

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTRE DE L'ENSEIGNEMENT  
SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA

FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR

DEPARTEMENT AERONAUTIQUE

Projet De Fin D'Etudes En Vue De L'Obtention Du Diplôme  
Des Etudes Universitaires Appliquées En Aéronautique  
Option : Propulsion

**THEME**

Developpement d'une méthode de calculs préliminaires pour la masse maximale  
au décollage et les paramètres aérodynamiques des avions légers  
"Méthode De L'avion De Référence"

**Fait par :**  
Melle : LAGAB Lynda

**Encadré par :**  
Mr : KBAB Hakim

Promotion : 2008

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ  
الْحَمْدُ لِلَّهِ الَّذِي  
خَلَقَ السَّمَوَاتِ وَالْأَرْضَ  
وَالَّذِي يُضَوِّبُ الْمَوْتَاطِفَ  
وَالَّذِي يُرْسِلُ الرِّيَّاحَ  
تُحْمِلُهُنَّ الْمَوَاقِبَ  
وَالَّذِي يُسْقِطُ الْمَطَرَ  
وَالَّذِي يُلْقِي فِي الْبِحْرِ  
الْحَمْلَ وَالَّذِي يَدْعُو  
تُحْمِلُهُ الْوُجُوهَ  
وَالَّذِي يُسْقِطُ الْمَطَرَ  
وَالَّذِي يُلْقِي فِي الْبِحْرِ  
الْحَمْلَ وَالَّذِي يَدْعُو  
تُحْمِلُهُ الْوُجُوهَ





## THEME

Développement d'une méthode de calcul préliminaire pour la masse maximale au décollage et les paramètres aérodynamiques "Méthode de l'avion de référence"

## RESUME

L'étude consiste à proposer une méthode de calculs préliminaires de la masse maximale au décollage, ainsi que les paramètres aérodynamiques d'un avion léger. Cette méthode est dite « méthode de l'avion de référence ». Son principe est simple, après une première estimation de la masse au décollage qui est de l'ordre de 2,5 de la masse utile, un processus de calcul est déclenché grâce à un ensemble d'équations semi-empirique qui va nous amener à une meilleure approximation de la masse au décollage de l'avion, ainsi que ses paramètres aérodynamiques. Ce qui va nous servir de meilleure base pour un calcul plus approfondi.

## ABSTRACT

The study consists in proposing a method of preliminary calculation of the maximum mass on takeoff, like its aerodynamic parameters of a light plane. This method is known as «method of the reference plane ». Its principle is simple, after a first estimate of the mass on the takeoff which about 2.5  $M_u$ , a computing process is started fatty and semi-empirical whole of equation which will bring us has better an approximation of the mass on the takeoff, like its aerodynamic parameters. What will serve to us as better base for a thorough calculation.

## ملخص

هذه الدراسة تتضمن طريقة أولية لحساب الكتلة الكلية القصى لطائرة خفيفة عند الإقلاع وكذا حساب خصائصها الانسيابية. هذه الطريقة تسمى طريقة " الطائرة المرجعية أو النموذجية " ومبدؤها بسيط حيث بعد تقريب الكتلة الكلية عند الإقلاع والمقدرة بضعفين ونصف الضعف من الكتلة المأجورة, تنطلق مجموعة من الحسابات بواسطة معادلات نصف إختبارية والتي بدورها قادتنا إلى أحسن تقريب للكتلة الكلية عند الإقلاع وبالمثل خصائصها الانسيابية. وحسب النتائج المتحصل عليها بنينا حسابات أخرى أكثر تعمقاً.

Melle : LAGAB LYNDA

DEPARTEMENT AERONAUTIQUE

[lyndalagab@yahoo.fr](mailto:lyndalagab@yahoo.fr)

## *DEDICACES*

### *A mes chers parents :*

*Vous avez fait de moi ce que je suis aujourd'hui, je vous dois tout, l'excellente éducation, le bien être matériel, moral et spirituel.*

*Vous êtes pour moi l'exemple d'abnégation, de dévouement et de probité.*

*Que ce modeste travail soit l'exaucement de vœux tant formulées, le fruit de vos innombrables sacrifices, bien que je ne vous en acquitterai jamais assez.*

*Puisse DIEU, Le Très Haut, vous accorder santé, bonheur et longue vie et faire en sorte que jamais je ne vous déçoive.*

### *A mon frère et mes deux sœurs :*

*En témoignant de mon affection fraternelle, de ma profonde tendresse et reconnaissance, je vous souhaite une vie pleine de bonheur et de succès, et que DIEU, Le Tout Puissant, vous protège et vous garde.*

*Que chacun de celles et ceux qui ont rempli de leur présence ces instants, soient ici profondément remerciés*

*Lynda*





## REMERCIEMENTS

*Je remercie en premier lieu le bon DIEU de m'avoir donné le courage, la patience et la capacité de mener ce travail à terme.*

*Je tiens à remercier le professeur Monsieur H.KBAB qui m'a toujours témoigné sa confiance. Ses conseils fructueux et sa rigueur scientifique m'ont permis de mener à bien ce travail et de comprendre "qu'il faut toujours persévérer pour obtenir des résultats toujours meilleurs". Qu'il veuille bien trouver ici le témoignage de ma profonde et sincère reconnaissance.*

*Je remercie vivement Monsieur A.MOHAMED TAIFOUR Ingénieur, pour avoir enrichi de ses points de vue et interrogations, mes réflexions. Sa vision des problèmes, l'enthousiasme et l'originalité de ses argumentations m'ont été d'un grand secours à plusieurs reprises.*

*A Monsieur A.TAHI, qui a accepté de présider le jury de cette thèse, j'exprime ma vive reconnaissance et mon profond respect.*

*Je remercie Monsieur A.ABDALLAH EL-HIRTSI d'avoir jugé mon travail et d'avoir accepté de participer à mon jury.*

*Merci à tous les autres pour votre amitié, votre présence et votre simplicité.*

*Mes remerciements vont également à l'ensemble du personnel technique et administratif de TASSILI AIRLINES.*

LYNDA



# TABLE DES MATIERES

<b>RESUME</b> .....	I
<b>LISTE DES FIGURES ET TABLEAUX</b> .....	VIII
<b>LISTE DESSYMOBLES</b> .....	X
<b>AVANT PROPOS</b> .....	XI
<b>INTRODUCTION</b> .....	1
<b>CHAPITRE I : HISTORIQUE DE L'AVIATION LEGERS</b> .....	<b>4-12</b>
I. Histoire De L'aviation .....	4
I.1. Rapide « survol » de la naissance de l'aviation .....	4
I.1.1. Clément ADER : 9 octobre 1890 .....	4
I.1.2. Les frères Wright : 17 décembre 1903 .....	5
I.1.3. Alberto SANTOS-DUMONT le 12 novembre 1906 .....	6
I.1.4. Henri FARMAN : le 3 janvier 1908 .....	6
I.1.5. Leon LEVASSEUR : en 1909 .....	7
I.1.6. Louis BLERIOT : le 25 juillet 1909 .....	7
I.1.7. Louis BREGUET : en 1910 .....	8
I.2. Historique de l'aviation légère en Algérie .....	10
I.3. Conclusion .....	12
<b>CHAPITRE II : GENERALITEE SUR LES AVIONS</b> .....	<b>14-60</b>
II. Généralités sur l'aviation légère .....	14
II.1. définition .....	14
II.2. Les activités des avions légers .....	14
II.2.1. Formation de pilotes professionnels ou amateurs .....	15
II.2.2. Le Voltige .....	15
II.2.3. Le transport des malades .....	15
II.2.4. La photographie aérienne .....	15
II.2.5. Le renseignement militaire .....	16
II.2.6. Archéologie aérienne .....	16
II.2.7. Le travail aérien .....	16
II.3. Structure de l'avion .....	17
II.3.1. La cellule .....	17
II.3.1.1. Fuselage .....	17
II.3.1.2. les différentes structures .....	18
a. Fuselage en Treillis .....	18
b. Fuselage géodésique .....	18
c. Fuselage Monocoque .....	18
d. Fuselage semi-monocoque .....	19
e. Eléments de structure principale .....	20
II.3.1.3. L'Aile .....	21
II.3.1.4. Types et formes d'aile .....	21
a. Position .....	21
b. Formes .....	22
c. Le profile .....	24





II.3.1.5. La structure de l'aile .....	26
a. Ses différentes parties .....	26
b. Caractéristiques géométriques .....	26
c. Dispositifs de bord d'attaque .....	27
d. Dispositifs de bord de fuite .....	28
e. Winglet .....	28
II.3.1.6. Les empennages .....	28
II.3.1.7. Le train d'atterrissage .....	29
a. Rôle du train d'atterrissage .....	29
b. Structure de train d'atterrissage .....	30
c. Les différents types .....	31
1. Le train classique ou conventionnel comporte .....	31
2. Le train tricycle, le plus courant comporte .....	31
II.3.2. Propulsion des aéronefs .....	32
II.3.2.1. Généralités .....	32
II.3.2.2. les moteurs .....	32
a. Moteur à combustion interne .....	32
b. Moteur à réaction .....	32
c. Moteur électrique .....	33
II.3.2.3. Le moteur à piston a combustion interne .....	33
a. Description .....	33
b. Cycle a quatre temps .....	34
1. Premier temps .....	34
2. Deuxième temps .....	34
3. Troisième temps .....	34
4. Quatrième temps .....	34
II.3.2.4. Les premiers moteurs à piston utilisés dans l'aéronautique .....	35
a. Moteur "Antoinette" .....	35
b. Moteur Anzani .....	35
c. Le Rhône .....	35
d. Le Liberty .....	35
e. Le Rolls-Royce R .....	36
f. Le Rolls-Royce Merlin .....	36
g. Le Wright Cyclo .....	36
h. Le Daimler-Benz DB 600-605 .....	36
II.3.2.5. L'hélice .....	36
a. Définition .....	36
b. Les constituants de l'hélice .....	37
c. Les différents types de l'hélice .....	37
1. Hélice à calage fixe .....	37
2. Hélice à calage variable .....	37
d. Fonctionnement de l'hélice .....	38
e. Les régimes de fonctionnement de l'hélice .....	38
1. Fonctionnement normal .....	38
2. Fonctionnement en transparence .....	38
3. Fonctionnement en frein .....	39
4. Fonctionnement en moulinet .....	39
5. Fonctionnement en inversion de poussée (reverse) .....	39
6. Fonctionnement Drapeau .....	39
II.4. Aérodynamique .....	39
II.4.1. Définition .....	39



II.4.2. Historique .....	40
II.4.3. les axes de référence .....	40
II.4.3.1. Trièdres avion .....	40
II.4.3.2 Trièdre aérodynamique .....	41
II.4.4. Les forces aérodynamiques exercées sur l'avion .....	42
II.4.4.1. Le poids .....	43
II.4.4.2. La traction GMP .....	43
II.4.4.3. La portance .....	43
II.4.4.4. Traînée .....	44
a. Définition .....	44
b. Les différents types de traînée .....	45
1. La traînée parasite .....	45
2. La traînée induite .....	47
II.4.5. Coefficients aérodynamiques .....	47
a. Coefficient de portance .....	48
b. Coefficient de traînée .....	49
c. Le nombre de Reynolds .....	49
d. La finesse .....	49
II.5. Mécanique du vol .....	49
II.5.1. But de la mécanique du vol .....	50
1. Mouvement du centre de gravité de l'avion .....	50
2. Mouvement de l'avion autour de son centre de gravité .....	50
II.5.2. Les commande du vol .....	50
II.5.2.1. Le contrôle en tangage .....	51
II.5.2.2. Le contrôle en roulis .....	51
II.5.2.3. Le contrôle en lacet .....	53
II.5.2.4. Les effets secondaires des commandes .....	54
II.5.2.5. Le contrôle de la vitesse .....	54
II.5.3. Les principales phases du vol .....	55
II.5.3.1. Les principaux angles .....	55
a. L'assiette .....	55
b. L'incidence .....	55
c. La pente .....	55
d. L'inclinaison .....	55
e. Le dérapage .....	56
II.5.3.2. Le vol rectiligne uniforme en palier .....	56
II.5.3.3. La montée rectiligne uniforme .....	57
II.5.3.4. Décente rectiligne uniforme .....	58
II.5.3.5. Le virage symétrique en palier a vitesse constante .....	58
II.5.3.6. Le décollage .....	59
II.5.3.7. L'atterrissage .....	59

**CHAPITRE III : DEVELOPEMENT DE LA METHODE DE CALCUL « AVION  
DE REFERENCE » ..... 62-68**

III.1. Introduction .....	62
III.2. Composition du modèle numérique .....	62
III.2.1. La structure comportant .....	62
III.2.2. Le groupe moto propulseur composé du moteur et de l'hélice ...	62
III.3. Définition de la mission type dans le cadre des calculs .....	63





III.4. La catégorie de l'avion .....	63
III.5. La géométrie de l'avion .....	63
III.6. Description des coefficients géométriques et aérodynamiques .....	64
III.6.1. Le coefficient d'effilement et l'allongement .....	64
III.6.2. Le coefficient de portance maxi $C_{Z_{max}}$ .....	65
III.6.3. Le coefficient de frottement aérodynamique équivalent $C_{fe}$ .....	65
III.7. Le rendement hélice .....	65
III.8. Les propriétés de l'atmosphère .....	65
III.9. Éléments de calcul .....	66
III.9.1. surface mouillée de fuseage .....	66
III.9.2. surface mouillée de l'aile .....	66
III.9.3. surface mouillée totale .....	66
III.9.4. calcul des paramètres aérodynamiques .....	66
III.9.5. calcul de la masse du carburant ( $M_{car}$ ), la masse du fuselage ( $M_{fus}$ ) et de la masse du groupe motopropulseur ( $M_{GMP}$ ) .....	67
III.9.6. Estimation de la masse maximale au décollage .....	68
III.10. organigramme de calcul .....	68
<b>CHAPITRE IV : RESULTATS ET COMMENTAIRES .....</b>	<b>70-78</b>
IV.1. Introduction .....	71
IV.2. Cahier des charges .....	71
IV.2.1. Définition .....	71
a. Etude d'opportunité .....	71
b. Etude de faisabilité .....	71
c. Analyse fonctionnelle .....	71
IV.2.2. Rôle .....	71
IV.3. Application .....	72
IV.3. Résultats .....	73
IV.4. Commentaires sur les résultats .....	77
IV.4.1. La masse au décollage .....	77
IV.4.2. La puissance du moteur à installer .....	78
<b>CONCLUSION .....</b>	<b>81</b>
<b>BIBLIOGRAPHIE .....</b>	<b>82</b>



## Liste des figures

Fig. N°	Nom de la figure	page
I.1	Prototype de l'avion de Clément Ader (Eole)	4
I.2	Wright FLIYER III – frères wright (1903)	5
I.3	DEMOISELLE – Alberto Santos-Dumont (1906)	6
I.4	FARMAN III – Henry Farman (1908)	7
I.5	ANTOINETTE VII – Leon LEVASSEUR (1909)	7
I.6	BLERIOT XI – Louis Bleriot (1909)	8
I.7	BREGET IV – Louis Breget (1910)	7
I.8	Évolution de la distance parcourue pour différents types de machines volantes (motorisées ou non) avec un pilote.	9
II.9	Fuselage en treillis	18
II.10	Le gaufrage	19
II.11	Le fuselage monocoque et semi-monocoque	20
II.12	Les différentes positions des ailes monoplan	21
II.13	Les configurations en parasol et en mouette	22
II.14	L'aile droite et aile en flèche	22
II.15	L'aile delta et aile elliptique	23
II.16	L'aile à géométrie variable, aile gothique et trapézoïdale	24
II.17	Les différentes formes des profils d'aile	25
II.18	La structure de l'aile	26
II.19	La Dièdre d'un avion	27
II.20	Les différents types d'empennages	29
II.21	Train d'atterrissage classique et tricycle	31
II.22	Les différentes phases du cycle à quatre temps	35
II.23	Constituants d'une hélice	37
II.24	Résultante aérodynamique	38
II.25	Axes du trièdre avion	40
II.26	Axes du trièdre aérodynamique	41
II.27	Du repère avion au repère aérodynamique	41
II.28	Les forces aérodynamiques	42
II.29	Principe de création de la portance par une aile	43
II.30	Tourbillons élémentaires et marginaux	47
II.31	Les commandes du vol	50
II.32	Contrôle de tangage	51
II.33	Contrôle de roulis	52
II.34	Contrôle de lacet	53
II.35	L'assiette, la pente et l'incidence	55
II.36	L'inclinaison	55
II.37	Le dérapage	56
II.38	Vol rectiligne uniforme	56
II.39	La montée rectiligne uniform	57
II.40	Virage symétrique	58
II.41	Le facteur de charge	58
II.42	Le décollage	59
II.43	L'atterrissage	60





III.45	Définition des cordes, de l'envergure et de la largeur du fuselage	64
III.46	Organigramme du calcul	69
IV.47	Cas défavorable : $C_{fe}=0.0065$ , $Mpl/Smt=8 \text{ kg/m}^2$	77
IV.48	Cas moyen : $C_{fe}=0.0055$ , $Mpl/Smt=6 \text{ kg/m}^2$	78
IV.49	Cas favorable : $C_{fe}=0.0045$ , $Mpl/Smt=5 \text{ kg/m}^2$	78
IV.50	Cas défavorable : $C_{fe}=0.0065$ , $Mpl/Smt=8 \text{ kg/m}^2$	79
IV.51	Cas moyen : $C_{fe}=0.0055$ , $Mpl/Smt=6 \text{ kg/m}^2$ .	79
IV.52	Cas favorable : $C_{fe}=0.0045$ , $Mpl/Smt=5 \text{ kg/m}^2$	80

**Liste des tables**

Tableau N°	Nom du tableau	Page N°
VI.1	Cas défavorable : $C_{fe}=0.0045$	74
VI.2	Cas moyen : $C_{fe}=0.0055$	75
VI.3	Cas défavorable : $C_{fe}=0.0065$	76



## Liste des symboles

A	Allongement
a	Assiette
b	Envergure
$b_f$	Largeur du fuselage
$C_e$	Corde externe
$C_{fe}$	Coefficient de frottement aérodynamique
$C_i$	Corde interne
$C_{spcr}$	Consommation spécifique en régime de croisière
$C_x$	Coefficient de trainée
$C_z$	Coefficient de portance
$d_{fus}$	Diamètre du fuselage
$D_{fcr}$	Distance franchissable en croisière
e	Coefficient d'Oswald
eps	Epsilon
$F_x$	trainée
$F_{xP}$	Trainée parasite
$F_{xi}$	Trainée induite
$F_z$	portance
g	Gravité
$H_{cr}$	Altitude de croisière
i	Angle d'incidence
K	Coefficient d'allongement (effilement)
$L_{fus}$	Longueur du fuselage
$m_{carb}$	Masse du carburant
$M_d$	Masse au décollage
$M_{decol}$	Masse maximale au décollage
$M_{GMP}$	Masse du groupe motopropulseur
$M_{hé}$	Masse hélice
$M_{PL}$	Masse payante
$M_{mot}$	Masse moteur
$M_U$	Masse utile
P	poids
$P_{mmcr}$	Puissance du moteur en croisière
$P_{mmax}$	Puissance du moteur maximale
$r_{o0}$	Masse volumique aux niveaux de la mère
$R_{Hcr}$	Rendement hélice en régime de croisière
S	Surface aile
$S_e$	Surface d'empennage
$S_{Maile}$	Surface mouillée aile
$S_{Mfus}$	Surface mouillée fuselage
$S_{Mt}$	Surface mouillée totale
T	Traction
$V_{cr}$	Vitesse de croisière
$V_{min}$	Vitesse minimale de décollage
$\mu$	Masse volumique
$\Phi$	Angle d'inclinaison





## INTRODUCTION

La mission d'un avion léger est de transporter une certaine charge utile sur une distance donnée (ou pendant une certaine durée) au moindre coût et dans les conditions de sécurité acceptables, ce qui n'est pas du tout facile pour le constructeur.

Donc avant la conception, l'équipe du projet doit se poser beaucoup de questions a propos du prototype préliminaire a savoir :

- Est-il possible de satisfaire les exigences du cahier des charges ?
- comment satisfaire les contraintes liées a la réglementation ?
- quelle est sa masse max au décollage ?
- la masse à vide, du carburant ;
- les surfaces de l'aile et des empennages pour assurer la sustentation ;
- quelles sont les qualités aérodynamiques de l'appareil ?
- Faut-il envisager 1 ou 2 moteurs ? quel est le type du moteur ? quelle est sa puissance nécessaire ?

Et plein d'autres questions.

Répondre à ces questions c'est le but de notre étude, et notre objectif est de trouver les meilleures configurations, c'est-à-dire, celle qui répond de façon optimale aux exigences du cahier de charge.

Donc une étude préliminaire, dans ce cas s'avère très importante, qui consiste à faire voler l'avion sur papier et d'arriver un prototype sur lequel on va se baser pour arriver un modèle final.

Pour cela, plusieurs méthodes ont été proposés, par exemple pour l'aviation commercial, la méthode la plus utilisée est celle qui se base sur la corrélation des données d'avions déjà existants, cette méthode nous a permet de déterminer des équations semi-empirique qui vont nous aider à dimensionner notre avion. Mais le problème de cette méthode ce qu'il nous donne aucune information sur les paramètres aérodynamiques,

Une méthode est utiliser mais très compliquées à savoir la méthode de Jean Roskam. Qui fournit des données nécessaires sur le prototype préliminaire (masse, dimensionnement et paramètres aérodynamiques)

Par contre la méthode class I est la méthode la plus simple à utiliser, mais elle calcule seulement les masses (masse maximale au décollage ; masse du carburant, masse des différents éléments structuraux). La procédure est simple est que ces différentes masses sont les moyenne arithmétique d'un ensemble de masses d'avions appartenant a la même catégorie de l'avion à concevoir.

Par contre pour les avions légers (cas de notre étude), nous allons proposer une étude utiliser pour le calcul préliminaire de la conception d'un avion léger. Cette méthode est dite « méthode de l'avion de référence », qui se base sur les données d'un avion déjà conçu, a partir de ces dernières et grâce à l'estimation initiale de masse maximal de décollage qui est de l'ordre de 2.5 de la masse utile, et en utilisant un ensemble d'équations semi-empirique nous pouvons très facilement trouver une meilleure estimation de la masse au décollage de l'avion à concevoir. Et une fois cette dernière est déterminée on peut aisément trouver les autres paramètres aérodynamiques et géométriques. A partir de la, des calculs plus approfondis vont être entamés pour arriver a un modèle final.



Pour mener a bien notre travail on a devisé l'étude en quatre chapitres, le premier est consacré a l'aviation en générale et son historique. L'aérodynamique et la mécanique de vol vont faire l'objet de deuxième chapitre par contre le troisième qui représente le vif de notre sujet sera consacré au développement de l'une de ces méthodes utilisé dans le domaine de l'étude préliminaire d'un avion léger, le quatrième se reportera sur les résultats et les commentaires, enfin une conclusion est tirée.



# CHAPITRE I

## HISTORIQUE DES AVIONS LEGERS



## I. Histoire De L'aviation :

Enfant, ado, adulte... homme ou femme... tout le monde rêve, un jour ou l'autre, de se retrouver dans les airs. En parachute ou en avion léger, en parapente ou en planeur ; s'élever dans les airs en imitant les oiseaux..., ce rêve humain de toujours fut d'abord objet de légendes puis d'études d'Icare à Vinci tous les hommes, depuis toujours ont été fascinés par le vol, ils en ont rêvé en vouant un culte et une admiration toute spéciale aux grands oiseaux, à ceux qui maîtrisent le ciel et comme les astres le constellent avant de devenir, à partir du XVIII<sup>e</sup> siècle, objet de réalisations et d'expérimentations.

L'histoire de l'aviation connaît un tournant décisif au début du XIX<sup>e</sup> siècle, grâce aux progrès réalisés dans les domaines de la construction et de la mécanique.

Les pionniers du plus lourd que l'air : c'est la période des premiers vols d'engins à moteur capables de décoller par leurs propres moyens. Quasiment chaque vol est une première ou une tentative de record : un peu plus loin, plus vite, plus haut etc. Les aviateurs sont le plus souvent des concepteurs et des aventuriers.

### I.1. Rapide « survol » de la naissance de l'aviation :

#### I.1.1. Clément ADER : 9 octobre 1890

Enfin, Clément Ader réalise les premiers « sauts de puce » d'un aérodyne à moteur, dont la voilure ressemble aux ailes des chauves-souris, avec lequel il décolle le 9 octobre 1890 puis rase le sol sur 50 mètres à 20 cm au-dessus de la piste mais l'appareil doté d'un moteur n'est pas dirigeable. Cet événement ne sera toutefois pas homologué comme étant le premier vol : la hauteur atteinte était insuffisante pour le qualifier de tel. Le mot « avion », introduit par Ader, apparaît dans le langage courant.



Figure (I.1) : Prototype de l'avion de Clément Ader (Eole).





### I.1.2. Les frères Wright : 17 décembre 1903

Les frères Wright travaillaient dans la fabrication et la réparation de bicyclettes. Ils commencèrent à s'intéresser à l'aéronautique en 1899, en étudiant les travaux de leurs prédécesseurs, et financèrent leurs recherches sur leurs propres fonds. Ils testèrent en particulier différents types de profils d'aile en soufflerie et commencèrent en 1900 la réalisation et les essais de cerfs-volants munis d'une aile biplan, puis de planeurs de plus grande dimension. Cette démarche rationnelle les amena en 1903 à la réalisation du Flyer muni d'un moteur moins puissant que ses prédécesseurs mais disposant d'une aile plus performante, de stabilisateurs avant et d'un gouvernail de direction arrière. Il effectua le 17 décembre 1903 un premier vol de 36 m, puis la même journée trois autres vols dont un de 260 m. Leur savoir faire s'affirma dans la possibilité de répéter des vols de plus en plus longs.

Les Wright poursuivirent leurs travaux et améliorèrent leur modèle jusqu'à aboutir au premier vol circulaire sur une distance de 1240 m en 1904. Leur troisième modèle d'avion motorisé permit un vol de 30 tours en circuit fermé couvrant une distance de 39,4 km en 1905. Ils déposèrent alors un brevet et recherchèrent un acheteur pour leur invention qui fut commercialisée sous le nom de Wright Flyer model B et équipa l'armée américaine en 1911. La première école de pilotage au monde ouverte à Pau par les frères Wright.

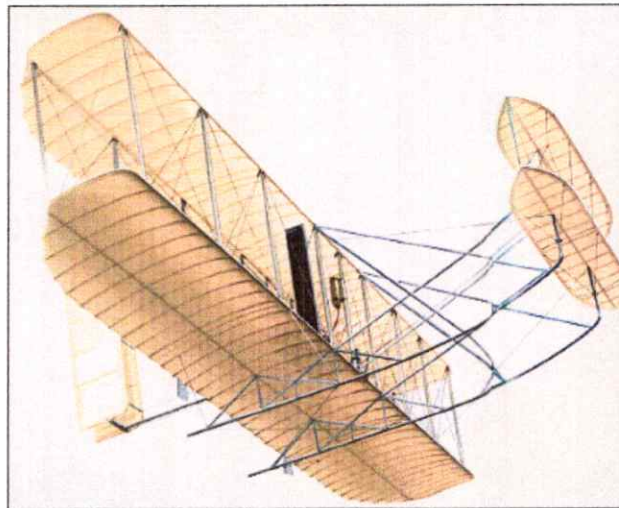


Figure (I.2): Wright FLYER III- frères Wright (1903).

Capable de tenir l'air 38 minutes, le FLYER III possédait des patins d'atterrissage, un gouvernail de profondeur avant et un moteur de 20 CH le propulsant à 55 KM/h.



### I.1.3. Alberto SANTOS-DUMONT : le 12 novembre 1906

La première tentative de Santos-Dumont a lieu le 13 septembre 1906 à Bagatelle en présence d'une délégation de l'Aéro-Club. Après un premier soulèvement de quelques mètres, le 14 bis retombent lourdement. Très endommagé, il est ramené à Billancourt dans l'atelier des frères Voisin. Le 23 octobre, à sa deuxième tentative, Santos-Dumont vole sur 60 mètres à 3 mètres du sol, remportant ainsi le prix Archdeacon. C'est le premier vol contrôlé officiellement d'un plus lourd que l'air. Le 12 novembre, il remporte le prix de l'Aéro-club en volant sur 220 mètres.

Pour la première fois de l'histoire, un appareil plus lourd que l'air menait à bien un vol complet, décollant, volant et atterrissant sans aucun besoin d'aide extérieur. Après plusieurs essais précédents Santos-Dumont avait appris à équilibrer et à contrôler son avion dans l'air.

Un travail d'extrême précision, avec des essais et des expériences soigneusement réalisés toujours en public.

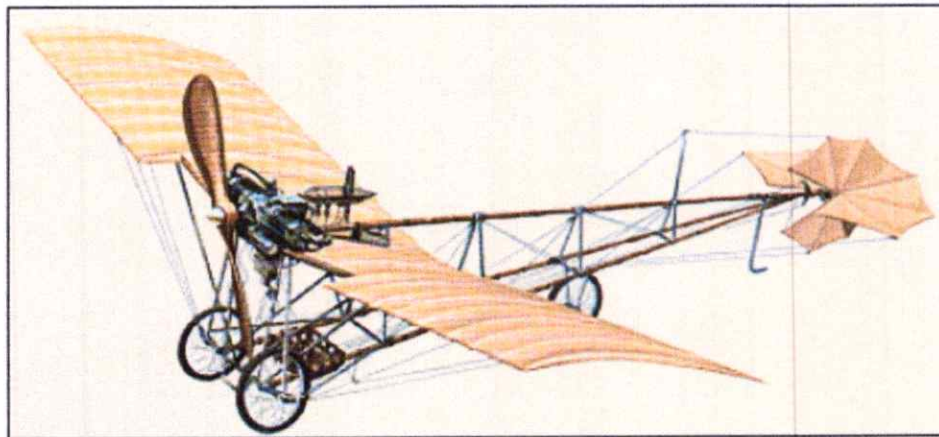


Figure (I.3) : DEMOISELLE- Alberto Santos - Dumont (1906).

Le DEMOISELLE, pesant 143 kg, à armature de bambou, d'une envergure de 5 mètres, fut le premier avion léger fiable.

### I.1.4. Henri FARMAN : le 3 janvier 1908

Exécute un kilomètre en circuit fermé et le 30 septembre 1908, il effectue le premier voyage aérien de 27 km entre Bouy et Reims.

Il est le premier à avoir trouvé les règles de vol d'un avion, à comprendre comment il volait l'usage de l'air pour décoller, l'inclinaison de l'appareil pour virer.

Au même moment, son frère Maurice construisait un biplan cellulaire : la « cage à poules ».





Egalement victorieux à Reims, le Farman était inspiré des Voisin, avec quatre ailerons et des gouvernails en tandem à l'arrière.

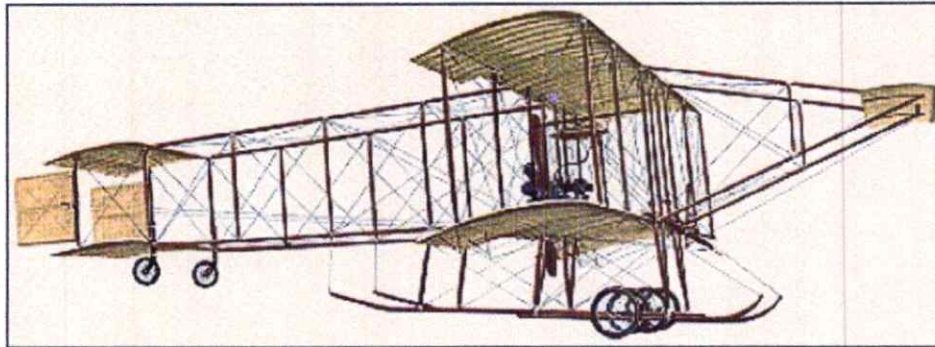


Figure (I.4): FARMAN III - Henry Farman (1908).

#### I.1.5. Leon LEVASSEUR : en 1909

Levasseur lance le « monobloc », monoplan a aile cantilever, et recouvre le moteur et les roues de surfaces profilées.

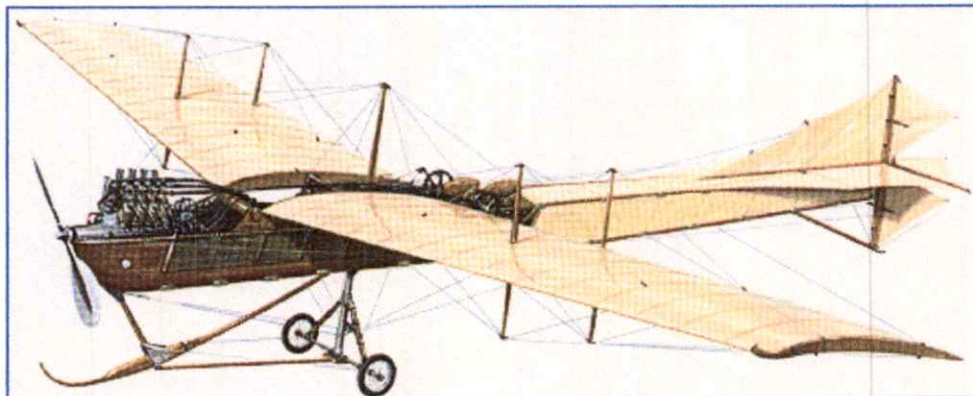


Figure (I.5) : ANTOINETTE VII- Leon LEVASSEUR (1909).

L'élégante Antoinette fut l'un des premiers monoplans dotés d'un moteur à l'avant et d'un système de gauchissement des ailes contrôlant la stabilité latérale.

#### I.1.6. Louis BLERIOT : le 25 juillet 1909

LOUIS BLERIOT va associer son nom à un exploit spectaculaire, la traverser de la manche. En 37 mn, sur un Blériot, moteur anzani de 25 ch.



Vainqueur de la Manche, le BLERIOT XI resta en service jusqu' en 1915 après modification de son moteur Anzani de 25 ch.

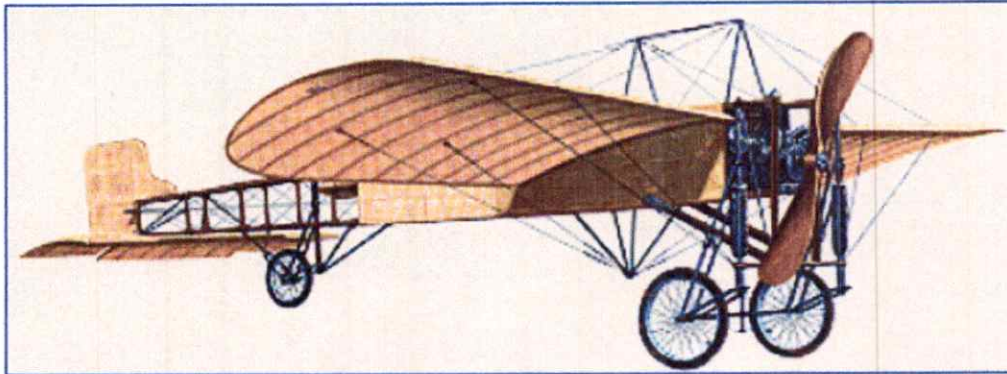


Figure (I.6) : BLERIOT XI- Louis Blériot (1909).

### I.1.7. Louis BREGUET : en 1910

On parle « d'aérobuis », puisque Breguet et Sommer se livrent un duel épique a qui transportera le plus de passagers.

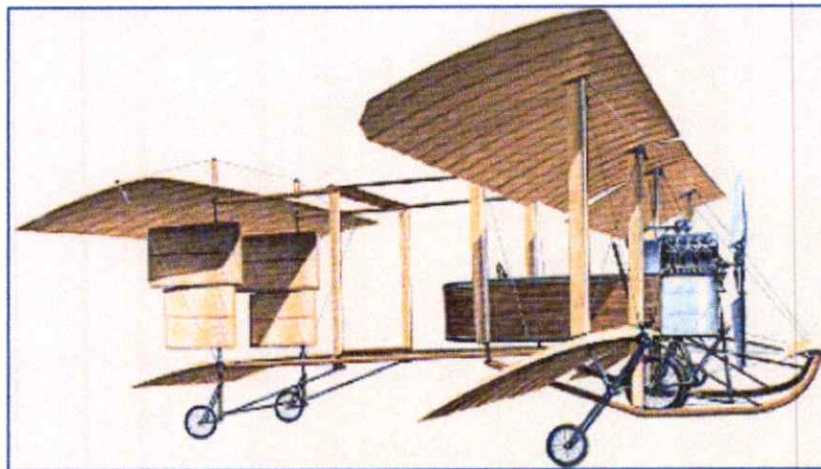


Figure (I.7) : BREGUET IV- Louis Breguet (1910).

Ancêtre des avions de ligne, le Breguet IV transportait six passagers assis devant le pilote dans un habitacle découvert.

La figure suivante montre l'évolution de la distance parcourue aux débuts de l'aéronautique, pour des machines motorisées ou non. De nombreuses tentatives de vol furent entreprises dans la période 1890-1903, sans véritable progrès (droite horizontale). L'apport des frères Wright fut prépondérant avec le passage à une pente positive dans l'évolution de la distance parcourue, qui permet le passage à l'ère du développement de l'aéronautique.





Leur modèle de Flyer, muni d'une aile biplan, fut largement copié par la suite et servit de base à tous les avions jusque dans les années 1930.

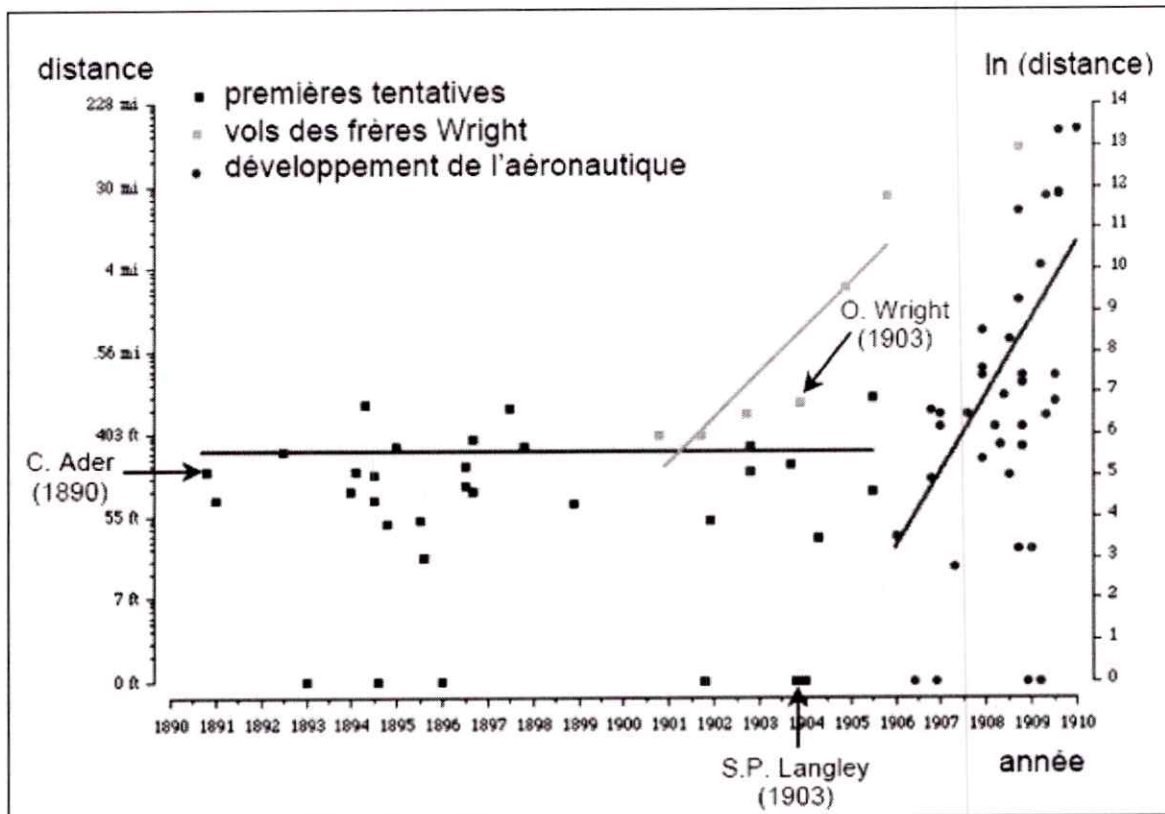


Figure (I.8) : Évolution de la distance parcourue pour différents types de machines volantes (motorisées ou non) avec un pilote.

Par contre, dans les faits, la construction d'aéronefs débutant sur un terrain vierge, il est évident que tous les premiers appareils des frères Wright, de Santos Dumont, d'Henri Farman ou d'Henri Fabre ont été construits par "des amateurs" au sens le plus noble du terme, amateurs doublés d'inventeurs et d'expérimentateurs. En effet, en ces débuts de l'aviation, la construction "de ses mains" est totale : cellules, commandes, hélices et même moteurs sont réalisés pièce par pièce.

Quelques années seulement après le premier vol cette période voit l'apparition d'une nouvelle arme sur le champ de bataille. On passe soudainement à une production en grande série, certains modèles d'avions seront construits à plus d'un millier d'exemplaires et les pilotes deviennent des "professionnels" même si le parfum d'aventure n'a pas disparu.

Toutes ces raisons éloignent l'aviation de la base et seuls les grands raids des années folles auront à ce niveau un effet bénéfique de rapprochement.



Bien sûr, l'après guerre voit tout de même un développement d'appareils ayant pour but l'école de loisir et le tourisme. Quoi qu'il en soit, ces tentatives semblent plus issues de la nécessité, pour les industriels, de se tourner vers de nouveaux acheteurs pour essayer de maintenir leurs chaînes en activité que la réponse à une réelle politique d'ouverture vers l'aviation légère.

La Grande Bretagne qui depuis Blériot "n'est plus une île" développe des appareils comme le De Havilland Humming Bird, le Puss Moth puis le fameux Tiger Moth. De leur côté les italiens développent dès 1928 des avions légers comme le Bréda BA15.

Les belges volent avec le fameux Stampe SV4 et en France, l'année 1935 voit sortir des ateliers les premiers Potez 60 succédant à la série des Potez 36. Quoi qu'il en soit, l'aviation reste l'apanage de riches oisifs ou d'activités associatives sous forte intervention étatique.

Bien sûr les constructeurs passionnés en mal de partage se regroupent et ainsi naît en 1936 le Réseau des Amateurs de l'Air, Le mouvement de la construction amateur à donc déjà 72 ans en l'an 2008.

En 1940 la guerre gèle tout. Malgré cela, de nombreux constructeurs amateurs continuent dans leur cave ou leur grenier à couper et à coller. C'est ainsi que dès la libération, de nouvelles avionnettes multicolores vont envahir le monde.

1970 Apparition du Métal et du Composite

## **1.2. Historique de l'aviation légère en Algérie :**

Le 22 octobre 1909, René Métrot, né à Blida en 1873, effectue le premier vol motorisé en Afrique en décollant de l'hippodrome du Caroubier à Hussein-Dey avec un biplan Voisin. C'est Julien Serviès, né à Saint-Denis-du-Sig en 1876, qui effectue le premier vol en Oranie, à La Sénia, avec un monoplan Sommer. Les vols des deux précurseurs trouvent un écho retentissant parmi la population, les spectateurs se pressent par milliers pour admirer les prouesses des premiers aviateurs. René Métrot et Julien Serviès ouvrent chacun une école de pilotage à Blida et à La Sénia ; quelques sportifs prennent des leçons de pilotage et participent aux manifestations aéronautiques en compagnie de pilotes européens connus : Jules Védrines, Jan Oleslagers et André Taurin. La première victime de l'aviation est Edouard Paillole, né à Mascara en 1880, qui se tue à Hussein-Dey le 14 juillet 1911. La seconde victime est Léonce Ehrmann, né à Boufarik en 1879, qui brise son monoplan Borel au cours d'un vol acrobatique à Bône le 18 avril 1914.

Au lendemain de la Grande Guerre, de nombreux pilotes sont démobilisés et continuent à voler dans les centres d'entraînement des réservistes d'Alger et Oran.





L'absence d'avions légers d'une utilisation pratique empêche alors le développement de l'aviation de tourisme ; il faut attendre 1930, l'année du Centenaire, pour que l'aviation légère prenne son essor. Après les meetings organisés à l'occasion des festivités du Centenaire et rassemblant les plus grands noms de l'aviation française, l'Algérie se couvre en quelques mois de 92 aérodromes abritant un nombre de plus en plus important d'avions. Parmi les promoteurs du mouvement, se trouvent le colonel Joseph Vuillemin qui, nommé en Algérie, arrive avec le premier avion de tourisme basé à Alger et Henri Bories, président de l'Aéro-club de Mostaganem, qui devient le premier propriétaire d'avion privé algérien.

William Billon du Plan, président de l'Aéro-club d'Algérie, fait une propagande active, ainsi que Julien Serviès, président de l'Aéro-club d'Oranie, Paul Liepmann, président de l'Aéro-club de Sidi-Bel-Abbès, et Maurice Bovet, président de l'Aéro-club de Constantine.

De nombreux pilotes et moniteurs donnent l'exemple avec un enthousiasme débordant et deviennent célèbres par leur activité ou leurs raids sahariens : Jacques Duchêne Marullaz, Henri Ferraris et Marcel Germain à Alger, Henri Fouques Duparc et André Lamur à Oran, Daniel Robert-Bancharelle à Mascara, André Costa à Mostaganem et Albert Monville à Sidi-Bel-Abbès.

Près de 30 aéro-clubs sont créés qui regroupent 176 avions, alors que le total des avions légers français est de 671 en 1933 (le parc est essentiellement composé de Caudron *Luciole* et *Phalène* et de Potez 36) ; 152 brevets sont passés en 1933 (pour 724 dans toute la France et la France d'Outre-Mer) ; l'aviation légère bénéficie de l'appui de Gaston Pourcher, directeur de la Navigation aérienne, ainsi que des militaires de l'armée de l'Air. Les aéro-clubs se mettent au service de la population en créant un réseau d'aviation sanitaire permettant de déplacer rapidement malades, médecins ou médicaments.

L'aviation sportive se manifeste par le passage de nombreux pilotes métropolitains et étrangers qui transitent en Algérie au cours de raids ou de grands voyages vers le Moyen-Orient, l'Afrique Australe ou Madagascar (André Bailly, Maurice Finat, André Japy, René Lefèvre, Jean Assollant, Antoine de Saint Exupéry, Maryse Bastié, Charles de Verneilh, Amy Mollisson...). Plusieurs rallies internationaux rassemblent Challenge international des avions de tourisme en 1934, rallye du Hoggar en 1938. Oran-La Sénia est l'aérodrome utilisé pour plusieurs records mondiaux de durée et de distance en circuit fermé établis de 1930 à 1932 par Lucien Bossoutrot, Maurice Rossi, Louis Mailloux, Antoine Paillard et Jean Mermoz.

Le vol à voile débute avec le concours de Biskra en 1923 et les prospections de Joseph Thoret et Eric Nessler qui laissent pressentir une aérologie prometteuse. Une activité vélivole permanente est implantée aux centres du Djebel-Diss (Mostaganem) et du Djebel-Oum-Settas (Constantine), animés par André Costa et Lucien Saucède. La construction amateur a aussi des adeptes qui se lancent, avec plus ou moins de succès, dans la fabrication des *Pou du ciel*.



Le vol à voile continue seul à être pratiqué durant la dernière guerre et la situation de l'aviation légère en 1945 est dramatique : pratiquement tous les avions ont été détruits après avoir été réquisitionnés comme « avions-estafettes ». Cependant, le désir de voler se manifeste plus que jamais car beaucoup de pilotes sont démobilisés (nombreux parmi eux ont effectué une guerre brillante dans le bombardement, la chasse ou l'observation).

L'activité redémarre en 1946 avec du matériel nouveau : avions-écoles Stampe SV4, construits à Alger par les ateliers de l'AIA, et avions de voyage Nord 1203 *Norécrin*. La mise en service d'avions provenant des surplus : Fairchild 24 et Piper *Cub*, facilite également la reprise. L'engouement de la population est toujours aussi grand ; 36 aéro-clubs fonctionnent alors avec plus de 300 avions, hissant de nouveau l'Algérie dans les tout premiers rangs de l'activité aéronautique mondiale. Aux animateurs d'avant-guerre s'ajoutent René Prévost et Rémi Saint-André à Alger, Yvon Milhe- Poutingon à Oran et François Foguès, directeur de la Navigation aérienne. De nouveaux centres de vol à voile apparaissent au Djebel-Khallel (Mascara) et à Canastel (Oran) et le révérend père Harmel réalise de grands vols en planeur au départ de Géryville. Avec l'apparition de la rébellion, les aéro-clubs sont appelés à jouer un rôle de plus en plus important en permettant des liaisons sûres et rapides dans tout le territoire, jusqu'à l'interdiction définitive des vols en avril 1961. De nombreux avions venus de toute l'Europe : rallye Algéro-marocain en 1933,

### **I.3. Conclusion :**

Les premiers avionneurs eux-mêmes étaient ce que l'on appelle encore aujourd'hui des « constructeurs amateurs », qui ont fait évoluer leur technologie vers la production industrielle en faisant preuve d'innovation.

Il ressort de l'analyse menée que la pérennité et le développement de l'aviation légère sont largement entre les mains des intéressés eux-mêmes, pratiquants, organisations représentatives, et industriels qui peuvent jouer un rôle déterminant dans le développement de l'industrie, l'amélioration de la flotte des aéronefs légers et une meilleure prise en charge des vols des pratiquants par les services de la circulation aérienne.

En fin on peu dire que la petite aviation sert de vivier à la grand. Il est donc important de la préserver.



# CHAPITRE II

## GENERALITES SUR L'AVIATION LEGERE



## II. Généralités sur l'aviation légère :

### II.1. définition :

Le mot aviation légère désigne l'ensemble des aéronefs destinés aux loisirs, sports et tourisme aérien comme

- les ULM ;
- les planeurs ;
- les appareils d'école de pilotage ;
- les appareils de voltige aérienne : appareils conçus spécifiquement pour cet usage, capables de supporter des facteurs de charge élevés et de voler sur le dos ;
- les appareils destinés au tourisme aérien mais à rayon d'action limité : avions généralement monomoteur (moteur à pistons).

Selon les types d'appareils, leur pilotage nécessite une formation et une licence appropriée

L'ULM est un aéronef motorisé qui satisfait aux conditions suivantes :

- La charge maximale au décollage est de 300 kg pour les monoplaces et 450 kg pour les biplaces.
- La puissance maximale continue est inférieure ou égale à 45Kw pour les monoplaces et 65 Kw pour les biplaces.
- La vitesse minimum de vol est inférieure ou égale à 65 km/h.

Il y a, dans le monde, environ 300.000 avions légers, 2000 sont vendus par an, et leur moyenne d'âge est de 32 ans. Le renouvellement de la flotte d'avions légers dans le monde est donc très lent. Les Etats-Unis ont un rôle dominant, ils sont pratiquement les seuls constructeurs d'appareils d'aviation légère dans le monde.

### II.2. Les activités des avions légers :

Les activités telles que définies par le code de l'aviation civile art toute opération aérienne rémunérée qui utilise un aéronef à d'autres fins que le transport aérien ou les essais et réceptions.

Dans le domaine de l'aviation légère, le volume d'activité est le plus couramment exprimé en heures de vol, ce qui tient compte de la réalité des obligations réglementaires attachées aux pilotes (exigence de pratique périodique) et au matériel certifié (potentiel). Pour la comparaison avec d'autres modes de locomotion, il serait donc nécessaire de faire des hypothèses de vitesse de déplacement et de longueur des trajets. Dans l'immédiat, il s'avère déjà difficile de connaître l'activité concernée, et des approximations sont nécessaires pour établir des comparaisons internationales.

Les activités des aéro-clubs sont en décroissance depuis 15 ans, en nombre d'adhérents (-13% sur la période), en nombre d'avions (-12%) et en heures de vol (-22%).





Le nombre de brevets délivrés diminue plus fortement encore. La conséquence en est une légère diminution de la pratique moyenne des pilotes, qui s'établit à 15 heures environ par pilote et par an.

Les activités pratiquées sur les plates formes d'aviation légère sont d'une très grande variété :

### **II.2.1. Formation de pilotes professionnels ou amateurs :**

Au stade initial de la formation des pilotes professionnels. Le pilote est autorisé à la conduite d'aéronef de classe ou de type mono pilote à vue. Les avions légers qu'il pilote font des vols de courte durée à une altitude qui ne peut dépasser 4000 mètres ; ils sont regroupés par catégories que l'on appelle classe.

### **II.2.2. Le Voltige :**

Cette discipline exige des avions extrêmement solides et manœuvrables. Les voltigeurs utilisent des avions spécialement conçus pour des vols sous facteurs de charge élevés, en vol inversé (sur le dos), sur des trajectoires verticales (en montée ou en descente), etc. L'avion d'acrobatie le plus fameux est sans doute le Pitt spécial. Ce biplan acrobatique a gagné plus de compétitions que tout autre avion et a dominé le monde de la compétition dans les années 1960 et 1970.

### **II.2.3. Le transport des malades :**

Il n'est pas simple de sauver des vies lorsque l'accès par les routes est périlleux, voire inexistant ou quand les distances à parcourir sont considérables. C'est pourquoi, en mai 1994, l'Office d'aide humanitaire de la commission européenne a créé le service ECHO Flight. Depuis cette date, ECHO Flight a apporté une aide humanitaire sûre et efficace dans la Corne de l'Afrique et la région des Grands Lacs.

Ce service, consacré au transport gratuit de personnel et de matériel, est destiné, en priorité, aux agences d'aide humanitaires. ECHO Flight transporte aussi bien des médecins, des infirmiers et tout autre membre du personnel humanitaire que de la nourriture, du matériel ou des fournitures médicales. C'est souvent le seul moyen de faire parvenir des secours à des populations extrêmement vulnérables, isolées dans des zones frappées par un conflit ou une sécheresse.

### **II.2.4. La photographie aérienne :**

La photographie aérienne permet d'enregistrer les entités anthropiques et naturelles en constante évolution qui se trouvent à la surface de la terre. Elle montre les entités comme les montagnes, les canyons et les basses plaines, les cours d'eau, de la source à l'embouchure ; elle révèle les ressources terrestres, comme les lacs, les forêts et la végétation ; elle permet enfin de reconnaître les densités de population. Les photographies aériennes ont de nombreuses applications pratiques telles que la production de cartes, la planification urbaine et rurale, l'étude des impacts sur l'environnement, les actions civiles, l'évaluation des biens immobiliers et même la décoration murale.





### II.2.5. Le renseignement militaire :

Le renseignement militaire se faisant bien souvent au-dessus du territoire « ennemi », l'aéronef que les militaires vont utiliser doit surtout pouvoir revenir entier de sa mission. Pour cela, les stratégies principales sont soit le vol à basse altitude à très grande vitesse ou soit le vol à très haute altitude. Selon le choix effectué, l'équipement photographique est très différent, pour pouvoir prendre des photos nettes dans le cas de la basse altitude où le paysage défile très vite ou pour pouvoir avoir des détails dans le cas de la haute altitude, d'où l'emploi alors de puissants téléobjectifs à très grande focale.

Les avions sont spécifiques à ce genre de mission, avec une trappe pour les chambres photographiques. Un pilotage précis est nécessaire pour garder une altitude constante et une route rectiligne

### II.2.6. Archéologie aérienne :

Avec l'altitude on peut utiliser des signes, comme les couleurs différentes dans les champs, indiquant des fossés ou des trous de pieux, les anomalies de formes de relief ou encore des phénomènes liés à la température (neige, givre à des endroits et pas à d'autres) permettant de repérer des sites anciens.

L'appareil et la technique photographique pouvant être utilisés sont les mêmes que pour la photographie documentaire. Pour des raisons de confort et de vitesse, lorsque de larges parties de territoires doivent être scrutées, c'est l'avion ou l'ULM qui sont préférés. Pour le suivi des fouilles de photo créolismes s'avèrent très utile car cette méthode permet d'obtenir à la fois des vues d'ensemble verticales ou obliques mais aussi des vues de détail de structures.

### II.2.7. Le travail aérien :

L'aviation de travail comprend la formation au vol, la surveillance du trafic sur les autoroutes, l'inspection aérienne des oléoducs et des lignes électriques, les patrouilles forestières, la lutte contre l'incendie (Surveiller les forêts pour détecter des départs de feux et intervenir rapidement, les plans de surveillance en période de risque élevé), la surveillance du gibier et des prédateurs, ou encore l'affichage de publicité dans le ciel. Mais c'est l'agriculture qui est le principal domaine d'application des appareils de « travail aérien » avec la pulvérisation d'insecticides, d'herbicides, d'engrais et de semences.

En plus des rôles cités ci-dessus on peut aussi assigné a l'aviation légère les rôles suivants :

- a- Vols motorisés de loisirs, entraînement, remorquage de planeurs et largage de parachutistes ;
- b- Vols pour déplacement entre plates-formes ;
- c- Vols d'affaires à but parfois commercial ;
- d- Activités sportives de vol à Voile ;
- e- Sauts en parachute Aéromodélismes, Aérostation ;





Il existe trois formes du fuselage qui sont les suivantes « Circulaire et ovale » qui sont utilisées dans les grand avions comme l'Airbus et le Boeing, par contre la forme carrée sera plus utilisée dans l'aviation légère comme le Cessna.

Certains avions ne possèdent aucun fuselage ; ce sont des avions constitués uniquement par des ailes (exp : Northrip B-2 Spirite).

### II.3.1.2. Les différentes structures :

#### a. Fuselage en Treillis :

Il s'agit de longerons(en bois ou en métal) assemblés entre eux par des "traverses" pour donner la forme souhaitée, La caisse ainsi formée est couverte ensuite, par des tissus ou des matériaux plastiques pour donner un revêtement qu'on appelle non travaillant. La structure en triangle augmente la résistance à la torsion, et permet de créer des fuselages légers, mais relativement fragiles. Ces fuselages sont souvent en bois pour des anciens avions, ou en alliages métalliques concernant les avions modernes. Cette structure est aussi utilisée dans la construction des maquettes d'avions.

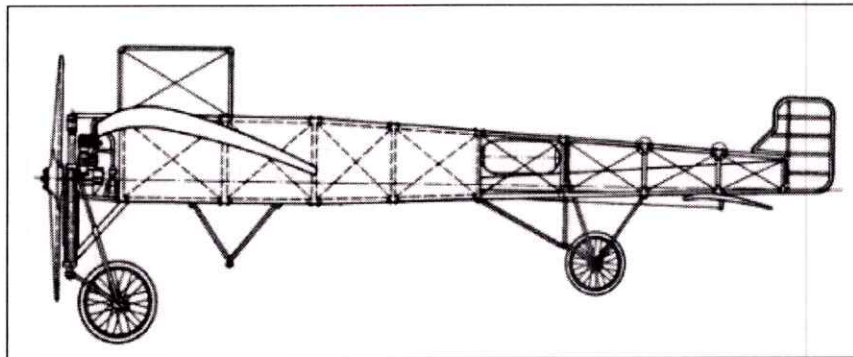


Figure (II.9) : Fuselage en treillis.

#### b. Fuselage géodésique :

Cette structure a été utilisée pendant les deux guerres mondiales, la technique consiste à assembler des lattes de bois en spirale, ce qui permettait de créer des fuselages légers et solides, ce type de construction a évolué pour devenir la construction monocoque.

#### c. Fuselage Monocoque :

Il n'y a plus de longerons ni de lisses. Le revêtement est directement vissé ou riveté sur les cadres. Cette architecture a des qualités aérodynamiques (le maximum des composants de l'avion sont enfermés dans un fuselage plus rationnel) mais surtout elle modifie la répartition des contraintes, ce n'est plus le squelette qui est mis à contribution mais la totalité du revêtement métallique.



Les premières constructions de ce type ont été faites en bois moulé (utilisée dans la construction d'albatros et du mosquito) la technique moderne consiste à utiliser des fibres synthétiques (verre, carbone) imprégnées de résine polyester ou époxy. Mais ces fuselages ne conviennent que pour les petits avions.

La peau du fuselage monocoque peut être radiée sur elle-même par un procédé sandwich : deux peaux résistantes de part et d'autre d'une âme légère. La technique initiale était composée de peaux en bois et d'une âme en balsa (De Havilland Mosquito, lors de la seconde guerre mondiale). Comme pour la peau monocoque, on peut aussi réaliser ce sandwich avec des matériaux composites (fibres verre ou carbone, résines époxy, âmes en mousse synthétique ou en nid d'abeille métallique ou composite).

La structure en sandwich consiste à coller ou à souder entre deux tôles d'aluminium, un gaufrage d'aluminium finement laminé, appelé clinquant. L'épaisseur du clinquant est semblable à celle des feuilles d'aluminium à usage domestique utilisées pour l'emballage des aliments.

A cause de son apparence, on désigne souvent cet assemblage sous le nom de nid d'abeilles. Si chacun des éléments pris séparément peut se plier facilement sous la pression des doigts, l'ensemble est extrêmement rigide et résistant. Parfois le nid d'abeilles est posé sur une tôle : le clinquant et alors visible. En plus des qualités de rigidité et de légèreté, le nid d'abeille, est un bon isolant thermique et acoustique.

Le clinquant a été préalablement collé ou soudé sur une feuille d'aluminium, remplie de cire, un foie refroidie donnera au clinquant la rigidité nécessaire pour le découpage. Le clinquant est taillé selon des cotes précises. On fait ensuite fendre la cire contenue dans les alvéoles pour l'éliminer.

Un goufrage "nid d'abeille", ça ressemble à ceci :

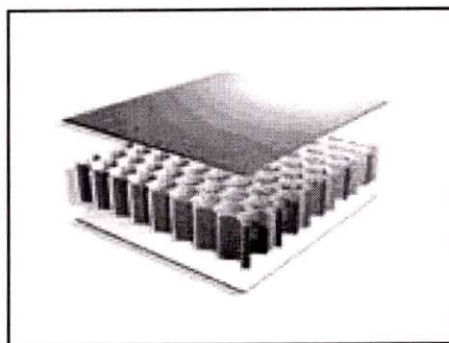


Figure (II.10) : Le goufrage.

#### d. Fuselage semi-monocoque :

C'est la structure la plus utilisée dans la construction des grands avions modernes, les plaques formant la peau sont rivetées ou soudées sur des cadres et des lisses. Ces fuselages sont très utilisés pour la plus part des grands avions récents.





Les avantages de cette technique est que le fuselage peut être construit en plusieurs tronçons, montés en parallèles sur des sites d'assemblage finale. Il permet de répartir les efforts entre la structure interne et externe.

Cette technologie présente beaucoup d'avantages tels que la solidité, l'habitabilité, facilité de construction et la sécurité.

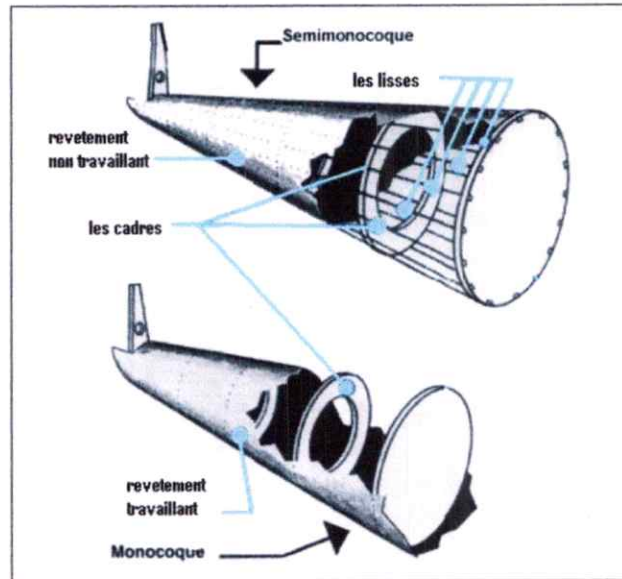


Figure (II.11) : Le fuselage monocoque et semi-monocoque.

#### e. Eléments de structure principale :

**Les longerons ou poutres** : Pièces de grande longueur et de faible section. Il peut s'agir de structures homogènes ou d'assemblages complexes. Ils peuvent être en bois, en métal ou en matériaux composites. Utilisés dans la construction des fuselages et des ailes.

**Les couples ou cadres** : Pièces de grande surface et de faible épaisseur, Ils permettent de donner leur forme aux fuselages.

**Les traverses** : Pièces de faible longueur et de faible section. Elles permettent de maintenir deux longerons à la distance choisie.

**Les lisses** : Pièces de grande longueur et de faible section. Elles permettent de fixer un revêtement.

**Les nervures** : Pièces de grande surface et de faible épaisseur. Comme les couples pour les fuselages, les nervures permettent de donner leur profil aux ailes.

**Les entretoises et goussets** : Pièces utilisées dans la construction de nervures.



**Les cloisons transversales :** comme les cadres elles serrent à donner la forme du fuselage mais sont beaucoup plus résistantes et sont soumises aux plus grandes contraintes, elles sont placés aux emplantures des l'aile, emplacement moteur, emplacement du train d'atterrissage et l'emplacement de l'empennage.

**Le plancher :** généralement situé au 1/3 de la hauteur du fuselage, son rôle est de renforcer la structure. Le plancher par exemple, est souvent un panneau sandwich.

### II.3.1.3. L'Aile :

Les ailes constituent la voilure de l'avion. On les appelle aussi plans ou profils. Ce sont les ailes qui assurent la sustentation en vol d'un avion, grâce à des réactions aérodynamiques que l'air exerce sur elles.

Ancrée sur le fuselage, l'aile sert de réservoir de carburant, supporte des dispositifs permettant la manœuvrabilité de l'avion.

Elle peut aussi servir de point d'attache pour les blocs propulseurs, le train d'atterrissage et des emports militaires (missiles, bombes, roquettes).

L'aile est soumise aux contraintes les plus fortes et les plus diverses, sa solidité et sa solidarité avec le reste de l'avion dépend la survie de l'appareil.

L'aile a connu une évolution semblable à celle du fuselage. Les formes de l'aile en plan et en coupe ; sont dessinée par le constructeur en fonction du poids, de la taille et de l'utilisation de l'avion, de performances de vitesses désirées (en croisière en décollage et en atterrissage) et du taux de montée. Le choix de l'aile est le résultat d'un compromis pour atteindre les caractéristiques désirées.

### II.3.1.4. Types et formes d'aile :

#### a. Position :

Dans les monoplans, En fonction de la façon dont elle est ancrée sur le fuselage on distingue :

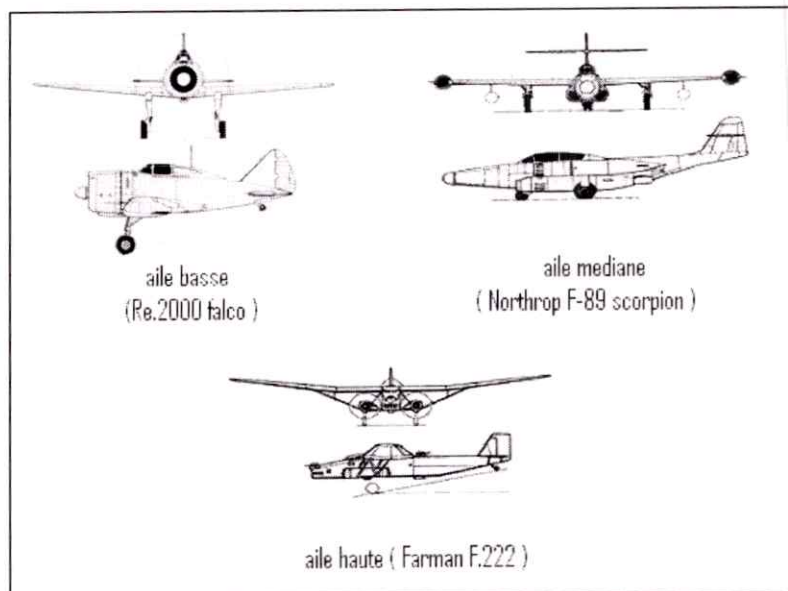


Figure (II.12) : Les différentes positions des ailes monoplans.





➤ **Ailes hautes :**

L'implantation de l'aile est placée sur la partie supérieure du fuselage. Cette configuration gêne la visibilité de l'équipage vers le haut mais l'améliore pour l'observation, ce type d'aile est plus courant sur les multi moteurs (exp : Farman F.222).

➤ **Aile médiane :**

Elle est implantée au milieu du fuselage, dans une position intermédiaire entre l'aile haute et l'aile basse, cette configuration est fréquente chez les bombardiers et les chasseurs à réaction (exp : F-89 scorpion)

➤ **Aile basse :**

L'aile monoplane est implantée en bas du fuselage de l'avion cela permet de gagner le champ de vision du pilote et de concevoir un train d'atterrissage plus court et donc plus léger (exp : Re.2000 falco).

Il existe d'autres configurations des ailes comme l'aile en parasol et l'aile en mouette. Elle peut avoir un dièdre : positif si le saumon est plus haut que l'emplanture, négatif dans le cas contraire.

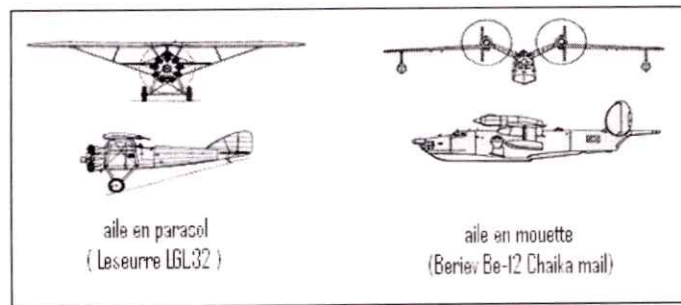


Figure (II.13) : Les configurations en parasol et en mouette.

**b. Formes :**

Selon le type d'avions on distingue différentes formes :

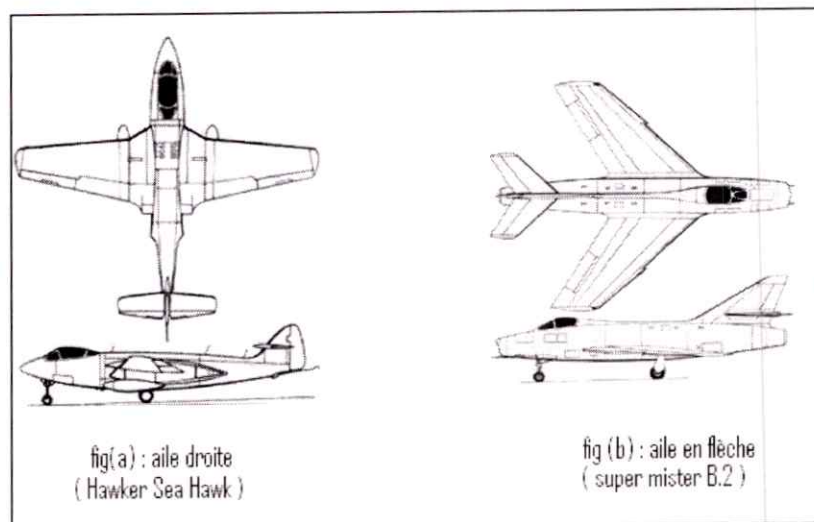


Figure (II.14) : L'aile droite et aile en flèche.



➤ **L'aile droite :**

Dans cette configuration l'aile forme un angle droit avec la ligne centrale du fuselage, elles sont adaptées aux basses vitesses (ex : Hawker Sea hawk).

➤ **L'aile en flèche :**

L'aile forme un angle inférieur à  $90^\circ$  avec la ligne centrale du fuselage, elle assure à l'appareil une traînée moins importante et l'accès à des vitesses plus importantes (ex : Super mystère B.2)

➤ **L'aile en delta :**

Dans cette configuration l'aile forme quasiment un triangle isocèle, cette forme va être adaptée sur de nombreux chasseurs (ex : mirage 3).

➤ **L'aile elliptique :**

Cette forme d'aile caractéristique du Spitfire, elle a un rendement optimal à des vitesses subsoniques (ex : super marine Spitfire).

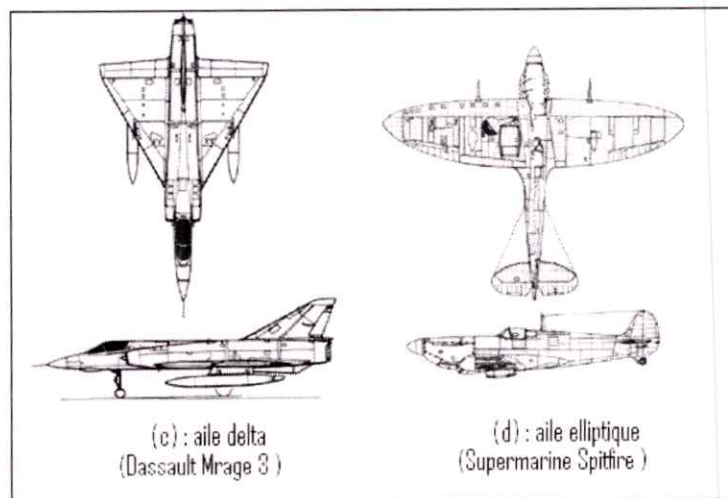


Figure (II.15) : L'aile delta et aile elliptique.

➤ **L'aile gothique ou en Ogive :**

Il s'agit d'une aile delta qui offre une allure plus différente du bord d'attaque (ex : Concorde).

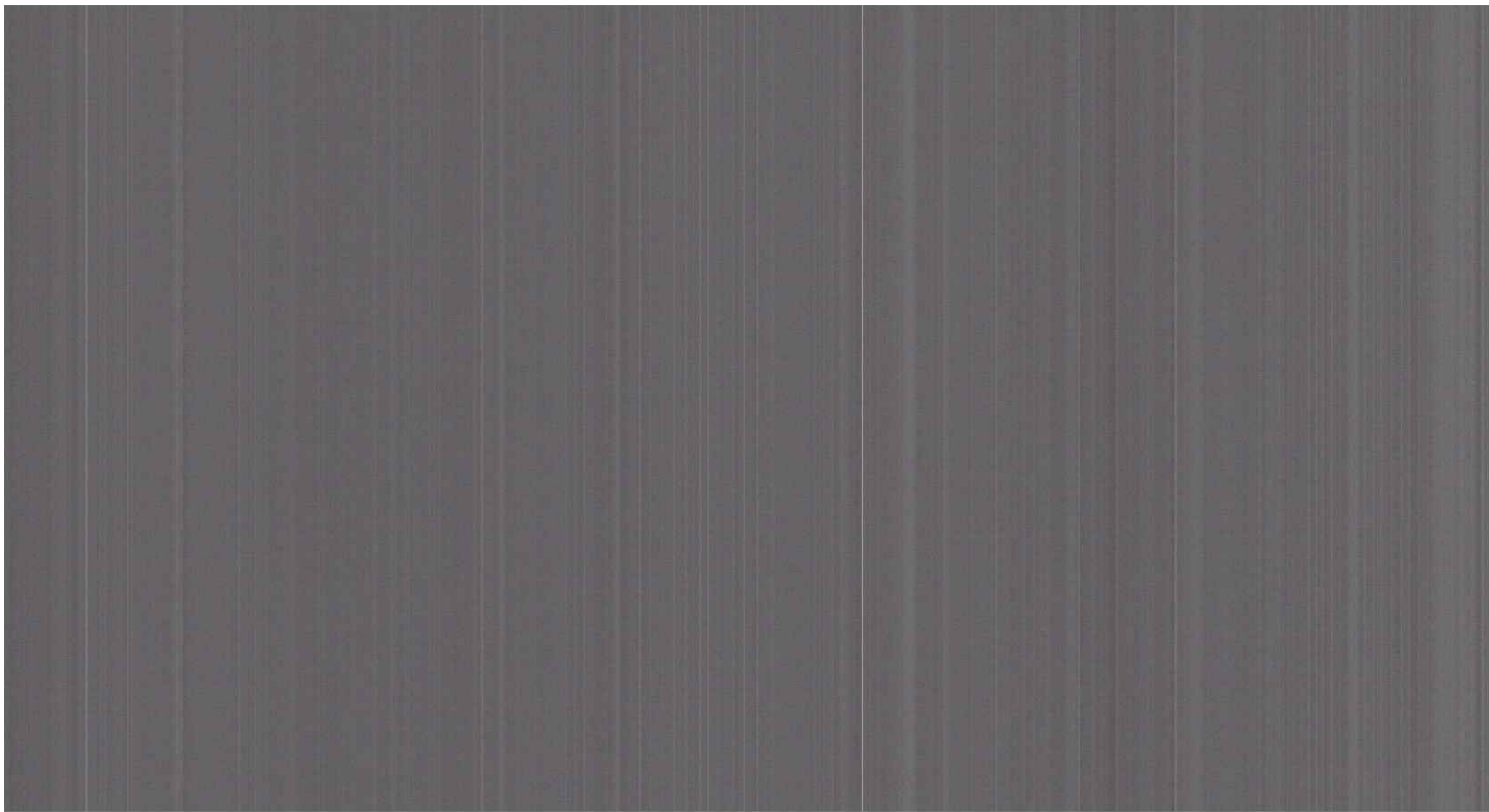
➤ **L'aile à géométrie variable :**

Cette aile a pour principe d'avoir un angle de flèche variable permettant ainsi de flexibiliser le domaine de vol, et donc de rendre les appareils plus polyvalents (ex : Rockwell B-1 Lancer).

➤ **L'aile trapézoïdale :**

Cette aile reprend le même principe que l'aile elliptique mais avec une forme géométrique en ligne plus radicale (ex : Lockheed F-22 Raptor).







En pratique on préfère la forme trapézoïdale (ou en double trapèze), qui permet d'approcher la répartition elliptique avec des bords d'attaques et des bords de fuites droits, préférable du point de vue conception les ailes rectangulaires, ne sont pas en principe optimale de point de vue traînée mais présente des avantages dont la simplicité de fabrication et un bon comportement au décrochage.

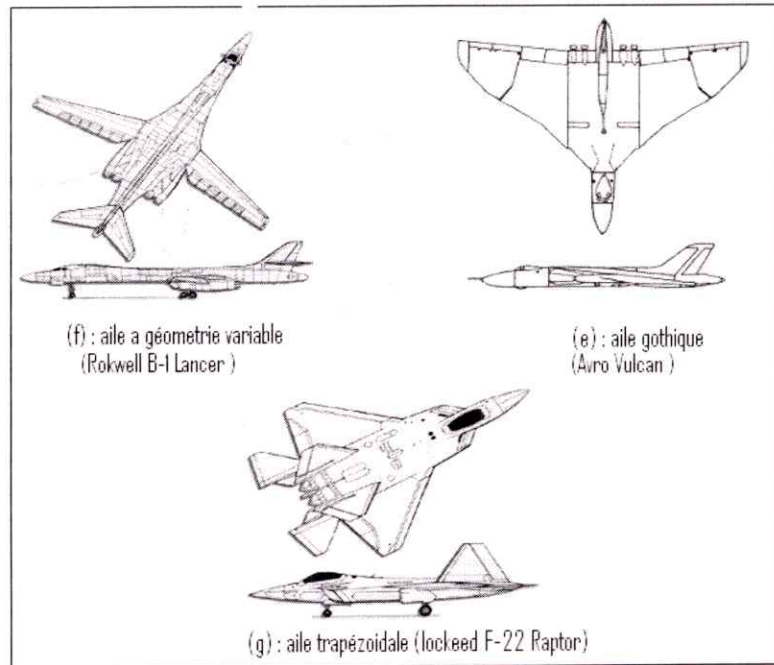


Figure (II.16) : L'aile à géométrie variable, aile gothique et trapézoïdale.

Les formes des ailes les plus utilisées dans l'aviation légère sont les ailes elliptiques, semi elliptique, trapézoïdal, rectangulaire et aile en double trapèze.

### c. Le profil :

Chaque type de profil a des caractéristiques qui lui sont propre :

#### ➤ Plan convexe :

Ce profil a une très forte portance dès les faibles incidences et une traînée moyenne. L'aile la plus représentative de ce type de profils est le Clark Y.

#### ➤ Biconvexe dissymétrique :

Ce profil est porteur même à des incidences négatives. Il est légèrement instable et son centre de gravité se déplace légèrement.

Il est utilisé principalement pour la voltige, notamment pour ses capacités à être porteur à quasiment toutes les incidences.

Les ailes les plus représentatives de ce type de profils sont les NACA 44 (NACA 4415, NACA 4412).





➤ **Biconvexe symétrique :**

Ce profil n'a pas de portance aux faibles incidences car, à  $0^\circ$ , l'air parcourt strictement la même distance sur l'extrados et l'intrados. Il est utilisé pour la voltige, lui aussi.

L'aile la plus représentative de ce type de profils est le NACA 0012.

➤ **Creux :**

Ce profil est très porteur, mais très instable. Plus l'incidence augmente, plus son centre de gravité avance et le profil se cabre. Il est très utilisé pour le vol en intérieur, car il n'a pas besoin d'une grande vitesse pour porter et la traînée l'empêche d'aller trop vite, permettant ainsi de faire des virages très serrés.

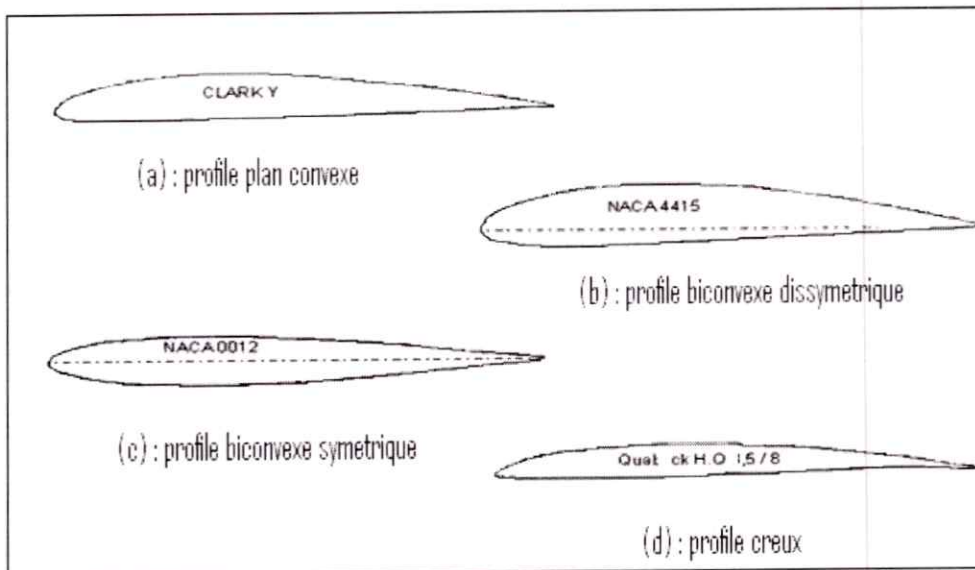


Figure (II.17) : Les différentes formes du profil d'aile.

Il faut savoir qu'il existe aussi d'autres types de profils, tels que les profils dits « auto stables », qui a la particularité d'avoir une double courbure qui leur permet d'adapter leur incidence aux conditions de vol.

Les profils que nous avons vus ici sont tous des profils pour vol subsonique. Pour les vols supersoniques, les profils utilisés sont dit « laminaires ». Ce sont des biconvexes symétriques ou dissymétriques de très faible épaisseur, ce qui permet de limiter la traînée aux très hautes vitesses.

Sachant aussi qu'une aile n'a pas forcément le même profil sur toute sa longueur.



### II.3.1.5. La structure de l'aile :

La structure de l'aile est généralement composée d'un longeron et de nervures en bois ou en métal. Son revêtement, comme celui du fuselage, peut être en métal, en toile ou en matériaux composites.

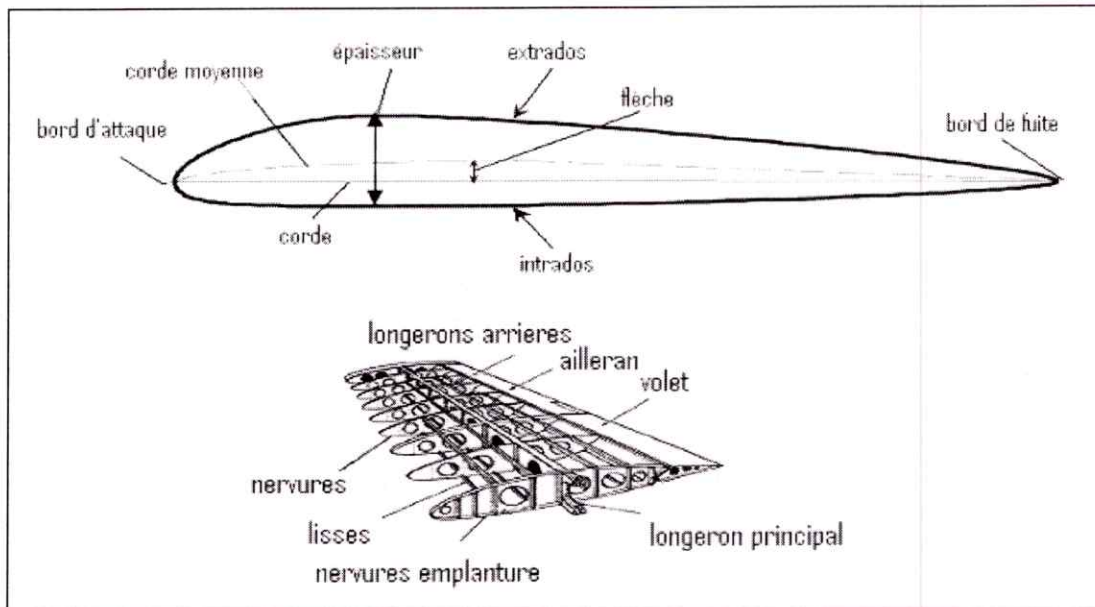


Figure (II.18) : La structure de l'aile.

#### a. Ses différentes parties :

**Le bord d'attaque** : partie avant de l'aile (c'est la partie qui reçoit le vent relatif).

**Le bord de fuite** : partie arrière de l'aile.

**L'intrados** : est la surface inférieure de l'aile.

**L'extrados** : est la surface supérieure de l'aile. C'est la surface la plus bombée.

**L'emplanture** : partie qui assure la jonction avec le fuselage.

**Le saumon** : la partie la plus extérieure de l'aile.

#### b. Caractéristiques géométriques :

**Le profil** : Le profil de l'aile est le contour de la voilure, vu de côté, sur une section donnée. Nous obtenons ce profil si nous « coupons » l'aile et que l'on regarde la découpe.

**La corde de profil** : ligne joignant le bord d'attaque au bord de fuite.

**La ligne moyenne** : est la courbe (en pointillés) qui joint le bord d'attaque au bord de fuite. Tous ces points se trouvent à égale distance de l'intrados et de l'extrados, la distance entre la corde et la ligne moyenne et appelée flèche du profil.

**La courbure relative** : (ou la cambrure) est le rapport entre la flèche et la longueur de la corde.





**L'envergure** : est l'encombrement d'un avion ou d'une aile d'avion, mesuré perpendiculairement à l'axe de vol.

**La profondeur** : longueur de la corde de profil.

**L'épaisseur** : la distance entre l'extrados et l'intrados, la valeur maximale de l'épaisseur divisée par la longueur de la corde donne l'épaisseur relative.

**L'allongement** : est le rapport de l'envergure d'une aile d'avion à sa profondeur. En augmentant l'allongement d'une aile on améliore ses qualités aérodynamiques à faible vitesses. Sur les meilleurs planeurs, l'allongement dépasse 20.

**La flèche** : est l'angle compris entre une ligne de référence (le bord d'attaque) et la perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion.

**Le dièdre** : est l'angle formé par le plan moyen de chaque aile et le plan moyen des ailes.

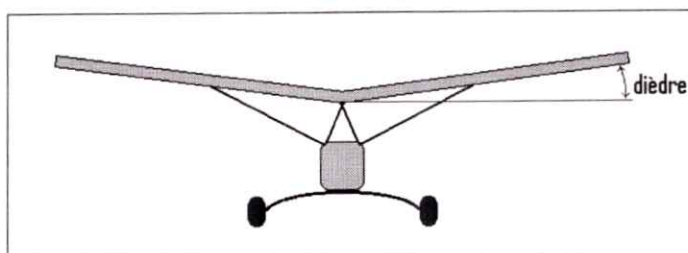


Figure (II.19): La Dièdre d'un avion.

**La flèche du profil** : est l'écart maximal entre la ligne moyenne et la corde de référence.

### c. Dispositifs de bord d'attaque

#### ➤ becs :

Son principe consiste à ménager dans la partie avant du profil une fente mettant en communication l'extrados et l'intrados. Ils sont utilisés surtout dans les décollages et atterrissages avec fort angle d'incidence, parfois pour réduire la traînée.

#### ➤ bord d'attaque cassé :

Son Principe consiste à déformer le profil par une rotation de la partie antérieure de  $10^\circ$  à  $30^\circ$ , cette déformation entraîne une augmentation de la courbure de la ligne moyenne, qui, entraîne une augmentation de la portance et de la traînée. Ce dispositif est utilisé pour des avions ayant des besoins de portance et de traînée élevées (exp : Boeing pour toute la phase de décollage).



#### d. Dispositifs de bord de fuite

➤ **volet d'intrados :**

C'est un volet mobile découpé dans la partie arrière de l'intrados dont il modifie la forme.

Utilisée pour augmenter l'incidence de décrochage de  $5^\circ$  crée un gain de portance

➤ **volet de courbure :**

C'est un volet mobile représentant 20 à 30% de la profondeur de l'aile. Il modifie sa courbure, augmente la portance, la traînée, mais décroche vers  $11$  ou  $12^\circ$  au lieu de  $15^\circ$ .

➤ **volet à fente :**

Son principe consiste à ménager une fente entre la partie fixe de l'aile et le volet de courbure. Les filets d'air peuvent ainsi circuler de l'intrados vers l'extrados du profil.

#### e. Winglet :

Ce sont de petites extensions verticales fixées à l'extrémité de l'aile dans le but d'augmenter la longueur effective de l'aile (et donc l'allongement effectif) pour diminuer la traînée induite. Les winglets récupèrent une partie de l'énergie des tourbillons marginaux.

Il existe un nombre important de dispositifs hypersustentateurs, et ceux présentés ici ne sont que les plus courants. Il existe ainsi des dispositifs de bord d'attaque moins courants, comme les volets Betz et Krüger, qui déforment uniquement l'extrados, ou des dispositifs de bord de fuite, comme les volets Fowler, qui reculent tout en étant braqués. De plus, il est courant d'avoir plusieurs dispositifs hypersustentateurs différents sur une seule et même aile, car cela permet une grande capacité d'adaptation.

#### II.3.1.6. Les empennages :

L'empennage est un ensemble de plans fixes et mobiles qui assure la stabilité en tangage et en trajectoire (ou stabilité en lacet) d'un aérodyne.

La partie verticale d'un empennage classique (ou empennage vertical) comporte :

- un plan fixe appelé dérive ;
- un plan mobile, articulé à l'arrière de la dérive, appelé gouvernail de direction (ou de symétrie).

La partie horizontale (ou empennage horizontale) comporte :

- un plan fixe, le stabilisateur ;
- un plan mobile articulé à l'arrière du stabilisateur, le gouvernail de profondeur (ou élévateur).

Certains avions ne possèdent pas de stabilisateur fixe ; l'empennage horizontal, dit monobloc, est alors uniquement constitué d'un plan mobile faisant également office de stabilisateur.





On rencontre également des types d'empennage en T, ou en V. pour les empennages en V, les plans inclinés assurent ensemble les fonctions de gouvernes de profondeur et de direction.

Les profils d'empennages sont en général symétrique c'est évident pour la dérive ; l'empennage horizontal, quant a lui, doit pouvoir être aussi bien porteur que déporteur (certains empennages ont une courbure négative).

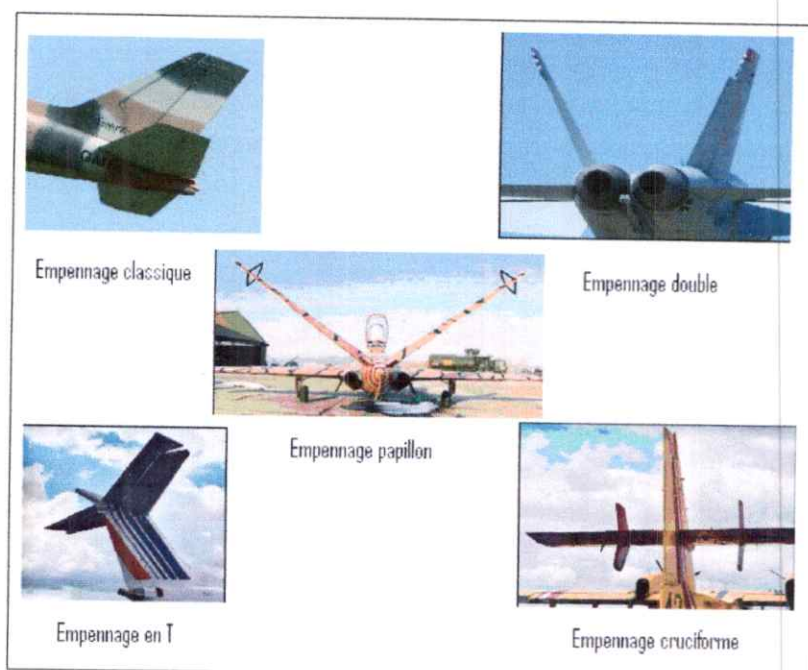


Figure (II.20) : Les différents types d'empennages.

### II.3.1.7. Le train d'atterrissage :

Parmi les éléments constitutifs d'un avion, le train d'atterrissage occupe une place particulière. C'est un élément structural, faisant la liaison entre le sol et l'avion, mais avec la particularité d'être à géométrie variable, puisque, d'une part il comporte des amortisseurs d'absorption d'énergie à grande capacité de déformation élastique, et d'autre part il change complètement sa géométrie pour s'escamoter en vol.

#### a. Rôle du train d'atterrissage :

Les missions assurées par l'ensemble fonctionnel précédent sont multiples, telle que :

- absorption de l'énergie cinétique verticale résiduelle de l'avion lors de l'impact sur le sol à l'atterrissage, pour atténuer les efforts au sol correspondants ;

- freinage de l'avion sur la piste après l'atterrissage, c'est à dire absorption d'énergie cinétique horizontale, avec optimisation de la distance d'arrêt ;



- transmission à la structure de l'avion des efforts exercés au niveau du sol ;
- création des diverses conditions d'assiette longitudinale et de garde au sol de l'avion, requises pour les phases de décollage, d'atterrissage, de roulage, voire de stationnement (pour besoins de chargement de passagers ou de fret) ;
- roulage de l'avion sur la piste, à des vitesses allant de zéro à la vitesse de décollage ;
- manœuvre au sol jusqu'aux très basses vitesses de roulage (virages ou pivotements sur place), facilitée par la possibilité d'orienter les roues de l'avion ;
- immobilisation de l'avion à son point de stationnement (parking) ;
- escamotage en vol du train d'atterrissage dans l'avion.

Une autre particularité du train d'atterrissage est qu'il est inactif pendant le vol. Il doit alors se faire « oublier » grâce à une masse et à un encombrement réduits aux limites des possibilités.

#### **b. Structure de train d'atterrissage :**

Quoiqu'il en soit, les missions précédentes sont assurées par une variété de matériels de diverses technologies, constituants de l'ensemble fonctionnel :

- le train d'atterrissage, lui-même formé par les atterrisseurs avant et principaux équipés de leurs roues et pneumatiques incluant chacun un amortisseur pour l'absorption d'énergie cinétique verticale. On compte généralement trois atterrisseurs sur un avion (un avant et deux principaux), mais sur les avions de masse élevée, il peut y en avoir plus car, pour une raison de résistance des pistes, il faut alors multiplier le nombre de roues. Ces atterrisseurs sont conçus sur mesure, pour répondre aux besoins d'un avion donné et s'intégrer dans sa structure. Leur conception, est donc intimement liée à celle de l'avion.

- les roues et freins ;
- les pneumatiques ;
- le système de commande et de contrôle du freinage de l'avion au sol ;
- le système d'orientation des roues avant (et parfois principales) ;
- le système de manoeuvre entrée-sortie du train et des trappes s'il s'agit d'un train rétractable.

Chacun de ces matériels a un rôle bien spécifique, cependant la plupart sont complémentaires les uns par rapport aux autres, car la réalisation d'une même mission exige souvent le recours à plusieurs d'entre eux.





### c. Les différents types :

On distingue deux types de trains d'atterrissage : le train classique (ou conventionnel) et le train tricycle (Fig II.21). Dans les deux cas, le train peut être fixe ou rétractable (rentrant).

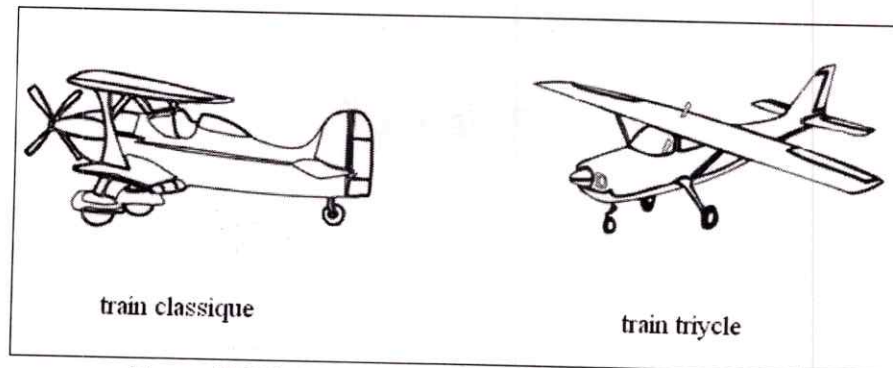


Figure (II.21) : Train d'atterrissage classique et tricycle.

#### 1. Le train classique ou conventionnel comporte :

Un atterrisseur principal (2 roues principales) disposé sous le fuselage ou sous les ailes, de part et d'autre de l'habitacle et en avant du centre de gravité de l'avion et une roulette de queue (tailwheel) qui peut, éventuellement, être orientée à l'aide des palonniers.

La roulette de queue du train conventionnel est le plus souvent montée sur des lames en acier à ressort.

#### 2. Le train tricycle, le plus courant comporte :

Un atterrisseur principal, comme le précédent, mais situé en arrière du centre de gravité et une roulette de nez (nosewheel), le plus souvent orientable au moyen des palonniers auxquels elle est reliée par des câbles ou des tringles de commande.

La roulette de nez du train tricycle est généralement fixée à la structure au moyen d'un amortisseur oléopneumatique. De construction moins robuste que le train principal, la roulette de nez n'est pas destinée à absorber les chocs à l'atterrissage. Elle est conçue pour équilibrer une partie du poids de l'avion au sol. Un atterrissage "trop dur" sur la roulette de nez conduit souvent à sa rupture, suivie du capotage et du "passage sur le dos".

Les roulettes de nez directionnelles sont équipées d'un amortisseur de shimmy (phénomène d'oscillations de la roulette autour de son axe, provoquant des vibrations parfois importantes de la cellule).

En fonction de la charge à supporter on utilisera :

- L'empattement (distance entre le train principal et le train auxiliaire).
- La voie (distance entre les deux jambes du train principal).

Lorsque le train ne possède qu'une seule roue, on parle de train simple; s'il en comprend 2, on parle de diabolo et s'il en comprend 4 ou 6 on parle de boggie. Les roues des avions légers sont en général sous les ailes.



## II.3.2. Propulsion des aéronefs :

### II.3.2.1. Généralités :

Le système propulsif est le dispositif permettant à l'aéronef d'acquies sa vitesse et de vaincre la traînée aérodynamique. Parmi les différents systèmes, on distingue principalement :

- Les propulseurs directs, produisant une force dirigée vers l'avant, appelée poussée opposée à la traînée. Dans ces moteurs se trouve la famille des turbo-réacteurs ainsi que des moteurs fusées.

- Les propulseurs indirects, pour lesquels la force, appelée traction est produite par un organe intermédiaire, l'hélice. Celui-ci transforme l'énergie mécanique d'un moteur thermique en énergie propulsive.

Les principaux moteurs thermiques utilisés sont les moteurs à pistons et les turbomachines.

### II.3.2.2. les moteurs :

Un moteur est un système qui transforme, en général, une énergie thermique en énergie mécanique.

Un moteur d'avion doit satisfaire à un certain nombre d'exigences : une grande fiabilité, une longue durée de vie, un faible poids, une faible consommation et une faible surface frontale. Le facteur le plus important est la fiabilité. La durée de vie est un paramètre d'ordre économique, particulièrement important en aviation commerciale. Quant aux trois autres critères, ils dépendent du type d'avion pour lequel le moteur est prévu. Le poids et la consommation représentent des facteurs interdépendants, puisque le carburant est en lui-même une charge qui s'ajoute au poids de l'appareil. Une faible surface frontale est souhaitable si l'on désire minimiser la traînée due au moteur

#### a. Moteur à combustion interne :

Moteur où la combustion se réalise dans la partie du moteur où le travail est produit (cas du moteur à quatre temps, à deux temps, diesel).

#### b. Moteur à réaction :

Moteur dans lequel l'action mécanique est réalisée par l'éjection d'un flux gazeux à grande vitesse, qui crée une certaine quantité de mouvement (Celle-ci s'obtient soit en aspirant vers l'arrière à une vitesse plus élevée (turbo-réacteurs, pulso-réacteurs et statoréacteurs), soit en empruntant au mobile une partie de sa masse (moteur-fusée).





### c. Moteur électrique :

Moteur transformant l'énergie électrique en énergie mécanique. Le principe est le suivant un corps parcouru par un courant électrique placé près d'un aimant est soumis à une force électromagnétique.

### II.3.2.3. Le moteur à piston à combustion interne :

Le moteur à piston est à l'origine de la propulsion aérienne. C'est un moteur qui représente beaucoup d'avantages, comme le poids non élevé et sa conception facile. Son inconvénient est qu'il ne produit pas assez de poussée ; ce qui représente un handicap majeur dans le domaine de l'aéronautique.

Le développement du moteur à piston de grande puissance pour l'aéronautique s'est achevé à la fin de la Seconde Guerre mondiale avec l'arrivée du turboréacteur.

Le moteur à pistons doit son appellation au mouvement alternatif rectiligne d'une pièce essentielle : le piston qui se déplace dans un cylindre.

Actuellement le moteur à piston n'équipe plus que les avions légers et des hélicoptères destinés aux loisirs et aux sports.

#### a. Description :

Le moteur à piston d'un avion est fondamentalement semblable à celui d'une voiture. Il doit, si possible, concentrer plus de puissance dans un poids et un volume aussi faible que possible.

Le moteur à piston se compose de : Un cylindre doté d'ailettes (dont le but est d'assurer le refroidissement par l'air externe) et dont la partie supérieure est fermée par une pièce nommée culasse. Cette dernière est dotée d'un dispositif nommé soupape permettant l'admission des gaz frais et l'échappement des gaz de combustion, et d'un dispositif créant l'inflammation d'un mélange (carburant et air) ; la bougie. Sa partie basse est fixée au carter. Un piston, doté de segments d'étanchéité, dont le déplacement est assuré par une bielle. Celle-ci est reliée, par un axe situé à la partie inférieure, à une pièce animée d'un mouvement de rotation appelé vilebrequin.

Le moteur à piston utilisé en aéronautique est le plus souvent un moteur thermique à quatre temps, généralement à allumage commandé. Il existe des moteurs deux temps, plus légers, utilisés par les parapentes et les ULM. Afin de diminuer le poids, le bloc est réalisé dans des alliages à base d'aluminium.

Les moteurs à deux temps sont le plus souvent des bicylindres en ligne ; on rencontre aussi des monocylindres de faible puissance et plus rarement des trois cylindres.



Le régime (la vitesse de rotation) élevé des moteurs deux temps impose le montage d'un réducteur. Par contre le régime plus faible des moteurs à quatre temps (2500 à 3000 tours par minute) autorise un montage d'hélice en prise directe. Les moteurs diesel récents sont des moteurs de cylindrée unitaire plus faible, à régime de rotation plus élevé, ce qui peut imposer le montage d'un réducteur entre le moteur et l'hélice.

### **b. Cycle a quatre temps :**

Un moteur est dit à quatre temps parce que la transformation de l'énergie chimique du mélange carburé en énergie mécanique s'opère en quatre courses de piston. Son fonctionnement théorique se décompose comme suit :

#### **1. Premier temps :**

L'admission. Le piston est au point mort haut, la soupape d'échappement est fermée ; le volume compris entre le piston et le fond du cylindre est occupé par des gaz brûlés provenant de combustions antérieures et dont la pression est égale à la pression atmosphérique ; la soupape d'admission s'ouvre et établit la communication entre le carburateur et le cylindre.

Le piston s'éloigne du fond de cylindre, sous l'action de la bielle tirée par la manivelle en rotation et aspire une cylindrée du mélange carburé frais fabriqué par le carburateur.

La soupape d'admission se ferme lorsque le piston atteint le point bas.

#### **2. Deuxième temps :**

La compression. Les deux soupapes sont fermées. Le piston se rapproche du fond du cylindre, sous l'action de la bielle poussée par la manivelle en rotation, comprime le mélange qui s'échauffe, devient plus homogène et plus facile à enflammer.

#### **3. Troisième temps :**

Explosion et détente. Lorsque le piston est au point mort haut, une étincelle électrique jaillit à la bougie, enflamme le mélange carburé enfermé dans la chambre de compression. Le mélange brûle instantanément s'échauffe et acquiert une forte pression. Les gaz poussent le piston qui entraîne la rotation de la manivelle par action sur la bielle. Ils se détendent progressivement jusqu'au point mort bas.

#### **4. Quatrième temps :**

Echappement. Lorsque le piston arrive au point mort bas, la soupape d'échappement s'ouvre et les gaz brûlés se détendent dans l'atmosphère; la pression atmosphérique s'établit instantanément dans le cylindre. Le piston remonte sous l'action de la bielle poussée par la manivelle en rotation et expulse une cylindrée des gaz brûlés restés dans le cylindre.





Lorsque le piston atteint le point mort haut, la soupape d'échappement se ferme et il reste dans le cylindre un volume de gaz brûlés égal au volume de la chambre de compression.

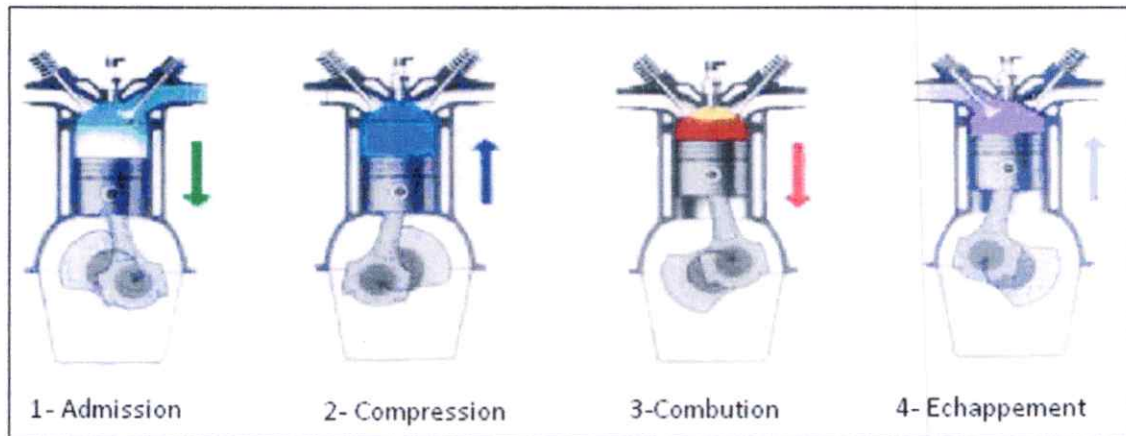


Figure (II.22) : Les différentes phases du cycle à quatre temps.

#### II.3.2.4. Les premiers moteurs à piston utilisés dans l'aéronautique :

##### a. Moteur "Antoinette" :

Santos-Dumont utilisa pour la première fois en 1906 le moteur Antoinette à 8 cylindres en V refroidi par eau, de 50 ch.

L'Antoinette, conçu et construit en France par Léon Levasseur, devint le propulseur le plus répandu en Europe jusqu'en 1910. Huit cylindres en V de 90 degrés, refroidissement par évaporation, injection directe.

##### b. Moteur Anzani :

L'Anzani était un moteur semi-radial à 3 cylindres refroidi par air, de 22-25 ch. Sa puissance était donc relativement faible par rapport à celle de ses concurrents les plus directs. Il est utilisé pas le Français Louis Blériot.

##### c. Le Rhône :

Le Rhône, moteur rotatif de 9 cylindres de 80 ch était un des moteurs les plus fiables au début de la première guerre mondiale. Il équipa de nombreux avions et hydravions de combat alliés.

##### d. Le Liberty :

Ce moteur américain de 12 cylindres développait une puissance de 400 ch et tournait à 1750 tours/minute, fut construit à partir de 1917. Il était refroidi par liquide.

Ce fut le moteur le plus puissant de la Première Guerre Mondiale, Il équipa de nombreux appareils américains jusque dans les années trente.

**e. Le Rolls-Royce R :**

Il s'agissait d'un moteur à douze cylindres en V, à refroidissement par liquide, d'une puissance de 2 350 ch à 3 200 tours/mn.

De grande qualité, il fut à l'origine de la célèbre lignée des moteurs Merlin, dont furent équipés de nombreux appareils de guerre britanniques de la Seconde Guerre Mondiale, comme le Spitfire.

**f. Le Rolls-Royce Merlin :**

C'était un moteur à douze cylindres en V, refroidi par liquide et suralimenté. Les premières versions annonçaient une puissance de 990 ch, mais les dernières versions dépassaient 2 000 ch.

Dérivé du moteur Rolls-Royce R, réalisé à la fin des années trente, équipa les avions anglais les plus prestigieux de la seconde guerre mondiale.

**g. Le Wright Cyclone :**

Ce moteur mis au point par la société américaine Wright succéda au Whirlwind. Il fut mis au point aux États-Unis au début des années trente. Il était équipé de neuf cylindres en étoile. Il fut utilisé par de nombreux constructeurs pour équiper des avions de combat qui prirent part à la Seconde Guerre Mondiale, dont le célèbre bombardier B-17 "Flying Fortress" (Forteresse volante).

**h. Le Daimler-Benz DB 600-605 :**

Ce moteur à douze cylindres en V équipa toutes les versions du Messerschmitt 109, le plus célèbre chasseur allemand de la Seconde Guerre Mondiale.

Aujourd'hui, il n'y a plus que les avions de tourisme qui soient encore équipés de moteurs de ce genre. Ils sont évidemment bien moins puissants que ceux utilisés en 1945.

**II.3.2.5. L'hélice :****a. Définition :**

L'hélice transforme l'énergie mécanique du moteur en énergie propulsive. Elle constitue l'organe permettant d'utiliser au mieux la puissance disponible et ainsi d'assurer la traction.

La poussée produite par les gaz d'échappement peut s'ajouter à la traction produite par l'hélice si les sorties d'échappement sont bien orientées.

L'hélice possède une action supplémentaire nuisible, il s'agit du souffle hélicoïdal. En effet en arrière de l'hélice (cas de l'hélice en traction) l'écoulement de l'air est hélicoïdal. Cet effet est d'autant plus fort que le régime est fort et la vitesse est faible (cas du décollage). Son influence sur les surfaces verticales tend à faire dévier l'avion et sur les surfaces horizontales tend à comprimer les amortisseurs.





L'hélice peut être tractive si elle est positionnée en avant de l'aéronef, ou propulsive si elle est placée en arrière.

### b. Les constituants de l'hélice :

Elle est constituée :

- D'un moyeu assurant la liaison avec le vilebrequin du moteur,
- De deux ou plusieurs pales disposées à sa périphérie.

Chaque pale est une juxtaposition de profils aérodynamiques dont les caractéristiques évoluent depuis le moyeu jusqu'à son extrémité.

On appelle Pas H : la distance parcourue par l'hélice le long de son axe de rotation en un tour.

On appelle Calage : l'angle formé par la corde de l'un des profils et le plan de rotation de l'hélice. Il varie en fonction du rayon de rotation. Par convention on dira que le calage est celui du profil se situant à 70% du rayon maximum. On dit que la pale est vrillée.

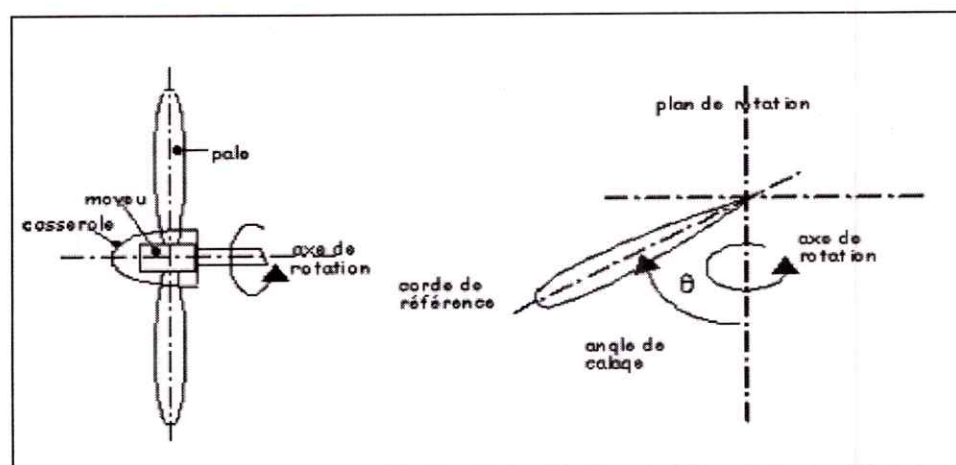


Figure (II.23) : Constituant d'une hélice.

### c. Les différents types de l'hélice :

#### 1. Hélice à calage fixe :

Sur ce type d'hélice, le calage est effectué au sol et ne varie plus en vol. Cette solution simple à mettre en œuvre présente deux inconvénients :

- Le rendement n'est correct qu'à une vitesse donnée ;
- Le moteur subit des sous régimes et des sur régimes.



## 2. Hélice à calage variable

Dans ce cas, l'hélice est équipée d'un mécanisme permettant de modifier son calage en vol, et d'un système régulateur qui assure une vitesse de rotation constante ( $V_r$ , rotation constante) à la valeur choisie par le pilote. Ce système présente l'avantage de contrer les effets désastreux précédents :

- Rendement correct sur toute la plage des vitesses de vol,
- Aucune surcharge ou sous charge du moteur.

### d. Fonctionnement de l'hélice :

Le fonctionnement est identique à celui de l'aile d'avion, en vol chaque pale de l'hélice reçoit un vent relatif créé par la translation de l'avion et la rotation de l'hélice, ce vent génère sur la pale de l'hélice une résultante aérodynamique qui se décompose en portance et en traînée.

De même que pour une aile d'avion, la valeur et l'orientation de la résultante aérodynamique dépendent de l'angle d'incidence (il n'existe qu'un angle où le rapport traction / traînée (rendement est maximum).

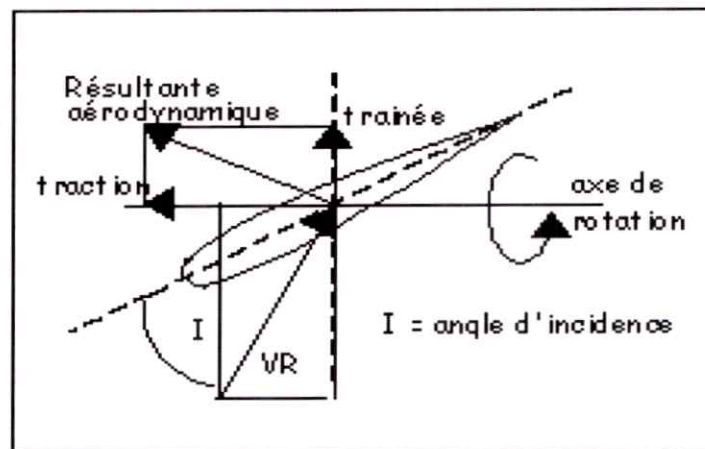


Figure (II.24) : Résultante aérodynamique.

### e. Les régimes de fonctionnement de l'hélice :

#### 1. Fonctionnement normal :

L'hélice est tractive, l'incidence des pales est positive, l'hélice fournit une traction et consomme de la puissance pour vaincre les frottements.





## 2. Fonctionnement en transparence :

Pour la même vitesse de rotation, quand la vitesse de l'avion augmente, l'incidence devient quasi nulle. La force aérodynamique vient sur le plan de rotation. La traction de l'hélice est nulle (transparence) mais l'hélice consomme de la puissance pour vaincre les frottements.

Ce régime est utilisé en vol d'entraînement pour simuler un vol moteur coupé sans couper effectivement le moteur (meilleure sécurité).

## 3. Fonctionnement en frein :

Toujours à la même vitesse de rotation, quand la vitesse de l'avion augmente encore, l'incidence devient négative et la force aérodynamique passe derrière le plan de rotation l'hélice fournit donc une force de freinage et consomme de la puissance par les frottements.

## 4. Fonctionnement en moulinet :

Pour des vitesses d'avions assez élevées et des calages faibles, la force aérodynamique peut basculer de façon que la traction est toujours résistante (effet frein) mais provoque maintenant la rotation de l'hélice qui peut avoir lieu « moteur arrêté » (moulinet). L'hélice emprunte de l'énergie à l'écoulement.

## 5. Fonctionnement en inversion de poussée (reverse) :

Pour un calage négatif et suffisamment important, l'hélice fournit une traction négative importante. C'est la position de l'hélice utilisée pour le ralentissement de l'hélice à l'atterrissage.

## 6. Fonctionnement Drapeau :

C'est le cas extrême où le calage vaut  $90^\circ$  : la pale est parallèle à l'écoulement et son incidence est nulle. C'est la position qui traîne le moins est qui est préférable en cas d'arrêt moteur.

Lors du redémarrage moteur lorsqu'on passe de la position drapeau à la position à la position normale c'est le dévirage.

## II.4. Aérodynamique :

### II.4.1. Définition :

Lorsqu'un corps est en mouvement par rapport à l'air, il est soumis à des forces élémentaires de pression et de frottement qui s'exercent sur chaque élément de surface en contact avec le milieu extérieur.

La réduction de ces forces élémentaires effectuée par rapport à un point du corps, arbitrairement choisi, conduit à une force résultante et à un mouvement résultant, pour toute orientation du corps par rapport à la vitesse du mouvement.



La détermination des composantes de ces deux grandeurs font l'objet de l'aérodynamique.

Cette dernière s'applique aux corps en mouvement (aéronef, véhicule automobiles et train). Elle s'applique ainsi aux systèmes industriels utilisant l'air ou les gaz telle que la propulsion aérienne (hélice, turboréacteur) ou la production d'énergie (éoliennes, turbines).

#### II.4.2. Historique

L'aérodynamique est une science relativement récente, puisque le premier travail théorique remonte au 17<sup>ème</sup> Siècle, lorsque Bernoulli (1738) et Euler (1755) établissent les premiers principes théoriques relatifs aux écoulements. Dans la première unité du 18<sup>ème</sup> siècle ; Navier (1823), Poisson (1831), Saint venant (1843), Stocks (1845) introduisent les contraintes intérieures du fluide et obtiennent des lois fondamentales forts complexes et peu maniables a cette époque.

Une étape importante a été franchie a la fin du même siècle grâce a l'introduction des paramètres de similitude par Reynolds et mach (1883) et aux travaux d'Huguniot (1883) relatifs aux grandes vitesses qui intéressent les balisticiens de cette époque.

Sur le plan des applications, les phénomènes de portance sont prévus par Vutea (1902), Jokovski (1904) et Lanchester (1907)

Tandis que le concept de couche limite est introduit par Prandtl (1904) et Blasines (1907).

#### II.4.3. les axes de référence :

En aérodynamique, nous avons jugé souhaitable, pour diverses raisons, de ne pas considérer sur une aile la résultante aérodynamique elle-même mais de la décomposer.

Etant donné que l'avion évolue dans trois dimensions et qu'on utilise essentiellement en aérodynamique et en mécanique du vol deux trièdres, qui ont pour origine le centre de gravité de l'avion.

##### II.4.3.1. Trièdres avion :

Trièdre avion est noté  $Gx_1y_1z_1$ , son origine et le centre de gravité avion (Fig : II.25). Les axes de roulis, lacet et tangage sont définies comme suit :

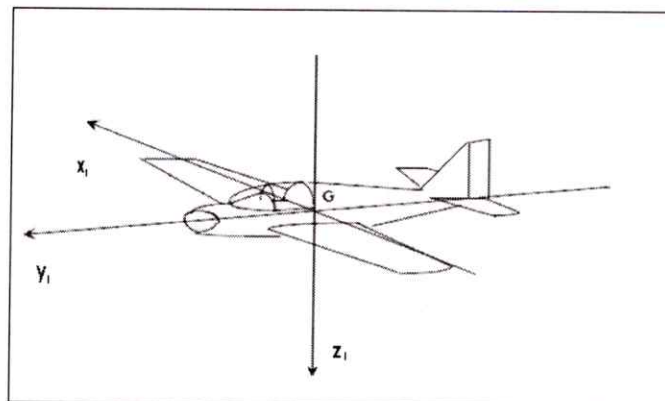


Figure (II.25) : Axes de trièdres de l'avion.





- L'axe  $Gx_1$ , axe de roulis, et orienté vert l'avant,
- L'axe  $Gy_1$ , axe de tangage, est orienté vert la droite,
- L'axe  $Gz_1$ , axe de lacet, est orienté vert le bas,

**II.4.3.2 Trièdre aérodynamique :**

Le trièdre aérodynamique  $Gx_a y_a z_a$  est déduit du trièdre avion par deux notions (dérapiage et incidence), afin que l'axe  $Gx_a$  ait la même orientation que la vecteur vitesse.

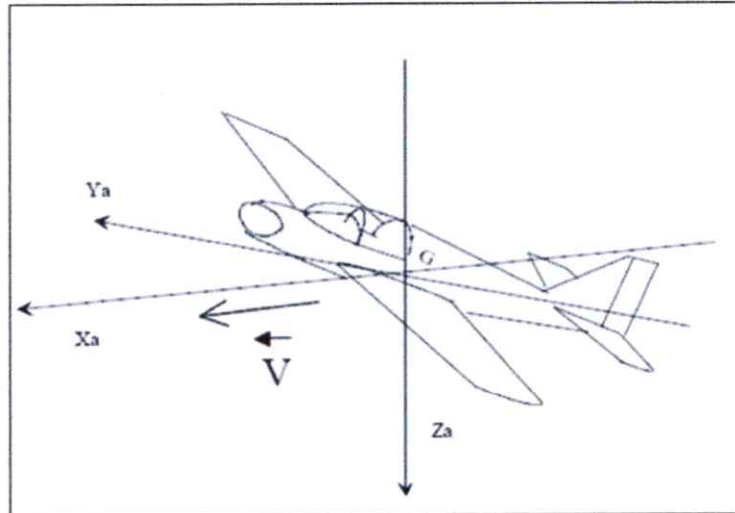


Figure (II.26) : axes de trièdre aérodynamique.

Pour repérer le déplacement de l'avion dans l'espace, il faut utiliser des angles positionnant l'avion par rapport aux axes des trièdres de référence : l'assiette, l'incidence et la pente (développé dans le paragraphe 5.3.1).

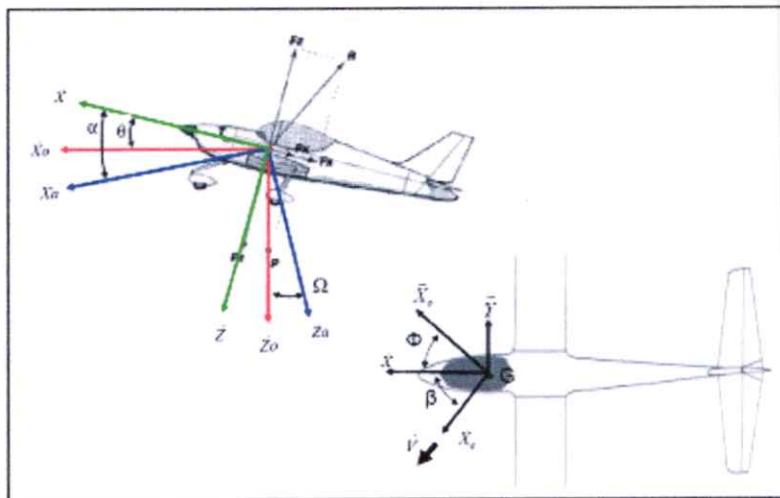


Figure (II.27) : Du repère avion au repère aérodynamique.



Pour le passage du trièdre avion au repère aérodynamique en utilisent une matrice de passage dont la quel en va intégrer les angles d'incidence et de dérapage (développé dans le paragraphe 5.3.1).

#### II.4.4. Les forces aérodynamiques exercées sur l'avion :

Si on concéder un avion à 10000 pieds d'altitude, Il subit la pesanteur, en outre, son déplacement dans l'air occasionne une résistance, ou traînée.

Ces deux forces se combinent pour ralentir l'objet et le faire tomber vers le sol. Si l'objet est un avion, cette tendance est contrecarrée grâce au moteur qui fournit une poussée capable de corriger les effets de la résistance de l'air.

Grâce à la force de sustentation des ailes, l'avion s'oppose à l'attraction terrestre ou pesanteur : la portance ( $F_z$ ) s'oppose au poids ( $m.g$ ), le vol devient possible.

Donc on peut dire qu'un avion subit trois forces :

- La poussée ou la traction, respectivement crée directement par son réacteur ou par la rotation de l'hélice entraînée par son moteur ;
- Le poids effet de la gravité terrestre sur la masse de l'appareil ;
- La résultante aérodynamique

Ces forces représentées par quatre vecteurs opposés et égaux deux à deux. La traction vers l'avant s'oppose a la traînée vers l'arrière ; la portance vers le haut s'oppose au poids vers le bas fig(II.28).

Nous avons implicitement et volontairement admis, pour simplifier le raisonnement, que ces quatre forces agissaient en un même point, à savoir le centre de gravité de l'avion. Or, seul le poids total ( $G$ ) est appliqué en son centre de gravité. La portance totale ( $P_t$ ) et la traînée totale ( $C_{xt}$ ) sont appliquées en son centre de poussée qui ne coïncide pas nécessairement avec son centre de gravité. De plus la ligne d'action de la traction ( $T$ ) ne coïncide pas nécessairement avec celle de la traînée ( $C_{xt}$ ).

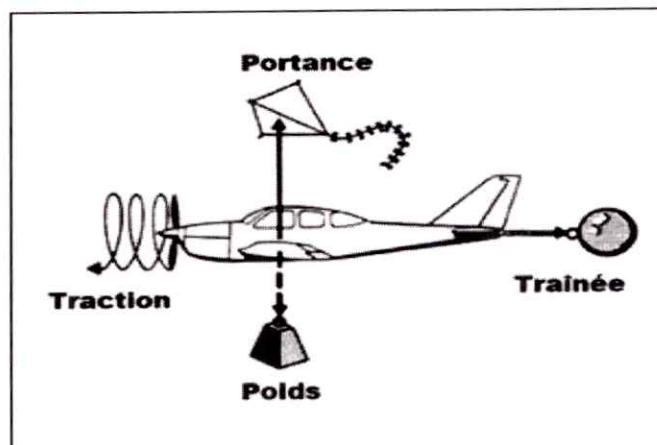


Figure (II.28) : Les forces aérodynamiques.





### II.4.4.1. Le poids :

C'est la force qui fait que les objets, lorsqu'ils ne sont plus soutenus, "tombent" vers la terre. Elle est due à la gravitation terrestre. C'est une force dirigée "du haut vers le bas", dans la direction indiquée par le fil à plomb. Son intensité est principalement fonction de la masse de l'objet, c'est-à-dire la quantité de matière qu'il contient. Plus un objet contient de matière, plus il est lourd.

Vous ne pouvez agir sur le poids de votre avion qu'avant le vol. En contrôlant le chargement, vous contrôlez dans une faible mesure l'intensité et le point d'application du poids. Le poids d'un avion léger est de l'ordre d'une tonne-force (1 to : celui de l'avion SOCATA TB 10 ne doit pas excéder 1.15 tf.)

### II.4.4.2. La traction GMP : (ou la poussée)

C'est la force générée par le système de propulsion de l'avion. Pour un avion à hélice cette force s'exerce suivant l'axe de l'hélice, donc approximativement suivant l'axe longitudinal de l'avion. Plus le moteur est puissant, plus cette force est susceptible d'être grande.

### II.4.4.3. La portance :

Les filets d'air à l'extrados augmentent de vitesse suite à la courbure, il se crée donc une dépression ; l'aile est aspirée vers le haut.

Contrairement à une idée répandue, ce n'est pas la (sur)pression de l'intrados qui soulève et fait voler l'avion : 70 % de la portance est fournie par la dépression de l'extrados. Et l'ensemble "dépression" de l'extrados et "surpression" de l'intrados forme la portance .

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. Le point d'application de la portance globale s'appelle le centre de poussée (CP).

Lors des différentes phases de vol il se déplace sur l'aile en fonction de la vitesse et de l'incidence. Plus ses déplacements sont importants et plus l'avion sera délicat à piloter.

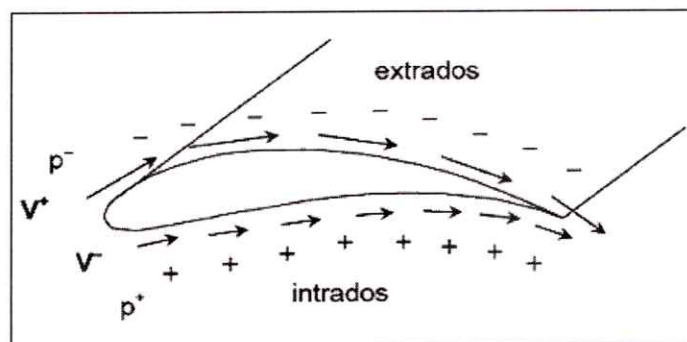


Figure (II.29) Principe de création de portance par une aile.



Les variations de la portance sont quant à elles appliquée en un autre point que l'on appelle le foyer (F). Il se situe entre le quart (25%) et le tiers (33%) de la corde en partant du bord d'attaque.

Elle se caractérise par la formule suivante :

$$F_z = \frac{1}{2} \cdot C_z(R_e, \theta) \cdot \mu \cdot S \cdot V^2 \quad \dots\dots\dots (II.1)$$

$F_z$  : définissant la portance, en Newton

$C_z$  : le coefficient de portance, un nombre sans unité qui dépend de  $R_e$  et de  $\theta$

$R_e$  : le nombre de Reynolds, en Reynolds

$\theta$  : l'angle d'incidence, en degré

$\mu$  : la masse volumique du fluide s'écoulant, en kg.m-3

$S$  : Surface projeté au sol de l'objet, en m<sup>2</sup>

$V$  : la vitesse relative du fluide non perturbé par rapport au mobile, en m.s-1

L'aile atteint sa portance maximale lorsqu'en une position en envergure le coefficient de portance local atteint le coefficient de portance maximum du profil.

Lorsque l'angle d'incidence devient trop important (15 à 18°), l'avion décroche.

Le centre de portance (le point d'application de la portance) se situe entre 30 et 50% de la corde depuis le bord d'attaque, il avance quand l'incidence augmente jusqu'à l'incidence de décrochage puis recule

La valeur de la portance est on fonction également de la forme du profil: la meilleure portance est obtenue sur un profil creux et épais. De plus, un bon état de surface permet au vent relatif de mieux "glisser" autour de l'aile, donc d'obtenir une meilleure portance.

#### II.4.4.4. Traînée :

##### a. Définition :

La traînée représente la force engendrée par la résistance de l'air, qui tend à freiner le mouvement de l'avion dans l'atmosphère. Elle doit être équilibrée par la poussée du moteur et peut être réduite en profilant l'appareil.

Définie de la même façon que la portance, elle est proportionnelle au coefficient de traînée qui dépend en grande partie de la forme géométrique de l'aile. La traînée est constituée de l'ensemble des forces qui s'opposent à l'avancement de l'avion et qui agissent non seulement sur les ailes mais également sur toutes les parties de l'avion exposées au vent relatif (fuselage, moteur, train d'atterrissage, empennages, antennes, mâts, haubans ...).





La traînée de l'aile est proportionnelle à son incidence : plus l'incidence est forte, plus la traînée est importante, il faut donc ajouter de la puissance du moteur pour maintenir une altitude constante.

Elle se caractérise par la formule suivante :

$$F_x = \frac{1}{2} \cdot C_x \cdot (R_e, \theta) \cdot \mu \cdot S \cdot V^2 \dots\dots\dots (II.2)$$

$F_x$  : définit la traction, en N

$C_x$  : le coefficient de pénétration dans l'air, un nombre sans unité, qui dépend de  $R_e$  et de  $\theta$

$S$  : Surface de l'objet faisant face au fluide en déplacement, en  $m^2$

$R_e$ ,  $\theta$ ,  $\mu$ , et  $V$  étant les mêmes paramètres que pour la portance

**Remarque :**

Au cours du décollage, un avion a une vitesse relativement faible. Ainsi, les perturbations créées par le passage du profil dans l'air ne sont pas trop importantes. Toutefois, la prise de vitesse nécessaire au décollage d'un avion implique une recherche de ralentissements réduits, donc d'une traînée plutôt faible.

**b. Les différents types de traînée :**

Il est d'usage, en aérodynamique de décomposer la traînée totale d'un avion en deux grandes catégories :

**1. La traînée parasite :**

La traînée dite « parasite » provient des antennes et des câbles extérieurs sur certains types d'appareils. Il s'agit d'une force moins importante, mais qui peut augmenter la traînée totale de l'appareil et diminuer ses performances.

La traînée parasite  $C_{xp}$  d'un avion, varie avec la pression dynamique qui agit sur toutes les surfaces. On peut considérer que la traînée parasite a pour expression :

$$C_{xp} = \frac{1}{2} \cdot \mu \cdot V^2 \cdot S_f \dots\dots\dots (II.3)$$

Dans laquelle  $S_f$  est une section fictive, perpendiculaire au vent relatif, donnant la même traînée que celle de l'avion. On voit donc que la traînée parasite augmente comme le carré de la vitesse. La traînée parasite possède en effet trois composantes qui sont les suivantes :



➤ **La traînée de frottement :**

Dans l'écoulement d'un fluide autour d'un corps quelconque se produit un phénomène d'adhérence du fluide à la paroi du corps. On constate qu'il existe, le long de la surface, une mince couche dans laquelle la vitesse de l'écoulement est freinée. Cette couche s'appelle la couche limite. On observe deux zones distinctes dans cette couche, en fonction de la vitesse de l'air et de la distance au bord d'attaque : une première zone où l'écoulement est laminaire et une seconde où l'écoulement est turbulent.

Dans certaines conditions de vitesses et de pressions au sein de la couche limite, le mouvement désordonné des particules provoque la formation de tourbillons à travers la couche et son décollement de la paroi, c'est le décrochage qui se produit lorsque l'angle d'attaque atteint une valeur critique.

Le point où la couche turbulente se déchire aux grands angles s'appelle le point de séparation.

La traînée de frottement concerne toutes les parties de l'avion. Sa grandeur augmente :

- avec la surface totale du revêtement de l'avion ;
- avec la turbulence dans la couche limite ;
- avec la rugosité des parois (la présence de glace, de poussières, de toute aspérité... augmente la rugosité et donc la traînée de frottement) ;
- avec la vitesse du vent relatif ;
- avec l'épaisseur du profil ;
- avec l'angle d'attaque ;

La traînée de frottement, qui doit être la seule composante prédominante lorsque l'aérodynamique est réussie, c'est à dire lorsque toutes les traînées ont été minimisées pour ne pas dire éliminées.

➤ **La traînée de forme :**

Elle est due à l'épaisseur du profil, elle est évidemment plus importante pour l'avion complet que pour l'aile seule.

La traînée de forme prend en compte des paramètres physiques, visibles tels que la rugosité des ailes et du fuselage, mais aussi la propreté extérieure de l'appareil. Donc, un avion propre aura une traînée moindre qu'un avion sale. La traînée de forme est minimale quand l'écoulement n'est pas décroché.

L'expérience montre que le carénage des roues et le profilage des jambes du train d'atterrissage, par exemple, permettent d'augmenter de plusieurs Nœuds la vitesse de croisière d'un avion léger.

On désigne souvent par "traînée de profil" la somme de la traînée de frottement et de la traînée de forme.





### ➤ La traînée d'interférence

La traînée d'interférence est celle qui apparaît lors de la rencontre de deux écoulements de directions et de vitesses différentes. C'est le cas notamment à l'emplanture de l'aile et à la jonction empennage - fuselage où se rencontrent l'écoulement sur le fuselage et l'écoulement sur l'aile ou l'empennage. L'entrecroisement des filets d'air y provoque de la turbulence génératrice de traînée, que l'on peut atténuer en arrondissant les angles aux jonctions des différentes parties de la structure. La distribution de portance en envergure est localement perturbée et présente des pics à l'emplanture et des manques au niveau du fuselage.

### 2. La traînée induite :

La traînée induite est une traînée résultant de l'existence même de la portance des ailes, elle est générée par la différence de pression entre l'intrados et l'extrados.

On sait que l'écoulement de l'air autour d'un profil d'aile produit une dépression sur l'extrados et une surpression sur l'intrados.

On sait par ailleurs que l'air a toujours tendance à s'écouler d'une zone de haute pression vers une zone de basse pression. et que l'air en surpression aux extrémités des ailes tend à s'écouler de l'intrados vers l'extrados en contournant les bouts d'ailes et en créant deux tourbillons appelés « tourbillons marginaux » (vortex) fig (II. 31). Vu de l'arrière, le tourbillon marginal de l'aile gauche tourne dans le sens des aiguilles d'une montre et celui de l'aile droite en sens inverse.

De plus, la pression régnant sur l'extrados étant inférieure à la pression atmosphérique qui règne à l'extérieur de l'aile, il s'établit un courant qui dévie la trajectoire des filets d'air vers le fuselage. L'inverse se produit sous l'intrados ; la trajectoire des filets d'air est déviée vers l'extrémité de l'aile. Lorsque ces filets d'air s'entrecroisent le long du bord de fuite, ils produisent une nappe de petits tourbillons appelés "tourbillons élémentaires" figure (II.31), qui rejoint les tourbillons marginaux à l'arrière de l'avion.

L'énergie propre de ces mouvements secondaires est nécessairement empruntée à celle de l'écoulement général.

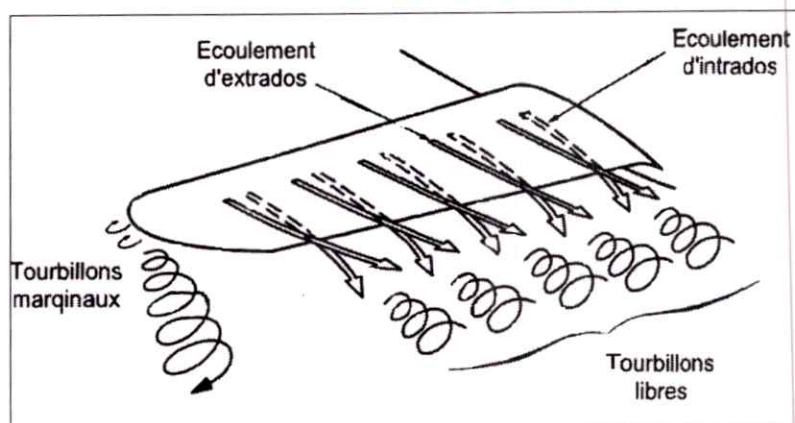


Figure (II.30) : Tourbillons élémentaires et marginaux.



La traînée induite augmente avec l'intensité des tourbillons marginaux et des tourbillons élémentaires. Elle est proportionnelle à la différence des pressions qui leur donnent naissance. Elle augmente donc avec la portance, et par conséquent avec le poids de l'avion.

L'expérience montre également qu'elle est inversement proportionnelle à l'allongement ( $\lambda$ ) de l'aile et au carré de la vitesse :

$$C_{xi} = \frac{K}{V^2} \dots\dots\dots (II.4)$$

Autrement dit la traînée induite est d'autant plus grande que la vitesse est faible et que l'allongement de l'aile est faible.

Les tourbillons marginaux sont importants derrière les gros porteurs. Le fait qu'elle augmente avec le poids de l'avion et avec une diminution de la vitesse explique le danger qu'il y ait, pour un avion léger, d'atterrir ou de décoller dans le sillage d'un gros porteur. Cette traînée peut être réduite en augmentant l'allongement, et en plaçant des petites ailettes verticale aux extrémités des ailes.

Par ailleurs, il est facile de comprendre que cette traînée induite augmente avec le poids de l'appareil. Il conviendra, lors de la conception, de procéder à une répartition judicieuse de la matière, c'est à dire à en mettre suffisamment aux endroits critiques pour la sécurité et en évitant d'en mettre là où elle ne sert à rien.

Il existe une troisième composante de la traînée totale dans le cas du régime supersonique, qui est la traînée d'onde.

Les ingénieurs aérodynamiciens savent que le fait de réduire cette résistance sur toutes les parties d'un avion est un enjeu capital.

Pour le moment, un avion sans aucune traînée est une pure utopie. Concrètement, pour faire voler un avion il faut adapter une force propulsive égale à sa traînée totale (traînée de forme, de frottement, de profil, parasite, induite, la somme des traînées de l'aile, du fuselage, des stabilisateurs et de l'interaction entre la voilure, le fuselage et stabilisateur).

#### II.4.5. Coefficients aérodynamiques :

##### a. Coefficient de portance :

$C_z$  est le coefficient de portance de l'aile. 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.





Ce coefficient dépend aussi de :

- la forme en plan de l'aile et allongement,
- le nombre de Reynolds,
- le nombre de Mach en écoulement compressible,

#### b. Coefficient de traînée :

L'expression du  $C_x$  est obtenue en additionnant la traînée du profil et la traînée induite, elle fait apparaître l'allongement effectif  $\lambda_e$ , inférieure à allongement géométrique  $\lambda$ , le terme en carré du  $C_z$  étant supérieur à la valeur théorique du  $C_{xi}$ . Si la combrure est modérée, la polaire est quasiment symétrique : même  $C_x$  pour les valeurs positives et négatives du  $C_z$ . Si la combrure est forte ou si les volets sont braqués la polaire n'est pas symétrique et le minimum du coefficient de traînée est obtenu pour une valeur positive du coefficient de portance.

Le coefficient de traînée dépend de :

- forme en plan de l'aile et allongement
- nombre de Reynolds
- nombre de Mach en écoulement compressible
- forme du profil
- incidence

La traînée est représentée au centre de poussée comme la portance.

#### c. Le nombre de Reynolds :

Nombre sans dimension représentant le ratio entre les forces d'inerties et les forces visqueuses. Pour une viscosité et une géométrie données il donne aussi la transition entre un écoulement laminaire et un écoulement turbulent.

#### d. La finesse :

C'est le rapport entre le coefficient de portance et le coefficient de traînée. C'est aussi le rapport de la vitesse de la machine sur la vitesse de chute : pour un appareil volant à 180 km/h (soit 50 m/s) et une vitesse de chute de 5 m/s la valeur du rapport est de 10. C'est aussi le rapport entre la distance parcourue et la perte d'altitude : quand l'avion parcourt 10 m, il descend de 1 m. La finesse maximum est indépendante du poids mais la vitesse de finesse maximum augmente avec le poids pour un même avion. La finesse dépend du coefficient de portance et donc de l'incidence de l'aile.

### II.5. Mécanique du vol :

On sait que pour un pilote, l'avion léger est souvent la première étape dans une carrière aéronautique. En effet, si les principes du vol sont les mêmes pour tous les avions, la simplicité de conception des avions légers et le domaine plus restreint de vitesse et d'altitude dans lequel ils évoluent, permettent un abord plus facile des différentes notions de la mécanique du vol.



### II.5.1 But de la mécanique du vol :

L'aérodynamique nous renseigne sur l'origine des forces nées du mouvement relatif de l'air et des corps qui s'y déplacent.

C'est en étudiant que nous avons pu définir les forces aérodynamiques agissant sur une aile, puis sur l'ensemble que nous appelons l'avion.

Etudier la mécanique du vol consiste donc à faire de la (mécanique) au sens propre du mot, c'est-à-dire considérer un système de forces d'origine diverses qui s'appliquent à un mobile (l'avion). L'action simultanée de ces forces a pour conséquence des mouvements que nous classerons de la façon suivante :

#### 1. Mouvement du centre de gravité de l'avion : qui définissent la trajectoire de celui-ci.

Ces mouvement ne dépendent que de la résultante des forces appliquées a l'avion et la considération de cette résultante amène a la définition de ce que nous appelons les performances ou étude des problèmes de sustentation et de propulsion.

#### 2. Mouvement de l'avion autour de son centre de gravité : dus au fait que le moment résultant des forces appliquées n'est généralement pas nul.

La valeur de ce moment résultant conditionnera les qualités de vol et nous amènera à considérer les problèmes d'équilibre, de stabilité et de contrôle du vol.

### II.5.2. Les commande du vol :

Les axes du mouvement avion pouvant se déplacer dans l'espace, son mouvement autour de son centre de gravité peu se décrire selon les trois axes :

- Axe de tangage (axe passant par le bout des ailes)
- L'axe de roulis (axe longitudinal de l'avion)
- Axe de lacet (axe perpendiculaire au plan des ailes)

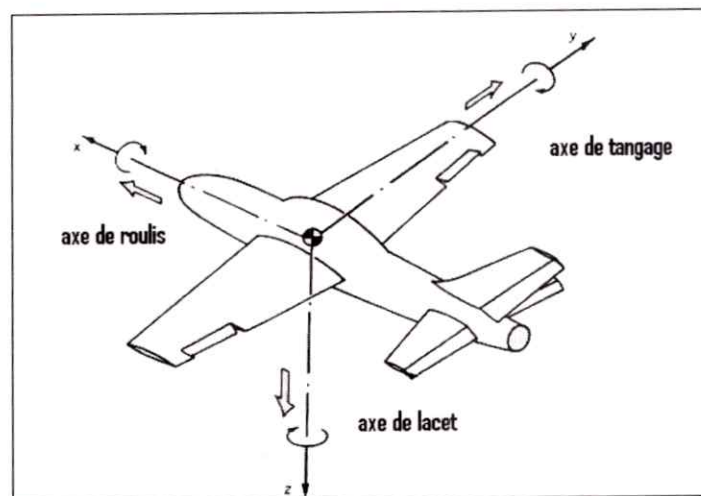


Figure (II.31) : Les commandes du vol.





### II.5.2.1. Le contrôle en tangage :

Le tangage est le mouvement de rotation de l'avion autour de son axe y (direction des ailes).

C'est par le biais de la "chaîne de profondeur" (ou "chaîne de tangage") qu'on obtient ce mouvement. Cette chaîne fait la liaison entre la commande, qui peut être :

- un manche à balai, utilisé en avant ou en arrière,
- un volant, utilisé de la même façon, pour nos avions d'affaires, et les gouvernes,
- canard lorsque l'avion en est muni,
- élévons pour un avion sans empennage.

En agissant sur la ou les gouvernes par une action sur le manche à balai (ou le volant) en longitudinal, on crée, localement au niveau de la gouverne, une variation de la portance, génératrice d'un moment qui fait pivoter l'avion autour de son centre de gravité. Cette rotation permet d'augmenter ou de diminuer, selon le sens, l'incidence de l'aile de l'avion, de modifier la portance globale et donc de modifier la trajectoire dans un plan vertical (le poids restant constant).

Une rotation autour de l'axe de tangage permet de monter ou de descendre le nez de l'appareil.

Le mouvement est obtenu en faisant bouger une surface mobile située sur l'empennage horizontal, que l'on appelle élévateur (elevator).

Pour les avions dépourvus d'empennage horizontal, ces surfaces mobiles peuvent se situer sur le bord de fuite de l'aile.

Le mouvement est assuré en tirant ou en poussant le manche à balais ou le volant.

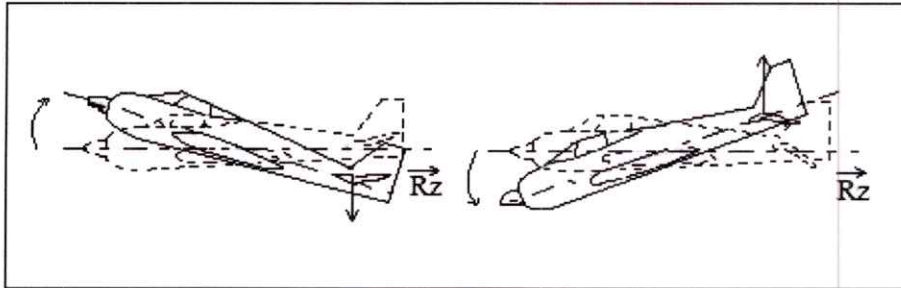


Figure (II.32) : Contrôle de tangage.

### II.5.2.2. Le contrôle en roulis :

Le roulis correspond au mouvement de rotation de l'avion autour de son axe x (direction du fuselage).

C'est par le biais de la "chaîne de gauchissement" (ou "chaîne roulis") qu'on obtient ce mouvement. Cette chaîne fait la liaison entre une commande qui peut être :



- un manche à balai, utilisé sur la gauche ou la droite, pour nos avions d'arme, un volant, utilisé de la même façon, pour nos avions d'affaires, et les gouvernes, qui peuvent être :

- des ailerons situés à l'extrémité et au bord de fuite des ailes pour un avion à empennage,

- des élévons situés au même endroit mais qui servent également de gouverne de profondeur pour un avion sans empennage,

- des spoilers, situés sur l'extrados des ailes.

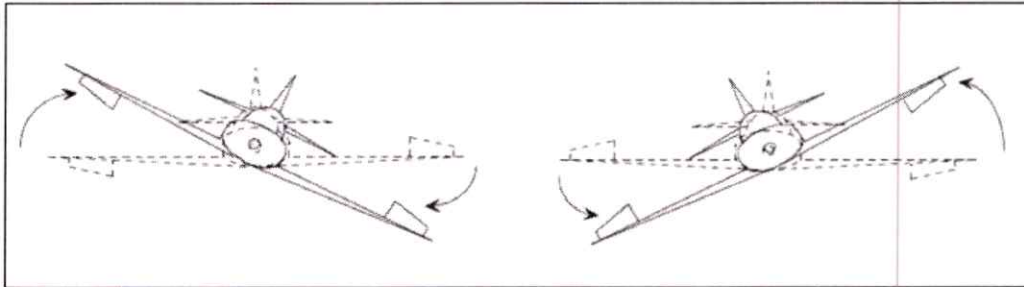


Figure (II.33) : Contrôle de roulis.

En braquant, de façon dissymétrique, les gouvernes par une action sur le manche à balai (ou le volant) en latéral, on augmente la portance du côté où la gouverne s'est baissée et on la diminue du côté où la gouverne s'est levée. Pour les spoilers, une seule des deux gouvernes se lève créant une diminution de portance et une augmentation de traînée.

Le résultat global est que la résultante aérodynamique s'incline latéralement du côté où la gouverne s'est levée (elle suit le manche), faisant apparaître ainsi une composante déviatrice qui emmène l'avion en virage. C'est l'inclinaison qui crée le virage. On dira que le virage est symétrique quand cette force déviatrice (composante horizontale de la portance) compense la force centrifuge définie par le rayon de virage. Ceci n'est obtenu que lorsqu'à rayon de virage donné on est à la bonne inclinaison. Si on est trop incliné, on est en glissade, si on n'est pas assez incliné, on est en dérapage.

Un phénomène secondaire peut être mis en évidence pour les avions à grande envergure et pour les planeurs : l'aileron baissé va plus traîner que l'aileron levé, masqué par l'aile. Cette dissymétrie crée un moment de rotation d'autant plus fort que les ailerons sont éloignés. Cet effet, qui s'oppose à la mise en virage, s'appelle le lacet inverse. Il oblige, sur ce type d'avion, à utiliser le drapeau pour la mise en virage. Le pilotage se fait alors en "conjuguant" manche et palonnier du même côté.





### II.5.2.3. Le contrôle en lacet :

Le lacet est le mouvement de rotation de l'avion autour de son axe z (perpendiculaire aux deux précédents).

C'est par le biais de la "chaîne de direction" (ou "chaîne de lacet") qu'on obtient ce mouvement. Cette chaîne fait la liaison entre la commande :

- palonnier, et la gouverne
- drapeau.

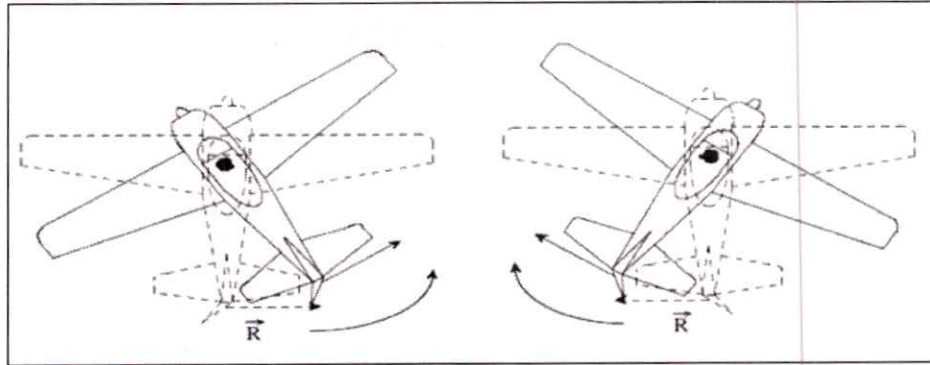


Figure (II.34) : Contrôle de lacet.

En agissant sur le drapeau, par l'intermédiaire du palonnier, on déforme le profil de l'empennage vertical pour créer une résultante aérodynamique à son niveau. Son moment par rapport au centre de gravité va faire pivoter l'avion autour d'un axe vertical.

Attention, ça ne suffit pas pour virer instantanément. En effet, cette seule action fait déraper l'avion (l'avion n'est pas assez incliné pour son rayon de virage), comme lorsque l'on tourne le volant d'une voiture sur une route trop glacée.

Néanmoins le fait de faire pivoter l'avion a créé une différence de vitesses entre les deux ailes : l'une va plus vite que l'autre, elle a plus de portance, elle se soulève.

L'action sur le palonnier s'accompagne donc d'un effet de roulis. Cet effet s'appelle **le roulis induit**. Il va dans le sens d'aide à la mise en virage à la différence de l'effet de lacet inverse qui lui s'y oppose.

La rotation autour de cet axe permet de contrôler l'avion lors de sa course de décollage ou à l'atterrissage et permet de maintenir un vol symétrique en croisière.

Il existe des gouvernes dont le système de commande permet une utilisation multiple. On trouve par exemple des élévons qui font office d'élévateurs et d'ailerons. Il existe également des floperons qui servent de volet de courbure et d'aileron. En dehors de ces exemples relativement courants, il en existe d'autres.



#### II.5.2.4. Les effets secondaires des commandes :

Nous avons décrit l'effet principal des différentes commandes (effet primaire) mais leur action entraîne également des mouvements parasites de l'avion appelés effets secondaires des commandes.

- la commande de profondeur est sans effet secondaire.
- la commande de roulis entraîne un lacet inverse puis une chute du nez de l'appareil dans l'intérieur du virage.
- la commande de lacet entraîne un roulis induit dans le même sens,

Ces effets secondaires nécessitent donc une coordination des mouvements des commandes pour obtenir de l'appareil un mouvement précis.

#### II.5.2.5. Le contrôle de la vitesse :

Lors des descentes rapides les avions peuvent atteindre des vitesses trop importantes. Leur structure ne résiste pas aux efforts aérodynamiques qui s'exercent alors sur les ailes ou le fuselage et l'avion peut se déformer ou pire, se disloquer en vol.

Au décollage ou à l'atterrissage, les dispositifs hypersustentateurs ne sont pas calculés pour supporter des efforts aérodynamiques importants. Lors des vols contrôlés, les aiguilleurs du ciel imposent aux avions des vitesses qui permettent de les espacer entre eux.

Il est donc très important de contrôler la vitesse de l'avion. Pour cela le pilote dispose de deux possibilités :

- le moteur : la commande de gaz permet au pilote de réguler la puissance fournie par le moteur.
- les aérofreins ou les spoilers : freins aérodynamiques.

Les aérofreins sont des plaques que l'on déploie perpendiculairement à l'avion pour offrir une plus grande traînée. Les spoilers ont pour effet de diminuer la portance, obligeant ainsi le pilote à augmenter l'incidence pour maintenir sa trajectoire et ainsi à augmenter également la traînée. Ces dispositifs sont utilisés quand le contrôle moteur ne suffit pas. La compensation statique des commandes.

Lorsqu'on bouge les gouvernes pour modifier la trajectoire de l'avion, les gouvernes peuvent osciller. Ces oscillations sont dangereuses car l'avion peut devenir incontrôlable.

Pour éviter que cela puisse se produire, les commandes sont équilibrées statiquement : on dispose des masses de telle sorte que les oscillations autour de leur axe soient amorties très fortement.

Pour limiter les efforts du pilote lorsqu'il actionne les commandes, elles sont munies d'une petite surface appelée TAB qui permet de créer un effort assistant le pilote. Les Tabs des avions de tourisme lents sont des petites plaques métalliques disposées sur le bord de fuite des gouvernes et calées de façon précise au sol.



Si les avions sont plus rapides il faut modifier le calage des Tabs en vol. Il existe divers systèmes qui permettent de régler automatiquement leur position en fonction de la vitesse et de la position des gouvernes.

### II.5.3. Les principales phases du vol :

Les différentes phases de vol sont étudiées, en débutant par le vol rectiligne et en terminant par le décollage et l'atterrissage ; elles sont abordées du point de vue des performances, aussi bien que du point de vue des qualités de vol (braquages des gouvernes et stabilité du vol). Les limites du domaine de vol, les conséquences du givrage et de la turbulence.

#### II.5.3.1. Les principaux angles :

**a. L'assiette** : est l'angle entre la ligne de foi de l'avion et l'horizontale. Elle est comptée positivement si le nez de l'avion est au-dessus de l'horizon et négativement s'il est en dessous. C'est l'angle indiqué par l'horizon artificiel.

**b. L'incidence** : est l'angle entre la ligne de foi de l'avion et la direction de la vitesse. Elle est comptée positivement si la ligne de foi est au-dessus de la direction de la vitesse.

**c. La pente** : est l'angle formé entre la direction de la vitesse et l'horizontale. Elle matérialise la trajectoire de l'avion. La pente est positive si la vitesse est au-dessus de l'horizontale.

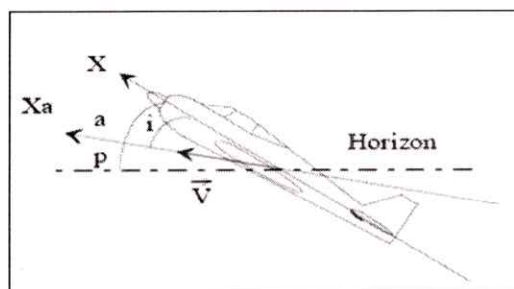


Figure (II.35) : L'assiette la pente et l'incidence.

**d. L'inclinaison** : est l'angle formé entre le plan des ailes et l'horizontale. Il est repéré dans l'avion à l'aide de l'horizon artificiel ou de l'indicateur de virage.

En vol à vue, on le repère par l'inclinaison du capot moteur sur l'horizon. L'inclinaison a pour but principal de permettre d'effectuer des virages plus ou moins serrés.

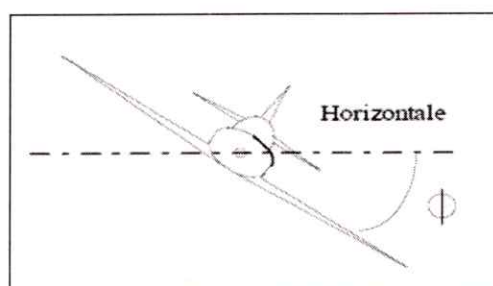


Figure (II.36) : L'inclinaison.



**e. Le dérapage :** est l'angle entre la ligne de foi de l'avion et la vitesse. Il est compté positivement par la droite (nez à gauche de la vitesse).

Il est indiqué à bord de l'avion par la bille. Si elle est au centre, le dérapage est nul, si elle est à droite, le dérapage est à droite (la bille indique le sens de la vitesse vraie).

L'angle de dérapage est important car s'il n'est pas nul en croisière l'avion consomme plus de carburant que nécessaire pour effectuer son vol.

En phase d'approche il est encore plus important car il augmente la vitesse de décrochage.

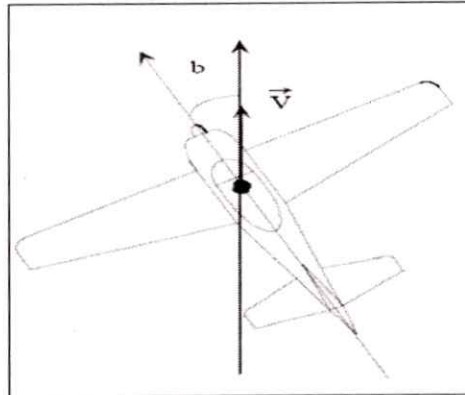


Figure (II.37) : Le dérapage.

En cas d'approche dérapée involontaire, une tenue rigoureuse de la vitesse habituelle d'approche peut entraîner un décrochage intempestif de l'appareil. Il est donc très important de surveiller ce paramètre.

### II.5.3.2. Le vol rectiligne uniforme en palier :

Le vol rectiligne en palier à vitesse constante reste la configuration de vol la plus fréquente.

Pour maintenir l'équilibre de l'avion il faut que

- la portance équilibre le poids :  $m \cdot g = F_z$
- la traction équilibre la traînée :  $T = F_x$

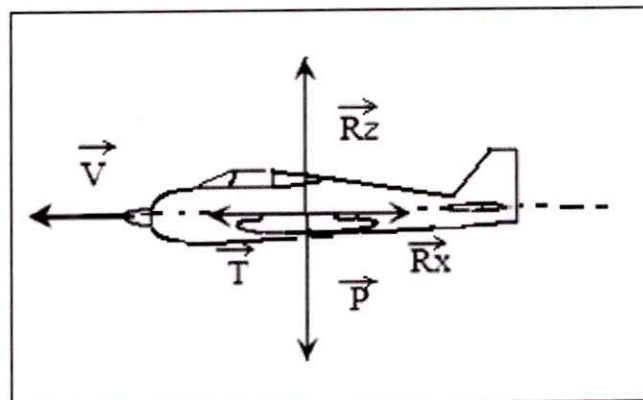


Figure (II.38) : Vol rectiligne uniforme.





Pour une puissance motrice donnée il existe, en général, deux couples incidence – vitesse pour réaliser un palier rectiligne à vitesse constante.

**II.5.3.3. La montée rectiligne uniforme :**

Du point de vue de la sustentation les choses restent assez simples. La portance doit compenser la projection du poids sur sa direction :

$$R_z = m \cdot g \cdot \cos(p) = F_z \dots\dots\dots (II.5)$$

La portance est inférieure au poids et le facteur de charge inférieur à 1. Pour la propulsion, la traction doit compenser, la traînée et la projection du poids dans sa direction :

$$T = R_x + m \cdot g \cdot \sin(p) \dots\dots\dots (II.6)$$

En pratique la vitesse ne peut être maintenue indéfiniment.

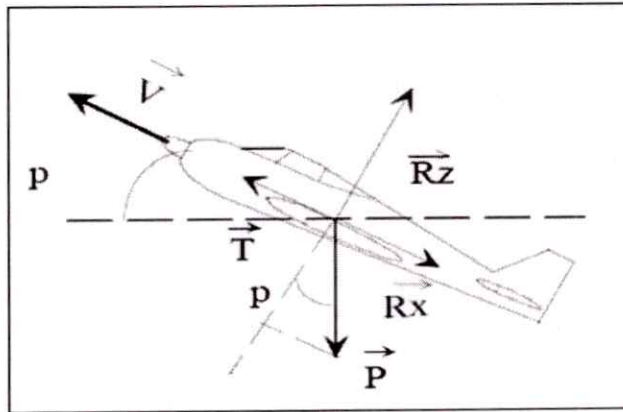


Figure (II.39) : La montée rectiligne uniforme.

Il existe plusieurs types de montée à vitesse stabilisée utilisés en pratique selon les priorités (gain d'altitude, temps de montée, rapport distance parcourue et altitude gagnée) :

- la montée à pente max (pour gagner beaucoup d'altitude sur une faible distance) pour les franchissements d'obstacles.
- la montée à  $V_z$  max (pour gagner le plus rapidement possible de l'altitude) pour des gains d'altitude rapides.
- la montée à vitesse optimale (VOM) pour obtenir le meilleur rapport altitude gagnée, distance parcourue, temps écoulé et consommation. C'est la plus employée quand aucun impératif de sécurité ne se présente.



### II.5.3.4. Décote rectiligne uniforme :

Le principe de son étude est le même, cette fois le poids de l'avion devient moteur et on peut se permettre de diminuer la traction pour maintenir la vitesse. Dans le cas d'un vol motorisé, il suffit de rajouter la traction.

### II.5.3.5. Le virage symétrique en palier à vitesse constante :

C'est également une configuration courante puisqu'en navigation les virages se font en général à altitude constante. Dans cette configuration l'équilibre des forces amène à écrire :

- La traction compense la traînée :  $T = F_x$
- La composante verticale de la portance compense le poids :  $F_z \cdot \cos\phi = m \cdot g$

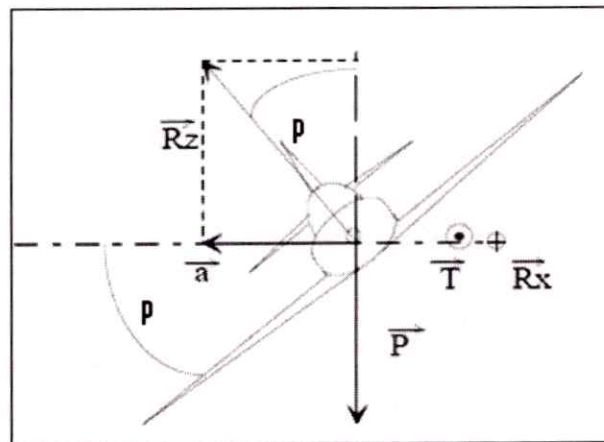


Figure (II.40) : Virage symétrique.

#### ➤ Facteur de charge :

Sous certaines configurations de vol, un avion peut subir des augmentations de charge et donc des augmentations de contraintes au niveau de sa résistance structurale.

Le poids  $P$  est toujours dirigé vers le bas, alors que la portance est toujours perpendiculaire à l'aile.

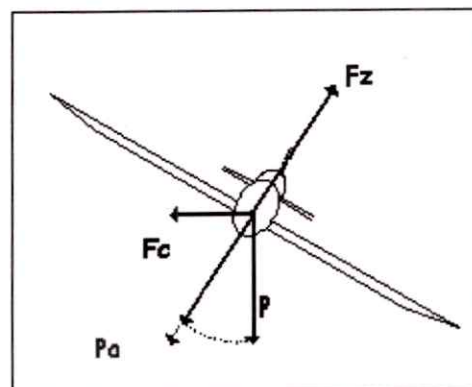


Figure (II.41) : Le facteur de charge.





En virage s'ajoute alors la force centrifuge  $F_c$  qui permet de composer les forces ( $F_c$  et  $P$ ) pour donner le poids apparent  $P_a$ . Ce poids apparent, opposé à la portance est plus grand que le poids réel  $P$ . En virage la portance doit donc augmenter. Le poids apparent  $P_a$  est d'autant plus grand que le virage est incliné.

La relation entre le poids de l'avion et le poids apparent se nomme facteur de charge.

### II.5.3.6. Le décollage :

Le décollage se décompose en trois phases :

**a. le roulement (1) :** Pendant cette phase l'avion accélère sur la piste afin d'atteindre une vitesse lui permettant d'assurer sa sustentation par une portance suffisante. L'utilisation des volets permet de diminuer la vitesse nécessaire au décollage mais diminue l'accélération par augmentation de la traînée. En général on utilise un seul cran de volet. Cette position intermédiaire offre un bon compromis.

**b. la rotation (2) :** Lorsque la vitesse de décollage est atteinte, on effectue la rotation pour placer l'avion à l'assiette de montée. Cela augmente la portance par augmentation d'incidence. La sustentation va se produire.

**c. l'envol (3) :** Dans cette phase l'avion a quitté le sol mais en est encore très proche. Il faut continuer à accélérer pour assurer la prise d'altitude. Le décollage se termine au passage à la hauteur de 15 m par rapport au sol.

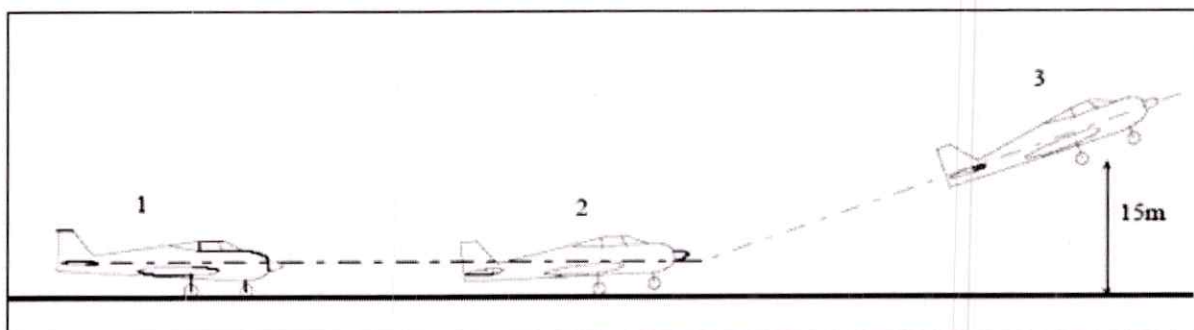


Figure (II.42) : Le décollage.

Un terrain situé à haute altitude, une forte température ou un vent arrière augmente la longueur de décollage.

### II.5.3.7. L'atterrissage :

L'atterrissage se décompose également en trois phases :

**a. la finale (1) :** L'avion descend sur une pente stabilisée avec une vitesse constante. Par vent faible ou nul, le pilote sort les pleins volets et les becs afin de réduire la vitesse d'approche.



**b. l'arrondi (2) :** Près du sol le pilote réduit la pente de descente afin de tangente le sol, on dit qu'il arrondit. Cette phase permet de prendre contact doucement avec la planète.

**c. la décélération (3) :** Une fois les roues au sol l'atterrissage n'est pas terminé. Il faut perdre sa vitesse sur la piste avant de pouvoir dégager vers le parking. Cette phase peut paraître une pure formalité mais il n'en est rien. Il faut rester vigilant pendant toute la décélération. Un freinage mal dosé peut entraîner un cheval de bois, un pylône ou une sortie de piste.

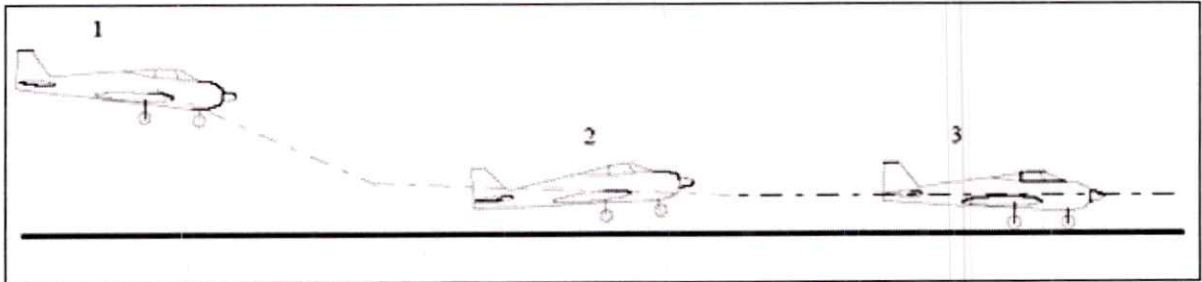


Figure (II.43) : L'atterrissage.



# CHAPITRE III

DEVELOPPEMENT DE LA METHODE  
DE CALCUL « L'AVION DE REFERENCE »



### III. Développement de la méthode de calcul « l'avion de référence » :

#### III.1. Introduction :

Cette étude concerne les avions légers définis comme ayant une masse au décollage inférieure à 2.7 tonnes propulsés par un moteur à pistons entraînant une hélice.

Dans le cadre d'un avant projet, il est parfaitement possible d'évaluer avec une bonne certitude les grandeurs caractéristiques d'un avion. La méthode est simple et efficace, car elle repose sur des données réelles. Il s'agit en fait de la modélisation numérique des systèmes, complétée par la similitude et l'exploitation des données expérimentales obtenues à partir d'avions ou d'éléments d'avions connus (méthode de l'avion de référence). Elle fournit des valeurs que l'on pourra considérer comme des références valables pour l'achat (ce sont alors des critères de qualité et de sélection) ou la conception et la réalisation des différents éléments constitutifs de l'aéronef.

Cette étude décompose l'avion en deux sous-systèmes, le planeur et le groupe moto propulseur. Elle montre l'étroite interaction entre ces deux composants, l'un influant systématiquement l'autre.

#### III.2. Composition du modèle numérique :

Le modèle réel est caractérisé par :

##### III.2.1. La structure comportant :

- Une aile et l'empennage tous deux considérés comme surfaces portante,
- Un fuselage contenant la masse utile, les occupants, le train d'atterrissage et le carburant si celui-ci ne se trouve pas dans les ailes.

##### III.2.2. Le groupe moto propulseur composé du moteur et de l'hélice :

On définit tout d'abord la catégorie de l'appareil (ULM, VLA,...) et la mission type qui lui sera attribuée. Cette mission se caractérise par la distance franchissable, ainsi que l'altitude en croisière, la vitesse de croisière et la masse utile (passagers, bagages).

Viennent ensuite les paramètres de géométrie, comme l'allongement, le rapport de surfaces ailes/empennage, la surface mouillée totale et la qualité aérodynamique de l'avion (étendue de la laminarité de l'écoulement).

Un élément rarement pris en compte à part entière dans le processus de conception est le moteur. Il est aisé de modéliser un moteur moyen, c'est à dire donner le rapport masse par unité de puissance en fonction du taux de compression, simplement à l'aide d'une étude statistique. Le modèle fournit alors les grandeurs moyennes, basées sur ce qui existe dans la réalité.





### III.3. Définition de la mission type dans le cadre des calculs :

La mission d'un avion est de transporter d'un point donné à un autre des passagers et des bagages, en un temps déterminé, et à une altitude donnée. Cette mission sera définie par les valeurs suivantes :

- La masse utile (passagers, bagages) :  $M_u$
- La distance maximum franchissable en croisière :  $D_{fcr}$
- L'altitude de croisière :  $H_{cr}$
- La vitesse de croisière :  $V_{cr}$

Dans ce cas de figure, on néglige les phases de décollage et d'atterrissage en admettant qu'elles se compensent du point de vue énergétique.

### III.4. La catégorie de l'avion :

Selon que l'avion se situe dans la catégorie ULM ou par exemple VLA, des contraintes sont imposées sur la masse au décollage  $M_D$  et la vitesse minimale d'atterrissage  $V_{min}$ . Pour les ULM,  $M_D$  max est inférieur ou égal à 450 kg, et  $V_{min}$  inférieure ou égale à 65 km/h. Ces valeurs grimpent à 750 kg et 83 km/h pour les avions de type VLA.

### III.5. La géométrie de l'avion :

La géométrie conditionne certaines grandeurs comme la résistance à l'avancement, la vitesse de décollage la vitesse de croisière pour une masse donnée et le devis de masse cellule. L'appareil est défini à partir des paramètres suivants :

- Le nombre de sièges, ainsi que leur disposition, influent alors sur le diamètre de fuselage  $d_{fus}$ , ainsi que sa longueur  $L_{fus}$ , la largeur du fuselage au niveau des ailes est représentée par la valeur  $b_{fus}$ , et aussi sur la masse utile (passagers).
- La masse utile  $M_u$ , tenant compte de nombre de passagers et des bagages ou objets transportés.
- Le rapport Surface empennage/Surface aile  $Se/S$ , habituellement issu de statistiques dans le cas d'un avant projet et définitivement précisé par le calcul de stabilité et pilotabilité dans le cadre des calculs détaillés définitifs.
- L'allongement  $A$ .
- Le coefficient d'effilement  $k$ .
- Le coefficient de portance maximum  $Cz_{max}$ .

Les trois derniers paramètres seront décrits dans le paragraphe suivant. D'autres paramètres directement liés au soin apporté à la réalisation de la cellule sont :

- La qualité aérodynamique, traduite par  $C_{fe}$ , comprise entre 0,0032 pour le meilleur et 0,013 pour le pire,
- Le rapport masse cellule sur surface mouillée  $M_{pl}/S_{mt}$  (masse planeur sur surface mouillée totale), compris entre 5 kg/m<sup>2</sup> pour le meilleur et 7 pour une réalisation moyenne. Ces deux derniers paramètres sont issus d'analyse statistique d'appareils existants.



### III.6. Description des coefficients géométriques et aérodynamiques :

#### III.6.1. Le coefficient d'effilement et l'allongement :

Le coefficient d'allongement  $k$  traduit la forme de l'aile. C'est le rapport de la corde externe sur la corde interne (figure III.1).

$$k = \frac{C_e}{C_i} \dots\dots\dots (III.7)$$

Une aile rectangulaire possède un coefficient d'effilement égal à 1. L'allongement  $A$  est le rapport du carré de l'envergure sur la surface en plan de l'aile, y compris la partie masquée par le fuselage. On l'utilise pour en déduire l'envergure  $b$  :

$$b = \sqrt{A.S} \dots\dots\dots (III.8)$$

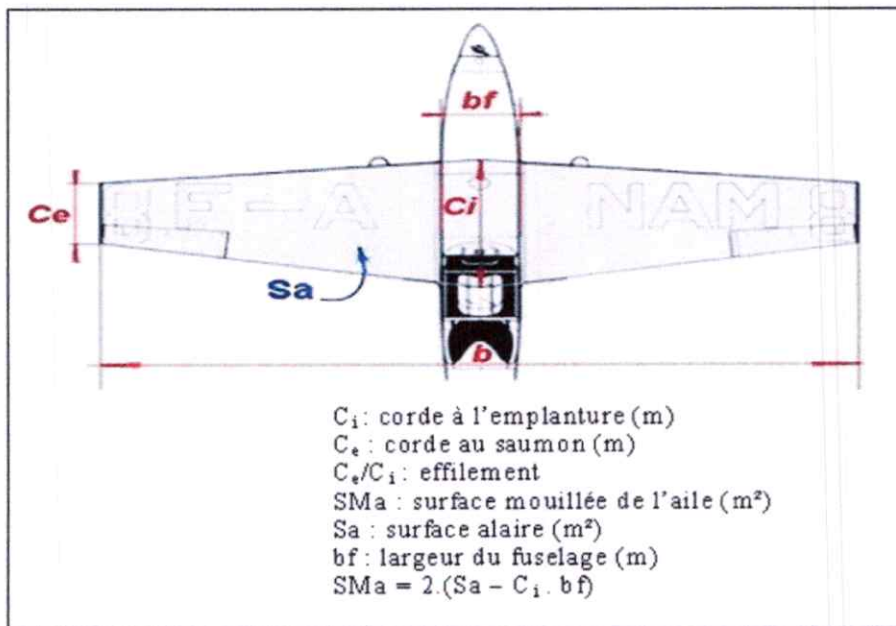


Figure (III.45) : Définition des cordes, de l'envergure et de la largeur du fuselage.

L'allongement est un paramètre de forme que l'on fixe au départ. Sa valeur est comprise entre 5 et 11 pour les avions légers, 5 étant une valeur particulièrement défavorable. Un planeur de compétition peut posséder un allongement de 35.





**III.6.2. Le coefficient de portance maxi  $C_{Zmax}$  :**

Il est obtenu par évaluation statistique à partir d'avions existants ou de maquettes, ou alors à partir de calculs numériques exacts de la portance de l'aile. Il doit être corrigé des effets porteurs ou déporteurs de l'empennage. Sa valeur est en moyenne de 1.35 en l'absence de volets. Elle évolue entre 2 et 3.6 selon l'efficacité et la géométrie des volets.

**III.6.3. Le coefficient de frottement aérodynamique équivalent  $C_{fe}$  :**

Ce coefficient combine l'effet prédominant du frottement visqueux avec le résidu de traînée de pression toujours présent. Il permet de définir la traînée aérodynamique de l'ensemble de l'avion. Sa référence est la surface mouillée totale [1,2]. Le  $C_{fe}$  permet de calculer le coefficient de traînée parasite  $C_{x0}$ .

La traînée globale  $C_x$  représentée par la somme de la traînée parasite  $C_{x0}$  et de la traînée induite (par la portance) sera utilisée pour établir le bilan énergétique de la propulsion.

**III.7. Le rendement hélice :**

Une hélice à pas fixe possède un rendement optimal à un régime et une vitesse donnée. On utilise pour la modélisation le rendement en régime de croisière  $R_{Hcr}$ . Cette valeur est obtenue sur les courbes caractéristiques d'hélice mesurées en soufflerie.

**III.8. Les propriétés de l'atmosphère :**

L'atmosphère se caractérise par sa masse volumique. Cette grandeur est variable et dépend de l'altitude et de la température. On peut exprimer la masse volumique de l'air en fonction de l'altitude  $H$  [km] en utilisant l'approximation :

$$\rho = \frac{\rho_0 (20 - H)}{(20 + H)} \dots\dots\dots (III.9)$$

Pour l'altitude de croisière, nous poserons  $\rho / \rho_0 = (20 - H_a) / (20 + H_a)$ . Cette altitude influe évidemment sur la puissance disponible au niveau du moteur. On exprime la puissance disponible à l'altitude de croisière par :

$$\frac{P_{mcr}}{P_{max}} = \frac{\left[ \frac{\rho}{\rho_0} \right] - 0,15}{0,85} \dots\dots\dots (III.10)$$

Cette relation empirique, suffisante pour le calcul d'avant projet, est obtenue à partir de mesures sur moteur 4 temps aéronautiques.



### III.9. Éléments de calcul :

#### III.9.1. surface mouillée de fuselage :

Les calculs sont effectués en faisant simplement un bilan énergétique. La puissance fournie par le moteur égale la résistance à l'avancement. L'évaluation de la résistance à l'avancement est faite à partir de la valeur de la surface mouillée totale ( $S_{Mt}$ ). Pour connaître sa valeur avec précision, il faut disposer des plans exacts de l'avion. Mais quand il s'agit d'un avant projet, on pratique une estimation numérique en utilisant des relations approximatives :

$$S_{mfus} = 2,15 \cdot D_{fus} \cdot L_{fus} \dots\dots\dots (III.11)$$

La surface virtuelle de la partie d'aile englobée par le fuselage est :

$$S_{cfus} = b_f \cdot C_i \cdot \left[ \frac{1}{2b} (y-1) \cdot b_f + 1 \right] \dots\dots\dots (III.12)$$

#### III.9.2. surface mouillée de l'aile :

En tenant compte de l'empennage, la surface mouillée aile est représentée par :

$$S_{maile} = 2 \cdot \left[ S \cdot \left( 1 + \frac{S_e}{S} \right) - S_{cfus} \right] \dots\dots\dots (III.13)$$

#### III.9.3. surface mouillée totale :

La surface mouillée totale s'établit simplement par :

$$S_{mt} = S_{mfus} + S_{maile} \dots\dots\dots (III.14)$$

#### III.9.4. calcul des paramètres aérodynamiques :

La relation liant la masse au décollage, la surface aile et la vitesse de décollage est :

$$\frac{M_D}{S} \cdot g = \frac{\rho_0}{2} \cdot V_{\min}^2 \cdot C_{z \max} \dots\dots\dots (III.15)$$





(L'égalité entre portance et poids). Il est nécessaire au départ d'évaluer la masse au décollage. On peut raisonnablement poser :

$$M_d = 2,5 \cdot M_u \dots\dots\dots (III.16)$$

Le  $C_{x0}$  est alors obtenu par :

$$C_{x0} = \left( \frac{S_{mt}}{S} \right) \cdot C_{fe} \dots\dots\dots (III.17)$$

Le rapport Puissance moteur en croisière sur la surface aile s'obtient à partir de la polaire :

$$\frac{P_{mcr}}{S} = \frac{1}{R_{hcr}} \cdot \frac{\rho_{cr}}{2} \cdot V_{cr}^3 \cdot C_x \dots\dots\dots (III.18)$$

avec :

$$C_x = C_{x0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot A \cdot e} \dots\dots\dots (III.19)$$

$e$  représente le coefficient de correction de distribution non elliptique de la portance (Coefficient d'Osswald),  $e=1$  pour aile elliptique isolée. Le  $C_z$  croisière est donné par :

$$C_z = \frac{\left( \frac{M_d}{S} \right) \cdot g}{\frac{\rho_{cr}}{2} \cdot V_{cr}^2} \dots\dots\dots (III.20)$$

### III.9.5. calcul de la masse du carburant ( $M_{carb}$ ), la masse du fuselage ( $M_{fus}$ ) et de la masse du groupe motopropulseur ( $M_{GMP}$ ) :

Pour effectuer la mission déterminée, il faut emporter une certaine masse de carburant qui est incluse dans la masse au décollage. Le rapport masse carburant sur masse au décollage est :

$$\frac{M_{carb}}{M_d} = \frac{P_{mcr}}{S} \cdot \frac{1}{\frac{M_d}{S}} \cdot C_{spcr} \cdot \left[ \frac{D_{fcr}}{V_{cr}} + 0,5 \right] \cdot \frac{1}{1000} \dots\dots\dots (III.21)$$



$C_{sp_{cr}}$  représente la consommation spécifique pour le régime de croisière. Elle s'exprime en kg/kWh. Le facteur 1/1000 convertit les W en kW. La masse du moteur dépend de la puissance qu'il devra fournir. Elle est également incluse dans la masse au décollage. Dans la relation précédente, on tient compte d'une demi-heure de vol de réserve imposée par le règlement. On peut exprimer le rapport de la masse de la cellule sur la masse totale au décollage par :

$$\frac{M_{pl}}{M_d} = \frac{\left(\frac{S_{mt}}{S}\right) \cdot \left(\frac{M_{pl}}{S_{mt}}\right)}{\left(\frac{M_d}{S}\right)} \dots\dots\dots (III.22)$$

La masse du groupe motopropulseur, comprenant l'hélice et le moteur est donnée par :

$$\frac{M_{gmp}}{M_d} = \left(\frac{M_{mot}}{P_{m\ max}}\right) \cdot \frac{P_{mcr}}{S} \cdot \frac{1}{M_d} \cdot \frac{1}{1000} \dots\dots\dots (III.23)$$

**III.9.6. Estimation de la masse maximale au décollage :**

A partir des éléments ci-dessus, on peut recalculer une valeur plus approchée de la masse au décollage (itérations d'approximation successives) :

$$M_{dcal} = \frac{M_u}{1 - \left(\frac{M_{gmp}}{M_d} + \frac{M_{pl}}{M_d} + \frac{M_{car}}{M_d}\right)} \dots\dots\dots (III.24)$$

En reprenant ensuite ces calculs avec cette nouvelle valeur, on entame un processus itératif qui généralement converge. Les calculs seront arrêtés lorsque l'évolution de la valeur de la masse au décollage sera minime. L'organigramme de la figure 2 indique la construction de la boucle.

**III.10. organigramme de calcul :**

Le processus itératif de ce niveau est présenté à la Figure (III.46). Il débute après une initialisation des constantes liées aux choix des données d'entrées, l'itération se fait ensuite sur les différents paramètres, pour terminer la masse au décollage sera calculé. Ainsi la configuration est obtenue.



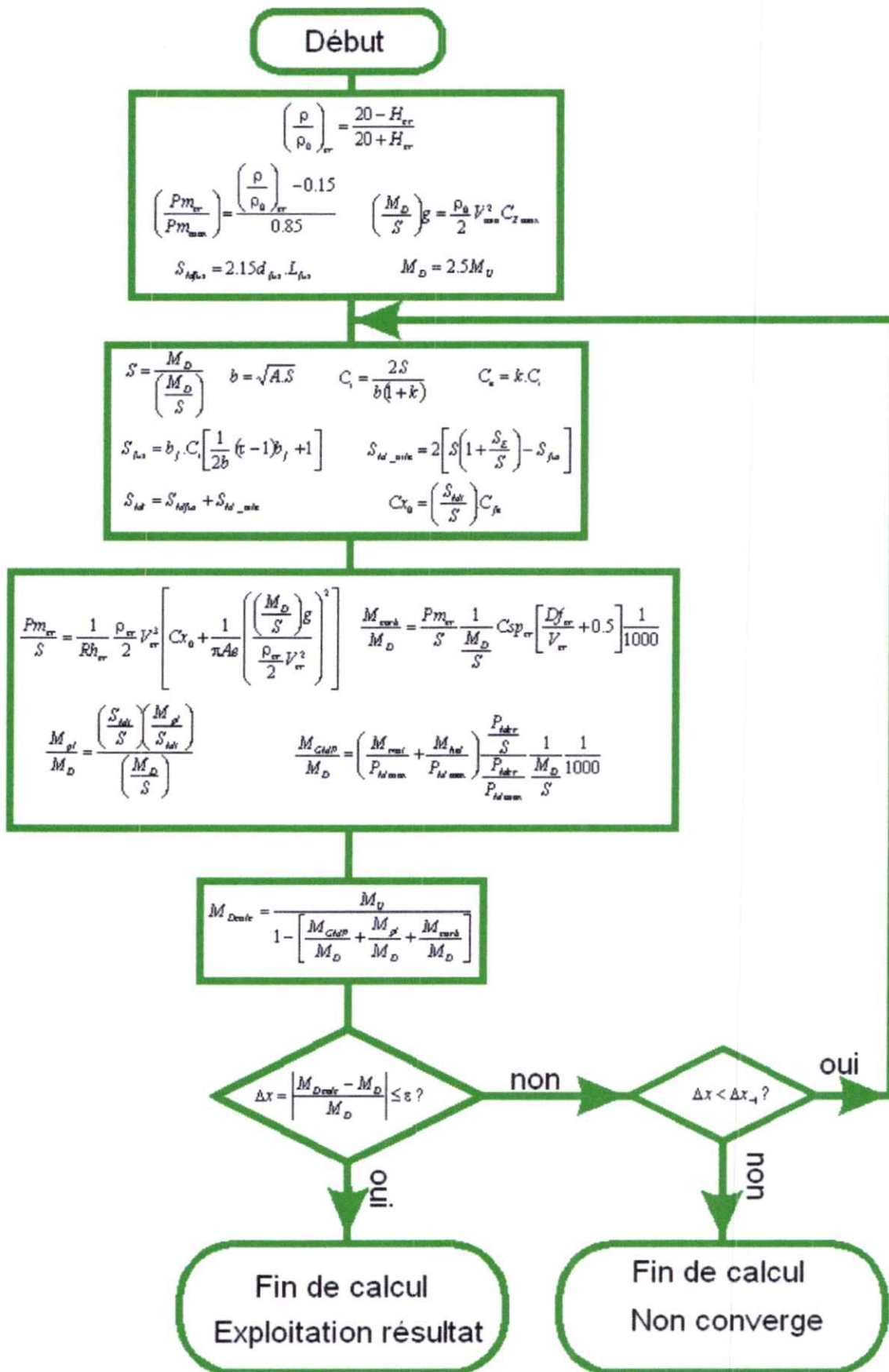


Figure (III.46) : Organigramme du calcul.

Développement d'une méthode de calcul préliminaire pour la masse maximale au décollage

# CHAPITRE IV

## RESULTATS ET COMMENTAIRES





## **IV. Résultats Et Commentaires :**

### **IV.1. Introduction :**

Dans ce chapitre on va essayer d'appliquer les relations obtenues dans le chapitre précédent pour calculer la masse maximale au décollage et les paramètres aérodynamiques d'un avion qu'on veut construire a partir des données d'un cahier des charges.

### **IV.2. Cahier des charges :**

#### **IV.2.1. Définition :**

Le cahier des charges est un document contractuel entre le client et le prestataire/vendeur. Il permet de remplir l'obligation générale d'information du vendeur ou du prestataire vis-à-vis de son client.

Dans le déroulement d'un projet, le cahier des charges fonctionnel précède l'étude technique qui conclut la phase d'avant-projet. Pour arriver au cahier des charges fonctionnelles, plusieurs étapes sont donc nécessaires.

#### **a. Etude d'opportunité :**

Cela consiste à étudier le contexte du projet, à déterminer les besoins généraux de la maîtrise d'ouvrage et à vérifier si ceux-ci correspondent bien aux attentes des utilisateurs finaux et aux évolutions probables à venir

#### **b. Etude de faisabilité :**

Elle consiste en une analyse des besoins, qui permettent ensuite d'estimer grossièrement les coûts d'investissement et de fonctionnement du projet (moyens humains et matériels), les délais prévus et les retours sur investissements possibles.

#### **c. Analyse fonctionnelle :**

L'analyse des besoins faite auparavant se concentrant surtout sur les besoins majeurs du produit, il est ensuite nécessaire d'approfondir pour pouvoir rédiger un document contractuel sur lequel la maîtrise d'ouvrage et la maîtrise d'œuvre s'entendent. Les besoins devront être exprimés sous forme de fonctions

#### **IV.2.2. Rôle :**

Le cahier des charges fonctionnel doit expliciter le besoin du client, au travers de fonctions de services et de fonctions de contraintes.

Il présente le problème dans son ensemble, précisant le champ du domaine étudié (marché, études menées sur le même sujet ou sur un sujet proche, contexte du projet dans l'entreprise,...).



Il favorise le dialogue entre les différents partenaires, pour obtenir du prestataire la conception et la réalisation la plus efficace qui soit.

Il facilite aussi le choix des solutions techniques proposées par la suite, en définissant les critères qui les départageront, ainsi que les niveaux souhaités ou exigés pour ces critères.

A partir des données issues du cahier des charges défini précédemment, le modèle définira par calcul :

- Masse utile :  $M_u$
- Vitesse de décollage :  $V_{\min}$
- Vitesse de croisière :  $V_{cr}$
- Altitude de croisière :  $H_{cr}$
- Distance franchissable en croisière :  $D_{fcr}$
- Rapport surface empennage sur surface aile :  $S_e/S$
- Rendement hélice en régime croisière :  $RH_{cr}$
- Coefficient de portance maximum :  $C_{Zmax}$
- Diamètre fuselage :  $d_{fus}$
- Longueur fuselage :  $L_{fus}$
- Largeur fuselage :  $b_f$
- Allongement :  $A$
- Effilement :  $t$
- Coefficient d'Oswald :  $e$
- Coefficient de frottement aérodynamique :  $C_{fe}$  (3 possibilités, bon, moyen, mauvais)
- Rapport :  $M_{PI}/S_{Mt}$  (3 possibilités, bon, moyen, médiocre)

### IV.3. Application :

Pour cela on va se donner le cahier de charge suivant pour un biplace VLA :

- Masse utile  $M_u$  : **200 kg**
- Vitesse de décollage  $V_{\min}$  : **83 km/h**
- Vitesse de croisière : **300 km/h**
- Altitude de croisière  $H_{cr}$  : **2.4 km**
- Distance franchissable en croisière :  $D_{fcr}$  : **1000 km**
- Rapport surface empennage sur surface aile  $S_e/S$  : **0.3**
- Rendement hélice en régime croisière  $R_{Hcr}$  : **0.81**
- Coefficient de portance maximum  $C_{Zmax}$  : **2.4**
- Diamètre fuselage  $d_{fus}$  : **1m**
- Longueur fuselage  $L_{fus}$  : **5.5m**
- Largeur fuselage  $b_f$  : **0.9m**
- Allongement  $A$  : **9**
- Effilement  $t$  : **0.6**
- Coefficient d'Oswald  $e$  : **0.85**
- Coefficient de frottement aérodynamique :  $C_{fe}$  (3 possibilités, bon, moyen, mauvais): **0.045; 0.055; 0.065**
- Rapport  $M_{PI}/S_{Mt}$  (3 possibilités, bon, moyen, médiocre) : **5 ; 6 ; 8 kg/m<sup>2</sup>**





#### IV.4. Résultats :

Les tableaux (IV.1) ; (IV.2) et (IV.3) donnent les résultats obtenus pour un VLA qui répond au cahier de charge ci-dessus, pour trois possibilités différentes (bon, moyen, mauvais). C'est-à-dire pour un  $C_{fe}$  égale à 0.0045 ; 0.0055 et 0.0065 qui sont un paramètre influent lors de la conception d'un avion léger (1).

Ces résultats sont très satisfaisants et répondent bien à la logique des choses. Une masse qui est inférieure à 750 kg, donc nous sommes restés toujours dans le domaine VLA. La puissance est adéquate pour la masse et pour ce genre d'avions. Concernant les paramètres aérodynamiques et géométriques ; nous pensons qu'ils concordent bien avec la réalité.

Vu le manque de données sur ce genre d'avions, on n'a pas pu comparer nos résultats à des valeurs réelles.



Tableau (IV.1) : Cas défavorable : Cfe=0.0045

	Cspc1=0,022	Cspc2=0,024	Cspc 3=0,026	Cspc4=0,028	Cspc5=0,0 30	Cspc6=0,032
r0	9.625000E-01	9.625000E-01	9.625000E-01	9.625000E-01	9.625000E-01	9.625000E-01
r3	7.478992E-01	7.478992E-01	7.478992E-01	7.478992E-01	7.478992E-01	7.478992E-01
Md	500.000000	500.000000	500.000000	500.000000	500.000000	500.000000
r4	9.625000E-01	86.311930	86.311930	86.311930	86.311930	86.311930
Sfus	11.825000	11.825000	11.825000	11.825000	11.825000	11.825000
S	4.777410	5.792942	4.753734	4.775726	4.772056	4.768056
B	6.557186	7.220560	6.540917	6.556030	6.553511	6.550764
Ci	9.107203E-01	1.002855	9.084608E-01	9.105597E-01	9.102098E-01	9.098282E-01
Ce	5.464322E-01	6.017133E-01	5.450765E-01	5.463359E-01	5.461259E-01	5.458969E-01
Scfus	8.196483E-01	9.025698E-01	8.176147E-01	8.195037E-01	8.191888E-01	8.188454E-01
Smaile	10.781970	13.256510	10.724480	10.777880	10.768970	10.759250
Smt	22.606970	25.081510	22.549480	22.602880	22.593970	22.584260
Cx0	2.129425E-02	1.948350E-02	2.134588E-02	2.129791E-02	2.130588E-02	2.131459E-02
Cz	2.553953E-01	2.553953E-01	2.553953E-01	2.553953E-01	2.553953E-01	2.553953E-01
Cx	2.152953E-02	1.971878E-02	2.158116E-02	2.153319E-02	2.154116E-02	2.154987E-02
Pmcr	34941.94000	38806.04000	34852.16000	34935.56000	34921.64000	34906.470000
Pmmax	46720.120000	51886.720000	46600.080000	46711.590000	46692.980000	46672.700000
Mcar	2.957061	3.582623	3.485729	3.762845	4.030014	4.296814
Mpl	113.034800	25.407600	112.747400	113.014400	112.969800	112.921300
Mgmp	95.000010	95.000000	94.999990	95.000000	95.000000	95.000000
M	210	223	211	211	211	212
Mdcal	407.563800	361.010800	411.737000	409.739300	410.070100	412.488600
Pr	1.160104E-02	2.779783E-01	3.492716E-03	5.974662E-03	4.407239E-03	2.304798E-03





Tableau (IV.2) : Cas moyen : Cfe=0.0055

	Cspc1=0,022	Cspc2=0,024	Cspc 3=0,026	Cspc4=0,028	Cspc5=0,0 30	Cspc6=0,032
r0 (masse volumique kg /m <sup>3</sup> )	9.625000E-01	9.625000E-01	9.625000E-01	9.625000E-01	9.625000E-01	9.625000E-01
r3 (masse volumique kg /m <sup>3</sup> )	7.478992E-01	7.478992E-01	7.478992E-01	7.478992E-01	7.478992E-01	7.478992E-01
Md (masse décollage kg)	500.000000	500.000000	500.000000	500.000000	500.000000	500.000000
r4	86.311930	86.311930	86.311930	86.311930	86.311930	86.311930
Sfus (surface fuselage m <sup>2</sup> )	11.825000	11.825000	11.825000	11.825000	11.825000	11.825000
S	5.072480	5.082486	5.106685	5.086329	5.079458	5.101998
B	6.756650	6.763310	6.779393	6.765867	6.761296	6.776281
Ci	9.384236E-01	9.393487E-01	9.415823E-01	9.397038E-01	9.390689E-01	9.411501E-01
Ce	5.630541E-01	5.636092E-01	5.649494E-01	5.638223E-01	5.634413E-01	5.646901E-01
Scfus	8.445812E-01	8.454138E-01	8.474241E-01	8.457334E-01	8.451620E-01	8.470351E-01
Smaile	11.499280	11.523630	11.582530	11.532990	11.516270	11.571120
Smt	23.324290	23.348640	23.407540	23.357990	23.341270	23.396130
Cx0	2.529011E-02	2.526667E-02	2.521037E-02	2.525770E-02	2.527375E-02	2.522124E-02
Cz	2.553953E-01	2.553953E-01	2.553953E-01	2.553953E-01	2.553953E-01	2.553953E-01
Cx	2.552539E-02	2.550195E-02	2.544565E-02	2.549298E-02	2.550903E-02	2.545652E-02
Pmcr	43985.820000	44032.120000	44144.110000	44049.910000	44018.110000	44122.410000
Pmmax	58812.500000	58874.410000	59024.140000	58898.1	58855.680000	58995.140000
Mcar	3.722425	4.065102	4.415061	4.744535	5.079761	5.431251
Mpl	139.945700	140.091800	140.445200	140.147900	140.047600	140.376800
Mgmp	95.000010	95.000000	95.000000	95.000000	94.999990	95.000000
M	238	239	239	239	240	240
Mdcal	438.219700	439.384000	436.905900	438.987000	441.913800	439.564800
Pr	9.232321E-04	1.606858E-03	8.761843E-03	5.429075E-05	7.973994E-03	1.813120E-03



Tableau (IV. 3) : Cas défavorable : Cfe=0.0065

	Cspc1=0,022	Cspc2=0,024	Cspc 3=0,026	Cspc4=0,028	Cspc5=0,0 30	Cspc6=0,032
r0	9.625000E-01	9.625000E-01	9.625000E-01	9.625000E-01	9.625000E-01	9.62500001
r3	7.478992E-01	7.478992E-01	7.478992E-01	7.478992E-01	7.478992E-01	7.478992E-01
Md	500.000000	500.000000	500.000000	500.000000	500.000000	500.000000
r4	86.311930	86.311930	86.311930	86.311930	86.311930	86.311930
Sfus	11.825000	11.825000	11.825000	11.825000	11.825000	11.825000
S	5.792942	5.792942	5.822052	5.800557	5.851457	5.851457
B	7.220560	7.220560	7.238679	7.225304	7.256935	7.256935
Ci	1.002855	1.002855	1.005372	1.003514	1.007908	1.007908
Ce	6.017133E-01	6.017133E-01	6.032233E-01	6.021087E-01	6.047446E-01	6.047446E-01
Scfus	9.025698E-01	9.025698E-01	9.048348E-01	9.031630E-01	9.071168E-01	9.071168E-01
Smaile	13.256510	13.256510	13.327670	13.275120	13.399550	13.399550
Smt	25.081510	25.081510	25.152670	25.100120	25.224550	25.224550
Cx0	2.814284E-02	2.814284E-02	2.808156E-02	2.812675E-02	2.802031E-02	2.802031E-02
Cz	2.553953E-01	2.553953E-01	2.553953E-01	2.553953E-01	2.553953E-01	2.553953E-01
Cx	2.837812E-02	2.837812E-02	2.831684E-02	2.836203E-02	2.825559E-02	2.825559E-02
Pmcr	55847.380000	55847.380000	56006.830000	55889.0900	56167.920000	56167.920000
Pmmax	74672.330000	74672.33000	74885.530000	74728.10000	75100.920000	75100.92000
Mcar	4.726243	5.155901	5.601508	6.019711	6.481868	6.913993
Mpl	200.652100	200.652100	201.221300	200.801000	201.796400	201.796400
Mgmp	95.000010	95.000010	95.000000	95.000000	95.000000	95.000000
M	300	300	301	301	303	303
Mdcal	500.000000	500.000000	498.740700	501.516700	499.925000	499.925000
Pr	0.000000E+00	0.000000E+00	7.506104E-03	1.716677E-03	1.014847E02	1.014847E-02

Développement d'une méthode de calcul préliminaire pour la masse maximale au décollage





#### IV.5. Commentaires sur les résultats :

Les quatre courbes présentées ci-dessous décrivent l'évolution de la masse au décollage, de la puissance installée, de la surface aile nécessaire, et de la masse de carburant à emporter en fonction de deux paramètres moteur influents : Consommation spécifique et masse par puissance unitaire, et de la qualité aérodynamique et massique de la cellule. On s'aperçoit qu'en améliorant ou en dégradant ces derniers paramètres, on influe nettement la masse au décollage, (ainsi que la puissance installée).

##### IV.5.1. La masse au décollage :

Ces courbes représentent la masse au décollage, donné en kg, en fonction de la masse moteur par unité de puissance (kg/kW) et de la consommation spécifique donnée en kg/kWh, donc en fonction de la qualité du moteur.

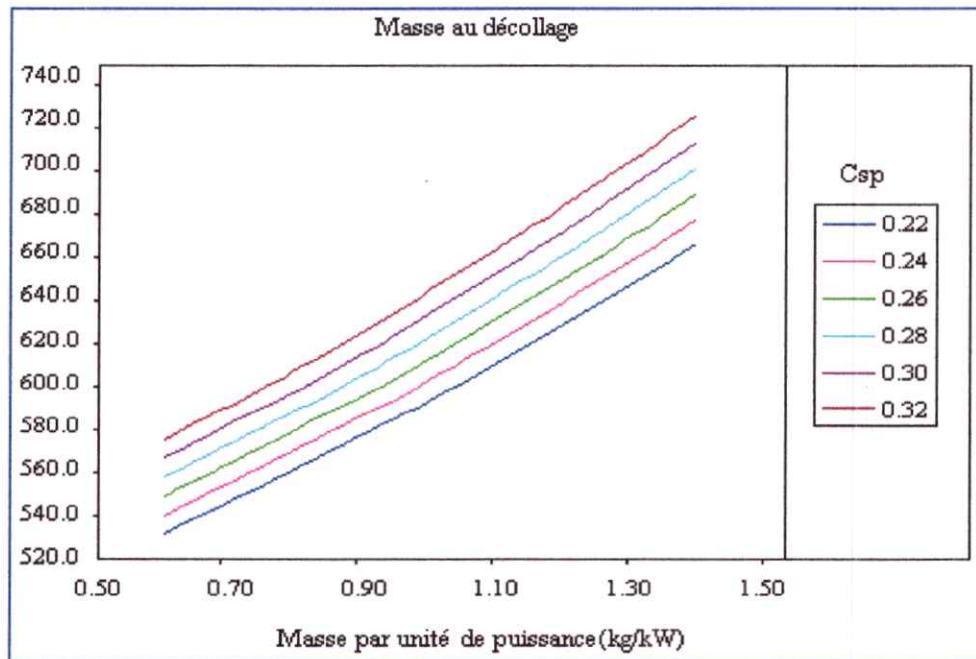
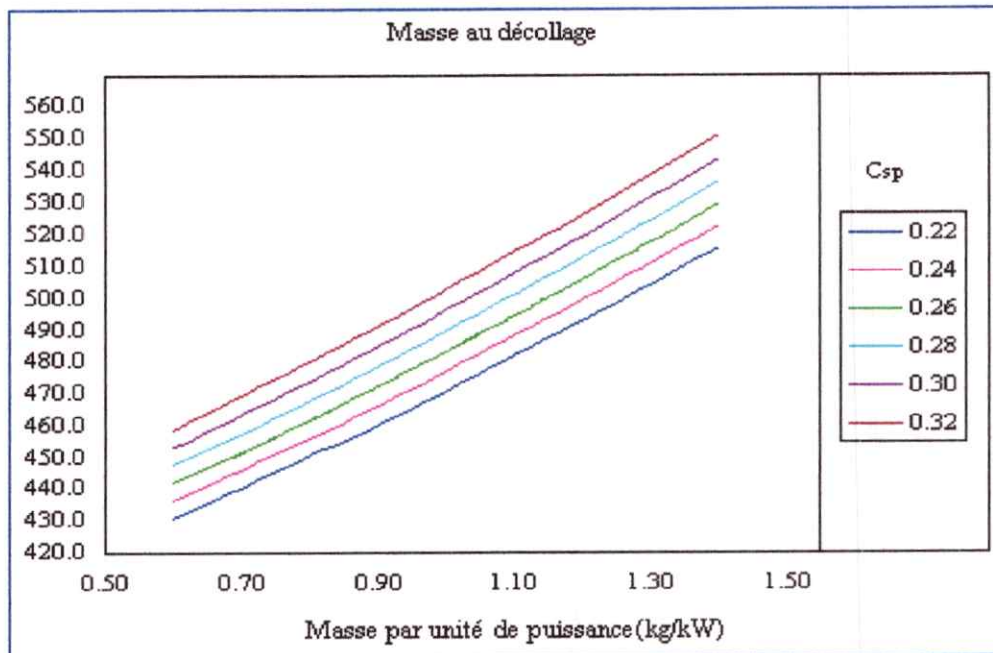


Figure (IV.47) : Cas défavorable :  $C_{fe}=0.0065$ ,  $M_{pl}/S_{mt}=8 \text{ kg/m}^2$ .



Figure(IV.48) : Cas moyen :  $C_{fe}=0.0055$ ,  $M_{pl}/S_{mt}=6 \text{ kg/m}^2$ .

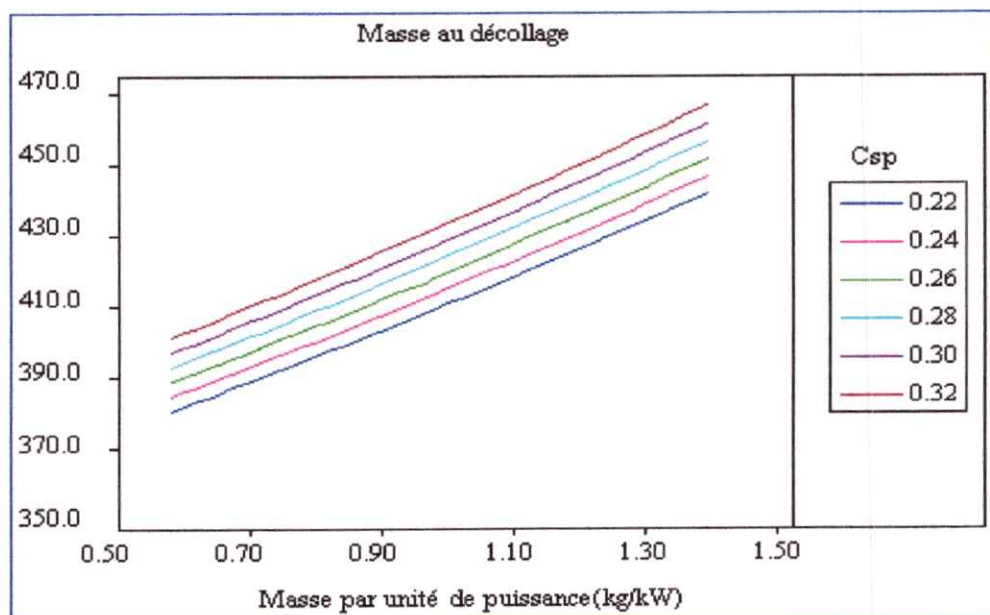


Figure (IV.49) : Cas favorable :  $C_{fe}=0.0045$ ,  $M_{pl}/S_{mt}=5 \text{ kg/m}^2$ .

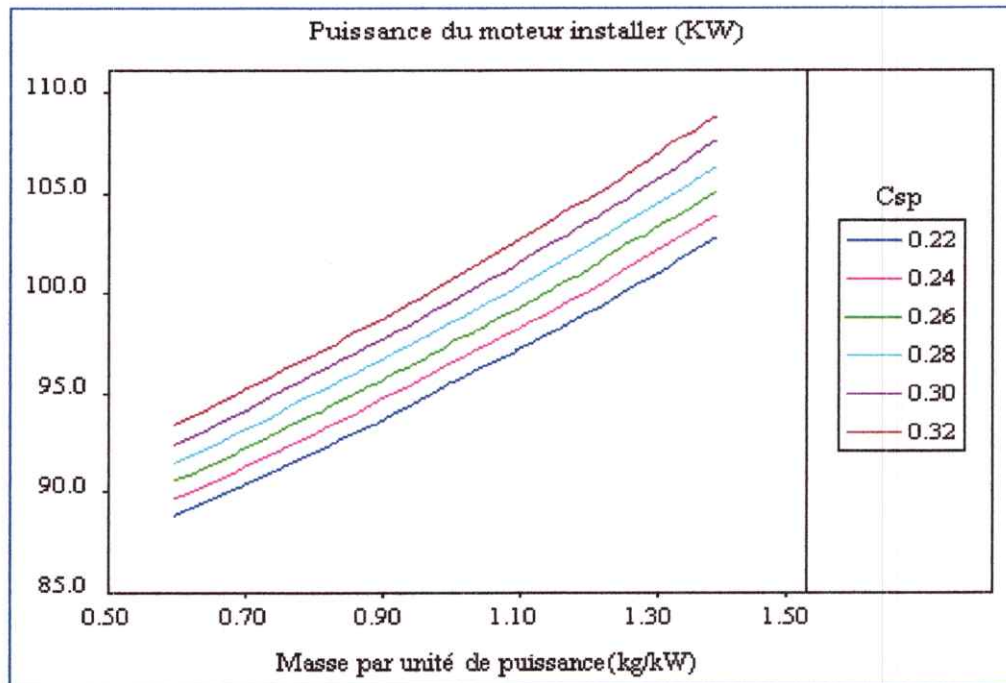
#### IV.5.2 : La puissance du moteur à installer :

Elle est conditionnée par la qualité massique et aérodynamique de la cellule et par la qualité thermodynamique (consommation spécifique) et massique du moteur (masse par unité de puissance)





Les trois graphes présentés ci-dessous montrent l'évolution de la puissance du moteur à installer en fonction de la masse unitaire, avec en paramètre la qualité de la cellule et du moteur.



Figure(IV.50) : Cas défavorable :  $C_{fe}=0.0065$ ,  $M_{pl}/S_{mt}=8 \text{ kg/m}^2$ .

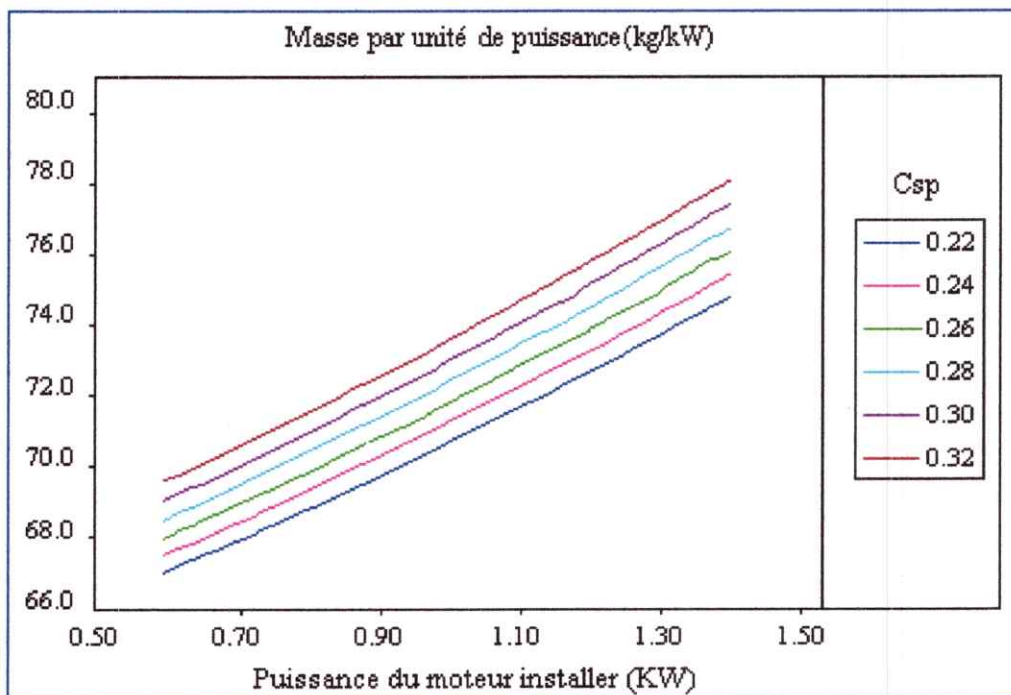


Figure. (IV.51) : Cas moyen :  $C_{fe}=0.0055$ ,  $M_{pl}/S_{mt}=6 \text{ kg/m}^2$ .

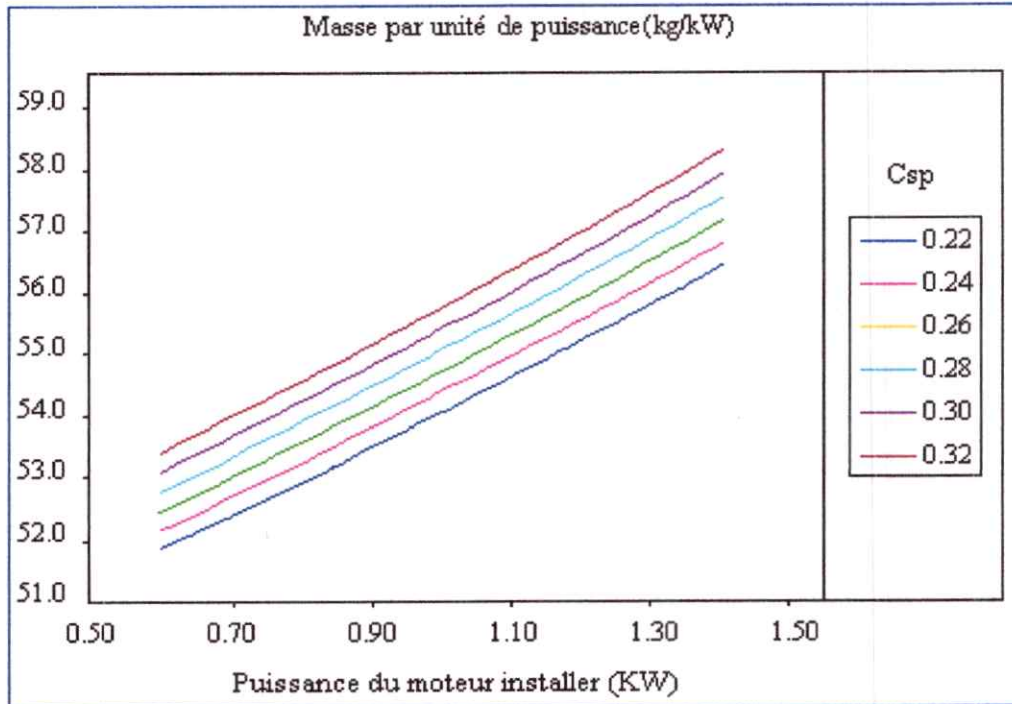


Figure (IV.52) : Cas favorable :  $C_{fe}=0.0045$ ,  $M_{pl}/S_{mt}=5 \text{ kg/m}^2$ .

Ces courbes sont réalisées à partir de variables indépendantes moteur. Cependant, on peut montrer un lien entre la puissance unitaire moteur, la consommation spécifique et le taux de compression du moteur à cycle Otto-Beau de Rochas, c'est ce qu'on a proposé comme perspective de notre étude.

Grosso modo, on peut dire que ces résultats sont très satisfaisants, très logiques et sont similaires aux résultats obtenus dans la référence (1).





## Conclusion :

L'objectif de notre travail est de présenter une méthode de calculs préliminaires de la masse maximale au décollage ainsi que les paramètres aérodynamiques d'un avion léger. Cette méthode est appelée « méthode de l'avion de référence ».

L'étude, nous a permis au premier lieu de se familiariser avec l'aviation légère, en effet grâce à une recherche bibliographique approfondie, nous avons pu enrichir nos connaissances sur :

- la naissance et l'historique de l'aviation légère et les domaines d'utilisation,
- la technologie des avions légers,
- l'aérodynamique et la mécanique du vol.

En deuxième lieu, nous nous sommes intéressés aux différentes méthodes utilisées pour les calculs préliminaires pour l'aviation commerciale, en l'occurrence la méthode de corrélation et la méthode classe I, ce qui nous a permis d'avoir une idée générale sur ce domaine vaste et intéressant.

Pour notre cas, l'application de la méthode de l'avion de référence pour un avion léger a donné des résultats satisfaisants. Ce qui nous a permis au stade de la conception préliminaire de bien déterminer la masse maximale au décollage et les paramètres aérodynamiques d'un avion nouveau, et de définir un modèle sur lequel on va s'appuyer pour des études plus détaillées. Donc, on a pu constater que :

- les résultats obtenus concordent bien avec la réalité,
- en plus de ça ils sont très logiques,
- les résultats sont similaires à ceux obtenus dans la référence (1).

Le problème qui s'est posé, ce qu'on n'a pas pu valider nos résultats, vu le manque de valeurs réelles ou expérimentales. Ce qui n'en diminue en rien la qualité et la valeur de notre travail.

Pour les perspectives de notre travail on peut proposer plusieurs études telles :

- trouver un moyen de valider nos résultats
- Etablissement d'un modèle macro du moteur à cycle Otto-Beau de Rochas et Combinaison du modèle avion au modèle moteur.
- faire une étude commerciale sur le coût de l'avion ; conception ; développement et production
- construire l'avion en se basant sur toutes ces données.

Enfin, nous espérons que ce travail apporte un plus pour les étudiants du département d'aéronautique et que ce modeste travail qui représente tant d'années de sacrifices et de patience, leur servira de base et de référence ; c'est du moins notre vœu le plus cher.



Thèses :

[1] – A.MOHAMMED TAIFOUR, F.MENACER

- “étude préliminaire d’un avion a turboréacteur a partir de la corrélation des performances des avions déjà existants”
- Département : aéronautique
- Promotion : 2007
- Promoteur : H.KBAB

[2] – S.Nawel, B.Mohamed

- “Calcul des performances, méthodes de conception, sélection et comparaison des avions”
- Département : aéronautique
- Promotion : 1992

[6]- M.A.ARKAM et F.AMROUCHE

- “étude préliminaire d’un avion a turbopropulseur a partir de la corrélation des performances des avions déjà existants” projet de fin d’étude.
- Département : aéronautique
- Promotion : 2006
- Promoteur : H.KBAB

Sites internet :

- [www.pfa.org.uk](http://www.pfa.org.uk)
- [www.crous-toulouse.com](http://www.crous-toulouse.com)
- [www.onera.fr](http://www.onera.fr)
- [www.aviation-civile.gouv.fr](http://www.aviation-civile.gouv.fr)
- [www.enac.fr](http://www.enac.fr)
- [www.Futura-Sciences.com](http://www.Futura-Sciences.com)