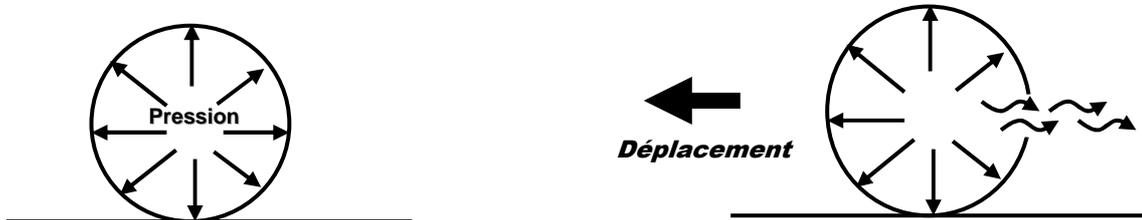


LA PROPULSION

1 Les moteurs



1.1 Principe général du fonctionnement

Schéma : 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 fusées,
- 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)*

1.2 Principaux types de propulseurs à réaction

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

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 fusées, utilisent leur propre comburant (Oxygène liquide par exemple). Avec le carburant (hydrogène liquide ou kérosène, par exemple), ces éléments réactifs, appelés propegols, sont stockés dans la fusée.

1.2.2 Propulseur à réaction indirecte

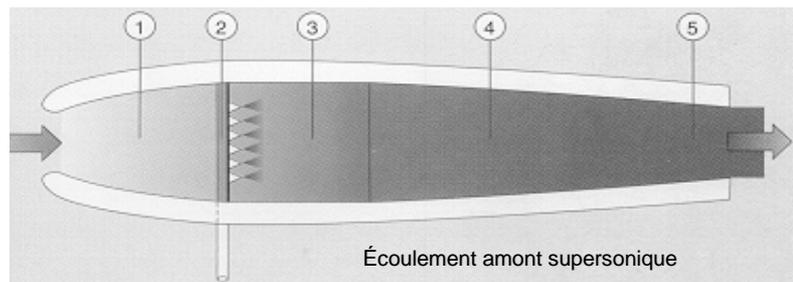
Définition : *Les propulseurs à réaction indirecte produisent de l'énergie mécanique « intermédiaire » transmise par un arbre à une hélice. On transforme ainsi de l'énergie chimique en énergie mécanique puis en énergie cinétique. Ces moteurs sont générateurs de traction.*

Ces propulseurs peuvent être :

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

1.2.3 Le statoréacteur

Schéma : 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.

1.2.4 Le pulsoréacteur

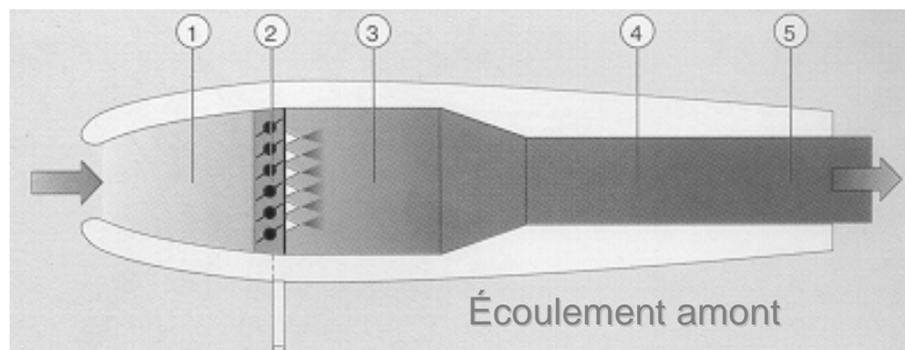


Schéma : Principe du pulsoréacteur

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.

1.2.5 Le turbo réacteur à simple flux

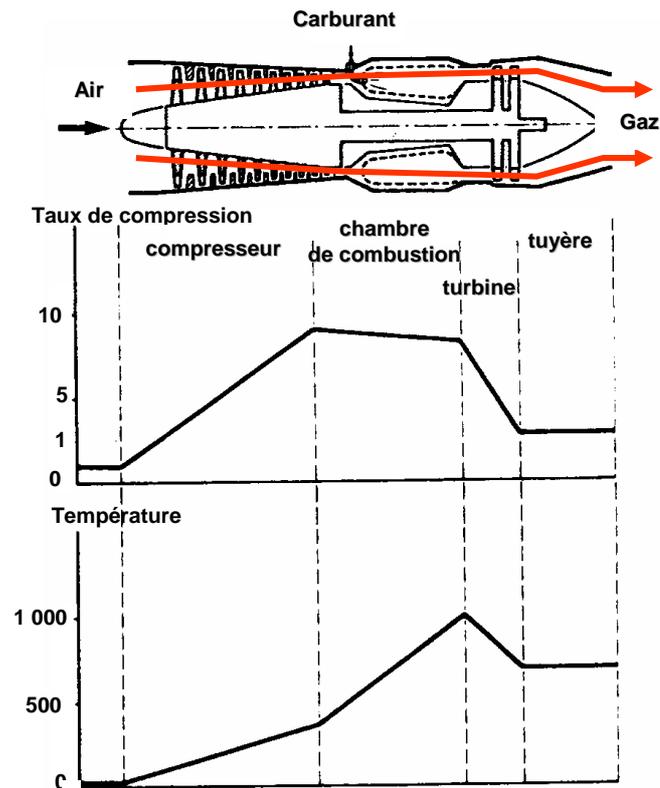


Schéma : Principe du turbo réacteur simple flux

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.

1.2.6 Le réacteur à double flux

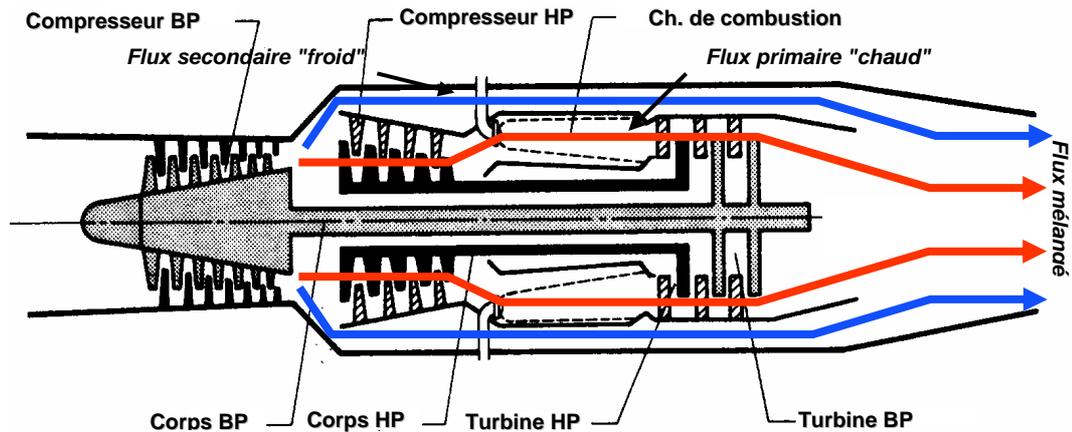


Schéma : Principe du turboréacteur double flux

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 peuvent se faire :

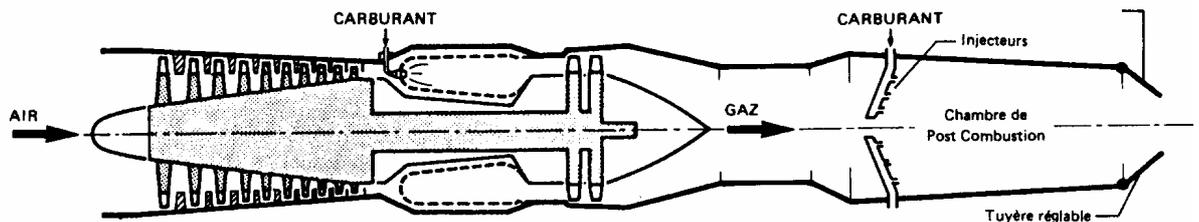
- en une seule étape : le réacteur est monocorps, la turbine et le compresseur ne forment qu'une unique partie tournante,
- en plusieurs étapes : le réacteur est double corps (2 étapes) ou triple corps (3 étapes).

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 6 à 14 pour les monocorps, à 10 à 30 pour les multi-corps.

1.2.7 La postcombustion

Schéma : 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.

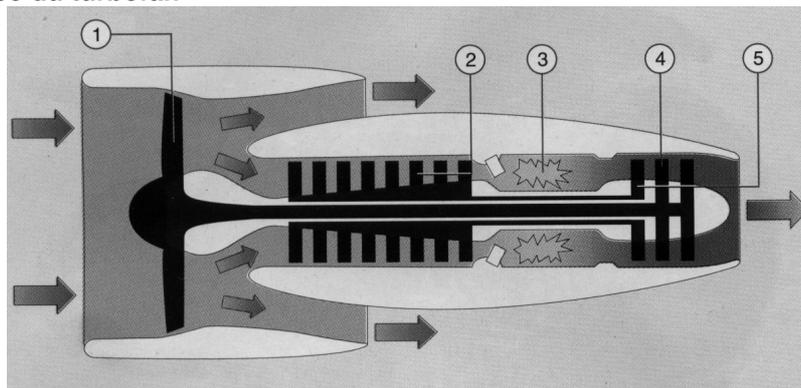
Rapporté à la masse, 1 ch de Concorde emmène 600g contre 12 kg sur le Blériot 11 (moteur Anziani de 25 ch) qui a traversé la manche en 1909.

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. Quelles que soient la vitesse et l'attitude de cet avion, le flux entrant est ralenti à une vitesse subsonique.

1.2.8 Le turbofan

Schéma : 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 brassé 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.

1.2.9 Le turbopropulseur

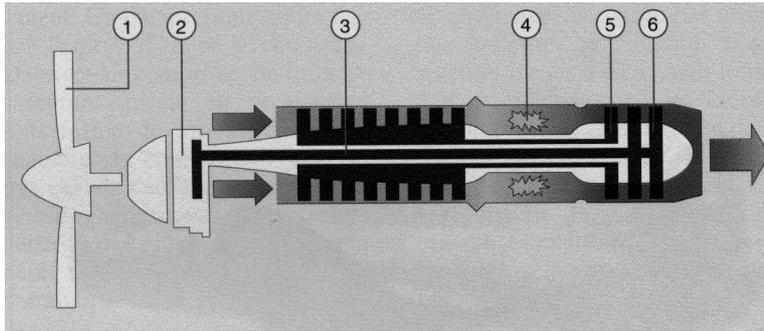


Schéma : Principe du turbopropulseur

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 dues à l'aérodynamisme des pales moins bonne que celle des fans (Mach 1.5 en bout de pale de fan).

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, thermiques, 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.

1.3 Intérêt et limites de la propulsion à réaction

Aujourd'hui, exceptés 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 les constituant. 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.

1.4 Les moteurs du futur

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.

En France, ce système est au stade des essais chez la SNECMA. Des moteurs développés avec General Electric ont été testés au banc d'essai volant à des vitesses supérieures à Mach 0.85.

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.

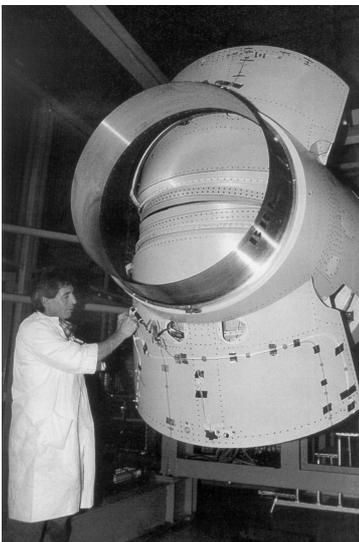
L'objectif de ce type de transport est la traversée de l'océan pacifique de Los Angeles à Tokyo. Pour résoudre ce problème, il faudrait équiper l'appareil de turbofan pour le décollage et le vol jusqu'à Mach 0.8, et le remplacer alors par des réacteurs plus performants pour le supersonique.

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 voire 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.

2 Les inverseurs de poussée

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.

Illustration : Les inverseurs de poussée

2.2 Présentation de l'inverseur de poussée

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.

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.

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).

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 :

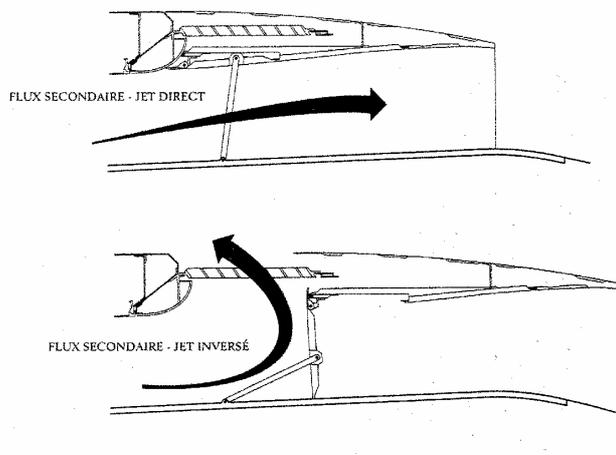
- de la fonction de l'avion,

- 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 concourt à la décision finale.

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.

Schéma : Inverseurs à portes pivotantes

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

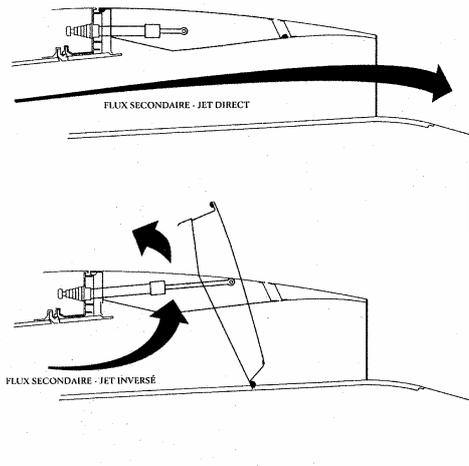
L'inversion de poussée est réalisée grâce à des portes pivotantes qui effectuent leur rotation autour de pivots fixes. En position fermée, elles constituent une partie importante de la nacelle. En position ouverte, la zone arrière de la porte obture le flux froid et un orifice de dégagement est créé,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

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.

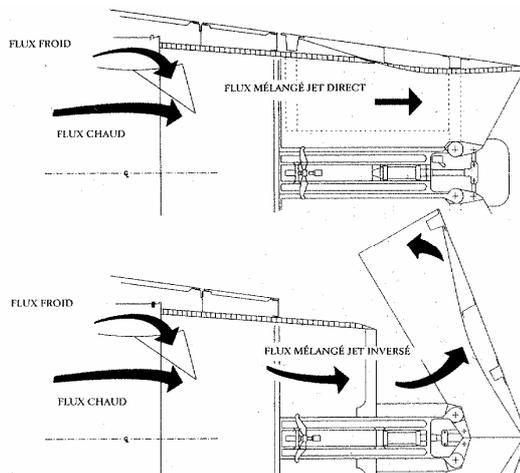
Schéma : Inverseurs à cascades

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

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.

Schéma : 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

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 proportionnelle 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. Ce risque est traditionnellement étudié en vol et fait l'objet d'un système de sécurité.