diagrammes des efforts intérieurs représentent la variation de chacune des composantes non nulles du torseur des efforts intérieurs sur la ligne moyenne (en fonction de l'abscisse x). Cela permet d'avoir une vision globale sur la distribution des efforts intérieurs sur la ligne moyenne et de localiser rapidement les sections les plus sollicitées.

III.4.3.1 Application numérique

On pourra maintenant facilement déterminer les équations de ces courbes en considérant les valeurs de la corde et l'envergure choisies ($b = 10.5 \text{ m}$ et $L = 1.5 \text{ m}$). On sait aussi que la MTOW de l'avion modèle choisi est de 1200 Kg.

Ayant également choisi de travailler en vol croisière, nous décidons donc de prendre un facteur de charge en virage de 60° ($n = 2$, généralement, le virage ne dépasse pas cet angle) afin de maximiser la charge que portera par l'aile.

- **Sur la section [OA]**

L'équation (III.18) implique :

$$M_{fz1} = 201.23(12x_G^2 - 117x_G + 288) \quad (\text{III.27})$$

Et (III.19) implique :

$$T_{y1} = 1207.38(-4x_G + 19.5) \quad (\text{III.28})$$

- Sur la section [AB]

L'équation (III.25) implique :

$$M_{f_{z2}} = 33.54(-8x_G^3 + 162 x_G^2 - 1039.5x_G + 2149.875) \quad (\text{III.29})$$

Et (III.26) implique :

$$T_{y2} = 201.23(4 x_G^2 - 54x_G + 173.25) \quad (\text{III.30})$$

III.4.3.2 Diagrammes

Les expressions du moment fléchissant et de l'effort tranchant ont donné les courbes ci-dessous réalisées sur GeoGebra. La première section est représentée par le domaine coloré en bleu et la seconde en rose.

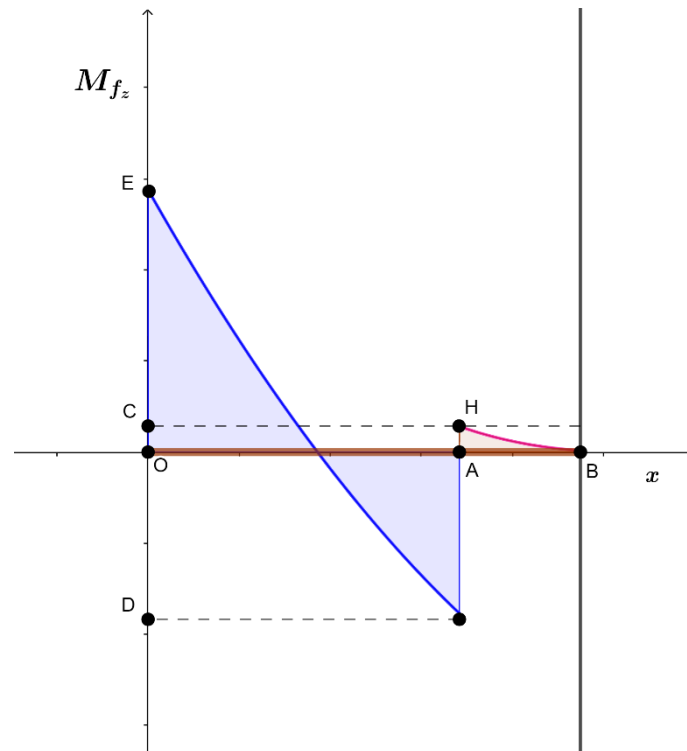


Figure III.10 – Diagramme de moment fléchissant de la poutre E

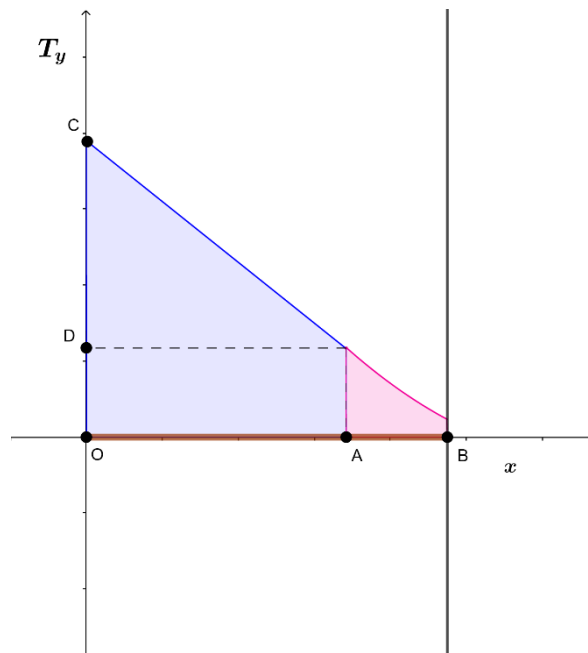


Figure III.11 – Diagramme de moment fléchissant de la poutre E

On note que les deux sollicitations (flexion et cisaillement) sont à leur maximum au point O d'abscisse 0 de la poutre E qui représente l'emplanture de l'aile qui se trouve être encastré au fuselage de l'avion.

$$M_{f_{z\max}} = M_{f_{z1}}(0) = 58 \cdot 10^3 \text{ Nm} \quad (\text{III.31})$$

$$T_{y1\max} = T_{y1}(0) = 24 \cdot 10^3 \text{ N} \quad (\text{III.32})$$

III.4.4 Critère de résistance

Toute pièce mécanique doit être bien dimensionnée de manière à pouvoir résister aux sollicitations mécaniques externes et/ou internes auxquelles elle est soumise. Les contraintes, caractérisant les efforts de cohésion dans le corps, sont donc limitées par les caractéristiques mécaniques du matériau utilisé. Pour évaluer les contraintes maximales admissibles et dimensionner une pièce dans les normes, il est essentiel de définir un critère de résistance limite.

Compte tenu des singularités de forme et des hypothèses simplificatrices, la contrainte réelle ne doit pas dépasser une contrainte admissible. La condition de résistance pour les contraintes normales s'écrit comme suite :

$$\sigma_{\max} \cdot K < R_e \quad (\text{III.33})$$

Avec

- K : coefficient de sécurité [-]
- R_e : Limite élastique du matériau [MPa]
- σ_{\max} : Contrainte normale maximale [MPa]

Afin de déterminer la contrainte maximale et mener les calculs de résistance des matériaux, on considère les hypothèses suivantes :

- Hypothèse de Bernoulli : Lors de la déformation, les sections droites restent perpendiculaires à la courbe moyenne ;
- Les sections droites restent planes selon Navier-Bernoulli

L'hypothèse de Bernoulli permet de négliger l'effort tranchant dans le cas de la flexion : le risque de rupture est alors dû à l'extension des fibres situées à l'extérieur de la flexion, et la flèche au moment fléchissant.

On retrouve donc l'expression ci-dessous de la contrainte maximale :

$$\sigma_{\max} = \left| \frac{M_{fz\max}}{\frac{I_{Gz}}{y_{\max}}} \right| \quad (\text{III.34})$$

Avec

- $M_{fz\max}$: le moment fléchissant maximal [Nm]
- I_{Gz} : Moment quadratique de flexion [m⁴]

Le moment quadratique est une grandeur caractéristique de la géométrie d'une section. Il se définit par rapport à un axe ou un point. Il dépend de la section choisie de la poutre.

Nous avons vu les différentes géométries que pouvait adopter le longerons, pièce maîtresse de l'aile qui est supposé porter toutes les charges de l'ailes. Dans le catalogue de géométrie standard, nous retrouvons la section en I que nous avons choisie pour dimensionner notre poutre.

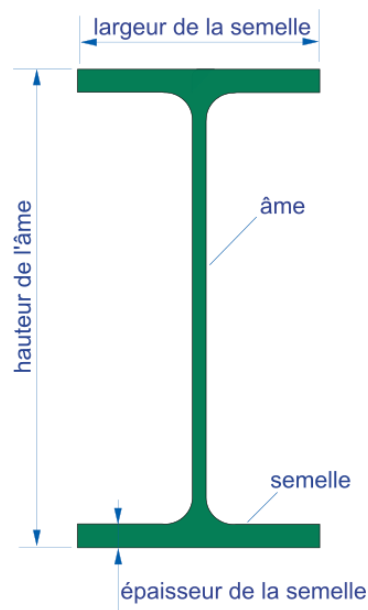


Figure III.12 – Eléments constitutifs de la section du longeron

Les semelles représentent les parties subissant la plus grande déformation. L'âme sert à écarter les semelles pour augmenter leur moment quadratique. Pour une aire équivalente, le moment quadratique d'une section en I est beaucoup plus grand que celui d'une section carrée, dans la mesure où les épaisseurs sont faibles. Ces poutres sont donc largement utilisées car elles permettent des économies de matière.

Pour calculer le moment quadratique de cette section en I, on décompose la poutre en 3 parties, les deux semelles et l'âme. On somme les moments quadratiques de chaque section. Si on choisit l'axe neutre comme axe de rotation, on doit utiliser le théorème des axes parallèles pour le moment quadratique des semelles : théorème de transport de Huygens.

Le moment quadratique d'une section S dont le barycentre passe par un axe parallèle à un axe de référence à une distance d vaut :

$$I_{G_z} = I'_{G_z} + S \cdot d^2 \quad (\text{III.35})$$

Ceci exprime que le moment quadratique est égal à la somme du « moment propre » I'_{G_z} et du « moment de translation » $S \cdot d^2$.

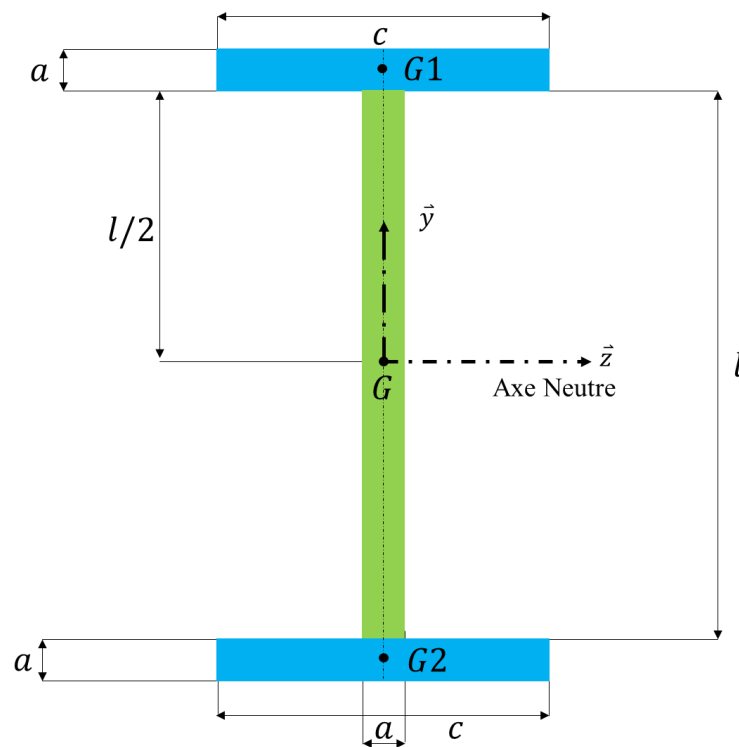


Figure III.13 – Dimensionnement de la section du longeron

Pour rappel, le moment quadratique d'une section rectangulaire s'écrit comme suite ; avec h la largeur et b la longueur de la section :

$$I_{G_z} = \frac{bh^3}{12} \quad (\text{III.36})$$

Ainsi, pour déterminer le moment quadratique total de la section en I, on divise la poutre en trois sous-sections rectangulaires, puis on calcule le moment pour chacune des sections et le I_{G_z} de la poutre sera la somme des trois moments quadratiques calculés.

$$I_{G_z} = I_1 + I_2 + I_3 \quad (\text{III.37})$$

- I_1 et I_3 : moments quadratiques des semelles
- I_2 : moment quadratique de l'âme

$$I_1 = I_3 = I'_1 + S_1 \cdot d_1^2 \quad (\text{III.38})$$

$$I'_1 = \frac{ca^3}{12}$$

$$d_1 = y_{G_1} - y_G = \frac{l}{2} + \frac{a}{2} = -d_2$$

$$S_1 = ca$$

$$I_1 = I_3 = \frac{ca^3}{12} + ca \cdot \left(\frac{l}{2} + \frac{a}{2}\right)^2 \quad (\text{III.39})$$

$$I_2 = I'_2 + S_2 \cdot d_2^2 \quad (\text{III.40})$$

$$I'_2 = \frac{al^3}{12}$$

$$d_2 = 0$$

$$S_2 = la$$

$$I_2 = \frac{al^3}{12} \quad (\text{III.41})$$

Au final

$$I_{G_z} = 2 \left(\frac{ca^3}{12} + ca \cdot \left(\frac{l}{2} + \frac{a}{2}\right)^2 \right) + \frac{al^3}{12} \quad (\text{III.42})$$

Considérant les dimensions du longeron conçu sur Catia V5

- $l = 0.183\text{m}$
- $a = 0.015\text{m}$
- $c = 0.15\text{m}$

$$I_{G_z} = 5.18 \cdot 10^{-5} \text{ m}^4 \quad (\text{III.43})$$

On a aussi :

$$y_{\max} = \frac{l}{2} + a = 0.1065 \text{ m} \quad (\text{III.44})$$

Et

$$M_{f_{z\max}} = 58 \cdot 10^3 \text{ Nm} \quad (\text{III.45})$$

Ce qui donne :

$$\sigma_{\max} = \frac{58 \cdot 10^3}{\frac{5.18 \cdot 10^{-5}}{0.1065}}$$

$$\sigma_{\max} = 119 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2 \quad (\text{III.46})$$

Vérifions que :

$$\sigma_{\max} \cdot K < R_e \quad (\text{III.47})$$

Dans notre étude, nous avons opté de travailler principalement avec la structure en alliage d'aluminium pour sa légèreté et sa résistance et aussi parce qu'elle reste celle couramment utilisée sur les avions actuels.

Pour le choix du coefficient de sécurité, en mécanique on utilise typiquement les coefficients indiqués dans le tableau¹. Dans notre cas on prendra $K = 3$

D'où :

$$\begin{aligned} \sigma_{\max} &= 119 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2 = 119 \text{ MPa} \\ \sigma_{\max} \cdot K &= 357 \text{ MPa} \end{aligned} \quad (\text{III.48})$$

Pour rappel : $R_e^2 = 450 \text{ MPa}$ pour l'alliage d'aluminium

Conclusion :

$$\sigma_{\max} \cdot K < R_e \quad (\text{III.49})$$

¹ Voir annexe 5

² Voir Annexe 4

Donc la structure conçue pourra résister aux sollicitations qui lui seront soumise en vol croisière.

III.5 Modèle aéroélastique statique (vol croisière)

III.5.1 Mise en contexte

L'aéroélasticité statique se caractérise par une absence d'évolution du système aéroélastique au cours du temps. La meilleure façon de représenter ce type de phénomènes est la forme d'un avion en vol de croisière. La forme d'un avion en croisière ne varie pas pendant de grands intervalles de temps, elle peut donc être considérée comme statique. Cette forme dépend des efforts aérodynamiques qui s'exercent sur l'avion. Or ces efforts aérodynamiques relèvent de la forme de l'avion.

Ces phénomènes d'aéroélasticité statiques peuvent également causer l'endommagement et la rupture du système. Tout d'abord, si les déformations imposées génèrent des contraintes structurelles supérieures à celles acceptées par la structure, le système se déformera de manière irréversible (déformation plastique) ou se rompra. Ensuite, la modification de la forme de l'avion peut modifier la position du centre aérodynamique de l'avion et donc perturber l'équilibre et la stabilité de l'avion. Enfin, un phénomène d'élasticité statique peut diverger : il s'agit alors d'une divergence statique. Dans ce cas, la position d'équilibre entre le fluide et la structure est instable : les efforts génèrent des déformations qui modifient la forme de l'avion, cette nouvelle forme provoque des efforts plus importants qui génèrent des déformations plus importantes.

En effet, une faible augmentation de la torsion de l'aile peut provoquer une torsion de l'aile qui augmente de l'angle d'attaque des profils qui accroissent les efforts aérodynamiques qui déforment en retour l'aile en augmentant encore plus sa torsion : l'aile est en équilibre instable.

III.5.2 Schématisation du problème

Les phénomènes d'aéroélasticité statique soulèvent donc les problèmes généraux d'étude des points d'équilibres de systèmes quelconques. Dans notre cas, on se retrouve avec deux points caractéristiques ; le centre aérodynamique et le centre de cisaillement, qui selon sa position, engendre une torsion qui a tendance à augmenter l'angle d'attaque. Ce dernier, étroitement lié à la portance, augmente son intensité provoquant un cisaillement plus important, ramenant ainsi l'aile dans une boucle d'instabilité qui cause le phénomène de divergence de l'avion.

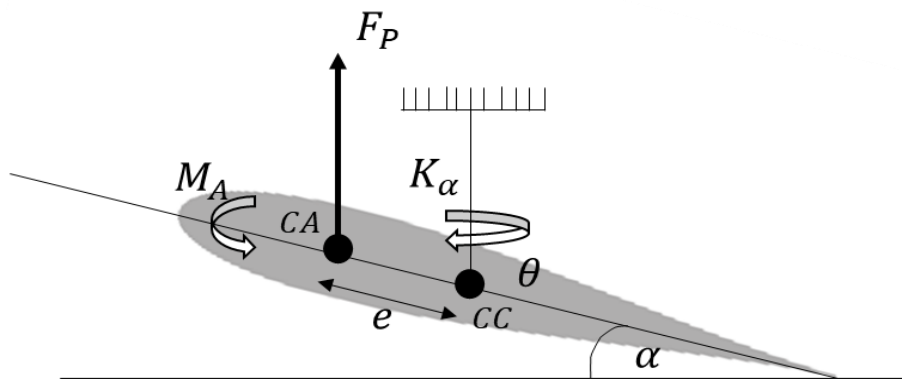


Figure III.14 – Schématisation de l'avion en vol croisière : statique

- K_α : Raideur en torsion [Nm]
- CA : Centre aérodynamique
- CC : Centre de cisaillement
- e : Excentricité (distance entre CA et CC) [m]
- α : Angle d'attaque [°]

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_e \quad (\text{III.50})$$

- α_0 : Angle d'attaque initial [°]
- α_e : Angle d'attaque provenant de la déformation élastique [°]

III.5.3 Condition de divergence

Pour connaître cette condition, nous nous proposons d'étudier l'équilibre des moments de l'aile au niveau du centre de cisaillement CC :

- Moment lié à la portance de l'aile M_y

$$M_y = M_A + F_P \cdot e \quad (\text{III.51})$$

$$F_P = q S C_z \quad (\text{III.52})$$

$$M_A = q S L C_{MAC} \quad (\text{III.53})$$

- L : Corde du profil de l'aile [m]
- $q = \frac{1}{2} \rho V^2$: Pression dynamique [Pa]
- C_{MAC} : Coefficient du moment aérodynamique en CA
- C_z : Coefficient de portance peut être approximé selon le développement de Taylor :

$$C_z = C_{z_0} + \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} \alpha \quad (\text{III.54})$$

On définit donc le coefficient de moment C_{MAC} (sans unité) au niveau du centre aérodynamique (25% de la corde). Pour un profil symétrique ou une plaque plane C_{MAC} est nul.

$$C_{MAC} = C_{MAC0} \quad (\text{III.55})$$

Car C_{MAC} est indépendant de α

- Moment de rappel du ressort K_α :

$$M_{K_\alpha} = -K_\alpha \alpha_e \quad (\text{III.56})$$

Ecrivons l'équilibre des moments en CC :

$$M_y + M_{K_\alpha} = 0 \quad (\text{III.57})$$

$$q S L C_{MAC0} + (C_{z_0} + \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} \alpha) q S e - K_\alpha \alpha_e = 0$$

$$q S L C_{MAC0} + C_{z_0} q S e + \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} \alpha_0 q S e = (K_\alpha - \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} q S e) \alpha_e$$

$$\alpha_e = \frac{qSLC_{MAC0} + C_{z0} qSe + \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} \alpha_0 qSe}{K_\alpha - \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} qSe} \quad (III.58)$$

On suppose que $C_{z0} = 0$ et $C_{MAC0} = 0$ (profil symétrique)

$$\alpha_e = \frac{qS}{K_\alpha} \cdot \frac{\alpha_0 e \cdot \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}}{1 - \frac{qSe}{K_\alpha} \cdot \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}} \quad (III.59)$$

Divergence a lieu quant $\alpha_e \longrightarrow \infty : 1 - \frac{qSe}{K_\alpha} \cdot \frac{\partial C_z}{\partial \alpha} = 0$

D'où :

$$q_D = \frac{K_\alpha}{Se \cdot \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}} \quad (III.60)$$

Or : $q = \frac{1}{2} \rho V^2$

On a donc :

$$V_D = \sqrt{\frac{2 \cdot q_D}{S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot K_\alpha}{S \cdot e \cdot \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}}} \quad (III.61)$$

Cette problématique s'exprime par donc dans la détermination de la vitesse maximale de manœuvre pour les avions. Cette vitesse correspond à la vitesse jusqu'à laquelle le pilote peut braquer complètement les commandes sans détruire l'avion. Pour l'obtenir, on cherchera ses termes inconnus tels que l'excentricité e , la variation de C_z en fonction de α (incidence) et la raideur en torsion K_α .

- Excentricité e :

On prendra le centre aérodynamique à 25% de la corde partant du bord d'attaque du profil. On prendra aussi le centre de cisaillement au milieu de l'aile. Ce qui donne :

$$e = 50\% (L) - 25\% (L) \quad (III.62)$$

$$e = 0.375 \text{ m}$$

- **Variation** $\frac{\partial C_p}{\partial \alpha}$

Si on fait appel à la théorie de la circulation, et pour des profils particuliers³ mais très utilisés, on trouve une zone linéaire de la fonction $C_z(\alpha)$ avant le décrochage.

Dans cette zone on peut approcher la fonction à :

$$C_z = k\alpha + \text{conste}$$

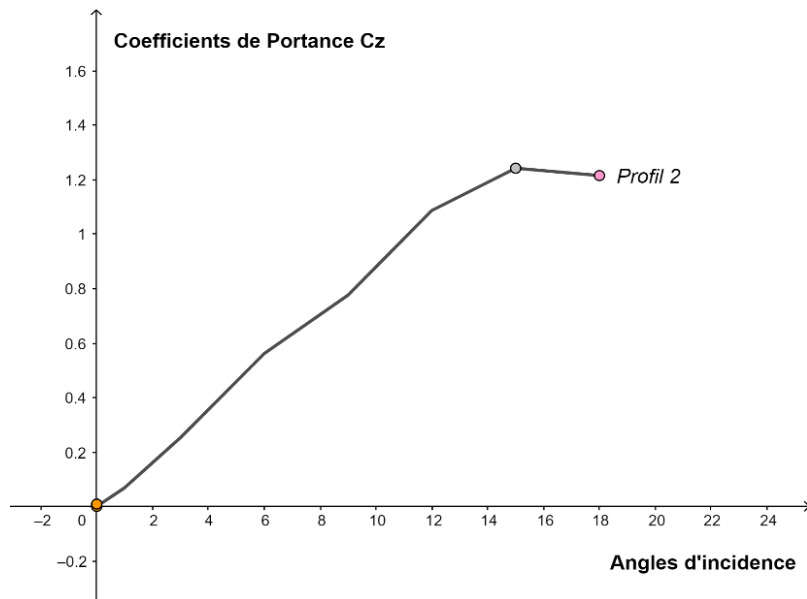


Figure III.15 – Approximation linéaire de la courbe $C_z(\alpha)$

Tableau III.3 – Variation $C_z(\alpha)$

Incidence α	C_z
0	0.0008
1	0.0692
3	0.2535
6	0.5622
9	0.7767
12	1.0876
15	1.2425
18	1.2157

³ Profils obtenus par transformation conforme

Donc on pourra prendre:

$$\frac{\partial C_p}{\partial \alpha} = \frac{\Delta C_p}{\Delta \alpha} = \frac{1.0876 - 0.7767}{12 - 9} = 0.104 \quad (\text{III.63})$$

- Raideur en torsion

Pour avoir K_α on pourra utiliser la relation entre moment de torsion et angle de rotation. Le calcul étant compliqué dans la mesure où notre section est assez complexe, nous avons choisis d'étudier la poutre sur Solidworks. Encastrée d'un côté et soumise à un moment de torsion quelconque (de valeur $M_t = 100 \text{ Nm}$), nous avons récupéré le déplacement dt de la poutre par rapport à sa position initiale.

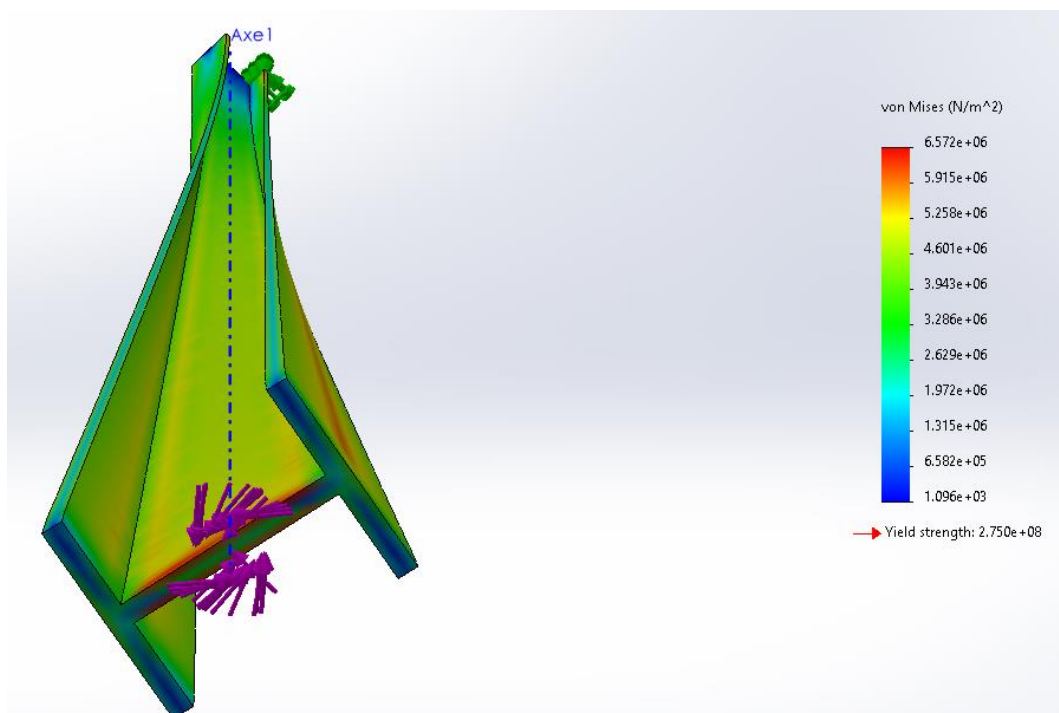


Figure III.16 – Simulation poutre en torsion Solidworks

Ce déplacement dt ($dt = 2.11 \cdot 10^{-3}$ m) permettra de trouver l'angle et par la même occasion la raideur de torsion par la relation :

$$Mt = K_{\alpha}\theta \quad (\text{III.64})$$

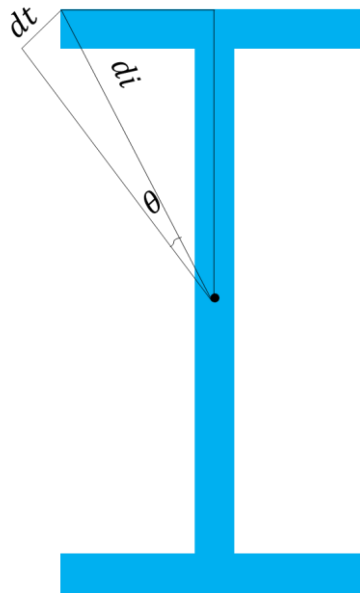


Figure III.17 – Calcul de l'angle de torsion de la section en I

La relation fait intervenir le théorème de Pythagore suivante :

$$di = \sqrt{\left(\frac{1}{2} + a\right)^2 + \left(\frac{c}{2}\right)^2} \quad (\text{III.65})$$

$$di = 16.2 \cdot 10^{-3} \text{ m} \quad (\text{III.66})$$

On note aussi :

$$\tan \theta = \frac{dt}{di} \quad (\text{III.67})$$

Le déplacement étant relativement trop petit, on pourra utiliser le développement limité de la fonction tangente qui donne :

$$\tan \theta \approx \theta = \frac{dt}{di}$$

Or :

$$K_{\alpha} = \frac{Mt}{\theta}$$

Donc :

$$K_{\alpha} = 6.2 \cdot 10^3 \text{ Nm}$$

- Vitesse limite de divergence

Tenant compte de tous les paramètres calculés ci-dessus, on pourra déterminer finalement la vitesse au-delà de laquelle, l'avion rentrera en divergence.

$$V_D = \sqrt{\frac{2 \cdot q_D}{S}} = \sqrt{\frac{2 \cdot K_{\alpha}}{S_{pe} \cdot \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}}}$$

- $K_{\alpha} = 6.2 \cdot 10^2 \text{ Nm}$
- $\frac{\partial C_z}{\partial \alpha} = 0.105$
- $e = 0.375 \text{ m}$
- $\rho = 1.225 \text{ Kg/m}^3$
- $S = 15.75 \text{ m}^2$

$$V_D = 127.8 \text{ m/s}$$

$$V_D = 460 \text{ km/h}$$

L'avion ne doit pas dépasser cette vitesse pour éviter de rentrer en divergence et perdre en stabilité statique.

III.6 Conclusion

Dans ce chapitre, après avoir conçu notre aile, nous avons pu faire l'étude de résistance de son longeron et d'aéroélasticité statique. Au terme de cette étude, nous avons noté trois sollicitations auxquelles pouvaient être soumise l'aile dans un calcul de résistance simpliste. Il s'agit de la flexion, créée par la portance, le poids propre et la contribution des empennages, le cisaillement, créé par les mêmes efforts que les charges engendrant de la flexion puisque le moment de flexion n'est pas constant, et enfin la torsion est créée par le moment aérodynamique, les empennages, le poids propre et la portance si le centroïde et le centre aérodynamique ne coïncident pas par le centre de torsion. Cette expérience a permis de vérifier la structure de notre aile pour connaître les limites à ne pas dépasser pour ne pas avoir une déformation irréversible de l'aile ou encore amener l'avion à diverger et perdre en stabilité.

Conclusion Générale

Toute l'aviation repose sur le principe de trois forces : la force de propulsion du moteur, l'effet de la gravité sur l'appareil, et la résultante des forces aérodynamiques : portance et traînée.

Le rôle des ailes d'un avion est donc de générer suffisamment de portance pour compenser le poids de l'appareil. Mais, en même temps, l'aile doit produire une traînée le plus faible possible. En effet, plus la résistance de l'air est forte, plus l'avion a besoin de poussée pour conserver sa vitesse et plus il consomme d'énergie en rejetant des déchets polluants. La conception d'ailes à forte portance et faible traînée est ainsi un enjeu capital pour l'industrie aéronautique.

Etant donné la grande portée qu'elle nous offre de par sa complexité, nous avons tracé un objectif dans ce travail, qui est la conception d'une aile d'avion léger pour restreindre notre étude qui est après tout une initiation dans ce domaine.

Pour ce faire, nous avons établi un plan d'étude et de conception aussi simple et compréhensible possible afin de cerner l'essentiel pour atteindre notre objectif qui est d'arriver à concevoir et structurer une aile avec un profil créé et étudié.

Dans un premier temps, nous avons essayé d'apprendre un peu sur l'avion, en faisant une étude de l'existant, présenter les éléments essentiels de sa structure avant de découvrir les avions légers et leurs caractéristiques qui influenceront dans le choix du profil, voire de l'aile. Afin de mieux rentrer dans le sujet, nous avons aussi décrit la géométrie de l'aile et sa terminologie utile pour nous familiariser. Ensuite, nous avons proposé plusieurs profils créés grâce au logiciel matlab et étudiés avec le logiciel Ansys, parmi lesquels nous avons gardé celui avec lequel nous avons conçu l'aile. Une fois dimensionnée, nous nous sommes intéressés à sa résistance ; l'aile doit résister à une charge ultime et ne doit pas subir une déformation permanente. Pour valider le dimensionnement des composantes d'une aile, la structure d'aile a été testée. Soumises à des contraintes énormes, tant en flexion qu'en torsion. Sa structure doit tenir compte de ces faits et ne pas dépasser la vitesse seuil qui causerait une divergence de l'avion. Pour cela nous avons fait l'étude de son aéroélasticité en vol de croisière.

Il est à noter que nous avons rencontré de nombreuses difficultés dans ce projet dans la mesure où il a fallu créer plusieurs profils que nous avons eus à choisir. En effet, étudier ces profils sans des dispositifs expérimentaux réels était un peu pénible bien que le logiciel de simulation Ansys nous ait été d'une grande aide.

Toutefois cette étude pourrait être améliorée de diverses manières que nous n'avons pas incluses dans ce travail faute de moyens et de temps. Il serait intéressant d'analyser les différentes possibilités d'ouverture pour le développer davantage et inclure d'autres paramètres au niveau de l'aile intéressant mais non pris en compte qui permettront de booster ses performances aérodynamiques.

Bibliographie

Ouvrages :

- C.A.001 : **Préparation au Brevet d'Initiation Aéronautique – Connaissance Aéronefs**
- Laurent Lespiac, Sofiane Bouafia et Gérard Pujol, **Aérodynamique et mécanique du vol BIA**, AMV, DAFA de Montpellier, 26/02/2013
- André PARIS - FI – FE, **Cours théoriques BIA** Edition 2013 - 2014
- **Connaissances en avions du BIA** au CAEA, Tomes 1,2,3
- **Brevet d'Initiation Aéronautique, Aérodynamique et mécanique du vol : Performance des avions**
- Matthieu BARREAU, **Géométrie de l'aile**, 2012
- Cours de M. Lecureur, BIA Collège P. Matraja, **Aérodynamique et mécanique du vol**, Page 1, 2016-2017
- Pierre Soors, **Dessin d'outillage en aéronautique**, 1984, MODULO éditeur, ISBN-2-89113-119-3.

Site web :

Planeurs du Bassin d'Arcachon :

Disponible : www.pba.asso.fr

Eurocopter X3 :

Disponible : Avionslegendaires.net

Aviation Légère :

Disponible sur : <https://fr.wikipedia.org>

Lavionnaire :

Disponible sur : <https://www.lavionnaire.fr>

L'encyclopédie d'un aérodynamicien en herbe :

Disponible sur : <http://aerodynamique.chez.com/>

Les forces appliquées à l'aile

Disponible sur : <https://dmorieux.pagesperso-orange.fr/>

Géométrie de l'aile :

Disponible sur : <http://madej-corentin.e-monsite.com>

R. GOUGNOT, Le choix d'un profil, 2002 :

Disponible sur : <http://www.chez.com/aerodynamique>

Caractéristiques géométriques des sections :

Disponible sur : <http://docplayer.fr/>

Typologie d'aile :

Disponible sur : <https://www.avionslegendaires.net>

Aérodynamique des aéromodèles, Philippe Kauffmann, 3 octobre 2013

Disponible sur : <http://techniquemodelisme.free.fr/>

Résistances des Matériaux – théorie des poutres :

Disponible sur :

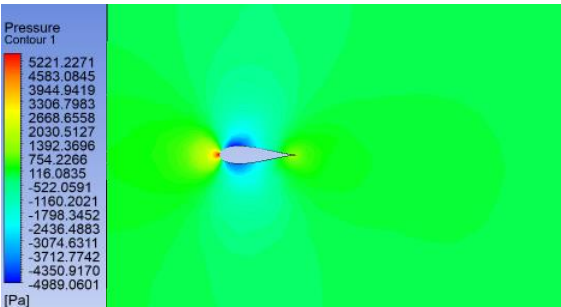
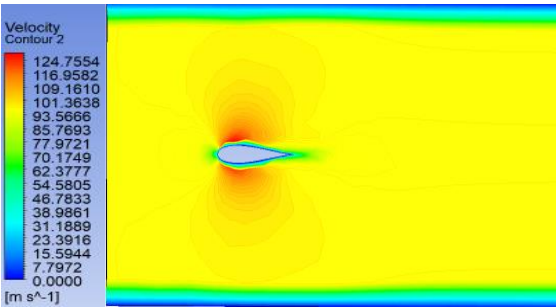
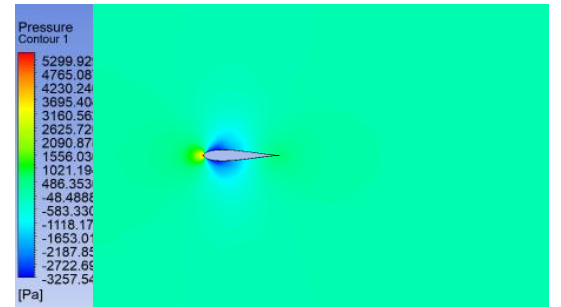
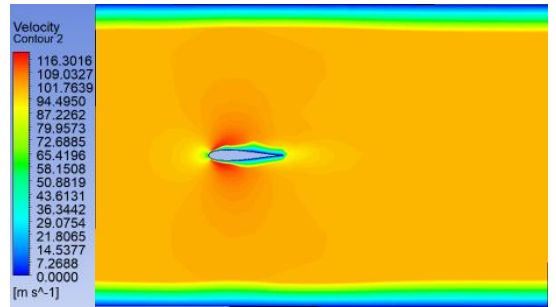
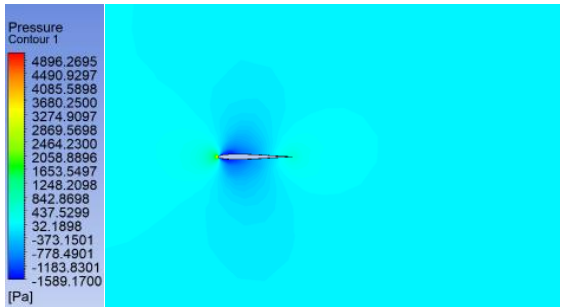
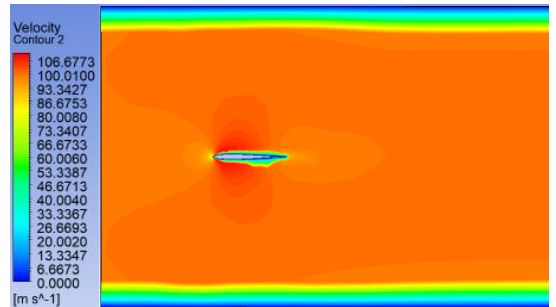
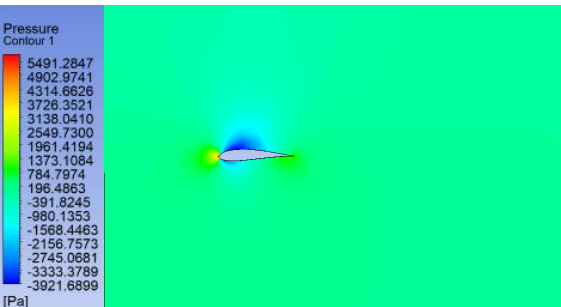
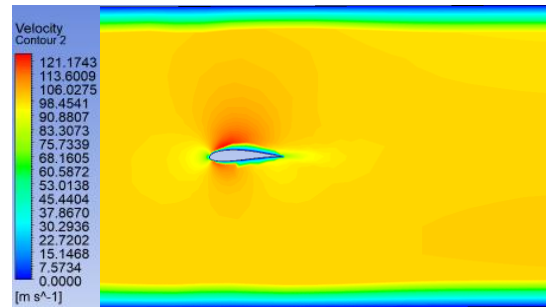
http://www.gecif.net/articles/mecanique/cours/resistance_des_materiaux.pdf

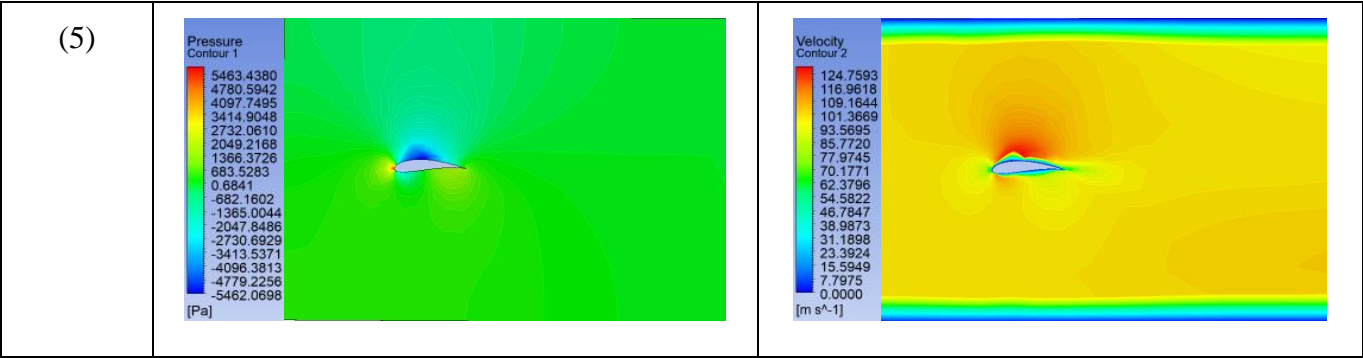
Annexes

Annexe 1 : Dossier technique

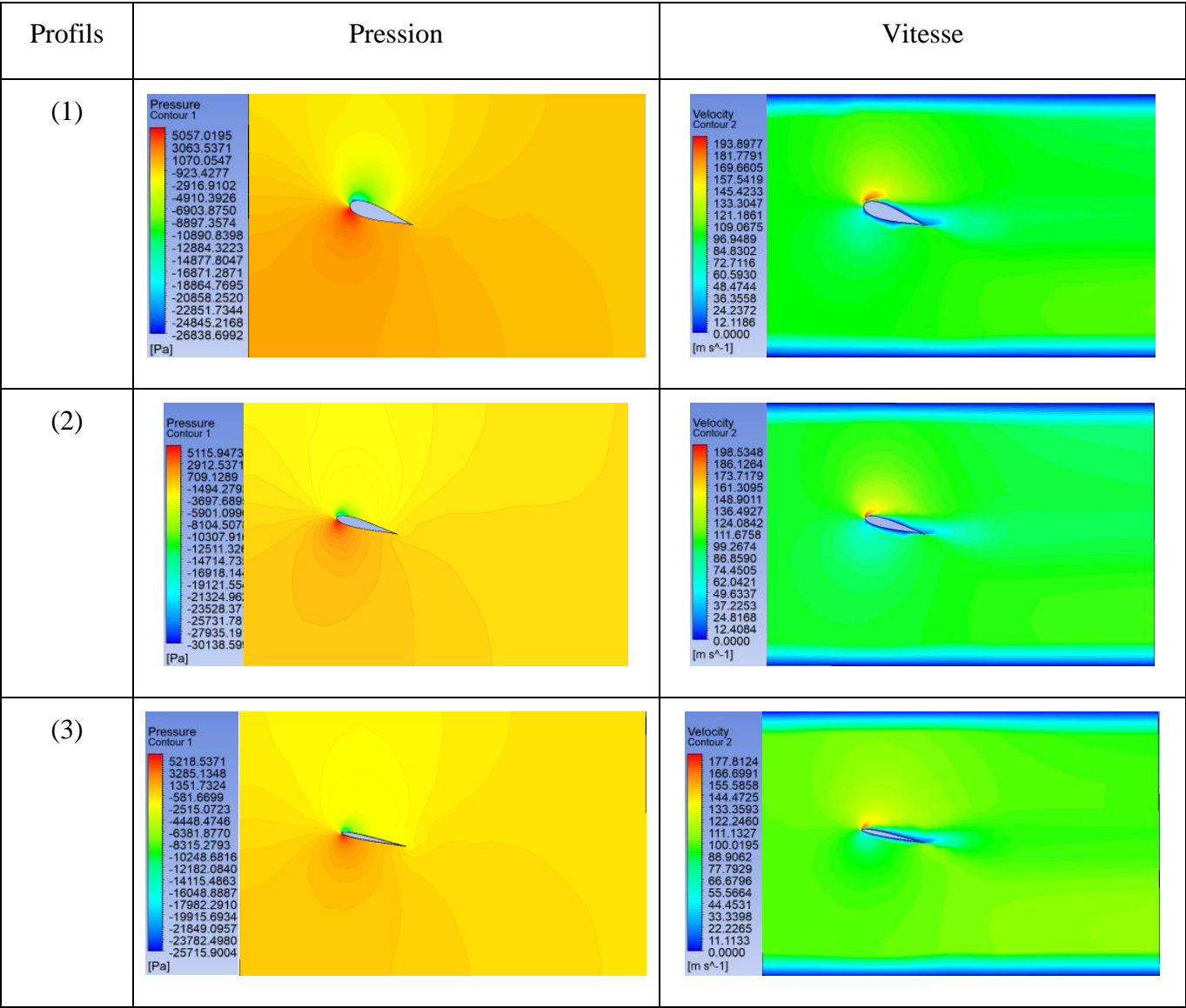
Annexe 2 : Variation de la vitesse et de la pression en fonction des incidences des profils sur Ansys Fluent

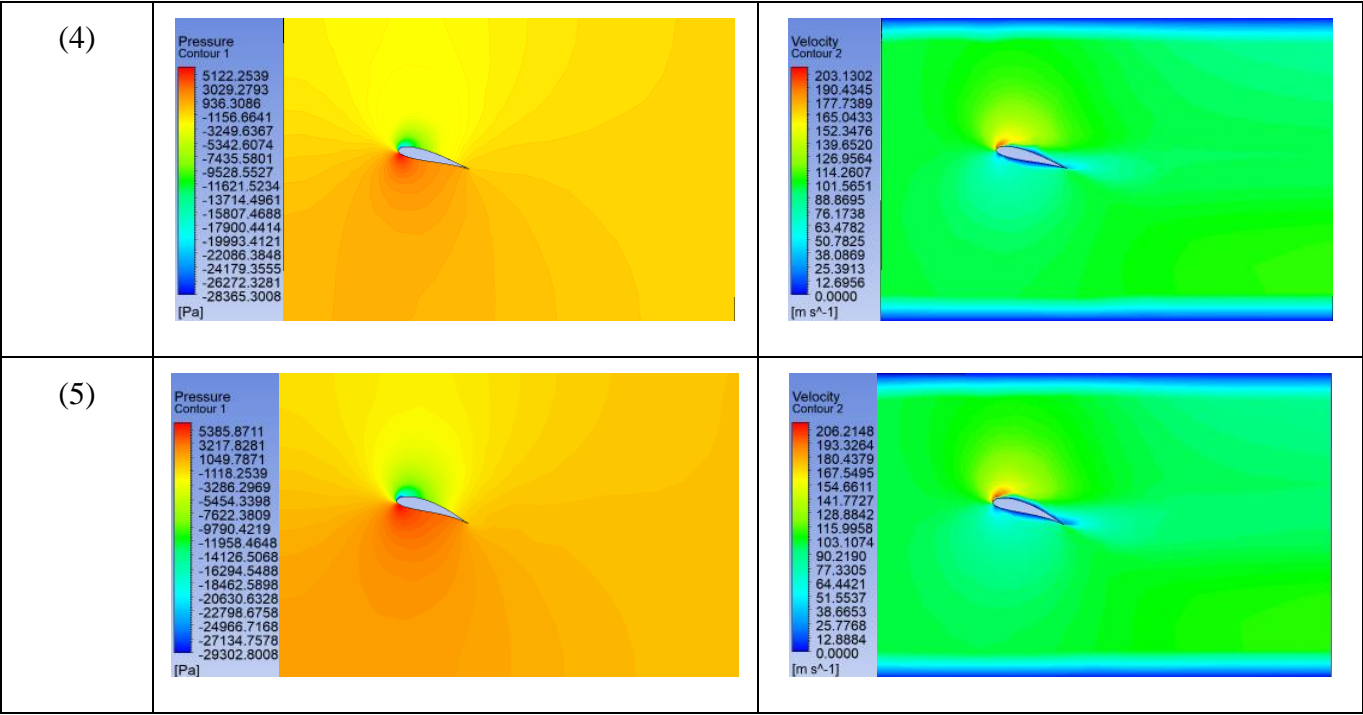
- $\alpha = 0^\circ$

Profils	Pression	Vitesse
(1)		
(2)		
(3)		
(4)		

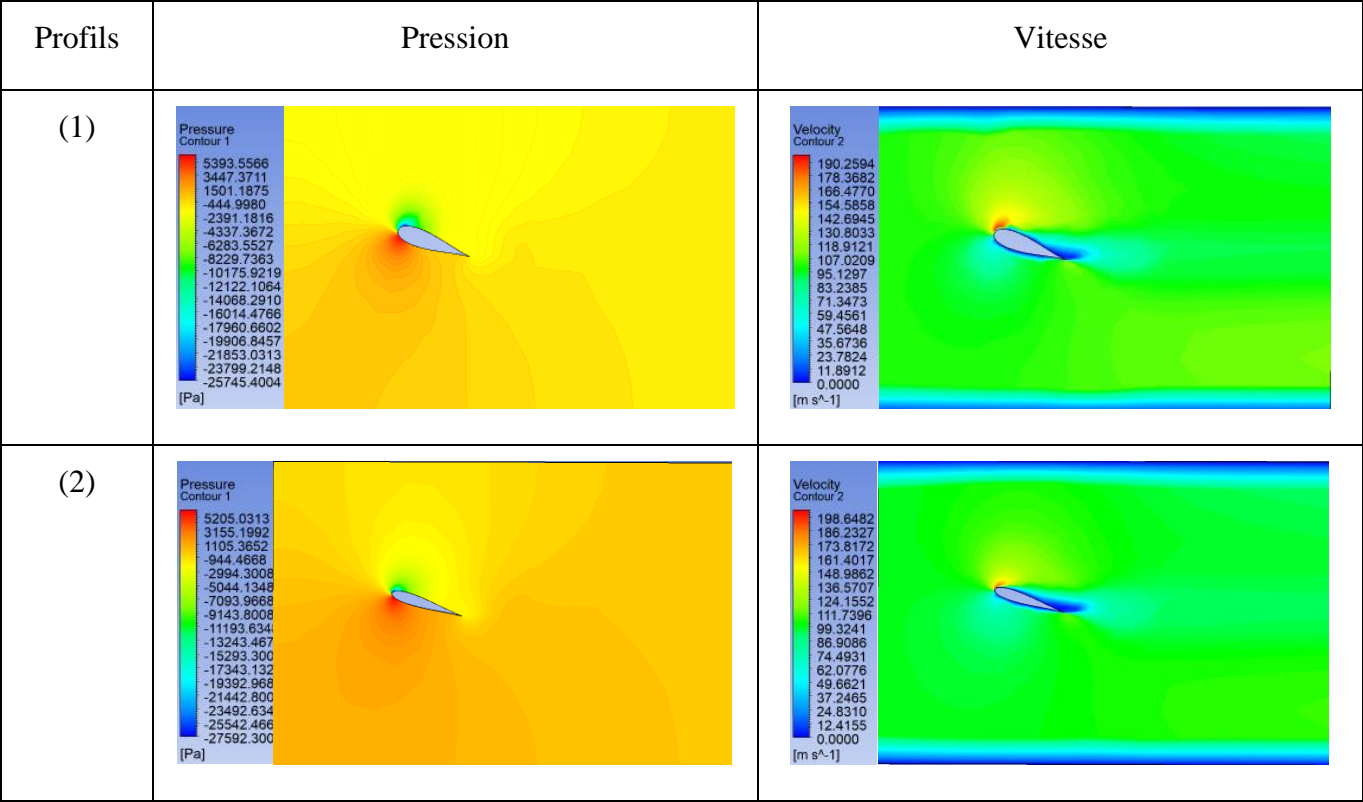


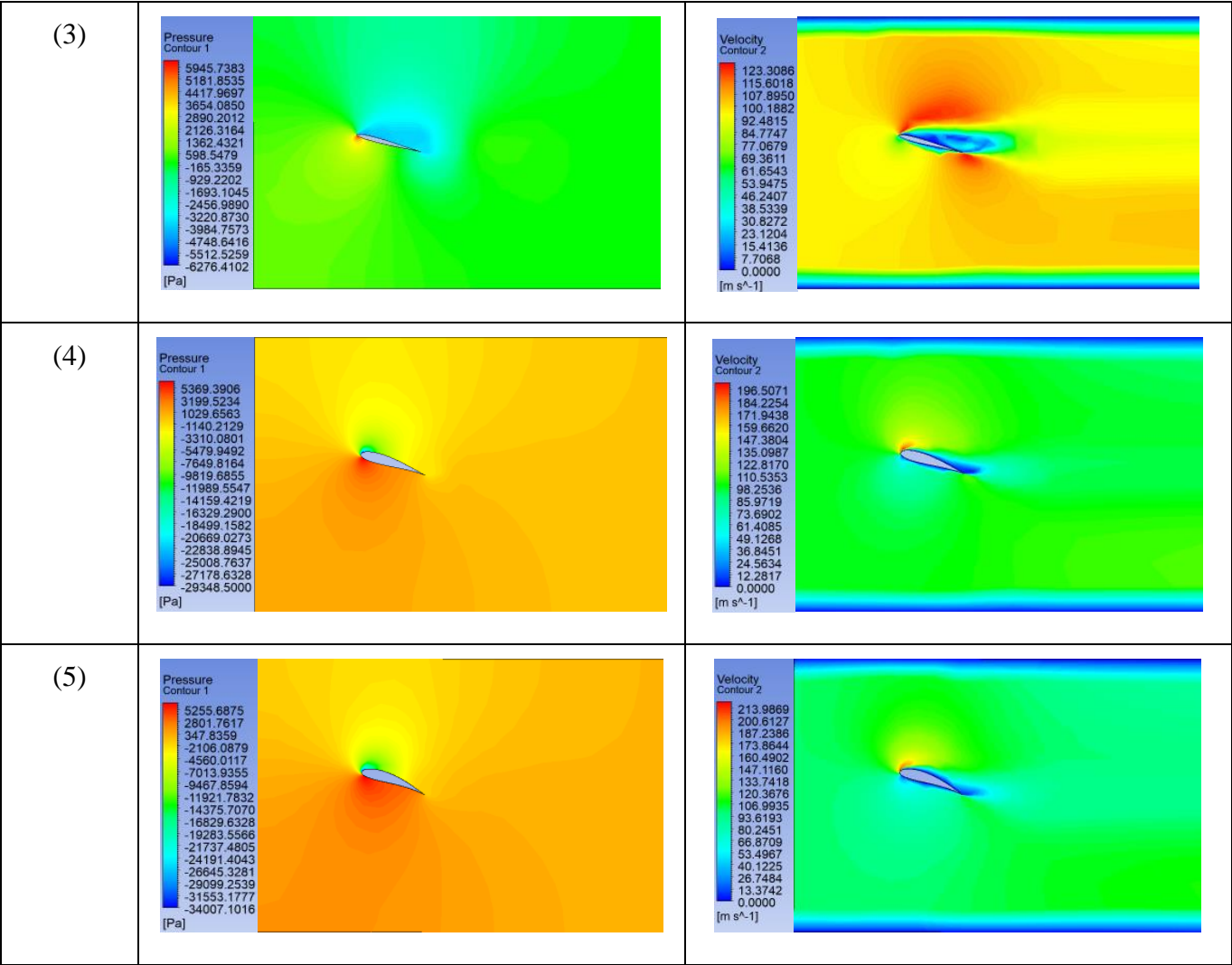
- α (portance maximale)





- α (Décrochage)





Annexe 3 : Création de profil : Code matlab

```
clear all;
close all;
clc;

%-----
% Définition des paramètres du cercle initial
%-----

xcentre = 0.1;
ycentre = 0;
rayon = 0.9;

%-----
% choix de soixante points du cercle espacés de 6°
%-----

ThetaDeg = 0:6:360;
Theta = ThetaDeg *pi / 180;
XCercle = xcentre + rayon * cos(Theta);
YCercle = ycentre + rayon * sin(Theta);

z_cercle = XCercle + 1i*YCercle;

%-----
% Transformation de Joukowski
%-----

z_profil = z_cercle + 1./z_cercle;

%-----
% corde
%-----

xcorde=min(real(z_profil)):0.001:max(real(z_profil));
ycorde=zeros([1,numel(xcorde)]);
corde=max(xcorde)- min(xcorde);

%-----
% epaisseur max
%-----

y_epaisseur = min(imag(z_profil)):0.001:max(imag(z_profil));
x_epaisseur = zeros([1,numel(y_epaisseur)]);

epaisseur = max(y_epaisseur)- min(y_epaisseur);
epaisseur_max = epaisseur*(100./corde);

%-----

figure(1)

%-----
% Cercle
%-----
```

```

plot(z_cercle, 'b. ');
hold on

%-----
% Profil
%-----

plot(z_profil, 'r. ');
hold on

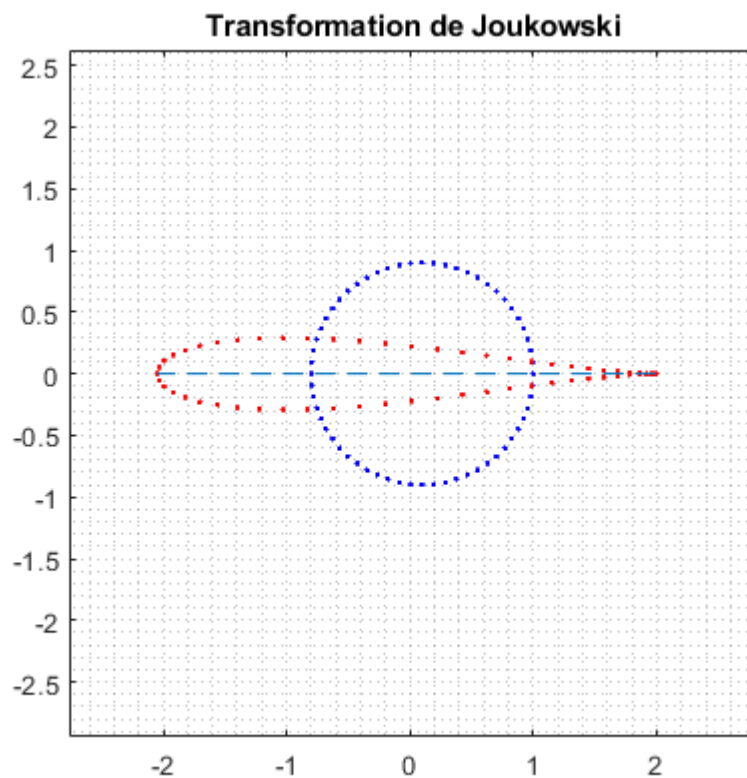
%-----
% Corde
%-----

plot(xcorde, ycorde, '--')
hold on

%-----
title('Transformation de Joukowski');

axis equal
axis([-5 5 -5 5])
grid minor

```



Annexe 4 : Coordonnées profil (2)

X	Y
2000	0
1999,91482	-8,7354E-05
1971,74639	-0,53081248
1904,2866	-3,27301692
1820,78204	-8,25370921
1756,1468	-12,9905703
1673,88258	-19,8834881
1581,09118	-28,5900362
1478,82161	-39,1234984
1376,31954	-50,4723025
1294,03016	-60,0602832
1205,81718	-70,7202517
1144,66336	-7,83E+01
1084,27985	-85,91933
1027,30649	-93,2039264
966,208767	-101,103318
899,225669	-109,844162
831,94204	-118,683576
769,573547	-126,909221
700,488769	-136,032887
628,40017	-145,540405
551,503568	-155,635591
478,770217	-165,10969
400,904647	-175,139502
287,113152	-189,514496
207,404744	-199,333103
116,476111	-210,222983
29,5526243	-2,20E+02
-99,7706331	-2,34E+02

-177,656375	-242,503953
-259,093224	-250,448201
-336,691508	-257,534999
-413,241987	-264,018725
-484,772434	-269,577568
-551,710404	-274,309286
-629,794188	-279,208309
-712,989329	-283,63481
-789,249177	-286,886203
-860,490677	-289,182166
-931,300112	-290,687003
-993,431387	-291,314058
-1065,7414	-291,169109
-1132,73309	-290,105652
-1192,80943	-288,319508
-1264,50339	-285,089138
-1327,70112	-281,117495
-1396,43879	-275,457981
-1459,34285	-268,932367
-1517,33479	-261,617256
-1573,3353	-253,207995
-1672,98581	-234,260109
-1842,76457	-185,332053
-1953,08055	-131,586259
-2048,39592	-16,7814464
-2042,46067	36,8791817
-1929,01055	1,46E+02
-1810,7306	196,798268
-1651,06513	238,893668
-1531,61498	259,615303
-1484,15509	265,964015
-1327,21774	281,138767
-1212,22577	287,570336

-1098,24364	290,769967
-973,49796	291,18209
-847,443274	288,815271
-707,704133	283,370828
-568,929133	275,451873
-429,137659	265,297182
-277,613199	252,187622
-120,800866	236,677066
16,9926577	221,696089
153,907438	205,783321
294,490536	188,595459
431,92266	171,161485
564,324824	153,956922
701,274589	135,92915
833,117781	118,528512
965,996915	101,131189
1086,34501	85,6572973
1204,43978	70,8897825
1315,40752	57,5338687
1495,47748	37,3437424
1670,93557	20,1462513
1810,41601	8,96958107
1967,91257	0,64613665

Annexe 5 : Compléments

Résistance élastique de matériaux usuels		
Matériau	Nuance	Re (MPa)
Bois lamellé-collé	GL24 à GL32	24 à 32
Alliage d'aluminium	AU 4G	450
Acier de construction usuel non allié	S235 à S355	235 à 355
Acier au carbone trempé	XC 30 (C30)	350 à 400
Acier faiblement allié trempé	30 Cr Ni Mo 16 (30 CND 8)	700 à 1 450
Alliage de Titane	TA 6V	1 200
Verre		2 500 à 3 200
Composites Fibre/matrice	Verre ou Carbone	1 000 à 1 8000

Coefficients de sécurité typiques			
Coefficient de sécurité s	$1 \leq K \leq 2$	$2 \leq K \leq 3$	$3 \leq K \leq 4$
Charges exercées sur la structure	Régulières et connues	Régulières et assez bien connues	Moyennement connues
			Mal connues ou incertaines
Contraintes dans la structure	Connues	Assez bien connues	Moyennement connues
			Mal connues ou incertaines
Comportement du matériau	Testé et connu	Testé et connu moyennement	Non testé
			Non connu
Observations	Fonctionnement constant sans à-coups	Fonctionnement usuel avec légers chocs et surcharges modérées	

CONCEPTION D'UNE AILE D'AVION LEGER

Rapport de Projet de Fin d'Etude

RESUME

L'aile est un élément indispensable à tout avion car c'est l'élément qui lui permet de s'élever dans les airs et voler. Selon son utilisation, elle requière des capacités et des performances très différentes. Pour cela, dans la conception d'une aile, les ingénieurs étudient tous les aspects du vol. Ce projet a été mené afin de concevoir une aile applicable à un avion léger. Nous avons proposé plusieurs profils d'aile créés par la transformation de Joukowski puis étudiés du point de vue aérodynamique sur Ansys Fluent. Après avoir choisi celui qui correspond le plus à notre cahier de charge, nous avons conçu l'aile sur Catia V5. Pour finir, il a fallu effectuer son calcul de structure afin de vérifier sa résistance et l'étude de son aéroélasticité statique pour connaître sa limite de divergence.

Mots clés : Avion léger, profil d'une aile, Transformation de Joukowski, aérodynamique, Catia V5, Ansys Fluent, calcul de structure, aéroélasticité statique...

SUMMARY

Aircraft wing is an essential element of any airplane because it is the element that allows it to rise in the air and fly. Depending on its use, it requires very different capacities and performances. For this, in the design of a wing, engineers study all aspects of flight. This project was carried out in order to design a wing applicable to a light aircraft. We have proposed several airfoils created by the Joukowski transformation and then studied from an aerodynamic point of view on Ansys Fluent. After choosing the one that best matches our specifications, we designed the aircraft wing on Catia V5. Finally, it was necessary to carry out its structural analysis in order to verify its resistance and the study of its static aeroelasticity to know its limit of divergence.

Keywords: Light aircraft, airfoil, Joukowski transformation, aerodynamic, Catia V5, Ansys Fluent, Structural analysis, static aeroelasticity...