

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

Université Abou Bekr Belkaid Tlemcen

Faculté de Technologie



Département de Génie Mécanique

Filière Génie mécanique

Polycopié

Aéronautique

Niveau : Master 1 Energétique

BEGAG Abdelaziz

Maître de Conférences B

Année universitaire 2024 - 2025

Avant-propos

Ce polycopié est destiné aux étudiants de première année Master en Génie Mécanique, option Énergétique, ainsi qu'à ceux qui souhaitent approfondir leurs connaissances dans le secteur de l'aéronautique. Il vise à établir des bases réglementaires essentielles dans ce domaine, tout en définissant les méthodes de calcul des charges appliquées tant en vol qu'au sol.

L'objectif n'est pas de simplifier à l'excès les concepts pour les spécialistes, mais plutôt de fournir des explications claires et accessibles aux débutants.

Le contenu est organisé en cinq chapitres théoriques, débutant par l'analyse des éléments constitutifs d'un aéronef. Le chapitre suivant se penchera sur l'aérodynamique et les systèmes de contrôle de vol. Le troisième chapitre sera dédié aux systèmes de propulsion. Le quatrième chapitre traitera des instruments de bord, tandis que le dernier se concentrera sur la météorologie et l'aérologie. Les annexes de ce document incluent un lexique en anglais pour aider à la familiarisation avec les notions abordées.

Table des matières

Introduction.....	11
Chapitre I. Eléments de construction.....	12
I.1. Classification générale des aéronefs.....	12
I.1.1. Aéronefs.....	12
I.1.2. Aérostats.....	12
I.1.3. Aérospatiaux.....	12
I.1.1.4. Aérodynes.....	12
I.1.1.4.1. Planeurs.....	13
I.1.1.4.2. Avion.....	13
I.1.1.4.3. Giravions.....	13
I.2. Structure et construction.....	14
I.2.1. Contraintes mécaniques.....	14
I.3. Eléments de construction.....	15
I.3.1. Fuselage.....	15
I.3.1.1. Construction en treillis.....	15
I.3.1.2. Construction en bois avec coffrage ou en bois recouvert de toile.....	15
I.3.1.3. Construction en tubes d'acier.....	15
I.3.1.4. Structure monocoque.....	16
I.3.1.5. Structure semi-monocoque.....	17
I.3.2. Ailes.....	19
I.3.2.1. Historique.....	19
I.3.2.2. Types et formes.....	19
I.3.2.2.1. Suivant la position.....	19
I.3.2.2.2. Suivant la forme.....	20
I.3.3. Profils.....	20
I.3.4. Structure interne des ailes.....	22
I.4. Gouvernes.....	24
I.4.1. Ailerons.....	24
I.4.1. 1. Lacet inverse.....	24
I.5. Tabs.....	26
I.5. Ailette verticale marginale.....	27
I.5.1. Principe de fonctionnement.....	27
I.6. Dispositifs hypersustentateurs (dispositifs de portance).....	28

I.6.1. Différentes formes de volets hypersustentateurs.....	28
I.6.1.1. Volets de bord de fuite.....	28
I.6.1.2. Volet d'intrados.....	28
I.6.1.3. Volet d'intrados avec déplacement vers l'arrière.....	29
I.6.1.4. Volet à fente.....	29
I.6.1.5. Volet Fowler.....	29
I.6.1.6. Volet Fowler d'intrados avec déplacement vers l'arrière.....	30
I.6.2. Becs de bord d'attaque.....	30
I.6.2.1. Principe de fonctionnement.....	30
I.6.2.2. Volet Krüger.....	31
I.6.2.2.1. Principe de fonctionnement.....	31
I.7. Déporteurs, ou destructeurs de portance.....	31
I.7.1. Spoiler.....	32
I.7.2. Aérofrein.....	32
I.8. Effets aérodynamiques d'un aérofrein.....	32
I.9. Empennages	33
I.9.1. Types d'empennages	33
I.10. Gouverne de profondeur	33
I.10.1. Compensation aérodynamique.....	34
I.11. Empennage vertical.....	34
I.11.1. Monodérive.....	35
I.11.2. Multi-dérive.....	35
I.12. Atterrisseurs.....	35
I.12.1. Types de train d'atterrissage.....	36
I.12.1.2. Train tricycle	36
I.12.2. Constitution d'un atterrisseur.....	36
Chapitre II : Aérodynamique et commandes de vol.....	38
II.1. Ecoulement de l'air autour du profil.....	38
II.1.1. Angle d'incidence.....	39
II.1.2. Forces aérodynamiques.....	39
II.1.3. Portance et trainée.....	39
II.1.4. Foyer.....	41
II.2. Commandes de vol.....	41
II.2.1. Contrôle en tangage.....	41
II.2.2. Contrôle en roulis.....	42
II.2.3. Contrôle en lacet.....	42

II.2.4. Surfaces hybrides.....	43
II.3. Effets secondaires des commandes.....	43
II.3.1. La profondeur.....	43
II.3.2. Gauchissement.....	43
II.3.3. Direction.....	44
II.4. Contrôle de la vitesse.....	44
II.5. Dispositifs de transmission.....	44
II.6. Principe d'une chaîne de commandes de vol électriques.....	46
Chapitre III : Groupes Motopropulseurs (G.M.P).....	48
III.1. Hélice	48
III.1.1. Composition	49
III.1.2. Fonctionnement	49
III.1.3. Différents types d'hélices	50
III.2. Moteurs à pistons	51
III.2.1. Composition	51
III.2.2. Fonctionnement d'un moteur thermique	51
III.2.2.1. Moteur à deux temps	52
III.2.2.2. Moteur à quatre temps	52
III.2.3. Alimentation en carburant	52
III.2.4. Allumage.....	52
III.3. Turboréacteurs.....	53
III.3.1. Principe de fonctionnement	53
III.3.2. Principe du réacteur à simple flux.....	53
III.3.3. Turboréacteur à double flux	54
III.4. Turbopropulseur.....	55
III.5. Turbomoteur.....	56
III.6. Statoréacteur	57
Chapitre IV. Instruments de bord.....	58
IV.1. Introduction.....	58
IV.2. Instruments barométriques	58
IV.2.1. Anémomètre (Airspeed Indicator) ou Badin.....	58
IV.2.1.1. Principe de fonctionnement	59
IV.2.2. L'Altimètre (Altimeter)	60
IV.2.2.1. Principe de fonctionnement	60
IV.2.2.2. Différentes références altimétriques.....	60

IV.2.3. Variomètre (Vertical Speed Indicator)	61
IV.2.3.1. Principe de fonctionnement	61
IV.3. Instruments gyroscopiques	62
IV.3.1. Indicateur de virage (Turn and Slip Indicator)	62
IV.3.1.1. Principe de fonctionnement	62
IV.3.1.2. La Bille	63
IV.3.1.3. Principe de fonctionnement.....	63
IV.3.2. Horizon artificiel (Artificial Horizon ou Attitude Indicator)	64
IV.3.2.1. Principe de fonctionnement	64
IV.3.3. Conservateur de cap (Heading Indicator ou Directional Gyro Indicator DGI)	65
IV.3.3.1. Principe de fonctionnement	66
IV.3.4. Compas (Magnetic Compass) (Instrument non gyroscopique)	66
IV.3.4.1. Principe de fonctionnement	66
IV.4. Instruments de radionavigation.....	67
IV.4.1. Radiocompas.....	67
IV.4.2. VOR.....	67
IV.4.3. DME.....	69
IV.4.4. ILS.....	69
IV.4.5. Le transpondeur.....	70
IV.4.6. Radio.....	71
Chapitre V : météorologie et aérologie.....	73
V.1. Atmosphère.....	73
V.1.1. Qu'est-ce que l'atmosphère ?.....	73
V.1.2. Structure de l'atmosphère	73
V.1.3. L'atmosphère « standard » ou de référence	73
V.2. Température	74
V.2.1. Variations de température.....	74
V.2.2. Variations quotidiennes	74
V.3. Echanges thermiques.....	74
V.4. Pression et le vent	75
V.4.1. Champs de pression.....	76
V.5. Calages altimétriques.....	77

Liste des figures

Figure I.1. Composition d'un aéronef	14
Figure I.2. Différentes contraintes mécaniques.....	15
Figure I.3. Structure interne d'un aéronef	16
Figure I.4. Revêtement en tôle.....	16
Figure I.5. Gaufrage en nid d'abeille.....	17
Figure I.6. Structure semi monocoque.....	17
Figure I.7. Avion à voilure biplan.....	18
Figure I.8. Différentes positions d'aile.....	19
Figure I.9. Différentes formes d'aile.....	19
Figure I.10. Différents profils d'aile.....	20
Figure I.11. Comparaison entre voilure conventionnelle et supercritique.....	21
Figure I.12. Structure interne d'aile.....	21
Figure I.13. Effet aérodynamique sur un profil d'aile.....	22
Figure I.14. Composition d'une aile.....	23
Figure I.15. Différents types d'ailerons.....	23
Figure I.16. Aileron différentiel.....	24
Figure I.17. Déporteurs de portance.....	24
Figure I.18. Fonctionnement d'un tab.....	25
Figure I.19. Forces aérodynamiques sur un profil d'aile.....	25
Figure I.20. Allongement d'un avion.....	26
Figure I.21. Ailette verticale marginale.....	26
Figure I.22. Dimensionnement d'une voilure d'aile pour avion.	27
Figure I.23. Effet de turbulence à l'extrémité d'aile.....	27
Figure I.24. Volet de bord de fuite.....	28
Figure I.25. Volet d'intrados de bord de fuite.....	28
Figure I.26. Volet d'intrados avec déplacement.	28
Figure I.27. Volet à fente.....	29
Figure I.28. Volet Fowler.....	29
Figure I.29. Volet Fowler avec déplacement.....	29
Figure I.30. Becs de bord d'attaque.....	30
Figure I.31. Fonctionnement d'un bec en bord d'attaque.	30
Figure I.32. Fonctionnement d'un volet Krüger.	30

Figure I.33. Déporteurs de portance.....	31
Figure I.34. Fonctionnement d'un aérofrein.....	31
Figure I.35. Principe de fonctionnement d'une gouverne de profondeur.....	33
Figure I.36. Articulation sur la gouverne de profondeur.....	34
Figure I.37. Compensation aérodynamique sur une gouverne de profondeur.....	34
Figure I.38. Exemple d'empennage multi dérive.....	35
Figure I.39. Avion à train classique.....	35
Figure I.40. Avion à Train tricycle.....	36
Figure I.41. Avion à train monotrace.....	36
Figure I.42. Caractérisation d'un atterrisseur.....	36
Figure I.43. Train avant de Mirage 2000.....	37
Figure II.1. Principe d'un venturi.....	38
Figure II.2. Ecoulement autour d'un profil d'aile.....	38
Figure II.3. Angle d'incidence.....	39
Figure II.4. Forces de pression sur un profil d'aile.....	39
Figure II.5. Forces aérodynamiques.....	40
Figure II.6. Effet d'inclinaison de profil d'aile sur de la portance et la trainée.....	40
Figure II.7. Foyer d'une aile.....	41
Figure II.8. Axes d'un avion.....	41
Figure II.9. Contrôle en tangage.....	41
Figure II.10. Contrôle en roulis.....	42
Figure II.11. Contrôle en lacet.....	42
Figure II.12. Dérive papillon du modèle Fouga magister.....	43
Figure II.13. Transmission directe par câble pour la profondeur.....	44
Figure II.14. Transmission directe par câble pour le gauchissement	45
Figure II.15. Transmission directe par câble pour la direction	46
Figure II.16. Chaîne de commandes de vol électriques.....	46
Figure III.1. Composition d'une hélice.....	48
Figure III.2. Principe de rotation d'une hélice.....	49
Figure III.3. Fonctionnement d'une hélice.....	49
Figure III.4. Effets secondaires d'une rotation hélice sur un avion.....	50
Figure III.5. Différentes types d'hélice.....	50
Figure III.6. Composition d'un moteur à piston.....	51
Figure III.7. Moteur d'avion léger à 04 cylindres.	51
Figure III.8. Moteur thermique à 2 temps.	52
Figure III.9. Moteur thermique à 04 temps.....	52

Figure III.10. Alimentation en carburant par manette de gaz.....	53
Figure III.11. Principe de poussée.....	53
Figure III.12. Réacteur monocorps.....	54
Figure III.13. Réacteur à simple flux.	54
Figure III.14. Réacteur à double flux.....	55
Figure III.15. Réacteur à double flux.....	55
Figure III.16. Turbopropulseur.....	56
Figure III.17. Turbomoteur.....	56
Figure III.18. Statoréacteur.....	57
Figure IV.1. Instruments de bord.....	58
Figure IV.2. Anémomètre.....	59
Figure IV.3. Réacteur monocorps.....	59
Figure IV.4. Altimètre.....	60
Figure IV.5. Fonctionnement de l'altimètre.....	60
Figure IV.6. Variomètre.....	61
Figure IV.7. Fonctionnement du variomètre.....	61
Figure IV.8. Indicateur de virage.....	62
Figure IV.9. Indicateur de virage.....	62
Figure IV.10. Bille de stabilité.....	63
Figure IV.11. Fonctionnement de bille.....	63
Figure IV.12. Horizon artificiel.....	64
Figure IV.13. Fonctionnement de l'horizon artificiel.....	64
Figure IV.14. Conservateur de cap.....	65
Figure IV.15. Fonctionnement de cap.....	65
Figure IV.16. Compas magnétique.....	66
Figure IV.17. Fonctionnement du compas magnétique.....	66
Figure IV.18. Champs magnétique de la terre.....	67
Figure IV.19. L'instrument VOR.....	68
Figure IV.20. Schéma explicatif du fonctionnement d'un VOR.....	68
Figure IV.21. Plans des balises.....	70
Figure IV.22. Fonctionnement d'un ILS.....	70
Figure IV.23. Modèle d'un Transpondeur.....	71
Figure IV.24. Différents modèles des radios.....	72
Figure IV.25. Dispositif de réglage de fréquence radio.....	72
Figure V.1. Durée d'ensoleillement de la terre selon les saisons.....	74
Figure V.2. Variation de température en fonction du temps.....	74

Figure V.3. Différentes formes d'échange thermique.....	75
Figure V.4. Dissipation de la chaleur par rayonnement solaire.....	75
Figure V.5. Pression en fonction de l'altitude.....	76
Figure V.6. Champs de pression.....	77
Figure V.7. Indicateur de mesure du vent.....	78
Figure V.8. Dispositif de direction du vent.....	78

Introduction

L'aéronautique est un domaine à la fois fascinant et essentiel, qui touche à la fois les sciences fondamentales, l'ingénierie avancée et des enjeux stratégiques globaux. Depuis les premiers vols humains, l'aéronautique n'a cessé de repousser les limites de la technologie, permettant de transformer profondément nos modes de transport, de communication et même nos capacités d'exploration spatiale. Si aujourd'hui l'aviation fait partie intégrante de notre quotidien, avec des millions de passagers voyageant à travers le monde chaque jour, ce domaine demeure en constante évolution, toujours en quête de nouvelles solutions plus performantes, plus sûres, et plus respectueuses de l'environnement.

L'aéronautique s'appuie sur une diversité de disciplines scientifiques et techniques, dont la mécanique des fluides, l'aérodynamique, la propulsion, l'électronique, les matériaux composites et bien d'autres encore. C'est grâce à l'application de ces principes que nous avons pu concevoir des avions de ligne supersoniques, des avions furtifs, des drones autonomes, et même des véhicules spatiaux capables de sortir de l'atmosphère terrestre. Mais l'aéronautique va au-delà de la simple conception d'aéronefs : elle inclut également des questions complexes liées à la gestion du trafic aérien, à la sécurité des vols, à la maintenance des aéronefs, ainsi qu'à l'innovation continue dans les processus de fabrication, toujours plus sophistiqués et respectueux de l'environnement.

Ce cours propose d'explorer ces multiples facettes de l'aéronautique en détaillant les principes physiques qui régissent le vol, les technologies de propulsion et de navigation utilisées aujourd'hui. Nous étudierons les différents types d'aéronefs (avions, hélicoptères, drones, etc.), ainsi que leurs applications spécifiques, qu'elles soient commerciales, militaires ou scientifiques.

Enfin, l'aéronautique, au-delà de ses implications technologiques, est un moteur d'innovation industrielle et de compétitivité internationale. La collaboration entre les nations, les entreprises et les institutions de recherche est essentielle pour faire face aux enjeux mondiaux. Ce polycopié vous offrira une vision globale de ce secteur dynamique et crucial, tout en vous fournissant les bases nécessaires pour comprendre les défis futurs auxquels il devra faire face, que ce soit en matière de transport aérien de masse, de défense, ou d'exploration spatiale.

Chapitre I : Eléments de construction

I.1. Classification générale des aéronefs

I.1.1. Aéronefs

Tous les dispositifs capables de s'élever et de se déplacer dans l'atmosphère sont désignés sous le terme d'aéronefs.

Selon l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI), on peut distinguer :

I.1.1.2. Aérostats

La raison fondamentale de la sustentation réside dans la flottabilité.



Aéronef à air chaud
Montgolfière



Dirigeable propulsé

I.1.1.3. Aérospatiaux

Ils mettent en œuvre les lois d'aérodynamique et de balistique à la fois.



I.1.1.4. Aérodynes

L'obtention de la sustentation repose principalement sur l'utilisation des forces aérodynamiques, qui regroupent :

1.1.1.4.1. Planeurs

Les appareils à voilure fixe sont des appareils qui utilisent les courants atmosphériques pour se déplacer dans l'air.



1.1.1.4.2. Avion

Les appareils entraînés par des propulseurs, dont la portance est obtenue par des surfaces fixes.



Avions lourds



Avions légers

1.1.1.4.3. Giravions

Les appareils à voilure rotative (rotor) sont utilisés pour assurer à la fois la sustentation et la propulsion.



I.2. Structure et construction

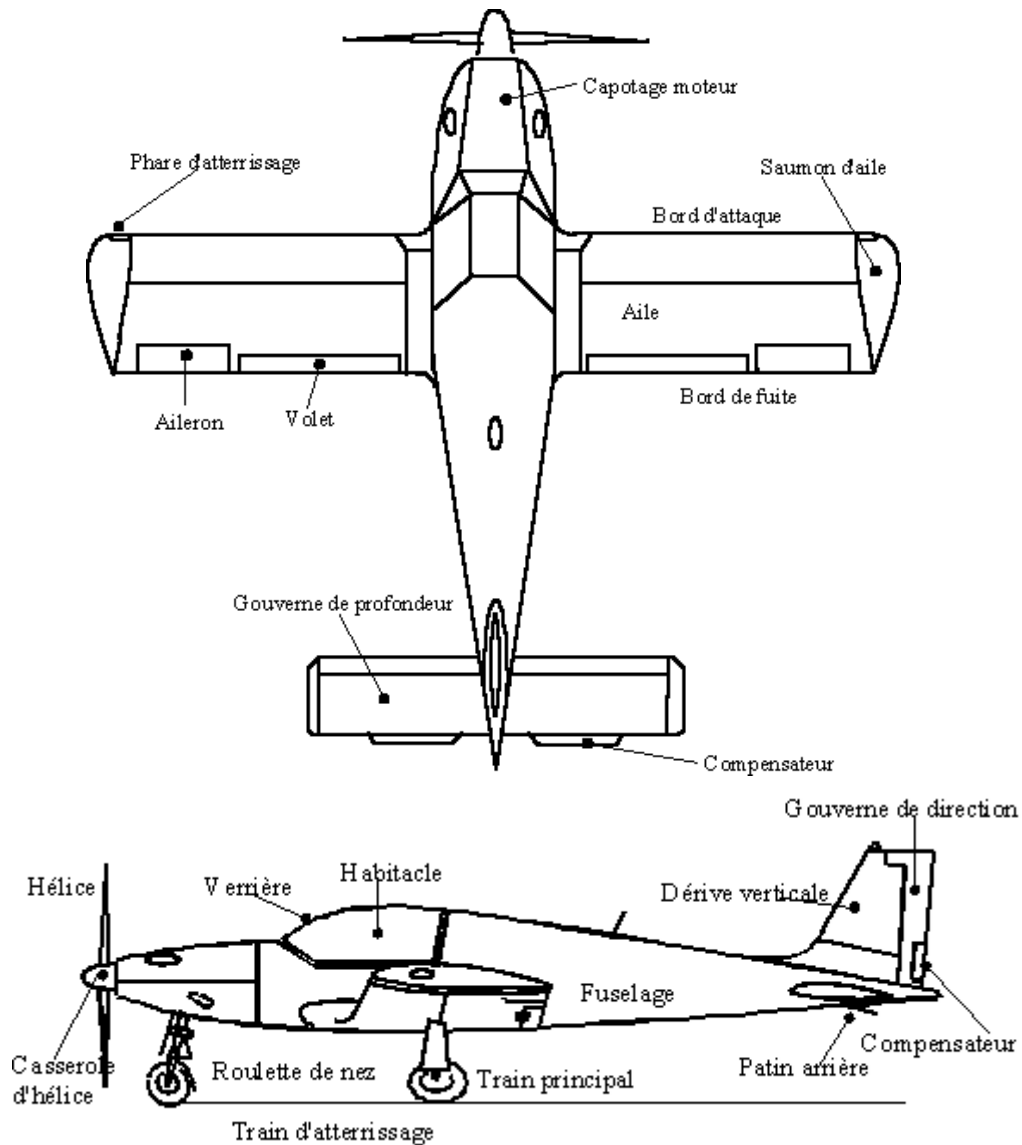


Figure I.1. Composition d'un aéronef

I. 2. 1. Contraintes mécaniques

L'aéronef est principalement affecté par plusieurs forces :

- Le poids de l'appareil et la force aérodynamique résultante exercée sur les ailes.
- Les pressions agissant sur les gouvernes.
- La poussée générée par les moteurs et les efforts inertiels, se manifestent lors des manœuvres de l'appareil.

Le terme "contrainte" désigne la pression exercée par une force (F) sur une surface.

$$\sigma = F/S$$

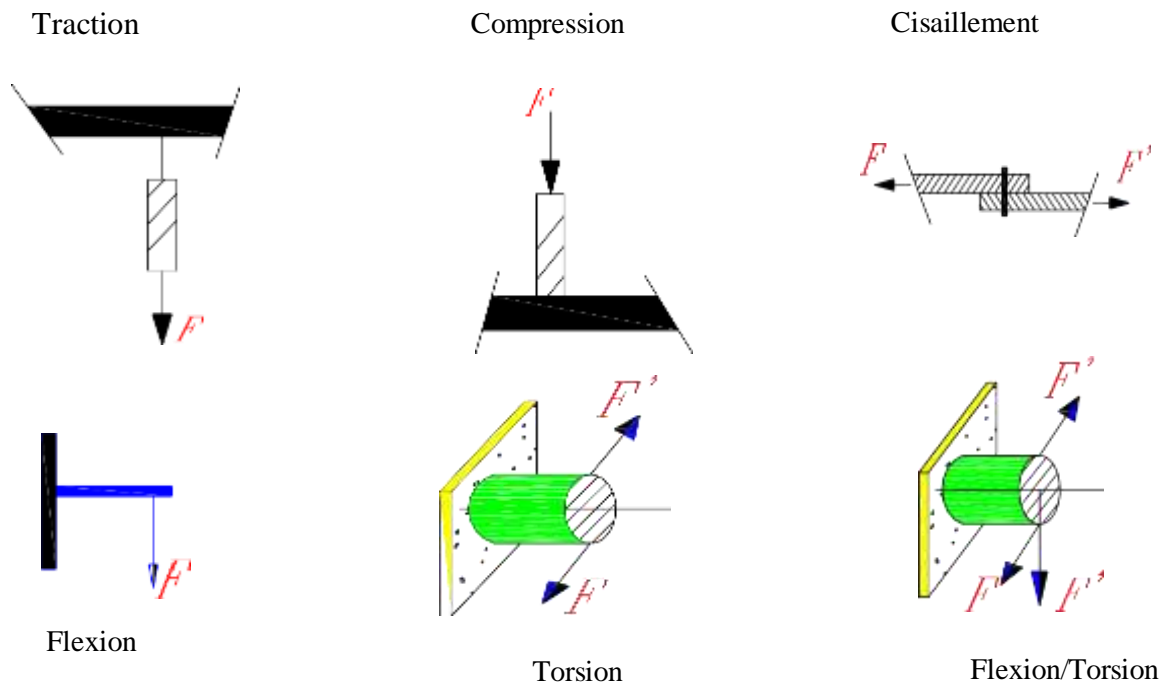


Figure I.2. Différentes contraintes mécaniques

I.3. Éléments de construction

I.3.1. Fuselage

Afin de remédier à cette situation, Les pionniers de l'aviation employèrent des structures appelées poutres de Warren, avec un revêtement léger, comme : en toile (auparavant) ou en plastique (aujourd'hui).

I.3.2. Construction en treillis

Un cadre en bois ou en tubes métalliques, recouvert d'une toile ou d'une plaque de métal, garantit la solidité structurelle du fuselage.

I.3.3. Construction en bois avec coffrage ou en bois recouvert de toile.

La méthode, la plus ancienne, se base sur des bois résineux tels que le Hemlock, des bois durs tels que le Hêtre, ainsi que des feuilles de contreplaqué (okoumé ou bouleau).

I.3.4. Construction en tubes d'acier

Les tubes en acier spéciaux (25CD4S, 15CDV6) sont employés dans cette technique pour être assemblés. Par la suite, l'entoilage est réalisé directement sur le treillis ou sur une structure secondaire en bois ou en aluminium. Ce type de construction est principalement observé dans les gouvernes et les fuselages des avions de voltige, ces éléments étant peu soumis à des contraintes opérationnelles.

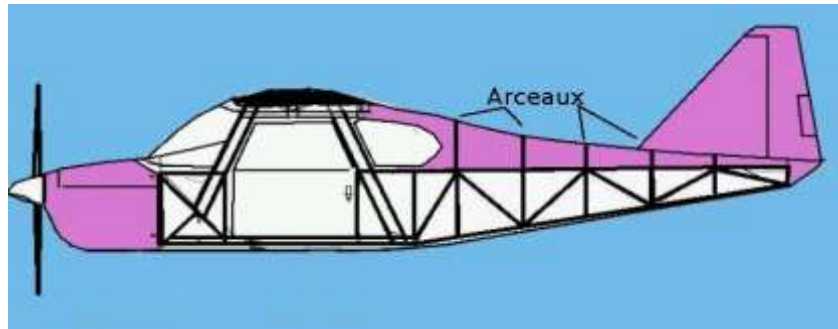


Figure I.3. Structure interne d'un aéronef

Les fuselages en poutre de Warren présentent deux problèmes majeurs :

1. Ces espaces sont complètement inadaptés à l'habitation, rendant impossible le placement de passagers sur des barres et de la toile.
2. Leurs couvertures extrêmement légères ne sont pas adaptées aux exigences liées aux vitesses et altitudes élevées (pressurisation).

I.3.5. Structure monocoque

Dans le but d'assurer la résistance de la structure, il est impératif d'opter pour un revêtement en tôle épaisse, qui se révèle excessivement lourd et par conséquent peu utile, sauf éventuellement pour les petits avions. Un design en nid d'abeille, réalisé par un procédé de gaufrage, allie solidité et légèreté, mais requiert une fabrication à la fois complexe et onéreuse.

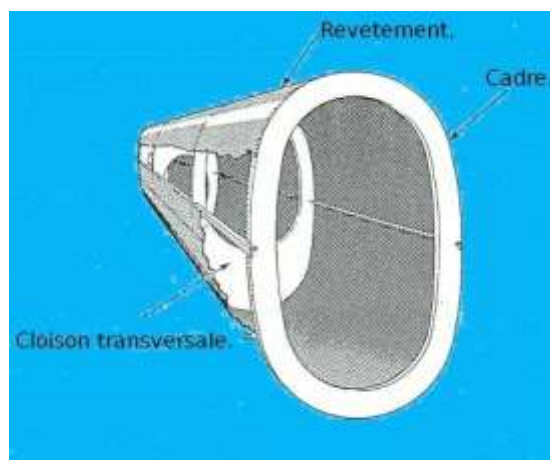


Figure I.4. Revêtement en tôle

Un gaufrage "nid d'abeille" a une apparence similaire à cela.

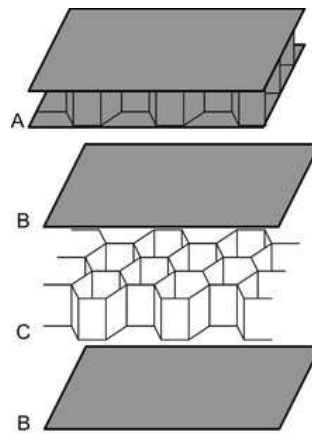


Figure I.5. Gaufrage en nid d'abeille

Cette structure, située entre deux panneaux, crée un nid d'abeille en forme de « sandwich », offrant une résistance comparable à celle d'une paroi pleine, tout en étant nettement plus légère.

1.3.5. Structure semi-monocoque

Les efforts de résistance sont partagés entre le revêtement et la structure interne. L'architecture d'un fuselage semi-monocoque est la suivante :

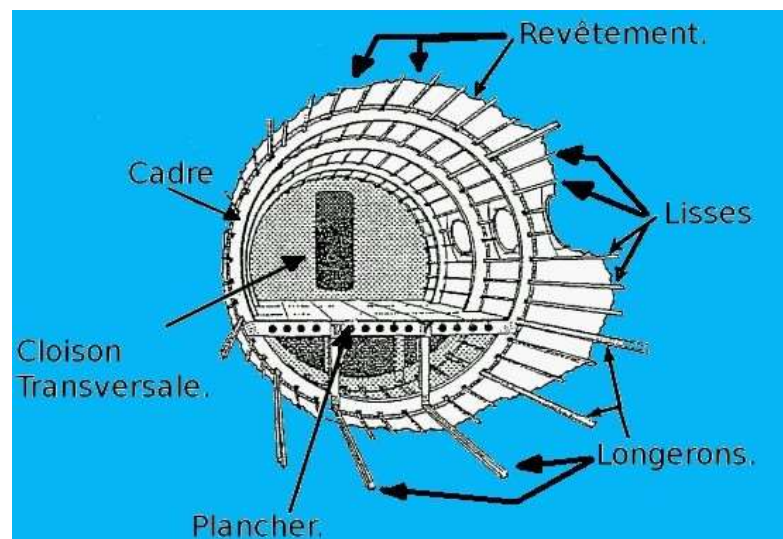


Figure I.6. Structure semi monocoque

On peut y trouver :

Les longerons, souvent conçus en aluminium et de section H ou I, jouent un rôle prépondérant dans la résistance aux efforts, notamment en flexion, du fuselage.

Les lisses, qui sont beaucoup plus fines que les longerons, contribuent moins à la rigidité globale de la structure, mais elles sont essentielles pour soutenir le revêtement et lui conférer sa forme. Bien que plus nombreuses et plus solides, les lisses ne participent qu'à la rigidité de la cellule, ce qui permet à certaines constructions récentes de ne pas comporter de longerons.

Les cadres, qui soutiennent les lisses et partiellement le revêtement, définissent la configuration du fuselage.

Les murs transversaux, ayant une fonction analogue à celle des cadres, se distinguent par leur robustesse accrue. Ils sont donc placés dans les zones soumises à des contraintes élevées, telles que les emplantures d'aile, l'empennage et le train d'atterrissage.

Un revêtement destiné à améliorer la résistance globale est élaboré à partir de tôles.

Les avantages de l'approche semi-monocoque incluent :

Une résistance accrue, une facilité de fabrication, une habitabilité optimisée du fuselage, ainsi qu'une protection intégrale.

I.3.2. Ailes

I.3.2.1. Historique

La dimension de la surface alaire nécessaire pour le vol dépend de la masse, de la vitesse et de la puissance des moteurs. Par conséquent, durant la première moitié du XXe siècle, des aéronefs biplans (dotés de deux ailes superposées) et triplans (avec trois ailes superposées) ont été conçus. Cette configuration permettait d'accroître la portance de l'aile tout en limitant l'augmentation de son poids.



Figure I.7. Avion à voilure biplan

I.3.2.2. Types et formes

I.3.2.2.1. Selon la position

Aile supérieure (1), aile intermédiaire (ou standard) (2), aile inférieure (3), configuration biplan (4), aile en forme de M (5), aile en forme de W (6), (F4 Corsair, Junker Stuka), en dièdre inversé (7), en dièdre positif (8).

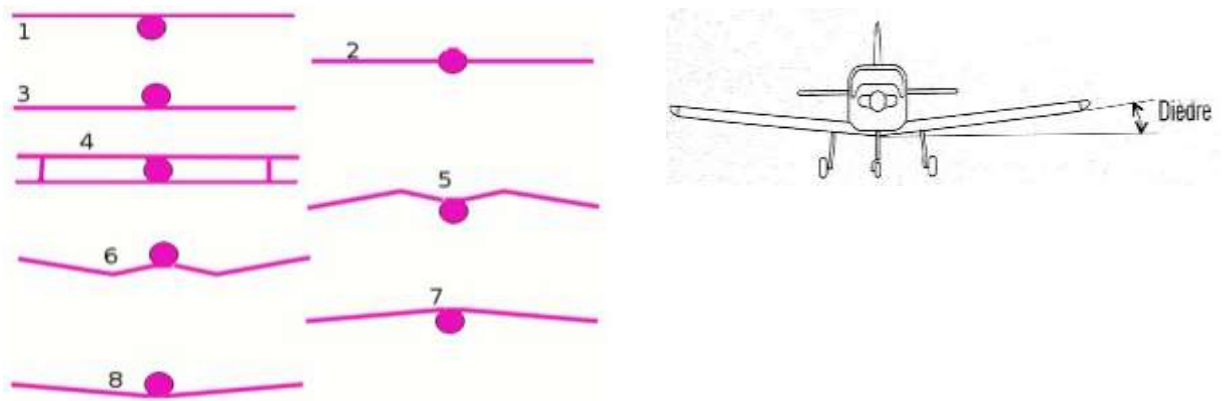


Figure I.8. Différentes positions d'aile

I.3.2.2.2. Selon la forme

Aile de type droit (1), aile de forme trapézoïdale (2), aile en configuration en flèche (3), aile de type delta (4).

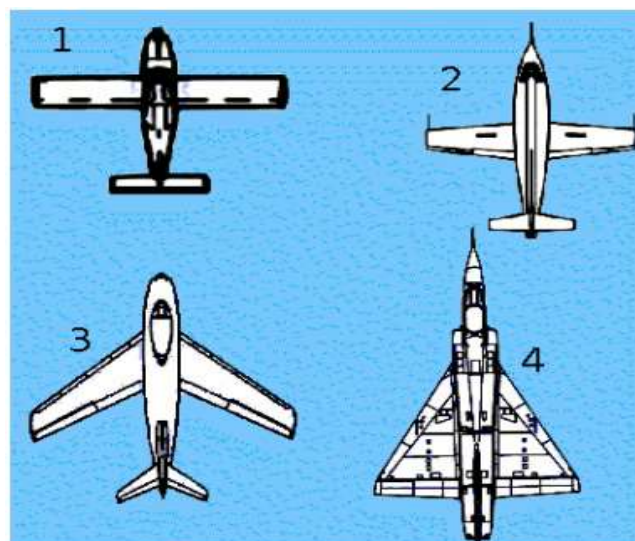


Figure I.9. Différentes formes d'aile

I.3.3. Profils

1. **Le profil classique**, qui privilégie la portance, présente une courbure convexe sur la partie supérieure (extrados) et une surface presque plane sur la partie inférieure (intrados).
2. **Le profil laminaire**, quant à lui, est conçu pour maintenir un écoulement laminaire sur une plus grande étendue, ce qui contribue à diminuer la traînée aérodynamique. Ce profil est de forme bicoque.
3. **Le profil supercritique** se caractérise par une zone presque plate sur l'extrados. Ce type de profil permet d'optimiser le stockage de carburant dans les ailes et est particulièrement adapté aux aéronefs évoluant à des vitesses subsoniques élevées, car il atténue les instabilités associées au Mach critique.

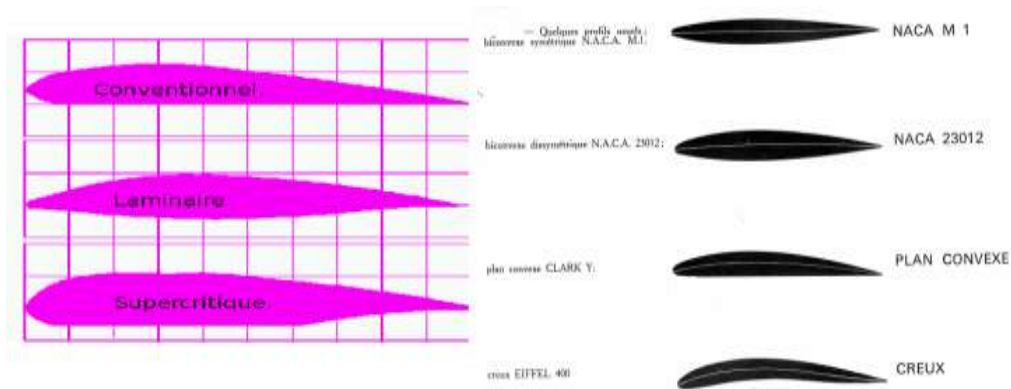


Figure I.10. Différents profils d'aile

Une **voilure supercritique** est une voilure dont la vitesse critique est supérieure à celle d'une voilure traditionnelle.

En franchissant cette vitesse, l'air qui s'écoule au-dessus de l'aile atteint localement la vitesse du son, ce qui provoque l'apparition d'une traînée d'onde.

Les conséquences comprennent :

- Une hausse de la vitesse de croisière, (la meilleure vitesse moyenne sur une longue distance ; un rythme d'activité normal après une période d'adaptation).
- Réduction des dépenses en carburant,
- Accroissement de la capacité des réservoirs.

Le profil des ailes des avions de ligne contemporains (famille Dassault, Airbus,...) est extrêmement important.

Le profil supercritique se distingue par

- La présence d'une ligne moyenne présentant une double courbure, avec une inversion dans la section antérieure (concavité orientée vers le haut).
- Une partie postérieure aplatie, un intrados « creusé » dans sa partie postérieure.

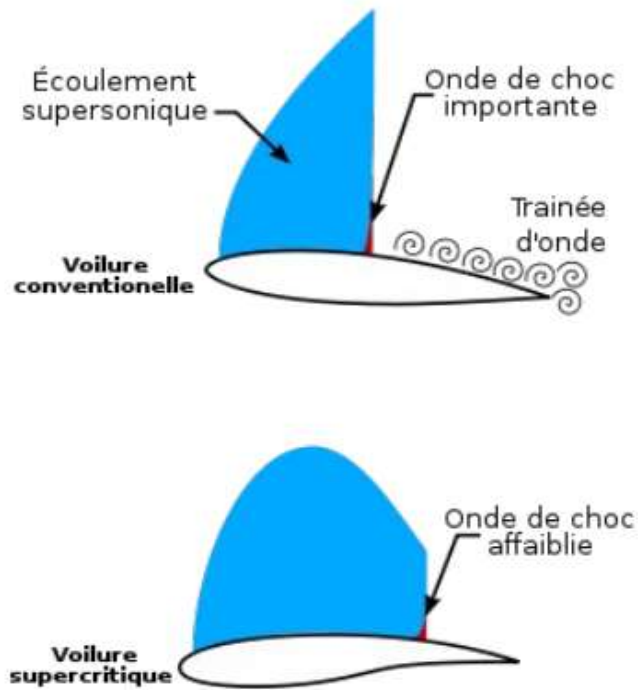
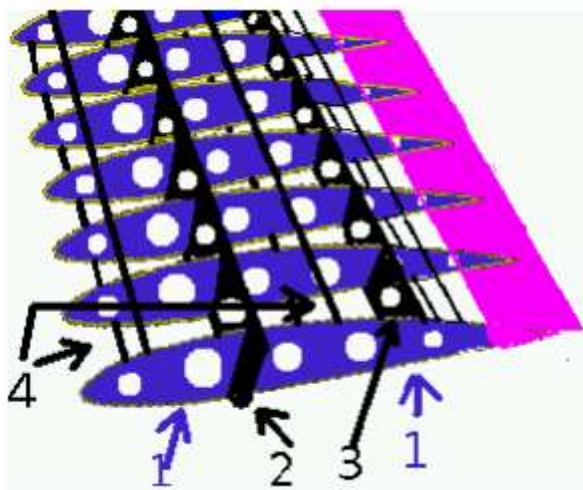


Figure I.11. Comparaison entre voilure conventionnelle et supercritique

I.3.4. Structure interne des ailes

Elle se compose de longerons qui absorbent la plupart des forces de flexion, ainsi que de nervures qui assurent la configuration, transmettent les forces du revêtement et soutiennent une part significative des forces de torsion. De plus, il est courant d'y rencontrer un revêtement et des lisses.



- 1) Nervures.
- 2) Longerons principaux.
- 3) Longerons arrière.
- 4) Lisses.

Figure I.12. Structure interne d'aile

Les longerons sont responsables de la connexion entre l'aile et le fuselage. Il existe également un longeron non rattaché au fuselage, qui ne sert qu'à la rigidité de l'aile. Les contraintes de l'avion peuvent influencer l'épaisseur et/ou le nombre de longerons ; notamment, les avions de voltige ont un nombre élevé de longerons.

La corde de l'aile n'est pas systématiquement remplie par les nervures, celles-ci se terminent au niveau du longeron avant, sur lequel le dispositif en question s'étend.

- La portance est grandement influencée par la forme du profil.
- Un profil d'épaisseur déterminée présente une efficacité supérieure à celle d'un plan simple et courbé.
- Les profils aérodynamiques favorisent un écoulement plus rapide sur leur face supérieure par rapport à leur face inférieure.
- Cela entraîne la formation d'une force de pression verticale dirigée vers le haut (le poids).

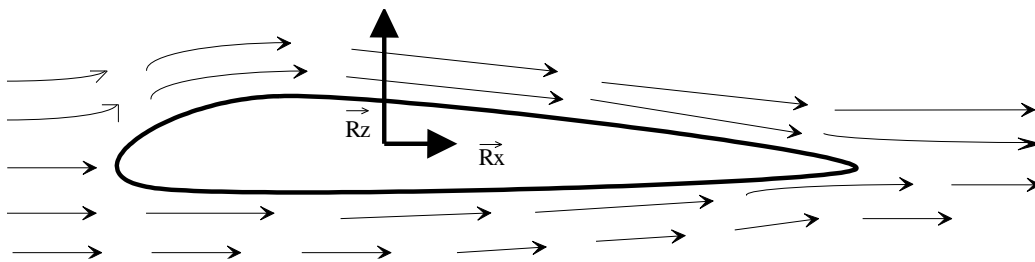


Figure I.13. Effet aérodynamique sur un profil d'aile

- De la même manière, la pression exercée sur l'avant du profil est plus élevée que celle exercée sur l'arrière. Il en découle une pression vers l'arrière (la traînée) qui se produit.
- L'air pénètre dans le profil par le **bord d'attaque** et le quitte par le **bord de fuite**.
- On nomme **extrados** la partie supérieure du profil et **intrados** la partie inférieure.
- On nomme **corde** du profil le segment qui relie le bord d'attaque au bord de fuite.
- **L'épaisseur** correspond à la distance entre l'intrados et l'extrados. L'épaisseur relative est calculée en divisant la valeur maximale de l'épaisseur par la longueur de la corde :

$$e_{relative} = \frac{e_{max}}{L_{corde}}$$

- On nomme **corde moyenne** la ligne qui relie le bord d'attaque au bord de fuite en passant à égale distance de l'intrados et de l'extrados.
- **La flèche** du profil désigne la distance maximale entre la corde et la corde moyenne.
- On nomme **courbure** (ou cambrure) relative le rapport entre la flèche et la longueur de la corde.

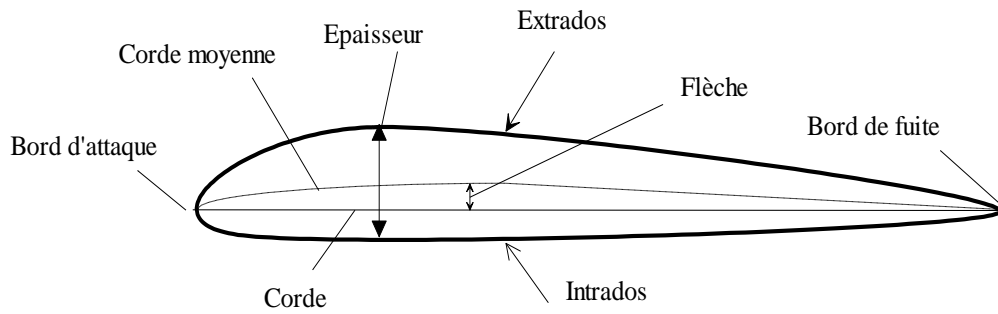


Figure I.14. Composition d'une aile

I.4. Gouvernes

I.4.1. Ailerons

Ces surfaces mobiles se trouvent à l'extrémité de l'aile, généralement sur le bord de fuite, afin d'exploiter le bras de levier maximal. Leur fonction principale est de faire pivoter l'avion autour de l'axe de roulis en modifiant la portance des deux ailes. Dans le cas des avions évoluant à grande vitesse, les forces aérodynamiques peuvent devenir si intenses que les ailerons situés aux extrémités des ailes risquent de provoquer une torsion de l'aile, entraînant ainsi un effet inverse.

I.4.1.1. Lacet inverse

Cette différence de traînée entre les deux ailes est à l'origine.

Lors d'un virage, la nécessité d'une portance accrue pour élever l'aile extérieure entraîne une augmentation de la traînée, tant due à la portance qu'à la traînée de profil, en raison de la position abaissée de l'aileron. En revanche, l'aile intérieure subit une traînée réduite pendant le virage. En utilisant la gouverne de direction, le pilote compense le lacet inverse, générant ainsi un moment de rotation en lacet dans la direction du virage. Cette manœuvre est désignée sous le terme de conjugaison des commandes.

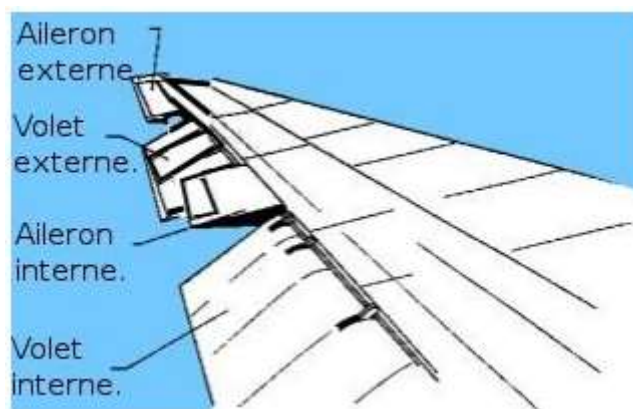


Figure I.15. Différents types d'ailerons

En bref : Lors d'un vol droit, à chaque fois que l'avion risque de s'incliner, le pilote fera les ajustements requis pour revenir à l'inclinaison nulle en combinant les commandes.

1.4.1. 2. De quelle manière combattre le lacet inverse ?

- **Première approche** : Il est essentiel de garantir que l'aileron qui se soulève effectue un mouvement plus important que celui qui s'abaisse. Cela permet d'exploiter le surplus de traînée généré par l'aileron en position réduite. Ce mécanisme est désigné sous le terme d'ailerons différentiels.

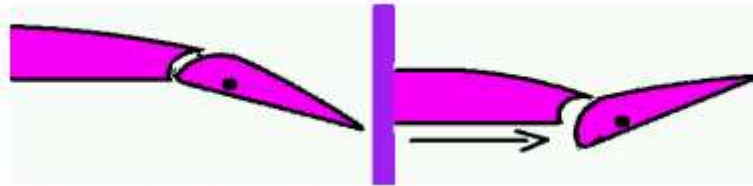


Figure I.16. Aileron différentiel

- **Une autre alternative** : L'aileron Frise, du nom de son inventeur, présente un point de pivot situé à une distance considérable. En conséquence, le bord inférieur de l'aileron en position relevée s'étend sous l'intrados de l'aile, où il subit la pression de l'air à cet emplacement (flèche). La traînée engendrée par ce mécanisme compense la traînée additionnelle résultant de la réduction de l'aileron.

- **Une autre option : les déporteurs**

Il est à noter que si la quantité de carburant varie entre les deux ailes, l'axe de roulis se trouve en permanence déséquilibré. Si aucune mesure n'est prise, ce déséquilibre nécessitera une pression latérale continue sur le manche, ce qui n'est pas une solution idéale. Une alternative pour remédier à un déséquilibre constant consiste à équiper les ailerons de volets de compensation, également appelés trim-tabs. Ces volets, de petite taille, sont installés sur le bord de fuite de la gouverne et leur position peut être ajustée à l'aide d'une petite roue située dans le cockpit.

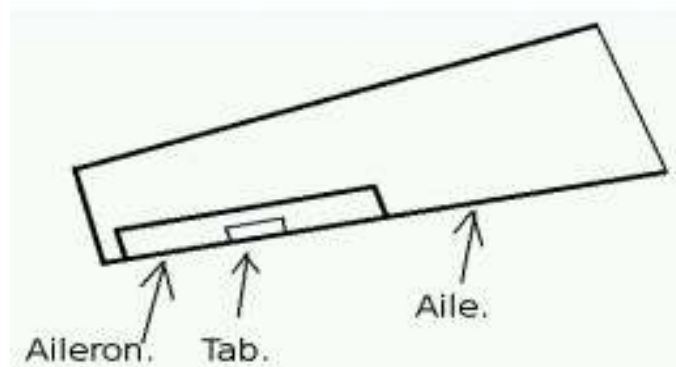


Figure. I.17. Déporteurs de portance

1.5. Tabs

Les volets fonctionnent dans la direction opposée à celle sélectionnée pour la gouverne, ce qui provoque une rotation, dans le sens inverse, de l'ensemble de la gouverne, de la manière suivante :

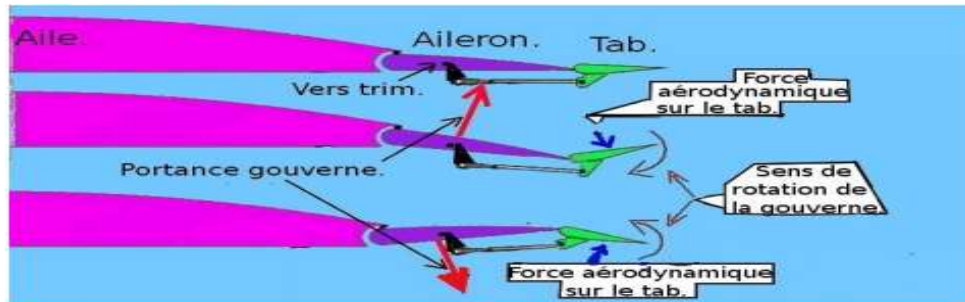


Figure I.18. Fonctionnement d'un tab

La traînée aérodynamique se divise en trois catégories distinctes :

- La traînée de pression : résultant de la pression exercée par l'air sur la "face avant" de l'avion, et parfois accentuée par la traînée due à la zone de dépression à l'arrière d'un objet mal profilé.
- La traînée de frottement : engendrée par le déplacement de l'air sur l'ensemble de la surface de l'avion.
- Les tourbillons aux extrémités des ailes génèrent souvent une traînée induite, qui est directement corrélée à la portance. En d'autres termes, une augmentation de la portance entraîne une augmentation de la traînée.

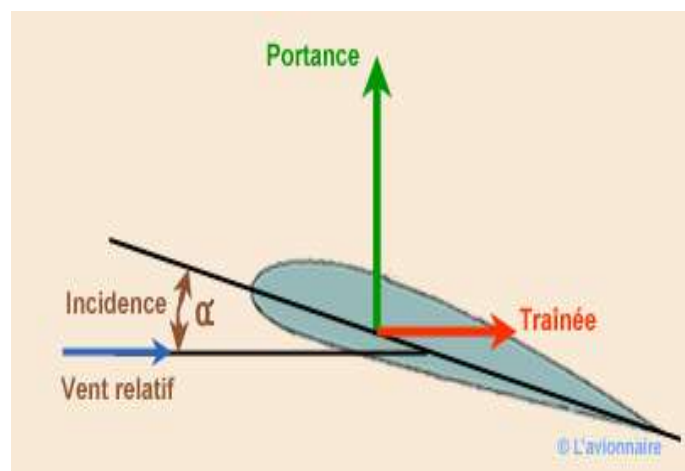


Figure I.19. Forces aérodynamiques sur un profil d'aile

Par conséquent :

- Lorsque la portance est absente, la traînée induite l'est également.
- Dans le cas où l'extension est illimitée, la traînée induite diminue.
- En revanche, si l'allongement est significatif, la traînée induite augmente. Enfin, lorsque l'extension est limitée, la traînée induite devient prépondérante.

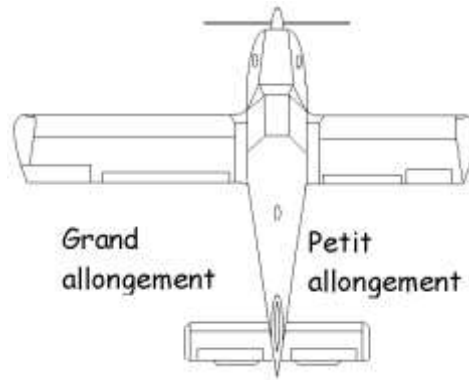


Figure I.20. Allongement d'un avion

I.5. Ailette verticale marginale

I.5. 1. Principe de fonctionnement

À l'extrémité de l'aile, le flux d'air sur l'intrados, soumis à une surpression relative, a tendance à se diriger vers l'extrados, où règne une dépression relative, entraînant ainsi la formation d'un tourbillon marginal. Ce phénomène engendre non seulement une augmentation de la vitesse de l'appareil, mais également une turbulence persistante derrière celui-ci, qui peut se propager sur de longues distances. Il est particulièrement risqué de pénétrer dans ce tourbillon lorsqu'on se trouve derrière un avion de grande taille, ce qui entraîne une réduction significative des temps et des distances de séparation nécessaires pour la gestion des mouvements aériens.

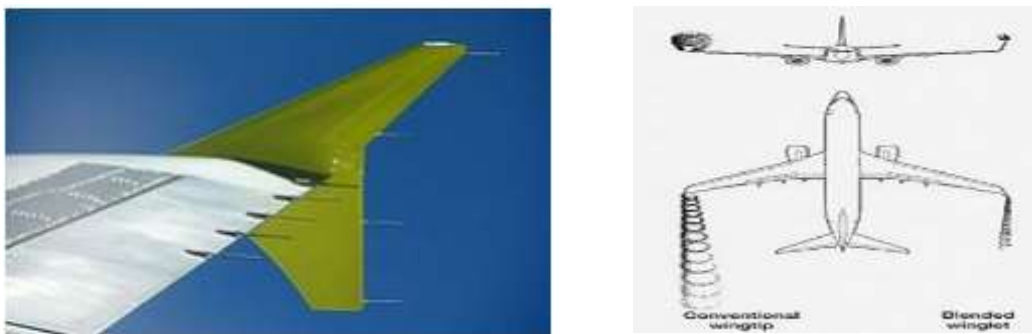


Figure I.21. Ailette verticale marginale

Il est envisageable de corriger cet effet en prolongeant l'aile. Néanmoins, un allongement excessif engendre une intensification des forces de flexion exercées sur l'aile ainsi qu'une augmentation de son épaisseur, ce qui se traduit par une hausse de la masse. En plaçant judicieusement l'ailette verticale marginale, il devient possible de récupérer une partie de l'énergie du tourbillon. Cela conduit à une augmentation de l'allongement effectif de l'aile et à une réduction de la traînée induite par la portance, sans nécessiter d'accroître l'envergure.

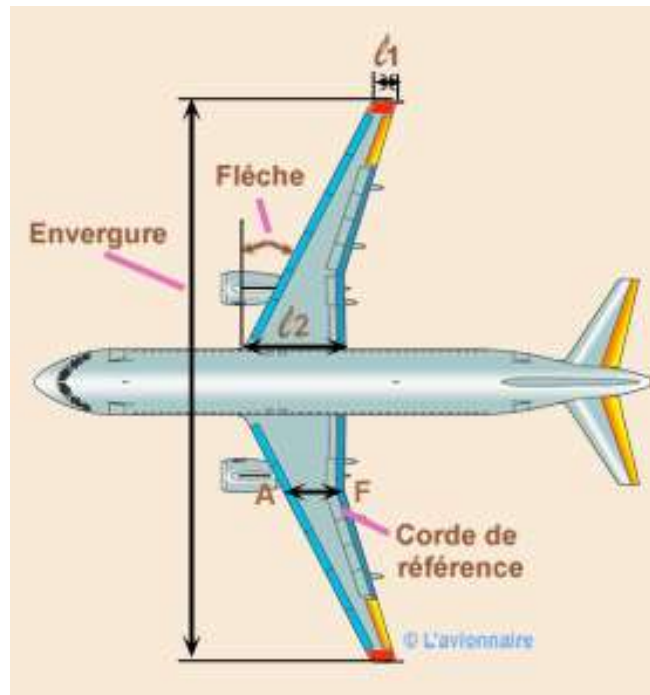


Figure I.22. Dimensionnement d'une voilure d'aile pour avion.

Lorsqu'un courant d'air oblique pénètre dans l'ailette verticale marginale, celle-ci a la capacité de rectifier ce courant et de générer une portance latérale légèrement orientée vers l'avant, ce qui peut conduire à une réduction de sa traînée propre.

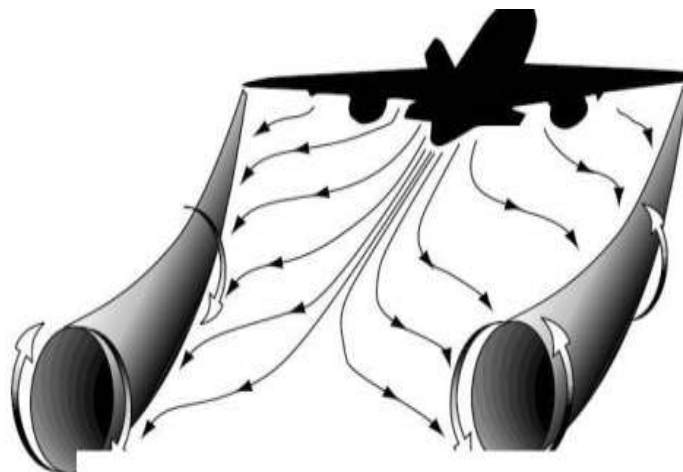


Figure I.23. Effet de turbulence à l'extrémité d'aile

I.6. Dispositifs hypersustentateurs (dispositifs de portance)

I.6.1. Différentes formes de volets hypersustentateurs

1.6.1.1. Volets de bord de fuite

Les ailerons, similaires dans leur fonction, sont fixés au longeron arrière, permettant une articulation efficace. L'augmentation de la courbure de l'aile contribue à une portance améliorée.

Le volet de courbure se déploie vers le bas à l'arrière de l'aile. Cette conception représente la version la plus ancienne, la plus élémentaire et la plus courante sur les aéronefs légers.

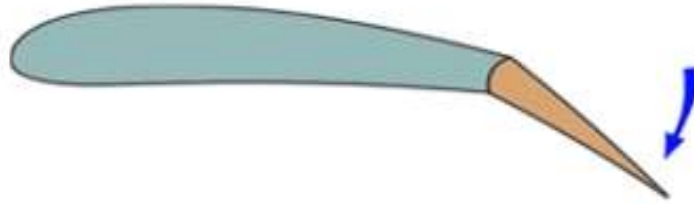


Figure I.24. Volet de bord de fuite

1.6.1.2. Volet d'intrados

De façon similaire, le volet d'intrados a pour désavantage de produire une augmentation de la traînée, en raison de l'établissement d'une zone de turbulence à l'arrière du volet.

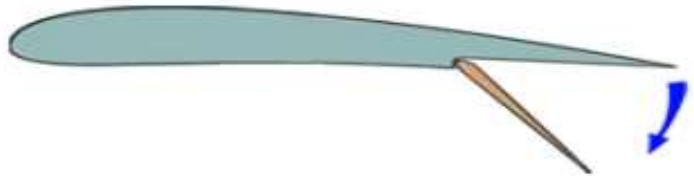


Figure I.25. Volet d'intrados de bord de fuite

1.6.1.3. Volet d'intrados avec déplacement vers l'arrière

Ce type de volet combine une rotation vers l'arrière pour augmenter la surface et une rotation vers le bas pour renforcer la courbure.

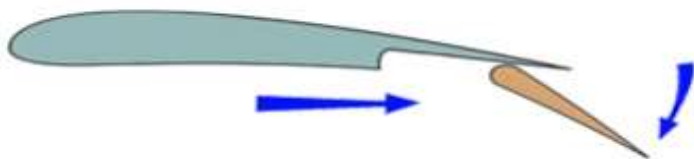


Figure I.26. Volet d'intrados avec déplacement.

1.6.1.4. Volet à fente

L'augmentation de la portance est favorisée par l'ajout d'un volet comportant une ou plusieurs fentes, ce qui accentue la courbure de l'aile. Toutefois, la présence de ces fentes permet également de souffler l'extrados du volet, réduisant ainsi les risques de turbulences et de décollement de la couche limite.

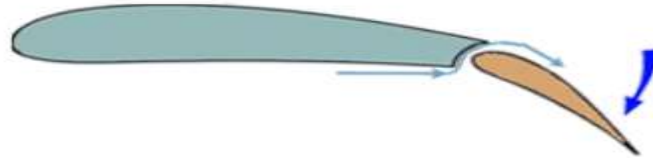


Figure I.27. Volet à fente

1.6.1.5. Volet Fowler

Le volet Fowler constitue un élément à fente(s) qui accroît la surface en effectuant d'abord un mouvement de recul, en s'extrayant de son logement, suivi d'une rotation.

Ce segment se déplace en combinant translation et rotation : il recule initialement pour élargir la surface, puis s'incline vers le bas afin d'augmenter l'angle d'attaque.

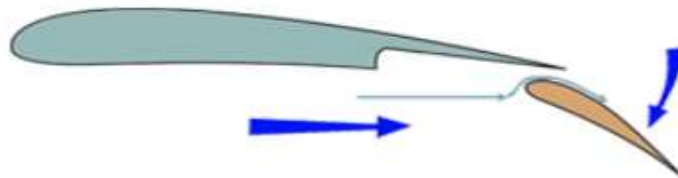


Figure I.28. Volet Fowler

1.6.1.6. Volet Fowler d'intrados avec déplacement vers l'arrière

Cet élément peut être divisé en deux ou trois parties, comportant une, deux ou trois fentes. Il s'agit d'un système commun aux avions de ligne.

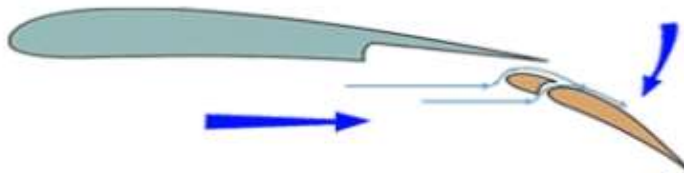


Figure I.29. Volet Fowler avec déplacement

1.6.2. Becs de bord d'attaque

- Bec à fente fixe
- Bec à fente automatique
- Bec à fente contrôlée

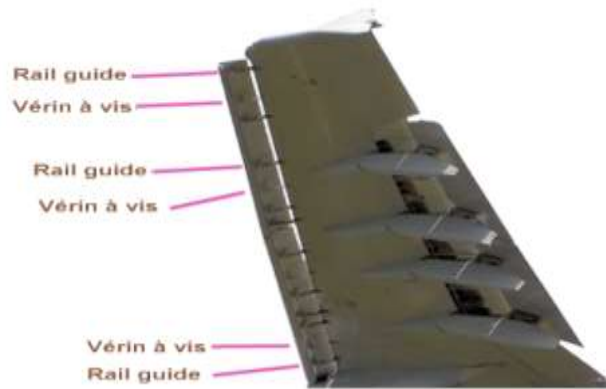


Figure I.30. Becs de bord d'attaque

1.6.2.1. Principe de fonctionnement

Il existe plusieurs vérins à vis situés sur chaque aile, permettant le déploiement ou le rétractement du bec. Ce dernier est maintenu par des rails, lesquels sont guidés par des galets. Un limiteur de couple est également présent pour réguler le mouvement de sortie ou de rentrée.

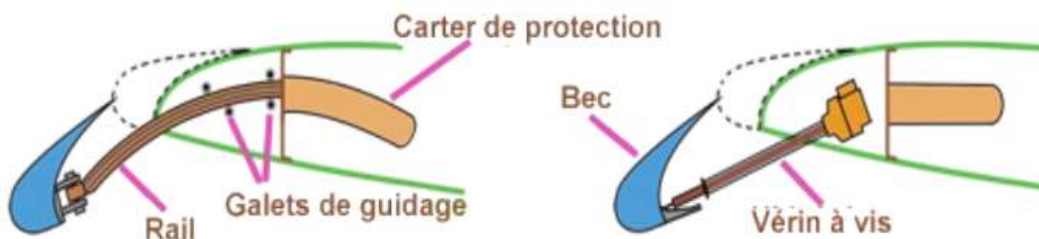


Figure I.31. Fonctionnement d'un bec en bord d'attaque.

1.6.2.2. Volet Krüger

1.6.2.2.1. Principe de fonctionnement

Un volet principal est déployé vers l'avant par plusieurs vérins hydrauliques qui se positionnent contre le bord d'attaque de l'aile. Il y a aussi un second volet très arrondi qui se déploie pour se prolonger du premier. Ces volets ont pour objectif d'accroître la surface de l'aile et la courbure.

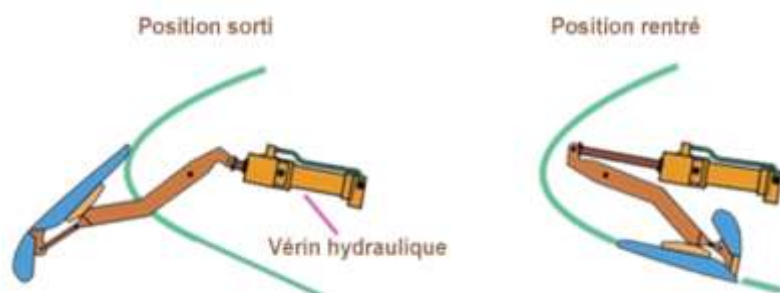


Figure I.32. Fonctionnement d'un volet Krüger.

I.7. Destructeurs de portance

La fonction de commande en roulis des ailerons n'est pas toujours impeccable. Il est intéressant, sans qu'il soit question de les éliminer, de les soutenir par un autre système qui n'aurait pas les mêmes désavantages. C'est le système des déporteurs.

I.7.1. Spoiler

L'effet de freinage aérodynamique est exploité de la manière suivante :

- De manière symétrique pour favoriser un ralentissement plus rapide de l'avion et/ou pour lui permettre d'adopter une pente de descente plus prononcée.
- De façon asymétrique en créant une différence entre les deux ailes afin de produire des moments de lacet et de roulis qui facilitent les manœuvres en virage (cette technique est particulièrement utile à basse vitesse, lorsque l'utilisation des ailerons est limitée).

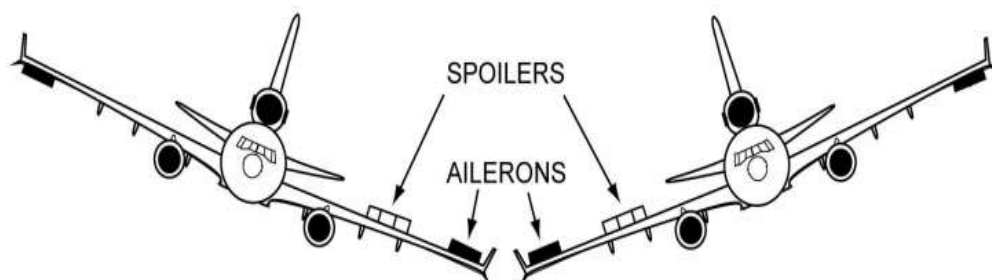


Figure I.33. Déporteurs de portance

Le roulage après l'atterrissage présente également des avantages significatifs grâce à l'utilisation des spoilers. En diminuant la portance générée par les ailes, le poids de l'appareil repose principalement sur le train d'atterrissage, ce qui est crucial pour assurer un freinage optimal.

I.7.2. Aérofrein

Un aérofrein constitue un mécanisme conçu pour générer des turbulences dans le flux d'air, dans le but d'augmenter la résistance à l'avancement. Ce dispositif est doté de surfaces mobiles qui modifient le comportement du fluide environnant.

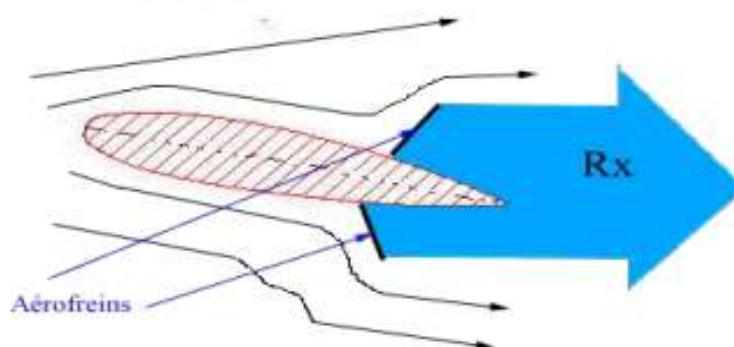


Figure I.34. Fonctionnement d'un aérofrein

I.8. Effets aérodynamiques d'un aérofrein

Les aérofreins montés sur les ailes des avions influencent la traînée et la portance en accroissant la traînée tout en réduisant la portance lors du décollage des flux d'air à la surface de l'aile. Leur utilisation se justifie par plusieurs raisons :

- Ils permettent de réguler l'inclinaison de vol ou d'approche, facilitant ainsi une descente plus prononcée sans accroître la vitesse (effet de freinage).
- Ils sont indispensables pour le pilotage d'un planeur lors de l'approche d'atterrissage, car, en plus de leur fonction de freinage, ils améliorent l'efficacité des freins en diminuant la portance de l'aile et en transférant le poids sur les roues. L'augmentation de la traînée est également associée à une élévation du niveau sonore.

I.9. Empennages

Le système d'empennage traditionnel se compose d'un ensemble de surfaces portantes agencées de manière à minimiser, voire à annuler, l'angle d'incidence durant un vol de croisière stable.

En cas de perturbation de cet équilibre, l'angle d'incidence résultant du mouvement génère une force qui ramène l'aéronef vers sa position d'équilibre. Pour augmenter le moment, les surfaces situées au niveau du centre de gravité sont maximisées en distance et sont généralement positionnées à l'arrière du fuselage.

La dimension de ces éléments varie en fonction de la présence de perturbations (comme une panne sur un aéronef multi-moteurs ou une portance accrue) ainsi que du degré de stabilité souhaité. L'empennage est conçu pour être suffisamment élevé pour un avion de passagers, tout en restant assez bas pour un avion de chasse afin de préserver sa maniabilité.

I.9.1. Types d'empennages

➤ *Empennage horizontal*



➤ *Empennage en V*



➤ *Empennage cruciforme*



I.10. Gouverne de profondeur

La gouverne de profondeur présente une structure interne similaire à celle d'une aile, et les conditions de rigidité sont pratiquement identiques.

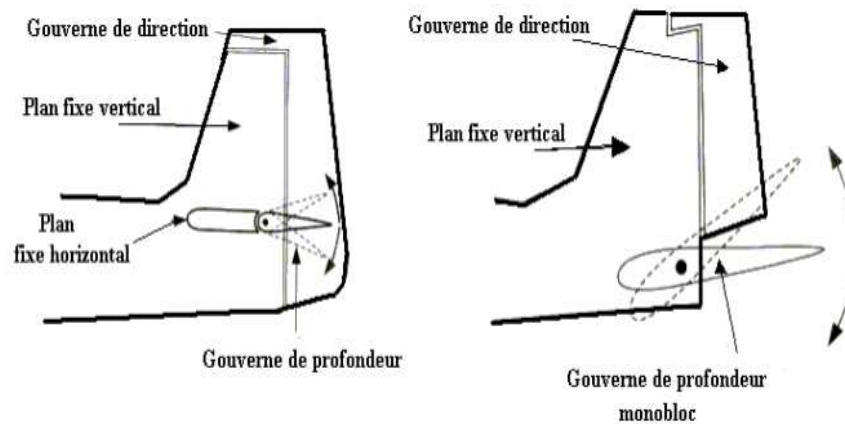


Figure I.35. Principe de fonctionnement d'une gouverne de profondeur.

I.10.1. Compensation aérodynamique

La diminution du bras de levier de la force aérodynamique peut être envisagée sous un autre prisme : il est possible de considérer que l'axe d'articulation demeure fixe, et que la section de la gouverne située en amont de cet axe constitue une surface additionnelle positionnée de manière à ce que la force aérodynamique agissant sur cette zone contribue à faciliter le mouvement de pivotement de la gouverne, apportant ainsi un soutien au pilote dans ses manœuvres. Cette zone est désignée sous le terme de surface de compensation.

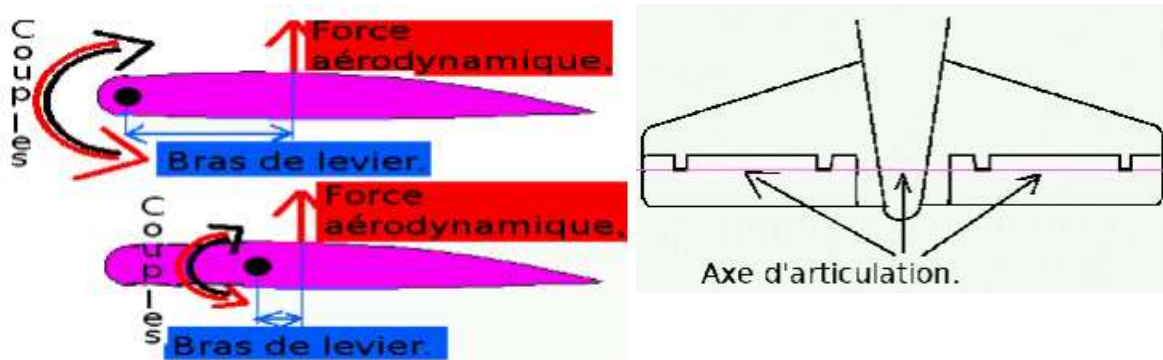


Figure I.36. Articulation sur la gouverne de profondeur

De nombreux modèles de gouverne sont basés sur la compensation, tels que :

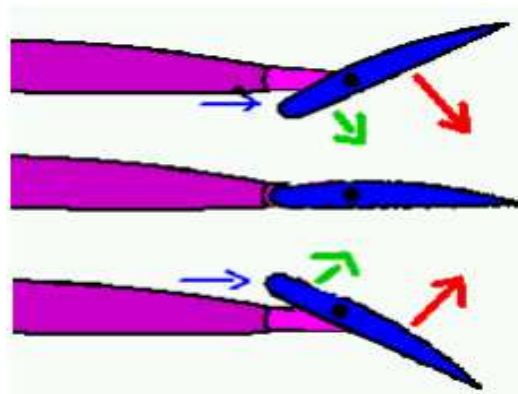


Figure I.37. Compensation aérodynamique sur une gouverne de profondeur

I.11. Empennage vertical

I.11.1. Monodérive

En général, l'empennage vertical est composé d'une partie fixe et d'une partie mobile :

- Une dérive horizontale stable.
- Un gouvernail (ou gouverne de direction).

Des empennages verticaux de type « monobloc » peuvent également être observés, où toute la surface peut pivoter ; ce type de configuration est fréquemment observé sur des avions légers comme le Jodel, la Luciole ou le Volksplane.

I.11.2. Multi-dérive

Sur certains avions, l'empennage vertical peut se présenter sous une forme double ou triple, souvent en association avec plusieurs moteurs à hélices.

En général, les avions comme le P-38 sont des bidérives. L'effet de plaque d'extrémité des dérives augmente l'allongement réel de l'empennage horizontal. Il assure aussi une fonction structurelle en rassemblant les deux poutres.



Figure I.38. Exemple d'empennage multi dérive

I.12. Atterrisseurs

I.12.1. Types de train d'atterrissage

I.12.1.1. Train classique

Le modèle le plus courant durant les premières années de l'aviation. Sa résistance au vent et sa visibilité limitée vers l'avant compliquent les manœuvres au sol et les atterrissages. Ce type d'appareil se distingue par la présence de deux jambes de train principal et d'une roulette de queue.

L'angle de garde est d'environ vingt degrés, ce qui permet de prévenir un basculement sur le nez.



Figure I.39. Avion à train classique

I.12.1.2. Train tricycle

Une vision améliorée vers l'avant et une diminution de la sensibilité au vent. Ce dispositif se compose de deux jambes principales de train et d'une roulette de nez. L'angle de protection est d'environ quinze degrés pour prévenir tout mouvement indésirable sur la queue.



Figure I.40. Avion à Train tricycle

Il existe plusieurs autres types de trains conçus pour des usages particuliers, tels que :

- Des flotteurs ou coques (hydravions)
- Des skis...

L'illustration ci-après présente un exemple de train monorace équipé de balancines.



Figure I.41. Avion à train monorace

I.12.2. Constitution d'un atterrisseur

La spécificité d'un train réside dans son empatement et sa voie :

1. **L'empatement** : Il s'agit de la distance séparant le train principal du train auxiliaire.
2. **La voie** : C'est la distance mesurée entre les deux rails du train principal.

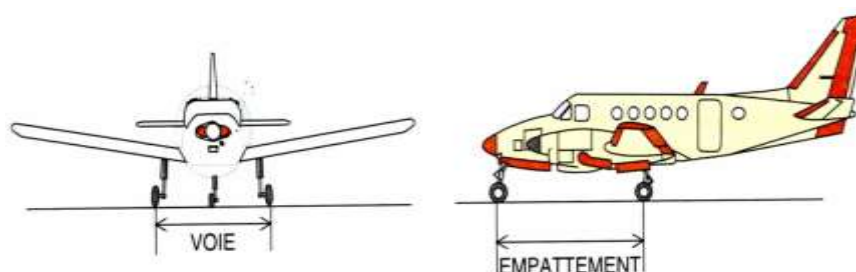
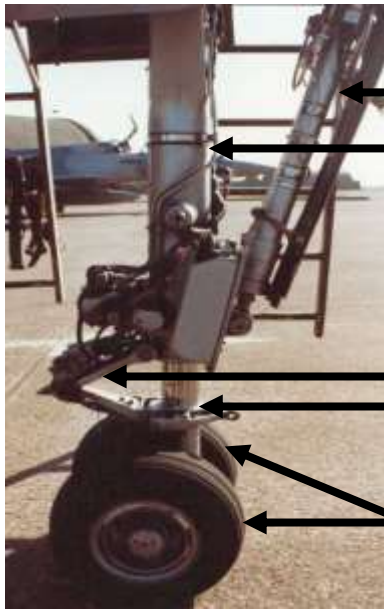


Figure I.42. Caractérisation d'un atterrisseur



1 : Vérin hydraulique de manœuvre

2 : Jambe de train

3 : Compas de train

4 : Amortisseur

5 : Roues

Figure I.43. Train avant de Mirage 2000

Chapitre II : Aérodynamique et commandes du vol

II.1. Ecoulement de l'air autour du profil

L'analyse du vol d'un aéronef peut être assimilée à l'examen de l'appareil stationnaire et du flux d'air qui l'entoure. On s'intéresse alors à la trajectoire de minces filets d'air, désignés sous le terme de lignes de courant. Dans ce contexte, le vent relatif, soufflant en sens inverse, substitue la vitesse de l'avion.

$$\vec{V}_{\text{vent relatif}} = -\vec{V}_{\text{avion}}$$

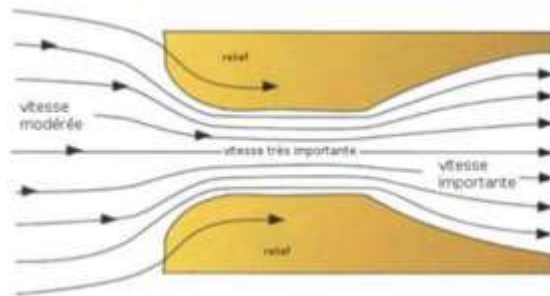


Figure II.1. Principe d'un venturi

Commençons par examiner l'effet Venturi. Lorsqu'une section se réduit, la vitesse des flux d'air augmente, entraînant une tendance à la convergence de ces flux. À l'inverse, lorsque la section s'élargit, cet effet est inversé. Cette notion peut être démontrée en pinçant l'extrémité d'un tuyau d'arrosage utilisé pour votre piscine. Cet effet est largement appliqué dans le secteur aéronautique pour :

- Illustrer les zones de dépression sur l'extrados et de surpression sur l'intrados
- Démontrer les effets de Foehn en milieu montagneux
- Faciliter la combinaison de l'air et de l'essence dans les moteurs.

Dans un fluide en mouvement, D. Bernoulli a démontré en 1738 que l'augmentation de la vitesse du fluide entraîne une diminution de la pression, et inversement.

$$P + \frac{1}{2}\rho V^2 = \text{constante}$$

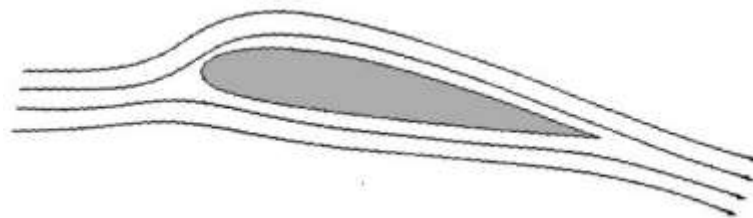


Figure II.2. Ecoulement autour d'un profil d'aile

En ce qui concerne un profil d'aile, l'extrados génère une augmentation de la vitesse, ce qui engendre une dépression. À l'inverse, l'intrados connaît une diminution de la vitesse, entraînant ainsi une surpression.

II.1.1. Angle d'incidence

Cet angle correspond à celui qui est formé entre la corde de profil de l'aile et la direction de déplacement de l'avion, telle que déterminée par le vent relatif. Cet angle varie au cours du vol.

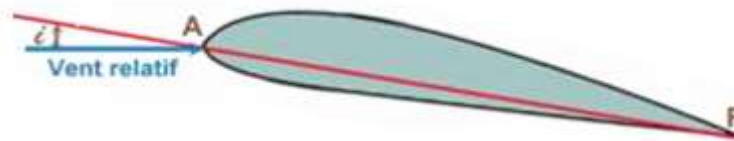


Figure II.3. Angle d'incidence

II.1.2. Forces aérodynamiques

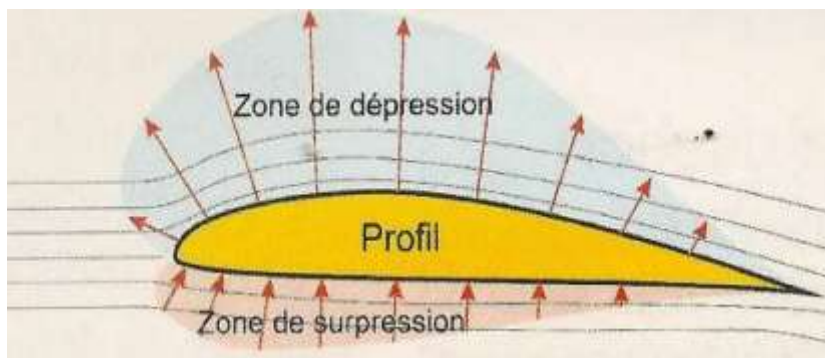


Figure II.4. Forces de pression sur un profil d'aile

Une force aérodynamique correspond à la combinaison des forces pressantes dirigées vers le haut (et un peu vers l'arrière) sur toute la surface du profil.

C'est cette puissance qui maintient le vol de l'avion. La sustentation, également connue sous le nom de portance, est produite pour environ 2/3 par l'extrémité de l'aile et pour environ 1/3 par l'intérieur. Le centre de poussée est le lieu où la force aérodynamique est exercée.

II.1.3. Portance et traînée

On peut décrire la force aérodynamique exercée sur un profil en deux termes :

- La traînée R_x , qui s'oppose au mouvement de l'avion, est orientée parallèlement au vent relatif.
- La portance R_z , qui soutient l'avion, est orientée perpendiculairement au vent relatif.

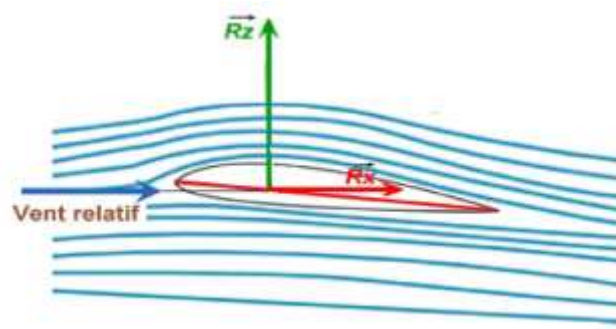


Figure II.5. Forces aérodynamiques

L'objectif principal d'un constructeur d'avions est d'atteindre une portance optimale afin de maximiser la charge utile, tout en minimisant la traînée, qui freine le déplacement de l'appareil et contribue à l'augmentation de la pollution. Les quantités de portance et de traînée peuvent être déterminées à l'aide des deux équations suivantes :

$$R_z = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S \cdot C_z \text{ et } R_x = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S \cdot C_x$$

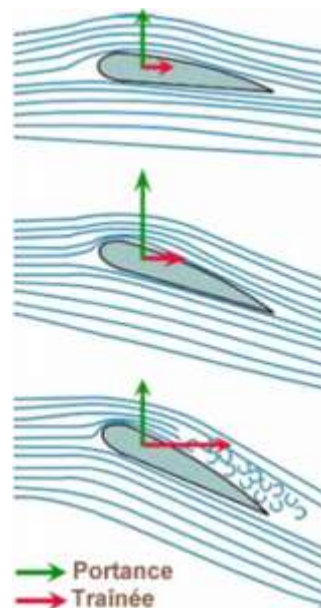


Figure II.6. Effet d'inclinaison de profil d'aile sur de la portance et la traînée

Avec :

- ρ représente la masse volumique de l'air (en kg/m^3).
- S désigne la surface alaire de l'avion (en m^2).
- V indique la vitesse de l'avion par rapport à l'air (en m/s).
- C_z est le coefficient de portance (sans unité), qui varie en fonction du profil et de l'angle d'incidence.
- C_x correspond au coefficient de traînée (sans unité), également influencé par le profil et l'angle d'incidence.

Il est à noter que la masse volumique ρ diminue avec l'altitude, entraînant une réduction de la portance et de la traînée.

II.1.4. Foyer

Le foyer désigne la zone du profil où les fluctuations de portance, en raison d'une modification de l'angle d'attaque, sont mises en œuvre. Cette situation demeure constante.

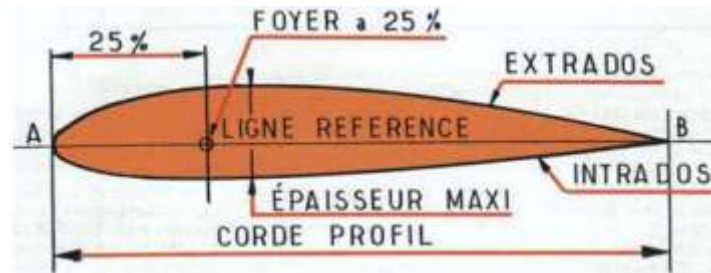


Figure II.7. Foyer d'une aile

F se trouve derrière le bord d'attaque dans la zone subsonique, à environ 25 % de la corde.

II.2. Commandes de vol

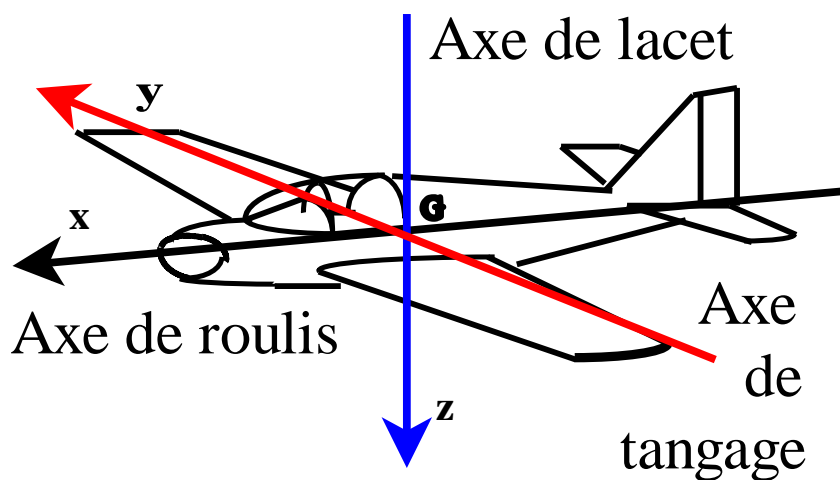
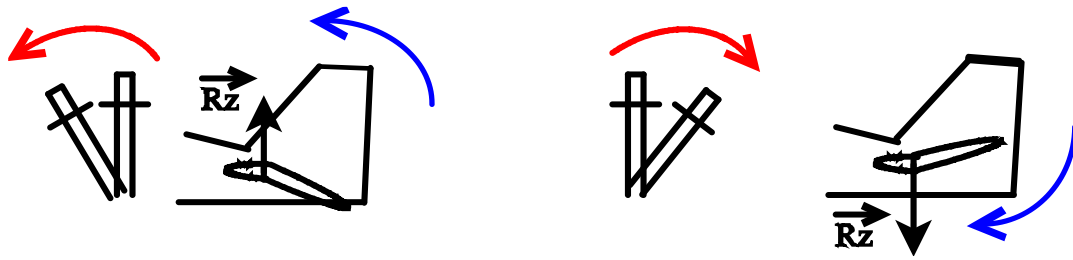


Figure II.8. Axes d'un avion

II.2.1. Contrôle en tangage

Le contrôle en tangage s'effectue à l'aide du manche ou du volant, qui est manipulé d'avant en arrière.



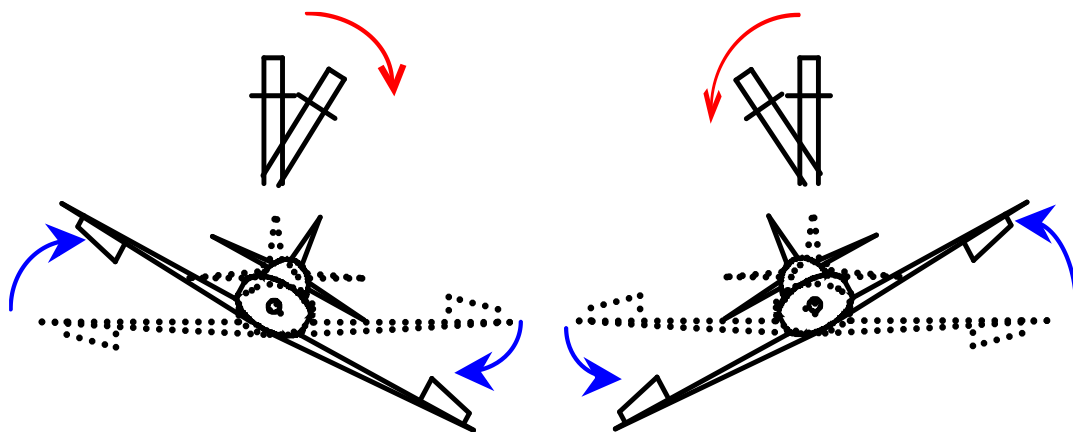
En poussant le manche, l'avion pique.

En tirant le manche, l'avion cabre.

Figure II.9. Contrôle en tangage

II.2.2. Contrôle en roulis

Le contrôle du roulis est réalisé par l'utilisation du manche ou du volant, qui est manipulé de manière latérale, de gauche à droite.



Lorsque le manche est incliné à gauche, l'avion s'incline à gauche.

Lorsque le manche est incliné à droite, l'avion s'incline à droite.

Figure II.10. Contrôle en roulis

II.2.3. Contrôle en lacet

Le lacet est régulé par le palonnier, qui est manipulé par le pied en exerçant une pression vers la gauche ou vers la droite.

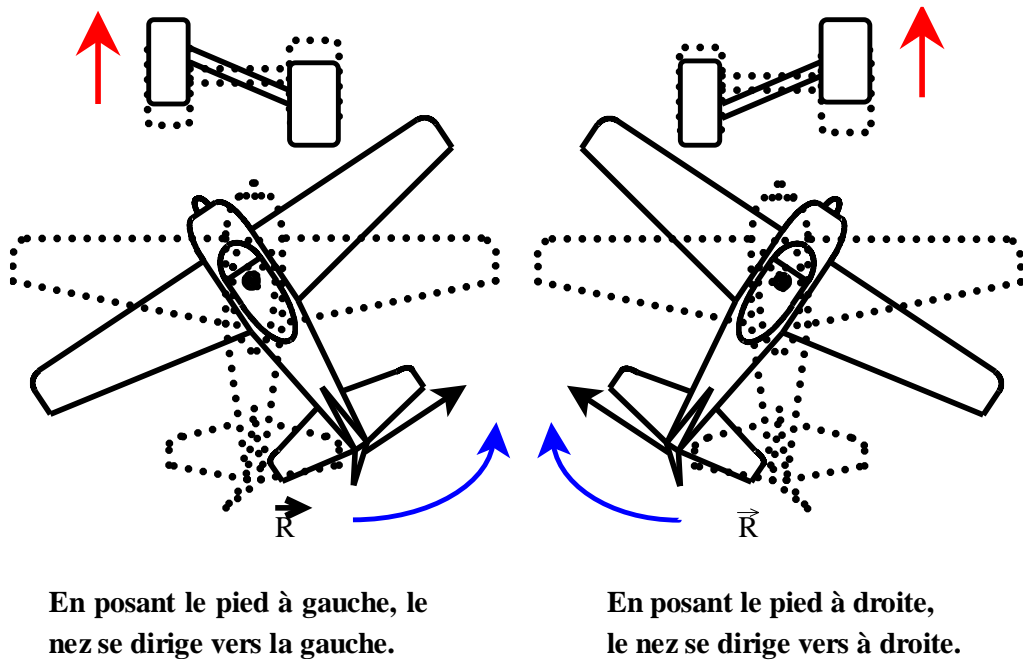


Figure II.11. Contrôle en lacet

II.2.4. Surfaces hybrides

On ne distingue pas toujours les gouvernes sur les trois axes.
Les mêmes gouvernes sont responsables du contrôle en tangage et en lacet.



Figure II.12. Dérive papillon du modèle Fouga magister

II.3. Effets secondaires des commandes

II.3.1. La profondeur

Le nez de l'avion monte lorsque l'on tire sur le manche et la vitesse diminue.
Le nez de l'avion descend lorsque l'on pousse sur le manche et la vitesse augmente.

Effets primaires

- Le nez s'élève ou s'abaisse.
- La vitesse s'accroît ou se réduit.

Effets secondaires

- Aucun

II.3.2. Gauchissement

- L'avion se penche vers la gauche lorsque le manche est incliné dans cette direction, tandis que le nez se dirige vers la droite.
- En revanche, si le manche est incliné à gauche, l'avion s'incline vers la droite et le nez se déplace également vers la gauche.

Effets primaires

- L'avion effectue une inclinaison vers la droite ou vers la gauche.

Effets secondaires

- le nez se dirige vers le côté opposé de l'inclinaison = *lacet inverse*

II.3.3. Direction

En faisant un mouvement à gauche, le nez de l'avion se dirige vers la gauche et les ailes s'inclinent vers la gauche.

Lorsqu'on appuie sur la droite, le nez de l'avion se dirige vers la droite et les ailes s'inclinent vers la droite.

Effets primaires

- La direction du nez de l'avion est droite ou gauche.

Effets secondaires

- Les ailes s'inclinent dans la même direction que le mouvement du nez = roulis induit.

II.4. Contrôle de la vitesse

Il est possible d'ajuster la puissance du moteur à l'aide de la manette des gaz. Pour augmenter la vitesse, la puissance est intensifiée, tandis que pour diminuer la vitesse, elle est atténuée.

Une décélération efficace nécessite l'utilisation d'un frein aérodynamique ou d'un aérofrein. Des spoilers montés sur les ailes peuvent également être utilisés.

II.5. Dispositifs de transmission

Trois catégories de systèmes de transmission classiques sont employées pour les commandes de vol:

- Les transmissions par câbles ou par bielles directes.

- Les systèmes de transmission hydraulique.
- Les transmissions électriques.

La première application a été la transmission directe via un câble métallique ou une bielle. Cette méthode est encore employée pour les avions légers et à faible vitesse. Les efforts requis pour piloter ces appareils restent modérés, permettant à une personne généralement bien préparée de manœuvrer ces appareils sans grande difficulté.

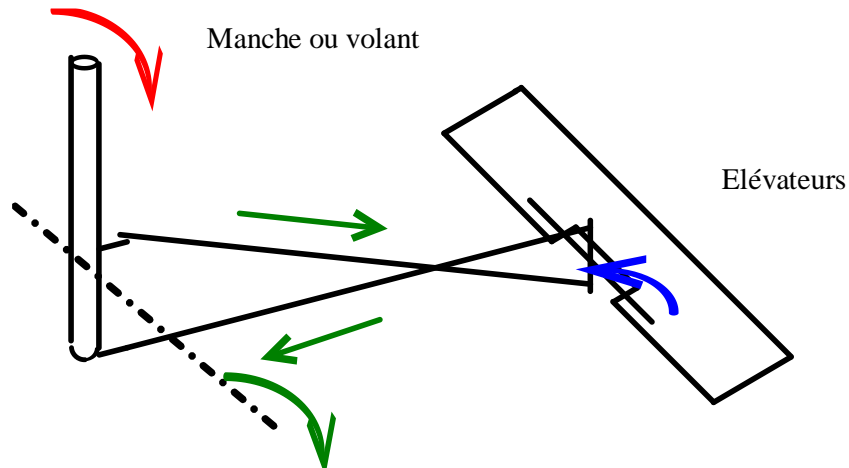


Figure II.13. Transmission directe par câble pour la profondeur

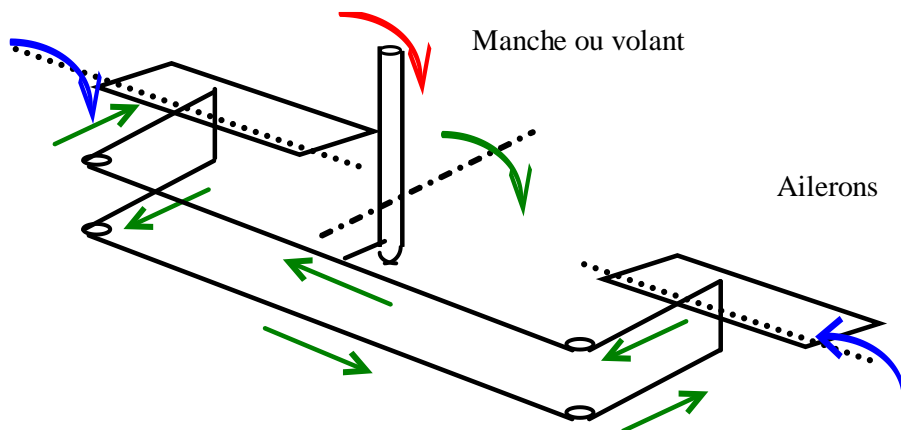


Figure II.14. Transmission directe par câble pour le gauchissement

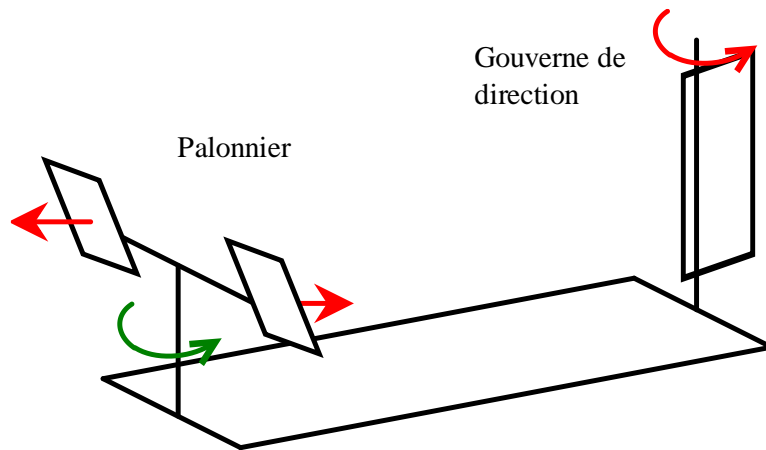


Figure II.15. Transmission directe par câble pour la direction

Avec l'accroissement des dimensions, du poids et de la vitesse des aéronefs, les efforts requis pour leur pilotage ont également considérablement augmenté. Il est donc essentiel d'apporter un soutien au pilote dans ces tâches.

L'énergie hydraulique est mise à profit à cet effet. Des bielles transmettent les mouvements des commandes à des servocommandes, lesquelles contrôlent les gouvernes.

Pour optimiser la maniabilité des aéronefs, notamment des avions de chasse, ou pour réaliser des économies de carburant dans le cas des avions commerciaux, il est impératif de diminuer la stabilité des aéronefs. Cela complique le pilotage, pouvant même le rendre impossible. Le pilote doit alors recourir à l'assistance d'un système informatique.

Ces systèmes de commandes de vol électriques, connus sous les appellations de CDVE ou fly by wire, sont ainsi utilisés.

II.6. Principe d'une chaîne de commandes de vol électriques

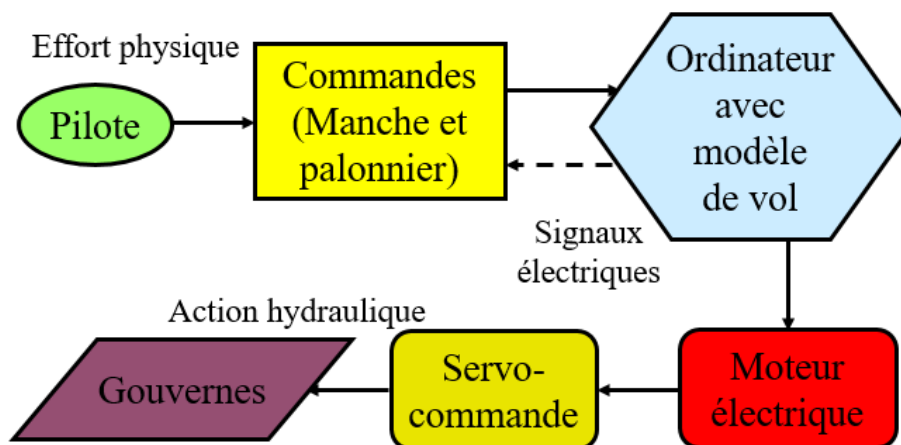


Figure II.16. Chaîne de commandes de vol électriques

Les systèmes de commandes électriques de vol offrent plusieurs avantages notables :

- Permettent de rendre pilotables des avions initialement instables
- Optimisent les manœuvres du pilote lors de l'utilisation des commandes
- Éliminent les effets secondaires indésirables
- Diminution de la consommation de carburant en phase de croisière.

Chapitre III : Groupes Motopropulseurs (G.M.P)

III.1. Hélice

Il s'agit d'un mécanisme qui transforme l'énergie mécanique produite par le moteur en force de traction ou de propulsion, permettant ainsi à l'avion de se déplacer.

III.1.1. Composition

La configuration de l'hélice se compose d'un noyau dirigé vers l'axe de sortie du moteur, abritant deux ou plusieurs pales.

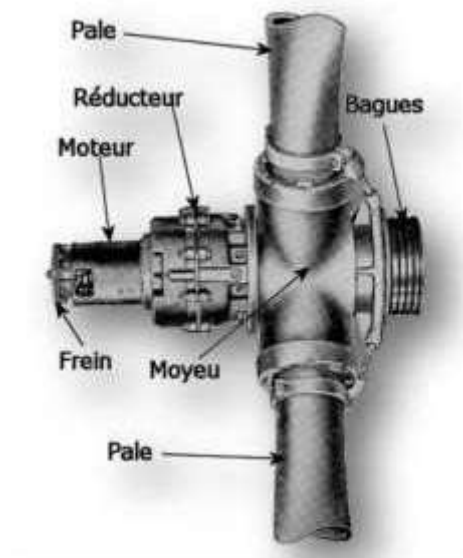


Figure III.1. Composition d'une hélice

Le **pas** désigne la distance que l'hélice couvre le long de son axe de rotation au cours d'une révolution. L'angle formé entre la corde de profil de l'hélice et le plan de rotation de la pale est connu sous le nom de **calage** (β). Ainsi, le calage représente une orientation tandis que le pas se réfère à une distance.

Le vent relatif V_r découle de :

- La vitesse de l'avion.
- En fonction de la vitesse de rotation de l'hélice.

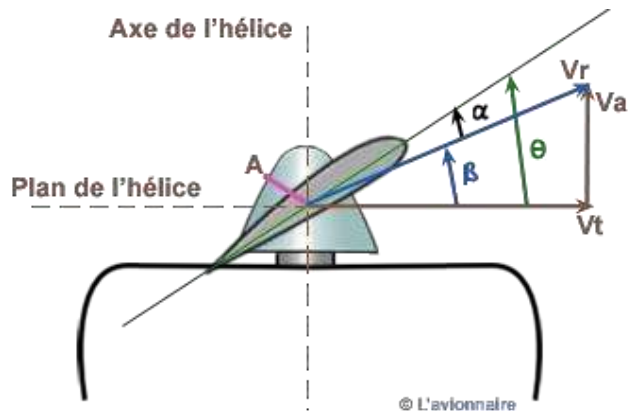


Figure III.2. Principe de rotation d'une hélice

La vitesse de rotation est contrainte par la vitesse à l'extrémité de la pale, laquelle ne doit pas engendrer de bruit.

III.1.2. Fonctionnement

L'hélice fonctionne de la même manière que l'aile d'un avion. Les pales subissent une force aérodynamique qui provoque à la fois la traction et la résistance au couple de l'hélice.

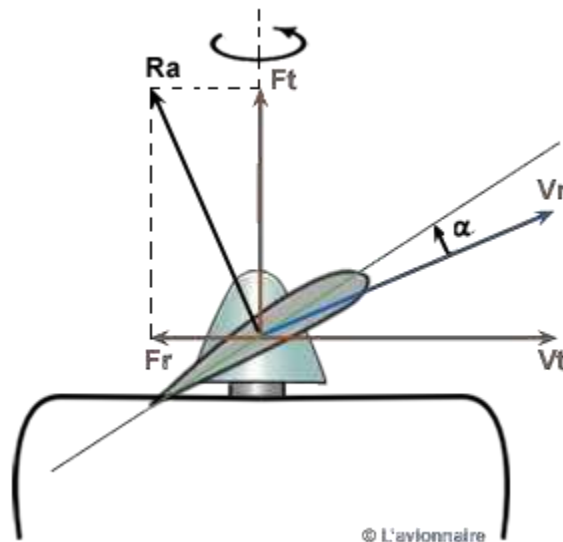


Figure III.3. Fonctionnement d'une hélice

La présence de l'hélice engendre des répercussions sur les trois axes d'articulations.

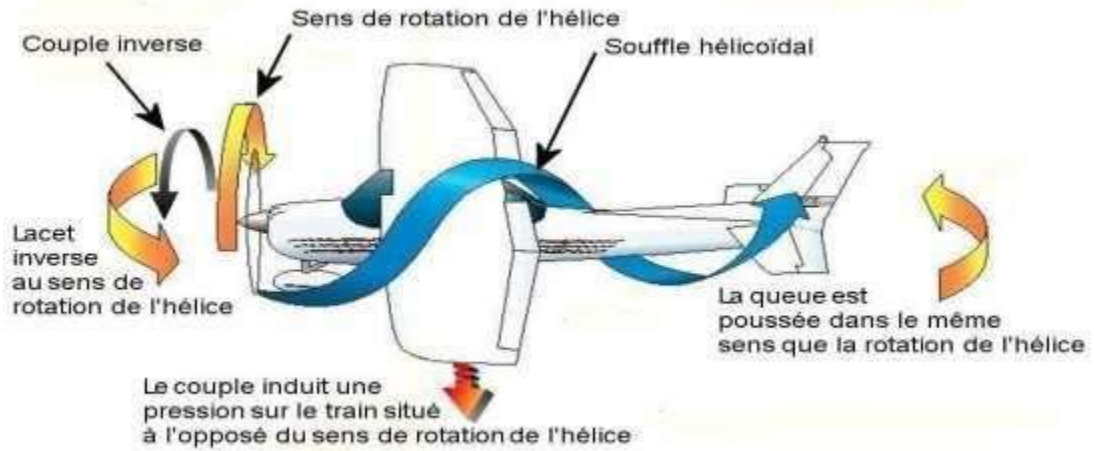


Figure III.4. Effets secondaires d'une rotation hélice sur un avion

III.1.3. Différents types d'hélices

Il en existe deux types :

1. Hélice à calage fixe

Cette hélice est essentiellement employée sur les avions touristiques.

Ce type d'hélice présente l'inconvénient de ne pas permettre l'ajustement de la vitesse en fonction des diverses phases du vol.

2. Hélice à calage variable

La modification du calage des pales par un mécanisme pour maintenir une vitesse constante de l'hélice.

- **Petit pas** : décollage, atterrissage
- **Grand pas** : croisière

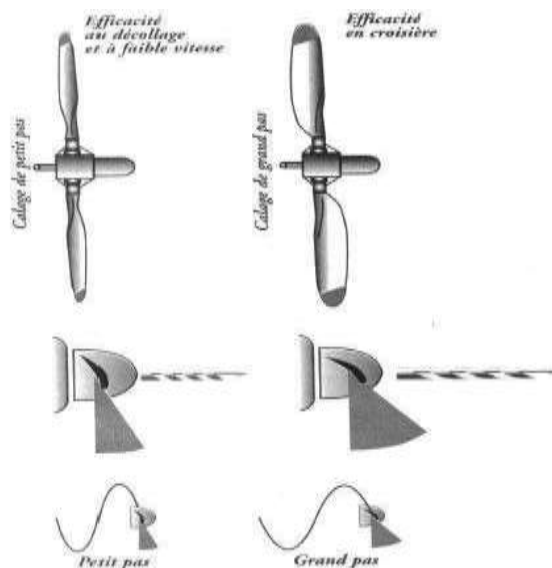


Figure III.5. Différentes types d'hélice

III.2. Moteurs à pistons

III.2.1. Composition

Un moteur à piston se compose de plusieurs cylindres, généralement au nombre de quatre à huit, qui sont souvent dotés d'ailettes afin d'améliorer le refroidissement.

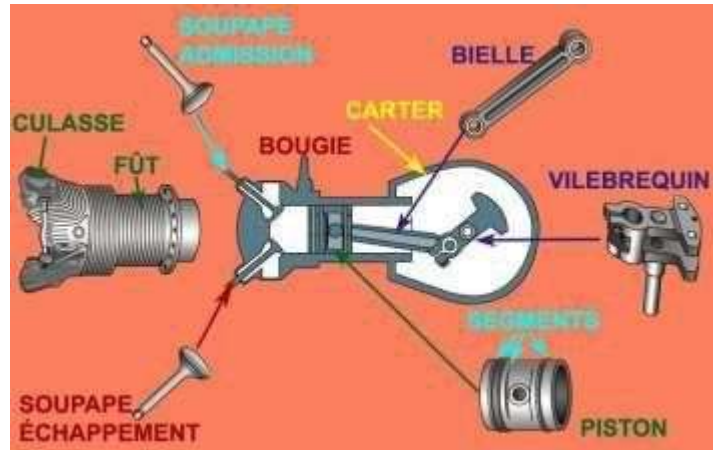
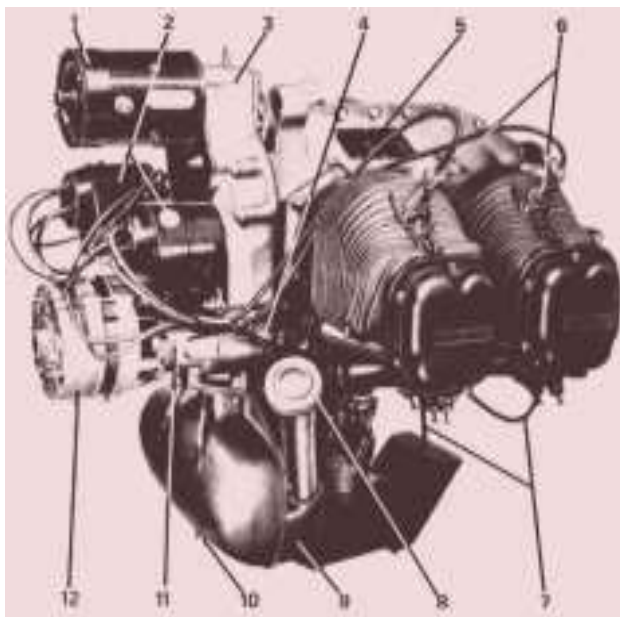


Figure III.6. Composition d'un moteur à piston

La **culasse** est équipée de mécanismes désignés sous le nom de soupapes, lesquels facilitent l'entrée et l'évacuation des gaz. De plus, elle comprend un dispositif responsable de la combustion du mélange de carburant et d'air, à savoir les bougies.



1. Dispositif de démarrage
2. Générateurs de courant
3. Panneau de répartition
4. Soupape de régulation de pression d'huile
5. Etiquette d'identification
6. Bougies d'allumage supérieures (cylindres verticaux)
7. Câbles des bougies d'allumage supérieures
8. Bouchon et indicateur de niveau d'huile
9. Réservoir d'huile
10. Bouchon de drainage
11. Filtre à lubrifiant
12. Générateur électrique

Figure III.7. Moteur d'avion léger à 04 cylindres.

III.2.2. Fonctionnement d'un moteur thermique

III.2.2.1. Moteur à deux temps

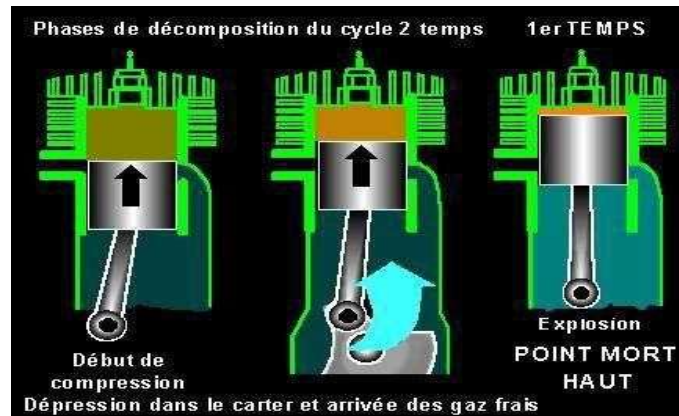


Figure III.8. Moteur thermique à 2 temps.

III.2.2.2. Moteur à quatre temps

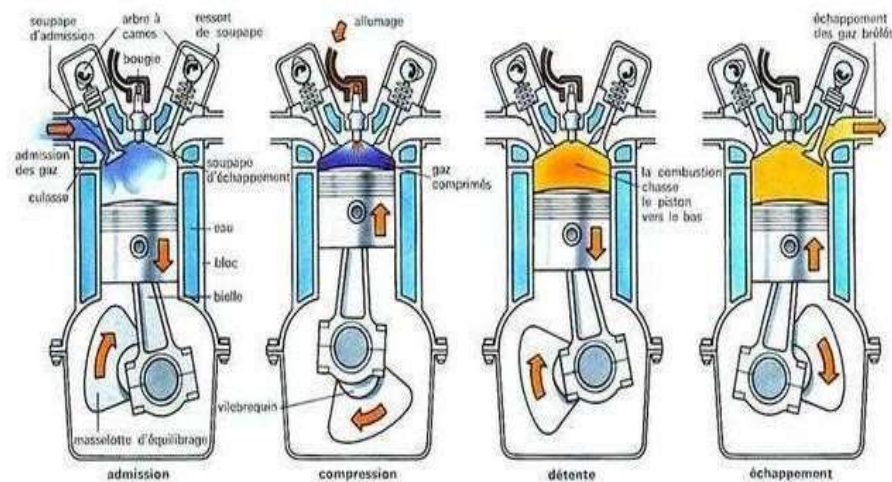


Figure III.9. Moteur thermique à 4 temps

III.2.3. Alimentation en carburant

Pour la création de la combinaison air-essence, deux méthodes sont employées :

- La technique de l'injection implique la diffusion de petites gouttelettes d'essence directement dans la chambre du cylindre.
- L'élaboration du mélange air-essence avant son entrée dans les cylindres est assurée par la carburation (la masse volumique de l'air diminue avec l'altitude).

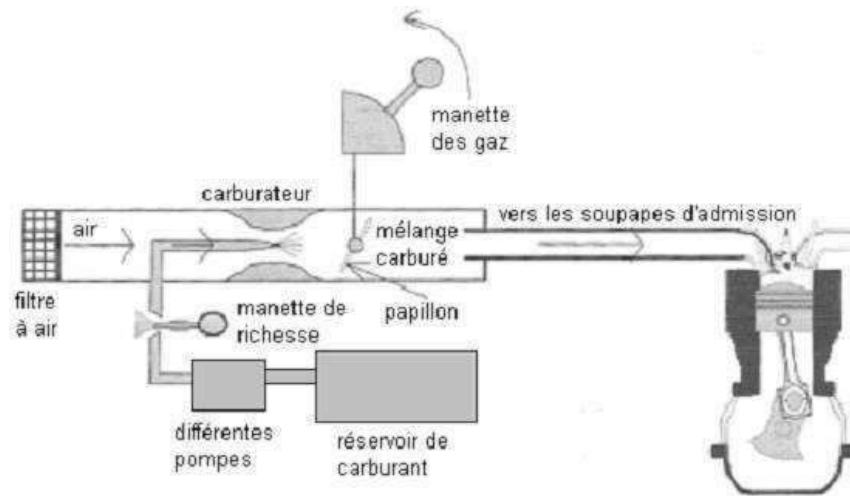


Figure III.10. Alimentation en carburant par manette de gaz

La manette des gaz (noire) constitue le dispositif permettant d'ajuster la pression du mélange air-essence qui pénètre dans les cylindres.

La manette de richesse (rouge) sert à réguler la quantité d'essence, qu'il s'agisse d'un mélange riche ou d'un mélange économique. Enfin, la manette bleue contrôle le mouvement de l'hélice.

III.2.4. Allumage

Il consiste en la création d'une étincelle qui ouvre la combustion du mélange. Il est fabriqué à l'aide d'une bougie à magnéto. En raison de la sécurité, le système est renforcé avec deux magnétos. Pour des raisons de performance, deux bougies sont utilisées par cylindre.

III.3. Turboréacteurs

III.3.1. Principe de fonctionnement

En remplissant un ballon d'air, la pression interne est plus élevée que celle de l'air ambiant. Quand on ouvre le ballon, l'air contenu à l'intérieur est éjecté, ce qui produit une force dans la même direction que l'air éjecté, mais dans le sens contraire à sa vitesse d'éjection.

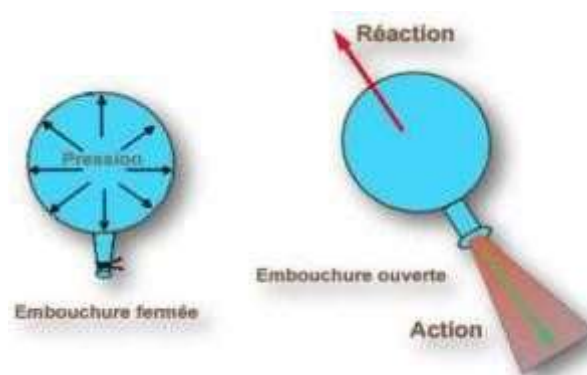


Figure III.11. Principe de poussée

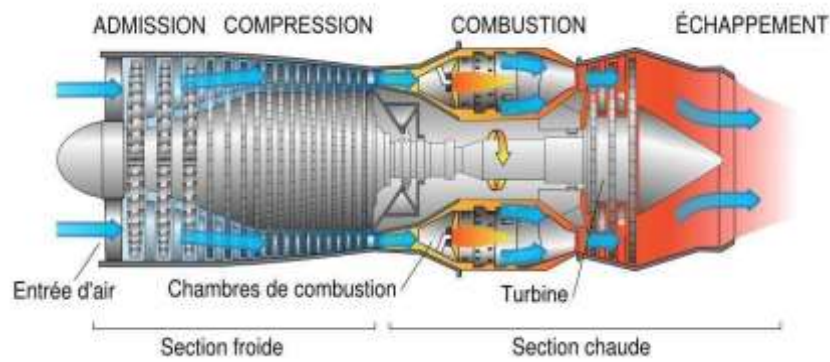


Figure III.12. Réacteur monocorps

Le principe de fonctionnement d'un turboréacteur est identique : il comprime l'air avant de l'éjecter à une vitesse élevée.

III.3.2. Principe du réacteur à simple flux

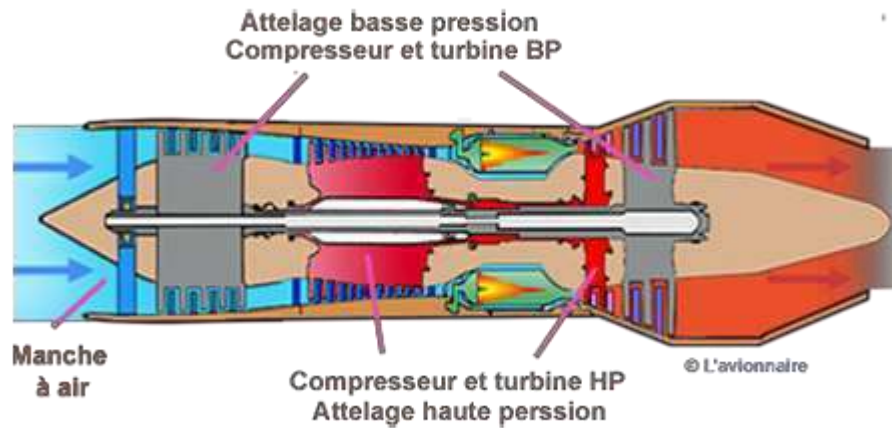


Figure III.13. Réacteur à simple flux.

III.3.3. Turboréacteur à double flux

Ce type de réacteur est couramment utilisé sur la plupart des avions de ligne contemporains. À l'intérieur de ce réacteur, deux flux d'air sont en circulation, et le flux secondaire ne pénètre pas dans la chambre de combustion.

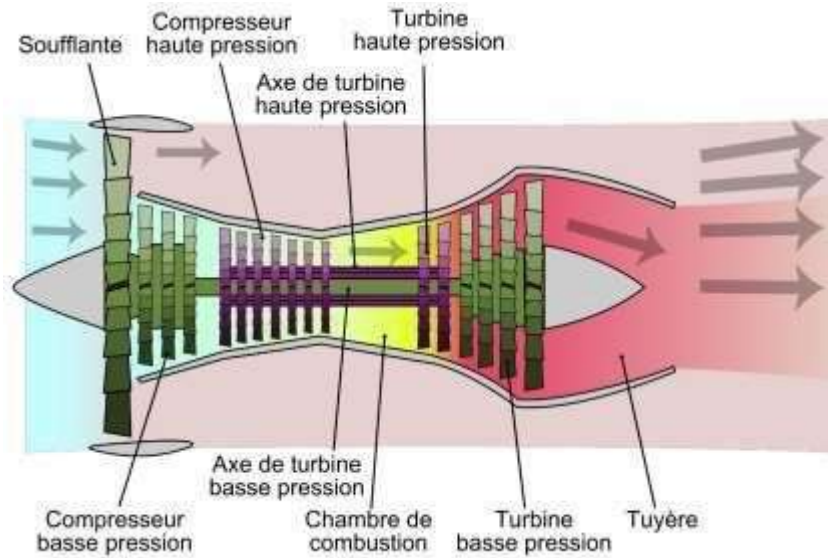


Figure III.14. Réacteur à double flux

Le rapport des débits froid et chaud est désigné par le terme de taux de dilution. Ce dernier obtient un score de 11 pour les réacteurs les plus modernes. Lorsque ce taux augmente, le réacteur fonctionne de manière plus silencieuse et utilise moins de carburant. En revanche, le niveau d'encombrement et de traînée s'accroît.

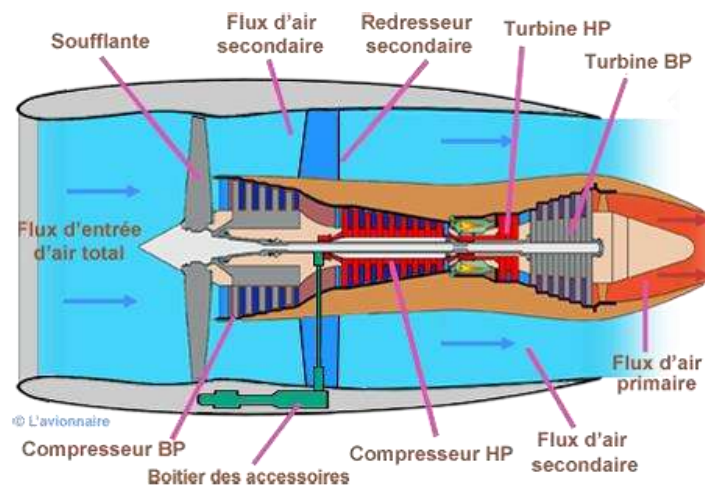


Figure III.15. Réacteur à double flux

III.4. Turbopropulseur

L'air entre par l'avant du turbopropulseur, de manière similaire à un turboréacteur, par la suite il subit un processus de compression avant d'atteindre les chambres de combustion. Toutefois, dans ce cas, l'énergie des gaz est principalement exploitée par la turbine de sortie, qui entraîne à la fois l'hélice et le compresseur.

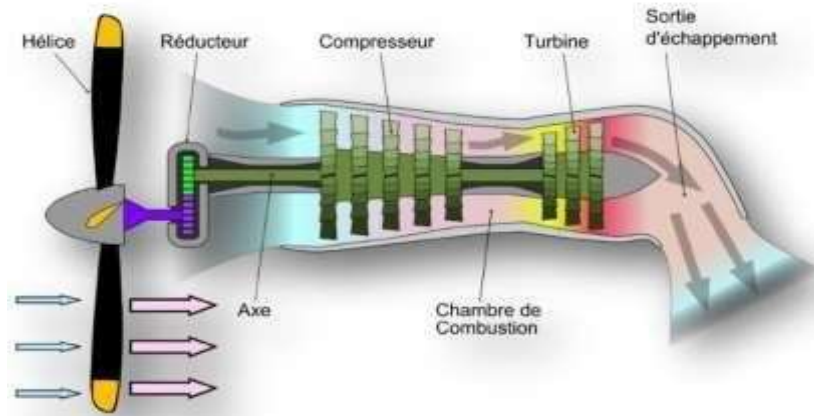


Figure III.16. Turbopropulseur

On utilise ce genre de moteur dans les avions à une vitesse de 300 à 700 km/h. Il offre l'avantage d'optimiser la consommation d'énergie et d'améliorer l'efficacité lors du décollage.

III.5. Turbomoteur

Il est conçu pour un hélicoptère et, au lieu de faire tourner l'hélice directement, il entraîne une boîte de transmission qui régule simultanément le rotor principal et le rotor anti-couple.

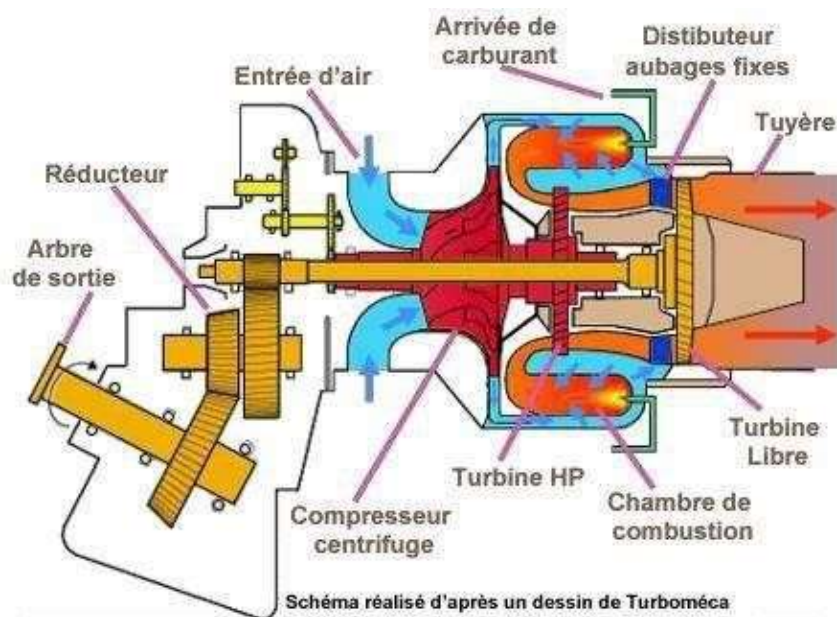


Figure III.17. Turbomoteur

III.6. Statoréacteur

Un statoréacteur constitue un système de propulsion qui opère selon le cycle thermodynamique traditionnel, comprenant les phases de compression, de combustion et de détente. La force de propulsion est générée par l'éjection de gaz résultant de la combustion d'un carburant, le plus souvent du kérosène, et ne comporte pas d'éléments rotatifs.

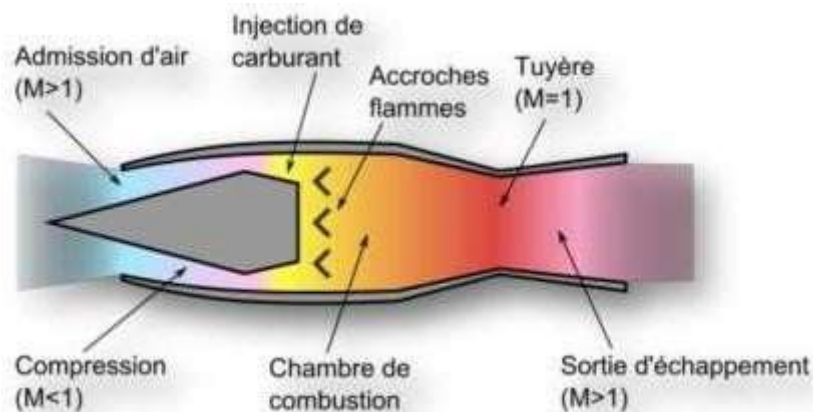


Figure III.18. Statoréacteur

De nos jours, ce genre de propulsion est principalement employé pour propulser des missiles. Il est capable d'atteindre des vitesses extrêmement élevées, dépassant Mach 3, mais il ne peut pas opérer de manière autonome à des vitesses inférieures.

Des cycles de combustion sont générés par un dispositif à l'entrée d'air d'un pulsoréacteur, une technologie utilisée pendant la seconde guerre mondiale.

Chapitre IV : Instruments de bord

IV.1. Introduction

Chaque aéronef possède un tableau de bord unique, cependant, il est possible d'y identifier des instruments qui se classifient en trois catégories fondamentales.

1. Les instruments de pilotage, tels que l'altimètre, le variomètre, l'anémomètre, l'horizon artificiel, le conservateur de cap et l'indicateur de virage, sont toujours agencés de manière identique. Cette configuration est désignée sous le terme de **T Basique**.
2. Les dispositifs de mesure (pression, température, charges, moteur)
3. Les outils de navigation (radio, GPS, VOR-ILS, ADF).



Figure IV.1. Instruments de bord

Tous les appareils présentent une « norme » de couleur :

- Le blanc pour les usages spécifiques
- Le vert pour les usages standards
- Le jaune pour les usages nécessitant des précautions
- Le rouge pour les usages prohibés

IV.2. Instruments barométriques

IV.2.1. Anémomètre ou *Badin*

La vitesse de l'aéronef par rapport à l'air est affichée sur l'instrument. Elle peut être exprimée en nœuds (kt) ou en kilomètres par heure (km/h), avec la conversion suivante : 1 kt équivaut à 1,852 km/h. Un indicateur rouge est associé à trois arcs colorés, chacun représentant des vitesses particulières :



Figure IV.2. Anémomètre

- **Arc blanc** : illustre la plage d'opération des volets, s'étendant de la vitesse de décrochage des volets en position déployée jusqu'à la vitesse maximale d'utilisation des volets (VFE : Vitesse des volets déployés).
- **Arc vert** : indique la vitesse normale d'utilisation, allant de la vitesse de décrochage en configuration lisse jusqu'à la vitesse maximale à ne pas dépasser en cas de conditions météorologiques défavorables.
- **Arc jaune** : signale la zone à éviter lors de conditions météorologiques défavorables.
- **Trait rouge** : délimite la vitesse à ne jamais franchir.

IV.2.1.1. Principe de fonctionnement

Il mesure la fluctuation de la pression totale par rapport à la pression statique et la convertit en vitesse. La vitesse affichée par l'anémomètre ne correspond pas à la vitesse réelle.

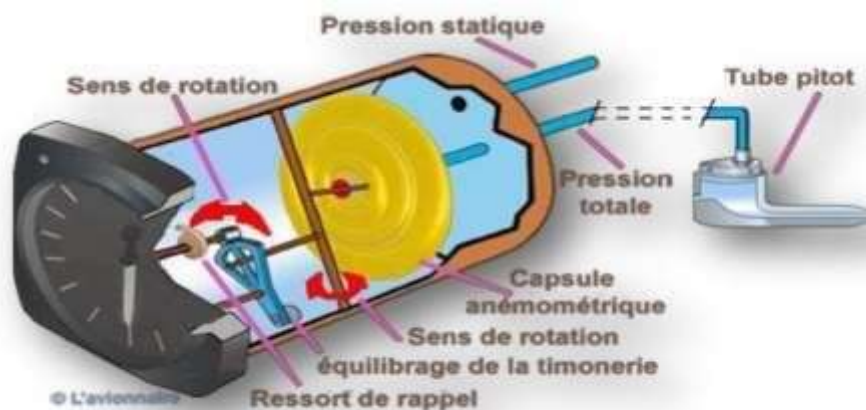


Figure IV.3. Réacteur monocorps

IV.2.2. L'Altimètre (Altimeter)

Cet instrument est une machine barométrique. L'altitude est mesurée par rapport à une référence choisie. La petite aiguille indique les milliers de pieds, tandis que la grande aiguille montre les centaines de pieds.



Figure IV.4. Altimètre

IV.2.2.1. Principe de fonctionnement

La pression atmosphérique diminue à mesure que l'on s'élève en altitude. À des niveaux intermédiaires, une variation de 1 hPa est associée à une élévation d'environ 28 pieds, soit environ 8,5 mètres. Par conséquent, il est possible de déduire l'altitude d'un avion simplement en mesurant la pression atmosphérique.

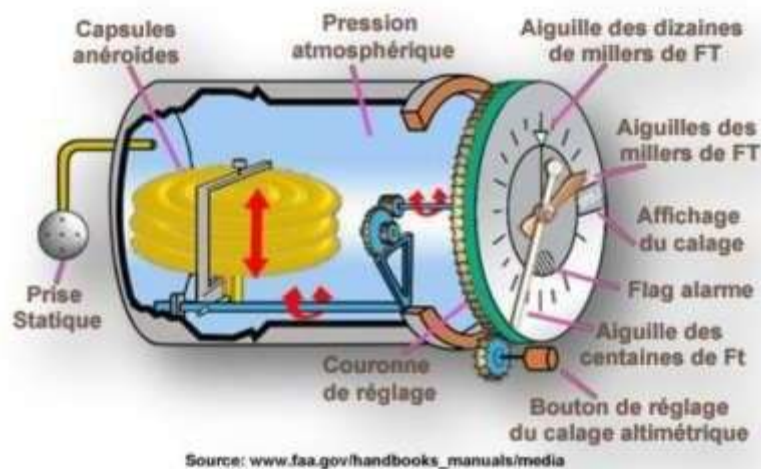


Figure IV.5. Fonctionnement de l'altimètre

IV.2.2.2. Différentes références altimétriques

1. Le niveau de la mer (**calage QNH**) : l'altimètre affiche une **altitude**.
2. La piste (**calage QFE**) : l'altimètre montre une **hauteur** par rapport à l'aérodrome.
3. La pression 1013,25 hPa (**calage standard ou QNE**) : l'altimètre indique un **niveau de vol**.

IV.2.3. Variomètre (Vertical Speed Indicator)

Le variomètre est un instrument barométrique conçu pour évaluer la vitesse de montée ou de descente en altitude. Cette mesure est généralement exprimée en pieds par minute (ft/min) ou en mètres par seconde (m/s), où 1 m/s équivaut à 200 ft/min.

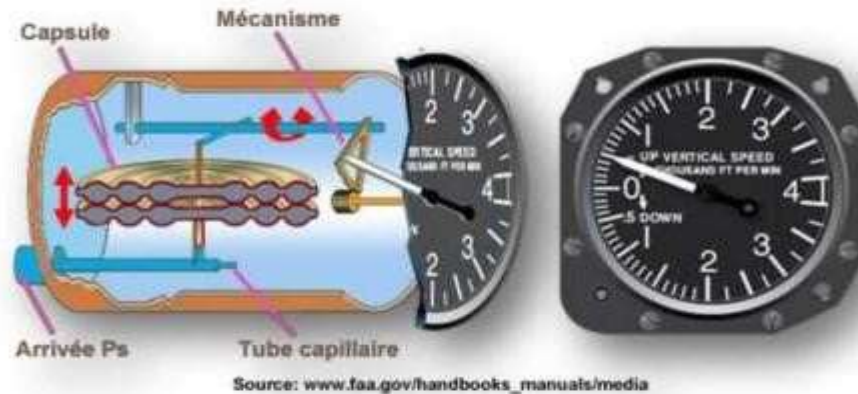


Figure IV.6. Variomètre

IV.2.3.1. Principe de fonctionnement

L'instrument évalue à la fois la pression atmosphérique et la pression de l'air à l'intérieur d'une capsule. Pendant un vol horizontal, les pressions s'équilibrent et l'aiguille indique zéro. Lorsque l'avion s'élève, la pression atmosphérique diminue, mais la pression à l'intérieur de la capsule met un certain temps à se stabiliser, ce qui permet de mesurer cette variation de pression.

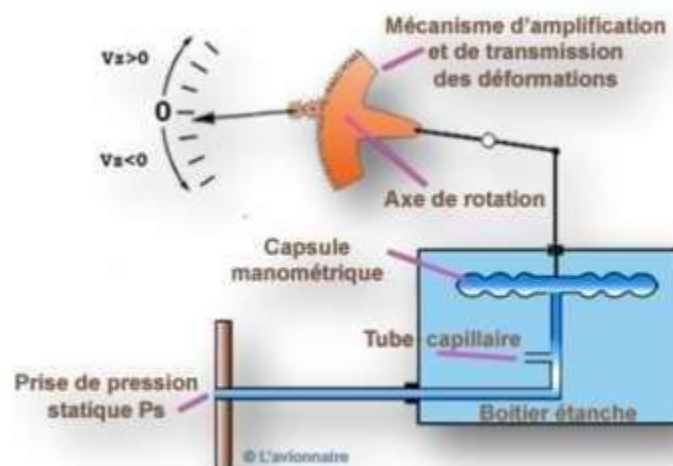


Figure IV.7. Fonctionnement du variomètre.

Le variomètre, pendant le vol, sert à mesurer une vitesse de montée V_z supérieure à 0 ou un taux de descente V_z inférieur à 0.

Il peut également être employé pour surveiller le vol en palier, bien que cette tâche soit particulièrement complexe en raison du temps de réponse élevé.

IV.3. Instruments gyroscopiques

IV.3.1. Indicateur de virage (Turn and Slip Indicator)

Il est souvent associé à la bille et signale la direction lorsque le virage est de type 1 (360° en 2 minutes). Cette condition n'est valable que si la bille est maintenue au centre, assurant ainsi la symétrie du vol.



Figure IV.8. Indicateur de virage

IV.3.1.1. Principe de fonctionnement

L'indicateur de virage illustre à la fois la direction et l'intensité du changement de cap. Lorsqu'il est associé à un gyroscope, comparable à une toupie, il maintient une stabilité relative dans l'espace pendant une période déterminée.

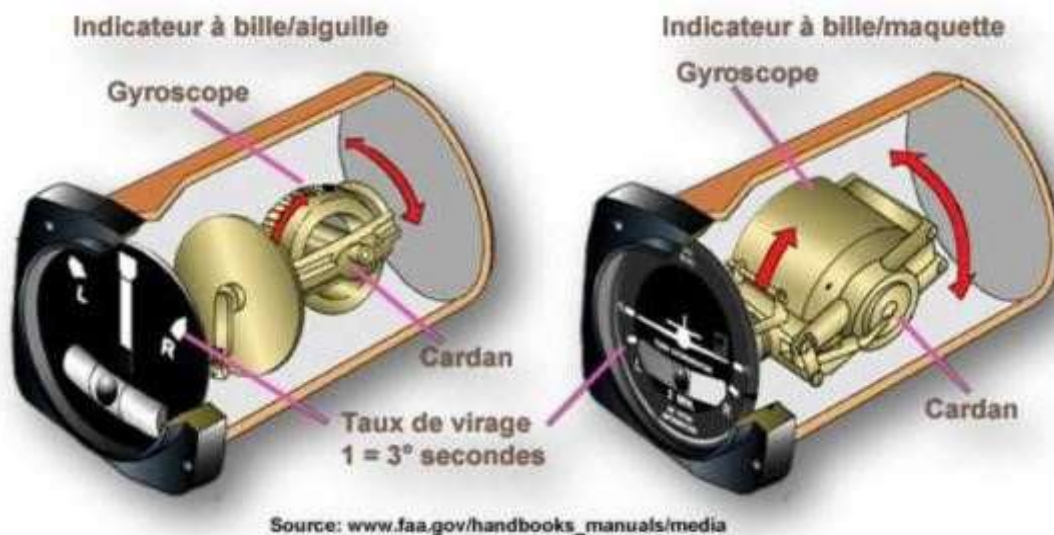


Figure IV.9. Indicateur de virage.

IV.3.1.2. La Bille

Elle n'est pas incluse dans les instruments barométriques et gyroscopiques, mais est liée à l'indicateur de virage.



Figure IV.10. Bille de stabilité

Cet élément, en raison de son effet inertiel, fournit au pilote des indications sur la symétrie du vol. Lorsqu'il est combiné avec un morceau de laine positionné sur la verrière ou un pendule installé dans le cockpit, il permet de s'assurer que l'axe de l'avion est en adéquation avec le vent relatif.

IV.3.1.3. Principe de fonctionnement

En raison de sa masse, la bille est perpétuellement affectée par les forces engendrées par les accélérations que l'avion rencontre dans le cadre de son mouvement circulaire. Connectée au tube, la bille fonctionne comme un pendule, permettant à l'avion de déterminer l'orientation de la verticale apparente, qui se trouve dans le plan de symétrie de l'appareil lorsqu'aucune force aérodynamique latérale n'est exercée.

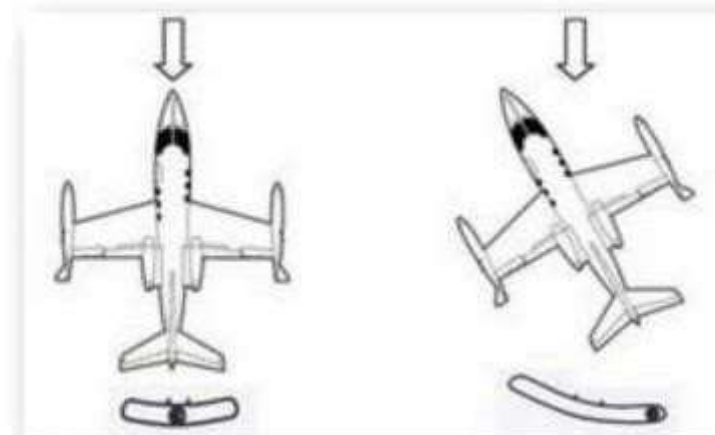


Figure IV.11. Fonctionnement de bille

IV.3.2. Horizon artificiel (Artificial horizon)

Il permet au pilote de rétablir la position de "l'horizon naturel" lorsque celle-ci est difficile à percevoir, comme lors de vols nocturnes, à haute altitude ou en conditions d'altitude élevée. Par la suite, le pilote analyse la position et l'inclinaison de l'appareil.



Figure IV.12. Horizon artificiel

Il se compose d'une :

- Maquette principale représentant un avion.
- Sphère interne présentant une ligne d'horizon blanche, un ciel bleu et un sol marron.
- Couronne des angles d'inclinaison (10°, 20°, 30°,...)

IV.3.2.1. Principe de fonctionnement

Au cours du mouvement de l'avion, l'ensemble formé par l'avion et la maquette se déplace autour de la sphère et de la couronne, lesquelles sont stabilisées dans l'espace par la toupie d'un gyroscope dont l'axe de rotation est maintenu en position verticale.

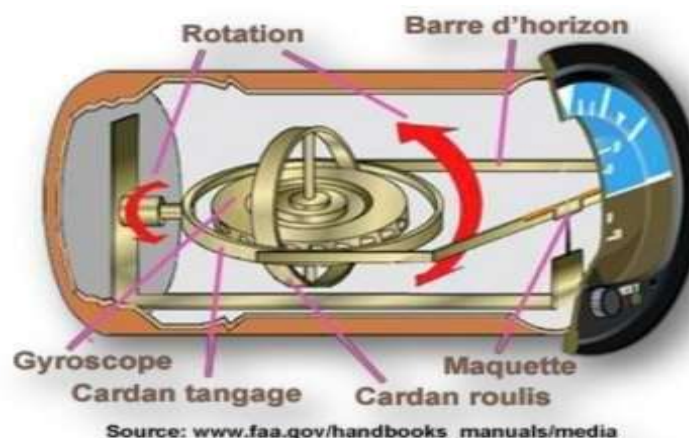


Figure IV.13. Fonctionnement de l'horizon artificiel

IV.3.3. Conservateur de cap (Heading Indicator)

Le cap magnétique est également inclus, ce qui aide à prévenir les erreurs de compas causées par des objets métalliques à proximité, des changements de direction, une atmosphère instable et des variations de vitesse.



Figure IV.14. Conservateur de cap

IV.3.3.1. Principe de fonctionnement

Il s'agit d'un système gyroscopique à deux degrés de liberté, conçu pour maintenir une orientation stable dans l'espace, ce qui facilite la navigation. Ce dispositif conserve sa stabilité et sa précision sur une période relativement courte.

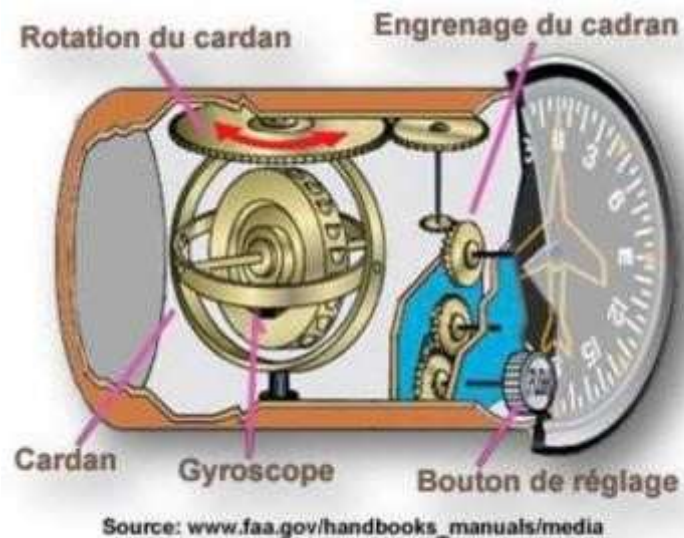


Figure IV.15. Fonctionnement de cap

Cependant, avec le temps, le gyroscope du système de navigation peut perdre son point de référence en raison de la rotation terrestre et des déplacements de l'avion. Il est donc essentiel de recalibrer la référence du compas toutes les quinze minutes utilisant la molette. Cette opération doit être réalisée en palier rectiligne et à une vitesse stable.

IV.3.4. Compas (Magnetic Compass) (Instrument non gyroscopique)

C'est un instrument qui sert à déterminer l'orientation de l'aéronef par rapport au Nord magnétique, également connu sous le nom de cap magnétique.



Figure IV.16. Compas magnétique

Une graduation allant de 0 à 360 degrés est positionnée devant une ligne de foi représentant l'axe de l'avion, permettant ainsi au pilote de déterminer le cap magnétique emprunté.

Cet instrument fournit en permanence l'indication de la direction du Nord magnétique, indépendamment de la trajectoire de l'appareil.

L'angle entre la ligne qui relie le nord magnétique et celle qui relie le nord géographique est connu sous le nom de déclinaison. L'angle formé par l'aiguille du compas par rapport à l'horizontale est désigné comme inclinaison.

IV.3.4.1. Principe de fonctionnement

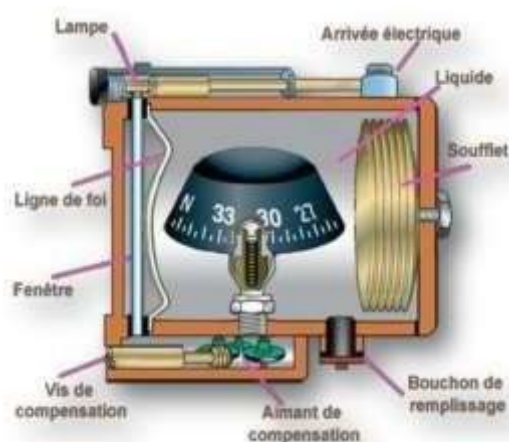


Figure IV.17. Fonctionnement du compas magnétique

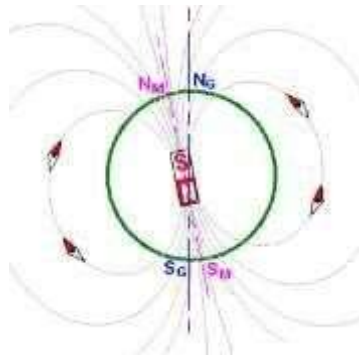


Figure IV.18. Champs magnétique de la terre

Sa conception comprend un plateau circulaire marqué en degrés, avec un aimant aligné selon l'axe Nord-Sud. L'ensemble est monté sur un pivot et immergé dans un liquide amortissant qui restreint les mouvements. Des lettres désignent des directions particulières :
N (nord) 360°, E (est) 90°, S (sud) 180°, W (ouest) 270°.

La sensibilité du compas face aux accélérations de l'aéronef tels que les virages et les turbulences, est très prononcée, cependant, il ne présente de dérive au fil du temps.

IV.4. Instruments de radionavigation

IV.4.1. Radiocompas

Il se compose de deux parties :

- Un émetteur au sol dans toutes les directions (omnidirectionnel).
- Un récepteur intégré associé à un indicateur fournissant la direction de la balise : il s'agit de l'angle formé par l'onde incidence par rapport à l'axe de l'avion.

La précision du radiocompas est relativement moyenne, et pour assurer une navigation précise, il est essentiel d'employer un dispositif complémentaire.

Si des cumulonimbus sont visibles, l'indicateur met en avant ces nuages au lieu des balises. Les ondes de moyenne fréquence réfléchies par la haute atmosphère durant la nuit peuvent être inattendues, permettant d'observer des balises situées à une grande distance, émettant la même fréquence que celle recherchée.

IV.4.2. VOR

Le VOR (VHF Omni Range) se compose d'une balise au sol et d'un récepteur installé à bord, associé à un dispositif d'affichage.

Ce dernier, qu'il prenne la forme d'un RMI ou d'un OBS, offre la possibilité de sélectionner un QDM (direction magnétique vers la balise) ou un radial (direction magnétique depuis la balise).

Une barre verticale indique la position par rapport à l'itinéraire sélectionné.

Un indicateur TO/FROM enrichit les données fournies par la barre verticale.

Le VOR est largement utilisé dans l'aviation. On distingue deux catégories de balises VOR :

- Les VOR de navigation (NAV)
- Les VOR terminaux (T) situés sur les aérodromes.



Figure IV.19. L'instrument VOR

Les indications du VOR ne sont pas toujours simples à interpréter :

- Le VOR présente une orientation directionnelle dans le secteur TO, nécessitant un ajustement du cap vers la ligne verticale afin de se diriger vers la route sélectionnée lors d'une approche.
- En revanche, dans le secteur FROM, il adopte une orientation contre-directionnelle, requérant un changement de cap à l'opposé de la ligne verticale pour s'éloigner de la route choisie.

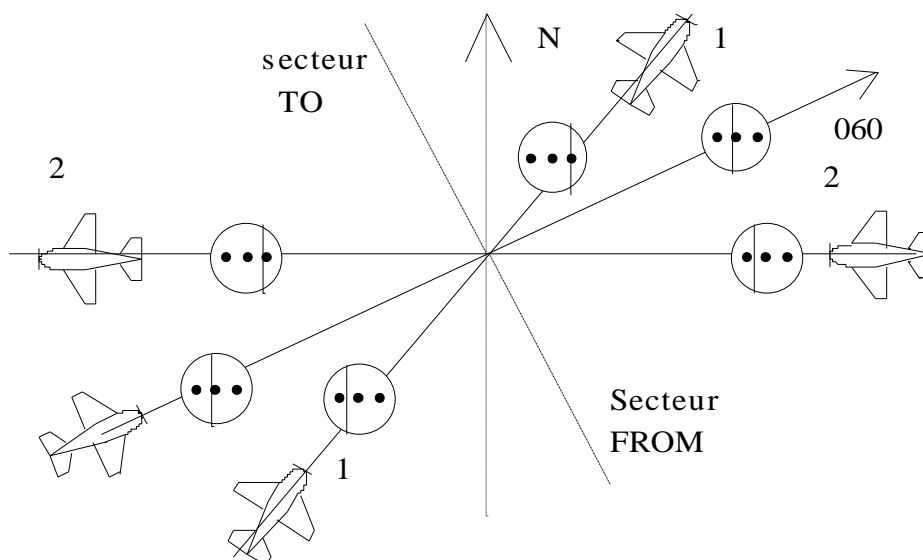


Figure IV.20. Schéma explicatif du fonctionnement d'un VOR

- Le VOR se distingue par sa fiabilité élevée.
- Sa précision est adéquate pour les approches de précision, à condition que les minima ne soient pas trop stricts.
- Il peut être associé au DME afin de donner une indication de distance.
- Il reste insensible aux conditions météorologiques perturbatrices.

IV.4.3. DME

Le DME (équipement de mesure de distance) est connecté aux VOR. Il offre une indication angulaire de la position de l'aéronef par rapport à la balise.

L'avion interroge le DME et lui donne une réponse. Il est capable de gérer en même temps une centaine d'appareils.

Une combinaison VOR/DME permet de s'orienter de manière précise sur une piste et de commencer la descente finale sans difficulté.

IV.4.4. ILS

L'ILS (Instrument Landing System) est un système qui permet de se poser lorsque les conditions météo sont très mauvaises.

L'instrument se compose d'un dispositif au sol constitué de deux émetteurs sol et d'un récepteur intégré, lequel est relié à un écran d'affichage.

Les balises sol sont :

- le **localizer** qui offre la possibilité de matérialiser l'axe de piste
- Le **glide** qui permet de matérialiser le plan de descente.

La trajectoire de la finale se situe à l'intersection des deux plans établis par ces repères. L'afficheur inclut :

- Un dispositif d'affichage qui montre l'orientation de l'axe de la piste.
- Une tige verticale représentant l'axe de la piste.
- Une tige horizontale démontrant le plan de descente.

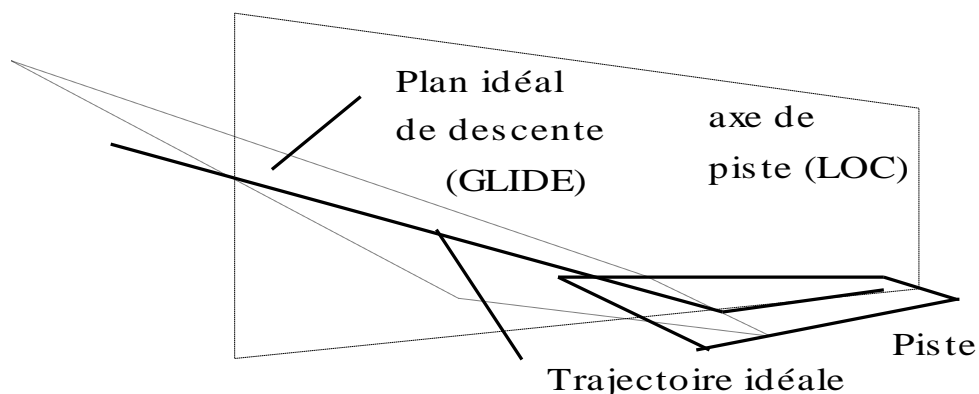


Figure IV.21. Plans des balises

L'utilisation de l'ILS est simple :

- La barre verticale a une fonction de direction pendant l'approche, si l'instrument est positionné à gauche, cela signifie que l'axe de piste est situé à gauche. Il est nécessaire de modifier le cap vers la gauche afin de s'aligner.
- La barre horizontale peut aussi être lue directement. Par exemple, si elle se trouve en bas de l'instrument, cela signifie que nous sommes trop élevés. Il est nécessaire d'accroître le taux de descente afin d'atteindre la pente optimale.

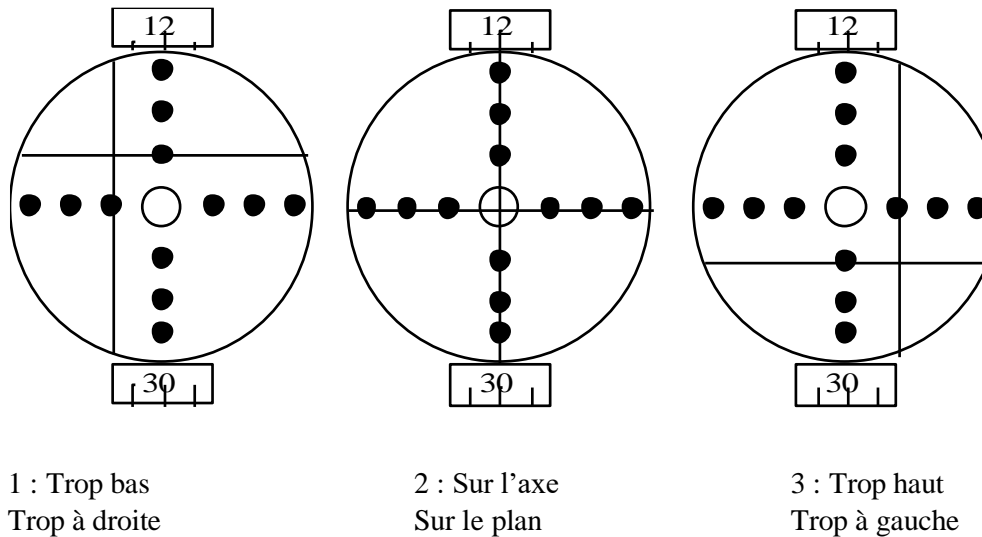


Figure IV.22. Fonctionnement d'un ILS

L'objectif du pilote est de maintenir les barres en croix correctement alignées au centre de l'instrument.

IV.4.5. Le transpondeur

La fonction essentielle du transpondeur consiste à établir une communication avec un radar terrestre en transmettant l'indicatif donné par le pilote ainsi que l'altitude de l'aéronef.

Grâce à l'utilisation de transpondeurs, les contrôleurs aériens peuvent identifier avec précision les aéronefs. Cet équipement est crucial pour les vols en conditions IFR et, dans certaines régions, il est également exigé pour les vols en conditions VFR.

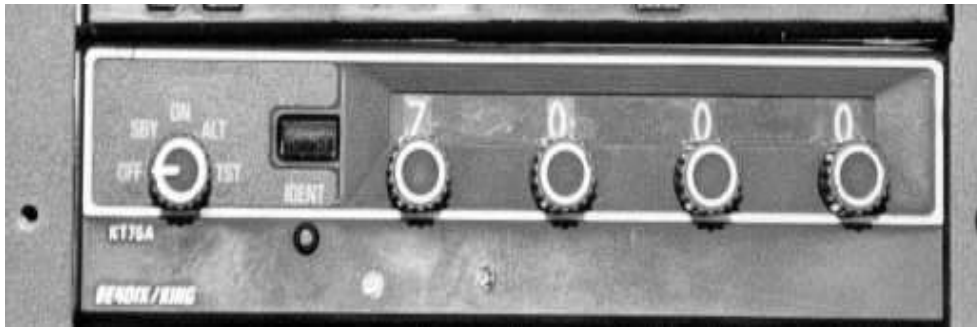


Figure IV.23. Modèle d'un Transpondeur

Il existe des codes transpondeurs spécifiques pour des circonstances particulières :

- 77 00 : situation d'urgence
- 76 00 : défaillance radio
- 75 00 : acte de détournement

IV.4.6. Radio

Ce système assure une communication continue avec les organismes de la circulation aérienne, constituant ainsi un élément essentiel pour la sécurité, notamment en matière de prévention des collisions.

Les fréquences employées pour les échanges entre l'air et le sol se situent dans la bande VHF (Very High Frequency), allant de 118 à 136 MHz. Une phraséologie spécifique a été développée pour l'utilisation de la radio, facilitant un échange d'informations dans les délais les plus brefs.

La façade du système radio est équipée d'un bouton d'alimentation, d'un contrôle de fréquence associé à un affichage de la fréquence active, ainsi que d'un dispositif de squelch (SQL). Ce dernier permet d'ajuster la sensibilité du récepteur afin de réduire les interférences.

Certains modèles incluent également un second système de sélection qui permet de présélectionner la fréquence suivante.



Figure IV.24. Différents modèles des radios



Figure IV.25. Dispositif de réglage de fréquence radio.

Chapitre V : METEOROLOGIE ET AEROLOGIE

V.1. Atmosphère

V.1.1. Qu'est-ce que l'atmosphère ?

La Terre est entourée d'une couche de gaz, appelée atmosphère, qui s'étend sur plusieurs centaines de kilomètres (entre 80 et 120 km). Cette atmosphère est constituée de différentes strates, dont l'épaisseur varie, et les frontières de ces couches ont été définies en fonction de l'altitude. L'exosphère se divise en quatre principales couches, allant de la plus élevée à la plus basse.

1. La thermosphère : Cette couche se situe entre 80 et 500 km d'altitude. La station spatiale internationale, qui orbite à une altitude de 380 km, ainsi que les satellites en orbite "basse" tels que ceux du système GPS et les satellites d'observation de la Terre, se trouvent dans cette zone.

2. La mésosphère : La distance varie de 50 km à 80 km. La température maximale est inférieure à 100° C. Dans ce secteur, la majorité des météorites sont bruyantes lorsqu'elles entrent dans l'atmosphère.

3. La stratosphère : Elle s'étend de la région de la tropopause, située à 10 km d'altitude, jusqu'à une altitude de 50 km. Cette zone abrite la majeure partie de la couche d'ozone.

4. La troposphère : est la limite qui débute à la surface terrestre et s'élève jusqu'à une altitude de 11 km dans les régions tempérées.

Hormis quelques cas particuliers, tels que les avions supersoniques et certains jets privés, les avions commerciaux évoluent principalement dans la troposphère.

V.1.2. Structure de l'atmosphère

L'atmosphère terrestre est principalement constituée d'air sec, de vapeur d'eau et de particules de poussière.

- Diazote (N₂) 78%
- Dioxygène (O₂) 21%
- Argon (Ar) 0,9%

V.1.3. L'atmosphère « standard » ou de référence

Pour répondre aux exigences du secteur aéronautique, il est essentiel de maintenir l'atmosphère à une condition moyenne, communément appelée Atmosphère Standard Internationale (ASI). Cela permet de décrire de manière précise les performances des aéronefs ainsi que leur positionnement dans le plan vertical. Il est important de noter les éléments suivants :

- Température au sol : 15°C.
- Pression au niveau de la mer : 1013,25 hPa.
- La densité (ρ) est de 1,225 kg/m³ au niveau du sol, et elle diminue avec l'élévation de l'altitude

V.2. Température

En Algérie, Les températures sont mesurées en degrés Celsius et enregistrées en °C.

V.2.1. Variations de température

La durée d'ensoleillement varie d'une année à l'autre en fonction de la position de la Terre sur son orbite et de l'angle d'incidence des rayons du soleil, qui est influencé par l'inclinaison de l'axe terrestre de $23^{\circ}27'$. On note un décalage d'environ un mois par rapport aux solstices. De plus, l'amplitude de cette variation annuelle est également déterminée par la latitude.

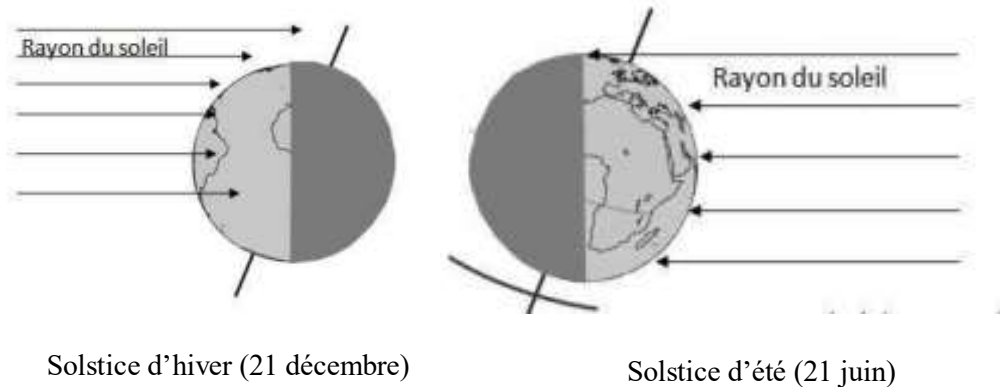


Figure V.1. Durée d'ensoleillement de la terre selon les saisons

V.2.2. Variations quotidiennes

Au cours de la journée, la température atteint un minimum, qui se situe généralement environ trente minutes après le lever du soleil, suivi d'un maximum, observé deux heures après que le soleil atteigne son zénith. Des variations locales peuvent également se manifester, influencées par la nature du sol ou le niveau de couverture nuageuse.

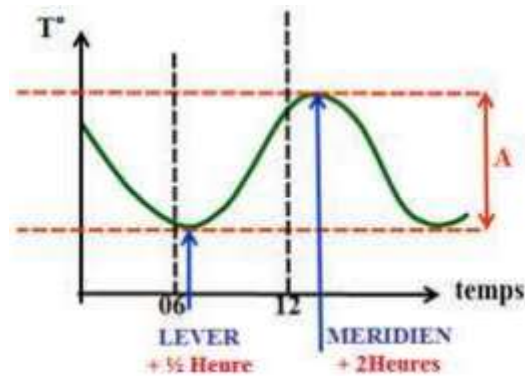


Figure V.2. Variation de température en fonction du temps

V.3. Echanges thermiques

Il y a trois types d'échange thermique :

- La conduction se produit lorsque des matériaux sont en contact.
- La convection, qui désigne un mouvement vertical, et l'advection, caractérisée par un mouvement horizontal, se manifestent lorsque des fluides, qu'ils soient liquides ou gazeux, sont soumis à des forces.
- Le rayonnement fait référence à l'émission et à la diffusion d'ondes électromagnétiques, incluant la lumière visible ainsi que l'infrarouge. La surface de la Terre capte une fraction du rayonnement solaire, qu'elle renvoie ensuite sous forme d'ondes infrarouges vers les strates inférieures de l'atmosphère.

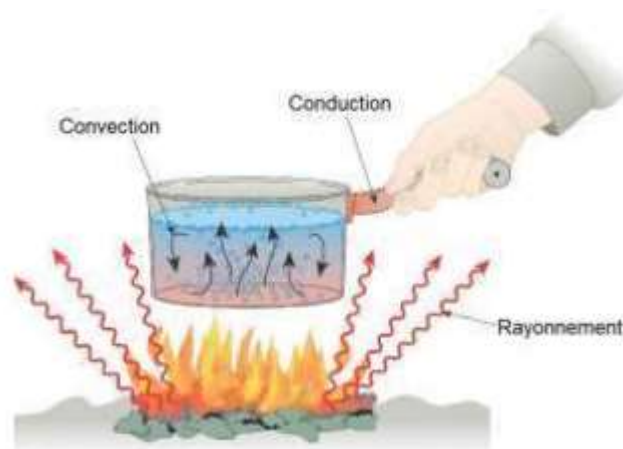


Figure V.3. Différentes formes d'échange thermique

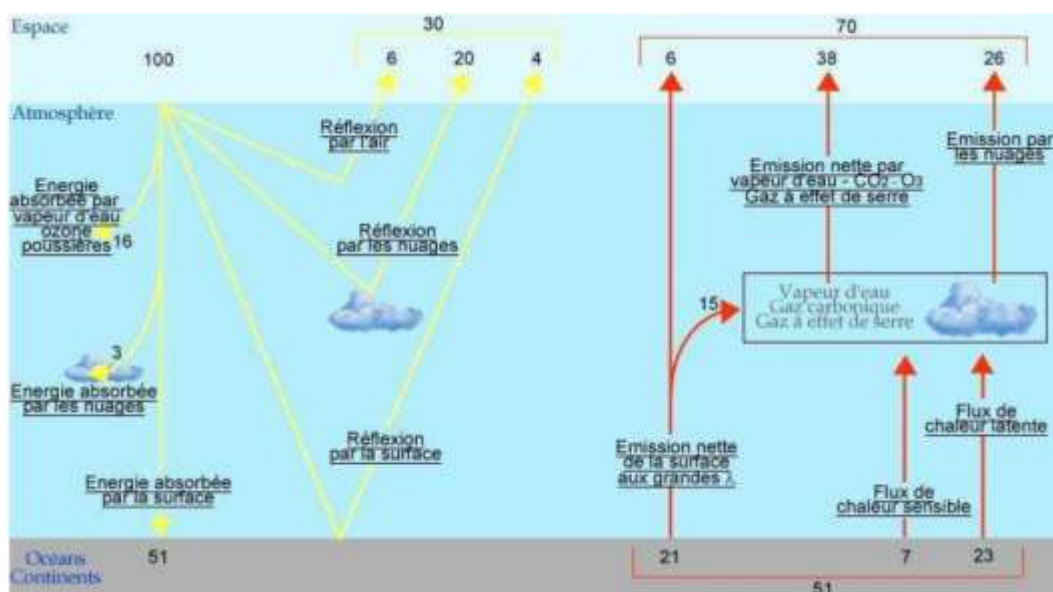


Figure V.4. Dissipation de la chaleur par rayonnement solaire

V.4. Pression et le vent

La force "F" du gaz sur une surface "S" située dans ce gaz est causée par les chocs des molécules sur la surface.

L'élévation de la pression des gaz conduira à une intensification de cette force. Au-dessus de nous, la pression est principalement due au poids de l'air.

En météorologie, les unités couramment utilisées pour quantifier la pression sont l'hecto Pascal (hPa) et le bar. (1 hPa équivaut à 100 Pa et 1000 hPa correspondent à 1 bar). La pression atmosphérique diminue avec l'augmentation de l'altitude.

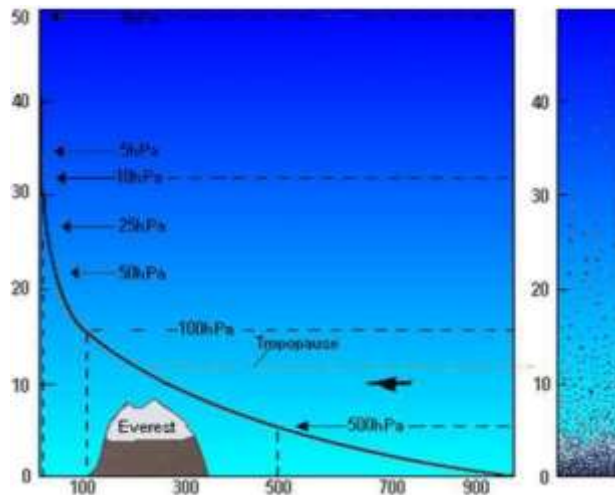


Figure V.5. Pression en fonction de l'altitude

V.4.1. Champs de pression

Anticyclone : région caractérisée par des pressions élevées (symbole A ou H),

Dépression : région où les pressions sont faibles (symbole D ou L),

Marais : zone présentant peu de variations de pression, souvent autour de 1013 hPa,

Isobares : courbes reliant des points de pression identiques.

Dorsale : crête de pressions élevées.

Talweg : vallée de pressions faibles

Les variations de pression engendrent le vent, qui se déplace toujours des zones de haute pression vers celles de basse pression.

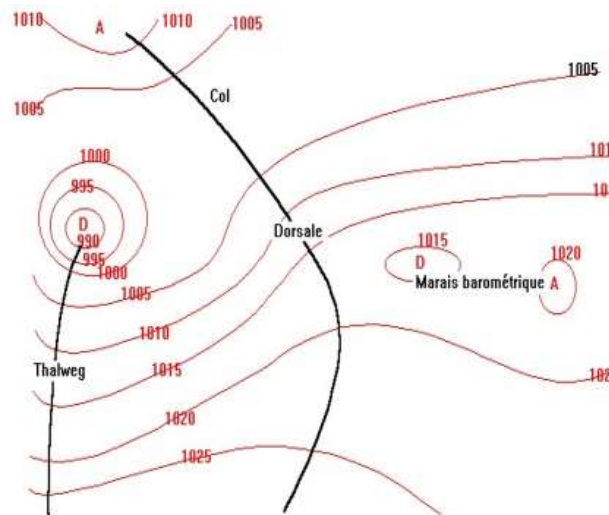


Figure V.6. Champs de pression

V.5. Calages altimétriques

QFE : Pression atmosphérique au niveau de l'aérodrome.

L'altimètre calé au QFE indique la hauteur entre l'aérodrome et l'avion.

QNH : Pression atmosphérique au niveau de la mer.

L'altimètre calé au QNH indique l'altitude de l'avion par rapport à la mer.

1013 hPa (QNE) : Pression atmosphérique standard au niveau de la mer.

Le calage 1013 est utilisé pour voler en niveau de vol.

V.6. Mesure, direction et observation du vent

La vitesse est mesurée en mètres par seconde (m/s) selon les normes internationales, tandis qu'en aéronautique, l'unité de mesure privilégiée est le nœud (kt). Un nœud équivaut à un mille nautique par heure.

$$1\text{kt} = 1.852 \text{ km/h} = 0.5 \text{ m/s}$$

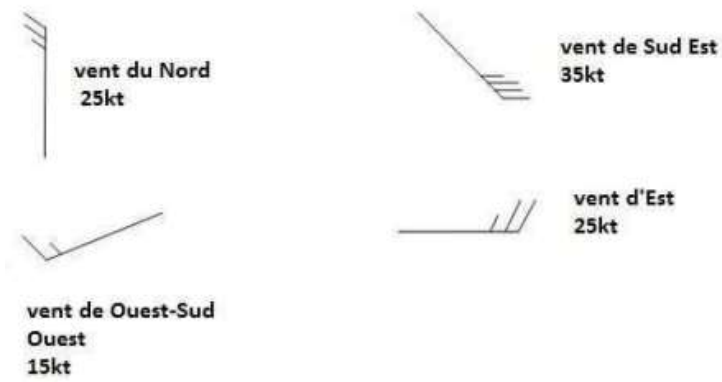


Figure V.7. Indicateur de mesure du vent

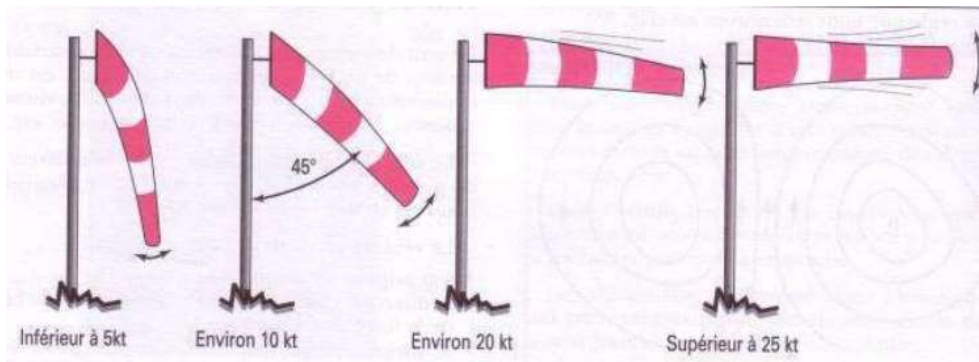


Figure V.8. Dispositif de direction du vent

À des altitudes élevées, il est possible d'évaluer la vitesse du vent par le biais du suivi radar des parcours des ballons sondes ou en recourant à des images satellites.

ANNEXES

Aerodynamics	
Allongement	Aspect ratio
Angle d'incidence	Angle of attack
Angle de glissement	Sideslip angle
Bord d'attaque	Leading edge
Bord de fuite	Trailing edge
Braquage	Deflection
Courbure	Camber
Coefficient de portance	Lift coefficient C_L
Coefficient de trainée	Drag coefficient C_D
Corde moyenne	Mean camber line
Décollement	Air stream separation
Décrochage	Stall
Ecoulement	Airflow
Extrados	Upper wing surface
Finesse	Efficiency, Lift to drag ratio
Foyer	Aerodynamic center
Intrados	Lower wing surface
Polaire	Polar curve
Portance	Lift
Profil	Airfoil
Tourbillon marginal	Wing trip vortex
Trainée	Drag
Trainée induite	Induced drag
Mechanics of flight	
Assiette (longitudinale)	Pitch attitude
Atterissage	Landing
Autonomie	Range
Cabrage	Pull the nose up, pitch up
Centrage	Ballance
Charge alaire	Wing load
Décollage	Take-off
Glissade, dérapage	Slip (Inward), Skid (Outward)
Effet de girouette	Weathercock, direction stability
Facteur de charge	Load factor
Inclinaison, assiette latérale	Bank angle, roll attitude
Lacet	Yaw
Lacet inverse	Adverse yaw
Piquage	Pull the nose down, pitch down
Poussée moteur	Engine thrust
Roulis	Roll
Tangage	Pitch
Virage stabilisé	Level flight turn, Flat turn
Taux de montée	Rate of climb
Vitesse de décrochage	Stalling speed
Vitesse de descente	Rate of sink
Vol en palier	Level flight
Vol en palier stationnaire	Steady level flight
Vrille	Spin

Instruments	
Altimètre	Altimeter
Anémomètre	Airspeed indicator
Capteur	Sensor, Detector, Transducer
Centrale aérodynamique	Air data unit
Centrale inertielle	Inertiel unit
Compas magnétique	Magnetic Compass
Horizon artificiel	Artificiel horizon, Attitude indicator
Indicateur de cap	Heading indicator, directional gyro
Indicateur de décrochage	Stall warning indicator
Indicateur de virage	Turn and slip indicator
Interrupteur	Switch
Radiocompas	Automatic Direction Finder (ADF)
Radiogoniomètre	Visual Omni Range (VOR)
Recalage gyroscope	Gyro Resetting
Système d'atterrissage aux instruments	Instrument Landing System (ILS)
Tableau de bord	Instrument Panel
Tachymètre	Rpm indicator, Tachometer
Wings and controls	
Aérofrein	Airbrake
Aile effilée, en pointe	Tapered wing
Aileron	Aileron
Bec	Slat
Braquage	Deflection
Calage	Pull the nose up, pitch up
Carénage, Karman	Fairing
Commande	Control or steering wheel
Commande de direction	Ridder control
Commande de gauchissement	Aileron control
Commande de profondeur	Elevator control
Commande de vol électrique	Fly by Wire controls
Compensateur d'évolution	Tab or trim Tab
Compensateur de régime	Trim
Configuration canard	Canard foil system, Foreplan
Configuration lisse	Clean configuration
Dérive	Vertical stabilizer
Dièdre	Dihedral
Dispositifs hypersustentateurs	High Lift devices
Empennage	Horizontal stabilizer
Envergure	Wingspan
Flèche	Angle o sweep
Gouverne	Control surface
Manche	Control stick
Palonnier	Cross or Rudder bar
Spoiler, destructeur de portance	Spoiler, lit dumper
Volet (simple/double fente)	Flap (single/double slotted)
Volet de courbure, d'intrados	Plain, (Slip Flap)

Références bibliographiques

Manuel du brevet d'initiation aéronautique, Version 4.0 Edition 2021. France

Aérodynamique et mécanique du vol, AMV, BIA 2016. France

L. Peña, Brevet d'Initiation à l'Aéronautique, 2018, Cours de préparation au BIA, Université de Toulouse, France

O. Loseille, Introduction à la mécanique du vol, I.M.A Institut de Maintenance Aéronautique, 2007

L. Souteyrat, J.P. Joli, Bia connaissance avion n°1. <http://coursdubia.pagesperso-orange.fr>, 2011

S. Bonnet, J. Verrière, « La mécanique du vol de l'avion léger », Editions Cépaduès, (2001).

G. J. Bishop, «Aviation Turbine Fuels», Wiley-VCH Verlag GmbH & Co, coll. Ullmann's Encyclopedia of Industrial Chemistry,2000.

Mécanique du vol, A.C. Kermode, Modulo Editeur, 2000, France