

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

جامعة وهران للعلوم والتكنولوجيا محمد بوضياف

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur Et de la Recherche Scientifique
Université des Sciences et de la Technologie d'Oran Mohamed BOUDIAF



Faculté de Génie Mécanique



Aérodynamique

LADJEDEL Omar



Remerciements

Ce manuscrit est l'aboutissement de plusieurs années de recherches consacrées aux études des écoulements à travers des obstacles. Je voudrais ici remercier collectivement ou nommément certaines des personnes qui m'ont guidé et accompagné sur ce chemin plein de détours. À tous ceux qui m'ont gratuitement consacré de leur temps, je veux dire ici mes plus sincères remerciements. J'espère simplement que ceux d'entre eux qui auront ce cour entre les mains et je pense plus particulièrement aux étudiants ; qu'ils trouveront les informations technique abordé en ce sujet utiles.

Je ne peux taire plus longtemps la gratitude particulière que j'aie vis-à-vis de quelques êtres chers. Mes amis de l'institut de génie civil et de génie mécanique (IGCMO) d'abord qui ont transformé une aventure intellectuelle individuelle en aventure collective et qui m'ont obligé à me tenir sans cesse à l'écoute des soubresauts de la production scientifique. YAHIAOUI Tayeb ensuite qui, après m'a éveillé il y a neuf ans au domaine de l'aérodynamique ce manuscrit a pris naissance. ADJLOUT Lahouari enfin pour m'avoir formé et sans qui ce manuscrit ne serait sans doute pas. Pourrait-il une fois pour toute accepter ma reconnaissance de dette ! Et, last but not least, maman et mon papa qui ont tant enduré et à qui ce livre est dédié.

Table des matières

Nomenclature	ii
Introduction générale	01
Chapitre 1 Histoire de l'aviation	
1.1 Introduction	02
1.2 Avions expérimentaux	02
Chapitre 2 Différent profil des ailes	
2.1 Introduction	04
2.2 Terminologie utile	04
2.2.1 Corde	04
2.2.2 Épaisseur	05
2.2.3 Épaisseur relative	05
2.2.4 Ligne moyenne	05
2.2.5 Flèche	05
2.2.6 Angle d'incidence	06
2.2.7 Angle d'incidence nulle	06
2.2.8 Angle de calage	06
2.2.9 Envergure et surface	06
2.3 Caractéristiques d'un profil	07
2.4 Différents types de profils	08
2.4.1 Biconvexe symétrique	08
2.4.2 Biconvexe dissymétrique	08
2.4.3 Plan convexe	08
2.4.4 Plan creux	09
2.4.5 Double courbure	09
2.4.6 Supercritique	09
2.4.7 Laminaire	09

Chapitre 3

Différentes positions des ailes

3.1 Introduction	12
3.2 Différentes positions des ailes	12
3.2.1 Monoplan parasol	12
3.2.2 Triplan	13
3.2.3 Sesquiplan	13
3.2.4 Ailes hautes	13
3.2.5 Ailes médianes	14
3.2.6 Ailes basses	14
3.3 Dièdre	14
3.4 Forme des ailes	17
3.4.1 Aile droit	17
3.4.2 Aile elliptique	17
3.4.3 Aile trapézoïdale	18
3.4.4 Aile volante	19
3.5 Flèche	19
3.5.1. Flèche positive	20
3.5.2. Flèche négative	20
3.5.3. Aile delta	21
3.5.4. Aile delta avec empennage canard	21
3.5.5. Aile à géométrie variable	22
3.5.6. Aile gothique	22
3.6 Cellule des avions	23

Chapitre 4

L'aile dans un flux d'air

4.1 Introduction	25
4.2 Plaques planes inclinées	25
4.3 Écoulement autour d'une aile	26

4.3.1. Influence de l'angle d'incidence	27
4.3.2. Pression autour de l'aile	28
4.3.3 Comment la portance est-elle créée	29

Chapitre 5

Différents écoulements

5.1 Introduction	31
5.2 Résistance de l'air	32
5.2.1 Facteurs influençant la résistance de l'air	32
5.2.1.1 Forme du corps	33
5.3 Expression de la résistance de l'air	34
5.4 Nombre de Reynolds	35
5.5 Couche limite	35
5.6 Décollement	38
5.7 Comment agir pour contrôler le décollement	40
5.8. Portance et trainée	42
5.8.1 Facteurs influents	42
5.8.2 Influence des dispositifs hypersustentateurs	44
5.8.3 Dispositifs de bord d'attaque	44
5.8.4 Courbe des $CZ = f$ (incidence)	44
5.8.5 Dispositifs de bord de fuite	45
5.8.6 Influence de la densité de l'air	45
5.8.7 Influence de la rugosité	45
5.8.8 Coefficient C_x	47
5.8.9 Courbe de C_x en fonction de l'incidence	47
5.9 Polaires	48
5.9.1 Polaire Eiffel	48
5.9.2 Finesse	49
5.9.3 Différentes polaires	50

5.10 Influence de la position des ailes	51
5.10.1 Influence du Mach sur la polaire	54
5.10.2 Polaire Lilienthal	54
Références bibliographiques	

Nomenclature

ρ	Masse volumique	$m.s^{-1}$
p	Pression	$J.kg^{-1}.K^{-1}$
T	Température	C°
X	Compressibilité	Pa^{-1}
V	Vitesse	m/s
Pd	Pression dynamique	Pa
μ	Viscosité dynamique	$Pa \cdot s$
S	Surface de l'aile.	m^2
E	Envergure	m
α	Angle d'incidence	$^{\circ}$
φ	La flèche	$^{\circ}$
Rz	Force de portance	N
Rx	Force de traînée	N
R	Résistance de l'air exprimée	N
l	Abscisse du point considéré	m
ν	Viscosité cinématique	$m^2 \cdot s^{-1}$
δ	Épaisseur de la couche limite	mm
Cz	Coefficient de portance	$/$
Cx	Coefficient de traînée	$/$
f	Finesse aérodynamique	$/$
Re	Nombre de Reynolds	$/$

INTRODUCTION GENERALE

L'aérodynamique a pour but d'étudier les interactions entre un corps solide et un gaz (l'air en général) lorsqu'il existe un mouvement relatif entre ces deux éléments. L'hydrodynamique a les mêmes préoccupations entre un liquide et une structure. Dans ce chapitre, sera traité uniquement le cas de l'aérodynamique. L'hydrodynamique lui est semblable.

La connaissance du torseur aérodynamique complet (pression + frottement) est nécessaire pour établir les équations de mécanique des corps solides :

- Mécanique du vol en aéronautique.
- Calculs de structure des bâtiments soumis au vent, à l'action de la houle, aux courants, etc.
- Conception de turbomachines à partir des caractéristiques aérodynamiques des profils d'aubes.

En mouvement, un fluide comme l'air par exemple est caractérisé par 7 grandeurs :

- ρ : Masse volumique
- p : Pression
- T : Température
- X : Compressibilité
- V : Vitesse
- Pd : Pression dynamique
- μ : Viscosité dynamique

Masse volumique ρ

La masse volumique est la masse par unité de volume. Elle s'exprime donc en kg/m^3 et varie avec l'altitude.

Pression P

La pression est la force exercée sur une surface unité perpendiculairement à cette surface. Elle s'exprime en N/m^2 ou en Pascal Pa et est très petite. On utilise donc couramment le bar qui vaut 10^5 Pa.

Température T

La température s'exprime en degrés et n'a pas de dimensions. On utilise deux échelles : l'échelle Celsius $^{\circ}\text{C}$ et l'échelle kelvin $^{\circ}\text{K}$.

Compressibilité X

La compressibilité rend compte du fait que la masse volumique varie lorsque la pression varie. Elle est le rapport entre une variation d'effet (différence de ρ) et une variation de cause (différence de P)

Vitesse V

La vitesse est bien sûr, la distance parcourue par unité de temps. Elle s'exprime en m/s mais on peut également utiliser le nœud KT.

Pression dynamique Pd

La pression dynamique caractérise l'énergie cinétique d'un fluide.

Viscosité dynamique μ

Dans un fluide réel les molécules ne se comportent pas indépendamment les unes des autres, il existe des forces intermoléculaires. Plus ces forces sont importantes plus le fluide est visqueux. En aérodynamique, on n'utilise jamais directement la viscosité, mais un coefficient sans dimension : le nombre de Reynolds **Re**.

CHAPITRE 1

HISTOIRE DE L'AVIATION

1.1 Introduction

Il est souhaitable que chaque chapitre commence par une introduction.

1.2 Avions expérimentaux

1947 - Hughes H-4 Hercules

Le Hughes H-4 Hercules est un hydravion à coque surdimensionnée longueur de 67 mètres, 97,54 mètres d'envergure, et une hauteur de 24 mètres, l'H - 4 Hercules est l'un des plus grands avions jamais construits. Il fut construit aux États-Unis par la Hughes Aircraft Company. Conçu comme un transport de vol transatlantique pour une utilisation pendant la Seconde Guerre mondiale, il n'a pas été achevé à temps pour être utilisé pendant la guerre.



(a)

1984 - Grumman X-29

Le Grumman X-29 est un avion expérimental conçu en vue d'étudier les caractéristiques d'un appareil doté d'une aile en flèche inversée et de plans canard et d'étudier les avantages d'une telle formule. Si la vitesse de décrochage est réduite, la manœuvrabilité importante, l'instabilité générée par cette configuration non conventionnelle oblige les ingénieurs à équiper l'appareil de commandes de vol électriques contrôlées



(b)

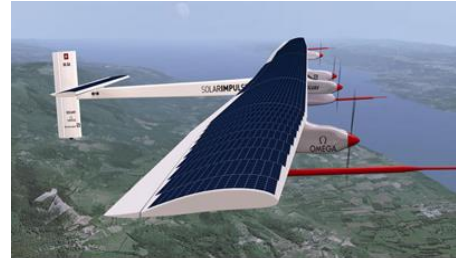
par des calculateurs numériques effectuant en moyenne 40 corrections par seconde.

2009 - Solar Impulse

Solar Impulse est un projet d'avion solaire entrepris à l'initiative des suisses Bertrand Piccard et André Borschberg. Entre 2003 et 2009, l'équipe a imaginé et construit un prototype d'avion solaire monoplace. Immatriculé HB-SIA (HB est l'indicatif des avions helvétiques, SI pour Solar Impulse et A pour premier du genre)

Cette monoplace mesure 63,40 m d'envergure, pèse 1,6 tonne et porte 11.628 cellules photovoltaïques, dont 10.748 sur les ailes et 880 sur le stabilisateur horizontal. L'énergie électrique ainsi produite est stockée dans 400 kg de batteries lithium-ion. Quatre moteurs électriques de 10 chevaux chacun, entraînent chacun une hélice.

- Solar Impulse SI2 pilote Bertrand Piccard. ⇒



(c)



(d)

Figure 1.1. Différents types d'avion expérimentaux.

Le 3 décembre 2009, l'avion a réalisé son premier vol et sous un ciel ensoleillé, la production d'électricité était supérieure à la consommation. En 2010 entre le 7 et 8 juillet, il a effectué le premier vol de nuit de 26 heures 15 mn.

En 2011, Solar Impulse a commencé la réalisation d'un second appareil qui tentera le tour du monde. En 2011, le monoplace a réalisé des étapes internationales : Payerne (Suisse)-Bruxelles le 13 mai 2011, Bruxelles-Le Bourget le 15 juin 2011 et Le Bourget-Payerne le 4 juillet 2011. En 2012, entre le 5 juin et le 24 juillet, l'avion, en plusieurs étapes, a rejoint Rabat au Maroc, piloté alternativement par André Borschberg et Bertrand Piccard. En 2013 Solar Impulse effectue la traversée des Etats-Unis d'ouest en est jusqu'à New York, soit un vol de 1 337 km à une vitesse moyenne de 70 km/h.

CHAPITRE 2

DIFFÉRENTS PROFILS DES AILES

2.1 Introduction

Le profil est la section de l'aile par un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion. Le profil d'un avion de tourisme sera différent de celui d'un avion de transport ou d'un avion de chasse.

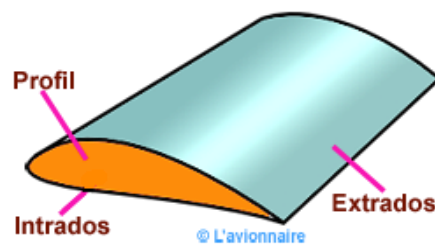
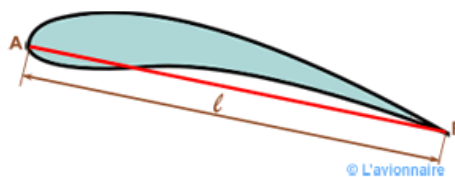


Figure 2.1. Profil d'aile

2.2 Terminologie utile

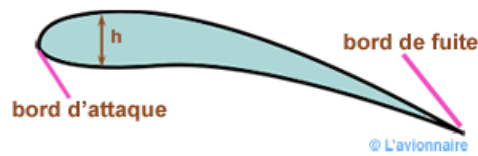
2.2.1 Corde

La corde d'un profil est la droite A - F joignant le bord d'attaque au bord de fuite. Sa longueur est notée.



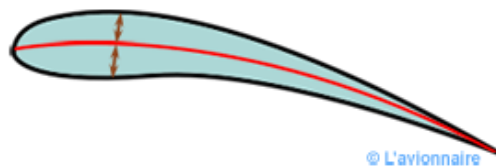
2.2.2 Épaisseur

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



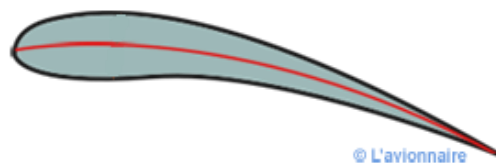
2.2.3 Épaisseur relative

L'épaisseur relative d'un profil est le rapport de l'épaisseur maximale (t en anglais) sur la longueur de la corde. $e = h /$ ou $t /$



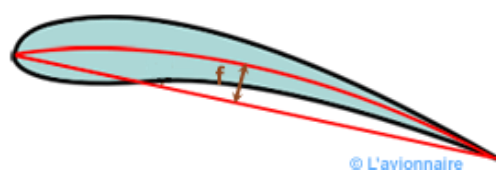
2.2.4 Ligne moyenne

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



2.2.5 Flèche

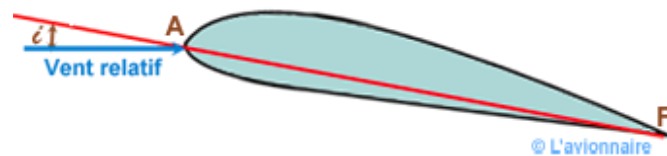
La flèche notée f est la distance maximale entre la corde et la ligne moyenne du profil. Elle définit donc sa courbure. Courbure = $f /$



2.2.6 Angle d'incidence

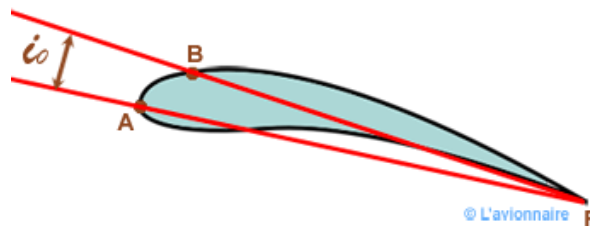
C'est l'angle formé par la corde du profil et le vecteur de vitesse du vent relatif. Cet angle est appelé angle of attack en anglais.

Pour l'avion c'est l'angle formé par l'axe longitudinal de l'avion et le vecteur de vitesse.



2.2.7 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.



2.2.8 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.



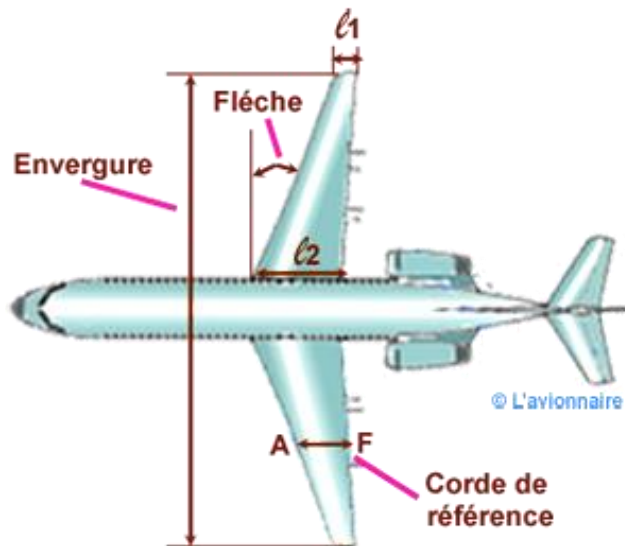
2.2.9 Envergure et surface

Envergure : L'envergure est la distance entre les extrémités des ailes $E = 2b$ ou B

Surface : S Elle comprend le prolongement fictif de l'aile dans le fuselage.

Corde de référence **A - F** : Elle est donnée par le constructeur et fixée par une distance conventionnelle de l'axe de l'avion.

Corde moyenne géométrique : C'est le rapport de la surface portante **S** de l'aile sur son envergure **E**.



Allongement : Pour une aile rectangulaire c'est le rapport de l'envergure **E** sur la longueur de la corde :

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

Pour une aile trapézoïdale, c'est le rapport de l'envergure **E** sur la corde moyenne :

$$\lambda = \frac{4b^2}{s}$$

Pour une aile delta c'est le rapport du carré de l'envergure par la surface de l'aile :

$$\lambda = \frac{E^2}{s}$$

Flèche : ϕ La flèche est l'angle entre l'axe passant par le quart avant de la corde moyenne aérodynamique et l'axe transversal. Elle peut être positive ou négative.

2.3 Caractéristiques d'un profil

On convient de discriminer :

- Les profils minces : $e < 6\%$

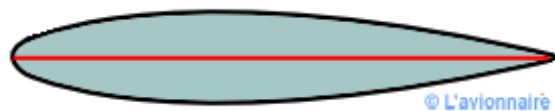
- Les profils semi-épais : $6\% e < 12\%$
- Les profils épais : $e > 12\%$
- Les profils supersoniques Concorde : $e = 3\%$ à l'encastrement et $1,82\%$ à l'extrémité.

2.4 Différents types de profils

Il existe de très nombreux profils qui sont classés suivants leurs formes par familles.

2.4.1 Biconvexe symétrique

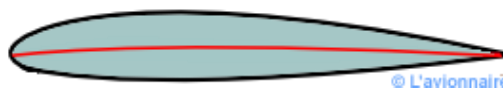
L'intrados et l'extrados convexes sont symétriques par rapport à la corde. La ligne moyenne est rectiligne et est confondue avec la corde. Ces profils sont utilisés pour les empennages verticaux et horizontaux.



(a)

2.4.2 Biconvexe dissymétrique

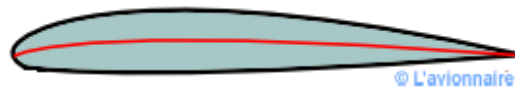
La courbure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados. La ligne moyenne est à simple courbure (intrados et extrados convexes). Ces profils sont les plus employés pour les ailes d'avion de loisir.



(b)

2.4.3 Plan convexe

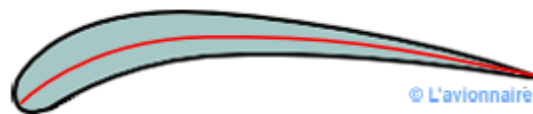
Il s'agit d'un profil ayant un intrados relativement plat et un extrados cambé (convexe). La ligne moyenne est à simple courbure.



(c)

2.4.4 Plan creux

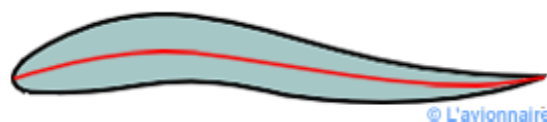
L'extrados est convexe et l'intrados concave. Ces profils sont très porteurs mais génèrent une trainée importante. Ce type de profil était très utilisé autrefois pour les planeurs. La ligne moyenne est à simple courbure.



(d)

2.4.5 Double courbure

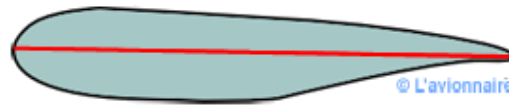
La ligne moyenne est à double courbure. La seconde courbure de la ligne moyenne confère des qualités de stabilité d'où le qualificatif d'AUTO STABLE. Ce profil peu répandu est surtout utilisé pour les ailes volantes.



(e)

2.4.6 Supercritique

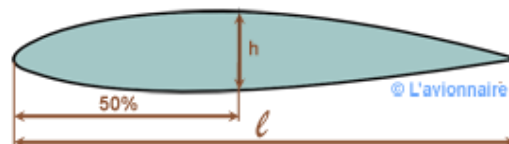
Double courbure inversée. Extrados très tendu (grand rayon de courbure). Dans la zone du bord d'attaque de l'extrados rayon de courbure mini. Forte épaisseur relative de l'ordre de 17%.



(f)

2.4.7 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.



(j)

Figure 2.2. Différents types de profil.

Les ailes à profil dit "laminaire" ont été développées à l'origine pour faire voler un avion plus vite. L'épaisseur h d'une aile à profil laminaire est généralement plus faible qu'une aile à profil aérodynamique conventionnel, le bord d'attaque est plus "pointu" et ses surfaces supérieures et inférieures sont presque symétriques par rapport à la corde. La partie la plus épaisse h d'une aile laminaire se produit à environ 50% de la corde, alors que pour une aile classique, la partie la plus épaisse se trouve à environ entre 20 et 30%.

L'effet obtenu par ce type de conception d'une aile est de maintenir le flux d'air laminaire dans un pourcentage plus élevé de la corde et de contrôler le point de transition. Le frottement est

donc considérablement réduit et la répartition de la pression sur l'aile de flux laminaire est bien plus importante. Cependant, au vol au grand angle près du décrochage le point de transition avance plus rapidement que sur une aile classique.



Figure 2.3. Airbus l'avion A340.

Un autre problème très important est la contamination de la surface qui perturbera le flux laminaire et le rendra turbulent, comme la pluie sur l'aile ou des débris d'insectes qui provoqueront également la perte de petites régions d'écoulement laminaire.

Septembre 2017 - Airbus prépare l'avion A340 Blade pour ses premiers vols pour tester une nouvelle aile avec un profil laminaire afin d'augmenter son efficacité et de réduire la consommation de carburant et les émissions de CO₂. Pour le test les sections de 9 m de chaque aile entre les moteurs extérieurs et les bouts d'ailes ont été remplacées. Ces bouts d'ailes ont été construits sans rivets ou d'autres facteurs qui pourraient perturber le flux d'air. Airbus dit qu'il prévoit des économies de carburant allant jusqu'à cinq pour cent pour les avions de courte distance.

CHAPITRE 3

DIFFÉRENTES POSITIONS DES AILES

3.1 Introduction

Depuis Clément Ader 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. Ce chapitre est un rappel non exhaustif des formes des ailes et de leurs positions au fur et à mesure des décennies et des progrès techniques.

3.2 Différentes positions des ailes

3.2.1 Monoplan parasol

Sur un monoplan parasol l'aile est fixée sur des haubans, eux mêmes attachés au-dessus du fuselage. Des mâts fixés au fuselage maintiennent la rigidité de l'aile.



Figure 3.1. Exemple : Morane-Saulnier 225 C1.

Un avion biplan est pourvu de deux paires d'ailes, placées l'une au-dessus de l'autre. Ce type d'avion fut beaucoup utilisé pendant la guerre 14-18. Sa construction se poursuivit entre les deux guerres, où il servait souvent d'avion d'entraînement. Dans les années 1960-1970 certains comme le Stampe SV4 ou le De Havilland Tiger Moth servaient encore pour remorquer les planeurs.



Figure 3.2. Exemple : De Havilland Tiger Moth.

3.2.2 Triplan

Un avion triplan est pourvu de trois paires d'ailes, placées les unes au-dessus des autres. Ce type d'avion permettait d'avoir une bonne portance pour une envergure limitée augmentant ainsi la maniabilité.



Figure 3.3. Exemple : Nieuport XVII.

3.2.3 Sesquiplan

Le sesquiplan est un avion biplan dont l'aile inférieure (basse) a une envergure plus petite que l'aile supérieure (haute).



Figure 3.4. Exemple : Avro 531.

3.2.4 Ailes hautes

Ce type d'aile est utilisé principalement pour les avions à hélices, notamment les turbopropulseurs qui ont un diamètre d'hélice important. L'inconvénient est le train d'atterrissage qui est positionné soit dans le fuselage avec un empattement faible (donc

sensible au vent de travers au sol), soit dans les ailes avec des grandes jambes de train (d'où une augmentation du poids).



Figure 4.5. Exemple : ATR 72.

3.2.5 Ailes médianes

Seuls certains avions de chasse les utilisent encore. Leurs attaches passant dans le fuselage diminuent le volume d'emport de celui-ci.

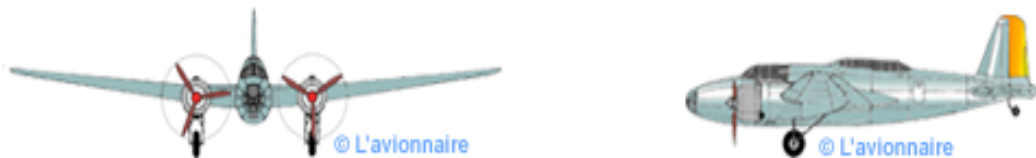


Figure 3.6. Exemple : Mitsubishi Ki-21.

3.2.6 Ailes basses

Elles équipent actuellement tous les avions de transport à réaction, sauf quelques gros avions de transport de fret comme Antonov An 225. Avantages : jambes de train plus courtes que sur une aile haute, ce qui permet de faciliter la maintenance des réacteurs en escale.



Figure 3.7. Exemple : SN 600 Corvette.

3.3 Dièdre

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

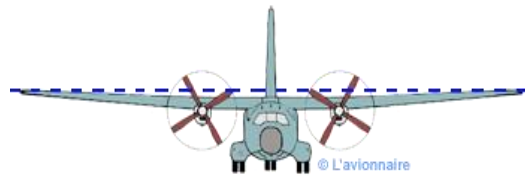
L'effet du dièdre est très complexe et ne sera pas traité dans ce chapitre.



(h)

Aile haute à dièdre positif

Exemple : Transall C160



(i)

Aile basse à dièdre positif

Exemple : Airbus 320



(j)

Aile médiane à dièdre négatif

Exemple : Dassault Etendard IVM



(k)

Aile haute à dièdre négatif

Exemple : Antonov An-225



(l)

Aile en mouette

Aile à double dièdres, positif puis négatif.

Exemple : Martin PBM-5 Marlin



(m)

Aile en W

Aile à double dièdres inversés, négatif puis positif.

Exemple : Corsair

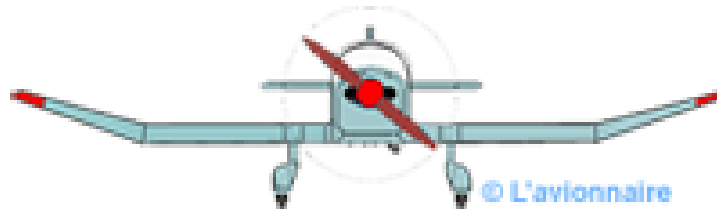


(n)

Dièdre en bout d'aile

Le dièdre est seulement sur une partie de l'aile, comme ci-dessous.

Exemple : Jodel Ambassadeur



(o)

Figure 3.8. Différentes positions des ailes

3.4 Forme des ailes

3.4.1 Aile droit

Les ailes droites forment un angle droit avec l'axe du fuselage. Ce type d'ailes est utilisé uniquement pour les aérodynes ayant une vitesse relativement faible (inférieur à Mach 0.7).

Exemple : MH-1521 Broussard



(a)

3.4.2 Aile elliptique

L'avantage de l'aile elliptique est la diminution de la courbure à son extrémité entraînant un écoulement aérodynamique homogène sur toute sa longueur et une traînée minimale en vol subsonique. L'inconvénient d'une telle aile est le vol à basses vitesses avec un décrochage plus rapide et plus brutal, ainsi que la complexité de la structure.

Exemple : Speed Spitfire

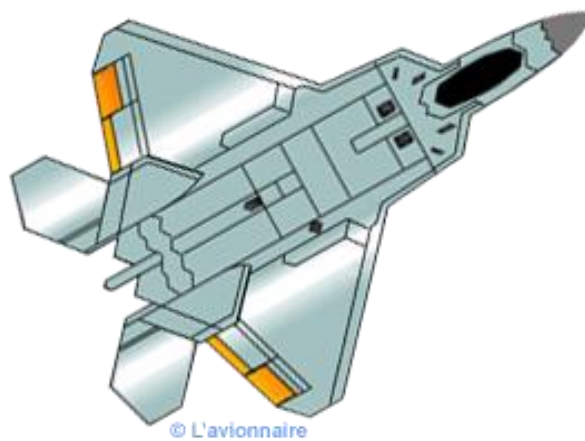


(b)

3.4.3 Aile trapézoïdale

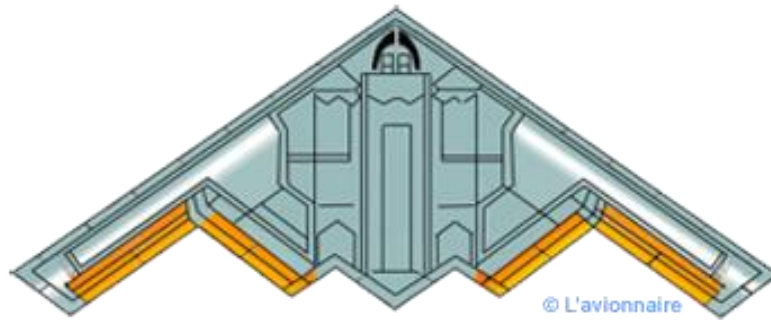
Cette aile très performante se caractérise par un faible allongement avec un bord d'attaque à flèche positive alors que le bord de fuite a une flèche négative. Comme l'aile elliptique, l'aile trapézoïdale a un écoulement aérodynamique homogène sur toute sa longueur mais à basses vitesses le décrochage est réparti sur toute sa surface.

Exemple : Lockheed F-22 Raptor



(c)

3.4.4 Aile volante



(d)

Figure 3.9. Différentes formes d'ailes

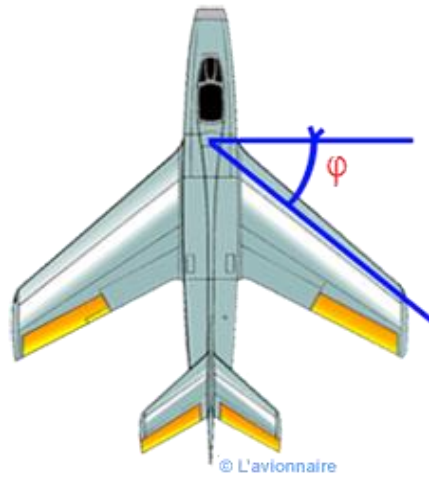
L'aile volante ne possède ni fuselage, ni empennage horizontal. Certaine comme le bombardier stratégique Northrop B2 n'a plus de dérive. Le pilotage assisté par ordinateur se fait à travers les gouvernes situées toutes dans l'aile. Bien que le concept soit ancien, l'aile volante pose des problèmes de stabilité notamment en tangage et lacet.

Exemple : Northrop B2.

3.5 Flèche

L'angle de flèche désigne l'angle formé entre le lieu des points situés au quart avant de la corde moyenne aérodynamique et l'axe transversal. Elle peut être positive ou négative. Si ce lieu de points n'est pas une droite (flèche variable), on prend alors parfois le bord d'attaque comme référence.

Pour un avion volant en subsonique Mach inférieur à 0.7 la flèche optimale est nulle ou faiblement positive inférieure à 5° . Pour un avion de ligne volant en transsonique Mach entre 0,72 et 0.90, la flèche optimale sera de 25 à 35 degrés. Pour un avion supersonique la flèche sera généralement de 35 à 45 degrés, mais pourra atteindre beaucoup plus, 76° comme le Concorde.



(a)

3.5.1. Flèche positive

Les ailes à flèche positive ont une meilleure pénétration dans l'air aux hautes vitesses, et retardent l'apparition du Mach critique. Ce type d'aile améliore aussi la stabilité de l'aérodyne autour de son axe de lacet et sert également de stabilisateur autour de l'axe de roulis, mais entraîne la couche limite vers le bout d'aile (saumon). D'où des performances médiocres aux basses vitesses.

Exemple : Airbus 320

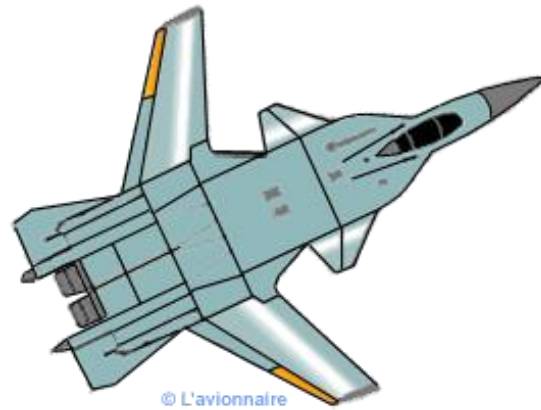


(b)

3.5.2. Flèche négative

Les ailes à flèche négative ont une meilleure maniabilité, elles entraînent la couche limite vers l'emplanture de l'aile, mais crée une instabilité de l'aérodyne notamment autour de l'axe de lacet.

Exemple : Sukhoï SU-47 Berkut

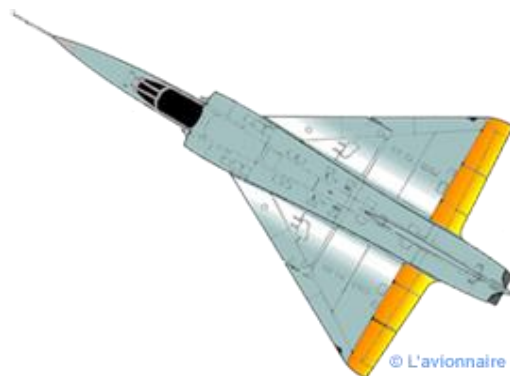


(c)

3.5.3. Aile delta

L'aile delta est un type d'aile en forme de triangle. Ce type d'aile est bien adapté au vol supersonique, c'est pourquoi de nombreux avions de chasse ont des ailes delta.

Exemple : Dassault Mirage V



(d)

3.5.4. Aile delta avec empennage canard

Le plan canard situé à l'avant n'est pas un empennage (comme sur un aérodyne classique), mais une petite aile portante qui peut également servir de gouverne de profondeur.

Exemple : Dassault Rafale B

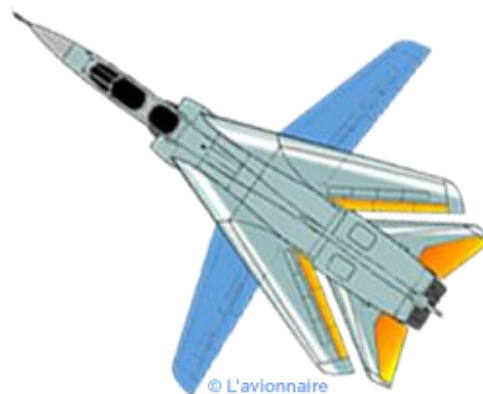


(e)

3.5.5. Aile à géométrie variable

La voilure à géométrie variable est une voilure dont la forme peut être modifiée en cours de vol, afin de rendre l'aéronef le plus performant possible à différentes vitesses sans perte d'efficacité. La solution consiste à articuler tout ou une partie de la voilure afin d'augmenter ou de diminuer la flèche en fonction de la vitesse. Inconvénients complexité et poids d'un tel système.

Exemple: Dassault Mirage G-8

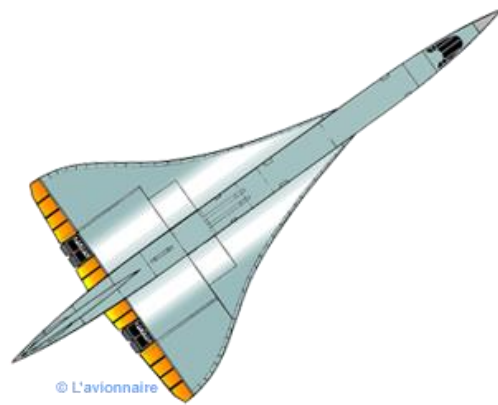


(f)

3.5.6. Aile gothique

L'aile gothique est une aile delta, qui présente un bord d'attaque à flèche variable. Pour le supersonique Concorde la flèche est très accentuée 76° au bord d'attaque près du fuselage, puis elle diminue. Les bouts d'aile sont à courbure parabolique ce qui entraîne une augmentation de la surface en bout d'aile.

L'inconvénient est la complexité de la structure.



(g)

Figure 3.10. Exemple : Concorde

Les dessins ci-dessus ont été réalisés d'après les plans 3 vues de Richard Ferrière.

3.6 Cellule des aéronefs

La cellule d'un avion est composée :

- Du fuselage.
- Des ailes ou voilure, ainsi que les nacelles des réacteurs.
- Des empennages (horizontal et vertical).
- Des gouvernes de vol.
- Du train d'atterrissage.

Les différents circuits sont traités dans un autre chapitre.

- Circuits hydrauliques
- Circuits électriques
- Circuits de pressurisation et climatisation
- Circuit oxygène

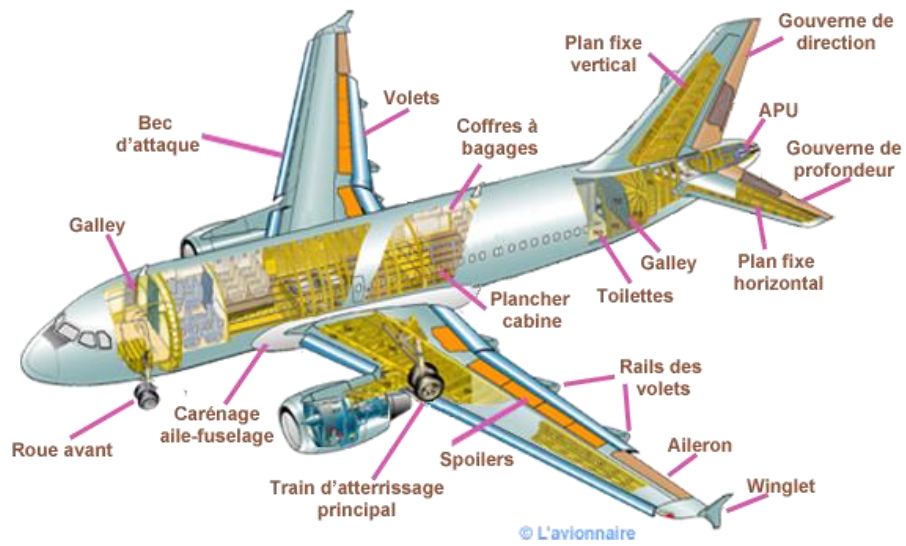


Figure 3.11. Exemple : Airbus 319

L'intérieur de l'avion provient d'un dessin d'André Bréand paru dans Air & Cosmos en 1996.

CHAPITRE 4

L'AILE DANS UN FLUX D'AIR

4.1 Introduction

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.

4.2 Plaques planes inclinées

Nous avons vu à la page Écoulement de l'air qu'une plaque plate disposée 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. Mais qu'en plaçant cette plaque perpendiculaire à l'écoulement de l'air nous constatons une forte pression à l'avant de cette plaque et dépression à l'arrière avec effet tourbillonnaire. Inclignons maintenant cette plaque dans une position intermédiaire, c'est à dire faisant un angle α avec la direction de l'écoulement d'air, appelé vent relatif. Cet angle est appelé angle d'attaque ou incidence.

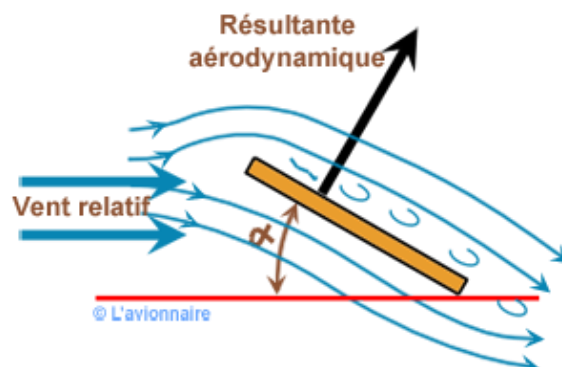


Figure 4.1. Angle d'attaque ou incidence pour une plaque plane.

Cette fois la force qui s'exerce sur la plaque n'est plus horizontale, mais est inclinée vers l'arrière: on l'appelle alors : résultante aérodynamique. Et cette résultante aérodynamique dépendra du nombre de Mach (vitesse), de la forme de profil d'aile, de l'angle d'attaque et de l'effet de la couche limite.

La résistance de l'air sur la plaque est une force unique, mais elle peut se décomposer en deux forces :

- Une composante horizontale parallèle au sens de l'écoulement qui constitue la traînée.
- Une composante perpendiculaire à cette dernière, dirigée vers le haut, que l'on appelle la portance

4.3 Écoulement autour d'une aile

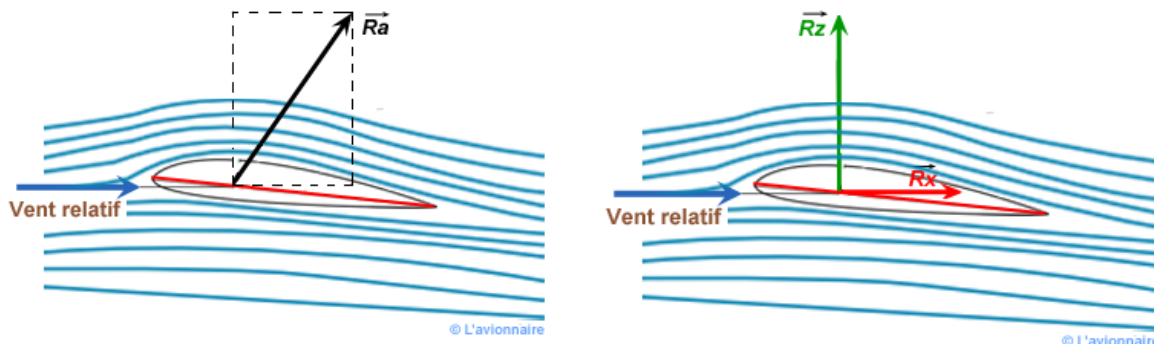


Figure 4.2. Résultante aérodynamique

La résultante aérodynamique est donc générée par l'ensemble des surpressions à l'intrados et dépressions à l'extrados, elle augmente avec la finesse 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 ***Ra*** peut se décomposer en :

- Une force perpendiculaire à la vitesse, appelée portance ***Rz***
- Une force parallèle à la vitesse appelée traînée ***Rx***

Ces deux composantes dépendent de :

- ρ la masse volumique de l'air (en kg/m^3)
- S la surface alaire de l'aile en m^2
- V la vitesse de l'écoulement de l'air sur l'aile
- C_z pour la portance et C_x pour la traînée

En vol rectiligne horizontal stabilisé :

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

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

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

$$R_x = \frac{1}{2} \rho S x V^2 C_x$$

4.3.1. Influence de l'angle d'incidence

L'angle d'incidence est l'angle formé entre la corde du profil et le vent relatif. Il est noté α .

Lorsqu'un corps se trouve dans un flux d'air, celui-ci "s'ouvre" devant pour le contourner de tous les côtés, et se "referme" derrière. L'endroit où le flux d'air "s'ouvre", et celui où le flux d'air se "referme" s'appellent les lignes de séparation qui se trouvent juste devant les points d'arrêt. Au point d'arrêt lui-même, appelé également point de stagnation la vitesse du flux est égale à zéro.

Lorsqu'un profil aérodynamique tel une aile se trouve dans un flux d'air avec un angle d'incidence approprié, il se crée une différence entre les sommes de vitesse des particules d'air s'écoulant le long de l'extrados et de l'intrados. Cette différence appelée circulation est à l'origine de la portance aérodynamique. La somme des vitesses d'écoulement est plus grande sur l'extrados que sur l'intrados.

Une augmentation de l'incidence accroît la circulation donc la portance, jusqu'à la position où la dépression sur l'extrados diminue brutalement suite au décollement des filets d'air et l'aile "décroche".

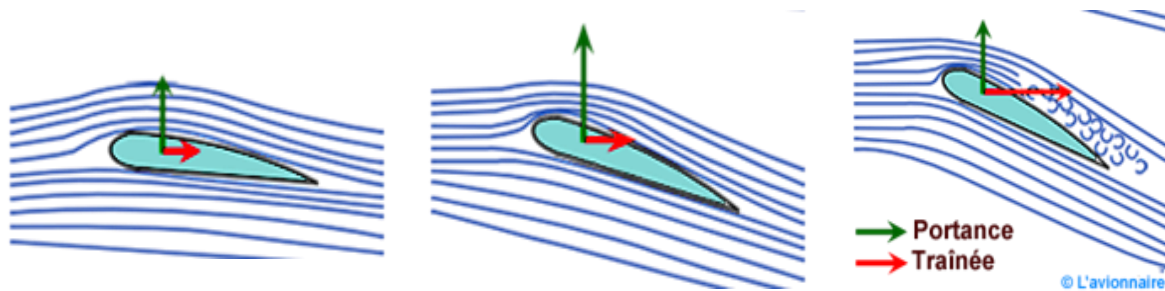


Figure 4.3. Influence de l'angle d'incidence

A gauche une aile à faible incidence. A droite une aile à forte incidence à la limite du décrochage.

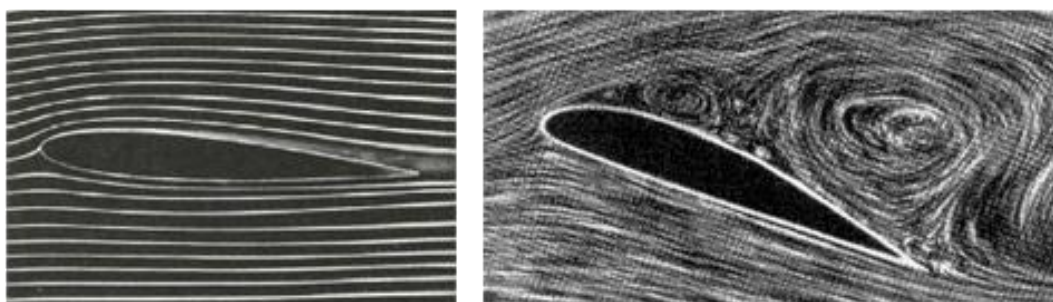


Figure 4.4. Décrochage de la couche limite

4.3.2. Pression autour de l'aile

Les figures ci-contre montrent les tracés des différentes pressions aux environs de l'aile suivant leur angle d'attaque. Toutes les pressions sont mesurées par rapport à la pression atmosphérique ambiante dans le flux libre. Les régions bleutées indiquent les dépressions, c'est à dire des pressions inférieures par rapport à la pression ambiante, tandis que les régions rouges indiquent des surpressions c'est à dire des pressions supérieures par rapport à la pression ambiante.

On remarque que les pressions positives maximales sur un profil d'aile (en rouge), se trouvent juste aux lignes de stagnation. C'est à dire le point d'arrêt du bord d'attaque et le point d'arrêt du bord de fuite. C'est logique car selon le principe de Bernoulli, la pression totale étant constante, si la vitesse diminue la pression augmente. Or sur les lignes de stagnation, l'air étant à l'arrêt la pression est la plus forte possible. La dépression maximum à proximité d'une surface portante dépend de l'angle d'attaque (incidence), et du profil de l'aile.

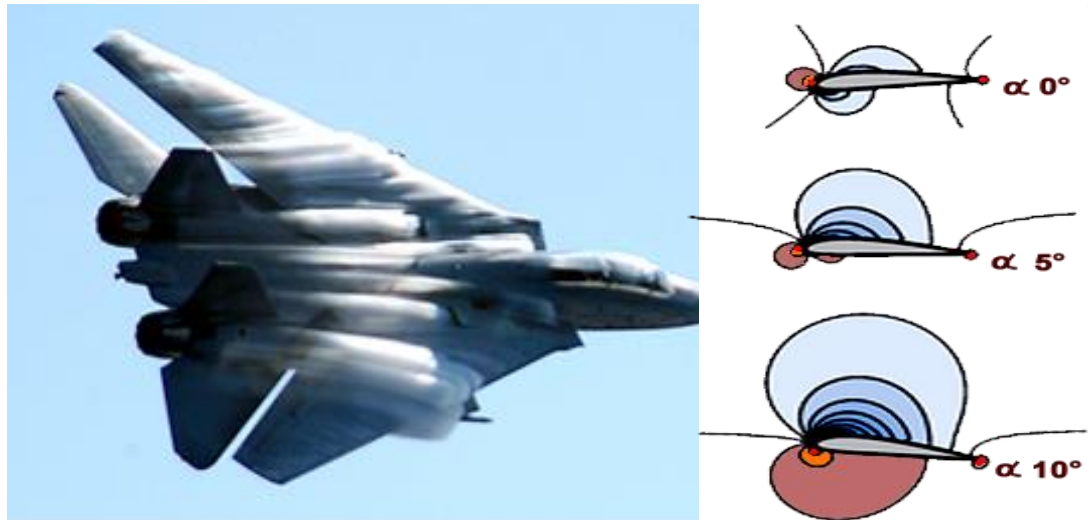


Figure 4.5. Pression sur une aile de F14.

Ci-dessus : matérialisation des champs de pression sur une aile de F14

4.3.3 Comment la portance est-elle créée

La façon dont un objet génère de la portance est très complexe et ne se prête pas à la simplification.

L'aile produit une circulation d'air en fonction de son angle d'attaque (et sa Vitesse). Cette circulation de l'air au-dessus de l'aile se déplace plus vite que l'air ambiant. Ce qui provoque une faible pression (dépression) au-dessus de l'aile en conformité avec le principe de Bernoulli. Cette faible pression "tire" vers le haut sur l'aile et "tire" vers le bas le flux d'air, conformément à toutes les lois de Newton.

Il y a donc une déflexion vers le haut à l'avant de l'aile et une déflexion vers le bas en arrière de l'aile.

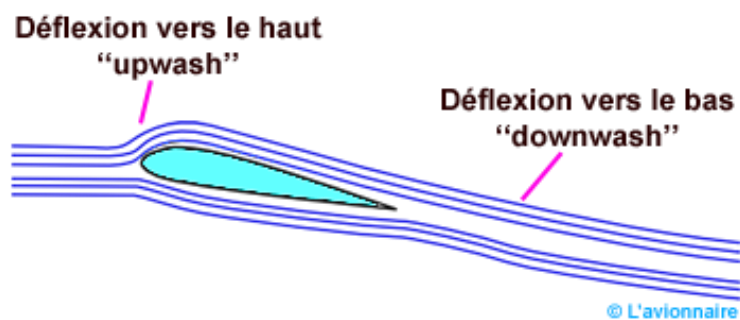


Figure 4.6. Circulation d'air en fonction de son angle d'attaque

Sur la photo ci-dessous on voit nettement la vallée creusée dans les nuages par la déflexion vers le bas du flux d'air.



Figure 4.7. Déflexion vers le bas du flux d'air.

CHAPITRE 5

DIFFÉRENTS ÉCOULEMENTS

5.1 Introduction

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

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



Figure 5.1. Écoulement laminaire

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



Figure 5.2. Écoulement turbulent.

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



Figure 5.3. Écoulement tourbillonnaire

5.2 Résistance de l'air

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 a son origine dans les propriétés de l'air, mais dépend aussi des caractéristiques du corps concerné (surface, forme....).

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 du flux d'air.



Figure 5.4. Résistance de l'air.

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. En plaçant une plaque plane perpendiculairement au flux d'air, nous constatons que l'air exerce une forte pression à l'avant, tandis qu'à l'arrière se forme une dépression.

En installant un appareil (dynamomètre) relié à la plaque, on peut mesurer cette force exercée par l'air et quels sont les facteurs qui vont la faire varier.

5.2.1 Facteurs influençant la résistance de l'air

- **Aire**

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

- **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

- **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.

5.2.1.1 Forme du corps

En installant un appareil (dynamomètre) relié à la plaque, on peut mesurer cette force exercée par l'air et quels sont les facteurs qui vont la faire.

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.



Figure 5.5. Résistance quasi nulle

En mettant un disque plat perpendiculaire au flux d'air d'une soufflerie, nous constatons que l'écoulement de l'air peine à contourner l'obstacle et qu'il se forme une surpression à l'avant et une dépression à l'arrière avec effet tourbillonnaire.

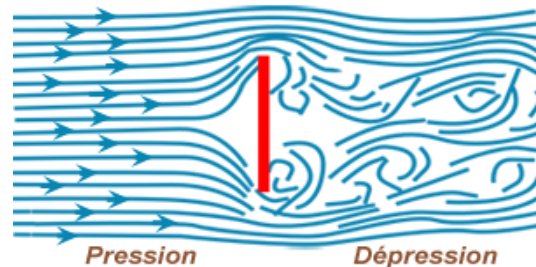


Figure 5.6 Résistance 100 %

En ajoutant une demi-sphère à l'avant du disque nous constatons que l'air contourne mieux l'objet, la surpression diminue mais il subsiste toujours une dépression et une zone tourbillonnaire à l'arrière.



Figure 5.7 Résistance 75 %

Si on complète cette demi-sphère pour former une sphère complète, l'écoulement est amélioré, le zone tourbillonnaire arrière est réduite, mais pas complètement résorbée.

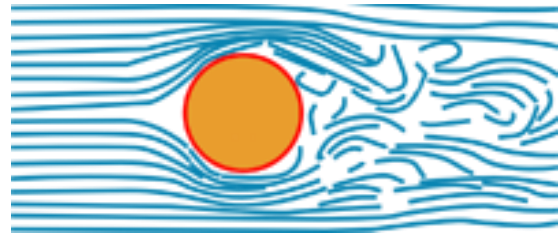


Figure 5.8 Résistance 50 %

En étirant la partie arrière de la sphère pour obtenir sensiblement la forme d'un œuf, on constate que les filets d'air se rejoignent à l'arrière sans créer de tourbillons. On obtient ainsi un corps fuselé.

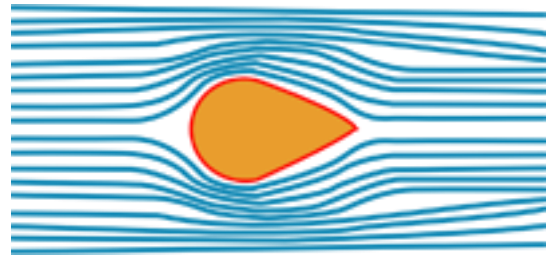


Figure 5.9 Résistance 15 %

Un corps fuselé "pointu" à l'arrière (bord de fuite), crée une circulation. Théorie de la circulation ou de Kutta & Jukowski

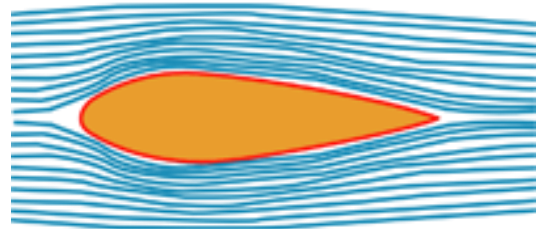


Figure 5.10 Résistance 5 %

5.3 Expression de la résistance de l'air

La résistance de l'air est proportionnelle à la surface présentée perpendiculairement à l'écoulement, au carré de la vitesse de l'écoulement, à la masse volumique de l'air et à la forme du corps.

Nous pouvons donc écrire que : $R = K \cdot \rho \cdot V^2 S$

Avec :

- R résistance de l'air exprimée en Newton
- K coefficient qui tient compte de la forme du corps et de son état de surface
- ρ masse volumique de l'air exprimée en $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$
- V vitesse exprimée en ms^{-1}
- S exprimée en m^2 surface présentée perpendiculairement à l'écoulement

5.4 Nombre de Reynolds

Osborne Reynolds ingénieur anglais spécialiste de l'hydrodynamique a mis en évidence un nombre sans dimension caractéristique de la nature de l'écoulement d'un fluide (1883) : le nombre de Reynolds. Ce nombre qui porte son nom est le rapport entre les forces d'inertie des molécules du fluide, et les forces de viscosité de ce fluide. La valeur de Re dépend des dimensions du corps (longueur ou corde), de la vitesse de déplacement (V) et de la viscosité cinématique du fluide (ν). L'intérêt initial de ce nombre est de pouvoir comparer l'écoulement d'un fluide à l'intérieur d'une canalisation ou autour d'un obstacle solide.

Re est généralement très faible dans les milieux denses et visqueux, et plus élevé dans les milieux fluides et peu denses. En aéronautique, Re est généralement exprimé en millions (10^6).

- V = vitesse du point considéré en m/s
- l = abscisse du point considéré en m
- ν = viscosité cinématique.

Avec :

$$\nu = \mu / \rho \text{ en m}^2/\text{s}$$

- ρ masse volumique du fluide.
- μ viscosité dynamique du fluide.

Pour une aile le nombre de Reynolds est fonction de trois paramètres :

- La longueur de la corde de l'aile l
- La vitesse relative V de l'avion par rapport à l'air
- La viscosité cinématique du fluide μ

Note : La corde variant le long de l'aile, le nombre de Reynolds ne sera pas constant sur toute l'aile.

5.5 Couche limite

Lorsqu'un fluide se déplace autour d'un obstacle, les champs de vitesse et de pression sont perturbés par ce dernier. La couche limite est la zone de fluide contiguë à la paroi, dans

laquelle se produit l'accommodation entre la vitesse nulle en paroi et la pleine vitesse locale du fluide libre. De nombreuses propriétés de l'écoulement (frottement, transferts thermiques et présence éventuelle de décollements) dépendent de cette couche limite. La notion de la couche limite est due à L. Prandtl, 1904. Il permit de livrer une interprétation à bon nombre de phénomènes que la théorie des fluides parfaits ne suffisait à expliquer. C'est la couche limite qui conditionne directement la résistance de frottement du corps. En revanche, en dehors de la couche limite on pourra considérer que le fluide a une viscosité nulle. Il existe donc près de la paroi une région dans laquelle la vitesse passe de 0 sur la paroi à la vitesse de l'écoulement de fluide parfait à une distance de l'ordre de $Re^{-1/2}$ de la paroi. (Thèse de Sébastien Bourgois-2006).

L'épaisseur d'une couche limite varie suivant l'état de la surface (plus la surface est lisse, plus la couche est mince); mais aussi suivant la vitesse du fluide. L'accélération de l'écoulement hors de la couche limite contribue à amincir la couche limite, en revanche, s'il y a décélération de l'écoulement hors de la couche limite le fluide est emporté de la paroi vers l'écoulement extérieur et se rajoute à l'épaississement de la couche limite provoquée par la diffusion de la quantité de mouvement due à la viscosité.

On distingue deux types de couche limite : La couche limite laminaire est caractérisée par le fait que toutes les vectrices vitesses sont parallèles à un même plan, l'écoulement se présente alors sous la forme de lames d'air glissant les unes sur les autres. Ces lames restent rectilignes sur une certaine longueur, puis s'estompent. On observe une telle couche limite vers le bord d'attaque d'un profil.

On appelle conventionnellement l'épaisseur δ de la couche limite la distance à la paroi à partir de laquelle la vitesse \mathbf{V} est telle que : $\mathbf{V} = 0,99 \mathbf{V}_0$ (\mathbf{V}_0 étant la vitesse qui existerait si l'air était sans viscosité).

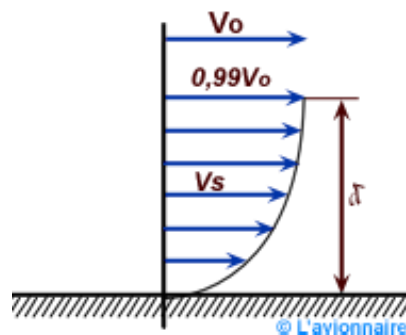


Figure 5.11. Couche limite

En fait assez rapidement les lames disparaissent et l'écoulement présente un caractère désordonné, due en partie aux aspérités qui existent toujours sur la paroi. La couche limite devient turbulente et les vecteurs vitesses ne sont plus parallèles entre eux. Vue schématique de la couche limite.

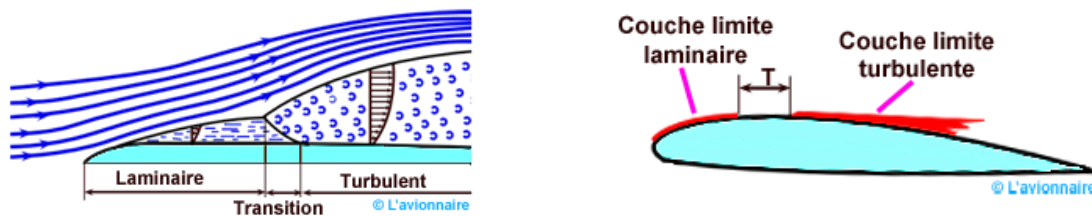


Figure 5.12. Schématique de la couche limite.

Sur un profil, il existe donc une zone où la couche limite est laminaire et une zone où la couche limite est turbulente.

Sur un avion de transport l'épaisseur δ de la couche limite qui se développe à la surface de son aile peut varier de quelques millimètres au bord d'attaque à quelques centimètres au bord de fuite.

La zone où la couche limite laminaire devient turbulente est la zone de transition. La transition vers la turbulence se déroule généralement en plusieurs étapes :

- Des ondes d'instabilités de faible amplitude apparaissent d'abord dans l'écoulement laminaire,
- Ces ondes se déforment et les lignes de vorticité associées à ces perturbations adoptent une forme de fer à cheval et sont progressivement étirées par l'écoulement,
- Cette structure donne naissance à des instabilités secondaires. Des régions turbulentes ou « spots turbulents » apparaissent en aval,
- La croissance puis la fusion de ces structures conduit à l'écoulement turbulent dit pleinement développer.

Ci-dessous de gauche à droite l'écoulement laminaire devient turbulent



Figure 5.13. Transition de l'écoulement laminaire devient turbulente

La couche limite turbulente, qui s'épaissit plus rapidement que la couche limite laminaire, résiste par ailleurs beaucoup mieux aux gradients de pression adverses.

La zone de transition ou plutôt le point de transition n'est pas fixe, et dépend :

- **Du nombre de Reynolds :** lorsque le nombre de Reynolds dépasse une certaine valeur critique, on observe une transition de la couche limite laminaire vers la turbulence. On peut dire que si le nombre de Reynolds de l'écoulement croît, le point de transition de la couche limite se déplace donc vers l'amont
- **De la courbure :** l'effet de la courbure de paroi sur le point de transition est faible, et le nombre de Reynolds de transition est pratiquement inchangé par rapport au cas de la paroi plane. Par contre, dans le cas d'une paroi concave des effets significatifs sont observés.
- **De l'état de la surface (rugosité) :** l'effet des rugosités de paroi est d'avancer la transition, c'est-à-dire de la provoquer à un nombre de Reynolds plus faible. Toutefois, il existe une taille critique de rugosité en dessous de laquelle la position de la transition reste inchangée.
- Du nombre de Mach

5.6 Décollement

La nature de la couche n'a pas d'importance, par contre l'important est la "fragilité" de cette couche limite. En considérant les sections 1, 2, 3 d'un profil on constate que la couche limite en 3 est plus fragile qu'en 2, elle-même plus fragile qu'en 1.

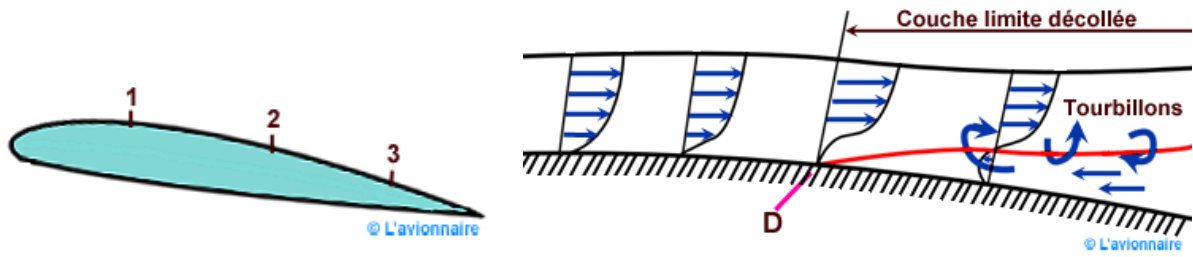


Figure 5.14. Différentes phases du décollement

En fait, le phénomène principal dans une couche limite est le frottement, et ce frottement tout à fait irréversible, consomme de l'énergie sous forme de chaleur. Cette énergie consommée est l'énergie de pression de la couche limite. Soit : $P_3 < P_2 < P_1$ Il peut arriver que P_3 soit supérieur à P_0 pression aval, c'est le cas des fortes incidences.

A ce moment il y a inversion locale de l'écoulement et la couche limite décolle.



Figure 5.15. Formation de tourbillons

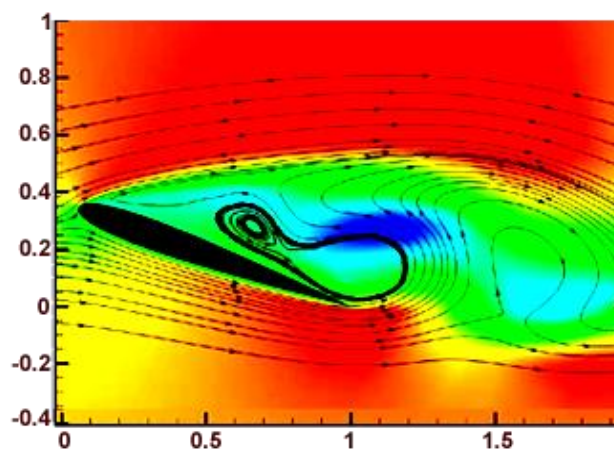


Figure 5.16. Vitesse longitudinale pour un écoulement décollé

Cette explication forte simpliste explique en gros les phénomènes complexes qui se produisent lors d'un décollement. Au-delà du point de décollement D, la vitesse est inversée. Cette structure d'écoulement n'est pas stable et entraîne la formation de tourbillons.

Ci-dessous photographie informatique (Snapshot) de la vitesse longitudinale dans le cas de l'écoulement décollé autour du profil NACA012 à $Re = 5000$ et $\alpha = 16^\circ$.

Il est important de noter l'existence d'un type particulier de décollement appelé bulbe de décollement laminaire qui fait chuter notablement la finesse aérodynamique d'un profil. Ce phénomène apparaît lorsqu'une couche limite laminaire décolle en présence d'un léger gradient de pression défavorable en raison de sa nature laminaire qui la rend relativement sensible au décollement. La transition à la turbulence se fait alors dans la zone décollée et elle recolle au profil en régime turbulent lorsqu'elle gagne l'énergie cinétique nécessaire pour compenser l'effet du gradient de pression. Il se forme alors la zone de décollement local généralement située dans la région du bord d'attaque du profil appelée bulbe laminaire, perturbant l'aérodynamique du profil.

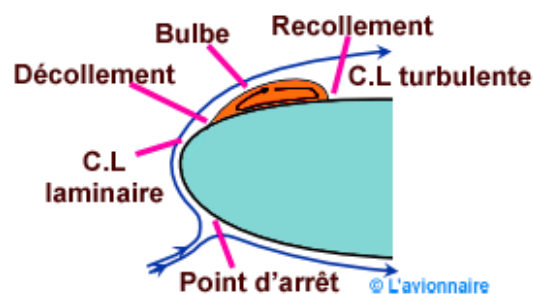


Figure 5.17. Contrôle d'écoulements par Julien Favier.

5.7 Comment agir pour contrôler le décollement

Le décollement de la couche limite, générateur de perte de portance et d'augmentation de traînée, nuit considérablement aux performances des profils d'ailes, il faut donc chercher à le réduire. Pour contrôler le décollement, il est apparu naturel d'intervenir au niveau de l'écoulement de proche paroi, car c'est en agissant au niveau de la couche limite qu'il est possible d'influer sur les caractéristiques aérodynamiques globales d'un profil. Plusieurs méthodes ont été explorées comme le soufflage ou l'aspiration.

Tous les avions de transport modernes sont équipés de bords d'attaque à fentes et de volets à fentes au bord de fuite des ailes. Ces hypersustentateurs sont entièrement déployés à

l'atterrissage. Pour des raisons de sécurité, l'atterrissage doit s'effectuer à la vitesse la plus faible possible. Pour maintenir une portance suffisante à faible vitesse il est nécessaire d'augmenter considérablement l'angle d'incidence. Les bords à fente de bord d'attaque réinjectent de l'air à vitesse élevée sur l'extrados et retardent ainsi le décollement de la couche limite. Les volets de bord de fuite permettent de réorienter le flux d'air quittant l'aile vers le bas et augmentent la portance.

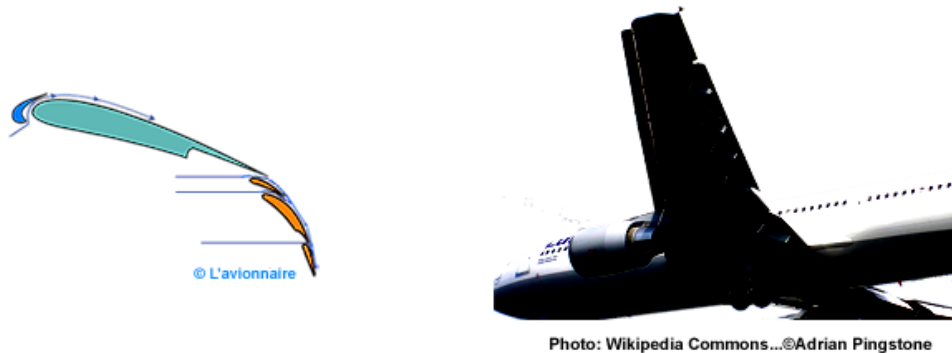


Figure 5.18. Schéma d'un profil d'aile avec bec de bord d'attaque et volets de bord de fuite

Pour le contrôle du décollement, voir également Ailes en flèche et aile delta. Avec le développement de nouvelles technologies et l'amélioration des connaissances relatives à la dynamique interne de la couche limite turbulente, plusieurs techniques ont été explorées telles que la modification de géométrie pour obtenir un gradient de pression favorable plus long, l'utilisation de l'aspiration pour stabiliser la couche limite, ou encore le refroidissement de la surface. Le soufflage a aussi été une technique explorée pour éviter la séparation de la couche limite.

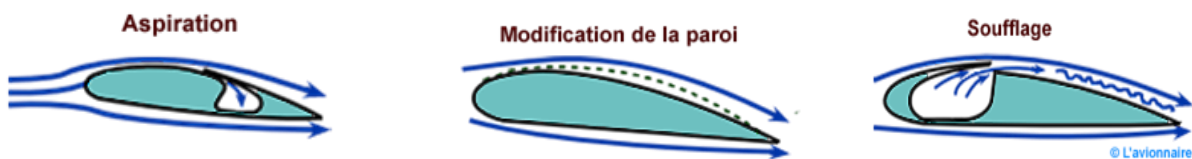


Figure 5.19. Mode de contrôle de décollement

D'autres techniques de contrôle possibles, passives ou actives, sont actuellement à l'étude. Il est important de noter qu'actuellement dans la plupart des cas, si les gains de performances aérodynamiques ont été bien démontrés en laboratoire, il y a jusqu'ici peu d'applications opérationnelles dans des conditions réelles. Les différentes méthodes de

contrôle sont dites actives si elles comportent une injection d'énergie dans le système, ou passives si elles constituent une simple modification physique du système. Pour plus de détails voir la thèse: Contrôle d'écoulements par Julien Favier.

Attention : il ne faut pas confondre décollement et écoulement turbulent. Un écoulement turbulent augmente un peu la traînée mais retarde le décollement car il recèle plus d'énergie qu'un écoulement laminaire.

5.8. Portance et traînée

La portance aérodynamique est la composante de la force subie par un corps en mouvement dans un fluide qui s'exerce perpendiculairement à la direction du mouvement.

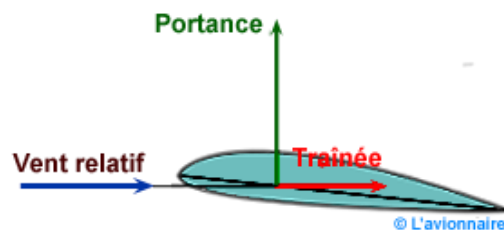


Figure 5.20. Force de portance et de traînée

La portance est l'une des composantes de la force aérodynamique R_a . Cette force est perpendiculaire au secteur du vent relatif.

5.8.1 Facteurs influents

Les forces aérodynamiques de portance et de traînée dépendent de plusieurs facteurs dont les plus importants sont les suivants :

La vitesse du vent relatif (V)

- La masse volumique de l'air (ρ)
- La forme du profil
- L'incidence (α)
- La surface alaire (S)
- Les conditions de surface (rugosité)
- La compressibilité

La portance sera donnée par l'équation :

$$R_z = 1/2 \rho V^2 x S x C_z$$

Comme toutes les forces aérodynamiques, la portance dépendra :

- Pression dynamique $1/2 \rho V^2$
- Surface alaire S
- Et d'un coefficient de traînée induite C_z

Ci-dessous la courbe du coefficient de portance C_z en fonction de l'incidence α . A noter que cette courbe est celle d'un profil dissymétrique car à incidence nulle, la portance est encore positive. La portance deviendra nulle pour une incidence négative.

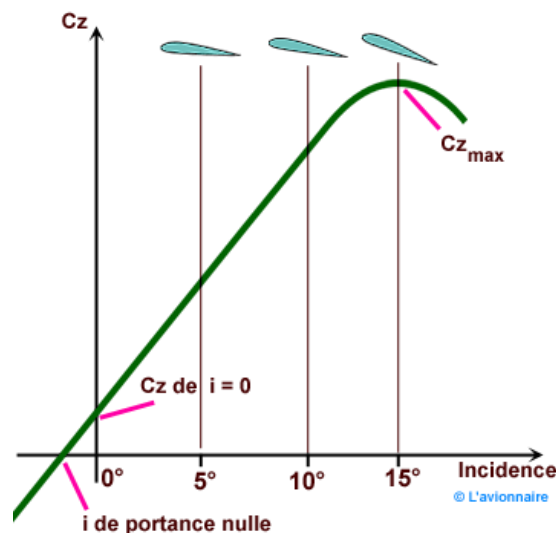


Figure 5.21. Coefficient de portance C_z en fonction de l'incidence α

On constate sur le dessin ci-dessus que le coefficient de portance C_z augmente avec l'incidence α et que sa valeur maximum sera le $C_{z_{max}}$.

Au-delà de cette incidence critique l'aile décroche.

5.8.2 Influence des dispositifs hypersustentateurs

Le but des dispositifs hypersustentateurs est de diminuer la vitesse de sustentation en augmentant le $C_{z_{max}}$ par déploiement de surfaces mobiles entraînant une augmentation de

courbure, et pouvant être associé à un recul de ces surfaces pour augmenter la surface alaire. **Attention** : Sur les schémas ci-dessous les différentes courbes sont données à titre indicatif et ne représentent aucune valeur réelle.

5.8.3 Dispositifs de bord d'attaque

Leur but est de diminuer les distances de décollage et d'atterrissage, donc de diminuer la vitesse de sustentation en augmentant le C_z max par l'augmentation de l'angle d'attaque auquel va se produire le décrochage. Cette augmentation est obtenue grâce au déploiement de surfaces mobiles qui s'écarte vers l'avant et vers le bas.

Ces becs cumulent donc plusieurs effets :

- Augmentation de courbure,
- Augmentation de la surface alaire,
- Retardement du décollement des filets d'air sur l'extrados de l'aile.

5.8.4 Courbe des $C_Z = f$ (incidence)

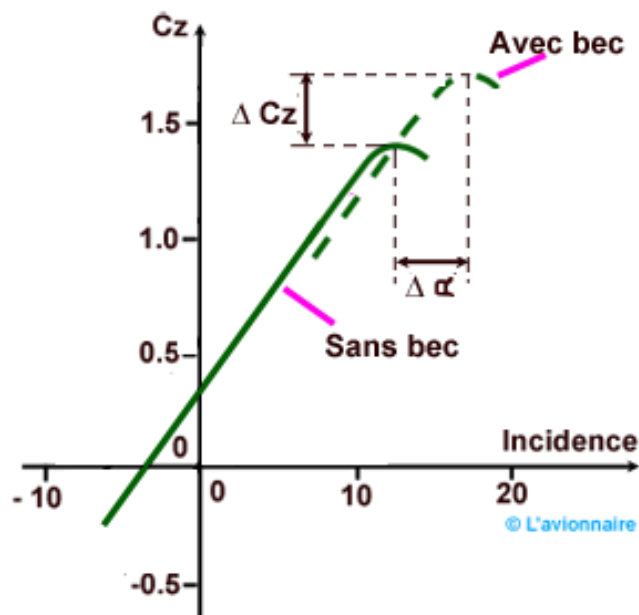


Figure 5.22. Coefficient de portance C_z en fonction de l'incidence α avec et sans bec

Augmentation du C_z max par augmentation d'incidence.

5.8.5 Dispositifs de bord de fuite

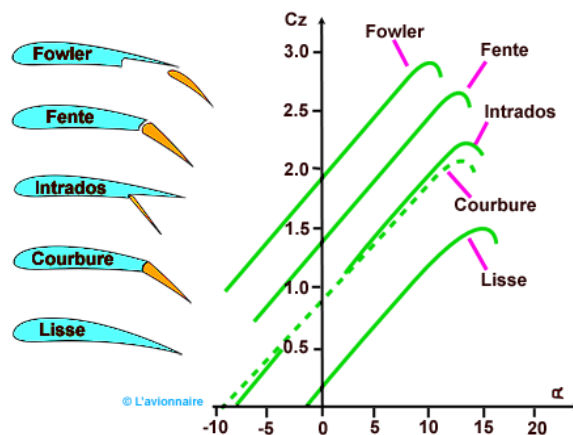


Figure 5.23. Coefficient de portance C_z en fonction de l'incidence α pour différents Flaps

Appelés volets ou Flaps (en anglais), ils se situent au bord de fuite de l'aile entre les ailerons et le fuselage. En augmentant la courbure de l'aile il augmente la portance mais aussi la traînée. Certains volets comme le volet Fowler combinent un déplacement vers l'arrière pour augmenter la surface alaire avec un braquage vers le bas pour augmenter la courbure associée à une fente pour traiter la couche limite sur l'extrados du volet.

5.8.6 Influence de la densité de l'air

La densité de l'air affecte les performances de l'avion. La densité dépend de la pression, de la température et de l'humidité donc de l'altitude. Tous changements d'altitude aura une influence sur la densité de l'air. Ainsi la portance et la traînée varieront proportionnellement avec la densité de l'air.

5.8.7 Influence de la rugosité

Si les pilotes connaissent les effets aérodynamiques néfastes du givre, de la neige ou du brouillard givrant adhérent à la surface de l'aile, ils sous-estiment en général (sauf les pilotes de planeurs très attentifs à la propreté des ailes) les larges accumulations de débris d'insectes, de la peinture écaillée ou une distribution de rivets grossiers sur la surface de l'aile.

Pour une rugosité de l'extrados s'étendant sur toute l'envergure de l'aile vers le bord de fuite sur des longueurs variables, les effets caractéristiques sont :

- Une réduction du coefficient de portance maximum $C_z \max$
- Donc une augmentation de la vitesse de décrochage
- Une réduction de l'incidence à laquelle se produit le décrochage
- Une augmentation rapide de la traînée après décrochage

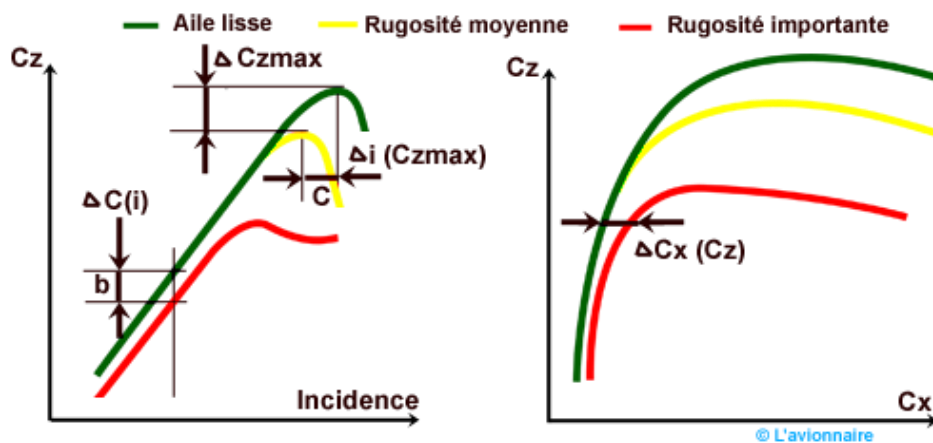


Figure 5.24. Influence de la rugosité sur le coefficient de portance

Comme on peut s'y attendre, la zone du bord d'attaque de l'aile est la plus sensible à la rugosité de surface, mais les effets deviennent de plus en plus défavorables lorsque l'épaisseur de la rugosité augmente et qu'elle s'étend de plus en plus vers le bord de fuite. Ils peuvent engendrer une réduction importante de la portance à une incidence donnée et un accroissement de la traînée parasite de l'aile.

Les effets des différentes formes de rugosité de surface de l'aile sur le $C_z \max$ d'une aile varient en fonction de la position des dispositifs hypersustentateurs. Le braquage des volets de bord de fuite tend à accroître les effets de la rugosité de manière significative. Par contre les systèmes hypersustentateurs de bord d'attaque s'étendant sur toute l'envergure tendent à supprimer les effets défavorables des rugosités de faible amplitude, mais n'ont qu'une faible influence lorsque les rugosités deviennent importantes. Ce qui complique encore davantage la situation c'est que le décrochage précoce dû aux effets de la rugosité de surface se produit à une incidence inférieure à la normale. En résumé, un avion affecté par une rugosité de surface

de l'aile décrochera prématurément et même, dans certain cas, avant atteint l'incidence de déclenchement de l'avertisseur de décrochage.

5.8.8 Coefficient C_x

En mécanique des fluides, la traînée est la force qui s'oppose au mouvement d'un corps dans un liquide ou un gaz. Mathématiquement c'est la composante des efforts exercés sur le corps, dans le sens opposé à la vitesse relative du corps par rapport au fluide. C_x dépend :

- De l'incidence
- De la forme (profil allongement)
- Du frottement (viscosité)
- De l'onde en vol transsonique et supersonique
- De la traînée induite

5.8.9 Courbe de C_x en fonction de l'incidence

Si nous considérons λ , V (vitesse du point considéré en m/s) et M fixés, nous aurons la courbe C_x en fonction de l'incidence.

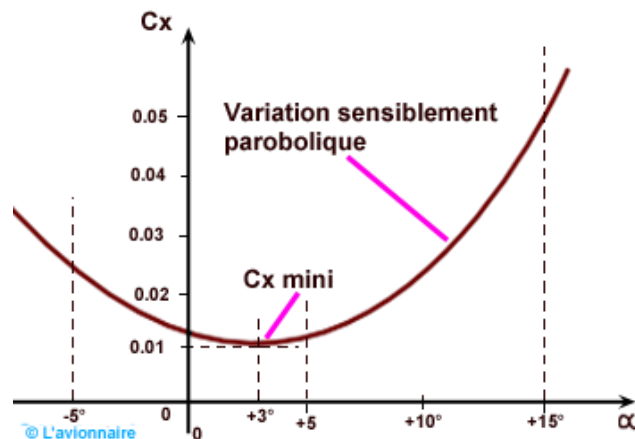


Figure 5. 25. C_x en fonction de l'incidence

On constate schéma ci-dessus que le coefficient de traînée n'est jamais nul. L'aile offrant toujours une résistance à l'air quelle que soit l'incidence.

Le C_x total = C_x induit + C_x parasite

Coefficient de portance :

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

Coefficient de traînée :

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

5.9 Polaires

Il existe principalement deux sortes de polaires :

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

5.9.1 Polaire Eiffel

C'est une courbe représentant les variations du coefficient de portance C_z placé en ordonnée, en fonction du coefficient de traînée C_x placé en abscisse, pour un nombre de Reynolds donné. Chaque point de la courbe est calculé pour un angle d'incidence. Elle représente les incidences positives et négatives. Par la suite dans ce paragraphe, pour simplifier nous représenterons seulement la partie à incidences positives.

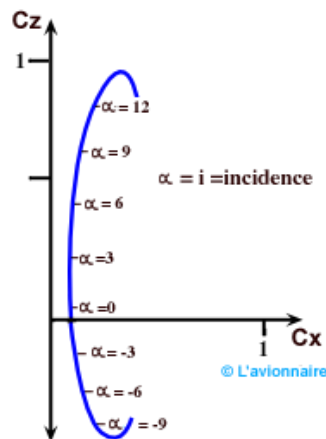


Figure 5. 26. Polaire Eiffel

Comme nous pouvons le constater ci-dessus la polaire est une courbe assez plate donc peu lisible. Pour augmenter cette lisibilité on emploie des échelles différentes pour les C_z et les C_x .

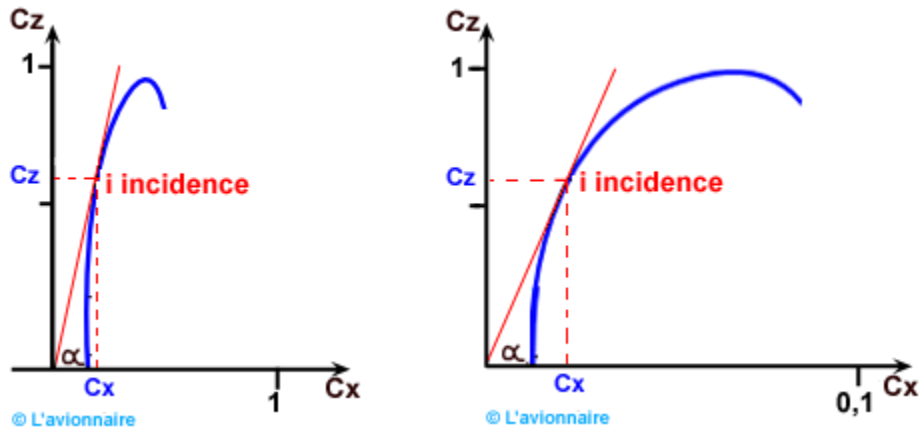


Figure 5.27. Échelles différentes pour les Cz et les Cx

Si la tangente α D : subit un changement, le point i reste le point de finesse maximale, la dilatation des Cx ne change pas le rapport avec Cz

5.9.2 Finesse

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

On peut déduire la courbe f , Cz de la polaire.

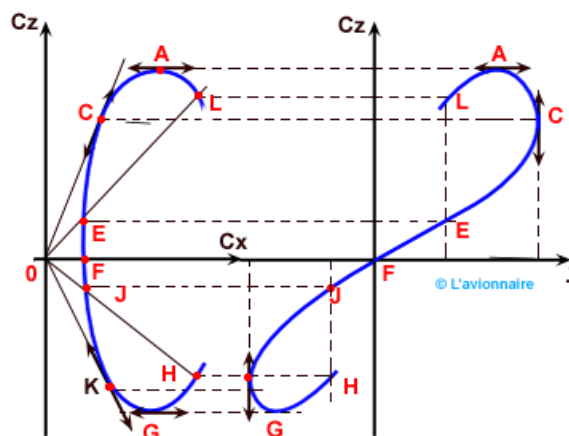


Figure 5. 28. La finesse

Finesse aérodynamique : $f = \tan \delta = C_z / C_x = R_z / R_x$

Une aile fournit une portance R_z qui servira à l'emport d'un chargement. En contrepartie sa traînée R_x doit être compensée par la traction du ou des moteurs.

5.9.3 Différentes polaires

Nous avons vu ci-dessus la polaire d'une aile d'avion, mais comme celle-ci est fixée à l'avion, de nouvelles traînées liées au fuselage, aux empennages, aux moteurs etc... vont s'ajouter. D'autre part la sortie des bords de bord d'attaque et des volets vont augmenter le C_z mais aussi le C_x , la sortie du train d'atterrissage augmentera également le C_x . La polaire d'un avion complet sera donc déduite de la polaire de l'aile par translation des C_z vers le haut et des C_x vers la droite.

Attention : Sur les schémas ci-dessous les différentes polaires sont données à titre indicatif et ne représentent aucune valeur réelle.

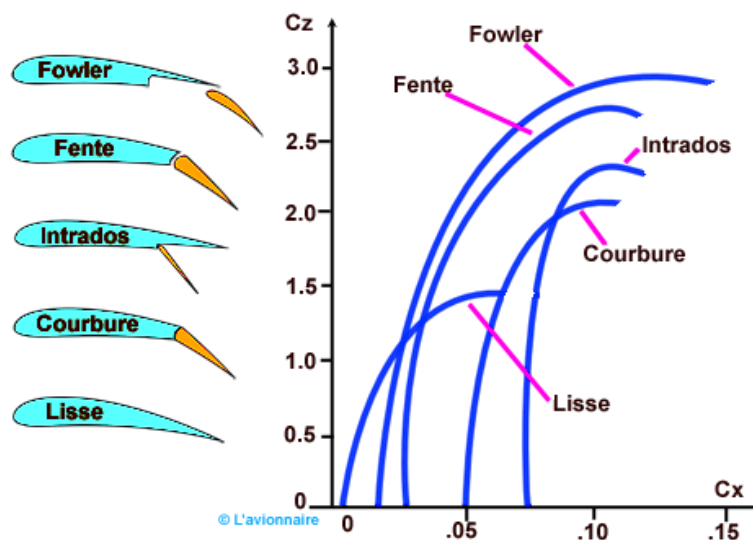


Figure 5.29. Influence de la forme des volets sur la finesse

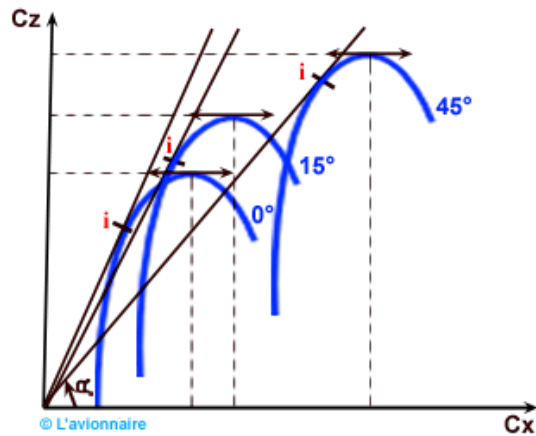


Figure 5.30. Influence de la position des volets sur la finesse

i point de finesse max.

Pour un faible braquage C_z et C_x augmente, la finesse varie peu.

Pour un fort braquage C_z et C_x augmente, la finesse diminue de façon importante.

5.10 Influence de la position des ailes

La position des ailes a une influence sur le polaire avion. L'aile haute est meilleure que l'aile basse, l'extrados de l'aile haute n'étant perturbé par aucun obstacle.

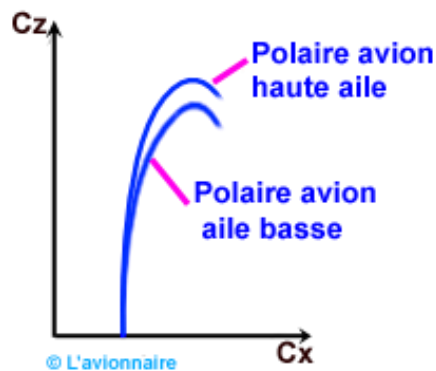


Figure 5.30. Influence de la position des ailes

Il y a donc plusieurs polaires pour un avion

- La polaire d'une aile
- La polaire d'un avion en configuration lisse
- La polaire d'un avion volets sortis

- La polaire d'un avion volets et trains sortis
- La polaire soufflée avions à hélices etc...

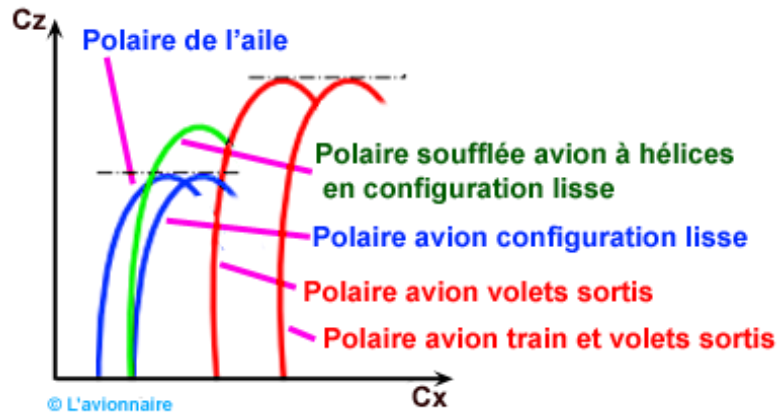


Figure 5.31. Influence de types des ailes

On peut considérer que le fuselage et le train d'atterrissage se comportent comme des aérofreins. Les polaires comportent des points caractéristiques ; points ne que l'on retrouve sur les courbes de puissance nécessaire étudiées dans les chapitres (Vol horizontal, en montée et en descente) des GMP et GTR.

Afin d'éviter toute confusion, nous les avons classés par ordre alphabétique.

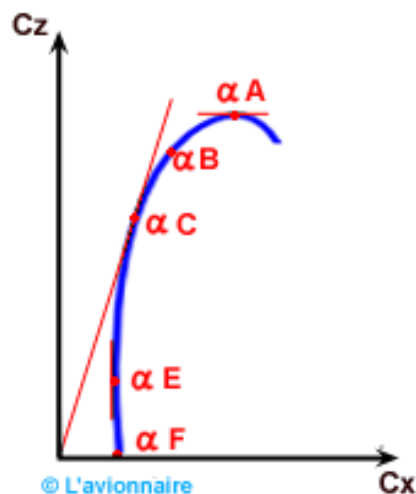


Figure 5.32. Points caractéristiques de la polaire d'un avion équipé de moteur(s) à pistons

αA : C_z maximal

- Point de la vitesse minimale. Vitesse de décrochage.

αB : $\frac{C_x}{C_z^{3/2}}$ *minimal*

- Séparation des deux régimes de vol
- Point d'autonomie maximale.
- Point du taux de chute minimal.
- Point de la vitesse ascensionnelle maximal
- Point du plafond de propulsion

αC : finesse maximale

- Point de la distance franchissable maximale par vent nul.
- Pente de descente minimale.

αE

- Point de la traînée minimale.

αF : $C_z = 0$

- Point de la portance nulle.

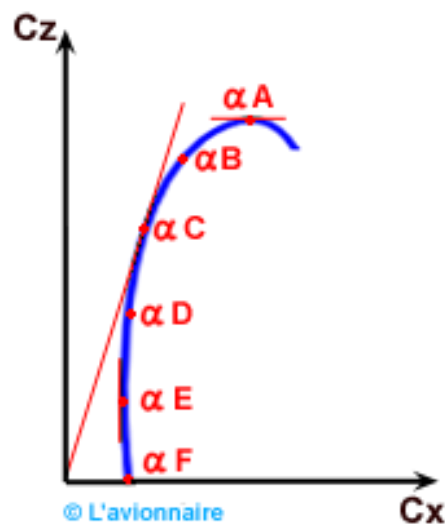


Figure 5.33. Points caractéristiques de la polaire d'un avion équipé de turboréacteur

αA : C_z maximal

- Point de la vitesse minimale. Vitesse de décrochage.

$$\alpha B : \frac{Cx}{Cz^{3/2}} \text{ minimal}$$

- Point de taux de chute minimale avec moteurs plein réduits (cas des planeurs).

αC : finesse maximale

- Séparation des deux régimes de vol

- Point d'autonomie maximale.

- Pente maximale de montée et pente minimale de descente

- Point du plafond de propulsion

$$\alpha D : \frac{Cx}{\sqrt{Cz}} \text{ minimal}$$

- Point de la distance franchissable maximale par vent nul.

αE

- Point de la traînée minimale.

αF : $Cz = 0$

- Point de la portance nulle.

Avions équipés de turbopropulseurs

Pour les Avions équipés d'un turbopropulseur les caractéristiques sont intermédiaires entre celle d'un avion à moteurs à pistons et celle d'un avion turboréacteurs. Cependant l'énergie développée par les hélices étant nettement prépondérantes à la poussée résiduelle sortant de la tuyère, nous pouvons donc dire que la polaire d'un avion à turbopropulseurs a des caractéristiques très voisines à celles d'un avion à moteurs à pistons.

5.10.1 Influence du Mach sur la polaire

La polaire se dégrade d'autant plus que le profil est épais et que l'aile n'a pas de flèche. Ci-dessous l'évolution pour une aile subsonique.

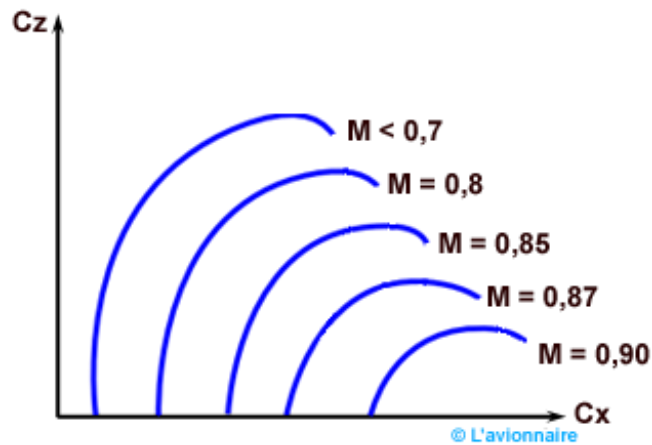


Figure 5.34. Influence du Mach sur la polaire

5.10.2 Polaire Lilienthal

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

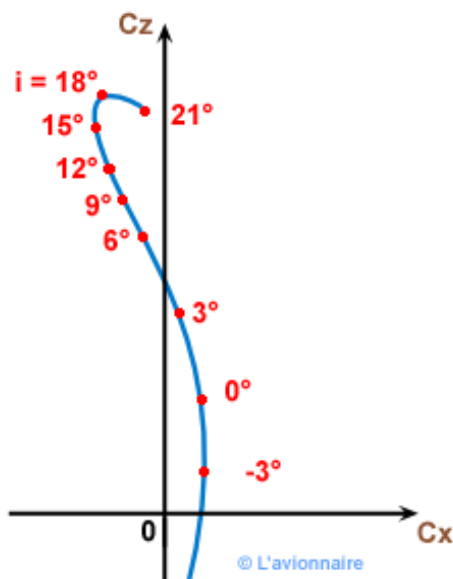


Figure 5.35. La polaire Lilienthal

La polaire Lilienthal s'obtient en faisant subir à chaque point de la polaire normale une rotation de l'incidence autour du point 0 . La polaire Lilienthal est surtout utilisée dans l'étude de l'hélice.

Références

Documentation écrite :

- 1** Eggleston B., Poole R.J.D, Jones, D.J. and Khalid M., "Thick supercritical airfoil with low drag and natural laminar flow," Journal of Aircraft, Vol.24, No.6, 1987, pp.405-411
- 2** " WORLD AIRCRAFT Recognition Handbook " édité par Jane's et écrit par Derek Wood tirage de 1989.
- 3** Didier Féminier, " Mécanique du vol " de A.C.Kermode, édité par Modulo Editeur tirage de Janvier 1984.
- 4** Coutu, D., Brailovski, V., Terriault, P., and Fischer, C., "Experimental validation of the 3D numerical model for an adaptive laminar wing with flexible extrados", Proc.of the 18th Int. Conf. on Adaptive Str. and Tech., 3-5 Oct. 2007.
- 5** Ira H. Abbott et Albert E. " THEORY OF WING SECTIONS including a summary of airfoil data " de Von Doenhoff édité par Dover publications , Inc . New York en aout 1958.
- 6** Coutu, D., Brailovski, V., Terriault, P., "Optimised design of an active structure for an experimental morphing laminar wing", submitted to the Journal of Aerospace Technology and Science, January 2009.
- 7** Pagès, L., Trifu, O., Paraschivoiu, I., "Optimized laminar flow control on an airfoil using the adaptable wall technique", Proc. of the CASI Aero 2007 symposium, June 2007.
- 8** " Elements of sport airplane design for the home builder " édité par VOGEL AVIATION en 1986 écrit par P.E. Bird.
- 9** Sainmont, C., Coutu, D., Paraschivoiu, I., "Multidisciplinary approach for the optimization of a laminar airfoil equipped with a morphing upper surface", Proc. of the NATO AVT-168 symposium on "morphing vehicles", 20-23 Apr 2009.
- 10** "Visual Techniques for Analyzing Aircraft Performance" Joseph J. CORNISH du département d'aérophysique de l'université du Mississippi. Sport Aviation (décembre 1960).
- 11** " Elements of sport airplane design for the home builder " édité par VOGEL AVIATION en 1986 écrit par P.E. Bird.
- 12** "The use of oil for in-flight flow visualisation" Robert E. CURRY; Robert R. MEYER, jr., Mauren O'CONNOR. NASA technical Memorandum 84915, revised january 1984.
- 13** "Natural Laminar Flow Experiments on Modern Airplane Surfaces" Bruce J. HOLMES, Clifford J. OBARA, Long P. YIP NASA technical paper 2256; juin 1984.
- 14** " encyclopédie illustrée de l'aviation dans le monde écrit sous la direction de David Mondey et édité par WORLD AIRCRAFT Recognition Handbook " édité par CELIV

Sites internet :

<http://www.lavionnaire.fr/AerodynDifProfils.php>

<http://tpeaerodynamisme.free.fr/analyse.htm>

<http://aerodynamique.chez.com/profil.html>