

L'avion, comment ça vole ?



"Ce document est tiré d'un travail réalisé par des ingénieurs de Dassault-Aviation dans le cadre d'un programme de vulgarisation de connaissances générales de l'avion vers des salariés de l'entreprise non formés aéronautiquement..."

SOMMAIRE

1. TABLE DES ILLUSTRATIONS	4
2. INTRODUCTION	5
2.1 Naissance de l'aéronautique	5
2.2 Les forces en présence	7
2.3 Piloter son avion.....	7
3. LA PROPULSION	9
3.1 Les moteurs	9
3.1.1 Principe général du fonctionnement.....	9
3.1.2 Principaux types de propulseurs à réaction	9
3.1.3 Intérêt et limites de la propulsion à réaction.....	14
3.1.4 Les moteurs du futur.....	15
3.2 Les inverseurs de poussée.....	16
3.2.1 Introduction.....	16
3.2.2 Présentation de l'inverseur de poussée	16
3.2.3 Les différents types d'inverseurs.....	17
4. POIDS REEL, POIDS APPARENT - FACTEUR DE CHARGE	20
5. RESULTANTE AERODYNAMIQUE ET CENTRE DE POUSSEE POUR UN PROFIL	22
5.1 Mise en évidence des forces aérodynamiques	22
5.2 Les effets de l'écoulement de l'air.....	22
5.2.1 Forces de frottement.....	22
5.2.2 Forces de pression	23
5.2.3 Résultante aérodynamique et Centre de Poussée.....	23
5.3 Autres définitions.....	24
5.4 Influence de l'incidence sur la résultante aérodynamique	25
5.5 Autres facteurs d'influence sur la résultante aérodynamique	26
5.6 Effets des gouvernes de voilure	26
5.6.1 Effet aérodynamique d'une gouverne de bord de fuite.....	27
5.6.2 Effet aérodynamique d'un dispositif de bord d'attaque	27
5.6.3 Effet aérodynamique de l'aérofreinage	27
6. DU PROFIL A L'AVION COMPLET	28
6.1 Le rôle de l'empennage sur un avion classique	28
6.1.1 L'empennage horizontale.....	28
6.1.2 L'empennage vertical.....	29
6.2 Stabilité, instabilité d'un avion.....	29
7. LE PILOTAGE DE L'AVION	31
7.1 Pilotage en roulis.....	31
7.2 Pilotage en tangage	31
7.3 Pilotage en lacet.....	32
7.4 Les instruments de pilotage.....	32

1. TABLE DES ILLUSTRATIONS

Figure 1 : L'Eole de Clément Ader	5
Figure 2 : L'avion des frères Wright	6
Figure 3 : Les forces en présence.....	7
Figure 4 : La bicyclette du ciel : beaucoup d'efforts pour rien.....	7
Figure 5 : Principe de la propulsion à réaction	9
Figure 6 : Principe du statoréacteur	10
Figure 7 : Principe du pulsoréacteur	10
Figure 8 : Principe du turboréacteur simple flux	11
Figure 9 : Principe du turboréacteur double flux.....	12
Figure 10 : Principe de la postcombustion	13
Figure 11 : Principe du turbofan.....	13
Figure 12 : Principe du turbopropulseur	14
Figure 13 : Les inverseurs de poussées	16
Figure 14 : Inverseurs à porte pivotante.....	17
Figure 15 : Inverseurs à cascade.....	18
Figure 16 : Inverseurs à obstacles	19
Figure 17 : Le facteur de charge	20
Figure 18 : Les forces aérodynamiques.....	22
Figure 19 : La résultante aérodynamique.....	23
Figure 20 : Définitions aérodynamiques.....	24
Figure 21 : Influence de l'incidence.....	25
Figure 22 : Caractéristique d'un profil	25
Figure 23 : Autres facteurs d'influence aérodynamique.....	26
Figure 24 : Rôle de l'empennage vertical	29

2. INTRODUCTION

2.1 Naissance de l'aéronautique

Les aérostats (pilotes de ballon) connaissent le milieu aérien depuis la fin du 18^{ème} siècle, avec la première ascension de Pilâtre de Rozier, accompagné du Marquis d'Arlandes, le 21 novembre 1783 à bord de la montgolfière, conçue par les frères Montgolfier.

Le terme aérostat vient de la composition des mots grecs *aër* et *statos* signifiant "qui se tient en l'air", on peut en comprendre facilement le principe.

Ces ballons utilisent la possibilité de mettre dans une enveloppe du gaz ou de l'air chaud (cas de la Montgolfière) plus léger que l'air ambiant dans lequel elle évolue.

D'après le fameux théorème d'Archimède, cette enveloppe reçoit de la part, de l'air ambiant une poussée exercée de bas en haut, égale au poids de cet air ambiant déplacé. Cette poussée supérieure au poids de l'air chaud ou du gaz contenu dans l'enveloppe fait donc monter le ballon. Pour redescendre, il suffit de chasser le gaz ou l'air chaud de l'enveloppe et de le remplacer par l'air ambiant.

Entre les deux, le pilotage du ballon se fait au gré des vents.

Les meilleurs aérostats utilisent les rotations des vents avec l'altitude pour pouvoir rejoindre des points prévus, voire effectuer des circuits fermés.

Ainsi, ce premier mode de transport aérien met en évidence des conditions de maîtrise de vol et de choix du trajet extrêmement difficiles, voire impossibles à gérer.

Dès lors, comment concrétiser les premières théories avant-gardistes, telles celles du mythe d'Icare ou encore celles des machines volantes de Léonard de Vinci, s'appuyant sur une maîtrise du vol copiée sur celle des oiseaux ?

Le premier chercheur à franchir le pas de la théorie à la pratique est un anglais : Sir Georges Cayley.

Au début du 19^{ème} siècle, il définit les principes qui permettront à un aéronef de voler :

- la nécessité de le munir de commandes de vol ;
- les ailes seront fixes ;
- il sera propulsé par un moteur léger avec une hélice.

Il met au point un planeur, d'apparence dérivée de celle des cerfs-volants, qu'il fera décoller en 1850 tiré par un sandow.

En décembre 1856, Jean-Marie Lebris, fait décoller à son tour, sur une plage bretonne, un planeur emmené sur une charrette face à un fort vent.

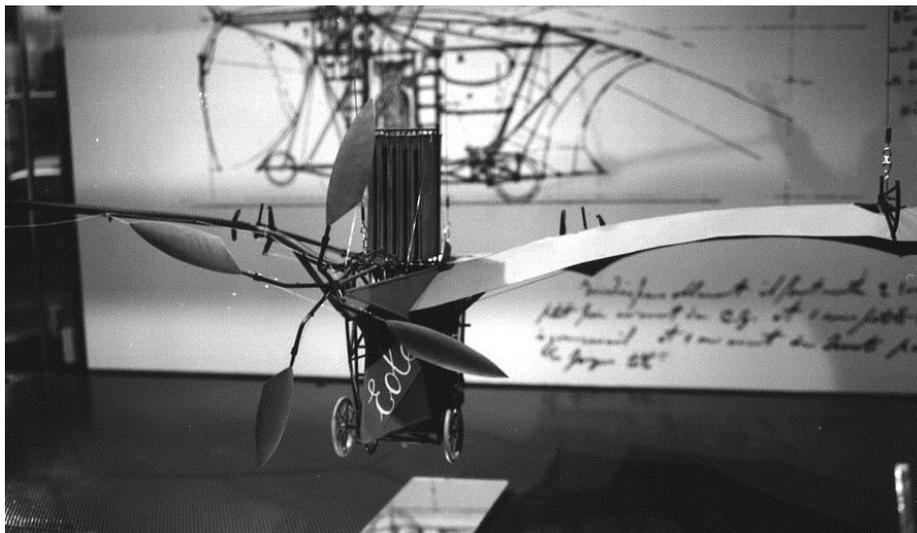


Figure 1 : L'Eole de Clément Ader

Il faut attendre 1890 pour que Clément Ader détruise le mur du plus lourd que l'air en s'envolant (en secret, puisque c'est un projet financé par l'armée) à bord de son Eole (dieu du vent dans la mythologie grecque).

Cet "avion" (Ader est le premier à utiliser ce terme dérivé d'avéo, oiseau en latin) est propulsé par un moteur à vapeur et muni d'une voilure qui reproduit à grande échelle l'aile d'une chauve-souris.

Il franchit une distance de 50 m à 20 cm du sol, en ligne droite.

Dans le même temps, un allemand, Otto Lilienthal conçoit entre 1891 et 1896 des planeurs qu'il utilise en vol plané sur la pente d'une colline artificielle. Il pilote ses modèles en déplaçant son corps, comme le font des deltaplanes actuels.

En parallèle, à partir de 1900, le comte Ferdinand Von Zeppelin étudie un domaine à mi-chemin entre les ballons et les avions et construit ainsi les premiers ballons dirigeables, constitués d'une enveloppe souple ou rigide renfermant du gaz (au début de l'hydrogène mais remplacé dans les années trente par de l'hélium moins dangereux).

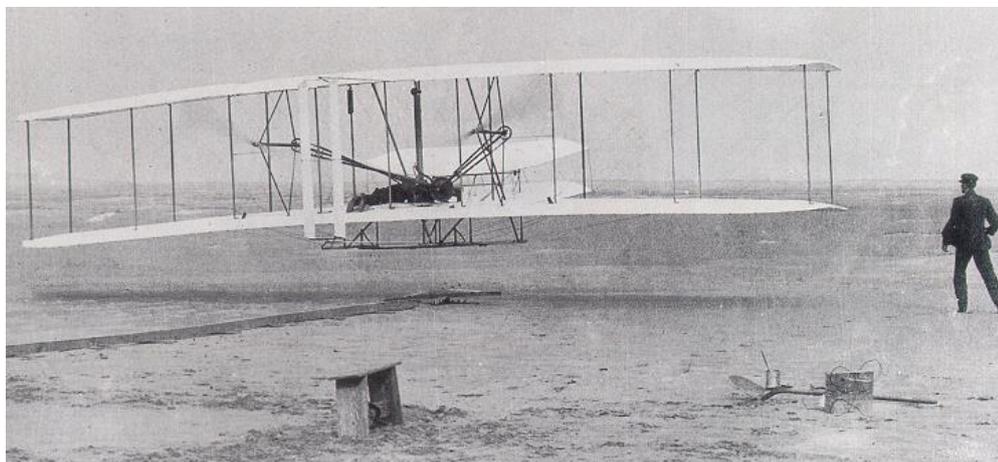


Figure 2 : L'avion des frères Wright

En réponse à ces percées importantes dans le domaine du vol dirigé, les frères Wright font voler, en Caroline du nord, le long des dunes, un planeur transformé en avion (moteur de 16 cv). L'engin décolle et effectue plusieurs vols rectilignes en décembre 1903, soit 13 ans après l'exploit de l'Eole.

Cet avion est le premier à utiliser les prémices des gouvernes actuelles : gauchissement de la voilure et profondeur canard.

Les frères Wright réussissent rapidement à boucler des circuits fermés affichant leur maîtrise du vol. Les démonstrations qu'ils viennent faire en Europe et notamment en France suscitent l'enthousiasme et font de nombreux adeptes.

De plus en plus de constructeurs se penchent sur le sujet et les progrès vont venir très rapidement. L'avion est appelé à devenir le principal aéronef utilisé dès l'aube de la première guerre mondiale.

Expériences heureuses ou malheureuses de cette époque à nos jours, toutes ont permis depuis d'améliorer, pour ces engins :

- les performances (toujours plus haut, plus loin, plus vite) ;
- la sûreté de leur fonctionnement (disponibilité, sécurité, fiabilité...).

2.2 Les forces en présence

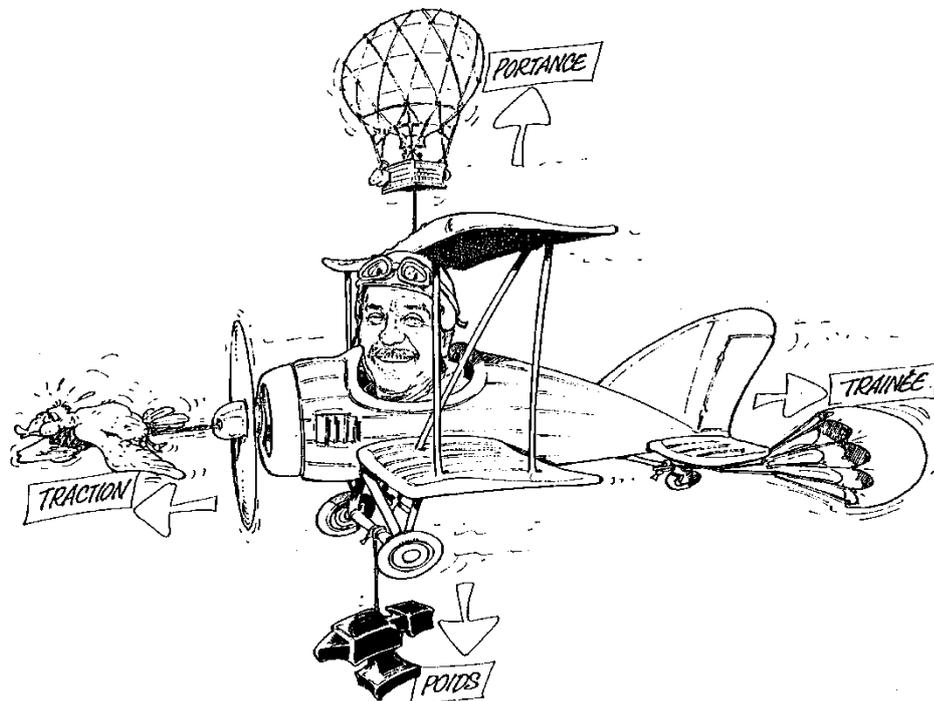


Figure 3 : Les forces en présence

Les forces que subit globalement un avion lors de son déplacement et que l'on connaît de façon intuitive, se rangent en deux catégories :

- les forces à effet "négatif" :
 - ♦ le poids : tout objet subit l'attraction terrestre,
 - ♦ la traînée : le frein qui s'oppose au déplacement,
- les forces à effet "positif" :
 - ♦ la portance : force moins intuitive mais qui doit bien exister pour qu'un avion tienne en l'air,
 - ♦ l'effet du moteur qu'on appellera, de façon simplifiée, poussée mais qui peut en fait revêtir deux formes selon le type de motorisation :
 - traction lorsque l'avion est tiré par son moteur,
 - propulsion lorsque l'avion est poussé par celui-ci.

Avant de réussir à voler, il a fallu comprendre leur origine, les maîtriser puis diminuer les premières au profit des secondes.

C'est ce qu'ont réussi Clément Ader et les frères Wright.

2.3 Piloter son avion



Figure 4 : La bicyclette du ciel : beaucoup d'efforts pour rien

Pour pouvoir se maintenir en vol, il faut au moins assurer l'équilibre entre les quatre forces définies précédemment :

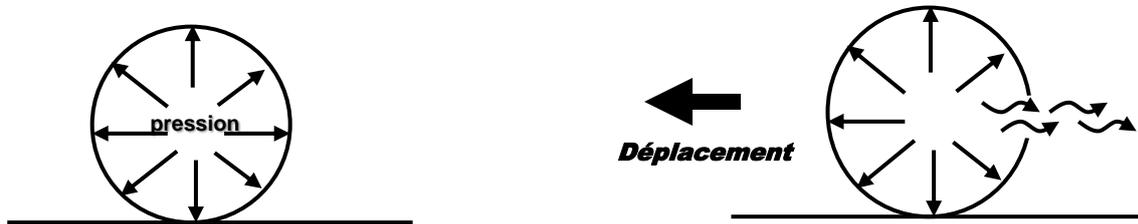
- Portance = Poids
- Poussée = Traînée

Mais le pilotage, c'est non seulement voler, mais aussi se diriger en l'air, c'est à dire monter, descendre et virer à droite ou à gauche. Le seul moyen d'y arriver est de détruire momentanément cet équilibre, en modifiant une des quatre forces, puis de retrouver cet équilibre lorsqu'on est sur la nouvelle trajectoire. Le pilotage d'un avion consiste donc à faire varier (au sens large : en direction et / ou en quantité) l'une de ces forces.

En fait, sur ces quatre forces, le pilote ne jouera pas sur le poids (à la différence des ballons ou des sous-marins, par exemple) mais sur la traction / propulsion (par le biais d'une manette des gaz) ou sur la portance ou la traînée.

3. LA PROPULSION

3.1 Les moteurs



3.1.1 Principe général du fonctionnement

Figure 5 : Principe de la propulsion à réaction

Une sphère remplie de gaz comprimés reste immobile : la résultante des forces de pression est nulle. Si un orifice est ouvert, les forces qui sont à l'opposé de l'orifice ne sont plus équilibrées :

- la paroi exerce sur les gaz une certaine "action" qui les éjecte et leur communique une énergie cinétique,
- les gaz exercent sur la paroi une "réaction" (force égale et opposée à l'action) qui crée l'énergie de propulsion et provoque le déplacement de la sphère (tant que la pression interne des gaz est suffisante).

Un propulseur à réaction devra donc se composer essentiellement :

- d'un générateur de gaz qui fournit les gaz sous pression,
- d'un système d'éjection plus ou moins compliqué en fonction de la pression des gaz (convergent simple ou convergent-divergent pour les réacteurs ; convergent-divergent pour les fusées).

Ce propulseur peut :

- générer ses propres gaz : c'est le principe des moteurs fusés,
- augmenter l'énergie cinétique de gaz entrant en augmentant leur vitesse d'éjection et leur température.

Dans le deuxième cas, on peut admettre en première approximation :

📖 Définition : *Poussée nette = débit masse d'air x (Vitesse d'éjection des gaz brûlés - Vitesse vraie de l'avion)*

3.1.2 Principaux types de propulseurs à réaction

On peut distinguer deux catégories de propulseurs selon le type d'énergie fournie par la réaction.

3.1.2.1 Propulseur à réaction directe

📖 Définition : *Les propulseurs à réaction directe fournissent "directement" des gaz comprimés et de l'énergie cinétique à partir d'une réaction chimique entre un comburant et un carburant. Ils sont générateurs de poussée.*

Certains de ces propulseurs utilisent comme comburant l'air ambiant :

- les statoréacteurs ;
- les pulsoréacteurs ;
- les turboréacteurs.

D'autres comme les moteurs fusée utilisent leur propre comburant (Oxygène liquide par exemple). Avec le carburant (hydrogène liquide ou kérozène, par exemple), ces éléments réactifs, appelés propergols, sont stockés dans la fusée.

3.1.2.2 Propulseur à réaction indirecte

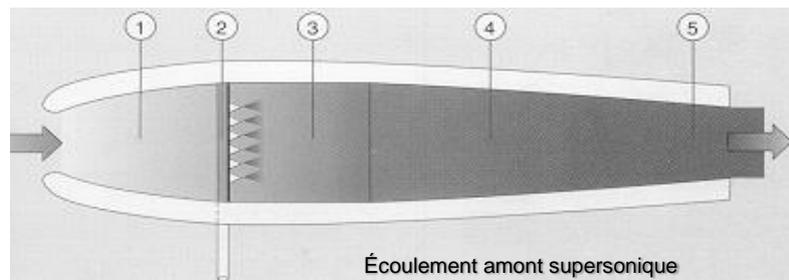
📖 Définition : *Les propulseurs à réaction indirecte produisent de l'énergie mécanique "intermédiaire" transmise par un arbre à une hélice. On transforme ainsi de l'énergie chimique en énergie mécanique puis en énergie cinétique. Ces moteurs sont générateurs de traction.*

Ces propulseurs peuvent être :

- des moteurs à piston classiques (avions légers) ;
- des turbopropulseurs.

3.1.2.3 Le statoréacteur

Figure 6 : Principe du statoréacteur



La forme la plus simple du moteur à réaction est le statoréacteur. Il n'a aucune partie mobile. C'est un simple canal qui, s'il est placé dans un écoulement supersonique, réalise par sa forme appropriée, dans l'ordre :

- un ralentissement du flux et donc une compression des gaz (entrée d'air divergente) avec réchauffement ;
- une inflammation spontanée du carburant injecté dans la chambre de combustion ;
- une accélération-détente des gaz brûlés en sortie au travers d'une tuyère convergente.

Gros avantage du statoréacteur : plus il va vite plus il pousse. En effet, plus il va vite plus les gaz sont comprimés à l'entrée et meilleur est le rendement. Son gros inconvénient, il faut d'abord l'amener à une vitesse supersonique pour l'allumer et le faire fonctionner. Il ne peut donc fonctionner pour la phase de décollage.

3.1.2.4 Le pulso réacteur

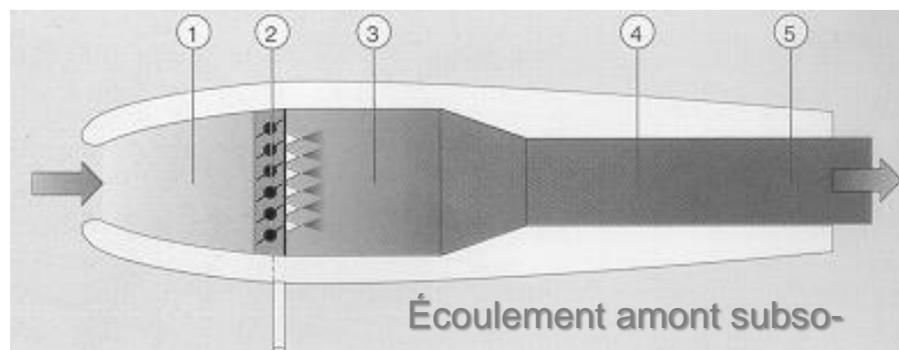


Figure 7 : Principe du pulso réacteur

Pour palier le problème de l'inefficacité en subsonique, les ingénieurs ont ajouté au statoréacteur un système à volets (clapets mobiles) en amont des injecteurs de carburant.

Ces clapets se ferment lorsque les gaz tentent de remonter vers l'avant et se rouvrent quand la pression chute en aval. A condition de le lancer à une vitesse d'une dizaine de kilomètres à l'heure, on obtient à l'intérieur, un système d'ondes pulsées entretenues. C'est un statoréacteur qui n'en finit pas d'avoir des ratés... il fait un bruit effrayant.

Il fut utilisé sur la bombe volante V1 pendant la seconde guerre mondiale. Pour l'allumer, il était lancé depuis une rampe par une catapulte. Ce V1 volait à 500 km/h.

3.1.2.5 Le turbo réacteur à simple flux

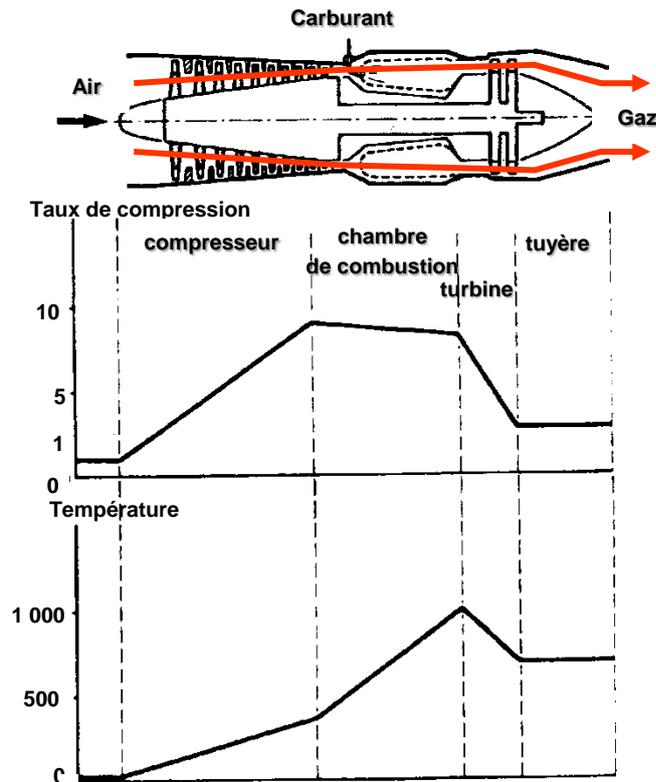


Figure 8 : Principe du turbo réacteur simple flux

Le turbo réacteur à simple flux est constitué dans l'ordre de passage du flux :

- d'un compresseur ;
- d'une chambre de combustion ;
- d'une turbine ;
- d'une tuyère d'éjection.

Le compresseur est composé de plusieurs étages. A chaque étage, une roue composée d'ailettes (30 à 80 par roue), tourne et comprime l'air comme un ventilateur. Entre chaque étage de compresseur, un jeu d'ailettes fixes redresse le flux mis en rotation par la roue précédente.

Le taux de compression (rapport des pressions d'entrée et de sortie du compresseur) peut atteindre des rapports de 1 à 30. La température de l'air s'élève à chaque compression et atteint 400°C devant la chambre de combustion. Dans cette dernière les gaz sont portés à 1300°C environ.

En sortie de la chambre à combustion, les gaz brûlés sont détendus au travers d'une turbine, reliée au compresseur, puis d'une tuyère.

Définition : *Le réacteur est dit "à simple flux" lorsque la totalité de l'air aspiré par le compresseur passe par la chambre de combustion et la turbine.*

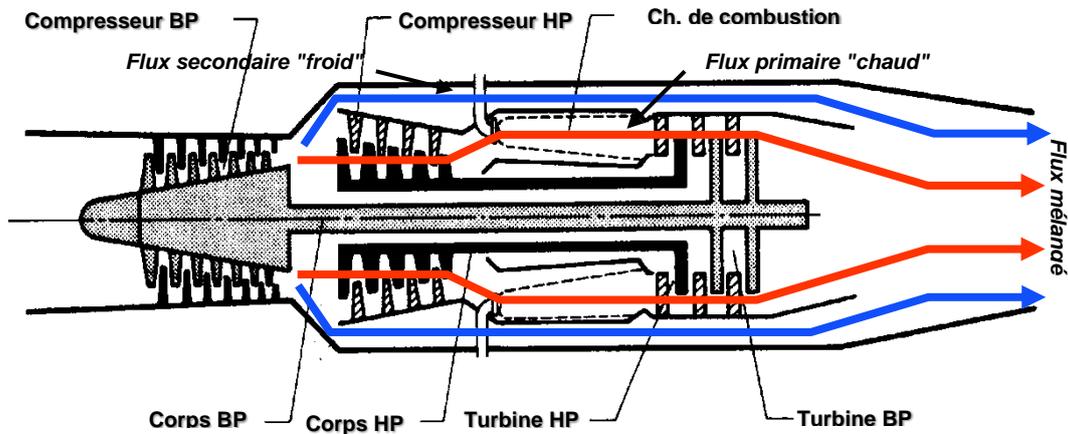
Ce réacteur a deux inconvénients majeurs :

- une consommation excessive de carburant ;
- un bruit très important dû à la vitesse d'éjection supersonique des gaz brûlés et aux parties tournantes.

Le SNECMA ATAR (du SMB2 au Mirage III) est un exemple de réacteur simple flux. Avec ce réacteur, et sans utiliser la PC, le SMB2 de pré-série a franchi le mur du son lors de son premier vol en mai 1956.

3.1.2.6 Le réacteur à double flux

Figure 9 : Principe du turboréacteur double flux



a) Intérêt

Le problème de forte consommation et de bruit excessif a pu être résolu en développant des réacteurs à double flux.

📖 Définition : Dans un réacteur double flux :

- seule une partie de l'air entrant - le flux primaire ou flux chaud - traverse la chambre de combustion et la turbine ;
- l'autre partie - le flux secondaire ou flux froid - est comprimée puis envoyée dans une tuyère commune aux deux flux ou éjectée dans une tuyère séparée.

Dans ce type de réacteur, la quantité de carburant nécessaire à la combustion du flux primaire est forcément moins importante et le flux secondaire contournant le générateur d'air chaud en étouffe le bruit.

Les réacteurs double-flux sont caractérisés par :

- le taux de compression du flux secondaire ;
- le taux de dilution : rapport du débit-masse d'air secondaire sur le débit-masse d'air primaire (de 0 - simple flux - à 5 ou 6).

b) Réacteurs multi-corps

La compression et la détente dans la turbine peut se faire :

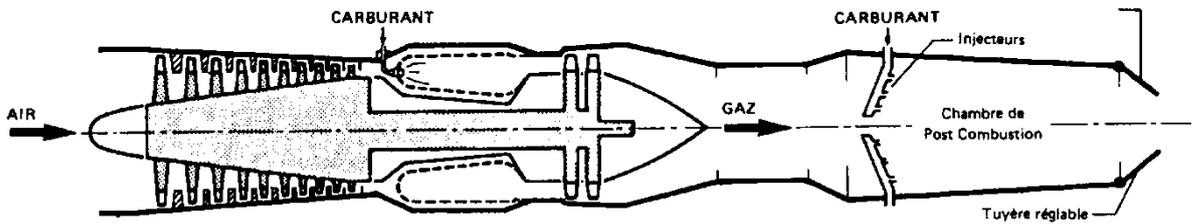
- en une seule étape : le réacteur est monocorps, la turbine et le compresseur ne forme qu'une unique partie tournante ;
- en plusieurs étapes : le réacteur est double corps (2 étapes) ou triple corps (3 étapes).

Dans ce second cas, le flux entrant traverse un premier compresseur dit "basse pression" (compresseur BP). Dans un réacteur à double flux, c'est à ce niveau que la séparation va se faire entre les deux flux primaires et secondaires. Ensuite, le flux primaire est comprimé dans un compresseur dit "haute-pression" (compresseur HP). A la sortie de la chambre de combustion, il traverse une première turbine dite "haute pression", reliée au compresseur HP puis une turbine dite "basse pression" reliée au compresseur BP.

Les taux de compression passent de entre 6 et 14 pour les monocorps, à entre 10 et 30 pour les multi-corps.

3.1.2.7 La postcombustion

Figure 10 : Principe de la postcombustion



Pour augmenter la poussée d'un réacteur, on peut brûler un supplément de carburant dans les gaz d'échappement de la turbine, c'est le principe de la postcombustion. Des températures de 1 800°C peuvent être atteintes.

Un avion supersonique a besoin de ce supplément de poussée au décollage et pour traverser la zone du transsonique (Mach=1).

Par exemple, Concorde utilise la postcombustion entre Mach 0,9 et Mach 1,7. La postcombustion, ayant un rendement très faible, est très gourmande en carburant. Concorde consomme ainsi au décollage 80 tonnes de kérosène à l'heure avec les réchauffes allumées. Les réchauffes procurent environ 25% de poussée supplémentaire, soit l'équivalent d'un 5ème réacteur supplémentaire. Avec ce système, le Concorde atteignait 275 000 ch à Mach 2.

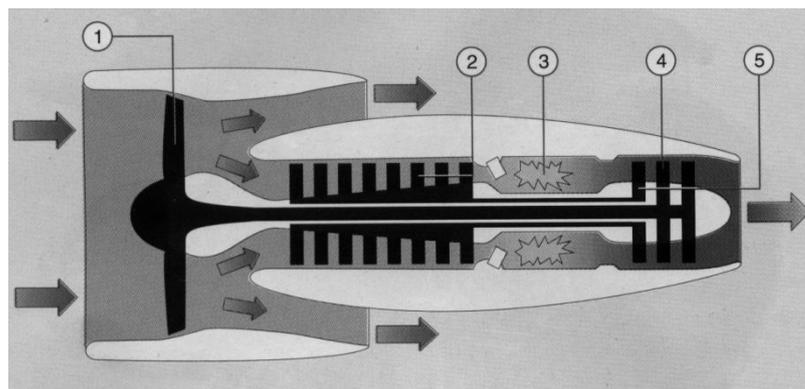
Rapporté à la masse, 1 ch de Concorde emmène 600g contre 12 kg sur le Blériot 11 (moteur Anziani de 25 chg) qui a traversé la manche en 1909.

Le Rafale est doté de 2 SNECMA M88 de 7,14 tonnes de poussée chacun, sans la postcombustion et de 10, 71 tonnes avec. Les 2 réchauffes lui donnent l'équivalent d'un troisième réacteur.

Dans ce type de moteur, les différentes conditions d'extraction des gaz brûlés impliquent d'avoir une géométrie de tuyère d'échappement modifiable. De la même façon, l'entrée d'air doit être capable de fournir au compresseur un flux subsonique. La géométrie doit donc également être adaptée en fonction de la vitesse de l'avion et ce par des rampes ou par une souris, système utilisé sur le Mirage III, IV et 2000. Le Rafale possède des entrées d'air spécialement étudiées pour ne pas avoir besoin de dispositif à géométrie variable. Quelle que soit la vitesse et l'attitude de cet avion, le flux entrant est ralenti à une vitesse subsonique.

3.1.2.8 Le turbofan

Figure 11 : Principe du turbofan



Poussons la logique du réacteur double flux jusqu'au bout : augmentons le débit en agrandissant le premier étage du compresseur BP. Le réacteur devient en fait le moteur qui entraîne une gigantesque hélice carénée qu'on appelle : le fan.

Le générateur de gaz ne consomme qu'une petite partie de l'air brassée par le fan, environ 20%. Le reste est rejeté autour du réacteur sans participer à la combustion. Le jet considérablement ralenti par la turbine BP à plusieurs étages, ne procure que 30% de la poussée, tandis que 70% sont produits par le fan. La consommation chute de façon importante.

3.1.2.9 Le turbopropulseur

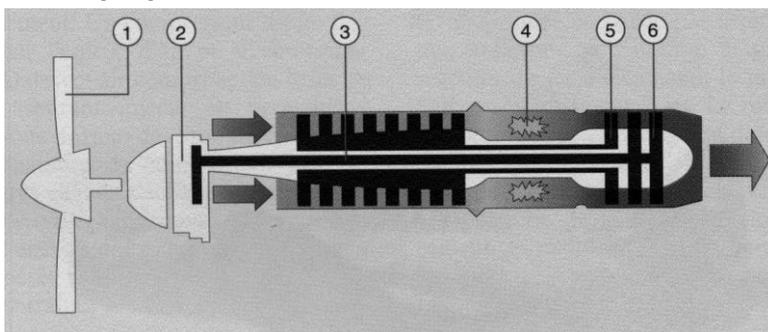


Figure 12 : Principe du turbopropulseur

Ce type de moteur utilise le même principe que le turbofan sauf que le fan n'est plus caréné et prend la forme d'une hélice. Un réducteur à pignon permet de passer d'une vitesse de rotation de turbine de l'ordre de 10 000 tours/min à celle d'une hélice limitée à 2 000 tours/min.

On retrouve par contre les limitations en vitesse due à l'aérodynamisme des pales moins bonne que celle des fans (Mach 1.5 en bout de pale de fan).

3.1.2.10 Groupe auxiliaire de puissance

Plutôt que d'utiliser l'énergie des gaz (température et vitesse) en poussée, on récupère le maximum de cette énergie à l'aide d'une turbine BP à plusieurs étages sous différentes formes : électriques, hydrauliques, thermique, etc.

C'est le principe du GAP : groupe auxiliaire de puissance (en anglais "auxiliary power unit" APU), en général situé dans le cône arrière des avions de ligne ou sur la crête des avions militaires.

Notamment, le GAP :

- permet au sol une certaine autonomie :
 - * pour le conditionnement (température et éclairage) de la cabine des avions civils à l'embarquement des passagers,
 - * maintenir l'avion militaire en état d'alerte prêt à démarrer,
- peut servir en vol :
 - * de générateur de secours pour les gros consommateurs d'électriques,
 - * pour redémarrer un moteur.

3.1.3 Intérêt et limites de la propulsion à réaction

Aujourd'hui, excepté les avions légers, la totalité des avions utilisent la turbine à gaz soit pour entraîner une hélice (turbopropulseur), soit en réaction pure (turboréacteur).

L'intérêt de ces propulseurs réside dans le progrès considérable qu'ils ont apporté à la vitesse face à la combinaison moteur-hélice.

La puissance d'un réacteur est égale au produit de sa poussée par la vitesse de l'avion. Ainsi un Mirage 2000 propulsé par un réacteur M 53 de 10 tonnes de poussée développe 40 000 ch à 1 000 km/h. On est loin des 2 500 ch à 650 km/h de vitesse max des gros monomoteurs (P47D Thunderbolt) de la fin de la seconde guerre mondiale ou des 0,9 tonne de poussée pour 850 km/h du Messerschmitt Me 262A, le premier véritable avion à réaction apparu au même moment.

Les difficultés de réalisation d'une turbine à gaz viennent de la conception des organes et des matériaux qui les constituent. Ils doivent tenir des hautes températures (1 500°C), tout en conservant des caractéristiques de résistance mécanique sévères.

Avec l'augmentation de la puissance, il a fallu trouver des alliages de plus en plus résistants, spécialement pour les ailettes de turbine.

3.1.4 Les moteurs du futur

3.1.4.1 Le turboréacteur à hélice rapide

Alors qu'un turbofan comporte une grande hélice carénée devant le réacteur, un Turboréacteur à Hélice Rapide (THR - en anglais : UDF pour UnDucted Fan) dispose d'au moins deux hélices contrarotatives et non carénées placées derrière le réacteur.

Un THR est un turbomoteur qui entraîne deux turbines contrarotatives, chacune de ces turbines entraînant une hélice. Légères et résistantes, celles-ci disposent de nombreuses pales courtes, larges et coudées.

Les principaux avantages du système THR sont :

- une consommation inférieure de 20% à celle des meilleurs réacteurs actuels ;
- une meilleure résistance aux chocs ;
- un pilotage facile par action sur le pas des hélices.

En outre, le THR permet de faire l'économie en poids et traînée d'un carénage, et son diamètre (3,6m pour un moteur de 10 t de poussée) est à peine supérieur à celui d'un réacteur actuel. De plus, les pales tournent moins vite que celles d'un turbofan, le THR est donc moins sensible à la rupture d'une pale.

3.1.4.2 Le moteur à cycle variable

Les avions supersoniques du futur devront répondre aux normes de bruit des avions subsoniques actuels, et avoir des consommations raisonnables pour rallonger leur rayon d'action.

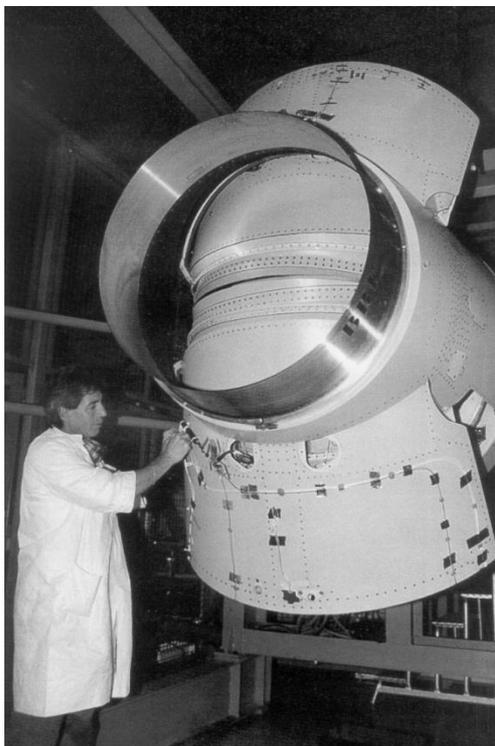
L'objectif de ce type de transport est la traversée de l'océan pacifique de Los Angeles à Tokyo. Pour résoudre ce problème, il faudrait équiper l'appareil de turbofan pour le décollage et le vol jusqu'à Mach 0.8, et le remplacer alors par des réacteurs plus performants pour le supersonique.

C'est exactement le concept du moteur à cycle variable, qui, selon les phases de vol, se transforme de paisible et silencieux turbofan en turboréacteur simple flux avec postcombustion ou en statoréacteur (flux interne au moteur subsonique - ramjet en anglais) pour le vol supersonique voir superstatoréacteur (flux interne au moteur supersonique - scramjet en anglais) pour le vol hypersonique (au delà de Mach 3.5).

Cette transformation peut être opérée en mettant ces moteurs en parallèle avec une même entrée d'air et un volet interne obturant le moteur non utilisé.

3.2 Les inverseurs de poussée

3.2.1 Introduction



Ce que l'on appelle communément moteur est en fait une nacelle comprenant divers composants :

- le moteur, fabriqué par un motoriste ;
- les inverseurs de poussée, fabriqués par un inversoriste ;
- et un carter, fabriqué par les nacellistes.

Il est évident que les inverseurs de poussée sont dédiés à une nacelle et donc à un moteur, ce qui justifie la confusion entre le moteur et la nacelle. De plus les dimensions des tuyères sont des critères déterminants pour le choix de la technologie de l'inverseur.

Figure 13 : Les inverseurs de poussées

3.2.2 Présentation de l'inverseur de poussée

3.2.2.1 Principe de fonctionnement

Le principe consiste à chercher l'énergie nécessaire au freinage d'un avion à la source même de l'énergie cinétique de l'appareil, c'est à dire au sein du jet de la tuyère à réaction.

Après l'atterrissage, lorsque l'avion est en phase de roulage, un obstacle solide - l'inverseur - est mis en travers du flux du moteur pour dévier voir retourner le jet propulsif vers l'avant. Cet inverseur produit une force vers l'arrière que l'on appelle contre-poussée et qui vient compléter efficacement le freinage classique par les trains principaux.

3.2.2.2 Intérêt technico-commercial

La recherche permanente de l'augmentation de la charge embarquée payante et du rayon d'action des avions, permise par les progrès de l'aérodynamique et de la motorisation, se fait au détriment de la masse des avions et de leur vitesse d'atterrissage.

En outre, l'existence d'une poussée résiduelle des turbomachines au ralenti et le long délai de réponse à la sollicitation du pilote (délai d'autant plus gênant que l'avion est plus rapide), compliquent ce problème du freinage.

Les freins des avions modernes sont très efficaces, mais sur piste mouillée, glacée ou recouverte de neige, cette efficacité peut être réduite par la perte d'adhérence des pneus de l'avion sur la piste. Lors de manœuvres très délicates comme celle du décollage interrompu, l'assistance d'un système complémentaire aux freins de roue peut être salutaire.

C'est pourquoi l'utilisation de l'inverseur de poussée a été très largement acceptée que ce soit sur les avions de transport civils ou les avions de combat.

De plus, l'une des préoccupations majeures des compagnies aériennes est de réduire les coûts de fonctionnement. L'inverseur répond à cette attente en diminuant la distance d'atterrissage. Cela entraîne une économie non négligeable pour les compagnies aériennes qui peuvent donc réduire certains frais. Le freinage étant assuré par l'effort des freins sur les roues et par l'augmentation de traînée due aux volets hypersustentateurs, on diminue ainsi l'usure des pneumatiques et des freins. On diminue aussi, comme la distance d'atterrissage est réduite, le temps

d'occupation de la piste ce qui permet d'économiser du carburant et aussi de libérer la piste plus rapidement, ce qui, vu l'encombrement actuel des aéroports, est loin d'être négligeable.

Grâce à l'inverseur de poussée, on peut estimer le gain de distance d'atterrissage à environ 25% sur piste sèche et jusqu'à 50% sur piste verglacée ou mouillée.

3.2.2.3 Exigences de l'inverseur de poussée

La configuration finale de l'inverseur de poussée doit satisfaire aux quatre objectifs suivants:

- assurer la compatibilité en débit avec le moteur lors des phases de déploiement du volet et en mode d'inversion complète ;
- garantir la contre-poussée spécifiée par le motoriste ;
- orienter les jets inversés afin d'interdire la réingestion entre moteurs, et les interactions avec toute partie de l'avion (empennage, fuselage, aile, volet, etc.) ;
- répondre aux exigences de sécurité en cas d'utilisation inhabituelle (décollage avorté, déploiement intempestif).

3.2.3 Les différents types d'inverseurs

Les inverseurs de poussée sont classés en trois catégories principales :

- inverseur à portes pivotantes ;
- inverseurs à cascades ;
- inverseurs à obstacles.

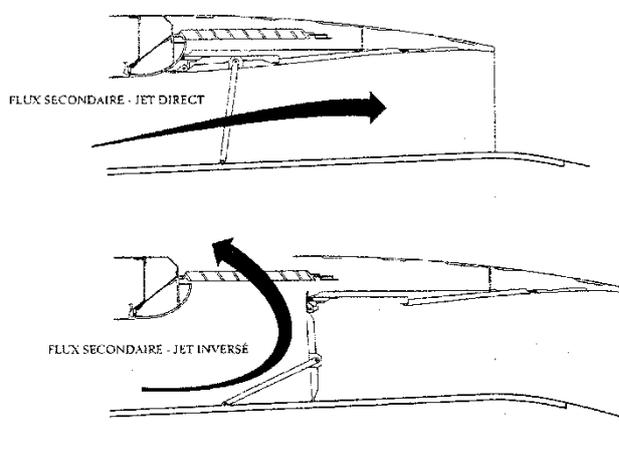
Le choix dépend essentiellement du cas d'application. Chaque type peut présenter des avantages pour la réalisation d'exigences particulières en fonction :

- de la fonction de l'avion ;
- du domaine de vol ;
- de la position et du type de nacelle, pour lequel il existe 96 combinaisons et configurations ;
- d'autres paramètres géométriques ;
- des coûts d'achat et de maintenance ;
- de la masse.

En collaborant avec ses clients pour déterminer la meilleure solution en fonction des objectifs spécifiés, l'inversoriste détermine la solution permettant de satisfaire aux critères clés de performance, de coûts pour la production et en service, ce qui entraîne une optimisation de caractéristiques telles que légèreté, résistance structurale, fiabilité et maintenance réduite. En complément à ces critères de performance, la tenue d'objectifs de coûts et de cycle concoure à la décision finale.

3.2.3.1 Inverseur à portes pivotantes

a) Principe



Le concept à portes pivotantes pour les inverseurs de poussée pour turboréacteurs à haut taux de dilution a été breveté et développé par Hurel-Dubois dans les années 80. Le principe permet d'obtenir des produits plus légers, ayant de meilleures performances en croisière que les systèmes à cascades car les portes interviennent en tant qu'éléments structuraux en mode lisse ou reverse.

Figure 14 : Inverseurs à porte pivotante

Cet inverseur est facilement modulable et son principe adaptable à tout type de moteur.

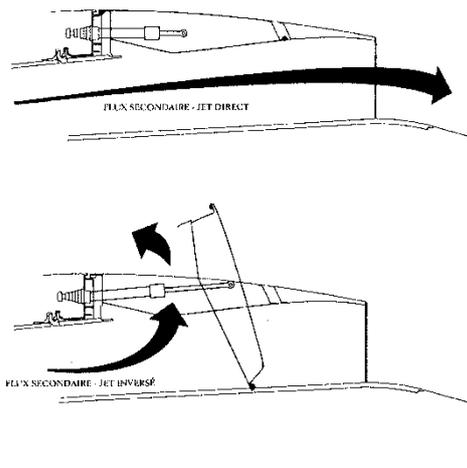
L'inversion de poussée est réalisée grâce à des portes pivotantes qui effectuent leur rotation autour de pivots fixes. En position fermée, elles constituent une partie importante de la nacelle. En position ouverte, la zone arrière de la porte obture le flux froid et un orifice de dégagement est créé, la sortie avant de la porte guide le flux et crée l'effet reverse.

b) Exemples

Moteur	Avion
R8211 TRENT 700	AIRBUS A330
CFM 56-5A	AIRBUS A320
CFM 56-5B	AIRBUS A321
CFM 56-5C	AIRBUS A340
8R710	GULFSTREAM V
TFE731-5	FALCON 200
AE 3007	EMBRAER EMB-145

3.2.3.2 Inverseurs à cascades

a) Principe



La solution classique d'inverseur de poussée sur des turboréacteurs consiste en l'utilisation d'inverseurs à cascades. Ceux-ci offrent des avantages dans les cas d'installation à fortes contraintes géométriques.

Les inverseurs à cascades comportent une série de panneaux mobiles qui obturent la veine entre le fan et la sortie pendant que simultanément une partie de la structure externe recule axialement créant une ouverture d'écoulement pour le flux inversé.

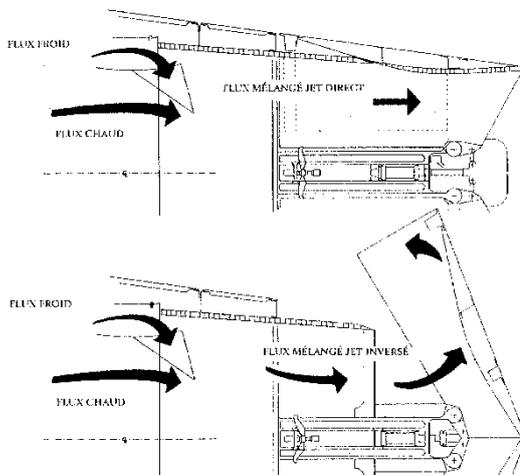
Figure 15 : Inverseurs à cascade

b) Exemples

Moteur	Avion
CFM 56-2	AWACS - DC8
V2500-D5	MCDONNELL-DOUGLAS MD-90
R8211-22B	LOCKHEED L1011 TRISTAR
R8211-524G/H	BOEING 747/76

3.2.3.3 Inverseurs à obstacles

a) Principe



L'inversion de poussée sur les petits turboréacteurs, poussée inférieure à 20 - 25.000 livres, avec un faible taux de dilution est généralement réalisée grâce à l'ouverture de 2 portes en aval qui bloquent et dirigent le flux du moteur vers l'avant. En position fermée, ces portes constituent une partie essentielle de la structure de la nacelle.

Une variante de ce type d'inverseur a été développée et brevetée par Hurel-Dubois.

Figure 16 : Inverseurs à obstacles

Elle permet une performance accrue, des avantages en croisière par réduction de la traînée, une meilleure géométrie, une remarquable résistance structurale et une parfaite sortie tuyère en terme de perte de charge.

b) Exemples

Moteur	Avion
SPEY	GULFSTREAM III
TFE731-3	FALCON 50
TFE731-5	FALCON 900

3.2.3.4 Limitations d'emploi

L'utilisation de l'inverseur de poussée est limitée par différents problèmes :

- les charges sur la voilure pour les moteurs installés sous ailes : on note à bas régime une augmentation de traînée proportionnel à la surface interceptée par les obstacles déployés dans le vent (portes). En terme de portance, un inverseur de poussée dégrade l'écoulement autour de la voilure et entraîne logiquement une certaine baisse de la portance ;
- interaction avec les mesures anémométriques : les prises de pression anémométriques, qui donnent la vitesse de l'avion, se situent sur la pointe avant du fuselage. Les nappes déviées par l'inverseur viennent perturber le champ de pression autour de ces prises, entraînant ainsi une fausse lecture de la vitesse ;
- réingestion : il s'agit de la recirculation des gaz éjectés par l'inverseur dans l'entrée d'air. Elle est due principalement à une réflexion du jet inversé sur un élément extérieur: par exemple, sur le BR 710 situé à l'arrière du fuselage, le risque de réingestion vient de la réflexion du jet sur la voilure. La limite de réingestion résulte alors d'un compromis entre l'efficacité de cet inverseur imposant un régime minimal moteur et la durée d'utilisation ;
- ouverture intempestive en vol : le principal risque associé à un inverseur de poussée réside dans ce problème. C'est pourquoi sont installés sur chaque porte trois verrous (système expliqué dans la partie 3.2). Ce risque est traditionnellement étudié en vol et fait l'objet d'un système de sécurité.

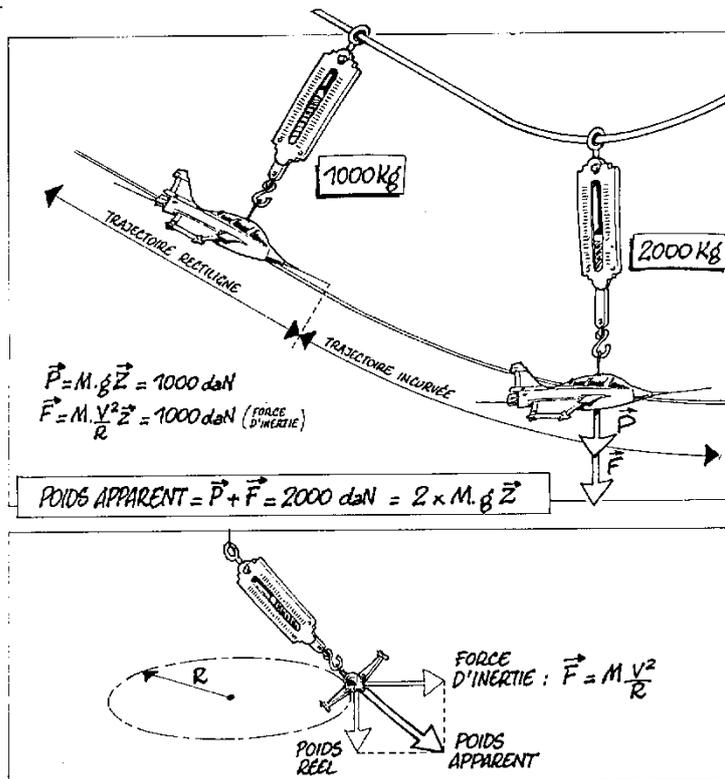
4. POIDS REEL, POIDS APPARENT - FACTEUR DE CHARGE

La masse d'un avion, comme la position du centre de gravité, dépend de la charge. Cette charge peut elle-même varier au cours du temps :

- de façon continue : le carburant par exemple ;
- de façon brutale : largage d'un emport par exemple.

Cette variation de masse et de position du centre de gravité doit être parfaitement connue au préalable et ne doit pas aller au-delà de valeurs qui rendraient l'avion inmaîtrisable. Nous verrons ces conditions lorsque nous aborderons la partie stabilité / instabilité.

Le poids de l'avion correspond à cette masse multipliée par la valeur de l'attraction terrestre locale. Elle est dirigée selon un axe vertical terrestre.



Reprenons l'équilibre précédemment défini. Dès que la trajectoire s'incurve, dans quelque direction que ce soit, ou que l'avion accélère ou freine sur une trajectoire constante, cet équilibre est détruit. La somme des quatre forces n'est plus nulle, elle crée une accélération que subit l'avion selon la formule :

$$\text{Masse} \cdot \vec{\gamma} = \text{Masse} \cdot \vec{g} + \vec{P} \text{ortance} + \vec{T} \text{rainée} + \vec{P} \text{oussée}$$

On peut transformer cette équation en un équilibre, en introduisant la notion de force d'inertie opposée à l'accélération résultante avec :

$$\vec{F} \text{inertie} + \text{Masse} \cdot \vec{g} + \vec{P} \text{ortance} + \vec{T} \text{rainée} + \vec{P} \text{oussée} = \vec{0}$$

Figure 17 : Le facteur de charge

INCLINAISON	FACTEUR DE CHARGE	POIDS APPARENT DU PILOTE	POIDS APPARENT DE L'AVION
0	1	80	1000
30	1,15	92	1150
45	1,4	112	1400
60	2	160	2000

On peut regrouper cette force d'inertie avec le poids et obtenir l'ensemble des forces jouant sur la masse de l'avion. On appelle cet ensemble : poids apparent.

$$\vec{P} \text{apparent} = \vec{F} \text{inertie} + \text{Masse} \cdot \vec{g}$$

on remarque au passage que, comme dans le premier équilibre :

$$\vec{P} \text{apparent} + \vec{P} \text{ortance} + \vec{T} \text{rainée} + \vec{P} \text{oussée} = \vec{0}$$

On désigne par facteur de charge global, le vecteur :

$$\vec{n} = \frac{\vec{P} \text{apparent}}{\text{Masse} \cdot \vec{g}} = - \frac{\vec{P} \text{ortance} + \vec{T} \text{rainée} + \vec{P} \text{oussée}}{\text{Masse} \cdot \vec{g}} = n_x \cdot \vec{X} + n_y \cdot \vec{Y} + n_z \cdot \vec{Z}$$

où \vec{X} , \vec{Y} et \vec{Z} sont les axes du repère avion (x vers l'avant, y vers la droite et z vers le dessous de l'avion, vers le haut si celui-ci est sur le dos).

Les composantes n_x , n_y et n_z sont appelées, respectivement, facteur de charge longitudinal, latéral et normal. Ils s'expriment en nombre de g.

Ces facteurs de charges opèrent sur l'ensemble de l'avion, y compris les équipements, le carburant, le pilote...

On peut, à titre indicatif, donner quelques valeurs :

- dans l'équilibre précédent : $n_x = n_y = 0g$ et $n_z = 1g$;
- pour le même cas, mais sur le dos : $n_x = n_y = 0g$ et $n_z = -1g$ puisque le poids s'exerce à l'opposé de l'axe z avion.

Pour le pilote non équipé de combinaison anti-g : la résistance au facteur de charge dépend de sa condition physique et de son entraînement. Il supporte mieux les n_z positifs que les n_z négatifs.

On peut calculer les facteurs de charge limites que peut subir le pilote, sachant que le cœur exerce une pression de 20 hPa soit 15 cm de mercure ou 204 cm d'eau (et donc de sang) :

$$\Delta \text{Pression} = \rho \cdot g \cdot h \cdot n_z$$

$$\text{soit } n_z \cdot h = 204$$

ainsi, pour :

- $n_z = 6g$: $h = 34$ cm soit la distance cœur-yeux, ceux-ci ne sont plus irrigués, le pilote ne voit plus, il subit l'effet du "voile noir" ;
- $n_z = 5g$: voile noir au bout de 5 sec. environ ;
- $n_z = 6g$: voile noir au bout de 3 sec. environ ;
- $n_z = 8g$: perte de connaissance au bout de 5 sec. environ ;
- $n_z = 9g$: cœur exsangue - mort en quelques dizaines de secondes.

Cependant, pendant un temps très court (1/10ème de seconde) des troubles peuvent n'apparaître qu'à partir de $n_z = 20g$.

Pour les n_z négatifs, l'afflux du sang au cerveau risque de créer une hémorragie cérébrale, signe annonciateur : "voile rouge".

Autres exemples de facteurs de charges longitudinaux ou latéraux :

- $n_x = 6g$ au catapultage sur un porte-avion ;
- $n_x = n_y = 2g$ pour des Formule 1 (2,6g et 3g pour les anciennes F1 à effet de sol).

5. RESULTANTE AERODYNAMIQUE ET CENTRE DE POUSSEE POUR UN PROFIL

5.1 Mise en évidence des forces aérodynamiques

Les notions, plus ou moins intuitives, de portance et de traînée peuvent être expliquées par l'analogie des effets du déplacement dans l'air d'une main avec ce que subit une aile durant son vol.

En roulant en voiture, sortons la main par la fenêtre. La main placée perpendiculairement au vent, paume vers l'avant, est attirée vers le bas par son poids et vers l'arrière par cette force qu'on a appelée "traînée".

A partir de cette position, remontons légèrement vers l'arrière le bas de la main : la sensation de poids diminue et l'effort vers l'arrière est moindre. La traînée a diminué et une nouvelle force opposée au poids, la "portance", est apparue : la main pèse moins lourd.

En roulant plus vite et en gardant la même position pour la main, cette portance peut aller jusqu'à annuler le poids de cette dernière.

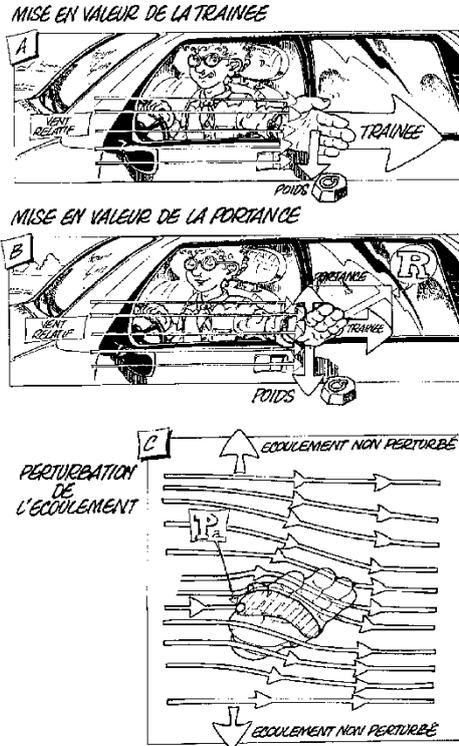


Figure 18 : Les forces aérodynamiques

Si l'on incline la main dans l'autre sens, en dépassant la position horizontale (l'avant de la main est plus basse que l'arrière) : la sensation de poids réapparaît fortement augmentée, l'effort vers l'arrière lui, reste moins important qu'avec la main perpendiculaire au vent.

On peut déjà noter que la portance et la traînée prennent des valeurs différentes suivant l'inclinaison de la main.

5.2 Les effets de l'écoulement de l'air

Que se passe-t-il au niveau de la main ?

Pour cela, approchons-nous d'elle et regardons l'écoulement de l'air autour d'une tranche de celle-ci. Les phénomènes physiques que nous allons observer sont tout à fait analogues à ceux qui se produisent autour du "profil" d'une aile.

L'écoulement est séparé en deux : une partie des filets d'air passe au-dessus, l'autre partie au-dessous, la limite se faisant au "point d'arrêt".

5.2.1 Forces de frottement

Les filets d'air génèrent sur la peau des **forces tangentielles** (parallèles à la surface) de **frottement** opposées au déplacement qui ne dépendent que de l'état de surface et de la viscosité de l'air.

Même si la valeur de cette viscosité est beaucoup plus faible que celle de l'huile par exemple, elle est suffisante pour que les particules d'air qui touchent la surface de la main y restent "collées".

Il faudra s'écartier de la surface de la main pour voir la vitesse de l'écoulement augmenter peu à peu et retrouver sa valeur initiale.

L'épaisseur très faible d'air où cette vitesse d'écoulement varie s'appelle la "couche limite". Elle a une épaisseur de quelques millimètres sur une aile de planeur.

C'est pour sortir de cette couche limite que les entrées d'air du RAFALE sont écartées du fuselage et séparées de celui-ci par un "piège à couche limite".

5.2.2 Forces de pression

Ces mêmes filets d'air génèrent également des **forces normales** (perpendiculaires à la surface) **de pression**. Si la pression était uniforme autours de la surface de la main, toutes ces forces s'équilibreraient mathématiquement en donnant une résultante nulle. Ce n'est pas le cas : le passage de la main a perturbé le champ des pressions.

Cette modification du champ des pressions s'explique par le fait que la trajectoire des particules d'air n'est plus rectiligne mais déviée par l'obstacle. Cette déviation des "lignes d'écoulement" s'accompagne d'une augmentation (respectivement diminution) de pression perpendiculairement à l'écoulement dans le sens d'une concavité (respectivement convexité) croissante.

Plaçons-nous à une distance suffisante de la main pour ne plus ressentir dans l'écoulement les effets de sa présence et approchons-nous d'elle, dans un premier temps par au-dessus, et dans un second temps par en dessous. L'avant de la main étant plus haute que l'arrière de la main :

- quand on descend vers la main, la convexité de la déviation des filets d'air augmente. La pression diminue donc en s'approchant de la peau. Le dos de la main subit une dépression, il est aspiré vers le haut ;
- quand on s'approche de la paume, les filets d'air s'incurvent de plus en plus dans le sens concave. La pression augmente donc en s'approchant de la surface. La paume est en surpression, elle est poussée vers le haut.

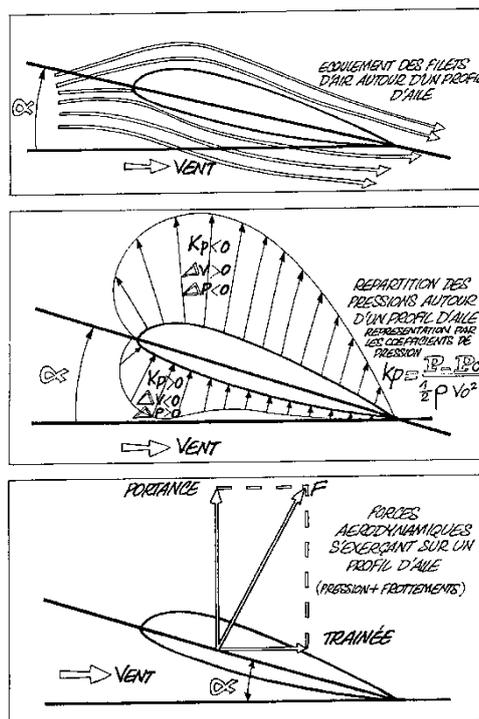
En outre, à l'extérieur de la couche limite, l'écoulement en surpression est ralenti, et l'écoulement en dépression accéléré.

5.2.3 Résultante aérodynamique et Centre de Poussée

On appellera **Résultante Aérodynamique** la somme de tous les éléments de forces tangentielles et normales que subit la main. Cette force, comme réduction d'un torseur, est en fait un vecteur porté par une droite. On décide arbitrairement de l'appliquer en un point : le **Centre de Poussée**, où cette droite coupe la corde de référence (on définira cette dernière par la suite).

La **traînée** est la projection de cette résultante sur la direction de l'écoulement non perturbé (également direction de la vitesse de la main). Les forces de frottement n'interviennent globalement que dans cette composante.

Figure 19 : La résultante aérodynamique



La **portance** est la projection de cette résultante sur la direction perpendiculaire à celle de l'écoulement non perturbé. Les forces de pressions interviennent principalement dans cette composante.

Néanmoins, les effets de la pression (et surtout de la dépression, plus que la surpression) sont largement prépondérants sur les frottements. Le peu de force de pression qui intervient dans la traînée a donc une grosse influence sur la valeur de celle-ci.

Le rapport entre la portance et la traînée est appelé **finesse** du profil. Il caractérise le "rendement" du profil. Un rapport maximum de l'ordre de 60 entre la traînée et la portance sur les profils d'aile de planeur.

5.3 Autres définitions

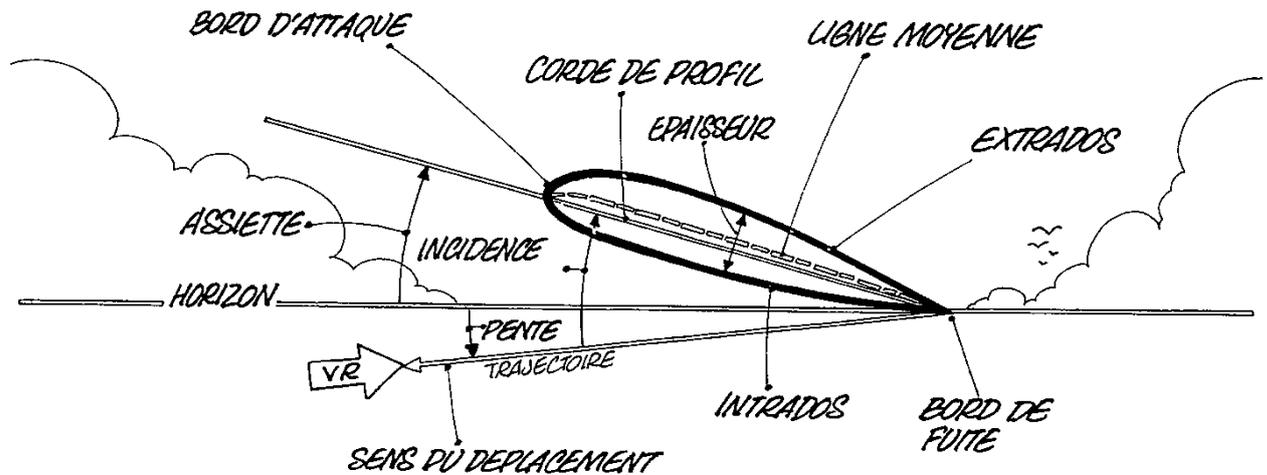


Figure 20 : Définitions aérodynamiques

On appelle **corde aérodynamique** pour un profil, la ligne imaginaire qui rejoint le **bord d'attaque** (le pouce dans l'exemple de la main) et le **bord de fuite** (l'auriculaire). Le centre de poussée est arbitrairement choisi sur cette ligne.

On définira l'angle entre la direction de l'écoulement non perturbé (ou de la vitesse de déplacement qui est la même direction) et cette corde aérodynamique, comme étant l'**angle d'incidence**.

On parlera aussi d'**assiette** d'un profil pour définir l'angle entre le plan horizontal et la corde aérodynamique du profil.

La différence entre l'assiette et l'incidence est appelée la **pente** de la trajectoire. C'est donc l'angle entre le plan horizontal et la vitesse de déplacement (direction de l'écoulement non perturbé).

Par exemple, pour une voiture roulant sur un sol horizontal (sans pente) : l'assiette et l'incidence de la main sont confondues. Pour cette même voiture gravissant une montée, si la main est dans la même position par rapport à la voiture :

- son incidence n'a pas varié ;
- son assiette a par contre augmenté ;
- la différence entre les deux est égale à la pente de la montée.

On caractérise l'écoulement autour d'un profil par la représentation de la répartition des pressions le long de celui-ci.

Cette représentation s'appelle le **spectre des pressions**.

5.4 Influence de l'incidence sur la résultante aérodynamique

On a vu précédemment qu'en changeant l'angle que fait la main avec le vent, on modifiait la portance et la traînée, pour quoi ?

La forme de l'écoulement autour du profil varie avec l'incidence de ce dernier. Elle modifie donc la répartition des pressions sur la peau de la main :

- à incidence nulle : la portance est quasiment nulle (les filets d'air sont peu déviés, les surpressions et dépressions sont faibles), la traînée est faible ;
- à moyenne incidence : la déviation des filets d'air augmente. Les surpressions se généralisent : la portance augmente ainsi que la traînée ;
- à incidence plus forte, des tourbillons apparaissent à l'arrière de l'extrados. La viscosité de l'air n'est plus suffisante pour que les filets d'air adhèrent au profil. Ils décrochent en formant des tourbillons qui ont une position aléatoire. Ceux-ci génèrent, à un instant donné, une surpression sur la peau, puis à l'instant suivant une dépression au même endroit. La portance varie dans le temps, le profil est "décoché" et ne peut plus assurer sa sustentation (équilibre poids / portance).

Pour chaque type de profil, on caractérise ses performances par la connaissance de deux coefficients sans dimension qui varient en fonction de l'incidence de l'écoulement :

- le coefficient de portance : C_z
- le coefficient de traînée : C_x

Ces coefficients ne dépendent que de la forme du profil et de l'incidence de l'écoulement. On peut également s'intéresser à la courbe C_z (C_x), obtenue en faisant varier l'incidence. Cette courbe s'appelle la "polaire" du profil.

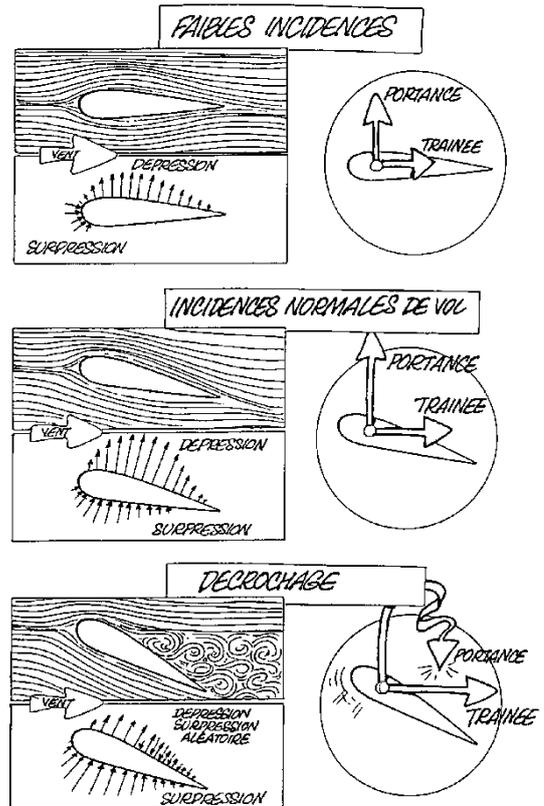


Figure 21 : Influence de l'incidence

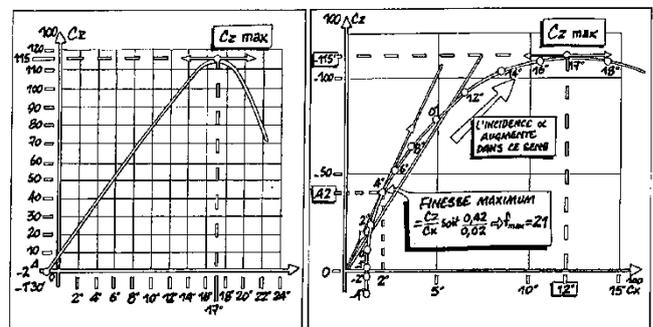
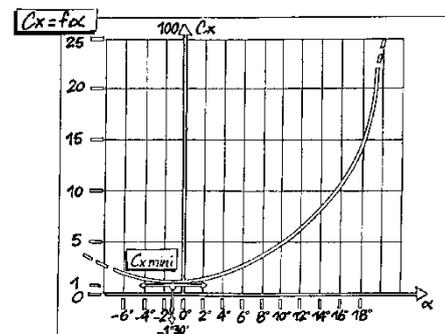


Figure 22 : Caractéristique d'un profil

Chaque type de profil aura donc des performances spécifiques caractérisées par les courbes C_x et C_z fonctions de l'incidence, par exemple :

- ♦ des profils minces à faible portance même aux fortes incidences mais faible traînée aux faibles incidences, pour les chasseurs ;
- ♦ des profils épais à forte portance et traînée moyenne pour les avions de ligne ;
- ♦ des profils laminaires (la zone d'écoulement turbulent est très en arrière du profil) à très forte portance aux basses vitesses et très faible traînée vers 150 / 200 km/h, pour les planeurs ;
- ♦ etc.

5.5 Autres facteurs d'influence sur la résultante aérodynamique

On a vu que l'incidence était un facteur déterminant sur la valeur de la portance et de la traînée.

D'autres facteurs interviennent :

- la vitesse de l'écoulement (ou de déplacement du profil) qui influe par son carré sur la résultante aérodynamique ;
- la surface de référence S_{ref} de l'objet se déplaçant (l'effort ne sera pas le même avec une main nue et une main avec un gant de base-ball) ;
- la masse volumique ρ du milieu ambiant (l'effort ne sera pas le même avec une main dans l'eau et une dans l'air à 4000 m).

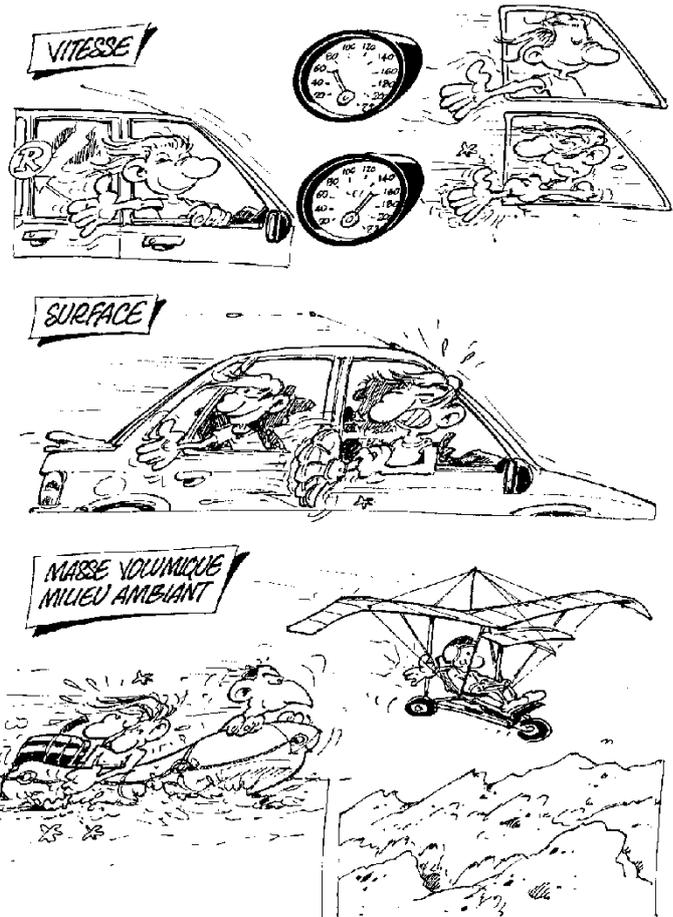


Figure 23 : Autres facteurs d'influence aérodynamique

Les quatre facteurs influent non seulement sur la valeur de la résultante aérodynamique, mais également sur la position de son centre de poussée.

Les forces aérodynamiques s'expriment simplement en fonction de ces paramètres :

- **Portance** = $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_z \cdot S_{ref} \cdot V^2$
- **Traînée** = $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot C_x \cdot S_{ref} \cdot V^2$

Les essais en soufflerie permettent de connaître les performances d'un profil. On place dans une veine, parcourue par de l'air de masse volumique ρ s'écoulant à une vitesse V , un morceau d'aile à profil constant. Ce morceau d'aile a une surface S_{ref} que l'on peut définir arbitrairement comme surface de sa projection sur un plan horizontal.

On est alors capable, en mesurant par une "balance aérodynamique" les valeurs des forces portance et traînée pour différentes incidences, de construire les courbes C_z et C_x caractéristiques des performances du profil.

5.6 Effets des gouvernes de voilure

Par rapport à ces quatre paramètres d'influence sur la résultante aérodynamique, seuls deux seront utilisés, en plus de la commande de moteur, pour le pilotage de l'avion :

- on va modifier le profil : avec l'utilisation des gouvernes, becs, aérofreins... ;
 - on va, en plus, jouer sur la surface : comme les volets à recul des avions de ligne ;
- ce qui permettra d'en modifier un troisième fondamental pour le pilotage : l'incidence.

Tous ces éléments mobiles qui déforment le profil ou la surface de l'aile ou des empennages sont appelées **gouvernes**.

Les effets de ces gouvernes sur un profil pourront être mesurés de la même façon que le profil seul en soufflerie. On obtiendra alors des courbes C_x et C_z pour chaque valeur de braquage d'une gouverne.

5.6.1 Effet aérodynamique d'une gouverne de bord de fuite

Le braquage δ de la partie arrière du profil (aileron, élévon, volet de courbure ou gouverne de profondeur) vers le bas a pour effet de creuser le profil et donc d'augmenter la déviation des filets d'air et donc des forces de pression.

L'effet global sur le profil est :

- une translation de la courbe C_z (α) vers le haut ;
- une augmentation de la traînée ;
- une dégradation de la finesse.

L'effet est le même si l'on braque d'un côté ou de l'autre le drapeau.

Le braquage vers le haut (aileron, élévon ou gouverne de profondeur) masque la partie arrière du profil et diminue les forces de pression et de frottement.

L'effet global est :

- une diminution de la traînée ;
- une diminution de la portance.

5.6.2 Effet aérodynamique d'un dispositif de bord d'attaque

Le dispositif consiste à cambrer le bord d'attaque pour diminuer le gradient angulaire de l'écoulement (becs basculants) ou à réactiver l'écoulement extrados déficient par un piquage de l'air de l'intrados vers l'extrados (becs à fente).

L'effet obtenu permet de prolonger la courbe C_z (α).

On obtient un meilleur C_z max. mais au prix d'une plus forte incidence (problème de la visibilité en approche).

5.6.3 Effet aérodynamique de l'aérofreinage

L'aérofreinage consiste à augmenter le C_x sans perturber le C_z .

Entre la plaque d'aérofrein et la peau de l'extrados, il est ménagé un espace pour laisser l'écoulement se faire et modifier le moins possible les forces de pression.

L'effet obtenu par un aérofrein est une translation de la polaire le long de l'axe des C_x . Celui obtenu pour les spoilers est une dégradation globale de la polaire (diminution de portance, augmentation de traînée).

6. DU PROFIL A L'AVION COMPLET

Nous venons d'étudier l'aérodynamique d'un profil et les effets des différents éléments que l'on peut ajouter à ce profil.

En fait, les résultats ont été mesurés en soufflant sur une tranche constante de ce profil dans une veine d'air de la largeur de la tranche.

Pour passer à l'avion complet, il faut

- transformer ce profil en une véritable aile et prendre en compte :
 - ♦ l'allongement de l'aile. C'est le rapport entre l'envergure et la corde aérodynamique moyenne qui caractérise le fait que l'aile a une extrémité libre. Au niveau de cette extrémité apparaissent des tourbillons marginaux liés à la déflexion des écoulements intrados / extrados. La traînée induite par la génération de ces tourbillons, peut atteindre 37 % de la traînée totale sur un gros porteur moderne,
 - ♦ sa forme en plan (l'évolution de la corde de référence le long de l'envergure),
 - ♦ éventuellement l'évolution du profil le long de l'envergure,
 - ♦ éventuellement le vrillage de l'aile,
 - ♦ ...
- ajouter un fuselage qui permette au moins le transport d'un pilote et des systèmes nécessaires au vol de l'avion et à sa mission. Ce fuselage va créer des perturbations qu'on essaiera de minimiser par :
 - ♦ la position haute de l'aile : protection de l'extrados,
 - ♦ des congés de raccord fuselage - voilure : les KARMAN du nom d'un ingénieur aérodynamicien,
 - ♦ la loi des aires : évolution continûment dérivable de la section, selon l'axe longitudinal de l'avion, de l'ensemble de l'avion afin de minimiser les traînées d'interaction.
- ajouter éventuellement un empennage :
 - ♦ vertical uniquement, ex : MIRAGE 2000,
 - ♦ vertical et horizontal classique, ex. : FALCON,
 - ♦ vertical et horizontal canard, ex.: RAFALE,
 - ♦ sans empennage : ailes volantes B2 par exemple.

6.1 Le rôle de l'empennage sur un avion classique

6.1.1 L'empennage horizontale

Il a pour objet de stabiliser l'avion en l'empêchant de pivoter autour de son centre de gravité.

On a vu que pour qu'un avion se maintienne en équilibre en vol, il faut que les forces exercées sur celui-ci obéissent aux équations :

- poussée = traînée ;
- portance = poids.

Ces deux équations seraient suffisantes si les points d'application des quatre forces étaient confondus. Ce n'est pas le cas, il faudra donc, en outre, pour éviter toute rotation autour de son centre de gravité, que les moments de ces forces autour de ce centre de gravité soient nuls ou s'annulent entre eux. Prenons-les une à une :

- par définition, le moment du poids est nul ;
- en ce qui concerne la traction ou la propulsion, cela peut être prévu dès la conception, en calant l'arbre d'hélice ou la tuyère d'éjection, sur un axe qui passe par le centre de gravité. Si ce calage n'est pas possible (c'est le cas d'un multimoteurs de transport dont un des moteurs tombe en panne), le moment sera équilibré avec le moment aérodynamique ;
- en ce qui concerne la résultante aérodynamique, étant donné que la position de son centre de poussée varie avec l'incidence, on va forcément voir apparaître un bras de levier, par rapport au centre de gravité qui lui est fixe, et donc un moment de cette force qui va prendre des valeurs différentes.

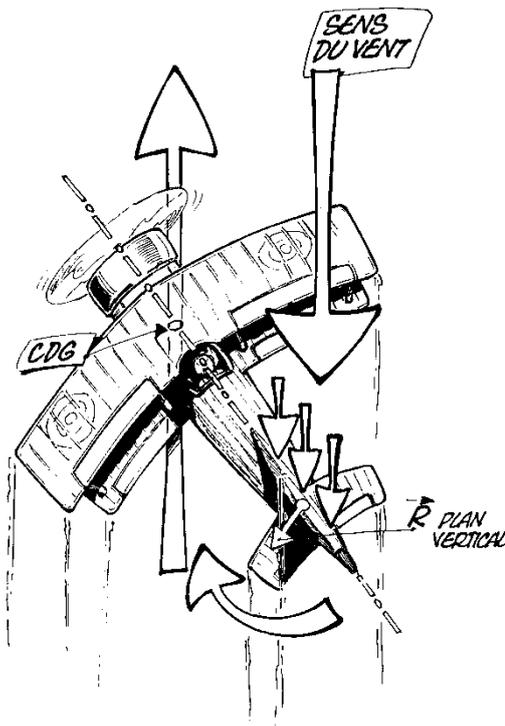
Pour équilibrer ce moment, et éventuellement celui créé par la traction ou propulsion, on installe un appendice, qu'on appelle empennage horizontal, classique s'il est en arrière de la voilure ou canard s'il est en avant, dont la propre résultante aérodynamique va elle-même créer un moment annulant le précédent.

Ce second moment est ajusté par la valeur de cette résultante aérodynamique que l'on peut modifier de deux façons, selon l'équipement des avions :

- sur certains avions (nos FALCON et les avions de transport en général) calage en incidence de la partie avant de l'empennage qu'on appelle plan horizontal ;
- sur les autres (les avions de tourisme par exemple) : braquage de la partie arrière de cet empennage qu'on appelle gouverne de profondeur.

En simplifiant, on peut dire que l'empennage permet d'ajuster la position du centre de poussée global de l'avion (aile + empennage) au centre de gravité.

6.1.2 L'empennage vertical



De la même façon, cet appendice a pour objectif de stabiliser l'avion en l'empêchant de pivoter autour de l'axe vertical. Cet effet est obtenu par la création d'un couple de rappel automatiquement créé avec la dissymétrie de l'écoulement.

Si le moment de rappel n'est pas suffisant, le pilote peut agir sur la partie arrière mobile de cet empennage, appelé drapeau ou gouverne de direction, et augmenter ce rappel à volonté.

C'est le cas notamment, sur un multimoteur dont un des moteurs est en panne. Le drapeau va être constamment braqué pour compenser le moment de propulsion.

Figure 24 : Rôle de l'empennage vertical

6.2 Stabilité, instabilité d'un avion

Nous venons de voir comment s'équilibrait cet avion autour de son centre de gravité, et nous allons maintenant nous intéresser à la **stabilité de cet équilibre**.

Toutes les gouvernes étant bloquées et le pilote n'ayant pas la possibilité de les actionner, quelle est la réaction de l'avion quand celui-ci subit une perturbation qui le fait sortir de cet état d'équilibre (par exemple une rafale verticale modifiant instantanément l'incidence de l'aile) ?

Cet équilibre est-il stable comme celui de la règle suspendue à un clou qui revient à sa position d'origine lorsqu'on la déplace puis la relâche ? Ou, au contraire, cet équilibre est-il instable comme celui de cette même règle posée verticalement sur une table et qui tombe à la moindre sollicitation ?

Avant de répondre à cette question nous allons définir, pour un profil, un point spécifique : le **foyer aérodynamique**. C'est le point d'application des variations de portance découlant des variations d'incidence.

Ce point caractéristique est pratiquement fixe. Par opposition au centre de poussée, il ne varie pratiquement pas avec l'incidence dans une plage normale d'utilisation. Sa position ne dépend que de la forme de l'aile.

Lorsqu'on s'intéresse à l'avion complet, le foyer "global" est la combinaison du foyer "principal" de l'aile avec le foyer "secondaire" de l'empennage horizontal (quand ce dernier existe).

Lorsque notre avion subit une rafale verticale ascendante (respectivement descendante), l'incidence de l'aile augmente (respectivement diminue). Cette augmentation (respectivement diminution) d'incidence crée une augmentation (respectivement diminution) de portance qui s'applique, par définition, au foyer global :

- si le foyer est en avant du centre de gravité : l'élément de portance crée un moment à cabrer (respectivement à piquer) qui amplifie le déséquilibre ;
- si le foyer est en arrière du centre de gravité : l'élément de portance crée un moment à piquer (respectivement à cabrer) qui annule le déséquilibre.

Ce qui conditionne la stabilité de l'équilibre de l'avion, c'est la position du centre de gravité par rapport au foyer aérodynamique global.

Les MIRAGE 2000 et le RAFALE, avec des centres de gravité reculés en arrière du foyer aérodynamique, sont des avions instables (sauf à l'atterrissage où ils sont à la limite de la stabilité) :

- les effets des braquages sont très efficaces, ils peuvent réagir très rapidement aux ordres de pilotage ;
- la liaison entre les commandes et les gouvernes ne peut pas être directe, elle se fait par l'intermédiaire de systèmes électroniques (Commandes De Vol Electriques analogiques pour le MIRAGE 2000 ou numériques pour le RAFALE) pour au moins contrer en permanence cette instabilité, indépendamment des ordres du pilote ;
- l'équilibrage du moment aérodynamique de l'aile se fait avec des élévons à piquer porteurs, et donc un gain global en portance, notamment dans les phases d'atterrissages (le MIRAGE 2000 se pose sur des terrains deux fois plus courts que le MIRAGE III, qui est un avion stable). On évite ainsi les défauts des formules DELTA pour les avions stables.

7. LE PILOTAGE DE L'AVION

Le pilotage des forces aérodynamiques se fait en modifiant la surface ou la forme du profil des ailes ou des empennages. Pour cela on agit sur les différents gouvernes par le biais de chaînes de commandes de vol qui peuvent être à transmission mécanique ou électriques.

Dans le cas d'un avion instable, ces chaînes seront forcément à transmission électrique car, entre-autre, chargées de gérer avec l'aide de calculateurs cette instabilité impilotable classiquement.

On parlera ainsi de :

- commandes de vol analogiques pour le Mirage 2000 : les informations sont transmises sous la forme de signaux électriques proportionnels aux informations qu'ils représentent ;
- commandes de vol numériques pour le RAFALE : les informations sont transmises sous une forme codée de façon binaire.

7.1 Pilotage en roulis

Le roulis correspond au mouvement de rotation de l'avion autour de son axe \vec{X} (direction du fuselage).

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

- un manche à balai, utilisé sur la gauche ou la droite, pour nos avions d'arme ;
- un volant, utilisé de la même façon, pour nos avions d'affaires ;

et les gouvernes, qui peuvent être :

- des ailerons situés à l'extrémité et au bord de fuite des ailes pour un avion à empennage ;
- des élévons situés au même endroit mais qui servent également de gouverne de profondeur pour un avion sans empennage ;
- des spoilers, situés sur l'extrados des ailes.

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

Le résultat global est que la résultante aérodynamique s'incline latéralement du côté où la gouverne s'est levée (elle suit le manche), faisant apparaître ainsi une composante déviatrice qui emmène l'avion en virage. C'est l'inclinaison qui crée le virage.

On dira que le virage est symétrique quand cette force déviatrice (composante horizontale de la portance) compense la force centrifuge définie par le rayon de virage. Ceci n'est obtenu que lorsqu'à rayon de virage donné on est à la bonne inclinaison. Si on est trop incliné, on est en glissade, si on n'est pas assez incliné, on est en dérapage.

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

7.2 Pilotage en tangage

Le tangage est le mouvement de rotation de l'avion autour de son axe \vec{Y} (direction des ailes).

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

- un manche à balai, utilisé en avant ou en arrière, pour nos avions d'arme ;
- un volant, utilisé de la même façon, pour nos avions d'affaires ;

et les gouvernes :

- gouverne de profondeur pour un avion à empennage ;
- canard lorsque l'avion en est muni ;
- élévons pour un avion sans empennage.

En agissant sur la ou les gouvernes par une action sur le manche à balai (ou le volant) en longitudinal, on crée, localement au niveau de la gouverne, une variation de la portance, génératrice d'un moment qui fait pivoter l'avion autour de son centre de gravité.

Cette rotation permet d'augmenter ou de diminuer, selon le sens, l'incidence de l'aile de l'avion, de modifier la portance globale et donc de modifier la trajectoire dans un plan vertical (le poids restant constant).

7.3 Pilotage en lacet

Le lacet est le mouvement de rotation de l'avion autour de son axe \vec{Z} (perpendiculaire aux deux précédents).

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

- palonnier ;

et la gouverne :

- drapeau.

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

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

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

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

7.4 Les instruments de pilotage

Les instruments de base permettant le pilotage de l'avion sont de plusieurs type caractérisés par les informations entrantes et celles qu'ils fournissent au pilote.

a) Les instruments pneumatiques

Il s'agit des instruments qui, à partir d'information de pressions :

- statique ;
- totale ;
- compensées ;
- ...

permettent de fournir des informations de vitesses :

- variomètre : vitesse verticale ;
- anémomètre : vitesse horizontale ;
- anémomachmètre : anémomètre avec nombre de mach ;

et d'altitude :

- altimètre ou altipieds.

b) Bille (et fil de laine)

Pour visualiser les phénomènes de glissade ou de dérapage qui peuvent s'avérer dangereux dans les phases de virages proches du sol (l'avion en vol dissymétrique décroche à une vitesse supérieure et part forcément en vrille), le pilote dispose d'un instrument appelé bille.

La bille est constituée d'une masselotte placée dans un conduit légèrement convexe, de direction fixe parallèle à l'envergure des ailes, rempli par un liquide dense (huile) qui amorti ses mouvements. Quand l'avion se met en virage, la masselotte subit le même facteur de charge que l'avion. Tant que le poids apparent est perpendiculaire

à l'envergure (virage symétrique), la masselotte reste au milieu du conduit, dès que le virage devient dissymétrique, la masselotte est emmenée par son poids apparent vers une extrémité ou l'autre du conduit. Le pilotage doit se faire en conjuguant ailerons et palonniers pour maintenir cette bille au centre.

Un autre instrument très simple (utilisé sur les planeurs ou hélicoptères) consiste en un fil de laine collé sur la verrière à l'une de ses extrémités et libre à l'autre. Sa position dans le lit du vent relatif matérialise les filets d'air. Toute dissymétrie du vol se traduit par des filets d'air attaquant l'avion de travers : le fil de laine est donc désaxé. Comme pour la bille, une bonne conjugaison des palonniers et des ailerons pendant le pilotage se traduit par le maintien dans l'axe du fil de laine.

c) Indicateur de virage

Plutôt qu'une simple bille, on trouve sur les avions un instrument, appelé indicateur de virage, qui combine :

- la bille, indicateur de symétrie du vol ;
- l'aiguille, indicateur d'inclinaison.

Cette aiguille est un instrument gyroscopique à alimentation électrique capable de détecter toute inclinaison de l'avion. Il est essentiellement constitué par un gyroscope tournant à vitesse élevée dont la principale caractéristique est la fixité dans l'espace. Il reste fixe tandis que le boîtier, solidaire du tableau de bord de l'avion se déplace avec l'avion.

d) Horizon artificiel

C'est l'instrument qui définit simultanément l'assiette et l'inclinaison de l'avion. Il est basé sur le même principe gyroscopique. Son alimentation peut se faire :

- par dépression (pompe à vide) ;
- électriquement.