

COUR

D'AERONAUTIQUE

2^{ème} PARTIE

Aérodynamique technique exploitation

Description des principaux organes d'un avion léger

Description de l'avion

Ce chapitre a pour but de donner une brève description des différents organes d'un avion léger monomoteur, avec leur dénomination. Leur fonction sera étudiée dans les chapitres suivants.

Un avion comprend deux ensembles :

- **LA CELLULE** : ensemble fuselage, ailes, empennage, gouvernes, train d'atterrissage et équipements (fig. 1.1 - 1.3) ;
- **LE GROUPE MOTOPROPULSEUR (GMP)** : ensemble moteur et hélice.



Fig 1.1 : Les principaux organes de l'avion

Aérodynamique technique exploitation

Description des principaux organes d'un avion léger

Description de la cellule

1.1.1

Le Fuselage

- Le Fuselage est un caisson rigide dont la structure, en bois ou en métal, est composée de longerons, cadres (ou couples) et raidisseurs (fig. 1.3).
- Le revêtement peut être en toile, en métal (alliage d'aluminium) ou en matériaux composites.
- Le fuselage, qui intègre l'habitacle (ou cockpit), porte l'empennage, le train d'atterrissage, le moteur et les ailes.
- Une cloison "pare-feu" sépare le fuselage du moteur.

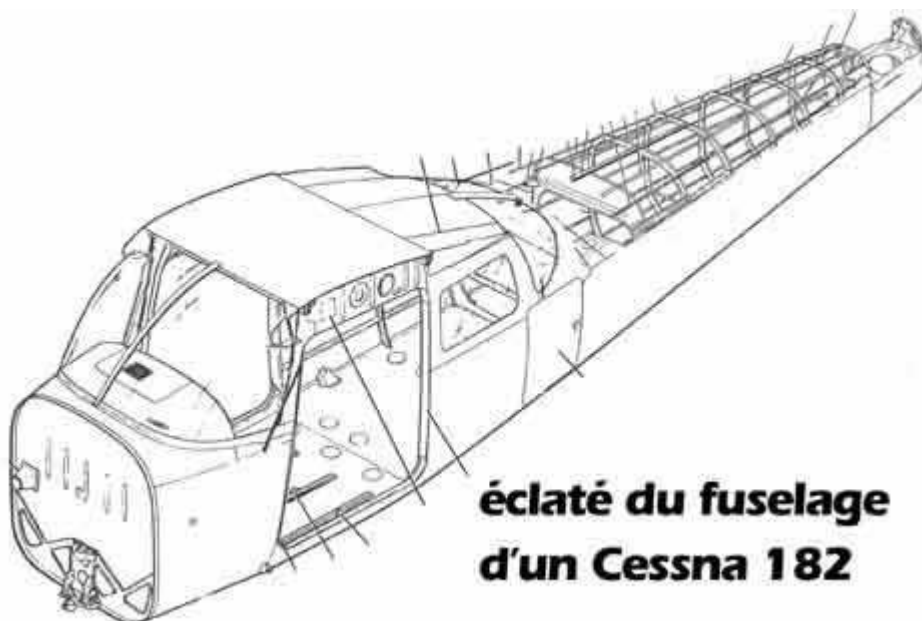


Fig1.3 Le fuselage

1.1.2

Les Ailes

Les ailes constituent la **VOILURE** de l'avion. On les appelle aussi **PLANS** ou **PROFILS**. Ce sont les ailes qui assurent la sustentation en vol d'un avion, grâce à des réactions aérodynamiques que l'air exerce sur elles (voir chapitre 2).

La voilure peut être constituée d'un seul plan (monoplan) ou de deux plans (biplans) pour les avions de conception plus ancienne (fig. 1.4).

Dans les monoplans, on distingue ;

- l'avion à **AILE BASSE** (fig. 1.4 numéro 1), dont l'aile est située au niveau du plancher du fuselage ;
- l'avion à **AILE HAUTE** (fig. 1.1 et 1.4 numéro 3), dont l'aile est située au-dessus de l'habitacle.



Fig 1.4

La structure de l'aile est généralement composée d'un longeron et de nervures en bois ou en métal. Son revêtement, comme celui du fuselage, peut être en métal, en toile ou en matériaux composites (fig. 1.5).

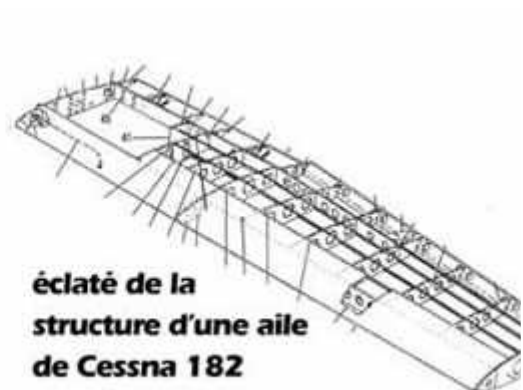


Fig 1.5

Les réservoirs d'essence sont logés dans les ailes.

Selon son mode de fixation au fuselage, la voilure peut être constituée d'une seule aile ou de deux demi ailes. Bien que le monoplane, par définition, ne comporte qu'une seule aile, ou deux demi ailes, les expressions "**AILE GAUCHE**" et "**AILE DROITE**" font partie du langage courant.

La jonction de l'aile avec le fuselage s'appelle l' **EMPLANTURE**. Les "bouts d'ailes" sont munis d'une partie profilée, appelée **SAUMON**, qui porte un feu de navigation.

Une aile est définie notamment par son **PROFIL** (fig. 1.6 et chap.2) dont la partie avant est le **BORD D'ATTAQUE**, la partie arrière le **BORD DE FUITE**, la surface supérieure l' **EXTRADOS** et la surface inférieure l' **INTRADOS**. Sur le bord de fuite sont articulées des surfaces mobiles orientables (fig. 1.7) :

- les **AILERONS**, aux extrémités des ailes ;
- les **VOLETS HYPERSUSTENTATEURS (FLAPS)**, près de l'emplanture.

Certains avions légers n'ont pas de flaps. D'autres sont munis d'un dispositif hypersustentateur de bord d'attaque (slat) (voir chapitre 2).

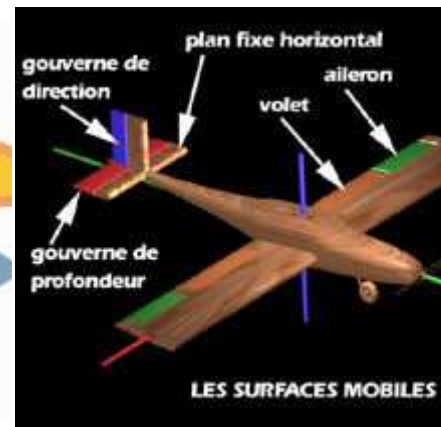


Fig 1.7

1.1.3

L'Empennage

Il comporte un ensemble de plans fixes et mobiles servant à stabiliser la trajectoire de l'avion.

- La partie verticale d'un empennage classique (ou empennage vertical) comporte :
 - un plan fixe appelé **DERIVE** ;
 - un plan mobile, articulé à l'arrière de la dérive, appelé **GOUVERNAIL DE DIRECTION** (ou de symétrie).
- La partie horizontale (ou empennage horizontal) comporte :
 - un plan fixe, le **STABILISATEUR** ;
 - un plan mobile articulé à l'arrière du stabilisateur, le **GOUVERNAIL DE PROFONDEUR (ou élévateur)**.

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

On rencontre également des types d'empennage en T (fig.1.9), ou en V (fig.1.10). Dans les empennages en V, les plans inclinés assurent ensemble les fonctions de gouvernes de profondeur et de direction.

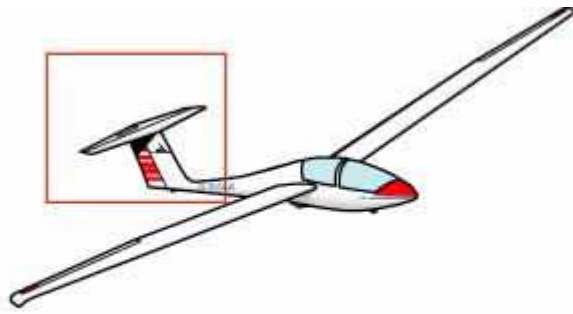


Fig. 1.9 - Empennage en T

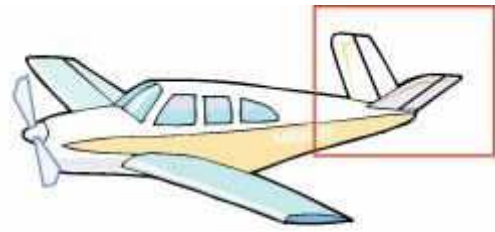


Fig. 1.10 - Empennage en V

1.1.4

Les gouvernes

Ce sont les surfaces mobiles qui servent à gouverner l'avion, à savoir : les ailerons et les gouvernails de profondeur et de direction.

La gouverne de profondeur est toujours munie, sur son bord de fuite, d'un plan mobile auxiliaire appelé **COMPENSATEUR (TRIM)**. Sur certains avions des compensateurs existent également sur le gouvernail de direction et sur les ailerons. Ces compensateurs permettent d'annuler la pression exercée par le pilote sur les commandes. Des surfaces auxiliaires (**TABS** ou **FLETTNERS**), réglables au sol, permettent un réglage correct des gouvernes.

1.1.5

Le train d'atterrissage (Landing gear ou Undercarriage)

Le train est constitué de l'ensemble des roues et de leurs supports ; il permet à l'avion non seulement d'atterrir, comme son nom l'indique, mais également de décoller et de se déplacer au sol.

On distingue 2 types de trains d'atterrissage : le **TRAIN CLASSIQUE** ou **CONVENTIONNEL** et le **TRAIN TRICYCLE** (Fig.1.11). Dans les deux cas, le train peut être fixe ou rétractable (rentrant).

Le train classique ou conventionnel

comporte :

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

Le train tricycle, le plus courant

comporte :

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

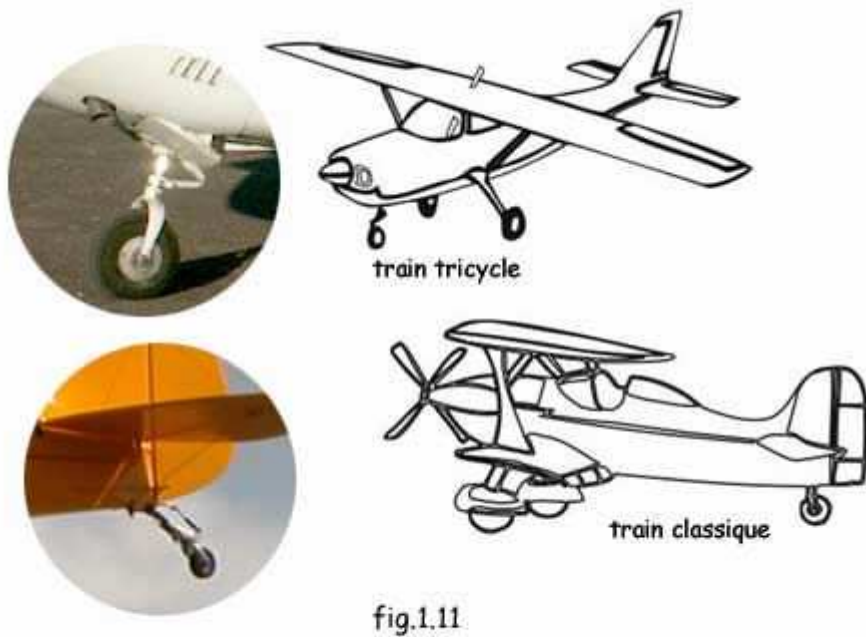


fig.1.11

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

La **roulette de nez** du train tricycle est généralement fixée à la structure au moyen d'un amortisseur oléo-pneumatique (fig.1.12). De construction moins robuste que le train principal, **la roulette de nez n'est pas destinée à absorber les chocs à l'atterrissage**. Elle est conçue pour équilibrer une partie du poids de l'avion au sol. **Un atterrissage "trop dur" sur la roulette de nez conduit souvent à sa rupture, suivie du capotage et du "passage sur le dos" !**

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

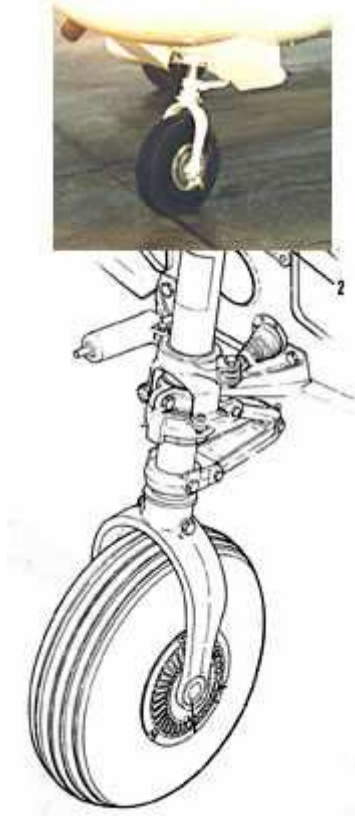


Fig 1.12

Les **roues du train principal** sont montées sur des lames flexibles en acier à ressort (fig. 1.11 et 1.14), ou sur des amortisseurs oléo-pneumatiques ou mécaniques (fig. 1.13) qui permettent d'absorber et amortir les chocs à l'atterrissage et au roulage sur sol inégal.



Fig 1.13a



Fig 1.13b



Fig 1.14

Lorsque le train est rentrant, les roues (train avant et train principal) se rétractent dans des logements aménagés sous les ailes et sous le fuselage. Les manoeuvres de sortie et de rentrée du train d'atterrissage sont le plus souvent réalisées par des vérins hydrauliques alimentés par une pompe électrique, doublée d'un système de secours manuel. Des voyants lumineux avertissent le pilote de la bonne exécution de la manoeuvre. Le système de rentrée et son utilisation sont décrits dans le manuel de vol de chaque avion.

Les **pneus**, grâce à leur élasticité, absorbent également une partie des chocs au roulement et à l'atterrissage. L'examen de leur état mérite une attention particulière lors des visites prévol. Ils doivent être gonflés à la pression correcte, ne présenter aucune usure anormale ni entailles laissant apparaître la carcasse. Les chocs à l'atterrissage peuvent provoquer un glissement du pneu sur la jante. Des marques peintes sur la jante et le pneu (fig. 1.12) permettent de vérifier l'absence de glissement ; un glissement important pourrait conduire au cisaillement de la valve de gonflage.

Les **freins** montés sur les roues du train principal sont généralement des freins à disques actionnés hydrauliquement. La commande des freins est montée sur les palonniers (fig. 1.15) ; les freins sont actionnés séparément par les pédales gauche et droite. Le pilote dispose ainsi d'un système de freinage différentiel lui permettant de ralentir l'une ou l'autre roue du train principal pour raccourcir les rayons de virage au sol. Une poignée au tableau de bord permet de bloquer les freins en position "parking".

Avec un réglage correct, le freinage en ligne droite exige une force de freinage identique sur les deux roues et donc une pression identique sur les deux pédales de freins.

Les freins agissent sur des petites roues et n'ont pas l'efficacité des freins de voiture. **Leur utilisation exige donc quelques précautions :**

- vérifier soigneusement l'absence de fuite d'huile au cours de la visite prévol ;
- vérifier le fonctionnement correct dès le début du roulage ;
- une utilisation abusive des freins peut entraîner la surchauffe des plaquettes et des disques, avec risque de blocage ou même de combustion des plaquettes ;
- sur l'aire de stationnement, la vitesse de l'avion doit être très faible de manière à permettre l'arrêt pratiquement sur place en cas de danger (circulation des personnes et des autres

- avions) ;
- la vitesse de roulage au taxi se règle essentiellement en faisant varier la puissance ; s'il faut ralentir, il faut d'abord réduire la puissance avant d'utiliser les freins si nécessaire ;
- à l'atterrissage, le pilote doit veiller à ne pas maintenir les pieds sur les pédales de frein, pour éviter de toucher le sol avec les roues freinées ou bloquées, ce qui conduirait à une usure anormale des pneus, avec risque de glissement des pneus sur les jantes et même d'éclatement de ceux-ci. Un tel freinage entraîne également des efforts anormaux sur la roulette de nez.
- au parking, surtout s'il est en déclivité, ne jamais se fier à l'efficacité des seuls freins de parking et utiliser systématiquement des cales.

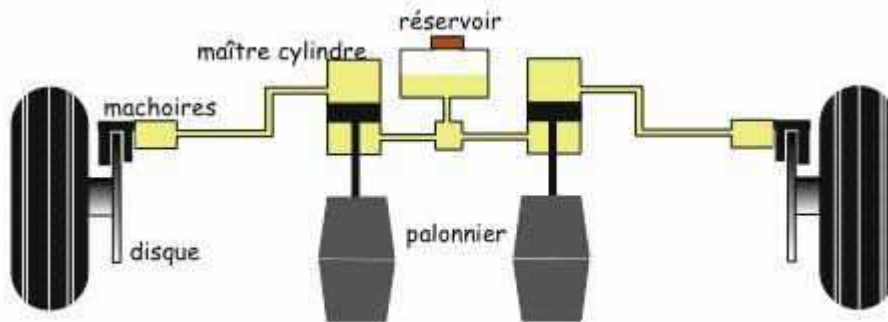


Fig.1.15 Système de freinage

1.1.6

L'habitacle (ou cockpit) comporte

- les sièges :

- pilote à gauche (ou à l'avant dans la disposition biplace en tandem), instructeur ou copilote, à droite (ou à l'arrière)
- passagers ;

- les commandes de vol : manche ou volant (ou stick), palonnier, volets, compensateur (trim) ;

- les commandes moteur ;
- le tableau de bord groupant tous les instruments de contrôle (pilotage, moteur, navigation).

1.1.6.1

Les commandes de vol

Les commandes de vol sont des leviers destinés à manoeuvrer les gouvernes :

Le stick

a - Le stick (ou manche) comporte deux commandes en une seule :

- actionné d'avant en arrière, il commande la gouverne de profondeur ; le mouvement du stick en arrière fait pivoter le plan de profondeur vers le haut.
- actionné latéralement, de gauche à droite, il commande les ailerons ; stick à gauche, l'aileron gauche se lève tandis que l'aileron droit s'abaisse.

Le palonnier

b - Le palonnier commande le gouvernail de direction ; en poussant sur la pédale gauche, le gouvernail de direction pivote vers la gauche. Il peut être couplé avec la roulette de nez ou la roulette de queue, ce qui facilite le contrôle de l'avion au sol. Les pédales du palonnier actionnent également les freins des roues du train principal. Sur certains avions les pédales de freins sont indépendantes du palonnier et doivent être actionnées par les talons.

La commande de volets

c - La commande de volets (FLAPS) permet d'abaisser ou de relever simultanément (sortir ou rentrer) les volets pour modifier la portance et la traînée ; les volets sont actionnés mécaniquement soit par un simple levier, soit par un moteur électrique commandé par un interrupteur.

Le trim

d - Le(s) TRIM(s) (ou commande du compensateur de profondeur et de direction, s'il existe), constitué d'une roulette ou d'une manivelle, permet de modifier la position du tab mobile de la gouverne de profondeur ou de direction.

1.1.6.2

Les commandes moteur

Les commandes moteur comportent :

- la manette des gaz (**THROTTLE**) qui commande la puissance du moteur ;
- la commande de richesse du mélange, ou correcteur altimétrique (**MIXTURE**) ;
- la commande de réchauffage du carburateur (**CARBURETTOR HEATER**) ;
- la commande du pas de l'hélice (**PROPELLER PITCH**), pour les avions munis d'une hélice à pas variable (voir chapitre 7).

1.1.6.3

Le tableau de bord

Le tableau de bord comporte les instruments de vol ou de contrôle du pilotage, les instruments de contrôle du moteur, les instruments de navigation, les équipements de radio et de radionavigation.

Tous les avions ne présentent pas un tableau de bord type, mais ils possèdent tous un certain nombre d'instruments de contrôles essentiels. Nous ne donnons ici qu'un exemple de présentation d'un tableau de bord d'avion d'entraînement biplace (fig. 1.20a et 1.20b).



Fig 1.20a

1. LES INSTRUMENTS DE VOL (contrôle du pilotage) :

- a) **L'ANEMOMETRE** ou indicateur de vitesse (Airspeed Indicator) indique la vitesse relative de l'avion par rapport à la masse d'air dans laquelle il se déplace. Il est gradué en Noeuds (kt, 1 kt = 1,852 km/h), en Miles par heure (MPH, 1 MPH = 1,609 km/h) ou en Km/h. (voir chap. 3 et fascicule 3 - Navigation).
- b) **L'ALTIMETRE** est un instrument de mesure de la pression atmosphérique (baromètre), gradué en pieds ou en mètres, indiquant l'altitude de l'avion (voir fascicule 2, Météorologie - Altimétrie).
- c) **L'INDICATEUR DE VIRAGE ET D'INCLINAISON LATÉRALE** (Turn and bank – voir chapitres 20 et 24) :
 - - l'aiguille (ou la maquette) indique le sens et la vitesse angulaire du virage (taux de virage) ;
 - - la bille indique la verticale apparente et sert essentiellement de référence de coordination des commandes (qualité d'exécution du virage).
- d) **L'HORIZON ARTIFICIEL** (ou indicateur d'assiette) permet de déterminer, par référence instrumentale, l'assiette de l'avion, c'est-à-dire sa position par rapport à l'horizon (voir chapitre 26).
- e) **LE VARIOMETRE** indique la vitesse de montée ou de descente de l'avion (vertical speed) ; il est gradué en pieds par minute ou en mètres par seconde (voir chapitre 4).

2. LES INSTRUMENTS D'ORIENTATION

- a) **LE COMPAS MAGNETIQUE** (ou boussole) donne le cap suivi, c'est-à-dire l'angle compris entre le Nord magnétique et l'axe longitudinal de l'avion. (voir fascicule 3 - Navigation)
- b) **LE CONSERVATEUR DE CAP** (ou gyrocompas ou directionnel), instrument complémentaire du compas magnétique, permet de prendre le cap et de le conserver plus aisément qu'avec la boussole (v.chap.25).

3. LES INSTRUMENTS DE CONTRÔLE DU MOTEUR

- a) **LE TACHYMETRE**, communément appelé "compte-tours" indique la vitesse de rotation du moteur, et donc de l'hélice (RPM = révolutions par minute) ;
- b) **LE MANOMETRE D'HUILE** indique la pression de l'huile de lubrification du moteur ;

- c) **LE THERMOMETRE D'HUILE** indique la température de l'huile.



- | | |
|--------------------------|-----------------------------------|
| 1. Indicateur de vitesse | 9. Thermomètre d'huile |
| 2. Altimètre | 10. Jauges de réservoir d'essence |
| 3. Variomètre | 11. Manomètre de la pompe à vide |
| 4. Horizon artificiel | 12. Ampèremètre |
| 5. Indicateur de virage | 13. Émetteur - récepteur radio |
| 6. Conservateur de cap | 14. Récepteur VOR |
| 7. Tachymètre (RPM) | 15. Cadran du récepteur VOR |
| 8. Manomètre d'huile | |

Fig 1.20b : Tableau de bord d'un biplace d'entraînement

Aérodynamique technique exploitation

Description des principaux organes d'un avion léger

Les sollicitations de la cellule

Les différents éléments de la cellule d'un avion, spécialement les ailes, sont soumis à des sollicitations de flexion, torsion, traction, compression et cisaillement. Ces sollicitations induisent, dans les différentes sections de ces éléments des contraintes de trois types, à savoir des contraintes de traction, de compression ou de cisaillement, dont la valeur ne peut dépasser certaines limites admises par le constructeur. Les contraintes admissibles sont déterminées, avec un coefficient de sécurité convenable, à partir de la résistance des matériaux utilisés et plus précisément de leur limite d'élasticité et de leur résistance à la fatigue. Tous les éléments sont dimensionnés de telle manière qu'ils se comportent élastiquement, c'est-à-dire qu'ils se déforment sous l'effet d'une sollicitation mais reprennent leur forme initiale lorsque cesse la sollicitation.

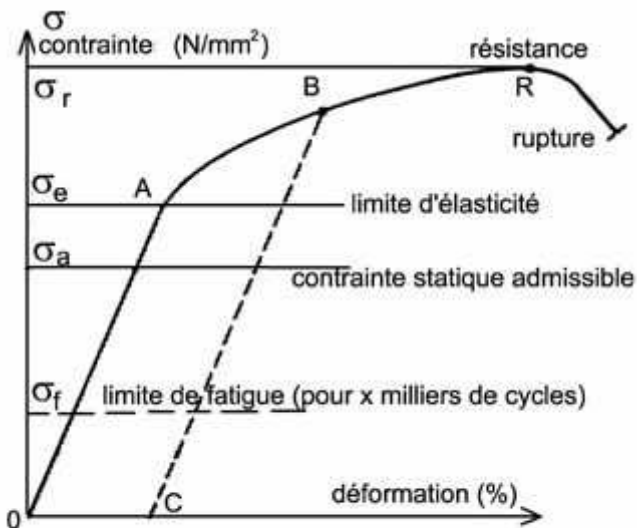


Fig. 1.21 - Diagramme contrainte-déformation d'un matériau de construction

Limite d'élasticité et résistance statique des matériaux.

Si l'on soumet, par exemple, un barreau métallique de section (S) à un effort de traction (T), on peut tracer un diagramme de la déformation du barreau, exprimée en % de sa longueur initiale, en fonction de la contrainte appliquée ($\sigma = T / s$), exprimée en Newton / mm^2 . La fig. 1.21 schématise un tel diagramme. Dans la phase $0A$ du chargement, le diagramme est une droite (la déformation est proportionnelle à la contrainte appliquée). La contrainte σ_e correspondant au point A est appelée "limite d'élasticité ou de proportionnalité".

Tant que le matériau n'est pas sollicité au-delà de cette limite, il reprend sa longueur initiale lorsqu'il est déchargé ; le matériau se comporte élastiquement. Si la contrainte dépasse cette limite, la déformation n'est plus proportionnelle à la contrainte ; le matériau s'allonge considérablement (phase des grands allongements). Si le barreau est déchargé après avoir atteint un point B du diagramme, on constate que le diagramme de déchargement (BC) est une droite parallèle à la droite OA mais qu'il ne reprend plus sa longueur initiale. Il conserve, après déchargement, une déformation permanente (OC). Le métal a été plastifié ou écroui.

La rupture du barreau se produit lorsqu'on atteint une contrainte σ_r , appelée contrainte de rupture ou résistance du matériau.

Il faut donc que le constructeur limite la contrainte dans tous les éléments de la structure à une valeur maximale admissible (σ_a) inférieure à la limite d'élasticité, fixée en divisant celle-ci par un coefficient de sécurité, par exemple 1,5. ($\sigma_a = \sigma_e / 1,5$).

Résistance à la fatigue (endurance)

La limite d'élasticité n'est pas le seul élément dont il faut tenir compte dans le dimensionnement des éléments de la structure. On sait en effet qu'un matériau métallique peut atteindre la rupture sous l'action répétée de sollicitations correspondant à des contraintes bien inférieures à sa limite d'élasticité. Le diagramme de la figure 1.22 donne, en fonction de la contrainte répétée, le nombre de cycles de "chargement - déchargement" amenant la rupture du matériau. On constate que le nombre de cycles amenant la rupture est d'autant plus faible que la contrainte répétée est élevée. La courbe de résistance à la fatigue est asymptotique à l'axe des abscisses. Autrement dit, pour obtenir une durée de vie illimitée du matériau, la contrainte répétée devrait être limitée à une valeur extrêmement faible, appelée "limite d'endurance", ce qui conduirait à des structures extrêmement lourdes. Le constructeur doit donc se baser sur une durée de vie et un nombre (N) de

cycles de mise en charge pour fixer une limite de fatigue (σ_f) admissible correspondant aux sollicitations maximales en service.

Ceci montre la nécessité des contrôles périodiques et des révisions générales de la cellule. En Belgique, la réglementation impose un certain nombre d'inspections périodiques des avions légers (après 50 heures et 100 heures de vol + 1 inspection annuelle quel que soit le nombre d'heures de vol). Une révision générale est prévue après 6000 heures de vol.

Le manuel de vol et le certificat de navigabilité de tout avion indiquent un certain nombre de limitations imposées par la résistance de la cellule (fuselage, voilure, train d'atterrissage). Ces limitations concernent notamment :

- les charges maximales admissibles dans chaque compartiment de la cellule (sièges avant, sièges arrière, bagages, cargo pack ... voir chapitre 6)
- le poids maximum au décollage (MTOW = Maximum Take-Off Weight)
- le poids maximum à l'atterrissage (MLW = Maximum Landing Weight) qui, pour certains types d'avions, doit nécessairement être inférieur au MTOW en raison de la limitation des charges statiques et dynamiques sur le train d'atterrissage (le train principal est calculé pour résister à l'impact de l'avion à l'atterrissage correspondant à une vitesse verticale de 600 ft/min).
- les vitesses (voir chapitres 3 et 21)
- le facteur de charge (voir chapitres 19 et 21)

Quelques précautions à prendre pour limiter les sollicitations sur les éléments de la cellule

Outre le respect de toutes les limitations imposées par le constructeur, le pilote devra prendre un certain nombre de précautions destinées à limiter les sollicitations des éléments de la cellule :

- **au parking** : placer l'avion face au vent et bloquer les roues avec des cales. S'il doit y séjourner un certain temps, avec possibilité de vents forts et de rafales, arrimer l'avion aux points d'ancrage prévus. Bloquer les commandes (stick ou volant et palonnier) à l'aide des dispositifs prévus (control lock) de manière à empêcher le battement des gouvernes (ailerons, gouvernes de direction et de profondeur) sous l'effet du vent ou du souffle de l'hélice ou des réacteurs d'autres avions.
- **avant le départ** : au cours de l'inspection prévol, vérifier le bon état de tous les éléments visibles de la cellule (absence de déformations permanentes et de fissures du revêtement, pas de rivets éclatés ou cisailés, débattement normal des gouvernes, des amortisseurs ...)
- **au roulage** : éviter les "coups de freins" brutaux et répétés pour limiter les efforts sur le train et les pneus. Éviter les virages serrés et trop rapides qui exigent un freinage excessif sur une seule roue, ce qui provoque une usure anormale des pneus et/ou des efforts transversaux exagérés sur le train.
- **en vol** : éviter les manoeuvres brutales aux commandes (les virages à forte inclinaison et les ressources brutales peuvent augmenter exagérément les sollicitations, avec comme conséquences des déformations permanentes ou la rupture de certains éléments de la cellule).
- **à l'atterrissage** : veiller à ne pas se poser de façon brutale et surtout pas sur la roue de nez ! Même si le train principal est dimensionné pour supporter le choc d'un impact correspondant à une vitesse verticale de 600 ft/min, tous les éléments de la cellule (assemblages, fixations du

moteur etc.) voient leur durée de vie diminuer en cas d'atterrissage brutal.

Aérodynamique technique exploitation

Description des principaux organes d'un avion léger

Description du groupe motopropulseur

1.3.1

Le Moteur

Le **Moteur** d'avion léger est un moteur à pistons à quatre temps, de 4 ou 6 cylindres à plat (Flat-four, Flat-six), à refroidissement à air (voir chapitre 8).

Le moteur est monté sur un "bâti - moteur" fixé à la cellule. Il est isolé de l'habitacle par une CLOISON PARE-FEU métallique destinée à le protéger des risques d'incendie.

La différence essentielle avec les moteurs de voitures porte sur l'allumage ; sauf quelques types de moteurs à allumage par bobine ou Delco, le moteur d'avion possède un allumage par magnéto. En outre, par mesure de sécurité et pour assurer une meilleure combustion du mélange, les moteurs d'avion comportent deux circuits d'allumage indépendants et chaque cylindre compte 2 bougies reliées chacune à une magnéto (v. chapitre 9).

Le moteur d'avion tourne à un régime maximum de l'ordre de 2500 t/m, plus lent que le moteur de voiture. Le volant d'inertie du moteur de voiture n'existe pas ici ; l'hélice en tient lieu.

1.3.2

L'Hélice

L'**Hélice**, généralement métallique, est destinée à transformer le couple de l'arbre moteur en une force de traction (voir chapitre 7).

1. démarreur
2. magnétos
3. boîte de distribution
4. clapet de pression d'huile
5. plaque d'identification
6. bougies supérieures (cylindres droits)
7. fils des bougies supérieures
8. bouchon et jauge à huile
9. bêche à huile
10. bouchon de vidange
11. filtre à huile
12. alternateur

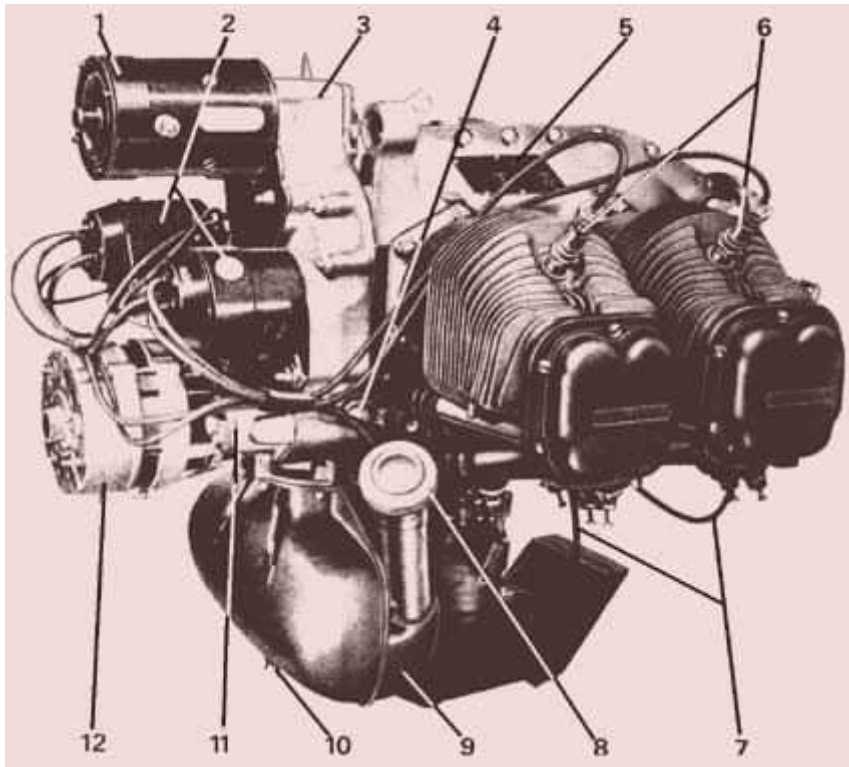


Fig. 1.23 - Moteur d'avion léger à 4 cylindres (vue arrière)

1. moyeu d'hélice
2. bougies supérieures (cylindres droits)
3. carter
4. anneau de levage
5. points supérieurs d'attache au bâti
6. bougies supérieures (cylindres gauches)
7. cache culbuteurs
8. fils des bougies inférieures
9. échappement
10. carburateur
11. couvercle du point de montage de la pompe à vide
12. filtre à air

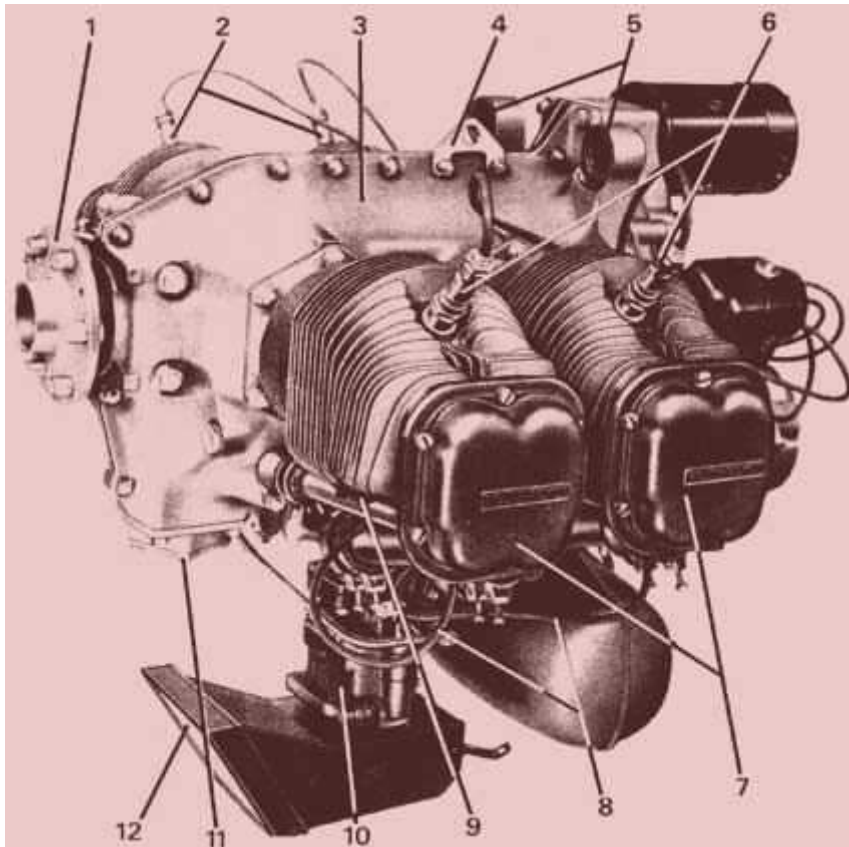


Fig. 1.24 - Vue avant du même moteur

F1 CHAPITRE 2

Eléments d'aérodynamique

Eléments d'aérodynamique

Généralités

La **DYNAMIQUE** est la partie de la mécanique qui étudie les relations entre les forces et les mouvements.

L'AERODYNAMIQUE est la branche de la dynamique des fluides qui étudie les phénomènes accompagnant tout mouvement relatif d'un corps dans l'air. C'est l'aérodynamique qui va nous permettre de répondre à la question classique : "Pourquoi l'avion vole-t-il ?"

La réponse, qui sera explicitée dans ce qui suit, est simple : **l'avion vole grâce à la RESISTANCE DE L'AIR, qui est la force que l'air, même immobile, oppose au déplacement de l'avion.**

Eléments d'aérodynamique

Eléments d'aérodynamique

Résistance de l'air et vent relatif

En **air calme**, tendons la main, paume verticale, à l'extérieur d'une voiture en marche, roulant par exemple à 50 km/h. Nous sentons la main repoussée vers l'arrière, avec une certaine force. C'est la force que l'air oppose au déplacement de la main ; c'est la **RESISTANCE DE L'AIR**. Elle est égale à la surface de la main multipliée par la pression que l'air exerce sur elle (fig.2.1)

Répétons l'expérience mais, cette fois, dans **une voiture à l'arrêt, placée face au vent** dont la vitesse serait de 50 km/h. La main est également repoussée vers l'arrière ; si nous pouvions mesurer la force que l'air exerce sur la main, nous trouverions exactement la même valeur que dans le cas précédent.

Fig 2.1

Conclusion : Du point de vue aérodynamique, les effets de la vitesse d'un corps se déplaçant dans un volume d'air immobile sont identiques à ceux de la vitesse du vent frappant le corps immobile. Les notions de vent et de vitesse sont donc relatives et nous pouvons considérer, au point de vue aérodynamique, que l'avion est immobile et soumis au **VENT RELATIF** (fig. 2.2) que l'on définit comme suit :

LE VENT RELATIF est le mouvement relatif de l'air par rapport à l'avion ;
il est **TOUJOURS PARALLELE ET DE SENS OPPOSE** à la **TRAJECTOIRE DE L'AVION**.

Fig 2.2 Le vent relatif

Les forces aérodynamiques - portance et traînée

Si la vitesse du vent relatif augmente, dans l'expérience précédente, on constate que la force qui s'exerce sur la main augmente également. Cette force s'appelle la **RESULTANTE AERODYNAMIQUE**.

Tant que la main reste tendue perpendiculairement au vent relatif, elle reste soumise à cette résultante aérodynamique et à son poids ; ces deux forces sont équilibrées par l'effort musculaire nécessaire pour la maintenir dans sa position.

Si l'on tourne la paume de la main vers le sol, la résultante aérodynamique est pratiquement nulle, en raison de la surface minime opposée au vent relatif.

Si, enfin, on incline la main pour présenter la paume sous un certain angle d'incidence par rapport au vent relatif (fig. 2.3), on constate que la main se soulève vers l'arrière ; on a donc modifié la direction de la résultante aérodynamique. Celle-ci peut être décomposée en deux forces (fig. 2.4) :

- une composante **PERPENDICULAIRE AU VENT RELATIF**, dirigée vers le haut, et qui s'oppose au poids de la main : c'est la **PORTANCE**
- une composante **PARALLELE AU VENT RELATIF** et dirigée **DANS LE MÊME SENS** que lui : c'est la **TRAINEE**.

Si le vent relatif est assez fort, la portance peut être suffisante pour équilibrer le poids de la main et du bras mais il faudra toujours équilibrer la traînée par un effort musculaire.

Fig 2.3,2.4,2.5,...2.10

Transposons l'expérience ci-dessus au cas d'un avion en vol. Le vent relatif (1) soumet les ailes à une force aérodynamique :

- dont la composante "PORTANCE" s'oppose au poids de l'avion
- dont la composante "TRAINEE" constitue la résistance que l'air oppose à son avancement.

Si l'on se réfère à la notion d'équilibre des corps, on sait que la condition nécessaire, pour qu'un corps soit en équilibre, est que la somme de toutes les forces qui agissent sur lui soit nulle. Or, un avion en vol est soumis globalement à 4 forces, à savoir :

son **POIDS**, la **TRACTION** de l'hélice, la **PORTANCE** des ailes et la **TRAINEE**.

On en déduit aisément les conditions nécessaires pour qu'un avion puisse se maintenir en vol horizontal à vitesse constante (fig. 2.5), à savoir :

**LA TRACTION DE L'HELICE DOIT EQUILIBRER LA TRAINEE, et
LA PORTANCE DES AILES DOIT EQUILIBRER LE POIDS.**

(1) Dans le cas d'un avion en vol, la vitesse du vent relatif est égale à la vitesse de l'avion **par rapport à la masse d'air** (appelée vitesse propre), que celle-ci soit en mouvement ou non. **La direction et la vitesse du vent météorologique**, qui est la vitesse de déplacement de la masse d'air par rapport au sol, **n'ont aucune influence sur le vent relatif** (pour autant que ce vent soit de vitesse et de direction constante) !

Caractéristiques géométriques des ailes et profils

Une aile est définie par son profil, c'est-à-dire une section de l'aile coupée par un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion (fig. 2.6), et par différentes caractéristiques géométriques définies comme suit :

1. **Bord d'attaque** = bord antérieur de l'aile.
2. **Bord de fuite** = bord postérieur de l'aile.
3. **Extrados** = surface supérieure de l'aile.
4. **Intrados** = surface inférieure de l'aile.
5. **Squelette** = lieu géométrique des points situés à égale distance verticale de l'extrados et de l'intrados.
6. **Corde** = droite joignant le bord d'attaque au bord de fuite ; la **profondeur** est la longueur de la corde.
7. **Épaisseur** = distance entre l'intrados et l'extrados mesurée perpendiculairement à la corde. L'épaisseur maximum, pour les profils classiques, se situe généralement à une distance d'environ 30 % de la profondeur, à partir du bord d'attaque ;
8. **Cambrure** = distance entre la corde et le squelette mesurée perpendiculairement à la corde. Si la cambrure varie le long du profil, celui-ci est dit dissymétrique. Un profil symétrique n'a pas de cambrure.
9. **Envergure (b)** = distance entre les extrémités des ailes.
10. **Surface alaire (S)** = surface de la projection horizontale du contour des ailes. (La charge alaire est le rapport Portance/Surface alaire ou Poids de l'avion/Surface alaire, si la portance est égale au poids de l'avion comme dans le cas du vol horizontal).
11. **Corde moyenne (Cm)** = largeur d'une aile rectangulaire fictive qui aurait même surface que l'aile réelle ($Cm = S/b$).
12. **Allongement** = rapport (Envergure/Profondeur moyenne) soit $\lambda = b / Cm$ ou b^2 / S .
13. **Flèche** = angle formé par le bord d'attaque et une perpendiculaire au plan de symétrie (positif lorsque l'extrémité de l'aile est en arrière de l'emplanture).
14. **Dièdre** = angle formé par la ligne de symétrie d'une demi-aile avec une perpendiculaire au plan de symétrie vertical (positif lorsque l'aile est située plus haut que l'emplanture).
15. **ANGLE D'INCIDENCE ou ANGLE D'ATTAQUE (i) (fig. 2.9)** = angle formé par la direction du vent relatif (ou de la trajectoire) et la corde du profil ; **CET ANGLE PEUT ÊTRE MODIFIÉ PAR LE PILOTE.**

16. **ANGLE DE CALAGE (fig. 2.10)** = angle formé par la corde du profil et l'axe longitudinal de l'avion, **CET ANGLE NE PEUT PAS ÊTRE MODIFIÉ PAR LE PILOTE**. Il est défini par le constructeur et résulte de la fixation de l'aile sur le fuselage.

Remarque :

On trouve, dans certains ouvrages, une définition différente de l'angle d'INCIDENCE ; la terminologie anglaise (USA, UK et Canada) définit en effet l'angle d'incidence comme étant l'angle de CALAGE de l'aile, et l'angle d'attaque (ANGLE OF ATTACK) celui que nous appelons angle d'incidence ou d'attaque.

Nous nous référons, dans les définitions 15 et 16 ci-dessus, à la terminologie française et, plus généralement européenne (sauf la Grande Bretagne) où les termes **ANGLE D'INCIDENCE** et **ANGLE D'ATTAQUE** sont synonymes et désignent l'angle d'incidence DE VOL, que le pilote PEUT MODIFIER.

Quant à l'ANGLE DE CALAGE, il désigne pour nous l'angle d'incidence DE CONSTRUCTION, invariable pour un avion donné.

Le principe de la sustentation d'un profil

Pression statique, pression dynamique et vitesse dans un écoulement d'air

Considérons un tube de section S_1 comportant un rétrécissement de section S_2 (fig. 2.11), dans lequel se trouve de l'air initialement à la pression atmosphérique P_0 (vitesse $V_0 = 0$)

Fig 2.11 Pressions et vitesses...

Si l'on déplace ce tube parallèlement à lui-même dans la masse d'air, avec une vitesse V_1 , il se crée un courant d'air à l'intérieur du tube (vent relatif). En régime établi, le débit d'air sortant de la section S_2 est égal au débit d'air entrant dans la section S_1 . On a donc $S_1 \cdot V_1 = S_2 \cdot V_2$.

On constate ainsi que la **vitesse du courant est inversement proportionnelle à la section du tube**. Si, par exemple, $S_1 = 2 S_2$ la vitesse V_2 dans la partie rétrécie vaudra $V_2 = (2 S_2 \cdot V_1 / S_2) = 2 V_1$.

On sait qu'au sein de la masse d'air supposée immobile et non perturbée par le passage du tube s'exerce la pression atmosphérique P_0 . Cette pression est identique dans toutes les directions. Au sein de l'écoulement il existe également une **pression statique P_s** , s'exerçant dans toutes les directions, ainsi qu'une **pression dynamique P_d** , due à l'énergie cinétique de l'air en mouvement, agissant parallèlement aux lignes de courant. La pression totale dans la direction des lignes de courant est donc la somme $P_t = P_s + P_d$.

Des manomètres disposés comme indiqué à la figure 2.11 permettent de mesurer la seule pression statique P_s qui s'exerce dans une direction perpendiculaire à la direction de l'écoulement.

Ces mesures de pressions permettent de constater que **l'augmentation de la vitesse d'écoulement s'accompagne d'une diminution de la pression statique** (Effet Venturi).

Loi de Bernoulli

Dans un écoulement d'air supposé incompressible (1), la somme de la pression statique (P_s) et de la pression dynamique (P_d) reste constante le long d'une ligne de courant. Autrement dit la pression totale (P_t) reste constante :

$$P_t = P_s + P_d = \text{Constante}$$

Newton a démontré que la pression dynamique qu'exerce le vent relatif sur une surface dépend de la masse volumique de l'air (ρ) et de sa vitesse (V). Elle vaut :

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

Remarquons que, si la vitesse du vent relatif est nulle, on a $P_d = 0$ et la seule pression que l'air exerce sur toute surface immobile est $P_t = P_s$, égale à la pression atmosphérique.

On constate donc que la pression statique P_s diminue au fur et à mesure que la vitesse d'écoulement augmente.

La sustentation d'une aile, comme nous allons le voir, est une application de la loi de BERNOULLI.

Répartition des pressions le long d'un profil

Des essais en tunnel aérodynamique permettent de visualiser la forme des lignes de courant dans un écoulement d'air autour d'un profil d'aile. Ces lignes de courant sont schématisées à la figure 2.12, pour un profil classique présentant un angle d'attaque relativement faible, **dans un écoulement bidimensionnel, c'est à dire un écoulement dont les lignes de courant restent parallèles au plan de la section du profil, comme dans le cas théorique d'une aile à profil invariable, de longueur infinie.**

L'examen de cette figure permet de faire les constatations suivantes :

- un volume d'air important est perturbé par le passage de l'aile. Les lignes de courant se séparent à l'avant du bord d'attaque ; les unes subissent une déviation vers le haut (upwash) et contournent le profil en suivant la surface de l'extrados, (trajet 1), les autres le contournent par le bas en suivant l'intrados (trajet2). Elles se rejoignent à l'arrière du bord de fuite, où elles sont déviées vers le bas (downwash) ;
- les filets d'air sont d'autant plus déformés qu'ils sont proches de la surface du profil. Ce n'est qu'à une certaine distance de celui-ci que l'on retrouve une zone non perturbée où la grandeur et la direction du vent relatif sont celles qu'il avait bien en avant de l'aile ;

Fig 2.12 écoulement autour d'un profil

- les filets d'air sont plus déformés sur l'extrados que sur l'intrados, spécialement vers l'avant, là où le profil est le plus épais. Le flux d'air est, en quelque sorte, étranglé entre l'extrados et la zone supérieure non perturbée. La diminution de la section offerte à l'écoulement entraîne, exactement comme dans le cas du tube de la figure 2.11, une augmentation de vitesse et, par conséquent, une diminution de la pression statique laquelle devient inférieure à la pression atmosphérique régnant dans la zone non perturbée ;
- la surface de l'intrados est soumise directement à la pression dynamique du vent relatif dont la composante perpendiculaire à sa surface augmente avec l'angle d'attaque.

En simplifiant, on peut dire que les filets d'air qui sont déviés vers le haut pour passer au-dessus de l'extrados doivent parcourir, dans le même temps, une distance plus grande (trajet 1) que ceux qui sont déviés vers le bas pour passer sous l'intrados (trajet 2). Les premiers doivent donc avoir une vitesse V_1 supérieure à la vitesse V_2 des seconds.

Dès lors, en vertu de la loi de Bernoulli, la pression moyenne P_{s1} sur l'extrados est plus faible que la pression moyenne P_{s2} sur l'intrados.

Ainsi, par rapport à la pression P_s existant dans l'écoulement non perturbé, on constate que :

- **l'extrados est soumis à une DEPRESSION**
- **l'intrados est soumis à une légère SURPRESSION, due à la pression dynamique.**

Les diagrammes de dépression et de surpression sont schématisés à la figure 2.13.

Pour un profil classique et un angle d'incidence moyen, la résultante du diagramme de dépression peut être 2 à 3 fois plus importante que la résultante du diagramme de surpression. Autrement dit, la résultante aérodynamique des dépressions sur l'extrados représente 2/3 à 3/4 de la résultante aérodynamique totale.

Fig 2.13 et 2.14

La résultante de ces forces, appelée résultante aérodynamique ou résistance de l'air, peut être décomposée, comme on l'a vu au § 2.3, en deux composantes (fig. 2.14) :

- a) une force parallèle au vent relatif (ou à la trajectoire), la TRAINÉE (D = DRAG) ;**
b) une force perpendiculaire au vent relatif, la PORTANCE (L = LIFT)

Le point d'application de ces forces s'appelle le **CENTRE DE POUSSEE** du profil. Il est déterminé par l'intersection de la résultante aérodynamique et de la corde du profil.

(1) L'air n'est évidemment pas incompressible. On peut cependant admettre, pour l'étude de l'aérodynamique des avions subsoniques, que la loi de BERNOULLI est valable pour des vitesses inférieures à 260 Noeuds.

Types d'écoulement d'air en fonction de l'angle d'attaque

Les essais en soufflerie permettent de visualiser l'écoulement de l'air autour d'un profil et de déterminer la portance et la traînée en fonction de l'angle d'attaque (i). La fig. 2.15 montre les différents types d'écoulement que l'on peut observer (1) :

Fig 2.15 Type d'écoulement en fonction de l'angle d'attaque

A : pour de faibles angles d'attaque (i1), l'écoulement épouse parfaitement la forme du profil ; les lignes de courant se séparent avant le bord d'attaque et se rejoignent après le bord de fuite. L'écoulement est dit **LAMINAIRE** c'est - à - dire que les lignes de courant ne se mélangent pas au cours du mouvement ; les couches d'air se déplacent et peuvent glisser les unes sur les autres sans qu'il y ait passage de particules d'une couche à l'autre.

B, C : l'angle d'attaque augmentant (i2, i3), les filets d'air se décolent de plus en plus de l'extrados ; le point de décollement progresse du bord de fuite vers le bord d'attaque. La portance augmente, mais passe par un maximum. L'écoulement est dit **TURBULENT** : les lignes de courant voisines se mélangent, ce qui se traduit par une augmentation de la **TRAINÉE**. Le début du décollement apparaît pour un angle d'attaque appelé "**ANGLE CRITIQUE**".

D : si l'on augmente encore l'angle d'attaque (i4), les filets d'air se détachent de la plus grande partie de l'extrados ; l'écoulement est dit **TOURBILLONNAIRE**. La force portante diminue, la sustentation devient insuffisante et l'aile "décroche" ; c'est le **DECROCHAGE** ou la **PERTE DE SUSTENTATION (STALL)**.

LE DECROCHAGE d'une aile est donc la conséquence d'une diminution de portance plus ou moins brusque, provoquée par le décollement des filets d'air de l'extrados, A UN GRAND ANGLE D'ATTAQUE.

Dans ce qui précède, nous n'avons pas parlé de VITESSE, mais uniquement d'une variation de l'angle d'attaque dans un écoulement de vitesse constante mais quelconque.

Si l'on répète l'expérience ci-dessus à des vitesses d'écoulement différentes, du moins dans la gamme des vitesses des avions légers, les phénomènes décrits se produiront de la même manière ; seules les grandeurs de la portance et de la traînée seront différentes.

Ceci montre bien qu'UNE AILE PEUT DECROCHER A N'IMPORTE QUELLE VITESSE et, contrairement à l'idée reçue anciennement :

**LE DECROCHAGE N'EST PAS UNE PERTE DE VITESSE,
MAIS UNE PERTE DE PORTANCE PROVOQUEE PAR UN ANGLE D'ATTAQUE TROP GRAND**

On verra néanmoins qu'on associe au décrochage une vitesse de décrochage ou **vitesse minimum de sustentation (Stall Speed)**, car un avion à faible vitesse est nécessairement aux grands angles d'attaque. Il faudra donc toujours veiller à conserver une vitesse supérieure à la vitesse minimum de sustentation pour éviter le décrochage. (v. § 2.10 et 21.1)

(1) Les valeurs de l'angle d'attaque indiquées sur cette figure ne sont qu'indicatives car elles dépendent du type de profil.

Position du centre de poussée en fonction de l'angle d'attaque

Etant donné que l'écoulement autour d'un profil varie avec l'angle d'attaque, il est évident que la répartition des pressions le long du profil, ainsi que leur résultante, et par conséquent la portance et la traînée, varient en grandeur **ET EN POSITION**.

Fig 2.16 Déplacement du centre de poussée en fonction de l'angle d'attaque

L'expérience montre effectivement que la position du centre de poussée varie avec l'angle d'attaque (fig.2.16)

Au fur et à mesure que cet angle augmente, le centre de poussée se déplace d'abord vers le bord d'attaque puis se déplace à nouveau vers l'arrière lorsque l'angle de portance maximum est atteint, soit 12 à 15° pour des profils classiques.

Nous verrons plus loin (chapitre 6), le rôle important que joue la position du centre de poussée dans la stabilité de l'avion.

Les expressions de la portance et de la traînée

Coefficients de portance et de traînée

La résistance de l'air ou résultante aérodynamique qui s'exerce sur un profil est donnée par l'expression :

$$R = C \cdot P_d \cdot S$$

dans laquelle :

- P_d est la pression dynamique du vent relatif (voir § 2.5.2) : $P_d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$,
- S est la surface alaire,
- C est un coefficient propre à chaque profil et variant avec l'angle d'attaque.

La résultante aérodynamique étant décomposée en une PORTANCE et une TRAINEE, on peut aussi décomposer le coefficient C en un "coefficient de PORTANCE" (CL) et un "coefficient de TRAINEE" (CD).

D'où les expressions classiques de la PORTANCE et de la TRAINEE :

$\text{PORTANCE (LIFT) : } L = CL \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S$ $\text{TRAINEE (DRAG) : } D = CD \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S$
--

L et D s'expriment en Newtons si l'on exprime ρ en kg/m^3 , V en m/sec et S en m^2 .

On voit donc que la portance et la traînée, pour une aile de caractéristiques données, sont proportionnelles

- à la surface alaire (S)
- au carré de la vitesse du vent relatif (V^2).
- à la masse volumique de l'air (ρ)

La variation de CL et CD en fonction de l'angle d'attaque peut se déterminer par des essais en soufflerie.

La figure 2.17 donne un exemple de diagramme de CL et CD en fonction de l'angle d'attaque (i), pour un profil dissymétrique courant.

Fig 2.17 Coefficient de PORTANCE et DE TRAINEE ...

On voit que le **coefficient de PORTANCE** (fig. 2.17) :

- est proportionnel à l'angle d'attaque (droite AB) tant que l'écoulement est laminaire ;
- augmente ensuite moins rapidement, en écoulement turbulent (entre B et C), pour atteindre son maximum en C, où commence le régime tourbillonnaire et la phase de décrochage ;
- diminue de C à D (décrochage) où à lieu l'abattée ;
- est nul pour un petit angle d'attaque négatif ;
- est positif pour $i = 0$

On voit également que le **coefficient de TRAINEE** varie relativement peu dans la zone des petits angles d'attaque, pour augmenter rapidement dans la zone des grands angles. Il n'est jamais nul et passe par un minimum dans la zone des petits angles.

La POLAIRE d'un profil

La variation des coefficients de portance et de traînée en fonction de l'angle d'attaque est souvent représentée sur un seul diagramme.

Un tel diagramme s'appelle la **POLAIRE(1)** ; c'est une courbe de CD en fonction de CL pour différents angles d'attaque. La figure 2.18 donne, à titre d'exemple, la polaire d'un profil dont les courbes de CL et de CD sont celles de la figure 2.17

L'examen d'une telle courbe permet de définir quelques points caractéristiques :

A = point de portance nulle, correspondant ici à un angle de -2°

B = point de finesse maximale (v. § 2.9.3) obtenu en traçant la tangente à la polaire, issue de l'origine (O) des axes. Ce point correspond ici à un angle d'attaque de 5°

C = point de portance maximum, correspondant à un angle voisin de 13° , qui détermine le début du décrochage.

D = le point de traînée minimum. Il est ici pratiquement confondu avec le point A de portance nulle.

Fig 2.18 Polaire d'une aile

On constate que le coefficient de traînée augmente relativement peu jusqu'à un angle de 4 à 5° , pour augmenter beaucoup plus rapidement aux grands angles.

La finesse

La FINESSE d'une aile, POUR UN ANGLE D'ATTAQUE DETERMINE, est le rapport $f = CL/CD$

A chaque angle d'incidence, donc à chaque point de la polaire, correspond une finesse déterminée.

La FINESSE MAXIMALE est obtenue pour l'angle d'attaque correspondant au point B de la polaire situé sur la tangente à la polaire, issue de l'origine des axes. Dans le cas de la Fig. 2.18, on aurait approximativement

$$f_{\max} = 66 / 5,3 = 12,5 , \text{ pour un angle de } 5^\circ$$

Pour tout autre angle d'attaque, la finesse sera toujours inférieure à la finesse maximale.

On notera également que deux points de la polaire interceptés par une droite telle que OX (fig. 2.18) correspondent à des angles d'attaque différents, ici 2° et 10° , avec une même finesse $CL/CD = 10$.

On peut également établir un diagramme de la finesse en fonction de l'angle d'attaque (fig. 2.19), qui fait mieux apparaître l'existence d'une finesse maximum.

Fig 2.19 Finesse d'un profil...

LES SIGNIFICATIONS PHYSIQUES DE LA FINESSE sont les suivantes :

a) Dans l'équation de sustentation d'un avion en descente (voir chapitre 16), la pente de descente s'exprime par le rapport D/L , qui est l'inverse de la finesse ($1/f$).

On peut donc écrire qu'un avion de finesse 8 aura une pente de descente de $1/8$, autrement dit, d'une hauteur de 100 mètres, il pourra planer, par vent nul, jusqu'à une distance de 800 mètres (Fig.2.20).

Fig 2.20

b) Pour un avion en vol rectiligne uniforme horizontal (VRUH), (v.§ 2.3), la traction nécessaire (T) est égale à la traînée (D), tandis que le poids (G) est égal à la portance (L). On a donc :

$$\frac{T}{G} = \frac{D}{L} = \frac{C_D}{C_L} = \frac{1}{f} \quad \text{d'où} \quad T = \frac{G}{f}$$

La traction nécessaire sera donc minimale pour l'angle d'attaque correspondant à la finesse maximale :

$$T_{\min} = G / f_{\max}$$

On voit l'intérêt, pour les constructeurs, de rechercher le maximum de portance pour le minimum de traînée, c'est-à-dire, la meilleure finesse. Il y a cependant une limite car la traînée augmente avec la portance ; le choix d'un profil et d'un allongement résulte donc d'un compromis.

(1) On établit généralement une polaire de profil, une polaire d'aile et une polaire de tout l'avion, intégrant les portances et traînées dues à toutes les parties de l'avion.

Les composantes de la traînée

Nous avons vu que la traînée est la composante parallèle au vent relatif de la réaction aérodynamique.

Si la portance est essentiellement créée par les ailes, la traînée est constituée de l'ensemble des forces qui s'opposent à l'avancement de l'avion et qui agissent non seulement sur les ailes mais également sur toutes les parties de l'avion exposées au vent relatif (fuselage, moteur, train d'atterrissage, empennages, antennes, mâts, haubans ...).

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

- la **traînée parasite (D_p)** que l'on décompose elle-même en :
 - une traînée de **frottement**
 - une traînée de **forme**
 - une traînée **d'interférence**
- la **traînée induite** par la portance (D_i)

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

La traînée de frottement

Dans l'écoulement d'un fluide autour d'un corps quelconque se produit un phénomène d'adhérence du fluide à la paroi du corps. On constate qu'il existe, le long de la surface, une mince couche dans laquelle la vitesse de l'écoulement est freinée. Cette couche s'appelle la **couche limite** (Fig. 2.21).

Les molécules d'air en contact avec la surface d'un profil sont freinées par les forces de frottement. Ces forces sont telles que la vitesse des filets d'air est nulle au contact du profil. Ce n'est qu'à une certaine distance du profil que la vitesse des filets

devient uniforme. Dans l'épaisseur de cette couche, la vitesse des filets d'air varie progressivement en raison de la viscosité de l'air, qui correspond à un frottement moléculaire interne.

Fig 2.21

La figure 2.22 montre les différentes parties de cette couche sur la paroi supérieure d'un profil placé dans un écoulement. Le même schéma existe également sur la paroi inférieure. Au fur et mesure que l'on s'éloigne du bord d'attaque, la somme des forces de frottement augmente en raison de l'augmentation de la surface du profil et l'épaisseur de la couche limite augmente. On observe deux zones distinctes dans cette couche limite, en fonction de la vitesse de l'air et de la distance au bord d'attaque : une première zone où l'écoulement est laminaire et une seconde où l'écoulement est turbulent

L'épaisseur de la couche limite varie de quelques dixièmes de mm en écoulement laminaire à ± 10 mm en écoulement turbulent.

Fig 2.22

Le point de la surface du profil où la couche limite laminaire devient turbulente, sans quitter la surface du profil, s'appelle le POINT DE TRANSITION. Ce point se situe approximativement au point de cambrure maximum du profil, là où la vitesse des filets d'air est maximum et la pression statique minimum. Entre ce point et le bord de fuite, la vitesse diminue et la pression statique augmente, ce qui a pour effet d'augmenter la résistance à l'avancement. L'écoulement dans la couche limite devient turbulent.

Dans certaines conditions de vitesses et de pressions au sein de la couche limite, le mouvement désordonné des particules provoque la formation de tourbillons au travers de la couche et son décollement de la paroi. C'est le décrochage qui se produit lorsque l'angle d'attaque atteint une valeur critique (fig. 2.15)

Le point où la couche turbulente se déchire aux grands angles s'appelle le POINT DE SEPARATION.

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

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

La traînée de forme

La figure 2.23 illustre la variation de la résistance à l'écoulement de l'air autour d'un corps dont on affine progressivement les formes tout en gardant la même surface frontale (maître-couple), en passant d'un disque plat à une sphère puis à une forme en goutte d'eau et enfin un profil plus effilé.

Fig 2.23

La traînée est d'autant plus importante que la séparation des filets d'air autour du corps est plus brutale; plus la séparation est abrupte, plus le sillage est turbulent. La dépression qui règne dans cette zone de turbulence, à l'arrière du corps, contribue à augmenter la résistance à l'avancement.

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

La traînée d'interférence

La traînée d'interférence est celle qui apparaît à la rencontre de deux écoulements de directions et/ou de vitesses différentes. C'est le cas notamment à l'emplanture de l'aile (fig. 2.24) et à la jonction empennage - fuselage où se rencontrent l'écoulement sur le fuselage et l'écoulement sur l'aile ou l'empennage. L'entrecroisement des filets d'air y provoque de la turbulence génératrice de traînée, que l'on peut atténuer en arrondissant les angles aux jonctions des différentes parties de la structure.

Fig 2.24

La traînée induite

La traînée induite est une traînée résultant de l'existence même de la portance des ailes. On sait que l'écoulement de l'air autour d'un profil d'aile produit une dépression sur l'extrados et une surpression sur l'intrados (v. § 2.5.3 et fig. 2.13).

On sait par ailleurs que l'air a toujours tendance à s'écouler d'une zone de haute pression vers une zone de basse pression. La figure 2.25 montre que l'air en surpression aux extrémités des ailes tend à s'écouler de l'intrados vers l'extrados en contournant les bouts d'ailes et en créant deux tourbillons appelés **tourbillons marginaux** (vortex).

Fig 2.25,2.26,2.27

Vu de l'arrière, le tourbillon marginal de l'aile gauche tourne dans le sens des aiguilles d'une montre et celui de l'aile droite en sens inverse (fig. 2.26).

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

L'énergie propre de ces mouvements secondaires est nécessairement empruntée à celle de l'écoulement général ; tout se passe comme si une traînée supplémentaire, appelée **traînée induite**, agissait sur l'avion.

Les tourbillons élémentaires induisent dans l'écoulement d'air une composante verticale de vitesse (V_i) dirigée vers le bas (vitesse induite). Celle-ci provoque une déflexion de l'écoulement vers le bas (downwash). La vitesse relative (V_r) qui existe en amont du bord d'attaque devient V_1 (Fig. 2.28). Par suite, l'angle réel d'incidence diminue d'un angle (α), généralement faible. La portance L_1 , qui est normale à V_1 , présente donc une composante verticale qui assure la sustentation de l'aile et une composante horizontale (la traînée induite) qui n'est pas forcément négligeable et qui s'ajoute à celle d'un écoulement bidimensionnel (v. § 2.8).

Fig 2.28

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

L'expérience montre également qu'elle est inversement proportionnelle à l'allongement (λ) de l'aile et au carré de la vitesse : **$D_i = K / V^2 \cdot \lambda$** , autrement dit **la traînée induite est d'autant plus grande que la vitesse est faible et que l'allongement de l'aile est faible.**

Les tourbillons marginaux constituent la TURBULENCE DE SILLAGE, particulièrement importante derrière les gros porteurs. Le fait qu'elle augmente avec le poids de l'avion et avec une diminution de la vitesse explique le danger qu'il y a, pour un avion léger, d'atterrir ou de décoller dans le sillage d'un gros porteur.

Il existe trois catégories de turbulences de sillage, définies en fonction de la masse maximum de l'avion (voir fascicule 4 - Réglementation) :

- L (Light) : jusqu'à 7 tonnes
- M (Medium) : plus de 7 tonnes et moins de 136 tonnes
- H (Heavy) : 136 tonnes et plus

Certaines précautions doivent être prises derrière un gros porteur (fig. 2.29 et 2.30) :

- **AU DECOLLAGE** : en l'absence de vent, la turbulence subsiste sur la piste et ne se dissipe que lentement. Il faut attendre au moins 3 minutes avant de décoller. S'il y a du vent transversal, la turbulence est entraînée hors de la piste et l'attente peut être réduite.

- **APRES LE DECOLLAGE** : adopter une trajectoire différente de celle de l'avion qui précède, en tenant compte de la direction du vent.
- **A L'ATTERRISSAGE** : il s'agit de situer les turbulences pour définir une pente d'approche et un point d'atterrissage dans une zone favorable.

Fig 2.29,2.30

Variation de la traînée totale en fonction de la vitesse

La traînée parasite D_p d'un avion, qui est la somme des traînées de frottement, de profil et d'interférence, varie avec la pression dynamique qui agit sur toutes les surfaces. Compte tenu de l'expression de la pression dynamique donnée au § 2.8.1, on peut considérer que la traînée parasite a pour expression :

$$D_p = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S_f$$

dans laquelle S_f serait une section fictive, perpendiculaire au vent relatif, donnant la même traînée que celle de l'avion.

On voit donc que la traînée parasite augmente comme le carré de la vitesse (fig. 2.31).

On estime généralement que la traînée parasite des ailes représente environ 50% de la traînée parasite totale de l'avion.

Fig 2.31

En vol horizontal, la portance (L) doit équilibrer exactement le poids (G) de l'avion, **quelle que soit sa vitesse** (v. § 2.3 - fig. 2.5). On doit donc avoir $G = L$ dans tout le domaine des vitesses de vol horizontal.

L'expression générale de la portance d'un profil donnée au § 2.8.1 ($L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S$) montre que si l'on diminue la vitesse, il faut augmenter le coefficient de portance C_L en augmentant l'angle d'attaque. Il en résulte une augmentation de la déflexion de l'écoulement derrière le bord d'attaque et une augmentation de la traînée induite (v. § 2.9.4 et fig. 2.28).

Comme on l'a déjà indiqué ci-dessus, l'expérience montre que la traînée induite est inversement proportionnelle à l'allongement (λ) de l'aile et au carré de la vitesse : $D_i = K / V^2 \cdot \lambda$

Fig 2.32,2.33

La variation de la traînée induite en fonction de la vitesse est schématisée à la figure 2.32.

La **traînée totale** étant la somme de la traînée parasite et de la traînée induite, il est aisé de construire le diagramme de cette traînée totale en fonction de la vitesse (fig.2.33), aussi bien pour l'aile seule que pour l'ensemble de l'avion.

- En A, l'avion vole à une vitesse très faible avec un grand angle d'attaque voisin de l'angle de décrochage. La traînée totale est élevée et essentiellement constituée d'une traînée induite.
- En B, l'avion vole à grande vitesse (petit angle d'attaque). La traînée est également élevée et essentiellement constituée d'une traînée parasite.
- En C, la traînée totale est minimum ; la traînée parasite et la traînée induite sont égales et l'avion vole à la vitesse caractéristique appelée "**vitesse de traînée minimum**". C'est donc pour cette vitesse que la traction nécessaire pour maintenir le vol horizontal est minimum. L'angle d'attaque est celui qui correspond à la finesse maximum (v. § 2.8.3 b).

Types d'ailes et de profils

Les caractéristiques aérodynamiques des ailes dépendent de leur profil, de leurs dimensions et de leur géométrie générale. Tous ces paramètres sont choisis par le constructeur en fonction des performances visées.

La figure 2.34 donne quelques exemples de profils utilisés.

Le profil A est un profil cambré qui donnent une bonne portance pour les ailes soumises à des vitesses relativement faibles. Le profil B, moins cambré et moins épais est utilisé pour des avions rapides.

Le profil C, biconvexe symétrique, est surtout utilisé pour la construction des plans fixes (profondeur et dérive).

Le profil D, dit profil laminaire, est utilisé aussi bien pour les avions supersoniques que pour certains planeurs.

La courbure (ou cambrure) et l'épaisseur du profil sont deux éléments qui jouent un rôle important dans les caractéristiques aérodynamiques :

- la portance maximum d'un profil augmente avec sa cambrure (courbure de sa ligne moyenne ou squelette , v. §2.4) et avec son épaisseur ;
- la traînée minimum augmente également avec la courbure et avec l'épaisseur ;
- généralement, les profils les plus fins sont des profils minces et de faible courbure.

Fig 2.34

La forme en plan et les dimensions relatives des ailes jouent également un rôle important. On a vu, par exemple que la traînée induite est inversement proportionnelle à l'allongement.

A surface portante égale, la finesse d'une aile augmente avec son allongement

Des ailes effilées, dont la profondeur aux extrémités est plus faible qu'à l'emplanture, réduisent également l'intensité des tourbillons marginaux et par conséquent, la traînée induite.

Un gauchissement de l'aile (washout), qui consiste à lui donner un angle de calage plus important à l'emplanture qu'aux extrémités, permet de faire varier l'angle d'attaque le long de l'envergure ce qui augmente la portance près du fuselage. Le décrochage des extrémités est retardé, ce qui permet de conserver une certaine efficacité des ailerons et, en tout cas, de diminuer la vitesse de décrochage.

Dispositifs hypersustentateurs

Un avion doit pouvoir voler à une grande vitesse en croisière mais aussi à faible vitesse en phase d'atterrissage et de décollage.

Ces deux objectifs sont contradictoires car une aile, qui a un bon rendement pour une vitesse donnée, voit ses performances diminuées pour toute autre vitesse.

La relation $L = C_L \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot S$ montre que la portance diminue avec la vitesse. Si l'on veut diminuer la vitesse en conservant la portance constante en vol horizontal, il faut augmenter l'angle d'attaque pour augmenter C_L . Or on a vu qu'il existe un angle d'attaque critique correspondant à la valeur maximum de C_L qui ne peut être dépassé sans provoquer le décrochage. Il existe donc une **vitesse minimale de sustentation**, vitesse de Stall (décrochage) qui, pour un poids donné G , vaut :

$$V_S = \sqrt{(2G) / C_{L \max} \cdot \rho \cdot S}$$

Si l'on veut conserver une portance suffisante à des vitesses inférieures à V_S on voit qu'il est nécessaire d'augmenter l'un des autres paramètres :

- soit ρ , la masse volumique de l'air, ce qui est impossible ;
- soit S , la surface alaire (avion à géométrie variable) ;
- soit C_L , le coefficient de portance.

Il existe différents dispositifs, dits hypersustentateurs, qui permettent de compenser une diminution de vitesse, en augmentant **CL**. Nous n'en citerons ici que les principaux modèles utilisés sur les avions légers. On les classe en deux groupes en fonction de leur mode d'action :

- les **fentes** dont l'effet est d'améliorer l'écoulement d'air sur l'extrados aux grands angles d'attaque pour retarder le décollement de la couche limite et par conséquent l'apparition du décrochage (fig.2.35) ;
- les **volets (flaps)** dont l'effet est principalement d'augmenter la portance et la traînée par modification de la courbure du profil (fig.2.36) .

Fente de bord d'attaque

(Fig. 2.35)

Ce dispositif comporte un volet ou bec (SLAT) qui est, en fait, un bord d'attaque mobile pouvant s'étendre sur toute la longueur de l'aile (fig. 2.35 - A). La commande du SLAT peut être manuelle ou automatique, comme sur les avions Morane.

Il utilise l'effet de fente (SLOT) qui supprime les tourbillons d'extrados aux grands angles d'attaque, ce qui permet d'augmenter CL et de diminuer V_s .

Aux petits angles d'attaque, les filets d'air qui s'écoulent de part et d'autre du bord d'attaque maintiennent le slat fermé. L'aile et le slat forment un seul profil.

Lorsque l'angle d'attaque augmente et que l'écoulement d'air turbulent décroche de la partie arrière de l'aile, le diagramme des dépressions sur l'extrados est brusquement modifié ; la dépression devient très grande sur la partie avant de l'aile et, si son ouverture est automatique, le SLAT est aspiré vers l'avant.

La fente (SLOT) qui se crée ainsi forme un couloir de section décroissante qui accélère l'écoulement d'air (effet Venturi) qui redevient laminaire (fig. 2.35 B). La portance augmente mais l'angle d'attaque est très grand et la position du nez de l'avion est très haute.

La figure 2.35 C montre l'effet du slat sur le coefficient de portance et l'angle de décrochage qui augmentent sensiblement. Il en résulte que la vitesse de décrochage sera sensiblement réduite.

Les slats automatiques s'ouvrent toujours au même angle d'attaque donc, en vol rectiligne, à une même vitesse. Par ailleurs, dans les virages serrés, les slats s'ouvrent à des vitesses plus élevées qu'en vol rectiligne. Ceci apparaîtra plus clairement après l'étude du vol en virage. (Chap. 19).

Fig 2.35

Volets de courbure (FLAPS)

Il s'agit de volets dont le braquage entraîne une augmentation de la cambrure du profil et de l'angle d'attaque (Fig. 2.36).

Fig 2.36

On distingue (Fig.2.37) :

- a) LE VOLET ORDINAIRE ou PLAIN FLAP constituant un bord de fuite mobile autour d'un axe fixe.
- b) LE VOLET A FENTE ou SLOTTED FLAP, qui subit une rotation, en même temps qu'une translation. A l'augmentation de la cambrure s'ajoute ainsi un effet de fente qui retarde le décollement des filets d'air sur le volet.

Fig 2.37

Les diagrammes de la figure 2.38 schématisent les effets des flaps :

- **les volets ordinaires** augmentent la portance et la traînée, pour un même angle d'attaque, mais l'angle d'attaque de décrochage diminue ;
- **les volets à fente** augmentent la portance, la traînée et l'angle de décrochage ;
- **le braquage des flaps** augmente à la fois la portance et la traînée. L'augmentation de la traînée est surtout sensible pour les grands angles de braquage. La polaire de l'aile est modifiée ; la sortie des flaps diminue la finesse maximum. La sortie et la rentrée des flaps modifient la position du centre de poussée et provoquent, selon le type d'avion, un couple cabreur ou piqueur.

Fig 2.38

Ces propriétés sont exploitées :

- **au décollage** : avec 10 à 15° de flaps, la portance nécessaire pour équilibrer le poids de l'avion est atteinte à une vitesse plus faible qu'en configuration lisse. La vitesse de décollage et la distance de roulement sont ainsi légèrement réduites.
- **en approche** : un braquage de 20 à 40° des flaps permet de réduire la vitesse tout en augmentant l'angle de descente.
- **à l'atterrissage** : pour réduire la vitesse de décrochage et la distance de roulement, grâce à l'augmentation de la traînée.
- **dans les phases de vol lent** : pour diminuer la vitesse de décrochage et réduire l'angle d'attaque, ce qui améliore la visibilité vers l'avant.

Volets d'intrados

(Fig. 2.39)

a) le "split-flap" est un volet placé à l'intrados, où il ne subit qu'une rotation et modifie la cambrure de l'aile ;

b) le "fowler-flap" est soumis à une rotation et une translation, créant une fente. L'augmentation de portance est due, dans ce cas, à l'effet de fente, à l'augmentation de cambrure et à l'augmentation de la surface alaire.

F1 CHAPITRE 3

Eléments d'aérodynamique

La mesure de la vitesse relative - l'anémomètre

Principe

Le principe de la mesure de la vitesse d'un avion est basé sur la loi de Bernoulli (voir §.2.5).

Dans un écoulement d'air supposé incompressible la pression totale (Pt) est la somme de la pression statique (Ps) et de la pression dynamique (Pd), celle-ci étant fonction de la vitesse et de la masse volumique de l'air ($Pd = \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$).
On a donc $P_s + P_d = P_t$.

La pression statique (Ps) est en fait la pression que mesurerait un manomètre qui se déplacerait avec l'écoulement de l'air, tandis que la pression dynamique est due à la vitesse de l'écoulement.

La pression totale (Pt) est la pression que l'on peut mesurer en un point d'arrêt de l'écoulement, c'est-à-dire un point de l'écoulement où la vitesse s'annule sur un obstacle ; c'est la pression d'arrêt ou d'impact.

Si l'on mesure (Pt) et (Ps) en vol, on peut en déduire, par différence, la pression dynamique ($Pd = Pt - Ps$) et la vitesse relative

$$V = \sqrt{2 P_d / \rho}$$

, à condition de connaître la masse volumique de l'air (ρ), à l'altitude de l'avion.

Cette vitesse s'appelle la **VITESSE AERODYNAMIQUE** ou **VITESSE PROPRE** (V_p) ou encore **VITESSE VRAIE** (**TRUE AIR SPEED = TAS**)

Eléments d'aérodynamique

La mesure de la vitesse relative - l'anémomètre

3.2

Prises de pressions

La pression extérieure est captée au moyen de tubes appelés "antennes anémométriques".

3.2.1

Pression statique

La plupart des avions possèdent une ou deux prises générales de pression statique située(s) sur une paroi parallèle à l'écoulement (fuselage) (Fig. 3.1) ; il s'agit d'une petite plaque percée d'un ou plusieurs trous (static port).

Ces prises sont reliées à 3 instruments : l'altimètre, l'anémomètre et le variomètre (Fig. 3.3). Souvent une prise de pression statique de secours existe dans le cockpit (alternate static source).

Fig 3.1 Prise statique

3.2.2

Pression totale

Elle est captée au moyen d'un dispositif appelé "tube dynamique" ou **TUBE DE PITOT**, qui consiste en un tube ouvert dans lequel la vitesse d'écoulement du vent relatif est réduite à zéro (Fig.3.2).

ig 3.2 Tube de Pitot

Le tube de Pitot est souvent placé sous une aile, de manière à se trouver aussi loin que possible des zones d'écoulement perturbé. Il est muni d'un système de chauffage électrique permettant d'éviter l'obstruction par givrage.

Sur certains avions, le tube de Pitot comporte également une ou plusieurs prises de pression statique latérales (Fig. 3.2).

La mesure de la vitesse relative - l'anémomètre

3.3

L'anémomètre

(FIG. 3.4 à 3.5)

3.3.1

Le boîtier

L'anémomètre souvent appelé "Badin", (nom du constructeur des premiers anémomètres), est constitué d'un boîtier étanche contenant une capsule anéroïde⁽¹⁾ où aboutit la pression totale, tandis que la pression statique règne dans le boîtier.

Les déformations de la capsule résultent de la différence de ces 2 pressions, et par conséquent de la seule pression dynamique (v. § 3.1). Elles sont amplifiées et transmises à l'aiguille de l'indicateur par le mécanisme schématisé à la Fig. 3.5 .

3.3.2

L'indicateur

(fig. 3.6)

L'indicateur de vitesse (AirSpeed Indicator = ASI) des avions légers comporte des arcs de couleurs codées permettant au pilote d'apprécier d'un coup d'oeil les limites de vitesse de certaines manoeuvres. Il peut être gradué en Noeuds (Kt), en Miles/heure (MPH) ou en Km/h.

1. ARC BLANC = VFO (Flap Operating range) = plage des vitesses d'utilisation des flaps.

- limite inférieure : V_{SO} (Stall speed 0) = vitesse de décrochage en configuration d'atterrissage (volets sortis au maximum, train d'atterrissage sorti s'il est rétractable, moteur au ralenti)
- limite supérieure : V_{FE} (Flap extended) = vitesse maximale autorisée, volets sortis.

2. ARC VERT (Normal Operating Range) = plage des vitesses en utilisation normale.

- - limite inférieure : V_{S1} (Stall Speed 1) = vitesse de décrochage en configuration lisse (volets rentrés et train rentré s'il est rétractable, moteur au ralenti).
- - limite supérieure : V_{NO} (Maximum Structural Cruising Speed) = vitesse maximale de croisière, **qui ne peut être dépassée qu'avec prudence et en air calme.**

3. ARC JAUNE (Caution Range) = plage des vitesses autorisées avec prudence en air calme.

Une augmentation brutale du facteur de charge (v. chap. 21) ou des turbulences pourrait provoquer des déformations permanentes de la cellule.

4. TRAIT ROUGE = VNE (Never Exceed Speed) = Vitesse à NE JAMAIS DEPASSER.

Le manuel de vol de chaque avion (OWNER'S MANUAL) définit également :

- - **LA VITESSE DE MANOEUVRE (VA)**, qui est la vitesse maximum à laquelle les commandes peuvent être défléchies complètement, sans excéder le facteur de charge maximum prévu (v. chap.21).
- - Une **vitesse maximale de départ** recommandée pour certaines figures telle que chandelle, huit lent, virage serré.

N.B.TOUTES LES LIMITES DE VITESSE INDIQUEES SUR L'ANEMOMETRE SONT DEFINIES POUR LE POIDS TOTAL MAXIMUM AUTORISE DE L'AVION (AUW = All-Up Weight).

⁽¹⁾ Contrairement à une opinion répandue, le qualificatif "anéroïde" ne signifie pas "vide d'air" mais "dont les déformations sont élastiques".

Les erreurs instrumentales - la vitesse corrigée (CAS ou RAS)

L'indication de l'aiguille de l'anémomètre doit être corrigée des erreurs inhérentes à la construction de tout instrument. Un tableau d'erreurs instrumentales devrait normalement accompagner l'anémomètre. **Théoriquement :**

La VITESSE INDIQUEE ou IAS (Indicated Airspeed) est l'indication lue sur l'anémomètre, corrigée des erreurs instrumentales.

En pratique, les erreurs instrumentales sont rarement connues, mais généralement faibles, et nous pouvons admettre que :

L'IAS EST LA VITESSE LUE SUR L'ANEMOMETRE

L'IAS est entachée d'une erreur dite "DE POSITION" ou "D'ANTENNE", due essentiellement aux perturbations de la pression statique résultant des mouvements de l'avion. L'erreur de position est fonction de l'IAS et de la configuration de l'avion (flaps et train rentrés ou sortis etc.). L'erreur de position du tube de Pitot peut généralement être considérée comme négligeable pour autant qu'il ne soit pas incliné de plus de 15 à 20° par rapport à la direction du vent relatif.

>

Le manuel de vol d'un avion donne toujours un tableau ou un diagramme de correction de l'IAS. L'IAS ainsi corrigée s'appelle indifféremment, pour les avions légers :

CAS = Calibrated Air Speed (1), ou RAS = Rectified Air Speed

On a donc :

CAS = IAS + correction de l'erreur de position.

Le tableau et le diagramme ci-dessous donnent des exemples de correction de l'IAS, tirés des manuels de vol d'un Cessna 150 et d'un Piper PA-28RT-201.

image

NB : Les abréviations KIAS et KCAS signifient que les vitesses IAS ET CAS sont exprimées en Noeuds (Knots)

On notera, dans ces exemples, que la vitesse corrigée (CAS ou KCAS) n'est pas très différente de la vitesse indiquée (IAS ou KIAS) dans la gamme des vitesses de croisière.

Pour le C-150, dont la vitesse indiquée en croisière est de 90 à 100 MPH, la CAS est de 91 MPH pour une IAS de 90 MPH et la CAS est égale à l'IAS pour 100 MPH.

Pour le PA-28, la différence entre la KCAS et la KIAS n'est que de 1 Kt pour une KIAS de 80 et de 2 Kt pour une KIAS de 182.

Ceci explique et justifie la pratique courante qui consiste à d'admettre que la vitesse corrigée est égale à la vitesse indiquée (CAS = IAS), dans la gamme des vitesses de croisière.

(1) On trouve également, chez certains auteurs, l'expression "Conventional Air Speed" pour désigner la CAS.

La vitesse vraie (TRUE AIR SPEED = TAS)

3.5.1

Etalonnage de l'anémomètre

On a vu que la pression dynamique (P_d) est fonction de la masse volumique de l'air (ρ) ; or celle-ci varie avec la pression (donc avec l'altitude) et avec la température. Il est donc impossible d'étalonner les anémomètres pour toutes les valeurs possibles de ρ . C'est pourquoi, par convention, **les anémomètres sont étalonnés en atmosphère standard au niveau de la mer (ISA - MSL)**, c'est-à-dire pour une pression atmosphérique de 1013,2 hPa et une température de +15 °C, conditions

pour lesquelles la masse volumique de l'air sec vaut $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$ et sa densité relative $\delta_0 = 1$ (voir fascicule 2 - Météorologie).

En conséquence, on peut dire que la CAS est l'indication que donnerait un anémomètre parfait branché sur des prises parfaites, volant au niveau de la mer en atmosphère standard :

$$\text{CAS} = \sqrt{2 P_d / \rho_0}$$

On a vu (§ 3.1) que la vitesse vraie est donnée par la relation : $\text{TAS} = V = \sqrt{2 P_d / \rho}$

qui fait intervenir la masse volumique **REELLE** de l'air (ρ). Le rapport TAS / CAS vaut donc :

$$\frac{\text{TAS}}{\text{CAS}} = \frac{\sqrt{2 P_d / \rho}}{\sqrt{2 P_d / \rho_0}} = \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$$

Comme (ρ_0 / ρ) est l'inverse de la densité relative de l'air (δ), il vient : $\text{TAS} = \frac{\text{CAS}}{\sqrt{\delta}}$

On voit que l'égalité TAS = CAS ne sera vérifiée que si $\delta = 1$, c'est-à-dire pour une altitude-densité égale à 0 (voir fascicule 2 - Météorologie).

3.5.2

Influence de la pression ou de l'altitude

On sait que la densité de l'air est fonction de sa pression et de sa température. En atmosphère standard (ISA), la densité diminue lorsque l'altitude augmente. En conséquence, pour une montée à CAS constante donc à IAS constante, la TAS augmente avec l'altitude.

Par exemple, en atmosphère standard (ISA), on obtient, en fonction de l'altitude-pression (1) :

à 0 ft : TAS = CAS
à 5000 ft : TAS = 1,078 CAS
à 10000 ft : TAS = 1,164 CAS

Si l'on se souvient que la portance et la traînée ont pour expression :

$$L = C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot \text{TAS}^2 \quad \text{et} \quad D = C_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot \text{TAS}^2$$

on peut constater, par exemple, qu'il faut une TAS de 107,8 kt à 5000 ft, en atmosphère standard, pour créer la même portance et la même traînée qu'une CAS de 100 kt au MSL.

La portance et la traînée diminuent avec la masse volumique de l'air mais l'équilibre $L = G$ (portance = poids) est maintenu grâce à l'augmentation de vitesse résultant de la diminution de la traînée.

En première approximation, on peut admettre, entre 0 à 10.000 ft en atmosphère standard, que la TAS augmente en moyenne d'environ 1,6% pour une augmentation d'altitude de 1.000 ft.

3.5.3

Influence de la température

A pression constante, la densité de l'air diminue lorsque la température augmente. Il faut donc appliquer à la TAS, une correction qui sera fonction de l'écart entre la température réelle et la température qui régnerait au niveau de l'avion en conditions standard.

On peut considérer en première approximation que la TAS augmente de 1% pour un écart de température positif de 5° C par rapport à la température standard.

Exemple :

Soit une CAS de 100 kt. La TAS à 10.000 ft, en atmosphère standard (température = - 5°C), sera de 116,4 kt comme on l'a vu ci-dessus. A la même altitude-pression, mais avec une température de + 5°C (ISA + 10), la TAS est augmentée de 2 % et devient $116,4 \times 1,02 = 118,7$ Kt.

Ces méthodes de calcul de la TAS ne sont évidemment pas très pratiques. On utilise de préférence le calculateur de vol (Flight Computer) dont la description et le mode d'utilisation sont donnés en annexe du fascicule 2 - Navigation.

3.5.4

Calcul de la TAS à l'aide du computer

(Fig. 3.7)

Pour calculer la TAS, il faut connaître l'altitude-pression et la température extérieure que l'on appelle souvent COAT (Corrected Outside Air Temperature) (2), ou ce qui revient au même, l'altitude-densité.

Connaissant la CAS (ou RAS), la température extérieure et l'altitude-pression, on détermine la TAS comme suit :

- dans la fenêtre marquée AIRSPEED, sur le disque intérieur, placer l'une en face de l'autre les valeurs de la COAT et de l'altitude-pression (Pressure-Altitude) ;
- sur l'échelle extérieure, lire la vitesse vraie (TAS) en regard de la vitesse corrigée (CAS) de l'échelle mobile intérieure.

Fig 3.7

Exemple :

Alt-pression = 10000 ft ;

COAT = -10°C ; CAS = 100 kt.

Résultat : TAS = 115,5 kt.

3.5.5

Anémomètre à affichage direct de la TAS

Certains anémomètres sont équipés d'un disque mobile qui fait apparaître, dans une fenêtre du cadran, une échelle d'altitude-pression se déplaçant le long d'une échelle fixe de température, et une échelle de vitesse (TAS) se déplaçant au bord de l'échelle fixe de l'IAS (Fig. 3.8).

Le pilote peut commander manuellement la rotation du disque mobile pour aligner l'altitude pression et la température extérieure ce qui permet de lire simultanément l'IAS sur l'échelle fixe et la TAS sur l'échelle mobile.

Ce dispositif réalise en fait la même opération que celle indiquée ci-dessus pour le computer.

Fig 3.8

(1) L'altitude-pression est l'altitude lue sur l'altimètre calé sur 1013,2 hPa (voir fascicule 2 - Météorologie).

(2) Il s'agit de la température extérieure corrigée pour les effets de la compressibilité de l'air mais ces effets sont négligeables pour les vitesses inférieures à 200 kt.

Utilisation de l'anémomètre pour le pilotage

La connaissance de la TAS est nécessaire en navigation pour estimer la vitesse/sol et le cap à suivre, mais elle n'est pas nécessaire pour le contrôle des différentes phases du vol, telles que la vitesse d'approche, de décollage, d'atterrissage ou de décrochage.

En effet, la portance nécessaire pour faire voler l'avion est toujours égale à son poids, soit :

$$G = L = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho \cdot S \cdot TAS^2$$

Or la pression dynamique mesurée par l'anémomètre est égale à $P_d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot TAS^2 = \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot CAS^2$

et l'équation ci-dessus peut s'écrire : $G = L = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho_0 \cdot S \cdot CAS^2$

On voit que la portance ne dépend plus que de C_L (donc de l'angle d'attaque) et de la CAS. **C'est donc la CAS qu'il faut contrôler, ou l'IAS puisque les erreurs de position ne dépendent pas de la densité de l'air.**

C'est la raison pour laquelle les vitesses caractéristiques données dans les manuels de vol sont des vitesses corrigées (CAS) ou des vitesses indiquées (IAS).

En conséquence, on retiendra que :

QUELLES QUE SOIENT LES CONDITIONS D'ALTITUDE, DE TEMPERATURE OU D'HUMIDITE, LES VITESSES INDIQUEES (IAS) OU CORRIGEEES (CAS) DE DECOLLAGE ET DE DECROCHAGE RESTENT LES MÊMES, DANS LES MÊMES CONFIGURATIONS ET AU MÊME POIDS.

Les pannes de l'anémomètre

L'anémomètre est un instrument capital pour le pilotage, il est donc important d'en connaître les principales anomalies de fonctionnement dues au blocage des prises de pressions qui peut se produire par givrage ou encrassement.

3.7.1

Blocage de la prise de pression statique

On peut se rendre compte du blocage de la prise statique lorsque, par exemple, l'ALTIMÈTRE et le VARIOMÈTRE restent invariables alors qu'on se trouve en montée ou en descente, mais la panne est indécélable si l'avion reste en palier.

Si P_{sb} est la pression statique dans le boîtier et P_{se} la pression statique extérieure, la pression totale dans la capsule vaut $P_t = P_d + P_{se}$ et l'IAS correspond à une pression dynamique mesurée $P_m = (P_d + P_{se}) - P_{sb}$.

En fonctionnement normal, on a $P_{se} = P_{sb}$ et $P_m = P_d$.

Supposons que le blocage se produise à une altitude où règne une pression statique $P_{se} = P_{sb} = 800$ hPa, et descendons à une altitude où la pression extérieure serait, par exemple 1000 hPa. L'anémomètre mesurera alors une pression dynamique $P_m = P_d + 1000 - 800 = P_d + 200$ hPa et l'IAS sera surestimée.

Ce sera évidemment l'inverse à une altitude supérieure à celle où s'est produit le blocage.

Conclusion : IL Y A DANGER A LA DESCENTE CAR L'IAS SERA DE PLUS EN PLUS SURESTIMEE

Remède : En l'absence d'une source alternative à l'intérieur du cockpit, on peut casser la vitre du variomètre, ce qui rétablira une pression statique égale à celle qui règne dans le cockpit. Si l'avion n'est pas pressurisé, la pression statique dans le cockpit

est légèrement inférieure à la pression statique extérieure, en raison de l'effet Venturi de l'écoulement de l'air sur le fuselage, et l'IAS sera légèrement surestimée.

3.7.2

Blocage de la prise de pression totale (Pitot)

On peut se rendre compte d'un tel blocage quand les variations du régime du moteur n'ont plus aucune influence sur l'IAS.

Il n'est pas rare que le tube de Pitot soit visité par des insectes lorsque l'avion est au sol, d'où la nécessité de le protéger par un "cache-Pitot", qui doit évidemment être enlevé avant le décollage. Si le cache-Pitot est en place au moment du décollage, l'anémomètre indiquera constamment IAS = 0 !

Si l'entrée du Pitot est obstruée mais que le trou d'évacuation d'eau est libre (v. fig. 3.3), l'IAS devient 0 !

Si le blocage est total (entrée et évacuation d'eau) et s'il se produit à une altitude x , la pression totale dans la capsule restera égale à celle qui existait avant la panne et l'IAS ne sera plus fonction que de la pression statique, donc de l'altitude. A une altitude $y > x$, la P_s diminue et l'IAS augmente ce qui incitera le pilote à la réduire ; à l'inverse l'IAS diminue en descente ce qui incitera le pilote à l'augmenter.

IL Y A DONC IMPOSSIBILITE DE DETERMINER UNE VITESSE CORRECTE.

Remède :

- vérifier le fonctionnement du réchauffage du Pitot ;
- si ceci est sans effet, prendre les précautions nécessaires pour éviter le décrochage en montée ou la survitesse en approche. Ces précautions consistent à adopter le régime et l'attitude correspondant à la vitesse souhaitée, car celle-ci n'est fonction que de la puissance appliquée et de l'angle d'incidence. (v. chap. 14 à 17).

3.7.3

Blocage des 2 prises de pressions

Il s'agit d'un cas rarissime où l'IAS indiquée restera inchangée par rapport à celle existant au moment du blocage.

Le vent et les vitesses de l'avion

La notion de vitesse relative n'est pas toujours correctement perçue. Il importe cependant que le candidat pilote en ait une notion claire et précise. Rappelons donc quelques points importants :

- l'avion vole grâce à la portance créée par sa **VITESSE PROPRE**, ou **RELATIVE**, c'est-à-dire **sa vitesse par rapport à la masse d'air dans laquelle il évolue (TAS)**.
- cette masse d'air, quant à elle, peut très bien se déplacer par rapport au sol (**VENT METEOROLOGIQUE**) sans que cela change quoi que ce soit à la vitesse propre de l'avion. Autrement dit :

LA VITESSE PROPRE D'UN AVION (TAS) EST INDEPENDANTE DU VENT METEOROLOGIQUE

- exactement comme la vitesse propre d'un voyageur marchant à 5 km/h dans le couloir d'un train est totalement indépendante de la vitesse du train.

Par contre le **VENT METEOROLOGIQUE**, c'est-à-dire le déplacement de la masse d'air par rapport au sol, affecte la vitesse de l'avion **PAR RAPPORT AU SOL** (Ground Speed). En effet, dans le cas du voyageur marchant dans le couloir d'un train, avec une vitesse propre de 5 km/h, il est facile de comprendre que :

- si le train roule à une vitesse de 50 km/h. dans le même sens que le voyageur, la vitesse de celui-ci PAR RAPPORT AU SOL sera $50 + 5 = 55$ km/h ;
- inversement, si le train roule à 50 km/h dans le sens inverse de la marche du voyageur, la vitesse de celui-ci PAR RAPPORT AU SOL sera $50 - 5 = 45$ km/h.

On voit, dans ce cas, que la VITESSE/SOL du voyageur peut même être nulle si sa vitesse propre est égale et opposée à celle du train.

Tout se passe exactement de la même manière pour l'avion :

SA VITESSE/SOL DEPEND DE LA VITESSE ET DE LA DIRECTION DU VENT METEOROLOGIQUE

Illustrons ceci par un exemple numérique (Fig. 3.9) :

Soit un avion volant à une vitesse propre (TAS) de 150 kt avec un VENT ARRIERE de 30 kt. Sa vitesse/sol (GROUND SPEED) sera : $150 + 30 = 180$ kt. En effet, pendant que l'avion parcourt 150 Nm en une heure dans la masse d'air, celle-ci se sera déplacée, dans le même temps de 30 Nm, dans la même direction.

De la même manière, si cet avion se déplace dans un "VENT DEBOUT" de 30 kt, sa vitesse propre (TAS) et sa vitesse indiquée (IAS) resteront inchangées, mais sa vitesse/sol (GS) deviendra : $150 - 30 = 120$ kt.

FIG 3.9

Nous renvoyons au fascicule 2 - Navigation pour l'étude du cas le plus fréquent où la direction du vent est différente de celle de l'avion.

Ce qui précède permet de comprendre également l'intérêt du décollage "FACE AU VENT". Considérons en effet un avion, prêt à décoller, face à un vent de 15 kt. Bien qu'il soit à l'arrêt (vitesse/sol = 0), sa vitesse relative (TAS) est déjà égale à celle du vent, soit 15 kt.

Si sa vitesse propre de décollage est de 50 kt, la vitesse/sol à atteindre pour décoller ne sera plus que de $50 - 15 = 35$ kt. Il est évident que la distance à parcourir est plus courte pour atteindre 35 kt que 50 kt. En conclusion :

LA DISTANCE DE ROULEMENT AU DECOLLAGE SERA TOUJOURS D'AUTANT PLUS COURTE QUE LE VENT DE FACE SERA PLUS FORT.

Au contraire, la distance de décollage serait considérablement augmentée en cas de décollage avec "vent arrière" (v. chap. 17).

De même, l'atterrissage face au vent se fera avec une vitesse/sol réduite, diminuant ainsi la distance de roulement nécessaire pour immobiliser l'avion (v. chap.18).

NB. Le vent n'est pas le seul paramètre qui intervient dans les performances au décollage et à l'atterrissage. Nous avons vu, dans ce qui précède, que l'altitude et la température interviennent dans la détermination de la TAS. Plus l'altitude et la température augmentent, plus la TAS augmente. Les distances de décollage et d'atterrissage seront plus longues.

Nous reviendrons sur ce problème aux chapitres 17 et 18.

