

PRENDRE L'AIR



Dassault Super Etendard 01 lors de son premier vol, croise d'appontage sortie, le 28 octobre 1974, à Istres, au cours duquel l'avion atteint 13 200 mètres et Mach 1,18 en léger piqué (© Espace Patrimoine Safran)



*La revue de l'Association
des Amis du Musée Safran*

**N°16
Juin
2026**

Contact

Rond Point René Ravaud 77550 Réau
Tél : 01 60 59 72 58 Mail : <https://aams.museum>

Sommaire

<i>Editorial</i>	3
Jacques Daniel	
<i>Le Mot du président</i>	4
Jean-Claude Dufloux	
<i>Augmentation de poussée par injection d'eau</i>	5
Pierre Mouton	
<i>Avionnage des turboréacteurs</i>	7
Pierre Mouton	
<i>Origine et développement de l'inverseur de poussée du Douglas DC8-70/CFM56</i>	11
Pierre Mouton	
<i>Nuisances causées par les turboréacteurs</i>	16
Pierre Mouton	
<i>Les drones tactiques Sagem " Crécérelle ", " Marula " et " Sperwer "</i>	19
Jacques Daniel	
<i>Les moteurs destinés à l'aviation commerciale à partir de la fin de la seconde guerre mondiale</i>	25
Albert Grenier	
<i>Petit glossaire et définitions des technologies utilisées pour augmenter la puissance et la pilotabilité des turboréacteurs</i>	44
Albert Grenier	
<i>La maintenance des moteurs d'avions commerciaux</i>	54
Albert Grenier	
<i>L'Atar 8K50 : le dernier de la famille Atar</i>	64
Jacques Daniel	
<i>Souvenirs des essais en vol de l'Atar 8K50 du Super-Etendard</i>	80
Daniel François	
<i>Les atterrisseurs de l'avion embraqué Super-Etendard</i>	86
Jacques Daniel	
<i>Les atterrisseurs de l'avion-cargo militaire franco-allemand C-160 Transall</i>	88
Jacques Daniel	
<i>Notes de lecture</i>	92
Jacques Daniel	

" Prendre l'air " est une revue semestrielle de l'Association des Amis du Musée Safran (AAMS) dédiée aux matériels aéronautiques et spatiaux conçus, développés - en propre ou en coopération - et produits par le groupe Safran. Gratuite et sans aucun but commercial, elle est diffusée par email. Paraissant depuis janvier 2019, elle couvre toutes les périodes de l'histoire des matériels et équipements des différentes composantes du groupe depuis plus de 120 ans. Certains sujets sont développés sur plusieurs numéros. Imaginée par une équipe de spécialistes référents dans leur domaine, la revue qui se présente sous un format A4 comportant entre 60 à 80 pages, propose au lecteur un itinéraire constitué d'articles illustrés de nombreuses photographies en noir et blanc ou couleur, de dessins, d'écorchés, voire de profils en couleur.

Parallèlement à cette publication bi-annuelle (juin et décembre), des numéros Hors-Série sont également édités. Sous la forme de monographies, les sujets abordés sont : les différents types de moteurs, les aéronefs bancs d'essais volants des propulseurs, les évolutions technologiques mais aussi des biographies d'anciens pilotes d'essais de la SNECMA.

Les articles et illustrations publiées dans cette revue ne peuvent être reproduits sans autorisation écrite préalable.

Editorial

Fidèle à l'esprit de la revue depuis ses débuts, ce seizième numéro de " Prendre l'air " vous offre une variété de sujets allant des réacteurs commerciaux et militaires, aux drones tactiques Sagem " Crécerelle ", " Marula " et " Sperwer " et atterrisseurs (Super-Etendard, l'avion-cargo militaire franco-allemand C-160 Transall).

Pierre Mouton, qui, sur le site de Villaroche, fit toute sa carrière à la Direction Technique de Snecma, vous présente quatre articles décrivant des dispositifs spécifiques aux turboréacteurs ainsi que la maîtrise de leurs nuisances. Le premier concerne leur avionnage et le réglage en vol de leur poussée. Le deuxième s'adresse à l'histoire et à la technologie des inverseurs de poussée, particulièrement à celui du CFM56-2C installé sur les Douglas DC-8 re-motorisés. Le troisième décrit comment la réduction des nuisances reprochées aux turboréacteurs, comme le rejet de gaz carbonique, le bruit et la pollution chimique sont activement combattus par les motoristes et enfin, le quatrième est consacré à l'injection d'eau dans les turboréacteurs, une technique ancienne d'augmentation temporaire de la poussée qui s'est vue supplantée aujourd'hui par la généralisation des dispositifs de post-combustion.

Trois dossiers sont abordés par Albert Grenier : les moteurs destinés à l'aviation commerciale depuis la fin de la seconde guerre mondiale, un petit glossaire et des définitions des technologies utilisées pour augmenter la puissance et la pilotabilité des turboréacteurs et la maintenance des moteurs d'avions commerciaux.

Un précédent numéro de " Prendre l'air " avait évoqué l'histoire des turboréacteurs à vocation militaire aux États-Unis, en Grande Bretagne et en France. Selon le même schéma, mais toujours sans vouloir être tout à fait exhaustif, l'auteur aborde la genèse des turboréacteurs destinés à l'aviation commerciale.

A l'occasion de plusieurs articles relatifs à la genèse et aux développements des turboréacteurs, tant civils que militaires, nous avons fréquemment fait référence aux diverses technologies utilisées par les motoristes pour augmenter la puissance ou améliorer la pilotabilité de leurs moteurs. Dans un but de vulgarisation, il nous paraît maintenant utile de les expliciter.

Comme tous les équipements aéronautiques en service, ou pas d'ailleurs, les moteurs d'avions commerciaux, font l'objet de programmes de maintenance réguliers. Voici un article sur la structuration de la maintenance qui est de deux types : Programmée et Non Programmée.

Comme l'indique la photo en page de couverture une bonne part de ce numéro est consacré au propulseur du Dassault Super Etendard, l'Atar 8K50, au travers de son histoire et du témoignage d'un acteur clef des années 1970 faisant partie du département des essais en vol de la Snecma.

S'il est fréquent de développer un réacteur aéronautique en adaptant une post-combustion à un réacteur déjà mis au point dans une version sans rechauffe, l'inverse, c'est-à-dire la mise au point d'un réacteur sec à partir d'un moteur à postcombustion existant est beaucoup plus rare. C'en est pourtant un exemple que donne la Snecma au début des années 1970 avec l'Atar 8K50, ultime dernière version de la famille.

Mr Daniel François, un ancien ingénieur du motoriste nous a aimablement apporté sa contribution en nous racontant les aléas et les difficultés rencontrées pendant la phase de développement. L'adoption d'une tuyère fixe n'était pas une modification mineure, preuve en est la durée de l'épreuve du Bon de vol - plus longue que prévue initialement - et qui permet de définir les réglages optimaux et consignes d'utilisation en vol assurant le meilleur fonctionnement du système avion-moteur. Malgré tout l'Atar 8K50 a été un BON moteur : il n'a pas posé de problème particulier à ses utilisateurs pendant toute la vie opérationnelle du Super Etendard.

Au titre des matériels conçus par Safran Electronics & Defense (anciennement Sagem), nous abordons l'histoire peu connue de trois drones tactiques : " Crécerelle ", " Marula " et " Sperwer ". Dans le domaine de ces engins sans pilote, il a fallu attendre de longues années pour que les armées françaises acceptent d'en voir l'utilité et admettre ensuite leurs avantages opérationnels et tactiques mais aussi leurs limites. Très rapidement dès les années 1960, l'armée de Terre française entre dans le monde des drones. Tout d'abord dans avec le Nord-Aviation CT-20 suivi la décennie suivante par le drone rapide Canadair CL-89 puis le Bombardier/Dornier/Aérospatiale CL-289 Piver. En 1994, c'est le " Crécerelle " puis, dix ans plus tard, le " Sperwer " et enfin dans les années 2020 le " Patroller ".

Voici un petit tour d'horizon.

Comme à l'accoutumée, ce numéro présente deux atterrisseurs caractérisés par leur robustesse, leur fiabilité et leur longévité (plus de trois décennies) conçus par Messier retirés aujourd'hui du service mais ayant marqué leur époque. Le premier est celui du chasseur embarqué Super-Etendard dimensionné pour absorber des vitesses verticales d'impact à l'appontage sur porte-avions de 6 mètres/secondes, le second celui du bimoteur de transport militaire tactique franco-allemand C-160 " Transall " opérant sur des terrains courts et sommairement ou pas du tout aménagés sur tous les continents, et de tous types : terre (latérite), herbe, gravier, sable, plaques PSP (Pierced Steel Planking).

Enfin, dans la partie notes de lecture, nous vous recommandons deux ouvrages publiés par l'Association pour la Recherche de Documentation sur l'Histoire de l'Aéronautique navale (ARDHAN), l'un sur les Essais en vol rédigé par le pilote d'essais Daniel Pierre, l'autre sur le Musée de l'Aéronautique navale de Rochefort-sur-Mer (1988 - 2024) et l'Association Nationale des Amis du Musée de l'Aéronautique Navale (ANAMAN).

Depuis la parution du premier numéro de " Prendre l'air ", au mois de janvier 2019, la revue a gagné en notoriété : elle est considérée par ses lecteurs comme étant " de haute volée ".

Je vous souhaite une bonne lecture !

L'équipe de rédaction de Prendre l'air

Le mot du Président

De tout un peu avec ces 93 pages aussi riches que variées à savourer sous les frondaisons avec, entre autres, la découverte du monde des " faux bourdons ".

Belle et bonne saison estivale.

Le Président
Jean Claude DUFLOUX

Augmentation de poussée par injection d'eau

Un moyen d'augmenter la poussée d'un turboréacteur existant, facilement et sans trop en augmenter le poids, a été recherché dès le début des années 1940. Deux concepts se sont vite dégagés, la post combustion et l'injection d'eau dans le compresseur. Un turboréacteur Junkers Jumo 004 équipé d'un dispositif de post combustion a été mis au banc d'essai en 1944 et l'injection d'eau a très vite été étudiée par le Groupe " O " d'Hermann Oestrich dès son installation chez Voisin à Decize en 1946. La SNECMA a finalement choisi l'option de la post combustion pour ses moteurs ATAR, mais le concept de l'injection d'eau n'a pas été abandonné et on l'a même retrouvé sur les moteurs Pratt et Whitney P&W JT3 P des premiers Boeing 707. Un ancien commandant de bord d'Air France m'avait raconté à ce sujet qu'au décollage de New York, c'était la course à celui qui monterait le plus vite pour se voir attribuée l'altitude de croisière transocéanique la plus élevée.

Les Boeing 707 avec injection d'eau gagnaient toujours, ce système permettant une augmentation de près de 10% de la poussée. Ce dispositif a par la suite été abandonné par Boeing à cause des difficultés de maintenance résultant de problèmes de corrosion et aussi de l'émission par les moteurs d'une très importante fumée. La photo ci-dessous montre le décollage d'un Boeing KC-135 équipé des mêmes turboréacteurs P&W JT3 avec injection d'eau et l'épais sillage de fumée qu'ils génèrent.

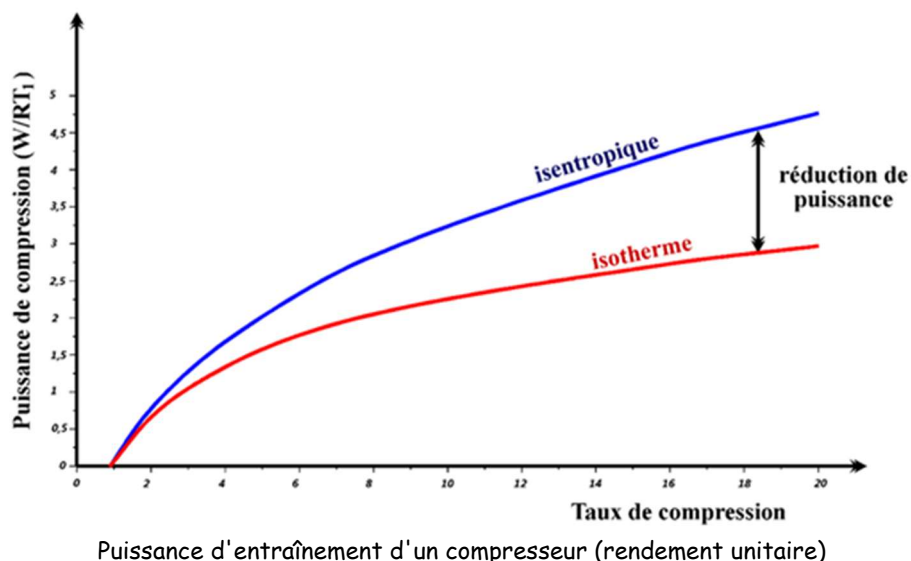


Boeing KC-135 - P&W JT3 C avec
injection d'eau au décollage
(© US Air Force)

N'empêche que le concept de l'injection d'eau était original et qu'il est intéressant d'en rappeler le principe de fonctionnement.

L'augmentation de poussée se fait en injectant de l'eau déminéralisée et pulvérisée à l'entrée du compresseur. Les gouttelettes d'eau se trouvent vite transformées en vapeur par l'échauffement de la compression et cette vaporisation a deux effets, d'une part de refroidir l'écoulement d'air et, d'autre part, d'augmenter le débit volumique du compresseur, son débit massique d'air, qui est contrôlé par le régime de rotation du premier étage, restant pratiquement le même, avec et sans injection d'eau.

Le refroidissement de l'écoulement à l'intérieur du compresseur tend à transformer la compression adiabatique en compression isotherme qui demande une puissance d'entraînement plus faible.



A régime constant, la turbine se contenterait donc d'une température d'entrée plus faible, ce qui permet, en rétablissant la même température d'entrée turbine, d'augmenter le régime de rotation et donc le débit d'air du compresseur, et finalement la poussée. Une deuxième augmentation de l'élévation de température dans la chambre de combustion, permettant, pour la même raison, de diminuer la contre poussée de la turbine est permise par la réduction de la température au refoulement du compresseur que cause la vaporisation de l'eau.

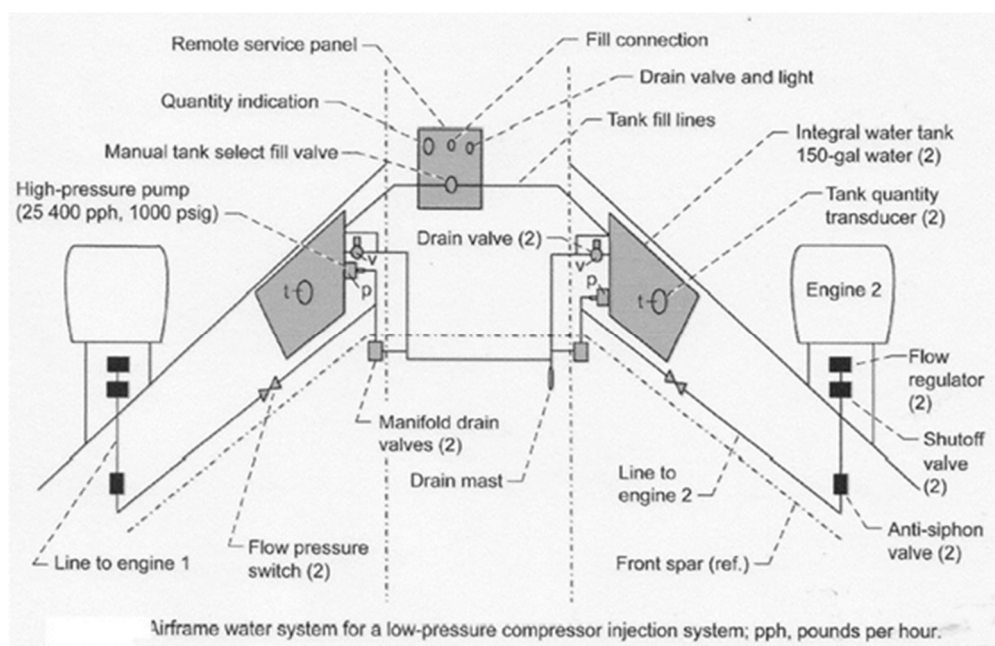
Mais ce n'est pas tout. La vaporisation de l'eau va augmenter le débit volumique du compresseur et donc la vitesse d'écoulement entre les aubes et les redresseurs, et cela d'autant plus que l'on se rapproche de son refoulement. Rappelons que la poussée d'un compresseur est la somme des composantes axiales des forces exercées sur les aubes et redresseurs, qui ont deux origines :

- les forces centrifuges causées par la courbure des profils (effet de fronde),
- les forces de pression dues à la section divergente des canaux inter-profiles.

Ces forces augmentent comme le carré de la vitesse d'écoulement qui, elle, se trouve augmentée par l'augmentation du débit volumique due à la vaporisation. La vaporisation cause donc une augmentation de la poussée du compresseur et une diminution de la contre poussée de la turbine.

Finalement c'est la post combustion qui s'est généralisée comme moyen d'accroître temporairement la poussée, car plus simple et permettant une plus grande augmentation, mais au prix cependant d'une forte consommation de carburant.

Les défauts de l'injection d'eau sont, en plus, de nécessiter l'emport d'eau, inutilisable pour toute autre usage, de nécessiter l'installation d'équipements très lourds et délicats, l'eau n'étant pas un liquide aussi facile à traiter que le carburant.



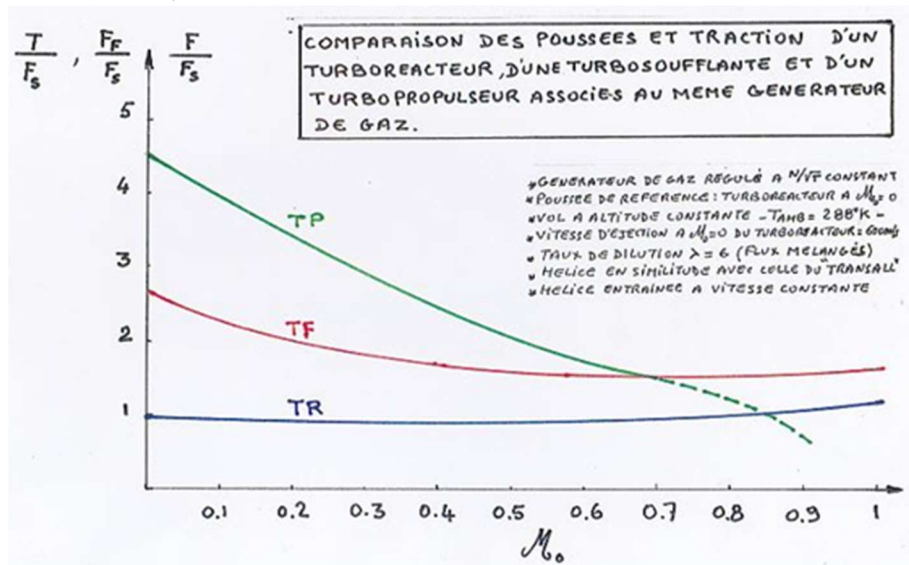
Système d'injection d'eau pour avion biréacteur d'après NASA ASTM 1010-213179 (© DR)

Avionnage des turboréacteurs

Les frères Wright, en 1903 avaient construit seuls l'ensemble de leur premier avion, y compris le moteur. Puis cette pratique a rapidement changé, le moteur devenant la fourniture de " motoristes " indépendants des avionneurs. A ma connaissance, seul Marcel Dassault, dans les années 1960, tenta de retrouver une pleine autonomie dans la conception de ses avions, mais cette initiative échoua. A la différence de la pratique de l'industrie automobile, le moteur d'avion est un composant majeur qui n'est pas conçu, ni produit, par l'avionneur et que celui-ci doit donc acheter ailleurs. Lorsque qu'un avionneur entreprend l'étude d'un nouvel avion, sa seule liberté est alors de définir les caractéristiques désirées pour son moteur et de rechercher le motoriste qui pourra le lui fournir. Le motoriste, par contre, possède bien l'indépendance d'un fournisseur, mais, pour vivre, il doit cependant respecter les désirs de ses clients avionneurs.

Le temps d'étude d'un moteur, étant environ le double de celui d'un avion, demande aux motoristes une forte anticipation de ce que seront les futurs besoins des avionneurs. Un motoriste ne s'autorisera pas les coûts importants de développement d'un nouveau moteur, sans avoir préalablement vérifié que celui-ci ne sera pas, par principe, rejeté par les principaux avionneurs. Il s'ensuit qu'il existe en permanence une relation étroite, qui est cordiale la plupart du temps, entre les motoristes et les avionneurs.

Le choix des caractéristiques d'un moteur devant équiper un nouvel avion est du domaine de l'avionneur et ce choix dépend principalement de la vitesse de vol maximum recherchée pour cet avion. Si l'avion est lent, l'hélice reste une option valable, mais au-delà de $M = 0,7$ le turboréacteur s'impose. Mais se pose alors la question du choix de sa version.



Choix du type de moteur

Obtenir la poussée requise par la vitesse de vol maximum désirée, avec un poids et une consommation minimum, résume les spécifications que devra satisfaire le moteur. En termes plus scientifiques, cela signifie que les pertes énergétiques devront être minimum et que la conversion de l'énergie thermique du carburant en énergie mécanique devra se faire avec le rendement (thermique) maximum. Or ces deux caractéristiques dépendent de la vitesse de vol qui a des effets opposés sur chacun d'eux !

La perte énergétique principale d'un turboréacteur est la déperdition à l'atmosphère de l'énergie cinétique de son jet. Pour voler plus vite, il faut augmenter la poussée et pour cela augmenter le taux de compression du compresseur. Mais la température maximum d'entrée dans la turbine est limitée et toute augmentation du taux de compression augmente aussi la température d'entrée dans la chambre de combustion. Ceci diminue l'apport thermique possible de la combustion, ce qui demande d'augmenter le taux de détente de la turbine, et conduit donc à augmenter sa contre poussée. Augmenter le taux de compression pour voler plus vite est donc une solution qui a ses limites.

Améliorer le rendement thermique demanderait lui aussi de faire croître le taux de compression, mais qui, comme nous venons de le voir, conduirait à une augmentation de la contre poussée de la turbine. Il existe donc un rendement de compression optimum fournissant la poussée désirée avec un poids et une consommation

minimum. Avec l'augmentation de la vitesse de vol, l'échauffement cinétique de l'air à l'entrée du compresseur vient encore réduire la capacité d'échauffement dans la chambre de combustion, ce qui fait que le taux de compression optimum décroît lorsque la vitesse de vol augmente. Ceci explique que le turboréacteur ATAR, avec un faible taux de compression de l'ordre de 5 s'est trouvé parfaitement adapté au Mirage IV qui volait à Mach 2, alors que les moteurs concurrents, comme le J79 de General Electric (GE), auraient eu des taux de compression trop élevés.

Nota : On pourrait se demander pourquoi l'Olympus de Concorde, qui volait également à Mach 2, avait un taux de compression supérieur. La raison en est qu'en cas de panne d'un moteur, l'avion devait continuer sa traversée de l'Atlantique en subsonique, sur trois moteurs.

C'est donc l'avionneur qui choisira le type de son moteur, qui sera à fort taux de compression et double flux pour un avion subsonique ou sera simple flux à taux de compression modéré pour un missile de croisière supersonique.

Après les années d'après-guerre, et avoir connu de nombreuses variantes, l'installation sur avion des turboréacteurs s'est stabilisée autour de deux concepts, l'un en " pod " sous l'aile, sur les avions de transport, aussi bien civils que militaires, et l'autre dans le fuselage sur les avions de combat.



Airbus A340/CFM56-5C- montage en " pod " sous les ailes (© DR)



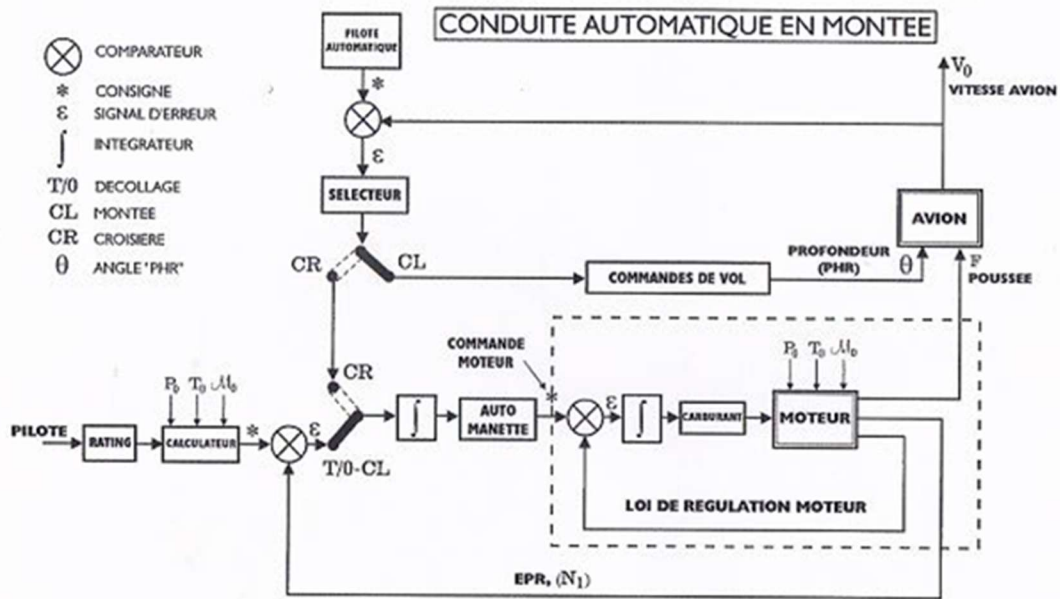
Dassault Rafale/M88 - montage dans le fuselage (© DR)

Les autorités de certification, FAA, CAA et EASA impose aux avions civils de fournir au pilote l'indication que la poussée commandée aurait varié, à cause par exemple d'une détérioration d'un moteur. Une mesure directe de la poussée étant extrêmement compliquée, c'est par la combinaison de paramètres facilement mesurables et représentatifs de la poussée, que cette demande est satisfaite. Sur les turboréacteurs simple flux, une analyse théorique permet d'établir que la poussée est représentée par une fonction de la pression atmosphérique, du taux de détente dans la tuyère et du Mach de vol. Un paramètre nommé EPR (pour Engine Pressure Ratio) est alors indiqué en cockpit pour représenter la poussée du moteur et ses variations. L'EPR peut être également utilisé pour les moteurs double flux, ce qui est encore fait par Pratt & Whitney et Rolls Royce, mais il devient d'autant moins précis que le taux de dilution augmente. Pour l'avion DC-10, General Electric et Douglas ont utilisé autre combinaison de paramètres, basée sur la mesure du régime de rotation de la soufflante, représentant mieux la poussée. Cette méthode s'est généralisée sur toutes les turbosoufflante HBPR (High By Pass Ratio) de GE et CFM.

Le travail des pilotes est aujourd'hui facilité par deux automatismes, l'auto-manette et le pilote automatique (PA), qui permettent de régler automatiquement la poussée du moteur au décollage, en montée et en croisière. L'EPR ou le N1 de décollage est fourni par un calculateur " avion " prenant en compte les caractéristiques de la piste, comme indiqué sur des fiches propres à chaque aéroport (fiches " terrain "), le poids de l'avion, la pression atmosphérique et la température atmosphérique. La consigne d'EPR ou de N1 limitant la poussée à son minimum nécessaire pour assurer la sécurité de l'avion, est envoyée au régulateur du moteur qui par un asservissement va satisfaire cette consigne en faisant varier le débit carburant.

Après la rentrée des volets, à la fin du troisième segment d'envol (400 ft et Vitesse V2 de l'avion), la poussée du moteur est réduite à la " charge " (Rating) " Maximum montée " qui permet de monter le plus vite possible pour économiser le carburant, tout en ménageant le moteur. La poussée du moteur varie avec l'altitude et le Mach de vol, en conservant constante la température d'entrée dans la turbine. La vitesse de l'avion est, elle, maintenue constante par le pilote automatique par action sur les volets de profondeur. Le taux de montée est d'autant plus grand que l'avion est léger.

Arrivé à l'altitude de croisière, l'auto-manette règle la poussée du moteur pour maintenir constante la vitesse de l'avion, tandis que le pilote automatique agit sur les volets de profondeur pour maintenir l'altitude constante.

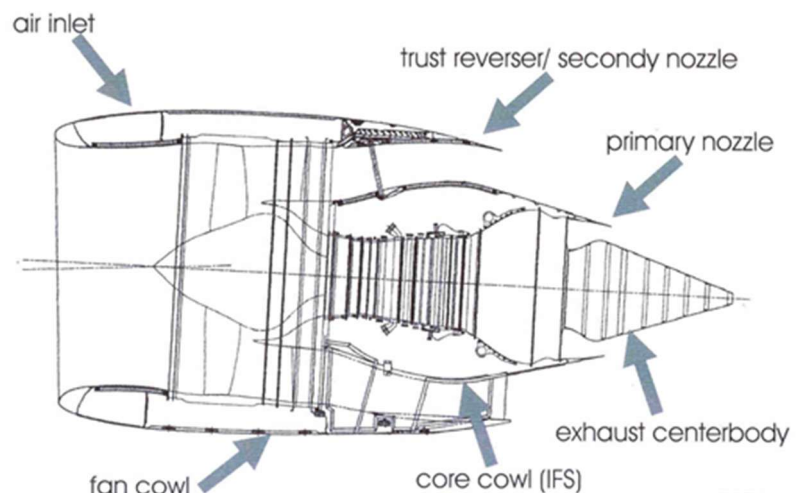


Couplage de l'auto-manette et du pilote automatique.

Le moteur, tel qu'il se présente après installation sur l'avion, est plus complet que la simple fourniture du motoriste. Il doit d'abord être " habillé ", puis " enfermé " dans une nacelle. Avant installation, le moteur doit recevoir des équipements, qui ne sont pas destinés à la propulsion mais à d'autres fonctions propres à l'avion. Ce sont des équipements qui demandent à être entraînés en rotation, comme la génératrice électrique et les pompes hydrauliques. C'est aussi un système de prélèvement d'air destiné à la pressurisation et à la climatisation de la cabine et aussi au dégivrage des ailes. Ce système très complexe, appelé " bleed System " par les anglo-saxons, comporte deux " bouches " de prélèvement d'air sur chaque moteur, l'une au refoulement du compresseur haute pression et l'autre en son milieu, appelés respectivement bouches " HP " et " IP ". Le prélèvement d'air sous pression est d'abord refroidi dans un échangeur " air-air " appelé " pré-refroidisseur " (pre-cooler) puis régulé à pression constante dans une vanne autorégulatrice (PRV) avant d'être envoyé à l'avion.

Cet " habillage " du moteur l'amène à son état " QEC " (pour " Quick Engine Change ") prêt à être installé dans le fuselage des avions de combat ou dans chacune des nacelles des avions de transport. La nacelle est fournie par un troisième industriel, le " nacelliste ", qui peut être indépendant ou encore faire partie du motoriste ou de l'avionneur. La nacelle est composée d'une manche d'entrée d'air avec son propre système de dégivrage, de capots extérieurs pourvus de portes de visite pour la maintenance du moteur, d'un conduit d'air secondaire pour les turbosoufflantes, et de la ou les tuyères suivant que la turbosoufflante est à flux mélangés ou à flux séparés.

Nacelle d'une turbosoufflante HBPR à flux séparés

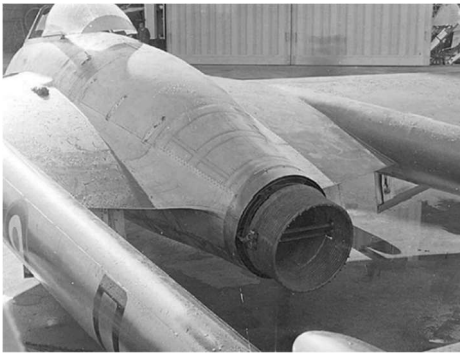


L'inverseur de poussée qui aide au freinage de l'avion à l'atterrissage et parfois même en vol comme sur le Douglas DC8 et Concorde est un composant important de la nacelle. Deux versions existent, soit par " blocker doors " et grilles comme représenté sur la figure ci-dessus, soit par " obstacles " internes ou externes comme ci-dessous.



Inverseur de poussée " aval " du Boeing 737-200 (© DR)

Origine et développement de l'inverseur de poussée du Douglas DC8-70/CFM56



Inverseur de poussée SNECMA sur De Havilland DH 110 Vampire Mk5 (1954) (© DR)

C'est Jean Bertin, un ingénieur de la SNECMA et futur inventeur de l'Aérottrain qui, en 1951, a breveté le premier concept d'inverseur de poussée pour turboréacteur. La SNECMA mit son idée en application en installant un inverseur de poussée à grilles escamotables sur un De Havilland DH100 Vampire. J'ai eu l'étonnement de voir cet avion reculer sur la piste lors du salon du Bourget de 1955.

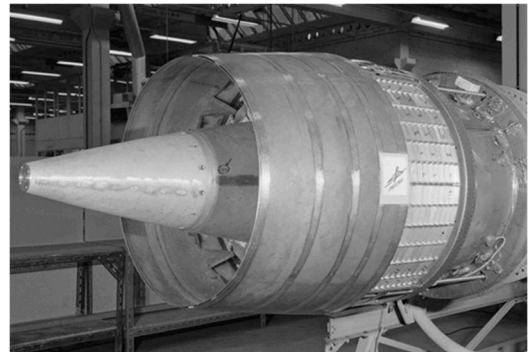
Puis, en 1962, la SNECMA se trouva associée au programme Concorde ce qui lui permit de développer une autre version de l'inverseur "Bertin", dont le dispositif d'inversion de la direction du jet se faisait toujours par des grilles, mais fixes dans ce cas.

Cet inverseur possédait deux "obstacles" internes, du type "piège à loup", pour obturer la veine. Le développement de la commande de ces obstacles par un distributeur à tiroir alimentant des vérins pneumatiques a été la première responsabilité qui me fut confiée à mon retour d'Algérie après mon service militaire. La photo ci-dessous représente un des quatre arrière corps d'éjection de l'avion de présérie. On y voit les obstacles (fermés) les grilles d'éjection et la tuyère secondaire.

Le troisième inverseur de poussée développé par la SNECMA a été celui, en 1969, du Dassault Mercure, un avion dont seulement 10 exemplaires seront achetés par Air Inter.



Ensemble d'éjection de Concorde O1 (présérie) - 1969 (© DR)

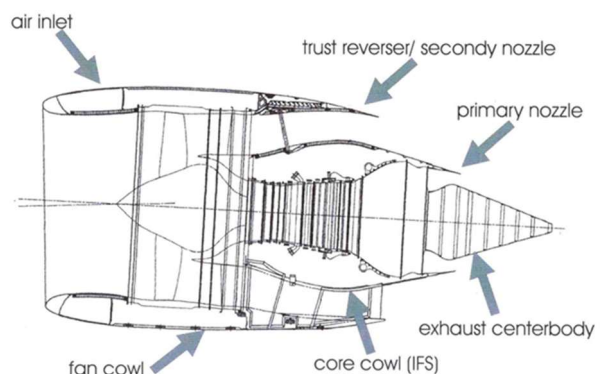


Inverseur de poussée et tuyère du P&W JT8D du Dassault Mercure (© DR)

Le concept de cet inverseur s'inspirait de ceux des nouveaux moteurs HBPR (High By Pass Ratio ou moteur à haut taux de dilution) qui venaient d'entrer en service. Il était du type dit à "capot coulissant - blocker doors - grilles", l'entraînement du capot mobile se faisait par quatre vérins à vis, mis en rotation par des arbres flexibles et un moteur à air. En service commercial intensif, l'inverseur du Mercure ne posa aucun problème.

En 1978, CFM a obtenu de Boeing d'équiper un Boeing 707 avec des moteurs CFM56 et de faire des vols de démonstration. Les moteurs devaient être équipés d'un inverseur de poussée qui, de par le partage des tâches, devait être développé par la SNECMA, son système de commande devenant de la responsabilité de mon équipe YZP.

Configuration de la nacelle du Boeing 707/CFM56



Nous pensions, à l'époque, que ce programme devait préparer une re-motorisation de cet avion qui était en service dans de très nombreuses compagnies aériennes. Mais les plus perspicaces d'entre nous avaient déjà compris que l'avion était trop petit pour que l'entreprise soit économiquement viable.

Nous n'avions que peu de temps et l'avion, n'ayant pas un futur commercial très prometteur, il a été naturel de s'inspirer d'un inverseur existant. Le concept de la structure de l'inverseur de poussée du General Electric (GE) CF6-50 équipant le Douglas DC10 s'était naturellement imposé et la SNECMA sous traita à Latécoère son adaptation au CFM56, mon groupe conservant la responsabilité du développement de son système de commande. Deux approches étaient possibles, l'une par commande hydraulique, et l'autre par commande pneumatique. GE ayant rencontré beaucoup de difficultés avec la commande pneumatique du DC-10, était favorable à l'hydraulique et à une réutilisation du système de commande de l'inverseur de poussée des moteurs GE TF39 du C5-A Galaxy. Pour ma part j'étais favorable à la solution pneumatique à laquelle mes expériences Concorde et Mercure m'avaient préparé. Or le Boeing 707 n'avait pas de pompes hydrauliques sur ses moteurs externes, ce qui évita un nouveau débat avec GE.

Par simplification, l'inverseur de poussée du B707/CFM56 fut équipé de quatre vérins, au lieu de six pour le DC-10, ce qui força à attacher ensemble les capots mobile gauche et droit. Je n'eus aucune difficulté d'obtenir de la société AiResearch d'adapter au Boeing 707/CFM56 le moteur à air de l'inverseur de poussée du DC-10 qu'elle fabriquait déjà pour GE. Ne restait plus qu'à développer les quatre vérins, qui furent sous-traités à Hispano Suiza, et divers capteurs, câbles flexibles et composants annexes. Nous y avons ajouté un gros crochet de verrouillage escamotable, bien visible, à des fins de sécurité supplémentaire.



Vérin d'inverseur de poussée du B707/CFM56 (© DR)

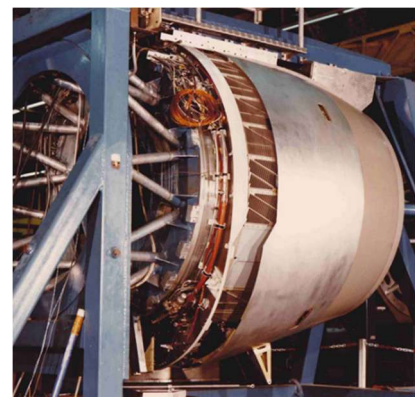
Cet inverseur de poussée a assuré tous les vols de démonstration du Boeing 707/CFM56 sans aucun incident.

Le seul débouché du Boeing 707/CFM56 a été la re-motorisation des ravitailleurs KC-135 de l'USAF, qui a constitué malgré tout un énorme marché, mais ces avions ne nécessitaient pas d'inverseur de poussée ! Une retombée secondaire de ce programme aura été de lancer la re-motorisation des Douglas DC-8 series 70, avions beaucoup plus gros que le Boeing 707 et beaucoup mieux adaptés au CFM56.

Une des particularités du DC8 était l'utilisation de ses inverseurs de poussée en vol, comme aéro-freins. Cette différence avec le Boeing 707 faisait que la commande pneumatique que nous venions de développer n'était plus utilisable car devenant sous-dimensionnée. La structure de l'inverseur, semblable à celle du B707/CFM56, fut confiée à Hispano Suiza et la politique d'adaptation d'une commande existante, hydraulique celle-là, fut reconduite avec le choix de la commande de l'inverseur de poussée du GE TF39 équipant le cargo Lockheed C5-A Galaxy.



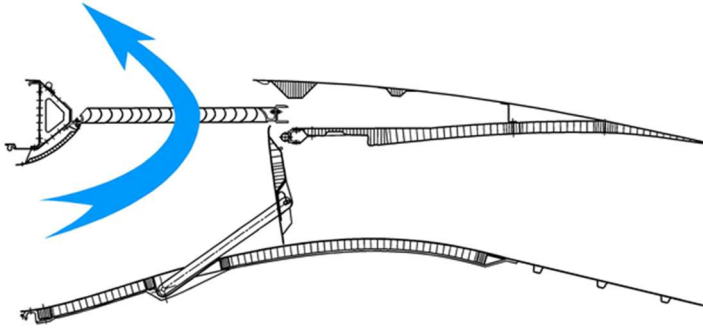
Lockheed C5-A Galaxy (© US Air Force)



Inverseur de poussée du DC8-70 sur son bâti de montage (© DR)

La structure conçue par Hispano Suiza pour l'inverseur de poussée du DC8/CFM56 ressemble à celle du B707/CFM56, qui d'ailleurs avait sans doute déjà été copiée du C5-A.

Le déplacement du capot mobile entraîne la mise en place de " blocker doors " obturant la veine et découvrant les grilles par où s'échappe le jet.



Déviation du jet par translation du capot mobile (DC8 70/CFM56)
d'escamotage en secours alimentée par un circuit hydraulique indépendant. Très sage décision que nous conservèrent car l'" autorestow " sera, quelques années plus tard, responsable du crash à Bangkok du B767 de Lauda Air. La course des quatre vérins commandant la translation des capots mobiles a été adaptée à celle des capots mobiles de l'inverseur du DC-8 mais ces vérins ont cependant conservé tous les composants internes de ceux du TF39.

Ces vérins étaient du type " télescopique ", la section active de leurs pistons étant plus importante dans le sens de leur rétraction quand les efforts aérodynamiques sont les plus grands mais quand aussi le temps de transit peut être augmenté permettant ainsi de garder un débit de fluide hydraulique constant. Une vis et son écrou étaient logés l'intérieur de la tige des vérins ce qui permettait à

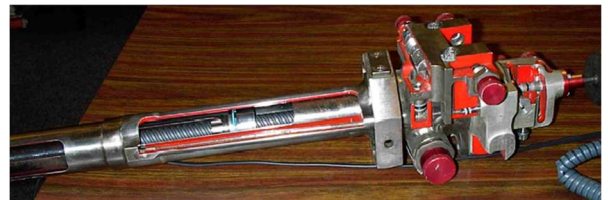
une roue à rochets d'agir comme verrou pour en bloquer le déplacement, de synchroniser les vérins entre eux par des câbles rotatifs installés à l'intérieur des tuyauteries d'alimentation, de détecter que les vérins étaient escamotés et verrouillés et enfin d'assurer, en position "escamotée" et lorsque la pression hydraulique d'alimentation est " coupée ", le maintien des capots mobiles sur leur joint d'étanchéité. La réalisation des vérins du DC8-70 avait été confié à National Waterlift qui était déjà le fournisseur de ceux du TF39. Ces vérins étaient alimentés par un système de distributeurs et de composants hydrauliques très complexes. Ce système avait été conçu et fabriqué par la société américaine Fluid Régulator pour le TF39. Par décision SNECMA et contre mon grès, Messier en a alors réalisé une copie de. Pour compenser cet acte indélicat, Messier avait alors octroyé à Fluid Regulator le droit de réparation de ce bloc en retour de service.

Parmi les différents composants du système de commande l'un est particulièrement original. C'est le détecteur de position des capots mobiles qui assurait à la fois l'indication au pilote et le contrôle des différentes séquences du déploiement et de l'escamotage. Le " curseur " d'une rampe hélicoïdale à pas d'hélice variable était entraînée par les capots mobiles et une came, mise en rotation par la rampe, actionnait des micro-rupteurs électriques et un clapet pneumatique. Le clapet pneumatique permettait au régulateur du moteur (MEC) de " décaler " le programme d'ouverture des vannes de décharge du compresseur BP (VBV) lorsque l'inverseur était en configuration " sortie ".



Système de détection de la configuration de l'inverseur de poussée du DC8-70/CFM56 (© DR)

Le schéma ci-dessous représente l'ensemble du système. On y voit le bloc de commande, les quatre vérins, le système de détection de position avec ses capteurs, les connections hydrauliques et enfin la rampe de



Ecorché d'un vérin d'inverseur de poussée du DC8-70/CFM56 (© DR)

transmission au système " interlock " commandant le retour automatique du moteur en cas de déploiement intempestif de l'inverseur.

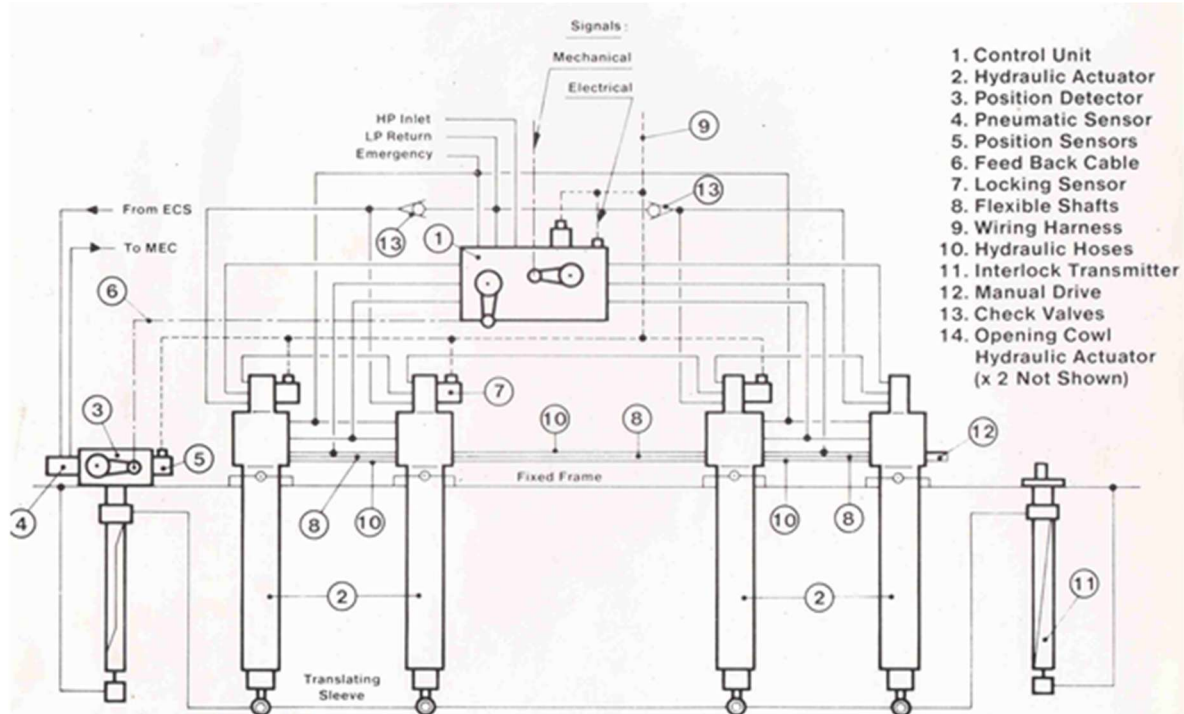


Schéma du dispositif de commande de l'inverseur de poussée du DC8-70/CFM56 (© DR)

Le développement de l'inverseur de poussée du DC8-70/CFM56 a été extrêmement (trop ?) rapide. Les premiers inverseurs de série étaient déjà livrés aux chaînes de remotorisation des avions alors que l'inverseur n'était pas encore certifié, ce qui fait que ses dernières modifications ont dû être introduites directement sur les avions. Et ce qui devait arriver arriva ! Le déverminage de l'inverseur s'est fait directement sur avions après leur mise en service commercial. Deux premières pannes de jeunesse se sont vite révélées, la perte en vol des portes ventrales d'accès aux verrous liant les capots mobiles et la perte de leur dispositif de guidage supérieur conduisant à leur arrachement. Perdre en vol des composants d'un avion représente un danger certain, pour l'avion et pour les habitants se trouvant sous la trajectoire du vol. Ces deux problèmes ont vite été résolus par l'introduction d'une nouvelle porte avec une charnière " piano " et des coulisseaux renforcés pour le guidage des capots sur leurs rails supérieurs.



Arrachement d'un "transcowl" en vol



Dégâts associés sur moteur adjacent

Perte en vol d'un capot mobile sur un DC10-73 de Transamerica. (© DR)

Un troisième incident, qui aurait pu se terminer en catastrophe, s'est produit moins de six mois après l'entrée en service des avions. De nuit et en montée, l'inverseur de poussée du moteur externe gauche d'un DC8-71 de Delta Airlines s'est déployé intempestivement. Le dispositif de retour automatique au ralenti du moteur n'a pas fonctionné car étant en panne " dormante " (rupture du fusible permettant au pilote de " contrer " cette commande). Le pilote a perdu temporairement le contrôle de son avion mais a pu rétablir une trajectoire contrôlée en coupant le moteur et en rétractant l'inverseur par le circuit de secours. Le déploiement de l'inverseur avait été provoqué par une rafale et la rupture " dormante " des quatre écrous des vis de synchronisation internes aux vérins avait fait perdre leur verrouillage. L'enquête déterminera que la cause la

plus probable de ces ruptures avait été l'erreur de manipulation d'un mécanicien lors de l'introduction d'une modification, nécessaire à la certification, sur la chaîne d'avionnage de Delta Airlines.

Ces premiers incidents passés, l'inverseur de poussée de la flotte de Douglas DC8-70/CFM56, soit plus de 500 exemplaires, a poursuivi une vie sans histoire pendant plus de 30 ans.

Cet inverseur sera le dernier modèle d'inverseur produit par la SNECMA, Hispano Suiza reprenant l'entière responsabilité, y compris celle de leurs systèmes de commande, des inverseurs qui suivront, pour l'Airbus A320, l'A340 et l'A380. L'A330 viendra s'ajouter à cette liste après fusion d'Hispano Suiza avec Hurel Dubois. L'inverseur de poussée du Sam 146, équipant le Sukoï Superjet, a également été développé par Safran Nacelles, dernier nom des installations du Havre.

Nuisances causées par les turboréacteurs

Comme toute machine, les turboréacteurs n'ont pas que des effets positifs et sont l'objet de nombreuses critiques, tant pour les désagréments qu'ils peuvent causer au public que pour leurs impacts sur l'environnement. Parmi ces aspects négatifs figurent le bruit qu'ils émettent lorsque fonctionnant à forte puissance, les agents polluants, et maintenant l'émission de CO_2 , contenus dans leur gaz d'échappement, qui serait une des causes principales du réchauffement climatique.

Le bruit des avions s'est accru avec l'apparition des premiers avions à réaction. Tant que ceux-ci sont restés peu nombreux, leur bruit a été accepté et je me rappelle encore passer des heures entières le dimanche à Orly, comme le chantait Gilbert Bécaud, à admirer les Caravelles et les Boeing 707 évoluant sur les parkings attendant à l'aéroport, et qui pourtant faisaient un bruit d'enfer. L'activité que procurait le trafic aérien a poussé le personnel qui y travaillait à d'abord vivre près des aéroports et ensuite à se plaindre du bruit ! Le bruit des moteurs au décollage a été un des freins, surtout aux USA, qui a affecté l'essor commercial de Concorde. Ce problème a fortement été adouci avec l'introduction des turboréacteurs double flux sur les premiers " wide bodies ", leur plus faible vitesse d'éjection limitant fortement le bruit. Mais cela n'a pas encore été suffisant et les normes acoustiques de certification devenant de plus en plus exigeantes, les motoristes ont été amenés à développer des dispositifs limitant le bruit directement à sa source, comme les silencieux et les parois spécialement conçus pour amortir le bruit. Ces dispositifs seront décrits plus en détail dans un prochain chapitre.

Le public est moins attentif à la présence des produits polluants contenus dans les gaz s'échappant des tuyères et se mélangeant à l'air ambiant. Le taux d'émission de ces produits, qui comprennent les fumées, l'oxyde de carbone (CO) et surtout les oxydes d'azote (NO_x), est limité par la réglementation. Les oxydes d'azote en particulier sont hautement nuisibles car ayant un impact sur l'environnement. Il y a maintenant plusieurs dizaines d'années, on les avait accusés de détruire la couche d'ozone protégeant la planète des rayonnements ultraviolets, là encore l'avenir commercial de Concorde en avait beaucoup été affecté. Le " trou " de la couche d'ozone qui devait se trouver agrandi par l'émission de NO_x des avions allait détruire toute vie sur terre. C'était il y a 40 ans et on n'en parle plus aujourd'hui, comme, à la fin du siècle je l'espère, on ne parlera plus du CO_2 !

La lutte contre les émissions de CO_2 a pris le relais de celle contre les NO_x et conduit aujourd'hui à une révolution dans nos modes de vie. L'aviation n'y a pas échappé. La combustion des hydrocarbures génère du dioxyde de carbone (CO_2), gaz essentiel à la vie sur terre, mais de nos jours, tenu pour responsable du réchauffement certain de la terre et que tout le monde peut constater, en particulier, par la fonte des glaciers. La réponse de l'industrie a tout d'abord été de tenter de remplacer les hydrocarbures par un autre carburant dont la combustion ne produit pas de gaz à effet de serre. L'hydrogène a initialement été considéré jusqu'au moment où une idée géniale de solution a été trouvée. Les végétaux consommant pour se développer le CO_2 contenu dans l'atmosphère, il suffisait donc de fabriquer du carburant avec des végétaux pour absorber celui émis par les moteurs. Ce nouveau carburant qui va se généraliser dans les années à venir est appelé SAF, pour " Sustainable Aviation Fuel ". Il est fabriqué à partir de végétaux qui se régénèrent naturellement et de déchets organiques.



Principe de l'annulation du bilan CO_2 par utilisation de carburant SAF (© DR)

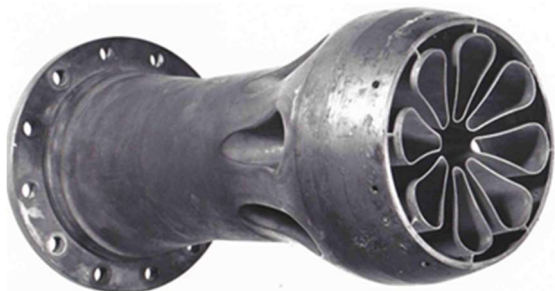
Concepts de réduction du bruit des turboréacteurs

La pression de l'air ambiant peut être l'objet d'oscillations qui agissant sur le tympan de notre oreille est transmise à notre cerveau qui la traduit en une sensation, appelée " bruit ". Cette sensation peut être agréable ou gênante, voire douloureuse quand son niveau est trop élevé.

Le bruit généré par les turboréacteurs provient de l'instabilité provoqué le plus souvent par un jet à grande vitesse se mélangeant dans un milieu à plus faible vitesse. Plus la vitesse du jet est grande plus l'intensité du bruit est importante.

Le bruit peut être réduit de deux façons, soit en limitant son intensité à la source, soit en la réduisant avant que le bruit " s'échappe " vers l'extérieur du moteur.

La première approche se réalise en réduisant la vitesse du jet avant qu'il se mélange à l'air ambiant extérieur et pour cela on le mélange, préalablement à son éjection, avec un écoulement d'air à plus faible vitesse.

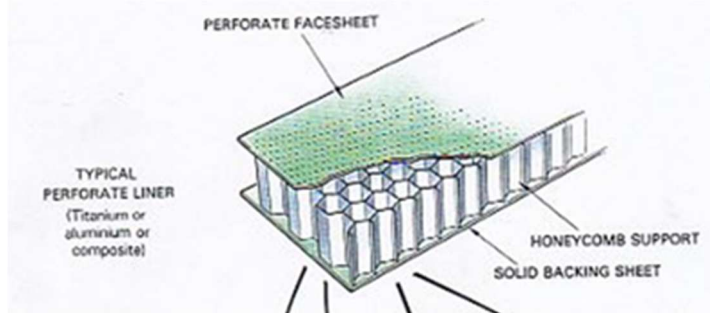


Dispositif d'essai d'un silencieux de jet pour moteur Marboré II (1) (Photo P.Mouton)

La plupart des silencieux de jet des années 1960 fonctionnent sur ce principe qui, cependant, peut réserver des surprises. Il était prévu d'équiper le moteur Olympus de Concorde d'un silencieux de ce type, escamotable de surcroît pour éliminer sa perte de charge au-delà de la phase de décollage, là où la réduction du bruit n'était plus recherchée. La réduction du bruit était effective mais la perte de charge diminuait la poussée et pour rétablir celle d'origine, sans silencieux, il fallait augmenter le régime du moteur et cette augmentation générait un bruit supérieur

à la réduction de bruit qui venait d'être réalisée. Les silencieux escamotables de Concorde ont donc été abandonnés alors que leur production en série était déjà lancée !

La deuxième approche consiste, alors que le bruit est déjà émis, à en réduire l'intensité avant que l'écoulement sorte du moteur. Pour cela on réduit l'amplitude de ses oscillations de pression en tapissant les parois canalisant l'écoulement de multiples petites cavités borgnes débouchant dans le conduit principal par un petit trou. Ces cavités ne sont pas en contact direct avec l'écoulement principal et, l'air étant compressible, leur pression interne ne peut pas suivre avec la même amplitude les oscillations de pression de l'écoulement, surtout à haute fréquence. Un débit d'air dans les petits orifices d'alimentation de ces cavités, les alimentant et les vidangeant alternativement, est donc continuellement présent et ce débit à la traversée de ces orifices subit une perte de charge. Cette perte de charge diminue l'amplitude des oscillations de pression de l'écoulement principal et réduit donc le bruit qu'il émet à sa sortie à l'atmosphère. Ce dispositif est surtout employé pour réduire le bruit émis par les aubes des soufflantes de turboréacteurs à grand taux de dilution (HBPR).



Paroi perforée d'atténuation de bruit (© DR)

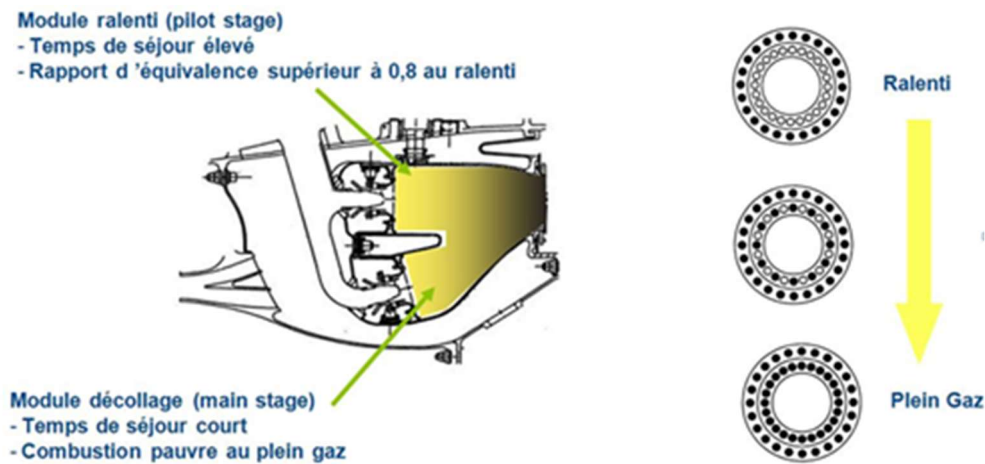
Limitation du taux d'oxyde d'azote produit par les turboréacteurs

La combustion des hydrocarbures dégage principalement des oxydes de carbone (CO et CO_2) et de l'eau, mais aussi, en plus petite quantité, des oxydes d'azote (NO_x) qui sont extrêmement nocifs pour l'homme et l'environnement. Les oxydes d'azote se forment par le contact d'oxygène et d'azote portés à très haute température. La quantité générée augmente avec la durée du contact. Le taux d'émission est limité par la réglementation et les chambres de combustion doivent donc être conçues pour en limiter la concentration dans l'air ambiant.

A ce point le concepteur se heurte à un conflit. Pour limiter l'émission des NO_x il doit limiter le pic de température dans la zone primaire de la chambre, ce qui demanderait, lors du fonctionnement à haut régime, de limiter la richesse air-carburant dans cette zone. Ceci conduirait à une chambre de combustion avec une

zone primaire de grand volume. Le concepteur doit aussi, à bas régime, maintenir la richesse au-dessus de la limite d'extinction pauvre, ce qui, au contraire demanderait de réduire la taille de la zone primaire. Face à ces exigences antagonistes deux approches sont mises en pratique, soit de concevoir deux chambres de combustion en une, une petite pour les bas régimes et une plus grande à haut régime, soit de réduire le pic de température en diminuant la richesse dans la zone primaire tout en conservant le même débit de carburant.

La configuration à deux chambres a d'abord été développée par GE qui l'a appliquée aux premiers CFM56-2C. C'était la configuration dite "sector burning" où seulement 15 injecteurs sur 20 étaient alimentés à bas régime. Puis, toujours aux USA et sous financement de la NASA, GE et Pratt & Whitney ont développé le concept du "staged burning" où deux chambres, en parallèle chez GE et en série chez P&W, sont utilisées, une seulement étant allumée en permanence et servant de flamme "pilote" à la deuxième qui n'est allumée qu'au-delà du ralenti.



Concept de la chambre à deux têtes en parallèle (© DR)

L'autre configuration, dite du "pré-mix", consiste non plus à pulvériser directement du carburant liquide dans la zone primaire mais d'y injecter un mélange "pré-mixé" de carburant et d'air ce qui, sans limiter le débit carburant, permet d'augmenter l'apport d'air dans la zone primaire et donc, en l'appauvrissant, de réduire son pic de température. Cette dernière technique est appliquée sur les moteurs LEAP de CFM International.

Note de fin

(1) D'une masse de 9 kg et d'un encombrement réduit, le dispositif baptisé "Pamplemousse" a été expérimenté en vol en 1960 sur le Fouga CM-170 Magister n° 35 lors des phases de décollage, vol et atterrissage. Son nom est dû à la forme particulière de la sortie du silencieux lorsqu'il n'est pas capoté.

Les drones tactiques Sagem : "Crécerelle", "Marula", "Sperwer"

Conçus et produits par la Sagem, trois drones ou engins volant sans pilote (1) sont exposés dans le musée aéronautique et spatial du groupe Safran de Villaroche : Crécerelle, Marula et Sperwer. Equipés d'une hélice propulsive, leur mise en œuvre ne réclame pas de piste de décollage ou d'atterrissage : ils sont lancés par une catapulte pneumatique et récupérés par parachute et coussins gonflables (airbags). Excepté le Marula non construit en série, le Crécerelle et le Sperwer ont été utilisés au cours des trois dernières décennies pour différentes missions dont les principales sont la photographie aérienne et le renseignement.

Le "Crécerelle"



Conçu au début des années quatre-vingt-dix, le drone Crécerelle effectue son premier vol en 1994 puis rentre en service au sein de l'Armée de Terre française en mai 1995. Développé à partir de l'engin cible britannique "Banshee" (dont le premier modèle date de 1983), l'appareil a été construit à plus de 5000 exemplaires pour une douzaine de nations dans le monde. Le programme est également issu des expérimentations MART (Mini Avion de Reconnaissance Tactique) menées par l'armée de Terre de 1985 à 1993.

Le Crécerelle est un drone de surveillance du champ de bataille chargé de l'acquisition du renseignement tactique dans le cadre des crises de faible ou de moyenne intensité. Il évolue dans un rayon d'action d'une cinquantaine de kilomètres et dispose d'une autonomie de 3 heures 30. Dotée de 6 drones légers télépilotes, d'une station et d'un dispositif de lancement, la première unité de Crécerelle est livrée à l'armée de terre française en mai 1995 et la seconde en juin 1996.

Equipant le 61^{ème} Régiment d'Artillerie de Chaumont Sémoutiers ("Les Diables noirs"), à raison de 15 exemplaires, le système Crécerelle passe l'épreuve du feu à plusieurs reprises dans les Balkans, en 1996. Déployé au sein de la SFOR (Stabilization Force) en Bosnie en 1998, il effectue 16 vols (1 perte), le système est ensuite utilisé en Macédoine pendant la crise du Kosovo où 47 missions sont réalisées. Sept vols ont également lieu dans la province nord du Kosovo au profit de la KFOR (Kosovo Force). Trois exemplaires sont perdus durant ce conflit.

Le système Crécerelle est doté d'une charge utile de guerre électronique (brouillage des communications tactiques adverses ou ECM). La capacité multi charge et le principe du "hand-over" entre stations sol montrent l'élargissement de la gamme des missions qui sont envisagées pour les drones.

Menée dans les années 1990, l'expérience Crécerelle a permis d'améliorer la configuration pour s'adapter aux exigences formulées par les Pays-Bas (amélioration des performances, conception en vue de la certification des drones).

Description

Le drone se caractérise par son fuselage cylindrique et sa voilure en delta. Une fois lancé à partir de sa rampe (désignée par l'acronyme DDLT pour Dispositif De Lancement et de Tir) via un booster ou à l'aide de Sandow, l'hélice propulsive associée à un moteur 2 temps prend alors le relais, permettant au drone d'accomplir sa mission à la vitesse de 160 km/h, soit de manière autonome, c'est-à-dire en suivant une trajectoire préprogrammée, soit radiocommandé depuis une station au sol (qualifiée de Centre de Direction et d'Exploitation, ou CDE), constituée d'un poste de navigation, d'un poste de pilotage ainsi que d'un poste de traitement des données recueillies.

Destiné à l'acquisition du renseignement tactique en temps réel et en temps différé et de jour comme de nuit, le système se compose de :

- une station sol pour la programmation des vols, le pilotage du drone et l'exploitation en temps réel des images issues des senseurs embarqués dans le drone,
 - un véhicule lanceur avec catapulte pneumatique,
 - six drones,



- un dispositif de transport des avions.



Propulsé par un moteur à piston, il peut atteindre une vitesse de 240 km/h avec une altitude de vol située entre 300 et 3 000 m. Son autonomie est de 3 heures 30 et il dispose d'une caméra CCD (Charge Coupled Device) dite panoramique, de 2 caméras lignes opérant dans le visible et l'infrarouge (chaque caméra ligne correspond à un scanner qui enregistre une ligne à la verticale du drone, l'avant du drone permet la constitution des images). Sa précision de localisation est inférieure à 20 m et son élongation maximale pour la transmission en temps réel est de 50 km.

Afin d'augmenter sa survivabilité, 6 contre-mesures thermiques peuvent être ajoutées. Dans le but de développer sa capacité multirôle, le Crécérelle existe, à partir de 1999, en version " guerre électronique ", sa principale utilisation consistant alors au brouillage des communications adverses. Baptisée Crécérelle ECM, ce modèle ne correspond pas à une évolution de la version de reconnaissance, mais à une révolution dans le milieu des UAV (Unmanned Aerial Vehicle), puisqu'il s'agit du premier drone destiné au brouillage de communications. Evaluée entre 2001 et 2003 par le 54^{ème} Régiment des Transmission, cette version a réussi à " plonger dans le noir " une brigade entière de l'Armée de terre, lors d'un exercice.

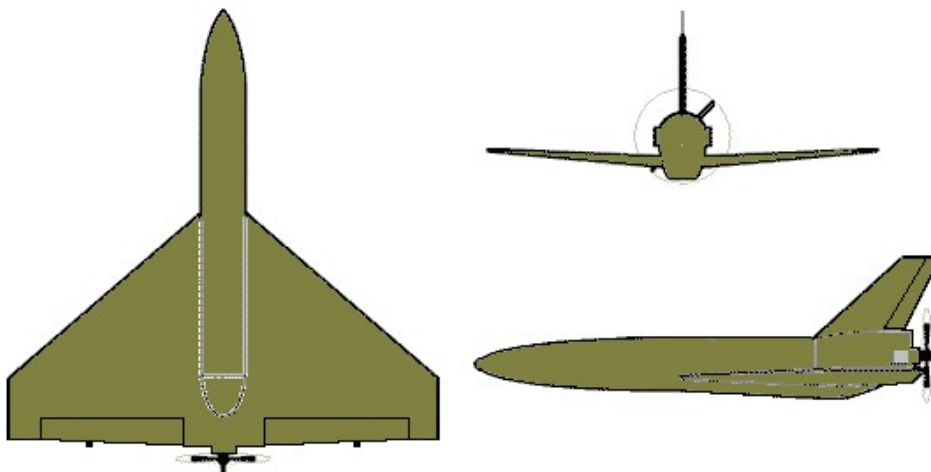
Une fois sa mission accomplie, le Crécérelle est récupéré grâce à un parachute, le drone n'étant pas pourvu de train d'atterrissage. Il peut alors être rééquipé en vue de sa prochaine sortie au niveau du Dispositif de Récupération et de Reconditionnement, ou DRR.

Au fil du temps les principales modifications apportées au Crécérelle original consistent en l'augmentation de la charge utile (de 10 kg environ), d'une autonomie supplémentaire d'une heure et d'un rayon d'action légèrement supérieur. Concernant les équipements, outre le pod de brouillage BRED de 12,5 kg développé par Thalès, deux antennes fouets rétractables ont été ajoutées, sans dégradation de l'aérodynamisme du drone.



Une section de Crécérelle du 61^{ème} RA est déployé opérationnellement au Kosovo entre avril et juillet 1999. Au cours de cette campagne, diurne et nocturne, 43 vols sont opérés mais avec la perte de 5 drones dont 3 par suite de tirs sol-air, un par suite de problème d'ouverture de son parachute, le dernier sur perte de contrôle par son opérateur.

Retiré du service opérationnel à l'été 2004, le Crécérelle a constitué la base de développement de la génération suivante d'avion sans pilote : le Sperwer.



Plan trois vues du drone Crécérelle

Les " diables noirs ", 61^{ème} Régiment d'Artillerie. La tête de diable rappelle le surnom donné par les allemands au régiment lors de la Première Guerre mondiale. La fourragère rouge est en évidence car le 61^{ème} est le seul à en être titulaire. Le blason de Metz rappelle la ville de garnison lors de la création de l'insigne.



Camion tout terrain ACMAT

Fabriquée par les ateliers de constructions mécaniques de l'atlantique (ACMAT) est un véhicule multifonction (transport de personnel, de matériels ou véhicule support d'armes) à 4 ou 6 roues motrices (suivant la version).

Sa rampe limite en charge est 65% et son dévers de 30%. Il peut faire des passages de gués de 0,9 m. Il est aérotransportable par avion-cargo C-130 " Hercules " ou C-160 " Transall " sans dépose des fardeaux.

Caractéristiques techniques

Drone Crécerelle	
Longueur	2,9 m
Envergure	3,2 m
Masse maximale au décollage	170 kg
Masse à vide	135 kg
Vitesse de croisière	150 km/h
Altitude opérationnelle	300 à 3000 m
Capacité du réservoir	30 litres
Type de propulsion	Moteur thermique à piston bicylindre 2T
Puissance du moteur	18,3 kW (28 Ch)
Lancement	Par rail monté sur un véhicule avec catapulte pneumatique. Propulsion arrière.
Récupération	Par parachute
Navigation	Autonome programmée avec localisation par GPS télépiloté jusqu'à 50 km
Senseurs embarqués	- Caméra TV vidéo-panoramique - 2 caméras-lignes opérant dans le visible et l'infrarouge : chaque caméra ligne correspond à un scanner qui enregistre une ligne à la verticale du drone, l'avant du drone permet la constitution des images.

Le " Marula "

Correspondant à une évolution du " Crécerelle ", le drone de reconnaissance/surveillance " Marula " possède une distance de contrôle augmentée (100 contre 91 km), une envergure plus faible (2,2 m contre 2,9 m), ainsi qu'une nouvelle motorisation. Développé à la fin des années quatre-vingt, l'appareil qui vole pour la première fois en 1991, est doté d'une formule aérodynamique originale : un delta inversé avec travelons en bouts d'ailes lui permettant d'effectuer des virages à plat. Sa mission est destinée à l'attaque anti-radar ou mission SEAD (Suppression of Enemy Air Defense) dans la profondeur, 200 à 300 km.

Son lancement est assuré par un booster à poudres, le temps de quitter sa rampe de lancement, puis par une hélice bipale entraînée par un moteur rotatif de 38 ch. Le vol est préprogrammé et se déroule de manière autonome grâce à une centrale inertielle embarquée, couplée à un récepteur GPS.

En contact radio avec la station sol jusqu'à une distance de 70 km, le " Marula " peut ensuite poursuivre sa mission jusqu'à des distances de 400 km avec une charge utile de 35 kg. Cette charge pouvant être au choix une charge à fragmentation ou des dispositifs d'observation, de brouillage ou de leurrage électromagnétiques.



Drone " Marula " (© DR)

La formule aérodynamique permettait une capacité de recalage dynamique lors de la phase finale de plongée vers la cible.

Qualifié pour le vol en 1992 le " Marula " est abandonné en 1995.

Caractéristiques techniques

Drone Marula	
Longueur	2,1 m
Envergure	2,3 m
Masse maximale au décollage	130 kg
Vitesse de croisière	180 km/h
Vitesse maximum	280 km/h
Plafond	500 m
Autonomie	3 heures
Motorisation	Moteur rotatif Norton NR731
Puissance du moteur	38 Ch
Portée des liaisons	70 km

Le "Sperwer"

Dérivé du Crécérelle, la conception du drone tactique de renseignement Sperwer remonte aux années 1990. Il appartient à la catégorie MALE (Moyenne Altitude, Longue Endurance). L'armée néerlandaise, étant la première à le mettre en service, le terme Sperwer vient du néerlandais signifiant : faucon crécérelle, un nom qui fait référence à la vue perçante du rapace.

L'engin volant dispose d'ailes en double delta et d'une double dérive et bénéficie d'un système d'antigivrage par réchauffage des bords d'attaque de la voilure ce qui lui permet d'évoluer, à la différence du Crécérelle, dans des conditions météo défavorables. Il est propulsé par un moteur Rotax 586 bicylindre à deux temps de 65 ch (48 kW à 6 500 tr/min) équipé d'une hélice propulsive quadripale mais sans turbo compresseur. L'engin mesure 3,50 mètres de long pour une envergure de 4,43 m et pèse 330 kg. Il est capable de voler à 240 km/h et 3 500 m d'altitude. Avec son autonomie de 5 heures à 80 km de sa base et à la vitesse de 45 m/s (environ 162 km/h), il est capable de recueillir des informations tactiques sous forme d'images et de les transmettre en temps réel aux soldats engagés sur le terrain.

A l'instar du Crécérelle il ne peut pas décoller de lui-même comme un avion classique, mais d'une catapulte pneumatique. Il n'atterrit pas, mais touche le sol par le déclenchement d'un parachute et de trois coussins gonflables de sécurité (airbags) placés un sous chaque aile et un sous l'avant du fuselage.



Sa charge utile comprend des caméras gyrostabilisées permettant de filmer et photographier en lumière visible et en infrarouge, mais aussi d'assurer le suivi et la désignation de cibles.

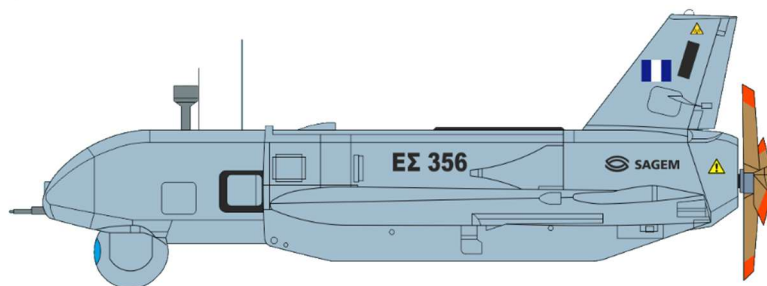
Deux versions sont produites en série : le Sperwer A "slow fast" ayant de hautes capacités de survie et le Sperwer B (également appelé Mk II) de longue endurance (1). A l'époque, c'est le véhicule aérien non-piloté le plus commandé en Europe.

Le Sperwer A emporte une boule FLIR OLOSP (Forward Looking Infra-Red Optronic Long-range Surveillance Pod) qui transmet des images de jour comme de nuit avec une précision de 20 mètres pour la localisation des cibles.

Volant pour la première fois en 2004, le Sperwer B a une voilure élargie et plus légère, qui lui permet de voler plus haut et deux fois plus longtemps (12 heures au lieu de 6 heures), des plans canards et emporte le double de charge utile (100 kg au lieu de 50 kg). Il comporte un nouveau système d'airbags pour une arrivée au sol moins brutale. Il emporte des senseurs électro-optiques dont l'Euroflir 350 (ou OSLOP, qui équipe les systèmes des armées danoise, hollandaise et suédoise), infrarouges, des modules de renseignement et de communication électroniques et même un petit radar à ouverture synthétique comme le Selex Picosar.

Sperwer A - Armée grecque. Il reprend le mode opératoire du Crécérelle : lancement par catapulte, récupération sous parachute.

L'hélice est faite d'un assemblage solidaire de deux éléments bipales en bois liées à un axe moteur unique. Cette conception résulte des contraintes liées au mode d'atterrissage.



Une troisième version dite HV est étudiée mais non construite en série. Capable d'une vitesse de 740 km/h et d'une distance opérationnelle de 800 km son altitude maximale d'utilisation est d'environ 10 000 m.

En service opérationnel.

Le Sperwer a été mis en service par six armées : Canada (12) sous la désignation CU-161, Danemark (10) sous le nom de Tårnfalk, France (18), Grèce (9), Pays-Bas (34), Suède (9) sous la désignation UAV01 "Ugglan" (chouette).

Avec 34 exemplaires, la force armée néerlandaise ou Koninklijke Landmacht, est la première armée à mettre en service le drone, en 1998. Mis en service au sein du 101 RPV Battery, il effectue 601 vols représentant 1151 heures de vol. Opérationnel en Afghanistan jusqu'au début mars 2009, les appareils réalisent 285 vols en 713 heures de vol. Se révélant peu fiables avec 11 appareils inutilisables en raison d'accidents pour la plupart en

Afghanistan. Après presque douze ans de service actif, le Sperwer prend sa retraite le 30 juin 2012, victime des coupes budgétaires affectant les forces armées néerlandaises.



Un petit hublot dans le nez du drone SDTI trahit la présence d'une petite caméra couleurs permettant à l'opérateur de voir vers l'avant et de vérifier que tout est dégagé au moment du lancement, puis de repérer en vol d'éventuels obstacles ou cibles potentielles sur lesquelles les senseurs de la boule gyrostabilisée pourront alors être pointés.

Sperwer A

Acquis à dix exemplaires par le Danemark, en 2002, les Sperwer de l'armée danoise (ou Hærens), connaissent nombre de dysfonctionnements tout au long de leur carrière. Suite à un crash en février 2005, tous les appareils sont cloués au sol. En raison des divers problèmes techniques, ils sont revendus l'année suivante au Canada.

Les Forces canadiennes acquièrent 12 exemplaires. Dans le cadre de leur participation à la Force internationale d'assistance à la sécurité (FIAS) en Afghanistan, elles déploient le drone de 2003 à 2009. Surnommé motoneige (2), le Canada complète sa dotation en rachetant, en 2006, toute la flotte de l'armée danoise soit 10 Sperwer. Avec pas moins de 31 exemplaires, le Canada devient le troisième plus grand utilisateur de Sperwer au monde juste après la Koninklijke Landmacht qui exploite 34, et tout juste après l'Armée de Terre française, qui en exploite plus de 35.

Le taux d'attrition en opérations extérieures est élevé : entre mai 2006 et mars 2009, 18 Sperwer sont détruits et 9 autres sont très gravement endommagés. Le dernier vol officiel d'un Sperwer des Forces canadiennes a lieu en avril 2009.

Sur une période d'environ 45 mois, en 2003-2004 et 2006-2009, les Sperwer canadiens effectuent plus de 1 300 missions en Afghanistan. Au total, 20 des 31 drones sont détruits. Les 6 appareils en état de vol et deux catapultes sont revendus à la France.



Sperwer A sur sa rampe de lancement
(© Greek Army)

L'armée suédoise utilise le drone entre 1999 et 2010 et l'armée grecque, entre 2005 et 2025.

Quatrième client du drone, l'armée de terre française le met en service en 2005, au sein du 61^{ème} régiment d'artillerie de Chaumont. Il porte la désignation de SDTI : système de drone tactique intérimaire. Commandé initialement à 18 exemplaires, au total 33 drones tactiques Sperwer sont réceptionnés dont 10 en version Sperwer Mk II.

Engagé une première fois au Kosovo dans les derniers jours de 2003, il opère par la suite en Afghanistan entre novembre 2008 et juin 2013 à partir de la base avancée (FOB) de Tora, à 1 640 m d'altitude. L'altitude d'utilisation et les températures limitent l'autonomie (entre 2 h 30 et 3 h 30 suivant les conditions) de ces appareils avant tout conçus pour un emploi en Centre-Europe. Pendant quatre ans et demi, ils effectuent 770 missions en quelques 2 100 heures de vol mais sur les 30 appareils déployés au cours de cette période, pas moins de 13 sont perdus en opération mais sans action de l'ennemi. Le système participe également à l'opération Licorne en Côte d'Ivoire en 2004, en fournissant des données ISR vitales aux contingents français de maintien de la paix dans un contexte d'instabilité régionale.

Son pilotage assez délicat, surtout en cas de vent (4), et la chaleur, la pluie et l'altitude expliquent ce taux d'attrition élevé.

En 2017, le drone tactique mène ses premières opérations d'observation en République Centrafricaine (RCA). Prévu pour un retrait du service en 2011, le drone effectue son dernier vol en 2020.

Compiqué à mettre en service, son coût du maintien en condition opérationnelle est élevé - quatre fois plus que ce qui avait été estimé - : il faut 6 hommes par machine pour assurer sa maintenance.

Au total, 150 drones Sperwer ont été produits entre 1995 et 2013.



Sperwer A. Le bruit du moteur nuisait à la discrétion de l'appareil, mais jouait en même temps un rôle dissuasif vis-à-vis des Talibans.

Caractéristiques techniques

	Sperwer A " slow fast "	Sperwer B longue endurance (LE)
Longueur	3.50 m	3.50 m
Envergure	4.20 m	6.80 m
Hauteur	1.30 m	1.30 m
Poids en charge	330 kg	350 kg
Charge utile	50 kg	100 kg
Vitesse maximum	240 km/h	148 km/h
Plafond pratique	3 800 m	6 096 m
Liaison de données hertzienne (portée)	80 km	80 km
Distance max.	150 Km	2 000 Km
Motorisation	1 moteur Rotax 586	1 moteur Rotax 586
Puissance du moteur	1 x 65 ch.	1 x 65 ch



Décollage. Le drone est lancé par un piston pneumatique mû par une décharge d'air comprimé (le chariot porteur étant stoppé en bout de catapulte par un frein hydraulique), puis grimpe à 43 m/s jusqu'à son altitude opérationnelle de 2 000 m. En palier, la plage de vitesses peut varier de 135 à 223 km/h, mais, pour atteindre son autonomie maximale de cinq heures de vol, le SDTI ne doit pas dépasser les 155 km/h.

Atterrissage. A la fin de la mission, l'engin effectue sa descente entre 155 et 216 km/h.

A 180 km/h et à une altitude plancher de 150 m, un petit parachute est libéré afin d'extraire le parachute principal. Simultanément, les trappes des trois airbags - un sous chaque aile et un sous l'avant du fuselage pour assurer la protection de la boule gyroscopisée - sont éjectées afin de permettre leur gonflage.

Sperwer B. Accroché sous son parachute, le SDTI rejoint le sol avec les airbags gonflés (© Sagem)

Depuis 2024, le SDTI Sperwer est remplacé par le drone Patroller de Sagem, commandé à 14 exemplaires. L'appareil s'appuie sur une cellule d'avion piloté, le S-15 de l'avionneur allemand Stemme de 18 m d'envergure. Doté d'une autonomie d'une trentaine d'heures, cet appareil peut voler jusqu'à 300 km/h tout en emportant près de 250 kg de charge utile (caméra thermique, radar, optronique, capteurs, etc...) tout en étant relativement silencieux.

Le système de drone tactique Patroller, ou SDT dans sa désignation armée de terre. Il comporte un radar de suivi des mouvements de troupes au sol, des caméras infrarouges et une capacité RVSM (Minimum de Séparation Verticale Réduite).

(© Espace Patrimoine Safran)



Notes de fin :

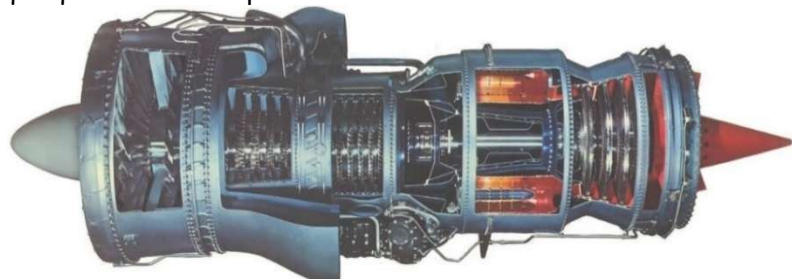
- (1) L'endurance passe de 3 h 30 (Crécère) à 5 h 30. En mars 2003, un record d'endurance a été établi 5 h 36 de vol.
- (2) " Sans pilote " : sous-entendu, dans l'avion, puisque des pilotes sont toujours présents, mais au sol, dans les cabines de contrôle...
- (3) Les Forces canadiennes appellent le Sperwer le " flying ski-doo, " en français ski-doo volant. Le ski-doo étant la désignation mondialement connue motoneige Bombardier Ski-Doo. Le lien entre le Sperwer et une motoneige s'explique par le fait que ces deux véhicules sont propulsés par un moteur à piston fabriqué par la société autrichienne Bombardier-Rotax Gesellschaft mit beschränkter Haftung. Si le vent est inférieur à 61 km/h le décollage est autorisé.

Les moteurs destinés à l'aviation commerciale à partir de la fin de la seconde guerre mondiale

Un précédent numéro, " Prendre l'air " avait évoqué la genèse des turboréacteurs à vocation militaire aux États-Unis d'Amérique, en Grande Bretagne et en France. A l'occasion de cette édition, selon le même schéma, toujours sans vouloir être tout à fait exhaustif, nous proposons à nos lecteurs d'aborder la genèse des turboréacteurs destinés à l'aviation commerciale.

Les premiers moteurs à réaction utilisés par l'aviation commerciale

Initialement, tant aux USA, qu'en Grande Bretagne, les moteurs utilisés pour la propulsion des premiers quadriréacteurs commerciaux étaient clairement des moteurs destinés aux applications " militaires " auxquels on s'était simplement contenté, aux USA, de donner une désignation civile. Possiblement d'ajouter un dispositif d'inversion de la poussée et un atténuateur de bruit dans le système d'échappement. Ainsi le Pratt & Whitney J57 sélectionné pour la motorisation des bombardiers Boeing B-52 et des ravitailleurs en vol KC-135 A, également largement utilisé, avec un dispositif de postcombustion, par de multiples avions de combat dont le fameux North-American F-100 " Super Sabre ". Désigné JT3 C, conservant le dispositif d'injection d'eau, mais sans le dispositif de postcombustion, il devient le moteur des premières versions du Boeing 707-120 et des Douglas DC8-10. Le Pratt & Whitney J75, est une version, plus puissante directement dérivée du J57. La bride d'entrée d'air du J57, d'un diamètre de 38,9 pouces (988 millimètres) a été agrandie, passant à 43 pouces (1075 millimètres), devient le JT 4 des versions évoluées des mêmes Boeing 707 et DC8. Le JT3 D est une version à double flux, dérivée du JT3 C, auquel on a ajouté deux étages de soufflante et un étage de turbine basse pression supplémentaire. Sous la désignation militaire TF33, il sera le moteur des dernières versions des Boeing B52 et du Lockheed C-141 " Starlifter " puis, désigné JT3 D, des Boeing 707 et DC8. Le JT3 D, produit à quelques huit mille exemplaires, à partir de la fin des années cinquante, restera en service, avec les compagnies aériennes civiles pendant presque soixante ans ! Le TF33 motorise toujours une quarantaine d'avions radar Boeing E-3 AWACS en service dans l'USAF et les forces aériennes de l'OTAN. Il le sera encore pour quelques années de plus sous les ailes de la dernière série du B-52, en l'attente de la fin du programme de



Pratt & Whitney JT3 D en coupe

remotorisation, en cours de cet avion avec des moteurs Rolls-Royce BR725. Juste retour des choses, le moteur BR725, sous la désignation USAF F-130, était initialement destiné à la motorisation d'avions d'affaires et à l'aviation commerciale !

Une situation identique existe pour le Pratt & Whitney JT8 D, moteur qui connut un immense succès commercial, équipant les Boeing 737-100 et 200 des premières générations, le trimoteur Boeing 727, le Douglas DC9 et, même si sa production resta confidentielle, le bimoteur Dassault Mercure, qui aurait mérité une bien meilleure carrière commerciale. Le JT8 D, est une version, modifiée du moteur Pratt & Whitney désignée J52, dans ses applications militaires, essentiellement utilisé par l'US Navy. La gamme de poussée du JT8 D s'étend de 13 900 à 16 950 livres (6,3 à 7,7 tonnes) après modifications pour le transformer en un moteur à cycle double flux, à faible le taux de dilution : 1,04 (1). Le J52 dérive directement du J57. Le cycle double flux est obtenu par l'ajout d'une soufflante à deux étages d'un diamètre de 42,5 pouces (1080 millimètres) devant le compresseur basse pression. Une version ultérieure désignée JT8 D-200, plus puissante de 18 300 à 21 600 livres (8,3 à 9,8 tonnes) de poussée, utilisée par les bimoteurs McDonnell Douglas de la série MD80, disponible quelques années plus tard, ne diffère du JT8 de base familièrement appelée " Baby JT8 " par les techniciens qui le pratiquent, que par l'ajout d'une soufflante, toujours à deux étages mais de plus grand diamètre 49,2 pouces (1250 millimètres) et d'améliorations, dans la turbine basse pression, pour la rendre plus puissante. Elle garde le même nombre d'étage, trois. Son taux de dilution est de 1,77. Ce moteur fut en compétition, qu'il perdit, contre le CFM International CFM56-2C pour l'opération de remotorisation des Douglas DC8 de la série soixante, qui lança le CFM56.

En conclusion de ce paragraphe, sur la base du moteur J57, premier moteur au monde à avoir dépassé les 10 000 livres de poussée (4 536 kg), initialement étudié sur fonds propres, la société Pratt & Whitney, dérive deux versions. La première, désignée J75 rendue plus puissante par augmentation du diamètre de la bride d'entrée d'air qui donnera le JT4 commercial que l'on retrouvera sous les ailes de versions intermédiaires du Boeing 707 et du DC8. La seconde, par la réduction de ce même diamètre, le J52. Rendu à cycle double flux le J52, devient le JT8 D, civil. Avec presque 15 000 unités construites, il sera le moteur de choix de l'aviation commerciale pendant de nombreuses années.

Une ultime itération à soufflante agrandie donnera le JT8 D-200 des dernières versions des Douglas DC9 devenus MD de la série 80. Le moteur de base, simple flux, J57 donnera le JT3 C commercial. Modifié en cycle double flux il devient le TF33 militaire ou le JT3 D civil. Le JT4, certes plus puissant mais plus gourmand en carburant, sa consommation spécifique 0,77 voire 0,81, pour la version la plus puissante, est peu optimisée pour les opérations commerciales. C'est un moteur de transition, vite remplacé par le JT3 D. Avec ces moteurs, surtout les JT3 D, JT8 D15/17 et JT8 D-200, Pratt et Whitney domine largement le marché civil ; domination qui perdurera jusqu'à l'arrivée des CFM International CFM56.



Pratt & Whitney JT8D-200 " Re fan engine " installé en position une sur un McDonnell Douglas de la série MD80.

En Grande Bretagne, le De Havilland " Ghost " qui motorise des avions de combat tels que les De Havilland " Venom " et " Sea Venom " est le premier réacteur au monde à motoriser un quadrimoteur commercial, le De Havilland " Comet ". Deux versions seront utilisées, le " Ghost 50 Mk.1 " de 4960 livres (2,25 tonnes) de poussée puis le DGT3 de 5510 livres (2,5 tonnes), rapidement remplacés par le Rolls-Royce " Avon AJ65 " de 6840 livres (3,1 tonnes). Lequel Avon propulse des avions de combat aussi iconiques que les bimoteurs English Electric " Canberra " et " Lightning " ou le monomoteur Hawker " Hunter ". La très élégante Sud Aviation SE 210 " Caravelle " quant à elle, bénéficiera initialement de deux moteurs Rolls-Royce " Avon " puis, dans ses dernières évolutions, de Pratt & Whitney JT8 D7 ou D9.

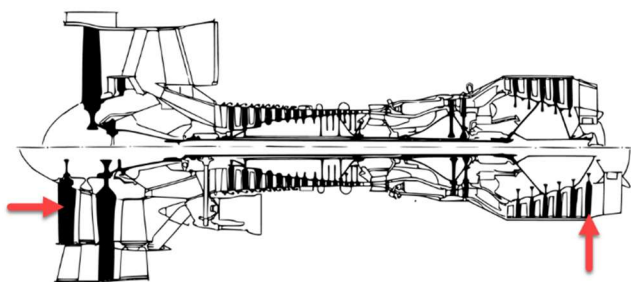
La France, qui se relève des conséquences désastreuses de la seconde guerre mondiale, pour son industrie aéronautique est initialement absente du secteur de l'aviation commerciale, surtout celui des moteurs. Toutefois, peut-être pourrions-nous évoquer le SNCASO SO-30 R version dérivée du SO-30 P " Bretagne " capable de transporter une quarantaine de passagers. Le SO-30 R sur lequel deux réacteurs Rolls-Royce " Nene ", produits sous licence par la société Hispano-Suiza, remplacent les deux moteurs à explosions Pratt & Whitney R2800 de 2000 chevaux du SO-30P originale. Une version du SO-30 R est propulsée par deux SNECMA Atar 101 D. Avec seulement quarante-cinq unités produites, le SO-30 P ne connaîtra pas le succès commercial. Dans les années cinquante, sûrement trop en avance pour son temps, les SO-30 R préfiguraient les avions d'affaires, voire les avions régionaux, qui arriveront un quart de siècle plus tard... L'industrie Française du moteur d'avion se rattrapera, et avec quel succès, une vingtaine d'années plus tard.

L'arrivée aux États-Unis des doubles flux à fort taux de dilution

Une révolution se produit avec l'arrivée du General Electric TF39. Au milieu des années soixante, dans le cadre du projet CX-HLS (Heavy Lift System), l'USAF sollicite ses avionneurs nationaux pour faire des propositions relatives à un avion de transport géant qui succéderait au quadrimoteur de transport stratégique Lockheed C-141 " Starlifter " qui entre en service en 1965. Sa charge marchande maximale, 51 tonnes, surtout le volume de sa soute sont jugés insuffisants. Boeing, Douglas et Lockheed font des propositions. C'est Lockheed qui remporte la compétition avec ce qui va devenir le C-5A " Galaxy ". Le poids au décollage du C-5A, à 380 tonnes, nécessite des moteurs beaucoup plus puissants que le TF33, qui n'existent pas. Pratt & Whitney propose le JTF14 qui ne sera pas retenu, le projet deviendra rapidement le JT9 D civil.

C'est General Electric qui l'emporte avec un moteur véritablement révolutionnaire : le TF39 qui va, par sa puissance et sa consommation spécifique, remarquables pour l'époque, bouleverser pour longtemps, le paysage de l'aviation commerciale. Ainsi, comparé au meilleur moteur à double flux de l'époque, le JT3 D, la puissance maximale au décollage passe de 18 520 à 45 200 livres (8,4 à 20,5 tonnes) alors que la consommation spécifique (2) très significativement réduite, est de 0,32. Elle est de 0,52 pour le JT3 D ! Le rapport poussée poids

s'inscrit à 5,4/1 contre 4.4 pour le JT3 D. Ces résultats remarquables sont à mettre au compte du cycle double flux, à fort taux de dilution, dont c'est la première apparition : 1,3 pour le JT3 D, 8 pour le TF39. Il faudra d'ailleurs attendre trente ans avec l'arrivée des moteurs de la classe du GE90 pour égaler ce niveau de dilution. Les débits d'air s'inscrivant à 196 kg/s pour le moteur de Pratt & Whitney, 703 kg/s pour le moteur de General Electric. Le diamètre de la soufflante de cette nouvelle génération de moteurs s'envole passant de 53,1 pouces (1348 millimètres) du JT3 D et son taux de dilution de 1,03 à 93,5 pouces (2375 millimètres).



Vue en coupes comparées des moteurs General Electric CF6-6 (En haut) et TF39. L'étage de compresseur basse pression du TF39 a été déporté à l'arrière du disque de la soufflante du CF6-6 alors qu'un étage de la turbine BP a été supprimé.

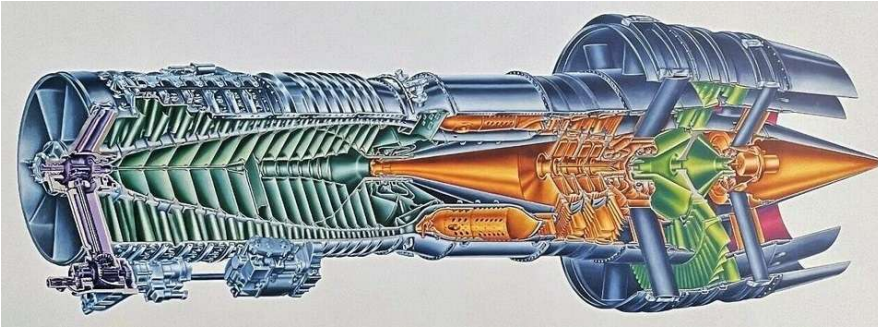


Vue frontale du moteur General Electric TF39. On remarque le demi-étage de soufflante devant la roue conventionnelle et les prises d'air additionnelles périphériques, à l'extérieur de la buse d'entrée d'air du Lockheed C-5A " Galaxy ".

Pour obtenir ces performances exceptionnelles, les ingénieurs de General Electric, capitalisant sur des technologies qu'ils avaient développées pour le moteur J93-GE-3 destiné aux deux prototypes du bombardier tri sonique hexa moteur de North American, le B-70 " Valkyrie ". Ces technologies innovantes, sont développées plus avant dont les compresseurs à fort taux de pression 25.7 (12,5 pour le JT3 D), chambre de combustion annulaire, surtout de nouveaux matériaux, plus résistants aux températures élevées, permettant la réalisation de distributeurs et d'aubes de turbine haute pression creuses, obtenues par la technique de la " cire perdue ". Les aubes de la turbine haute pression sont multi perforées incluant les bords d'attaque et de fuite, permettant un refroidissement efficace par circulation d'air interne, prélevée dans les étages du compresseur, encore une première. La température devant turbine est de 1643°K, 1150°K selon les versions, pour le JT3 D. Le TF39 se caractérise par une soufflante à " un étage et demi " où une première roue mobile constituée d'aubes d'un diamètre plus faible précède une roue conventionnelle dont le diamètre est de 2375 millimètres. Cette configuration unique, qui ne sera, à ce jour, pas reprise par aucun des motoristes, est responsable de la sonorité si caractéristique des moteurs du C-5A. Autre première, commerciale, l'USAF peu assurée que les motoristes puissent produire et faire fonctionner des moteurs comportant de si nombreux sauts technologiques, impose aux compétiteurs un prix fixe qui inclura les frais de développement, de fabrication et de maintien en service pour une durée de dix années. Une partie de la somme pour le développement et la fabrication et la maintenance est versée, en une fois ! L'intention de l'USAF est évidente : déplacer les risques techniques, en conséquence les potentiels surcoûts, des contribuables Américains vers le motoriste qui remportera le contrat.

Le moteur TF39 donnant toutes satisfactions sous les ailes du C-5A, il pourrait être adapté au marché civil dont General Electric, exception faite des quelques moteurs CJ805 est virtuellement absent. Utilisés par le quadrimoteur Convair CV990 " Coronado " lequel arrivant tard sur le marché, avait été conçu pour être plus rapide que le 707 et le DC8. Toutefois, les compagnies aériennes n'étant pas prêtes à échanger un gain de quelques points de Mach contre un nombre de sièges inférieur, les Convair CV990 ne connurent pas le succès. Tel que pour les Pratt & Whitney JT3, JT4 et JT8, le moteur du Convair est une adaptation du moteur militaire J79 destiné à des avions de combat dont, avec la postcombustion, entre autres, les fameux Lockheed F-104 " Starfighter " et McDonnell Douglas F-4 " Phantom II ". Le CJ805 est un moteur à double flux, le taux de dilution est de 3. Supérieur à ceux des JT3 D et des JT8-15/17, le plus élevé de tous les moteurs alors en service commercial. La géométrie du CJ805, dite à soufflante arrière, est singulière. Le compresseur, la chambre de combustion et les turbines du moteur J79 font office de générateur de gaz, prenant la place du dispositif de postcombustion, une roue de turbine à un seul étage entraîne une soufflante également à un étage. Les aubes, d'une seule pièce, de conception très originale, sont composites. La partie inférieure de chacune constitue la partie turbine, au-delà d'une plateforme, qui assure l'étanchéité entre les canaux flux froid et flux chaud, la zone extérieure de la roue constitue la partie soufflante. Avec un débit d'air global de 193 kg/s, une

consommation spécifique de 0,53 livre par livre de poussée et par heure. Le CJ805 produit 16 100 livres (7,3 tonnes) de poussée.



General Electric CJ805-23 : éclaté (© GE)



Coupe d'un moteur Pratt & Whitney JT9 D.
On note que, dès la conception, la société P&W avait installé la boîte d'entraînement des accessoires " au core ".

Contacté par Boeing qui cherche un moteur pour son modèle 747, bien que souhaitant effectuer un véritable retour dans le marché civil, General Electric fait face à un gros dilemme. D'une part, rien ne garantit que le TF39, incorporant tant de technologies révolutionnaires, fonctionnera convenablement sur le C-5A surtout que la somme forfaitaire mise à disposition par l'USAF pour les études, la fabrication et les premières années de maintien en service sera suffisante, la direction générale de General Electric hésite d'autant que simultanément, d'importants investissements s'ajoutent pour les études et les essais du moteur GE4 destiné à l'ambitieux avion supersonique SST que Boeing prépare. Le projet n'est pas encore abandonné, il le sera en 1971. D'autre part, le TF39, tel que défini pour le projet CX-HLS, est insuffisamment puissant pour satisfaire aux besoins du Boeing 747-100, en cours de développement et qui dérive des études réalisées pour ce même projet CX-HLS. A regret, la direction générale de General Electric " passe temporairement son tour ". L'expérience de l'entrée en service du C-5A, montrant que les moteurs TF39 fonctionnant décemment, la décision est prise d'accéder au marché civil avec ses dérivés.

Boeing étant contractuellement et techniquement très engagé avec le JT9 D de Pratt & Whitney, il est trop tard pour la motorisation du 747-100. Toutefois, bien qu'avec quelques années de décalage, deux opportunités se présentent. La première avec Douglas, qui étudie un trimoteur à fuselage large qui deviendra le DC10. Les compagnies Nord-Américaine qui souhaitent remplacer leur flotte de Boeing 727, avec " quelque chose " de plus performant, pour servir le marché intérieur finissent par accepter la configuration trimoteur. Déjà, elles auraient toutes préféré un bimoteur. Elles doivent y renoncer à cause du manque de puissance des turboréacteurs alors disponibles. Dans un premier temps, Douglas propose le DC10-10 version optimisée pour le trafic intra Nord-Américain, que GE motoriserait, en source unique, avec un dérivé direct du TF39, désigné initialement GTF39 puis CF6-6. La grande et prolifique famille du CF6 vient de naître. La poussée est sensiblement identique, 40 800 livres (18,15 tonnes) pour le TF39, 40 000 livres (17,790 tonnes) pour le CF6-6. Un maximum de pièces et de modules du TF39 sont repris. Les modifications consistent essentiellement à remanier la technologie de l'ensemble soufflante du TF39 qui devient, tel que nous les connaissons toutes maintenant, conventionnelle à un seul étage sur le CF6-6. Le demi étage, situé à l'avant, est déplacé vers l'arrière du disque de soufflante formant le compresseur basse pression également à un seul étage. La configuration se généralisant chez tous les motoristes. Le flux d'air émanant de ce seul étage de compresseur basse pression est dirigé, sans vanne de décharge intermédiaire, tel que cela sera le cas par la suite sur tous les moteurs à fort taux de dilution de General Electric, vers un compresseur haute pression à seize étages avec aubes de stator des premiers étages à calage variable. La turbine basse pression à six étages sur le TF39 en perd un, passant à cinq. A 5,7, le taux de dilution chute, toutefois sans impact majeur sur la consommation spécifique qui s'inscrit à 0,35 livre de carburant par heure et par livre de poussée. Le CF6-6, est le premier moteur commercial de General Electric à taux de dilution élevé. Après son premier vol le 29 août 1979 sur le premier prototype du DC10-10 entre l'usine Douglas de Long Beach et la base d'Edwards pour la campagne d'essais en vols, il entre en service chez American Airlines en août 1972. Le dernier DC10-10 a été retiré du service en Juin 2021, par Federal Express, qui les utilisait sur son réseau de fret express. Après 49 ans de service, le CF6-6 le plus ancien avait accumulé 92 000 heures de vol en 34 000 cycles. Pour satisfaire aux

besoins des compagnies aériennes Européennes, Douglas propose une nouvelle version désignée DC10-30 plus lourde à rayon d'action étendu, nécessitant un moteur plus puissant, ce sera le CF6-50. Sa technologie est remaniée. Si la soufflante reste à un seul étage, le compresseur basse pression en compte désormais trois,



Vue d'un moteur General Electric CF6-80C2/F. On aperçoit le boîtier du calculateur du système FADEC installé, sur le carter de la soufflante, derrière l'anneau en kevlar participant à la rétention, d'éléments qui pourraient être libérés en cas de rupture d'une aube de la soufflante, d'où la désignation /F.

avec vannes de décharges intermédiaires, le haute pression avec les premiers étages de stator à calage variable, en perd deux à 14. La turbine haute pression reste à deux étages, la basse pression à quatre. La seconde opportunité, alors que Douglas travaille au DC10-30, en Europe, le nouveau consortium Airbus Industries étudie son premier avion. C'est un bimoteur, moyen-courrier à fuselage large, d'un concept novateur, qui va devenir l'A300. C'est le premier avion au monde de cette conception, qui va dans les années à venir changer le visage de l'aviation commerciale mondiale. L'A300 nécessite un moteur de la classe des 50 000 livres. General Electric propose le même moteur que pour le DC10-30, c'est-à-dire le CF6-50C dont la poussée est de 50 360 livres (22,400 tonnes). La proposition est retenue. De cet accord en dérive un second, industriel cette fois, entre General Electric et la Snecma, qui participera à des fabrications de pièces et à l'assemblage des moteurs destinés à Airbus. Autre originalité, l'A300 a évidemment besoin d'une nacelle (3).

Pour gagner du temps, General Electric suggère à Douglas de vendre la totalité de ses droits sur la nacelle du DC10 à une société Américaine, Rohr Inc. basée à Chula Vista en Californie, spécialisée dans la fabrication de gros éléments réalisés en matériaux composite. Douglas accepte, l'accord est conclu pour 25 millions de Dollars. Rohr construit aussitôt un atelier d'assemblage à Toulouse qui servira les besoins d'Airbus Industries. L'A300 vole pour la première fois le 28 octobre 1972 à Toulouse. Les programmes A300 et DC30-30 sont de francs succès techniques et commerciaux, attirant de nombreuses compagnies aériennes en Europe, aux États-Unis et en Asie. Alors qu'arrivent des versions plus lourdes du Boeing 747 et des Airbus de la famille A300, la compétition entre les deux motoristes Américain s'exacerbe. D'abord avec la première évolution du Boeing 747-100, que les compagnies aériennes souhaitent plus grand. C'est le modèle 747-200, reconnaissable à son pont supérieur agrandi. Il faut des moteurs plus puissants. GE propose une version du CF6-50 désignée CF6-50 E2 taré à 52 500 livres (23,3 tonnes) initialement, avec le temps sa poussée continuera à évoluer vers de plus fortes puissances, notamment avec l'arrivée de la version -300 du 747 dont le pont supérieur a encore été allongé. Les compagnies aériennes, premières clientes du 747-100, sont peu satisfaites de la fiabilité du moteur JT9 D. Le président de la Panam, compagnie majeure à l'époque, refuse de prendre en compte ses trente avions qui languissent sur les parkings de Boeing à Seattle, tant que les problèmes du JT9 D ne seront pas soldés. En outre ces premiers moteurs doivent utiliser la pénalisante injection d'eau. Confortés par les qualités que démontre le CF6-50 avec le DC10-30 et l'efficacité du support après-vente que fournit General Electric

beaucoup de compagnies, Lufthansa la première, vite suivie par Air France, KLM, Alitalia etc. optent massivement pour le CF6-50. Le JT9 D également proposé en monte alternative sur le DC30-30, n'attire que deux clients, Northwest aux États-Unis, client particulièrement attaché aux moteurs de Pratt & Whitney, le PDG ne déclarait-il pas : " Si je veux acheter une ampoule, je vais chez General Electric, si je veux acheter un moteur d'avion, je téléphone à Pratt & Whitney " et Japan Airlines, très déçue de son expérience avec le moteur CJ805 de ses Convair CV 880. Il faudra beaucoup d'efforts et d'années pour convaincre cette compagnie majeure de refaire confiance aux moteurs de General Electric...

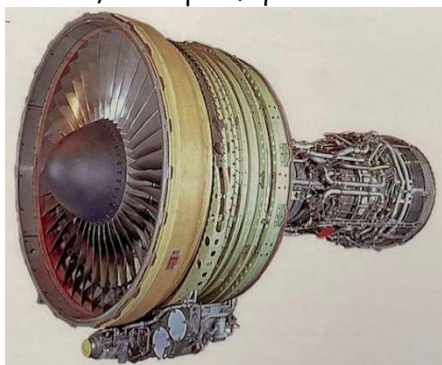


Trois des trente-deux Boeing 747-100 sans moteur sur le parking de Boeing, devant la chaîne de montage à Everett. La compagnie Pan Am avait refusé de les prendre en compte en l'attente de la résolution des problèmes d'entrée en service affectant le moteur Pratt & Whitney JT9D-7.

(© Boeing)

Alors que Douglas n'envisage pas de faire progresser son DC10-30, il le fera presque quinze ans plus tard avec le MD11, lequel sera alors proposé en trois motorisations. Le General Electric CF6-80 C2D1/F (Ce moteur arrive au moment de la transition du contrôle de la gestion de puissance des moteurs par dispositif mécanique et l'apparition des premiers FADEC (Full Authority Digital Engine Control). Le /F indique que le CF6-80 C2D1/F est géré par FADEC. Cette technologie se généralisant, le /F disparaîtra. Le CF6-80 C2D1/F produit 60 690 livres (26,9 tonnes) de poussée. Les deux autres options sont les Pratt & Whitney PW4460 ou PW4462, à la poussée similaire, et le Rolls-Royce Trent 700 qui n'attira qu'un seul client, Air Europa. Cette compagnie, en difficultés financières, cessant ses activités, laisse Rolls-Royce sans client pour cet avion. Le MD11 à moteurs Rolls-Royce ne sera pas produit. Le MD11 arrive tard, beaucoup trop tard, au moment où les gros bimoteurs à fuselage large commencent à s'affirmer. Le MD11 avec seulement deux-cents exemplaires produits contre presque quatre-cents pour le DC10, marque la fin des activités commerciales de McDonnell Douglas, qui sera contraint de fusionner avec la firme de Seattle.

Le nouveau venu, Airbus Industries poursuit le développement de la famille A300, proposant des versions améliorées dont, avec l'A300 B4-203, une véritable métamorphose. La refonte radicale du cockpit associée aux dispositifs informatiques nécessaires pour, éliminant le poste de l'ingénieur mécanicien navigant, permettre le pilotage à deux pilotes. C'est le concept du *Forward Facing Crew Cockpit (FFCC)*. Sur la base du même diamètre de fuselage, une version raccourcie, à plus long rayon d'action désignée A310, est également mise en chantier. Simultanément, Boeing étudie, destiné à concurrencer l'A300, un nouveau bimoteur à fuselage large, bien que d'un diamètre inférieur, désigné 767-200. General Electric propose aux deux avionneurs une version dératée du CF6-50 désignée CF6-45, qu'avait demandé la compagnie japonaise ANA pour ses Boeing 747-200 courts courriers, très spécifiques utilisés exclusivement sur le réseau intérieur Japonais. Si Airbus accepte pour



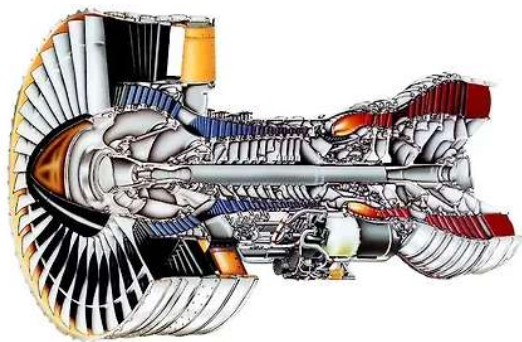
Moteur CF6-80A en configuration Airbus. On observe le boîtier d'entraînement des accessoires "au fan" ainsi que le turbine basse pression type CF6-50 avec l'anneau de rétention, à la périphérie, à l'avant du carter de la soufflante en tissu de Kevlar, distinctive de la famille CF6-80 (4). (© GE)

conserver la communalité des moteurs entre ses deux modèles, Boeing estimant le CF6-45 trop lourd, refuse. C'est alors que General Electric propose une version à l'architecture simplifiée du CF6-50. Le carter intermédiaire de la turbine basse pression est supprimé, laquelle inclue diverses améliorations aérodynamiques.

Ce nouveau moteur désignée CF6-80 A est plus court, plus léger et plus performant. Il sera aussitôt adopté par Boeing pour ses 767-200 et par Airbus pour ses A310-200. Avec un diamètre de soufflante de 2190 millimètres, le débit d'air est de 651 kg/s, le taux de dilution est de 4,66 et le taux de pression de 28. La poussée du CF6-80 est dans la fenêtre des 48 000 / 50 000 livres (21,4 / 22,2 tonnes). Le 767-200 entre en service en 1982, l'A310 en 1983, le moteur est approuvé pour les opérations en ETOPS), qui les performances des avions le permettant débutent, pour ces deux avions. Bien que cela fut possible, le CF6-80 A ne sera pas utilisé par aucune des versions du Boeing 747.

La société Pratt & Whitney qui avait laissé passer les premières versions de l'A300 est maintenant bien présente. Tant sur le nouveau A310, les versions plus avancées de l'A300 que le 767-200 avec un moteur plus élaboré que le JT9 D, désigné JT9 D7R. Ce moteur plus performant, plus fiable, avec un taux de dilution de 4,9, un diamètre de soufflante de 2372 millimètres pousse 48 000 livres (21,3 tonnes) au débit d'air de 719 ks/s. Le rotor basse pression compte un compresseur à quatre étages, entraîné par une turbine également à quatre étages. Le compresseur du corps haute pression compte onze étages, la turbine haute pression deux. Ce moteur est également utilisé pour la propulsion des 747-200 et -300. D'une part, la compétition ne faiblissant pas entre les deux motoristes Américains et d'autre part, les nécessités des avionneurs qui souhaitent augmenter les capacités, soit en sièges, soit en rayon d'action, voire les deux, des avions qu'ils mettent sur la planche à dessins, les motoristes suivent avec des moteurs plus puissants et plus économes en carburant. General Electric, avec le fabuleux CF6-80 C2 qui trouvera sa place, avec ou sans gestion de la puissance par FADEC, sous différentes déclinaisons, sous les ailes du 747-400, 767-300 et 300 ER ainsi que, quelques années plus tard, le 767-400 ultime version du 767, les Airbus A300-600 et A310-300, c'est aussi le moteur de la version spéciale de l'A300 " *Bélouga* " utilisée par la société Airbus pour le transport entre les divers lieux de production et les chaînes de montages finales des éléments volumineux constitutifs de ses

avions. Le CF6-80 C2 est aussi l'une des trois options de propulsion proposées pour le McDonnell Douglas MD11. Juste retour, en 1998, l'USAF qui voulait réduire les coûts d'exploitation, éliminer certains soucis d'obsolescence et améliorer les performances de ses Lockheed C-5A et C-5B " Galaxy " un vaste programme de modernisation, qui outre l'installation d'une nouvelle suite avionique sélectionne le CF6-80 C2L, qui prend la désignation militaire F138-GE-100, pour remplacer les vénérables TF39. Désigné C-5M, avec un gain de 20% de puissance la longueur de la course au décollage est réduite de 30%. Face au CF6-80 C2, la société Pratt & Whitney propose aux compagnies aériennes le PW4000 qui propulse les mêmes avions d'Airbus et de Boeing. Le PW4000, sous la désignation PW4062-3 / USAF F-139 propulse le ravitailleur en vol Boeing KC-46 A " Pegasus " qui à terme remplacera le légendaire KC-135 R.



Pratt & Whitney PW4000-94 écorché



Airbus A300-600 (© Airbus)

Bien que moins puissants, citons pour conclure ce paragraphe, les Pratt & Whitney de la série PW2000. Cette famille de turboréacteurs, de puissance " intermédiaire " est située entre le plus puissant de la famille CFM56 ou V2500 et les moins puissants de la classe des PW4000 ou CF6. Ce sont des turboréacteurs à taux de dilution élevé, 6 pour le PW2035 installé sur le Boeing 757. La poussée de cette variante est de 42 600 livres (18,9 tonnes). L'architecture du type double corps avec un rotor basse pression constitué d'une soufflante d'un diamètre de 1994 millimètres, d'un compresseur basse pression à quatre étages entraîné par une turbine basse pression à 5 étages. Le compresseur haute pression compte douze étages entraîné par une turbine double étage. Le taux de compression global s'inscrit à 31,9, la consommation spécifique de carburant étant de 0,35 livre par heure et par livre de poussée. Sa masse est de 3200 kilogrammes. La gestion de puissance contrôlée par FADEC, ce moteur propulse, en concurrence avec le Rolls-Royce RB211-535, une unique application dans le monde occidental, le Boeing 757. On le trouve aussi, sur l'avion Russe, Tupolev Tu-204. Toutefois, il apparaît que la production de cet avion motorisé par le PW2037 ou PW2040 soit restée très limitée. De même, que sous sa version PW2337, pour un prototype du quadrimoteur l'Iliouchine Il-96 qui ne sera pas produit en série.

Coincé, vers le bas entre les avions de la famille Airbus A320, surtout l'A321, incluant les Boeing 737-800 ou -900 et, vers le haut, par le Boeing 767, d'une moindre façon, par l'Airbus A310, le 757, avec un millier d'exemplaires produits, et ses moteurs, partagés entre deux constructeurs, ne connaissent qu'un succès commercial limité. Les tentatives vers l'est, avec deux applications dans la fédération de Russie ne déboucheront pas non plus. Ce moteur fut brièvement, sous la désignation PW2143, considéré pour la motorisation des quadrimoteurs Airbus A340-500 ou -600, laquelle fut finalement confiée au Rolls-Royce Trent 500, une version évoluée dérivant directement du RB211-535. A l'expérience, la production de ce type de moteurs destinés à une classe d'avions intermédiaires, insuffisamment priseée, des compagnies aériennes étaient destinée à rester limitée.

D'ailleurs, en juillet 1977, à l'occasion du 32^{ème} Salon du Bourget, la SNECMA et General Electric annoncent la création d'un partenariat visant à développer, sur la base du CF6-6, un moteur de cette classe de poussée 33 000 livres (15 tonnes), désigné CF6-32 ; les deux partenaires préférant se concentrer sur le plus prometteur CFM56, le projet est rapidement adonné.

Sous la désignation F117-PW-100, le PW2000 a été sélectionné pour la propulsion de l'avion de transport stratégique quadrimoteur Douglas, maintenant Boeing C-17 " Globemaster III ". La poussée du F117 est de 40 440 livres (18 tonnes). A cette date, le C-17 a été produit à environ 280 unités, représentant 1120 moteurs soit globalement la moitié des moteurs, les deux constructeurs confondus, destinés au millier de Boeing 757 en service...



Pratt & Whitney PW2000 (© P&W)

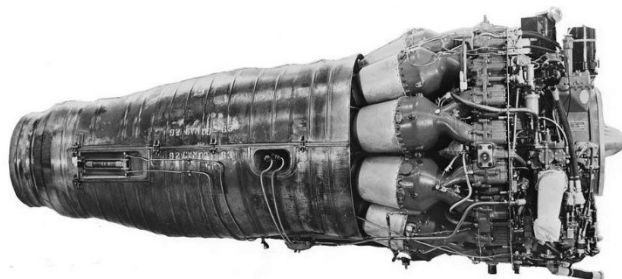


Boeing C-17 " Globemaster III "

Les turboréacteurs produits en Grande Bretagne

L'industrie aéronautique Britannique, dans toutes ses composantes, sort technologiquement très confortée de la seconde mondiale. La société De Havilland est en capacité, dès 1949, de faire voler le premier quadrimoteur commercial mondial, qui entre en service avec la BOAC (British Overseas Airways Corporation) au mois de mai 1952. La puissance des réacteurs disponibles sur le marché augmentant progressivement, cet avion fera l'objet de plusieurs motorisations. Le nombre de passagers passant d'une quarantaine avec le *Comet 1* à quatre-vingts avec le *Comet 4*. Le rayon d'action n'est pas en reste, plus que doublant, les 2 500 kilomètres initiaux, bondissant à 5 400 avec la dernière version. Tel qu'aux États-Unis quelques années plus tard, le moteur du *Comet 1* est d'origine militaire, destiné notamment au De Havilland DH-100 Vampire. C'est le De Havilland *Ghost 50*, à compresseur centrifuge, à une seule face de dix-neuf aubes, entraîné par une turbine simple étage, la chambre de combustion est constituée de dix tubes à flammes placés en périphérie. Le débit d'air étant de 38 kg/s pour une consommation spécifique de 1,02 livres par heure et par livre de poussée qui est de 5000 livres (2,2 tonnes) à 10 250 tr/mn pour une masse de 915 kilogrammes. Succèdent au *Ghost 50* diverses versions du Rolls-Royce Avon de la série 500 dont la plage de poussée, en fonction des versions, est de l'ordre de 10 250 livres (4,6 tonnes). C'est un moteur simple corps, simple flux compresseur axial à seize étages, pour un taux de pression de 8,8 entraîné par une turbine à trois étages. La consommation spécifique de carburant est de 0,79 livre par heure et par livre de poussée. La famille Avon que l'on trouve sur divers projets militaires Vickers " *Valiant* " ou le English Electric " *Canberra* ", même dans un prototype de Dassault Mirage III O qui vola en France et qui eut été destiné à l'armée de l'air royale Australienne qui finalement optera pour le SNECMA Atar 9C. C'est aussi le moteur des premières versions de la Sud Aviation *Caravelle*.

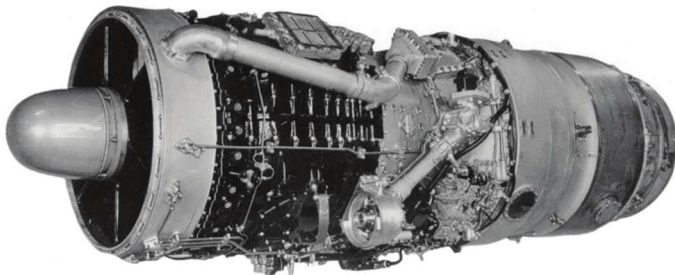
A partir de 1962, la société Vickers fait voler un quadrimoteur à réaction dénommé VC10 puis Super VC10. Ils se caractérisent par l'installation des réacteurs, par groupe de deux, à la *Caravelle*, à l'arrière du fuselage. Ce sont des longs courriers capables d'emporter jusqu'à 170 passagers sur 10 800 kilomètres. Avec presque 450 exemplaires en service, ils se comparent favorablement face à leurs concurrents Américain. Les moteurs sont des Rolls-Royce RB80 *Conway*. Le *Conway*, qui outre le VC-10, propulsera les versions -40 du Douglas DC8 et -420 du Boeing 707, ne fait pas exception. Il avait été conçu pour motoriser le bombardier nucléaire Handley Page " *Victor* ". Le *Conway* qui évoluera beaucoup au cours de sa carrière, est un moteur à double flux, double corps. L'ultime version, RCo 43 Mk.550 B destinée aux VC-10 types 1151 et 1154 est constituée d'une soufflante à quatre étages, suivi d'un compresseur basse pression à trois étages, entraîné par une turbine à deux étages, le compresseur haute pression, à neuf étages, est entraîné par une turbine mono étage. La poussée à 9980 tr/mn est de 21 800 livres (9,7 tonnes) pour un diamètre de soufflante de 1270 millimètres. Taux de dilution 0,6, taux de pression 15,7 avec un débit d'air de 165 kg/s, la consommation spécifique de carburant est de 0,59 livre par heure et par livre de poussée. Sa masse est de 2 315 kilogrammes.



De Havilland Ghost 50

Une partie des VC-10 qui avaient été utilisés par British Airways, transformés, après la guerre de reconquête des Iles Malouines, en avions ravitailleurs en vol, finiront leurs carrières opérationnelles dans la RAF.

Le BAC 111 One Eleven, en 1960, après une fusion encouragée par le gouvernement Britannique, les principaux constructeurs d'avions nationaux forment la société British Aircraft Corporation (BAC). En août 1963, soit quatre années avant un de ses grands concurrents direct, le Boeing 737-100 qui vole pour la première fois en avril 1967, deux ans avant le Douglas DC9, la BAC débute les essais en vols d'un bimoteur, à allée centrale unique, court courrier désigné BAC 111. Pour la motorisation, le choix se porte sur le Rolls-Royce *Spey*. Tel que pour les moteurs cités précédemment, le *Spey* avait été conçu, avec ou sans le dispositif de post combustion, pour des applications militaires (McDonnell Douglas Phantom FG1 et 2 (versions destinées à la Fleet Air Arm) et le Blackburn " *Buccaneer* ". Comme pour le Vickers VC10, les moteurs sont installés, à la *Caravelle*, à l'arrière du fuselage.



Rolls-Royce Avon (© RR)



Rolls-Royce RB80 Conway (© RR)

Le *Spey*, dérivant du *Conway*, fait également l'objet de plusieurs applications militaires les McDonnell Douglas Phantom FK4 M (version destinée à la Fleet Air Arm), le Blackburn " *Buccaneer* " et l'avion monomoteur d'appui tactique Italo-Brésilien AMX. C'est un moteur double flux, double corps, taux de dilution 0,71 taux de pression 20,7. Le corps basse pression est constitué d'un compresseur basse pression à cinq étages, avec une soufflante d'un diamètre 942 millimètres entraînés par une turbine basse pression à deux étages. Le compresseur du rotor haute pression est à douze étages, entraîné par une turbine à deux étages. Le *Spey* type RSp.4 Mk.512-14 DW du BAC111-475 ou 500 (également du ROMBAC 111-560 version du BAC111, peu produite localement en Roumanie, pour les besoins d'un éventuel marché dans les pays de l'est) développe 12 000 livres (5,3 tonnes) de poussée pour une consommation spécifique de carburant de 0,6 par heure et par livre de poussée. Sa masse est de 1183 kilogrammes.

Confronté aux " Américains " Douglas DC9 et Boeing 737, le BAC 111 ne connaîtra qu'un succès commercial mitigé avec, toutes versions confondues, moins de 250 unités mises en service.

On trouve encore le *Spey*, notamment sur le bimoteur commercial Fokker F-28 " *Fellowship* ", et le trimoteur court et moyen/courrier Hawker-Siddeley " *Trident* ".

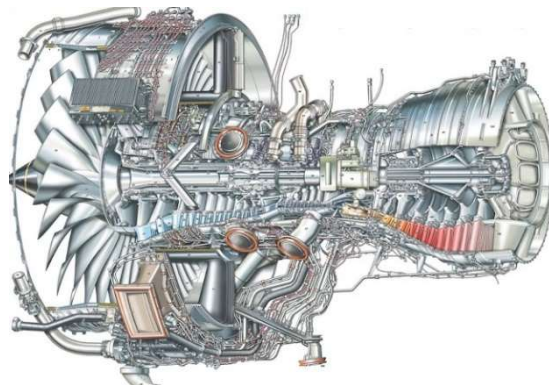
Les RB211, pendant qu'aux États-Unis, les constructeurs nationaux travaillent aux CF6 et JT9, en Grande-Bretagne, Rolls-Royce souhaitant développer un moteur plus puissant et plus efficace que le Conway, procède à des études qui vont conduire au RB211. Au-delà du taux de dilution, ce moteur présente plusieurs innovations. L'architecture est de type triple corps c'est-à-dire composée de trois rotors concentriques désignés basse pression, intermédiaire et haute pression. Si le concept permet de mieux optimiser la vitesse de rotation de chacun des compresseurs, elle complique significativement l'aspect mécanique de la structure, augmentant notamment le nombre des pièces tournantes, et les roulements. Alors que Rolls-Royce capitalisera sur le concept, avec la famille *Trent* qui fera suite au RB211, aucun autre constructeur, à ce jour, ne l'a reprise. Autre innovation majeure, la réalisation des aubes de la soufflante en matériaux composites. La technologie est attractive. Les matériaux composites, plus légers que le titane, permettent de diminuer la masse de l'ensemble tournant de la soufflante en conséquence de réduire la robustesse des parties statiques notamment des dispositifs du carter de la soufflante destinés à la rétention d'une aube en cas de rupture. Il en résulte un ensemble propulsif plus léger.

Rolls-Royce est un pionnier de l'utilisation de matériaux composites de type GRP (*Glass Reinforced Plastic*). Il en avait utilisé pour la première fois avec les aubes du premier étage du compresseur du moteur RB108. C'est un petit moteur de 2100 livres de poussée (970 kilogrammes) destiné à la sustentation d'avions à décollage vertical, dont le Dassault Mirage III V *Balzac* qui en utilisait huit. La technique avait déjà été employée, dès

1968, sur certaines aubes de la soufflante du *Conway* des VC10 toutefois, avec un renfort métallique du bord d'attaque. Cette fois, Rolls-Royce franchi une étape supplémentaire avec un nouveau matériaux composite, en fibres de carbone conçu par le Royal Aircraft Establishment (RAE). Il est produit par la société " *Hyfil* ", il est connu sous le même nom. Si les aubes de la soufflante à large corde du RB211-22 B prototype fabriqué avec ce matériau sont plus légères que celle fabriquées en titane, elles présentent même une plus grande robustesse, aux contraintes de fonctionnement " normales ". Toutefois, leur structure insuffisamment optimisée, au début des années soixante-dix, la conception assistée par ordinateur, et le 3D, restent à inventer. Elles ne résistent pas aux fortes et aléatoires contraintes que causent les tests d'ingestion d'oiseaux. La difficulté est résolue par l'utilisation du titane. Toutefois, l'adoption du titane forgé pour des aubes pleines, ensuite usinées, plus lourdes, aussi plus épaisses, impose une remise à plat profonde de l'aérodynamique de la soufflante et de la structure générale du RB211. Le nombre d'aubes de la soufflante passant de 25, en composite, à 33, plus épaisses, de moindre corde mais surtout plus lourdes, en titane. Pour Rolls-Royce, les coûts de développement d'un tel moteur auxquels s'ajoutent ceux de la refonte, étant très importants c'est la catastrophe. La société, n'a d'autre option que de se déclarer en faillite. La société Rolls-Royce est sauvée par une nationalisation. Cet aléa ne sera toutefois pas sans effet positif. Rolls-Royce déterminé à réduire la masse de ses moteurs par, notamment la réduction de la masse des aubes de la soufflante, et de s'orienter vers leur aérodynamique à large corde, opte pour la technologie des aubes en titane creuses développant le concept, sans cesse perfectionné, d'aubes construites en deux " moitiés " recouvrant une structure construite en nid d'abeille. Les parties sont formées puis soudées selon le processus du " *Super-Plastic Forming, Diffusion Bonding (SPF/DB)* " dont Rolls-Royce deviendra un des experts mondiaux.



Rolls-Royce *Spey* Mk505-5 écorché (© RR)



Vue d'artiste, en coupe, d'un moteur Rolls-Royce RB211. Il est possible de distinguer la configuration triple corps. (© RR)

Les aspects techniques dus aux aubes de la soufflante, réalisées en matériaux composite, résolus, le RB211 trouve une première application avec le trimoteur à fuselage large, long courrier Lockheed L1011 *Tristar*. Malgré ses qualités notamment sa consommation de carburant et ses systèmes électroniques très avancés, le L1011 avec environs 250 exemplaires produits, est un succès commercial relatif. La dernière version du RB211, le RB.211-524 BD-02, destiné à cette application développe 50 000 livres (22,2 tonnes) de poussée. Il est constitué d'une soufflante à un étage d'un diamètre de 2192 millimètres, entraînée par une turbine à trois étages, le compresseur du rotor intermédiaire a sept étages, entraîné par une turbine mono étage. Le rotor haute pression comporte six étages et une turbine également mono étage. La chambre de combustion est annulaire. Le taux de dilution de 4,1, débit d'air de 726 kg/s, le taux de compression est de 32, pour une consommation spécifique de carburant de 0,6 par heure et par livre de poussée. La masse est de 4 453 kilogrammes. On trouve ce moteur sur diverses versions du Boeing 747-200/200 F et SP puis 747-300 et 747-400. Quelques Boeing 767-300 et 400 utilisent la version RB.211-524 H3.

Une version moins puissante, désignée RB-535, le diamètre de la soufflante réduit, à 1877 millimètres est utilisée sur le Boeing 757. Le taux de dilution est sensiblement le même, 4,3 pour un taux de pression de 25,8. Avec un débit d'air de 522 kg/s, la poussée est de 40 100 livres (17,8 tonnes). Le moteur était également proposé pour le bimoteur Russe Tupolev Tu-204.

Les "moyens moteurs" à fort taux de dilution



Premier Boeing 737-100 en cours d'assemblage sur la chaîne de montage dans l'usine historique "Le Plant 2" situé le long de Marginal Way à Seattle. Les moteurs étaient des JT8D déjà en service sur le Boeing 727 et le Douglas DC9.

Avec le premier vol du trimoteur Boeing 727-100, en février 1963, suivi un an plus tard, en février 1965, du Douglas DC9, encore consolidé par l'entrée en service, trois années plus tard en 1968, des Boeing 737-100 et -200, le moteur Pratt & Whitney JT8 D dans ses versions -D15 ou -D17 débute un monopole virtuel qui va durer plus de vingt ans. En fait jusqu'à l'arrivée, en 1984 du CFM International CFM56-3B, pour la première fois sur les premiers 737-300 que la compagnie Américaine US Airways met en service en décembre 1984. Le CFM56-2C qui avait été utilisé pour le programme de remotorisation d'une centaine de DC8 de la série 60, se substituant au moteur Pratt & Whitney JT3D, quasiment la monte unique des Douglas DC8 et autres Boeing 707 n'avait que marginalement entamé le monopole que la société Pratt & Whitney détenait dans tout le secteur de l'aviation commerciale, marginalement contesté par les moteurs produits par l'industrie Britannique.

Souhaitant faire évoluer les avions de la famille DC9, construit à presque un millier d'exemplaires, en coopération avec Pratt & Whitney, vers la fin des années 1970. C'est-à-dire, avant l'entrée en service du Boeing 737-300, Douglas commercialise une nouvelle version du DC9, renommée série MD80, qu'il décline en plusieurs longueurs de fuselage désignée, MD81, MD82, MD83 et MD97. Ces versions sont dotées d'une évolution du moteur JT8 D de base qui prend la désignation JT8D-200. L'architecture du JT8 D de base est intégralement conservée, seul le diamètre de la soufflante est agrandi. Ce concept de moteurs entre dans l'histoire de l'aviation sous la désignation de "Refan engine". La technique permettant, au moindre coût, d'études et de développements de produire un moteur plus puissant alors que la consommation de carburant, de même que le bruit diminuent. Toutefois le concept montre très vite ses limites. Rapidement confronté aux Boeing 737 "Classic" beaucoup moins gourmands en carburant, et bruyants, les avions de la série MD80 ne seront produits qu'à 1200 exemplaires que l'on comparera au presque 2000 Boeing de la série 737-300/400/500, voire des plus de 7000 737 NG, pour nouvelle génération !

La menace que représente l'Européen Airbus A320, plus moderne, surtout plus économe en carburant, engage Boeing à améliorer ses "Classic". CFM International participe à l'effort avec un nouveau moteur plus efficace que le CFM56-3 B/C désigné CFM56-7B. Conservant la même architecture, il incorpore nombre de technologies nouvelles dont le contrôle de la puissance par FADEC, la conception tridimensionnelle des aubes. Les aubes de la soufflante sont repensées, la corde élargie et le diamètre agrandi de 25 millimètres. De nouveaux matériaux sont introduits dans les parties chaudes. Le niveau de poussée est augmenté jusqu'à 26 300 livres (11,9 tonnes). Le succès est au rendez-vous, avec plus de 7000 737 NG (Next Generation) produits et... vendus !

L'Airbus A320 qui entre en service, pour la première fois, chez Air Inter en 1988, avec ses commandes de vol électriques, ses deux moteurs CFM56-5A contrôlés par FADEC, une première pour CFM International, est une révolution dans le secteur de l'aviation commerciale. Le CFM56-5A est typique de la famille CFM56, soufflante d'un diamètre de 1735 millimètres, déjà utilisé sur le CFM56-2C. Le taux de dilution est de 6,2, la turbine à quatre étages du rotor basse pression entraîne, avec la soufflante à un seul étage, le compresseur basse pression à trois étages. Le compresseur du rotor haute pression conserve les neuf étages caractéristiques du CFM56, les aubes de stator des premiers étages sont à calage variable, est entraîné par une turbine mono étage. Le taux de compression global est de 25,4. La poussée, modulable, selon les desideratas des compagnies clientes est centrée autour de 25 000 livres (11,3 tonnes) 26 500 livres (12 tonnes) pour le type CFM56-5A3 le plus puissant. La consommation spécifique étant de 0.33 livre par heure et par livre de poussée.

En 1983, la société Pratt & Whitney qui avait délaissé ce segment, laissant CFM International seul sur le marché pendant presque dix ans, en coopération avec Rolls-Royce, MTU et Japanese Aero Engines Corp. forme le consortium International Aero Engines (IAE), le siège d'IAE est basé à Zurich en Suisse. Cette famille de moteurs est dénommée V2500 (le V, pour le chiffre Romain indiquant les cinq membres originaux, Fiat Avio

s'étant retiré, alors que 2500 représente les 25 000 livres de poussée du premier modèle envisagé). L'intention est de produire une famille de moteurs de la classe des dix à douze tonnes de poussée de façon à satisfaire les besoins des avions à fuselage étroits, à allée centrale unique, de 150 places, en particulier l'Airbus A320. Pour IAE le défi à relever, est de taille. Le CFM56 dont les qualités ne sont plus à démontrer impose à IAE de produire un moteur plus performant. Il en résulte, autour d'une soufflante d'un diamètre de 1681 millimètres, trop important pour envisager l'installation du V2500 sous l'aile des avions de la famille Boeing 737-300, limitant de facto son marché. Les aubes de la soufflante sont en titane à large corde. Le taux de dilution retenu est de 4,9 soit significativement moins que celui du CFM56-5A. L'architecture du moteur est plus complexe. La turbine du corps haute pression est à deux étages, entraînant un compresseur haute pression à dix étages, le taux de compression est de l'ordre de 30. Le rotor basse pression est constitué d'un compresseur à trois étages pour le V2500-A1, puis quatre dans les évolutions ultérieures, entraîné par une turbine basse pression à cinq étages. La masse du V2500-A1, premier moteur mis en service est de 2360 kilogrammes, contre les 2260 du CFM56-5A, juste un peu inférieur aux 2380 kilogrammes du CFM56-5B, version améliorée du CFM56-5A, qui ne tardera pas à arriver. Ce paramètre n'est pas sans importance pour un ensemble propulsif destiné à cette

classe d'avion. La consommation spécifique du V2500 version A5 est de 0,34 livre de carburant par heure et par livre de poussée, exactement égale à celle du CFM56-5B. Le système d'échappement du V2500 est de type mélangé. Les flux chaud et froid confluent à l'intérieur de la tuyère avant de s'échapper. CFM International et IAE vont alors se livrer à une lutte acharnée pour la motorisation des Airbus A319, A320 et A321. A l'arrêt de la production de l'A320 CEO (Conventional Engine Option), la répartition globale est de l'ordre de 40, 60% en faveur de CFM International.



Vue frontale du moteur IAE V2500. On observe les aubes de soufflante à large corde en titane.

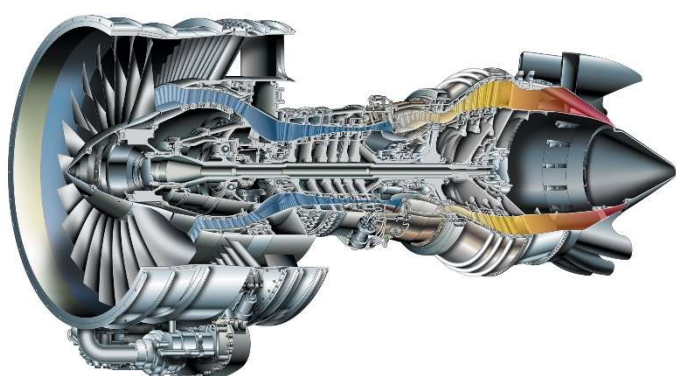
McDonnell Douglas souhaitant améliorer les performances, notamment en termes de consommation de carburant et de bruit, le V2500, sous la désignation V2525-D5 ou V2528-D5 trouve une seconde monte sur les versions évoluées des McDonnell Douglas de la série MD80 alors désignée MD90. Différentes options du MD90 en poids et longueur de fuselage sont disponibles. Dotée d'une aile à l'aérodynamique améliorée, d'un tableau de bord et d'une suite avionique modernisée, le MD90 est destiné à offrir aux compagnies aériennes une alternative crédible aux Airbus A320 et aux Boeing 737 NG. Volant pour la première fois en février 1993 avec une entrée service chez Delta Airlines. Le premier est livré à cette compagnie au début de 1995. Delta avait l'intention d'utiliser le MD90 pour remplacer toute sa flotte de Boeing 727. Cet avion arrive trop tard. C'est le chant du cygne pour la branche commerciale de McDonnell Douglas qui disparaît en 1997 dans sa fusion avec Boeing. Moins d'une centaine de MD90 seront construits.

Le V2500 dans sa version -E5 taré à 31 330 livres (13,8 tonnes) fait l'objet d'une troisième application, pour laquelle il est toujours en production, le bimoteur de transport militaire et avion de ravitaillement en vol Embraer KC-390. Cet avion est essentiellement destiné aux militaires. A cette date le KC-390 n'a enregistré aucune commande civile. Concurrent du Lockheed C-130 et de l'Airbus A400M, ayant été sélectionné par plusieurs armées de l'air, il connaît un succès indéniable.

Version la plus puissante de la famille CFM56, le -5C propulse les quadrimoteurs à long rayon d'action A340-200 et 300. Le diamètre de la soufflante a été agrandi, passant à 1836 millimètres. Si le rotor haute pression est conservé la turbine basse pression gagne un étage pour en compter cinq. Tel que pour le CFM56-5B, le compresseur basse pression est à quatre étages. La fenêtre de poussée s'étend de 31 200 livres (14 tonnes) CFM56-5C2 pour l'A340-200 à 34 000 livres (15,1 tonnes) pour le CFM56-5C4 de A340-300. Confronté aux gros bimoteurs Boeing 777, et son " demi-frère ", également bimoteur, l'A330 le succès commercial des A340-200 et -300 est mitigé avec seulement 236 exemplaires produits.

Deux autres moteurs, méritent de figurer dans ce chapitre : le Rolls-Royce BMW BR700 et le Pratt & Whitney PW6000 bien que, peut-être, ils eussent pu trouver une place plus adéquate dans le paragraphe suivant...?

En 2002, la direction générale d'Airbus, forte du succès de la famille A320, propose de mettre à la disposition du marché un A320 au fuselage largement raccourci, 31,45 mètres contre 37,50 pour l'A320. Pour rester dans la catégorie des avions régionaux, le nombre de sièges serait compris entre 90 et 110 maximum. Cet avion désigné A318 pourrait être exploité sur le marché régional des compagnies aériennes exploitant déjà des A320. Avantage très significatif, utilisé comme avion régional, il ferait bénéficier, ces compagnies de toutes les communalités de cette famille réduisant de la sorte les dépenses de formation des équipages navigants, des techniciens et les nécessaires investissements en outillages spécialisés. Autre défit, il faut un moteur mieux adapté que les CFM56-5A ou -5B voire le V2500 trop puissants, aussi trop lourds, bien que... pour permettre l'optimisation du dispositif propulsif de ce nouvel avion. CFM International de même qu'IAE, n'ayant rien en portefeuille, Pratt & Whitney propose un tout nouveau moteur : le PW6000. C'est un moteur de la gamme des 18 000 livres (8 tonnes) à 24 000 livres (10,7 tonnes) de poussée, optimisé pour la motorisation des avions régionaux. Le diamètre de la soufflante est de 1440 millimètres, les aubes sont à larges cordes, pour un taux de dilution de 4,9, le débit d'air est de 272 kg/s. Double flux, double corps, le compresseur basse pression est à quatre étages entraîné par une turbine basse pression à trois étages. Le compresseur haute pression à six étages (il était initialement prévu qu'il n'en compterait que cinq). Réalisé par MTU en Allemagne il est du type à écoulement transsonique à fort taux de compression.



Coupe du moteur Pratt & Whitney PW6000 dont l'unique application fut un nombre limité d'Airbus A318.

Le taux de compression global est de 28,2 pour la version PW6124, ses aubages sont de conception tridimensionnelle. Les staturs des trois premiers étages sont à calage variable. La chambre de combustion, devant la turbine haute pression mono étage dont les aubes sont monocristallines, est annulaire désignée TALON (Technology for Affordable Low NOx) patentée par la société Pratt & Whitney. Dans le but de réduire les bruits d'échappement, la tuyère est du type lobé à flux mélangés. La masse est de 2 290 kilogrammes, en définitive proche de celles des CFM56 (de l'ordre de 2 400 kilogrammes) et V2500, ce dernier n'étant pas considéré.

On s'aperçoit ici de la complexité que représente la réduction de la masse d'un moteur d'avion. Originellement désigné CFM56-5BA, une éventuelle option CFM International est considérée, en seconde monte. Dans les deux cas, la nacelle est de conception Hispano-Suiza associé à Northrop-Grumman pour celle du PW6000.

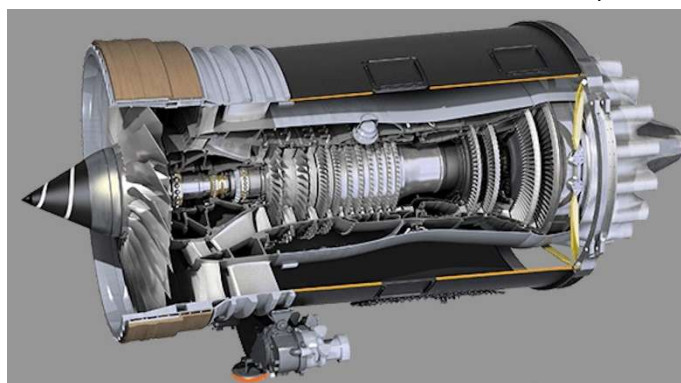
Dès les premiers vols, il est observé que la consommation de carburant du PW6000 n'est pas satisfaisante. Tâche considérable, qui va retarder la certification de ce moteur, Il faut reprendre le compresseur haute pression qui passe de cinq à six étages. Nombre de clients décident alors de basculer vers la motorisation proposée par CFM International. Tant que, alors que le premier vol de l'A318 avait été effectué, depuis le terrain d'Hambourg, en janvier 2002 avec des PW6000, Airbus décide d'accélérer la certification de l'option propulsée par des CFM56-5B. CFM international propose deux tarages : CFM56-5B8 tarée à 21 600 livres (9,6 tonnes) et le CFM56-5B9 tarée à 23 300 livres (10,3 tonnes) alors que, dans sa version la plus puissante, CFM56-5B3 le CFM56-5B est capable de 32 000 livres (14,2 tonnes) de poussée. S'ajoute à cette difficulté technique une autre d'ordre réglementaire. Contrairement aux espoirs d'Airbus, la FAA et l'EASA refusent de classer l'A318 parmi les avions régionaux ! Un des intérêts majeurs qu'offre l'A318 disparaît d'un trait de plume. Ayant à régler des frais de navigation et aéroportuaires plus élevés, que ceux applicables aux avions régionaux, pour le programme A318, c'est une catastrophe. Une majorité des clients, préférant aussitôt modifier leurs commandes au bénéfice de l'A319 ou de l'A320 lesquels pour des frais de navigation et aéroportuaires, voire d'exploitation, quasi identiques emportent plus de passagers. L'attractivité de l'A318 ayant virtuellement disparue, moins d'une centaine sont sortis des chaînes de l'avionneur. Un seul client, Lan Chile Airlines, prendra livraison de quinze unités propulsées par le PW6000. Le premier avion est livré en juin 2007, le dernier retiré du service en mai 2013. Dans cette industrie, malgré les efforts et les investissements, le succès n'est pas toujours au rendez-vous...

Seconde famille de moteurs dans cette classe de poussée, ceux de la famille des BR700. En 1990 la société Rolls-Royce en Grande Bretagne et le constructeur d'automobile BMW Allemand établissent un partenariat Prendre l'air N°16 - Juin 2026

pour la production de moteurs d'avion de la classe des 14 000 à 20 000 livres (6,3 à 9 tonnes) de poussée. Ces moteurs seraient essentiellement destinés à la motorisation d'avions régionaux et d'affaires que le consortium désigne BR700.

Ce sont des moteurs à double flux et double corps contrôlés par FADEC. Soufflante à un seul étage, compresseur haute pression à dix étages, entraîné par une turbine haute pression à deux étages, chambre de combustion annulaire. Le corps basse pression des modèles BR710 n'a pas de compresseur, la turbine basse pression qui entraîne la seule soufflante, est à deux étages. Les modèles BR715, plus puissants, sont différents. Dotés d'un compresseur basse pression à deux étages, la soufflante agrandie qui passe de 1344 à 1529 millimètres, est entraînée par une turbine basse pression à trois étages. Le taux de dilution évolue peu, passant de 4,2 pour les 710, à 4,9 pour les 715. La masse de ces moteurs est d'environ 2 000 kilogrammes.

La version BR715 est sélectionnée par McDonnell Douglas pour la motorisation du bimoteur MD95. Avec une capacité maximale de 125 sièges c'est le plus petit des avions de la famille des MD90. Après la fusion de McDonnell Douglas avec Boeing, la production en série des MD90 est abandonnée, sauf celle du MD95 qui est alors renommée Boeing 717. Le Boeing 717 l'utilise sous deux tarages : BR715-A1-30 (18 500 livres, 8,2 tonnes de poussée) destiné à la version légère, désignée "classique" et BR715-C1-30 (21 000 livres, 9,3 tonnes de poussée) pour la version dite "haute capacité". Comme pour l'Airbus A318, ce module n'attire pas les compagnies aériennes. De plus, il est en compétition directe avec les modèles de base du 737. Boeing arrête la production après que 155 furent construits. Le dernier a été remis à la compagnie Américaine à bas coûts Air Tran, plus gros utilisateur du type, en mai 2006.



Coupe du moteur Rolls-Royce BMW BR700 reconnaissable à l'absence de compresseur basse pression. (© RR)

Bien qu'hors du cadre de cet article, il n'est peut-être pas inutile de mentionner que c'est un des membres de cette famille de moteurs, sous la dénomination militaire F130, extrapolé des BR710 dont la désignation commerciale est BR725 qui motorise l'avion d'affaire Gulfstream G650, produisant 16 900 livres (7,6 tonnes) de poussée qui dans le cadre du programme de remotorisation du bombardier B-52 remplacera le vénérable Pratt & Whitney TF33-P-3/103.

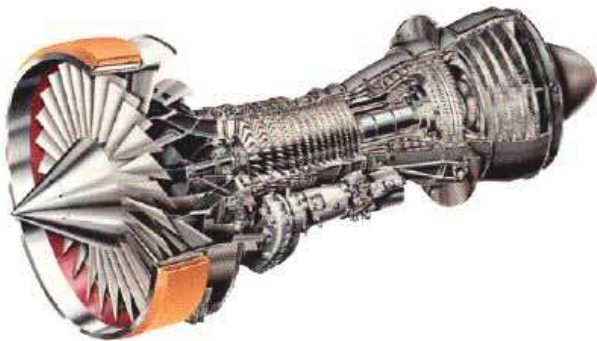
Les "petits moteurs" à fort taux de dilution

Dans le milieu des années 1990, malgré les aléas dus aux diverses crises, avec la forte augmentation du trafic aérien, les compagnies aériennes, surtout les majors, s'organisent en "Hub and spoke". Ce terme schématise une roue de bicyclette où des avions de faible ou moyenne capacité ramènent leurs passagers, embarqués dans des aéroports régionaux, ou de moindre importance, vers un aéroport focal (Hub) d'où ils sont dirigés dans des avions à grande capacité vers un autre aéroport focal. Pour optimiser l'utilisation des avions régionaux, le concept impose de disposer d'avions d'une taille bien optimisée. L'industrie accueille ainsi des avions de transport régionaux qui assureront les liaisons entre les aéroports secondaires et le focal. Éventuellement, si le trafic le justifie, entre aéroports secondaires. Ces avions régionaux de 40 à 70, 80 sièges, voire un peu plus, nécessitent des turboréacteurs adaptés.

Omettant volontairement les avions tels que les ATR 42/72 ou le De Havilland Canada/Bombardier Dash 8, tous deux motorisés par des turbopropulseurs, qui participent aussi à l'alimentation des hubs. Sans vouloir être exhaustif, les deux grands avionneurs spécialistes de ce type d'avion sont le Canadien Bombardier et le Brésilien Embraer qui produisent des avions bimoteurs à réaction, optimisés pour ces opérations. C'est-à-dire courtes distances requérant des fréquences élevées, parfois jusqu'à six mouvements quotidiens. Embraer propose les types ERJ145 (Embraer Regional Jet) propulsés par deux moteurs Rolls-Royce AE3007, ERJ145 et ERJ190 propulsés par deux moteurs General Electric CF34-8E et CF34-10E. Sous sa version CF34-10A on trouve encore ce moteur à l'arrière contre le fuselage du Comac d'origine Chinoise ARJ21. Simultanément, Bombardier propose les CRJ200 General Electric CF34-3B1 et CRJ700 puis CRJ900 bimoteur General Electric CF34-8C.

Bien que portant tous la désignation racine CF34, les moteurs de cette famille, déclinés en de nombreuses versions, sont très différents, tant dans la conception de leur architecture que de leur niveau technologique.

Le premier CF34 qui entre en service, pour une application commerciale avec le bimoteur régional Canadair/Bombardier CRJ100 ou 200, est désigné CF34-3B. Il dérive directement du moteur militaire TF34 qui avait été conçu pour la motorisation du bimoteur " tueur de chars " Fairchild A-10 " *Thunderbolt II* " de l'USAF dont le premier vol remonte à mai 1972. C'est un double flux, double corps. La gestion de la puissance est mécanique assistée d'une boucle de contrôle électronique qui optimise la vitesse de rotation de la soufflante. Le rotor basse pression est constitué d'une soufflante à un seul étage, d'un diamètre de 1245 millimètres, entraînée par une turbine à quatre étages. Il n'y a pas de compresseur basse pression. Le rotor haute pression est constitué d'un compresseur à 14 étages entraîné par une turbine à deux étages. Le taux de compression est de 21, alors que le rapport de dilution est de 6,3, la poussée est de 9 220 livres (4,1 tonnes). La consommation spécifique de carburant s'établit à 0.35 livre de carburant par heure et par livre de poussée. Sous la désignation CF34-3A on trouve ce moteur pour la propulsion d'avions d'affaires tel que les Bombardier Challenger de la série 600.



General Electric TF34 Ecorché (© GE)



General Electric CF34-8^E (© GE)

Le CF34-8 tourne, pour la première fois, au banc d'essais au sol en novembre 2000, soit presque trente ans après le premier vol du CF34-3A/B. C'est une version modernisée, et plus puissante. La poussée est de 14 225 livres (6,3 tonnes), l'architecture de ce second développement du CF34 désigné CF34-8 est très différente et d'un niveau technologique supérieur à celle du -3. Il est destiné aux bimoteurs régionaux Embraer ERJ 170/175 et Bombardier CRJ700. Le rotor haute pression reprend des technologies conçues par General Electric pour le moteur militaire F414 du chasseur bimoteur naval Boeing F-18 E/F *Super Hornet* dont un DAM (Disque Aubagé Monobloc) constituant, en une seule pièce, les trois premiers étages du compresseur haute pression qui en comporte dix. La turbine, dont les aubes sont en alliage monocristallin, comme pour le CFM56-7B, est à double étage. La soufflante aux aubes à la corde agrandie est entraînée par la turbine basse pression à quatre étages. Comme pour le -3, il n'y a pas de compresseur basse pression. Le taux de dilution est de 4,9 le rapport de pression 27. Bien que la puissance soit significativement augmentée, la consommation spécifique de carburant est proche de celle du CF34-3 à 0.39 livre de carburant par heure et par livre de poussée. Trente années d'études et développements sont passées par là !

Contrôlé par FADEC, le CF34-10, dernière évolution de la famille CF34, est destiné aux bimoteurs Embraer 190/195 et, pour la première fois, à un avion, montrant des signes évidents de ressemblance avec le Douglas DC9, qui a été étudié et qui sera produit en Chine, le Comac ARJ21. Le CF34-10 est un " petit CFM56 ", évidemment double corps et double flux, le rotor basse pression est constitué d'un compresseur basse pression à trois étages, entraîné par une turbine basse pression à quatre étages. Le diamètre de la soufflante est de 1346 millimètres, la corde des aubes a été agrandie à la CFM56-7. Le rotor haute pression est composé d'un compresseur à neuf étages et d'une turbine mono étage. Comme pour la famille des CFM56, c'est un moteur à cinq paliers, le corps haute pression et le basse pression partageant le même palier numéro quatre à rouleaux. Le taux de pression est de 29, le taux de dilution 5 pour une consommation spécifique de à 0.38 livre de carburant par heure et par livre de poussée. La poussée du -10 est de 18 000 livres (8 tonnes).

Les supersoniques

La fin des années cinquante et toute la décennie soixante resteront comme les années de la vitesse. La crise du pétrole de 1973 y met fin brutalement. Les citoyens du monde occidental veulent aller plus vite. En

automobile, dans les chemins de fer même les paquebots qui se disputent la traversée de l'Atlantique nord la plus rapide, le fameux " *Ruban bleu* ". L'aviation commerciale où les réacteurs commencent à s'imposer font passer la vitesse de croisière de l'ordre 560 km/h pour les plus rapides des quadrimoteurs à moteurs à pistons à plus de 900 km/h pour le Boeing 707, n'est pas en reste. Dans ce contexte, les nations toujours soucieuses de montrer leurs capacités, décident de construire des avions commerciaux supersoniques. Ces projets ambitieux nécessitent des compétences scientifiques, des moyens techniques et industriels très importants, qui ne sont pas à la portée de tous. Avec l'URSS, deux nations occidentales relèvent le gant. Les États-Unis d'Amérique et la Grande Bretagne associée à la France en Europe.

Aux États-Unis, l'administration mandate la Federal Aviation Agency (FAA) laquelle, comme d'usage dans ce pays, ouvre une compétition. Deux constructeurs Boeing et Lockheed concourent, pour l'avion, dont la capacité en sièges serait de 250 voire plus, et la vitesse de l'ordre Mach 2,7 à Mach 3. Projet hautement ambitieux, sûrement trop... ? Pour les moteurs, trois propositions, General Electric, Pratt & Whitney et Curtiss-Wright cette dernière restera au niveau d'un " moteur papier ". Il est requis que les motorisations devront convenir aux deux projets ! On observera la fabuleuse puissance de l'industrie aéronautique des États-Unis capable de mettre simultanément sur la planche à dessins deux projets d'avion quadrimoteurs différents et de faire tourner des moteurs, aussi ambitieux, où tout reste à inventer. Finalement, c'est Boeing pour l'avion et General Electric pour le moteur qui l'emportent. Le moteur est désigné GE4, bien que le GE4 et le J93, prévu pour le bombardier North-American XB70, soient différents General Electric comme pour le TF39, reprend nombre des technologies développées pour les turboréacteurs du bombardier XB-70.

A cycle simple flux avec post combustion, le GE4 est hors normes, dont le diamètre de la bride d'entrée d'air de 1540 millimètres permettant un débit d'air de 293 kg/s. A titre de référence, celui du CFM International CFM56-7B moteur moderne, à taux de dilution important 5,6 est un peu supérieur à 1549 millimètres) pour un débit d'air de 311 kg/s. L'ensemble tournant du GE4, à un seul rotor est constitué d'un compresseur à neuf étages, taux de compression 12,5, entraîné par une turbine à deux étages, température d'entrée 1380°C. La consommation spécifique au niveau de la mer est de 1,04 livres, par livre de poussée et par heure à sec... 1,86 au plein gaz en post combustion.

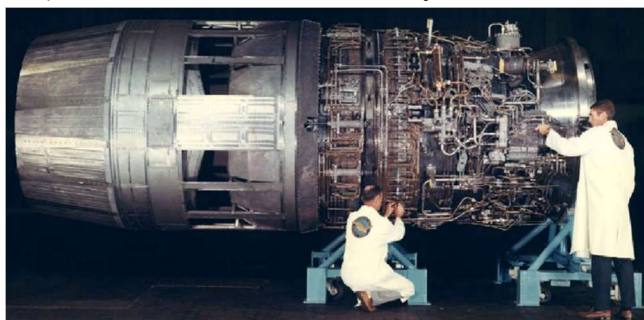
Long de 7,8 mètres, d'une masse de 5100 kilogrammes, le GE4 est un monstre. Sa poussée maximale, à 5200 tr/mm, à cette date jamais dépassée pour un moteur à cycle simple flux, et de 51500 livres (22,9 tonnes) à sec, 68 600 livres (30,550 tonnes) au plein gaz en post combustion **(5)**. La sélection d'un banc d'essais volant adéquat étant pour le moins complexe, le XB-70 fut considéré, le GE4 n'a jamais volé. Toutefois, en 1971 à l'abandon du projet SST (Boeing 2707), les dix prototypes construits, sous différentes variations, avaient accumulé 1800 heures de tests au sol dont 200 au banc de simulation d'altitude jusqu'à la vitesse de Mach 2,7. Point délicat pour tous les avions supersoniques, le bruit en régime de postcombustion au décollage, aurait été estimé à 120 EPNdb... **(6)**.



Vue latérale du moteur GE4 destiné à l'avion de transport quadri réacteur supersonique Boeing SST 2707. La présence des deux ingénieurs donne une idée des dimensions de ce moteur. Pour protéger les équipements de la gestion de puissance de l'échauffement cinétique, ils sont installés dans un coffre en acier dans lequel circule du carburant. Ce coffre est bien visible sur le côté du carter du compresseur. (© GE)

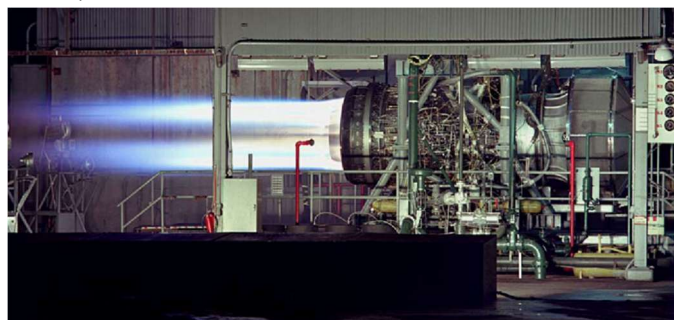
N'oublions pas de citer quelques détails relatifs au moteur malheureux, qui ne fut pas sélectionné, le Pratt & Whitney JTF17. Ce moteur à cycle double flux, à faible taux de dilution 1,3, double corps est conçu, comme le GE4 pour fonctionner, sans limitation de durée, en haut supersonique. Le rotor haute pression est constitué d'un compresseur à six étages, entraîné par une turbine mono étage. Le rotor basse pression compte une soufflante à double étage entraîné par une turbine également à deux étages. Le débit d'air à la puissance de

décollage est de 306 kilogrammes d'air par seconde à 6500 tr/mn (soufflante) et 8200 tr/mn pour le rotor haute pression. Dans ces conditions, la poussée statique au niveau de la mer est de 38 300 livres (17,03 tonnes) à sec, 61 000 livres (27,3 tonnes) au plein gaz en post combustion, similaires à celles du GE4. Le niveau de bruit pourrait être de 139 EPNdb... Technologie atypique, la totalité du flux d'air secondaire, derrière le bec de séparation des flux, pénètre directement dans une chambre de combustion double d'un diamètre de 1020 millimètres incluant 64 injecteurs de carburant à double tête capable de maintenir la combustion stabilisée jusque qu'à la vitesse de Mach 3 et d'assurer un éventuel rallumage en vol dans la totalité du domaine. Les gaz s'échappent directement au travers d'une section de sortie variable dans le canal d'échappement du flux chaud où ils se mélangent. Le moteur compte deux autres sections de sortie variables. Une sur le flux primaire ayant participé à la combustion, il n'y a pas de dispositif de post combustion sur ce flux. La troisième sur les deux flux. Il existe un inverseur de poussée, sur le seul flux chaud, logé à l'intérieur du canal d'échappement. En 1971, au moment de l'abandon du programme, comme le GE4, le JTF17 qui n'avait pas volé, comptabilisait 85 heures d'essais, jusqu'à Mach 2,5 et 65 000 pieds, simulés au banc d'essais au sol.



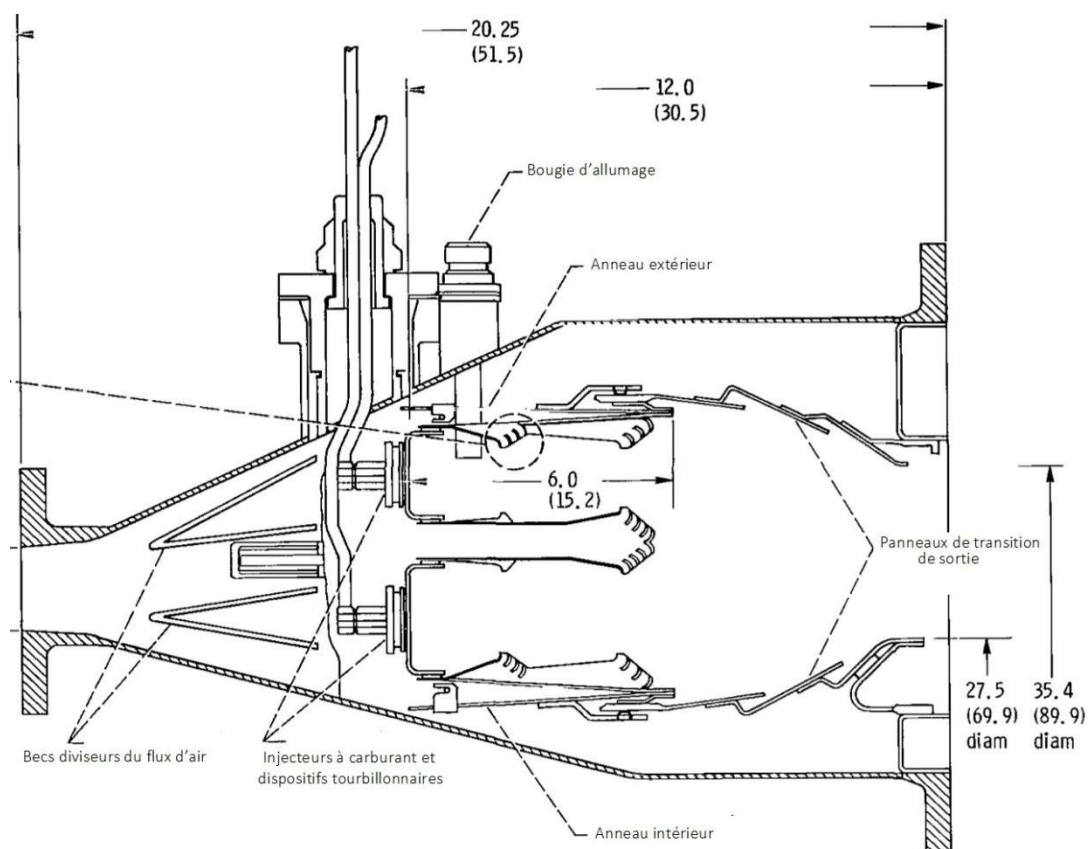
Vue latérale d'un des prototypes du moteur Pratt & Whitney JTF17 destiné aux projets d'avion de transport quadri réacteur supersoniques Américain.

Les ouvertures latérales sont utilisées pendant la phase d'inversion de la poussée pour permettre l'échappement des gaz.



Moteur JTF17, concurrent malheureux du GE4 pour la propulsion des projets d'avions de transport supersoniques Américain en régime de post combustion.

Le diamètre important du secteur de la flamme indique que le fonctionnement de la post combustion m'implique que le seul flux secondaire.



Plan de la chambre de combustion secondaire du prototype du moteur Pratt & Whitney JTF17 destiné au projet d'avion supersonique SST Américain.



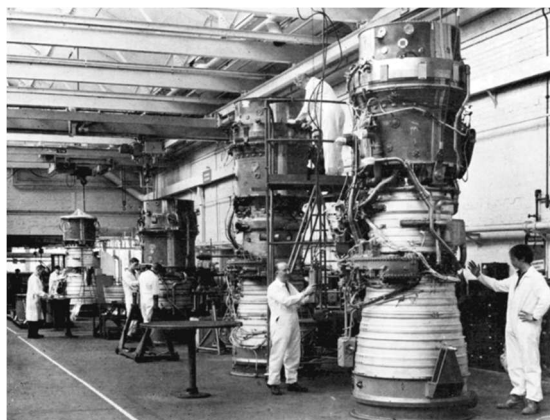
Bombardier quadrimoteur Avro Vulcan utilisé comme banc volant du moteur Olympus 593 destiné à l'avion supersonique Concorde. (© RR)

En Europe, les Britanniques et les Français travaillent à un projet beaucoup moins ambitieux toutefois surement plus réaliste... Désigné *Concorde*, ce quadrimoteur est conçu pour emmener une centaine de passagers à Mach 2,02 voire possiblement jusqu'à Mach 2,2. Le projet Supersonic Transport SST 2707 de Boeing devait emporter jusqu'à 300 passagers à Mach 2,7 avec une masse maximale au décollage de 300 tonnes ! La masse maximale au décollage du Concorde étant de " seulement " 185 tonnes.

British Aircraft Corporation (maintenant BAE Systems) et Sud Aviation (devenu Aérospatiale puis Airbus) s'associent pour la réalisation d'un avion concurrent des projets Américains. Le moteur *Olympus 593 Mk 610*, dans sa dernière évolution, sera construit en coopération par Bristol Siddeley LTD, société fut par la suite reprise par Rolls-Royce et la SNECMA. Ce moteur reprend les bases du moteur *Olympus Mk 101*, conçu initialement, sans dispositif de post combustion. Il était destiné à la motorisation du bombardier nucléaire quadrimoteur Avro Vulcan. Après plusieurs itérations, la puissance de l'*Olympus Mk 101* augmente passant de 12 000 livres (5,4 tonnes) pour le Vulcan, dont l'étape intermédiaire de l'*Olympus Mk 320*, taré à 30 610 livres (13.6 tonnes) au plein gaz en post combustion. La version Mk 320 propulse l'avion de combat bimoteur TSR2 pour " *Tactical Strike and Reconnaissance* " de British Aircraft Corporation. Estimé bien trop coûteux, par le gouvernement travailliste, conduit par le premier ministre Harold Wilson, le projet fut abandonné, ne dépassant pas l'étape de deux prototypes. Bien que le second prototype soit prêt pour sa campagne d'essais, seul le premier fut essayé en vol.

L'*Olympus* du Concorde, fit l'objet de plusieurs versions. La dernière, 593 Mk 610, pousse 31 300 livres (13,9 tonnes) au plein gaz sec, 38 400 livres (17,1 tonnes), en statique au niveau de la mer, au plein gaz en post combustion. Soit beaucoup moins, de l'ordre de 40%, que ses concurrents Américains. C'est un cycle simple flux à double corps. Le rotor basse pression, comme le haute pression, comptent sept étages de compression chacun entraînés par une turbine mono étage. La chambre de combustion est annulaire à seize injecteurs. Le taux de compression global est de 15,1. La bride d'entrée d'air d'un diamètre de 1215 millimètres autorise un débit d'air de 204 kg/s d'air par seconde. La masse du moteur est de 3 175 kilogrammes. Nous retiendrons que l'*Olympus 593* est le seul moteur doté d'une tuyère à section de sortie variable avec dispositif de post combustion à avoir propulsé un avion commercial (7). Trop peu médiatisé, en croisière supersonique, le rendement thermique de l'*Olympus 593* et le meilleur de tous les moteurs utilisés par l'aviation commerciale !

A la fin des années 1980, surtout en Europe, divers projets d'avions de transport commerciaux supersoniques sont de nouveau envisagés. En Europe, on parle de l'ATSF (Avion de Transport Supersonique Futur) aux États-Unis du High Speed Commercial Transport (HSCT) sous l'égide de la NASA qui avait convaincu General Electric et Pratt & Whitney de travailler ensemble. Ces avions quadrimoteurs auraient été capables de transporter 200 passagers sur des distances allant jusqu'à 10 000 kilomètres à une vitesse de croisière de l'ordre de Mach 2 à Mach 2,4. Pour cause de nuisances, notamment le bruit au décollage et, le long du parcours, le " double bang " de la trace supersonique. Malgré l'intention d'utiliser des moteurs à cycle variable, de nature à réduire les nuisances autour des aéroports, dont le MCV 99 de la SNECMA. Surement à cause des investissements considérables à consentir, pour un potentiel commercial restant à démontrer, ces projets n'iront pas au-delà de l'intention.



Vue de la ligne d'assemblage, en position verticale, du moteur Olympus 593 destiné au supersonique Européen Concorde. (© RR)

Notes de fin

(1) Ce texte fait, à de nombreuses reprises, référence au " taux de dilution " et " double corps ". Le taux de dilution est une valeur, sans unité, qui représente le rapport entre la quantité d'air qui traverse la soufflante et celle qui traverse le générateur de gaz et qui participe à la combustion. A poussée et régime de vol égal, plus le taux de dilution est élevé, meilleure est la consommation spécifique.

Un moteur double corps est un moteur dans lequel pour optimiser l'efficacité des compresseurs, deux rotors, désignés haute et basse pression, concentriques tournent à des vitesses différentes.

(2) A la puissance de décollage au niveau de la mer. Elle est exprimée en livres de carburant consommées par livres de poussée et par heure.

(3) La nacelle est la partie visible d'un moteur d'avion. Elle est constituée de l'entrée d'air, du dispositif inverseur de poussée, de l'ensemble des accessoires alternateur et pompe hydraulique, du dispositif de contrôle des prélèvements d'air comprimé, des tuyauteries, et câblages électriques d'interface etc. avec l'avion.

(4) Le CF6-80A est disponible en deux configurations : Airbus et Boeing.

Pour réduire la traînée des nacelles, très significative dans le décompte de la traînée globale d'un avion, il est essentiel que son maître couple soit le plus réduit possible. Dans ce cadre, General Electric proposa de déplacer les accessoires, originellement installés sous le carter de la soufflante, vers l'espace disponible en dessous du carter du compresseur haute pression et la paroi intérieure du conduit du flux froid. Initialement pour l'A310-200, Airbus préféra conserver la configuration " accessoires au fan " alors que Boeing imposa la configuration, accessoires au core pour le 767-200.

Avec l'arrivée du CF6-80C2, et ensuite, la configuration, accessoires au core s'est définitivement imposée.

(5) Au moment de la mise sur la planche à dessins du GE4, le moteur à cycle simple flux avec post combustion, en service régulier, le plus puissant disponible sur le marché devait être le Pratt & Whitney J75 dans sa version P19 installée dans les versions B et C du Republic F-105 " *Thunderchief* " tarée à 16 200 livres (7,2 tonnes) à sec et 25 000 livres (11,1 tonnes) au plein gaz en post combustion. Le J58 du Lockheed SR71 " *Blackbird* ", difficile à classer, est également moins puissant à 25 000 livres (11,1 tonnes) à sec et 34 000 livres (15,1 tonnes) au plein gaz en post combustion que le GE4. Les prototypes du GE J93-GE3 produisent 22 000 livres (9,8 tonnes) à sec, 31 000 livres (13,7 tonnes) au plein gaz en post combustion.

En 2025, le moteur militaire avec post combustion le plus puissant en service est le Pratt & Whitney F-135 du Lockheed F-35 taré à 28 000 livres (12,5 tonnes) à sec et 43 000 livres (19,1 tonnes) au plein gaz en post combustion. Le diamètre de sa bride d'entrée d'air est de 1090 millimètres.

(6) EPNdB ou Effective Perceived Noise Level (EPNL) exprimé en décibel que l'on peut traduire par sensation de bruit perçu au passage d'un avion. Cette mesure s'applique à la certification individuelle d'un type avion donné.

(7) A ce qu'il semble, le supersonique Tupolev Tu-144 produit par l'industrie aéronautique de l'URSS utilisa deux moteurs différents, (Kouznetsov Nk-144 et Kolesov RD-36). Tous deux équipés d'un dispositif de post combustion et d'une tuyère à section de sortie variable. Toutefois si le Tupolev 144 fut bien utilisé en ligne, il est possible qu'il eût transporté, toutefois épisodiquement des passagers. Le Tupolev 144 ne transporta essentiellement que du fret et du courrier.

Références :

" The Power to Fly " de Brian Rowe qui fut PDG de General Electric Aviation) ISBN 1-56347-709-3 Publié par l'AIAA (American Institute of Aeronautics & Astronautics).

Document General Electric reference GE-1019.004 Turbofan & Turbojet engines data base engine d'Elodie Roux ISBN ISBN 978-2-9529380-1-3. Editions Elodie Roux.

Photographies : sauf mention contraire toutes les photographies sont extraites d'Internet.

Petit glossaire et définitions des technologies utilisées pour augmenter la puissance et la pilotabilité des turboréacteurs

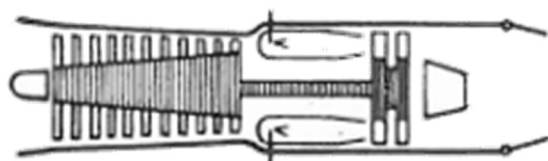
A l'occasion de plusieurs articles relatifs à la genèse et aux développements des turboréacteurs, tant civils que militaires, depuis la fin de la seconde guerre mondiale, notre revue a fréquemment fait référence aux diverses technologies utilisées par les motoristes pour augmenter la puissance ou améliorer la pilotabilité de leurs moteurs. Dans un but de vulgarisation, il nous paraît maintenant utile de les expliciter. Toutefois sans l'aide d'équations complexes surtout sans vouloir se montrer excessivement " professoral ".

Les moteurs simple et double corps

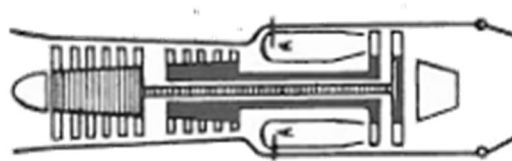
Il est rapidement apparu que, si l'augmentation de la poussée des turboréacteurs passait, notamment par l'augmentation du débit d'air, celle du rendement thermique **(1)** de la machine passait, entre autres nombreux perfectionnements, par l'augmentation de la température à l'entrée de la turbine, de la pression d'air en sortie des étages de compression, donc du taux de compression. A niveau de technologies aérodynamiques égales, par exemple du profil des aubes, tournants et statiques, plusieurs alternatives sont possibles. Évidemment l'amélioration de l'efficacité aérodynamique des profils, de leur distribution, du contrôle des jeux et des fuites inter étages et de la qualité des matériaux utilisés. Plusieurs autres existent dont la différenciation de la vitesse de rotation des compresseurs, les stators à calage variables, et la combinaison de compresseurs à vitesse de rotation différentes associés à des étages de stators à calage variables que nous verrons plus loin.

Tous les moteurs mis en service, jusqu'à l'arrivée des Boeing B-52 et KC-135 A, et de leurs Pratt & Whitney J57 premier moteur double corps à entrer en service, étaient tous du type simple corps à cycle simple flux. C'est-à-dire constitué d'un ensemble tournant unique composé d'autant d'étage de compression tel que calculé par le constructeur, pour obtenir le taux de compression voulu ou, plus précisément, possible. Dans ce cycle, la totalité du flux d'air traversant la machine participe à la combustion. Nous noterons que le second moteur double corps et simple flux, à entrer en service initialement pour des applications militaires, puis d'évolutions en évolutions, commercial fut le Britannique Bristol Siddeley Olympus, dont l'ultime version, le type 593, sera en coopération avec la Snecma, celui du quadrimoteur Concorde. Seul moteur à avoir propulsé, en lignes commerciales quotidiennes, un avion supersonique.

Un moteur de type simple corps, est constitué d'un seul rotor. Typiquement le rotor tourbillonne sur une ligne d'arbre à trois paliers. C'est l'architecture la plus simple. Il ne faut toutefois pas en conclure qu'elle ne soit pas capable de produire des poussées importantes. Ainsi le moteur General Electric GE-4 (J5P), toujours, dans cette classe de moteur, un des plus puissants, au monde. Conçu dans les années soixante, destiné à l'avion de transport supersonique Boeing SST 2707 qui ne dépassera pas l'étape de la maquette échelle un. Avec un débit d'air de 293 kg/s, massif pour l'époque, et un taux de pression en neuf étages, de 12,5, avait démontré, en quelques mille heures d'essais au banc au sol, 22,9 tonnes de poussée à sec, 30,5 à la pleine charge en postcombustion.



Moteur simple corps



Moteur double corps

Alors que, pour diminuer la consommation de carburant, le taux de compression doit nécessairement augmenter, il devient de plus en plus difficile de s'assurer du fonctionnement réactif et efficace, dans toute la plage d'utilisation du moteur et dans toute l'étendue du domaine de vol de l'avion, du dispositif de compression. Chaque étage possédant ses caractéristiques de fonctionnement propres, souvent différentes entre étages adjacents, il importe qu'ils soient associés avec précaution. Il est indispensable de garder à l'esprit que les compresseurs sont, en principe, conçus pour fonctionner à régime élevé, optimisé pour la phase de croisière. Ces vitesses de rotation, alors que l'angle d'incidence des aubes est à son maximum, garantissent le rendement élevé des compresseurs. Il en résulte qu'aux régimes inférieurs, particulièrement au ralenti, la répartition des pressions et des débits ne sont plus équilibrés. La solution, retenue par la société Pratt & Whitney pour son

moteur J57, qui s'est ensuite généralisée, fut de scinder le dispositif de compression en deux zones et de les faire tourner des vitesses différentes.

Un turboréacteur double corps est donc constitué de deux rotors, compresseur/turbine, concentriques indépendants tourbillonnant à des vitesses de rotation optimisées différentes, destinées à obtenir le taux de compression le plus élevé possible tout en permettant le fonctionnement réactif des deux compresseurs, dans la totalité du domaine de vol. Les rotors, avec leurs compresseurs et leurs turbines associées, sont désignés basse et haute pression. La turbine de l'arbre basse pression avec la soufflante, si le moteur est à double flux, entraîne le compresseur basse pression, la turbine haute pression étant reliée au compresseur haute pression.

La société Rolls-Royce a fait évoluer le concept plus avant en proposant, dès son premier moteur commercial à double flux le RB-211, l'architecture triple corps, initialement installé sur le trimoteur Lockheed L-1011 "Tristar". Le RB-211 fit l'objet de nombreux développements. Cet arrangement a également été retenu pour le RB-199 de l'avion de combat bimoteur Panavia "Tornado". Le taux de compression global de ce moteur est de 23,5. Les éléments tournants étant désignés basse, intermédiaire et haute pression. Bien que compliquant la structure du moteur, l'intérêt d'un tel arrangement est, pour un taux de compression global déterminé de réduire, gagnant en opérabilité, le taux de compression de chacun des compresseurs.



Vue d'artiste d'une architecture triple corps. Au centre, le compresseur et la turbine haute pression, en arrière, la turbine du corps intermédiaire puis l'arbre basse pression avec une vue partielle de sa turbine. (© DR)

Typiquement, pour les moteurs de Rolls-Royce à fort taux de dilution, le corps basse pression est constitué de la seule soufflante entraînée par une turbine basse pression composée de plusieurs étages. Ainsi, pour le Trent 1000 du Boeing 787, la soufflante à un seul étage, est entraînée par un ensemble turbine basse pression à six étages. Le compresseur du corps haute pression compte six étages, la turbine est mono étage, le compresseur intermédiaire compte huit étages, également entraîné par une turbine mono étage. Le taux de compression global est de l'ordre de 50 (2), le taux de dilution de 11, le débit d'air 1247 kg/s, la poussée selon les types variant de 29 à 33,5 tonnes. Dans le cas du RB-199, dont le taux de dilution est de 1,1 le rotor basse pression est composé d'une soufflante à trois étages, entraînée par une turbine à deux étages.

Les moteurs à double flux

Si on utilise un moteur à simple flux, dont l'origine de la poussée, provient en partie de la vitesse d'éjection des gaz, un tel moteur, où la totalité de l'air entrant dans la machine participe à la combustion, qui éjecterait ses gaz à la vitesse 800 m/s (mètres/seconde) alors que l'avion vole 200 m/s (720 kilomètres/heure) laisserait un excès de 600 m/s dans l'atmosphère. En d'autres termes, une perte, selon la formule $1/2mv^2$ de 180 kilowatts par kilogramme de masse éjectée, dissipés en pure perte. Si, pour la même vitesse avion, un moteur éjectait ses gaz à 400 m/s, la perte thermique chuterait alors à 20 kilowatts. On observera ici l'importance du paramètre, élevé au carré, de la vitesse d'éjection des gaz. Le bénéfice est prodigieux. Toutefois, un tel moteur devrait, dans les mêmes conditions, pouvoir éjecter une masse, neuf fois supérieure. Les progrès relatifs à la résistance aux hautes températures des pièces chaudes, typiquement aubes de turbine et distributeurs, due aux meilleurs matériaux disponibles, associés aux progrès des technologies développées pour leur refroidissement, ont permis de concevoir des moteurs à double flux de plus en plus efficaces.

Un moteur à double flux est un moteur dans lequel, avant l'échappement, l'énergie résiduelle des gaz ayant participé à la combustion, est prélevée par une turbine, désignée turbine basse pression, qui entraîne une soufflante, de plus ou moins grand diamètre, qui comprimera de l'air, lequel dévié en partie dans un conduit dédié, ne participera pas à la combustion. Le plus fréquemment, la turbine basse pression entraîne également un compresseur basse pression destiné à l'optimisation de la phase de compression.

Outre leur puissance, les moteurs à cycle double flux, se caractérisent par leur taux de dilution soit le rapport, sans unité, entre le flux d'air ne participant pas à la combustion et celui qui y participe. Le taux de dilution est optimisé pour satisfaire aux besoins des performances des avions qu'ils propulsent. Typiquement la vitesse maximale et le poids maximum autorisé au décollage. Pour un avion voulu rapide tel que le supersonique

Dassault Rafale, Safran Aircraft Engines a retenu pour son moteur M88-2 (poussée 5 tonnes au plein gaz sec, 7,5 à pleine charge en postcombustion) un taux de dilution faible, 0,3. Tout à fait à l'opposé, d'un avion subsonique " lourd ", tel que le bimoteur Boeing 777-300 ER à fuselage large et très long rayon d'action. Le taux de dilution du General Electric GE90-115 B (poussée 52,3 tonnes) s'inscrit à 9, à ce jour, parmi les plus élevés de l'aviation commerciale.

Vannes de décharge et aubes de stators à calage variable

Pour permettre le fonctionnement réactif du module de compression, tout en produisant un taux de compression élevé, deux dispositifs de décharge sont utilisés : vannes de décharge à débit fixe ou variable et stators à angle d'incidence (calage) variable.

Les vannes de décharge à débit fixe sont des clapets commandés par le dispositif de gestion de puissance du moteur en fonction de la vitesse de rotation. Ces vannes, le plus souvent à deux positions, pleine ouverture ou fermeture, sont situées dans les étages intermédiaires du compresseur pour décharger les étages amonts pendant la phase du démarrage et, ou en fonctionnement transitoire, quand le débit des étages amonts, trop élevé, ne peut être complètement admis par les étages aval. Cet excédent temporaire du débit, éjecté à l'extérieur du moteur, ne participant pas à la combustion et ne produisant aucune poussée, est gaspillé.

Les vannes de décharges à débit variable commandés par le dispositif de gestion de puissance du moteur, dont l'utilisation s'est généralisée dans les moteurs à fort taux de dilution, sont situées en sortie du compresseur basse pression, devant l'entrée du compresseur haute pression. Elles sont généralement en pleine ouverture quand le moteur est au régime de ralenti. Elles se ferment progressivement, concomitamment avec l'ouverture des vannes de stator à calage variable du compresseur haute pression selon, une loi de régulation basée sur la température de l'air à l'entrée du compresseur haute pression et de son régime de rotation. L'excédent de débit, pouvant être important notamment sur les moteurs à fort taux de dilution, est éjecté dans le flux secondaire, se mélangeant avec celui de la soufflante, participant à la poussée, il n'est pas gaspillé.



Grille d'échappement de l'air comprimé d'une des deux vannes de décharge du compresseur de l'ATAR 9K50. En haut vers l'avant son vérin de manœuvre à air comprimé. (© Snecma)



Gros plan des leviers et anneaux de commande du dispositif de commande des stators à calage variable (VSV) du moteur General Electric CF6-80C2. (© DR)

Les étages de stator à calage variable. Promus par General Electric et son chef ingénieur Gerhard Neumann qui en était le " champion ", sont indispensables alors que le taux de compression doit augmenter. Il semble, qu'avant abandonner le concept, la société Rolls Royce aurait conçu un compresseur dont plusieurs étages de stator étaient à calage variable. Rolls Royce y reviendra en incluant par la suite dans ses moteurs des étages à calage variable. Le moteur General Electric J79, simple corps, simple flux avec postcombustion des Lockheed F-104 " Starfighter " et autres McDonnell Douglas F-4 " Phantom " II est le premier turboréacteur, exemple typique de cette technologie, à être entré en service. Son taux de compression de 13,5 en dix-sept étages, toutefois, avec une complexité mécanique moindre, est comparable à ceux du moteur de Pratt et Whitney J57 contemporain. Le compresseur du J79 compte sept étages de stator à calage variable, les six premiers et l'étage d'aubes directrice d'entrée.

Un étage de compresseur se décompose en deux éléments : le stator, qui peut être représenté comme une grille circulaire constituée de profils aérodynamiques, dont une des fonctions est de diriger le flux d'air vers les aubes du rotor qui en constituent le second élément. C'est l'ensemble stator/rotor qui participe à l'augmentation de la pression. Leur empilage successif permettant d'obtenir le niveau de compression souhaité. De façon à obtenir le rendement le plus élevé possible de l'étage rotor, il importe que les aubes puissent fonctionner à un angle d'attaque important, proche de la zone de décrochage. La direction du flux d'air dans un

compresseur axial fait l'objet de deux composantes. L'une longitudinale linéaire et parallèle à l'axe du moteur. L'autre tangentielle, dont les paramètres, angle et intensité, fluctuent avec la vitesse de rotation du rotor. Il importe d'optimiser la décomposition vectorielle, résultante de ces deux composantes pour qu'elle soit compatible, dans la totalité du domaine d'emploi du moteur, avec le fonctionnement des aubes du rotor à un angle d'incidence élevé. C'est le rôle des stators à calage variable. Tel qu'indiqué plus haut, la position angulaire des stators à calage variable qui optimisent la direction du flux d'air vers les aubes du rotor, est contrôlée automatiquement par le système de gestion de la puissance du moteur sur la base de la température d'entrée de l'air dans le compresseur et sa vitesse de rotation.

Tuyère à section de sortie fixe et variable, à vocations civile ou militaire

Pour les moteurs à vocation militaire destinés aux avions de combat, bien que la section de sortie des premiers turboréacteurs Junker Jumo 004 et BMW 003, fussent à section de sortie variable, par déplacement d'un corps conique dans le canal d'éjection au niveau d'un étranglement, les moteurs Britannique contemporains étaient tous à section de sortie fixe. Les industriels Allemands faisant face à des difficultés de maîtrise de longueur et de stabilisation de la flamme (soucis que, pour mieux maîtriser la combustion, les constructeurs britanniques connaissaient moins) ils avaient opté pour une tuyère à section de sortie variable laquelle en augmentant la contre pression derrière la turbine tout en permettant l'augmentation de la poussée et par la modulation de la section de sortie, un certain contrôle de la longueur de flamme, la maintenant à l'intérieur de la chambre de combustion. Ces tuyères que l'on peut scinder en deux parties, canal d'échappement et dispositif de contrôle de la section de sortie, sont un simple conduit droit dans lequel l'écoulement des gaz est accéléré alors que sa pression chute.



Coupe de la tuyère à striction du moteur Jumo 004. Le déplacement longitudinal du cône est commandé par un système à crémaillère. (© DR)

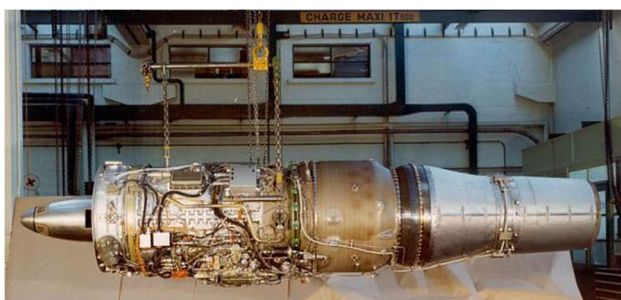


Tuyères à col convergent/divergent de l'avion de combat F-15 "Eagle". La couleur blanchâtre des surfaces indique un dépôt de protection thermique à base de matériaux céramique. (© USAF)

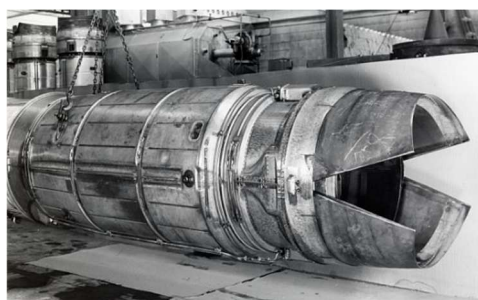
Avec l'ajout de la postcombustion imposant, pour en permettre le bon fonctionnement l'augmentation importante du diamètre du canal d'éjection qui aurait effondré la contre pression, donc la poussée, pour rétablir la pression d'échappement, les tuyères sont nécessairement toutes devenues à section de sortie variable. Le dispositif, initialement simple, était constitué de deux grands volets semi-circulaires que l'on appelait " paupières " c'est rapidement et largement complexifié, par la technologie des multivolets, souvent doublés. Le premier jeu désigné volets chauds pour le contrôle effectif de la section de sortie accouplé à un second ensemble, fonctionnant synchrone, dit " volets froids " destiné, en affinant l'aérodynamique de l'arrière de l'avion, à la réduction de la traînée de culot. Complètement ouverte au régime de ralenti, les tuyères à section de sortie variable commencent leur fermeture au moment où débute la plage d'utilisation effective du moteur. Elles sont complètement fermées au plein gaz sec, puis s'ouvrent au moment de l'allumage et en régime de post combustion. Souhaitant rester bref, cet aspect mériterait plus d'un chapitre. En fonction des performances souhaitées de l'avion, notamment pour les vols de longues durées à vitesse supersonique, où il est nécessaire, pour optimiser l'efficacité de ces moteurs, d'adapter précisément la pression de sortie des gaz, les tuyères se complexifient avec le concept du col convergent/divergent. Leur technologie s'est encore complexifiée avec les tuyères directionnelles pour avions à décollage et atterrissages vertical ou courts et avions à haute manœuvrabilité où la tuyère peut être manœuvrée en vol.

Les tuyères pour avion à fort taux de dilution, de l'aviation commerciale, à section de sortie fixe, sont beaucoup plus simples. Elles sont typiquement doubles en incluant, faisant partie de la structure, des matériaux atténuateurs de bruit. Un second conduit dirige les gaz chauds du flux primaire. Quand l'avion en est doté, le plus fréquemment, la tuyère flux froid comporte le dispositif d'inversion de la poussée qui redirige vers l'avant

par un ensemble de grilles directrices ou de panneaux pivotants, le flux d'air froid émanant de la soufflante. Il est possible que dans l'objectif de réduire le bruit, voire la traînée d'échappement, que les flux soient mélangés via par un dispositif mélangeur situé à l'intérieur de la nacelle moteur qui s'en trouve rallongée.



Atar 8K50 : section de sortie fixe



Tuyère d'un canal d'éjection équipé de la postcombustion à section de sortie variable type à deux " paupières " du Snecma ATAR 101 G3 du Dassault Super Mystère B2.

(© Espace Patrimoine Safran)

La postcombustion

La postcombustion, aussi appelée " rechauffe " fut une des premières technologies utilisées pour augmenter, à la demande, la puissance des turboréacteurs. Deux scénarios se présentent. Les moteurs, à simple flux de la première génération qui ne sont désormais plus proposés, en neuf, par les motoristes. Pour ce type de moteur, après la phase de combustion et le transit dans, la ou les turbines, les gaz issus de la combustion " sèche " conservent une certaine quantité d'oxygène, émanant du flux imbrulé et des flux d'air, relativement importants n'ayant pas participé à la combustion. Typiquement, ceux qui ont servi aux équilibrages internes, et au refroidissement des pièces soumises aux températures élevées, qu'il est indispensable de refroidir, avec de l'air " froid " prélevé dans les étages du compresseur. Il est donc potentiellement possible de " rallumer " cet air dans le canal d'échappement derrière l'ensemble turbine.

Dans ce type de moteur, en raison de la quantité diminuée d'oxygène disponible, la charge de postcombustion est nécessairement limitée. Ainsi, pour le Snecma ATAR 9K50 (Dassault Mirage F1), un des moteurs les plus évolués ayant utilisé ce cycle, la poussée " maxi sèche " passe de 4,9 à 7,1 tonnes soit un taux de 1,45. Les moteurs à cycle double flux, qui suivirent, pour lesquels l'importante quantité d'air du flux d'air secondaire sous pression n'ayant pas participé à la combustion est disponible, la charge de postcombustion peut être beaucoup plus importante. Dans le cas du moteur General Electric F110-GE-400 (Grumman F-14 Tomcat), la poussée maxi " sèche " passe de 7,2 à 12, tonnes, soit un taux de 1,66 certes au détriment, de l'augmentation de la consommation immédiate de carburant, de l'ordre de deux livres par livre de poussée et par heure. Alors que les évolutions technologiques ont largement amélioré la consommation spécifique du régime " sec ", elles n'ont eu que très peu d'impacts sur celle du régime postcombustion qui est resté aux environs de deux. Les flammes de la postcombustion, très chaudes, de l'ordre de 2 200 °C établies derrière l'ensemble turbine n'ont pas d'influence sur la température de fonctionnement de l'ensemble générateur de gaz. Même si l'exercice n'est pas si simple, elles devront être stabilisées dans la totalité du domaine de vol, soit du décollage à l'altitude maximale et à toutes les vitesses autorisées, dont les éventuelles phases en supersonique, ainsi que pendant toutes les variations de charge commandées par le pilote. Cette technologie étant typiquement réservée aux avions de combat, à l'exception du quadrimoteur supersonique Concorde, aucun avion commercial, utilisé en lignes régulières, ne l'a utilisé.



Vue intérieure d'un canal de postcombustion avec les anneaux et les tôles accroche flamme en forme V. A l'intérieur, les anneaux des tuyauteries d'amenée du carburant sous haute pression. (© DR)



Moteur General Electric F-110, au banc d'essais en régime de postcombustion. (© DR)

Le fonctionnement de la postcombustion ne devra en aucun cas interférer avec le bon fonctionnement du moteur " sec " (3) notamment au moment des allumages, ou des extinctions ainsi qu'aux basses vitesses en altitude alors que les angles d'incidence imposés à l'avion dans ces conditions de vol, sont nécessairement très élevés. Ces points pris en compte par le système de régulation, distinct de celui du moteur " sec ", associée à la tuyère dont le diamètre de la section de sortie est variable, la technologie du dispositif d'injection du carburant est relativement simple. Elle consiste en l'installation, dans le canal d'échappement, dont le diamètre a été augmenté, de moyens d'injection de carburant insérés à l'arrière des accroches flamme, généralement en forme de V.

La postcombustion, dans les limites de la quantité du carburant disponible à bord de l'avion, peut être utilisée, sans limite de durée, de nombres d'allumage ou d'extinction. Typiquement, elle est allumée alors que le moteur fonctionne au plein gaz sec stabilisé. La charge de postcombustion des premiers moteurs produits aux USA par la société Pratt & Whitney, J57 ou J75, n'était pas modulable. L'allumage se faisant à la pleine charge, " *Hard lighting* ". Ce n'était pas le cas avec les moteurs ATAR produits par la Snecma dont la charge de postcombustion était modulable, dès la mise en service du Dassault Super Mystère B2 de l'ATAR 101 G, premier moteur Français opérationnel équipé d'un dispositif de postcombustion. Comme pour les moteurs produits par l'industrie des États-Unis d'Amérique, l'allumage de la postcombustion se fait au plein gaz sec stabilisé, puis par le mouvement d'une manette unique au-delà d'une butée mécanique effaçable, de faire varier sa charge. Depuis, pour tous les moteurs qui en sont dotés, la charge de la postcombustion est pilotable.

L'injection d'eau

L'injection d'eau méthanol (4) déjà largement utilisée dans les moteurs à explosions pendant et après la seconde guerre mondiale, est rapidement utilisée pour augmenter la puissance au décollage des turboréacteurs (5). Si le moteur Pratt & Whitney J57-P-59, (W pour Water), des ravitailleurs en vol KC-135 A et des bombardiers stratégiques Boeing B-52, avec ses longs panaches de fumée noire épaisse restera pour toujours le symbole de cette technologie, le moteur J47 de General Electric, employé par le bombardier hexa moteur, Boeing B-47 aux panaches de fumée noire, non moins denses, qui vole, pour la première fois en 1947, soit cinq ans plus tôt que le B-52 et ses huit J57, utilisait déjà l'injection d'eau.

L'eau étant reconnue pour être un des meilleurs caloporteurs disponibles, facilement utilisable, l'injection dans, le ou les compresseurs avant, voire directement dans la chambre de combustion, permet d'optimiser deux paramètres caractéristiques du fonctionnement d'une turbomachine. La masse du volume, d'eau s'ajoutant à celle de l'air, participe directement à l'augmentation de la poussée. Ainsi dans le cas du moteur Pratt & Whitney P&W J57-P-59W du Boeing B-52, le dispositif injecte 160 gallons US (606 litres) d'eau par moteur en deux minutes soit 5 kilogrammes/seconde, lesquels s'ajoutant aux 82 kilogrammes/seconde du débit d'air, permettent un gain de poussée direct de quelques 6%. Second aspect, primordial, l'eau injectée refroidissant les pièces chaudes, permet, pour une même température de fonctionnement de ces pièces, d'augmenter le débit carburant. Il en résulte qu'il est possible, tout en restant dans les limites de température d'opération des pièces chaudes, d'obtenir l'augmentation de l'énergie disponible dans les turbines, permettant le maintien, voire l'augmentation, de la vitesse de rotation des rotors, donc celle de l'entraînement des compresseurs. En conséquence du débit d'air, donc de la poussée résultante. Toujours pour le B-52, pendant la phase d'injection d'eau, le débit carburant passe de 5 000 à 8 640 litres/heure par moteur.

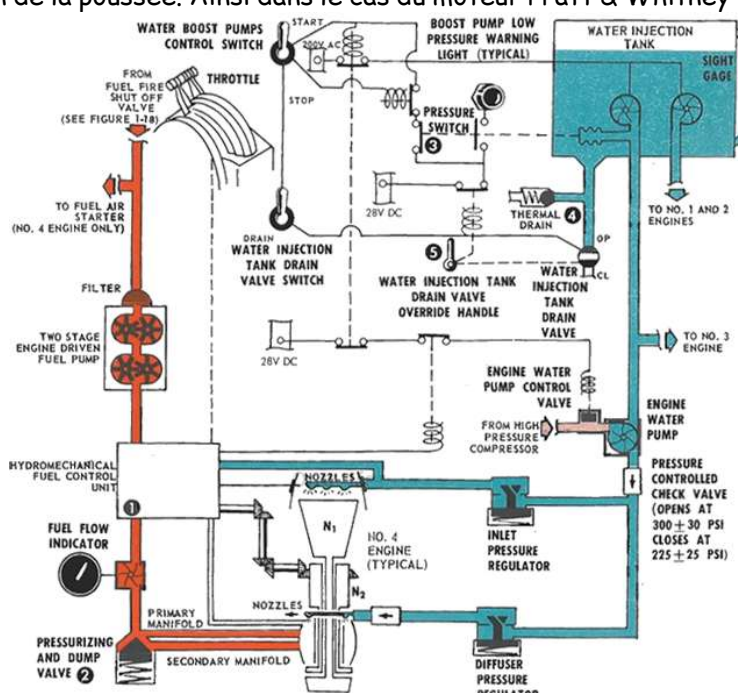


Schéma de principe du système d'injection d'eau du moteur P&W de l'avion ravitailleur en vol KC-135 A.

Pour les turboréacteurs, typiquement, conçue utilisable uniquement pour la phase du décollage, l'injection d'eau est engagée en bout de piste, quand les moteurs fonctionnent à la puissance maximale, une protection existe pour qu'elle ne soit pas engagée aux régimes inférieurs. A l'opposé de la postcombustion, l'injection d'eau fonctionnant en mode " *tout ou rien* " n'est pas modulable. Il est d'ailleurs proscrit de modifier la position de la manette des gaz quand elle est engagée. En outre, elle ne peut pas être interrompue, seulement en d'éventuels cas d'urgence.

On retiendra une particularité, celle du moteur, simple flux, double corps Pratt & Whitney J75-P19W, du chasseur bombardier monomoteur Republic F-105 " Thunderchief " équipé, à la fois de la post combustion et de l'injection d'eau. Sa poussée est de 7,6 tonnes au plein gaz sec, 11,7 à la pleine charge PC. Sa consommation de carburant de 0,79 livre par heure et par livre de poussée grimpe à 2,2 à la pleine charge postcombustion.

Cette technologie impose un certain nombre de contraintes techniques. Notamment, ajoutant à la masse totale de l'avion, de disposer à bord de réservoirs d'eau dédiés, des circuits électriques de commande et de contrôle, des équipements associés : filtres, pompes à eau électriques basse pression, proches ou dans des réservoirs d'eau qui la dirigeront vers, installée sur chaque réacteur, une turbopompe entraînée par de l'air sous pression prélevé aux derniers étages du compresseur. Il faut aussi considérer un dispositif de réchauffage de l'eau, qui devra, par temps froid, être maintenu actif pendant les périodes d'alerte, ou de non utilisation, des avions. Également d'un dispositif de vidange efficace des éventuelles quantités d'eau restantes dans les réservoirs et dans les tuyauteries, quand la phase d'injection d'eau est terminée. Évidemment, les aéroports devront disposer des moyens de production d'eau déminéralisée filtrée et sa distribution.

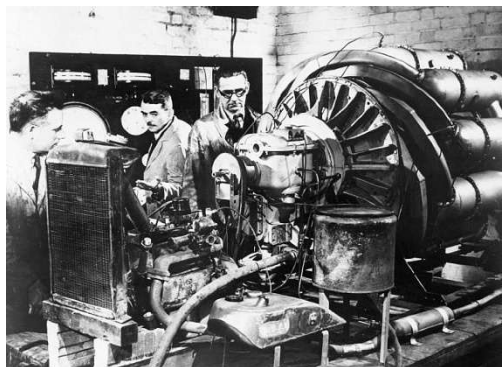
Au plan opérationnel, cette technologie n'est pas, non plus, sans contrainte. Ainsi, le pilote aux commandes devra être en alerte pour se préparer à contrer toutes dissymétries soudaines de poussée, et perte de puissance que pourrait causer une panne interrompant subitement l'injection d'eau dans l'un des moteurs. Il devra aussi se préparer à gérer la perte de puissance brutale, normale, à la fin de la phase d'injection. A cet égard, la durée de la période d'injection étant connue, un des membres de l'équipage égraine les secondes restantes. Autre accident grave, à priori unique, celui en 1971, d'un bimoteur BAC-111 (moteur Rolls-Royce Spey 512-14DW), où du kérosène c'était accidentellement trouvé mélangé dans deux des cinq containers d'eau déminéralisée que la compagnie embarquait, en cas de besoin, à bord de l'avion. La présence du kérosène avait causé une surchauffe importante dans les turbines, de chacun des moteurs, amenant à leur rapide destruction simultanée...

Les technologies progressant, la puissance des turboréacteurs, tant civils que militaires, ayant beaucoup progressée depuis la fin des années cinquante, l'injection d'eau n'est plus utilisée, par des moteurs de production récente, depuis longtemps.

Paradoxalement, alors qu'en période d'injection d'eau les nuisances sonores augmentent notablement de même que les panaches de fumée noire d'échappement, on observe une réduction importante des émissions de NOx (monoxyde d'azote).

Chambre de combustion

Un des prototypes de moteur conçus par Sir Frank Whittle au banc d'essais. Au premier plan, le moteur d'automobile utilisé comme démarreur avec son radiateur air/eau et la courroie de



transmission vers l'arbre du turboréacteur. En arrière-plan, on observe en périphérie du moteur, les chambres de combustion cannulaires. Sir Frank Whittle en blouse est au centre. (© MoD).

Placée immédiatement en aval du dispositif de compression, devant les turbines, la chambre de combustion constituée du dispositif d'injection du carburant et des brûleurs, a pour fonction de brûler le mélange air/carburant dont le volume augmente ainsi que sa vitesse d'écoulement en direction des turbines. Cette combustion, en un minimum de perte de pression, se doit d'être stable et contrôlée, dans la totalité du domaine de vol, notamment pendant les phases même brutales d'accélération et de décélération.

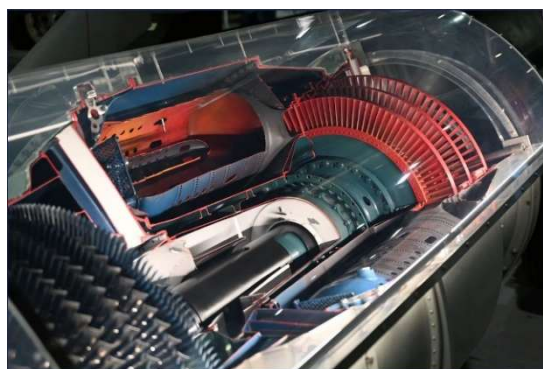
L'industrie reconnaît trois types de chambre de combustion, cannulaires, annulaires et mixtes.

Les chambres cannulaires sont celles qui apparaissent avec les premiers moteurs de Sir Frank Whittle. Ce sont plusieurs chambres ou cannes disposées à la périphérie, à l'extérieur du moteur. L'air sortant du compresseur est distribué en quantité égale, dans chacune des cannes, lesquelles sont interconnectées pour permettre la propagation de la flamme au moment du démarrage et le fonctionnement inter canne à pression égale. Chacune des cannes incorpore, à l'intérieur d'un carter individuel externe, un tube à flamme où se produit l'injection du carburant et dans lequel la combustion se développe. Une circulation d'air froid émanant du compresseur circule entre le tube à flamme et le carter extérieur pour en assurer le refroidissement.

Les chambres annulaires sont celles qui apparaissent avec les moteurs Allemand, Jumo 004 et BMW 003. Les chambres annulaires sont constituées, à l'intérieur d'une enveloppe en acier, de deux carters, intérieur et extérieur en tôle, désignés mélangeurs, formant un seul grand tube à flamme de forme circulaire. Les injecteurs au nombre d'une vingtaine, sans que ce chiffre ne soit formellement figé, sont situés au centre, à l'intérieur d'autant de brûleurs qui participent à l'homogénéisation du mélange air/carburant. Les chambres de combustion de tous les moteurs de la famille des Snecma ATAR sont de ce type.

Les chambres mixtes, typiques des premiers turboréacteurs construits aux États-Unis, J57 et J79 notamment, sont composées de plusieurs tubes à flammes insérés, sans carter extérieur, logés dans un carter annulaire.

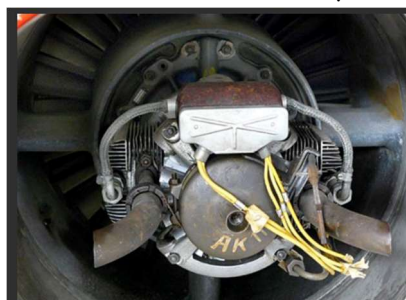
Avec le temps et une meilleure connaissance et maîtrise de la physique de la combustion apparurent la modélisation de l'écoulement des fluides, particulièrement complexes dans une chambre de combustion, les injecteurs à pulvérisation aérodynamique. Plus légères, plus courtes, le problème de la propagation de la flamme étant éliminée, nécessitant moins d'air de refroidissement, moins génératrice de polluants, les chambres de type annulaire se sont imposées.



Chambre de combustion du type mixte du moteur Pratt & Whitney J57 (© DR).

Systemes de démarrage

La puissance nécessaire au démarrage des turboréacteurs est importante. Étroitement liée au taux de compression, au débit d'air du compresseur et à la vitesse de rotation requise pour atteindre l'autosuffisance. Différents concepts ont été développés, avec le plus souvent, mais pas toujours, l'intention de rendre l'avion autonome. C'est-à-dire de pouvoir démarrer le ou les moteurs sans aucune assistance extérieure.

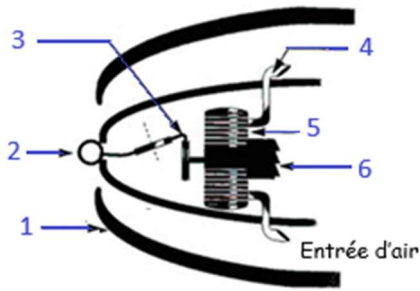


Riedel AK-11 (© DR).

Le démarreur du premier turboréacteur opérationnel, le Junker Jumo 004 du Messerschmitt Me 262 était un moteur à pistons deux cylindres deux temps, à essence refroidissement par air conçu par la société Riedel développant 10 chevaux à 6 000 tr/mn. Son démarrage, en mode normal, depuis la cabine, utilisait l'énergie de la batterie de bord alimentant un petit moteur électrique en 28 Volts. En mode secours, une cordelette, dotée d'une poignée en aluminium, accessible à la pointe avant du cône d'entrée d'air, permettait de le lancer, tel que nos tondeuses à gazon à moteur thermique modernes. Bien que la procédure de démarrage en

secours n'était pas la plus fréquente, à cause de son originalité, c'est celle qui restée dans l'iconographie. En Grande-Bretagne, pour le Derwent, les Gloster Meteor, utilisaient un moteur électrique puissant en 28 Volts continu, fabriqué par la société Rotax qui lançait directement le moteur. La puissance disponible dans la seule batterie de bord étant limitée, il était préférable d'assister le démarrage par un groupe générateur électrique externe. A l'opposé du Me 262, le Gloster Meteor n'était donc pas tout à fait autonome. A l'exception des " petits turboréacteurs ", les démarreurs électriques, en prise directe gros consommateurs d'énergie, que les batteries de bord ne pouvaient fournir, furent abandonnés. Il me semble que l'un des derniers turboréacteurs, de plus grande puissance, à avoir utilisé cette technologie fut probablement le Snecma ATAR 101 G-2 du Dassault Super Mystère B2. Autre concept plus original, si ce n'est éphémère, fut l'utilisation de moteur/pompe hydraulique qui semble avoir été utilisé par les premiers Gloster Meteor. Le dispositif moteur/pompe étant utilisé en moteur pour le démarrage. Sa réversibilité permettait au moteur de fonctionner en pompe pour

supporter les servitudes de l'avion après le démarrage. La complexité du système requérant en outre un dispositif générateur de pression hydraulique externe, les avions qui en étaient équipés, n'étant pas autonome ce système ne fut pas très utilisé.



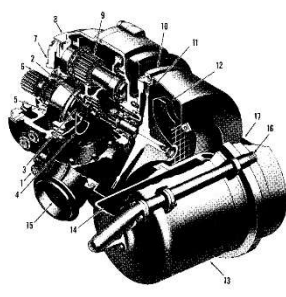
Le système de démarrage utilise un petit moteur deux temps (Riedel AK-11), deux cylindres à plat que l'on met en route en tirant une poignée vers l'arrière. Alimenté par un réservoir d'essence de 7,5 litres, il fournit une puissance de 10 Ch (7 kW). Ce moteur entraîne par une dent de loup l'axe du turboréacteur. L'allumage se met seul en fonctionnement lorsque le régime voulu est atteint. La dent de loup se débraye toute seule lors de l'allumage du mélange ; l'opérateur a lâché la poignée qui revient se placer à l'extrême avant du système, cependant que le câble se rembobine sous l'effet d'un ressort.

1. Capot, 2. Poignée, 3. Cable et poulies, 4. Echappement, 5. Moteur, 6. Embrayage automatique

Avec notamment le Pratt & Whitney J57, ainsi que divers moteurs britanniques, dont l'Avon, arrive le concept du démarrage mixte, air comprimé ou cartouches, pyrotechniques. Les cartouches pyrotechniques sont constituées d'un mélange de nitrate d'ammonium d'une masse d'environ cinq kilogrammes, incluant avec divers dispositifs de sécurité un allumeur contrôlé électriquement. De forme cylindrique, la cartouche est insérée dans une culasse montée sur la boîte d'entraînement des accessoires du moteur. Au moment du démarrage, à la commande du pilote, la cartouche libère son énergie, sous forme d'émission de gaz, qui sont dirigés vers la turbine d'un démarreur à air comprimé qui lance le moteur. Cette technologie, bien que ne permettant qu'un seul démarrage, a le mérite de rendre les avions qui en sont équipés tout à fait autonomes. En l'absence de cartouche, il est possible d'utiliser un groupe extérieur générateur d'air comprimé, lequel utilisant la même turbine du démarreur que la cartouche pyrotechnique, lance un à un les moteurs. Dans le cas d'avions multi moteurs, il est également possible, par prélèvement d'air dans le compresseur d'un moteur démarré, de lancer les autres moteurs. Autre alternative, très largement utilisée en France par les moteurs de la famille ATAR de la Snecma, un démarreur à air lancé par une bouteille d'air comprimé haute pression, externe à l'avion qui n'est donc pas autonome et qui impose de disposer d'un dispositif de compression, et d'une zone sécurisée, pour le remplissage fréquent de ces bouteilles.



Poigné du lanceur " à ficelle " pour le démarrage en secours du démarreur du Jumo 004. (© DR).



Vue d'un démarreur à air comprimé et cartouche. Au premier plan, la culasse dans laquelle la cartouche est insérée avant utilisation. En bas sur le côté gauche, la prise d'air pour l'amenée d'air comprimé. (© DR)



Démarreur de forte puissance en 28 volts du Snecma Atar 8 C (prototype). (© DR)

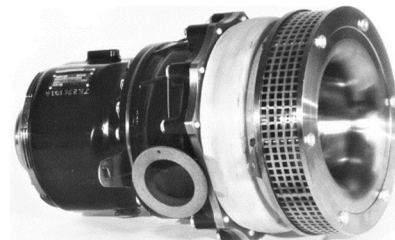
Les technologies évoluant, l'industrie propose les " Jet Fuel Starter " dont l'exemple type sont les turbomoteurs Français conçus par la société Microturbo, maintenant Safran Power Units, Noëlle 60 et 80 (6). Ces petits turbomoteurs montés directement sur le moteur ou dans un espace dédié de l'avion. Dans ce cas, le moteur est entraîné via un arbre de liaison relié à la boîte d'entraînement des accessoires. Ils sont constitués de deux unités, un générateur de gaz démarré par un moteur électrique en 28 Volts (l'énergie disponible dans la batterie de l'avion permet plusieurs démarrages) et d'une turbine libre associée à un dispositif réducteur de sa vitesse de rotation et d'un embrayage. Les " Jet Fuel Starter " complètement automatisés, utilisent les sources d'énergie, électrique et carburant disponible dans l'avion qu'ils autonomisent.

Dans le secteur de l'aviation commerciale, l'usage de cartouches pyrotechniques jugées insuffisamment sécurisées en transport public n'est pas souhaitable. Il en résulte que la technologie des démarreurs à air comprimé va s'imposer. Initialement alimentés par des groupes extérieurs générateur d'air comprimé puissants

mis à disposition par les services techniques des aéroports. Tel que pour les " Jet Fuel Starter ", des avions de combat, typiquement, avec l'entrée en service des avions à fuselage large, divers constructeurs spécialisés proposent des groupes générateurs d'air suffisamment puissants et compacts pour qu'ils puissent être installés à demeure dans les avions de ligne. Ces dispositifs désigné APU (Auxiliary Power Unit) démarrés sur la batterie de bord par un petit moteur électrique en 28 Volts génèrent de l'air sous pression et de l'énergie électrique en 115 Volts/400 Hertz autonomisant les avions. A l'opposé des " Jet Fuel Starter " qui le plus souvent ne fonctionnent que pendant la phase du démarrage, les APU sont conçus pour fonctionner sans limite de durée, même en vol. Désormais il n'est plus concevable de produire aucun avion de ligne sans son APU.



Groupe de parc extérieur Guinault générateur d'air comprimé pour l'assistance au démarrage de démarreurs à air. Le dispositif est connecté à un avion ravitailleur en vol KC-135 FR équipé de moteurs CFM56-2B. (© DR)



Démarreur à air comprimé ABG SEMCA du moteur Olympus 593 de l'avion supersonique Concorde. Sur le côté, la prise d'amenée de l'air comprimé. (© DR)

Pour conclure ce paragraphe, on observera que la puissance, 10 chevaux, du Junker Jumo 004 du premier avion véritablement autonome a bondi à 450 chevaux pour satisfaire au besoin de puissance du démarreur du moteur GE90-115 B du Boeing 777-300 ER !

Notes de fin

(1) Le rendement thermique est le rapport entre la puissance fournie au fluide propulsif et la puissance thermique contenus dans le carburant.

(2) Ce taux de compression élevé s'explique, en partie, par le fait que les moteurs de la famille Rolls-Royce Trent 1000 destinée à l'avion " tout électrique " Boeing 787, ne font pas l'objet de prélèvement d'air. Notamment celui, très significatif, utilisé pour la pressurisation et le conditionnement de la cabine. Outre l'absence du prélèvement, l'absence de zones de capture permet une meilleure aérodynamique des carters des compresseurs.

(3) Par moteur " sec " on comprendra la partie du moteur en amont du dispositif de postcombustion. C'est-à-dire, le compresseur, la chambre de combustion et la turbine, ou générateur de gaz. Pour ce type de moteur la poussée se caractérise par deux nombres. Le plein gaz " sec " c'est-à-dire moteur au régime de puissance maximum, postcombustion éteinte et à la pleine charge, postcombustion allumée.

(4) L'utilisation de l'injection d'eau méthanol dans les moteurs à explosions diffère de celle des turboréacteurs. Alors que dans les turboréacteurs, elle est n'utilisée que pendant la phase de décollage dans les moteurs à explosions, elle était utilisée en vol. Typiquement pendant les phases de combat quand le besoin de puissance est primordial. L'intérêt du méthanol, bien qu'apportant un ajout calorifique appréciable, permet surtout de prévenir le gel de l'eau. Pour les réacteurs, l'eau étant d'une part réchauffée et d'autre part entièrement utilisée tôt pendant la phase initiale de la montée puis le reliquat vidangé, l'ajout de méthanol n'est pas utile.

(5) En 1943 le BMW 003 A sera le premier turboréacteur à expérimenter un dispositif de post-combustion par injection d'eau à l'entrée du réacteur.

(6) Un générateur de gaz probatoire fonctionnant en réacteur tourne à la veille de Noël 1960 d'où le nom donné à la première machine : Noëlle 60, le nombre de 60 correspondant à l'année calendaire, mais aussi à la puissance du démarreur (60 Cv). En mars 1961, le premier démarrage autonome d'un réacteur Atar est réalisé avec succès.

La maintenance des moteurs d'avions commerciaux

Les moteurs d'avions commerciaux, comme d'ailleurs toutes formes d'équipements en service, ou pas d'ailleurs, se doivent de faire l'objet de programmes de maintenance réguliers. A l'occasion de ce numéro, notre revue vous propose d'aborder la structuration de la maintenance des moteurs d'avions commerciaux.

L'industrie de la maintenance des moteurs d'avion commerciaux reconnaît deux types de maintenance : Programmée et Non Programmée.

Maintenance programmée

On entend par maintenance programmée, toutes les opérations de maintenance issues du document MRBR (Maintenance Review Board Report) (1) telles que listées dans les documents de maintenance courante (Manuel de Maintenance) émis par le constructeur de l'avion quand le moteur est encore " sous l'aile ". Typiquement dans l'ATA (2) chapitre 5 ou chapitre 12 (Limites de potentiel et Servicing - Vérifications de maintenance).

Le chapitre 12 inclut les opérations de maintenance requises et la chronologie de remise en condition des pannes remontée par le système de gestion du moteur dans le cas d'un avion informatisé (FADEC). Si l'avion n'est pas informatisé, c'est sur la base des rapports des commandants de bord ou des remarques des techniciens ayant effectué les visites post ou pré-vol. Pour les moteurs déposés, sur la base du WPG (Workscope planning guide) qui se réfère au manuel d'atelier émis par les constructeurs des moteurs.

Les inspections, exceptionnelles ou répétitives, éventuellement requises par des Bulletins Services, émis en cas de nécessité, par le constructeur du moteur, résultants ou non de CN (Consignes de Navigabilité), sont considérées maintenances programmées.

La maintenance des moteurs d'avion s'appuie sur trois documents principaux :

ENGINE ATA CHAPTERS

Le Manuel de Maintenance Avion (AMM) propre à chaque type d'avion. Il est émis par le constructeur de l'avion. Les chapitres ATA de la série 70 à 80, relatifs au moteur, rédigés par le constructeur du moteur sont insérés et mis à jour dans l'AMM en concertation avec l'avionneur.

Le Manuel d'Atelier (ESM - Engine Shop Manual) est propre à chaque type de moteur. Il est émis par le constructeur du moteur. Il s'applique quand le moteur n'est plus sous l'aile.

Le manuel d'atelier est consolidé par des CMM (Component Maintenance Manual). Les CMM, un par équipement monté sur le moteur (régulateur carburant, module de lubrification, calculateur etc.)

ATA Number	ATA Chapter name
ATA 71	POWER PLANT
ATA 72	ENGINE CONSTRUCTION
ATA 73	FUEL AND CONTROL
ATA 74	IGNITION
ATA 75	AIR SYSTEM
ATA 76	CONTROLS
ATA 77	INDICATING
ATA 78	THRUST REVERSER
ATA 79	OIL SYSTEM
ATA 80	STARTING

Ils sont émis par les divers constructeurs d'équipements. Ils décrivent le fonctionnement de l'équipement et listent avec le tableau de composition illustré (IPC), toutes les tâches de maintenance applicables.

Les CMM, ainsi que toute la documentation technique applicable à un type de moteur sont listés dans le TMI (Technical Manual Index) émis par le constructeur du moteur. Les TMI permettent à l'opérateur de s'assurer qu'il dispose bien de la totalité de la documentation technique applicable à un type de moteur donné et de leur validité (date de la dernière mise à jour).

Maintenance non programmée

Ce sont les opérations de maintenance résultant de nécessités non prévues. Notamment, dépassement ou risque de dépassement de la température des gaz d'échappement (EGT) (3) ou de la vitesse de rotation du rotor du générateur de gaz, problèmes de pression d'huile, collisions aviaire ou ingestions accidentelles de corps étrangers, dégradations au-delà des limites du manuel de maintenance observées au court de visites programmées ou remarques des commandants de bord ou des techniciens chargés des APRS (4), incidents de manutention, opérations nécessaires au retour d'un moteur à son propriétaire en fin de période de location du moteur ou de l'avion, dépose pour optimisation de la gestion des potentiels de la flotte de moteurs etc.

Note : Pour assurer le plus haut standard de sécurité des vols, et d'efficacité opérationnelle, l'application des actions correctives pour ces deux concepts, maintenance programmée ou non programmée, font l'objet d'un contrôle rigoureux des autorités de l'aviation civile.

Description des types de programmes de maintenance

Maintenance à intervalles programmés

Ce concept requiert que les moteurs soient déposés, quel que soit leur condition apparente, pour être retirés du service à intervalles réguliers, à des cycles préétablis sur la base de leur fiabilité statistique, pour inspections et éventuelles réparations dans des entités spécialisés.

Ces intervalles peuvent être basés sur les heures de vol, le nombre de cycles (5) ou sur la base d'un cycle calendaire. L'intention étant d'inspecter, les composants inaccessibles aux inspections visuelles directes, ou à tout autres techniques, avant un potentiel défaut de fonctionnement.

Selon ce concept, les inspections sont, en général graduelles. Typiquement, en un cycle optimisé consistant en l'inspection de la seule section chaude (6), à une ou deux reprises consécutives (la section chaude soumise à de plus fortes contraintes thermiques est en conséquence plus susceptible de subir des dégradations) puis d'une visite plus ample qui, inclura avec la section chaude, toutes les autres parties du moteur.

Maintenance selon l'état

Ce concept permet de maintenir un équipement, dont les moteurs, en service pour autant qu'ils continuent de disposer des performances et standards requis et qu'ils satisfassent aux inspections régulières alors que le moteur est installé.

Un retrait du service intervient quand le logiciel de détection des performances détecte une dégradation, de détection de dommage(s) à l'occasion d'une inspection endoscopique programmée, dépassement de limite(s) rapporté par le commandant de bord ou encore, le logiciel EICAS (Engine Indicating and Crew Alerting System) de suivi des paramètres.

Prenant en compte d'une part, l'importance pour la sécurité des vols des activités de maintenance des moteurs d'avion en atelier et d'autre part, que toutes les pièces et outillages manipulés par les techniciens, sont particulièrement onéreux il est utile de préciser qu'il est de la plus haute importance de mettre en place de courts mais fréquents programmes de formation et de sensibilisation au bénéfice des techniciens aux respects rigoureux des procédures et des manipulations des pièces et outillages. Dans l'idéal, ces sessions devraient notamment être dispensées à tous les techniciens devant être amenés à utiliser un nouvel outillage ou assignés à une nouvelle tâche. Ces sessions se terminant par un forum avec l'équipe d'ingénierie pour le partage et le retour d'expérience.

Dans les faits, ces activités à caractère plus industriel " qu'aéronautique " les techniciens, voire les équipes d'ingénierie de ces ateliers sont de facto moins sensibilisés à la sécurité des vols que ceux intervenant directement sur les avions, tant en piste qu'aux hangars...

Technologies supportant la maintenance des moteurs d'avions commerciaux selon l'état

Pour prévenir tous possibles défauts de fonctionnement de nature à entraîner des dysfonctionnements graves, la maintenance selon état s'appuie sur plusieurs technologies et procédures.

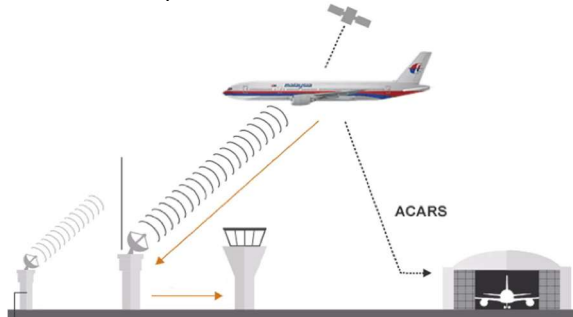
Au-delà de prévenir des dysfonctionnements en cours d'utilisation, ces technologies permettent également de garantir la stabilité des opérations. Il est évidemment de la plus haute importance pour la réputation des compagnies utilisatrices qu'elles puissent minimiser les retards au départ, pour causes techniques surtout les annulations de vols. La multiplication de ces incidents, outre nuire à la renommée de la compagnie, génèrent inévitablement des surcoûts souvent très importants.

Suivi des performances individuelles des moteurs.

Des logiciels, généralement mis à disposition par les constructeurs de moteur d'avion, analysent les données fournies par les capteurs installés sur les moteurs et l'avion, pour ne citer que les principaux : altitude et vitesse de vol de l'avion, température extérieure, vitesse de rotation des rotors, température d'échappement

des gaz, consommation carburant, vibrations, température et pression de l'huile de lubrification, consommation d'huile (obligatoire en opérations ETOPS) etc.

Typiquement, l'analyse continue de ces paramètres présente deux types d'informations : Performance immédiate par l'analyse de la marge EGT pendant la phase du décollage ou/et à la puissance maximale continue et de la marge de la vitesse de rotation du rotor haute pression. Cette dernière, avec la consommation d'huile sont obligatoires en opérations ETOPS. Performance long terme par comparaison des dérives d'un ou de plusieurs paramètres d'un moteur installé avec un moteur théorique du même type qui volerait dans des conditions identiques.



Les progrès de l'intelligence artificielle et des moyens informatiques, dont ceux de transmission directe, de type ACARS (7) capables de traiter une quantité gigantesque de données, entre les avions en vol et les ordinateurs au sol sont de nature à faire évoluer très largement ce concept.

Transmissions ACARS

L'exploitation des paramètres, très nombreux disponibles dans les QAR (8), associées à des logiciels performants ouvrent des horizons nouveaux en matière de prédiction et prévention de possibles incidents. Depuis plusieurs années, dans le cadre des contrats à l'heure de vol, les constructeurs de moteurs d'avion propose d'effectuer l'analyse de ces paramètres et d'alerter leurs clients, en direct.

Analyse des huiles de lubrification.

Le circuit de lubrification inclus un certain nombre de barreaux fortement magnétisés capables de capter les particules éventuellement arrachées sur les pièces " mouillées " dont les roulements.

Un ou plusieurs de ces barreaux comportent un dispositif électromagnétique qui remontent des messages d'éventuelles pollution aux services de maintenance.

Les barreaux sont labellisés et installés sur des branches identifiées du système de lubrification. L'analyse de ces particules, à l'aide de microscopes électroniques, permet d'en déterminer la nature, donc l'origine.

Analyse spectrométrique de l'huile de lubrification.

Trop peu utilisée, par l'aviation commerciale, pour cause de ses contraintes, l'analyse spectrométrique de l'huile de lubrification à l'aide de spectromètres laser permet de quantifier, et de suivre la tendance de la quantité de micro particules, métaux par métaux, véhiculées par l'huile de lubrification.

Comparée à une base de données, évoluant avec l'expérience, elle permet d'évaluer l'usure des pièces mouillées.

Gammagraphie.

La cavité centrale du moteur permet d'insérer facilement une source fortement émettrice de rayons gamma, qui imprègnent des films photosensibles disposés, au moment des analyses, à la périphérie, au plan des zones à inspecter.

Pour cause de ses lourdeurs dont la mise en place des dispositifs de protection indispensables, cette technique très efficace n'est utilisée que très exceptionnellement.

Endoscopies programmées.

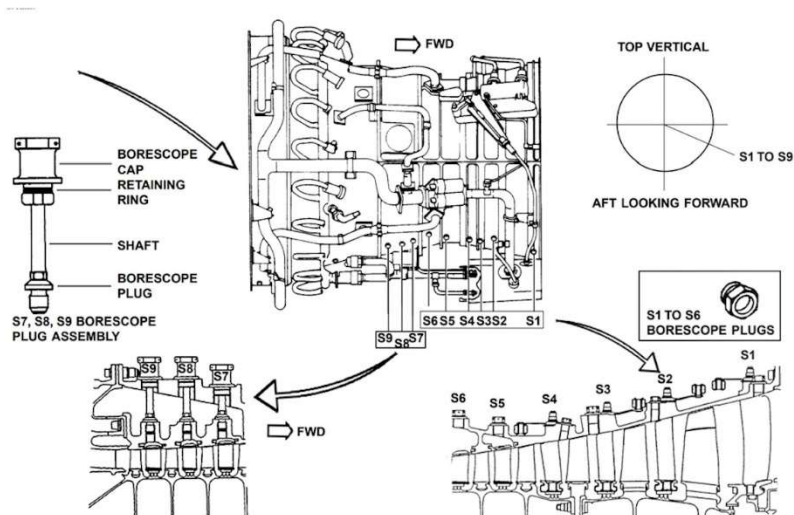
Associée aux logiciels de suivi des paramètres, très largement utilisée par tous les opérateurs, c'est un des deux piliers de la maintenance selon état.

Les moteurs modernes disposent tous de plusieurs ports d'endoscopie disposés à la périphérie et sur toute leur longueur. Ils permettent le visuel de pratiquement toutes les zones, tant froides que chaudes, non accessibles par vues directes. Les endoscopes de dernière génération permettent de prendre des vues ou des films de très haute qualité et de mesurer précisément les éventuels défauts.

Les endoscopies font partie du cycle d'inspection régulier de l'avion. Elles peuvent être nécessaires à la suite d'une ou plusieurs, variations observées à l'analyse des logiciels de suivi des performances ou des rapports du commandant de bord.



Appareil d'endoscopie " Mentor Flex " fabriqué la société Everett en cours d'utilisation dans la zone des aubes d'un compresseur. Les appareils récents produisent des images de très haute qualité et permettent des mesures précise des défauts. L'endoscope est une des bases de la maintenance en condition. (Crédit internet)



Document extrait du manuel de maintenance non destructive du CFM56 décrivant les positions et les références des points d'endoscopie et la technologie des bouchons du moteur CFM56-7B. (Crédit internet)

Les visites pré-vol et post-vol, destinées à la validation de l'APRS, font partie du programme de maintenance selon l'état.

Le suivi, en heures et cycles, des pièces à durée de vie limitées qu'il n'est pas possible d'inspecter moteur assemblé. Ces pièces nommément listées dans le chapitre 5 du manuel d'atelier, font l'objet d'un suivi très rigoureux, à long terme, de la part des constructeurs de moteurs d'avion. L'utilisateur se doit de disposer d'une base de données, à jour. Cette base doit lister, moteur par moteur la vie utilisée ou restante de ces pièces, les éventuels incidents, ayant fait l'objet de dérogations accordées par le constructeur, voire de réparation. Les durées de vie, propres à chacune d'elles, sont publiées dans le chapitre 5 du manuel d'atelier.

Faisant suite à des évènements plus ou moins sérieux, les autorités de certification ont émis des directives requérant à l'occasion des passages des moteurs en grande visite, un panel d'inspections de type non destructif obligatoires destinées à vérifier l'intégrité des pièces à durée de vie limitée.

La durée de vie de ces pièces, peut fluctuer, à la hausse ou à la baisse, en fonction de l'expérience. Certaines peuvent même éventuellement faire l'objet de retraits anticipés. Les modifications des durées de vie, à la hausse proposées par les fabricants, doivent être démontrées. Elles sont obligatoirement validées par l'autorité ayant accordé le " bon de vol ".

Décomposition modulaire des moteurs d'avions commerciaux

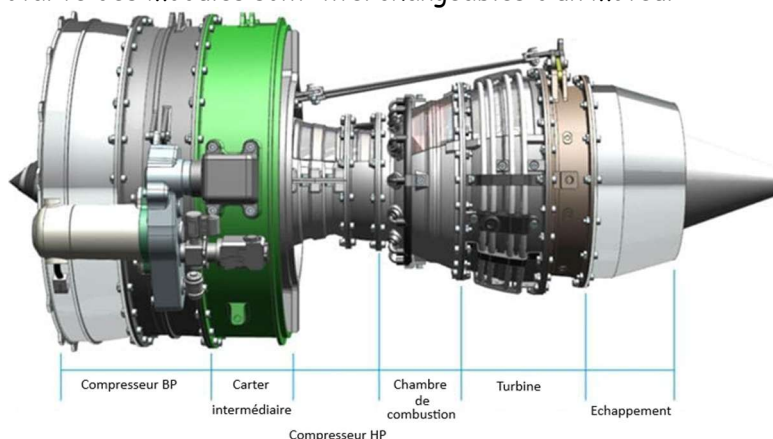
Les évolutions continues des capacités des machines-outils permettant de produire des pièces au plus près des dimensions indiquées aux plans avec très peu, de dispersions d'usinage, il fut possible de constituer des moteurs de conception modulaire dans lesquels la totalité des modules sont interchangeable d'un moteur à l'autre sans aucune opération d'usinage.

Typiquement, le concept inclus deux types de modules.

Les modules majeurs : de la soufflante et compresseur basse pression, du " Core " (compresseur et turbine haute pression, chambre de combustion), de la turbine basse pression.

Les modules de maintenance, leur nombre et leur structuration, sont typiques à chaque type de moteur.

Moteur CFM Leap 1 (Crédit internet)



La conception modulaire permet de reconstruire des moteurs en utilisant, sans limitation de nombre, ni de temps ou de cycles d'utilisation individuels des modules, majeurs ou de maintenance provenant d'un, ou de plusieurs autres, moteurs d'un même type.

Note : Le numéro de série d'un moteur est celui de la plaque d'identité dont dispose l'opérateur. Laquelle est installée directement sur un des modules, facilement accessible et visible, fréquemment l'une des parties froides. Pour les moteurs des familles CFM International CFM56 ou General Electric CF6 ou GE90, cette plaque est installée sur le carter interfaçant entre la soufflante et le " core ". Outre le numéro de série du moteur, la plaque d'identité comporte son numéro de nomenclature, la date de sortie de production en neuf, et si applicable les tarages successifs avec la date d'application auxquels ils ont été éventuellement utilisés.

Description du processus de maintenance en atelier des moteurs d'avions commerciaux

Le processus de remise en état d'un moteur d'avion comprend de nombreuses étapes, toutes décrites dans le manuel d'atelier. Avant de procéder aux tâches de démontage, les services d'ingénierie de l'entité en charge des opérations éditent, reprennent les références du manuel d'atelier, pour chaque moteur, module par module, sous forme de cartes de travail, la liste compréhensive de l'ensemble des travaux à exécuter. On parle de " workscope ". Ces cartes de travail, reflétant la commande du client, sont émises en fonction de ses desideratas. Si le contrat est au " coup par coup ", dans cette circonstance, le moteur, est dit en " heures et matériels ". Typiquement, le protocole d'accord entre le client et l'entité qui effectue la remise en état, inclura le numéro de série du ou, des moteurs, négociés. C'est-à-dire que la, ou les, factures incluront le coût du temps, passé aux opérations de maintenance applicables, celui des éventuelles réparations requises ou des échanges standards, celui des pièces de rechange neuves, de seconde mains ou réparées utilisées, des jetables et des consommables, généralement augmentés des frais de gestion et de stockage, les essais, de préservation stockage et éventuellement des transports. Ces coûts sont toujours préalablement contractualisés.

Dans le cas d'une flotte de moteurs sous contrat à l'heure de vol, l'entité en charge du recyclage dispose d'un peu plus de liberté. Elle appliquera ses propres " workscope " construits sur la base de son expérience du type de moteur, de son historique, à savoir des heures et des cycles au moment des passages successifs en



atelier. Dans ce cas, le client pariera en fonction de l'utilisation accumulée depuis neuf ou le dernier passage en atelier. Dans les deux cas, si le moteur doit être retourné à son propriétaire en fin de sa location ou celle de l'avion qu'il équipait, aussitôt la fin du passage en atelier ou en anticipation, un soin particulier sera appliqué au " workscope " pour s'assurer que le moteur satisfasse aux conditions telles que : durée de vie restantes de chacune des pièces à durée de vie limitée, consignes de navigabilité, marge EGT, niveau vibratoire des rotors, application des éventuelles limites, parfois contractuellement plus restrictives que celles indiquées dans le manuel d'atelier.

Page de garde du manuel " Workscope planning guide " de CFM International applicable au CFM56-7B. C'est ce document qui servent de guide aux entités de maintenance des moteurs d'avion de déterminer l'étendue des tâches à appliquer, en fonction de son utilisation, à chaque moteur entrant en grande visite.

Les " worksopes " en cours de travaux peuvent évoluer pour satisfaire à de toujours possibles dégradations supplémentaires découvertes pendant les opérations.

Les cartes de travail, désormais très informatisées, paraphées par les techniciens ayant effectués les tâches et les contrôleurs sont utilisées pour la re-certification du moteur. Pour faciliter la reconstitution du dossier moteur, elles incluent fréquemment les numéros de nomenclature et de série, les heures et cycles des pièces remplacées.

Désassemblage.

Les procédures de désassemblage incluent celles relatives à la découpe du moteur complet en modules majeurs, des modules majeurs en module mineurs ou " de maintenance " puis des modules de maintenance aux pièces élémentaires.



Technicien pratiquant une opération de maintenance dans le module de soufflante d'un moteur CFM56. (Crédit internet)



Opération de dépose de l'aile d'un avion, par " Bootstrap ", d'un moteur Rolls-Royce Trent. (Crédit internet)

Nettoyage.

Le nettoyage, incluant le décapage des éventuels revêtements souvent des métaux lourds tel que le chrome ou chimiques tel que les vernis céramiques, ne s'applique qu'aux pièces élémentaires. Il impose de pouvoir disposer de chaînes de nettoyages adaptées associées à des moyens de traitement performants, conformes à la législation en vigueur, relative aux traitements et rejets des effluents chimiques.

Inspection.

Les inspections sont de plusieurs niveaux.

Visuelles voire endoscopiques de ce qu'il est possible d'observer en cas de non désassemblage des modules majeurs ou de maintenance.

Visuelles, métrologiques, toutes formes de moyens non destructifs au niveau des pièces élémentaires.

Note : La qualité des inspections étant très liée à celle du nettoyage, le plus fréquemment, les organismes pourvoyeurs de maintenance ne dissocient pas les deux activités.

Réparations.

Les réparations, certifiées sont listées dans le manuel d'atelier qui inclut toutes les tâches visant à reconditionner les pièces élémentaires. Très variées, soudure, dépôts de matériaux sous forme de plasma, usinages de haute précision, application de revêtements divers, remplacement de matériaux abrasables etc.

Les réparations de pièces élémentaires, impliquent le plus fréquemment un nombre limité d'entités tiers très spécialisés qui doivent détenir les agréments requis tant des autorités, FAA, EASA que des constructeurs. Certaines réparations, peuvent éventuellement nécessiter des essais de re-certification qui devront être réalisées puis validées avant insertion dans le manuel d'atelier pour la mise à disposition des réparateurs par le constructeur.

Le nombre de réparations disponibles, pour un moteur donné, est évolutif. Certaines sont éventuellement rendues obsolètes voire retirées du manuel d'atelier alors que de nouvelles sont ajoutées pour satisfaire à l'évolution des nécessités. Toutes les nouvelles réparations se doivent d'être étudiées et validées avec le détenteur du bon de vol du moteur.

D'une manière générale, les équipements installés sur un moteur sont reconditionnés, sur la base de leur CMM, par leurs fabricants ou par des entités spécialisées, disposant de l'agrément des autorités, FAA, EASA et du fabricant de l'équipement.

Certains équipements, tel que les régulateurs carburant, pompe à huile ou à carburant, calculateur électronique de gestion peuvent être très sophistiqués et requérir de moyens d'essais post réparations très élaborés.

Assemblage.

Les procédures d'assemblage incluent celles relatives à la reconstruction du moteur à partir des pièces élémentaires pour constituer les modules de maintenance, puis les modules majeurs par assemblage des modules mineurs et, ultime étape, la reconstitution un moteur complet par l'assemblage des modules majeurs

Note : Les opérations de désassemblage et d'assemblage sont effectuées en îlots spécialisés. " La ligne " qui effectue le " déshabillage " du moteur ; par exemple, dépose des équipements, des harnais électriques, tuyauteries air, huile carburant, supports etc. qui seront envoyés en kits individualisés vers un atelier pour nettoyage, inspections, tests éventuels et réparations si nécessaires, voire leur rebut. " La ligne " inclue évidemment la séparation du moteur en modules majeurs puis modules de maintenance. Lesquels seront dirigés vers les îlots dédiés pour leur traitement ou stockage pour la durée de la grande visite dans le cas où aucune intervention n'est nécessaire. C'est " la ligne " qui procèdera à la reconstruction du moteur complet quand ses éléments constitutifs seront disponibles et au " rhabillage ".

Ces activités nécessitent de disposer d'une chaîne logistique et administrative robuste qui gèrera les expéditions et le retour des modules ou équipements non traités par l'entité, (rares sont celles capables de traiter la totalité, au moins dans un même lieu, d'un moteur modules et équipements) ainsi que la documentation de tous les aspects technico-réglementaires. Sans oublier le support à la facturation...



Turbine haute pression d'un CFM56 en cours d'installation. (Crédit internet)



CFM56-7B en fin de visite, en phase de remontage de ses équipements. (Crédit internet)

Essais.

Les procédures d'essais comprennent les tests métrologiques en cours, et/ou après le remontage, des modules, l'équilibrage des rotors, par module de maintenance, compresseur ou turbine, éventuellement assemblés.

Les essais incluent les équilibrages à grande vitesse des rotors pour l'optimisation des jeux entre le sommet des aubes (turbine haute pression et compresseur) et leur carter.

La validation des performances, au banc d'essais au sol, pour la mesure de la poussée, le temps d'accélération, vibrations, marge EGT etc.

Les équipements font l'objet de validation sur des bancs d'équipements dédiés : banc pompes à carburant, régulateurs hydrauliques, machines à circulation d'huile pour les boîtes d'engrenages et pompes à huile. ATEC (9), ou dispositifs équivalents, pour les calculateurs électroniques de gestion du moteur.



Lavage à la mousse d'un moteur General Electric CF34. Ce type de procédure facultative mais souvent recommandée par les constructeurs de moteur d'avion, hors programme de maintenance permet, par le nettoyage des profils tournants et statiques du compresseur, de maintenir la qualité de leur aérodynamique conservant l'efficacité, optimum en conséquence d'augmenter la durée de vie sous l'aile des moteurs qui en sont l'objet.

(Crédit internet)

Stockage et transport.

Les manuels d'ateliers et les CMM incluent les procédures de stockage et les consignes de transport applicables aux moteurs assemblés, ainsi qu'aux modules majeurs ou de maintenance, aux pièces élémentaires et aux équipements. Les CMM avec les outillages spécifiques, listent les références des containers de stockage et de transport adaptés pour l'équipement considéré. Compte tenu de la quantité d'outillages nécessaires, pour les moteurs, la documentation renvoie à un manuel spécifique, le catalogue des outils ou Tools and Equipments Manual (TEM).

Note : Chaque entité proposant des opérations de recyclage de moteurs d'avion se doit de fournir la documentation technique propre à chaque moteur.

Elle devra inclure, à minima, l'état (heures et cycles) des pièces à durée de vie limitée, la liste des bulletins services appliqués pendant les opérations de grande visite, l'état des éventuelles consignes de navigabilité restant ouvertes et la liste des Bulletins Service, si applicable pour les clore, et la fiche des performances, après le passage au banc d'essais au sol, en sortie de grande visite.

Typiquement la documentation technique remise à l'opérateur est beaucoup plus étoffée incluant notamment la liste compréhensive des pièces, par numéro de nomenclature et de série, si applicable.

Désassemblage / Assemblage : Évidemment très liés à la technologie du moteur, la découpe modulaire peut faire l'objet de variations importantes en fonction du type de moteur.

Outillages et équipements

Les outils et équipements utilisés sont très variés, de simples à très complexes. Outillages communs, clés anglaises, clés douilles, tournevis etc. Outillages spécifiques à un type de moteur tel que les dispositifs de levage et de manutention (certaines pièces et les modules peuvent être très lourds et excéder les normes de sécurité du travail). Dispositifs permettant l'assemblage, outils centreurs, gabarits de réglages, clés dépliantes, extracteurs, guides, bâtis de stockage et de roulage en atelier, containers dédiés etc.

Ces outils sont généralement produits sur plans des constructeurs du moteur par des organismes tiers licenciés par les constructeurs. Équipements d'usinage, équilibreuse, machines d'essais partiels, machine pour mesures de haute précision. Ces équipements sont fabriqués par des industriels spécialisés, d'une manière générale une concertation s'étant, au préalable, établie entre ces industriels et les constructeurs des moteurs pour optimiser ces équipements, souvent onéreux, voire les modifier ou étudier, les dispositifs d'interface, pratiquement toujours nécessaires.



Compresseur haute pression en phase d'équilibrage.
(Crédit internet)

L'investissement en outillages et équipements est particulièrement onéreux. En outre il est souvent nécessaire de disposer de plusieurs jeux, à estimer en fonction du nombre de moteurs que l'atelier souhaite traiter simultanément et de leurs périodes de calibration, de test de charge, de maintenance voire de réparations...

Compte tenu du cycle de maintenance, certains outils, notamment ceux de la section froide peuvent être mobilisés pendant toute la durée du cycle de réparations du moteur.

Il faut également pouvoir disposer d'une surface de dévolution suffisante pour le stockage des outils et des modules en attente d'induction.

Si l'entité de maintenance souhaite traiter des équipements, elle devra se doter des outillages dédiés et d'ateliers spécifiques à ces équipements.

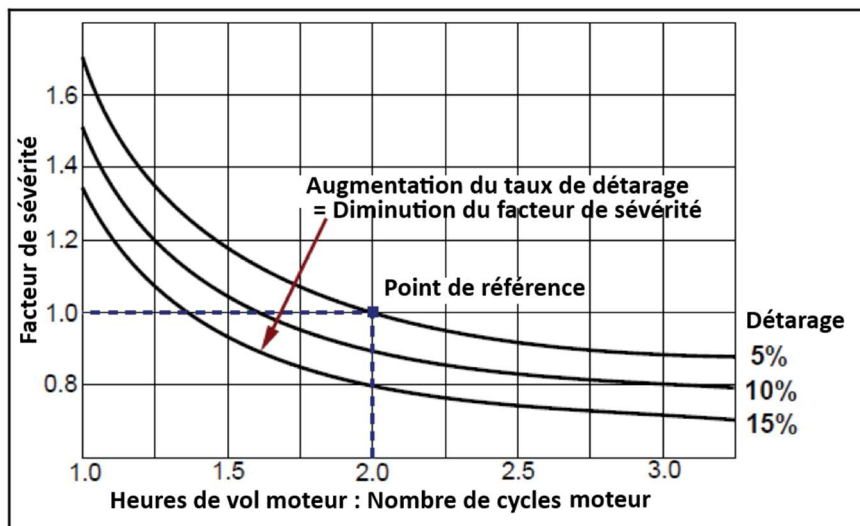
Considérations économiques et logistiques

Pour supporter les cycles de remise en condition, relativement longs, typiquement entre 60 et 90 jours, l'opérateur devra disposer de moteurs de rechanges opérationnels immédiatement disponibles.

Le nombre de moteur de rechange dont devra disposer l'utilisateur, sera calculé en fonction du facteur de sévérité **(10)**, de la taille de la flotte, du temps moyen du cycle de réparation, incluant les délais dus aux transports et... aux opérations de douane.

Un taux de sévérité élevé, et ou un cycle de réparation long imposeront un nombre de moteur rechange plus important.

Dans ce cadre, il est également souhaitable de pouvoir disposer de modules de maintenance de rechange, dont le taux d'usure est élevé et leur temps de recyclage long.



Synoptique montrant, quel que soit le type de moteur commercial, l'évolution du facteur de sévérité.

Le taux de sévérité, décroît avec l'augmentation de la durée moyenne des vols et l'augmentation du taux de détarage.

(Crédit internet)

Les coûts de recyclage des moteurs d'avion étant très importants, les déposes devront être programmées au plus près, de manière, autant que faire se puisse, à moduler les dépenses dues au maintien en condition de la flotte, même en cas de contrat à l'heure de vol. Ainsi il sera utile de procéder à des déposes de gestion pour lisser les potentiels de chaque moteur de façon à ne pas devoir induire simultanément plus de moteurs que de moteur de rechange disponibles. Une telle éventualité serait de nature à clouer des avions au sol par manque de moteur et de surcharger l'entité en charge des remises en état. Le manque de moteurs immédiatement disponibles imposerait des locations de courts termes, imposant des coûts additionnels : transport, déposes et repotes des moteurs de location, traitement contractuel des opérations de location etc.

Les mises en atelier pour recyclage de moteurs précèdent les retours aux propriétaires devront être gérées au plus près pour s'assurer que leur niveau technique, au moment du retour, soit conforme aux conditions contractuelles, notamment les durées de vie restantes des pièces à durée de vie limitée et du potentiel de vie opérationnel disponible avant la prochaine dépose programmée.

Il est essentiel que l'opérateur, l'entité chargée des recyclages et le constructeur du moteur puissent maintenir un dialogue permanent pour l'informer des nécessités, à courts et moyens termes, en pièces de rechange surtout celles dont le temps de fabrication est long. Des considérations identiques s'appliquant évidemment aux équipements.

En conclusion, nous dirons que les activités de maintenance lourdes, des moteurs d'avion, situées à l'interface de l'aéronautique et de l'industrie, au-delà des équipes d'ingénierie, de production, du contrôle de production nécessitent également un fort service d'analyse du marché et des ventes capables de proposer des contrats optimisés pour chaque client, surtout capables de s'adapter aux conditions fluctuantes du marché du transport aérien commercial. Sans oublier une équipe de support clients qui assurera l'interface avec les compagnies aériennes clientes pendant toute la durée de l'exécution des contrats. En réalité, un panel de métiers passionnants.

Notes de fin

(1) MRBR (Maintenance Review Board Report). Le MRBR est un document officiel, remis par les constructeurs de l'avion évoluant en fonction de l'expérience acquise. Il reprend les nécessités de maintenance périodiques quand le moteur est installé. Le MRBR est élaboré par l'ISC (Industry Steering Committee) composé des constructeurs, des opérateurs et des autorités de certification, conformément à la circulaire conseil de la FAA AC 121-22A.

Quand le moteur a été déposé, les opérations d'atelier s'effectuent sur la base d'un document non officiel désigné WPG (Workscope Planning Guide) remis par les constructeurs des moteurs. Typiquement, il spécifie et détaille les niveaux de workscope : Minimum - Restauration des Performances - Grandes visites. S'ajoute à la demande des opérations de moindre importance dites "Quick Turns" pour typiquement des interventions de réparation in situ ou remplacement d'aubes de compresseur voire, si l'architecture du moteur le permet, de remplacement d'aubes de turbine.

(2) ATA pour Air Transport Association of America est l'organisme qui édite les normes applicables relatives à l'exploitation des avions commerciaux. C'est l'ATA qui édite entre autres, la Spec ATA 100 régissant la structuration de la documentation technique.

(3) EGT pour Exhaust Gas Temperature soit la température des gaz d'échappement. Ce paramètre est représentatif de la " santé " d'un moteur. Inévitablement, elle augmente, en principe graduellement et mécaniquement, avec l'usage, détérioration normale, du moteur.

(4) L'APRS pour Approbation Pour Remise en Service. C'est un document officiel délivré par une entité détenant un Certificat de Transporteur Aérien (CTA) attestant que toutes les opérations de maintenance et de réparation ont été effectuées conformément aux normes et réglementations en vigueur. Elle garantit que l'aéronef qui en est l'objet est apte à reprendre le service en toute sécurité. Elles sont requises après toutes interventions sur un aéronef. Qu'il s'agisse d'une simple inspection ou d'une réparation complexe impliquant le remplacement de pièces. Elles sont également nécessaires si des modifications ont été appliquées à l'aéronef telles que l'installation d'un nouvel équipement ou la modification de sa configuration.

(5) Cycle par convention, quel que soit le type de moteur, un cycle correspond au démarrage, une phase au régime du ralenti sol, la mise à la puissance de décollage, la phase de croisière, la phase de descente, la mise en inversion de poussée, l'arrêt du moteur. Aucune de ces phases ne faisant l'objet d'une notion de durée.

Règlementairement, la phase de décollage est limitée à 5 minutes. Quelles qu'en soient la ou, les raisons, si elle est dépassée, une concertation devra se faire avec le constructeur du moteur pour déterminer les dispositions à prendre. En pratique, dans un but de simplification, les cycles sont incrémentés sur la base d'un démarrage et du franchissement d'un seuil du régime de rotation, propre à chaque type de moteur, et l'arrêt du moteur. La caractérisation précise d'un cycle est décrite, par type de moteur dans le chapitre 5 du manuel d'atelier.

(6) Section chaude. Par section chaude, on entend toutes les pièces soumises aux températures résultant de la combustion. Typiquement, les éléments constitutifs de la chambre de combustion, les aubes et les distributeurs de la turbine haute pression.

(7) ACARS pour Aircraft Communications Addressing and Reporting System. C'est un système de communication numérique par voies satellitaires utilisé par les avions de ligne pour envoyer et recevoir des messages avec les stations au sol. Ces messages peuvent inclure des informations sur l'état de l'avion, des demandes de services ou des informations météorologiques.

(8) QAR pour Quick Access Recorder. C'est un dispositif d'enregistrement des paramètres, d'accès rapide, associé à l'enregistreur de vol (une des " boîtes noires ", celle dédiée aux paramètres de vol). Il est possible d'accéder à des paramètres, préalablement sélectionnés par l'utilisateur, via des mémoires amovibles types clés USB ou cartes PCMCIA. Dans la mesure où l'avion et l'aéroport en sont dotés, ces paramètres peuvent être téléchargés automatiquement, pendant que l'avion est au sol, accosté aux portes d'embarquement, par système WIFI qui se généralise. Les informations sont alors transmises aux services utilisateurs de la compagnie et, avec son accord, si tel est le cas aux constructeurs qui effectuent le suivi et l'analyse des paramètres.

(9) Les bancs ATEC (Automatic Test Equipment Complex) réalisent des programmes de test de bon fonctionnement destinés à tester les équipements avioniques. Ils permettent de réaliser des tests automatiques sur un équipement, (les mesures réalisées et l'évaluation des résultats de test se font de la manière la plus automatisée possible).

(10) Le facteur de sévérité est un paramètre logistique. Il augmente avec la diminution du rapport heures de vol / cycles et du taux de détarage d'une flotte d'un utilisateur donné. La réglementation impose que tous les avions commerciaux puissent pouvoir continuer le décollage même après la perte de puissance totale d'un des moteurs. Sur cette base, il résulte que les quadrimoteurs sont 25% " surpuissants ", 50% pour les bimoteurs. Utilisant cet aspect de la réglementation, les autorités autorisent les opérateurs à effectuer des décollages à puissance réduite. Le taux de détarage, en %, est le delta, moyenné, vol après vol, entre la puissance maximale pour un vol donné et la puissance effectivement appliquée. Le taux de détarage résulte de la volonté de l'utilisateur d'utiliser la puissance réduite au décollage (très largement appliqué).

Il dépend aussi de plusieurs paramètres : altitude des aéroports utilisés, longueur de piste, température extérieure au moment des décollages, masse de l'avion, principaux paramètres régissant la puissance requise aux décollages successifs. La qualité de l'air, par exemple, opérations en ambiance poussières de toutes natures, sable ou autres impactent également le facteur de sévérité.

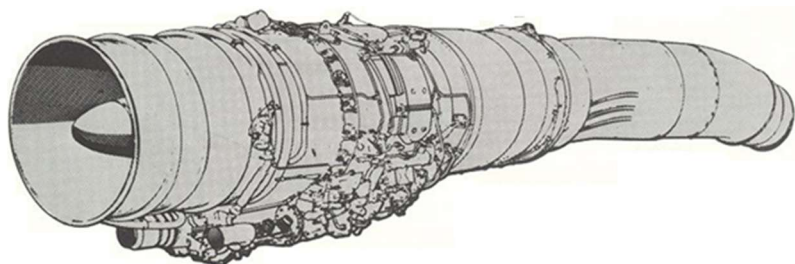
L'Atar 8K50 : le dernier de la famille Atar

Le réacteur Atar 8K50 est l'ultime représentant de la première génération des moteurs militaires simple corps simple flux de la SNECMA. Dérivé de son prédécesseur supersonique, l'Atar 9K50, et navalisé il s'en distingue principalement par la suppression du dispositif de postcombustion, son remplacement par une tuyère simple à section fixe convergente et son système de régulation. Malgré une mise au point plus longue que prévue, le moteur est réceptionné, cinq ans après sa première rotation, dans le délai prévu.

Le programme du chasseur embarqué des années 70

A la fin des années soixante, l'Aéronautique navale commence à réfléchir au remplacement de ses avions d'assaut et de reconnaissance embarqués Etendard IV M/P des porte-avions Clemenceau et Foch de la Marine nationale. Après avoir exploré plusieurs pistes dont trois monoréacteurs (McDonnell-Douglas A-4M " Skyhawk ", Ling Temco Vought A-7E " Corsair " II, Dassault Mirage F1 M) et un biréacteur (Sepecat Jaguar M), elle opte pour le Super Etendard, nouveau chasseur embarqué 100% français. L'Aéronavale désire un avion bimoteur mais doit abandonner le projet Jaguar M car trop lourd, trop encombrant et ne pouvant pas apponter sur un seul moteur.

Le choix du Super Étendard intervient en janvier 1973, au terme d'une longue campagne d'évaluation mettant en concurrence les trois appareils et un Étendard à performances améliorées présenté par les AMD/Breguet Aviation. C'est sur ce dernier avion que le choix se porte, mais en laissant la concurrence ouverte sur le moteur. Présente dans la compétition, la SNECMA propose l'Atar 8 K 50 face au moteur américain Pratt & Whitney J-52, un réacteur apprécié pour sa puissance et sa fiabilité. Pour ce faire, le motoriste réalise un moteur de démonstration qui fonctionne dès juin 1972 et lance un programme d'essais au banc prouvant la réalité des performances annoncées.



Pratt & Whitney J-52 P408.
La possibilité d'acheter 124 réacteurs
est évoquée mais la solution est rapidement
abandonnée.

Snecma Atar 8K50 et Pratt & Whitney J-52

Le Pratt & Whitney J-52 délivre une poussée statique pratiquement identique (5 080 kgp), pour une masse légèrement inférieure (1 052 kg contre 1 150 kg). Mais grâce à son rapport de pression beaucoup plus élevé (14.5 contre 6.5) et au fait qu'il s'agit d'un moteur à double flux, le J-52 offre une consommation plus basse : 0.89 kg/kgp/h, contre 0.97 ; d'où une distance franchissable accrue, tout au moins à basse altitude et à vitesse moyenne. En utilisation porteur de bombes, le Super-Etendard J-52 est le meilleur.

Tout change par contre lorsque est introduite la notion de combat où se manifeste immédiatement l'avantage de l'association Super-Etendard + Atar 8K50. Car à partir de Mach 0.6, les courbes de poussée, jusque-là pratiquement confondues, divergent très fortement : tandis que la poussée de l'Atar reste du même niveau, celle du J-52 baisse fortement, au moment précis où se fait sentir le besoin d'une grande manœuvrabilité, donc d'une marge de poussée. A ISA + 15 (1), l'écart se creuse dès le départ, et les différences de poussée sont très importantes : jusqu'à 60 %. Le Super-Etendard apparaît alors très largement supérieur dans sa version dotée de l'Atar 8K50.

SNECMA Atar 8K50 (© Espace Patrimoine Safran).

La fiabilité du moteur est améliorée grâce au système d'allumage haute énergie, renforcement d'éléments les plus sensibles - chaîne cinématique d'entraînement d'accessoires (pompes, alternateurs), en particulier -.

Le Super Etendard étant subsonique, le circuit de refroidissement des paliers, nécessaire pour le vol supersonique, est supprimé.



Après une compétition ouverte pendant plus d'un an, en mars 1973, l'Atar 8K50 est retenu.

Essais au sol

En mai 1973, alors que le moteur de démonstration qui fonctionne depuis juin 1972 totalise 70 heures d'essais, l'Atar 8K50 tourne pour la première fois au banc à Villaroche à une valeur de 4 950 kgp (avec 2% de pertes dans les manches d'alimentation). Les essais permettent de contrôler " la nervosité " du moteur, c'est-à-dire sa capacité d'accélération en reprise, à poussée réduite (1 530 kgp) au cours de la remise des gaz : 920 kgp par seconde au lieu de 715 kgp/sec pour l'Atar 8C. A la fin de l'année 1973, il totalise 130 heures de fonctionnement. A la fin du premier semestre 1974, le moteur passe son épreuve de qualification, d'une durée de 50 heures, destinée à autoriser le vol sur Super Etendard.

Après avoir achevé ses essais au banc, le propulseur est livré au Centre d'Essais des Propulseurs (CEPr) de Saclay (2) pour une campagne d'évaluation en altitude simulée puis est ensuite transféré au Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse (CEAT) (3) pour des essais simulés de catapultage.

Centre d'essais des propulseurs de Saclay (CEPr).



Préparation de l'Atar 8K50 au CEPr pour des essais d'évaluation en altitude simulée.

En juin et octobre 1973, une première tranche d'essais au CEPr de Saclay permet de vérifier le comportement et les performances du moteur en altitude simulée.

Pour réaliser cette épreuve, le moteur est placé dans un caisson qui lui fournit de l'air dont la température et la pression reproduisent les conditions relatives aux diverses altitudes et vitesses de l'avion. On peut alors vérifier ou adapter les calculs prévoyant l'évolution du cycle en fonction de ces conditions d'alimentation mais aussi le domaine de vol (altitudes et vitesses extrêmes) et les conditions de rallumage.

Les points de vol contractuels font l'objet d'une attention particulière du point de vue de la poussée et de la consommation spécifique.

Le caisson d'altitude permet également de vérifier le comportement de la régulation (dosage du carburant, affichage de la section de tuyère...) au cours de manœuvres transitoires lentes (accélérations, montées...).

Deux ans plus tard, entre avril et fin mai 1975, se déroulent les essais officiels d'homologation de l'Atar 8K50, dite épreuve T, soit 150 heures de fonctionnement par cycles répondant aux conditions de vol. Au 9 mai, 96 cycles de 1 h 15 mn (sur les 120 cycles que comporte l'épreuve) sont déjà réalisés sans incident.

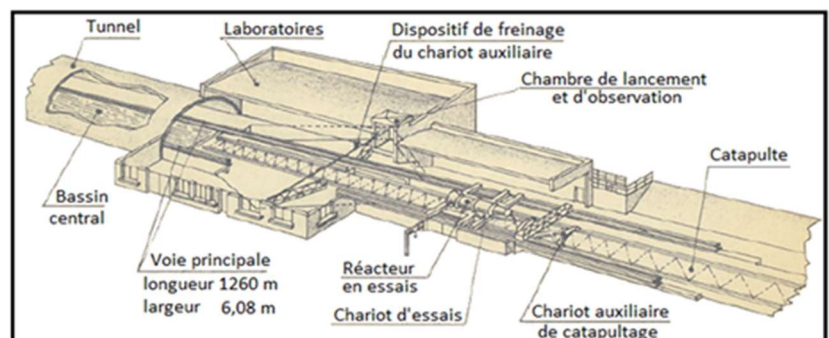
Achevés avec succès, l'homologation du moteur est prononcée après examen du moteur démonté. L'épreuve comportait 120 cycles d'essai de 1 h 15 mn, représentant 150 heures de fonctionnement dont 24 % à température maximale devant turbine. Les performances mesurées, avant et après l'essai, n'ont pratiquement pas évoluées.

En juin 1975, les cinq moteurs utilisés pour les essais au banc à Villaroche (un) et en vol sur les prototypes du Super-Étendard (quatre) totalisent près de 650 heures de fonctionnement.

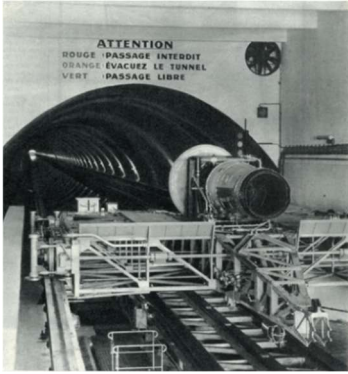
Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse (CEAT).

Pour vérifier l'aptitude de l'Atar 8K50 c'est-à-dire à subir sans dommage et sans trouble de fonctionnement les accélérations longitudinales et verticales qu'entraînent les manœuvres de catapultage et d'appontages, plusieurs campagnes d'essais de catapultages simulés sont effectuées au banc du CEAT, entre avril 1973 et la mi-juin 1975. A cet effet, 200 lancements sont effectués dont la majeure partie dans des conditions réelles aux fins d'endurance.

Banc d'essais catapultage moteur.
Originellement destiné aux essais de carènes d'hydravions, le tunnel est employé pour des tests d'accélérations et d'appontage, comme de catapultages.



Essais au catapultage du turboréacteur Atar 8K50. Second réacteur développé en France pour un chasseur embarqué sur porte-avions, l'Atar 8K50 est testé sur un banc spécial du Centre d'Essais Aéronautique de Toulouse (CEAT) afin de vérifier le bon comportement du moteur et de ses circuits au catapultage sous une accélération maximum de 7g et une vitesse de sortie de 200 km/h soit 110 nœuds.



L'installation d'essais comprend une voie rectiligne horizontale de 1 260 mètres de long entièrement couverte sur 1 200 mètres par un tunnel voûté en béton précontraint de 10 m de large et 5 m de haut comportant un bassin central rempli d'eau de 3 m de profondeur sur 5,60 m de large.

Des laboratoires de lancement (largeur 10 m) abritent l'une des extrémités de la voie ainsi qu'une catapulte à air comprimé située au-dessous du niveau des rails dans une fosse prolongeant le bassin central.

Cette catapulte d'une longueur totale de 75 m lance par l'intermédiaire d'un chariot auxiliaire le chariot d'essai porte-réacteur, la course au lancement peut varier de 25 à 45 m. La catapulte permet également des accélérations variables, sa poussée maximum étant d'environ 62 tonnes. A l'extrémité de la catapulte, le chariot auxiliaire est freiné en 15 mètres tandis que le chariot d'expérimentation continue sa course dans le tunnel suivant le programme d'essais établi. Les opérations de commande diverses sont entièrement automatiques dès l'instant du déverrouillage de l'ensemble mobile.

Essais d'avionnage

Afin de préparer l'avionnage du réacteur sur le fuselage du Super Etendard, la SNECMA réalise une maquette de l'Atar 8K50. Deux suspensions latérales transmettent à la structure de l'avion la composante verticale de la masse du réacteur, l'effort de poussée et le couple gyroscopique. Une suspension avant permet le réglage d'incidence et une attache supérieure sur le carter central assure le maintien latéral et permet d'assurer le centrage du réacteur.

Envoyée chez l'avionneur à Saint-Cloud elle est présentée sur l'avion afin d'étudier les problèmes d'installation du nouveau moteur et de définir les frontières et l'aménagement du compartiment réacteur. Entre fin novembre 1973 et fin janvier 1974, ces essais permettent de figer la définition de base du moteur et celle des procédures de pose/dépose et maintenance (accessibilité de certains équipements, démontage, etc.).

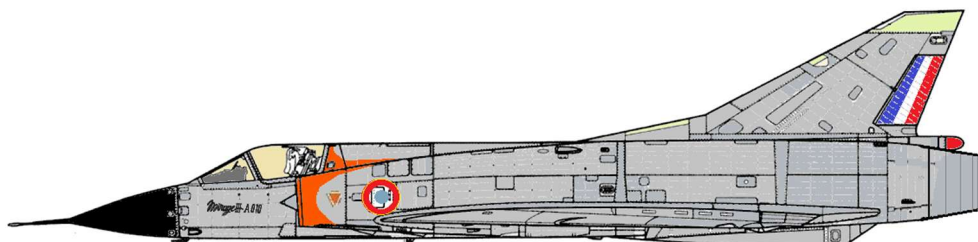
Essais en vol

Mirage III A-010 banc volant

Dernier avion de la présérie des Mirage III A, le A-010 qui sert de banc volant, entre juin 1962 et juillet 1974, de quatre versions successives du réacteur supersonique Atar 9 - B, K, K31 et K50 - est modifié pour la mise au point de la version navalisée 8K50.

Début 1974, la partie arrière du fuselage (croupion) est redessinée pour recevoir un réacteur Atar 9K50 hybride plus court (3.93 m au lieu de 5.94 m) démunie de son canal de postcombustion simulant l'Atar 8K50 destiné au Super Etendard. Il effectue son vol de réception le 18 mars.

Au cours de 28 sorties étalées sur environ quatre mois, il mène des essais de décrochage à haute altitude, de mesure de poussée au ralenti et expérimente principalement le dispositif de rallumage haute tension et le système de régulation du propulseur. Son dernier vol SNECMA est effectué le 8 juillet 1974.



Mirage III A-010 avec un Atar 8K50 (Mars 1974) (© Auteur). La partie arrière du fuselage (croupion) est redessinée. Il est équipé du moteur Atar 9K n° 11 267. Conçu à l'origine, en février 1967, comme Atar 9K7, le propulseur est transformé deux ans plus tard, en 9K50, puis en Atar 8K50. Il est aujourd'hui exposé au Musée aéronautique et spatial du groupe Safran, à Villaroche.

Super Etendard n° 01



L'Atar 8K50 effectue son premier vol sur le Super Etendard 01 le 28 octobre 1974, à Istres, au cours duquel l'avion atteint 13 200 mètres (44 000 ft) et Mach 1,18 en léger piqué. Le prototype 01 (ex Étendard IV M numéro 68, modifié " Super-Étendard "), est utilisé par la suite pour la mise au point du moteur, l'étude des qualités de vol et des performances.

Au cours de la première tranche d'essais de quatre mois jusqu'en fin février 1975, le prototype accumule 86 heures de vol.

En 1976, pendant cinq mois entre mai et octobre, le Super Etendard 01 est dédié au " Bon de vol ", avec deux moteurs de configuration différentes : " décrochage " et " blocage ". Ces vocables définissent des moteurs à la limite des tolérances, ou dispersions, de réglage, fabrication et qualité des différents éléments. Le premier caractérise le moteur le plus dangereux concernant les risques de décrochage, le second nomme celui qui a le plus de propension à dévisser et dont les temps d'accélération sont les plus longs. Avant dernière épreuve avant les essais de réception série, le " Bon de vol " permet de définir les réglages optimaux et consignes d'utilisation en vol assurant le meilleur fonctionnement du système avion-moteur. Mais du fait de sa tuyère fixe, la mise au point finale de la régulation est plus difficile que prévu et conduit à plusieurs modifications et à un report de la date d'homologation en juin 1978. Pendant 3 ans, soit trois fois la durée initialement considérée, 222 vols (328 heures) seront effectués par la Snecma.

La raison en est les pompages du compresseur sur " agaceries " ou mouvements de manette rapides à la limite du seuil d'ouverture/fermeture des vannes de décharge du moteur " réglé décrochage ". Ces types de manœuvres qui consistent à réduire brutalement de la position Plein Gaz (PG) à Ralenti, sont suivies d'une remise brutale à PG au passage du régime à 80% : le décrochage se produisant dans la phase réaccélération du régime. Les problèmes de pompages seront réglés après l'ajout d'un accumulateur carburant entre le régulateur et les injecteurs, écrêtant une sur-pointe de carburant. Mais cette solution rendant le moteur " réglé blocage " trop mou en pilotabilité à l'appontage sur porte-avions, un électrovanne est ajouté pour isoler l'accumulateur à basse altitude afin de retrouver la pleine nervosité du moteur.

Il est à noter que la réactivité du moteur est un paramètre critique lors des phases d'appontages sur porte-avions. Georges Pommerolle, ancien ingénieur de la SNECMA alors en charge du programme Atar 8K50 le mentionne dans ses souvenirs :

" Le développement du moteur s'était déroulé sans problème et le ministère de l'Air accorda l'homologation après des essais d'appontage sur une piste (ASSP) qui simulait le pont du porte-avions. Mais le capitaine de vaisseau qui refit ces essais pour la réception finale revint furieux : " *Si j'avais été sur le porte-avions, je serais tombé à la mer avec cet avion !* ". Effectivement, il s'avéra que les reprises du moteur à l'appontage étaient trop lentes ! Pourquoi cette mauvaise surprise, alors que les mêmes essais effectués par les pilotes de la SNECMA, de Dassault et de l'Armée de l'Air avaient donné toute satisfaction ?

On finit par trouver la cause : les marins pilotaient d'une autre manière que les autres ! Pendant la dernière phase de l'appontage, les pilotes du motoriste, de l'avionneur et des services étatiques utilisaient uniquement les gouvernes de l'avion, alors que les marins faisaient varier le régime du moteur pour ajuster leur trajectoire. "

Au total, entre janvier 1975 et 1979, les deux pilotes de la Snecma (René Farsy et Michel Jarriges) totaliseront 292 vols de mise au point sur le prototype 01 représentant 416 heures de vol.

Finalement et malgré une mise au point laborieuse de l'Atar 8K50, le Super Etendard est réceptionné, cinq ans après la commande, dans le délai prévu.

Super Etendard n° 1, n° 31 et n° 46

Ponctuellement, des essais complémentaires sont réalisés, entre 1979 et 1985, avec trois Super Etendard de série n° 1 (1 vol en 1979), n° 31 (22 vols en 1980 et 1982) et n° 46 (3 vols en 1985) représentant un total de



Super Etendard SUE n° 01 (© Dassault Aviation).

35 heures 30.

Au total, les quatre avions effectueront 318 vols soit environ 451 heures 30 de vol entre juin 1962 et juillet 1974.



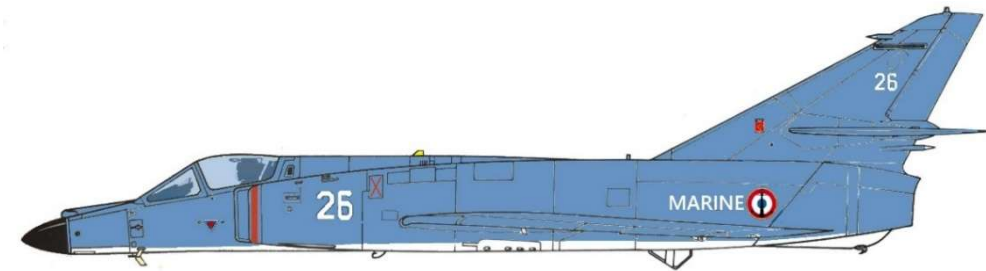
Super Etendard SUE n° 1 (© Dassault Aviation). Au cours de sa carrière, entre novembre 1977 et juillet 2016, l'appareil a totalisé plus de 5 920 heures de vol.



Super Etendard SUE n° 31 (© Dassault Aviation). Au moment de son retrait de service il totalisait plus de 6 267 heures de vol.

Super Etendard n° 26

Pour déterminer les limites d'utilisation opérationnelles de l'avion en conditions climatiques extrêmes chaudes et notamment du réacteur, deux Super-Etendard (SUE) de la flottille 17F (n° 26 et 45), basés à Hyères Le Palyvestre, sont envoyés en août 1981 dans la corne de l'Afrique, à Djibouti. Le convoyage s'effectue via la Crête (La Souda), l'Egypte (Le Caire) et l'Arabie Saoudite (Djedha) soit environ 6 h 30 de vol. C'est la première fois que ce type d'appareil est utilisé outre-mer. Pendant deux semaines ils participent à une campagne d'essais en vol, menée sous l'égide du CEV. Seul le SUE n° 26 équipé d'un Atar 8K50 de série (n° 28347) mène les essais, le SUE n° 45 servant d'avion d'accompagnement. L'avion est fortement instrumenté avec trois enregistreurs Hussenot Beaudoin HB type A13 implantés en lieu et place du châssis canons. Différents profils de vol sont assurés : palier, piqué supersonique, appontage simulé sur piste (ASSP), descente ralenti, montée en Zoom (4), exercice ACONTUCOU (5).



Super Etendard SUE n° 26 - Flottille 17F (1981). Livré en 1980, l'appareil s'est crashé en mer, en octobre 2002, au large de Toulon à la suite d'une perte de contrôle de son pilote peu après son catapultage du PA Charles de Gaulle. L'appareil totalisait 3 491,60 heures de vol.

Dans une ambiance chaude, avec une gamme de températures comprise entre 34 et 40 °C, le SUE n° 26 effectue 10 vols (12 h 50) dont 4 en lisse, 2 avec deux bidons de 1 100 litres et 4 avec trois bidons (2 de 1 100 litres et 1 ventral de 600 litres). L'installation d'essais (IE) consiste en trois enregistreurs HB de type A13. L'appareil opère à partir du terrain de Djibouti-Ambouli situé au niveau de la mer (altitude 15 m) et doté d'une piste de 3 140 mètres de longueur.



Super Etendard SUE n° 26 et n° 45 (© CEV via l'AAEV)



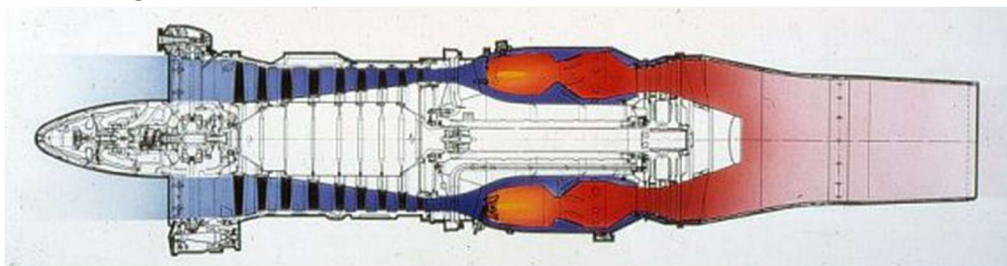
Super Etendard SUE n° 26 (© Daniel Hurel).

Durant une semaine, entre le 27 août et le 2 septembre, la disponibilité moteur est totale : aucun incident n'entraîne l'interruption d'un vol.

La campagne temps chaud qui démontre un écart sensible de poussée à basse altitude permet de tracer les courbes de performances de l'Atar 8K50 jusqu'à 35°C. La poussée du moteur reste élevée en atmosphère chaude : à 40°C elle est de 4 250 kg, soit 85% de la poussée à 15°C.

Le réacteur Atar 8K50

De type simple corps simple flux, l'Atar 8 comporte un compresseur axial doté de neuf étages avec un taux de compression de 6,15, avec une chambre de combustion annulaire, dont la turbine à deux étages travaille à une température de 925°C. Au régime maximum de 8 400 tr/mn, il absorbe 72.8 kg d'air par seconde, fournissant une poussée de 4 950 kg, au décollage. La consommation spécifique s'élève à 0,97 kg/kg/h. Sa masse est de l'ordre de 1 155 kg.



Atar 8K50 - Coupe longitudinale (© Espace Patrimoine Safran).

Par rapport à l'Atar 8 C équipant l'Étendard IV, le 8K50 apporte dans un encombrement pratiquement identique des améliorations de poussée et de consommation spécifique. L'Atar 8K50 pousse plus au point fixe 4 950 kg au lieu de 4 400 kg (+ 12,5 % soit + 800 kg) et à Mach 0,9 à basse altitude, cette augmentation devient encore plus importante, 5 160 kg au lieu de 3 950 kg (+ 26,5%). Au niveau de la consommation spécifique, l'amélioration est sensible - : -7,5 % à Mach 0,6 et basse altitude, -2,5 % à Mach 0,9 et 11 000 m.

Seule version dans son genre de toute l'histoire de l'Atar, le 8K50 est un turboréacteur navalisé (6) issu du 9K50 par suppression de la post-combustion. Cette suppression, accompagnée du montage d'une tuyère à section de sortie fixe, sans paupières de réglage de la section de sortie (système qui équipe au contraire l'Atar 8 C des Étendard IV) a entraîné l'adoption d'un système de régulation hydromécanique simplifié, associé à un calculateur électronique de type analogique. Grâce à la suppression de la tuyère à section variable, le temps d'accélération, entre le ralenti et le plein gaz sec est amélioré.

Ce calculateur permet au réacteur de fonctionner avec une température maximale d'entrée turbine de 925 °C entièrement régulée.

En partie frontale, le réacteur comporte deux dispositifs particuliers : une directrice d'entrée partielle à calage fixe (ou déflex) et deux vannes de décharge.

La directrice d'entrée est constituée d'aubes creuses tronquées et dégivrées implantées devant le premier étage du compresseur. Son rôle est d'orienter au mieux le flux d'air vers le premier étage compresseur pour éviter le décollement tournant.

Implantées sur le carter supérieur du compresseur, les deux vannes de décharge constituent un dispositif de protection en régime transitoire contre le décrochage du compresseur, à haute incidence, de l'avion.



Les " déflex " sont visibles à l'intérieur de la périphérie du carter d'entrée d'air du compresseur.



Aube mobile en titane avec nageoires du premier étage du compresseur.



Les deux vannes de décharge sont situées sur la partie supérieure du compresseur, à 10 heures et 14 heures.

Le Super Etendard a pour particularité d'être doté d'une automanette qui permet, lors des phases d'approche et d'appontage, le contrôle automatique de la poussée réacteur afin de maintenir l'incidence de l'avion constante. Destiné à soulager le pilote d'une partie de sa charge de travail, c'est le premier réacteur français équipé de ce dispositif.

Fonctionnant à partir des informations d'incidence, d'assiette et d'accélération longitudinale, de vitesse de tangage, l'automanette commande, par l'intermédiaire d'un vérin, des mouvements de la manette des gaz.

Bien qu'efficace, le système a du mal à gérer les facteurs de charge, par exemple après le virage vent arrière. En définitive l'automanette n'est utilisé que de nuit ou par mauvais temps sur les arrivées en longues finales.

Caractéristiques techniques de l'Atar 8K50

Date d'homologation : mai 1975

Poussée : 4 950 kgp

Consommation spécifique : 0,97 kg/kgp/h

Vitesse de rotation : 8 550 tr/mn

Débit d'air : 72.8 kg/s

Taux de compression : 6.15

Température entrée turbine : 925 °C

Temps d'accélération entre ralenti et plein gaz sec (au banc) : < 1,8 sec.

Nombre d'étages :

Compresseur : 9

Turbine : 2

Encombrement :

Diamètre maxi : 1 020 mm

Longueur totale : 3 936 mm

Masse : 1 155 kg

Rapport poussée/poids : 0,5

Avionnage

La mise en place du moteur dans la cellule s'effectue par translation horizontale de l'arrière vers l'avant (réacteur " suppositoire "). En fin de course de translation du réacteur dans le tunnel avion, un galet d'axe vertical placé en haut du carter d'admission s'encliquète en aveugle sur une glissière. Nécessitant la mise à niveau de l'avion à l'aide de vérins de levage, seul le tronçon arrière du fuselage appelé " croupion " (ou rostre démontable) est démonté au moment de la manutention.

L'échange moteur sur avion, y compris le point fixe de contrôle, s'effectue en moins de 4 heures avec trois opérateurs.

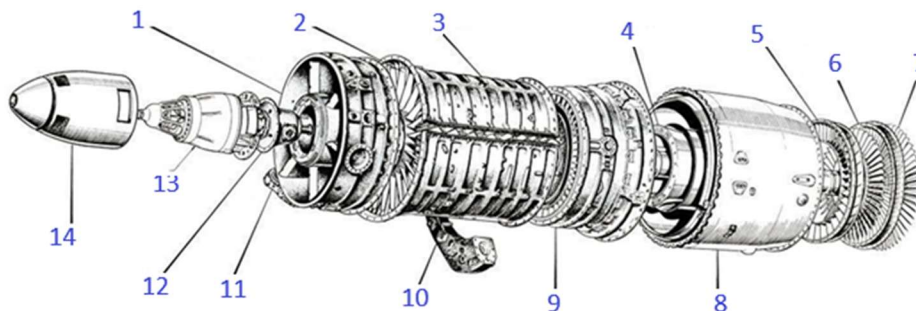
Technologie et matériaux

Moteur de conception simple et robuste, il intègre quelques alliages à hautes performances en particulier pour les aubes de turbine, les carters principaux et le canal d'éjection.

" Parties froides " (7). Les carters d'admission et de compresseur sont réalisés en magnésium et le carter central en acier réfractaire. Les disques de compresseur très minces sont en acier. Le rotor du compresseur est en titane. L'ensemble haute pression (compresseur) possède des aubes fixes sur les étages 1, 2, 5, 6, 7 et 8 en acier et sur les étages 3 et 4 en alliage léger.

Adapté pour résister durablement aux températures augmentées de 120 à 150 °C par la compression aux vols supersoniques, le rotor du compresseur comporte des disques 1, 2, 3 et 9 en acier à 13% de chrome, les aubes des étages 1, 2, 7, 8 et 9 aussi en acier, les 3 et 4 en alliage léger et les aubes 5 et 6 en alliage de titane - aluminium - vanadium (TA6V).

Au début des années quatre-vingt, pour pallier les ruptures d'aubes en acier de la roue mobile 1 (RM1) cette dernière a été équipée avec des aubes en titane avec nageoires. Ce remplacement fait suite à trois ruptures d'aubes sur Mirage F1 (deux avions détruits, un pilote tué) et ayant pour origine le phénomène de corrosion.



1. Carter d'admission, 2. Rotor de compresseur, 3. Carter de compresseur, 4. Support de Turbine, 5. Distributeur de Turbine, 6. Redresseur, 7. Turbine à 2 étages, 8. Chambre de combustion, 9. Carter central, 10. Support d'accessoires, 11. Renvoi de commande des accessoires, 12. Réducteur, 13. Démarreur autonome, 14. Capotage démarreur

" Parties chaudes "



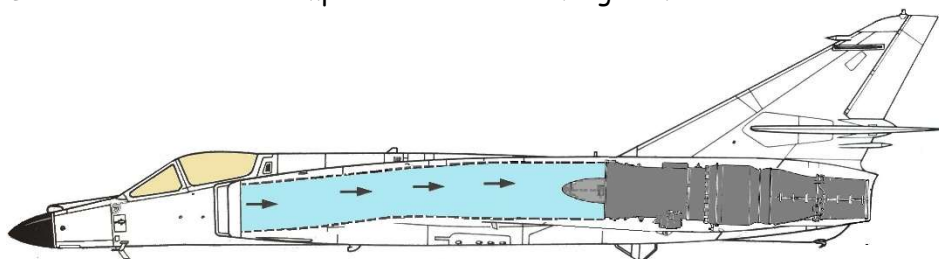
Chambre Atar 8K50

La chambre de combustion annulaire possède un carter en acier Fluginox et l'enveloppe de la chambre est élaborée en alliage nickel - chrome - molybdène (Hastalloy X) plus résistant aux vibrations de combustion et à l'oxydation à chaud.

Comme toutes les chambres de combustion de la famille Atar, celle du 8K50 est équipée de 20 brûleurs avec injection de carburant à pulvérisation mécanique.

Les aubes fixes en acier à la sortie de la chambre de combustion sont refroidies par une distribution d'air, prélevée à la sortie du compresseur, et circulant à l'intérieur des aubes creuses.

Parallèlement à l'augmentation de la température moyenne, des alliages de nickel sont adoptés pour les aubes de turbine pleines en Udimet 700. La température d'entrée turbine (TET) atteignant 935 °C, les aubes coulées en fonderie de précision sont en Inconel 100 sur le premier étage et en Inconel 713 sur le deuxième étage. Le stator de turbine comprend un carter en Fluginox.



Super Etendard Atar 8K50 - Coupe longitudinale. L'appareil est dynamique à basse et moyenne altitude, mais n'aime pas la haute altitude. A Mach 0.8 et 40 000 ft l'avion consomme entre 25 et 30 kg par minute.

Navalisation

Rendue nécessaire par l'atmosphère saline dans laquelle évolue les avions embarqués, l'Atar 8K50 bénéficie d'une protection contre la corrosion : au niveau du compresseur avec application de peinture au silicone sur le premier étage, protection au nickel-cadmium diffusé sur les derniers étages, de la turbine avec aluminisation en phase vapeur des aubes et du remplacement du carter central en magnésium par un carter en acier.

Maintenance

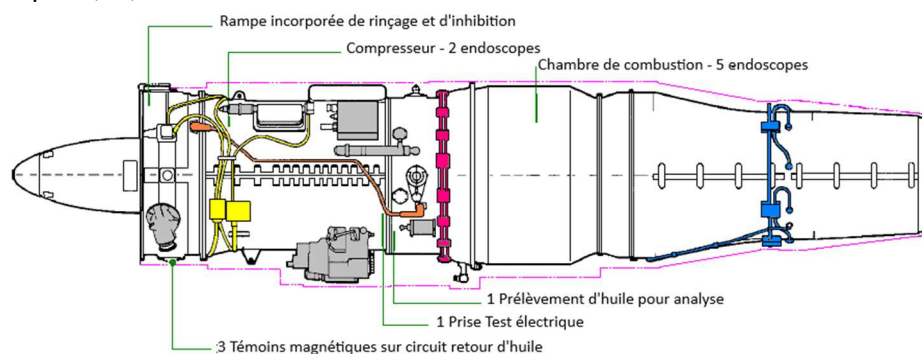
Par rapport à l'Atar 8 C, les procédures de maintenance sont allégées grâce à de nouvelles possibilités de contrôle en service, évitant le désassemblage des carter et la suppression des éléments mobiles sur la tuyère. L'Atar 8K50 est doté de moyens permettant de pratiquer la maintenance préventive : endoscopie du compresseur, de la chambre de combustion et de la turbine, points de prélèvement pour l'analyse spectrométrique des huiles, témoins magnétiques sur circuit retour d'huile, prises de tests incorporées aux circuits électriques. De plus, le réacteur est équipé d'un circuit incorporé de rinçage et d'inhibition.

Dernier né de la famille ATAR, l'Atar 8 K50 même s'il bénéficie de toutes les améliorations acquises sur ses prédécesseurs, hérite d'une architecture non modulaire. Le moteur est divisé en Sous-Ensembles Réparables dimensionnellement et fonctionnellement (SERI). Il comporte 23 sous-ensembles structuraux, 4 sous-ensembles équipements et 93 accessoires inclus dans les sous-ensembles, mais dont chacun peut être remplacé individuellement.

La maintenance programmée s'effectue toutes les 1 200 heures pour les Révisions Générales (RG) avec des inspections de routine ou Visites Périodiques (VP) toutes les 400 heures.

La maintenance préventive est basée sur :

- endoscopie compresseur,
- endoscopie chambre de combustion,
- analyse spectrométrique des huiles,
- prises de tests incorporées aux circuits électriques.



Atar 8K50 - Points de maintenance préventive

Système de démarrage

De type autonome le démarrage du moteur est assuré par un turbodémarrreur Noëlle 80. D'une puissance de 80 ch il s'agit d'une turbine de puissance tenant compte de la limitation du temps de démarrage ainsi que de la possibilité d'effectuer 3 lancements successifs : faux départ, ventilation et démarrage réussi. Placé dans le cône d'entrée, le turbodémarrreur, est constitué par une petite turbine à gaz lancée par un moteur électrique. D'une masse de 34 kg il consomme moins de 300 grammes de kérosène par cycle de démarrage.

Régulation moteur

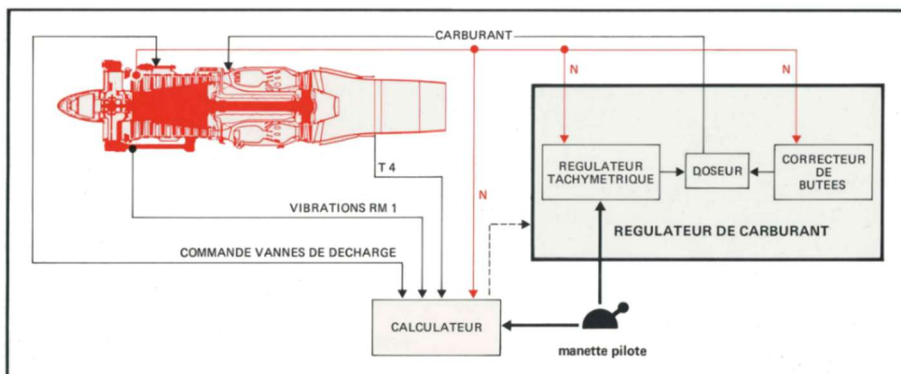
De type mixte, le système de régulation de carburant, commandée par une manette unique comporte : un régulateur hydromécanique à pleine autorité assisté par un calculateur analogique. Entièrement automatique,

le système contrôle, pour une position de manette donnée, le régime (N) et assure la protection du moteur contre tous risques de survitesse, surchauffe, extinctions " pauvre " ou " riche " et décrochage.

En raison de sa tuyère fixe, il n'y a pas de régulation en température T4. A régime donné, le taux de détente de la turbine est fixé par les deux sections de distributeur et de tuyère, la température T4 est alors une conséquence directe du débit carburant nécessaire pour obtenir la vitesse de rotation du moteur... et donc la poussée. L'ensemble a été calculé pour qu'avec les différentes dispersions de fabrication (rendement des éléments), la T4 reste dans la limite supportée par la turbine dans tout le domaine de vol.

La régulation principale est complétée par un dispositif de régulation en secours propre aux avions monomoteurs. Ce dispositif comporte deux volets indissociables lesquels quand ils sont activés fonctionnent simultanément. Secours " panne huile " et " secours régulation " assurant le fonctionnement correct du moteur en cas de panne d'huile ou de la tachymétrie (8).

Alimenté en huile sous pression, le régulateur hydromécanique calcule essentiellement par transformation des paramètres en déplacements.



Atar 8K50 - Régulation avec électronique en trim. Le régulateur de carburant assure la régulation tachymétrique et les butées d'accélération/décélération. Le calculateur pilote les vannes de décharge et les divers électrovanneaux.

Le calculateur analogique désigné TV1286 assure plusieurs fonctions, dont l'indication précise de la température conformée (9), après turbine (T4) à 750°C, recopie de la T4 pour l'enregistreur d'accident, contrôle des vannes de décharge, émission de signaux relatifs au régime de rotation, tir engins etc... Les vannes de décharge dérivent une partie de l'air comprimé par les quatre premiers étages du compresseur. Pour des régimes compris entre l'arrêt et environ 4 000 tr/mn les vannes sont ouvertes. Pour des régimes supérieurs à 47% elles sont fermées et ne s'ouvrent qu'en cas de vibrations des aubes.

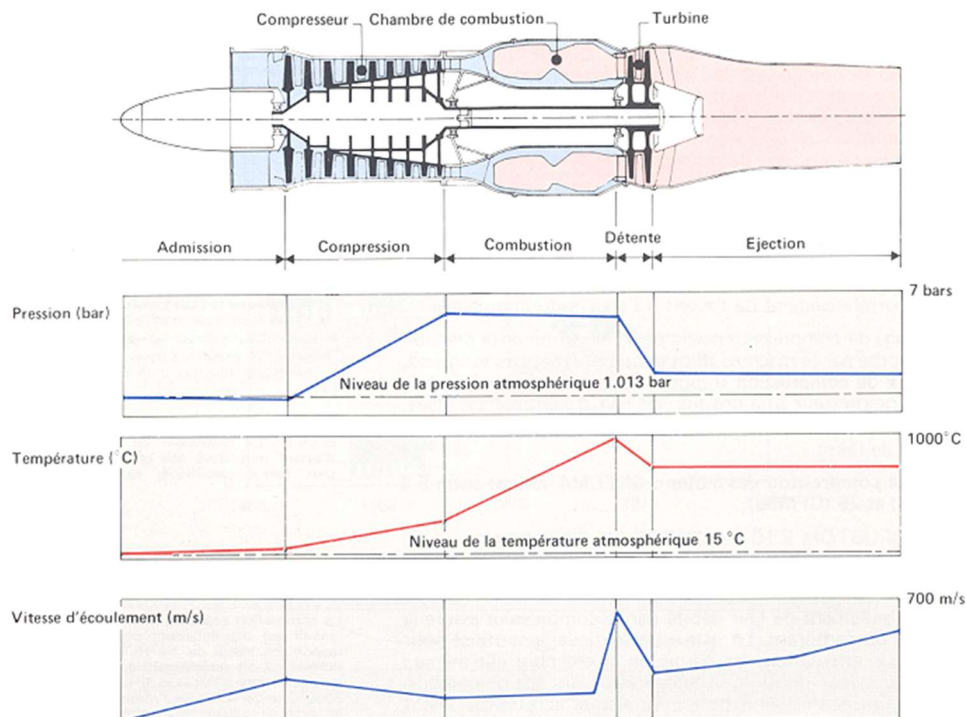


Diagramme d'écoulement des gaz Atar 8K50

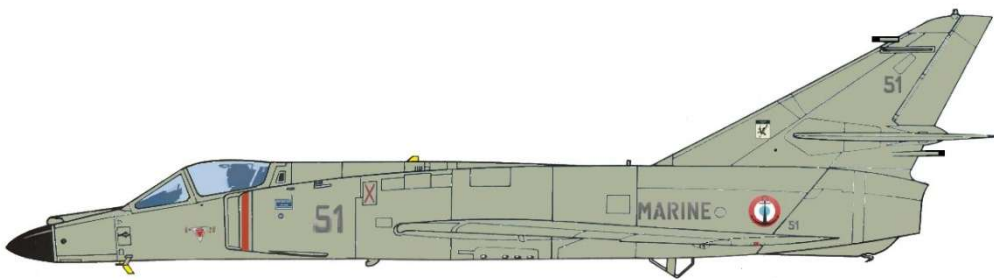
L'Atar 8K50 en service opérationnel

Lors du conflit afghan auquel participe le Super Etendard, entre 2006 et 2008, le réacteur démontre ses limitations opérationnelles à partir du porte-avions Charles de Gaulle et, à terre, du terrain de Kandahar. Pour l'Aéronautique navale, il s'agit du premier et unique déploiement sur une base terrestre et hors du porte-avions.

A partir du PA les missions aériennes qui durent plus de 5 h 30 sont près des limites de fonctionnement du réacteur. En effet l'Atar 8K50 fonctionne à l'huile perdue : le réservoir ne faisant que 9,8 litres (la consommation horaire normale étant comprise entre 1 et 1,4 litres) l'autonomie maximum absolue est d'environ 6 heures 30. Un réservoir secours incorporé de 3,5 litres assure une autonomie supplémentaire de 20 minutes (sur régulation secours).

Entre juin et d'octobre en 2008, huit SEM (dont le premier exemplaire de série, le n° 1) appartenant à la flottille 17F - par rotation de trois - participent à un déploiement terrestre à partir de Kandahar (KAH), dans le sud du pays, dans le cadre de l'opération Pamir. Ils effectuent des vols de reconnaissance et d'appui des troupes au sol durant entre 4 et 6 heures, avec jusqu'à six ravitaillements en vol. Malgré une piste de 3 200 m de long, dans un climat sec et en altitude (1 015 mètres), et en raison des températures dépassant parfois les 45°C (10), les pilotes ne peuvent effectuer que deux missions de combat par jour et en configuration mono bombe (250 kg) au lieu de bi-bombes (deux fois 250 kg). Depuis sa mise en service les courbes de performances de l'Atar 8K50 n'ont jamais été tracées au-delà de 35°C : l'avion n'avait pas été prévu pour être déployé depuis le désert.

Sous ces latitudes le réacteur démontre ses handicaps : absence de post-combustion, poussée comprise entre 3,5 et 4 tonnes pour des décollages tactiques, sans volets. D'où des départs en mission le plus souvent au matin, " à la fraîche ", c'est-à-dire quand le soleil, encore bas sur l'horizon, ne chauffe la piste et des retours en milieu de matinée.



Super Etendard modernisé (SEM S5) n° 51 Flottille 17F. Détachement Kandahar (Afghanistan) été 2008. Il arbore une livrée gris clair mat à basse réflectance. Au moment de son retrait de service, en juillet 2016, il totalisait plus de 5 684 heures de vol.

A Kandahar, le décollage s'effectue sans volets, et à une masse inférieure à 11 tonnes ; le roulage pour atteindre 100 kt (180 km/h) dure entre 20 et 25 secondes alors que, d'habitude, c'est une vitesse que l'avion atteint en 10 - 13 secondes. L'Atar 8K50 est un peu handicapé pour effectuer des décollages tactiques : à peine décollé, rentrée du train, accélération " le nez dans le sol " puis ressource brutale.

En un peu plus de quatre mois, les huit Super Etendard réalisent un total de 244 sorties en 930 heures de vol ce qui correspond à 180 missions. Bien que volant quotidiennement et malgré l'omniprésence de la poussière, les appareils font preuve d'une disponibilité remarquable : 97% avec une seule mission annulée pour raison technique.

À peine un an avant son retrait du service définitif, entre novembre 2015 et mars 2016, huit Super Etendard de la Flottille 17F embarquent sur le porte-avions Charles-de-Gaulle pour leur ultime mission opérationnelle, Arromanches 2, en Méditerranée orientale. Lors de cette Opex la disponibilité des chasseur-bombardiers est excellente, les cinq Atar 8K50 de rechanges emportés s'avèrent suffisants. Au total, pendant cinq mois, seule une douzaine de changements moteurs ont lieu pendant le déploiement. Un chiffre conforme aux normes en raison des pannes et simplement pour harmoniser les potentiels des moteurs et des cellules.

Au cours de la guerre Iran - Irak (1981 - 1988) les cinq Super Etendard prêtés à l'armée de l'air irakienne, ont mené 175 missions d'attaques anti-navires en quelques 670 heures de vol, entre mars 1983 et avril 1985. Pendant cette période l'Atar 8K50 confirme sa robustesse lors d'une collision, de nuit, avec un gros volatile sur l'entrée d'air. Malgré les importants dommages du réacteur, le pilote parvient à ramener l'avion. Ce fut le seul moteur changé en quatorze mois d'utilisation opérationnelle.

Le Super-Etendard

Très semblable à l'Étendard IV M, l'avion diffère par certains détails aérodynamiques.

Le Super Etendard conserve la voilure et les empennages de l'Etendard IV M mais avec un fuselage redessiné et une structure renforcée. Ce remodelage avec élargissement local est dû à l'implantation d'un Atar 8K50 avec tuyère simple à géométrie fixe ($2\,440\text{ cm}^2$) affleurant le croupion ou rostre et d'une pointe avant agrandie pour abriter un radar et une suite à équipements pour intégrer la majeure partie du système de navigation et d'attaque. Pour atténuer un effet tourbillonnaire sur les volets, en configuration approche, une nouvelle trappe bouclier de train avant de surface réduite a été installée.

Si l'allure générale reste celle de l'Etendard IV M à moteur Atar 8 C, le fuselage est entièrement remanié avec la partie avant des manches à air à la forme redessinée et des entrées d'air latérales agrandies (le débit d'air du moteur est augmenté). Calculée initialement pour 4 000 heures de vol, la durée de vie de la cellule a été poussée à 6 500 heures.

Sur le plan aérodynamique, l'hypersustentation est plus développée par les bords de bords d'attaques redessinés avec une nouvelle cambrure et prolongés sur la partie repliable de l'aile. Les angles de braquage sont de 11° en position combat-manœuvrabilité et 22° en configuration décollage et atterrissage. Les volets de courbure à double fente sont redessinés et légèrement accrus en surface. Leur braquage est augmenté et porté à 47° (40° pour l'Etendard IV M). Cette amélioration aérodynamique est sensible et permet un gain de 18 km/h (10 kt) en approche.

Au final, la longueur du fuselage est réduite de 4 cm et portée à 14,31 m. La voilure à dièdre légèrement négatif avec une flèche de 47° , un de $1^\circ 30'$ et une surface de référence de 28.50 m^2 . La masse à vide est de 6 727 kg et en charge 12 000 kg, plein complet avec 3272 litres.



Super Etendard SEM n° 46. Il est revêtu du premier modèle de camouflage est constitué de gris bleu foncé brillant sur les parties supérieures et de blanc brillant en-dessous. (© AMD BA)



Super Etendard SEM n° 1 au-dessus de l'Afghanistan en 2008 avec en ventral un pod PDLCT et en emport sous la voilure gauche deux bombes GBU-49 à guidage mixte, laser et GPS. Il arbore une livrée grise uniforme basse visibilité. (© Flottille 17F)

A l'instar de tous les avions de combat de construction française, le Super Etendard ne verra jamais de programme de remotorisation. Au gré des modernisations ou standards successifs (cinq entre les années 1990 et 2010), le réacteur démontre très vite son manque de puissance pour conserver à l'avion toutes ses capacités, notamment après l'ajout ou l'intégration continue de nouveaux équipements et armements (400 kg) (11) qui ne cessent d'accroître la masse globale.

Par rapport à ses contemporains il offre quelques avantages de sa petite taille : l'avion est manœuvrant et relativement difficile à voir de loin. De plus, la faible poussée de son moteur en fait également un avion " froid ", donc émettant une faible signature infrarouge et difficile à accrocher pour les autodirecteurs des missiles à guidage infra-rouge (IR).

Mis en service en 1978 sur le monoplace d'appui tactique embarqué Super Etendard, l'Atar 8K50 a été produit à 111 exemplaires dont 18 pour l'Armada argentine. Sur les 85 avions fabriqués, 71 ont été livrés à l'Aéronautique navale française et 14 à la marine argentine.

L'appareil a connu sept guerres aux mains de ses utilisateurs : Malouines (1982), golfe Persique (1983 - 1985), Liban (opérations Olifant puis Brochet, en 1983 - 1984), Yougoslavie (Balbuzard et Salamandre), Kosovo (Trident), Libye (Harmattan, en 2011), Afghanistan (Héraclès en 2001/2002 puis Agapanthe) et la Syrie (Arromanches 2).

En 38 années de service opérationnel dans l'Aéronautique navale française, la flotte a effectué plus de 306 604 heures de vol. Au total 24 appareils sur les 71 livrés ont connu des fins brutales en vol ou lors des phases de catapultages et appontages. En cause : des collisions aviaires, des décrochages, des avaries techniques ou encore une perte au combat sous les couleurs irakiennes. 16 pilotes sont sortis sains et saufs de ces accidents mais 8 d'entre-eux sont morts en service.

Depuis le Liban jusqu'à l'Afghanistan, en passant par le Kosovo et la Serbie, l'avion marin a été utilisé au combat sans enregistrer une seule perte sous les couleurs françaises.

Flottes de Chasse embarquées et escadrilles ayant été équipées de Super Etendard (1978 - 2016)



Flottille 11F Les " Kimono "
(1978 - 2011)



Flottille 14F Les " Corsaires "
(1979 - 1991)

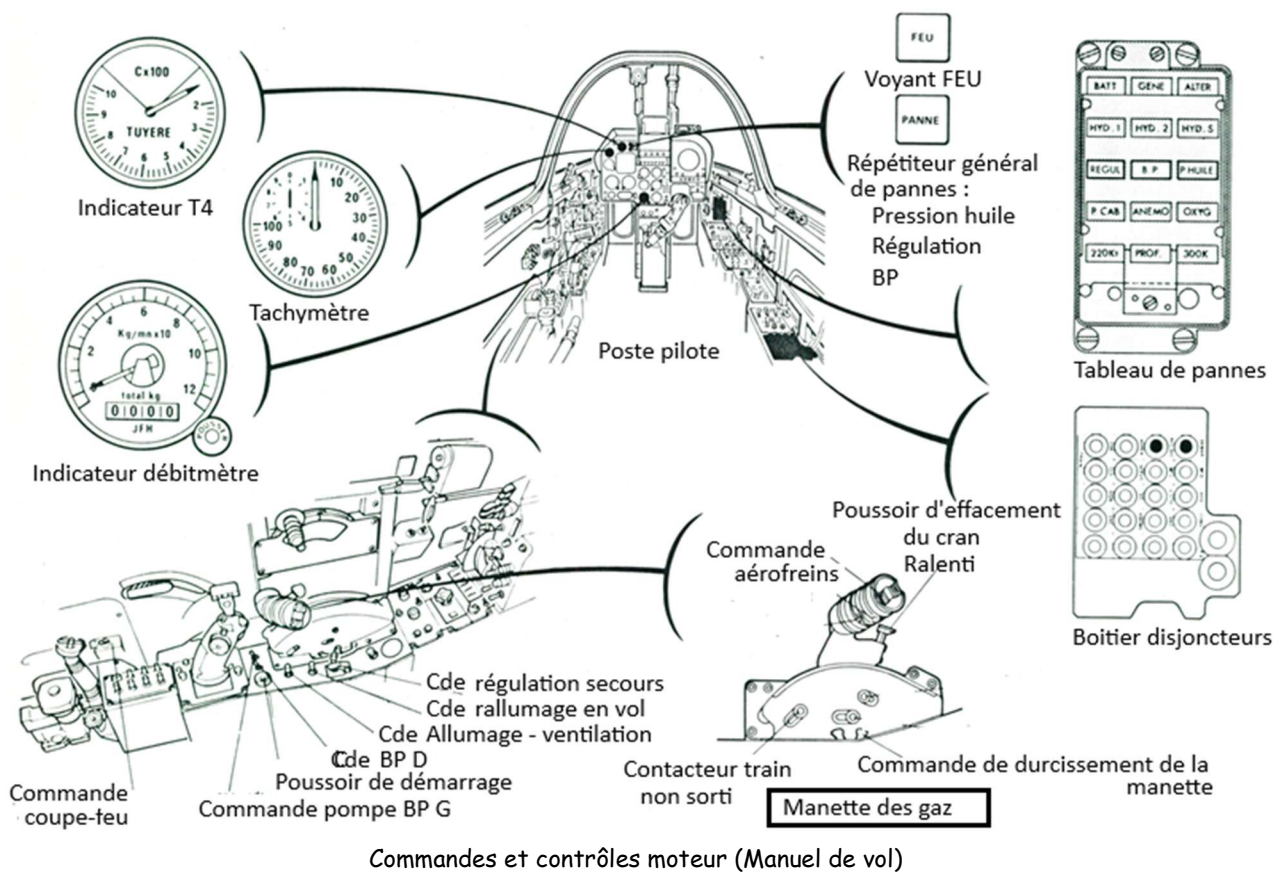


Flottille 17F Les " Quinquina "
(1980 - 2016)

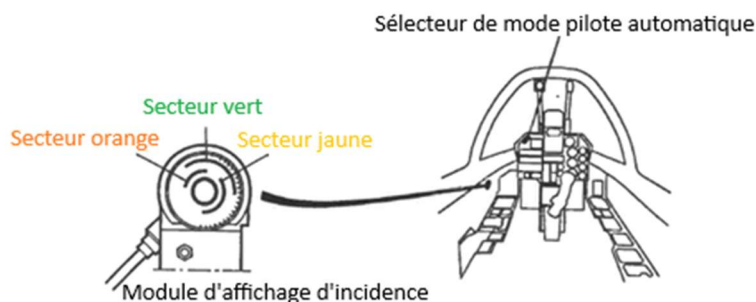


Escadrille 59S " Salem "
(1991 - 1997)

Commandes et contrôles réacteur



Commandes et contrôles moteur (Manuel de vol)



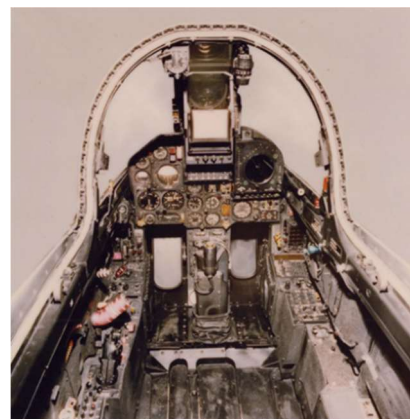
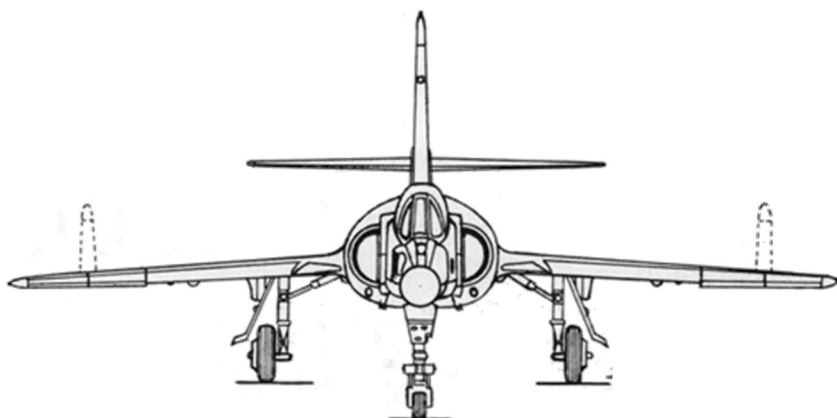
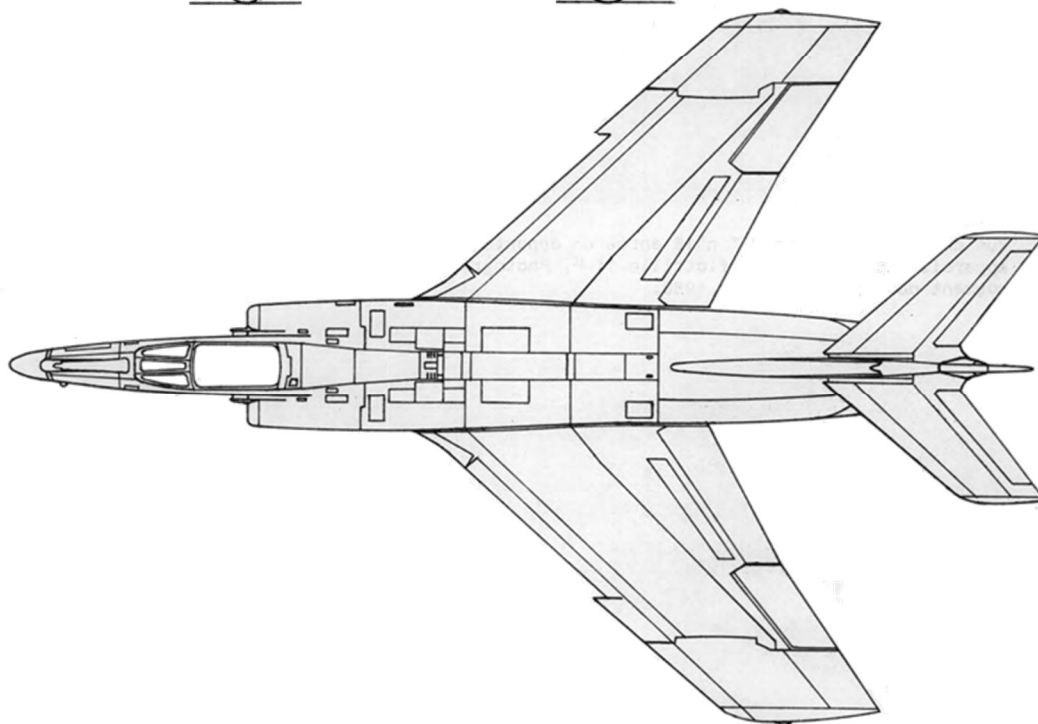
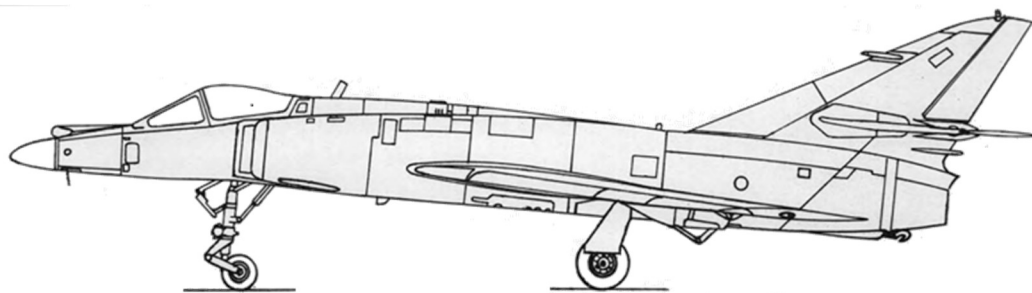
Automanette (Manuel de vol). A l'appontage de nuit ou par mauvais temps, guidé par le contrôleur de bord, le pilote affiche l'incidence désirée et l'automanette régule le moteur automatiquement pour la tenir. Il peut toutefois reprendre la main à tout moment en la poussant d'un coup sec en avant.

Notes de fin

- (1) L'International Standard Atmosphere ou ISA est une norme de l'OACI (Organisation de l'aviation civile internationale) qui spécifie les conditions atmosphériques.
- (2) Rattaché à la Direction technique des Constructions Aéronautiques (DTCA), le CEPr met à la disposition des motoristes, pour le développement de leurs matériels, d'importants moyens d'essais ; de plus, il contrôle et sanctionne, pour le compte de l'état, les qualités et performances des systèmes de propulsion. Au CEPr les propulseurs subissent les essais les plus divers : essais de mise au point de moteurs complets et de sous-ensembles, essais d'homologation, essais de vieillissement, d'environnement, etc. Les moyens des deux centres sont d'ailleurs souvent complémentaires, le CEPr étant seul doté des importantes installations requises pour les essais des propulseurs en vol simulé.
- (3) Le Centre d'essais Aéronautique de Toulouse (CEAT) assure plus spécialement les essais statiques et de fatigue pour les cellules, leurs composants et leurs équipements majeurs.
- (4) " Zoom climb ". Manœuvre faisant appel à une technique de pilotage particulière, qui donne à un avion une vitesse ascensionnelle plus importante que la vitesse ascensionnelle maximale théorique prévue par son constructeur. La version initiale du Super-Étendard est parfois désignée de façon abrégée SUE (pour Super-Étendard), tandis que la version modernisée apparue au début des années 1990 est désignée SEM (pour Super-Étendard modernisé).
- (5) En langage militaire, l'Acontucou (ACTC) ou prise de terrain en configuration turbine coupée était, entre les années 1950 à 1970, un exercice pratiqué à titre d'entraînement par les monoréacteurs afin de se préparer à la panne toujours possible d'un réacteur. Ce dernier n'était cependant pas coupé mais réduit et l'altitude devait être supérieure à 1500 ft (450 mètres). Au cours des années 1960, en entraînement ACTC, en configuration parfaitement " lisse ", c'est-à-dire sans aucune charge ou équipement extérieurs, en descente dite " économique " de 36 000 ft (11 000 m), moteur réduit à fond, l'avion parcourait 120 kilomètres.
- (6) L'Atar 8K50 est " navalisé ", c'est-à-dire adapté au fonctionnement en atmosphère saline (protection contre la corrosion) et au catapultage et à l'appontage (qui induisent des accélérations verticales importantes).
- (7) On désigne habituellement les composants vers l'avant du turboréacteur de " parties froides " (compresseurs et certains carters structuraux) et le milieu et l'arrière (à partir de la chambre de combustion) de " parties chaudes ".
- (8) Dans toute la gamme des moteurs Atar, l'agent moteur du régulateur principal étant l'huile de lubrification, même si le régulateur dispose d'une pompe à huile en propre, une panne de la pompe à huile principale, ou le manque d'huile, entraîneraient des dysfonctionnements du dispositif de régulation de la puissance. L'activation du dispositif dit de " secours régulation " alimente un vérin électrique en 28 Volts très puissant. Il serait éventuellement capable forcer les mécanismes de la tachymétrie en cas de blocage. Un manipulateur disposé à côté de la manette des gaz, à la disposition du pilote, permet le contrôle à volonté, à l'augmentation ou à la diminution, du régime de rotation du moteur. Simultanément, la mise en œuvre du " secours régulation " active une micro pompe à huile électrique en 28 Volts, laquelle puisant son huile dans le réservoir secours permet la lubrification de l'enceinte avant qui ne pourrait pas fonctionner sans huile. En mode " secours régulation " les paliers deux et trois, à rouleaux, capables de fonctionner quelques temps sans lubrification, ne sont plus lubrifiés.
- (9) La conformation de la température derrière la turbine (T4), consiste alors que le moteur tourne au plein régime stabilisé et qu'il développe la poussée contractuelle, après vérification que la température effective est bien dans la limite requise, d'ajuster la température indiquée au pilote à une valeur standard déterminée, en l'occurrence pour le 8K50 : 750°C. Cette opération permet d'harmoniser la valeur de la T4 des moteurs donc d'un avion à l'autre, facilitant ainsi l'interprétation des pilotes. Il est entendu que la T4 conformationnée, ou IP T4, évolue à la hausse ou à la baisse exactement comme la température effective.
- (10) En août 1981, le Super-Etendard n° 26 de la flottille 17F, basée à Hyères Le Palyvestre, décolle d'Istres pour rallier Djibouti où, deux semaines durant, il participe à une campagne d'essais en vol temps chaud (10 vols réalisés), menée sous l'égide du CEV. La poussée du moteur reste élevée en atmosphère chaude : à 40°C elle est de 4 250 kg, soit 85% de la poussée à 15°C.
- (11) Le Super Etendard a commencé sa carrière à une masse de 8,100 tonnes à l'appontage et l'a terminée à 8,500 tonnes. Sa vitesse d'appontage est égale à seulement 1,1 fois la vitesse de décrochage.

Remerciements : Dominique Prot de l'Espace Patrimoine Safran, Marina Dal Soglio (Archives Safran Aircraft Engines), Daniel François de l'Amicale des Essais en Vol Snecma (AEVS), Association Amicale des Essais en Vol, Jean-Philippe Joyeux du Musée de l'Aéronautique navale de Rochefort-sur-mer, Albert Grenier

Ouvrages consultés : Revue Snecma Informations, " A propos de l'Atar " - Ouvrage collectif - Burovit Octobre 1996, Raids Aviation, Aviation Magazine International, " ABCD'Air de la chasse embarquée " (Editions Privat - Juin 2015)



L'ergonomie du poste de pilotage a été revue sur le SEM avec le concept HOTAS (Hands On Throttle And Stick) avec lequel tous les poussoirs de

commande du système d'armes ont été regroupés sur la manette des gaz et le manche.

Caractéristiques du Super-Etendard Super-Étendard

Envergure
Longueur
Hauteur
Surface alaire
Masse équipée à vide
Masse en pleine charge au décollage
Vitesse maxi. à basse altitude
Vitesse maxi. à 11 000 m
Plafond
Vitesse de présentation pour appontage
Distance franchissable maximale (attaque de navires avec missile air-surface)

9,60 m (7,80 m ailes repliées)
14,31 m
3,95 m
28,50 m²
6 727 kg
12 000 kg
1 200 km/h
Mach 1.3
45 000 ft (13 700 m)
135 kt (250 km/h)
650 km

Annexe - Super Etendard 01 : chronologie des vols Snecma

Entre 1975 et 1979, 292 vols soit environ 416 heures de vol ont été effectués par deux pilotes du motoriste pour la mise au point de l'Atar 8K50. Au total, le prototype 01 a engrangé durant sa carrière 1 120 heures de vols d'essais.

Année	Nombre de vols	Temps de vol	Essais	Pilotes
1975	54 vols (entre n° 29 et 180)	74 h 25	Atar 8K50 : Reprises, Vannes de décharges ouvertes et fermées, Accu Pib, Pip appauvrisseur de tir	R. Farsy M. Jarriges
1976	100 vols (entre n° 208 et 342)	154 h 55	Atar 8K50 : Compresseur abradables, écrêteurs, appauvrisseur de tir, Rallumages *, carburant chaud, carburant refroidi	R. Farsy M. Jarriges
1977	68 vols (entre n° 345 et 545)	98 h 50	Atar 8K50 : Compresseur, accu carburant, TR5 (F 42) chaud, Appontage Simulé Sur Piste (ASSP) **	R. Farsy M. Jarriges
1978	66 vols	83 h 10	Atar 8K50 :	R. Farsy M. Jarriges
1979	4 vols (entre n° 289 à 292)	5 h 10	Atar 8K50 : recherche décrochage ***, carburant TRO (F 34)	R. Farsy M. Jarriges

*. Le système d'allumage à haute tension assure un réallumage du moteur jusqu'à un plafond de 30 000 ft (9 150 m).

**. L'entraînement simulé de l'appontage (ASSP), est une manœuvre particulièrement délicate puisque l'avion doit évoluer le plus près possible d'une ligne d'approche idéale.

***. Les résultats de décrochage sont toujours obtenus sur les manœuvres de type " agacerie ", c'est-à-dire, réduction brutale Plein Gaz - Ralenti, suivie d'une remise à PG brutale au passage du régime à 80% ou d'un autre régime dans certains cas particuliers. Le décrochage se produit dans la phase réaccélération du régime.

Historique de l'Atar 8K50 n° 8 11365

Conçu à l'origine comme Atar 9K7 d'où sa numérotation dans la série 11 000, l'Atar 8K50 n° 8 11365 est affecté en juillet 1973, aux essais au banc à Villaroche. Troisième moteur de développement, il est employé notamment entre 1974 et mars 1975 pour les tests de décrochage compresseur et la mise au point de la chaîne de régulation.

Totalisant 41 heures 35 de fonctionnement, il est envoyé à Istres pour équiper le prototype 02 du Super-Etendard, entre mars 1975 et fin juillet 1976. Il totalise alors 198 h 25 de fonctionnement. De retour au banc à Villaroche, son compresseur est remplacé suite à la rotation de viroles. En novembre 1976, alors qu'il franchit le cap des 300 heures (308 h 50), il est réavionné sur le Super-Etendard sur lequel il vole jusqu'en avril 1977 puis revient à Villaroche pour une durée de deux mois suite aux criques décelées sur le carter central. Il propulse le Super-Etendard 02 pendant six mois jusqu'en décembre 1977 en accumulant 76 heures de fonctionnement.

Revenu à Villaroche pour modifier le " labyrinthe double, Palier 2 ", il retourne à Istres, en janvier 1978, pour équiper successivement les Super Etendard 01 et 02 à partir du site provençal puis sur le porte-avions. Il accumule 89 heures de fonctionnement entre janvier 1978 et mai 1979.

A cette date et au moment où il franchit le cap des 500 heures de fonctionnement, il est de retour à Villaroche pour remplacer son rotor et effectuer pendant un mois des essais sur la roue mobile n° 1 (RM1) avec des manches de distorsion. Il revole à Istres et Cazaux sur le Super Etendard 02 jusqu'à son dernier vol en décembre 1981. Il est par la suite transféré à Villaroche pour des interventions sur la chaîne de régulation et des essais d'endurance.

En neuf années d'activité, en mars 1982, il achève sa carrière avec 619 h 05 de fonctionnement. Stocké, il est affecté au Musée aéronautique et spatial SNECMA pour exposition.



Etapes clefs

1972 Juin - Fonctionnement au banc de Villaroche d'un moteur de démonstration

1973 Janvier - Sélection du Super Etendard

1973 Mars - Sélection de l'Atar 8K50 comme motorisation du Dassault Super Etendard

1973 Mai - Première rotation au banc à Villaroche de l'Atar 8K50 à 4 950 kgp.

1973 Juin et octobre - Campagne d'évaluation en altitude simulée au CEPr de Saclay.

1974 Juillet - Cycle de qualification au banc de 50 heures à Villaroche

1973 Avril - Début des essais au catapultage simulé de l'Atar 8K50 au CEAT de Toulouse

1973 Juillet - Commande des deux prototypes Super Etendard

1974 Mars - Premier vol de l'Atar 8K50 sur banc volant Mirage III A-010.

1974 Juillet - Dernier vol de mise au point de l'Atar 8K50 sur banc volant Mirage III A-010. Epreuve de qualification, d'une durée de 50 heures.

1974 Octobre - Premier vol du prototype Super Etendard (ex Etendard IV M n° 68 modifié), piloté par Jacques Jesberger, à Istres le 28 octobre au cours duquel l'avion atteint 13 200 mètres et Mach 1,18 en léger piqué.

1975 Février - A la fin du mois, 450 heures de fonctionnement ont été effectuées dont 366 heures au banc.

1975 Mars - Premier vol du troisième prototype Super Etendard (ex Etendard IV M n° 13), le 9 mars à Cazaux. Premier vol du second prototype Super Etendard (ex Etendard IV M n° 18), le 28 mars à Istres.

1975 Avril - A la fin du mois, 630 heures de fonctionnement ont été effectuées dont près de 100 heures en vol.

1975 Avril fin Mai - Homologation série de l'Atar 8K50. Achèvement des essais au catapultage simulé de l'Atar 8K50 au CEAT de Toulouse.

1975 Juillet - Du 1^{er} au 10 juillet première campagne d'essais du Super Étendard 01 au large de Lorient sur le porte-avions Clemenceau : 24 catapultages et 24 appontages.

1975 Octobre - Le temps de vol des deux prototypes du Super-Étendard dépasse les 160 heures.

1976 Mai à octobre - Première épreuve " Bon de Vol " de l'Atar 8K50 (85 vols).

1977 Mai - Livraison des premiers moteurs de série.

1977 Octobre - Les cinq moteurs de développement totalisent 2 250 heures de fonctionnement, dont 1 200 en vol sur les Super Etendard 01 et 02. Novembre - sortie de chaîne de l'avion tête de série, n° 1.

1978 Juin - Déclaration " Bon de Vol " de l'Atar 8K50 le 22 juin par les Services officiels. Au total, durant trois ans 222 vols Snecma soit 328 heures sont effectués.

1978 Septembre - Mise en service opérationnel du Super Étendard à Landivisiau. Octobre - Première commande de série de 71 Super Etendard.

1978 Décembre - Du 4 au 8 décembre 1978, première campagne d'évaluation des Super-Étendard de série sur le porte-avions Foch, au large de Toulon.

1979 Septembre - Commande de 14 Super Etendard par la marine argentine. Les deux flottilles 11 F et 14 F, totalisent 8 000 heures de vol et plus de 1 000 appontages.

1980 Janvier - Première campagne d'appontages de nuit, du 14 au 17 janvier, au large de Toulon avec expérimentation d'une nouvelle méthode d'appontage à l'aide d'un viseur tête haute (VTH) (*).

1981 Septembre - Campagne d'essais de deux semaines en conditions météorologiques chaudes à Djibouti-Ambouli pour deux Super-Etendard de la flottille 17F d'Hyères-Le Palyvestre

1983 - Livraison du dernier Super Etendard.

2016 Juillet - Dernier vol du Super-Etendard dans l'Aéronautique navale. 360 pilotes ont été qualifiés à l'appontage.

(*) Cette méthode permet de se passer du miroir d'appontage. Le pilote, en l'occurrence, utilise ce repère de pente du viseur qu'il superpose à une mire éclairée sur le pont du porte-avions ; il obtient la bonne incidence en maintenant le vecteur vitesse en face du repère d'incidence.



Souvenirs des essais en vol de l'Atar 8K50 du Super-Etendard

J'ai été embauché à la Snecma mi-1974, directement aux Essais en Vol à l'Annexe d'Istres par Monsieur Michel JARRIGES, Directeur et Pilote d'Essais. J'étais un jeune ingénieur de 25 ans de l'Ecole Centrale Paris ; j'avais choisi en troisième année l'option Aéronautique et la spécialité Propulsion. Ce choix a entraîné mon service militaire en 1973-74 comme appelé scientifique au Centre d'Essais des Propulseurs de Saclay (CEPr) sur les bancs R3 - R4 où la Snecma (Mr ROUMIER) faisait des essais du moteur M53-2. Mon chef direct était Mr GOURGEON, un jeune Ingénieur de l'Armement qui m'a laissé une bienveillante autonomie, et qui deviendra plus tard Patron de la DGAC puis PDG d'Air France. Du CEPr j'ai donc naturellement postulé à la Snecma, où j'étais vraiment attiré par les Essais en Vol (EV), ayant été bercé dans ma jeunesse par les exploits des Mirage de Dassault.

Les essais en Vol à Istres



Comme convenu, je suis arrivé avec Françoise mon épouse début août à Istres pour prendre mon poste. J'ai été accueilli très agréablement par Jacques MERCIER qui m'a dit que la Snecma n'aurait l'avion que l'année suivante et qu'il n'y avait pas grand-chose à faire d'ici là et que je pouvais revenir début septembre, et prendre le mois d'août pour m'installer en Provence.

Une caractéristique particulière du travail aux EV est son aspect " tout ou rien ". Si l'avion sur lequel on travaille est à disposition, ce sont de grandes journées très chargées : exploitation du vol de la veille, préparation de l'ordre de vol suivant, suivi de la mise en œuvre de l'avion, réalisation du vol et exploitation rapide des premiers résultats.

En revanche, si on n'a pas d'avion, il n'y a pas trop d'occupation. En tant qu'ingénieur d'exploitation, je devais néanmoins participer à la préparation des moyens d'essais et d'exploitation des résultats, et en particulier écrire un programme de calcul de la poussée en vol. J'ai écrit ce programme sur le principe du distributeur sonique... et il ne convergeait pas ! Après de multiples corrections, je me suis tourné vers Jean MONOT mon " vénérable ancien " (façon de parler car il était jeune), qui une semaine plus tard m'a fourni un modèle qui fonctionnait. Je lui ai demandé où était mon erreur... et il m'a répondu " je n'en sais rien, j'ai tout réécrit " : bonne solution !

En parlant " d'anciens ", on m'a envoyé faire un stage aux EV de Melun-Villaroche, et là ça sentait encore " l'Armagnac ", non pas la liqueur mais les vieux avions bancs d'essais moteurs ! L'Ingénieur d'essais Marius DURAND venait souvent à Istres nous donner un coup de main et à chaque atterrissage il disait " le miracle quotidien ! ". En effet lors de son premier vol d'essai suivi du sol, le train de l'avion ne s'était pas déployé !

L'intérêt des EV est de travailler en une petite équipe soudée autour de l'avion : Jacques MERCIER (Ingénieur d'essais), Anicet CARMONA (" calculateur "), Robert LIGOZAT aux mesures et les metteurs au point PAGES / LE GUEZEC et RICHARD (dit " Biquet ") / GUERIN (dit " Toto ") du Service des Champs. Il faut ajouter bien sûr nos deux pilotes, René FARSY (Chef Pilote, indicatif ATAR 1) et Michel JARRIGES (ATAR 2 et aussi Chef d'Annexe).

Un vol d'essais ne serait pas très utile sans enregistrements ; la coopération est étroite avec les spécialistes de la salle d'écoute et de traitement des différents paramètres de l'avion et du moteur. Tout au long des essais du moteur 8K50 sur Super-Etendard, de 1975 à 1978, l'exploitation à la Snecma a évolué :

- au début, nous travaillions avec les HB (enregistreurs photographiques) plus les voix directes de télémesure ; l'exploitation se faisait encore à l'ancienne, au compas, double décimètre, papier calque et stylo Rotring,
- pour les calculs, c'était la règle à calculer, puis la Snecma a fourni des calechettes scientifiques à ceux qui voulaient, mais nous l'avons payée par prélèvements sur salaire,
- puis la salle d'écoute a évolué pour exploiter les paramètres numériques échantillonnés, et imprimer des rubans de données utilisables sur calculateur Hewlett Packard et table traçante (le comble du modernisme !).



Equipe des Essais en Vol SNECMA à Istres



devant le Super Etendard 01 (1975) (© AEVS)

La première campagne sur le porte-avions Clémenceau

Le Super Etendard 01 a fait son premier vol chez Dassault le 28 octobre 1974. C'est l'avion que nous avons utilisé à la Snecma en " partage " avec l'avionneur. Le 02 dédié au système d'armes a volé le 28 mars 1975 et le 03 était un ancien Etendard aux ailes modifiées.

La première campagne du Super Etendard 01 sur porte-avions a eu lieu en juillet 1975 sur le Clémenceau au large de la Bretagne. Elle a duré deux semaines et j'ai eu la chance de participer à la seconde. Sauf le départ de Brest sous le crachin breton, il a fait très beau temps au cours de la semaine. Les ingénieurs de Dassault étaient logés avec les Officiers supérieurs, ceux de la Snecma avec les Officiers marins. J'étais installé dans une chambrée et la nuit dans la bannette j'entendais la mer clapoter contre la coque. Les metteurs au point étaient logés avec les marins sous le pont avant et le bruit était infernal quand un avion était catapulté. Il s'agissait d'essais pour l'avion (vitesse de sortie de pont avec différentes configurations) et le moteur a très bien fonctionné, donc je n'avais pas grand-chose d'autre à faire que... de filmer ! Comme cela était permis, j'ai réalisé un grand film Super 8, que j'ai numérisé avec titres et musiques en 2020 (pendant le Covid).

Un porte-avions est un aéroport flottant concentré dans un tout petit volume, avec tous ses composants : le carburant, l'oxygène, les avions, les tracteurs, le hangar de maintenance, la tour de contrôle, les pompiers, le personnel de piste... et il faut ajouter en opérations militaires l'armement et les armuriers. Autant dire que l'environnement est explosif et doit être géré avec une grande prudence. Le trafic des avions est un véritable ballet, avec ses mouvements " lento " (transfert des avions de l'avant vers l'arrière du bateau ou vers le hangar sous le pont) et ses mouvements " allegreto " (catapultage, appontage, déplacement rapide des avions pour dégager le pont d'atterrissage, saisinage). Il y a des périodes de calme avec seulement le bruit de la mer, et des périodes de furie sonore lors des catapultages / appontages. Les marins sont équipés de casques anti-bruit et de ceintures anti-vibrations, mais l'ingénieur Snecma n'avait aucune protection et a été bien " secoué " ! En plus des Super Etendard 01 et 03, il y avait à bord plusieurs Crusader et Breguet Alizé, pour l'entraînement des pilotes et des marins.

Dans le bateau, au premier abord, tous les couloirs se ressemblent et il n'y a pas de vue sur l'extérieur pour se repérer, mais seulement des chiffres et des lettres dans les cursives pour savoir à quel pont on se trouve et si on se déplace vers l'avant ou l'arrière. Mais au bout d'une semaine, on a appris à voir les différences et on se repère mieux.

Pour un passionné d'aviation, cette semaine sur le P.A. Clémenceau a été une formidable expérience et reste un excellent souvenir.



Porte-avions R98 Clémenceau (1978) (© Marine nationale)

Le premier échec au "Bon de Vol"

Le moteur ATAR 8K50 était dérivé du 9K50, le réacteur du Mirage F1. Le moteur de base était donc connu et éprouvé, même s'il a reçu des améliorations (abradables de turbine et RM1 à nageoires), et il ne posera aucun problème. Mais la différence fondamentale du 8K50 était l'adoption d'une tuyère fixe, alors que tous les ATAR avaient une tuyère à section variable. Sur avancée manette, la tuyère s'ouvre pour abaisser la ligne de fonctionnement et donner de la marge par rapport à la butée maxi pour accélérer le générateur de gaz puis la tuyère se referme pour obtenir la poussée voulue.

Sur 8K50, les sections du distributeur de turbine et de la tuyère ont été calculées par le Bureau d'Etudes (BE) pour assurer la poussée voulue, sans dépasser la température T4 admissible et pour garder une marge suffisante entre ligne de fonctionnement et zone de pompage afin d'accélérer correctement dans tout le domaine de vol sans pompage.

Le BE pensait que l'optimisation serait assez facile et serait réalisée en quelques dizaines de vols. Mais il nous a fallu un grand total de 289 vols !

Un moteur militaire doit réussir l'examen du Bon de Vol attribué par la Direction générale de l'Armement (DGA) via le Centre d'Essais en Vol (CEV). Cet examen doit être réalisé sur deux versions extrêmes du moteur, en prenant en compte les dispersions de fabrication / réglage de la série, et même de densité carburant : le " décrochage " où tous les paramètres ont été réglés volontairement vers le risque de pompage compresseur, et le " blocage " réglé en sens inverse vers le risque de moteur mou. A noter que le 8K50 sera le dernier moteur pour lequel les dispersions seront ajoutées arithmétiquement, le M53 utilisera la somme quadratique.

En 1975, la Snecma a fait une campagne de 54 vols d'essais moteur sur le Super Etendard 01. Nous avons constaté sur le moteur " décrochage " une sensibilité au pompage (essentiellement momentané ou " coup de canon ") sur " agacerie " (réduction manette puis reprise juste avant le seuil d'ouverture de la vanne de décharge (VD)). C'est cette manœuvre pilote réalisée au régime générateur (NG) où la marge au pompage est la plus faible et en altitude qui nous a essentiellement occupés.

Pour éviter le pompage, on peut décaler le seuil de fermeture de la VD à un régime générateur (NG) plus élevé, mais la consommation en croisière VD ouverte est alors inacceptable pour les missions des Marins. On a proposé aussi d'adopter deux réglages du correcteur de densité carburant sur le régulateur, un pour les carburants " lourds " et un autre pour les carburants " légers ", mais les Marins ont refusé car le porte-avions dispose de plusieurs réservoirs (éventuellement avec des carburants différents).

Néanmoins, avec un ajustement des sections distributeur / tuyère (acceptable pour les performances) et un resserrement des tolérances de régulation, la Snecma a présenté le moteur au Bon de Vol au CEV.

Le CEV suivait nos vols de leurs locaux et observait les " paramètres de sensibilité " du moteur au décrochage. L'état d'esprit de l'époque était comme à l'école : la Snecma l'élève et le CEV l'examineur du Bon de Vol. (On peut noter qu'à partir du M53, le Bon de Vol sera réalisé en équipes intégrées). Le CEV a alors appliqué un profil de vol plus contraignant que le nôtre, d'abord en altitude pour refroidir le carburant (densité plus élevée) puis un passage à basse altitude pour chauffer huile et moteur, puis une remontée rapide en altitude avec une agacerie... et boum pompage ! L'avion est revenu immédiatement à la Snecma dans une consternation générale !



Salle d'écoute Istres (1975) (© AEVS)

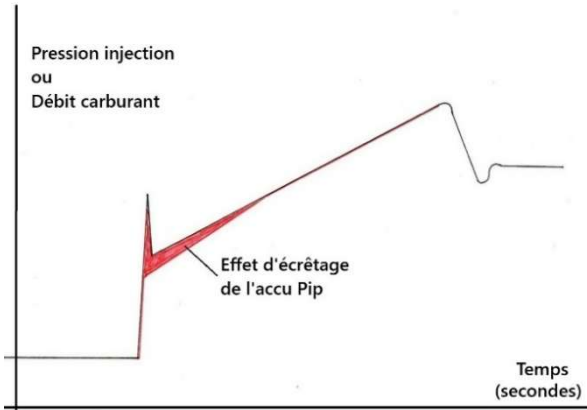
Un petit aparté : lors d'une réunion avec les Services Officiels et la Marine, j'expose en toute transparence nos problèmes et nos solutions. Un " ancien de la Royale " ayant vécu les vicissitudes de l'ATAR 8C sur Etendard me dit : " de toutes façons, la Snecma, on ne vous croît plus ! ".

Le second échec au "Bon de Vol"

Donc, le Programme (Mr POMMEROLLE) (1), le BE, la Régulation (un jeune ingénieur sympathique et efficace dont je ne me souviens plus du nom) et les EV, nous reprenons " nos billes ", brassons les problèmes et les solutions.

La régulation de l'ATAR, définie il y a bien longtemps, était sensible à la température de l'huile, son fluide de fonctionnement ; la butée avait tendance à monter légèrement quand l'huile était chaude. Le changement de matériau d'une tige de commande allait résoudre ce problème.

La soupape régulatrice traînait un peu et sur agacerie, elle tardait à s'ouvrir ce qui entraînait une pointe de pression d'injection, donc de débit carburant (supérieure à la butée maxi théorique). La solution trouvée a été un accumulateur hydraulique sur la ligne d'injection (Pip) qui se remplissait sur la pointe de pression et venait écrêter cette pointe, et même un peu le début d'accélération (voir figure). On a testé un petit accu, puis adopté un plus grand.



Effet de l'accu Pip (Pression Injection Principale)

un entrainement ACONTUCOU (Atterrissage en Configuration Turbine Coupée) et ATAR 2 préférant faire un peu de voltige. Entre temps, je suis passé Ingénieur d'Essais (non navigant bien sûr) sur la base de l'expérience accumulée en salle d'écoute aux côtés de Jacques MERCIER.

Après une centaine de vols Snecma en 1976, le Bon de Vol fut une nouvelle fois proposé au CEV, et cette fois il se présentait bien. Le moteur " décrochage " se comportait alors sainement. Pour le moteur " blocage ", les temps d'accélération étaient dégradés par l'accu mais ils restaient raisonnables (3), et la pilotabilité était jugée correcte par les pilotes.

Effectivement, les essais au CEV se passaient bien jusqu'au jour où, comme le rapporte Georges POMMEROLLE, un pilote de la Marine est rentré furieux d'un vol d'évaluation : " si j'avais été sur le porte-avions, je serais tombé à la mer avec cet avion " !

Pour se guider sur la trajectoire à l'appontage, les pilotes de l'aéronavale s'aident souvent du moteur en donnant en permanence des coups de manette des gaz. La bonne réponse du moteur ATAR 8C de l'Etendard IV aidait bien cette manœuvre délicate. Le moteur 8K50 réglé en " blocage " était alors beaucoup trop mou !

Le bon "Bon de Vol" !

Il s'en est suivi de nombreuses réflexions pour résoudre le problème et de nombreux vols spécifiques pour démontrer le résultat. En particulier, notre pilote ATAR 2 s'est formé à l'ASSP (Appontage Simulé sur Piste) à Hyères.

En fin de compte, le problème a été résolu de façon simple (sinon élégante) par un électrovanne isolant l'accumulateur Pip en-dessous d'une certaine altitude, un porte-avions ayant vocation à naviguer au niveau de la mer. Au-dessus du seuil, le moteur était protégé au pompage par l'accu, en dessous, le moteur retrouvait une excellente pilotabilité (pointe de carburant non écrêtée sur l'avancée manette).

Lors d'un de ces vols, on avait convenu avec ATAR 1 dans l'Ordre d'Essai de réaliser des coups de manette sur la trajectoire de descente vers la piste. René FARCY n'a pas fait ce qui était prévu, mais une fois l'avion posé le nez haut, il a donné des coups de manette juste au-dessus du ralenti. Et là, grand jet de carburant pulvérisé derrière l'avion... moteur éteint ! Sans le chercher, il avait mis le doigt sur un risque d'extinction sur réduction brutale au ralenti. Ce phénomène aurait pu causer un accident dans la Marine ! Un pilote d'essais,



en plus d'avoir des talents de pilotage, doit aussi avoir de la chance. René FARSY avait de la chance pour se sortir de situations dangereuses et pour trouver les " défauts " du moteur.

René était aussi un homme extrêmement gentil. Les contrôleurs du CEV finissaient tôt leur travail le soir, au moment où le Super Etendard était prêt à voler. C'est René qui négociait alors le créneau de vol avec le CEV... et promettait d'être posé avant une certaine heure. Un jour que nous finissions le vol un peu en retard, René a précipité l'atterrissage pour pas retarder le contrôleur du CEV... et a dépassé la vitesse limite train sorti ! L'avion a été contrôlé chez Dassault et était bien sûr intègre.

L'extinction sur réduction rapide au ralenti était due à l'ouverture intempestive du clapet d'arrêt (purge de la rampe d'injection) et la solution simple a été de détarer le ressort du clapet. Après 68 vols Snecma en 1977 et l'application des deux modifications simples, le " Bon de Vol " a été (enfin) réussi !



Super Etendard 01 (© Dassault Aviation)



Super Etendard 01 (© Dassault Aviation)

Conclusion

Le " Bon de Vol " du moteur ATAR 8K50 du Super Etendard a été laborieux, ayant nécessité un total de 222 vols Snecma. Néanmoins, d'après les souvenirs du Chef de Programme Georges POMMEROLLE, nous sommes restés dans l'enveloppe budgétaire du contrat au forfait. L'adoption d'une tuyère fixe sur cette dernière version de moteur ATAR n'était pas une modification mineure et nous avons aussi subi beaucoup de contraintes d'organisation avec le CEV.

Néanmoins, pour ce que j'en sais, l'ATAR 8K50 a été un BON moteur, qui n'a pas posé de problème particulier à la Marine pendant toute la vie opérationnelle du Super Etendard. Et pour ma part, il m'a permis d'acquérir une grande expérience dans une ambiance agréable aux Essais en Vol à Istres.

Nota : ce texte rapporte des souvenirs, et ne constitue pas un vrai historique sur le sujet, la mémoire pouvant toujours avoir des failles.

Notes de fin :

- (1) Revue " Prendre l'Air " HS n°11 de février 2026
- (2) Radada : vol rasant, a remplacé rase-mottes
- (3) Le critère était une accélération de 20 secondes entre ralenti et plein gaz à 3500 ft / 200 kt.

Une semaine sur le porte-avions Clémenceau en juillet 1975
(Photos extraites d'un film réalisé à cette occasion)



Les atterrisseurs de l'avion d'assaut embarqué Super-Etendard



Conçu au début des années 1970 par Messier pour répondre aux exigences d'un avion d'attaque embarqué sur porte-avions, le train d'atterrissage tricycle du Super-Etendard dérive de celui de l'Etendard IV M/P. Produit à 91 exemplaires entre 1978 et 1983, le monoplace de chasse est retiré du service opérationnel par l'Aéronautique navale française en juillet 2016 et, en 2023, par la Marine militaire argentine (Armada).

C'est un train de voilure, escamotable, constitué de deux atterrisseurs principaux et d'un atterrisseur auxiliaire avant. Ce dernier est articulé sur le fuselage et s'escamote vers l'arrière. Identiques à ceux de l'Etendard IV M/P, les atterrisseurs principaux sont capables d'encaisser des vitesses d'impact vertical de l'ordre de 6 m/s. Ils sont fixés sur la voilure et se relèvent latéralement vers l'axe de symétrie de l'avion. Ces deux atterrisseurs sont rétractés mécaniquement lors du relevage.

La manœuvre des atterrisseurs et le système de freinage sont hydrauliques.

Ces atterrisseurs comportent tous des pneumatiques basse pression sans chambre (Tubeless) avec bande de roulement lisse et rainurée (1) et utilisent dans de larges proportions, des pièces en alliage léger. Les roues sont en alliage de magnésium à l'argent MSR.

Atterrisseur auxiliaire avant

La jambe est du type à levier et à amortisseur indépendant. L'amortisseur oléopneumatique possède une chambre indépendante de surgonflage qui permet par la détente de l'amortisseur de cabrer l'avion lors du catapultage. Le rappel dans l'axe de la roue s'effectue mécaniquement en fin de détente de l'amortisseur.

La roue est équipée d'un pneu 490 x 155-9. La roue avant non dirigeable comporte un dispositif anti-shimmy du type à crémaillère avec rappel dans l'axe, hydraulique pour faciliter la manœuvre de recul de l'avion lors de l'utilisation des brins d'arrêts. Elle est orientable sur +/- 45°, à droite et à gauche par rapport à l'axe de l'avion, par une commande hydraulique asservie en position. Le dispositif anti-shimmy permet, par un freinage hydraulique, de diminuer l'amplitude et la fréquence des mouvements oscillatoires dans l'axe de roulage.

Le contreventement est du type contrefiche briseuse avec verrouillage mécanique. Le verrouillage s'effectue hydrauliquement.

Les manœuvres de relevage et de descente de l'atterrisseur sont assurées par un vérin hydraulique à double effet.

Atterrisseur principal

Cet atterrisseur est du type à coulissement direct et à amortisseur oléopneumatique incorporé.

La jambe comporte un système mécanique de rétraction qui comprime l'amortisseur lors de la rentrée des atterrisseurs, permettant ainsi un encombrement réduit dans le fuselage (gain 13,9 cm).

Un vérin contrefiche assure les manœuvres de l'atterrisseur et son verrouillage en configuration train bas (verrouillage interne à griffes).

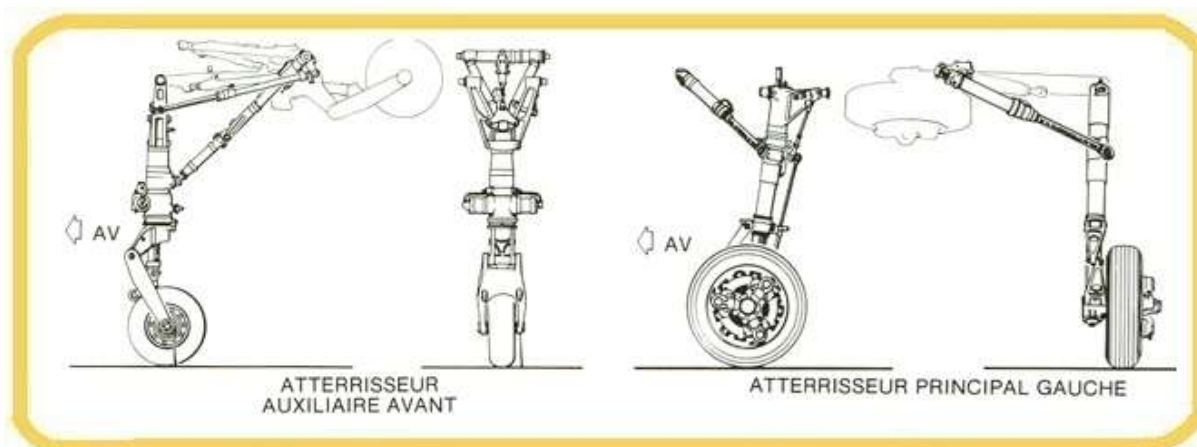
Comme pour l'atterrisseur avant, le boîtier d'accrochage est à verrouillage mécanique et à déverrouillage hydraulique.

Chaque train comporte une roue à pneu 30 x 7.7-16 le freinage s'effectuant sur chaque roue par un frein monodisque en cuivre très épais (42 mm) chromé à quatre pistons.



Super Etendard 01 à l'appontage. Les trains principaux encaissent des vitesses d'impact vertical de 6 m/s. Le train avant permet de cabrer l'avion à 10° pour les opérations de catapultages.

Un système antidérapant, appelé " Maxaret ", fonctionne sur chaque roue principale. Il garantit un fonctionnement sûr même dans des conditions d'urgences extrêmes telles que la panne de génération hydraulique. Les conditions de freinage à l'appontage du porte-avions sont particulières, avec un pont toujours mouillé et graisseux.



Atterrisseurs Super Etendard

Caractéristiques principales

Angle d'orientation de la roue avant : $\pm 45^\circ$

Voie (distance entre les roues des atterrisseurs principaux gauche et droit, train sorti) : 3,504 m

Longueur de l'atterrisseur avant (2) : 1,30 m

Longueur de l'atterrisseur principal (2) : 1,188 m

Course amortisseur avant : 445.5 mm

Course amortisseurs principaux : 390 mm

Empattement du train : 4,90 m

Masse totale des trois atterrisseurs nus : 2,01 % de la masse maximale de décollage de l'avion.

Rayon de braquage :

R1 - 8.20 m, roue bloquée anti-shimmy débranché ;

R2 - 9.60 m, anti-shimmy branché

Taux de descente au toucher : 5.7 m/s en situation normale

Pneumatiques sans chambre :

- auxiliaire : 490 x 155-9 gonflés à 3.10 bar,

- principaux : 30 x 7.7-16 gonflés à 3.80 bar.

Gonflage des pneumatiques (avion sur roues - vide ou plein de combustible)

Utilisation	Avant	Principal
Terrestre	7,8 bar	13 bar
Porte-avions	16 bar	26 bar
Appontage Simulé Sur Piste ASSP	16 bar	20,8 bar

Afin d'éviter les phénomènes d'écrasement lors de l'appontage, les pneumatiques sont gonflés à des pressions plus élevées qu'à terre (26 bar pour le train principal et de 16 bar pour le train avant, contre respectivement 13 bar et 7 bar).

Les pressions mer sont également appliquées pour les appontages simulés sur piste (ASSP). Mais les surfaces en contact étant plus faibles quand les pneus sont très gonflés, elles donnent à l'avion un comportement différent au sol, surtout quand celui-ci est mouillé.

Entre 1978 et son retrait du service en juillet 2016, soit en 38 ans, la flotte française de Super-Etendard a totalisé plus de 306 604 heures de vol. Vingt-neuf chasseurs embarqués ont dépassé les 5 000 heures, treize les 6 000 heures de vol, le plus ancien (le n° 10) ayant cumulé 6 505 heures, et la plupart ont dépassé le millier d'appontages ; la durée de vie d'un avion étant de 6 750 heures (4 000 heures initialement).

Notes de fin

- (1) Les pneumatiques des avions de série sont fournis par Michelin (à carcasse radiale) ou Dunlop (à carcasse croisée).
- (2) Longueur de l'atterrisseur (avant et principal) en configuration amortisseur comprimé.

Sources : Documentation Messier

Ouvrages consultés : Aviation Magazine International, Air & Cosmos.

Remerciements : Dominique Prot, Espace Patrimoine Safran, Jean-Philippe Joyeux

Les atterrisseurs de l'avion-cargo militaire franco-allemand C-160 Transall



Etudié vers la fin des années cinquante par Messier pour l'avion de transport tactique franco-allemand C-160 Transall, le train d'atterrissage tricycle offre une voie de 5,10 m pour un empattement de 10,60 m. Produit à 214 exemplaires entre 1963 et 1985 par un consortium franco-allemand, il est retiré du service opérationnel fin 2021 par la Luftwaffe et en mai 2022 par l'Armée de l'air française. Aujourd'hui le Transall reste en service en Australie.

Le train d'atterrissage du C-160 a été conçu pour répondre aux exigences d'un avion-cargo militaire à atterrissage court sur tous types de terrains, sommairement ou pas du tout aménagés (sable, gravier, herbe, latérite, etc.) sous toutes les latitudes.



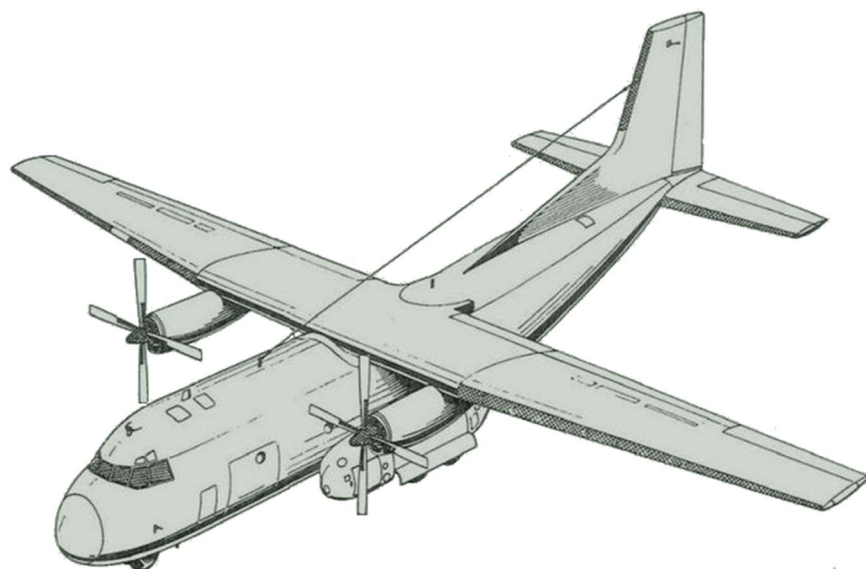
C'est un train de fuselage, escamotable, constitué de deux atterrisseurs principaux indépendants et identiques et d'un atterrisseur auxiliaire avant. Ces atterrisseurs comportent tous des jambes à balancier et pneus basse pression sans chambre avec bande de roulement lisse et rainurée (1) et utilisent dans de larges proportions, des pièces en alliage léger.

Atterrisseur auxiliaire avant

L'atterrisseur auxiliaire avant se logeant entièrement dans le fuselage après un relevage vers l'avant, comporte un balancier équipé d'un diabolito à pneus 12,50 x 16-10 PR, sans chambre. Ce diabolito est, d'une part, orientable sur +/- 55°, à droite et à gauche par rapport à l'axe de l'avion, par une commande hydraulique asservie en position et, d'autre part, soumis au dispositif anti-shimmy. Ce dernier permet, par un freinage hydraulique, de diminuer l'amplitude et la fréquence des mouvements oscillatoires dans l'axe de roulage.

Atterrisseur principal

Chaque atterrisseur principal se compose de deux jambes à balancier disposées en tandem et inclinées de façon à réduire au maximum le maître couple des carénages appelés "sponsons". Les deux jambes se logent dans un volume d'environ 6,30 m de long, 1,3 m de hauteur et 1,3 m de large. Cet ensemble est fixé à la cellule par un système d'attaches simple et léger ménageant de larges accès à l'intérieur des carènes. Chaque balancier comporte deux roues interchangeables à pneu 15-00 x 16 sans chambre et montées en diabolito, le freinage s'effectuant sur chaque roue par un frein monodisque en cuivre à quatre pistons.



Atterrisseur auxiliaire avant



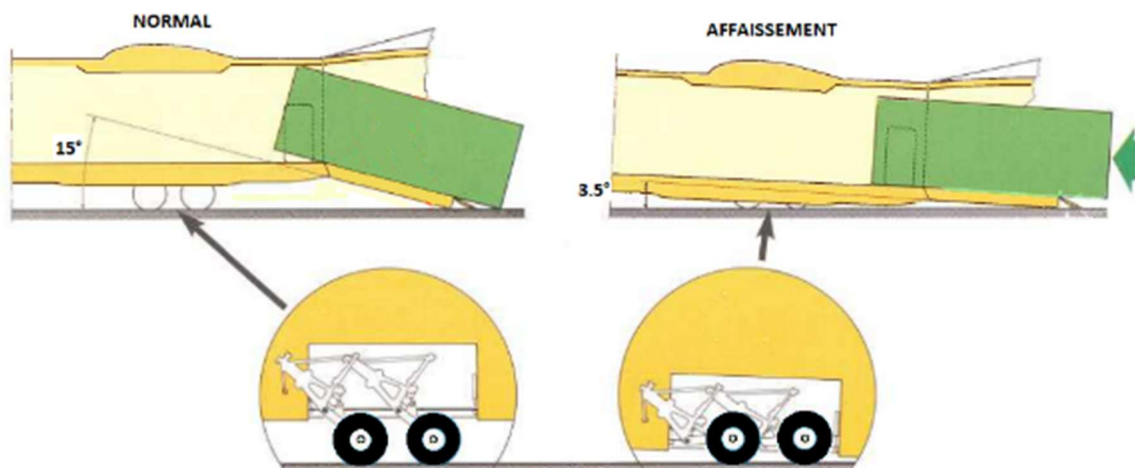
Atterrisseur principal avec pneumatiques à grande surface de contact

Comme le C-160 Transall opère depuis des terrains sommaires (sable, gravier, herbe), l'avion a des capacités de décollage et d'atterrissage courts (1 000 m de long sur 30 m de large).

Sur la nouvelle série (NG) construite entre 1981 et 1985, le caisson et le balancier des atterrisseurs sont en alliage d'aluminium à haute résistance.

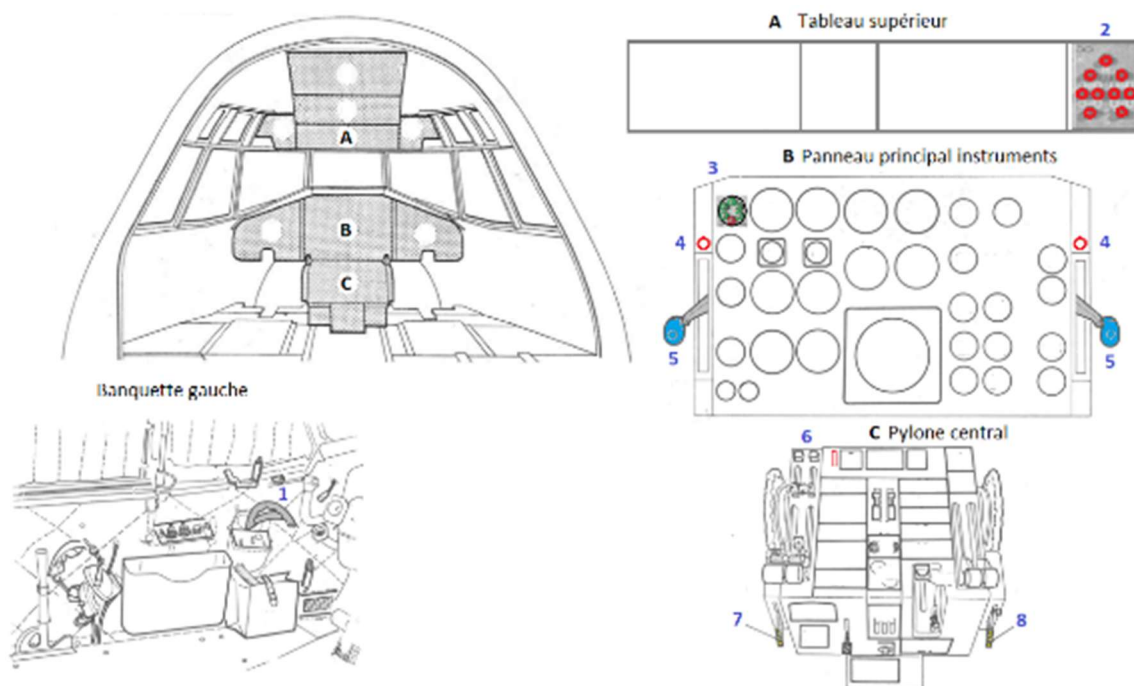
Afin d'assurer un impact simultané de ses deux diabolos lors d'un atterrissage en cabré, le balancier arrière présente une course inférieure à celle du balancier avant. Le relevage est assuré par un vérin à double tige coulissante, incorporé à la jambe et manœuvrant le balancier par l'intermédiaire de l'amortisseur.

De type oléopneumatiques, les quatre amortisseurs (2) comportent un dispositif interne qui, en liaison avec le circuit hydraulique permet le changement d'assiette de l'avion lors du chargement. Pour faciliter les opérations de chargement et de déchargement au sol, par la rampe, de matériels lourds et encombrants, le train d'atterrissage principal peut être " agenouillé ". Connu sous le terme de baraquage, c'est un système de décompression assurant un changement d'assiette et de hauteur du plancher de soute. Après l'opération les amortisseurs sont regonflés par le circuit hydraulique. L'assiette de l'avion passe de 15° à 3,5°.



Baraquage. Toutes les jambes des trains principaux, sont équipés d'un système d'affaissement partiel qui permet d'abaisser la hauteur de la soute en diminuant la hauteur de la partie arrière du fuselage d'environ 40 cm. Durant cette manœuvre, le train auxiliaire avant reste en position.

Un système antidérapant, appelé " Ministop ", fonctionne sur chaque roue principale. Il garantit un fonctionnement sûr même dans des conditions d'urgences extrêmes telles que la panne de génération hydraulique.



Localisation des commandes et contrôles

Volant de manœuvre du train avant
Indicateur de manœuvre train
Tableau de configuration des atterrisseurs
Voyant rouge train non sorti (TNS)

Levier de commande du train d'atterrissage
Interrupteur de commande Ministop
Poignée de commande frein d'urgence
Poignée de commande frein de parc

Commandes et contrôles

Le levier de commande du train d'atterrissage possède quatre positions :

- UP (rétracté) : séquence normale de rétraction du train (temps de rentrée 13 secondes).
- DOWN : séquence normale de l'extension du train (temps de sortie 13 secondes).
- EMERG (urgence) : déverrouille les trappes des trains d'atterrissage (temps de sortie secours 22 secondes).
- ARRÊT MÉCANIQUE : séquence d'urgence de l'extension de vitesse à l'aide du circuit hydraulique rouge.

Le circuit hydraulique vert doit être disponible pour que les séquences normales fonctionnent correctement. Les deux autres positions du levier de commande ne sont utilisées qu'en cas d'urgence.

Un ensemble de cinq voyants lumineux verts indique que le train d'atterrissage est en position rentrée (train avant et essieu du train principal). Le voyant rouge indique que le train d'atterrissage et les trappes sont en manœuvre et non verrouillés.

Un voyant rouge TNS s'allume si le train d'atterrissage n'est pas en position sorti et verrouillé alors que la vitesse est inférieure à 115 nœuds (213 km/h) et que la position de la manette des gaz est sur ralenti.

Sur la console supérieure, un jeu de voyants rouge indique plus précisément quelle partie du train d'atterrissage ou quelle trappe est en cours de manœuvre.

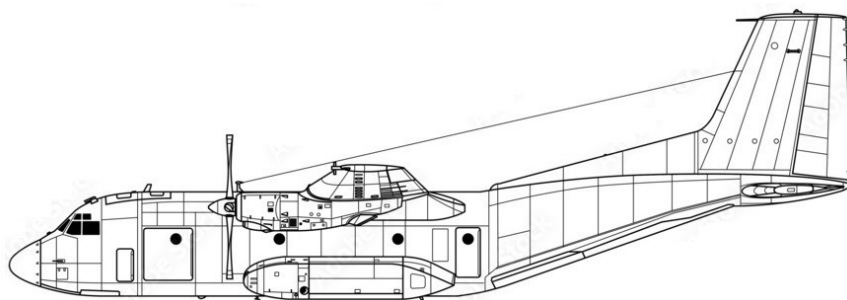
Dirigeabilité. Un volant de commande, situé sur le côté gauche du pilote, permet de manœuvrer le diabolos avant.

Freinage. Les freins de roue sont actionnés hydrauliquement par le circuit hydraulique vert et le circuit d'urgence (pompe à main) lorsque la puissance hydraulique principale n'est pas disponible.

Le freinage des roues est commandé par les palonniers de la place pilote ou de la place copilote.

Deux leviers situés sur la console centrale servent de frein d'urgence, l'une d'elles ayant un système de verrouillage pour le frein de stationnement.

Le système antidérapant, ou " Ministop ", est activé à partir de la console centrale. Du type " tout ou rien ", il est constitué d'un accéléromètre entraîné en rotation par la roue et commandant un contact électrique, lequel commande à son tour un électro-distributeur relâchant ou coupant la pression hydraulique de freinage, dès que la décélération dépasse une valeur définie. Monté sur chaque frein, il permet un freinage maximum sans patinage ni blocage. Au fonctionnement automatique, il réduit les distances de freinage en fonction de la vitesse de rotation des roues et de l'adhérence au sol, ceci afin d'en éviter le blocage.



Au niveau des hélices sont installées des plaques de renfort en mousse sur le revêtement extérieur pour protéger le fuselage des projections de glace ou de cailloux. Ces plaques participent également à l'insonorisation de l'avion.

Le bimoteur a opéré sur tous types de terrains : terre (latérite), herbe, gravier, sable, plaques PSP (Pierced Steel Planking).

Caractéristiques principales

Angle d'orientation des roues avant : $\pm 55^\circ$

Voie (distance entre les roues des atterrisseurs principaux gauche et droit, train sorti) : 5,10 m

Longueur de l'atterrisseur avant : 1,35 m

Longueur de l'atterrisseur principal : environ 1,87 m

Course amortisseur avant : 155 mm

Course amortisseurs principaux : 190 mm (Av) / 148 mm (Ar)

Voie de train : 11,65 m (rayon de virage 28,60 m)

Empattement du train : 10,60 m

Masse totale des trois atterrisseurs nus : 2,5 % de la masse maximale de décollage de l'avion.

Prendre l'air N°16 - Juin 2026

Taux de descente au toucher :

Piste type A * : 2.8 m/s en situation normale

Piste type B * : 3.6 m/s en situation normale

Pneumatiques sans chambre :

- auxiliaires (963 x 314) : 12,50 x 16-10 PR

gonflés à 3.10 bar ; masse : 31.29 kg

- principaux (1 057 x 377) : 15-00 x 16

gonflés à 3.80 bar ; masse : 39.46 kg

Masse totale des trois atterrisseurs avec roues, pneus et freins par rapport à la masse maximale au décollage : 4,1 % de la masse maximale de décollage de l'avion.

Roues et freins

Masse

Roue avant 13 300 kg

Roue principale 19 000 kg

Frein 30 400 kg

Energie absorbée

Normal 4 500 KJ

Détresse 8 500 KJ

Couple de freinage

Normal 645 m.daN

Détresse 775 m.daN

Pression de freinage

Normal 70 bar +8 / +0

Détresse 120 bar +10 / +0

Les roues sont en alliage de magnésium à l'argent MSR.

Masse maximale à l'atterrissage

Logistique

Tactique

Masse maximale à l'atterrissage

47 000 kg

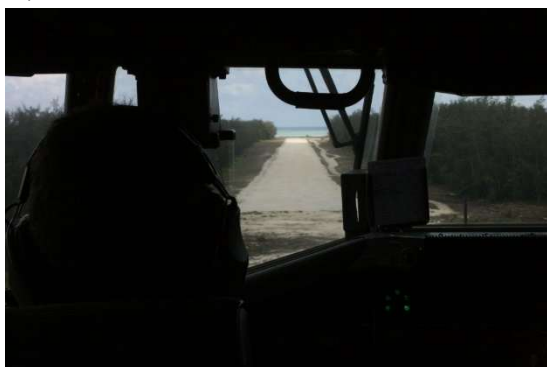
Terrain A * : 44 200 kg

Terrain B * : 42 000 kg

*Terrain A : Piste en dur, béton ou bitume résistante approximativement à 23 tonnes par boggie.

*Terrain B : Piste sommairement aménagée en terre battue, cailloux La plupart des " terrains sommaires " sont testés par des équipes dotées de pénétromètres afin de vérifier la résistance.

En opérations extérieures, le Transall se contente d'une grande variété de sols, meubles ou durs, sablonneux ou rocailloux et a démontré sa capacité à beaucoup encaisser comme un trou d'un mètre de largeur sur 30 cm de profondeur à la vitesse de 50 nœuds (80 km/h). La sécurité au cours de la décélération est assurée par l'inversion de pas des hélices et le système de freinage antidérapant monté sur chacune des huit roues du train principal.



C-160 en courte finale sur le terrain de Juan de Nova (1 300 m) - Iles Eparses Océan Indien (Collection X Capy)



Terrain sablonneux (Collection X Capy)

Entre 1967, date de sa mise en service, et mai 2022, la flotte française de C-160 Transall a totalisé plus de 1 454 000 heures de vol et 1 245 000 atterrissages. Prévus initialement pour 10 000 heures d'utilisation, les bimoteurs ont été constamment rénovés et modernisés pour prolonger leur durée de vie. Ainsi, les appareils purent voler pendant 15 000 heures, puis 20 000 heures, ensuite 22 500 heures et enfin 25 000 heures soit 15 000 heures de plus que prévu initialement.

A ce jour, une dizaine d'appareils sont encore en exploitation, en Australie comme bombardier d'eau. Plus de 20 appareils français ont franchi le cap des 20 000 heures de vol ; celui ayant accumulé le plus grand nombre d'heures de vol étant le s/n F-157, livré en 1972 et retiré du service en 2013 avec 22 740 heures de vol.

Notes de fin

- (1) Excepté sur les prototypes : fabriqués par Kléber-Colombes la bande de roulement des pneumatiques est sculptée de petites alvéoles circulaires. Les pneumatiques des avions de série sont fournis par Goodyear.
- (2) Les trains sont interchangeables entre les C-160 Transall Ancienne Génération (AG) et Nouvelle Génération (NG), seuls les C-160 H " Astarté " ont des amortisseurs renforcés. Les jambes étant identiques.

Sources : Documentation Messier

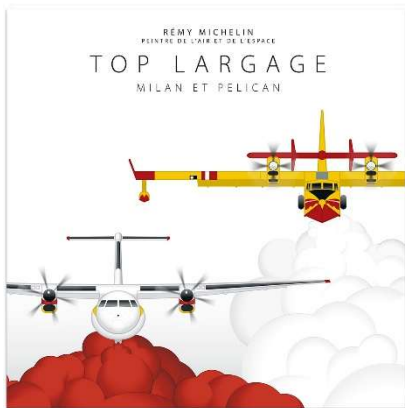
Ouvrages consultés : Aviation Magazine International

Remerciements : Régis Ligonnet, Xavier Capy

Notes de lecture

Top largage

de Rémi Michelin



Deux anniversaires...

En 2025, les moyens aériens de la Sécurité Civile ont fêté les vingt ans de l'avion Dash-8 et les trente ans du Canadair CL-415. Contacté depuis plusieurs mois par le président de l'Amicale des pompiers du ciel, Antoine Hauser, pilote de Canadair, a accepté de relever le défi en éditant un ouvrage anniversaire en deux versions, luxe et standard. Au mois de janvier, en compagnie des différents acteurs, ils se sont réunis à Nîmes afin de définir les attentes photographiques de l'auteur. Finalement, les portes de cette légendaire institution lui ont été grandes ouvertes tant au sol qu'en vol.

180 pages d'action

Essais en vol

par Daniel Pierre. Cahier n° 47 de l'ARDHAN

Le cahier

Le texte de ce cahier a été rédigé par Daniel Pierre pour sa famille. Il retrace la totalité de sa longue et très variée carrière aéronautique avec des passages particulièrement importants sur son activité de pilote d'essai tant au CEV qu'au profit des programmes d'avions de ligne de la famille Airbus.

Les essais en vol n'ont pas été le seul domaine d'activité de ce brillant pilote et le lecteur découvrira que Daniel Pierre a participé à une course transatlantique en solitaire sur un voilier de sa conception, rédigé des comptes rendus d'essais pour des revues aéronautiques, participé à haut niveau à des compétitions de voltige aérienne et, même, effectué des vols de plastron au profit des bâtiments de la Marine.

Daniel Pierre ayant effectué le premier catapultage du Jaguar M05, ses mémoires sont prolongées par plusieurs annexes traitant de ce chasseur navalisé qui aurait pu remplacer les Étendard IV M et IV P dans les années 80.

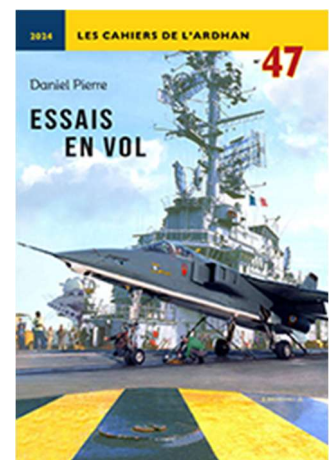
L'auteur

Né en 1935, Daniel PIERRE entre dans la Marine en octobre 1953 au CFM d'Hourtin. Il suit les cours du Cours préparatoire à l'Aéronautique navale à Saint-Mandrier et l'apprentissage du pilotage : la 51S puis la 52S et enfin le cours de chasse de la 57S où il est breveté en 1955. Il effectue sa qualification à l'appontage en août 1956 sur Grumman Hellcat à bord de l'Arromanches. Destiné aux flottilles de Vought Corsair, d'abord la 15F puis la 17F, avec lesquelles il participe aux opérations en Algérie.

Le maître Daniel Pierre intègre l'École navale en octobre 1962. La campagne sur la Jeanne d'Arc se déroule d'octobre 1964 à juillet 1965. À l'issue, il se transforme sur Étendard à la 11F et rejoint la 16F. Désigné pour l'École du personnel navigant d'essai et de réception, il pratique les essais en vol au CEV d'Istres jusqu'en juillet 1971. C'est ainsi qu'en 1970, il est un des pilotes du Jaguar Marine M05. Dans cette période très prolifique du développement aéronautique, il a l'opportunité d'évaluer de nombreux prototypes comme le Mirage G à géométrie variable ou le Corsair II aux USA.

Quittant la Marine, Daniel Pierre entame alors une longue carrière à Air Inter. Son expérience de pilote d'essai est mise à profit par Airbus pour la mise au point et la certification de pratiquement tous les avions de la famille 320, 330, 340 entre 1993 et 1995. Jusqu'en 2021, il ne cessera de voler sur de nombreux types d'avions pour le plaisir. Daniel Pierre, décédé le 21 juillet 2024, finit ses mémoires en disant :

" A 84 ans j'ai fait mon dernier atterrissage avec plus de 21 700 heures de vol, sur environ 210 familles de " choses volantes " . "



Le musée de l'Aéronautique navale de Rochefort (1988 - 2024) et l'ANAMAN

par Christian Cabanel. Cahier n° 46 de l'ARDHAN

Le Cahier



Ce cahier décrit les débuts, en 1988, puis l'évolution, du musée de l'Aéronautique navale de Rochefort jusqu'à nos jours en 2024.

Ce musée est le seul en France qui soit entièrement consacré à l'Aéronautique navale. Il ne cesse de s'enrichir au gré du retrait du service des appareils.

La décision de créer un musée fut prise en avril 1986 par le vice-amiral d'escadre Soulet, alors Chef de la Division Aéronautique Navale de l'état-major de la Marine.

A sa création furent mis à l'abri dans le hangar Astra, les appareils déjà présents à Rochefort-Soubise, qui servaient de matériel d'instruction pour le personnel en formation au Centre-école de l'Aéronautique navale (CEAN). Il a donc fallu les restaurer. Il était temps de préserver le patrimoine et trop tard pour rassembler les appareils de la période de la guerre d'Indochine et d'avant, tous ferrailés en leur temps. Le musée fut inauguré en septembre 1988.

La collection d'aéronefs appartient au ministère de la Défense et comprend une quarantaine d'appareils dont certains en plusieurs exemplaires. Le plus ancien est un Dewoitine 520 de 1942, confié par le musée de l'Air et de l'Espace. Le hangar Astra fut détruit en décembre 1999 par une tempête et depuis 2002, la collection est en grande partie abritée dans les hangars Dodin et Saint-Trojan.

L'association de bénévoles ANAMTAN devenue en 2002 ANAMAN, lors de la dissolution de la base aéronavale, se constitue en 1990 pour restaurer et maintenir la collection qui comprend aussi des moteurs, des équipements, de la documentation technique et de très nombreuses maquettes.

L'auteur

Christian Cabanel s'engage dans la Marine le 3 août 1961 à tout juste dix-sept ans afin d'entamer une carrière de pilote. Il vole sur North American T-6, Fouga Magister, Lockheed T-33 et enfin sur Mystère IV. Il reçoit ses ailes le 19 février 1964 à l'école de chasse de Tours. Une inaptitude médicale le contraint à s'orienter vers les multimoteurs. Christian Cabanel rejoint la flottille 22F à Nîmes-Garons. C'est donc à bord des Lockheed P2V-6 Neptune qu'il participe à la sûreté des côtes méditerranéennes. Par ailleurs, il effectue deux séjours de plusieurs mois au centre d'expérimentation du Pacifique durant les campagnes de tirs nucléaires de 1966 et 1967.

De retour en métropole, Christian Cabanel suit à Aulnat le cours de formation des moniteurs. Par la suite, il est affecté alternativement à la Section Marine de Cognac et au Centre-école de l'Aéronautique navale de Rochefort.

En 1983, le major Cabanel réussit le concours d'officier avant de rejoindre la base aérienne de Cognac en tant que commandant d'escadrille, puis commandant en second d'un escadron et enfin chef de la section de standardisation.

Il quitte la Marine en 1998 mais poursuit sa carrière de réserviste durant cinq années au poste d'adjoint du Commandant de la Marine à Bordeaux.

Toujours aussi passionné par l'aviation, le capitaine de frégate Christian Cabanel rejoint le Musée de l'Aéronautique navale de Rochefort dont, pendant une dizaine d'années, il en a été le vice-président.

Il totalise 16 050 heures de vol dont 10 500 heures militaires.