

# PRENDRE L'AIR

*Histoire de la famille du moteur CFM56*



Boeing 737-900 ER (© Boeing)



CFM56-3 (© Safran Aircraft Engines).

" Sobre comme un chameau et fiable comme un coucou suisse ".



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

Hors-Série N°7

Mars 2025

## Contact

Rond-Point René Ravaud 77550 Réau  
Tél : 01 60 59 72 58 Mail : [aams@museesafran.com](mailto:aams@museesafran.com)

## Sommaire

<i>Editorial</i> Jacques Daniel	3
<i>Le mot du Président</i> Jean Claude Dufloux	4
<i>Préface</i> Jacques Daniel	5
<i>Le projet du moteur SNECMA M56</i> Jacques Daniel	7
<i>Coopération SNECMA - General Electric</i> Jacques Daniel	9
<i>General Electric Aerospace</i> Albert Grenier	11
<i>La certification du moteur</i> Albert Grenier / Jacques Daniel	23
<i>La définition du moteur</i> Jacques Daniel	29
<i>Maintenance</i> Albert Grenier / Jacques Daniel	38
<i>Les essais en vol</i> Jacques Daniel	48
<i>Création de l'établissement de Melun-Montereau</i> Gérard Laviec	56
<i>La mise en place de l'organisation commerciale CFMI</i> Gérard Laviec	63
<i>Les débuts laborieux des Boeing 737-100 &amp; 737-300. Baby Boeing deviendra grand ou le vilain caneton qui deviendra un cygne magnifique</i> Albert Grenier	70
<i>Un bref aperçu technique de la Saga CFM</i> Jacques Renvier	80
<i>L'avion de 150 passagers européen</i> Jacques Renvier	91
<i>Le CFM56-2</i> Jacques Daniel	106
<i>Le CFM56-3</i> Jacques Daniel	112
<i>Le CFM56-5</i> Jacques Daniel	117
<i>Le CFM56-7</i> Jacques Daniel	126
<i>Le projet CFM56-9</i> Jacques Daniel	132

<i>Les projets d'évolution du CFM56</i>	133
Jacques Daniel	
<i>Montage et essais des moteurs de série</i>	137
Jacques Daniel	
<i>Témoignage : Mes 25 années avec le CFM56</i>	141
Pierre Mouton	
<i>Le CFM une histoire de relations humaines et d'innovations</i>	157
Jacques Renvier	
<i>Conclusion</i>	161
Jacques Daniel	
<i>Etapes clefs</i>	163
Jacques Daniel	
<i>Annexe : biographie des quatre contributeurs</i>	167

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

## Editorial



A l'occasion du cinquantième de la première rotation au banc du moteur franco-américain CFM56, en juin 1974, à Evendale (Ohio), ce numéro Hors-Série de " Prendre l'air " retrace la genèse et l'histoire du développement de celui qui constitue le best-seller mondial des turboréacteurs civils dans la gamme de poussée s'étageant entre 82 et 151 kN.

Issue d'une coopération entre les motoristes français, Safran Aircraft Engines - alors Snecma -, et américain, GE Aerospace - alors General Electric -, sur des bases égalitaires (50 / 50), cette turbosoufflante s'est imposée depuis le début des années 1980 sur la plupart des avions commerciaux court-courriers, moyen-courriers et long-courriers. Le moteur n'a pas été conçu pour remotoriser des Douglas DC-8 et Boeing 707 mais en vue des besoins des aviateurs de la décennie 1980 pour une génération d'appareils bimoteurs monocouloirs d'une capacité de 150 sièges ou de capacité inférieure comme le Fokker F-29 mais aussi pour des quadriréacteurs.

Pour le motoriste français, ce programme n'était pas le premier réalisé dans le cadre d'une coopération internationale. Auparavant, dans les années soixante, Snecma avait travaillé en étroite collaboration avec les constructeurs britanniques Bristol Siddeley Engines sur le moteur supersonique Olympus 593 à hauteur de 40%, Rolls-Royce sur le moteur M45 (50%) et l'américain Pratt and Whitney sur des programmes de moteurs militaires de la gamme des dix tonnes de poussée. Il est à noter que si les programmes menés avec les motoristes anglais étaient effectués sur des bases égalitaires, ce n'était pas le cas avec Pratt and Whitney qui pendant douze ans considérait la Snecma comme un sous-traitant.

Pour la coentreprise franco-américaine CFMI, créée en septembre 1974, c'est surtout le programme de remotorisation des quadriréacteurs et de ses dérivés de l'US Air Force et de l'Armée de l'air, un marché de 470 avions et de 1966 moteurs CFM56-2, qui marque le début du succès mondial de la famille des moteurs double flux à fort taux de dilution et de leurs applications sur des avions de transport civils et militaires.

En 2025, outre le marché des pièces de rechanges, la production de CFM56 neufs n'est pas près de s'arrêter.

Malgré une pléthore d'ouvrages, livres, brochures, fascicules sur le sujet, peu d'articles parus dans la presse aéronautique décrivent l'histoire complète du développement du propulseur.

La rédaction de ce présent numéro repose essentiellement sur l'exploitation des archives de l'Association des Amis du Musée Safran (AAMS) comportant de la documentation constructeur (General Electric Aircraft Engines et Safran Aircraft Engines), aviateur (Boeing, Airbus, Douglas) et sur nombre de journaux internes SNECMA, notes techniques, brochures technico-commerciales et, pour la partie iconographique, de l'Espace Patrimoine du groupe Safran. A l'instar du programme franco-américain, une bonne part des sources utilisées sont d'origine d'outre Atlantique. Du fait de la surabondance de la documentation, un long et patient travail d'analyse, de recoupement d'informations voire d'entretiens avec certains acteurs de l'époque aura été indispensable.

En raison de l'ampleur du sujet, le numéro Hors-Série est édité deux parties : la première dédiée au développement du moteur, la seconde à la production de série et améliorations techniques apportées au fil du temps.

Quatre témoins et acteurs de cette épopée technique - dont vous trouverez leurs parcours professionnels en annexe - ont apporté leur contribution à la rédaction de ce numéro Hors-Série : Albert Grenier, Pierre Mouton, Gérard Lavieq et Jacques Renvier.

Ancien technicien motoriste de l'Armée de l'air, Albert Grenier travaille tout d'abord sur l'Atar 9K50 puis intègre la Snecma comme spécialiste du moteur CFM56-2.

Entré chez Snecma en 1959, Pierre Mouton qui apporte son témoignage sur ses 25 ans de carrière sur le CFM56 est un ancien ingénieur conception.

Gérard Lavieq a été notamment directeur du secteur des moteurs civils à la Snecma puis directeur de la coentreprise franco-américaine CFMI, où il exerce deux mandats, entre 1995 et 2001.

Quant à Jacques Renvier, il a exercé les responsabilités de directeur des programmes CFM56 puis directeur technique adjoint de Snecma ; il est aujourd'hui membre de l'Académie de l'Air et de l'Espace.

Un remerciement particulier est adressé à deux membres de l'Association des Amis du Musée Safran (AAMS) pour leur aide précieuse apportée à la rédaction de ce numéro Hors-Série. Régis Ligonnet et Marc Leclercq.

Au travers de ce numéro spécial, " Prendre l'air " a voulu rendre hommage au travail très important des équipes de Safran Aircraft Engines pendant toute la phase de conception, de développement et de mise en service du CFM56 et tout particulièrement pour l'ensemble basse pression.

### *Le mot du président*

Saga CFM,

" Prendre l'air " se devait de tout vous relater sur cette aventure humaine et technique sans précédent dans le monde aéronautique.

Success story, fruit d'une coopération transatlantique sans égale entre Général Electric et Snecma qui permet à la France de faire entrer Snecma dans le club très fermé des grands motoristes.

Vous allez découvrir tout cela dans les pages qui suivent. Attachez vos ceintures !

Le Président  
Jean Claude DUFLOUX

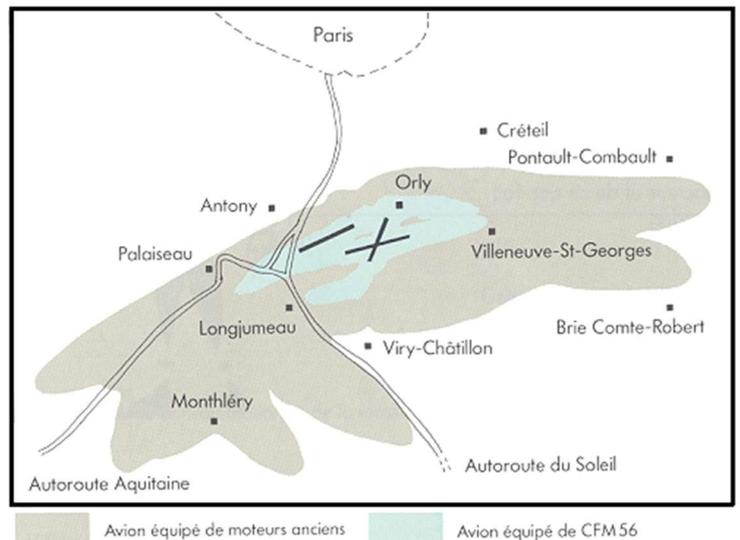
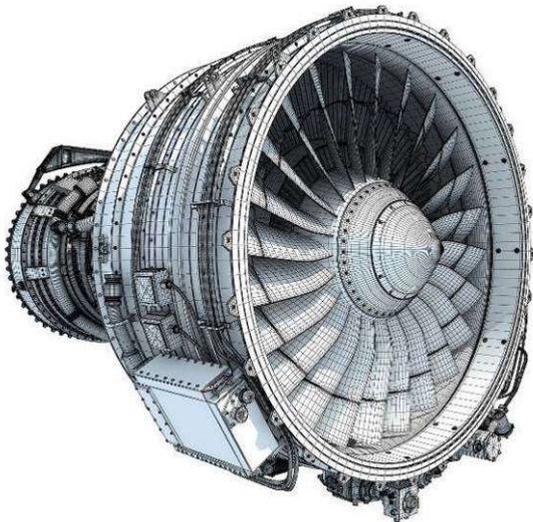
## Préface

Au début des années 1970 apparaissent la génération de très gros moteurs double flux - classe 24 tonnes de poussée avec le General Electric CF-6-50, le Pratt & Whitney JT-9D et le Rolls Royce RB-211 - dotés d'un grand taux de dilution (de 4,5 à 5), très économes en carburant (20%) par rapport à la génération précédente représentée majoritairement par les Pratt & Whitney JT8-D et JT3-D.

Ces familles de moteurs satisfont aux normes de bruit de plus en plus sévères édictées par l'OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale), lesquelles conduisent aussi à remotoriser des flottes d'avions qui n'y répondent plus. Dès lors, le besoin devient urgent d'un double flux à grande dilution de poussée moyenne (classe 10 tonnes).

C'est la chance de CFM International, une filiale Snecma/General Electric, fondée en septembre 1974 pour développer le CFM-56. Avec un taux de dilution de 5 à 6, ce double flux répond à la fois aux nouvelles normes de bruit et à la nécessité pour les compagnies aériennes de réduire les coûts de carburant (nous sommes entre les deux crises pétrolières).

Validé en 1977 sur un quadriréacteur Mc-Donnell Douglas YC-15 et une Caravelle expérimentale, le CFM-56 est certifié après cinq ans d'essais intensifs, en novembre 1979, pour remotoriser d'abord d'importantes flottes de quadriréacteurs (Douglas DC-8 civils et Boeing KC-135 Stratotanker mis en service en juin 1957, dont la consommation diminue de 15%). C'est cependant aux nouveaux biréacteurs moyen-courriers, notamment l'A320, que sera associée sa réussite.



CFM56-5. Ce type de réacteur a inauguré le concept de turbine haute pression à un seul étage, induisant un coût de maintenance réduit.

Carte montrant la zone touchée par un bruit de plus de 75 dBA émis par un avion de ligne équipé de moteurs anciens et la zone touchée aujourd'hui par le même avion équipé de CFM56 : 240 km<sup>2</sup> ont retrouvé le calme.

Fiable (plus de 30 000 heures en ligne), la famille CFM-56 présente aussi des caractéristiques adaptées à chaque avion. Elle couvre des poussées de 8 000 à 15 000 décaNewton (daN), avec des taux de dilution de 5 à 6,6, des diamètres de 1,5 à 1,8 m. La soufflante produit environ 80% de la poussée et la vitesse du flux froid - environ 300 m/s - est peu bruyante, ce qui réduit de 90% la surface de la gêne sonore autour de l'aéroport.

Enfin, chacun des dérivés successifs est resté à la pointe des techniques : méthodes les plus récentes de calcul d'aérodynamique interne (soufflante, compresseur, turbine), procédé de fabrication les plus avancés, emploi de matériaux nouveaux (alliages hautes températures sur aubes de turbines refroidies, composites à matrice métallique, etc.).

Symbole de réussite technologique doublé d'un succès commercial, le CFM56 est un des plus grands succès commerciaux dans le domaine de la propulsion aéronautique : c'est tout simplement le turboréacteur le plus vendu de l'histoire de l'aviation.

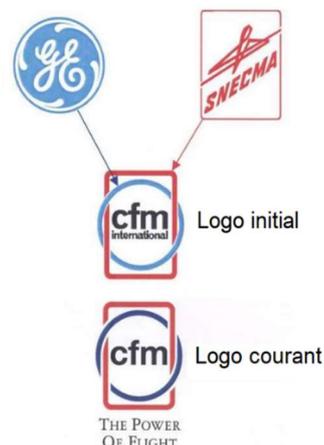
## CFM56 : principales versions

Modèle	CFM56-2 (A, B, C)	CFM56-3 (B, C)	CFM56-5A et -5B	CFM56-5C	CFM56-7B
Application	Boeing E-3 "Sentry" / KE-3/ E-6 "Mercury", KC-135, RC-135 S "Cobra Ball", RC-135 U "Combat Sent" et RC- 135 V/W "Rivet Joint" ; Douglas DC 8-71 et -72	Boeing B737 -300, -400 et -500	Airbus A318, A319, A320 et A321	Airbus A340- 200 et -300	Boeing B737 -600, -700, -800 et -900, C-40 A, B et C "Clipper", P-8 "Poséidon", E-7 "Wedgetail"
Diamètre de la soufflante	68 " (1 m 735)	60 " (1 m 525)	68 " (1 m 540)	72 " (1 m 836)	61 " (1 m 550)
Gamme de poussée (lb)	22 000 à 24 000 (98 - 107 kN)	18 500 à 23 500 (82 - 104 kN)	22 000 à 26 500 (98 - 118 kN) 21 600 à 32 000 (96 - 142 kN)	31 200 à 34 000 (139 - 151 kN)	19 500 à 27 300 (86 - 121 kN)
Débit d'air (kg/s)	356 - 371 kg/s	289 - 322 kg/s	370 - 397 kg/s 368 - 439 kg/s	466 - 483 kg/s	307 - 355 kg/s
Température entrée turbine (°C)	1287 °C	1373 °C	1264 °C	1360 °C	1369 °C
Masse (kg)	2 119 kg	1 951 kg	2 381 kg	2 560 kg	2 385 / 2395 kg
Entrée en service	1982	1984	1988 1994	1993	1997
Date fabrication	(-2A) 1974 - 1989 (-2B) 1982 - 1990 (-2C) 1984 - 1988	(-3) 1984 - 1999	(-5A) 1987 - 1996 (-5B) 1992 - 2020	(-5C) 1991 - 2008	(-7B) 1993 - 20xx
Production	193 / 1966 / 525	4496	1191 / 8966	1133	15 102

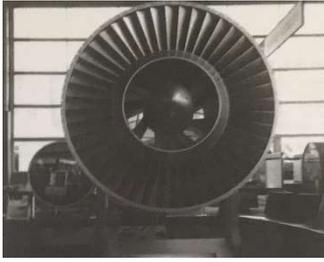
**Nota :** désignations des quadriréacteurs Boeing KC-135, E-3, KE-3, E-6, KC-135 et RC-135. Le préfixe dans la désignation indique la mission : lettre K pour le ravitaillement (Kerosene), lettre R pour la reconnaissance et lettre E pour tout ce qui concerne l'électronique. La lettre C signifie Cargo.

RC-135 S "Cobra Ball" (prises de vues et de données électroniques de missiles stratégiques), RC-135 U "Combat Sent" (missions stratégiques de reconnaissance électromagnétique), RC-135 V/W "Rivet Joint" (reconnaissance électromagnétique) et WC-135 W/R "Constant Phénix" (collecte d'échantillons atmosphériques et analyse de particules radioactives présentes dans l'air)

Proposé par Jean Sollier, en 1974, le logo CFM résulte d'un entremêlement du rectangle rouge de la Snecma et du cercle bleu de General Electric. Il est inspiré par celui des Jeux Olympiques - un entrecroisement d'anneaux - créées en 1912 par le baron Pierre de Coubertin, co-fondateurs des jeux modernes.



## Le projet du moteur SNECMA M56



L'histoire du réacteur CFM56 commence en janvier 1968, lorsque Snecma décide d'étudier un moteur moderne de la classe des 10 tonnes de poussée capable de remplacer les " vieux " moteurs Pratt & Whitney JT8-D et JT3-D, et d'équiper les avions court et moyen-courrier, plus silencieux, plus propre et consommant moins de carburant.

Entre 1968 et 1971, Snecma a engagé des travaux d'avant-projets d'un moteur moderne, économe et silencieux. Désigné " moteur n° 56 " ou M56, l'objectif était de produire 3000 exemplaires au rythme de 20 par mois.

Le motoriste voit une première application pour l'avion biréacteur court-courrier Dassault Mercure 100 de 134 sièges. Il propose une tuyère d'éjection aux performances optimisées, incorporant l'inverseur et un silencieux ; cet arrière corps sera le premier produit civil de Snecma à obtenir sa certification par la Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC), le 12 janvier 1974. Finalement l'avionneur retiendra le Pratt & Whitney JT8D-15 de 7 030 kg de poussée.

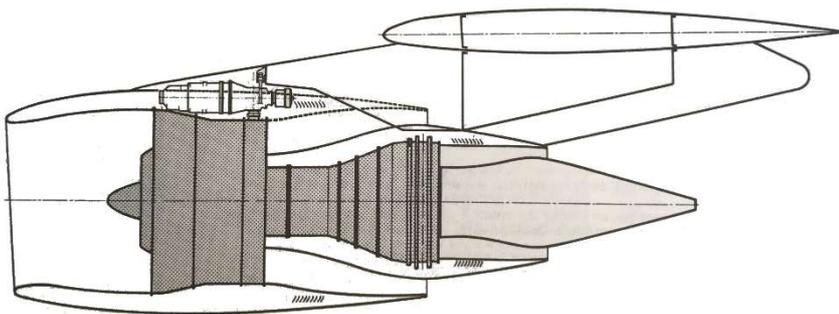


Dassault Mercure 100 propulsé par deux Pratt & Whitney JT8 D-15 de 7 030 kg de poussée. Imposé à Air Inter, il démontra des qualités de vol brillantes. Mais il était trop cher, manquait d'autonomie et utilisait le moteur JT 8-D, best-seller en fin de vie, considéré déjà comme trop bruyant et trop gourmand.

Toutefois il devient évident que l'avenir appartient aux moteurs à fort taux de dilution pour les avions à fuselage large. Ces moteurs ouvrent la voie des faibles consommations spécifiques obtenues avec des taux de dilution et des rapports de compression élevés, mais la taille du M56 provoque une certaine inquiétude quant au rendement du compresseur haute pression, en raison de la faible dimension des derniers étages. En outre, la concurrence d'un moteur éprouvé comme le JT8-D exerce une pression économique contre trop de complexité.

Ces considérations conduisent à proposer deux versions aux cycles thermodynamiques différents :

- le M56-40 aussi performant que les gros moteurs, d'architecture triple corps à taux de dilution 4.8 et rapport de pression 25. Il possède un compresseur HP, à huit étages, relié à une turbine à deux étages, un compresseur basse pression à six étages, couplé à une turbine monoétage. La soufflante étant reliée à une turbine triétages.
- le M56-20 de type double corps délivrant 22 000 lb (97.8 kN), moins cher, à taux de dilution 4 et rapport de pression 18, comportant un compresseur HP à six étages, couplé à une turbine simple étage. La partie BP comprenant une soufflante, un booster à six étages associés à une turbine monoétage.



Installation en pod d'un M56 : le diamètre de la nacelle est de 2 mètres.

La soufflante est du type annulaire : l'air nécessaire à l'alimentation du générateur de gaz passe entre le cône central et l'anneau auquel sont fixées les aubes de la soufflante - Juin 1971 (© SAE)

L'originalité du M56 tient à sa soufflante monoétage annulaire : les aubes actives n'occupent pas la totalité du diamètre et son entraînement se fait par l'intermédiaire d'une roue composée de neuf bras inclinés et articulés assurant la libre expansion de l'anneau supportant les aubes. Ces bras qui transmettent à l'arbre les charges aérodynamiques de la soufflante sont dessinés de manière à être en transparence aérodynamique : l'air qui alimente le générateur de gaz proprement dit, c'est-à-dire son compresseur BP, puis son compresseur HP passe à travers cette roue d'entraînement sans être comprimé.

Les avantages apportés par cette géométrie sont multiples. Tout d'abord, il est possible d'optimiser plus complètement le dessin du moteur : à débit et rapport de pression donné (plus de 1.5 pour la soufflante monoétage), la soufflante a un diamètre minimal d'où gain en poids, en trainée et en encombrement.

Deuxième avantage : le diamètre du corps primaire peut être diminué.

Troisième avantage : la distance entre le plan contenant le bord d'attaque des pales et celui du bord d'attaque de la première rangée d'aubes du compresseur BP est réduite, d'où un nouveau gain sur le poids, le moteur étant plus court.

Mais l'obtention de très faibles niveaux de bruit est une obsession, au moment où l'OACI prépare des normes applicables à tous les nouveaux avions de transport.

La soufflante est la source principale d'émissions sonores qui augmentent avec sa vitesse de rotation ; la tendance est donc vers des soufflantes très lentes, au détriment des performances et de la masse. La Snecma étudie deux configurations, l'une classique à 400 m/s associée au M56-20, l'autre à vitesse faible de 310 m/s présentée avec le M56-40.

Après une importante prospection auprès des aviateurs et des compagnies aériennes, la Snecma est incitée à croiser les deux versions, dans une combinaison M56-41 offrant à la fois un allègement de masse, une marge d'accroissement de poussée de 25%, des niveaux de bruit et des coûts les plus bas. Les ventes potentielles étaient estimées entre 3500 et 5000 moteurs.



Vue d'artiste du Dassault Mercure 200 propulsé par deux Snecma M56 (© Dassault Aviation)

La première rotation d'un moteur complet était envisagée pour la fin 1973 et la mise en service pour 1977.

Le turbofan sera proposé pour la motorisation du court-courrier Dassault Mercure 200 de 174 sièges. Peu de changements extérieurs sont prévus sinon les moteurs plaqués sous voilure comme les JT8-D pour conserver une garde au sol suffisante, malgré un allongement des atterrisseurs.

Version	M56-40	M56-41
Poussée au décollage (daN)	9 810	10 000
Taux de dilution	4.8	4
Rapport de pression	25	18
Température Entrée turbine TET (°C)	1 230	1 120
Consommation spécifique à 25 000 ft, mach = 0.8 (kg/daN/h)	0.685	0.721
Vitesse périphérique de la soufflante (m/s)	310	310
Diamètre (mm)	1 630	1 610
Masse (kg)	2 120	2 020

Les caractéristiques de bruit sont de 95 EPNdB en bruit latéral (décollage), 90 EPNdB dans l'axe de la montée, et 102 EPNdB en approche, valeur calculée selon les normes habituelles.

## Coopération Snecma - General Electric

" Si j'ai vu plus loin que les autres, c'est parce que je me tenais sur les épaules de géants. "

Ysaac Newton



Vers la fin des années 1960, le marché des moteurs pour l'aviation commerciale du monde occidental est largement dominé par Pratt & Whitney qui, avec ses JT3-D et JT8-D, en détient 90 %, ne laissant que 8 % à Rolls Royce et 2 % à General Electric. Aussi, dès 1968, Snecma engage des travaux d'avant-projets d'un moteur moderne désigné M56, économe et silencieux, dans la gamme de poussée des 10 000 daN destiné à un court et moyen-courrier.

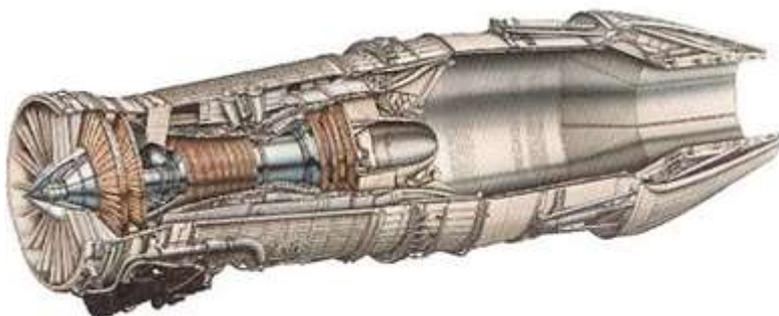
Forte d'une expérience précieuse dans plusieurs secteurs : compresseurs haute pression, chambres de combustion, tuyères, acoustique, aérodynamique, essais et régulation électronique, la Snecma manque de savoir-faire en matière de turbines fonctionnant dans de très hautes températures. La France ne possédait pas encore la technologie nécessaire ; elle dépend ici des Américains qui ne sont pas très enclins à transférer ces compétences relevant du secret militaire. Le motoriste français est par conséquent contraint de chercher un partenaire.

Le créneau n'est pas le plus facile car ce moteur est destiné à des vols généralement courts avec un usage plus long à pleine charge (plus de décollages, plus grande variété de régimes) ; il faut donc concevoir un moteur robuste qui s'use moins pour abaisser son coût d'exploitation. Pratt & Whitney semble s'imposer mais finalement Snecma choisit General Electric qui a un projet G13 dans la gamme du M56 dont le corps HP du G13 est emprunté au moteur F-101, équipant alors le bombardier stratégique B-1 B " Lancer ", construit, hors prototypes, à 100 exemplaires.

De la gamme des 30 000 livres de poussée, le premier F-101-GE-102 est livré en 1983 et mis en service en juillet 1985. 469 exemplaires sont produits jusqu'en décembre 1987. Au début de l'année 2015, les moteurs avaient accumulés plus de 2,7 millions d'heures de vol.

**La naissance du moteur de 10 tonnes.** Le programme CFM56 naît en 1971 lorsque Snecma et General Electric (GE), en faisant alliance, décident de concevoir un moteur basé sur le corps haute pression du turbofan F-101. L'accord de coopération couvre la gamme des moteurs de 18 500 (8 230 daN) à 50 000 livres de poussée (22 250 daN).

A l'occasion de la ratification de l'accord en septembre 1974, une société de commercialisation conjointe est créée : CFM International (CFMI) - son nom est celui du moteur désigné en franco-américain par Commercial Fan Moteur 56 ou CFM56 ; son logo combine ceux des deux partenaires, avec des couleurs communes à leurs drapeaux nationaux, bleu, blanc et rouge -. GE est responsable du " core engine " ou corps haute pression, de la régulation et de l'intégration ; Snecma est responsable de la partie basse pression, de la chaîne cinématique, du premier inverseur, de l'acoustique et de l'installation du moteur sur avion.



General Electric F-101-GE-102 de 13 600 kgp.  
Le rapport de pression et le taux de dilution  
sont respectivement de 26,8 et 2. (© GE)

Le succès commercial va se faire attendre et ce n'est que cinq ans après la rotation du premier moteur, en juin 1974, à Evendale (Ohio) que les premières commandes arrivent, quelques semaines avant la mise en sommeil du programme. En mars 1979, la plus grande compagnie aérienne américaine United Airlines décide de

remotoriser 29 quadriréacteurs DC 8-61 avec le moteur CFM56-2 immédiatement suivie par Delta (13) et Flying Tigers (18).

Avec un taux de dilution de 5 à 6,6, des taux de compression variant selon les variantes de 30,5 à 31,8 et des diamètres de 1,5 à 1,8 m, ce moteur double corps double flux est certifié en 1979, pour remotoriser d'abord d'importantes flottes de quadriréacteurs commerciaux (110 avions DC-8 de la série 60, dénommé " Super Sixty ", au total seront modifiés) et surtout militaires comme les KC-135 " Stratotanker ".

**General Electric F-101-GE-102.** Dérivé du General Electric F-101-GE-100 équipant les bombardiers nucléaires Rockwell B-1A, le F-101-GE-102 monté sur le B-1B " Lancer " développe une poussée maximale de 13 925 kg. Il comporte une soufflante entraînée par une turbine basse pression à deux étages et un compresseur haute pression à neuf étages, avec stator variable, entraîné par une turbine à un seul étage. Le taux de compression de la soufflante est de 2, celui du compresseur haute pression dépassant 11. La masse du réacteur est très proche de 2 tonnes. La longueur est de 4 598 mm, pour un diamètre maximal de 1 397 mm.

Avec des aubes de turbine refroidies réalisées dans un alliage à base de nickel, l'intervalle de temps entre révisions (TBO Time Between Overhaul) est de 3 000 heures.



Rockwell B-1B " Lancer " (B-One, Bone, os en anglais). (© DR)

La partie centrale du réacteur ne présente plus que 50% d'éléments communs avec celle du CFM56, contre 100% sur le GE F-101-GE-100.

# General Electric Aerospace



Alors que nous célébrons le cinquantenaire de la coentreprise CFM International détenue à 50/50 entre les deux partenaires General Electric (GE) et la Snecma, maintenant Safran Aircraft Engines (SAE), il parut utile à la revue de l'Association des Amis du Musée de Safran de faire découvrir à ses lecteurs la riche histoire de la branche moteurs d'avions de General Electric.

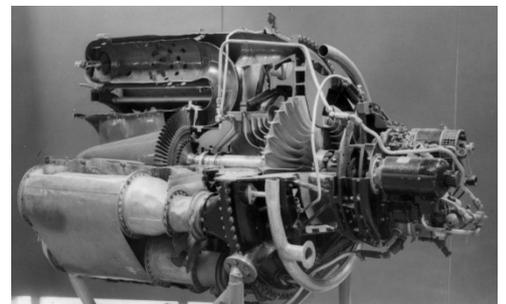
En 1901, avec la réussite des essais de sa première turbine à vapeur, General Electric devient le pionnier et le leader de cette technologie. En 1903, Monsieur Sanford Moss, (1872-1946) dans le cadre d'une thèse qu'il préparait à l'université de Cornell (État de New-York), fait tourner la première turbine à gaz. Le docteur Moss rejoint GE où il poursuit ses études. Dès 1919, c'est le premier vol d'un moteur suralimenté par un turbocompresseur. En haute altitude alors que la pression de l'air diminue, les turbocompresseurs permettent d'augmenter la pression de l'air d'admission dans les moteurs à pistons, compensant la perte de puissance, permettant aux avions qui en sont équipés de voler plus efficacement. Pendant la période des années 1920 - 1930, beaucoup de records d'altitude et de distance furent établis par divers avions à moteurs suralimentés par des turbocompresseurs d'origine General Electric. Pendant la seconde guerre mondiale, des milliers d'avions alliés étaient équipés des moteurs suralimentés par ces turbocompresseurs qui contribuèrent largement à la victoire finale de 1945. Vers la fin des années 1930, en Grande-Bretagne, Frank Whittle et en Allemagne Hans Von Ohain, créèrent des turbines destinées à la propulsion d'avions par turboréacteur. Les conditions industrielles, contraintes en Grande-Bretagne pendant cette guerre, poussèrent les autorités à se tourner vers les États-Unis pour continuer leur développement.

## Les années 1940

En 1941, disposant de compétences reconnues dans le domaine des turbocompresseurs, c'est General Electric qui est sélectionné par le gouvernement des États-Unis pour produire, sur la base des études de Frank Whittle, le premier turboréacteur national. Ce premier turboréacteur, désigné GE I-A fut assemblé et testé avec succès moins de six mois après le début des travaux. En 1942, deux de ces moteurs furent utilisés pour propulser le premier avion à réaction construit aux États-Unis, le Bell XP-59 A " Airacomet ". La propulsion par turboréacteur est désormais une réalité aux États-Unis. Bien que les moteurs à pistons continuent à offrir de meilleures performances en termes de consommation carburant et de pilotabilité, GE continue à travailler à la propulsion par turboréacteurs. Du modèle I-A à compresseur centrifuge, est dérivé le type I-16 également désigné J31. C'est la première fois que la lettre " J " pour jet, est attribuée à un turboréacteur par l'US Army Air Corps. L'USAF n'existe pas encore. Suit le I-40 produisant 4 000 livres de poussée, il deviendra le fameux J33, construit en grande quantité pour le premier avion à réaction opérationnel de l'Army Air Corps, le Lockheed P-80 " Shooting Star ". Simultanément, GE développe, et teste le premier turbopropulseur le TG-100 désigné plus tard T31. Ce moteur et le premier moteur construit par GE équipé d'un compresseur axial, alors que tous les précédents étaient de type centrifuge. Le T31 fut testé, dès la fin de la seconde guerre mondiale, sur une version hybride d'un avion de la firme Consolidated. Le " Vultee " XP-81 combinant turboréacteur et turbopropulseur il n'aura pas de suite, la technologie des turbopropulseurs est loin d'être mature.



Bell XP-59 A " Airacomet " (© National Museum of the United States Air Force)



General Electric GE-IA

En 1946, GE parvient à faire fonctionner son premier turboréacteur à compresseur axial, le J35 de 4 000 livres de poussée. Le J35, produit en quantité importante, propulsa des avions tel que le Boeing XB-47, l'aile volante de Northrop XB-49A " Flying Wing " et le Douglas D-558-1 " Skystreak " qui établit un record du

monde de vitesse. A la fin de la seconde guerre mondiale, GE transféra la production de tous les moteurs J33 et J35 à Allison, alors une division de General Motors. Le J35 est rapidement suivi par le J47 qui offre 25% de puissance supplémentaire. Le J47 propulsera plusieurs autres avions. Tel le North American F-86 " Sabre " lequel, pendant la guerre de Corée, réussit le fabuleux taux de victoires aériennes de 14 contre 1. Le Boeing B-47 " Stratojet " et le North American B-45 " Tornado " puis comme unités de puissance additionnelles le bombardier stratégique Convair B-36 " Peacemaker ". Au milieu des années 1950, le J47 qui détient plusieurs records du monde a été construit à 35 000 exemplaires. A la fin de la guerre de Corée, GE continue à développer le J47 qui deviendra, avec 50% de puissance supplémentaire, le J73. Ce moteur est déclaré opérationnel en 1953 avec le North American F-86H, qui en 1954 obtint, le record du monde de vitesse sur 500 kilomètres à 1044 kilomètres/heure. Dès le début des années 1950, les services officiels demandent aux industriels d'envisager un moteur léger suffisamment puissant pour maintenir la croisière à Mach 0,9 et capable de propulser un avion à la vitesse de Mach 2. GE propose le J79, son compresseur axial équipé de stators à calage variable dispose, avec un taux de compression suffisant et les marges au pompage nécessaires pour satisfaire aux conditions d'emploi d'avions de combat à hautes performances. Alors que GE développe le J79, en parallèle, les aviateurs étudient des avions capables d'atteindre des vitesses supérieures à deux fois la vitesse du son. Ces études conduisent à la réalisation de plusieurs avions à hautes performances. Le bombardier quadrimoteur Convair B-58 " Hustler ", les chasseurs Lockheed F-104 " Starfighter ", le McDonnell Douglas F-4 Phantom II et l'avion de reconnaissance stratégique North American RA-5 " Vigilante " tous propulsés par le J79 qui accumule 44 records du monde de vitesse, d'altitude et de temps de montée. En 1956, GE développe un dérivé civil du J79, le CJ805-3. Ce moteur double flux à soufflante arrière est sélectionné par Convair pour motoriser un quadriréacteur commercial, le Convair 880. En 1960 c'est le plus rapide de tous les avions commerciaux en service. Des développements complémentaires conduisirent à une version initialement désignée J79-X220 puis CJ805-23B, offrant 40% de puissance supplémentaire, la consommation carburant est de 15% inférieure, il équipe un dérivé du Convair 880, le Convair 990 " Coronado ". Le CJ805 est le premier turboréacteur à double flux produit aux États-Unis.



North American F-86 " Sabre " (© DR)



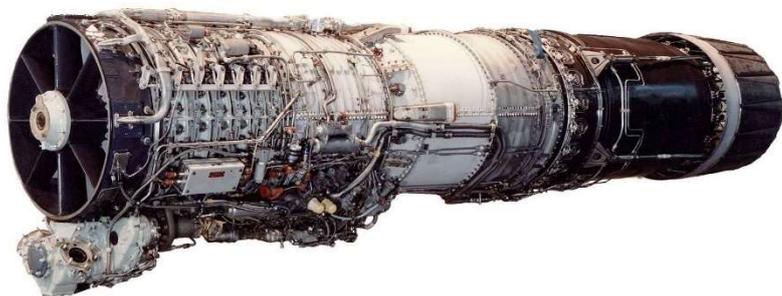
General Electric GE-47 (© DR)

Autre nouveauté marquante, le petit turbomoteur T58 développé pour l'US Navy permet en 1957, à l'hélicoptère Sikorsky HSS-1F d'être le premier hélicoptère biturbine de l'US Navy. La période est riche en activités. Le T64, à simple arbre, à la fois turbomoteur et turbopropulseur, taux de compression de 12.5/1 sera sélectionné pour motoriser l'avion de transport bimoteur militaire Alenia G.222 désigné C-27A " Spartan " par l'USAF et la famille d'hélicoptères Sikorsky H-53. Simultanément, sous le la double égide de la commission atomique et de l'USAF, GE poursuit des études destinées à concevoir un module désigné X221 pour un avion à propulsion nucléaire qui utilise une variante du moteur J47. Testé au sol avec succès, ce projet de turboréacteur à énergie nucléaire sera abandonné par le gouvernement des États-Unis au début des années 1960.

C'est le Lockheed F-104 " Starfighter " et le J79 qui font entrer le monde de l'aviation dans l'ère largement supersonique avec sept records du monde de temps de montée auquel s'ajoute le record du monde de vitesse, 2260 kilomètres heure à l'altitude de 27 800 mètres qui vaudront au couple F-104/J79 le Collier Trophy de l'USAF. Le record d'altitude ne tiendra pas longtemps, vite battu par un McDonnell Douglas Phantom F-4B propulsé par deux J79 avec 31 500 mètres. C'était la première fois qu'un vecteur piloté dépasse l'altitude de 30 000 mètres.

Au cours des années 1950, des études et des développements sont engagés pour la construction d'un petit turboréacteur qui pourrait être utilisé pour propulser des missiles subsoniques et supersoniques. Le J85 est

initialement prévu pour un missile leurre subsonique de McDonnell le GAM-72. Plus tard, avec l'ajout d'une postcombustion, le J85 sera utilisé par l'avion d'entraînement supersonique d'entraînement Northrop T-38 " Talon " de l'USAF et le F-5 " Freedom Fighter ". Des applications, sans la post combustion, sont utilisées par l'avion d'entraînement Canadair CL-41 G " Tebuan ", l'avion d'attaque au sol et d'entraînement Cessna A-37 B " Dragonfly " et le Saab 105 XT.



General Electric GE J-79 GE-17



General Electric GE T58

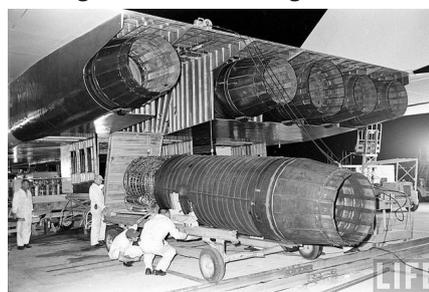
On le trouve aussi comme unité de puissance additionnelle sur des avions de transport. Des versions dérivées sont utilisées par le concept " lift fan " que GE développe dans le cadre d'un futur avion à décollage court et vertical (V/STOL). Un autre programme initié en 1959, conduira sur la base du J79 à la turbine à gaz LM1500. Conçue pour des applications industrielles et marines, la LM1500 a été sélectionnée comme motorisation principale du premier grand hydrofoil capable de la vitesse de 60 nœuds de l'administration maritime des États-Unis, le " HS Denison ". Au-delà de la propulsion primaire des hydrofoils, la LM1500 est utilisée comme module de puissance additionnelle dans certaines canonnières de patrouille maritime, pour des catapultes d'aviation basées à terre ainsi que des systèmes générateurs d'électricité ou de transmission pour des pipelines. La LM100, dérivée du T58, est également utilisée comme système de manœuvre par le " HS Denison ". GE parviendra à étendre l'utilisation de la LM100 au pompage pour pipelines, à la génération d'électricité pour des installations de secours ainsi que pour de gros véhicules tous-terrains. Certifié par la Federal Aviation Agency (FAA) en 1959, un dérivé du T58, le CT58, est utilisé par divers hélicoptères des sociétés Sikorsky, S-61 et S-72, et Boeing-Vertol 107 dans divers rôles : soutien logistique de plateformes d'extraction et de pompage de pétrole en mer, transport de troncs d'arbres en forêts ainsi que beaucoup d'autres fonctions logistiques.

### Les années 1960.

Le succès du J85 conduira au développement d'une version commerciale, le CJ610. Cette application est utilisée par plusieurs avions d'affaires : " Commodore Jet ", " Hansa Jet " ainsi que des versions du " Lear Jet " et du " Westwind ". Une version à fan arrière du CJ610 désigné CF700 a été sélectionné pour la propulsion du Dassault " Falcon 20 ", et du Rockwell " Sabre 75A/80A ". Le CF700 est le premier petit moteur double flux certifié par la FAA. Ce moteur a également été utilisé par les astronautes des missions lunaires Apollo pour se familiariser au pilotage du module d'atterrissage lunaire. Au cours des années 60, GE a beaucoup progressé dans le domaine des " lift fan " pour avions V/STOL. Ce projet était une proposition de l'armée de terre des États-Unis qui souhaitait faire progresser le véhicule de recherche Ryan XV-5A " Vertifan ". Concept qui permit à GE de participer à diverses autres études pour des véhicules à décollages et atterrissages courts.



North American XB-70 " Valkyrie "



General Electric YJ93. Moteur à simple flux du bombardier XB-70. 18 739 livres de poussée à sec, 28 219 avec post combustion. Photo extraite du Magazine Life.

Simultanément le J79 continuait à accumuler d'autres records du monde. A la fin de 1962, le J79 détenait pratiquement la moitié des records du monde reconnus et six trophées internationaux. En 1958, un

quadriréacteur B-58 " Hustler " après avoir volé entre Tokyo à Londres en huit heures trente-cinq minutes réclama le record de la plus longue distance parcourue en vitesse supersonique. Les technologies développées par GE marquent une avancée significative. A la fin de l'année 1963, GE présente un turboréacteur capable de Mach 3, le J93 de 30 000 livres de poussée. Il est destiné à un futur bombardier de l'USAF, le North American XB-70 " Walkyrie ". Les technologies développées pour le vol à Mach 3 seront utilisées pour le développement de moteurs d'avion supersoniques commerciaux.

Pendant que ces tâches de développement se matérialisent, pour satisfaire aux nécessités du conflit dans le Sud-Est Asiatique, les activités du secteur militaire de GE montent en puissance. Typiquement pour produire des moteurs J79 utilisés par les RA-5 " Vigilante ", les F-104 " Starfighter " et les F4 " Phantom " où il démontre ses qualités de fiabilité et de durabilité. En même temps, le projet V/STOL qui avait débuté dans les années 1950 arrive à maturation. Les moteurs T58 et T64 sont largement utilisés par des hélicoptères à succès, les Boeing CH-46 " Sea Knight " (T58) et Sikorsky CH-53 " Stallion " (T64). En 1965, GE reçoit un contrat de l'USAF destiné à la motorisation de l'avion Lockheed C-5A " Galaxy ". Cet avion de transport géant qui reçoit le nouveau moteur TF39, marque l'entrée de GE dans le marché des moteurs double flux à fort taux de dilution. Avant l'arrivée du TF39, le taux de dilution des moteurs en service était inférieur à deux. La technologie du TF39, préfigure des taux de dilution de l'ordre de huit, qui offriront des consommations carburant de 25% inférieures à celle des moteurs alors en service. La poussée unitaire de 41 000 livres des quatre moteurs TF39 permet d'enlever 132 tonnes de fret de grands volumes qu'il n'était jusque-là pas possible d'embarquer. Ce moteur est à l'avant-garde des futurs TF34 et CF6.



Boeing 2707 SST imaginé aux couleurs de la TWA.  
Il ne vola jamais. (© DR)



General Electric GE-4. Moteur simple flux de très grande puissance destiné au Boeing 2707 SST. 68,600 livres de poussée avec post combustion.

L'énorme GE-4, représente une avancée très significative pour GE. Construit pour propulser l'avion de transport supersonique (SST) de Boeing à une vitesse supérieure à 2800 kilomètre heure, ce moteur va devenir avec 69 900 livres de poussée le moteur le plus puissant de l'époque. C'est en 1971, avec la décision du congrès des États-Unis de mettre fin au programme SST, que GE sera contraint d'abandonner ses travaux sur le moteur GE-4.

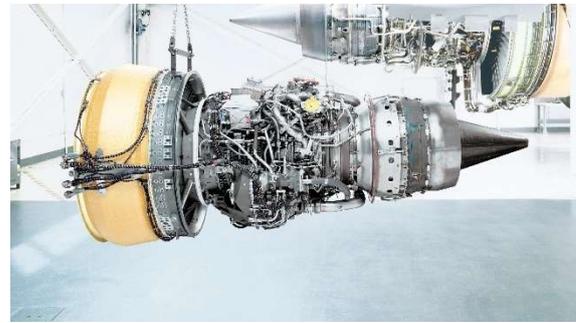
## Les années 1970

Beaucoup des projets de moteurs d'avions lancés dans les années 1960 se matérialisent au cours de la décennie 70. Nombre de projets ambitieux destinés à des avions commerciaux, de turbines industrielles ou marines s'ajoutent à des programmes militaires alors en pleine expansion.

Le succès du projet CF6 permet à GE de s'affirmer comme un fabricant crédible de moteurs pour avions commerciaux. Capitalisant sur la technologie des moteurs à fort taux de dilution, développé pour le TF39, le CF6 apporte des améliorations très importantes à ses performances ; notamment en termes de bruit et de facilité de maintenance, comparé aux moteurs de la génération précédente. La famille des CF6-6 et CF6-50 dont la puissance s'entend de 40 000 à 50 000 livres est exclusivement destinée aux avions commerciaux. Le trimoteur McDonnell Douglas DC-10 de la série 10 propulsé par des CF6-6 entre en service en 1971, suivit l'année suivante par le Douglas DC-10 de la série 30. Le CF6-50 propulse également le bimoteur d'Airbus Industrie A300 qui entre en service en 1974 et, en 1975, le quadrimoteur Boeing 747-200 " Jumbo Jet " qui entre en service équipé de CF-6. Le CF6-50 sous la désignation F103, motorise les PC volants E-4, développés à partir du 747 commercial. Le F103 est aussi le moteur du McDonnell Douglas KC-10A " Extender ", ravitailleur en vol et cargo de l'USAF, développé à partir du DC-10.



General Electric CF6. Moteur CF6-80 C2/F double flux capable de 70 000 livres de poussée à contrôle FADEC.



General Electric CF34. Moteur double flux de la classe des 15 000 livres de poussée CF34.

La turbine marine et industrielle LM2500, basée sur le TF39 et le CF6-6, voit ses applications s'accroître au cours des années 70. La première turbine LM2500 est installée dans le navire cargo "roll-on - roll-off" Amiral M. Callaghan à la fin de l'année 1969. Elle est également choisie l'année suivante pour motoriser les destroyers de l'US Navy de la classe "Spruance". C'est la première fois qu'un navire de combat est propulsé par une turbine à gaz. L'USS "Spruance", premier des 31 destroyers de cette classe est commissionné en 1975. La LM2500 est de nouveau sélectionnée pour les navires hydrofoil lance-missiles de l'US Navy ainsi que pour les navires de la classe Perry. L'Italie, le Pérou et le Venezuela choisissent la LM2500 pour un nouveau concept de frégates rapides. Les applications industrielles de la LM2500 débutent en 1975 avec leur utilisation dans les stations de pompage des pipelines. Elles sont notamment utilisées par la compagnie Mobil-Statoil pour ses plateformes de pompage de leur champ pétrolifère Statfjord en Mer du Nord. Il existe de nombreuses applications au Moyen-Orient, en Amérique Latine et du Nord. Elles sont aussi très largement utilisées par le marché de la cogénération. La LM5000 dérivée du CF6-50 commence ses essais en 1977 puis entre en service en 1978 au Japon utilisée pour lisser les pointes de consommation électrique. Installée sur une barge en mer, elle produit de l'électricité pour l'état du Bangladesh.

A partir de 1970, une version améliorée du J85, le J85-21, est sélectionnée pour la motorisation du Northrop F-5 E "International Fighter" puis sa version biplace d'entraînement F-5 F. Motorisé par le J85-21, les F-5 E et F sont en service dans les armées de l'air de nombreux pays (16).

Dès son entrée en service le moteur TF34 a prouvé les avantages de la technologie double flux. Taré à la puissance de 9 000 livres, il a le rapport puissance/poids le plus élevé de tous les moteurs de cette classe. Il a démontré un excellent niveau de performance avec les 187 avions de lutte anti-sous-marin Lockheed S-3A "Viking" de l'US Navy ainsi qu'avec les 715 Fairchild-Republic A-10 surnommé "le Tueur de chars" de l'USAF. En 1970, l'USAF demande à GE de concevoir un moteur destiné à la propulsion du bombardier stratégique quadrimoteur Rockwell B-1. Ce moteur désigné F101 est le premier

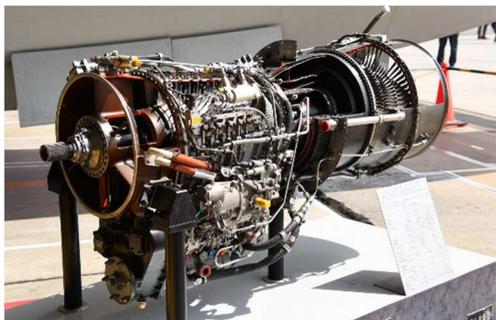


LM5000. Cette turbine développe jusqu'à 50 000 chevaux avec 38% de rendement thermique elle est disponible pour des applications marine et terrestre, elle dérive depuis 1977 du turboréacteur CF6-50.

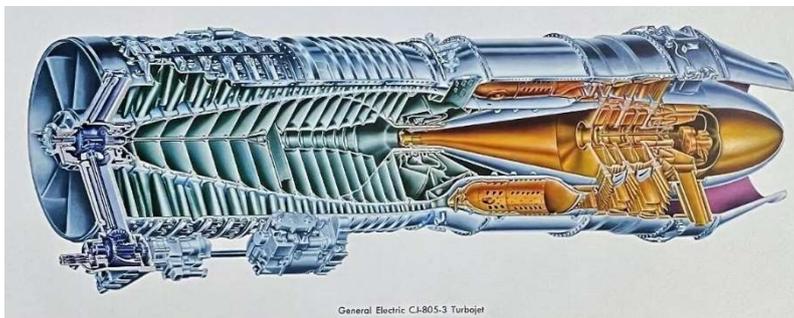
moteur de GE à utiliser la post combustion sur le flux froid. Bien que le programme fût abandonné en 1977, quatre B-1 furent construits pour supporter un programme d'essais complet. Le moteur à faible taux de dilution, avec post combustion F404 est conçu au milieu des années 1970. Il développe 16 000 livres de poussée. Rapidement, il démontre les niveaux de performance de fiabilité, de maintenabilité et de coût d'exploitation requis par les avions de combat modernes. Le F404 motorise les bimoteurs McDonnell Douglas F/A-18 "Hornet" de l'US Navy et du corps des Marines des États-Unis.

L'expérience de la guerre du Vietnam, conduisit l'armée de terre des États-Unis à revoir et à durcir les spécifications émises pour l'acquisition de ses hélicoptères de combat. Ce nouvel hélicoptère, qui devint le Sikorsky UH-60 "Black Hawk", et motorisé par deux turbomoteurs T700 conçus pour être opéré avec efficacité dans les conditions les plus sévères, tout en ne requérant qu'un minimum d'opérations de maintenance.

Un des éléments principaux contributif, un séparateur de particules. La première application de cette technologie dans cette industrie réduit les dommages causés par l'absorption de poussières, de sable ou tout autres matières. Autre innovation apportée par le T700, les disques aubagés monobloc (DAM) (1). Le T700 fut également sélectionné pour répondre aux nécessités de l'armée de terre pour l'hélicoptère antichars, l'AH-64 " Apache " de Hughes qui devint ensuite McDonnell Douglas. Une version civile CT7 a été certifiée par la FAA pour l'hélicoptère bimoteur le Bell 214 ST " Super Transport " et le bimoteur de Sikorsky S-70C, variante " civile " du " Black Hawk ".



General Electric T64. Turbomoteur T64 capable de jusqu'à 4300 chevaux.



General Electric J85

C'est au cours des années 1970 que GE, joignant ses forces avec celles de la SNECMA, constituent leur société commune CFM International qui va conduire au développement des moteurs de la fructueuse famille CFM56. Le premier CFM56 tourne au banc d'essais en juin 1974. En 1982, le CFM56-2 de 22 000 à 24 000 livres de poussée est sélectionné pour remotoriser la série des avions McDonnell Douglas DC-8 qui deviennent le DC-8 Super 70.

### Les années 1980.

A la fin des années 70, une version plus évoluée du CF6 est proposée pour la motorisation de nouveaux avions courts-moyens courriers commerciaux de même que pour des avions déjà existants. C'est le CF6-80A dont la poussée s'étend de 40 000 à 50 000 livres qui est choisi pour deux nouveaux bimoteurs, le Boeing 767 et l'Airbus A310. Le Boeing 767 à moteurs GE entre en service en 1982, l'A310 en 1983. Le CF6-80C2, version plus efficace à soufflante légèrement agrandie capable de 52 500 à 61 500 livres de poussée, très performant et technologiquement très avancé, entre en service avec deux versions modifiées des Airbus A300 et A310. Trois nouvelles évolutions du Boeing 767 et du 747, incluant les deux " Air Force One ", version militaire du 747, qui assurent les déplacements du président des États-Unis, sous diverses puissances, utilisent aussi le CF6-80C2. Il est également sélectionné pour le trimoteur McDonnell Douglas MD-11.

Le CF34, dérivé du moteur militaire TF34, fiable à fort taux de dilution et faible consommation de carburant est proposé pour la motorisation d'avions d'affaires. Il entre en service avec le bimoteur Canadair, devenu Bombardier, " Challenger 601 ".



General Electric T700-701 D



General Electric F 404-GE-102

Les succès continus du turbomoteur T700 permettent de développer une version navalisée désignée T700-401 choisie pour les hélicoptères naval Sikorsky SH-60B " Seahawk ". C'est la première fois, qu'après des tests particulièrement rigoureux, que la marine des États-Unis qualifie un moteur d'aéronef pour son utilisation en atmosphère saline sur ses navires. Ce même turbomoteur est utilisé par le corps des Marines des États-Unis pour son hélicoptère Bell AH-1W " Super Cobra ". Des versions plus puissantes sont qualifiées pour d'autres

applications militaires et commerciales. Une version du CT7 est développée, en coopération avec FiatAvio, pour l'hélicoptère trimoteur d'EH Industries, l'EH101.

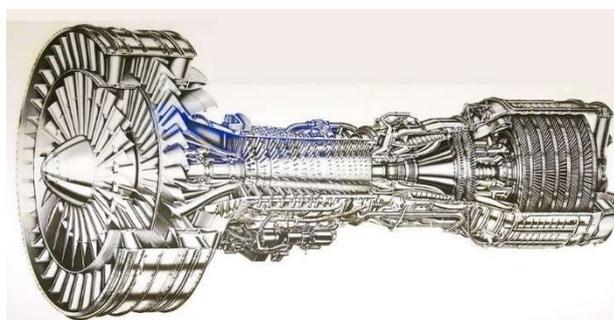
Le CT7, version turbopropulseur du T700, est certifié pour des applications sur des avions de transport militaires ainsi que pour le bimoteur commercial Saab 340, qui entre en service en 1984 et le CASA/IPTN bimoteur CN-235 qui est déclaré opérationnel par les militaires en 1987 et, pour des applications commerciales, en 1988.

Le F404, moteur avec postcombustion, entre en service avec la Navy et le corps des Marines sur le F/A-18 "Hornet" en 1980, rapidement suivi par les forces aériennes du Canada, de l'Australie et de l'Espagne. Le F404 est aussi le moteur des Grumman à ailes en flèche inversées X-29 et Rockwell/MBB X-31. Ces deux prototypes furent utilisés pour explorer le concept de "super manœuvrabilité" en anticipation de ce qui sera requis pour les avions de combat de la génération à venir. C'est en 1998 que l'USAF révèle les détails du moteur sans postcombustion utilisé par l'avion d'attaque furtif Lockheed F-117A. Une version sans postcombustion du F404 est aussi utilisée pour la remotorisation des A-4 "Skyhawk" de l'armée de l'air Singapourienne. Le F404 permet d'augmenter leur vitesse de montée de 35% et d'accélération de 40%. GE et Volvo Flymotor (maintenant Volvo Aero) s'accordent pour développer une version de plus forte puissance le F404/RM12 avec postcombustion pour l'avion Suédois JAS-39 "Gripen". Une variante de ce moteur est choisie par l'armée de l'air Indienne pour l'avion de combat léger LCA (Light Combat Aircraft) "Tejas". Souhaitant augmenter ses capacités de transport stratégique, en 1989, l'USAF demande à GE de remettre en production le moteur TF39 pour une tranche additionnelle de cinquante Lockheed C-5 B "Galaxy".

La turbine marine et industrielle LM500, développée en coopération avec FiatAvio, à partir du moteur TF34 est une turbine double arbre à cycle unique de la classe des 6000 chevaux. Elle est commandée par plusieurs sociétés pour servir dans des stations de pompage de pipelines et pour la motorisation des canonnières FLEX300 de la marine Danoise. A partir de 1987, la LM1600, développée à partir du moteur militaire F404, de la classe des 12 000 à 18 000 chevaux, entre en service pour servir dans des stations de pompage de pipelines et des unités de cogénération. Simultanément, la production de la LM2500 continue pour la marine des États-Unis et celles de vingt autres nations. Particulièrement adaptable, cette turbine motorise diverses catégories de navire, corvettes, canonnières, destroyers, frégates, bateaux de patrouille et porte-hélicoptères. Au milieu des années 1980, la LM2500 est choisie pour motoriser les nouveaux destroyers de la classe "Arleigh Burke" de l'US Navy et ceux de la République Populaire de Chine. La centième LM2500 est commissionnée par la Navy en 1987. Cette année-là, la LM2500 enregistre vingt et une commandes pour des stations de pompage de pipelines à haut débit dans la région du Moyen-Orient. Au milieu des années 1980, une innovation est apportée aux turbines marines industrielles : l'injection de vapeur. Ainsi équipée, la turbine LM2500 STIG, développe 50% de puissance supplémentaire. La première est mise en service par une compagnie basée en Californie productrice de papier, la Simpson Paper Company. Au début des années 1980, le gouvernement des États-Unis décide de redémarrer la production du bombardier stratégique Rockwell B-1 B "Lancer" pour l'USAF. Le premier des quatre F101 qui motorise le B1-B est déclaré opérationnel en 1985.



Lockheed C-5 B "Galaxy"



General Electric TF39

Le succès du CFM56-2 avec la remotorisation du Douglas DC-8 incite l'USAF à choisir, sous la désignation F108, ce moteur pour un vaste programme de remotorisation de ses ravitailleurs en vol Boeing KC-135A et de ceux de l'armée de l'air Française. Ce succès entraîne les programmes E-3A/D/F AWACS pour l'Armée de l'Air Royale Saoudienne, la RAF et l'Armée de l'air Française, le ravitailleur en vol KE-3A pour l'Armée de l'Air Royale

Saoudienne et E-6A pour la marine des États-Unis. Le CFM56-3 conçu pour une version avancée du Boeing 737, entre en service en 1984. En réduisant le diamètre de la soufflante, il fut possible d'installer ce moteur à fort taux de dilution sous l'aile du 737. Dans ses différentes configurations, le CFM56-3 installé sur les versions -300 / -400 et -500 du 737 développe de 18 500 à 23 500 livres de poussée. La version CFM56-5A qui entre en service avec l'Airbus A320 en 1988, dérive des CFM56 originaux mais incluant les dernières technologies, aérodynamiques et systèmes de contrôle, produit de 25 000 à 26 500 livres de poussée.

Vers la fin des années 1970, GE commence des développements destinés à augmenter la puissance du turbofan F101 qui passe de 27 000 à 29 000 livres. Sous la désignation " Derivative Fighter Engine " après une campagne d'essais en vols rigoureuse sur le General Dynamics F-16 et F-16 XL puis le Grumman F-14 " Tomcat ". Ces essais démontrant la pertinence de cette initiative. Il entre en service en 1984 sous la désignation F110, utilisé par le F-16 et les derniers F-14 sortant de la chaîne de production. Le F110 est maintenant en service avec les F-16 C/D de l'USAF des armées de l'air Israélienne, Turque, Grecque de l'Émirat de Bahreïn et de l'Égypte, ainsi les F-16 N, utilisés par l'US Navy pour ses " Agressor squadrons ". Un contrat supplémentaire fut émis par l'USAF pour encore améliorer les performances du F110, qui deviendra le F110-129 maintenant en production pour le F-16 et le F-15E " Strike Eagle ". A la fin des années 1980, l'USAF dévoile le bombardier furtif B-2 " Spirit " de Northrop propulsé par quatre F118. C'est un dérivé du F101, sans la postcombustion, directement issu du moteur du B-1 B.

Conséquence de l'augmentation fulgurante du prix des carburants de 1973, GE joignant ses forces avec celles de SNECMA, qui prend 35% du projet, répondent au projet ATP (Advanced Turboprop Project) de la NASA proposant un démonstrateur de faisabilité dont le générateur de gaz est dérivé de celui du moteur F404. Désigné GE-36, c'est un propulseur, mi turbopropulseur mi turbosoufflante, UDF (Unducted Fan) constitué, sans boîtier d'engrenages réducteur, de deux rouets de huit aubes contrarotatives à pas variable non carénées de 20 000 chevaux. Le GE-36 vole entre 1986 et 1987, installé sur deux avions démonstrateurs, en place droite sur un Boeing 727, en place gauche sur un McDonnell Douglas MD81. Le projet reçoit le prestigieux " Collier Trophy " en 1987. Bien que la réduction de la consommation de carburant soit estimée de 32% inférieure, avec le retour à la normalité des prix du pétrole, ce projet très avant-gardiste n'aura pas de suite. Il y sera mis fin en 1989... Temporairement.



CFMI CFM56-2



General Electric GE36 Unducted Fan

## Les années 1990

Alors que la dernière décennie du XX<sup>ème</sup> siècle commence, la production de moteurs d'avions, civils comme militaires est à un niveau encore jamais atteint, impliquant une myriade de projets, tant aux États-Unis qu'à l'étranger. La maturation des nouvelles technologies permet de développer de nouveaux moteurs. Les événements de la fin de l'année 1990 et du début de 1991 dans le Golfe Persique qui conduisirent aux opérations " Desert Shield " et " Desert Storm " démontrent à l'évidence, la fiabilité et la disponibilité des moteurs produits par General Electric. Des vénérables T58, J85, T64 et J79 aux récents TF39, F404, LM2500, TF34, F103, CFMI F108, T700 et F110. Tous démontrent leur grande efficacité tant sur les hélicoptères, que sur les avions de combat, de transport, ravitailleurs en vol ou des navires de la marine des États-Unis et des forces de la coalition pendant la période des hostilités. La fin des opérations de la guerre du Golfe est marquée par une profonde récession mondiale qui impacte durement l'aviation commerciale, imposant une réduction de la production des moteurs d'avion. Couplée avec la fin de la guerre froide, les financements pour des projets militaires diminuent drastiquement. La période est des plus difficiles pour les sociétés des industries du secteur de la défense, qui n'ont d'autre choix que de " se serrer la ceinture ".

Au plan de l'aviation commerciale, le CF6-80C2 du Boeing 747-400 entre en service en 1989 suivi par le McDonnell Douglas MD-11. Le Boeing 747 " Air Force One ", VC-25A débute sa carrière. propulsé par des CF6-80C2 en 1990. Le CF6-80E1, dérivé du -80C2, conçu pour produire une puissance plus élevée pour des avions de nouvelle génération à fuselage large, tel que l'Airbus A330. Le CF6-80E1 est certifié en 1993 à 67 500 livres de poussée. Il entre en service sur l'A330 au début de 1994. Obtenant de l'Agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne EASA l'autorisation ETOPS (2) 180 minutes au début de l'année suivante.

Dans le secteur des turbines marines et industrielles, GE commence les études de développement destinées à la turbine LM6000 de 56 150 chevaux, dérivée du CF6-80C2. C'est la première turbine industrielle dont le rendement du générateur de gaz dépasse 40%. Elle est utilisée dans divers secteurs de la génération de puissance. Vingt-cinq sont en service au milieu des années 1990. En 1994, GE commercialise la type LM2500+ c'est une 2500, laquelle, tout en conservant ses caractéristiques de fiabilité et de disponibilité inclue un certain nombre des dernières technologies disponibles. Les applications des LM augmentent à partir de 1990. On retrouve des LM500, 1600 et 2500 dans nombre de bateaux type ferry rapides. Des plus grands navires de transport de passagers à ceux utilisés pour les opérations de ferry. Tel les très grands ferry HSS (High Speed Service) construits par Stena Lines en Suède qui sont équipés d'une combinaison de deux LM1600 et de deux LM2500. En Norvège, des ferry rapides, à la fois catamaran et hydrofoil, sont propulsés par deux LM500.

Au milieu de années 1990, le F404-GE 402 EPE (Enhanced Performance Engine) de 17 700 livres de poussée est devenu le moteur de choix de la patrouille acrobatique les " Blue Angels " de la Navy qui chaque année, se produit devant des millions de spectateurs pendant de multiples fêtes aériennes. Ce moteur a été choisi par les forces aériennes du Koweït, de Suisse, de Thaïlande et de la Finlande pour propulser leurs F/A-18 " Hornet ". En anticipation des nouvelles missions qui seront confiées à la Navy, GE développe le F414 pour des versions avancées du A/F-18, les F-18E/F " Super Hornet ".

Simultanément, la production du CF34 continue pour des avions de la société Canadair, dont les " Challenger 601 et 604 " et un nouvel avion régional de cinquante places, puis sous sa version CF34-8C de 13 000 livres de poussée pour une version agrandie désignée CRJ-X de soixante-dix places. En 1993, le partenariat formé avec AlliedSignal livre à Dassault, pour l'avion d'affaires Falcon 2000, un réacteur de 6 000 livres de poussée désigné CFE738. Toujours au milieu des années 1990, les 10 000 T700 / CT7 en service motorisant les hélicoptères Sikorsky H-60 / S-70 " Hawk ", EH-101 " Merlin ", " Super Cobra " et " Apache " ont accumulé plus de 18 millions d'heures de vol. Dans le cadre d'un programme de modernisation, le T700 avait également été choisi pour remplacer le vénérable T58 des hélicoptères SH-2G " Seasprite " construits par Kaman. La version turbopropulseur CT7 trouve une nouvelle application pour un avion régional bimoteur Tchèque, le L610G construit par LET.



General Electric F414

Au milieu des années 1990, avec déjà plus de sept-mille moteurs en service, la famille des moteurs CFM56 est utilisée par vingt-deux applications. La décennie avait commencée avec le CFM56-5C, version à soufflante agrandie, nécessitant un nouveau rotor basse pression, réduisant le bruit et la consommation de carburant, FADEC II (Full Authority Digital Engine Control) et nacelle longue à flux mélangés. La poussée se situe dans le créneau des 31 200 à 34 000 livres. Le CFM56-5C entre en service en 1992 sur les avions quadrimoteurs de la série Airbus A340-200 et -300. En 1994, le CFM56-5B entre en service sur une version allongée de l'A320, l'A321. Une version du CFM56-5B, à chambre de combustion et injecteurs de carburant double tête destinés à réduire les émissions polluantes DAC (Double Annular Combustor) est proposée en option. Elle entre en service en mai 1995. Les CFM56-5A et CFM56-5B sont proposés pour une version plus petite de l'A320, l'A319 lequel vole pour la première fois en septembre 1995. La chambre de combustion DAC est également disponible pour

l'A319. Les développements continuent pour le CFM56-7B, qui incorporera les dernières technologies disponibles : FADEC, aubes de soufflante à large corde, avec, en option, la chambre de combustion DAC. Dans la gamme de poussée 18 400 à 26 400 livres, il propulsera les nouveaux Boeing 737 de la série 737-600/-700/-800 qui entrent en service à la fin de l'année 1997. Du côté des applications militaires du CFM56, en 1995, le programme de remotorisation des ravitailleurs en vol Boeing KC-135 R de l'USAF avec le F108, se terminant, la même opération commence aussitôt pour les C-135A de la garde nationale des États-Unis.

En 1990, l'agence Japonaise d'auto-défense choisit le F110 IPE " Increase Performance Engine " (IPE) pour motoriser un avion de combat de conception nationale, le FS-X construit en coopération par Mitsubishi et Lockheed-Martin. Capitalisant sur l'excellence de l'expérience des opérations accumulées avec ses F-16, l'USAF sélectionne le F110 pour les McDonnell Douglas de la série F-15E " Strike Eagle " optimisés pour l'attaque au sol. Après quarante années d'utilisation dans des conditions particulièrement austères, l'USAF décide de remotoriser ses avions de reconnaissance stratégique à très haute altitude et longue endurance Lockheed U-2 avec le nouveau moteur F118-101. Plus léger, consommant moins de carburant, il permet au Lockheed U-2S " Dragon Lady " de voler plus haut et plus longtemps.

Optimisé pour l'avion bimoteur commercial à fuselage large Boeing 777, incluant les toutes dernières technologies, le GE90, produit en coopération avec la SNECMA, est un moteur à très fort taux de dilution offrant de 75 000 à 100 000 livres de poussée. Il combine l'expérience acquise par les moteurs des familles CFM56 et CF6 et celles issues des programmes de la NASA : QCSEE (Quiet Clean Short-Haul Efficient Engine)



General Electric GE-90

et ECube (Energy Efficient Engine).

L'existence du projet GE90 est annoncée au grand public en 1990, les premières rotations en banc d'essais au sol en 1993. Les essais en vols commencent sur le Boeing 747 banc d'essais volant de General Electric à partir de 1995. La certification FAA, acquise la même année, permet de commencer les essais en vol sur le 777 à la poussée de 87 000 livres avant son entrée en service commercial chez son premier client, British Airways début de 1996.

## Les années 2000... et la suite.

Délicat d'aborder les années 2000 sans faire référence à la terrible crise financière de la fin de l'année 2007 qui impacta très sévèrement le conglomérat General Electric qui avait depuis plusieurs années très largement investi dans diverses activités à caractère exclusivement financier : assurances, prêts type " subprime ", multiples sociétés de crédit à la consommation, financement et location d'avions et de containers qui subirent de plein fouet les conséquences de cette période si difficile pour toutes les compagnies engagées dans ce secteur. En 2018, le conglomérat General Electric est retiré de l'indice Dow Jones (3), dont il était, depuis sa création en 1896, l'un des douze premiers membres. Pour survivre il sera contraint de désinvestir. Se séparant de toutes ses branches financières et même de certaines à caractère industriel pour se concentrer exclusivement sur un nombre d'activités industrielles réduit, moteurs d'avions, turbines de puissance, secteur de l'énergie et équipements médicaux.

Malgré ces difficultés à caractère financier, la période s'étendant du début des années 2000 à ce jour est marquée pour General Electric Aerospace (5) par la mise en service de plusieurs moteurs de haute technologie.

Le GEnX dont la poussée, dans la fenêtre des 69 800 à 76 100 livres, propulse deux avions de Boeing. Le bimoteur à fuselage large en carbone 787 " Dreamliner " et une version avancée, la dernière du quadriréacteur 747, le 747-800 décliné en deux variantes : passagers, qui n'est plus en production et 747-800F cargo. Le GE90-115B, 115 300 livres de poussée, qui certes dérive du GE90-90 des années 1980 mais intègre les dernières technologies, faisant de ce modèle un moteur particulièrement robuste et fiable. Il propulse le gros bimoteur à succès 777-300 ER, qui bénéficia de l'autorisation ETOPS 180 minutes dès son entrée en service. Deux autres versions ont été dérivées : le 777-200 LR à très long rayon d'action, utilisant le fuselage du -300 ER raccourci, et une version cargo, 777-200 LRF capable d'embarquer 101 tonnes de fret utilisent le GE90-110 B détaré à 110 000 livres de poussée du -115 B.

En début de production, le GE9X bien que technologiquement, assez différent, est le plus récent de la famille GE90. Il devrait entrer en service sur le Boeing 777X, ultime évolution du 777 au cours de l'année 2026. Il se caractérise par des saumons d'ailes repliables, ce dispositif ajouté à la puissance et à la faible consommation des moteurs GE9X permet au 777X de relier de nombreuses " city pairs " telle que Dubai - Los Angeles sans escale.



Boeing 777

Le nouveau moteur GE " Passport ", certifié en avril 2016 potentiellement destiné à succéder au CF34, à fort taux de dilution (5,6), rapport de pression très élevé (45/1) et faibles émissions polluantes, produisant juste en-dessous de 19 000 (4) livres de poussée, initialement destiné aux avions d'affaires de Bombardier " Global 7500 et 8000 " à très long rayon d'action et confortables, permet à un " Global " de rejoindre Sydney à Detroit soit 8225 miles nautiques à la vitesse de Mach 0,94. C'est ce moteur que GE proposa, sans succès, pour la remotorisation, en cours, du bombardier Boeing B-52.

Autre nouveau moteur, construit en coopération avec la société Japonaise Honda, le moteur GE Honda HF120. Ce petit moteur, certifié en 2009, dont le taux de dilution est de 2,9, produit 2 050 livres de poussée est destiné aux avions d'affaires légers.

Dans le domaine de la propulsion militaire, les équipes de General Electric s'activent au développement d'un prototype de moteur à cycle variable désigné XA100 qui pourrait éventuellement être installé dans des évolutions à venir du chasseur furtif de Lockheed Martin F-35 Lightning II ou tout autre avion de chasse de sixième génération. Ce concept permettrait de réduire les effets thermiques et d'augmenter le rayon d'action.

Enfin, certainement l'ultime version de l'insubmersible CF6, le CF6-80C2L (L pour Lockheed) de 60 200 livres de poussée, faisant suite à deux projets datant de 1998, AMP (Avionics Modernization Program), concernant l'avionique et RERP (Reliability Enhancement and Re-engining), qui a été sélectionné par l'USAF pour remplacer les TF39 du C-5A " Galaxy " qui est renommé C-5M. Le GE-80C2L est désigné F138-GE-100. Les 22% de poussée supplémentaire réduisent la course au décollage du C-5A ou B de 30%, le rayon d'action est accru de 58%, la vitesse ascensionnelle de 10%. L'économie en carburant sur la durée de vie, estimée à 2050, des cinquante-deux C-5 M qui seront remotorisés, est estimée à 20 milliards de dollars. Le premier C-5 M effectue son premier vol en juin 2006.



General Electric " Passport "



CFMI Rise

Chez CFM International, ces années ont été marquées par l'extension de l'accord CFM International avec Safran Aircraft Engines pour le développement d'un moteur résolument moderne, le LEAP (Leading Edge Aviation Propulsion) disponible dans une gamme de poussée s'échelonnant de 24 à 35 000 livres. Succédant à la famille des moteurs CFM56, il est décliné en trois versions : le LEAP-1A pour les avions de la famille Airbus

A320 NEO (New Engine Option) d'Airbus, le LEAP-1B des avions Boeing 737MAX, qui succèdent à ceux des séries 737-300 (Classic) et 737-700 NG (New Generation) et le LEAP-1C pour un avion bimoteur de fabrication Chinoise le COMAC C-919.

Préparant résolument l'avenir, les deux partenaires de CFM International travaillent à un moteur révolutionnaire. Le CFMI RISE (Revolutionary Innovation for Sustainable Engines) qui se caractérisera par un rouet d'hélices rapides non carénées. Il est en début d'études et d'essais partiels. Sa consommation carburant est ses émissions de CO<sup>2</sup> seront de 20% inférieures à celles des meilleurs moteurs présentement en service. Il sera capable d'utiliser des sources d'énergie alternatives SAF (Sustainable Aviation Fuel) ou hydrogène. Il pourrait entrer en service avec des avions monocouloirs au milieu de années 2030.

#### **Notes de fin :**

(1) DAM, Disque Aubes Monobloc pièce tournante constituée d'un seul bloc formant le disque et les aubes

(2) ETOPS. Pour Extended Twin Operations. Éventail de règles qui régulent les capacités d'éloignement maximum d'un aéroport satisfaisant pour un avion exploité en service commercial passagers par les compagnies aériennes.

(3) Dow Jones Industrial Average (DJIA). Le DJIA est un indice boursier de la bourse de New-York, similaire au CAC40 de la bourse de Paris. Il fut créé en 1896 par Monsieur Charles Dow. A ses débuts, il n'incluait que douze sociétés établies aux États-Unis. Toutes des géantes de l'époque dans leur domaine d'activité : American Cotton Oil, American Sugar, American Tobacco, Chicago Gas, Distilling & Cattle Feeding, General Electric, Laclede Gas, National Lead, North American, Tennessee Coal and Iron, U.S. Leather, and U.S. Rubber. De toutes ces compagnies, c'est General Electric qui y resta, constamment sous le même nom, le plus longtemps, pratiquement 120 ans.

(4) Le protocole d'accords entre General Electric et Safran Aircraft Engines stipule que la fenêtre de puissance des moteurs de CFM International commence à 19 000 livres. Les partenaires s'accordent à ne pas produire isolement de moteur au-dessus de ce seuil.

(5) GE Aerospace est le principal fournisseur mondial de réacteurs d'avions et propose des moteurs pour la majorité des avions de transport civil. Il a succédé à General Electric Aircraft Engines, GEAE (jusqu'en 2005) et à GE Aviation (jusqu'en 2022).

**Sources** : Texte inspiré d'un brochure référencée AE 3540 " A proud heritage of power " éditée par la direction de la communication de GE Aviation en 1995.

**Photographies** : toutes les photographies sont issues de General Electric Aviation sauf mention contraire

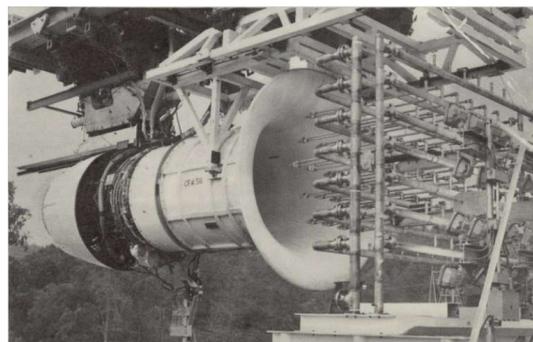
## La certification du CFM56 (1974 - 1979)

Rarement, dans l'histoire de la propulsion aéronautique, un réacteur aura connu une phase de certification et d'essais (1) aussi conséquente se déroulant sur cinq ans et demi soit 66 mois et aussi intense avec pas moins de 73 essais contraignants, difficiles à réussir, certains (une vingtaine environ, et notamment l'essai capital d'endurance de 150 heures) jugés nécessaires à l'obtention de la certification.

Réalisée sous la supervision d'ensemble de CFM International (filiale commune des deux motoristes), la certification s'est déroulée dans le contexte particulier de la double certification selon les réglementations FAR-33 (américaine) et JAR-E (côté français), cette dernière, à la suite de l'harmonisation des réglementations nationales, fut adoptée dans l'ensemble de la communauté Européenne. Les exigences formulées dans les deux réglementations FAR-33 et JAR-E sont globalement semblables. Elles peuvent toutefois, sur certains points, se distinguer par leur degré de sévérité ; en outre, il est possible que des points particuliers puissent ne pas figurer dans l'une ou l'autre des réglementations.

Un des axiomes du consortium CFMI est le partage équitable des tâches. Axiome qui s'applique aussi aux tâches de développement et de certification. Celles-ci étant potentiellement très coûteuses elles sont optimisées en fonction des modules de responsabilité et du savoir-faire de chacun des partenaires.

Tel fut le cas par exemple des essais d'ingestion de corps étrangers : la SNECMA qui devait développer, entre autres modules, ceux situés à l'avant du moteur, se voyait confier la plus grande partie de ce programme, tandis que General Electric, fort de ses installations, en plein air, du site de Peebles (Ohio), était chargé de la réalisation des essais de fonctionnement par vents traversiers, givrage, d'ingestion d'eau, de sable et de gravier.



Dispositif d'injection d'eau utilisé à Peebles (Ohio), pour l'essai de certification en août 1978 (© SAE)

En France, trois entités sont impliquées dans le développement du propulseur et de ses composants : le CEAT (Centres d'Essais Aéronautiques) de Toulouse, le CEPr (Centre d'essais des Propulseurs) de Saclay et le site de la Snecma à Melun-Villaroche.

### Les plus sévères essais d'ingestion

Afin de proposer un moteur mature dès l'entrée en service, les partenaires s'imposent de rendre négligeables ou nuls les dommages pouvant survenir dans les conditions de fonctionnement extrêmes reproduites au cours des essais de développement et de certification. Une telle exigence qui dépasse largement les normes de certification imposées par les Autorités implique la réalisation d'essais de développement très sévères conduits en parallèle de ceux associés au programme de certification.

Le programme de certification du CFM56 qui comporta au total quelque 73 essais certifiants et de développement. Leurs analyses associées et la constitution des documents de certification peut être divisé en deux catégories : d'une part, ceux qui visent à mesurer l'incidence sur la sécurité d'une anomalie de fonctionnement du moteur consécutive à la défaillance d'une pièce, d'un des systèmes ou à une erreur de pilotage (essais en conditions limites de fonctionnement); d'autre part, ceux qui ont pour but de valider l'aptitude du moteur à supporter des conditions hostiles d'environnement (essais d'impacts - ou d'ingestion - de corps étrangers). Dans l'un et l'autre cas, les conditions imposées au moteur CFM56 en cours de certification ont été d'une sévérité inhabituelle, comme nous allons le voir.

Et d'abord, les essais d'ingestion :

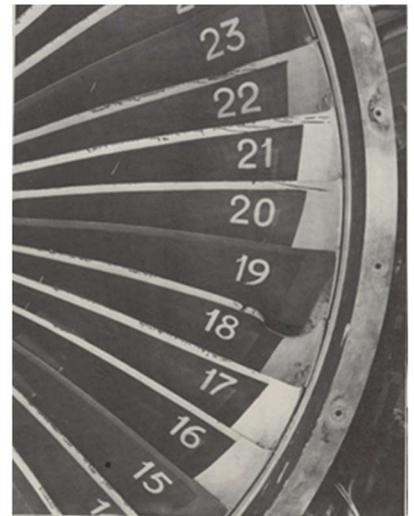
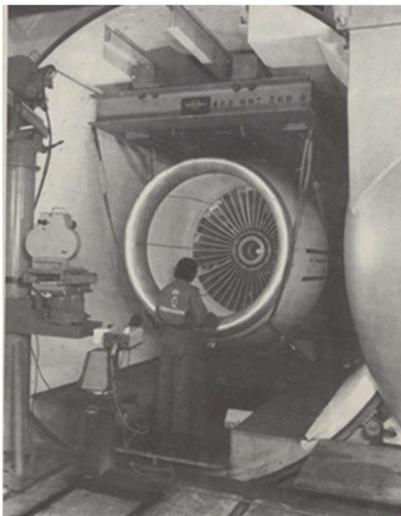
#### Une volée de sept oiseaux (2) d'un coup !

Les statistiques montrent qu'une proportion relativement importante d'incidents en exploitation résultent de l'ingestion de corps étrangers au point fixe, au roulage ou en vol : oiseaux de tailles diverses, fragments de pneumatiques, grêlons, glace, sable, gravier, pluie etc...

La capacité de résistance du CFM56 à de telles ingestions fut démontrée grâce à une série d'essais. En premier lieu, l'essai d'oiseaux moyens, essai " majeur " que jamais jusqu'ici un moteur d'avion n'avait subi dans le cadre de sa certification : l'impact simultané d'une volée de 7 oiseaux de taille moyenne pesant 700 grammes

chacun. Cet essai doit simuler l'hypothèse où, en phase de décollage, un ou plusieurs moteurs absorberaient de tels oiseaux en vol groupé, au voisinage de l'aéroport. Dans ces conditions, le règlement tolère une perte de poussée de 25%. La poussée résiduelle devant, par ailleurs, être maintenue pendant 15 mn au moins. Il doit être également démontré que la totalité des débris éventuels doit être contenue. C'est-à-dire n'engendre pas de perforation aux parois des carters et à la nacelle, que le balourd associé n'entraîne aucune défaillance au niveau des structures du propulseur ainsi qu'aux dispositifs de fixation interfaçant avec l'avion, ni feu incontrôlé, ou impossibilité pour le pilote d'arrêter le moteur.

L'épreuve a lieu au Centre d'Essais des Propulseurs (CEPr) de Saclay, en août 1978. C'est une réussite : à l'issue d'un tir de 7 oiseaux moyens, à 1/10<sup>ème</sup> de seconde d'intervalle dans l'ensemble de la section frontale de la soufflante. Le CFM56 retrouve 98 % de sa poussée initiale en moins de 2 secondes. Une minute après le tir - alors que la réglementation prévoit jusqu'à 10 secondes - sont réalisés : une décélération volontaire à 75 % de la poussée de décollage et le maintien du régime à ce niveau pendant 15 mn, suivi d'accélération et de décélération, du ralenti à 75 % du régime de décollage. Seuls dommages constatés : quelques déformations sur certaines aubes et la libération d'un petit fragment détaché de l'extrémité d'une des aubes.



A Villaroche, un ensemble soufflante avec la buse d'entrée d'air avion prêt pour un essai partiel préparatoire à l'essai de rétention d'aube (rupture provoquée) à la suite de laquelle les débris éventuels ne doivent, en aucun cas, traverser la paroi des carters. Le moteur de test est, représentatif de ceux qui seront produits en série, L'essai de certification sur un moteur complet, a eu lieu sur le banc TX au CEPr. (© SAE)

Sept oiseaux moyens de 700 grammes d'un coup : seul un petit fragment de l'aube No 18 s'est détaché (© SAE)

La réussite de cet essai avec un moteur représentatif de ceux produits en série fait suite aux nombreux tirs préalables dans des modules isolés (3) effectués dans le cadre du développement du moteur. A Saclay d'abord (1975) au banc TX, dans les aubes de la soufflante, dans des conditions représentatives de la vitesse relative d'une collision au décollage. A Villaroche ensuite (1975-1978), en fosse de survitesse, dans une roue de soufflante seule. L'expérience acquise grâce à ces quelques 50 tirs d'oiseaux moyens permet de mettre au point, progressivement, des profils d'aubes présentant une résistance maximale à l'impact tout en conservant des performances aérodynamiques très avancées ; et ne conduisant pas à la libération non contenue de fragments susceptibles de créer des dégâts secondaires à la cellule de l'avion ou au sol. Sont réalisés également dans ce but, en parallèle des tirs d'oiseaux moyens, une série de tirs les plus divers : oiseaux lourds, barreaux de glace, grêlons, etc.

### Sable et gravier

Un essai réussi d'ingestion de sable et de gravier est réalisé avec des critères identiques à ceux de l'essai d'oiseaux moyens chez General Electric à Peebles, en novembre 1977.

### Par brouillard ou par giboulées ...

Autres essais d'ingestion, ceux pour lesquels aucune perte de puissance n'est tolérée par la réglementation. Appartiennent à cette catégorie les essais d'ingestion de glace, de grêlons, d'eau ainsi que tous éléments d'origine atmosphérique pouvant affecter plusieurs moteurs simultanément pendant la durée d'un vol.



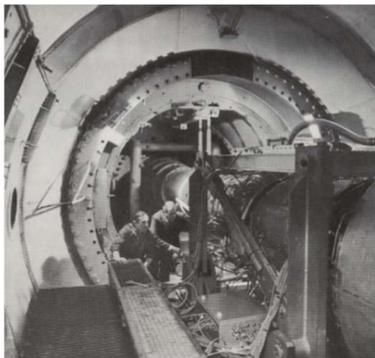
Peebles - Banc d'essai en plein air

C'est à Peebles, dans un banc d'essai en plein air qu'ont lieu pendant les hivers 1976 et 1977 les essais de givrage inscrits au programme de certification ; le but étant de montrer que la glace qui se forme dans le capot, en avant du rotor basse pression, sur les aubes directrices de sortie de la soufflante et, éventuellement, sur les lèvres de l'entrée d'air, lorsque l'avion évolue en conditions givrantes ne crée aucun régime vibratoire inacceptable qui ne pourrait toléré par le rotor basse pression soit sans danger pour le moteur. Pour ce faire, dans des conditions météorologiques adéquates, un dispositif spécifique du banc d'essais pulvérise devant le moteur une grande quantité d'eau nébulisée de façon à créer un " brouillard givrant ". La masse de glace s'accumule alors sur les

parties avant jusqu'à la mise en route du système de dégivrage. En plusieurs reprises, les balourds correspondants sont ainsi déterminés ; les séquences d'accélération et de décélération qui s'en suivent permettent de démontrer que le système et la procédure de dégivrage sont efficaces et que le CFM56 est capable d'ingérer cette glace sans problème soit aucune variation de poussée, ni défaillance mécanique.

Les bons résultats obtenus au cours des essais de développement et de certification s'expliquent par l'intensité de l'activité préparatoire (tirs de blocs de glace dans la soufflante au CEPr, dans des conditions d'aspiration simulée, tirs en fosse de survitesse à Villaroche). Par ailleurs, c'est à la suite d'essais partiels effectués au CEPr dans le banc d'altitude, en conditions givrantes, qu'est adoptée la forme conique, typique du cône de la soufflante du CFM56. Il est déterminé que le cône est la forme géométrique optimale permettant de minimiser l'accrétion de glace.

Enfin, l'essai de grêlons (décembre 1977) réalisé, quant à lui, avec un moteur complet à Saclay, au banc TX, est également couronné de succès. Il consiste à projeter de gros grêlons (de 25 mm et 50 mm de diamètre !) en avant de la soufflante. Aucun dommage dans les l'aubages, ni perte de puissance ne doivent être constaté. Le bon comportement du CFM56 par pluie diluvienne en vol ou par ingestion massive d'eau qui pourrait inonder la piste est mis en évidence à Peebles (août 1978) : d'importantes quantités d'eau (jusqu'à 15 % du débit massique d'air du moteur) sont ingérées sans que le fonctionnement du CFM56 en soit affecté. Il est à noter que pour l'essai de certification, le pourcentage requis est de 4 % seulement.



CEPr de Saclay : caisson d'altitude. Il permet d'explorer la totalité du domaine de vol



CEPr de Saclay : banc d'ingestion en plein air. Le CFM56 est positionné en face du canon multitube.

**Le banc TX.** Construit au début de 1971, le banc TX a été spécialement conçu pour tester en plein air les moteurs dans les conditions les plus critiques :

- ingestion d'un ou plusieurs corps étrangers (oiseaux, grêlons, morceaux de glace, etc.). Les projectiles sont projetés devant le moteur, à une vitesse correspondant à celle qu'aurait l'avion en vol, au moyen de canons à air comprimé. On observe alors et on vérifie le comportement du moteur au moment de l'impact et pendant les secondes ou les minutes qui suivent. Le comportement doit être conforme aux exigences réglementaires.

ou

- libération d'une aube de soufflante, suite à une rupture en pied de pale. L'essai consiste à vérifier que le carter de la soufflante " contient " la totalité des éléments libérés, que les capots de la nacelle restent fermés et que, si des fuites huile et de carburant sont autorisées, il n'y aucun départ de feu. Il doit rester possible d'arrêter le moteur. C'est une épreuve particulièrement difficile dans le processus de la mise au point d'un moteur à fort taux de dilution.

### A plus de 5 000 tr/mn, la rupture (intentionnelle) d'une aube de soufflante.

La libération de l'aube de soufflante qui est effectuée alors que le rotor basse pression tourne, stabilisé à la vitesse correspondant à celle de la ligne rouge, est un essai " majeur " du processus de certification de tous moteurs, dont le CFM56. Cet essai, extrêmement sévère, est réalisé pour la première fois sur un moteur complet. Il s'agit de reproduire le fonctionnement du moteur dans l'hypothèse extrême où l'ingestion de corps étrangers, ou toutes autres causes, conduirait à la rupture d'une pale. En exploitation, statistiquement, ce type de dommage majeur ne peut affecter qu'un seul moteur à la fois ; aussi le principe de l'extinction en vol du moteur est-il admis par la réglementation. Les autres critères de succès étant identiques à ceux énoncés pour les essais d'ingestion précédemment décrits.

L'essai de certification a lieu en juin 1978, à Saclay, sur le banc TX, banc d'ingestion spécialement construit et aménagé par le CEPr pour recevoir le CFM56. Les résultats sont pleinement satisfaisants : la rupture artificiellement (4) provoquée au pied d'une aube de soufflante, à la vitesse maximale de rotation (Ligne rouge) du corps basse-pression, n'a aucune conséquence néfaste pour la sécurité (en particulier, le balourd résultant qui reste dans les limites démontrées pendant les essais partiels). En outre, les dommages collatéraux sont peu importants.

### Les essais " limites " : sécurité tous azimuts

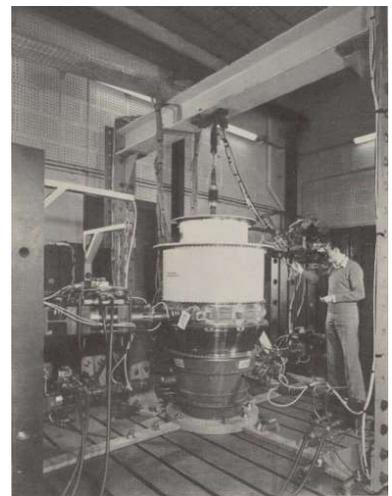
Le programme d'ingestion de corps étrangers, aussi complet soit-il, ne constitue qu'un des volets de la campagne de certification. Il importe en effet tout autant de vérifier que le bon fonctionnement et la sécurité soient assurés lorsque le moteur évolue aux conditions d'opérations maximales.

Les essais de ce type ont pour but de démontrer : la capacité du moteur à fonctionner aux régimes de rotation et de température maximales pendant de longues durées et de façon répétées. La réponse en poussée aux sollicitations de la manette des gaz, et que les temps d'accélération ou de décélération soient satisfaisants. L'endurance enfin, inclue celle du boîtier d'entraînement des accessoires (AGB Accessory Gear Box).

En régime de survitesse le comportement satisfaisant du moteur est constaté à l'issue des essais partiels effectués (fin 1978, début 1979) sur chacune des parties tournantes, soufflante, compresseurs, turbines (les composants basse-pression sont essayés en France). De bons résultats sont obtenus, en novembre 1978, pour l'essai de fonctionnement aux températures limites des deux modules turbines basse et haute-pression. Sur demande, dans ce dernier cas, de la DGAC ; et en régime transitoire, en juin 1979, pour satisfaire, à la réglementation américaine.

Les autres essais et analyses particulièrement significatifs portent sur :

- **les contraintes dynamiques** : ces essais permettent de relever la distribution des efforts et les déformations qu'ils entraînent sur le moteur. Certains d'entre eux (par vent de travers, par exemple dans le banc en plein air de Peebles) ont pour but de mesurer le niveau des contraintes vibratoires maximales. Ce paramètre est, en effet, l'un des éléments déterminants pour les calculs des durées de vie certifiées des pièces principales (calculs qui font l'objet, eux aussi, d'un rapport de certification).
- **le comportement aérodynamique du moteur par vent de travers.**
- **la résistance des carters et des dispositifs de suspension** : la tenue des structures aux forces qui s'exercent pendant le vol est étudiée sur les installations du Centre d'Essais Aéronautiques de Toulouse (CEAT) et du Centre de Villaroche de la SNECMA. Par ailleurs, la capacité des carters à encaisser des niveaux élevés de pression est démontrée chez les deux motoristes.
- **la qualité de l'air destiné au conditionnement de la cabine de l'avion** : en cas de contaminations accidentelles, par les poudres constituant le matériel abrasable, appliqués dans certaines zones des



Essai décisif parmi les essais de validation : celui de la capacité du carter d'échappement à encaisser des niveaux d'efforts élevés. Le carter d'échappement du CFM56 comporte les dispositifs d'attaches arrière du moteur avec l'avion. Ici, le carter d'échappement est installé dans un banc d'essais statiques à Villaroche. (© SAE)

compresseurs qui pourrait résulter d'éventuels contacts rotor/stator ou par de l'huile de lubrification provenant d'une fuite au niveau de joints de la ligne d'arbre (on doit alors démontrer que la pollution maximale est inférieure à celle admise par les spécifications).

- **la tenue mécanique et la résistance thermique des équipements** : (réservoir d'huile, pompe à carburant, régulateur, module de lubrification). On élève, dans ce cas, la température d'ambiance à l'aide d'une torche dont la température de flamme est de 1 100 °C et l'on constate s'il y a ou non déformation susceptible de provoquer une fuite de carburant ou d'huile. On démontre ainsi qu'il n'y a pas de source supplémentaire susceptible d'alimenter un feu qui viendrait à se déclarer. Un autre essai important consiste à vérifier la résistance au givrage du système d'alimentation en carburant ; il faut en effet s'assurer que la glace qui pourrait se former, n'importe où dans le système, n'entrave pas son bon fonctionnement.

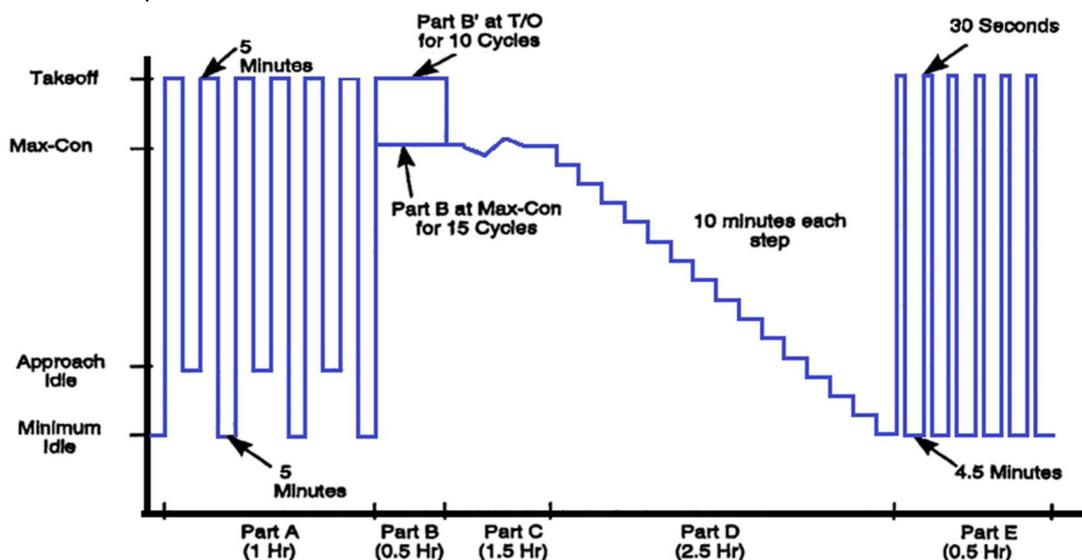
### *L'épreuve finale : un essai d'endurance de 150 heures*

Faisant partie de l'un des plus importants essais de la certification, il intervient au cours du programme pour confirmer la validité de la définition des pièces, représentatives d'un moteur de production (5).

L'épreuve consiste en 25 cycles " A " : (Triple lignes rouges) d'une durée de 6 heures répondant aux exigences réglementaires, il comporte des phases de fonctionnements aux différents régimes simulant le décollage, le ralenti, le maximum continu, la montée, la croisière, la descente, l'atterrissage avec inversion de poussée, ainsi que des accélérations et décélérations rapides et lentes, pour peigner la totalité du spectre vibratoire. La sévérité de tels essais, bien supérieure à celle rencontrée en utilisation normale, permet de s'assurer qu'en cas de nécessité, le moteur soit capable de fonctionner à ces limites pendant une durée significative, plus longue que celles autorisées par le manuel de vol.

Les " Trois lignes rouge " (Température, Vitesse de rotation N1 - Rotor basse-pression - Vitesse de rotation N2 - Rotor haute pression - devant être obtenues et maintenues simultanément, au niveau des lignes rouges admises dans le manuel d'exploitation, alors que la poussée est au moins nominale, celle pour laquelle la certification est demandée, il est nécessaire de procéder à des ajustements spécifiques, par dispositifs de banc ou dans les systèmes du moteur pour les obtenir. En outre, une partie des cycles devra être exécutée aux pressions d'entrée et de températures du carburant minimales et maximales prévues au manuel d'exploitation. Similairement pour la pression produite par la pompe de lubrification et la température d'huile.

L'essai certifiant des " Trois lignes rouge " se déroule à Villaroche et s'achève le 3 août 1979. D'une durée de 150 heures il permet de démontrer que toutes les pièces constitutives du moteur restent dans les limites d'acceptabilité telles que décrites dans le manuel de maintenance.



Essai des cycles " A ". Le cycle " Trois lignes rouge " ou des 25 cycles de " Type A " est certifiant. Avec celui de la libération d'une aube de soufflante, c'est l'épreuve la plus difficile à réussir. Le point de chaque partie du cycle n'est validé qu'à partir du moment où le moteur fonctionne simultanément au niveau des trois lignes rouge telles qu'elles seront décrites dans le manuel d'exploitation de l'avion. Une partie des cycles " A " devra être exécutée à pression de carburant et température maximales et minimales similairement pour la pression et température de l'huile de lubrification. La lente décélération étagée, permet de peigner un maximum des modes vibratoire des rotors.

A la fin de l'essai des cycles " A ", conformément à la réglementation, le moteur est désassemblé jusqu'au niveau de toutes les pièces élémentaires - plusieurs milliers - elles sont alors toutes présentées sur table pour inspection et l'écriture du rapport qui sera présenté à l'autorité de certification voire, dans un but de promotion, aux premiers clients. Le bon état des pièces est constaté, en septembre-octobre 1979, par les représentants des autorités de certification, des compagnies aériennes premières clientes potentielles du CFM56 et des membres du personnel de General Electric et de la SNECMA.

En parallèle, un essai d'endurance de 150 heures du module boîtier d'accessoires (AGB) s'achève avec succès en juillet 1977, chez son fabricant, Hispano-Suiza, filiale de la SNECMA dans son usine de Bois-Colombes.

## *Au-delà de la certification...*



Le CFM56 à Villaroche en 1974  
(© Espace Patrimoine Safran)

Pendant ces 5 ans et demie (66 mois), un travail d'ampleur est accompli par les deux partenaires pour obtenir, le certificat de navigabilité du CFM56-2 taré à 10 900 kg (24 000 livres) de poussée. Toutefois, la certification ne marque pas la dernière étape de développement du moteur. Le CFM56 poursuit ses essais au sol et en vol et notamment ceux de l'inverseur de poussée afin d'améliorer encore ses capacités opérationnelles.

Début novembre 1979, les 11 moteurs de banc d'essais et les 5 moteurs bons de vol totalisent plus de 7 000 heures de fonctionnement en 7 350 cycles d'endurance simulant des cycles de vol en exploitation commerciale.

En avril 1982, lorsque le CFM56-2C entre en service sur les Douglas DC-8 séries 60 remotorisés des deux premières compagnies clientes, Delta Airlines et United Airlines, ce sont 10 000 heures d'essais et 22 000 cycles qui auront été accumulés au total.

### **Notes de fin.**

(1) La campagne de certification d'un moteur d'avion est constituée de deux types d'essais. D'une part, ceux nécessaires, obligatoires, à l'obtention du certificat de navigabilité et d'autre part ceux, conduits à l'initiative du fabricant pour acquérir de la connaissance de son moteur. Ils peuvent continuer après l'obtention du certificat de navigabilité. Il est possible notamment, faisant suite à l'emploi de technologies nouvelles que l'autorité chargée de la certification demande certains tests additionnels de validation dont le processus d'exécution et d'acceptabilité est établi en commun.

(2) Les oiseaux d'élevage préalablement sélectionnés pour leur poids sont préalablement anesthésiés puis asphyxiés avec des gaz, ensuite disposés dans un cylindre en polyéthylène expansé avant la projection dans le moteur.

(3) L'essai de certification requérant qu'il soit validé sur un moteur complet, est très onéreux. Il importe donc de le réussir du premier coup. Ainsi, d'une manière générale, les fabricants procèdent par étapes successives. D'abord en libérant en fosse une seule aube ce qui permet de confirmer la validité de la fragilisation avec la quantité et le nombre de charges explosives nécessaires. Notamment que la fragilisation indispensable permettra, malgré tout, d'atteindre et de stabiliser suffisamment longtemps sans rupture, la vitesse de rotation requise. Puis, toujours en fosse, sur une roue de soufflante complète, suivi d'un ultime essai, avant celui du moteur complet, utilisant le module de compression basse pression complet. Pour exemple, roue de soufflante et compresseur basse pression. Pour minimiser notamment, mais pas seulement, la puissance du moteur d'entraînement, ces essais, de nature purement mécanique, sont réalisés en fosse sous vide, les rotors étant amenés aux vitesses de rotation requises par un puissant moteur électrique. Ils sont filmés par des caméras à très grandes vitesses.

(4) L'aube à libérer est fragilisée dans la zone de rupture souhaitée par de petites charges explosives, qui sont détonnées au régime de rotation requis.

(5) Les autorités n'imposant pas d'accomplir la totalité des cycles " A " sans arrêter le moteur. Des inspections notamment endoscopiques sont effectuées en cours d'exécution.

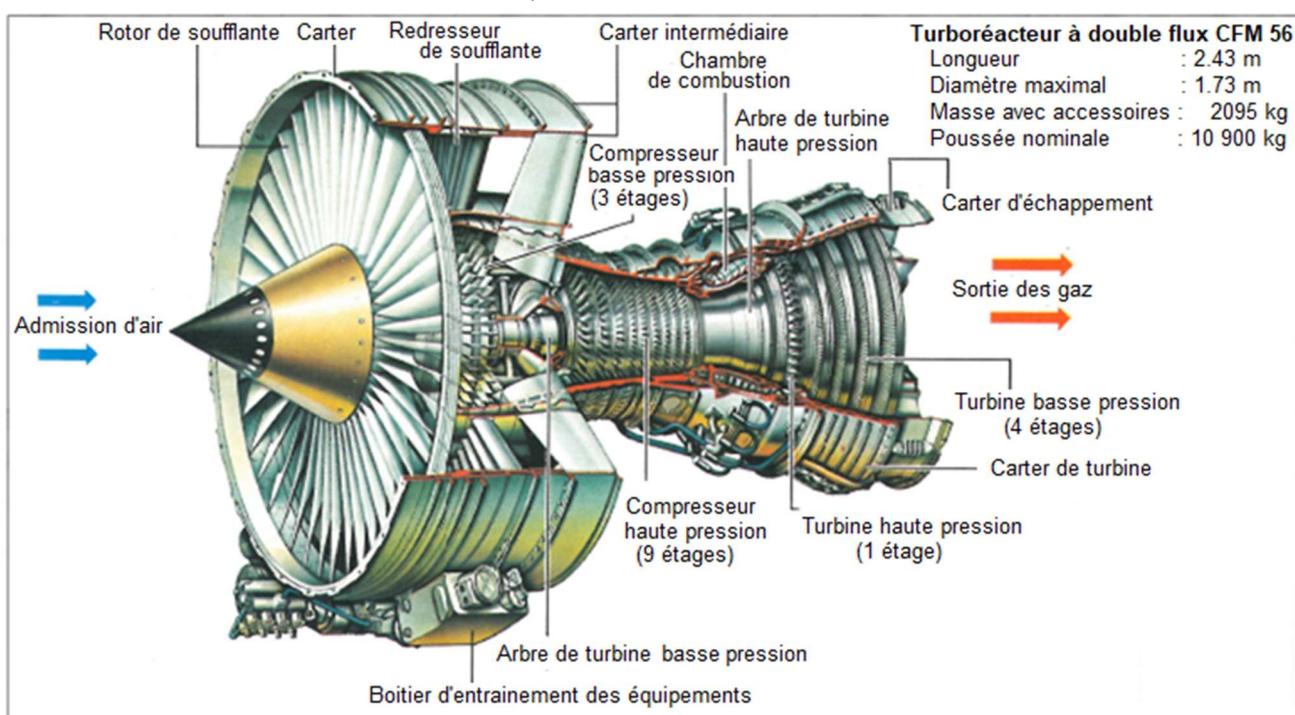
## La définition du moteur

Les objectifs techniques du premier moteur, de la famille, le CFM 56-2, s'échelonnant de 20 000 à 24 000 livres de poussée (88,96 à 106,80 kN), sont à cette époque particulièrement ambitieux pour un moteur, à fort taux de dilution élevé, une première dans cette gamme de poussée :

- en bruit : FAR 36-10 EPNdB soit 15 à 20 décibels de moins que les avions existants,
- en masse : rapport poussée/masse  $\sim 6$  soit 15 à 20 % plus léger que les moteurs existants,
- consommation de carburant : 20 à 25 % inférieure à celle du moteur JT-8D de Pratt & Whitney leader et référence sur ce segment,
- fiabilité et durée de vie supérieures à celles de tous les moteurs existants.

Le moteur possède deux particularités : celle d'avoir été calculé pour fonctionner au moins 30 000 heures entre deux grandes visites, intervalle pendant lequel il parcourra au moins 20 000 000 km, soit 500 fois le tour de la terre et celle d'être le seul moteur civil certifié sans pompage, en accélération et en réduction, à 45 000 ft (13 725 m).

En 1974, un programme complet de démonstration comprenant deux moteurs est lancé pour vérifier les performances et susciter l'intérêt des clients potentiels.



Anatomie du CFM56-2 (© Larousse). Deux turbines (HP 1 étage & BP 4 étages). En remontant vers l'avant du moteur, on trouve la chambre de combustion, puis les compresseurs divisés en neuf étages pour la partie haute pression, trois pour la partie basse pression que les américains appellent le " booster " (de " to boost ", faire la courte échelle, donner un coup de main). Il gère le compresseur HP. En avant, une soufflante (ou fan, en raison de sa ressemblance avec un ventilateur géant) qui éjecte directement la majeure partie de l'air directement dans l'atmosphère.

## Architecture

Le CFM56 est un réacteur à double corps double flux à taux de dilution élevé 6,1 : 1. L'arbre de turbine BP interne relie la soufflante (fan), le compresseur basse pression (BP), avec les étages de la turbine basse pression. L'arbre de turbine HP coaxial tournant à un régime supérieur relie le compresseur haute pression à la turbine haute pression. À plein régime, l'arbre BP tourne à 5 200 tr/min (selon les versions) et l'arbre HP à 15 000 tr/min. Le cône de nez est de dessin variable selon les versions.

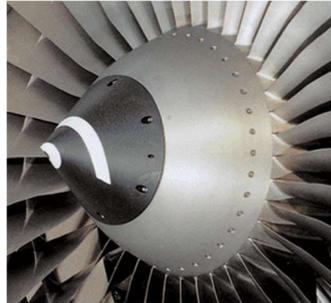
**Soufflante.** Toutes les versions du CFM56 possèdent une soufflante à un seul étage, à aubes pleines réalisées en alliage de titane. Ses caractéristiques évoluent en fonction des variantes du moteur. Sur le CFM56-2, la soufflante d'un diamètre est de 173 cm (68 ") comporte 44 aubes à talons et, sur la version -3 pour satisfaire aux caractéristiques d'installation sur les Boeing 737 des familles " Classic " et " NG ", elle est réduite à 152 cm (60 ") avec 38 aubes à nageoires homothétiques à celles du moteur General Electric CF6-80A.

Sur les versions -5A et -5B, le diamètre revient à 173 cm (68"), mais la corde (largeur) est augmentée, et le nombre d'aubes réduit à 36. Sur la version -5C, destinée à l'Airbus A340, le diamètre passe à 183 cm (72") et sur la version -7B, du Boeing 737 "Next Generation (NG)", le diamètre est réduit à 155 cm (61") et la corde des aubes est à nouveau augmentée, réduisant leur nombre à 24.

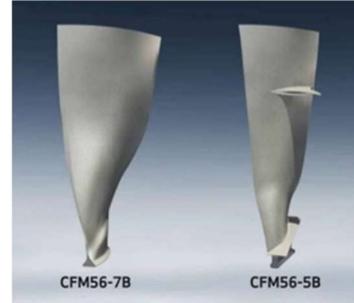
Les aubes de la soufflante sont installées glissantes dans le moyeu de manière à pouvoir les remplacer avec un minimum d'intervention.



Cône de nez CFM56-3



Cône de nez CFM56-5B



Aubes de soufflante

La spirale blanche peinte sur le cône situé au centre de la soufflante, appelée aussi "la virgule", répond à une logique de sécurité, une fois l'avion posé. Lorsqu'elle tourne, cette spirale sert à identifier que le réacteur est en rotation (le fan pouvant tourner relativement vite s'il est pris dans le vent). Ce moyen visuel permet d'avertir les équipes au sol, souvent situées à proximité des avions, de s'en tenir éloigné pour éviter tous dangers ou risque d'aspiration.

**Flux froid et inverseurs de poussée.** Le compresseur BP n'utilise qu'un sixième du flux d'air aspiré par la soufflante, le reste constitue le flux secondaire ou flux froid. Ce dernier, divisé par le bec de séparation des flux est dirigé vers le conduit du flux froid. Lorsque les inverseurs de poussée sont actionnés, des panneaux bloquent l'écoulement du flux froid vers l'arrière, pour le rediriger vers l'avant, par des ouvertures "grilles" sur les CFM56-2, -3 et -7 ou par quatre portes basculantes sur les CFM56-5 A/B/C aménagées en périphérie de la nacelle.

Les deux types d'inverseurs sont déployables et escamotables au sol pour assister l'action des freins de roues ; quatre inverseurs de poussée installés sur le Douglas DC-8 sont utilisables en vol.

**Compresseur basse pression.** Le compresseur BP, ou booster, comporte trois étages (quatre sur les versions -5B et -5C). Il s'inspire de la conception du moteur franco-anglais M-45. La section se réduit légèrement. Chaque étage de compresseur (ou de turbine) comprend un rotor et un stator ou aubage circulaire fixe. Positionnées dans la couronne intérieure du cadre structural avant, entre les compresseurs BP et HP, 12 vanes de décharge à ouverture variable, contrôlent le débit d'air. L'excédent est évacué vers le conduit du flux secondaire.

**Compresseur haute pression.** Dérivé directement du moteur militaire General Electric GE F-101, le compresseur HP comporte neuf étages. La première rangée d'aubes directrices d'entrée à angle de calage variable précède les trois suivantes également à angle de calage variable. Les aubes mobiles du premier étage sont renforcées par un raidisseur qui augmente la résistance aux dommages que pourraient induire des corps étrangers. La section diminue au fur et à mesure que la pression augmente, cette diminution est obtenue sur le diamètre externe, le diamètre interne restant constant. Chaque étage apporte une augmentation de pression moins importante que le précédent. Les parties tournantes du compresseur HP sont en alliage de titane, les parties fixes en alliage d'acier.



Soufflante CFM56-5



Chambre de combustion



Aube turbine haute pression

**Chambre de combustion.** La chambre de combustion est de type annulaire courte à faibles émissions. L'essentiel de l'air venant du compresseur HP passe dans la chambre de combustion via 20 buses symétriquement espacées. Chacune des buses abrite son propre injecteur de carburant. Avec l'injecteur de carburant, elles créent un mouvement d'air tourbillonnaire, qui homogénéise efficacement le mélange air carburant. Des perforations placées à la périphérie de la chambre de combustion permettent une circulation d'air forcé relativement froid isolant les parois de la chambre de combustion des températures extrêmes de la flamme.

**Turbine haute pression.** A un seul étage, la turbine HP est dotée d'aubes creuses refroidies fondues, à solidification monocristalline dans les dernières versions. Le distributeur est également refroidi par film d'air, prélevé au niveau du compresseur HP ayant contourné la chambre de combustion via l'intérieur du carter central. La fixation de type " sapin " permet de remplacer individuellement les aubes de la turbine HP.

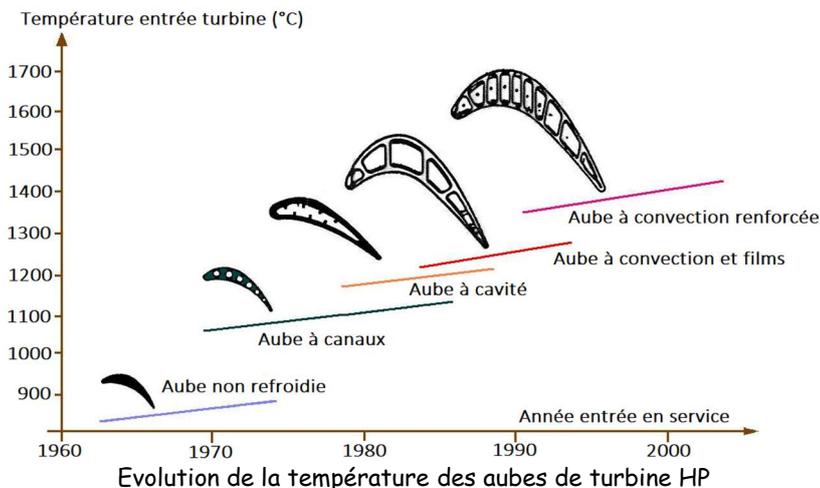
**Turbine basse pression.** La détente des gaz continue dans la turbine basse pression, qui entraîne la soufflante et le compresseur BP. Elle comporte quatre étages d'aubes à talons, sauf sur le CFM56-5C où ce nombre passe à cinq. La section augmente à chaque étage, tout comme elle diminue entre les étages de compresseur.

Un dispositif de contrôle actif de jeux radiaux utilisant de l'air prélevé dans la veine de la soufflante optimise le rendement. Derrière la turbine BP, le palier arrière de l'arbre BP et les points de fixation du moteur sur pylône de l'avion sont soutenus par un cadre structural " polygonal ". C'est le premier de ce genre sur turboréacteur à double flux.

## Matériaux

La famille des CFM56 utilise des matériaux à hautes performances, à la fois légers et résistants à des températures et des contraintes élevées. Six grandes familles de matériaux sont utilisées : les alliages à base d'aluminium, les alliages à base de cobalt, les alliages à base de titane, les alliages réfractaires à base de nickel, les aciers et les composites. Les objectifs recherchés étant d'alléger la masse, de maîtriser la corrosion, d'augmenter la résistance et de réduire les coûts de maintenance.

Pour les parties froides (1), il comporte essentiellement des alliages d'aciers (aubages redresseurs des CFM56-2 et -3), d'aluminium (Transfert et Accessory Gear Box, carter de soufflante), de titane (aubes, tambours et disques, aubages redresseurs CFM56-5 et -7, soufflante, compresseurs BP et HP) et de nickel (tambours Compresseur HP du CFM56-7). Les matériaux composites sont employés sur tous les apex des cônes d'entrée d'air réalisé en composite (fibre de verre Kinel) sauf pour le CFM56-3 après le redessinage du profil du cône qui passe d'une forme conique à une forme. Ils sont surtout utilisés sur les redresseurs de la soufflante (OGV) sur les CFM56-5A/-5B/-5C sous forme des CMO ou Composites à Matrices Organiques à base de fibres de verre et carbone. Très résistantes, les CMO permettent de gagner en légèreté. Sur le CFM56-3, les panneaux acoustiques sur le carter de soufflante sont fabriqués à partir de stratifiés époxy composites renforcés par fibres d'aramide Kevlar.



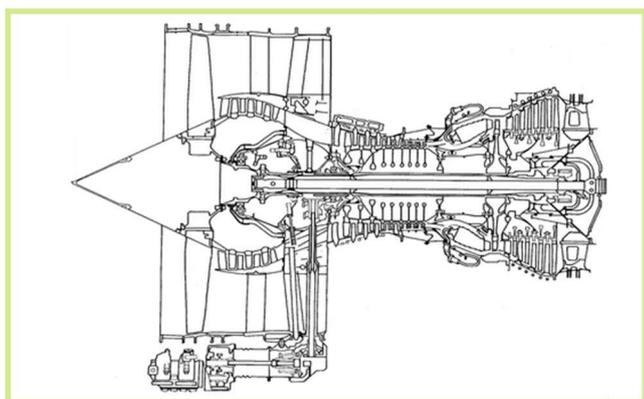
CFM56 - 7 Aube de turbine HP

Réalisé en alliage d'acier (Maraging 250), l'arbre de turbine BP est creux, long et de faible diamètre. L'arbre HP est constitué des disques et tambours de matériaux différents en fonction de la zone où ils se trouvent et des contraintes mécaniques et thermiques.

Pour les parties chaudes, chambre de combustion, turbines et distributeurs HP et BP, le moteur comporte des alliages de nickel et de cobalt. La chambre de combustion est réalisée en alliage de nickel-chrome-fer-molybdène offrant une combinaison de grande résistance à l'oxydation, de facilité de fabrication et solidité à haute température. Les aubes de turbines HP qui subissent des températures pouvant atteindre plus de 1200 °C, seuil très élevé pour des matériaux métalliques, sont dotées d'un système de refroidissement avec de l'air qui circule à l'intérieur des aubes. Les circuits sont creusés dans les aubes et l'air prélevé du compresseur HP à seulement 500°C assure leur refroidissement efficace. Pour une durabilité accrue la paroi des aubes des CFM56-5C/P et -7B, au niveau des bords d'attaque, est recouverte d'une barrière thermique en zircone d'yttrium. Originellement du type à cavités, les aubes de la turbine HP sont refroidies par convection et " films cooling ". Par suite de l'accroissement de la température d'entrée turbine (TET), près de 1 400 °C sur la deuxième génération de CFM56, elles sont élaborées en solidification dirigée sur le CFM56-5C puis en super alliage monocristallin (2) sur les CFM56-5C/P et -7B.

Au niveau des aubes et distributeurs de la turbine BP où les températures atteignent plus de 900 °C, les pièces sont non refroidies sur la première génération de CFM56 (-2 et -3) puis refroidies sur la seconde génération de CFM56 (-5 et -7). A noter que les aubes sont élaborées en super alliage monocristallin.

Réalisée initialement en alliage d'aluminium, la nacelle qui comporte l'entrée d'air, les capots de la soufflante et l'inverseur de poussée, passe progressivement en matériaux composites : partiellement sur les Boeing 737 Classic et NG (capots des inverseurs) puis intégralement sur les Airbus A320 et A340.



**Gamme des températures TET et EGT (3) :**

CFM56-2 : 1 347 °C	CFM56-2 : 930 °C
CFM56-3 : 1 369 °C	CFM56-3 : 930 °C
CFM56-5 A : 1 296 °C	CFM56-5 A : 915 °C
CFM56-5 B : 1 360 °C	CFM56-5 B : 950 °C
CFM56-5 C : 1 414 °C	CFM56-5 C : 950 °C
CFM56-7 : 1 391 °C	CFM56-7 : 950 °C

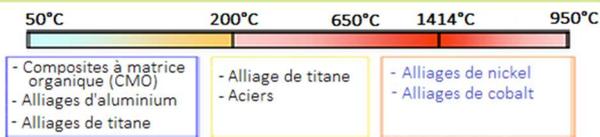
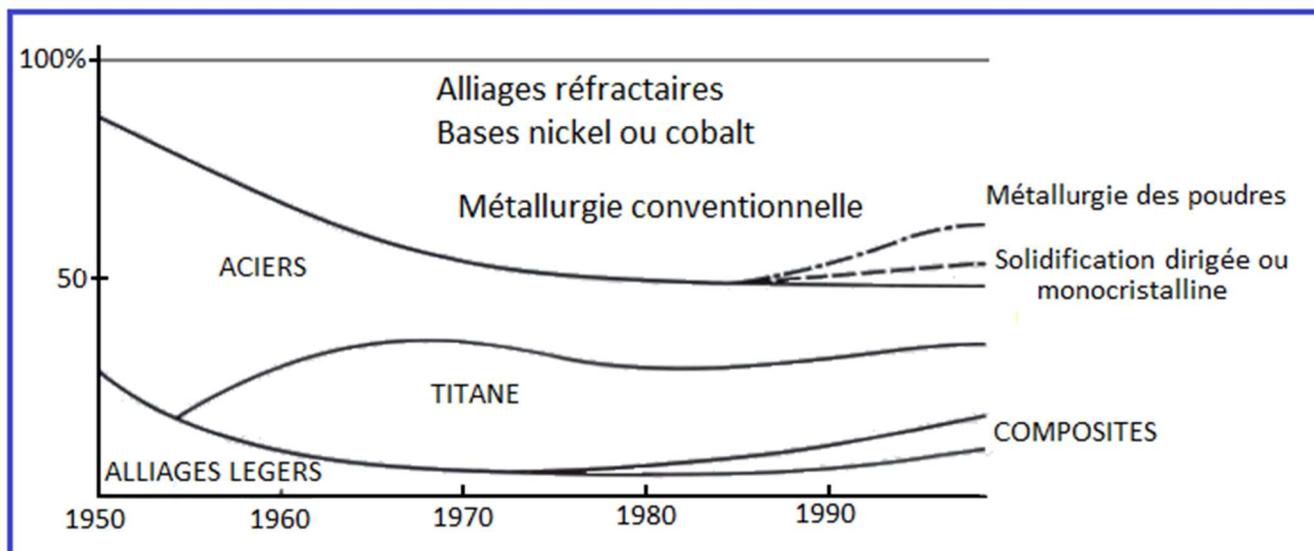


Diagramme des températures CFM56-5C



Evolution en pourcentages massiques de l'utilisation des différentes familles de matériaux dans les moteurs civils de la classe du CFM56

## Dispositif de contrôle actif de jeux radiaux

On observe que le jeu entre le sommet des aubes de la turbine HP avec le carter extérieur impacte significativement le niveau de performance. Typiquement la température des gaz d'échappement, en conséquence la consommation de carburant, d'un moteur d'avion. Ceci est particulièrement vrai pour le CFM56 conçu avec une turbine HP mono étage très chargée. Les moteurs de la famille CFM56 sont tous équipés d'un dispositif désigné HPT ACC (High Pressure Turbine Active Clearance Control) destiné à l'optimiser en fonction des phases du vol et de la vitesse de rotation du rotor HP.

Le système HPT ACC comporte de deux parties :

A. Le carter de la turbine HP incluant une cavité à 360° fermée par une série de segments multi perforés faisant face au sommet des aubes. Les segments, recouverts d'un matériau abrasable, sont montés " lâches " entre deux rails leur permettant un certain glissement sans générer de contrainte mécanique.

B. D'une vanne de séquençage de l'air de contrôle gérée par le MEC ou par le système FADEC.

**Au régime du ralenti**, un jeu voulu important, sans signification sur les performances, existe entre les anneaux du carter de la turbine HP et le sommet des aubes. La vanne du dispositif ACC envoie de l'air de refroidissement prélevé au 9<sup>ème</sup> étage du CHP - Chaud - vers la cavité du carter extérieur qui est ainsi à son diamètre maximum.

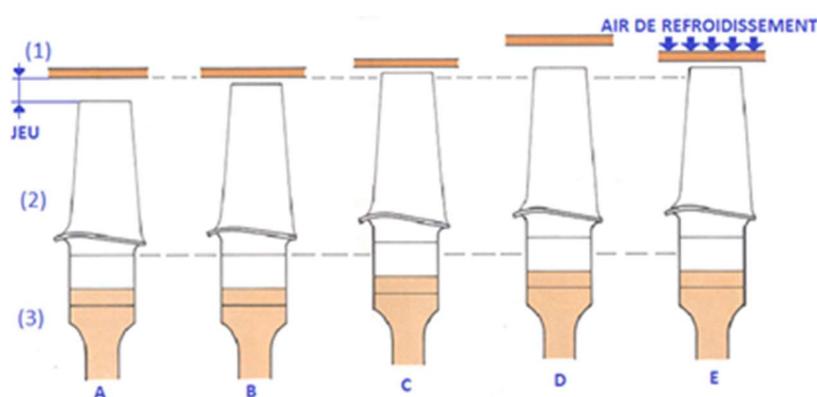
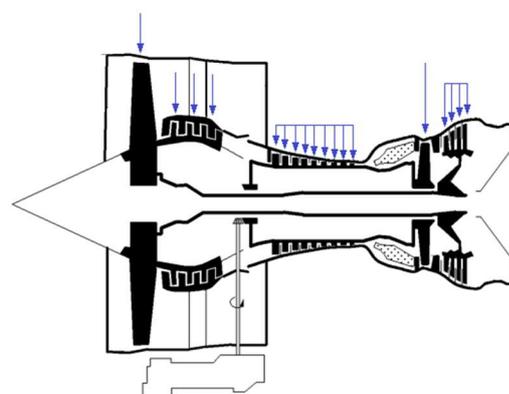


Schéma d'évolutions des jeux dans une turbine



Implantation des matériaux abrasables

**Au régime de décollage**, dont la durée est brève règlementairement limitée à 5', il faut faire un compromis entre le niveau des performances et la durabilité des aubes et des segments de l'anneau du carter soumis à la plus forte température de tout le vol et les aubes, de plus soumissent au plus fort effort centrifuge. Le compromis est de favoriser la durée de vie au détriment des performances. La vanne du dispositif ACC envoie de l'air 9<sup>ème</sup> étage - Chaud - vers la cavité du carter extérieur qui est à son diamètre maximum. Les performances sont certes amoindries mais le risque de friction entre le sommet des aubes et les segments de l'anneau interne du carter est largement diminué.

**En phase de montée**, relativement longue, alors que le régime de rotation du corps HP est moins élevé, donc la température des gaz, qu'au décollage, le compromis consiste à réduire le jeu. La vanne du dispositif ACC envoie alors un mixte d'air 9<sup>ème</sup> et 5<sup>ème</sup> étage - Tiède - vers la cavité du carter extérieur qui se contracte assurant une meilleure efficacité de la turbine.

**En régime de croisière**, en principe la plus longue phase d'un vol commercial, la vanne du dispositif ACC envoie alors de l'air prélevé au 5<sup>ème</sup> étage - Froid - le diamètre est à son minimum. Toutefois, la vitesse de rotation du corps HP étant moins élevée, le risque de friction est de facto limité, le niveau des performances est priorisé.

**Note** : Les CFM56-2A, installés sur les Boeing E-3 AWACS et E-6 TACAMO II ainsi que certaines versions du CFM56-3C sont équipés d'un TCC Timer (Turbine Clearance Control Timer) qui séquence différemment la distribution de l'air des 5<sup>ème</sup> et 9<sup>ème</sup> de refroidissement voire l'interrompant pendant la phase du décollage. Pour les E-3 AWACS et E-6 TACAMO II, l'intention est de maximiser les performances pour les décollages sur alerte moteur froid. Pour le CFM56-3C, en cas de décollages à pleine charge à partir de terrains en altitude ou en condition de température ambiante élevée.

Le séquençage de la distribution de l'air de refroidissement étant basé sur la mesure directe de la température du carter de la THP (TCT Turbine Case Temperature), le système HPT ACC des modèles contrôlés

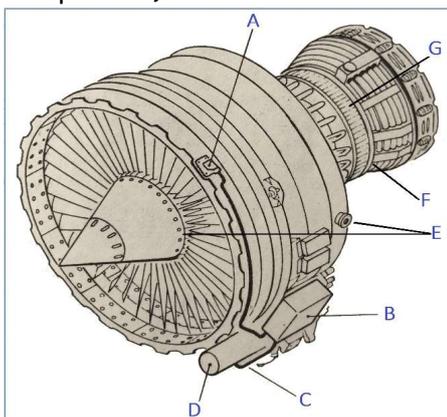
par FADEC, bien que conservant le même principe, est beaucoup plus précis permettant une meilleure optimisation des performances pendant toutes les phases du vol.

## Systeme de regulation

Les versions -2 et -3 comportent une regulation hydromecanique dotée d'une boucle électronique à autorité limitée de gestion de la puissance (PMC Power Management Control) à autorité limitée. Les versions -5 et -7 sont équipés d'un système de regulation électronique numérique à pleine autorité (FADEC ou Full Authority Digital Engine Control) constitué de deux chaînes redondantes (4).

Une tâche majeure du système de regulation du moteur est d'assurer la pilotabilité dans la totalité du domaine de vol tout en fournissant la poussée requise avec une consommation minimale. Sur les versions -2 et -3, cette fonction est effectuée par un bloc hydromecanique dénommé MEC (Main Engine Control) qui gère la vitesse de rotation du corps HP, la position des aubes de stators à angle de calage variable, les vannes de décharge variables (VBV) et le dispositif de contrôle des jeux de la turbine HP et protège du risque de survitesse. Il est complété par le PMC (Power Management Control), un dispositif de contrôle de la puissance de type analogique à autorité limitée qui ajuste la vitesse du corps BP optimisant la poussée en fonction de la demande pilote et des conditions du vol.

Trois versions de calculateurs sont en service : le FADEC I sur les CFM56-5A (cartes composants simple face, mémoire UVPRM), le FADEC II sur les CFM56-5B, -5C et -7B (cartes composants double face, mémoire EEPROM), le FADEC III sur les CFM56-5B et 7B (nouvelle architecture, moins de cartes et nouveaux composants).



Implantation des différents équipements :

- A. Capteur de température d'entrée (T1)
- B. Calculateur électronique numérique
- C. Câblages électriques
- D. Bloc hydromecanique
- E. Capteurs de vitesse de rotation des arbres BP N1 & HP N2
- F. Capteur de température de l'anneau de turbine (TCT)
- G. Capteur de température d'échappement (EGT)

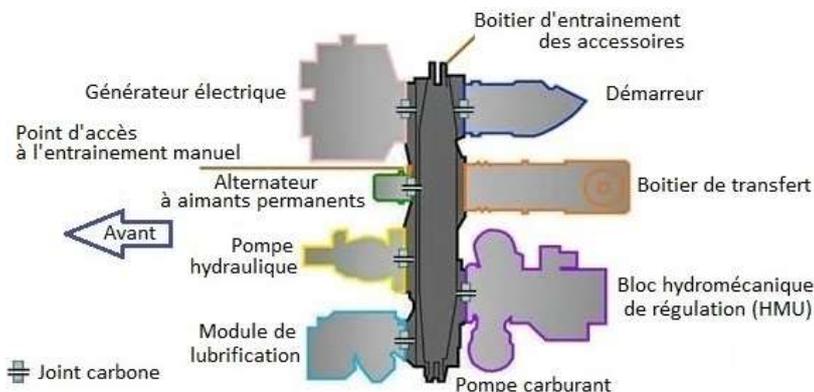
## Systemes auxiliaires

**Prélèvement d'air comprimé.** Les prélèvements d'air moteur sont effectués en trois points, au niveau des étages 4, 5 et 9 du compresseur HP, afin de disposer d'air comprimé à trois niveaux de pression différents. Ces prélèvements sont utilisés pour le refroidissement des turbines et parties chaudes, et pour les servitudes de l'avion : pressurisation de la cabine, dégivrage des voilures et démarrage des moteurs.

**Boîtier d'entraînement des accessoires.** Le boîtier d'entraînement (*Accessory Gear Box* ou *AGB*) est une cascade d'engrenages fixée sur le carter de la soufflante entraînée par l'arbre HP. Il est relié au corps haute pression, via un renvoi d'angle à 90° (*IGB Inlet Gear Box*) un arbre radial et une boîte de transfert (*TGB*) également à 90°, un arbre horizontal sa position dépend de l'application : sur l'Airbus A320, elle est placée à 6 heures (c'est-à-dire sous le carter du fan), tandis que sur les Boeing 737 "Classic" et NG, elle est placée latéralement, à 3 heures, en raison des contraintes de garde au sol, ce qui explique la forme asymétrique des nacelles moteur.

Le boîtier d'entraînement a deux sorties mécaniques destinées aux servitudes de l'avion. Sur l'une est placée un générateur électrique, un alternateur comprenant un mécanisme d'entraînement à vitesse constante, qui permet de produire l'électricité de bord pour l'avion, à une fréquence de 400 Hz indépendamment du régime de rotation du moteur. Sur un CFM56-5C, la puissance mécanique fournie est de 135 kW maximum. Pour l'Airbus A320 équipé de CFM-5A ou B, le générateur fournit un maximum de 90 kVA en triphasé 115/200 volts. L'autre sortie mécanique actionne les pompes hydrauliques. Sur les Boeing E-3D et F "Sentry" AWACS et E-6 "TACAMO II", en raison de la puissance électrique demandée, un alternateur supplémentaire est installé.

**Démarrage.** Le démarrage est assuré par une petite turbine à air comprimée. Celle-ci est alimentée soit par le groupe auxiliaire de puissance (APU) de l'avion, soit par un groupe au sol ou par le prélèvement d'air sur un autre moteur déjà mis en fonctionnement. La turbine de démarrage met en rotation l'arbre HP du moteur, elle est débrayée lorsque celui-ci tourne à environ 3 000 tr/mn. À ce moment, le flux d'air dans le moteur est suffisant pour permettre, après l'injection du carburant, l'allumage puis et l'autosuffisance.



Systèmes auxiliaires (© Safran Aircraft Engines)



Boîtier d'entraînement des accessoires

**Alimentation en carburant.** Placée directement en sortie du boîtier d'entraînement des accessoires, la pompe à carburant HP comporte deux étages. Le premier étage centrifuge, élève modérément la pression du carburant, avant de l'envoyer vers l'échangeur de chaleur huile/carburant. Cet échangeur a deux rôles : d'une part, il préchauffe le kérosène, qui arrive très froid des réservoirs, ce qui réduit sa viscosité et permet de le pulvériser correctement dans la chambre de combustion. D'autre part, il refroidit l'huile et notamment après la lubrification des roulements. Après l'échangeur, le carburant traverse un filtre, puis sa pression est à nouveau relevée, par le deuxième étage de la pompe, à engrenages. Le régulateur principal du moteur gère la quantité de carburant à injecter dans les injecteurs, en fonction du régime moteur et de la position de la manette des gaz. Un doseur contrôle le débit, l'excédent étant renvoyé vers le premier étage de la pompe.

**Lubrification.** La circulation d'huile dans les roulements assure à la fois la lubrification et le refroidissement. Mise en circulation par un module de lubrification actionné par le boîtier d'entraînement des accessoires, l'huile est filtrée et divisée en plusieurs branches qui circulent vers les roulements de la ligne d'arbre et dans les boîtiers d'entraînement. Ensuite, l'huile est refroidie par un échangeur huile/kérosène, avant de rejoindre le réservoir.

La capacité est d'une vingtaine de litres sauf pour les CFM56-2A montés sur les Boeing E-3A " Sentry " AWACS et E-6 TACAMO II qui, pour supporter les vols à très longue durée, jusqu'à soixante-douze heures, ont une capacité portée à 72 litres.

## Avionnage

Toutes les versions du CFM56 sont de types pendulaires, cette configuration permet d'accéder facilement au moteur en cas de nécessité ainsi que pour les procédures de remplacement.

Du fait de l'adoption de turboréacteurs CFM56-3 et -7 sur les Boeing 737 " Classic " et " Next Generation " d'un diamètre supérieur au moteur de la première génération, les nacelles sont différentes et l'installation des moteurs est décalée à la fois en hauteur et vers l'avant de l'appareil (mât en porte-à-faux). Cette configuration est appelée " concept de nacelle/aile à couplage étroit ".

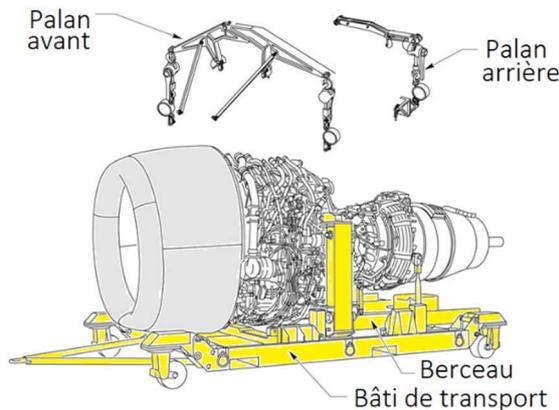
Sur les avions bi et quadriréacteurs Airbus les moteurs sont suspendus sous le profil aérodynamique.

La mise en place et la dépose du réacteur sous le mât de voilure se fait par levage vertical directement depuis le bâti de transport et de stockage à l'aide d'un système à base de quatre palans (Boot strap) et de bras de levage installés pour le temps de l'opération sur le pylône. Nécessitant la présence de cinq techniciens, le remplacement dure environ neuf heures dont près de cinq pour la pose.

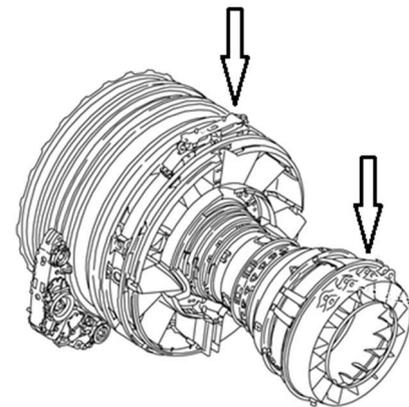
Pour son installation sur la voilure tous les CFM56 comportent deux points d'ancrage :

- à l'avant, au niveau du carter structural de la soufflante, qui reprend la " carotte " de poussée,
- à l'arrière, au niveau du carter structural de la turbine basse pression.

La transmission de la poussée est assurée par deux barres de reprise de poussée reliant l'attache arrière à la face arrière du carter de la soufflante. Sur les avions Boeing, les deux barres de poussées sont reliées à l'attache arrière connecté au pylône ; sur les Airbus, les deux barres de poussées sont reliées à l'attache avant connecté au pylône.



Pour déposer un moteur sur Boeing ou Airbus il faut approcher un chariot sous l'aile et le lever verticalement



Points d'attaches avant et arrière (CFM56-7)

Les différences entre les montages des avions Airbus et Boeing se situent au niveau des attaches qui sont de types fusibles sur Boeing (deux goupilles fusibles) pour éviter que le moteur arrache l'aile en cas de crash alors que sur Airbus ce sont des attaches rigides (deux broches d'alignement).

Après chaque échange moteur, deux tests sont exécutés, l'un en statique sur les CFM56-2 et -3, l'autre en dynamique. En statique, avec l'envoi par une pompe de carburant sous pression. Le but est de vérifier le fonctionnement et le bon calage des différentes vannes, les VBV (Variable Bleed Valves) et les VSV (Variables Stator Vanes), en commandant leur ouverture et leur fermeture.

Il est suivi par des tests moteur tournant se déroulant en deux séquences. Tout d'abord en mode ventilation pour s'assurer de l'étanchéité des raccordements des circuits d'huile et de carburant. Une fois le moteur démarré il est maintenu cinq minutes de ralenti au régime N2 (corps HP), on s'assure que le régime est dans les tolérances, puis il est arrêté. Les capots sont ouverts et les tuyauteries et les bouchons magnétiques sont inspectés.

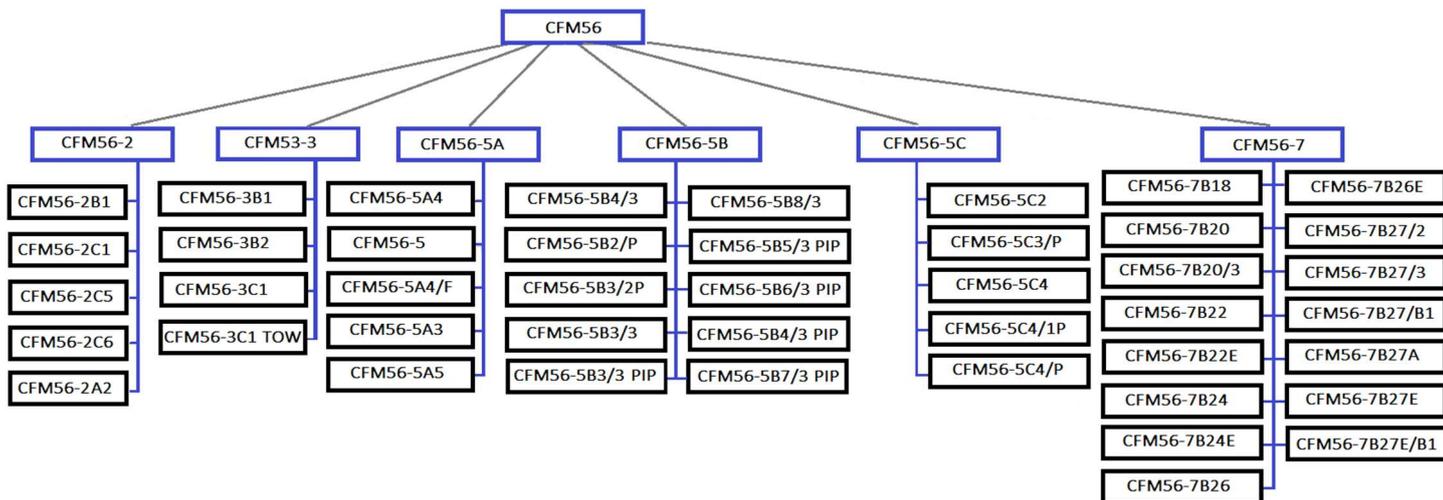
Dans une seconde phase de rotation est effectué un " VSV dynamic rigging " (réglage moteur en fonctionnement). Comparable à un essai au banc, on passe notamment par un " max power assurance " : la puissance est en butée, sans aller jusqu'à la puissance de décollage. Le " max power " est maintenu pendant deux minutes, puis on revient au ralenti sol. Une autre mesure consiste à passer rapidement du ralenti vol à la puissance de décollage, puis d'en redescendre pour s'assurer de la bonne réponse du moteur. Pour chaque étape, des relevés de température, de régime maximum, de vibrations sont effectués. La seule différence par rapport au banc d'essai est que l'on ne procède pas à des relevés de poussée.

## Concept de famille

Le concept de famille est envisagé dès la conception du CFM56 avec une gamme de poussée de 82 à 151 kN (18 500 à 34 000 lb). CFMI avait visé dès la conception une famille de moteurs basé sur un corps HP commun, avec des parties BP pouvant évoluer en fonction de la poussée souhaitée.

Le développement des modèles CFM56-3, -5 et -7 se fait en conservant l'architecture simple et robuste du moteur de base, soit : deux cadres structuraux, 9 étages de compresseur HP, un étage de turbine HP, deux enceintes de récupération d'huile et cinq paliers.

Avec la même structure de corps HP et l'amélioration continue de la technologie, la famille CFM couvre une large gamme de poussée, moyennant l'adaptation du corps BP (soufflante, compresseur BP, turbine BP) pour répondre à la demande. Cette évolution a été facilitée par les progrès dans les domaines de l'aérodynamique et des matériaux (tenue à haute température).



Versions et variantes de la famille CFM56

Lettres et chiffres d'identification du suffixe :

/ " A " : Boîtier d'entraînement des accessoires (AGB) amélioré

/ " E " : FADEC version III

/ " F " : accroissement température d'éjection (EGT)

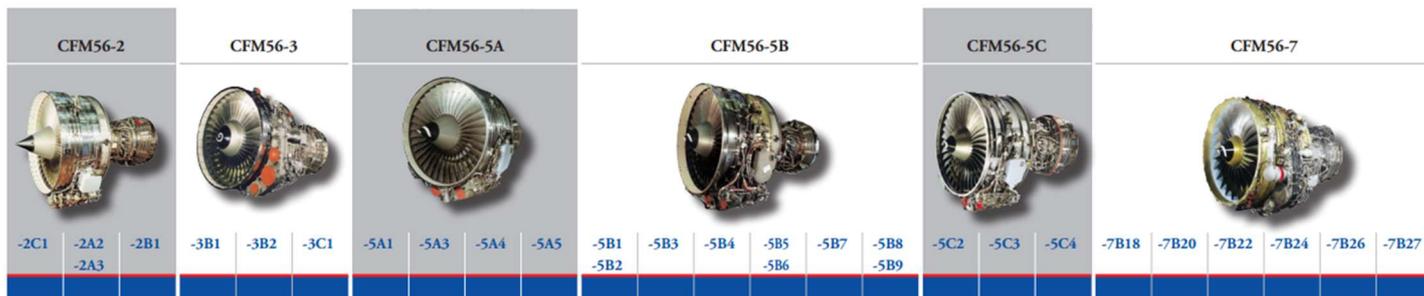
/ " P " : composants conçus selon aérodynamique 3D : aubes compresseur HP, refroidissement des aubes turbine HP et distributeur turbine BP1 modifié, tuyère, kit acoustique (certifié en 1996)

/ " 2 " : chambre de combustion annulaire double DAC

/ " 3 " : kit d'amélioration Tech Insertion améliorant la combustion, la marge EGT, la longévité (certifié en 2006 et introduit à l'automne 2007)

TOW (Time On Wing) : kit d'amélioration corps HP aérodynamique 3D, Turbine HP

PIP (Performance Improvement Program) : kit d'améliorations, aubes de soufflante et du corps HP



### Notes de fin

- (1) Par convention, on désigne les composants à 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 ".
- (2) Vers le milieu des années 1960, le souci des motoristes est d'augmenter la durée de vie des aubes principalement de turbine HP soumises à un champ centrifuge très élevé (environ 70 000 g). Pour augmenter la tenue au fluage, qui conditionne en partie cette durée de vie, il est nécessaire d'éviter l'initiation de fissures au plan du joint intergranulaire, ce qui a donné lieu à l'élaboration d'aubes à solidification dirigée (DS) dans le sens de la sollicitation. Dans un second stade, au début des années 1980, des aubes monocristallines ont été développées. Constituées par un cristal unique et capable de supporter des températures de plus de 1400°C, elles permettent d'augmenter les résistances au fluage et à la fatigue thermique. Dans certains cas les motoristes appliquent une barrière thermique à base de céramique pour que le métal ne subisse pas les effets des températures très élevées qui règnent dans les turbines HP.
- (3) Exhaust Gas Temperature (EGT) : mesure de température des gaz d'éjection qui conditionne le potentiel de durée de vie du moteur en service. A titre indicatif, les CFM56-3 sortis d'usine ont les marges EGT suivantes : 115-120 °C pour la variante -3B1 tarée à 18 500 lb de poussée ; 90-100 °C pour celle à 20 000 lb de poussée ; 60-70 °C pour la variante -3B2 ou -3C1 tarée à 22 000 lb de poussée et 40-50 °C pour le -3C1 taré à 23,500 livres de poussée.
- (4) Chaque calculateur numérique est doté d'un connecteur ou bouchon (" plug in ") indiquant l'identification du moteur (référence et numéro de série) et sa classe de poussée (" rating plug "). Le choix de la loi de pilotage et du niveau de poussée se fait par l'intermédiaire de ce connecteur spécifique et propre à chaque variante de moteur.

**Photographies** : sauf mention contraire toutes les photographies sont issues de Safran Aircraft Engines

## Maintenance

*"Un moteur est un système aérodynamique, thermique et acoustique totalement intégré et non un amalgame de pièces."*

Michel Brioude, directeur Maintenance et réparations de Snecma Services

La maintenabilité, c'est-à-dire l'aptitude du moteur à l'entretien, à la détection des défauts et à leur correction a fait l'objet d'études détaillées dès le stade de conception du CFM56. De plus, le recueil de milliers d'informations sur le fonctionnement de la machine sur bancs sol et bancs volants a permis de créer des bases de diagnostic sûres pour suivre l'état de santé du moteur et établir les guides de recherches de pannes proposées aux utilisateurs dès la mise en service.

Moteur double flux de troisième génération à haut taux de dilution, le CFM56 associe une architecture modulaire qui permet une remise en état rapide avec un entretien selon l'état (On condition), deux concepts novateurs qui sont respectivement apparus en 1969 et en 1972.

Avec l'arrivée du CFM56 dans le secteur de l'aviation commerciale, la maintenance dite selon l'état qui existait déjà, notamment pour les moteurs de la famille des General Electric CF6, s'affirme. La maintenance selon l'état qui n'est plus remise en cause succède à la maintenance programmée. Dans les faits, la maintenance programmée consiste à déposer les moteurs d'avion à intervalles déterminés puis de les désassembler pour voir " ce qui se passe dedans ".

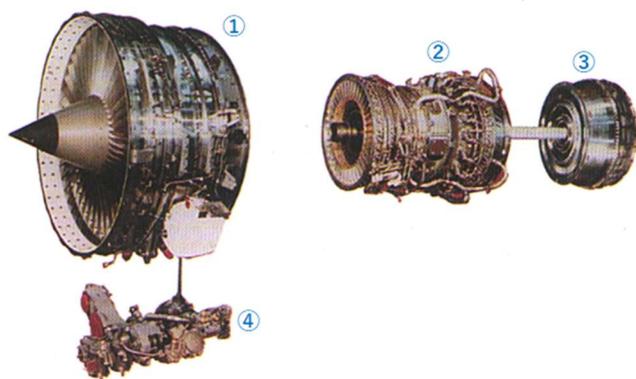
### L'architecture modulaire

Pour rappel, un module est un sous-ensemble homogène du moteur, tant par sa fonction que par sa composition (par exemple, une turbine, une chambre de combustion, etc.), conçu en sorte qu'il puisse être remplacé sur le moteur en un temps très court. Il présente, en outre, deux caractéristiques essentielles sur le plan de la maintenance : il est parfaitement interchangeable et il a une fiabilité propre, ce qui fait qu'on a intérêt à le remplacer seul, ses pièces se dégradent à la même vitesse, si bien qu'il faut les remettre en état ensemble.

La conception modulaire apporte une réduction du volume global des volants nécessaires, modules et moteurs complets.

#### Décomposition modulaire du CFM56.

Le moteur possède quatre modules majeurs interchangeables. Chacun d'entre-eux est constitué de modules mineurs ou encore modules de maintenance, pour un total de 17 modules, tous interchangeables.



Modules majeurs :

1. ensemble soufflante compresseur BP
2. corps haute pression
3. turbine basse pression et son arbre
4. entraînement des équipements avec la boîte de transfert (TGB) et la boîte accessoires (AGB)

La maintenance du moteur est régie par deux paramètres : le nombre de cycles, c'est-à-dire de décollages et d'atterrissages, et le nombre d'heures de vol.

#### Grande visite

En moyenne, un CFM56 nécessite une première révision complète en atelier, après 30 000 heures de vol, soit neuf années de service typique pour un avion moyen-courrier. Son temps maximum sur l'aile est de 50 000 heures. Beaucoup de CFM56 sont déposés pour avoir atteint la limite de vie, comptée en cycles, d'une ou de plusieurs pièces à durée de vie limitée.

L'ordonnancement d'une révision en atelier se déroule comme suit :

#### Etape A

Le moteur arrive en atelier. Si pas déjà effectuée par l'utilisateur du moteur (1), la première opération consiste à déposer le kit QEC (Quick Engine Change,) qui est l'ensemble des équipements et éléments qui interfacent entre le moteur et à l'avion.

#### Etape B

Dépouillé de son kit QEC, le moteur est découpé en ses quatre modules majeurs (Soufflante, Corps haute pression, Turbine basse pression et Accessoires). Chacun de ces modules majeurs est ensuite traité par une ligne spécifique (2).

#### Etape C

Les modules majeurs sont découpés en modules de maintenance.

#### Etape D

Les modules de maintenance sont désassemblés jusqu'au niveau de la pièce élémentaire, lesquelles sont nettoyées pour inspection. Déclarées conformes, elles sont remontées en l'état. Déclarées défectueuses, elles entrent dans une boucle de réparation spécifique, éventuellement expédiées dans des ateliers hautement spécialisés. Pour ne pas augmenter le temps de recyclage du ou des modules, donc du moteur, elles seront alors remplacées par des pièces neuves ou réparées. (3)

#### Etape E

Réassemblage des modules de maintenance. Test requis équilibrage des rotors et débits d'air.

#### Etape F

Réassemblage des modules majeurs et tests partiels.

#### Etape G

Réassemblage du moteur complet et tests des circuits électriques et huile.

#### Etape H

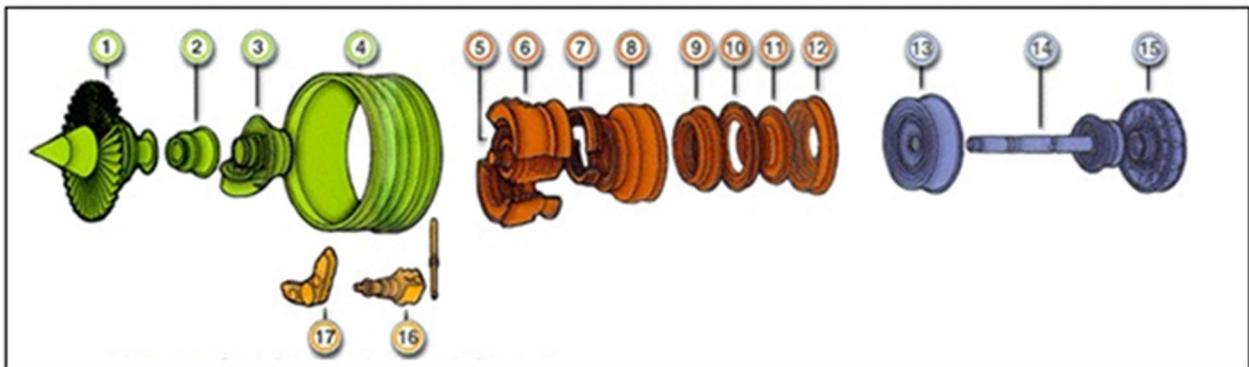
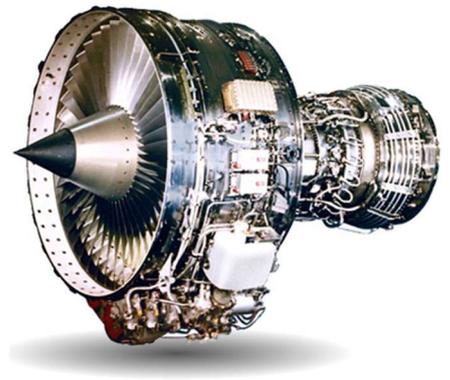
Passage au banc d'essais.

#### Etape I

Rédaction de la documentation - Relivraison du moteur.

#### Etape J

Repose du QEC.



#### Modules mineurs

**Soufflante** : 1. Rotor de soufflante et compresseur BP, 2. Support de palier #1, #2, 3. Renvoi d'angle interne et son palier #3, 4. Carter structural de soufflante

**Corps haute pression** : 5. Rotor compresseur HP, 6. Stator amont de compresseur HP, 7. Stator aval de compresseur HP,

8. Carter de chambre de combustion, 9. Chambre de combustion, 10. Distributeur de turbine HP, 11. Rotor de turbine HP

**Turbine basse pression** : 12. Distributeur premier étage de turbine BP, 13. Turbine BP, 14. Rotor de turbine BP,

15. Carter d'échappement

**Boitier de transfert et Boitier d'accessoires** : 16. Boitier de transfert, 17. Boitier d'accessoires

## La maintenance en ligne

Le moteur reste sous l'aile tant qu'il fonctionne ou que les pièces à durée de vie limitée sont en fin de potentiel.

La maintenance sous l'aile consiste en des inspections visuelles, endoscopie, et des procédures de recherche de pannes en cas d'évènements particuliers tel que chocs avec corps étrangers (FOD), fuite ou forte consommation d'huile, vibrations ou consignes de navigabilité, dépassement des limites de fonctionnement (EGT, N1, N2, Pression huile, Température huile ...), rapport de pannes par le pilote ou le système de maintenance centralisé qui enregistre les évènements. Cela peut déclencher sur des remplacements d'équipements LRU (Line Replaceable Unit) ou dépose moteur pour réparation en atelier.



Airbus A320 / CFM56-5B

Les programmes d'inspection se font avec des périodicités qui peuvent varier ex : hebdomadaire, check A (toutes les 500 heures de vol), check C (toutes les 4000 à 6000 heures de vol), heures de vol, cycles...

## La maintenance selon l'état

Basée sur des techniques d'inspection sans dépose ni démontage d'organes, la maintenance selon l'état permet de connaître l'état de santé du moteur : les interventions étant limitées aux seuls cas rendus nécessaires par la détection d'anomalies.

Les principales techniques mises en œuvre sur le CFM56 sont : l'endoscopie, la gammagraphie, l'analyse de l'huile de lubrification, suivi des paramètres et performances des moteurs, l'analyse vibratoire.

### L'endoscopie.

Volet central, du concept de la maintenance en condition, l'endoscopie. Dans le cadre de cette forme de maintenance, des inspections endoscopiques sont programmées à intervalles réguliers conformément au document de maintenance recommandé par les autorités et le constructeur (MRB - Maintenance Review Board) (4). Des inspections éventuelles pouvant être requises en fonction de conditions détectées par le logiciel de suivi des performances, des autres moyens de maintenance ou de remarques émanant des équipages techniques.

Avec l'entrée en service des GE CF6-6, CF6-50 et CFM56-2, et leurs descendants, General Electric et CFMI ont disposé de nombreux orifices sur toute la longueur et la périphérie de leurs moteurs. Ces orifices judicieusement positionnés permettent d'introduire des endoscopes qui produisent des vues sur les pièces internes des moteurs. Ces orifices sont évidemment fermés, parfois par des dispositifs à deux niveaux, quand les moteurs ne sont pas en période d'inspection. Il importe aux inspecteurs de les repositionner à la fin de l'inspection.



Vue générale d'un outillage d'endoscopie de dernière technologie " Mentor IQ " produit par la société Everest (© DR)



Photo prise avec un Mentor IQ d'une aube de turbine haute pression (© DR)

Les premiers endoscopes étaient constitués de tiges rigides de différentes longueurs et diamètres, lesquelles si elles autorisaient des vues de qualités acceptables, étaient difficiles à manipuler, positionner de façon adéquate, surtout fastidieuses à utiliser. Fatigantes pour la vue. Il était possible à l'aide d'un dispositif d'interface de connecter un appareil photo argentique. La prise de photographies, opération longue et lourde, n'était que rarement utilisée.

Tout change, avec la mise à la disposition des inspecteurs, d'endoscopes à fibre optique souple (" najas ") de différentes longueurs et diamètres. Celles de dernière technologie disposent d'une tête orientable

télécommandée en site et en azimut avec caméra à éclairage, grossissement et angle de vue variables. Il est même possible de mesurer précisément les défauts, voire sur certains modèles très avancés de créer des images tridimensionnelles

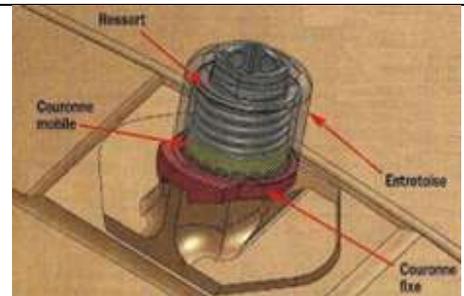
Les vues sont visualisées sur des écrans de plus en plus grands et précis. Elles sont stockées dans la mémoire du kit d'endoscopie et dans des cartes mémoires au standard des ordinateurs de bureau. Si un réseau Wifi est disponible, il est possible de partager la visualisation en direct et d'organiser des téléconférences.

Dans le cas d'inspections spécifiques, il existe des fibres de 4 millimètres de diamètre qu'il est possible de faire glisser au travers des vis de fixation débouchantes, se trouvant à la périphérie pour accéder à des zones impossibles à visualiser avec des fibres de 6 ou 8 millimètres, calibres typiquement utilisés via les orifices dédiés. Il existe des fibres de 10 voire 12 millimètres de diamètre de grande longueur. Quand il est possible de les utiliser, ces fibres, dont le diamètre est plus important, génèrent des photos de très bonnes qualités, en outre les grandes longueurs autorisent des 360 degrés, permettant de visualiser la quasi-totalité de l'intérieur de la veine d'air des moteurs. Ce qui n'était évidemment pas possible avec des endoscopes rigides. En la matière, l'imagination étant de mise, rien d'interdit d'utiliser des tuyauteries, ou tout autres orifices accessibles depuis l'extérieur du moteur pour remonter à certaines zones inaccessibles via les ports dédiés, notamment à l'intérieur des boîtes d'engrenages et des enceintes, via tout orifices d'opportunité.

L'endoscopie réalisée par des inspecteurs bien formés, ayant une bonne connaissance de la technologie des moteurs qu'ils inspectent, est un substitut crédible aux désassemblages programmés.

**Endoscopie réacteur.** Les dispositifs de contrôles endoscopiques sur les réacteurs qui nécessitaient de freiner les bouchons de passage sur les carters à l'aide de fil frein ont été remplacés par un bouchon auto freinant.

Réclamée lors du contrôle sous l'aile des pièces critiques du moteur, chaque intervention qui consistait à enlever le fil frein et à le remettre après contrôle prenait entre 15 minutes et une demi-heure.



Lancée à l'initiative de la Snecma en 1993 et breveté trois ans plus tard, le nouveau dispositif consiste en un système auto freinant dont le principe découle d'une géométrie et d'une cinématique spécifiques, dans le matériau du moteur en adoptant un revêtement de surface ad hoc afin que l'ensemble résiste, sans fluage, à des températures de l'ordre de 650°C.

Adopté en 2001 sur la partie froide des CFM56, le système est présent depuis en 2003, sur la totalité du CFM56 et du GE90, (comportant près de 20 bouchons), GP7200 et Trent XWB.

#### L'endoscopie par ressuage in situ.

Développé à partir de 2004 puis patenté par Snecma, maintenant Safran Aircraft Engines, le contrôle endoscopique de haute sensibilité, par ressuage in situ directement à l'intérieur des turboréacteurs. Ce concept augmente significativement les performances de l'endoscopie "classique". Dans une première phase, l'opérateur guidé par une fibre endoscopique conventionnelle, injecte dans la zone à inspecter via une seringue et une tuyauterie solidaire de la fibre un produit fluorescent très pénétrant "post-émulsionné". Dans la seconde phase, une lumière ultraviolette, produite par un endoscope spécifique révélera les fissures imprégnées par le produit fluorescent. Typiquement toutes fissures fines et de très petites dimensions qui auraient échappé à l'endoscopie classique.

#### La gammagraphie.

Très rarement utilisée par l'industrie aéronautique, la gammagraphie consiste à insérer une source radioactive, généralement de l'Iridium 192, au centre du moteur. Le CFM56 a été conçu pour cette opération. Un long tube, fonctionnellement destiné à l'équilibrage de la pression d'air interne, obturé à son extrémité avant par un bouchon facilement accessible et démontable, permet d'insérer et d'extraire à distance de sécurité, la source radio active. Des films radios sensibles sont préalablement disposés à l'extérieur, à la périphérie du moteur. Au moment du tir, la source radioactive insérée à la bonne distance (les plans en coupe du moteur permettant de la connaître précisément) imprègne les films en noir et blanc.

Un spécialiste de la géométrie des pièces et de la géographie du moteur, au plan du tir gamma graphique, saura analyser les éventuelles anomalies.



Source gamma graphique.  
 Container en matériel lourd, protecteur de radiations, avec ses gaines souples de guidage et le mécanisme d'insertion et de retrait à distance d'une source gamma émettrice d'iridium 192. (© DR)

Cette technique, pourtant très efficace, mais à cause de ses lourdes contraintes est peu utilisée. On listera au plan des contraintes, les risques à la santé des intervenants que causent les rayons gamma, très pénétrants générés par l'iridium 192. La nécessité d'isoler largement la zone du tir à toutes personnes non indispensables. Les règles de transport et de stockage drastiques sont imposées aux détenteurs de ces sources. Les incidents de manipulation ne sont pas à négliger. Dans l'industrie nucléaire, qui utilise fréquemment cette technique, des anomalies de fonctionnement du système d'insertion et de retrait de la source ont amené, à plusieurs reprises, les autorités de sûreté nucléaire à interdire l'accès de lieux d'inspection pendant plusieurs jours. En outre il est nécessaire de pouvoir disposer à tous moments d'une source gamma génératrice, du personnel qualifié, à son utilisation, à l'interprétation des films et d'un lieu de stockage certifié.

### L'analyse de l'huile de lubrification

Les huiles utilisées pour la lubrification et le refroidissement des roulements et autres engrenages véhiculent des particules microscopiques voire de plus grandes dimensions arrachées aux éléments avec lesquels elles sont en contact. L'analyse de ces particules permet d'en déterminer l'origine et la définition. Selon deux techniques : l'analyse directe des particules et l'analyse spectrométrique des huiles.

#### A - L'analyse des particules.

D'une manière générale, les constructeurs de moteur positionnent des barreaux fortement magnétiques, facilement accessibles, démontables sans outillage, dans chacune des branches composant le circuit de lubrification de leurs moteurs. Tel est le cas avec les moteurs de la famille CF6, GE90 et CFM56. Ces barreaux magnétiques capturent les particules magnétiques véhiculées, par l'huile de lubrification qui circule à haut débit. Les moteurs de dernière génération, incluent un dispositif de contournement de ces barreaux. Il permet à une partie de l'huile de chacune des branches de passer, pour que d'éventuelles particules évitent la capture. La totalité du débit d'huile passe ensuite devant un barreau électromagnétique qui collecte les particules qui n'ont pas été en contact avec les barreaux de branche. Le barreau électromagnétique, compte, jusqu'à un seuil de saturation, les éventuelles particules qu'il capture et émet un message d'alerte à l'attention des équipes de maintenance.

En cas d'un éventuel message d'alerte, il est de la responsabilité de l'équipe de remise en œuvre d'inspecter le barreau électromagnétique ainsi que les barreaux de chacune des branches. Le cas échéant, les particules seront collectées, puis analysées par un laboratoire spécialisé disposant d'un microscope électronique. Ces microscopes électroniques indiquent la composition chimique de l'alliage constituant la ou, les particules. Sur cette base, il sera possible de déterminer sa désignation puis, à l'aide du tableau listant la localisation et la constitution des " pièces mouillées " du moteur en cause, de déterminer, leur origine et de prendre les dispositions requises.



Particules magnétiques capturées par un barreau électromagnétique.  
 Moteur Engine Alliance GP7000 (Airbus A380).  
 (© DR)



Particules magnétiques capturées par un barreau de branche.  
 Moteur General Electric GE90-115B (Boeing 777-300ER).  
 (© DR)

Un programme d'inspection, à intervalles réguliers, des barreaux de branches est mis en place dans le cas de moteurs des générations plus anciennes, qui ne disposent pas d'un barreau électromagnétique, donc de message d'alarme automatisé.

## B - Analyse spectrométrique des huiles ou SOAP (Spectrometric Oil Analysis Program).

Le SOAP est une méthode préventive. Partant du principe que des pièces métalliques en mouvement et en contact direct génèrent, même en cas de fonctionnement nominal, des microparticules invisibles à l'œil nu, que ces microparticules sont véhiculées par l'huile de lubrification, un concept d'analyse spectrométrique des huiles a été mis en place.

L'idée étant, utilisant un spectrographe associé à un émetteur laser, dont le rayon éclaire des prélèvements d'huile de lubrification effectués à cadences précises pour comptabiliser la quantité PPM (Parts Per Million) et la composition chimique des microparticules qu'ils contiennent. Une autre technologie consiste à brûler une petite quantité d'huile entre deux électrodes. L'énergie est absorbée par les microparticules qui la retransmettent sous forme de lumière dont la longueur d'onde, variable est caractéristique de la matière constituant ces microparticules. L'intensité étant proportionnelle à la quantité de microparticules d'un même type contenue dans l'échantillon, un spectromètre optique détermine, microparticule par microparticule, leurs compositions chimiques et les quantités. Un moteur fonctionnant " normalement " génère ces microparticules métalliques à un rythme constant. Il est considéré que ce rythme est identique pour tous les moteurs d'un même modèle.

L'analyse des informations produites par le spectromètre permettant de déterminer le taux de concentration, PPM, de chacun des divers composants, il est possible d'en mesurer la tendance. Une augmentation subite d'un ou de plusieurs composants voire produisant un spectre correspondant à une anomalie connue, conduira à des actions de maintenance préventives.

Cette technologie, très utilisée par les militaires, pour cause de diverses incompatibilités avec les opérations des utilisateurs civils, n'est pas entrée dans la culture des compagnies aériennes commerciales. En effet, de façon à déterminer avec la précision suffisante le niveau de PPM, il est impératif de relever avec très grande minutie, la quantité d'huile ajoutée à chaque retour de vol, connaître les temps de vol précis mais surtout d'effectuer les prélèvements à cadences régulières et stabilisées.

Utilisant les moyens d'acquisition des avions de dernières générations il est possible de mesurer finement, les quantités d'huile de complément, et évidemment les temps de vol, toutefois, sans ajouter aux multiples contraintes des opérations commerciales, le cadencement des prélèvements sur les avions d'une flotte dont les temps de vol fluctuent aléatoirement, pour un même avion, d'une à vingt voire vingt-deux heures, utilisant de nombreux aéroports, est pour le moins complexe.



Spectromètre plasma destiné à l'analyse spectrométrique d'huile de lubrification.  
(© DR)

### Suivi des paramètres et performances des moteurs.

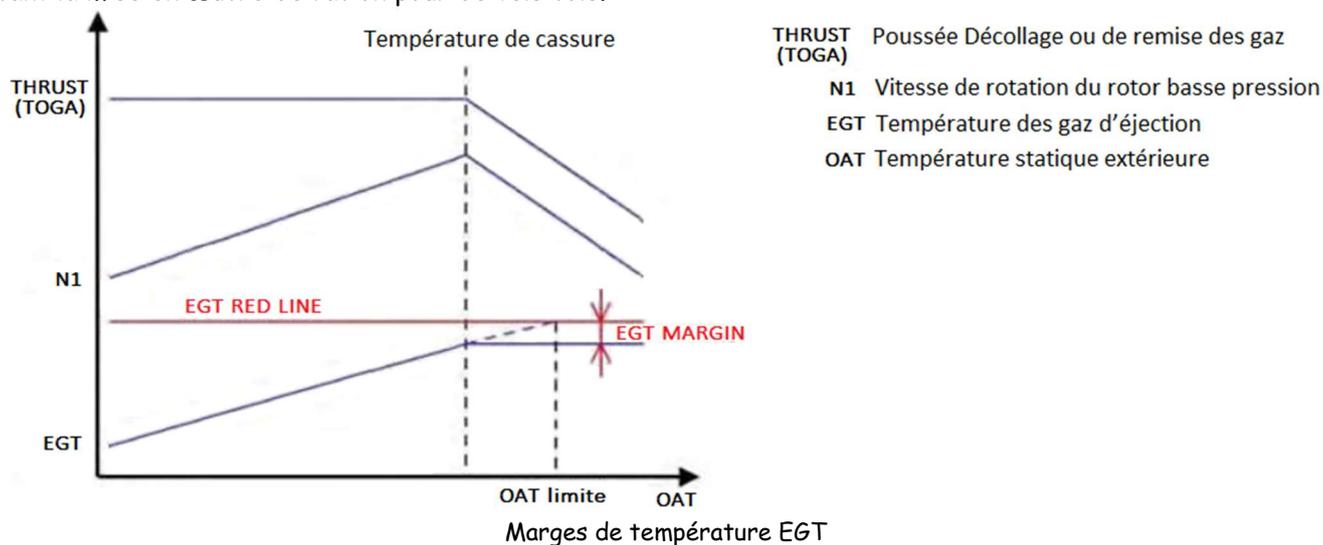
En 1985, concomitamment avec la mise en service commercial du CFM56, bien qu'évidemment, ces deux faits ne soient aucunement liés, arrivent les ordinateurs de bureau qui se vulgarisent rapidement. Certes encore peu performants toutefois suffisamment pour faire tourner des logiciels sous DOS qui permettent le suivi des performances et l'analyse des paramètres collectés pendant les opérations. General Electric met à disposition de ses clients, dont ceux du CFM56, un premier logiciel désigné ADEPT (Airlines Data Engine Performance Trending). Ce logiciel, auquel avec les années qui passent, succéderont de plus modernes, plus capables tournant sous les diverses versions de Windows restera la base du concept du suivi des performances, volet essentiel de la maintenance selon l'état et de l'optimisation de coûts d'exploitation et sécurité des vols. Les autres motoristes ne seront pas en reste, diffusant des logiciels similaires optimisés pour leurs moteurs.

L'ADEPT propose, deux volets. Vol après vol, le premier, une mesure de la performance immédiate du moteur, le second, le suivi, de la tendance des principaux paramètres de fonctionnement.

Le volet dédié à la performance immédiate capture les paramètres qui permettront de calculer la " marge " EGT (Exhaust Gas Temperature). Pour les moteurs de la famille CF6 ou CFM56, la vitesse de rotation du rotor basse pression (N1), représentation de la puissance appliquée, la température des gaz d'échappement (EGT), la température statique extérieure (OAT pour Outside Air Temperature) et l'état des prélèvements d'air. Au cours de tous vols, pendant la phase du décollage, ou en tout début de la montée, avant la réduction de la puissance, la température devant la turbine est à son maximum. Toutefois même, si après l'application et la

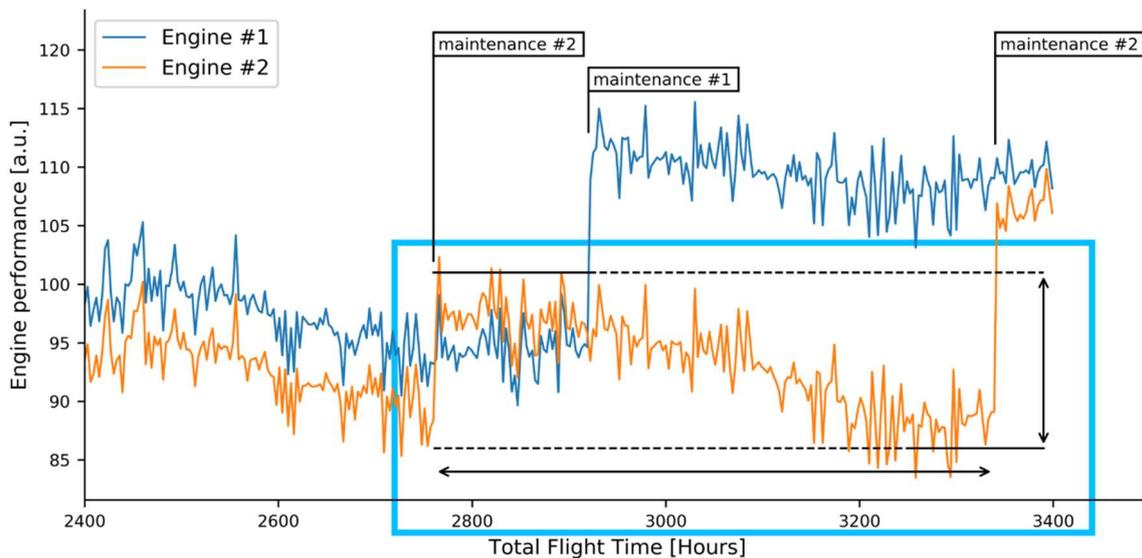
stabilisation de la puissance de décollage, elle ne fluctue plus beaucoup, elle atteint un maximum. C'est à ce moment que les paramètres sont capturés, simultanément.

La connaissance de la " marge " EGT est essentielle au bon fonctionnement de la maintenance selon l'état et à la bonne gestion à long terme de toutes flottes de moteurs. Avec les temps d'utilisation, il est légitime que les moteurs " s'usent ". Il en résulte nécessairement une dégradation de l'efficacité des composants qui entraîne l'augmentation de la consommation du carburant se traduisant par l'augmentation de la température devant la turbine haute pression donc d'une diminution de la marge EGT. Le suivi quotidien de cette valeur permet de s'assurer que l'EGT, pendant le décollage ou la montée, n'atteigne ou ne dépasse, ce que la réglementation prohibe, la limite maximum autorisée par le motoriste. Pour standardiser l'utilisation de ce concept, les fabricants de moteurs dérivent de la marge EGT, la température ambiante maximale, au niveau de la mer, au-delà de laquelle il ne sera plus possible d'utiliser un moteur donné (OATL - Outside Air Temperature Limit). Nous ajouterons que, pour satisfaire à la réglementation ETOPS, les logiciels récents dérivent de la marge EGT au décollage, la même marge mais pour le régime à la puissance maximum continue (MCT - Maximum Continuous Thrust). En effet, faisant suite à une anomalie, en cas d'arrêt d'un moteur en vol, en fonction des conditions ambiantes et de la masse avion au moment de l'arrêt du moteur, il est possible que l'équipage soit contraint pendant la phase du vol en monomoteur, d'appliquer la puissance maximum continue. Dans ces conditions de vol, il est possible que la vitesse de rotation (N2) du générateur de gaz, " core " dans le jargon de General Electric et de CFM International, puisse également atteindre, voire dépasser, la vitesse de rotation maximale autorisée. Pour qu'un moteur soit autorisé à voler en condition ETOPS, la marge N2 doit être connue avant la mise en œuvre de l'avion pour de tels vols.



Outre le respect de la réglementation, ces logiciels permettent de programmer le recyclage et l'optimisation de l'utilisation des moteurs. Ainsi, si le réseau de l'opérateur le permet, il ne serait pas judicieux d'envoyer un avion dont la marge EGT, bien que positive, serait dégradée vers un aéroport en altitude, ou vers d'autres où la température ambiante est élevée, voire vers des aéroports distants, imposant des masses avion élevées au décollage. La bonne gestion de la dégradation de la marge EGT d'une flotte de moteurs, bien qu'il ne soit pas le seul indicateur, permet également de gérer finement la séquence des déposes de moteur pour leur recyclage ou lissage de leur utilisation. En liaison avec l'agence de réparation, cette information lui permettra de prédire la charge à venir.

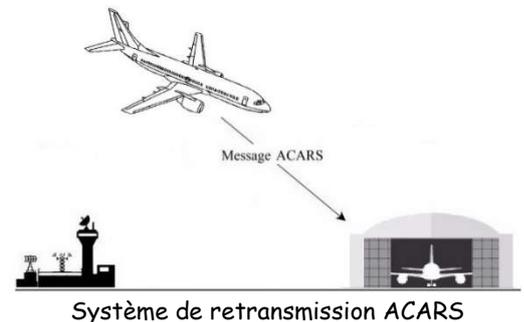
Avant la mise à disposition de ces moyens de calculs informatisés, les compagnies aériennes devaient effectuer, à rythme régulier, en conformité avec leur organisme de tutelle, des décollages à pleine puissance pour s'assurer que la température des gaz d'échappement soit bien inférieure à la limite maximale autorisée.



Représentation graphique type du suivi des performances de deux moteurs installés sur un même avion (© DR)

Le suivi de la tendance des principaux paramètres de fonctionnement qui ne donne pas l'état des performances immédiates d'un moteur, permet de suivre la dérive des principaux paramètres de fonctionnement en régime stabilisé. Typiquement dans le monde General Electric et CFM International, la vitesse de rotation du rotor basse pression (N1) utilisée comme référence du point de fonctionnement, de celui de haute pression (N2), la température des gaz d'échappement (EGT) la consommation instantanée de carburant (F/F), le niveau de vibrations des rotors, température et pression d'huile, altitude et température extérieure. Ces paramètres après capture simultanée en régime stabilisé pendant la phase de croisière, sont ramenés aux conditions standards puis comparées à un moteur type qui aurait été utilisé dans les mêmes conditions. L'étude de leurs dérives permet de détecter de possibles dysfonctionnements.

La maturation de ces deux concepts ne fut pas sans difficulté. Initialement, les avions n'étaient pas équipés de dispositifs de capture et de retransmission de paramètres performants. Il était donc de la responsabilité des équipages de les relever. On imagine aisément le challenge pour l'équipage à deux d'un Boeing 737-300 de capturer les paramètres requis au moment où l'EGT est à son maximum pendant la phase du décollage ! Si la présence d'un officier mécanicien navigant facilitait cette opération, la standardisation des prises de mesures laissait toutefois beaucoup à désirer.



L'arrivée de dispositifs de capture plus élaborés à bord des avions, joint au système de retransmission automatisé ACARS (5), sans oublier l'augmentation quasi exponentielle des capacités des ordinateurs de bureau, permet maintenant de disposer de données immensément plus denses et plus fiables.

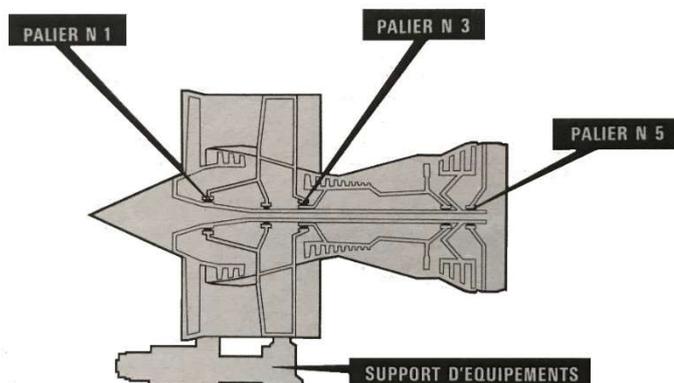
Capitalisant sur les capacités des ordinateurs de bureau dont nous disposons maintenant et des moyens de retransmission automatisés récents, il est maintenant possible d'exploiter les paramètres enregistrés par les enregistreurs d'accident (Flight Data Recorder ou FDR), les fameuses "boîtes noires". Au sol, pendant que l'avion est remis en œuvre, un système informatisé redirige vers les ordinateurs "main frame" des opérateurs ou des constructeurs de moteurs toutes les informations, plusieurs centaines de paramètres, disponibles dans les FDR. En l'absence de moyens de retransmission automatisés, les FDR sont équipés d'une carte PCMCIA (pour Personal Computer Memory Card International Association) de grande capacité qui se substitue à la retransmission automatisée. Supportée par de l'intelligence artificielle, l'analyse d'un tel nombre d'informations serait de nature à encore renforcer la pertinence des actions de maintenance et de hausser le niveau de la sécurité des vols.

Tel que, certes très simplement, toujours dans le cadre des opérations en réglementation ETOPS, où il est requis de connaître la consommation d'huile de chaque moteur. Une extraction informatique de ces paramètres permet de l'actualiser précisément sans avoir recours aux relevés manuels, plus ou moins précis, des mécaniciens qui refont les pleins d'huile.

Dernier volet, particulièrement important, en parallèle de ces opérations de maintenance, directement appliquées sur les moteurs, les constructeurs collectent quotidiennement les évènements qui pourraient survenir en service dans la flotte mondiale des moteurs dont ils ont la responsabilité. Ces évènements sont tous analysés et d'éventuelles actions nécessaires à leur résolution prises, de façon à maintenir la navigabilité et le haut niveau de sécurité, qui caractérise les opérations aériennes.

### L'analyse vibratoire

Des capteurs de vibrations sont placés sur les carters ou sur les boîtiers de roulements de palier. L'analyse des signaux électriques émis par ces capteurs permet de détecter les anomalies relatives aux parties tournantes (balourds, dégradations de pignonnerie, etc.).



### Surveillance vibratoire

Les emplacements des principaux capteurs de vibrations du CFM56 ont été choisis à partir de l'expérience acquise au cours des essais vibratoires réalisés dans le cadre du programme de développement. La fiabilité des capteurs a fait l'objet d'un soin tout particulier. La chaîne de vibration permet de surveiller le bon fonctionnement du moteur en vol et de détecter des défauts de type balourds, avaries de palier et dégradations de pignonnerie.

### Le Contrôle Non Destructif (CDN)

Il arrive que des pièces, généralement tournantes, car plus soumises aux effets de la fatigue oligocyclique (variations fréquentes de la vitesse de rotation et de la température de fonctionnement) puissent développer des dommages internes, invisibles de l'extérieur, typiquement des microfissures qu'il faut impérativement mettre sous contrôle avant que, se développant plus avant, elles remettent en cause l'intégrité mécanique de la pièce.

La mise sous contrôle de ces conditions est réalisée selon deux techniques de Contrôle Non Destructif (CDN), fiables et simples à mettre en œuvre, il est même parfois possible de procéder, alors que les moteurs restent avionnés.

En service on utilise deux techniques. L'inspection par Courants de Foucault, optimisée pour les analyses de l'intégrité de la matière en zones proches de la surface et les Ultra-Sons optimisés pour les défauts en profondeur. Toutes les pièces tournantes ou statiques des moteurs de la famille CFM56 sont compatibles avec ses deux technologies.

Appareil autonome générateur d'ultra son  
GE / Krautkramer modelé USM 36



### Notes de fin :

(1) Le kit QEC étant relativement onéreux, sa maintenance n'étant pas liée à celle du moteur, la dépose des éléments constitutifs ne faisant pas, ou très peu, appel à des outils spécialisés, typiquement les opérateurs choisissent de ne pas acheter un kit QEC par moteur de rechange préférant procéder par échange standard des kit QEC au moment des changements de moteurs.

(2) Si un ou des modules majeurs, ne nécessitent pas d'intervention, (Typiquement les modules basse pression et accessoires ne font l'objet d'une grande visite que toutes les deux visites du corps haute pression) ils font l'objet d'une inspection visuelle et endoscopique approfondie, en l'absence de défaut ils sont stockés jusqu'à la fin du recyclage des modules ayant fait l'objet d'une grande visite. En présence de défauts, ils sont induits dans le cycle normal de réparation du module considéré.

**(3)** Il est fréquent que des ateliers ne disposant pas des capacités requises, sous-traitent le recyclage de certains modules à des agences spécialisées ou des ateliers qui en disposent

**(4)** Le Maintenance Review Board (MRB) qui doit être établi dès l'entrée en service d'un avion, documente les moyens appropriés pour développer les instructions de maintenance. C'est une méthode analytique reconnue par les autorités (FAA - EASA). Il est régulièrement mis à jour par les intervenants de l'industrie aéronautique.

**(5)** ACARS pour Aircraft Communication Addressing and Reporting System est un dispositif de communication et de surveillance utilisé par les compagnies aériennes. Il permet le contrôle automatique de l'état d'un avion en vol, retransmettant les informations vers les ordinateurs des centres de maintenance

## Les essais en vol

Les essais en vol du moteur franco-américain CFM56 ont fait appel à deux avions : aux Etats-Unis, sur l'un des deux démonstrateurs technologiques (s/n 72-01875) du quadriréacteur à décollage et atterrissage court (1) Mc-Donnell Douglas YC-15 (en position externe gauche d'un des JT8 D-17 de 7,5 tonnes de poussée) et, en France, sur le biréacteur Sud-Aviation SE-210 Caravelle n° 193, en lieu et place du Rolls-Royce " Avon " en nacelle droite.

Le premier vol du moteur CFM56-2 (exemplaire n° 003) se déroule sur le Mc-Donnell Douglas YC-15 le 16 février 1977 à partir du terrain de Long Beach, en Californie, puis sur la SE-210 Caravelle (exemplaire n° 006), le 17 mars 1977, à Bordeaux-Mérignac.

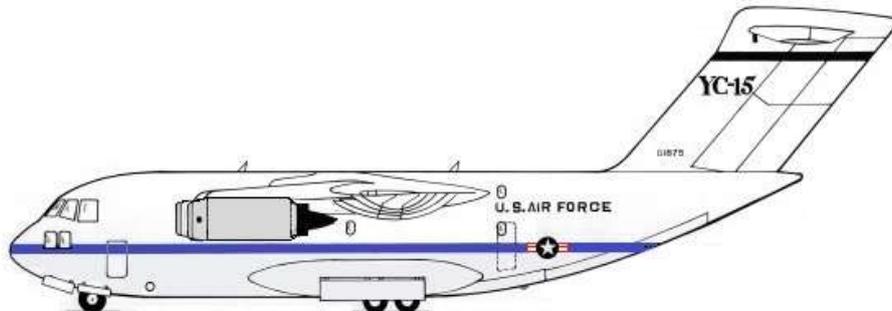
### Mc-Donnell Douglas YC-15 s/n 72-01875



Sur l'avion-cargo militaire STOL (Short Take-off and Landing) YC-15, le vol inaugural du 16 février, d'une durée de 2 heures et 4 minutes, permet de valider les performances initiales. Par la suite, l'appareil sert à démontrer la compatibilité d'un réacteur double-flux, à taux de dilution élevé, à la technique de soufflage direct des volets (Under Side Blowing) employée pour rendre l'avion ADAC (Avion à Décollage et Atterrissage Court) (2).

Au mois de mai, de la même année, le banc volant totalise 75 heures d'essais en 29 vols. Sur l'avion américain l'écart de consommation entre le CFM56-2, d'un diamètre supérieur de 76,2 cm (30 in) et d'une poussée supérieure de 6 000 lb (26,7 kN), et les JT8 D-17 est supérieur à 20 %. Le domaine de vol couvert est : une altitude maximum de 40 000 ft (12 200 m) et une vitesse maximale de Mach 0,78.

Mis à part l'expérimentation du double flux à taux de dilution élevé, la campagne d'essais porte plus particulièrement sur la compatibilité du CFM56 car le flux éjecté par les réacteurs est utilisé pour obtenir le soufflage des volets hypersustentateurs, à fentes multiples et fort braquage, et de retirer une portance importante permettant l'emploi tactique de ce cargo lourd. Le but principal est de vérifier l'impact du jet éjecté à haute température sur la durée de vie des volets en alliage de titane ainsi balayés.



McDonnell-Douglas YC-15 (s/nl 01875) avec CFM56 en point externe gauche de voilure (1977)

Au cours de la première campagne d'essais un mélangeur des flux primaire et secondaire, équipé de 12 lobes, est expérimenté. Son action est déterminante. Au lieu d'un flux chaud de 500°C produit par le générateur de gaz, et d'un autre, froid, de 50°C provenant de la soufflante, on obtient un flux mélangé éjecté du réacteur à la température de 125°C, si le mélange est effectué à 100%, et 170°C - 180°C si le mélange se fait à 70% seulement. Le YC-15 étant du type STOL à ailes soufflées, cette réduction de température permet de limiter l'échauffement des volets.

Le système mélangeur à lobes, essayé en vol, permet en outre d'obtenir un gain de 3 à 4% sur la poussée. La présence du mélangeur interne au moteur, exigeant une nacelle longue, les pertes de charges ainsi occasionnées ramènent ce gain à 2%, rapport venant également intervenir sur la consommation spécifique. Le mélange des flux permet, avant l'éjection, au jet primaire issu du générateur de gaz de réchauffer fortement le flux sortant du canal de dilution et, ainsi de le réactiver, donc de lui fournir une énergie permettant d'obtenir un gain de poussée. En fait, le jet chaud agit sur le flux froid à la manière d'une mini-réchauffe mais qui se fait sans aucun apport de carburant supplémentaire, d'où le gain sur la consommation spécifique. L'échauffement

du flux secondaire limite la convergence de la tuyère et donc sa contre-poussée, augmentant ainsi la poussée du moteur.

Le mélangeur à lobes équipera le CFM56-5C conçu pour le quadrimoteur long courrier Airbus A340.



Mélangeur à 18 lobes. Le flux chaud du générateur de gaz circulant de gauche à droite, à l'intérieur de la virole, est projeté radialement vers le flux secondaire, froid, auquel il cède une partie de sa température. En aval du système, la tuyère terminale tranquillise l'écoulement mélangé avant éjection des deux flux. (© SAE)

Au total, entre février et novembre 1977, le Mc-Donnell Douglas YC-15 réalise 130 heures d'essais au cours de 69 vols. Au début du programme seules une cinquantaine d'heures étaient prévues, dont 40 au titre avion et une dizaine au bénéfice plus direct du moteur. Reconfiguré en quatre JT8D, il est aujourd'hui préservé sur la base des essais en vols de l'USAF à Edwards (Californie).

## *Sud-Aviation SE-210 Caravelle III n° 193 (F-ZACF)*

A partir du mois de juillet 1976, l'appareil rentre pour un long chantier de modifications (cloison pare-feu, équipements de mesure, télémesure, nouvelle nacelle sans inverseur). L'avion comporte un système unique en son genre qui consiste en une télémesure tournante. Dans le cône avant de la soufflante du CFM56, les techniciens réussissent à loger une alimentation, un recueil des paramètres et un émetteur équipé de son antenne fouet. A quelques mètres de là, à la place d'un hublot de la cabine et en avant du réacteur, une antenne réceptrice permet de capter les valeurs recueillies et de les enregistrer. Il s'agit des éléments tournants du moteur (disque, compresseur BP, soufflante, etc.). Cette méthode de mesure permet de connaître les contraintes mécaniques, donc les vibrations des compresseurs et turbines, leur température, bref leurs conditions générales de fonctionnement. Une cinquantaine de paramètres sont ainsi enregistrés puis dépouillés après chaque vol.

Sud-Aviation SE-210 Caravelle banc d'essais  
n° 193 code CF.

La nacelle longue à flux confluents (mélange naturel) a un diamètre de 2,3 mètres et une longueur de 5,7 m.

(© Amicale des Essais en Vol SNECMA AEVS)



L'équipement d'essai embarqué permet de recueillir simultanément 350 paramètres et de simuler les prélèvements d'air - sur les étages 5 et 9 du compresseur HP - ainsi que les prélèvements mécaniques, le relais d'accessoires entraînant une pompe hydraulique de grande puissance. Le réacteur gauche Rolls Royce " Avon ", lui, assure les servitudes propres à l'avion lui-même.

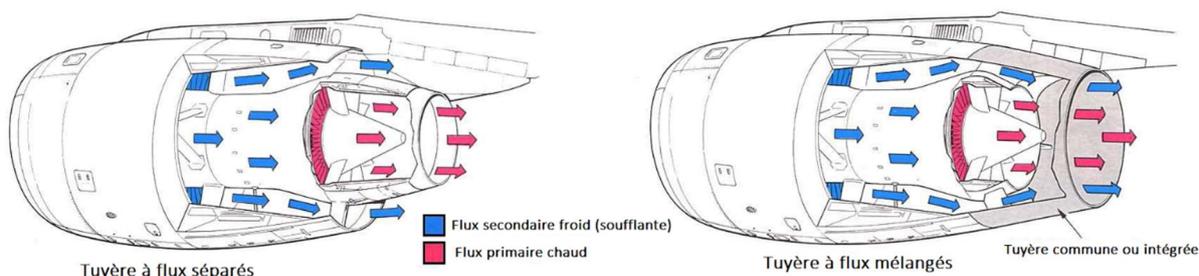
La Caravelle banc d'essais vole pour la première fois le 17 mars 1977 à partir de Bordeaux-Mérignac pendant 3 heures et 7 minutes. Chaque vol peut durer jusqu'à trois heures. Le programme est multiple et couvre les rallumages en vol réalisés par prélèvement d'air sur l'autre moteur (Rolls-Royce " Avon "), la gestion de la poussée incluant la pleine puissance au décollage et la position de la manette des gaz en altitude de croisière, la vérification des circuits de lubrification et de carburant, les phénomènes vibratoires.

Au printemps 1977, une campagne spécifique de mesure de la température avec un peignage du jet en arrière du réacteur est réalisée pour améliorer les modélisations de performances et de bruit de jet et à la demande de Mc-Donnell Douglas afin de connaître les températures auxquelles seraient exposés les volets d'hypersustentation du YC-15 en version quadrimoteur CFM56. Trois vols sont planifiés avec trois positions du mât de mesure mais finalement deux vols suffisent pour enregistrer la température des gaz d'échappement. Les résultats montrent que la température est relativement basse et n'excède pas 300° à 3 mètres derrière la sortie du CFM56.

Deux types de nacelles réacteur sont évaluées au cours de l'année 1978 : celle conventionnelle, dite à flux séparés (15 vols), et celle avec confluence des flux primaire et secondaire, dite à flux mélangés (6 vols).

Sur les réacteurs classiques à double flux et fort taux de dilution, les gaz éjectés par le générateur de gaz quittent généralement le moteur par une tuyère, dite primaire, débouchant en arrière de la nacelle. De cette façon, le flux chaud est entouré d'une éjection froide annulaire et à petite vitesse, ce qui procure un élément de diminution de bruit. Le mélange des deux flux, l'un à haute énergie, grande vitesse, forte température, et l'autre froid, à vitesse plus basse, s'effectue en aval du moteur, à l'extérieur de l'avion. Optimisée pour les moteurs équipant les moyen-courriers - elle équipera les CFM56 -2 -3, -5 et -7 - la tuyère à flux séparés présente toutefois une légère perte d'énergie propulsive.

Par la suite le CFM56 est essayé en vol avec une éjection flux primaire et flux secondaire confluents, donc mélangés en amont de la tuyère. La nacelle étant le siège du mélange des deux flux, on obtient une légère diminution de la consommation spécifique et, surtout, une sensible augmentation d'efficacité du système d'inversion de poussée agissant sur la totalité du débit d'air. Malgré une augmentation de la masse structurale, elle est particulièrement bien adaptée aux avions long-courriers. La tuyère à flux mélangés équipera le CFM56-5C conçu pour le quadriréacteur long courrier Airbus A340.



Tuyères à flux séparés et à flux mélangés (© DR)

Au total, cinq campagnes d'essais sont effectuées, la dernière ayant eu lieu en 1981 pour évaluer le comportement d'un moteur de définition Douglas DC-8-71, version remotorisée avec le CFM56-2.

La nacelle, dont le diamètre atteint 2,3 mètres et la longueur 5,7 m, a son axe situé à 3,065 m du plan de symétrie du fuselage. Résultant d'une étude particulièrement soignée, elle ne pèse que 1 300 kg, dont 400 kg environ d'équipements de mesure. Calée à 1,5° par rapport à l'axe du fuselage, sa géométrie est celle d'une nacelle longue à flux confluents (mélange naturel), avec partie arrière coulissante, ce qui permet un accès facile au capotage de la partie haute pression.

Ces essais confirment les performances du CFM56 bien au-delà du domaine de vol calculé, soit plus de 45 000 ft (13 700 mètres) et à des vitesses supérieures à Mach 0,82.



Montage du CFM56 (© AEVS)



CFM56 avec ses capots ouverts (© AEVS)



Mesure de peignage du jet (© AEVS)

Pendant cinq ans, entre mars 1977 et février 1982, l'appareil totalise 163 vols soit 559 heures de vol. A l'origine, le programme complet comportait trois campagnes pour explorer la quasi-totalité du domaine de vol du moteur soit, au total, 250 heures de fonctionnement en vol environ.

Les essais de la Caravelle ont été déterminant pour la mise au point du moteur franco-américain.

**Anecdote relatée par Jacky Joye** alors ingénieur d'essai sur le programme CFM56

*Au moment du premier vol du CFM 56, sur le YC-15 à Long Beach, l'accès aux données des parties chaudes, de responsabilité GE, était interdite aux personnels de la SNECMA, parce que ces parties chaudes étaient aussi celles des moteurs du bombardier B1.*

*Et cette interdiction était appliquée avec toute la rigueur germanique dont sont capables les Américains. Ainsi, quand j'avais besoin de me déplacer d'un bâtiment à un autre dans l'enceinte de l'usine, il fallait que je sois accompagné d'un garde.*

Pour le suivi de ce premier vol CFM, la salle de télémétrie avait été scindée en deux par une cloison : d'un côté moi tout seul avec les paramètres relatifs aux parties de responsabilité SNECMA, de l'autre tous les Américains de Douglas et GE et La liaison radio avec l'équipage.

En fin de vol était prévue une montée au plafond afin de vérifier le bon fonctionnement des pompes du circuit d'huile (de responsabilité SNECMA). Essai qui, manifestement n'intéressait personne d'autre que moi compte-tenu du brouhaha en provenance de l'autre côté de la cloison. Pas de chance : vers 38 000 ft (11 582 m), l'indication du réservoir d'huile se mit à dégringoler. L'une des pompes de récupération des enceintes de palier avait sûrement désamorcé, avec un risque de feu moteur s'il s'agissait du palier arrière. J'ai commencé par demander d'une voix forte qu'on réduise le CFM au ralenti sans que personne n'y prête attention, et il aura fallu que je tambourine avec mes poings sur la cloison pour que le brouhaha cesse et qu'ordre soit donné à l'équipage de réduire le CFM. A temps.

Dès le vol suivant, il n'y avait plus de cloison.

## Boeing 707-700 c/n 21956

Sorti de chaîne d'assemblage en 1978 en tant que Boeing 707-320 C (C pour " Convertible ") (c/n 21956, numéro de ligne 941), le B-707-700 est le premier quadriréacteur banc volant du moteur franco-américain. L'opération de remotorisation inclut une modification de la structure de la voilure avec de nouveaux becs de bord d'attaque, ainsi que les systèmes hydrauliques, électriques et l'instrumentation. Le diamètre du CFM56 étant plus important que les Pratt and Whitney JT-3D d'origine impose un positionnement des moteurs plus en avant et plus haut, avec des attaches renforcées de la nacelle sur l'aile et des mâts supports nouveaux.



Boeing 707-700 c/n 21956 (N707QT) rouge, blanc et bleu, banc de test volant du CFM56-2. La garde au sol avec les CFM56, placés plus en avant et plus haut sur l'aile permet le décollage et l'atterrissage en toute sécurité. (© Boeing)

L'appareil présente une silhouette nouvelle, avec une garde au sol plus basse, apparente surtout au décollage et à l'atterrissage. La prise au vent des moteurs et la traînée qu'ils engendrent, ont été étudiées auparavant en soufflerie pour déterminer leur positionnement. Outre le câblage de commande des réacteurs modifié, les nouveaux instruments de contrôle, un convertisseur statique du circuit d'allumage, la capacité hydraulique de gouvernail de direction est augmentée.

Pris en compte par General Electric, le Boeing 707-700 effectue son vol inaugural le 27 novembre 1977 à partir de Seattle (Washington). Immatriculé N707QT, en raison de son rôle de test silencieux ou " quietest test " (QT), l'appareil est configuré avec quatre CFM56-2D1, une version détarée dont la poussée est ramenée de 10 900 à 9 980 kgp. Cette limitation qui entraîne une diminution de 35 °C environ des températures devant turbine, assure une prolongation non négligeable de la durée de vie des éléments les plus chauds du moteur.

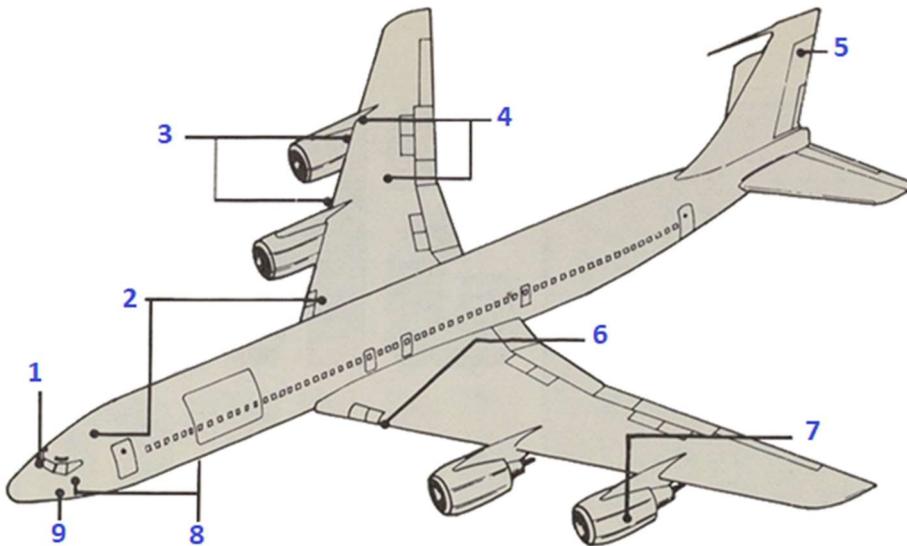
Boeing 707-700 c/n 21956 (N707QT). La position, très haute et très avancée, des CFM56-2 par rapport à l'aile est due à l'adaptation d'un " gros " moteur à fort taux de dilution. Il possède une autonomie de 9 640 km ou un rayon d'action d'environ 10% supérieur au B 707-320 C avec une charge utile complète. (© Boeing)



Pendant environ deux ans et demie, il totalise 220 heures dont environ 51 heures (en 32 vols) effectuées par les pilotes d'essais de la SNECMA, en 1980. Au cours des sorties le comportement vibratoire des nouveaux moteurs est constamment surveillé (3) et les inverseurs de poussée à grilles essayés avec plusieurs déploiements lors des atterrissages et dans des conditions identiques à celles d'un vol commercial. Le

quadriréacteur a joué un rôle important pour le lancement des avions militaire Boeing KC-135, C-135, E-3, E-6 mais aussi en démontrant le bon fonctionnement du moteur, les niveaux de perfo et de réduction de bruit.

Le projet de remotorisation n'ayant pas de suite, l'appareil est reconverti en 707-3W6 C équipé de GTR P&W JT3-D3 et revendu en mars 1982 à la Royal Air Maroc.



Modifications, mineures mais assez nombreuses, apportées au Boeing 707-320 B/C pour réaliser le Boeing 707-700

1. Nouveaux instruments de contrôle moteurs
2. Révision des liaisons électriques au moteur
3. Adaptation des becs de bord d'attaque à la nacelle CFM56
4. Renforcement de la liaison voilure-nacelle
5. Renforcement de l'asservissement hydraulique du gouvernail de direction.
6. Système de conditionnement d'air revu
7. Nouveaux moteurs, inverseurs, nacelles et pylônes
8. Contrôle moteurs révisé, nouveaux instruments moteurs, adjonction d'un indicateur de commande du sélecteur de l'inverseur de poussée, révision des voyants de fonctionnement des inverseurs, nouvel indicateur de vitesse
9. Installation d'un convertisseur statique pour le circuit d'allumage des réacteurs

### *Boeing KC-135 R Stratotanker s/n 61-0293*

La campagne d'essais en vol est menée entre août 1982 et mars 1983 pour évaluer les performances et les qualités en vol du KC-135 R (4) : 55 vols d'essais sont effectués par le Boeing KC-135A s/n 61-0293 pour un total de 1791 heures de vol moteur accumulées en 351 sorties. Les quatre CFM56-1B1 sont instrumentés ainsi que les paramètres de base de l'avion et de ses systèmes, résultant en la mesure d'environ 750 paramètres. Températures, pressions, débits et signaux électriques sont enregistrés au rythme de cinq par seconde. Les données sont stockées à bord de l'avion sur des bandes magnétiques. Les informations en vol, en temps réel, permettent de valider la qualité et les conditions d'acquisition des points de mesure.

Résultant de l'augmentation de la poussée, les performances au décollage et pendant la phase de montée du KC-135 R se révèlent très supérieures à celles du KC-135 A. A la masse maximale autorisée au décollage, la distance critique au décollage passe de 4 380 à 3 650 mètres autorisant l'utilisation d'un plus grand nombre de bases. Les essais en vol permettent également d'observer une diminution importante du temps de montée. Ainsi, la masse maximale autorisée (94 350 kilogrammes) à la puissance maximum autorisée, le temps de montée de 3 500 à 40 000 ft (1067 m et 12 092 m) passe de 19 minutes pour le KC-135 A à 13 minutes pour le KC-135 R nécessitant 50% de carburant en moins.



Boeing KC-135A s/n 61-0293 (1984). (© US Air Force)



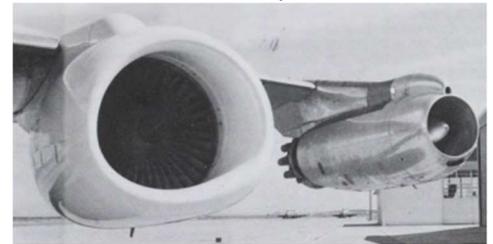
Boeing KC-135A s/n 61-0293 (1984). (© US Air Force)

Au cours de ce programme, près de 1 750 tests sont réalisés, parmi lesquels des essais de décollage sur deux ou trois moteurs à pleine charge, des mesures de bruit, de consommation et de capacités d'emport. Tous les objectifs du programme d'essais en vol sont atteints ou dépassés. Sont notamment évalués : la quantité de carburant transférable (paramètre majeur dans l'évaluation d'un avion-citerne) et le rayon d'action maximum ainsi que tests de validation du bon fonctionnement des moteurs sur des pistes inondées. Aucun effet d'ingestion d'eau dans la nacelle n'est observé pendant cette expérimentation qui confirme qu'une hauteur d'eau de 12 millimètres n'affecte pas le bon fonctionnement du moteur.

## *Boeing 707-321 c/n 17608*

Afin de tester les versions ultérieures du moteur CFM56, les -3, -5 et -7 ainsi que le démonstrateur technologique Tech56, General Electric fait appel à deux quadriréacteurs Boeing : un B707-300 et un B747-100.

Pour assurer la mise au point du CFM56-3 à Mojave, en Californie, GE emploie un ex Boeing 707-321 (c/n 17608) de la compagnie Pan American, immatriculé N37681, doté d'une installation de mesure très complète permettant l'enregistrement simultané d'une centaine de paramètres. Installé sur le mât n° 2 (intérieur gauche), le moteur est en porte-à-faux c'est-à-dire placé vers le haut et en avant du bord d'attaque de l'aile, une configuration appelée : concept de nacelle/aile à couplage étroit. Le CFM56-3 vole pour la première fois, le 25 février 1983. Durant quatre mois, les essais consistent principalement à étudier l'influence des vents de travers lors des phases de démarrage, de ralenti au sol jusqu'à des valeurs supérieures à 50 kt (93 km/h) et de décollage jusqu'à 26 kt (48 km/h).



CFM56-3 en point n°2 de voilure (© GE)

Trois ans plus tard, en août 1986, le CFM56-5A conçu spécialement pour la famille des monocouloirs Airbus A320 est à son tour testé en position interne sous l'aile gauche (position n°2) sur le même quadriréacteur. Mis à part les essais du système de régulation numérique pleine autorité ou Fadec (5), le domaine de vol exploré atteint des altitudes supérieures à 10 000 mètres et une vitesse maximale de Mach 0.85. L'année suivante, c'est l'inverseur de poussée à quatre portes pivotantes qui est essayé sur le banc volant avec plusieurs déploiements lors des atterrissages et dans des conditions identiques à celles d'un vol commercial. Ce type d'inverseur de poussée permet un gain de masse significatif par rapport aux inverseurs à grilles traditionnels, grâce à une simplification mécanique du principe de fonctionnement et à l'utilisation importante de matériaux composites.



Boeing 707-321 c/n 17608 banc de test volant des CFM56-3 et -5. Ayant d'abord appartenu à la compagnie Pan American il est, par la suite, racheté par GE. La silhouette du quadriréacteur inaugure la formule de l'avion de transport commercial avec un fuselage en tube et moteurs en nacelle. (© General Electric)

Vers la fin de l'année 1988 et le début 1989, suite à l'extinction en vol des deux moteurs sur un Boeing 737-300, le quadriréacteur est de nouveau sollicité pour des essais spécifiques d'ingestion d'eau sur un moteur CFM56-3 derrière un Boeing KC-135 pulvérisant de l'eau au moyen de sa perche de ravitaillement.

En août 1990, le quadriréacteur est une dernière fois utilisé pour la mise au point du CFM56-5C doté d'une nacelle longue à flux mélangés et placé en position externe sous l'aile droite (position n° 4). La campagne d'essai est marquée par un problème majeur : une perte de performances très importante, jusqu'à 5%, due à une insuffisance de ventilation autour du corps haute pression. Ce dernier entraînant une perte des encoches d'extrémités des aubes de la turbine HP se traduisant par leur usure contre le carter.



CFM56-5A en point n°2 de voilure (© GE)

## Boeing 747- 121 c/n 19651



La dernière version du CFM56, le -7B dédié à la famille des Boeing 737 NG (Next Generation), est testée sur le Boeing 747- 121 (c/n 19651). Le quadriréacteur est le 25<sup>ème</sup> 747 sorti de la chaîne de production. Volant pour la première fois le 3 mars 1970, il est livré à Pan Am sous l'immatriculation N744PA et baptisé plus tard " Clipper Ocean Spray ". Après

21 ans d'exploitation, Pan Am le retire du service en décembre 1991. General Electric le loue et l'enregistre sous le code N747GE en mars 1992.

Monté en position interne gauche (n° 2), le CFM56-7B débute ses essais à partir du mois de janvier 1996, à Mojave. Le moteur démontre une consommation spécifique de 0.6 % meilleure que prévue. Neuf ans plus tard, en fin 2005 à Victorville (Californie), le Boeing 747-121 teste les kits d'améliorations de performances destinés aux -5B et -7B issus du démonstrateur technologique Tech Insertion. En début 2006, le moteur en essais totalise 63 heures de fonctionnement.



Démonstrateur Tech Insertion (© GE)

En avril - mai 2010, le quadriréacteur teste le CFM56-7 BE (E comme Evolution) au cours d'une campagne de 60 heures de vol.



Boeing 747-121 c/n 19651 (N747GE) (© General Electric). Le dernier vol de l'appareil a eu lieu le 15 novembre 2018. Depuis cette date il est exposé au Pima Air & Space Museum. Au cours de sa carrière, l'appareil a effectué environ 90 000 heures de vol et 19 251 cycles, dont 3916 heures de test de divers moteurs.

### Notes de fin.

- (1) AMST : Advanced Medium STOL Transport. Programme lancé par l'armée de l'air américaine pour développer un avion de transport à réaction à décollage et atterrissage court, en environnement militaire, afin de remplacer ses Lockheed C-130 Hercules. Le YC-15 a pour concurrent dans ce programme le Boeing YC-14 propulsé par deux General Electric CF6-50.
- (2) Système d'hypersustentation qui consiste très schématiquement à dévier vers le bas le jet des réacteurs grâce à l'action directe des volets d'intrados, à double fente, très développés.
- (3) La chaîne de surveillance des vibrations moteurs mis au point par Elecma assure la surveillance permanente des niveaux vibratoires dans une large bande de fréquences, par allumage d'un voyant en cas de dépassement d'un seuil prédéterminé (deux voyants par moteur). Elle donne une indication permanente de ces niveaux pour les fréquences correspondant aux régimes de rotation N1 et N2 des corps, basse et haute pression, le choix de ces régimes se faisant par commutation manuelle.
- (4) L'avion est baptisé KC-135 RE (Re-Engined). Au moment des premières livraisons au Strategic Air Command (SAC) en 1984, l'avion est renommé KC-135 R et son moteur, le CFM56-2, prend l'appellation militaire F-108.
- (5) Le Fadec pour Full Authority Digital Engine Control représente la meilleure solution du fait de son intégration aisée avec les autres systèmes de l'Airbus A320 tels que les commandes de vol électriques et le système de maintenance centralisé. Il apporte trois avantages majeurs par rapport à un dispositif de régulation conventionnel :
  - gain de masse,
  - amélioration des performances du moteur par l'optimisation de toutes les géométries variables durant les différentes phases du vol, et
  - facilité d'intégration de la fonction multiplexage des données de maintenance du système propulsif.

## *Dates clefs*

**1977 : Février** - Premier vol d'essai du CFM56-2 sur le prototype du quadriréacteur Mc-Donnell Douglas YC-15 (s/n 72- 01875), à partir de Long Beach, en Californie, le 16 février.

**1977 : Mars** - Premier vol d'essai du CFM56-2 sur la Sud-Aviation SE-210 Caravelle (n°193) CF, à partir de Bordeaux-Mérignac, le 17 mars.

**1977 : Novembre** - Premier vol du Boeing 707-700 (c/n 21956) avec CFM56-2D-1, à partir de Seattle (Washington), le 27 novembre

**1982 : Août** - Premier vol du Boeing KC-135 R (s/n 61-0293) avec CFM56-2B-1 (F-108), à partir de la base aérienne de Mc-Connell, à Wichita, le 4 août.

**1983 : Février** - Premier vol du CFM56-3 sur le banc volant Boeing 707-321 (c/n 17608) à Mojave, en Californie, le 25 février.

**1985 : Août** - Premier vol du CFM56-5A sur le banc volant Boeing 707-321 (c/n 17608) à Mojave, en Californie, le 26 août.

**1990 : Août** - Premier vol du CFM56-5C sur le banc volant Boeing 707-321 (c/n 17608) à Mojave, en Californie, le 29 août.

**1996 : Janvier** - Premier vol du CFM56-7B sur le banc volant Boeing 747- 121 (c/n 19651) à Mojave, en Californie, 16 janvier.

## Création de l'établissement de Melun-Montereau 1989 - 1993



Vue aérienne de l'établissement de Melun-Montereau

### Historique de la création de l'après-vente civile

Au milieu des années 1960, les programmes des moteurs Olympus 593 de l'avion Concorde et M45 H de l'avion WFW 614 sont à la base de la formation des équipes d'après-vente des moteurs civils au sein de l'après-vente militaire rattachée à la Direction des Matériels en Exploitation (DME), La DME deviendra la DGAPCM (Direction Générale Adjointe Programme et Commerce Moteurs) dont une grande partie sera localisée dans le " peigne " de l'établissement de Corbeil où seront réunis :

- l'après-vente,
- l'administration des ventes,
- la logistique (gestion des pièces de rechange).

La signature de l'accord de coopération CFM entre SNECMA et GE en 1971 va coïncider avec la préparation de la mise en service des deux premiers moteurs civils jamais produits par SNECMA : l'Olympus 593 et le M45H (tous deux en coopération avec les anglais de Bristol Siddeley qui deviendra, en 1966, Rolls Royce à la suite de son rachat **(1)**). Les services dédiés à ces deux moteurs civils furent créés au sein de l'Après-Vente qui était placée sous la Direction de Robert Landré, avec Jean Beslon (jusque-là responsable des essais en vol) responsable des moteurs civils. Les actions d'après-vente de ces deux moteurs étaient coordonnées par des responsables de marque Après-vente : André Verdier pour l'Olympus et Dan Lotan pour le M56 (qui deviendra le CFM56).

Janvier 1976, le Président de SNECMA, René Ravaud, décide d'arrêter la coopération entre SNECMA et ROLLS-ROYCE sur le moteur M45H, dont nous laisserons l'entière responsabilité à ROLLS-ROYCE. De janvier à août 1976, Jean Calmon, alors responsable des marques techniques des moteurs civils de SNECMA, me charge de clore la marque technique M54H et d'archiver tous les dossiers de certification du M45H dont j'avais eu la responsabilité. J'ai donc le loisir de rechercher un point de chute pour la suite de ma carrière. Sur la dizaine de postes qui m'ont été offerts, je choisirais d'aller rejoindre l'après-vente à Corbeil, comme adjoint moteurs civils, au chef du Département Support Technique Après-Vente : Jacques Vilnat. Ma nouvelle équipe est chargée des études de maintenabilité, des méthodes de maintenance et de réparation, des publications techniques, des outillages de maintenance et réparation, et des bancs d'essais. Elle sera, en liaison permanente avec nos homologues de GE, chargée d'établir, pour le CFM56, les partages de responsabilités des deux après-vente et de rédiger les Operating Practices qui seront le reflet de ce partage. Tout ce travail sera coordonné par le chef de marque après-vente : Dan Lotan, un homme qui se battra pour que SNECMA puisse développer une interface avec les clients à part égale avec GE.

Ce n'est qu'en vue de la mise en service commercial du moteur CFM56, en avril 1982 sur le Douglas DC8-70 remotorisé, que la SNECMA décidera de créer une direction Générale Adjointe Programme et Commerce Moteurs Civils et toutes les directions, départements et services qui lui seraient maintenant rattachés.

Le 1<sup>er</sup> décembre 1982, Georges Sangis, est nommé Directeur de l'Après-Vente civile, et toute l'équipe qui travaillait à Corbeil sur les moteurs civils sera transférée au bâtiment 35 de Villaroche, aux 3 étages supérieurs

en façade ouest, ceci correspond à environ 250 personnes. Personnellement, après être resté au support technique de l'Après-Vente militaire à Corbeil jusqu'en 1982, puis après avoir passé deux années comme responsable technique de l'usine de réparation SOCHATA de Boulogne-Billancourt, j'irai rejoindre le 1<sup>er</sup> octobre 1984, l'équipe Après-Vente civile à Villaroche, dans la fonction d'Adjoint à Georges Sangis, et serai chargé de la planification, des programmes et de la gestion de l'après-vente. C'est dans ces dernières fonctions, où je retrouvais une bonne partie de l'équipe que j'avais quittée 5 ans plus tôt, que je serai chargé de la création d'un nouveau centre pour l'après-vente.

## *Pourquoi un nouvel établissement indépendant de Villaroche ?*

Dans les dernières années 80, le développement commercial devint rapidement tellement important que les équipes d'après-vente durent être renforcées afin d'assurer un support à la hauteur des besoins de CFMI et de nos homologues américains. Les locaux de Villaroche devenaient un peu étroits. En 1989, la grève générale du personnel de SNECMA, avec blocage des matériels à l'intérieur des centres d'activité, ne nous permit pas d'assurer le support que les compagnies aériennes, clientes de CFMI, étaient en droit d'attendre. En effet, nous n'avions pas la possibilité de sortir les documents du centre de Villaroche. Georges Sangis, fort de cette expérience proposa à la Direction Générale de SNECMA, présidée par le Général Bernard Capillon, de créer un centre de support après-vente des moteurs civils indépendant du centre de Villaroche. Il eut un accord de principe du président.



Bernard Capillon



Louis Gallois et Gérard Laviec

Cet accord fut renouvelé avec enthousiasme par Louis Gallois nouvellement nommé président de SNECMA. La société avait, pour la première fois un Président issu d'une grande école de commerce et non d'une école d'ingénieurs. Dès son arrivée il fit passer à tout le personnel que la SNECMA devait faire une mutation vers le commerce et la relation clients. Son discours disait : comme BSN, spécialiste du contenant (verre), a fait une mutation complète en devenant Danone, spécialiste du contenu, nous, à SNECMA, nous devons passer d'une société de type arsenal militaire à une société à caractère commercial. En effet, en dix ans le chiffre d'affaires des moteurs civils était passé de 20% à 60% du chiffre d'affaires total, et à l'avenir la part des moteurs civils ne ferait que croître !

D'ailleurs, dans la même période de 10 ans, les effectifs des équipes d'après-vente civile étaient passés de 250 à 400 personnes et les prévisions de marché laissaient envisager plus de 600 personnes à l'horizon 2000.

L'accord de création d'un nouveau bâtiment pour loger l'après-vente civile étant obtenu, il nous restait à choisir un architecte, à évaluer le coût du projet et obtenir le budget de construction et de transfert, et enfin à choisir le lieu d'implantation de cette nouvelle entité.

## *Choix du cabinet d'architecture*

Les effectifs prévisionnels ayant été validés par la direction générale, nous avons établi un cahier des charges afin de lancer un concours d'architecture. Les principes qui avaient prévalu à la définition d'un futur centre après-vente, furent établis en étroite collaborations avec la Direction des installations nouvelles de SNECMA dirigée par Michel Gravey. Les principales caractéristiques demandées furent :

- Un lieu accueillant et convivial, à la fois pour le personnel et pour les clients.
- Un lieu de rencontre où il y aurait le moins d'obstacles possibles à la communication : limiter, au maximum, le nombre de bureaux fermés le long des parois extérieures pour que tout le personnel puisse

travailler en pleine lumière du jour. Des cloisons " open-space " de hauteur limitée à 1,50 mètre de hauteur afin que toute personne debout puisse voir la lumière extérieure sur 360°.

- Un lieu qui puisse recevoir environ 500 personnes, avec une cafétaria, un restaurant pour le personnel et un restaurant VIP pour les clients invités, un centre de formation à la maintenance des moteurs pour les personnels des compagnies aériennes.
- Un lieu compact propice aux discussions directes plutôt que les téléphones ou fax (il n'y avait pas encore d'internet !)
- Un bâtiment pour le Comité d'établissement et pour le service médical,
- Un parking visiteur, et un parking pour le personnel qui soient très proches des bureaux.
- Un établissement accueillant sans contraintes d'accès, de type secret défense, comme c'était le cas des principaux centres de SNECMA. La conséquence était donc d'avoir un centre indépendant.

A la suite de notre appel d'offres auprès de cabinets d'architectes pour la construction d'un nouveau centre après-vente, nous reçûmes cinq propositions. A chacune des propositions était associée une maquette. Le projet fut soumis aux avis des futurs utilisateurs du site par le biais d'une présentation suivie d'un vote du personnel.

Les avis furent partagés, mais deux projets émergèrent presque à égalité de suffrages. Ceci laissa le loisir à Georges Sangis de choisir, seul, le cabinet d'architecture " Les ateliers de la Rize à Lyon " dirigé par l'architecte Albert Constantin (2). Ce cabinet lyonnais était par ailleurs bien connu de SNECMA car il avait déjà réalisé les sites du Creusot, de SOCHATA à Saint-Quentin-en-Yvelines, de la FAMAT à Saint Nazaire, d'Hispano Suiza à Vélizy.



Maquette du bâtiment administratif

Le projet d'Albert Constantin répondait le mieux au cahier des charges et à l'image de modernité et d'ouverture que nous voulions donner à notre futur outil de travail : des espaces conviviaux, propices à la communication directe entre les membres de l'équipe après-vente avec un atrium central, dans lequel il y aura une cafétaria, renforçant encore davantage la convivialité et cet esprit d'ouverture. L'absence de structures porteuses massives intérieures à l'espace de travail était voulue pour favoriser la luminosité de l'ensemble. A l'exception de piliers internes, toute la charpente structurelle était placée hors des parois extérieures, sans toutefois occulter la lumière. Ces choix de l'architecte allaient dans le sens d'une facilité de communication que nous recherchions entre les membres de l'équipe. L'appel à une structure métallique, peu commune à l'époque en France, permettait cette légèreté architecturale.

L'avant-projet sommaire (APS), basé sur la proposition de l'architecte Albert Constantin, chiffré à 60 millions de francs, reçu l'approbation de la direction Générale de SNECMA. Restait à choisir son site d'implantation et le nom du nouvel établissement.

## *Choix du lieu d'implantation du nouveau centre et de son statut d'autonomie ou pas*

La direction générale nous proposa d'abord de nous implanter à l'angle sud-est du parking du personnel, près de la voie d'accès au bâtiment 35. Nous avons très vite rejeté cette solution car elle risquait, en cas de conflit social sur l'établissement de Villaroche, de nous placer dans la même situation de blocage qu'en 1989.

La DATAR (Délégation interministérielle à l'Aménagement du Territoire et à l'Attractivité Régionale) nous demanda de nous implanter en province. Je fus mandaté pour aller à Paris, au Ministère de l'Équipement, pour plaider notre vœu de rester proche de la Direction Technique et de la ligne de montage à Villaroche, afin d'assurer notre rôle d'interface entre les utilisateurs de nos moteurs et leurs concepteurs et assembleurs. Nous avons aussi fait valoir que la SNECMA venait d'avoir récemment développé plusieurs sites en province : Le Creusot, la FAMAT à Saint Nazaire, Le Havre, et je mis en avant la nécessité d'avoir des liaisons fréquentes entre l'équipe d'après-vente et les équipes de conception du site de Villaroche. Il me fut alors demandé de nous implanter en ville nouvelle de Melun Sénart, soit près de la gare de Savigny-le-Temple, soit sur la commune de Réau (Réau faisait partie de la ville nouvelle de Melun-Sénart).

Depuis nos bureaux du bâtiment 35 à Villaroche, nous pouvions voir un terrain libre, situé sur la commune de Montereau sur le Jard, dans l'ancienne implantation des essais en Vol des avions Marcel Dassault et de la SNCAN, à l'extrémité nord-ouest de l'aérodrome de Villaroche. Après enquête, nous avons constaté que l'Etat, propriétaire de ce terrain, était disposé à nous le vendre. Comme nous avons proposé cette implantation à la Direction Générale, le Président Gallois décida de se rendre sur place et Georges Sangis me demanda de l'accompagner sur le site convoité. En seulement quelques minutes, sur place, le Président me dit : je partage totalement votre avis, c'est acheté !

Une autre tentative avait été engagée par le ministère de l'équipement pour nous implanter à l'ouest du chemin de Viercy, sur la commune de Réau, de l'autre côté de la route par rapport à l'implantation retenue finalement. Nous avons refusé cette solution pour la principale raison qu'à l'époque les sociétés étaient soumises à la taxe professionnelle, or le lieu proposé était en ville nouvelle où la taxe était de l'ordre de 22% de la masse salariale tandis qu'à Montereau sur le Jard, alors commune rurale (sur laquelle la moitié du site de SNECMA Villaroche est implantée), la taxe locale n'était que de 4% sur la masse salariale (je tirais cette expérience de ma fonction électorale d'adjoint au maire, responsable des finances, de mon village près de Melun).

La décision d'achat du terrain situé au hameau de Villaroche sur la commune de Montereau sur le Jard, fut donc prise au début 1990 par la Direction Générale. Nous ne pouvions appeler le site du nom de Villaroche car il était déjà pris par le site de la Direction Technique de la SNECMA. Nous avons donc sollicité les futurs utilisateurs du nouvel établissement pour lui trouver un nom. Le sondage effectué mit en avant plusieurs noms dont : " **site de Brie française** " (c'est le nom cadastral de la plaine où se situe l'aérodrome de Villaroche au nord de Melun), " **site Rozanoff** " (des Avions Marcel Dassault, premier français ayant franchi le mur du son à l'horizontale, qui a trouvé la mort le 3 avril 1954, à 200 mètres du futur établissement, une stèle marque encore cet emplacement). Ces propositions furent soumises à la Direction Générale qui, au cours d'une réunion au siège social, à laquelle personne de l'Après-Vente Civile n'assistait, décida de donner au site le nom de **Montereau**. Quelqu'un avait simplement confondu Montereau sur le Jard, petite commune rurale de 400 habitants, avec la ville de Montereau située à 20 kilomètres à l'est. Sans succès, j'ai essayé par la suite de revenir sur cette décision pour éviter toute confusion par nos visiteurs qui emprunteraient la future autoroute A5 pour nous rejoindre. J'ai seulement réussi à rajouter le nom de Melun pour éviter cette confusion. Finalement l'appellation " **site de Melun-Montereau** " fut retenue.

En janvier 1990, Georges Sangis fut nommé Directeur du marché civil SNECMA et quitta donc l'équipe d'après-vente pour aller ouvrir le site SNECMA de Passy-Kennedy à Paris XVI<sup>ème</sup>. Je devins donc directeur de l'après-vente civile et responsable du projet de nouvel établissement de Melun-Montereau. J'héritais donc de l'avant-projet sommaire validé et avais pour mission la réalisation des constructions et le transfert des équipes.



Remise de la maquette de Melun-Montereau par Georges Sangis à Gérard Laviec en janvier 1990



Passage de témoin entre Georges Sangis et Gérard Laviec en janvier 1990

En collaboration avec le directeur des installations nouvelles de SNECMA, nous sommes passés du stade de l'avant-projet sommaire à l'avant-projet définitif (APD). A notre grande surprise, d'un coût estimé à 60 millions de francs validé par la DG, nous étions passés à un avant-projet définitif à 100 millions de francs.

Trois mois plus tard, je me présente devant la Direction Générale de SNECMA avec l'avant-projet définitif évalué à 100 millions de francs. A son entrée dans la salle de réunion, le Président Louis Gallois salue l'assemblée

et me dit d'entrée : " Monsieur Laviec, vous avez un quart d'heure pour m'expliquer ce qui a fait passer le coût de 60 à 100 millions de francs, puis nous déciderons de la suite à donner au projet ". En conclusion de la réunion je reçois comme directive, de trouver les moyens, en deux semaines, de ramener le coût à 80 millions, sinon le projet serait annulé. La direction des installations nouvelles de SNECMA se défile et me laisse seul à piloter cette réduction de coût.

Les modifications majeures que l'équipe de direction de l'après-vente décida de proposer pour réduire les coûts furent :

1. Supprimer le restaurant du personnel prévu à l'extérieur du bâtiment principal, et relié à celui-ci par une galerie de 100 m de long. Placer ce restaurant au rez-de-chaussée du bâtiment principal, là où était prévue l'école de formation des utilisateurs.
2. Construire derrière le bâtiment principal, sur le parking, un bâtiment indépendant pour l'école de formation.
3. Supprimer le restaurant VIP prévu sur la terrasse du 7<sup>ème</sup> étage qui nécessitait 3 ascenseurs (un pour les clients, un pour le transport des plats préparés à la cuisine du rez-de-chaussée et un pour la desserte des produits).
4. Supprimer la climatisation et la remplacer par un toit occultable automatiquement au-dessus de l'atrium central et des volets à commande automatique sur les parois exposées au soleil.

Pour atteindre l'objectif de 80 millions de francs de budget je fis intervenir le cabinet d'architecture CERBA, du Mée-sur-Seine, pour nous proposer un bâtiment plus classique pour implanter le centre de formation. Ce Cabinet, que je connaissais pour ses réalisations multiples de bâtiments industriels en Seine et Marne, nous



Albert Constantin, architecte, devant le bâtiment " Concorde "

permit de gagner près de 10 millions de francs. L'architecte lyonnais qualifia ce projet de " boîte à chaussures " et fit une contre-proposition, au même prix, mais de style en harmonie avec celui du bâtiment principal.

Le Cabinet Constantin fit donc un avant-projet définitif qui ramenait à 80 millions de francs le coût total. Le feu vert de la Direction Générale de SNECMA fut donné le 19 décembre 1989 pour un transfert de l'après-vente civile à réaliser pour la fin 1992, à un coût maximum de 80 millions de francs. Le Président Louis Gallois me demanda d'attribuer au Cabinet CERBA l'aménagement du chalet Dassault, déjà situé sur le site, afin de le remercier de son aide. Le chalet était destiné à recevoir à terme le Comité d'établissement et le service médical.

Le projet put ainsi être lancé et réalisé en 3 ans, sans dépassement de budget, par la société Dumez de construction.

## *La commission de transfert et le transfert de l'après-vente civile à Melun-Montereau*

La réhabilitation du chalet par le Cabinet CERBA fut la première opération immobilière réalisée sur le nouveau site, qui permit le transfert, à la mi 1991, du bureau d'études après-vente Outillages et Réparations des moteurs civils. Cette équipe était jusque-là restée intégrée aux équipes d'après-vente militaire à Corbeil.

Une Commission de transfert était mise en place pour assurer la concertation et la planification des différents mouvements du personnel et en régler leur logistique. Le statut du nouvel établissement, comme centre autonome possédant son service du personnel, son Comité d'entreprise et son service médical fut établi, de même que le fonctionnement du futur restaurant du personnel. Quelques personnes, très attachées aux services du Comité d'établissement de Villaroche (CLE), cherchèrent à conserver un rattachement à leur ancien centre. Elles devinrent vite convaincues qu'un CLE indépendant, eu égard à la typologie du personnel de Melun-Montereau, aurait des ressources moyennes plus élevées et des prestations plus facilement " taillées sur mesure ". Le consensus fut donc obtenu pour disposer d'un centre presque totalement autonome, à l'exception de certaines prestations des moyens généraux pour lesquelles il serait fait appel aux compétences du centre de Villaroche.

L'école de formation des utilisateurs fut le premier bâtiment neuf à être réceptionné le 29 octobre 1991. Les cours théoriques purent démarrer, la formation pratique dut attendre quelques mois, jusqu'à la mise en place des moyens de manutention adaptés.

La commission se pencha sur le type de restauration du personnel à mettre en œuvre :

- Restauration gérée par le Comité d'établissement, avec du personnel embauché par lui,
- Restauration sous-traitée par la direction de l'établissement à une société de restauration collective indépendante, mais subventionnée par le CLE.

Très rapidement la décision fut prise à l'unanimité de faire appel à une société spécialisée en restauration collective. La Commission de transfert travailla sur un cahier des charges pour solliciter, en avril 1992, un sous-traitant par le biais de la Direction des Approvisionnements de SNECMA. Cinq restaurateurs de collectivité reçurent notre appel d'offres et la commission visita quelques restaurants gérés par les candidats. Le choix se fit sur " Orly-restauration " qui répondait au mieux à notre attente pour réaliser à la fois la restauration du personnel, la gestion du restaurant VIP et de la cafétéria de l'atrium.

Pendant ce temps, la construction du bâtiment principal avança rapidement et permit le début du transfert, en octobre 1992, des différents services de l'après-vente civile chaque week-end, afin de ne pas perturber le support aux clients.



Le bâtiment " Concorde " en cours de construction, printemps 1992



Le bâtiment " Concorde " lors de son inauguration

Le transfert de la totalité des équipes se termina le 21-novembre 1992. La veille de l'inauguration, la commission d'hygiène et sécurité fit sa visite de réception et constata que les escaliers d'accès aux 7 plateaux, situés dans l'atrium, ne pouvaient pas être réceptionnés dans l'état car les marches n'avaient pas de contre marche. L'absence de contre marche rendait en effet visible les dessous du personnel féminin qui montait l'escalier. En une nuit, les contre marches furent soudées sur la totalité des marches, et permirent l'inauguration à la date prévue !

Le nouveau centre fut inauguré le 14 décembre 1992 par Gérard Renon, nouveau Président de SNECMA, qui venait de succéder à Louis Gallois.

Trois mois après l'inauguration du site de Montereau, le premier mars 1993 :

- Georges Sangis sera nommé Directeur Programme et Commerce Civil de SNECMA,
- Je le remplacerai comme Directeur du Marché civil de la société.
- Jacques Renvier deviendra le nouveau directeur de l'après-vente civile.
- Christian Knapp sera nommé directeur des programmes CFM56.



De gauche à droite : Christian Knapp, Jacques Renvier, Gérard Laviec, Georges Sangis.



Photo aérienne du site en construction, l'école de formation (bâtiment " Etendard ") d'une surface de 1 600 m<sup>2</sup> est déjà construite, le bâtiment principal appelé " Concorde " : 11 200 m<sup>2</sup> de plancher (50 m x 50 m) n'est pas encore sorti de terre. (Eté 1991)

Je quitterai donc l'équipe de l'après-vente civile, que je connaissais depuis 17 ans, et irais rejoindre les vendeurs et le marketing civil sur le site de Passy-Kennedy, un magnifique immeuble du 16<sup>ème</sup> arrondissement de Paris, avec une vue impressionnante sur la Seine, depuis le pont de Bir-Hakeim jusqu'au Grand Palais, et sur la Tour Eiffel. Dès ma mutation la Direction générale me demanda, pour réduire les coûts, de transférer toute la direction du marché civil sur le site de Melun Montereau, et de fermer les locaux de Passy-Kennedy. Cette décision m'arrangeait car elle ramenait mon temps de trajet domicile-travail de près de 2 heures matin et soir à 15 minutes.

Une année plus tard, la Direction des Ventes de SNECMA aménageait à l'étage supérieur du bâtiment " Concorde " de Melun-Montereau.

Jacques Renvier poursuivit le support après-vente des clients civils et développa des animations sur le site de Montereau toujours dans le même esprit de convivialité et de cohésion d'équipe : jardin potager du personnel, moutons pour assurer la tonte des pelouses, barbecue en plein air, fête de la musique sur site etc...

**Notes de fin :**

- (1) Lors d'une de mes premières missions à Bristol, en 1966, j'ai assisté à la descente du drapeau Bristol-Siddeley placé devant l'entrée principale du site de Patchway, et la levée du drapeau Rolls-Royce, devant plus d'un millier d'employés pratiquement en larmes !
- (2) Le projet qui arriva en second fut retenu quelques mois plus tard pour la réalisation du bâtiment de l'état-major de la direction technique de Villaroche.

Bâtiment de l'état-major de la direction technique de Villaroche plus connu sous le nom de " Papillon "



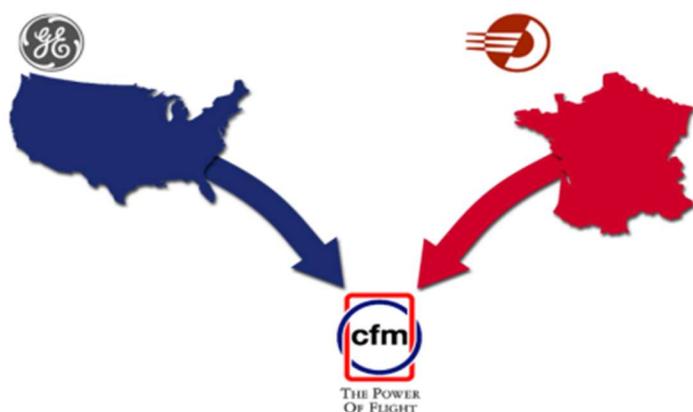
# La mise en place de l'organisation commerciale CFMI

## Avant-propos

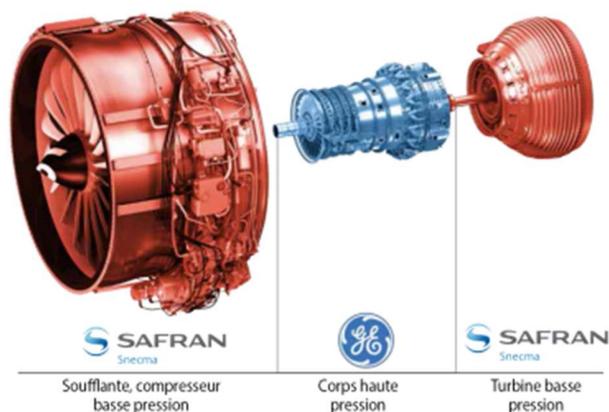
Le 24 septembre 1974, a été signé l'accord de coopération entre SNECMA et General Electric (GE) donnant naissance à la Société commune CFM International (CFMI) pour développer et commercialiser le moteur de 10 tonnes de poussée CFM56. Les options fondamentales de l'accord sont :

- étudier, produire et commercialiser en commun un moteur de la gamme des 10 tonnes de poussée avec une égalité des responsabilités entre les deux sociétés mères de CFMI.
- un partage des revenus et non des coûts
- une structure (CFMI) de management du programme CFM56 qui n'augmente pas les coûts des partenaires.

Basé sur mon expérience sur le programme CFM56 depuis 1978, nous allons décrire ici, comment les deux partenaires sont arrivés à mettre en place un tel management du programme qui deviendra un exemple de coopération internationale.



La Direction du programme CFM56 et la commercialisation du moteur sont assurées par une société commune CFM International. Le siège de CFMI est à Cincinnati USA, son président est Français (© SAE)



CFM56 Répartition des travaux (© SAE)

## Répartition des tâches entre les partenaires

### Partage technique et production :

La répartition des activités techniques d'études, de développement, de certification et des activités de production est faite dès l'accord initial de coopération de janvier 1974. Cet accord a permis aux deux sociétés d'évaluer les coûts de développement et de production des différents composants du moteur qui, associés aux expertises respectives des deux partenaires, conduisent à un découpage physique du moteur qui permette une répartition égalitaire des responsabilités. Il en a résulté une attribution des responsabilités entre GE et SNECMA où :

- le corps haute pression serait de responsabilité GE,
- le corps BP, le boîtier d'engrenages, la nacelle et l'avionnage seraient de responsabilité SNECMA.

Ce partage était considéré comme équitable, il a perduré depuis. Seuls quelques légers aménagements ont été réalisés ultérieurement pour des versions dont le développement pouvait affecter davantage les parties de l'un ou l'autre des partenaires.

### Partage commercial :

Le volet commercial est sommairement abordé dans l'accord initial, les ventes et le support après-vente, hors USA, sont de responsabilité SNECMA. GE assure cette responsabilité vis-à-vis des clients américains. Il faut remarquer qu'à l'époque, plus de 80% du marché civil était américain.

### Partage des revenus et non des coûts :

Fort de l'expérience SNECMA de sa coopération avec Bristol-Siddeley (devenu plus tard Rolls Royce) sur l'Olympus 593 et sur le M45H du VFW-614, il est décidé d'assurer l'interface clients (vente et support après-vente) via une société unique : CFMI, détenue à égalité par les deux partenaires.

La société commune CFMI reçoit la commande du client, et la transforme simultanément en une commande à chaque partenaire pour sa part du matériel vendu. CFMI rétribue les partenaires à un coût de production convenu pour chaque partie vendue auquel CFMI ajoute la moitié de la marge commerciale théorique, l'autre moitié de la marge est versée à l'autre partenaire. Ce principe fondamental de l'accord évitera les discussions ultérieures sur les fiabilités respectives des pièces produites et sera l'un des piliers principaux de la pérennité de l'accord.

### Structure simple et réduite au maximum

Afin d'éviter un coût supplémentaire lié à la société commune (CFMI), celle-ci n'a pas de personnel propre, son fonctionnement est assuré à 50 - 50 par du personnel détaché de GE et de SNECMA. Comme SNECMA a conçu le projet de ce moteur de 10 tonnes de poussée sous l'appellation M56 (tous les projets de l'époque portaient l'appellation M., M = Mars, le dieu de la guerre (nous étions à l'époque une société de production de moteurs militaires !) et les moteurs civils double flux de General Electric portaient les appellations CF... (Commercial Fan : CF6-32, CF6-50 ...), le moteur commun de 10 tonnes de poussée fut appelé CFM56.

L'antériorité du projet a conduit à ce que le Président de CFMI viendrait toujours de SNECMA.



Mr Gerhard Neumann et René Ravaud (© SAE)

### La mise en place de l'organisation commerciale

L'interface avec les utilisateurs étant dévolue à CFMI, il nous a fallu mettre en œuvre des procédures de partage des responsabilités et de tâches entre les équipes de GE et de SNECMA afin que le client final, utilisateur de nos moteurs, reçoive un support de CFMI absolument identique, qu'il soit assuré par les équipes commerciales de GE ou de SNECMA qui, face au client, seront des agents de CFMI.

Personnellement je rejoindrai l'équipe CFMI en septembre 1976, à l'arrêt des programmes M45 décidé par René Ravaud PDG de SNECMA. De Villaroche je rejoindrai sur le site de Corbeil l'après-vente SNECMA, comme adjoint à Jacques Vilnat (Chef du département support technique). J'aurai en charge le support des moteurs civils de l'époque : l'Olympus 593 pour le Concorde et le futur moteur civil CFM56.

Notez qu'à l'époque les directions commerciales des moteurs militaires et des moteurs civils, n'étaient pas séparées. Je serai chargé de discuter avec GE de la manière d'assurer le support après-vente des clients du CFM56. Je travaillais directement avec Dan Lotan, responsable de marque après-vente CFM56. Nous allions, pour chaque domaine d'activité, identifier des homologues au sein de GE et de SNECMA qui seraient appelés des "coleaders". Ceux-ci auraient d'abord en charge la définition des procédures communes de travail. Ces procédures devaient permettre de présenter une homogénéité d'approche des clients par les personnels de GE et de SNECMA, procédures appelées "Operating Practices".

Pour assurer une charge équilibrée entre les partenaires, nous disposions d'une seule directive : diviser le monde en deux zones dont le support aux clients viendrait de l'équipe commerciale qui leur était la plus proche. Ne disposant pas des moyens de communication actuels, et à cause des décalages horaires entre les clients potentiels, il fut décidé d'attribuer à :

- GE les Amériques, du nord et du sud, l'Extrême Orient et l'Australie,
- SNECMA l'Europe, l'Afrique, le Moyen Orient.

On peut constater qu'à l'époque on ne parle pas de l'ex URSS ni de la Chine qui étaient des marchés soit fermés aux occidentaux soit des pays comme l'Inde dont l'aviation commerciale était, à l'époque négligeable. Ce n'est qu'après la chute de l'URSS, et l'ouverture de la Chine aux marchés occidentaux, que cette division du monde sera complétée par l'attribution à GE des clients chinois, et à SNECMA des clients de l'ex URSS et de l'Inde. Sans trop de discussion, ce partage fut considéré équitable. Deux seules exceptions à cette répartition :

- KLM, compagnie hollandaise, qui exigea un support GE, afin de conserver le même support que celui de ses moteurs CF6-50 qui équipaient déjà leur flotte de Douglas DC-10.

- Vietnam Airlines plus tard, qui bien qu'en zone GE, se lança dans l'exploitation d'une flotte d'Airbus A320, aidée par Air France et le support de SNECMA.

Jusqu'en 1979 nous n'avions aucun client. Ceci nous permit d'harmoniser nos méthodes de travail et d'approche des utilisateurs afin de représenter CFMI comme une même société, que le support vienne des américains ou des français.

Cette harmonisation fut particulièrement nécessaire pour rédiger la documentation technique : Operating Manual, Overhaul Manual, et le catalogue illustré des pièces de rechange (IPC), qui représente environ 2000 pages écrites par les partenaires pour les parties physiques de leur responsabilité.

Nous venions, à SNECMA, de faire ce même travail avec Rolls-Royce pour le moteur de Concorde, et, évidemment, un tel produit ne pouvait avoir que la meilleure documentation ! Allez donc faire admettre cela à nos collègues de GE ! Nous avons vite appris que l'anglais technique n'était pas l'américain technique ! Or, comme plus de 80% des clients potentiels allaient être américains, il nous fallut nous adapter. Afin d'avoir une rédaction compréhensible par des non-linguistes, et qui soit identique pour les parties rédigées par GE et SNECMA, nous avons appris le " Baby-writing ", que tous les opérateurs pourraient comprendre.

Pour satisfaire les juristes américains nous avons appris que, contrairement à nos habitudes européennes, les consignes d'utilisation et de maintenance devaient d'abord décrire toutes les mises en garde possibles avant de décrire un procédé. Aujourd'hui, 50 ans plus tard, ceci nous est familier car il en est ainsi pour toutes les notices qui accompagnent les produits que nous achetons, mais à l'époque nous avons dû nous adapter.

Plusieurs séminaires de travail en commun furent mis en place, en France ou aux USA, afin d'harmoniser nos méthodes. Nous avons fait appel, à de multiples occasions, à des psychologues pour vaincre nos préjugés ou ceux du partenaire. Bien des collaborateurs rétifs à de telles adaptations ont dû quitter les équipes civiles car ils ne pouvaient admettre de tels changements, ceci s'est réalisé sans problème humain car notre organisation de l'époque permettait des transferts du civil au militaire sans conséquence humaine.

1979 fut une année charnière et décisive pour la suite du programme CFM 56 :

- Elle commença à la direction de l'après-vente, par une ambiance morose liée en particulier au changement de directeur, Robert Landré homme affable et ouvert sur l'extérieur, par une personne sans aucune volonté d'ouverture vers des clients commerciaux. Mauvaise ambiance liée aussi aux incertitudes sur la pérennité du programme CFM56, le personnel commençait à avoir " des velléités centrifuges " et cherchait un point de chute plus attrayant. Je fus de ceux-là et décidai de démissionner de SNECMA pour rejoindre la SOCHATA (1) filiale de réparation des moteurs SNECMA à Boulogne Billancourt, à la demande de son PDG le Général Auffay.
- Le retour en Iran, en milieu d'année, de l'ayatollah Khomeiny fit craindre aux américains une crise pétrolière majeure et leur firent évaluer l'opportunité de remotorisation de leurs avions équipés de moteurs à faible taux de dilution par le moteur CFM56 qui apportait une réduction de consommation de 20 à 40% par rapport à leurs moteurs Pratt & Whitney en service commercial.
- En fin 1979, la décision quasi simultanée des compagnies aériennes américaines Delta Airlines, Continental Airlines et Flying Tigers de remotoriser leurs avions DC-8 fut déterminant. Cette décision fut suivie par le choix de l'US Air force de remotoriser ses ravitailleurs en vol de type Boeing 707 (KC-135) et leurs avions de surveillance AWACS. L'armée de l'air française prendra la même décision peu de temps plus tard. Le programme, après plus de 5 années de quasi sommeil, était enfin lancé.



Réparation CFM56 à la Sochata (© SAE)

Ce fut donc la remotorisation des avions Douglas DC-8 qui permit de lancer notre CFM56 car, la robustesse de la cellule de cet avion justifiait une remotorisation.

A la mise en service commercial du CFM56, la SNECMA décida de créer une direction commerciale autonome et les équipes d'après-vente quittèrent l'établissement de Corbeil pour s'installer près du montage et des essais des moteurs de série, au bâtiment 35 de Villaroche, près des équipes techniques, sous la direction de Georges Sangis qui succéda à Jean Beslon en fin 1982.

La Sochata, fut en charge de la réparation des premiers moteurs déposés pour maintenance sous garantie. Ces interventions se déroulaient donc sous les instructions des équipes d'après-vente de CFMI que j'avais quitté 3 ans plus tôt. Pour équilibrer les charges entre GE et SNECMA les moteurs étaient envoyés pour réparation soit à GE Strother dans le Kansas, ou à SOCHATA à Boulogne Billancourt. Nous avons ici aussi appris que nous n'étions pas dans un travail d'arsenal militaire où les retards justifiés sont généralement admis. Les équipes de programme américains nous ont vite appris que le client qui attend son moteur en réparation ne demande pas des excuses pour les éventuels retards, mais il veut seulement savoir quelles mesures seront prises pour les résoudre et tenir les délais.

Par ailleurs, il semblait que les réparations effectuées par SOCHATA étaient nettement plus chères que celles de GE Strother, et GE nous menaçait d'envoyer les moteurs sous garantie en réparation aux USA. Comme nous ne comprenions pas de tels écarts de prix nous avons rapidement mis en évidence que notre coopérant agissait, en dehors de toutes les règles convenues dans les " operating practices " et donnait à son atelier de réparation les pièces hors du circuit CFMI, c'est-à-dire au coût de production. GE s'excusa du détournement du système et compensa SNECMA d'un montant d'une vingtaine de millions de dollars. Les personnes mises en cause chez GE furent immédiatement sorties des équipes. La coopération CFMI devait reposer sur une honnêteté sans faille vis-à-vis des règles définies.

De toute mon expérience ultérieure avec CFMI je n'ai jamais plus constaté de tels agissements, mais, nous étions maintenant avertis et vigilants !

En 1984, Georges Sangis, Directeur de l'Après-vente civile, me proposa de devenir son adjoint à Villaroche et de piloter les programmes après-vente : garantie, rétrofits, compensations financières des clients. Ce fut le départ d'une nouvelle aventure, près de chez moi à Villaroche. Je retrouvais une grande partie des équipes que j'avais quittée à Corbeil trois ans plus tôt.

Le challenge de la coopération était maintenant, alors que les premiers avions équipés des CFM56 étaient en service, de mettre œuvre les fameuses Operating Practices élaborées alors que nous n'avions encore aucun client. Les maîtres mots de nos actions devinrent :

- écoute et satisfaction des clients,
- faire entrer l'esprit client au sein de la société SNECMA.

L'une des premières actions concrètes fut de créer la plateforme téléphonique ouverte en permanence pour qu'aucun appel des clients ou de nos représentants en compagnies aérienne (tech-rep), ne soit perdu ou reste sans réponse de notre part : " Customer first ! " fut le slogan.

Un autre principe fut instauré : chaque client se voyait attribuer un correspondant unique au sein de CFMI, appelé Customer support manager (CSM), qui assurerait l'interface entre le client et tous les intervenants de CFMI, qu'ils soient de GE ou de SNECMA. Aucune liaison directe, entre l'utilisateur et les équipes des GE ou SNECMA ne serait tolérée, en particulier, les relations entre les équipes de développement technique du moteur devraient être contrôlées par le CSM. Un tel principe allait permettre d'assurer la satisfaction du client tout en maîtrisant les conséquences financières éventuelles des engagements pris.

## *L'arrêt de vol des Boeing 737-400 en 1989*

L'un des hauts faits de l'engagement de l'après-vente CFMI envers ses clients eut lieu en juin 1989 lors des interventions entreprises à Villaroche pour la remise en vol, en un temps record, de quelques 80 avions Boeing 737-400, équipés du CFM56-3 de poussée augmentée à 22 500 livres. A la suite du crash sur une autoroute anglaise près d'East Midland Airport de l'avion de British Midland assurant la liaison Londres-Belfast en janvier 1989. Les investigations mettront en évidence une erreur de l'équipage dans la discrimination du moteur défaillant. 6 mois plus tard le même type d'incident permettra l'atterrissage de l'avion sans dommage.

L'examen du moteur confirmera la cause de l'incident : une rupture d'aube fan par suite de vibrations de flottement en cours de montée vers 20 000 pieds (6 100 mètres). Par une action volontariste Georges Sangis, directeur de l'après-vente civile, a insisté pour que les avions Boeing 737-400 équipés du même type de moteurs soient immédiatement arrêtés de vol commercial tant que les aubes fans ne seraient pas remplacées par des aubes neuves. Le 12 juin, la CAA (autorités de certification britanniques) déclara l'interdiction de vol.

L'après-vente CFMI se lança dans une opération exceptionnelle sur le site de Villaroche qui marquera la profession : une noria d'avions sur le site de Melun Villaroche fut mise en place en un temps record pour

remplacer l'étage d'aubes de soufflante de tous les avions concernés. En deux semaines, grâce au travail coordonné des équipes techniques, de production, de logistiques et aux mécaniciens de maintenance qui travaillèrent 24/24 h, 7 jours/7, tous les avions redevinrent opérationnels. Le chantier était placé à l'extrémité ouest de l'aérodrome, près de l'entrée actuelle du musée. Des portiques portant des palans furent fabriqués, à la demande, en un temps record, ils permirent d'assurer la manutention sans dépose des moteurs (nota : ces portiques sont aujourd'hui utilisés dans les ateliers du musée pour la manutention des matériels en restauration).



Noria des moteurs CFM56-3C1

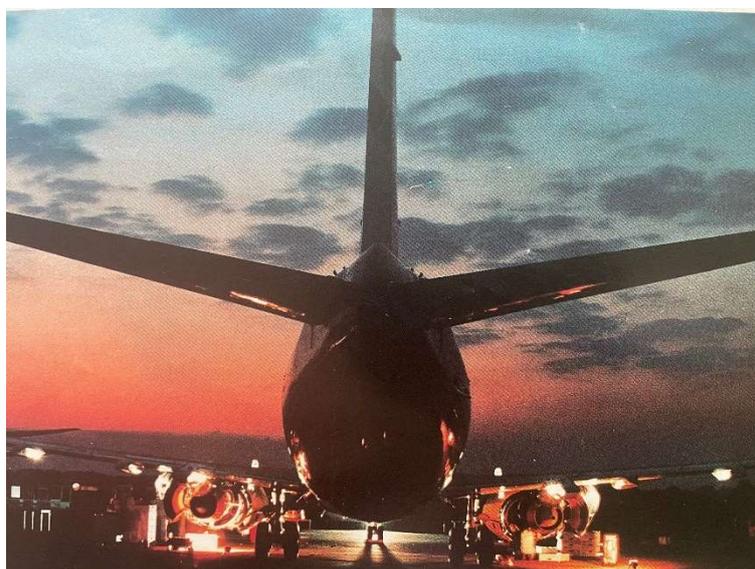


à Melun- Villaroche en juin 1989



(© SAE)

L'opération entreprise par les équipes SNECMA de CFMI permet la remise en service des avions sans trop d'impact opérationnel au sein des compagnies aériennes concernées. Le fait qui bluffa encore davantage les utilisateurs fut la visite que Georges Sangis leur rendit immédiatement après ces interventions pour leur proposer une compensation financière pour perte d'exploitation. Jamais jusque-là, aucun constructeur n'avait eu une démarche commerciale aussi positive en proposant une compensation financière aux utilisateurs avant qu'elles n'aient eu le temps de rien réclamer. Bien plus tard, lorsque je visiterais ces compagnies aériennes, je recevrais souvent leurs félicitations pour la démarche commerciale que notre directeur de l'après-vente avait engagée sans attendre les concertations internes habituellement nécessaires. D'un incident majeur, nous avons montré notre capacité de le transformer en un atout majeur. Très vite, le support après-vente de CFMI devint l'exemple à suivre.



Noria des moteurs CFM56-3C1 sur Boeing 737-400 - Juin 1989 (© SAE)

## *Le PBH, " Power By the Hour ", qui deviendra le contrat de service*

Lors de la discussion d'achat des moteurs CFM56 par la compagnie KLM, pour leurs futurs avions Airbus A320, les équipes de vente GE me demandèrent de les accompagner chez KLM à Amsterdam (j'étais à l'époque directeur des vente civiles) pour discuter d'une vente de moteurs qui serait associée à un contrat d'entretien de ces moteurs pour une durée de dix ans. Nous avons appelé ce type de contrat du nom de " Power By the Hour, ou PBH " car il garantissait un entretien de la flotte de moteurs CFM56 par CFMI, la compagnie aérienne verserait à CFMI une redevance à chaque heure de vol effectuée.

Un tel contrat avait plusieurs avantages :

**Vu du point de vue du client :**

- Coût total d'exploitation des moteurs connu dès la mise en exploitation,
- Pas de besoin d'acheter de moteurs de rechange dont l'utilisation était difficile à prévoir, et donc pas d'immobilisation financière pour un besoin aléatoire.

**Vu du point de vue CFMI :**

- Sa bonne connaissance de la fiabilité des moteurs lui permettait de bien prévoir les coûts de maintenance (mieux que les utilisateurs ou les réparateurs indépendants).
- Une assurance que la réparation des moteurs serait assurée par les ateliers de CFMI (GE Strother ou SOCHATA-SNECMA) qui n'utiliseraient que des pièces de rechange produites par CFMI et non des PMA (Parts Manufacturing Approval).
- Faciliter la négociation commerciale car les masses financières en cause seraient plus importantes qu'en traitant seulement des moteurs installés et pourraient donc réduire les concessions à accorder sur le prix de vente des moteurs de première monte.

Les inconvénients pour le constructeur étaient :

- De différer la vente des moteurs de rechange, ceux dont la marge bénéficiaire était la plus importante, et donc différer la rentabilité.
- Réduire le nombre de moteurs de rechange vendus par un effet de pool.

Les deux équipes commerciales de GE et SNECMA étaient d'accord avec la mise en place de ce type de contrat pour les avantages que nous avons pu identifier au niveau commercial et surtout car nous y voyions une " milking cow : vache à lait " pendant la durée du contrat. Le premier contrat PBH fut donc signé entre KLM et CFMI. Toutefois, les directions financières de GE et SNECMA qui valorisaient surtout le profit immédiat, et non à long terme, ont mis leurs véto à ce type de contrat de service. Il nous a donc fallu, 6 mois plus tard, dénoncer le contrat que nous avions signé avec KLM.

Il faudra attendre la commercialisation des moteurs LEAP pour les Airbus A320 Neo et les Boeing 737 Max, plus de dix ans plus tard, pour que les deux sociétés mères de CFMI réalisent les avantages des contrats de type PBH appelés aujourd'hui " Contrats de Services " et les généralisent et deviennent une part majeure du chiffre d'affaires actuel de CFMI !



Inspection d'un CFM56-5B équipant un Airbus A320  
(© SAE)

## *Le passage au numérique*

En 1996, alors que j'étais maintenant président de CFMI, nous avons invité nos utilisateurs de la zone américaine à Telluride, station de ski du Colorado. Le président de GE Aircraft engines qui participait à cet événement, fit un exposé sans m'en avoir parlé au préalable, par lequel il déclara aux clients CFMI que désormais, toutes les commandes devraient se faire par internet. En effet, car Jack Welch alors PDG de la grande GE, avait déclaré au monde que GE devenait " eGE ", c'est-à-dire totalement connecté par internet (c'était le tout début du e-business) !

Comme je m'inquiétais immédiatement auprès de GE de l'absence de concertation avec SNECMA, je me vis répondre que SNECMA avait 6 mois pour appliquer cette décision prise par Jack Welch, le grand manitou de GE. L'équipe américaine ajouta : si SNECMA n'est pas prêt dans ce délai, nous, GE, nous numériserons pour vous la totalité de la documentation et établirons les procédures permettant toutes les transactions commerciales avec les clients CFMI de manière numérisée. J'appelle Georges Sangis, à l'époque VP Programmes civils, qui fait immédiatement mettre en place une équipe de 50 personnes au bâtiment 35 de Villaroché qui numérisera la totalité de la documentation technique dans le délai demandé. Le comble : à l'échéance prévue par GE, leurs équipes, malgré la mise en place d'une équipe d'une centaine d'indiens (des Indes), n'étaient pas prêts à la date prévue. Encore une fois les équipes commerciales civiles de SNECMA, entraînées par l'enthousiasme de Georges Sangis, avaient relevé avec brio un défi de GE. Par la même occasion, la direction commerciale SNECMA s'était

placée au rang de leader dans la numérisation de son support. Ce n'était pas une petite affaire, en particulier l'établissement du catalogue illustré des pièces de rechanges (IPC) avec les interchangeabilités, les prix et la customisation, alors que nous étions au balbutiement des moteurs de recherche, fut un travail remarquable par sa qualité et la rapidité de sa mise en œuvre.



## *L'accord CFMI de vente des moteurs CFMI*

A ma grande surprise, lorsqu'en 1999, pour le vingt-cinquième anniversaire de CFMI je rechercherais ce que l'accord initial disait au sujet des ventes des moteurs et de la répartition entre GE et SNECMA, je constaterais que rien n'était écrit sur le sujet. Nous déciderons à l'époque de recopier les accords conclus pour le support après-vente.

### **Hommage**



Je ne voudrais pas terminer ce témoignage, sans rendre un hommage à Georges Sangis, qui par son audace, son sens inné du client, sa volonté permanente de relever des défis, a su motiver et entraîner les équipes de SNECMA dans cette aventure. GE nous a beaucoup appris, en particulier à passer d'un arsenal militaire à une société tournée vers la satisfaction des clients, mais grâce à Georges Sangis les équipes de SNECMA ont su montrer leur flexibilité d'adaptation, de progrès et d'innovation et sont devenues des partenaires majeurs de GE et des utilisateurs de moteurs CFMI. Georges, avec lequel j'ai directement travaillé pendant une vingtaine d'années, était l'illustration même de la maxime attribuée à Saint-Exupéry : " **un chef est un faiseur d'enthousiasme** ", que je ferai mienne tout au long de ma carrière.

Georges Sangis est décédé le 27 décembre 2023.

### **Note de fin.**

- (1) En 1970, Snecma acquiert Hispano-Suiza, le concurrent français historique. En 1975, la SOCHATA (Société châteleraudaise de travaux aéronautiques), filiale d'Hispano-Suiza, est regroupée avec la division réparation de Snecma localisée à Boulogne-Billancourt au sein d'une filiale nommée Sochata-Snecma. En 1990, l'usine de Boulogne-Billancourt est fermée et transférée à Saint-Quentin-en-Yvelines.

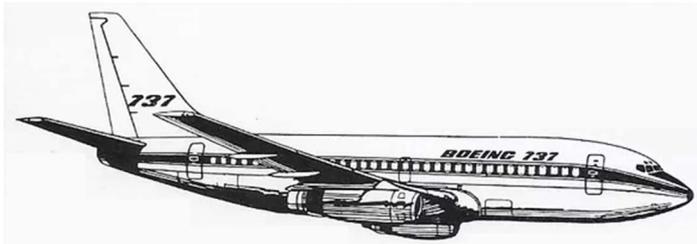
## *Débuts laborieux des Boeing 737-100 & 737-300. Baby Boeing deviendra grand ou le vilain caneton qui deviendra un cygne magnifique.*

*Le roi est le maître : j'ai tâché de le servir de mon mieux, je souhaite  
qu'un autre le fasse plus à son gré et plus heureusement.  
C'est beaucoup de pouvoir compter sur ses bontés  
et d'en recevoir en ce moment tant de marques. (1)*

Michel Chamillard

Contrôleur des finances et ministre de la guerre de Louis XIV

Avec le temps et le succès, il est dans l'ordre des choses d'occulter certains programmes très réussis ont souvent connu des débuts laborieux. Ainsi, en fut-il du bimoteur de transport commercial court courrier à réaction Boeing 737. Tant dans ses versions initiales, 737-100 et 737-200, que paradoxalement l'illustre version 737-300.



Avant de développer plus avant, peut-être est-il utile de présenter l'état du marché, en 1964, quand Boeing doit prendre la décision de procéder aux études, à la construction et à la commercialisation d'un avion qui va devenir le fameux 737 qui volera pour la première fois, le 9 avril 1967. C'est un prototype désigné 737-130 dont la capacité, selon la configuration, est de 90 et 136 passagers, avec un rayon d'action maximum de 2500 kilomètres. Le programme d'essais en vols pour obtenir la certification de la FAA est mené rapidement. Plusieurs avions étant utilisés, elle est acquise le 15 décembre de la même année pour une entrée en service avec la Lufthansa en février 1968.

En 1954, dans le cadre d'un projet ambitieux, si ce n'est industriellement risqué, destiné à un avion quadrimoteur long courrier capable, succédant aux quadrimoteurs à moteurs à pistons, de parcourir le continent Nord-Américain d'Ouest en Est, voire de traverser l'Atlantique Nord sans escale, Boeing vire seul, largement en tête avec son modèle " Dash 80 " conçu puis, construit à un seul exemplaire sur fonds propres, sans aucune commande, qui donnera le 707 commercial et le ravitailleur en vol KC-135A et ses versions dérivées militaires.

A l'opposé, en 1964, il y a déjà beaucoup de prétendants dans le segment des bimoteurs à réaction court-courriers. Le plus avancé, le Douglas DC-9 vole depuis le mois de février 1965 entrant en service commercial avec Delta Airlines, fidèle client de Douglas, le 8 décembre de la même année. Cet avion va connaître un grand succès commercial. Presque un millier de DC-9 seront construits. Près de deux-cents sont en commande au moment où Boeing décide de procéder à la construction du 737. L'évolution du DC-9 se terminera, trente-cinq ans plus tard, avec la famille des MD-80 (moteur Pratt et Whitney JT8 D-200) et MD-90 (moteur IAE V-2500), environ mille-deux-cents construits dans ses différentes versions modernisées. La production s'achève en 2006 avec une ultime version désignée MD-95 (moteur Rolls-Royce BMW BR-700) qui prendra, après le rachat de la société McDonnell Douglas par Boeing en 1997, la désignation de Boeing 717. Défini pour cent passagers, il est compétition frontale avec les " Jet régionaux " mieux adaptés. Le succès n'est pas au rendez-vous, environ 150 exemplaires seulement du 717 seront produits. Le Britannique BAC-111, qui vole avant le DC-9, premier vol dès le mois d'août 1963 pour une entrée en service presque concomitante avec celle du DC-9, à la fin l'année 1965. Le BAC-111 a accumulé une centaine de commandes dont trois clients Nord-Américains : American, Braniff et Mohawk. La Sud-Aviation SE-210 " Caravelle " qui a largement précédé ces deux avions, vole pour la première fois en mai 1955. Elle est en service depuis 1959. Deux-cent-soixante-dix seront construites.

Ces trois avions partagent la même architecture caractéristique. Les moteurs sont installés à l'arrière du fuselage, la dérive est en T pour le DC-9 et le BAC-111, alors que celle de la Caravelle est conventionnelle. Cette configuration permet de construire une aile aérodynamiquement très propre. La Caravelle capable de 845 km/h

en croisière, mesurée à 22 sa finesse (2) est excellente pour un avion de ligne. Ce qui lui permet, partie à l'altitude de 13 200 mètres, à la verticale de Paris, en quasi vol plané, les deux moteurs sont maintenus au ralenti, de rejoindre Dijon. Au niveau de la propulsion, si le DC-9 et le BAC-111 sont motorisés par des moteurs double flux à faible taux de dilution, option thermodynamique promise à un grand avenir, Pratt et Whitney JT8-D pour le DC-9 et Rolls-Royce " Spey " pour le BAC-111. La Caravelle, plus ancienne, est propulsée par deux moteurs Rolls-Royce " Avon ", à simple corps et simple flux, certes fiables et qui ne cesseront d'évoluer, mais dont la conception, simple corps et simple flux, est déjà dépassée. A partir de 1964, sous la désignation " Super Caravelle ", la Caravelle reçoit des moteurs de Pratt & Whitney JT8-D7, à double flux, identiques à ceux du DC-9 et des 737-100 et 737-200. Largement concurrencée par le DC-9 mais surtout par le Boeing 727, le succès commercial ne sera pas au rendez-vous. Notons toutefois qu'à l'initiative du motoriste General Electric, un unique exemplaire d'une Caravelle III qu'il avait achetée, sera équipée du moteur double flux CJ-805-23C. Le même moteur que celui que l'on trouvait alors sur les quadrimoteurs Convair 880 et 990. Le projet de General Electric n'aura pas de suite. TWA, qui s'était engagé pour vingt exemplaires résilie le contrat pour acheter des DC-9. Si on ajoute à cet inventaire, le Fokker F-28, moteurs Rolls-Royce " Spey ", à la silhouette très proche de celle du Douglas DC-9, annoncé par Fokker depuis 1962, environ deux-cent-cinquante exemplaires furent mis en service jusqu'en 1987, année de l'arrêt de sa production. Il y a effectivement beaucoup de prétendants dans ce créneau.

Bien que lancé quatre ans plus tard, 1969, premier vol en 1971, mentionnons encore le Dassault " Mercure ", construit à seulement onze exemplaires. Avec une vitesse de croisière de 945 km/h, c'est le plus rapide de tous les bimoteurs commerciaux de l'époque. Il entre en service chez son unique client, la défunte Air Inter en juin 1974. Le Dassault " Mercure " aurait pu avoir sa place dans la grande famille de CFM International. En effet, pénalisé par ses moteurs JT8D-15 bruyants et trop gourmands en carburant une version " Mercure 200 ", motorisée par des CFM56 fut un moment considéré, tant par la société Dassault que la Snecma, qui voyait en 1974, au moment de ses discussions avec General Electric pour la constitution de la société CFM International, une possible première application commerciale pour le moteur CFM56 lancé en 1974 sans client de lancement. Le 29 avril 1995, quand, ils sont retirés du service, les onze avions en flotte ont transporté, sans aucun accident, 44 millions de passagers accumulant 360 000 heures de vol en 440 000 vols. Leur régularité cumulée en service fut de 98 % ! Cet avion, excellent, aurait sans nul doute, mérité une bien meilleure carrière. Cet échec commercial montre qu'en 1964, les interrogations du conseil d'administration de Boeing étaient certainement légitimes...



1965 - Concept initial du Boeing 737.

Moteurs installés à l'arrière du fuselage. Dérive en T, cinq sièges de face. Désigné Boeing 737-090 il n'a jamais été construit.

En 1964, quand le conseil d'administration de Boeing doit se décider pour ce qui concerne le dossier relatif aux études puis à la construction, ou non, d'un biréacteur commercial de transport, l'équation est des plus complexe. De sorte que son président Bill Allen, qui n'avait pas hésité quelques dix ans plus tôt, à parier sur un quadrimoteur à réaction cette fois, légitimement, tergiverse. D'abord, Boeing dispose déjà avec le modèle 727, en service chez Eastern Airlines depuis le mois de février 1964, d'une excellente plateforme. Le 727, cent-vingt-cinq sièges en classe unique, distance franchissable de l'ordre de 4 200 kilomètres, est un trimoteur, trois Pratt & Whitney JT8D-7, certes bruyants et gourmands en carburant mais très performant, notamment pour ses capacités en fret de soute et les opérations à partir d'aéroports en altitude, où les performances d'un bimoteur, utilisant nécessairement le même moteur (3), seront inévitablement inférieures. En 1964, le prix du kérosène est encore tel que les opérateurs préfèrent les performances, même au détriment de la consommation carburant. En fait, le 727 plait beaucoup aux pilotes et aux directions générales des compagnies qui l'utilisent.

Le Boeing 737 qui va demander certains investissements, risque fort de grignoter dans son marché. En 1984, au moment de l'arrêt de sa production, plus de mille-huit-cents 727 auront été produits. Second aspect, les bureaux d'études de Boeing sont surchargés par quatre programmes majeurs, tous importants, pour l'avenir de la société. Répondre au projet de l'USAF pour la réalisation d'un avion de transport géant qui amènera au C- " Galaxy " finalement remporté par Lockheed, le début des travaux liés au 747. L'éventuelle production d'un avion de transport supersonique qui se voulait très ambitieux, désigné Boeing 2707. Le 2707, abandonné en 1971, eut été capable d'emporter entre 250 et 300 passagers à presque Mach 3. Une version agrandie du 727, que les équipes commerciales réclament avec insistance, auxquels s'ajoutent des activités liées à des programmes spatiaux civils " Apollo et Saturn " et militaires, missiles balistiques " Minuteman " qui tous requièrent beaucoup d'ingénieurs et de techniciens. Autre question d'importance : où construire ce nouvel avion ? Seattle ou Wichita. La direction technique s'interroge également sur la détermination de l'architecture dont la position des moteurs ? Il se raconte que le vice-président de l'engineering aurait passé, seul, la majeure partie d'un week-end avec une maquette d'avion et deux moteurs pour déterminer la meilleure position ? Dérive en T ou conventionnelle ? Bien que Boeing ait accumulé de l'expérience avec la dérivation en T du 727, que le DC-9, le BAC-111 et le Fokker F-28 l'utilisent, cette configuration n'inspire guère le bureau d'étude de Boeing.

Ces considérations commerciales et techniques énoncées, l'aspect réglementaire n'est pas absent du processus de décision. Si les acteurs du marché du transport aérien pressentent que ce type d'avion pourrait avoir un avenir certain au service d'un possible marché régional, en 1964 il reste encore à inventer. S'y ajoute qu'en octobre 1962, arguant du fait que les avions à réaction n'étaient pas adaptés à servir les routes régionales, ce qui pourtant deviendra la règle vingt-cinq ans plus tard, le CAB (4) (Civil Aeronautics Board) donne un coup d'arrêt à la compagnie Bonanza en lui interdisant d'acquiescer un premier lot de trois BAC-111, qu'elle destinait à ses opérations au départ de l'aéroport de Las Vegas. Curieusement, en 1965, ce même CAB autorisera plusieurs compagnies dont American Airlines, Braniff International Airways, Aloha Airlines et Mohawk à acheter et exploiter le BAC-111, sur ce type de routes. Méandres de l'administration...? Avec le temps, certaines finiront par acheter des DC-9. Plus contraignante est la règle " des 80 000 livres ". Selon une réglementation de la FAA, il est permis d'exploiter des avions de ligne en équipage à deux, c'est-à-dire sans la présence de l'ingénieur mécanicien navigant, si le poids maximum autorisé au décollage est inférieur à 80 000 livres. Le BAC-111 avec 79 000 livres est clairement en-deçà de cette limite. A 90 000 livres, le DC-9 la dépasse largement. Douglas obtiendra toutefois, l'autorisation d'exploitation du DC-9 en équipage à deux pilotes dans la mesure où il est exploité en-deçà des 80 000 livres. Cette limitation sera ensuite levée avec la mise en service des versions plus lourdes du DC-9. Pour le 737-100 prévu, dès la planche à dessins, à presque 110 000 livres de poids maximum au décollage, sachant que les versions ultérieures ne cesseront de s'alourdir, il est inconcevable de solliciter la même concession. Simultanément Delta qui va bientôt mettre ses premiers DC-9 en ligne, après d'âpres négociations avec ses pilotes, vient d'obtenir de pouvoir l'exploiter en équipage à deux. Il va donc falloir, concevoir un cockpit pour le pilotage à deux puis convaincre la FAA que le 737, pourra être exploité dans ces conditions. Ces tractations vont nécessairement se dérouler en ambiance tendue. L'ALPA (Air Lines Pilots Association) déclare que l'accord passé entre Delta et ses pilotes pour le DC-9, ne créera pas de précédent, que la règle des 80 000 livres sera bien maintenue, notamment pour un éventuel Boeing 737, nommément désigné, et que tous les contrats de pilotes devront dorénavant stipuler que cet avion se pilotera à trois !

Boeing 737-130 : prototype, premier vol avril 1967.



Reste à identifier plusieurs clients de lancement. En fait, il y en a deux. L'un en Europe Lufthansa, qui souhaite véritablement acheter un avion de ce type à Boeing. L'autre aux États-Unis, Eastern, voire un troisième Western. Toutefois, un des membres influents du conseil d'administration doute des capacités de Western, pour

l'inclure parmi les clients de lancement. La difficulté c'est que Lufthansa est véritablement prête à acheter, un premier lot de vingt voire trente 737, à la condition qu'Eastern le fasse aussi et vice-versa !

L'histoire montre que, si depuis le début de l'histoire de l'aviation commerciale, sur le temps long, le nombre de passagers transportés et de vols effectués sont en continuelle croissance, cette activité est économiquement très cyclique et intimement liée à la santé de l'économie mondiale. Causé par le comportement trop audacieux de transporteurs basés aux États-Unis qui en 1968 avaient pris livraison de presque 750 avions. A cette époque, le marché de l'aviation commerciale mondiale est essentiellement Américain. L'année 1969 qui marque un point particulièrement bas est tragique pour toute l'industrie aéronautique. Pour y faire face, Boeing, qui ne survit, que grâce au 727 dont la production parvient à se maintenir, et à quelques commandes de l'état fédéral, est contraint de prendre toutes les mesures qu'il lui est possible pour réduire sa masse salariale, dont des licenciements massifs. Le nombre d'employés chez Boeing passe de 110 000 en 1968 à moins de 38 000 en 1970 ! Le choc est rude pour la ville et la région de Seattle. On se souviendra, d'un grand panneau publicitaire le long d'une autoroute en ville, qui affichait : " *Merci à la dernière personne qui quittera la ville de bien vouloir éteindre la lumière.* " Depuis son lancement, commercialement le succès des 737-100 ou 737-200, est modeste. Deux-cent-cinquante unités cumulées commandées seulement en 1969, le carnet de commande stagne et les perspectives pour les trois ou quatre années à venir ne sont pas des plus encourageantes. A tel point, que pour réduire ses dépenses, il est sérieusement envisagé de fermer la chaîne d'assemblage du 737. Elle avait finalement été installée, dans l'usine historique, désignée Plant 2, le long de Marginal Way à Seattle d'où sortiront les premiers exemplaires. Cette usine avait été utilisée pour l'assemblage d'avions aussi iconiques que le B-17 Fortress ou le B-29 Super Fortress. La production est ensuite transférée dans le Plant 1 tout proche. Puis définitivement, à partir de 1978 sur le site de Renton.



Boeing 737-200 N304DL de la compagnie Delta Express.

On observe le moteur Pratt & Whitney JT8D plaqué sous l'aile. Cet avion entré en service en 1983 a été ferrailé à Victorville (Californie) en 2011.

En 1970, le programme 737 n'est sauvé que grâce à quelques commandes de clients étrangers, surtout une commande de l'USAF pour dix-neuf 737 renommés T-43 destinés à la formation initiale des élèves navigateurs. Simultanément, toujours dans le but de sauvegarder la pérennité de la chaîne d'assemblage, voire de la compagnie toute entière, un des ingénieurs du bureau d'études ira jusqu'à proposer, sur la base du 737-200, une version navalisée du 737. L'intention étant de proposer une alternative au biturbopropulseur Grumman C-2 " *Greyhound* " que la Navy utilisait depuis plusieurs années pour les transports COD (Carrier On Board Delivery) depuis la terre vers ses porte-avions. Des essais furent conduits, sur une piste simulant, par une peinture au sol, celle d'un porte-avions sur la base navale de Whidbey Island au nord de Seattle. L'avion utilisé était un des T-43, doté en série d'une crose d'arrêt. Selon le fils de cet ingénieur, ces essais auraient été concluants, démontrant qu'en utilisant la position " pleins volets " et la puissance maximum en inversion de poussée il eut été possible d'atterrir sans l'utilisation de la crose d'appontage et de décoller également " pleins volets " et à la puissance maximum d'un véritable porte-avions sans l'utilisation de la catapulte. Toujours selon ce témoignage, des essais réels auraient été conduits par la Navy utilisant un véritable porte-avions.

A la suite de ces essais, la Navy porta une attention particulière à une version COD du 737, qui dut être rejetée. La raison étant que, s'il eut été possible de replier suffisamment les ailes pour qu'un potentiel 737 COD puisse utiliser les ascenseurs, tels qu'installés sur les porte-avions de l'époque, il n'en était pas de même de la dérive, pour permettre l'accès aux hangars du pont inférieur.

Vue d'artiste d'un 737-200 se posant sur un porte-avions. On observera la crose d'arrêt en position basse.



C'est avec l'accord a minima d'un conseil d'administration très divisé, qui n'a pas encore décidé de lancer le programme, que l'équipe de vente est autorisée à se rendre en Allemagne pour finaliser la commande de Lufthansa qui souhaite acquérir rapidement ce type de module. La division est franche. D'un côté, les défavorables au projet, curieusement " Les Boeing " alors que les membres extérieurs y sont très favorables, et qui usent de toute l'influence dont ils disposent pour que le programme 737 soit lancé... Les membres ne s'accordent que sur un seul point : le " Baby Boeing " pourrait inciter des petites compagnies, financièrement incapables d'acquérir des avions plus lourds, d'acheter le " petit 737 " et se familiariser avec les produits Boeing... Le temps presse. Si Lufthansa, qui est simultanément en négociations avec Douglas pour l'achat de DC-9, veut pouvoir mettre ce type d'avion en service à la date qu'elle souhaite, il ne lui reste que deux semaines pour prendre sa décision et sécuriser des positions en sortie de la ligne de production. L'équipe de vente rentre avec une commande, pour vingt-deux unités à 100 sièges, quinze de plus qu'initialement proposé. Toutefois, une première pour Boeing, l'accord contractuel contient une clause dans laquelle, Boeing s'engage à compenser Lufthansa du manque à gagner s'il advenait que le 737 ne soit pas construit. S'étant extirpé de sa laborieuse fusion avec Capital Airlines, quelques semaines plus tard, c'est United, qui après avoir hérité de cette fusion, d'une cinquantaine de quadri propulseurs Vickers Viscount qu'elle ne veut pas conserver, passe commande pour quarante modèles plus longs que ceux de Lufthansa, capables d'emporter 136 passagers. Ils deviendront la version 737-200. Autre nouveauté pour l'équipe commerciale, de façon à sécuriser cette vente, Boeing accepté de louer, avec option d'achat, à un prix " défiant toute concurrence " vingt-cinq 727. Depuis 1961, United était la seule compagnie aux États-Unis à exploiter vingt exemplaires de la Sud-Aviation Caravelle IV R qui lui apportent toutes satisfactions... Western suit aussitôt avec une première commande pour vingt avions. Le programme est lancé. Toutefois, pour minimiser l'investissement, notamment en termes d'outillages, le 737 conçu avec une dérive conventionnelle reprend 60% du design et des éléments du 727, dont le fuselage, plus large que celui du DC-9, permet six sièges de face en deux fois trois de chaque côté de l'allée centrale. L'aile est basse, de façon à ce que la manutention des bagages, l'embarquement des passagers et la maintenance des moteurs plaqués sous les ailes soient facilités. Le train d'atterrissage bas du 727 est conservé.

Après une intense campagne de lobbying et de démonstration pendant la campagne des essais en vols, Boeing parvient à convaincre la FAA, qu'avec la cabine et les systèmes de pilotages, tels que conçus, le pilotage à deux du 737, même de nuit et par mauvaises conditions météorologiques, est tout à fait sécurisé. Toutefois, il faudra attendre la fin de l'année 1978, et le " Airline Deregulation Act " pour que le marché régional commence réellement à se développer, assurant la pertinence de ce type d'avion.

Boeing 737-300 " Classic " N306WA de la compagnie Delta.  
Moteur CFMI CFM56-3B1.

Cet avion est entré en service en novembre 1985 avec Western Airlines puis avec Delta à compter d'avril 1987 après la fusion des deux compagnies.



Au début de la décennie 80, le " deregulation act " de 1978 commençant à produire ses effets, deux compagnies aériennes aux États-Unis : U'S Air et SouthWest proposent à Boeing de faire évoluer le Boeing 737. Elles suggèrent un module capable, pour US Air d'emporter plus de passagers, de l'ordre de cent-cinquante, et d'aller plus loin. Pour SouthWest, qui n'opère encore que vingt-trois 737-200 depuis sa base à Dallas Love Field, où elle doit composer avec les normes de bruit appliquées par cet aéroport, d'être moins bruyant.

Tel que pour les projets de remotorisation, tant des ravitailleurs en vol Boeing KC-135A que des Douglas DC-8, Pratt & Whitney propose une version " Refan " de son JT-8D. L'opération " Refan " consiste, conservant la même partie haute pression, à modifier le rotor basse pression, c'est-à-dire augmenter le diamètre de la soufflante pour accroître, un peu, le taux de dilution. Le moteur, désigné JT8D-200, sera retenu par Douglas pour améliorer les performances du DC-9 qui constituent alors la série des MD-80. Toutefois, l'exercice a ses limites, la réduction du niveau de bruit, bien que notable, est insuffisante pour Dallas Love Field.

A ce moment, CFM International, est déjà en conversations avec le Néerlandais Fokker qui a dans ses cartons, un projet, qui donnerait une suite logique au F-28 " Fellowship ", désigné F-29. Abandonné en 1982, le

Fokker F-29 eut été un avion commercial biréacteur moyen-courrier, jusqu'à cent-cinquante places, concurrent du Boeing 737-200. L'allure générale est celle du Dassault " Mercure " mais la dérive est en T, comme pour le F-28. Pour optimiser la motorisation du F-29, CFM International, qui est en compétition avec le moteur de Rolls-Royce RJ-500, propose à Fokker une nouvelle version de son premier modèle, le CFM56-2C. Le diamètre de la soufflante a été réduit, passant de 173 centimètres (68,3 pouces) à 152 centimètres (60 pouces). C'est ce moteur, toutefois après que l'ensemble des accessoires aient été déportés de 90 degrés, de la partie inférieure du carter de la soufflante vers l'un des côtés, que CFM International propose à Boeing. Pour l'anecdote, un des cadres dirigeants de Boeing, à la lecture des premières propositions de CFMI, demandera : " C'est quoi un CFM56 ? ".

Associé à une nacelle elliptique, la nouvelle configuration à diamètre de soufflante diminué et les accessoires déportés s'adaptera à l'espace, tel que disponible, entre l'intrados de l'aile et le sol au niveau de l'emplature originale des moteurs. L'aspect technique étant réglé, reste à convaincre les directions générales impliquées de lancer le projet. Opération qui risque d'être compliquée. En effet, pour CFM International, sans que le concept du moteur ne soit fondamentalement remis en cause, il faudra quand même procéder à certaines modifications. En outre celles-ci étant importantes, il sera nécessaire d'obtenir de la FAA et de la DGAC une nouvelle certification (tous les moteurs de la famille CFM56 ont la double certification conjointe), d'où des investissements significatifs. Autre aspect, interne à CFM International, pour conserver le partage des tâches entre les partenaires General Electric et la Snecma à 50/50, il faudra transférer les études du rotor de la soufflante vers General Electric, qui utilisera celles déjà réalisées pour le CF6-80A, pendant que la Snecma se chargera de toutes celles concernant le déplacement des accessoires.



Boeing 737-100 N515NA. Premier prototype produit en avril 1967. Utilisé quelques années par les essais en vols chez Boeing puis par la NASA. Il est conservé par le Boeing Museum of Flight à Seattle.

Boeing, insatisfait du niveau des ventes du " Baby Boeing ", regarde maintenant le 737 comme une fin de programme, qui laissera avantageusement sa place au prometteur 757, alors en études, lequel devrait aussi reprendre le marché du 727. Depuis 1964, avec seulement moins d'une soixantaine de ventes annuelles moyennes, les hésitations de la direction de Boeing sont une nouvelle fois des plus légitimes. Chez CFM International, la Snecma est enthousiaste, encourageant même, Boeing par des conversations amicales entre dirigeants à procéder. GE est divisé. GE est un conglomérat, pour les mêmes raisons que celles de Boeing la direction générale " corporate " considère que ce projet est une plaisanterie. Qu'un nouveau moteur sur ce " canard noir ", n'y changera rien. Ce type de module est destiné à végéter. Elle y est franchement opposée. Par contre les directions techniques et commerciales de la branche moteurs d'avion, confiantes que le " deregulation act " soit de nature à révolutionner ce segment du marché sont très volontaristes. Finalement à la suite de discussions intenses entre " GE Corporate et GE Aviation ", CFM International est autorisé à proposer le moteur CFM56-3B1 à Boeing. En mars 1981, les commandes, dix fermes plus vingt en options, d'US Air et de SouthWest lancent le programme de ce qui deviendra le 737-300, premier né de la série " Classic ".

Le premier 737-300 prend l'air pour la première fois en février 1984. Avec ce premier accroc à la dominance de Pratt & Whitney, qui avec ses JT-3D et JT-8D, domine sans conteste, la motorisation de presque tous les avions de ligne, cet événement marque un tournant dans le petit monde des motoristes. Il est réconfortant que l'industrie Française y soit largement associée. Autre coïncidence symbolique de l'histoire de l'aéronautique, SouthWest met son premier 737-300 en service commercial le 17 décembre 1984, jour de 81<sup>ème</sup> anniversaire du premier vol de frères Wright au-dessus de cette plage balayée par le vent en Caroline du Nord.

En juin 1986, une commande de Piedmont Airlines, qui fusionnera avec US Air en 1989, pour vingt-cinq avions et trente options lance la version allongée, désignée 737-400 (de 150 à 180 passagers). Avec la même capacité que le 737-200, c'est de nouveau SouthWest, qui avec une commande ferme pour trente avions, destinés au remplacement de ses 737-200, lance la version 737-500.

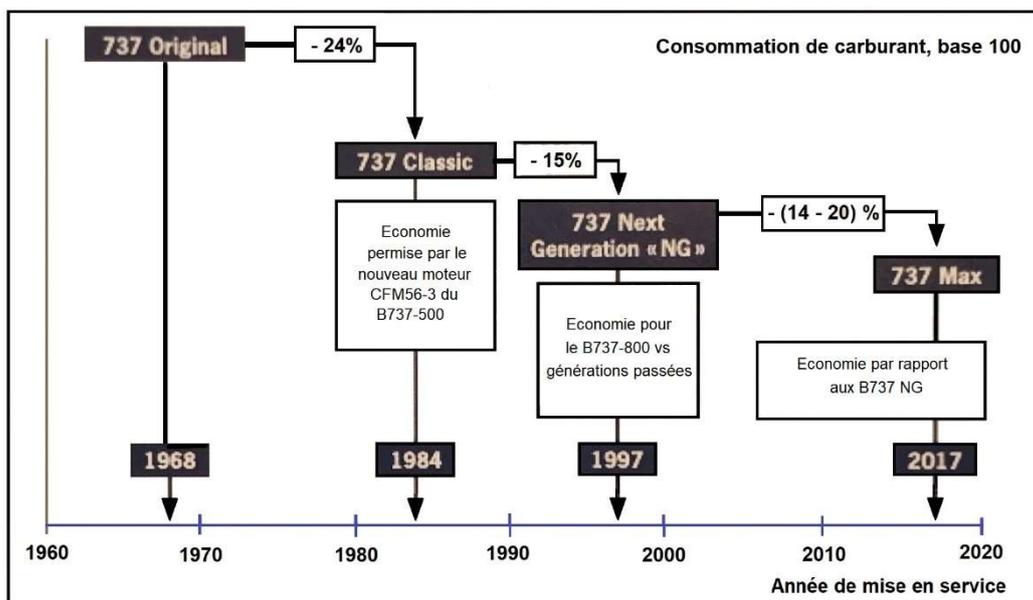


Boeing 737 " Classic " nacelle du moteur CFMI CFM56-3B. La forme oblongue de l'entrée d'air et la surface inférieure " aplatie " permettent une meilleure garde au sol.



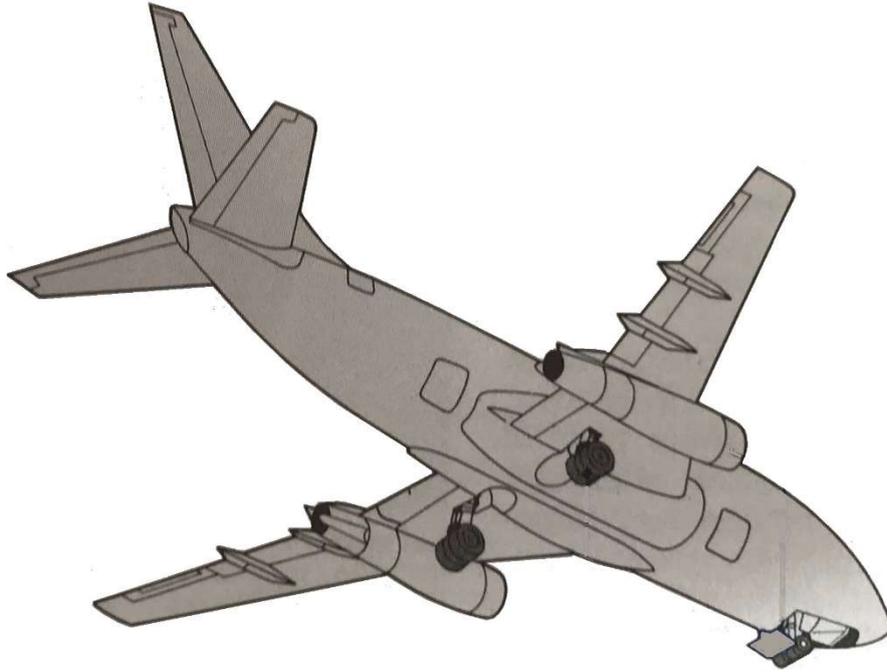
Boeing 737-800 NG " New Generation ". Moteur CFMI CFM56-7B.

De tous les " Classic " c'est celui dont le rayon d'action, environ 4500 kilomètres est le plus grand. Il vole pour la première fois en Juin 1989. La dérégulation du trafic aérien qui s'implante en Europe et l'efficacité des types " Classic " fait le reste. Pour la seule année 1985, Boeing reçoit 252 commandes pour le 737-300. La direction de Boeing reconnaitra que c'est le 737-300 a assuré la rentabilité du projet 737, il aura fallu attendre presque vingt ans ! Curieusement la production des 737-200 ne cesse pas immédiatement. Le dernier 737-200 est remis à une compagnie Chinoise, Xiamen Airlines, configuré pour cent-quinze passagers, le 8 août 1988. Plus de vingt et un ans après le premier vol du premier prototype. 1114 Boeing 737-100/200 furent livrés, soit presque cent-cinquante de plus que le DC-9 qui fut sans nul doute son concurrent le plus sérieux.



Boeing 737 Evolution de la consommation spécifique

Après les 1114 Boeing 737-100 et 737-200 originaux remis à leurs clients, 1989 " Classic " furent construits, auxquels s'ajoutent plus de 7000 NG (5) pour " New Generation " en service. La famille des Boeing 737 est un immense et indiscutable succès, encore inégalé dans l'histoire de l'aviation commerciale, que très peu tant, en 1964 ainsi que plus tard en 1980, imaginaient. A deux reprises il ne s'en fallut de rien pour que la carrière des " originaux " fusse interrompue et que celle des " Classic " qui conduisit aux NG ne voie le jour.



Boeing 737-100. L'option Upaved Strip Kit a été mise à disposition pour le 737-100/200 à partir de février 1969. Elle permettait aux avions de voler à partir de bandes de gravier, de terre ou d'herbe. À son apogée, les Boeing 737s effectuaient plus de 2000 mouvements par année à partir de pistes non revêtues.

#### Notes de fin

- (1) Cité par Felix Torres dans son livre René Ravaud " Une vie pour l'industrie ".
- (2) Finesse. C'est le rapport, sans unité, entre le coefficient de portance et le coefficient de traînée d'une aile. Pour un avion on considère la portance et la traînée globale.
- (3) En 1964, et jusqu'à la certification du CFM56-2 (Août 1975) le Pratt & Whitney JT-8D, est de facto, le seul moteur commercial double flux, optimisé pour les avions courts et moyen-courriers disponible aux États-Unis.
- (4) Le Civil Aeronautics Board (CAB) était une agence du gouvernement fédéral des États-Unis d'Amérique établie en 1938. Elles étaient en charge de la régulation du trafic aérien ainsi que des enquêtes accidents. Avec la mise en place en 1978 du " deregulation act " du trafic aérien, qu'elle avait encouragé. Elle fut effectivement dissoute en janvier 1985. L'activité enquête accident avait été reprise par le National Transportation Safety Board (NTSB) dès 1967.
- (5) La famille des Boeing 737 NG a été conçue pour contrer la montée en puissance des ventes de l'Airbus A320. Les performances sont augmentées d'une part par le moteur de CFM International CFM56-7B, une évolution du CFM56-3C dotée d'aubes de soufflante et d'un générateur de gaz plus efficaces et d'une régulation de type FADEC. D'autre part, le profil de l'aile a été largement amélioré. Le 737 NG est décliné en plusieurs versions : 737-600 - 737-700 et -700 ER - 737-800 et 737-900 ER.

#### Sources :

Legend & Legacy (The Story of Boeing and its People) - Robert J. Sterling - ISBN 9780312058906 / 031205890X100  
Years of Reimagining Flight - Rick Kennedy - ISBN 1939710995 / ISBN 9781939710994  
The Power To Fly An Engineer's Life - Brian Rowe - ISBN 1563477092 / ISBN 9781563477096

## Un bref aperçu technique de la Saga CFM



La soufflante  
CFM56-2  
échelle 0.45  
-  
Février 1973



Jean Devriese, Pierre Alesi, René Ravaud, Gerhard Neumann  
(© Espace Patrimoine Safran)

### Contexte à la fin des années 60/70

Les années 1960 voient le développement rapide du transport aérien.

Le marché mondial des turboréacteurs civils à la fin des années 1960 et au début des années 1970 est dominé par :

- Pratt & Whitney 90% du marché avec ses modèles JT8-D (D pour double flux), qui équipent les Boeing 727 et 737, la Caravelle et le Mercure, et les JT-3/JT-4 installés sur le Boeing 707 et le Douglas DC-8.
- les 10% restants se répartissent entre les autres motoristes étrangers, comme Rolls-Royce avec 7.5% du marché, (Trident, BAC, Caravelle) et son partenaire, Snecma, via Bristol Siddeley (Olympus et M45 G et H) et enfin General Electric avec 2,5% du marché.

L'économie des premiers moteurs consommateurs de carburant est confrontée à un nouveau problème : la prise de conscience de l'importance de l'environnement.

Ceci se manifeste avec la préparation des normes environnementales sur les émissions et le bruit qui seront émises dans les années 1970. Ces normes font apparaître un besoin de moteurs modernes économiques en consommation. Une exigence d'autant plus pressante que la première crise pétrolière de 1973 avait quadruplé le prix du gallon de kérosène en quelques mois.

A cette époque apparaît également la nécessité de renforcer voire de créer des centres de maintenance. La MRO (Maintenance, Repair and Overhaul) ne fera que croître ensuite.

Dès la fin des années 60, l'exploitation des lignes grande distance et à fort trafic met en évidence le besoin d'ajouter aux B707 et DC-8 des avions gros porteurs nécessitant de nouveaux et puissants moteurs modernes dérivés de l'expérience militaire.

Des projets d'avion gros porteur long-courrier émergent. Ils sont associés à des projets de moteurs à grand taux de dilution (4 à 5) dans la gamme de poussée de 40 000 lb, pour les tri ou quadrimoteurs (Lockheed L-1011 TriStar, Douglas DC-10, Boeing 747), et plus de 40 000 lb pour les bimoteurs (Airbus A300 B).

### Naissance du CFM56

Dès 1968, Snecma affiche une volonté forte de s'investir sur le marché civil et notamment identifie le besoin d'un moteur moderne pour les avions court et moyen-courrier. Il faut en effet remplacer les vieux moteurs JT3-D/JT8-D qui consomment beaucoup, sont bruyants et dont les coûts de maintenance sont élevés. Il faut aussi anticiper le développement des normes environnementales en particulier le durcissement très probable des normes de bruit de l'OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale).

Les études techniques du moteur démarrent sous l'appellation M56 dès janvier 1968.

Les études de marché, menées en parallèle, mettent en évidence : " l'apparition du besoin d'un moteur moderne de 10 tonnes de poussée dès la fin des années 1970 et un besoin minimum de 5000 moteurs ". Elles montrent également l'importance du marché américain.

Sous l'impulsion du Président Ravaut, Snecma développe son projet interne de moteur de 10 tonnes, le M56. Ce moteur vise la motorisation d'un nouvel avion court, moyen-courrier de 150 passagers. Il est inscrit parmi les objectifs du V<sup>ème</sup> plan et le projet est approuvé en conseil des ministres (mars 1971). La stratégie Snecma, qui recherche une coopération 50/50 avec un constructeur étranger, a le soutien du gouvernement français.

Les principales spécifications du concept initial en 1971 se résument ainsi :

- poussée 22 000 à 27 500 lb de poussée (pour deux versions moteur),
- taux de dilution 6,
- consommation inférieure de 20% à la consommation du JT8-D,
- réduction du bruit et des émissions,
- fiabilité améliorée et réduction des coûts d'opération.

## Recherche du partenaire : pourquoi GE ?

La mise au point des nouveaux moteurs de 40 000 lb de poussée destinés aux avions de grande capacité se passe mal. Les motoristes peinent à atteindre leurs objectifs de performances, de délais et de coûts. Snecma prend l'initiative de trouver un partenaire pour le développement du M56.

Mais, quels sont partenaires possibles ? Pratt qui détient 10% des actions Snecma et avec lequel nous coopérons sur les programmes, Rolls avec qui nous coopérons sur pour la propulsion du Concorde, GGE avec lequel nous débutons une coopération au niveau de la production des CF6-50 pour Airbus ?

### Pratt & Whitney

Pratt & Whitney, confronté au calendrier de développement très court du B747 et aux augmentations de poussée requises par Boeing, rencontre de nombreux problèmes dans la mise au point de son moteur JT9-D :

- rupture de moteurs lors d'essais au banc effectués prématurément,
- essais en vol retardés et faible fiabilité des premiers moteurs livrés,
- avions B747 au sol en attente de moteurs.

Toutes ces perturbations entraînent une crise aiguë entre Pratt & Whitney, ses clients et ses actionnaires.

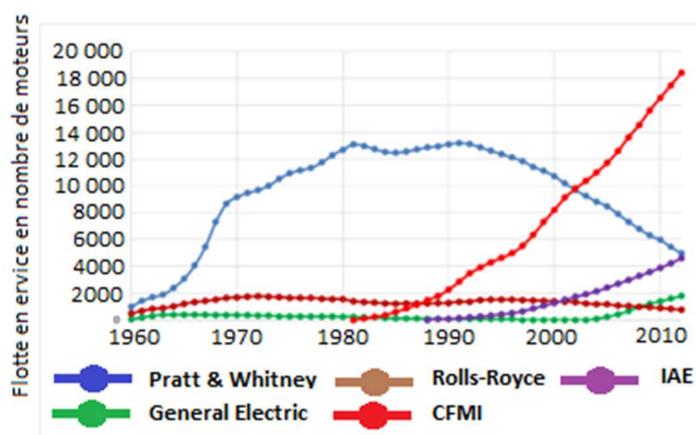
### Rolls-Royce

Les risques techniques pris par Rolls-Royce lors du lancement du RB-211 pour motoriser le Lockheed L-1011 TriStar deviennent rapidement ingérables.

Des options techniques ambitieuses, tel le matériau composite à base de fibres de carbone " hyfil " pour la réalisation des aubes, doivent être abandonnées au profit de solutions métalliques classiques mieux maîtrisées. Les conséquences financières de ces difficultés mettent la société Rolls-Royce en péril au cours de l'année 1970. La société échappe au dépôt de bilan grâce à une nationalisation temporaire de 1971 à 1987.

### General Electric

General Electric s'en sort mieux du fait de l'expérience acquise avec le laborieux développement du TF-39 (moteur militaire équipant le Lockheed C-5A Galaxy). Les objectifs plus réalistes sont respectés lors des mises au point simultanées du moteur de base CF-6-6 à 40 000 lb de poussée pour le Douglas DC-10-10 (l'indice 6 pour le taux de dilution de 6) et de sa version développée à 50 000 lb, le CF-6-50 pour le DC-10-30 et bientôt l'Airbus A300 B.



Moteurs moyennes puissances de 30 000 à 35 000 lb - Flotte en service  
(Hors applications militaires et affaires) (© SAE)

Les partenaires potentiels de Snecma ont des réactions assez différentes :

- **Pratt & Whitney**, actionnaire de Snecma à 10 %, avec ses grosses difficultés de mise au point du JT9-D, n'est pas opposé à une participation minoritaire dans un projet commun, mais peu pressé de tuer la " poule aux œufs d'or " qu'est le JT8-D. Un marché qu'il monopolise à 80%. Par ailleurs Pratt ne croit pas au moteur de 10 tonnes à grand taux de dilution. Il proposera au marché des dérivés du moteur JT8-D série 200 avec un taux de dilution faiblement augmenté.

Le JT8D-200 subira un échec commercial (2 860 exemplaires fabriqués) ; un échec surprenant comparé au succès de son prédécesseur le JT8-D (11 800 exemplaires fabriqués). Le JT8-D avait 2 étages de soufflante, le JT8D-200 un seul. Les choix techniques sont souvent à l'origine des succès et insuccès.

- **Rolls-Royce** est favorable à une coopération franco-britannique, mais confronté à de grosses difficultés techniques, avec son RB-211, et financières. Il ne se prononcera pas clairement, et n'est pas convaincu de l'existence d'un marché moteur de 10 tonnes de poussée à grand taux de dilution ;
- **General Electric** manifeste une forte volonté de coopération avec Snecma au-delà de l'accord de production existant sur le CF6-50. Snecma et GE coopéraient avec succès depuis 1969 pour la fabrication du CF6-50. GE était aussi motivée que Snecma pour pénétrer le marché des moteurs de 10 tonnes de poussée, marché monopolisé par Pratt.

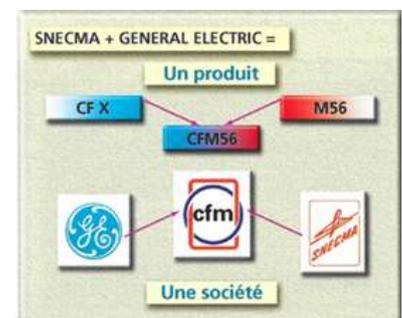
Il y a plusieurs raisons justifiant le choix de GE comme partenaire et particulièrement une sur le plan technique : GE développe un corps HP dont l'état de l'art est très en avance par rapport à la concurrence au niveau des performances ainsi qu'au niveau de son architecture (un seul étage de turbine HP au lieu de 2), un compresseur compact de 9 étages et à haut rendement, ainsi que de sa capacité en température des parties chaudes. Ce corps HP visait les applications militaires : Grumman F-14 Tomcat, General Dynamics F-16 Fighting Falcon, Rockwell B-1 Lancer, Northrop B-2 Spirit.



Ci-contre une aube de turbine HP mise au point au prix de millions de dollars. Un seul étage de turbine HP suffit à entraîner le compresseur HP.

Bien que conçue il y a un demi-siècle, cette turbine détient le record de la charge spécifique (puissance par kilo de débit). Elle développe dans un volume restreint, une puissance de l'ordre de 30 000 kW comparable à celle de cinq TGV.

A cette raison technique s'ajoute une raison économique. GE, durant la période 1958/1963 avait tenté en vain de pénétrer le marché des moyens courriers. Son moteur GE CJ805 avait été un échec. La coopération avec Snecma lui donne la possibilité de revenir sur le marché des moyen-courriers.



En mars 1971, le gouvernement français valide le choix de GE comme partenaire. La première rencontre des deux présidents René Ravaut (Snecma) et Gerhard Neumann (General Electric) qui vont jouer un rôle décisif, aura lieu à Barbizon en juin 1971 à Barbizon. En septembre 1971, le moteur est baptisé CFM56 (contraction entre l'appellation des moteurs GE commençant par CF et le projet Snecma M56).

Il est alors prévu que General Electric apporte le " core engine " du moteur militaire F101 (bombardier stratégique B1 Lancer, classe 13 000 daN) et que Snecma soit responsable de la partie basse pression, de la chaîne cinématique, du premier inverseur, de l'installation du moteur sur avion et de l'intégration du moteur complet.

En 1972 Snecma et GE lancent un programme de démonstration avec 2 moteurs. Mais en octobre 1972, le gouvernement américain refuse la licence d'exportation du corps HP du F101. Après la rencontre Pompidou Nixon à Reykjavik en mai 1973 le feu vert pour la licence d'exportation est enfin obtenu. Ce n'est qu'en 1974, que la co-entreprise à responsabilité égale baptisé " CFM International " naîtra entre les motoristes Snecma et General Electric.

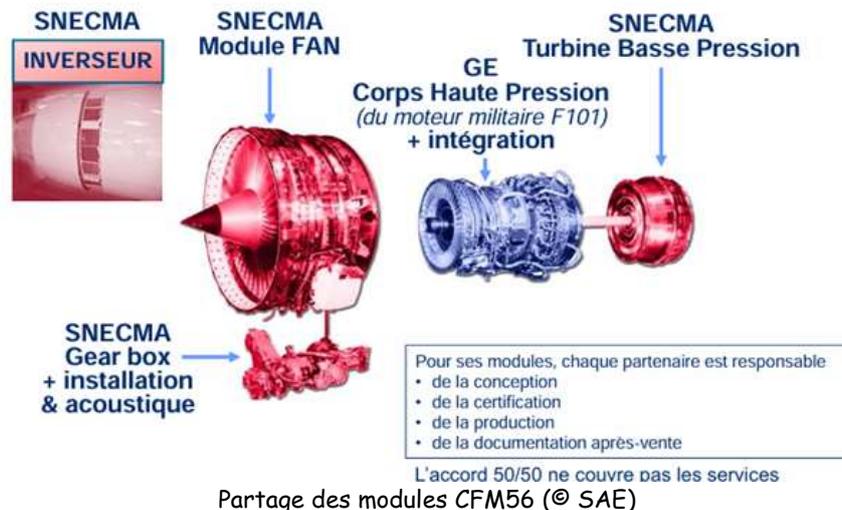
Signature des accords Snecma GE le 24 janvier 1974 :

- chaque partenaire exécutera 50% du programme,

- GE fournit le corps HP / Snecma fournit les modules BP, la chaîne cinématique et l'inverseur de poussée,
- la Joint Venture partage les revenus, mais pas les coûts (\*),
- rotation du premier moteur de démonstration en juin 1974 puis du deuxième en octobre 1974.

(\*) Ce type de partage original a grandement participé au succès durable de la coopération GE/SNECMA.

## Définition technique du moteur



Le partage des modules est indiqué dans la figure ci-dessus :

- GE : corps HP,
- Snecma : corps BP, relais d'accessoires et inverseur Hispano (première monte).

Les spécifications initiales de haut niveau sont indiquées ci-dessous :

- Poussée nominale 24 000 lb  
Plage de poussée (voir tableau ci-contre)
- Être le premier moteur à réussir la certification

bruit FAR 36 :

- Niveaux de bruit objectifs FAR 36-10 dB,  
Soit 15 à 20 dB de moins que les avions existants.
- Rapport poussée moteur/masse moteur de 6 :  
Soit 15 à 20% plus léger que les moteurs existants.

Avions	Moteurs	Poussée (lbs)
<b>Commercial</b>	• Short range	22 000 lbs
	• Medium range	24 à 27 000 lbs
	• Long range	25 à 30 000 lbs
<b>Militaire</b>	Bi et quadri	
<b>Remotorisation</b>	Bi et Quadri	20 à 22 000 lbs

- Consommation carburant :  
Soit 20 à 25% de moins que le moteur JT8-D.
- Maintenance " on condition " (pas de dépose moteur programmée, pas de " hard time ") et fiabilité supérieure à celles des moteurs existants.
- Calendrier de certification : fin 1977.

## Comment atteindre ces objectifs ?

### La consommation

La réduction de consommation est obtenue par :

- l'amélioration du rendement propulsif grâce au choix d'un grand taux de dilution (By-pass ratio) BPR 6 (versus JT8-D BPR 1). Le taux de dilution idéal est un compromis entre la consommation spécifique d'une part, la masse et la traînée d'autre part permettant de minimiser la consommation de carburant sur la mission.
- l'amélioration du rendement des composants et du rendement thermique par augmentation du taux de compression moteur à 29 pour le CFM56 contre 17 pour le JT8-D. Ce qui se traduit par une augmentation des températures entrée turbine (TET) de 300°C. La limitation résulte, entre autres, de la capacité à maîtriser ces températures élevées dans le cadre d'une exploitation commerciale.
- un cycle thermodynamique favorable à une nacelle à flux mélangés (les flux chaud et flux froid se mélangent avant la sortie tuyère) permettant un gain de performance de 1 à 2 % en croisière et un gain

de poussée en fin de montée. Cette architecture est bien adaptée à l'installation fuselage arrière ou sur une aile haute, mais plus difficile à installer sous voilure aile basse.

### La réduction du bruit :

Trois axes principaux de réduction du bruit atteindre le niveau objectif 20 dB vs les moteurs existants :

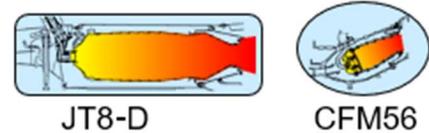
- réduire le bruit de jet ; le bruit de jet est principalement lié à sa vitesse à la sortie du moteur (vitesse à la puissance 6), le choix d'un taux de dilution élevé en réduisant la vitesse d'éjection a réduit la contribution du jet au bruit moteur,
- réduire le bruit de la soufflante en optimisant la vitesse de rotation et par la conception aérodynamique de la soufflante (choix du nombre d'aubes mobiles et fixes, distance rotor stator, optimisation aérodynamique des profils ...),
- mise en place de traitement acoustique sur les parois internes du carter de soufflantes et sur les parois internes de la nacelle,

Le choix possible par l'avionneur d'une nacelle flux mélangés apporterait un gain supplémentaire.

### La réduction des émissions

Le choix d'une chambre de combustion courte favorable à la réduction des Nox et le système d'injection du carburant dans la chambre permettront d'atteindre des niveaux d'émission des autres polluants (CO, HC, Fumée,...) inférieurs de 60% aux émissions du JT8-D.

#### Chambres de combustion



Comparaison des chambres de combustion

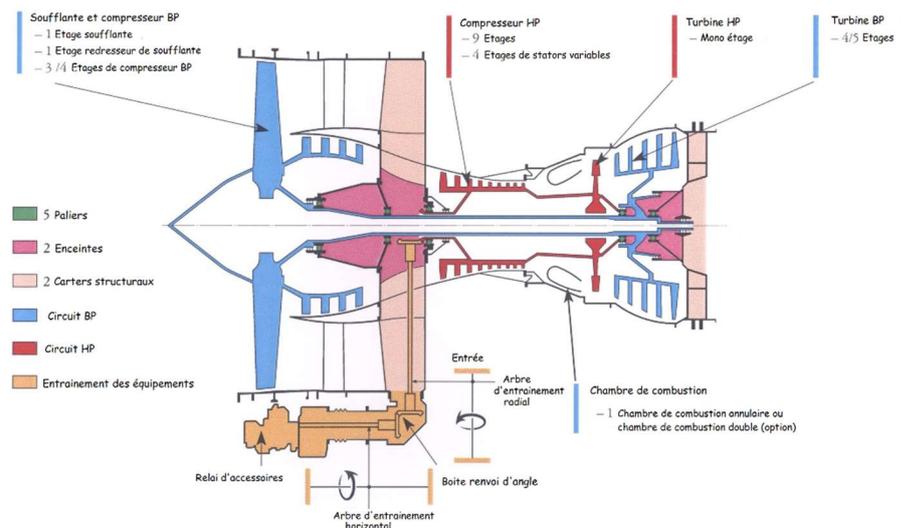
	PW JT8D	CFM56-2
Architecture	2F+4+7+9M+1+3	1+3+9+1+4
Poussée au décollage	7117	9810
Taux de dilution BPR	1,05	5,9
Rapport de pression OPR	17,5	29
Température entrée turbine TET (K)	1253	1543
Consommation spécifique (kg/daN.h)	0,841	0,640
Diamètre du moteur (mm)	1030	1814
Masse du moteur (kg)	1500	2102
Rapport poussée/poids	4,84	4,76

Comparaison des caractéristiques des moteurs CFM56 et JT8-D

### Description et architecture du moteur

Le moteur CFM56-2 se caractérise par une architecture simple :

- 2 structures principales : carter de soufflante et carter d'échappement,
- 2 arbres : Basse pression et haute pression,
- 5 paliers dont un palier inter arbre,
- 2 enceintes.



La partie tournante est constituée de deux arbres :

- un arbre basse pression tournant à une vitesse de 4 500 tours/min sur lequel est monté la soufflante, le compresseur basse pression de 3 étages entraîné par la turbine basse pression de 4 étages à l'arrière du moteur.

- un arbre haute pression tournant jusqu'à une vitesse de 15 000 tours/min comprenant un compresseur HP de 9 étages entraîné par une turbine haute pression mono étage dont le jeu avec le carter turbine est contrôlé à quelques dixièmes de mm près durant le fonctionnement moteur.

Le résultat est un moteur court, léger comportant environ 40% de pièces en moins en comparant à un moteur de taux de dilution équivalent le CF6-50.

## Prospection commerciale

### De 1974 à 1979 : à la recherche d'un premier client

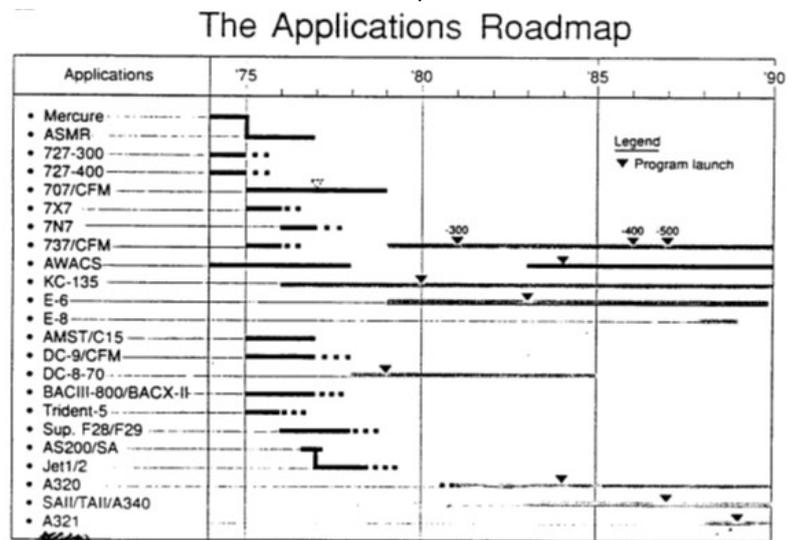
En juin 1974, le premier des deux moteurs lancés en mars 1972 est au banc pour les premiers essais, CFM International est créé en septembre, le projet se matérialise et devient réalité.

Dans cette période, le trafic aérien continue à croître de 5 à 7 % par an et de nouvelles normes de bruit et d'émission apparaissent ; de nombreuses études d'installation, soit pour la remotorisation d'avions existants, soit pour des avant-projets de nouveaux avions, voient le jour chez presque tous les constructeurs.

La prospection commerciale est très active. Les études d'installation/intégration et avant-projet nacelle et inverseur sont incessantes.

Le tableau ci-contre illustre les études d'installation et d'intégration du CFM56 sur avion que nous avons menées : projet avion comme retrofit d'avions existants civils ou militaires. Principales études :

- Dassault " Super Mercure ",
- ASMR (Advanced Short and Medium Range) Dassault et Douglas,
- Snias puis Airbus : AS200 puis JET 1 et JET 2,
- Snias Airbus : futur avion de 130 à 170 passagers pour 1982,
- Grande Bretagne : Hawker, British Aircraft Corporation (BAC),
- Pays Bas : Fokker retrofit F-28 et F-29,
- Boeing : retrofit B727, proposition remotorisation KC-135,
- Douglas YC-15 quadrimoteur STOL à volets hypersustentateurs soufflés,
- Douglas : retrofit DC-8.



Recherche d'une application (© SAE)

En parallèle à la prospection commerciale, le développement moteur se poursuit avec succès au sol et en vol sur Caravelle, Douglas YC-15, puis Boeing 707.

Les performances sont excellentes et le bon comportement du moteur nous amènera à le certifier FAR-33 en 1979.

Chaque étape crédibilise le programme sur le plan technique et au niveau de la réalité et de l'efficacité de la coopération GE - Snecma.



SE-210 Caravelle (© SAE)



Douglas YC-15 (© SAE)



Boeing 707-700 (© SAE)

## Motorisation du Douglas DC-8

Mais fin 1978 il n'y a toujours pas de commande, bien que le CFM56 ait démontré d'excellentes performances. La coopération entre Douglas et Dassault sur un Super Mercure est abandonnée, Douglas lance une version du DC-9, le MD-80, avec des JT8-200.

Le DC-8 bénéficie d'une durée de vie cellule exceptionnelle de 100 000 heures de vol et sa version la plus récente, le DC-8 série 61 avec 40 000 heures de vol a encore un grand potentiel justifiant l'intérêt d'une remotorisation contrairement au Boeing 707 commercial.

Douglas n'est pas intéressé. Cammacorp, société de conseil dirigée par Mc Goven, ancien Président de Douglas croit à l'intérêt de la remotorisation. En particulier pour satisfaire la nouvelle réglementation de bruit de la FAA " stade 3 " qui impose un niveau de bruit inférieur de 15 EPNdb (Effective Perceived Noise decibel) au niveau de bruit du DC-8 / JT8.

Pratt & Whitney propose un JT8-D avec un kit anti-bruit " Hushkit " puis le JT8D-200 en compétition avec le CFM56-2C.

Le CFM56-2C apporte les bénéfices suivants :

- satisfait les nouvelles normes bruit " FAA Stage 3 ",
- une consommation réduite de 25%,
- un rayon d'action accru de 1 600 km.

Bob Baker, ingénieur en chef United Airlines, recommande le choix du moteur Pratt.

Le " Board United Airlines " confie à l'un de ses membres l'astronaute Neil Armstrong une mission d'évaluation des deux options.

Le 29 mars 1979, sur sa recommandation le " Board United Airlines " choisit le CFM56, les autres compagnies Delta et Flying Tigers suivent. Hispano fournira l'inverseur avec une spécificité, en l'absence d'aérofreins, le DC-8 utilise les inverseurs internes pour ralentir l'avion en descente.



Douglas DC-8 remotorisé

Le premier vol commercial du DC-8/CFM56-2C, baptisé DC-8 série 72, intervient en avril 1982 soit 11 ans après la première rencontre Snecma-General Electric dédiée au CFM.

Au tout début de la mise en exploitation, les équipages découvrent l'efficacité de l'inverseur en vol avec quelques incidents de plateaux passagers qui ne restent pas forcément sur les tablettes en descente. La procédure d'utilisation de l'inverseur en descente devra être optimisée. L'inverseur de poussée a été un objet de tentation pour

les pilotes. Certains s'en servaient pour faire de la marche arrière, cette fois au sol, ce qui présente moins de problèmes qu'en vol.

Plus critiques :

- Si l'entrée en service du Douglas DC8-72 s'est fait sans difficulté majeure chez UNITED Airlines et Flying Tigers, il n'en a pas été de même pour Delta Airlines. Les DC-8 opéraient principalement depuis Atlanta. Très rapidement les moteurs se sont détériorés fortement imposant des déposes prématurées avec des usures anormales des aubages du compresseur HP et des brûlures d'aubes de turbine HP dues à l'obturation de circuits de refroidissement. Immédiatement un moteur est mis au banc d'essai pour comprendre l'origine de ces dégradations et trouver une solution. Des dizaines de kg de toutes sortes de sable ont été ingérées dans le moteur. Chaque semaine nous devons rendre compte à Delta de l'avancement des essais et des analyses. A cette époque l'aéroport d'Atlanta faisait l'objet d'énormes travaux : construction et allongement de pistes d'atterrissage, construction de bâtiments...il en résultait une grande quantité de poussières dans l'atmosphère. Les échanges avec les équipages ont mis en évidence une utilisation " nouvelles " des inverseurs Au roulage au sol, les équipages considérant que la poussée au ralenti du CFM était nettement plus élevée que la poussée ralenti du moteur JT8-D, utilisaient les inverseurs des moteurs externes pour freiner plutôt que d'utiliser les freins avion, de grandes quantités de poussières était alors ingérées dans les moteurs. La solution a été de revoir les opérations au sol mais aussi d'effectuer quelques améliorations sur le corps HP (coating aubes compresseur, optimisation du circuit de refroidissement....)

- Un DC-8 CFM56 de Delta survolant le Texas perd un plug de 18 kg (cône métallique sortant de la tuyère primaire à l'arrière du moteur) qui tombe dans le jardin d'un shérif, mais sans arrêt moteur et heureusement sans conséquence matérielle, mais un évènement classé accident avec une enquête NTSB (National Transport Safety Board).

Dès l'annonce de la première commande fin mars 1979, le Président Ravaud décidera de moderniser l'outil industriel de la Snecma pour la rendre capable de 100 moteurs / mois, niveau qui sera atteint en 1999 et largement dépassé depuis.

## La Famille Boeing

### Boeing B707

Boeing 707-700  
(© Espace Patrimoine Safran)



Un avion quadrimoteur CFM a longtemps été un objectif et les études ont commencé dès 1975 sur le B707, mais aussi sur le triréacteur B727. L'application B727 sera abandonnée, jugée trop complexe par Boeing au niveau du remplacement du moteur central (problèmes de structure fuselage au niveau du cadre arrière jugés trop complexes et trop chers à fixer). Mais c'est sur une initiative du Président de Boeing T. Wilson que le 10 février 1977 GE, Snecma et Boeing lanceront un programme d'évaluation et de démonstration sur un B707 équipé de CFM. Le programme comprend la fourniture par CFM de 7 moteurs et 7 nacelles avec inverseurs

Ce programme sera une opportunité de construire des liens avec les équipes Boeing et de faire mieux connaître Snecma et Hispano. Les définitions de l'habillage moteur, des suspensions, de l'intégration du moteur à l'avion se sont déroulées sans problème significatif seule l'architecture du relais d'accessoires a été l'objet de nombreuses itérations (merci Daniel Ville) jusqu'à 103 avant-projets ce qui permettra à un haut dirigeant Snecma de dire à un représentant Boeing lors d'une visite à Paris " *about the gearbox, your people push a little* " ce qui, pour le représentant de Boeing, nécessitera quelques explications a posteriori..



Les essais en vol sur Boeing B707 ont été un succès sur les plans performances, bruit, comportement du moteur et de l'inverseur conçu et produit par Hispano Suiza.

Lors d'un audit réalisé au Havre par le management Boeing B707, l'avionneur exprimera sa satisfaction vis-à-vis du produit et de la gestion du programme dans un calendrier tendu.

Cartoon R. Hersent de l'époque

Malgré les excellents résultats des essais en vol, aucun B707/CFM en version civile ne verra jamais le jour, mais le CFM56-2 sera sélectionné par l'US Air Force pour remotoriser des applications militaires construites à partir de cellules B707 : B707, KC 135 R et C135 FR, USA et France, E3 AWACS avion de détection et de commandement, E-6 avions de communication et poste de commandement de l'US Navy. Chacune de ces versions nécessite une adaptation du moteur en poussée habillage et un nouveau relais d'accessoires.

Dates clés de la famille CFM56-2 :

- premier essai : 20 juin 1974.
- plan de développement : 7000 heures d'essais dont 360 heures en vol.
- première commande : United Airlines (UAL) le 29 mars 1979.
- certification : -2C le 8 novembre 1979, -2B en juin 1982 et -2A en juin 1985.

	 CFM56-2C	 CFM56-2B	 CFM56-2A
Certification	11/1979	6/1982	6/1985
Poussée	22000lbs/86°F	22000lbs/90°F	24000lbs /90-95°F
Application avions	DC-8-71/72/73	KC-135R C-135FR	E-3,KE-3 E-6, E-8

Principales caractéristiques

## Boeing B737- 300

Les études menées pour motoriser les Fokker F28 et F29, le Mercure et super Mercure de Dassault, le B727 nous ont amenés à étudier un moteur de diamètre inférieur à 68 in dans la plage 55 à 60 in de diamètre suite à une visite de Boeing à Villaroche ayant conduit des projets de remotorisation de l'avion 737-200.

Les études de marché Snecma mettent en évidence un marché de 500 à 600 avions, GE plus frileux affiche 150 avions.

Le Président Ravaud parviendra à convaincre B. Rowe de l'intérêt de ce moteur en 1981, puis il convaincra son homologue de Boeing, T. Wilson, de lancer un nouveau modèle B737 motorisé par le CFM avec un moteur de diamètre réduit, le CFM56-3 " Junior ".

Le " Junior " a été étudié pour des avions nécessitant un moteur de plus faible diamètre que celui du CFM56-2C ; il peut convenir au projet Boeing.

Le 737 a la particularité d'être " bas sur pattes ". Dès l'origine du projet les ingénieurs ont décidé d'installer les nacelles du JT8-D directement collé sur l'intrados des ailes afin de réduire la hauteur du train d'atterrissage et garder des moteurs pas trop hauts par rapport au sol pour faciliter l'inspection et l'entretien.

L'objectif de réduction de la consommation du carburant et du bruit émis nécessite un moteur de diamètre nettement supérieur celui du JT8-D. Mais Boeing ne souhaite pas modifier le train d'atterrissage compte tenu des impacts sur la structure de l'aile et sur la certification avion.

Les études convergent sur l'intérêt d'un moteur de diamètre de soufflante de 60 in (1,524 m) de diamètre. Toutefois, le grand diamètre des réacteurs fait que leurs nacelles sont trop basses par rapport au sol. Le problème sera résolu par une série d'actions innovantes dans le domaine de l'installation /intégration sans pénalité de traînée d'interférence vs l'avion d'origine :

- le placement des réacteurs légèrement en avant des ailes et non plus juste en dessous de celles-ci.
- le raccordement du carénage pylône l'aile sur l'extrados de la voilure en contradiction avec les pratiques de conceptions Boeing et qui a dû être validé par une campagne d'essais en soufflerie.
- déplacer les accessoires moteurs sur les côtés de la nacelle ce qui lui donne une entrée d'air non circulaire, en forme de bajoue de hamster.
- avec une entrée d'air proche du sol et il a fallu se convaincre à partir d'essais maquette qu'il n'y avait pas plus de risques (ingestion, distorsion ,...) que dans l'installation précédente.



Installation CFM 56-3 sur B737-300 (© SAE)

En fin des essais de développement, Boeing attend avec impatience la certification moteur pour démarrer les essais avions de certification. Le moteur CFM56-3B1 est certifié initialement à 20 000 lb en janvier 1984 avec quelques mois de retard suite à une mémorable certification à l'ingestion d'oiseaux moyens. Après avoir réussi l'épreuve, le chef de programme CFM devra sacrifier sa barbe lors d'une petite célébration en

décembre 1986.

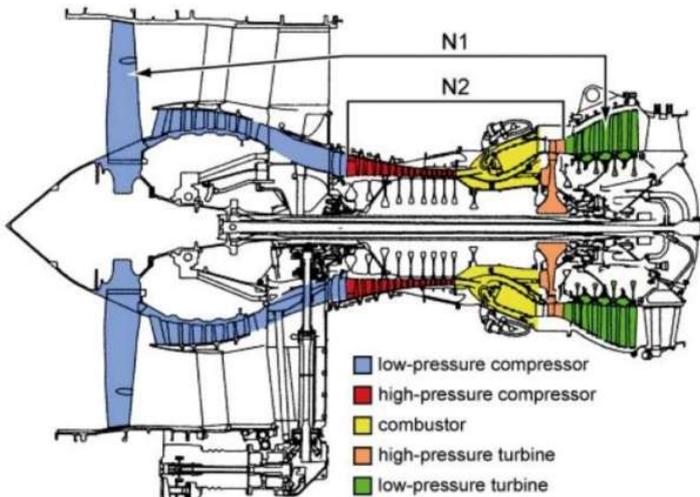
À la suite de ces succès techniques, Boeing décide que tous les 737 seront équipés en source unique du CFM56-3 et les besoins en poussée s'étaleront entre 18 500 lb (B737-500) et 22 000 lb pour les B737-300 et -400 ; cette décision sera renouvelée pour les motorisations CFM successives du B737. Tous les efforts des concurrents pour déloger le CFM de ce colossal marché furent vains jusqu'à aujourd'hui.

	Etudes	CFM56-3B1 et B2	CFM56-3C
Diamètre fan	55 à 60in	60 in	60 in
Certification	études 1978/1979	6/1984	12/1987
Poussée	22 000lbs/86°F	18 500lbs à 22 000 lbs	18 500 lbs à 23 500lbs
SFC		base	Base - 2%
Application avions	Fokker DR-18 B 737	B737-300/400/500	B737-300/400/500

Comparaison des modèles CFM56-3

### Comparaison du CFM56-3 et du CFM56-2C

L'architecture n'est pas changée.



Le diamètre de la soufflante est réduit à 60 in. Les '44 aubes de la soufflante à talon sont remplacées par 36 aubes à nageoires conçues par GE et dérivé de l'expérience CF6. Booster, carters, arbre BP, relais d'accessoires et habillage moteur sont spécifiques.

Le corps HP et la turbine BP sont communs aux deux moteurs.

CFM56-3

Le bon comportement du moteur CFM56-3B en service et la demande du marché conduiront à augmenter la poussée du moteur jusqu'à 23 500 lb. Durant le début de l'exploitation commerciale du rating 23 500 lb nous ferons face à la rupture d'une aube de soufflante successivement sur 3 moteurs, et en fin de montée. La poussée moteur est immédiatement ramenée au standard de 22 000 lb. Une intense activité technique amènera à en attribuer la cause à un mode vibratoire de l'aube de la soufflante en fin de montée.

Il faudra modifier la définition de l'aube de soufflante pour créer de l'amortissement en changeant l'angle de portée des nageoires et en introduisant un amortisseur sous plateforme. Les 82 moteurs déjà livrés et ayant volé à ce régime moteur seront rétrofités avec les actions suivantes :

- remplacement de tous les disques de la soufflante potentiellement endommagés en fatigue par des disques neufs,
- remplacement des aubes de la soufflante par des aubes dont les nageoires ont été modifiées,
- mise en place d'amortisseurs sous plateforme des aubes.

De nombreuses interventions se feront sur l'aérodrome de Villaroche. Une noria d'avions s'y poseront pour être modifiés. Le retrofit se fera moteur restant installé sous l'aile et ce dans un délai très court. La réactivité industrielle de Snecma contribuera à renforcer l'image de CFM et de Snecma.

Boeing avait compris avant Airbus l'intérêt de construire une famille d'avions entre 130 et 180 passagers ayant un maximum de composants avions et moteurs communs au bénéfice des compagnies aériennes en termes d'économie de pièces de rechanges, de formation de pilote, de communauté cockpit, de flexibilité opérationnelle etc... Au total la famille 737-300-400-500 sera produit à plus 1850 exemplaires dépassant le triréacteur B727 qui était l'avion le plus produit chez Boeing.

Airbus reprit ce concept en développant la famille A320.

# Réponse de Boeing au succès de l'A320

## B737 Nouvelle Génération



Face au succès de l'A320 qui s'impose sur le marché, Boeing doit réagir et évalue plusieurs options : nouvel avion ou avion dérivé et avec quelle propulsion.

Le moteur qui sera retenu sera le résultat des réflexions conduites par Boeing, réunissant CFM et les compagnies aériennes potentiellement clientes.

Les spécifications de haut niveau de l'avion sont : avion transcontinental USA, capable de Mach 0.8, communauté avec les avions existants, réduction du bruit et des émissions, réduction des coûts d'opération, durabilité, coût de maintenance, réduction de la consommation... et " avion unique, différentes capacités, même moteur... ".

Un premier groupe de travail technique est formé entre Boeing et CFM 2 x 4 personnes et un autre suivra pour définir une stratégie visant à prolonger la commercialisation du B737 au-delà l'an 2000 et les modes de coopération entre Boeing et CFM.



Le CFM56-7

### Une expérience de management Boeing :

Le groupe technique présentera ses recommandations au CEO de Boeing Commercial Aircraft Corporation, Ron Woodard : nouveau moteur et amélioration de l'avion existant (aérodynamique, systèmes avion, cockpit moderne). Nous avons passé une matinée à préparer deux planches pas plus : une planche pour la recommandation du groupe de travail, une deuxième planche sur la compétitivité de la proposition, la compliance avec les principales attentes des clients ainsi que la conformité avec les objectifs et la stratégie Boeing.

La réunion avec Ron Woodard durera 2 heures.

Boeing présentera à un panel de compagnies aériennes, un volumineux document comparant dans le détail les évolutions entre le B737 Classique et la version B737 New Generation proposée au niveau : architecture avion, modification voilure, systèmes, cockpit, propulsion... afin de recueillir les avis des clients potentiels.

Boeing prend la décision de lancer une famille d'avion dérivé, mais profondément modernisé baptisé 737 NG de 108 à 175 passagers. Malgré les efforts de IAE (International Aero Engines), c'est CFM qui l'emporte à nouveau en source unique avec le CFM56-7, ayant une capacité en poussée de 18 500 lb à 27 300 lb et un taux de dilution de 5.5, une consommation réduite de 6 à 8 % par rapport au CFM56-3 et une réduction significative du DOC (Direct Operating Cost) de 15 %. Le 737 NG entre en scène.

Le CFM56-7, un CFM56-3 de nouvelle génération incorpore :

- une nouvelle soufflante à diamètre légèrement augmenté de 60 à 61 in, avec 24 aubes à grande corde pleine en titane développant un excellent rendement,
- un nouveau compresseur basse pression de 3 étages,
- un carter intermédiaire en titane pour réduire la masse,
- une régulation électronique pleine autorité (FADEC),
- un corps HP dérivé de celui du CFM56-5B avec des améliorations de performance et de tenue en endurance des parties chaudes (barrière thermique par revêtement des aubes, amélioration du circuit de refroidissement des aubes de turbine, matériaux...), capable des niveaux de température entrée turbine HP augmentés (de 1355°C à 1400°C),
- une nouvelle turbine BP commune avec le moteur CFM56-5B.

## Dates clés du programme CFM56-7

- Lancement : 4<sup>ème</sup> trimestre 1993
- Première rotation : mai 1995
- Certification : octobre 1996 puis décembre
- Entrée en service : 1997

	Cfm 56-2C	Cfm56-3	Cfm56-7B
Architecture	F+3+9+cc+1+4	F+3+9+cc+1+4	F+3+9+cc+1+4
Régulation	Hydromécanique et PMC électronique autorité limitée		FADEC Pleine autorité
Poussée FN(lbs)	22 000	23 500	27 300
Flat rating T °C	30		
Fan Diam (in)	68.3	60	61
Débit d'air kg/s	322		353
Fan taux de compression P/P	1.45	1.68	1.7
taux de compression OPR en montée	32	31	33
Taux de dilution BPR en croisière	6	5	5.5
T41 °C	1270	1355	1400
SFCIN1	0.671	0.660 (M=0.72)	0.619
Masse moteur/ système propulsif lbs	4635/7308	4334/6417	5260/7630
Date de certification	11/79	12/86	12/96

Comparaison Cycle thermodynamique la famille CFM 56 / Boeing

## Développements ultérieurs du CFM56-7

CFM a assumé ses responsabilités de partenaire en accompagnant Boeing dans l'évolution de l'avion et en répondant aux attentes clients.

Les principales étapes d'évolutions du moteur sont :

- **1997** Entré en service sur B737 NG. Comparé au CFM56-3 réduction de la consommation et augmentation de la poussée jusqu'à 27 300 lb,
  - o 7B27 : + 16% de poussée et - 6% à - 8% de consommation (Cs),
  - o + 45°C de température entrée turbine.
- **2007** Introduction du 7B/3 apportant un gain de 0.5% de consommation carburant et amélioration de la tenue du compresseur HP et de la turbine HP (kit des coûts de maintenance),
- **2011** Introduction du 7BE offrant une amélioration de 1.7% de consommation et une réduction des coûts de maintenance (kit Turbine HP et turbine BP).

## En résumé

CFM a assuré ses responsabilités de partenaire en accompagnant Boeing dans l'évolution de l'avion et en répondant aux attentes des clients en particulier par les actions suivantes :

- développer la poussée jusqu'à 27 000 lb pour accompagner les développements avion,
- réduire la consommation de carburant des moteurs CFM de 10% au-delà des 20% initialement versus JT8-D,
- réduire le niveau de bruit de 30 EPNdb cumulés.

Par rapport au Boeing B737-100-200 motorisé par des JT8-D qui peinait à se vendre faute de compétitivité, l'introduction des moteurs CFM 56-3 puis -7 a permis le développement de l'avion ET surtout de contribuer à faire du Boeing 737 un des best-sellers de l'industrie aéronautique.

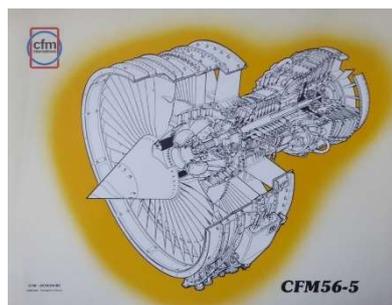


Historique des commandes des familles Boeing 737-100-200, Classic et NG (© SAE)

## L'avion de 150 passagers européen



Airbus A320 vol inaugural



CFM56-5A

### La saga avion bi moteur 150 passagers

Dès 1974, CFM démarre activement les prospections commerciales pour trouver une application pour son turboréacteur CFM56.

L'objectif gouvernemental est de motoriser le bi moteur européen court moyen-courrier de 150 passagers par le turbo réacteur CFM56. Mais il restera à convaincre le marché de la pertinence du projet et de la crédibilité du partenariat CFM qui associe deux sociétés de culture, de gouvernance, d'expériences différentes..... et de trouver l'avionneur.

Dans la première moitié des années 70 les difficultés techniques rencontrées par les avionneurs dans la mise au point des avions gros porteurs sont consommateurs de ressources humaines et financières. Associées à un contexte de crise économique, la période n'est pas propice au lancement d'un nouvel avion.



Toutefois dès la fin des années 70, la reprise d'une forte croissance du trafic aérien (10 à 12 % par an) illustrée sur le graphique ci-contre, associée à l'ouverture aux USA du transport aérien à la concurrence par la signature de l' " Airlines Dérégulation Act " vont permettre l'arrivée de nouveaux entrants bousculant les prix, la qualité du service, augmentant les fréquences de vol, Avec la publication de normes environnementales (bruit et émissions de polluant dans les gaz brûlés) l'intérêt d'un avion court moyen-courrier propulsé par un moteur moderne à grand taux de dilution est relancé.

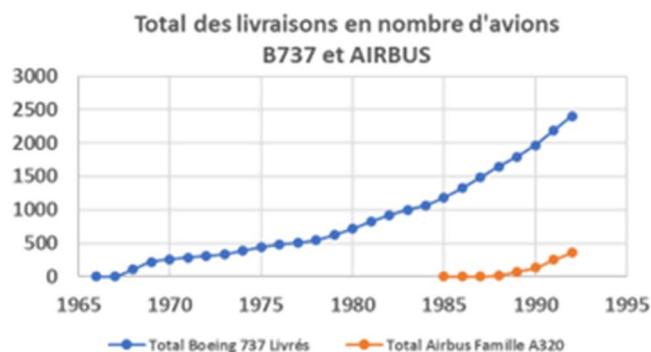
### Les Avionneurs

#### Situation aux USA :

Aux USA, compte de la taille du pays ; les avionneurs et motoristes consacraient leur activité aux appareils capables de rayon d'action " coast to coast " donc aux quadri et trimoteurs.

Ce relâchement sur les bimoteurs sera une chance pour Airbus. Aux USA, personne ne croyait qu'un Airbus put avoir la moindre chance de pénétrer ce marché.

Le Boeing 737 issu des familles précédentes avait une position hégémonique sur le créneau des moyen-courriers depuis vingt ans. Ce n'étaient pas les débuts laborieux d'Airbus sur ce marché que l'on voit sur le graphique ci-contre, qui pouvaient inquiéter les Américains.



**Lockheed** : peine à vendre son avion L-1011 TriStar. Seul reproche la formule trimoteur rendant problématique toute intervention dans les réacteurs installés au pied de la dérive. L'opinion qui prévaut est que Lockheed

savait faire de bons avions civils, mais ne savait pas les rendre rentables. Le marché américain aussi grand fut-il pouvait-il absorber les Tristar et les DC-10 ? Lockheed quittera l'aviation commerciale en 1981 pour se consacrer à sa lucrative activité d'origine : l'aviation militaire.

**Mc Donnell Douglas (MDD) :** En 1960, Douglas avait signé avec Sud Aviation un contrat lui accordant la licence de la Caravelle. Mais en 1962 Douglas lancera le DC-9 un concept inspiré de la Caravelle. La Caravelle 12 qui aurait été l'excellent bimoteur moyen-courrier de l'époque est abandonnée.

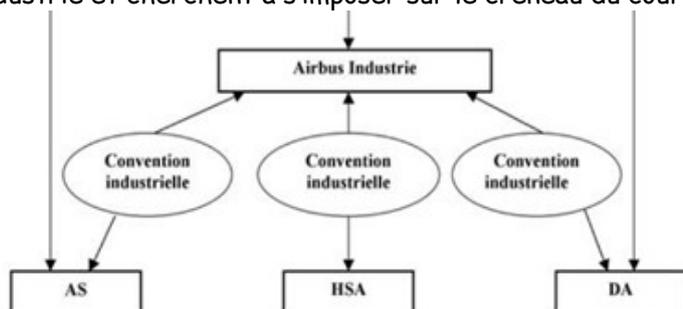
Le même scénario se répétera avec le projet Mercure 200. Douglas d'abord intéressé par une coopération européenne la rend impossible avec des exigences inacceptables que ce soit avec Dassault ou avec Fokker. MDD choisit de se maintenir dans le créneau du 150 pax (passagers) avec l'avion MD-80 (dérivé du DC-9) propulsé par un moteur Pratt et Whitney à faible taux de dilution le JT8D-200.

Adieu Mercure 200. Quant à Dassault sa recherche de deux compagnies aériennes Major partantes pour le Mercure restant sans écho, il arrêtera là son incursion dans le transport civil.

**Boeing :** Boeing n'était certes pas pressé d'introduire sur le marché américain un concurrent de son best-seller B737. Cependant, le moteur CFM l'intéressait. En octobre 1974 une première réunion technique a lieu à Seattle pour présenter à Boeing le moteur CFM56-2 et son intégration dans une nacelle à flux mélangés. Boeing découvrira progressivement CFM et en particulier Snecma. Notre contribution à la propulsion de Concorde et nos programmes de moteurs militaires seront des points de départ forts pour assoir notre crédibilité.

### Situation en Europe :

Le GIE Airbus devient progressivement une réalité avec le bimoteur gros porteur A300, mais les partenaires au sein d'Airbus manifestent encore quelques velléités de remettre en cause la maîtrise d'œuvre d'Airbus industrie et cherchent à s'imposer sur le créneau du court moyen-courrier.

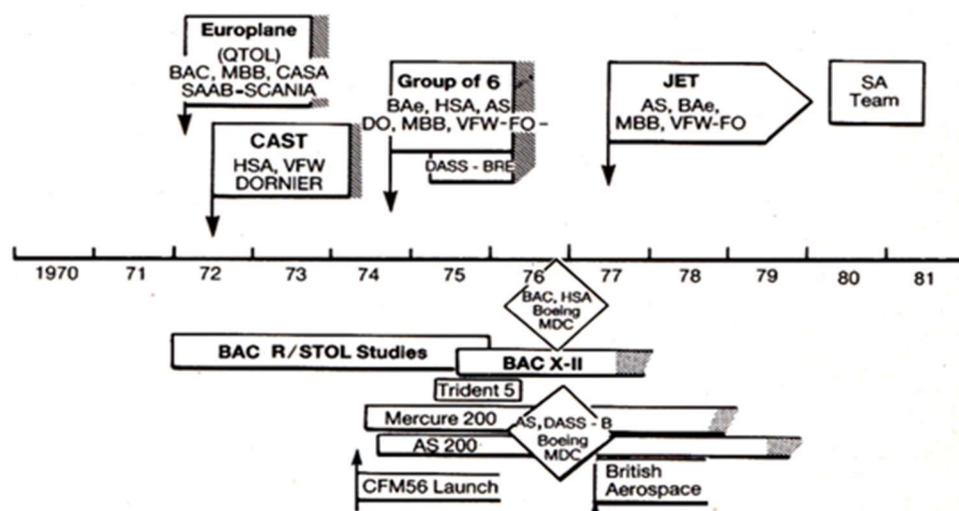


Il faut admettre que l'organisation est astucieuse, car elle permet de coiffer les "égo" des trois sociétés :

le français Aérospatiale, l'anglais Hawker Siddeley, l'allemand Deutsche Airbus, avec un maître d'œuvre, une entité "acceptable" Airbus industrie. Tout ceci sans qu'aucun n'ait vraiment le sentiment d'y perdre son âme...enfin pas trop...

Quel industriel européen ou groupement d'industriels se lancera dans le développement de cet avion court moyen-courrier bi moteurs de 10 tonnes de poussée et d'une capacité de 150 places ?

La réponse à cette question prendra dix ans d'hésitations, de tentatives avortées. C'est Airbus qui, au final, passera à l'action avec le lancement effectif de l'A320 !



Illustrations des études et projets (source Airbus)

## BAC 1-11 800

Le succès relatif du BAC 1-11 (One Eleven) et les échecs dans les projets d'avions gros porteur BAC 3-11 (Tri Eleven) en 1970 puis l'Europlane en 1974 face aux projets Airbus A300 B, pousse British Aerospace ou BAe (Weybridge) à proposer à la coopération européenne ou dans un développement " UK National " sa version court moyen-courrier le BAC X 11 remotorisée avec le CFM-56.

L'objectif visait de remplacer la Caravelle. Au sein de BAe, les équipes de Hatfield et de Weybridge n'ont pas les mêmes vues dans la compétitivité du projet (voilure ancienne, nécessité d'un fuselage à 6 de front.) Le projet sera abandonné fin 1977.

### Fokker

En 1978 Fokker lance l'étude d'un biréacteur F-29 d'une capacité de 138 à 150 passagers avec un empennage en T nécessitant une motorisation de 20 000 lb de poussée, les deux moteurs étant installés sous voilure.

Rolls Royce, qui motorise déjà les F-27 Friendship avec un Turbo Prop et F-28 Fellowship avec un turbofan à faible taux de dilution, tient à conserver son monopole. Associé aux trois motoristes japonais, le motoriste anglais proposera le moteur RB-432 d'une poussée de 21 000 lb.



Fokker F-29

CFM s'intéresse au projet dès 1978 et travaille à l'installation du CFM 56 avec Fokker. Les études menées mettent rapidement en évidence le besoin d'un moteur de diamètre inférieur au 68 in (1.74 m) du CFM56-2, soit entre 55 (1.40 m) et 60 in (1.53 m) réduisant la masse de 170 à 200 kg au prix d'un taux de dilution réduit à 5 au lieu de 6. Cet avant-projet avec un diamètre de 60 in sera baptisé " CFM Junior ".

Mais le projet Fokker peine à trouver un accueil positif pour un partenariat.

Malgré un accord avec Mc Donnell-Douglas en 1981, et après une ultime action pour intéresser Airbus, le projet F-29 est abandonné en 1984, l'avion n'ayant pas reçu un accueil favorable de la part des compagnies aériennes. Fokker lancera alors le Fokker F-100, un avion de 100 places dérivé du F-28. Un avion qui n'entre pas en compétition ni avec Boeing, ni avec les projets Airbus. Mais faute de moyens industriels et financiers Fokker disparaîtra en tant qu'avionneur à fin des années 90.

## Les Coopérations

### Coopération avec Mc Donnell-Douglas (MDD) : le Mercure

Les sociétés impliquées : Dassault et Aérospatiale.

Les projets d'avions impliqués : Mercure 100, Mercure 200 et ASMR.

La courte existence du programme Mercure offre un concentré de toutes les difficultés que rencontraient les projets de courts moyen-courriers, à l'époque.

Ce programme était né dans la tête de Marcel Dassault en 1963.

Il allait s'éteindre avec les derniers vols chez Air Inter en 1995.

Entre temps, le Mercure connut tous les heurs et malheurs des programmes civils.

#### - Difficultés sur les choix

En 1965, Dassault et Sud Aviation sont sur la vague idée de réaliser deux avions. L'un de 50 places appelé Mercure, l'autre plus gros appelé Galion.

À Toulouse, dans le groupe d'études commun on voit le Galion avec deux ponts et des moteurs à l'arrière, type Caravelle. Choix d'architecture complexe.

Les moteurs JT9-D à l'arrière nuisent au centrage. Il faut les replacer sous l'aile.

Les deux ponts empêchent l'évacuation d'urgence. Il faut revenir au pont unique.

#### - Difficultés de coopération franco-française

Rapidement Sud Aviation et Dassault constatent que leur association sur des projets trop vagues, n'a guère de sens et se séparent.

**Sud Aviation** recherche et trouve d'autres partenaires en Allemagne en Angleterre, ce qui conduira après mille péripéties à la famille Airbus.

**Dassault**, sur la foi des études de marché, pense qu'il peut concurrencer Boeing et son best-seller B737. Il voit 1200 ventes à sa portée ; la cruelle réalité sera 12.

Après quelques tâtonnements, Dassault s'orientera vers un avion de 150 places motorisé par deux JT8D-15 placés sous les ailes. Ce sera le Mercure 100 qui fera son premier vol en 1971. Snecma a la responsabilité du système d'éjection. Dassault entraînera l'espagnole Casa, la suisse Emmen et la belge SABCA, l'italien Fiat, pour une part très minoritaire dans ce programme.

#### - **Hésitations sur le choix des moteurs**

Après les études d'installation du CFM 56-2 sur un dérivé du Mercure 100. C'est une version CFM56 Junior à diamètre inférieur à 68 in, autour de 55 à 58 in qui a la préférence de Dassault.

Après l'association Snecma GE dans CFM, l'idée d'une deuxième association franco-américaine va naître au sein des autorités françaises

#### - **L'idée de coopération ressurgit**

En juillet 1976, un comité interministériel retient le projet Mercure 200, avion dérivé du Mercure 100, avec un fuselage allongé et une nouvelle voilure comme base d'un nouveau programme de transport civil dans une configuration associant Douglas et Aerospatiale.

**Douglas**, en coopération avec le bureau d'études de Dassault, fait évoluer l'avion vers une définition baptisée ASMR (*Advanced Short-Medium Range Aircraft*) avec un fuselage allongé de 6 m et une voilure largement agrandie.

**L'Aérospatiale**, qui doit participer au financement du projet est impliquée sans trop d'enthousiasme dans cette coopération à trois. La mésaventure de Caravelle n'est pas si ancienne pour être oubliée. Cet avion est présenté par le constructeur américain à 55 compagnies aériennes mondiales lors d'un symposium organisé à Long Beach en octobre 1976. La prospection commerciale démarre.

**MMD**, au terme de cette campagne de prospection, conclura à un avion mal adapté au marché qui réclame plus de capacité et plus de rayon d'action. Devant l'ampleur des modifications, des investissements à faire, MDD suggère d'abandonner.

**Dassault**, conclura de la même manière. Aucune compagnie Major française ou étrangère n'était intéressée par le Mercure, en dehors d'Air Inter. En 1975, la chaîne de montage est arrêtée. Les trois usines créées pour le Mercure (Seclin, Poitiers et Istres CMM, seront reconverties grâce aux autres activités, militaire et avions d'affaires.

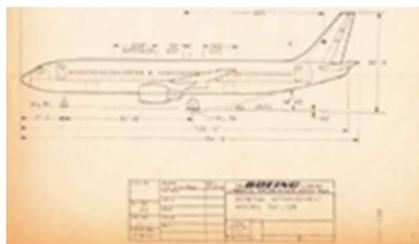
#### - **Bilan de la coopération McDonnell Douglas**

Le 20 octobre 1977, McDonnell Douglas annonce le lancement du MD-80, dont les caractéristiques opérationnelles sont proches de l'ASMR. Le range (rayon d'action) est alors de 3 800 km. C'est très supérieur au rayon d'action choisi par Dassault pour le Mercure 100 et qui était fondé sur des études de marché donnant 1 000 km (~ 540 Nm) comme rayon d'action moyen pour les compagnies aériennes. Rayon d'action insuffisant pour la majorité des principaux opérateurs de l'époque.

#### - **Dernière difficulté : la prévision de l'avenir**

Il n'y a rien à reprocher au Mercure sur le plan technique ... oui, mais cela ne suffit pas pour en assurer le succès commercial. Les caractéristiques avion n'ont pas convaincu le marché d'autant plus que sa rentabilité était pénalisée par deux dévaluations du dollar.

## *Coopération avec Boeing*



Durant le premier semestre 1976 Aerospatiale travaille à un projet commun bi CFM 56 avec Boeing autour d'un B737 à fuselage très allongé, Aérospatiale (AS) est en charge de la nouvelle voilure. Airbus travaille alors sur un projet d'avion de 200 passagers commun avec Boeing. Ce projet évoluera et deviendra le B757 hors de portée de CFM. Après leur rupture, Boeing et Aerospatiale se retrouveront en concurrence et chacun repartira sur ses propres programmes B757

et A300 ! Boeing lancera seul le B737 remotorisé CFM 56-3 en 1981, le premier " Avion 150 pax " motorisé par CFM.

## Aérospatiale (AS)

AS a toujours défendu la thèse du besoin d'un nouvel avion bi- CFM-56 mais mène aussi, en complément aux études du bi moteur moyen-courrier, des études sur les autres applications possibles (Tri et Quadri). Une collaboration européenne est jugée indispensable pour un nouvel avion.

Le résultat des pré-études menées par AS, dont l'A200 (A pour Aérospatiale et 200 pour 200 places) constituait le thème fédérateur, et ont fortement contribué à la définition des projets JET/A320.

## Coopération Europe

Pendant l'intermède franco-américain entre 1975 et 1977 les autres avionneurs européens étudient différentes options pour l'avion de 150 pax soit un nouvel avion, soit un rétrofit moteur majoritairement avec le CFM56-2 ou à diamètre de soufflante réduit sans qu'un avant-projet aboutisse. En 1977, les constructeurs européens se rassemblent au sein d'une organisation baptisée " Eurojet ".

Une réflexion commune sur le projet d'un bi moteur moyen-courrier de 150 pax démarre tout de même avec les acteurs européens durant le deuxième semestre 1977 par la mise en œuvre de " 3 groupes de travail " :

- JMT (marketing),
- JET (technique et industrie),
- JOT (organisation).

Le rapport au " Steering Committee " est présenté fin 1977. Il confirme l'intérêt industriel et commercial du projet par :

- l'existence d'un marché,
- un avant-projet technique et industriel, construit sur une famille de trois avions 131 / 162 / 188 sièges en configuration 6 de front qui fait sens et qui nécessite une collaboration européenne dans le cadre d'Airbus Industrie.

La réaction du management d'Airbus à la présentation du projet par l'équipe JET a été " mitigée ". La définition ressemblant de trop près à celle des projets Boeing. Le devis de masse était jugé pas assez ambitieux. **Point important** : la section courante du fuselage devait être capable de contenir des conteneurs dérivés des conteneurs LD3 des avions bi-couloirs (" wide - bodies "). Plus généralement, un manque d'ambition technique au niveau des systèmes, ..... pourquoi pas des commandes de vol électriques ?

La question était pertinente car Dassault avait doublé les commandes de vol mécaniques du Mirage IV avec des commandes de vol électriques dès 1959. En 1975, le Mirage 2000 était doté de commandes tout électrique. L'A320 fut le premier avion civil à être équipé de commandes tout électriques en 1984. Cette avancée lui a facilité la pénétration du marché des moyen-courriers face au Boeing qui adopta tardivement cette technologie, avec le 777.

Mais en juillet 1978, Airbus donne la priorité au développement de l'A310.

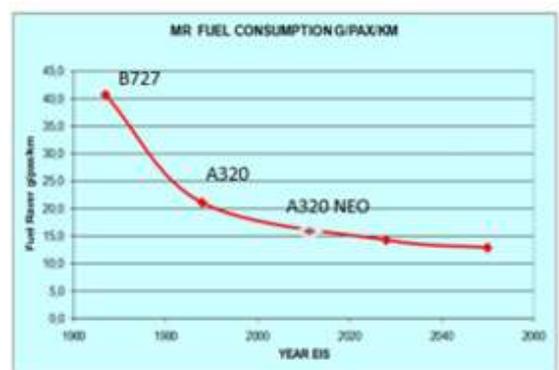
Les études avant-projet de l'avion court moyen-courrier vont toutefois se continuer.

## La saga avion bi moteur 150 passagers avec Airbus Industrie

Pour établir ses spécifications avion Airbus va en particulier s'appuyer dans un premier temps sur Delta Airlines (Spécifications " Delta 3 ").

Le nouvel avion doit, tout en conservant les mêmes rayons d'action et charge marchande que le Boeing 727, réduire de 50% la consommation carburant par passager/km. sur la mission moyenne de 500 Nm.

Spécification consommation carburant



Début 1980, les études s'accroissent, Airbus Industrie prend le leadership de la définition de l'avion de 150 places dans l'objectif de finaliser le projet. Les avant projets avion utilisent le moteur CFM56 2C.

## Les motoristes

### Pression sur les motoristes

Alors que le CFM56-2C allait entrer en service sur les avions DC-8, KC-135, CFM n'était pas très enclin à développer un nouveau moteur. Airbus Industrie démarre donc les avants projets avion avec le CFM56-2C mais il devient alors évident que les modèles CFM56 existants ne répondent pas aux ambitions de l'avionneur.

Airbus Industrie veut un nouveau moteur, la concurrence propose le RJ-500 (Rolls-Royce) et le JT10 (Pratt & Whitney). En 1982, CFM propose à Airbus Industrie le CFM56-4 qui deviendra en janvier 1984 le CFM56-5 de 25 000 lb de poussée, avec une régulation électronique pleine autorité ...une première et une promesse de réduction de consommation de 10 % par rapport au CFM56-2C. La certification du moteur est obtenue en août 1987. Le V2500 moteur concurrent proposé pour motoriser l'A320 ne sera certifié qu'en 1988.

La régulation électronique pleine autorité va permettre un fonctionnement moteur au plus près de l'optimum de performance, tout en offrant l'opportunité d'augmenter le nombre de fonctions à piloter.

En 1983 un accord (MoU) est signé entre Airbus Industrie (AI) et CFM pour la fourniture du CFM56-4. Les études démarrent avec ce moteur qu'Airbus Industrie souhaite voir optimisé à 23 500 lb et CFM à 25 000 lb pour avoir une marge de développement... tous les projets avions prennent de la masse avec les demandes des clients.

**La concurrence : d'autres options de moteurs sont étudiées par Airbus Industrie.**

**PW JT10** qui évoluera vers des poussées plus élevées et deviendra le PW2000 propulsant le Boeing 757, premier avion civil certifié avec régulation électronique en 1984.

**PW JT8-D 200** évolutions du JT8-D avec un taux de dilution faiblement augmenté. Ce moteur plus bruyant ne s'imposera pas sur le marché.

**PW STF633**, moteur parfait qui ne dépassa jamais le stade projet.

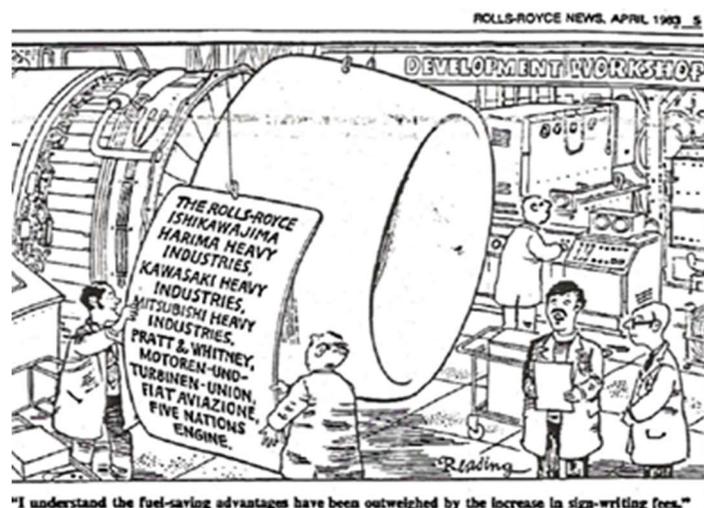
**Rolls Royce RJ-500** qui n'a jamais existé mais dont les performances papier garanties étaient exceptionnelles.

**M56-2000**, un temps SNECMA envisage de financer un projet de moteur nouveau avec l'apport de la technologie corps haute pression GE. Le Projet disparaîtra avec la proposition CFM du CFM56-5A.

**IAE : V2500** : V pour 5 nations et 2500 pour 25 000 lb de poussée

Le moteur fruit d'une coopération entre Pratt et Whitney, Rolls Royce, MTU, JAEC et Fiat sera lancé en 1983 mais certifié en 1988 après quelques problèmes de développement en particulier au niveau compresseur HP (Bristol/Derby).

IAE V2500 Joint venture -  
Source Rolls Royce Derby



Depuis cette date, CFM et IAE s'affrontent commercialement sur la famille A320, à l'avantage du CFM 56.

## Convergence Airbus CFM

Airbus Industrie démarre les études avec le CFM56-4 mais met la pression sur CFM pour obtenir un moteur plus compétitif utilisant en particulier les technologies des années 1980 et en encourageant la compétition qui promet jusqu'à 14% de gain de consommation par rapport au CFM56-2C.

CFM, propose alors le CFM56-5A, un nouveau moteur offrant une poussée de 25 000 lb pour un diamètre de 68.3 in, un taux de dilution de 6 et une réduction de consommation spécifique de carburant de 8% (13% en carburant block sur une mission de 500 Nm ~ 900 km).

calendrier	Nom projet moteur	modifications	SFC vs CFM56 2C	Fuel burn VS CFM56 2C
Début 1981	CFM-56 S25	Existing/Improved HP core New fan module, new LPT 5 stages	-5% to -10%	-7.5% +....
Fin 1981	CFM 56-2K1	-2 throttle push	-2%	-4%
Fin 1981	M56-2000	New engine Snecma with GE support	-10%	
1982	Improved 2K1 and 2K2	New fan, core improvement New fan/LPT, core improvement	-3% -7%	-6% -10%
1983	CFM56-4A1 MOU signed with Airbus	Improved 2K1 +FADEC	-3%	-6%
1984	CFM56-4A1 CFM56-5A1 New contract with Airbus	A320 launch with BCAL, AF, IT New fan/LPC/LPT and HPT Improved HPC and combustor FADEC	- -8%	- -13%
1985	CFM56-5A1 improved	Add improvement in Core HP and LPT	-12% (quote)	-17%

Calendrier des avant projets et propositions de moteurs avec le temps

En 1985 CFM prend la décision de s'engager sur un gain de 12% de la consommation spécifique par rapport au moteur CFM56-2C. Pour atteindre ces objectifs CFM choisit de garder l'architecture du moteur existant et un cycle thermodynamique sensiblement identique. Le gain de performance va se faire par l'amélioration du rendement des composants, l'optimisation de leur interface aérodynamique (cf interfaces des deux turbines HP et BP) et en utilisant la régulation électronique.

- **soufflante** : Snecma va s'appuyer sur l'expérience de son programme expérimental TS de développement des compresseurs et concevoir la soufflante pour la première fois avec les méthodes 3D qui permettront d'atteindre le meilleur rendement connu en croisière et une capacité accrue de débit d'air favorable à la poussée en montée, une phase de vol très importante pour les courts moyen-courriers. La soufflante aura 36 aubes à nageoires.
- **le compresseur basse pression (booster)** conserve les 3 étages mais s'appuie sur les travaux de recherche menés par Snecma et l'ONERA sur les écoulements tridimensionnels dans les compresseurs.
- **pour le corps HP** le compresseur et la turbine haute pression ont une nouvelle aérodynamique pour les aubages, un contrôle de jeux en fonctionnement actif pour le compresseur et pour la turbine HP, une réduction des débits de refroidissement, et nouvelle veine à l'interface avec la turbine BP (point aérodynamique critique avec une turbine HP mono étage pour le rendement de chacune des turbines). La chambre de combustion a été modifiée pour réduire les pertes de charges et optimiser la richesse vis-à-vis des émissions de polluants,

Même architecture	
Corps Basse Pression	Core Haute Pression
Nouveaux fan 34 aubes à nageoires Entièrement conçue par Snecma Record de rendement fan en croisière	Modification des premiers étages Compresseur HP Optimisation ligne de fonctionnement Contrôle de jeu (RACC)
Nouveau booster 3 étages	Nouvelle chambre de combustion lean
Nouvelle turbine BP 4 étages Contrôle de jeu	Nouvelles aubes turbine HP, nouveaux matériaux pour aubages Contrôle de jeu actif
Nouvelle gearbox (Hispano) nouvel habillage	Nouvel habillage
Nouvelle régulation électronique pleine autorité GE et Elecma Suppression échangeur air huile ds canal fan	
Nouveau concept d'accrochage moteur / interface avion	

CFM56-5A Evolution des modules moteurs

Régulation électronique à pleine autorité). Cette régulation contribue au gain de performance moteur pour environ 1.5%.

- **la turbine BP** de nouvelle définition (aérodynamique et technologique) conserve 4 étages, mais avec une nouvelle architecture " concept 4.5 étages " (\*) nécessitant de redresser l'écoulement par les bras du carter d'échappement - bras redresseurs et non plus axisymétriques. Le moyeu devient une superbe pièce de fonderie et un beau challenge pour les mécaniciens.
- **Un contrôle de jeu** actif en fonctionnement pour les deux turbines.

- Et pour la première fois sur un moteur CFM, à partir d'une demande pilote le fonctionnement moteur est assuré par un régulateur électronique à pleine autorité le FADEC (Full Authority Digital Electronic Control -

**Note (\*)** Les gaz sortent de la turbine BP non plus dans l'axe mais avec un angle ce qui permet de réduire la charge de la turbine donc d'augmenter son rendement. Les bras du carter d'échappement ont une fonction supplémentaire : redresser l'écoulement primaire pour le rendre axial.

- Les régimes de ralenti sol et vol ont été réduits autant que possible dans les limites d'opérabilité des compresseurs afin de diminuer la consommation sur la mission

Les principales évolutions dans la définition du CFM56-5A par comparaison avec le CFM56-2C sont listées dans le tableau 6.4 et les gains de performance par module affichés dans le tableau ci-après.

Module	Bucket SFC %	Fuel Burn % 500nm	Module	Bucket SFC %	Fuel Burn % 500Nm
<b>Fan</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>Nouveau Fan de conception Snecma</li> <li>Nouveau Booster</li> <li>Dual schedule VBV</li> </ul>	2,6 %	2,9%	<b>Turbines interface</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>Nouveau flowpath</li> <li>Reduction du Mach</li> <li>Aero matching</li> </ul>	1,5%	1,5%
<b>HP Compresseur</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>Modification aube st 1</li> <li>Thermal match -orbiting</li> <li>Operating line</li> <li>Trench liners</li> <li>Dual schedule VSV</li> <li>Contrôle de jeux actif (RACC)</li> </ul>	1,2 %	2,8%	<b>LP Turbine</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>Nouveau flowpath et aero</li> <li>4,5 étage</li> <li>Reduction débit refroidis</li> <li>Overlap platform</li> <li>Active clearance control</li> <li>Amélioration labys</li> <li>Carter échappement bras redresseurs</li> </ul>	2,3%	2,8%
<b>HP Turbine</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>Nouveau flow path et aero</li> <li>N4 blades</li> <li>Reduction débit refroidis</li> <li>Contrôle de jeu optimisé</li> <li>Amélioration inducer</li> </ul>	3,4 %	4,5%	<b>Ralenti</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>Régime réduit taxi et descente</li> </ul>		2,5%
			<b>TOTAL</b>	<b>11%</b>	<b>17%</b>
<b>CFM56-5 Réduction de la consommation VS CFM56-2C</b>					

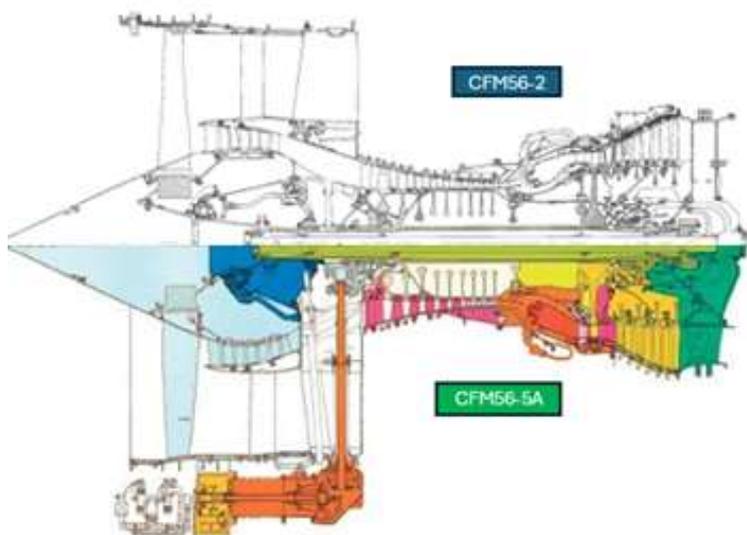
Modification du CFM56-5 et gain de performances vs le CFM56-2C

#### Notes

(1) Dans la compétition sur les performances, l'architecture mono étage de la turbine HP sera fortement critiquée par la compétition comme une forte pénalité au niveau consommation carburant par comparaison avec l'architecture bi étages. La réponse CFM auprès des compagnies prospectées justifiait le choix de la turbine mono étage par une économie pour l'utilisateur du moteur chiffrée à 16 000 \$ (1984) par an et par avion qui s'expliquait par un gain de masse (160 lb, 72 kg), une réduction des débits de refroidissement turbine HP, une économie sur les coûts de maintenance et ce malgré un déficit de rendement turbine HP de 1.5 point.

(2) Le moyeu du carter d'échappement à bras redresseurs est une superbe pièce de fonderie. Lors de l'inspection de la première pièce de fonderie chez PCC, le responsable du BE m'appelle des USA pour me dire que les profils des bras sont inversés et donc le carter ne peut être utilisé sur le moteur (pb de convention mal comprise dans les plans).

Après une phase de déprime il faut reprendre ses esprits et grâce à Catia et à l'effort de tous, plans, outillages de fonderie, instrumentation montage moteur... ont été réalisés sans impact sur les délais de livraison du premier moteur.



Comparaison CFM56-5 et CFM56-2C



CFM56-5

Dès la signature de l'accord avec Airbus Industrie, un plateau technique Airbus et CFM est créé dans l'enceinte de l'ancienne aérogare de Toulouse-Blagnac pour finaliser les définitions avion, moteur et nacelle ainsi que leurs interfaces respectives.

Après une campagne auprès des compagnies aériennes, en mai 1985 Airbus Industrie et CFM lancent simultanément les programmes de certification de l'avion A320 et du moteur CFM56-5. Le CFM56-5 " amélioré " équipera finalement l'A320 en première monte.



Inverseur Hispano sur A320

L'inverseur est confié à Hispano - Suiza, et Airbus Industrie choisit une architecture nouvelle : un inverseur de poussée à portes.

## Essais moteurs

Le développement s'est globalement bien passé, avec une bonne expérience de la régulation électronique pleine autorité. Sans oublier quelques divergences de vue Airbus/Snecma sur les performances moteurs déduites des essais en vol A320.



Compte tenu des engagements ambitieux du niveau de ces performances pris vis-à-vis d'Airbus ; une très forte attention a été portée aux performances et à la consommation de carburant en traquant les rendements des composants, les consommations de jeux en fonctionnement, les débits de ventilation internes au moteur, l'efficacité des réglages de jeux en fonctionnement..., sans oublier les ralentis compris car ils représentent 10 à 15% de la consommation pour un vol de 1 000 km (940 km). Un soin particulier a été apporté à vérifier le réglage des régimes de ralenti sol et vol vis-à-vis de l'opérabilité du moteur.

## Certification et entrée en service : quelques péripéties.

Suite à quelques problèmes de pollution de capteurs dans le boîtier " Engine Control Unit " (ordinateur + capteurs pour la régulation électronique) pouvant conduire à des dysfonctionnements moteur, Airbus avait exigé, lors des essais en vol A320, que chaque boîtier ECU livré à Toulouse soit testé sur le banc volant CFM B707 à Mojave (Californie) avant installation sur A320. Il s'en est suivi une course contre la montre, le boîtier ECU une fois testé partait sur un vol Air France Los Angeles - Paris puis était récupéré à Paris par un représentant CFM qui le mettait dans un vol Paris - Toulouse. Les essais en vol CFM56-5 sur A320 se sont déroulés sans problèmes majeurs.

Lors du vol inaugural de la flotte A320 Northwest Airlines, l'avion étant rempli avec les invités a quitté l'aire de stationnement pour un vol Detroit Minneapolis, sur une accélération des moteurs, celui qui fournissait l'air nécessaire au conditionnement cabine a dysfonctionné (pompage) et a dû être coupé. Il n'y a pas eu de vol inaugural.

Les vérifications postérieures à l'incident ont mis en évidence un problème au niveau des conditions de prélèvement d'air avion (fonctionnement vanne/ régime moteur de mise en œuvre). Le problème sera résolu par la modification des lois de contrôle du prélèvement d'air pour l'avion.

En janvier 1989, un A320 avec des passagers à bord s'écrase à Mulhouse-Habsheim lors d'un vol de démonstration durant un meeting aérien. Le pilote déclare qu'il a accéléré mais que le moteur n'a pas répondu, mettant en cause les commandes de vol électriques de l'avion et la réponse du moteur. Une période difficile pour un nouvel avion innovant face aux médias et aux enquêtes et investigations des Autorités. L'enquête montrera que le comportement de l'avion et du moteur étaient conformes à la certification. Elle conclura que la demande pilote d'accélération s'était faite avec un avion " trop bas, trop lent, et trop tard ".

## Dates clés CFM56-5A :

Lancement formel du programme en mai 1985.

- Janvier 1986 Premier essai moteur, moins d'un an après le lancement.
- 27 Août 1987 Certification moteur après 5000 heures d'essais.
- Certification avion : avril 1988.
- 18 Avril 1988 : Entrée en service (EIS) de l'avion Air France A320-210 équipé du CFM56-5A1.
- Avril 1988 : 3900 commandes moteurs de la part de 100 compagnies aériennes.

Le -5A a été le premier moteur de la famille certifié avec une régulation électronique pleine autorité. L'accroissement de masse de l'avion, associé à des exigences clients de décollage temps chauds et / ou en altitude nécessiteront de certifier ultérieurement le moteur à 26 500 lb (CFM56-5A3) combiné avec une réduction de la consommation carburant de 2%.

## Airbus Industrie complète sa gamme : avion long rayon d'action gros porteur

Boeing seul sur le marché des longs courriers après l'arrêt de production du Lockheed L-1011 Tristar en 1984 et du Douglas DC-10 en 1989 choisit de développer sa nouvelle gamme avec des avions bi moteur. La fiabilité atteinte par les turbofans et le développement du règlement ETOPS " 90 minutes " accordé pour la première fois en 1984 le permettaient.

Après le succès du programme A320, Airbus considère qu'il est indispensable de compléter sa gamme avion avec un modèle long-courrier gros porteur, dans un marché qui repart après la crise économique, et avec la déréglementation.

Airbus Industrie décide alors de lancer un avion bi moteurs long courrier bi couloir. Aucun moteur n'est capable de fournir la poussée nécessaire réclamée par les spécifications de rayon d'action et de charge marchande, aucun motoriste n'est prêt à développer un tel moteur.

En conséquence Airbus Industrie choisit alors de développer deux avions ayant même fuselage et même voilure, l'un en version bi moteur A330 (12 600 km - 253 à 440 pax) et l'autre en version quadri moteur A340 (15 000 km - 239 à 440 pax).



Comparaison configuration bi moteur et quadri moteur

Pour l'A340 Airbus Industrie cherche un moteur de poussée au-delà de 30 000 lb, poussée hors de portée du CFM56 5 développé pour l'A320 et limité à une poussée de 27 000 lb. CFM propose alors un moteur capable de délivrer une poussée de 28 600 lb, et fin 1986, Airbus Industrie signe avec CFM un MoU (Memorandum Of Understanding) sur cette base pour un avion baptisé A340 capable de 7 000 Nm (13 000 km) avec 260 passagers.

IAE propose alors une architecture moteur innovante, le " Superfan " dans le calendrier souhaité par Airbus. Ce moteur est principalement constitué par :

- une nouvelle soufflante de très grand diamètre (2,72 m - 107 in), dotée de 18 pales creuses en titane et à pas variable entraînées par un réducteur de vitesse de 35 MW monté sur l'arbre BP,
- le corps HP du V2500.

La poussée annoncée est de 30 à 35 000 lb, la réduction de consommation de 15 à 17% comparée au moteur V2500 grâce à un taux de dilution de 17,5, C'est une proposition très séduisante.

Neuf compagnies aériennes vont signer des engagements d'achat pour 104 avions. CFM s'éloigne de cette surenchère qui, dans l'état de nos connaissances, nous paraissait peu crédible en regard des technologies maîtrisées à cette époque. Des responsables " Fleet planning " de compagnies aériennes bien connues venaient nous demander un avis technique et industriel.

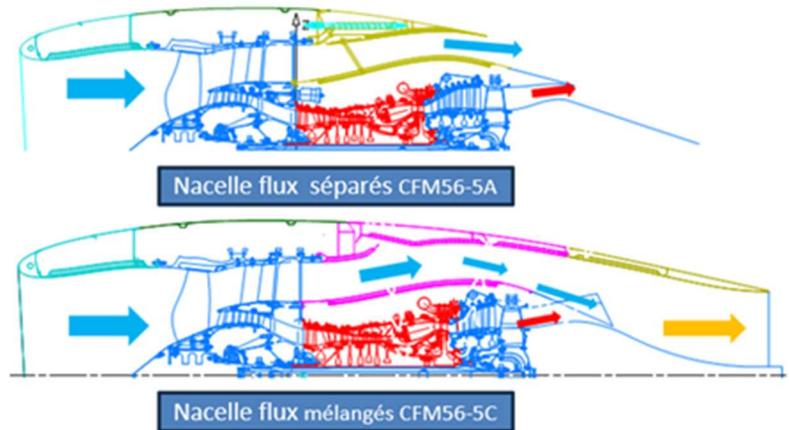
Les technologies nécessaires à cette architecture ambitieuse à cette époque, sont très loin d'être matures et en avril 1987 IAE retire sa proposition.

Airbus Industrie demande alors à CFM une proposition pour un moteur de 30 000 lb de poussée avec la nacelle associée. La demande en poussée évoluera jusqu'à 32 500 lb et les bonnes performances du moteur en développement permettront de le certifier à 34 000 lb.

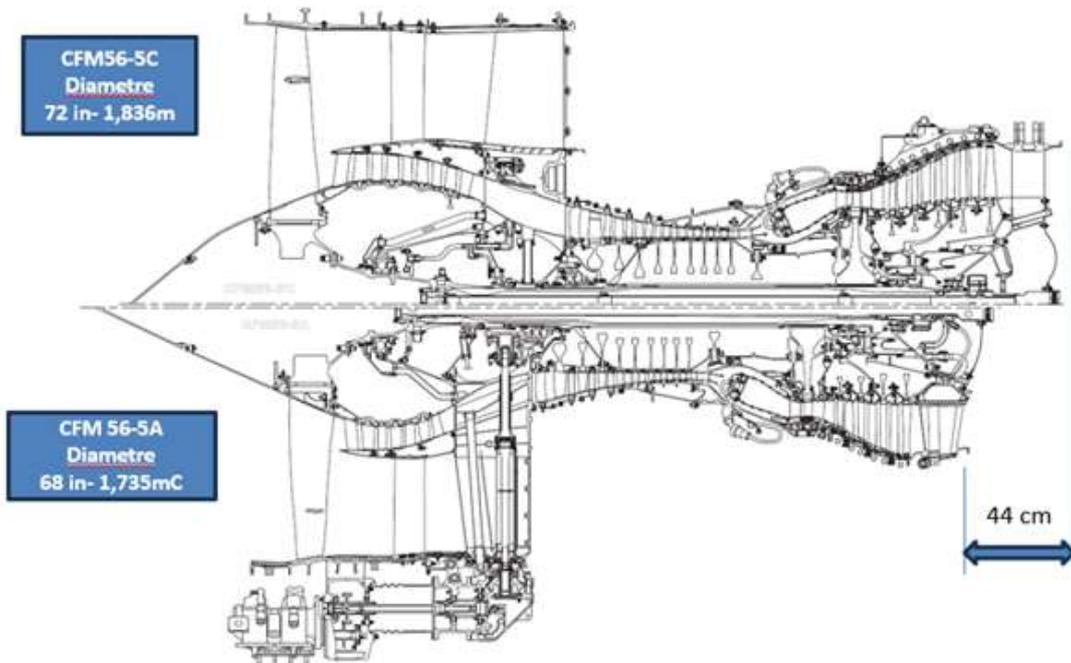
La nacelle retenue est une nacelle longue au sein de laquelle flux fan et le flux chaud se mélangent avant l'éjection par la tuyère. Cette configuration permettait de disposer d'un peu plus de poussée en montée pour atteindre le plus vite possible le niveau de croisière, de réduire la consommation de 1 à 2% en croisière, et de réduire le bruit moteur (bruit de jet et le bruit fan aval).

C'est le premier moteur pour lequel CFM avait la maîtrise d'œuvre de la nacelle, responsabilité traditionnellement gardée par l'avionneur. La nacelle sera développée par Rohr mais Hispano aura la responsabilité de l'inverseur.

Fin 1987 les deux programmes sont lancés : l'avion A340 et le CFM56 5C.



Comparaison Nacelle courte CFM56-5A et Nacelle à flux mélangés CFM56-5C



Comparaison moteur CFM56-5C vs CFM56-5A

**Les principales caractéristiques du moteur CFM56-5C sont :**

- une nouvelle soufflante de plus grand diamètre 72" (1.84 m) au lieu des 68" (1.74 m) du CFM56-2C, avec une capacité de débit d'air augmenté (réserve de développement),
- un compresseur basse pression (booster) de 4 étages au lieu de 3 pour augmenter le taux de compression moteur,

- un corps HP amélioré en particulier au niveau des parties chaudes qui devront supporter des températures plus élevées (+ 100 °C entrée turbine),
- une nouvelle turbine BP 5 étages au lieu de 4 avec introduction de matériaux capable de température plus élevées,
- une régulation moteur électronique de deuxième génération (FADEC II),
- une nacelle à flux mélangés de responsabilité CFM.

Le moteur CFM56-5C a été certifié initialement à 31 200 lb et 32 500 lb. L'entrée en service se fera à 32 500 lb. Rapidement il apparaîtra le besoin d'un avion à plus grand rayon d'action nécessitant une augmentation de poussée de 4% soit une poussée de 34 000 lb. Ce qui sera possible compte tenu du bon comportement du moteur en service. La limite EGT (température des gaz mesurée en exploitation au niveau de la turbine BP et indiquée au cockpit) passant de 950 à 975°C.



Date	8/1986	2/1987	4/1987	4Q /1987
	5S2	5S3	5C1	5C2 5C3
Poussée en lbs	28000	30000	30600	31200/32500
Diamètre fan inch	68	68	68	72
Cs vs 5A1	-1%	-4%	-5%	-5%
	Throttle push du 5A1 Mixed flow nacelle	Idem+ nouveau fan et 4 etages booster	idem +modif core HP + 5etages LPT	Idem +augmentation du diamètre fan

Evolution de la définition du moteur CFM56-5C

#### Principales dates clés du programme CFM56-5C :

- Lancement du programme : 4<sup>ème</sup> trimestre 1987,
- Décembre 1989 : première rotation du moteur,
- Décembre 1991 : certification du CFM56-5C2 / -5C3 à 32 500 lb,
- Octobre 1994 : certification du CFM56-5C4 à 34 000 lb,
- Février 1993 : entrée en service de l'A340 chez Lufthansa,
- Novembre 2011 : Airbus arrête la production de la famille, A340, les modèles -100 et -200 motorisés par CFM n'étaient déjà plus produits depuis 2008.

L'A340 a volé pour la première fois en avril 1992. En 1993, il établit un record du monde de vol non-stop pour un avion de ligne en reliant Paris à Auckland (Nouvelle Zélande) : un record de distance avec un vol de 19 014,31 km et un record de vitesse avec une moyenne de 789,86 km/h pulvérisant le record de 1989 du Boeing 747-400 qui avait parcouru 13 320 km en 15 heures et 22 minutes,

Après 18 années de production, Airbus annonça, le jeudi 10 novembre 2011, qu'il abandonnait la production de son quadriréacteur long-courrier A340, qui n'a jamais réussi à s'imposer face à son rival américain, le biréacteur B777 de Boeing.

Comme a dit un représentant d'un des deux avionneurs... avec la fiabilité des moteurs aujourd'hui : " on n'utilise pas un quadri quand on peut aller quelque part avec un bi ". Le prix à payer pour une capacité de rayon d'action accru est de l'ordre de 8 % de consommation pour la mission moyenne.

### Expérience en essais en vol

#### Distorsion de températures du carter corps HP déformation carters

Durant nos essais en vol, le moteur se dégrade d'une façon surprenante et l'analyse montre une usure considérable et rapide des aubes mobiles du corps HP essentiellement celles de la turbine haute pression. Nous finirons par associer le problème à une mauvaise ventilation du compartiment corps HP au sein de la nacelle ne permettant pas une bonne évacuation de l'air chaud autour du moteur, particulièrement à l'arrêt.

L'hétérogénéité des températures des carters du corps HP déformait ceux-ci " en banane ". Au redémarrage, les aubes en rotation à 15 000 tr/mn s'usaient fortement par frottement sur le carter, conduisant à des pertes de rendement de la turbine HP de plus de 5 points.

La température du moteur était plus élevée que celle sur les moteurs précédents et la ventilation du compartiment corps HP avait été modifiée en s'écartant de notre expérience passée (nacelles courtes et nacelle longue Caravelle, YC-15) Dans la configuration CFM-5C, l'air chaud était évacué en partie basse de la nacelle à la place d'une évacuation axiale symétrique. La solution fut de revenir à une ventilation axiale...avec un rétrofit coûteux des nacelles déjà produits, confié à Hispano.

#### **Performance Airbus A340 :**

Les premiers essais en vol à Toulouse montrent un déficit de performance au niveau avion de 7% par rapport à la prévision dont un déficit de 3% de performance avion expliquée par rapport à l'A330. CFM lancera la fabrication de 4 moteurs particulièrement soignés, les " golden engines " afin d'obtenir la meilleure performance possible. Nous récupérerons 1.5% de performance, le problème était principalement coté avion.



Airbus A340

Un comportement inhabituel de la limite de flottement en bout d'aile, conduira Airbus à mettre en évidence un phénomène de décollement local au niveau du raccordement du pylône supportant le moteur externe avec l'aile. Airbus traita le problème en introduisant un carénage, " le plastron ", au niveau du raccordement interne pylône voilure.

L'écart entre A330 et A340 n'a, à ma connaissance, jamais complètement été expliqué mais l'avion pu être capable de satisfaire sa mission la plus longue avec l'aide d'un petit réservoir supplémentaire. Ni les essais soufflerie, ni les calculs n'avaient mis en évidence ce décollement local. On peut imaginer que le déchet de performance non compris est associé au moins en partie à une interférence du champ aérodynamique du pylône et du système propulsif avec celui de l'aile plus importante que celle identifiée et corrigée par " le plastron ".

#### *Le CFM56-5B*

Quand Airbus Industrie démarre le processus de développement d'une version A320 vers une plus grande capacité passant de 150 à 178 pax et une augmentation de la masse avion au décollage de 77 à 93 tonnes, il est apparu rapidement que ni le CFM56-5A ni le CFM56-5C n'étaient adaptés aux spécifications de l'A321-100. Le CFM56-5A ne pouvait délivrer la poussée nécessaire de 30 000 lb et la masse du CFM56-5C était jugée excessive.

Alors CFM va proposer le CFM56-5B avec une contrainte, celle de respecter les interfaces avion - moteur avec l'avion A320 existant afin de conserver l'interchangeabilité. Les modifications vont porter essentiellement sur les modules basse pression du -5A :

- nouvelle soufflante à nageoires toujours de diamètre 68 in avec capacité en débit un taux de compression augmenté,
- nouveau compresseur basse pression (booster) qui passe à 4 étages pour augmenter le débit primaire et le taux de compression,
- le corps Haute Pression est commun avec celui du CFM56-5C,
- nouvelle turbine Basse Pression modifiée du fait du niveau de température et de sa puissance augmentée. Elle deviendra commune avec le CFM 56-5A3 (26 500 lb).

Le CFM56-5B est devenu le moteur de prédilection de la famille A320 ceo, puisqu'il a été sélectionné pour équiper près de 60 % des avions commandés. Aujourd'hui, c'est le seul moteur qui peut équiper tous les modèles de la famille A320 ceo avec une seule nomenclature.

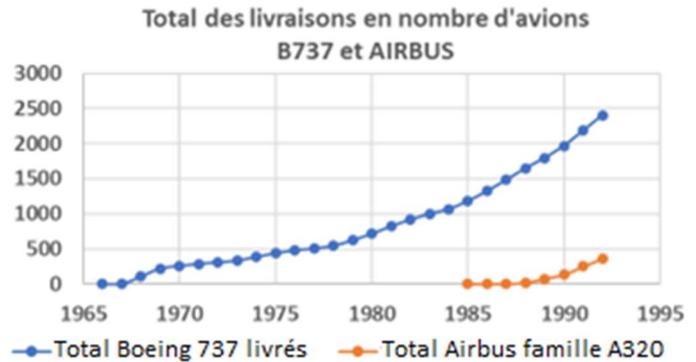
Comme le montre le graphique ci-après, l'A320 arrivé sur le marché avec vingt ans de retard sur le Boeing 737 a fini par combler ce retard et rattraper son concurrent.

Merci qui ?

Merci CFM56 !

## Dates clés du Programme :

- Lancement 1er trimestre 1990
- Première rotation : octobre 1991
- Certification du CFM56 5B2 à 31 000 lb : mai 1993
- Entrée en service 1993



## Les CFM56-5B/P et CFM56-5B3

CFM poursuivra les développements du -5B comme pour le -7B, pour répondre aux demandes des clients sous forme de 3 axes développés en 1996, 2007 et enfin 2011.

- augmentation de la poussée jusqu'à 33 000 lb,
- réduction de la consommation - 3.5%,
- augmentation de la durée de vie sous l'aile (plus de marge de détérioration) et amélioration de la tenue des pièces critiques en endurance (principalement les parties chaudes) afin de réduire les coûts de maintenance.

Ces avantages sont obtenus grâce aux améliorations apportées au compresseur haute pression, à la chambre de combustion et aux deux turbines, haute et basse pression.

En 2008 et 2011 la priorité a été donnée aux coûts de maintenance avec comme résultats une réduction de 5 à 15% en fonction de la poussée.



CFM56-5A vs -5B

Dans les années 2008 - 2009 CFM proposera aux clients des avions des A320 et B737 un programme supplémentaire d'améliorations déjà introduites sur l'ensemble de la production disponible sous forme de Kit pour rétrofit.

Ce kit était utilisable par plus de 7 250 moteurs CFM56-5B et CFM56-7B ayant été livrés avant l'introduction des améliorations en production en 2007. En 2008, environ 80 % des commandes de pièces détachées pour les moteurs CFM56-5B et -7B concernaient le matériel de retrofit.

## En résumé

CFM a répondu aux attentes des clients de la famille Airbus A320 en développant et introduisant en production, soit en première monte soit sous forme de kit de rétrofit, les technologies permettant :

- de réduire la consommation du CFM56-5 de 4.5%,
- de fournir un accroissement de poussée de 32%,
- de suivre l'évolution des nouvelles normes émises par le Comité de protection de l'environnement en aviation (CAEP /6) de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) entrées en vigueur au début de l'année 2008,
- de réduire les coûts de maintenance dans une proportion de 5 à 15% en fonction de la poussée du moteur.

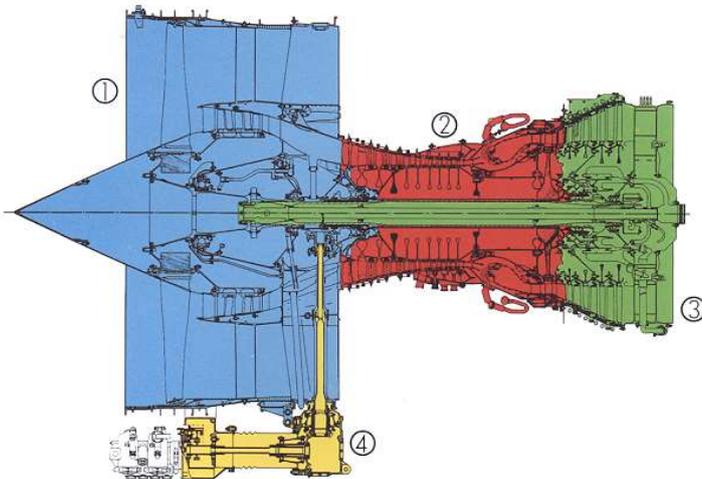
Ces avantages ont été obtenus par les performances des soufflantes développées par Safran et les améliorations successives apportées au compresseur haute pression, à la chambre de combustion et aux deux turbines, haute et basse pression.

	CFM56-2C	CFM56-3	CFM56-7B	CFM56-5BP
Poussée au décollage (daN)	9786	10453	12144	14234
Taux de dilution	6	5	5,5	6
Rapport de pression OPR	32	31	33	35
Température entrée turbine T <sub>41</sub> (K)	1550	1640	1665	1630
Consommation spécifique (kg/daN.h)	0,684	0,669	0,614	0,601
Diamètre du fan (mm)	1735	1524	1549	1735
Masse du moteur (kg)	2102	1966	2386	2455
Rapport poussée/poids	4,75	5,42	5,15	5,91

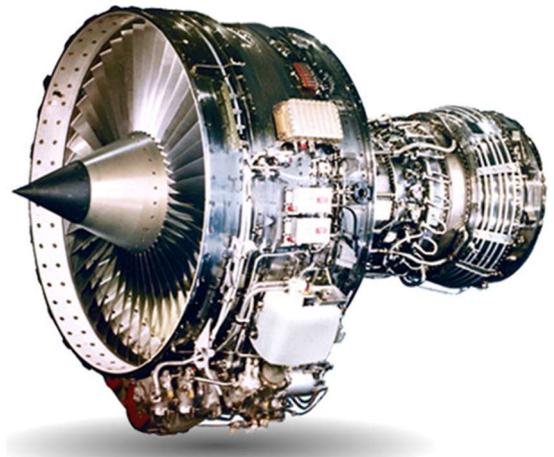
Principales caractéristiques des moteurs de la famille CFM56

## Le CFM56-2

Taré à la poussée de 106 kN (24 000 lb) de poussée pour une masse de 2 150 kg environ, le premier moteur CFM56-2, mis au banc en juin 1974, est certifié en novembre 1979 après un programme de développement de cinq ans, au cours duquel le turboréacteur subi les essais les plus rigoureux qui soient. Son premier vol se déroule sur le prototype du quadrimoteur Mc-Donnell Douglas YC-15 en février 1977 puis, le mois suivant, sur la Caravelle banc d'essais (n° 193). Son entrée en service commercial a eu lieu en 1982 sur les Douglas DC-8 super 70.



CFM 56-2 Conception modulaire (1981) surnommé " le père "  
(© Safran Aircraft Engines)

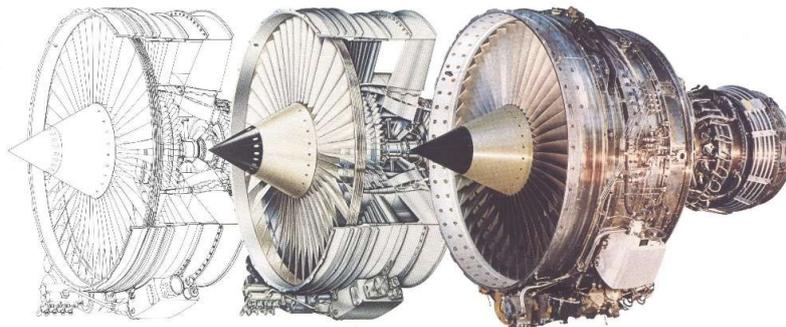


CFM 56-2 C  
(© Safran Aircraft Engines)

L'architecture du moteur à fort taux de dilution est du type double corps : le corps haute pression comprenant un compresseur à neuf étages et une turbine haute pression à un seul étage, le corps basse pression une soufflante mono étage de 1,735 m (68,3 pouces) de diamètre, un compresseur à trois étages et une turbine à quatre étages. La chambre de combustion du CFM56 est équipée d'un dispositif qui ajuste le débit du carburant en fonction de la vitesse de rotation du corps haute pression. Quatre injecteurs de carburant " enriched nozzles " situés de part et d'autre des deux bougies d'allumage débitent, au régime du ralenti et pendant la phase d'alunage au sol ou de rallumage en vol un débit supérieur aux seize autres. Cette fonctionnalité facilite l'allumage au sol et d'éventuels rallumages en vol apportant une meilleure marge au risque d'extinction pauvre au ralenti sol et vol.

Le tiret -2 comprend deux cadres structuraux supportant seulement cinq paliers, dont un palier inter-arbre (palier # 4). Grâce à cette architecture, le moteur est particulièrement léger et compact, avec une longueur totale de 2,43 m. La chaîne cinématique et les équipements sont placés en partie basse à l'extérieur du carter de soufflante permettant une excellente accessibilité.

Avec un rapport poussée / masse ~ 6, le moteur CFM56-2 offre une consommation de carburant réduite de 20 à 25% de moins que le moteur JT8-D de Pratt & Whitney. Ayant équipé les Boeing B727, B737-100 et -200, Douglas DC-9, Sud-Aviation Caravelle X et XII et le Dassault Mercure 100, le JT8-D qui couvre une gamme de poussée de 62 à 93 kN (14 000 à 21 000 lb) a été construit à 14 660 exemplaires, en six versions, depuis son origine en 1964.



CFM56-2 (© Safran Aircraft Engines)

En service dans l'USAF, une grande partie des CFM56-2 avionnés il y a plus de 20 ans sous les ailes des ravitailleurs KC-135A n'ont pas été déposés depuis première installation !

Le moteur possède deux particularités : celle d'avoir été calculé pour fonctionner au moins 30 000 heures entre deux retours en atelier période pendant laquelle il parcourra au moins 20 000 000 km, soit 500 fois le tour de la terre et celle d'être le seul moteur civil certifié sans anomalie de fonctionnement, en accélération et en réduction, à 45 000 ft (13 716 m) (KC-135R).

Produit pendant onze ans à 2684 exemplaires, le CFM56-2 comporte trois versions : le CFM56-2A (193 exemplaires, entre 1979 et 1989), le CFM56-2-B1 (1966 exemplaires, entre 1982 et 1990), le 2-C (modèle commercial) en 525 exemplaires, entre 1984 et 1988.

## Applications

Deux types de quadriréacteurs sont remotorisés à partir de 1979 et 1980.

En fin mars 1979, le CFM56-2 trouve sa première application en remotorisant une flotte de 110 Mc-Donnell Douglas DC-8 de la série 60 appartenant aux compagnies aériennes américaines : United Airlines avec 29 appareils suivie de Delta Airlines et Flying Tigers (qui fait partie aujourd'hui de FedEx).

Quelques mois plus tard, en janvier 1980, c'est l'US Air Force qui décide de remotoriser avec des CFM56-2B une partie de ses ravitailleurs (470 avions) Boeing KC-135 Stratotanker suivie par la Royal Saudi Air Force, l'Armée de l'Air française et la RAF pour 18 Boeing AWACS E-3A, E-3F et E-3D " Sentry ", 7 Ravitailleurs en vol KE-3A, l'US Navy 16 E-6 " Mercury " TACAMO II, puis, à la suite du programme de remotorisation de KC-135, les versions dérivées RC-135S " Cobra Ball ", RC-135U " Combat Sent " et RC-135V/W " Rivet Joint ".

**Douglas DC 8-70 " Super Seventy "**. Vers la fin des années 1970, il reste 500 exemplaires de quadriréacteurs Douglas DC-8 sur les 558 produits, la version potentiellement remotorisable étant la série -60 allongée dénommée " Super Sixty " et produite à 243 unités. Propulsées initialement par quatre Pratt & Whitney JT3-D3, des réacteurs double flux à faible taux de dilution qui rendent l'avion très bruyant, ces versions emportent une cinquantaine de passagers en plus que le Boeing 707.

Le programme de remotorisation qui portera sur 110 appareils soit un total de 525 moteurs (en comptabilisant les moteurs de rechange) concerne les versions -61, -62, -63 en configuration fret et passagers. Le DC 8-61 est une version allongée de 11 mètres, c'est un moyen-courrier de grande capacité. Le -62 est une version allongée de seulement 2 mètres, adaptée pour augmenter la distance franchissable. Le -63 fait la synthèse entre le -61 et le -62. Après remotorisation, ils deviennent respectivement les -71, -72 et -73, ou " Super Seventy ".

Pour recevoir le CFM56-2, les DC 8-62 et -63 ne nécessitent que l'installation de nouveaux pylônes. Dans le cas du DC 8-71, il faut remplacer le bord d'attaque des ailes afin d'utiliser des pylônes ne débordant plus sur l'extrados.

Remotorisée par des CFM56-2, la série -70 est plus silencieuse et moins gourmande en carburant. Mis à part l'amélioration des équipements de bord, cette nouvelle version bénéficie de quatre inverseurs de poussée conçus et fabriqués par la société Hispano-Suiza, les DC-8 n'étant pas équipés d'aérofreins. Ces changements apportent à l'avion : une réduction du bruit de 70% au décollage, une course au décollage diminuée de 15%, et des économies de carburant de l'ordre d'une tonne par millier de kilomètres parcourus.



Douglas DC 8-71 United Airlines motorisé par quatre CFM56-2C (© DR). A noter les nacelles à flux séparés. Au moment de leur remotorisation, la plupart des appareils comptabilisaient entre 35 000 et 40 000 heures de vol (soit une estimation d'une vingtaine d'années d'exploitation), leur durée de vie étant d'environ 100 000 heures de vol.

Réalisant une contre-poussée d'environ 18% de la poussée nominale du moteur, les inverseurs sont utilisables au sol, pour diminuer la distance d'arrêt à l'atterrissage, et en vol - sur les deux moteurs internes - pour réduire la vitesse de l'avion, en phase d'approche ou en descente d'urgence suite à un incident. Pesant chacun 626 kg, il se déploie en deux secondes et s'escamote en quatre secondes. Le principe de la contre-poussée est basé

sur la déflexion vers l'avant du flux secondaire. Le niveau de contre-poussée ainsi obtenu dépend alors du débit du flux secondaire, de la vitesse d'éjection et de l'angle de déviation du jet vers l'avant.

Toutes ces modifications entraînent une nouvelle certification du quadrimoteur obtenue par la société CAMACORP (1) en avril 1982 ! Dix-neuf compagnies choisiront l'option DC-8-70, aussi bien comme transport de fret que de passagers. Bien que la capacité en passagers soit la même, les CFM56-2 permettent non seulement de respecter les nouvelles normes de bruits, mais aussi d'allonger l'autonomie des quadrimoteurs, avec pour le DC-8-71 (ex -61) passant de 11 506 à 14 146 km, le DC-8-73 (ex -63) de 12 391 à 14 612 km et le DC-72 (ex -62) de 13 680 km à 15 996 km.

**Fiabilité.** Après un an d'exploitation commerciale, la fiabilité des CFM56-2C, en service sur les DC8-70, atteint un niveau jamais approché lors de la mise en exploitation d'un nouveau turboréacteur. La moyenne, sur trois mois, du taux de dépose pour 1 000 heures de vol moteur ne dépasse pas 0,12 et la proportion de vols assurés sans délai ni annulation, causé par le moteur atteint 99,93 %, soit plus de 1 600 décollages sans retard de plus de 15 mn, provoqué par le moteur.

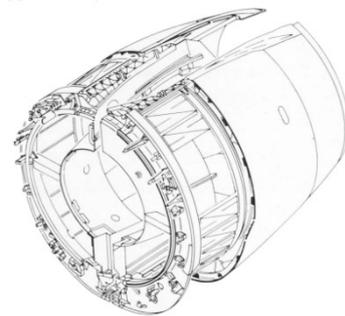
Peu après la mise en service commerciale, un problème majeur survient : la surchauffe des moteurs due à l'absorption de poussière de sable présente sur certains aéroports. Le problème est résolu en modifiant le circuit de refroidissement des aubes et des parois de la chambre de combustion et en incorporant un séparateur de particules. Les CFM56 de toutes les familles font l'objet, proposées par CFMI, d'améliorations constantes appliquées, à l'initiative des opérateurs, à l'occasion des passages en atelier via le processus Service Bulletins dans le but d'augmenter la durée de vie sous l'aile et ou de minimiser les coûts d'exploitation.

**Record.** En mai 1987, le plus ancien des moteurs, un CFM56-2C monté sur un DC-8 Super 70 de United Airlines entre en révision après avoir fonctionné, sans dépose depuis sa mise en service il y a 4 ans 11 mois et 2 jours, totalise 13 058 heures et 6 046 cycles.

Seuls trois quadrimoteurs Douglas DC-8 militaires de la série 60 seront remotorisés : tous appartenant à l'armée de l'Air française.



Douglas DC-8 s/n 46013 immatriculé F-RAFG -  
Escadron de transport ET 3/60 " Estérel " (© Armée de l'air)



Inverseur de poussée à grilles  
(© Safran Aircraft Engines)

Achetés en seconde main, en 1975, à la compagnie Finlandaise Finnair ils sont du type 62 CF (cargos convertibles) sont affectés à l'Escadron de transport ET 3/60 " Estérel ". Immatriculé F-RAFG, le s/n 46013 est le premier est affecté, en août 1982, à l'Escadron de transport ET 3/60 " Estérel ". Le second, le F-RAFD s/n 46043, qui arrive en 1983 à l'Escadron Électronique EE 51 " Aubrac " (2001 - 2004) est complètement modifié en 1999 pour des missions d'écoute électronique dans le cadre du programme " Sarigue 2 " (Système Aéroporté de Recueil d'Informations de Guerre Électronique). Il ne connaît pourtant qu'une brève carrière opérationnelle puisqu'il est réformé en 2004. Le cot de maintien d'une telle capacité en France est jugé beaucoup trop élevé. Il a été ferrailé sur la base de Châteaudun. La même année, les F-RAFF s/n 46130 et F-RAFR s/n 46013, qui avaient qui avait été pris en compte en avril 1984 sont rendu à la vie civile.

Après avoir fait les beaux jours des compagnies aériennes dans les années 1980 et 1990, tant dans le transport de passagers que du fret quelques exemplaires volaient encore en 2019. En mai 2020, les CFM56-2C avaient accumulé 16 348 980 d'heures de vols en 6 927 353 cycles !

Au total, 525 exemplaires du CFM56-2C ont été construits pour équiper les 110 avions qui ont accumulé 16 348 980 heures de vols en 6 928 000 cycles.



Après 54 ans d'utilisation, le Douglas DC-8 appartenant à la Nasa (National Aeronautics and Space Administration) a été retiré du service en janvier 2023. Livré à la compagnie aérienne Alitalia en 1969, l'appareil a volé ensuite avec Braniff de 1979 à 1986. Après remotorisation il devient un DC-8-72. Acquis par la Nasa partir de février 1986, sous l'immatriculation N817NA, il sert de

laboratoire scientifique volant pour des expériences scientifiques. (© DR)

### Les avions ravitailleurs et de détection aéroportée Boeing.

Depuis 1982, 470 quadriréacteurs militaires Boeing de la famille KC-135 appartenant à l'US Air Force (dont les onze C-135 F français) ont été remotorisés avec des CFM56-2B.

Désigné F-108 dans la nomenclature américaine, le CFM 56-2B équipe les avions ravitailleurs Boeing KC-135 "Stratotanker", C-135 FR français, suivie, quelque temps plus tard, de 41 avions de surveillance électronique puis par les Boeing E-3 A/D/F "Sentry" équipés d'un rotodôme abritant une antenne radar rotative (six tours par minute) / ravitailleurs KE-3/ avion de communications gouvernementales E-6 "Mercury" TACAMO II, versions dérivées du KC-135 : RC-135 S "Cobra Ball", RC-135 U "Combat Sent" et RC-135 V/W "Rivet Joint" E-6 "Mercury" et RC-135 R (pour re-engined).

Des 62 Boeing E-3 "Sentry" construits entre 1975 et 1991, 16 sont propulsés par des CFM56-2 : les cinq E-3A Saoudiens, les sept E-3D anglais et les quatre E-3F français.



Boeing C-135 FR "Stratotanker" (© Armée de l'air)



Boeing RC-135 U "Rivet Joint" (© US Air Force)

Au niveau de l'Armée de l'air française deux quadriréacteurs sont propulsés par des CFM56-2 : les onze C-135 FR, une version francisée permettant à la fois de ravitailler les biréacteurs Mirage IVA/P ou tous autres et avions de combat et d'effectuer des transports de charges lourdes et les quatre E-3F "Sentry" de détection et de contrôle aéroporté.

Livrés en 1964, les C-135 F ont été remotorisés avec quatre CFM56-2B1 entre 1985 et 1988. Volant intensivement, pour une plateforme militaire, chaque avion cumulant annuellement 800 heures de vol, les quadriréacteurs ont participé à une quinzaine d'opérations extérieures (Opex), en Afrique, en Europe et au Moyen-Orient. L'appareil qui a totalisé le plus d'heures de vol est le C-135FR n°63-8475 codé 93-CF (Charlie-Fox) : 36 500 heures de vol et 20 300 atterrissages depuis sa livraison en juin 1964.

Après un demi-siècle d'activité opérationnelle, ils ont été retirés du service en décembre 2023. En cinq décennies d'activité, la flotte française a totalisé 391 000 heures de vol.

Mis en service en 1992, les quatre Boeing E-3F "Sentry" 36<sup>ème</sup> escadron de détection et de contrôle aéroporté (EDCA) "Nivernais" ont accumulé 13 000 heures de vol en opérations extérieures, dont 2 400 au Kosovo (1999), 2 500 en Lybie (2011) et 600 au Mali en 2013. Les quatre E-3F devraient rester en service opérationnel jusqu'à l'horizon 2035 - 2040.

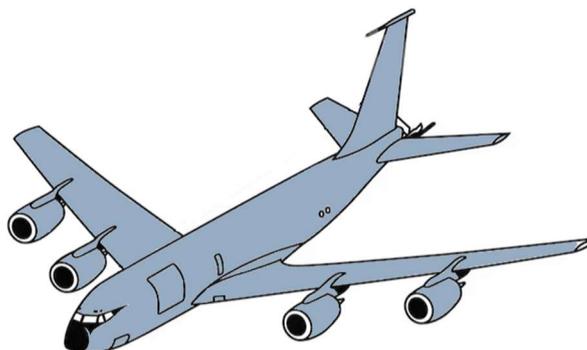
L'amélioration des performances est considérable. Le nouveau réacteur réduit la consommation globale de 27 %, pollue beaucoup moins et son niveau sonore est incomparablement plus bas (de 126 à 99 dB soit environ 10 décibels de moins pour le bruit au décollage de l'avion). Surtout, il offre 30 % de poussée en plus. Cela permet un décollage beaucoup plus court, augmente la vitesse ascensionnelle - en permettant notamment de monter au Flight Level 380 (38 000 ft) (11 582 m) à 3 000 ft/minute - allonge le rayon d'action de 50% et accroît la quantité de carburant que l'appareil peut emporter (49 tonnes contre 30 auparavant). Cette augmentation de poussée, combinée à la réduction de sa propre consommation, permet au Boeing KC-135 R,

surnommés " Iron Maiden " dans l'US Air Force, de livrer bien plus de kérosène aux appareils à ravitailler : en fait, 2 KC-135 R peuvent approximativement faire le travail de 3 KC-135 A. En général, un ravitaillement s'effectue à 23 000 ft (7 010 m), à la vitesse de 420 kt.

Au niveau des coûts d'entretien, le propulseur offre également une réduction sensible des activités de maintenance. Le potentiel des JT3-C6 (désignation militaire J57-P-59W) était de 12 000 heures entre deux révisions ; avec les CFM s'ouvre une ère nouvelle : la maintenance est dite " On condition " où les moteurs sont envoyés en atelier seulement cas de nécessité pour des interventions optimisées en fonction des anomalies rapportées par les équipes de maintenance en ligne, l'inspection en entrée en atelier et au cours des opérations de remise en état.

En fin 2024, après quarante années d'opérations, la flotte des 470 KC-135 R compte (toutes version confondues) et 1966 moteurs CFM56-2B elle a accumulé, sans aucune perte ou accident grave, 28 424 000 heures de vols en 8 500 807 cycles.

En fin 2024, la flotte des 41 Boeing E3/KE3 et E6 totalisant quant à elle un grand total de 3 000 650 heures de vols en 1 259 900 cycles. Un total de 2159 CFM56-2 A et B ont été produits dans une gamme de puissance allant de 98 à 108 kN.



Boeing KC-135 R " Stratotanker "

**Record.** Sur le marché militaire, un CFM56-2A détient le record de durée de vie sous l'aile depuis juin 2003 avec plus de 15 000 heures sur un Boeing E-6 " Mercury " de l'US Navy.

#### CFM56-2 : variantes

Modèle	CFM56-2A -2/-3	CFM56-2B1
Application	Boeing E-3 " Sentry " / KE-3 / E-6 " Mercury " TACAMO II	Boeing KC-135 " Stratotanker " et RC-135 S " Cobra Ball ", U " Combat Sent " et V/W " Rivet Joint "
Diamètre de la soufflante	68 " (1,735 m)	68 " (1,735 m)
Poussée au décollage (lb)	24 000 (107 kN)	22 000 (98 kN)
Rapport de pression	25.4 : 1	23.7 : 1
Taux de dilution	5.9 : 1	6.0 : 1
Température turbine (°C)	930	905
Consommation spécifique (Cs)	0.657	0.648
Puissance de la Génération Electrique	2 x 75/90 kVA	1 x 40 kVA
Autonomie du réservoir d'huile (heures)	72	25
Longueur (in.)	95.7	95.7
Masse (lb)	4 820	4 671
Inverseur de poussée	Oui	Non
Certification	Mai 1985	Mai 1982
Entrée en service	Juin 1986	Juin 1984

**Note de fin.**

(1) CAMACORP. La société CAMACORP avait été constituée aux États-Unis par des anciens cadres, ingénieurs, techniciens et commerciaux de la société Douglas avec comme objectif de promouvoir et de supporter la remotorisation des avions Douglas DC-8 series 60.

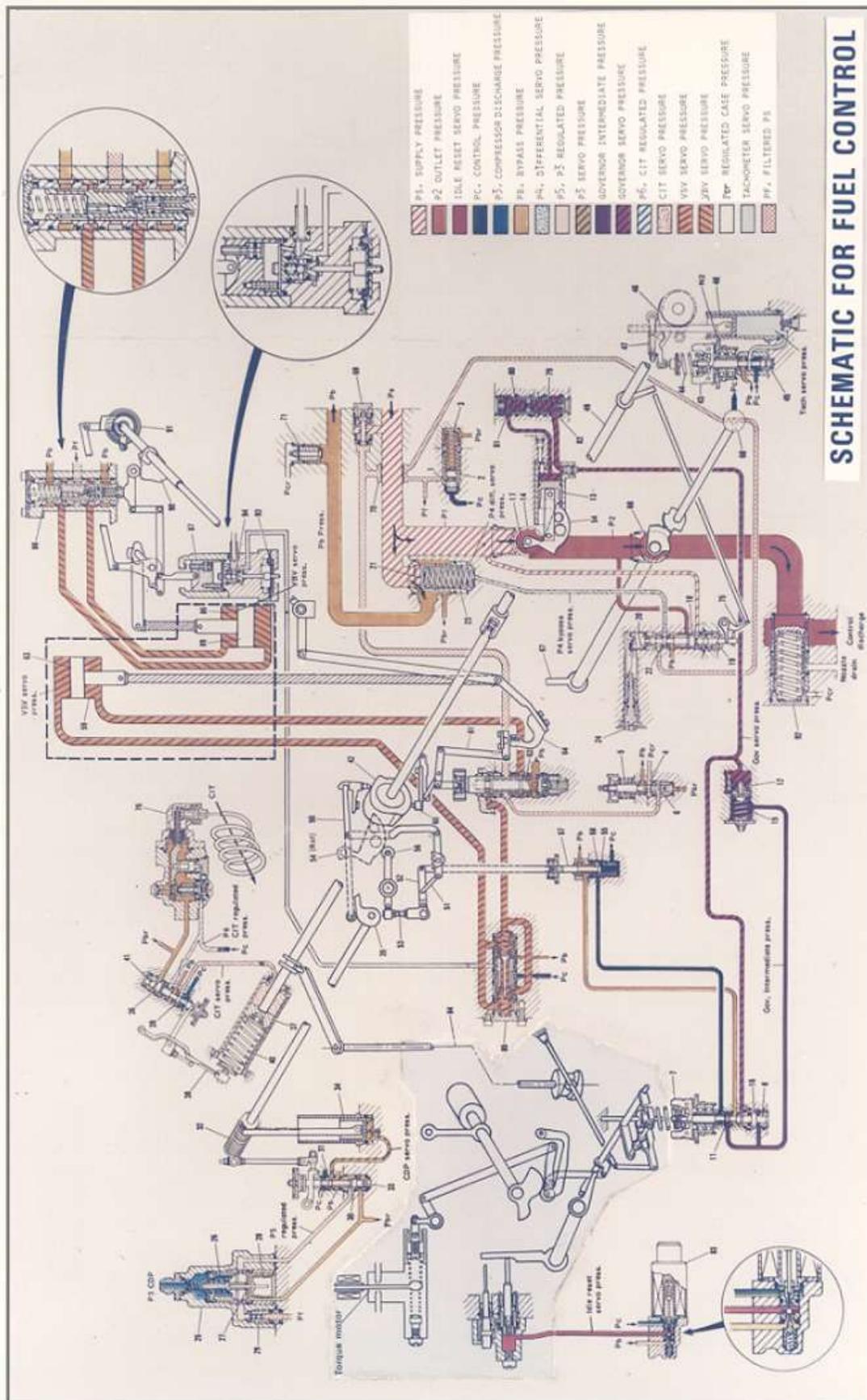


Schéma du système de régulation du CFM56-2. (© Safran Aircraft Engines)  
 Régulateur / MEC (Main Engine Control) produit par la société Woodward.

## Le CFM56-3

Après le succès du CFM56-2 sur le marché de la modernisation d'avions anciens, le CFM56-3, identifiable à la disposition latérale de ses équipements, consacre la réussite et pérennise le programme franco-américain en étant choisi par Boeing comme motorisation exclusive de leurs moyen-courriers de deuxième génération Boeing 737-300, -400 et -500, également appelés Boeing 737 *Classic*. Le choix du CFM56 intervient à la suite d'une innovation technique réalisée par Hispano-Suiza consistant à déplacer la boîte d'accessoires du moteur sur le côté et l'idée de Snecma d'une nacelle originale par son fond aplati. En fait, l'avionneur américain n'a pas le choix. Pour répondre à la nécessité de faire moins de bruit et consommer moins de carburant, le CFM56 est le seul moteur disponible pour son avion !



CFM56-3 surnommé à l'époque "

CFM56 Junior".

Son boîtier d'entraînement placé sur le côté dégage une garde au sol suffisante. Le taux de dilution a été réduit à 5 sur cette version qui présente comme originalité la plus visible une jonction des aubes de la soufflante pourvues de nageoires en leur partie médiane et un cône d'entrée d'air elliptique. (© SAE)

## Développement

L'intégration du moteur sous la voilure relativement basse du Boeing 737 entraîne quelques modifications : renforcement de la structure des ailes, accrochage du moteur avec un mât-pylône en porte-à-faux en avant de l'aile, reprise de la géométrie des becs de bord d'attaque et des volets de bord de fuite.

La garde au sol moteur avionné étant insuffisante, le diamètre de la soufflante dotée d'aubes à nageoires est réduit à 1,52 m (60"), ce qui est compensé par un régime de rotation plus élevé. Un nouveau compresseur BP à trois étages est adopté. Développé autour du corps haute pression du CFM56-2, la chambre de combustion est toutefois retouchée avec des injecteurs de nouvelle technologie qui pulvérisent plus finement le kérosène, améliorant la combustion avec, pour corollaire, une diminution des pollutions et une augmentation du plafond de rallumage (l'altitude maximale à laquelle un moteur peut être rallumé).

Pour conserver une garde au sol suffisante, la nacelle voit sa base aplatie (ou elliptique), Cet aspect caractéristique fait que les techniciens surnomment parfois affectueusement le Boeing 737 " *couilles plates* " ou encore " *hamster joufflu* ". Grâce à son montage en position basse et la mise en place de portes à ouverture rapide, le moteur est facilement accessible pour l'entretien directement depuis le sol.

Le vol inaugural du moteur sur le Boeing 707-321 banc volant se déroule à partir de Mojave, en Californie, en février 1983. La campagne de mise au point démontre une faible signature sonore et ne dénote aucun souci malgré le profil ovoïde de la nacelle lors de décollages à pleine puissance avec un vent de travers de 26 kt (46 km/h). Si les premières versions du CFM56-3B poussent un peu moins que le -2, la version -3C qui apparaît en 1986, offre des performances équivalentes à celle du -2A. En fonction du modèle avion est des choix des compagnies clientes, les CFM56-3B puis -3C se déclinent en plusieurs tarages.

**Certification.** Dans le cadre du processus de certification trois épreuves importantes se déroulent avec succès en bancs partiels : la rétention d'aubes de soufflante réalisée au banc partiel 18ER de Villaroche en fin octobre 1982 (1), l'ingestion d'oiseaux moyens (1.5 lb), en fosse, à Evendale et le mois suivant à Villaroche puis toujours au banc partiel, un tir de grêlons de 50 mm de diamètre, en février 1983. Enfin l'un des moteurs de développement (s/n 003) subi avec succès une série de 3 000 cycles " non-stop " en décembre 1982. Ces tests seront ensuite dupliqués, avec succès, en utilisant des moteurs complets.



Oiseaux dans un cylindre en polyéthylène expansé prêts pour la mise en place dans le canon multitube avant la projection dans le moteur ou la soufflante à tester. La masse de chacun des oiseaux est mentionnée ainsi que la couleur du tube du canon sont précisées sur les cylindres pour s'assurer au bon point d'impact de la masse souhaitée.

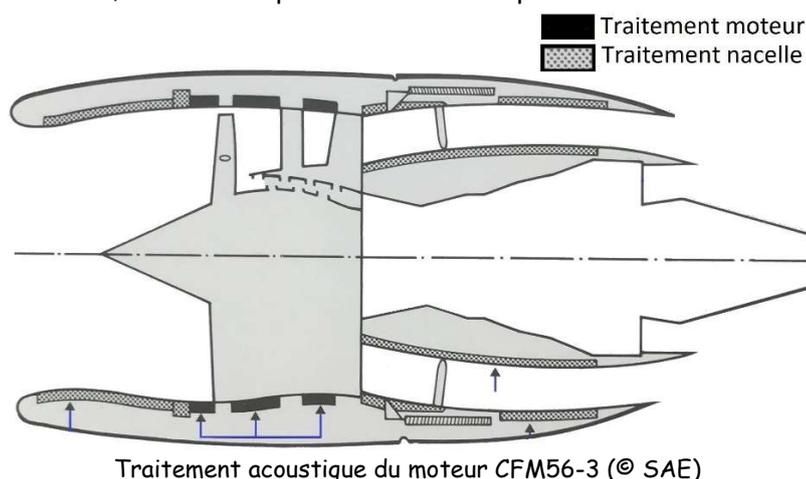
Certifié en janvier 1984 après une campagne d'essais de 1 300 heures puis mis en service en décembre 1984, le CFM56-3 offre un large éventail de poussées, de 82 à 98 kN. Très rapidement, différentes variantes sont développées pour répondre à la mise en service des nouvelles versions du 737 " Classic " et aux choix des compagnies aériennes.

Type de moteur	Poussée (kN)	Consommation spécifique (1)	Rapport de pression P/P global	Taux dilution	Température entrée turbine (°C)	Diamètre soufflante (m)	Longueur (m)	Masse (kg)
CFM56-3B2	97,90	0,392	23,9	4,9	1337	1,524	2,365	1 951
CFM56-3C1	104,50	0,399	25,3	5	1373	1,524	2,365	1 951

La poussée plus élevée CFM56-3B2/C, 97,9 kN de poussée, est à mettre au compte de l'ajustement du système de gestion de la puissance, qui autorise l'augmentation de la vitesse de rotation du rotor basse pression.

**Incidents et accidents.** En août 1987, un Boeing 737-300 de la compagnie Air Europa est victime d'une extinction double alors que l'avion traverse un violent orage : le rallumage est opérant toutefois, l'équipage décide de se poser en urgence. Neuf mois plus tard, en mai 1988, un Boeing 737-300 de la compagnie Taca Airlines perd la puissance de ses deux réacteurs lors de sa descente vers l'aéroport de la Nouvelle-Orléans et alors qu'il traverse une zone orageuse. Le commandant de bord et son copilote réussissent à poser l'avion sur un polder herbeux. Peu après ces incidents majeurs, un Boeing 737-300 de Continental Airlines perd de la puissance sur un moteur alors qu'il traverse de fortes précipitations. Bien que le CFM56-3 satisfasse pleinement aux critères de certification relatifs aux volumes de précipitations au-delà desquels le fonctionnement n'est plus assuré, CFMI, de son initiative, décide de " prendre le taureau par les cornes ".

Trois remèdes sont apportés : le profil du cône d'entrée d'air qui passe de conique à elliptique, plus efficace pour détourner la grêle vers la périphérie du rotor, donc hors du champ d'absorption du corps haute pression. La distance entre le bord de fuite des aubes de la soufflante et le bec de séparation des flux est accrue. Une nouvelle géométrie des vanes de décharge variables permettant de mieux canaliser le flux d'air sortant du compresseur basse pression minimisant ainsi la quantité d'eau et de grêle qui pourrait être dirigés vers le flux primaire (2). L'ensemble



des modifications est complété par l'ajout d'un capteur de pression détectant l'extinction de la chambre de combustion et permettant son rallumage automatique du moteur.

Le premier-accident, dramatique, mettant partiellement en cause le moteur se déroule de nuit, le 8 janvier 1989 avec le Boeing 737-400 (Flight 92) de British Midlands. Après son décollage d'Heathrow pour Belfast et alors qu'il atteint 8 535 m (28 000 ft), l'avion est soudainement l'objet de violentes secousses provenant des à-coups de poussée du moteur gauche. Les pilotes pensent que c'est le moteur droit qui est en cause et le coupe. L'avion se retrouvant en monomoteur (qui est bien détérioré), les pilotes décident de se dérouter vers un terrain de très proche.

L'avion ne peut atteindre l'entrée de piste car le moteur gauche perd alors toute sa poussée et l'avion se brise à l'impact. Sur les 8 membres d'équipage et 118 passagers, 47 sont morts. Une aube de la soufflante du moteur gauche s'était rompue mais aucune indication en cockpit n'avait permis d'identifier que c'était ce moteur qui était la cause des à coup de poussée.

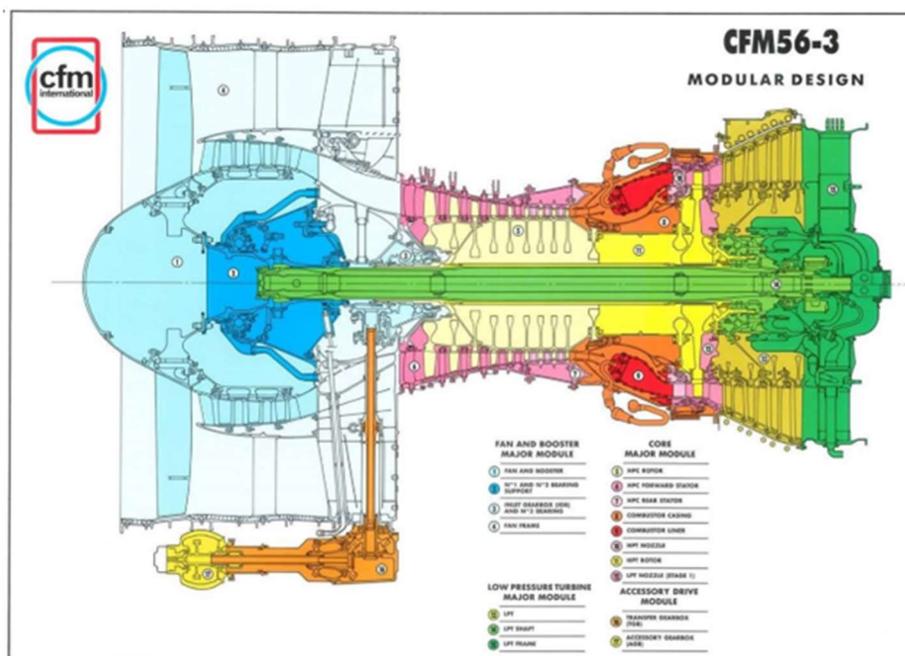
Suite au crash de l'avion, l'examen du moteur ayant démontré un mode de fatigue vibratoire (flottement) non décelé pendant le développement l'aube de soufflante a été modifiée avec un angle de nageoire différent et la mise en place d'amortisseurs au pied des aubes. Une vaste opération de rétrofit est menée sur près de 1800 CFM56-3 C en service.

**Fiabilité.** Vers la fin de la décennie 1980, le tiret -3 enregistre un temps de fonctionnement moyen sous l'aile de 18 000 heures ou 12 000 cycles avant la première dépose (ou " first run ") grande visite. Sa fiabilité est si

avérée que 431 moteurs CFM56-3 ont dépassé les 20 000 heures de fonctionnement en première vie (c'est à dire sous l'aile avant leur premier passage en atelier). Un nombre croissant de CFM56-3 a dépassé plus de 30 000 heures de fonctionnement sans dépose, malgré des conditions d'exploitation très exigeantes.

Avec un taux de disponibilité de 99,98%, le CFM56-3 permet d'assurer une ponctualité au décollage constituant un record mondial dans sa catégorie. En décembre 1999, les derniers moteurs CFM56-3 sont sortis de la ligne d'assemblage. Aujourd'hui, plus de 4 500 moteurs CFM56-3 sont en service auprès de quelques 190 clients dans le monde ce qui en fait le réacteur le plus largement produit de toute l'histoire de l'aviation dans une gamme de puissance de 82 à 98 kN.

En fin 2024, les 4496 exemplaires du CFM56-3 construits pour équiper les 1989 Boeing 737 Classic avaient accumulé plus de 229 millions d'heures de vols en 162 millions de cycles auprès de 287 opérateurs dans le monde.



Conception modulaire du CFM56-3. Cette version utilise le générateur de gaz du CFM56-2 et une soufflante de diamètre réduit à 60 pouces (1.52 m) afin d'être incorporée sans problème à la nacelle du Boeing 737, plaquée sous voilure, et dont la hauteur est elle-même limitée par l'utilisation d'un train d'atterrissage sans modifications géométriques. A noter que le profil du cône d'entrée d'air passe d'une forme conique à une forme elliptique afin de mieux centrifuger l'eau et la grêle hors du champ d'absorption du corps haute pression. L'étage de compression intermédiaire (" booster ") situé entre la soufflante et le compresseur haute pression, est également modifié.

Le CFM 56-3 détient le record du monde de durée de vie sous l'aile sans dépose pour les courts et moyens courriers avec 40 729 heures ce qui représente 8 à 10 ans de vol sans dépose (3).

Par rapport au Pratt & Whitney JT8 D-15 ou D-17 qu'il remplace, le CFM56-3 offre deux avantages :

- une importante diminution de la consommation spécifique se traduisant sur le B737-300 (qui offre par ailleurs plus de capacité que le B737-200) par une consommation par siège abaissée de 21 à 25%,
- une importante diminution du niveau de bruit avec des niveaux de : 88 EPNdB au décollage, 91 EPNdB de bruit latéral et 97 EPNdB au décollage en approche.

A titre indicatif, en 2023, soit en une soixantaine d'années (depuis les années 1960), le bruit des avions a été réduit de 25 EPNdB.

## La famille des Boeing 737 " Classic "

 Dérivant de la première génération de Boeing 737-100 et -200 " Original series " équipée de réacteurs Pratt & Whitney JT8-D, construite à 1206 exemplaires entre 1965 et 1988, le nouvel appareil présente un allongement de fuselage d'environ 2.90 m et une voilure renforcée en raison de la masse plus élevée du CFM56-3.

Boeing 737-300. Par rapport au 737-100/200 avion court courrier équipé de Pratt & Whitney JT 8-D, les nouveaux 737-300 puis -400 et -500 apportent : une capacité augmentée, un plus grand rayon d'action, 20 % de réduction de consommation de carburant et évidemment, une réduction importante du niveau de bruit.

Boeing 737-400 - British Midlands (© DR)

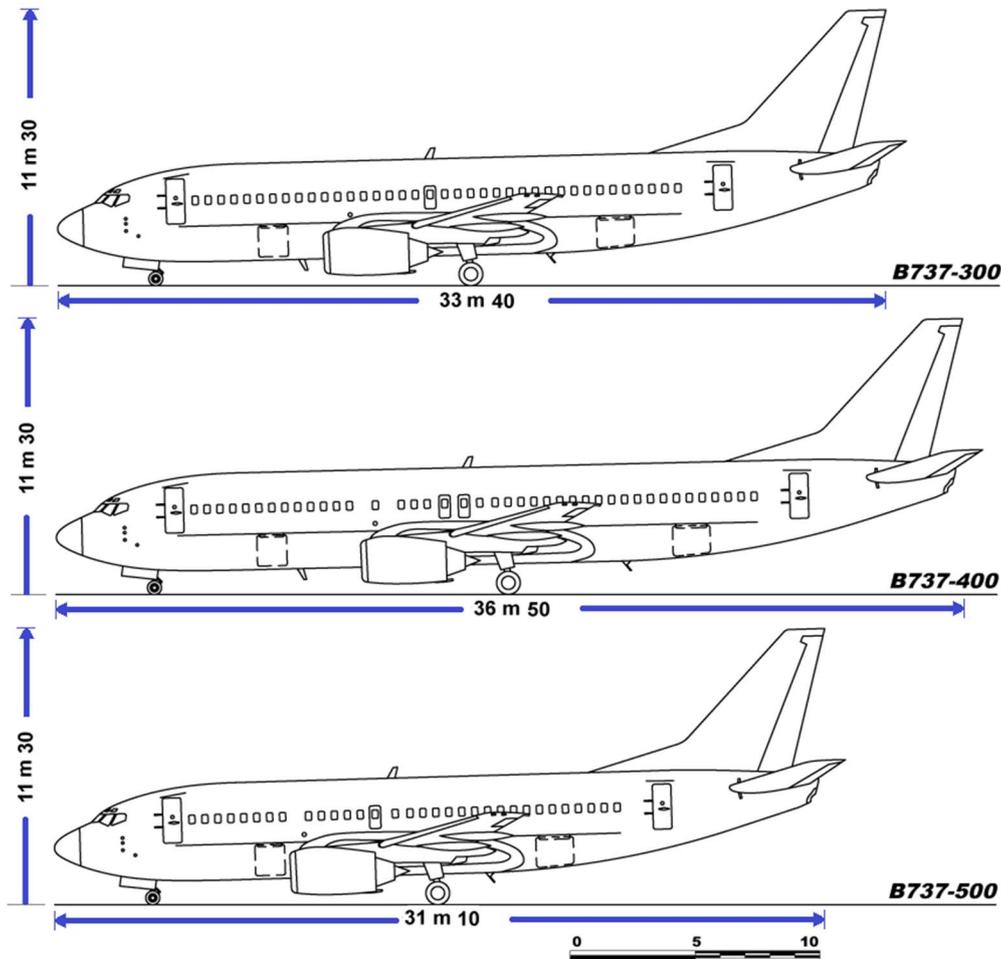


Trois versions composent la seconde génération du court moyen-courrier Boeing 737 " Classic " conçue au début des années 1980 et produite à 1 988 exemplaires, entre 1984 et février 2000.

Lancée en mars 1981, la version standard du biréacteur dénommée 737-300 configurée pour 149 passagers est produite à 1 113 exemplaires. Elle est mise en service commercial en décembre 1984.

Cinq ans plus tard, en juin 1986, apparaît une version allongée pouvant accueillir 171 passagers, le 737-400. Mise en service en octobre 1988, elle a été produite à 486 exemplaires.

Lancée en mai 1987, le dernier modèle de la famille, le 737-500, est une version raccourcie de 2,40 m offrant une capacité de 122 sièges. Surnommée initialement 737 Lite et parfois 737-1000 elle peut être équipée des trois variantes du CFM56-3 (-B1 de 82,3 kN, -B1 de 89 kN ou -C1 de 104,5 kN). Mise en service en mars 1990, elle a été produite à 389 exemplaires.



Boeing 737 " Classic ". Tous les 737 sont des avions de ligne bimoteurs à fuselage étroit. Cela signifie qu'ils ont tous deux moteurs et n'ont qu'un seul couloir entre les sièges.

B737-300 : modification de la dérive avec l'apparition d'une arête dorsale.

B737-400 : l'augmentation de la capacité en passagers (174) a entraîné l'ajout d'une deuxième sortie de secours sur l'aile.

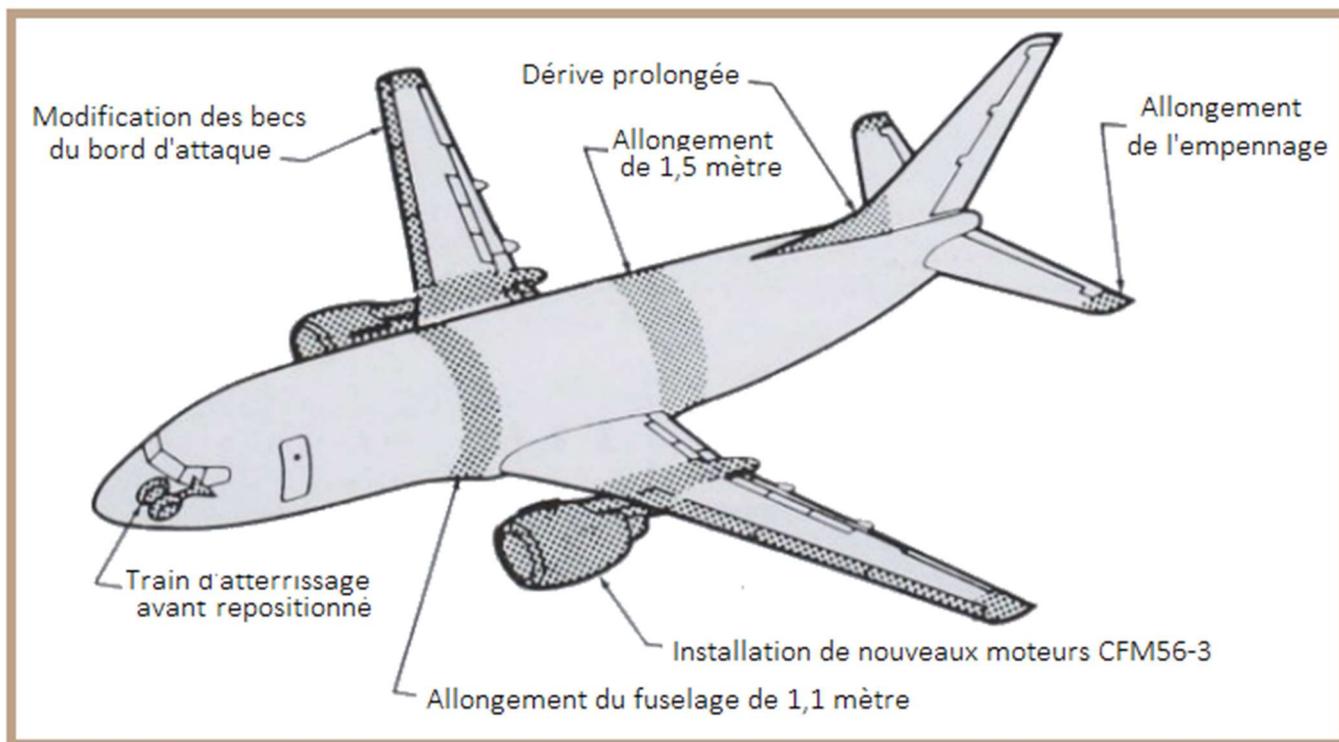
De plus, un patin anti-frottement a été placé sous le fuselage à l'arrière.

B737-500 : connu sous le nom de 737 Lite, c'est le plus court de la gamme. Il combine le fuselage du -200 et les équipements du -300 et du -400.

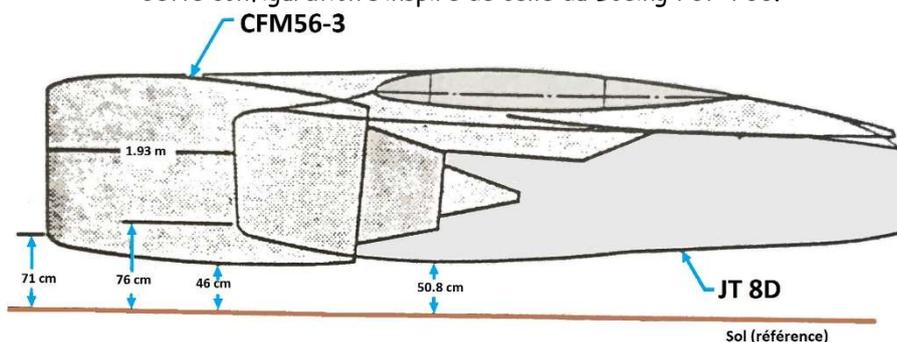
Exploité majoritairement par les compagnies aériennes civiles seule une douzaine d'exemplaires sont utilisés par certaines forces aériennes comme transport de VIP : Chine, Chili, Madagascar, Mexique et Corée du sud.

L'intérêt majeur de cet avion de ligne vient de sa disponibilité : celle de la version civile est de 99% et celle de la version militaire de 95%.

Au sein des compagnies aériennes un Boeing 737 " Classic " réalise en moyenne 4000 heures de vol par an. Le plus ancien B737-300 a accumulé 83 132 heures de vols en 77 301 vols commerciaux au sein de la compagnie Southwest Airlines. Mis en service en décembre 1984, et baptisé " The Spirit of Kitty Hawk " à l'occasion du 81<sup>ème</sup> anniversaire du vol des frères Wright, en décembre 1903, il a achevé sa carrière commerciale en janvier 2011.



Boeing 737-300 (© SAE). La réussite de l'intégration du CFM56-3 sur le Boeing 737 est la conception du mât en porte-à-faux qui positionne le moteur vers le haut et vers l'avant de l'aile plutôt que de le suspendre sous le profil aérodynamique. Cette configuration s'inspire de celle du Boeing 707-700.



La principale nouveauté, par rapport au 737-200, est la motorisation avec le CFM56-3 qui remplace le JT8-D. Le turboréacteur possède une soufflante de 152 cm de diamètre, soit une fois et demie le diamètre du moteur ancien, et pourtant la hauteur de l'avion et de ses ailes n'est pratiquement pas modifiée. Pour loger le moteur et conserver une garde au sol suffisante, le mât "projette" le moteur en avant de l'aile, et la nacelle possède un "fond plat" grâce au déport, sur le côté, des supports d'accessoires et du réservoir d'huile. Le résultat est une silhouette tout à fait particulière, que les initiés reconnaissent sans peine lorsque l'avion entre en service en décembre 1984.

#### Notes de fin

- (1) Les essais d'ingestions d'oiseaux doivent permettre de maintenir 75% de sa poussée initiale sans arrêt du moteur.
- (2) Ces arrêts moteurs en vol sont tous survenus alors que les avions étaient en phase de descente, moteurs au régime du ralenti vol. Dans cette condition, les marges de fonctionnement sont minimales. Au régime de ralenti vol ou sol, les vannes de décharge variables sont en position ouverture maximale alors que le régime de rotation du corps haute pression est à son minimum d'où l'intérêt de pouvoir extraire le maximum d'eau, de grêle hors de la bride d'entrée du compresseur haute pression. Une mesure temporaire de prévention, en l'attente de l'implémentation des modifications, en phase de descente fut de recommander aux équipages de maintenir le régime de rotation à un niveau un peu supérieur à celui du ralenti vol.
- (3) 5 Septembre 2003. Le CFM56-3C1 qui détient le record du monde de durée de vie sous l'aile (avant sa révision générale) porte le numéro de série 725 800. Monté en position 2 (à droite) sur le Boeing 737-500 (immatriculé HA-LER) sortie de chaîne le 26 septembre 1990. L'avion a d'abord porté les couleurs d'Hapag-Lloyd avant de rejoindre Malev, la compagnie nationale hongroise, le 21 décembre 1998. Il affichait à ce moment-là 28 600 heures de vol et 10 000 cycles. Une rapide inspection visuelle montre que le moteur est resté propre malgré sa très longue utilisation. Quelques traces de cokéfaction sur la grille en nid-d'abeilles qui protège le corps haute pression contre les retours de flammes trahissent simplement l'utilisation intensive du CFM56.

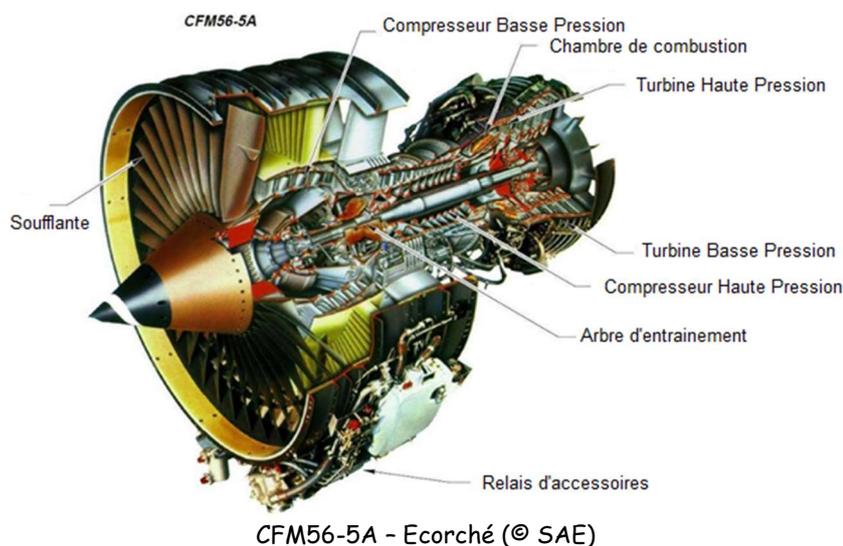
## Le CFM56-5

### Le projet CFM56-4

En mars 1984, quelques jours après le premier vol du Boeing 737 de nouvelle génération (NG), les bureaux d'études d'Airbus lancent officiellement le programme de son principal rival, le monocouloir A-320. Pour le nouvel avion, CFMI conçoit à partir de novembre 1982 une nouvelle version de son moteur, le CFM56-4 destinée à être plus économe en carburant d'au moins 6% sur une mission de 500 NM et moins cher à l'achat et à l'usage. Sa certification est prévue pour octobre 1986.

A partir de 1988, date de sa certification, le consortium International Aero Engines (IAE) regroupant cinq partenaires Pratt & Whitney, Rolls-Royce, MTU, Fiat Avio et un groupe d'industriels japonais, Japanese Aero Engines Corporation propose un moteur concurrent désigné V2500. Le V indiquant le numéro romain pour le chiffre 5, tandis que le 2500 représente l'objectif de poussée, soit 25 000 lb (111.2 kN). International Aero Engines IAE V2500. Dans les conditions d'une compétition qui commence à prévaloir entre P&W et Rolls-Royce autour d'un moteur du futur dans cette gamme de poussée, Rolls-Royce a quitté le consortium en octobre 2011.

Configuré autour d'une soufflante d'un diamètre de 1 m 73 (68.3"), d'un nouveau compresseur BP et d'un système de régulation électronique pleine autorité Fadec (Full Authority Digital Engine Control), le CFM56-4 est conçu pour fournir 27 000 lb (120 kN) de poussée, détarable à environ 23 000 lb (102 kN) optimisée pour les vols court-courrier. Au-delà des améliorations aérodynamiques internes, et rompant avec le traditionnel dispositif de régulation hydro-mécanique, le Fadec permet d'améliorer significativement les performances et notamment la consommation de carburant pendant les phases d'approche et de roulage.



Parmi les autres caractéristiques du moteur : le taux de dilution est porté à 6.05, le taux de compression à 28.6 bar, la longueur à 2.431 m et la masse totale à 2 152 kg.

Toutefois cette modernisation du CFM56-2 bien qu'avec un nouvel ensemble, soufflante et compresseur BP est insuffisante. Bien qu'encore sur la planche à dessins, le moteur concurrent V2500 du consortium IAE annonce une consommation de 14% inférieure au moteur de CFMI. Le tiret 4 est donc rapidement écarté au profit du CFM56-5.

### La famille CFM56-5

Le succès de la famille CFM56 amène CFMI à décliner plusieurs modèles pour répondre aux besoins du marché des bi et quadrimoteurs mis en chantier au début des années 1980 : d'où le développement de la version CFM56-5 et de ses variantes A, B et C. Couvrant une gamme de poussée de 21 600 à 34 000 lb (96 à 151 kN), le moteur est conçu autour d'une nouvelle soufflante dont le dessin résulte de calculs tridimensionnels " 3D " et de l'intégration du Fadec du tiret -4 tout en bénéficiant des dernières avancées technologiques.

Par ailleurs des essais d'ingestions d'oiseaux sont menés avec succès, les résultats sont supérieurs aux conditions requises par la certification. Au régime de rotation maximum de la soufflante, réglée à 4 900 tr/mn, le CFM56-5 ingère à la fois sept oiseaux de 700 grammes propulsés en moins d'une seconde à la vitesse de 90 m/s. En altitude, il s'accommode de volatiles de presque 2 kg navigant à 125 m/s. Les essais au " canon à poulet " n'ont jamais réussi qu'à arracher quelques morceaux de la soufflante. Le moteur récupère de lui-même au régime commandé après l'ingestion le régime commandé fonctionne sans problème pendant les 5 mn requises, à ce même régime après les impacts. La perte de poussée mesurée après impact n'est que de 2 % alors que les exigences de certification autorisent jusqu'à 25 % de la poussée mesurée avant le tir.

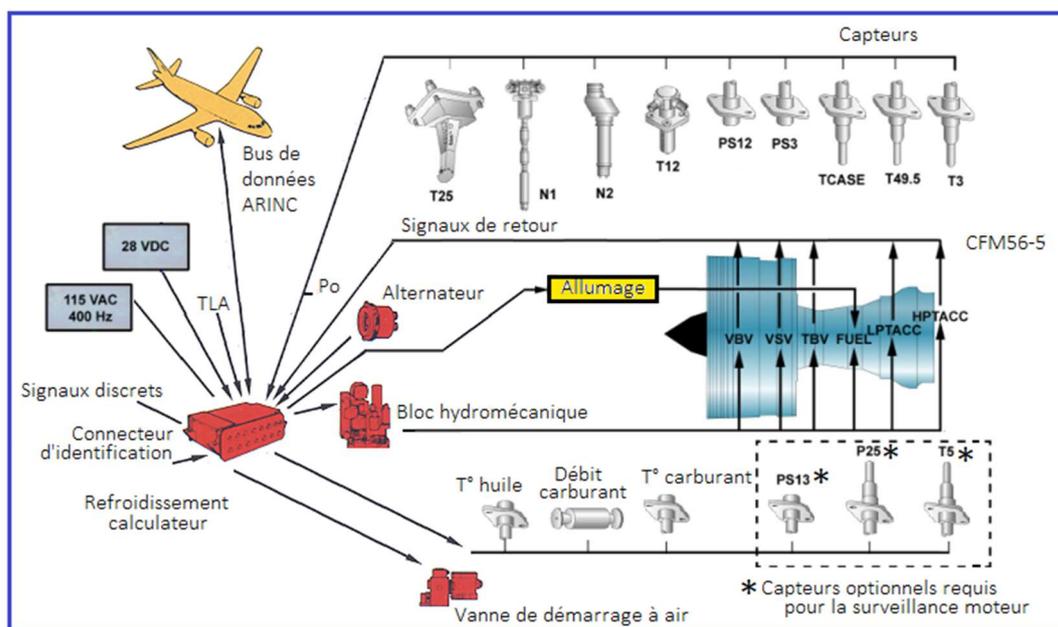
**Le système de régulation électronique pleine autorité (FADEC).** Ce dispositif est un changement fondamental par rapport aux CFM56-2 et -3. Initialement envisagé sur le projet CFM56-4, le Fadec au-delà d'optimiser les performances du moteur représente la meilleure solution du fait de son intégration aisée avec les autres systèmes de l'Airbus A320 tels que l'auto-poussée, les commandes de vol électriques et de l'apparition d'un système de maintenance centralisé.

Le Fadec apporte trois avantages majeurs par rapport à un dispositif conventionnel :

- léger gain de masse,
- amélioration des performances du moteur par une meilleure optimisation de toutes les géométries variables durant les différentes phases du vol, dosage plus précis du débit carburant et meilleur contrôle des accélérations et décélérations,
- mise à disposition immédiate via une fonction multiplexage des données de maintenance du système propulsif.

Concernant le second avantage, il est estimé que sur une mission type de 500 NM, le gain de consommation apporté par le Fadec représente 3%. De plus, il apporte de nouvelles fonctionnalités :

- séquence de démarrage automatique et contrôlée,
- auto surveillance avec signalement des pannes, facilitant les actions correctives,
- surveillance de l'état et des performances du moteur. Initialement optionnelle, aux choix des compagnies aériennes,



HPT ACC (High Pressure Turbine Active Clearance Control)  
 LPT ACC (Low Pressure Turbine Active Clearance Control)  
 Dispositif de contrôle actif de jeux radiaux turbine HP  
 Dispositif de contrôle actif de jeux radiaux turbine BP  
 TBV : Transient Bleed Valve (Vanne de décharge transitoire)  
 TLA : Throttle Lever Angle (position manette des gaz)  
 VBV : Variable Bleed Valve (Vanne de décharge)  
 VSV : Variable Stator Valve (Vanne de stator variable)

Synoptique du système de régulation du CFM56-5 A/B (© SAE).

Ce système de régulation s'est imposé sur l'Airbus A320, premier avion de ligne à avoir adopté des commandes de vol électriques.

La famille CFM56-5 comporte trois versions : le -5A et le -5B destinés aux avions commerciaux monocouloirs A320 de la gamme des 150 places et le -5C dédié aux quadrimoteurs A340 long-courriers.

## Le CFM56-5A

Lancé en septembre 1984, le premier moteur de démonstration tourne au banc en janvier 1986 et son premier vol se déroule à partir de Mojave (Californie) sur le quadriréacteur banc volant, Boeing 707, en août de la même année.

Spécialement conçu pour motoriser l'Airbus A320 court-moyen-courrier, puis sa variante raccourcie l'A319, avec une gamme de poussée au décollage comprise entre 98 à 118 kN, le CFM56-5A dérive des moteurs CFM56-2 et CFM56-3 incorporant de nombreuses améliorations aérodynamiques qui permettent une diminution de la consommation pendant toutes les phases du vol. Sa masse est d'environ 2265 kg.

Équipé d'aubes de soufflante pleines, forgées en titane résistantes aux dommages causés par des corps étrangers, le CFM56-5A offre une consommation spécifique en carburant inférieure de plus de 10 % à celle de

ses prédécesseurs, il est le premier de la famille CFM56 à intégrer un système de régulation électronique pleine autorité (FADEC).

Le moteur CFM 56-5A, évolue pour offrir plus de poussée : le CFM 56-5A3 à 26 500 lb (117,90 kN) est certifié en février 1990 pour sa première application sur l'A320. Plus tard, pour l'A319 à capacité en sièges réduite, les versions -5A4 et -5A5 sont certifiés en février 1996, pour une entrée en service de l'avion A319 en juin 1996.

Le CFM56-5A présente un taux de disponibilité impressionnant : moins d'un retard imputable au moteur pour 1600 décollages d'A320. Le très faible taux d'arrêt en vol de ce moteur (7 par million d'heures de vol) autorise très rapidement la certification ETOPS 120 minutes (Extended-range Twin-engine Operations) de la flotte A320 équipée de CFM56.

Certifié après une campagne d'essai de 1 200 heures de vol avec quatre avions, il est mis en service par Air Inter, en avril 1988, 1191 exemplaires ont été produits entre 1987 et 1996.

## Le CFM56-5B

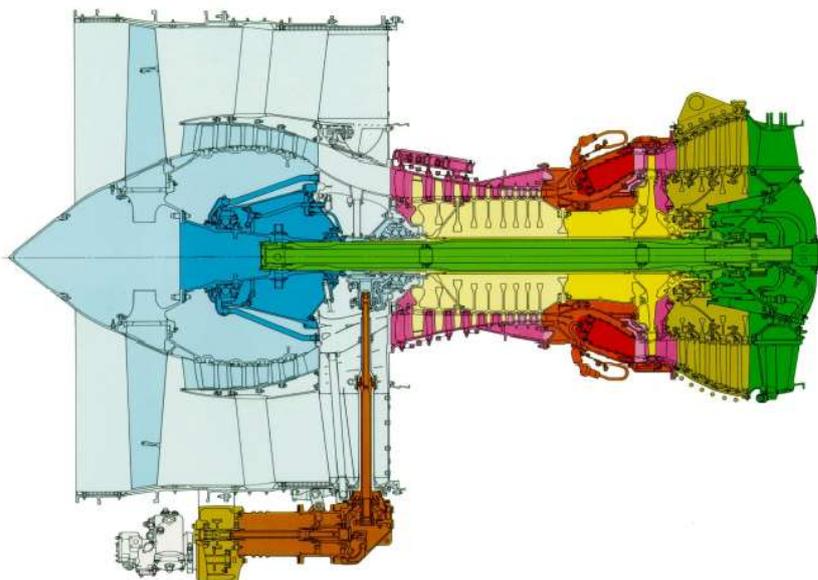
Lancé en novembre 1989, le premier moteur de démonstration tourne au banc en octobre 1991 et son premier vol se déroule à partir de Mojave (Californie) sur le quadriréacteur banc volant, Boeing 707, en septembre 1992.

Pour l'Airbus A321, version allongée de l'A320, dont la capacité est augmentée de 150 à 178 passagers et la masse maximum de 77 à 93 tonnes, le niveau de poussée requis étant d'environ 30 000 lb (133,45 kN) conduit à proposer, fin 1988, une nouvelle variante, le CFM 56-5B.

Le CFM56-5B associe l'architecture éprouvée caractéristique de la famille CFM56 aux avancées technologiques les plus récentes telle la conception aérodynamique tridimensionnelle (3D) des aubes de compresseur et des turbines haute et basse pression, afin d'accroître le rendement global. Offrant des poussées au décollage, comprises entre 93 et 102 kN, il est certifié en 1993 et entre en service en 1994.

Parfaitement interchangeable avec le -5A, les modifications les plus importantes portent sur :

- le compresseur basse pression qui passe à quatre étages de façon à augmenter le taux de compression global et le débit primaire,
- la soufflante dont le débit et le rapport de compression sont augmentés, le " core " (le générateur de gaz) est " plus chaud ", (capable de fonctionner à une température devant la turbine HP plus élevée),
- la turbine basse pression retouchée en raison de l'augmentation de la température d'entrée et de la charge.



Conception modulaire du CFM56-5B (© SAE)

La certification est acquise en mai 1993 à 30 puis 31 000 lb (133,45 à 137,90 kN) de poussée et enfin 33 000 lb (146,80 kN). L'entrée en service de l'A 321/CFM 56-5B a lieu en février 1994.

En option, sur le moteur -5B, une chambre de combustion anti-pollution Dual Annular Combustor (DAC) (1), permet de réduire de plus de 40 % les émissions d'oxyde d'azote. Equipés de cette chambre, les CFM 56 émettent moins de polluants.

Propulsant l'A318 depuis 2003, le moteur -5B équipe aujourd'hui les avions A321 mais aussi A320 et A319. Sur ces deux derniers modèles, la compagnie aérienne a le choix entre les moteurs CFM56, -5A ou -5B. Aisément interchangeable avec les autres moteurs et modules CFM56-5B le dernier standard de production, le -5B PIP (Performance Improvement Program) comporte de nombreuses améliorations, notamment au niveau des aubes de soufflante et du corps haute pression, permettant une réduction de 0,5 % de la consommation et de 1 % des coûts de maintenance.

8966 exemplaires du CFM56-5B ont été produits entre 1992 et 2020.

Le CFM56-5B offre un taux élevé de disponibilité et a été très rapidement certifié ETOPS 120 minutes.

Au total les 10 328 exemplaires des CFM56-5 A et B produits ont été déclinés en 5 variantes pour le -5A et 15 variantes pour le -5B. En fin 2024, 4723 Airbus A318/319/320/321 avaient été livrés et en 37 ans, la flotte de moteurs CFM56-5A/5B a cumulé plus de 373 millions d'heures de vol en 212 millions de cycles auprès de 256 opérateurs dans le monde.

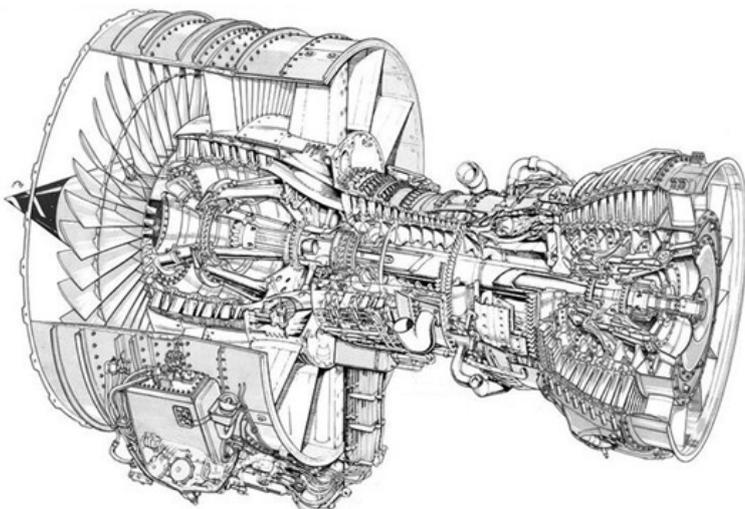
## *Le CFM56-5C: la version la plus puissante de la famille CFM 56*

Lancé en avril 1987, le premier moteur de démonstration tourne au banc en décembre 1989 et son premier vol se déroule à partir de Mojave (Californie) sur le quadriréacteur banc volant, Boeing 707, en août 1990.

Dernier né de la gamme des -5, le CFM56-5C est un modèle spécialement adapté aux besoins de la gamme des quadriréacteurs Airbus A340-200 et A340-300, délivrant des poussées comprises entre 31 200 à 34 000 lb (139 et 151 kN) avec un taux de dilution de 6,4 et un taux de compression de 37,4 à 38,3. Moteur le plus puissant de la gamme CFM56 et également le plus silencieux dans sa classe de poussée, il est certifié en décembre 1991 et mis en service en 1993. En juin de la même année, un Airbus A 340 réalise une première mondiale en effectuant le tour du monde avec une seule escale en Nouvelle-Zélande. Le choix d'un si petit moteur pour les Airbus A340 a fait appeler le quadriréacteur " l'avion aux quatre sèche-cheveux ".

Le CFM56-5C se caractérise par :

- une soufflante à nageoires mono étage à haut rendement de 1, 836 m (72 pouces) de diamètre, bénéficiant d'une conception aérodynamique tridimensionnelle (3D) et résistant aux dommages causés par un corps étranger ; elle comporte 36 aubes pleines en titane et pèse 149 kg (330 lb). le taux de dilution atteignant 6.5,
- un nouveau compresseur BP à quatre étages (un de plus que le CFM 56-5A) permettant d'augmenter le flux primaire tout en maintenant des températures devant turbine modérées,
- une nouvelle turbine BP à cinq étages (au lieu de quatre sur les versions précédentes),
- un système de régulation électronique à pleine autorité (FADEC II) dit de deuxième génération et incorporant la fonction surveillance,
- une nacelle à conduit long et flux mélangés qui permet un gain de consommation en croisière (2) de 2,6 % par rapport au -5A. Une nacelle à flux mélangés est une nacelle dont le conduit qui canalise le flux froid, est rallongé, et où le dispositif d'échappement du flux chaud, celui qui sort du générateur de gaz est équipée d'un mélangeur (mixer) permettant une meilleure interpénétration entre le flux primaire (le flux chaud) et le flux secondaire (le flux froid). Un système particulièrement efficace sur les vols long-courriers.



Ecorché du CFM56-5C2. Moteur le plus puissant de la gamme CFM56 et également le plus silencieux dans sa gamme de poussée (entre 138,8 et 151,2 kN). il est développé pour équiper les A340 -200/-300 quadriréacteurs. Il est le seul moteur de la gamme CFM56 à être opéré sur des vols long-courriers. (© SAE)



Le CFM56-5C2 est équipé à l'arrière d'un mélangeur (mixer) qui permet une meilleure interpénétration entre les flux chaud et froid et améliore la consommation en vol de croisière. (© SAE)

Les essais en vol sur l'Airbus A340 qui débutent à l'été 1991 se poursuivent pendant un an utilisant les 5 appareils et 24 moteurs mis à disposition pour la durée du programme de certification du quadriréacteur, en décembre 1992. L'un des principaux avantages du CFM56-5C, compte tenu de son utilisation en vol long-courrier, réside dans sa faible consommation de carburant en croisière à haute altitude. Par rapport au -5A, la consommation spécifique du -5C2 (c'est-à-dire la consommation rapportée à la livre de poussée par heure de vol) est en baisse de 5 %. Elle provient d'une part de l'effet de cycle (pour 1,9 %), du taux de dilution plus élevé 6,4 (5,7 pour le CFM56-5B), du rapport de pression global augmenté 39,2 pour la version C4, la plus puissante 151 kN, (34,4 pour le CFM56-5B) notamment celui de la soufflante 1,58 (1,55 pour le CFM56-5A), et d'autre part de l'effet de flux mélangé (pour 2,6 %), le reste (0,5 %) au crédit de l'amélioration des composants.

Au total, les 1133 CFM56-5C assemblés entre 1991 et 2008, ont été déclinés en 5 variantes. Il entre en service en 1993. Dix ans plus tard, fin 2003, apparaît la version CFM56-5C4/P sur l'A340-300 E " Enhanced ", qui offre une réduction significative de la consommation de carburant et des coûts de maintenance ainsi qu'une durée de vie sous l'aile encore accrue.

Fin 2024, les 247 Airbus A340-100 et -200 avaient cumulés plus de 76 millions d'heures de vol en 11 millions de cycles auprès de 37 opérateurs dans le monde entier.

Le CFM56-5C " fleet leader " de cette flotte a accumulé plus de 32 000 heures de vol en service commercial avant sa première visite en atelier.

Au mois de novembre 2016, un cap symbolique a été franchi : l'un des moteurs CFM56-5C équipant un Airbus A340-300 de la compagnie allemande Lufthansa avait atteint les 100 000 heures de vol, plus de vingt ans après avoir été livré. Au cours de sa durée de vie, le moteur (ESN 740146) a été entièrement révisé à quatre reprises.



CFM56-5C4 équipé de sa nacelle. L'ensemble nacelle et inverseur pèse 500 kg (© SAE)

## La famille des monocouloirs Airbus A320 Ceo (Current Engine Option)



La famille Airbus A320 CEO moyen-courriers monocouloirs regroupe quatre variantes pour lesquelles, diverses options sont disponibles. La production commence en 1988 et s'achève en décembre 2024 après la livraison du 8106<sup>ème</sup> exemplaire. Trois types de moteurs sont proposés aux compagnies aériennes : CFM International CFM56 (environ 60% du marché), International Aero Engines IAE V2500 et Pratt & Whitney PW6000, ce dernier moteur est limité au seul A318.

Le premier appareil construit, l'A320 qui donne son nom à la famille, est suivi d'une version rallongée, l'A321, et de deux versions raccourcies, A319 puis A318. L'A320 et l'A321 sont également disponibles en version fret - par conversion " P2F " cargo, d'avions passagers Passenger To Freight -.



Airbus A320 (© Airbus). Le CFM56-5A est le moteur de lancement de la gamme A320. Le biréacteur joue la carte technologique avec une avionique " tout écrans " qui présentent la totalité des des informations nécessaires au pilotage, la gestion du vol, et met en œuvre des commandes de vol électriques. En outre, l'introduction de matériaux nouveaux permet d'obtenir un gain de masse qui, associé au CFM56-5, procure aux compagnies aériennes une économie non négligeable des coûts d'exploitation.

Les moteurs CFM56-5A et -5B montés sur la famille A320 CEO représentent 55 % des avions commandés.

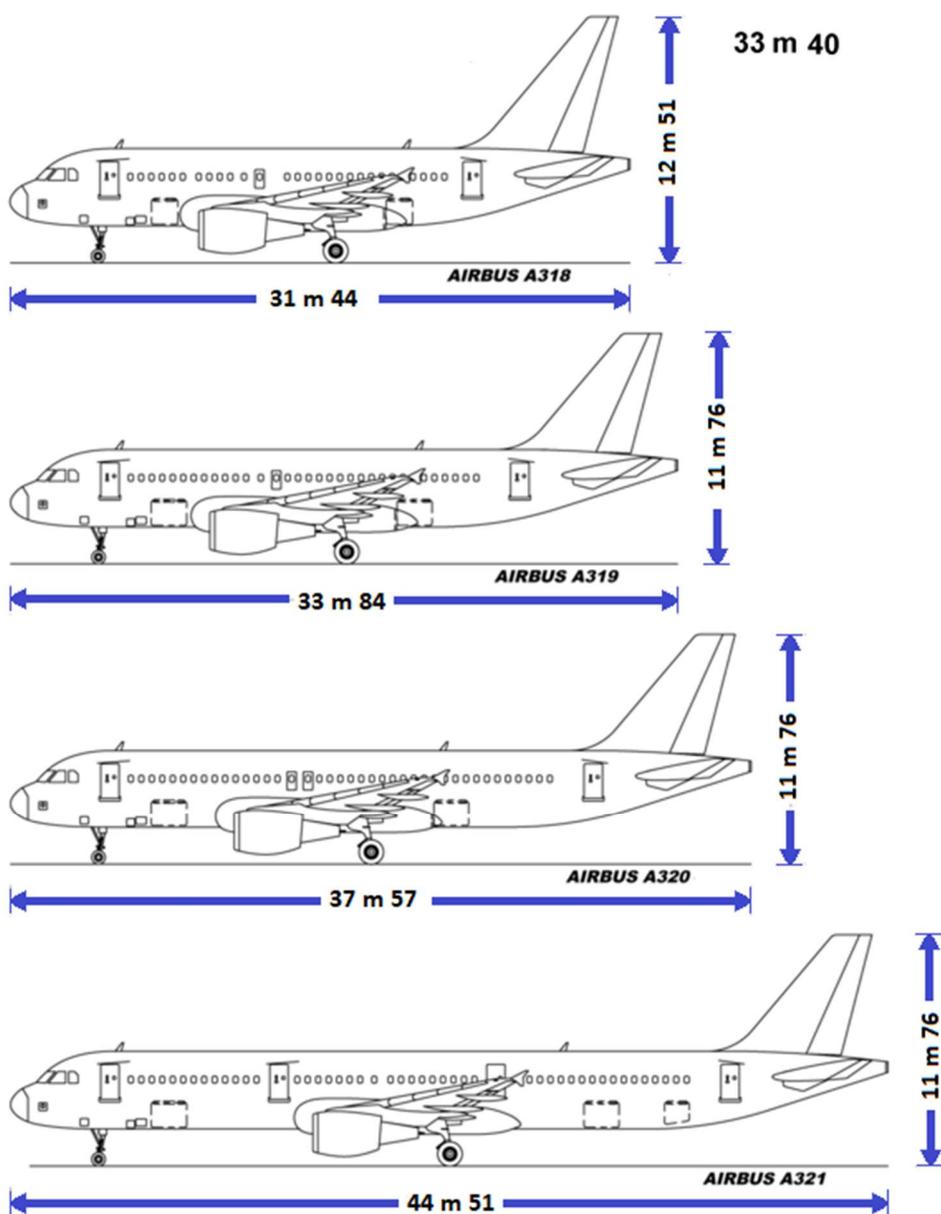
Lancée en juillet 1984 avec un premier vol le 22 février 1987, la version standard A320 configurée pour accueillir entre 140 et 180 passagers est capable de parcourir 6 150 kilomètres a été produite à 4752 exemplaires. Le fuselage mesure 37,57 mètres pour une envergure de 35,80 mètres. Le premier A320 a été Prendre l'air Hors-Série N°7 – Mars 2025

certifié pour 48 000 cycles et 60 000 heures de vol. Airbus envisage de porter la durée de vie de la structure à 60 000 cycles et 120 000 heures de vol.

Mis en service commercial en mars 1988, l'A320, se décline en quatre modèles : le -111, le -200 le plus répandu doté de winglets, l'ACJ 320 (ACJ pour Airbus Corporate Jet) déclinaison en un avion d'affaires et l'A320 P2F pour le transport de fret.

Lancée en avril 1999, l'A318 surnommé " baby Airbus " est la version la plus courte avec 31,45 mètres de longueur et une dérive plus haute de 75 cm afin d'augmenter la stabilité directionnelle. Elle est configurée pour accueillir entre 90 et 110 passagers. Elle a été produite à 80 exemplaires propulsés soit par une paire de CFM56-5B 8/3 ou deux PW6000. L'A318, réalise son premier vol en janvier 2002 et mis en exploitation commerciale en juillet 2003. Décliné en quatre modèles, l'A318 peut accueillir de 107 à 136 passagers et franchir 5 950 kilomètres.

Lancée en juin 1993 avec un premier vol d'essai en août 1995, la version à fuselage raccourci (d'environ 4 m) A319 est produite à 1486 exemplaires. Elle peut être propulsée soit par une paire de CFM56-5A ou CFM56-5B. Mise en service commercial en en mars 1988, elle a été déclinée en huit modèles (de 124 à 160 passagers sur des distances de 6 850 à 11 100 kilomètres).



Famille Airbus A320 CEO. Au sein de la Lufthansa, le biréacteur était surnommé " Rantanplan " à ses débuts, " car le pilote ne savait jamais ce que sa monture avait derrière la tête ".

Lancée en janvier 1990, la version à fuselage rallongé d'environ 7 m, l'A321 a effectué son premier vol en mars 1993 et a été mise en service au printemps 1994. Configurée pour accueillir entre 186 et 220 passagers elle est produite à 1784 exemplaires. Décliné en deux modèles (-100 et -200), l'A321 dispose d'un rayon d'action de 4 260 kilomètres à 5 600 kilomètres.

Une variante cargo obtenue par conversion de la cabine en cargo, l'A321 P2F dont le premier vol commercial date d'octobre 2020, est capable de transporter près de 28 tonnes de fret. La flotte des Airbus A321 présente comme particularité d'être équipée de CFM56-5B dotés de chevrons (8 dents) sur la tuyère flux chaud pour réduire leur signature acoustique. L'avion étant le plus bruyant de la famille A320 en raison du surcroît de puissance demandé.

A l'origine l'avionneur européen tablait sur une vente maximale de 650 bimoteurs ; à ce jour, plus de 8100 exemplaires ont été produits. Deux appareils (MSN 29 et 69), ont franchi les 30 ans d'exploitation régulière : le second ayant quant à lui toujours appartenu à la même compagnie aérienne, la Lufthansa.

Airbus A318 surnommé " baby Airbus " sous les couleurs d'Air France. Le logo d'Air France, l'hippocampe ailé du Pégase à queue de dragon a été repris au transporteur précédent de la compagnie, Air Orient en 1928. Il est né en même temps que la compagnie française en 1933, et a été inspiré par l'illustre aviateur Maurice Noguès. (© DR)



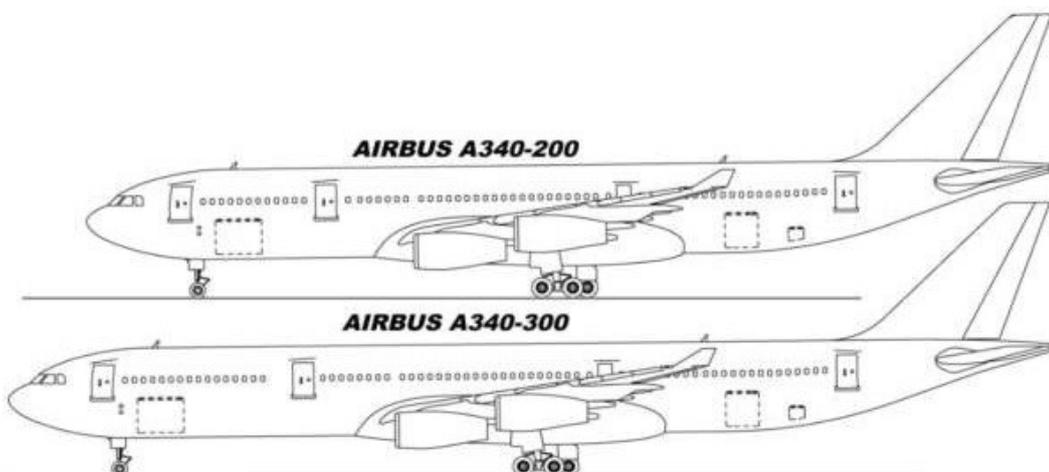
## La famille des bi couloirs à grand rayon d'action Airbus A340

A partir de 1972, l'avionneur européen Airbus dispute le marché mondial aux constructeurs américains. Toutefois, il lui manque un très gros porteur à grand rayon d'action. C'est chose faite avec le quadriréacteur A340 disposant de commandes de vol électriques et d'une voilure plus aérodynamique ce qui lui permet d'avoir le plus long rayon d'action lors de sa mise en service.

Connu initialement sous le nom de TA-11 (pour Twin Aisle et 11 000 km), l'Airbus A340 est décliné en deux versions de base et plusieurs variantes suivant la capacité ou le rayon d'action désiré. Seuls les modèles -200 (décliné en trois variantes) et -300, dits de première génération, sont équipés de moteurs CFM56-5C.

Plus petit modèle de la série A340, le modèle -200 dispose d'une capacité typique de 239 passagers mais peut transporter jusqu'à 380 personnes en configuration haute densité ou charter. Cet appareil offre une autonomie de 14 600 km et sa vitesse croisière est de Mach 0,82 (870 km/h).

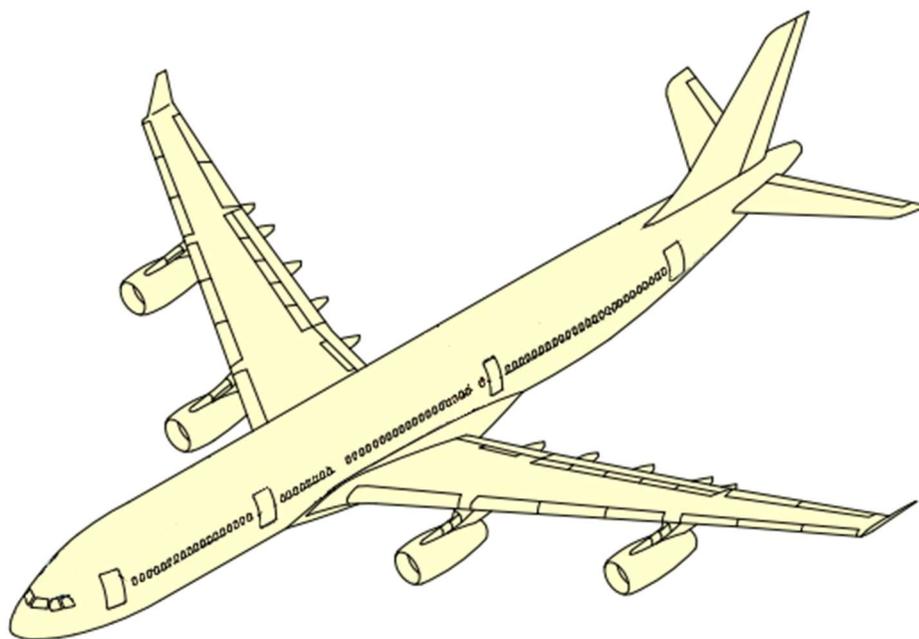
L'A340-300 avec son fuselage rallongé de 4,3 mètres peut emporter jusqu'à 295 passagers sur 13 150 km, grâce une voilure supercritique. Des aménagements de la cabine permettent d'augmenter la capacité à 440 passagers en configuration dense ou charter. Équipé de 4 réacteurs, cet appareil peut effectuer sans aucune restriction des vols long-courrier au-dessus des zones ne disposant pas d'aéroport de déroutement, notamment mais pas seulement, les océans.



Airbus A340-200 et -300.  
Sur l'Airbus 340-200 propulsé par quatre CFM56-5C2, le moteur apporte un gain de consommation carburant de 5 % en croisière par rapport au CFM56-5A1. A elle seule, la tuyère mélangeuse à 16 lobes permet de gagner 1,5 % sur la consommation (2). Bien que plus lourde et réduisant l'accessibilité, elle est intéressante sur les avions long-courriers.

Peu après le lancement des vols commerciaux, début 1993, Airbus fait effectuer un tour du monde avec un de ses appareils d'essai, un A340-211, en juin 1993. Quittant Le Bourget le 16 juin l'avion parcourt 38 346 km en 48 heures et 22 minutes et atterrit le 18 juin à 12 h 20, avec une seule escale à Auckland. Si le constructeur prévoit moins de 44 heures d'exploitation, l'appareil établit deux records : 21 heures et 31 minutes de vol entre Paris et Auckland (19 100 km) ainsi que 21 heures et 46 minutes d'Auckland à Paris (19 246 km). Ce record ne sera battu par le biréacteur Boeing 777-200 LR qu'en novembre 2005, avec 21 602 km.

Au total, l'avionneur européen a livré 246 quadriréacteurs A340-200/-300 dont 53 exemplaires de type -311, -312 et 149 appareils de type -313X et -313E. Malgré l'amélioration considérable de la fiabilité des moteurs, et notamment du modèle CFM56-5C4/P, les compagnies aériennes préfèrent désormais les gros biréacteurs de sorte que ce programme ne connut pas le succès commercial escompté. Le dernier appareil construit a été livré en octobre 2008.

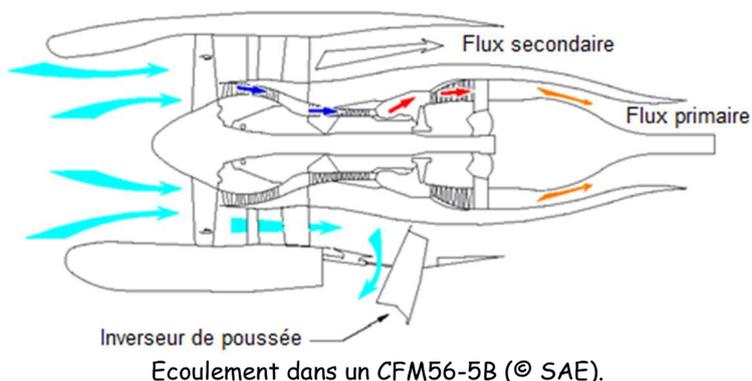


Airbus A340-300. CFM56-5C : la soufflante a un diamètre supérieur de 5.8 % par rapport au moteur de base, le CFM56-5A1, ce qui correspond à un accroissement de 12 % de la surface ; l'amélioration du dessin des aubes a permis d'accroître le débit d'air de 20 %. Le booster compte un étage de plus, la turbine BP également et, le compresseur HP, redessiné, contribue lui aussi à accroître le rapport de pression global, qui passe de 31.3 à 39.2, le taux de dilution passant de 6 à 6.6.

## Nacelle et inverseur de poussée

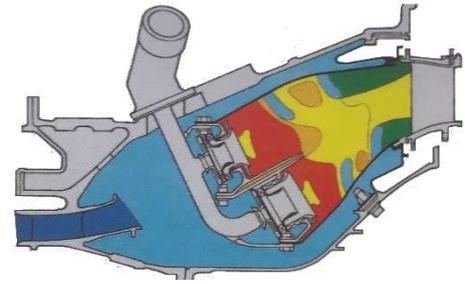
Le dispositif de reverse à quatre portes offre une contre-poussée d'environ 40% de la poussée totale. A la différence de la nacelle du moteur de l'Airbus A320/CFM56, celle de l'A340 est plus longue - il y a un mélangeur de flux à 16 lobes - et de plus gros diamètre. Il y a aussi un becquet qui se déploie vers l'avant de la porte pour rabattre l'air vers l'avant en position " reverse " et rentre à l'intérieur du volet en position normale. Ce dispositif permet à la paroi interne de la veine d'air d'être complètement lisse ce qui constitue une amélioration au concept de base qui laisse subsister une cavité. Ainsi la perte de rendement due à l'hétérogénéité de la veine (phénomène très pénalisant sur un long courrier) se trouve éliminée.

Parmi les autres différences avec la reverse de l'A320, on note une conception générale plus simple avec les poutres de renforcement et une partie interne monobloc tandis que le matériau composite remplace l'aluminium forgé dans le cadre avant. Au total cette conception d'inverseur permet de gagner 15% sur la masse d'une nacelle à inverseur à grille traditionnel, soit l'équivalent d'un passager.

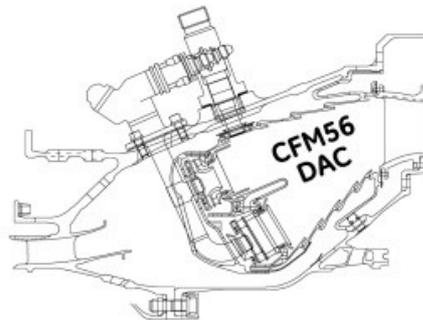
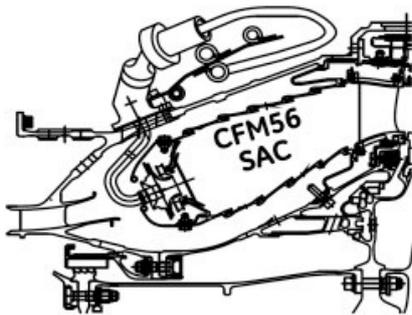


## Notes de fin

**(1) Chambre de combustion DAC.** La chambre de combustion à deux étages ou DAC (Double Annular Combustor) équipe, en option, certaines versions du CFM 56-5B et le CFM 56-7B depuis le début des années 1990. Ce concept consiste à dédoubler la chambre de combustion en deux zones annulaires en deux zones symétriques : l'une dédiée aux régimes faibles et moyens, et optimisée pour ces régimes, l'autre est dimensionnée pour le décollage et le plein gaz. L'un des principaux avantages de ce dédoublement est qu'il permet de traiter séparément les grandes familles de polluants, certaines apparaissant plutôt à bas et moyen régime (hydrocarbures imbrûlés et CO), d'autres à haut régime, oxyde d'azote (NOx) et fumées. La réduction des NOx est évaluée à 40 % par rapport à une chambre de combustion normale (Single Annular Combustor ou SAC).



Chambre de combustion DAC (© SAE)



Chambre de combustion normale SAC avec 20 injecteurs et double DAC avec 40 injecteurs (© SAE)

**(2)** La masse de l'ensemble propulsif " Poids propulsif " contribue largement aux performances globales des bimoteurs monocouloirs courts courriers. Il importe, en particulier pour ce type d'avion, qu'elle soit la plus faible possible. Cet aspect se dilue avec l'augmentation de la masse et le rayon d'action propres aux avions long-courriers. L'intérêt de réduire la traînée des nacelles, au détriment de leur poids, pour augmenter la performance globale de ces avions est plus significatif. Ceci étant, cette technologie ne s'est pas généralisée. Ainsi des avions aussi performants que les Boeing 777-200 et -300 ER voire plus récents tels que la famille des Boeing 787, quel que soit la motorisation GE ou RR, ou celle de l'Airbus A350 sont toutes équipés de nacelles à flux séparés...

# Le CFM56-7

## Développement

Ultime évolution de la famille, le CFM56-7B motorise en source unique la troisième génération ou Next Generation (NG) du bimoteur court moyen-courrier Boeing B737 (-600/-700/-800 et -900) en lui donnant une capacité transcontinentale. Développé en coopération avec l'avionneur la gamme offre une poussée comprise entre 87 et 121 kN (22 000 et 27 000 lb). Désigné originellement CFM56-3XS, le CFM56-7B qui effectue sa première rotation au banc en avril 1995, est certifié en décembre 1996.

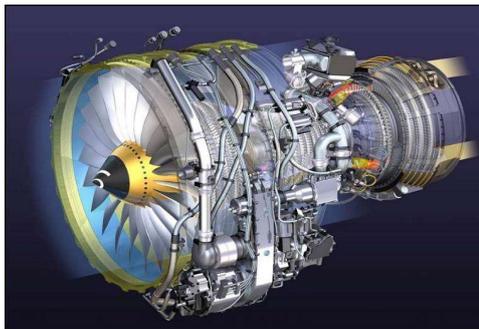
L'amélioration des performances du CFM56-7B repose en grande partie sur sa nouvelle soufflante en titane de 1,550 m (61 pouces) de diamètre avec aubes pleines à large corde, son corps haute pression et sa turbine basse pression. Le moteur est proposé en option avec une chambre de combustion à double tête (DAC).

Comme la famille 737 " Classic ", l'intégration du turbofan sous l'aile n'est pas aisée en raison de la garde au sol de l'avion au niveau de ses nacelles moteur. Sur les modèles B737-800/-900, celle-ci est comprise entre 48 et 64 cm selon qu'il est à pleine charge ou à vide. Et le diamètre de la soufflante du moteur CFM56-7B (1,55 m) reprend la forme caractéristique oblongue avec la partie inférieure " rabotée ".

Le CFM56-7B est le premier moteur à être conçu à l'aide d'une maquette numérique. L'utilisation du logiciel Catia en 1994 a permis d'améliorer la maintenabilité du réacteur. Sa turbine haute pression, dotée d'aubes monocristallines en alliage N5, permet au CFM56-7 des avancées notables par rapport au CFM56-3 :

- une température de fonctionnement plus basse, offrant des marges de température de sortie turbine plus élevées, pour une meilleure longévité du moteur sous l'aile,
- une consommation spécifique de carburant réduite de plus de 8 %.

Le CFM56-7B offre une réduction de 15 % des coûts de maintenance par rapport au CFM56-3C1 à sa poussée maximale de 105 kN et des temps de dépose et de remplacement des équipements réduits jusqu'à 80 %.



de fonctionnement au banc.

Livrée à partir de juillet 2011, la variante 7BE peut être identifiée par la configuration de sa tuyère qui est plus courte de 18 " (46 cm) et de son cône central d'éjection également plus court de 2,5 " (5 cm),

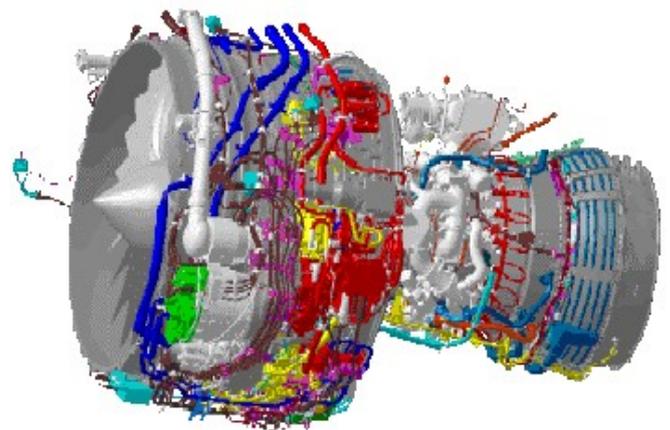
bien qu'il semble plus long à cause de la buse beaucoup plus courte. Placé au-dessus, sur le mât, le bouclier de protection thermique est équipé de nouveaux panneaux en titane, d'écopés latéraux et de suppresseurs de panache intérieurs en raison des températures plus élevées dues à sa tuyère plus courte.



CFM56-7B



CFM56-7BE



Maquette numérique du CFM 56-7B (1). Dénommé initialement CFM56-6, c'est pour éviter toute confusion avec le GE CF6-6 que le moteur prend la désignation -7.

En fin 2024, 7116 Boeing 737-600/-700/-800/-900 avaient été livrés et en 26 ans, la flotte de moteurs CFM56-7B a cumulé plus de 564 millions d'heures de vol en 290 millions de cycles auprès de 259 opérateurs dans le monde entier, un chiffre jamais vu dans toute l'histoire de l'aviation commerciale.

#### Principales caractéristiques du CFM56-7 selon les variantes

Poussée maxi au décollage (kN)	Longueur (m)	Diamètre soufflante (m)	Masse (kg)	Débit d'air (kg/s)	Taux de compression en fin de montée	Taux de dilution	Température maxi entrée turbine (°C)
87 à 121	2,629	1,549	2 384	307 à 353	32,8	5,5 à 5,1	1369

Mis en service en décembre 1999, un moteur CFM56-7B de la compagnie aérienne TUIfly a cumulé 40 650 heures de vol sous l'aile sans dépose et plus de 14 000 cycles ; en juin 2012 un autre CFM56-7B monté sur un B737-800 de la même compagnie aérienne avait totalisé 50 000 heures de vol sans dépose (2). La livraison du 15 000<sup>ème</sup> moteur CFM56-7B s'est effectuée au mois d'octobre 2019. Statistiquement parlant, sur la base d'un taux d'utilisation de 3 000 heures de vol par an, un CFM56 restera dix ans sur l'aile de son avion avant le premier démontage pour maintenance et ne réalisera que trois visites en atelier de maintenance sur l'ensemble de sa durée de vie.

Au total plus de 15 000 exemplaires déclinés en 15 variantes du CFM56-7 ont été produits à ce jour.

### *La famille des Boeing 737 "Next Generation "*

Les Boeing 737 NG sont majoritairement exploités par les compagnies aériennes civile mais aussi par plusieurs forces aériennes. La famille B737 NG a été certifiée ETOPS 180 minutes, moins de deux ans après son entrée en service, en 1998.



Boeing 737-900 ER (© Boeing). Un total de 6 900 Boeing 737 NG ont été livrés dont 4 015 avant avril 2012 et plus de 6 000 commandés.

### *Les 737 commerciaux*

Conservant une importante similitude par rapport aux 737 de la précédente génération, Boeing 737 " Classic ", la famille communément appelée Boeing 737 NG (-600/-700/-800/-900 commerciaux et BBJ, BBJ2, avions d'affaires) a été construite à 6 900 exemplaires entre 1996 et janvier 2020 (pour les versions civiles), le nouvel appareil possède une voilure redessinée avec un nouveau profil, une corde allongée, une envergure augmentée de 4,9 m et la surface alaire de 25 %. Ces modifications permettent d'emporter 30 % de carburant supplémentaire. La famille 737 NG est équipée de réacteurs CFM56-7B dotés de nacelles redessinées et d'un cockpit modernisé entièrement numérique.

Trois versions composent cette troisième famille du biréacteur avion court moyen-courrier à fuselage étroit Boeing 737 " Next Generation " conçue au début des années 1990.

Lancée en janvier 1994, la version la plus petite dénommée 737-600 configurée pour accueillir entre 108 et 132 passagers est produite à 69 exemplaires. Elle est mise en service commercial en en septembre 1998.

Volant avant le -600 et pouvant accueillir selon sa configuration 126 ou 149 passagers, le 737-700 mis en service en décembre 1997, a été produit à 381 exemplaires. Southwest Airlines possède le plus grand nombre de 737-700 : plus de 400 exemplaires.

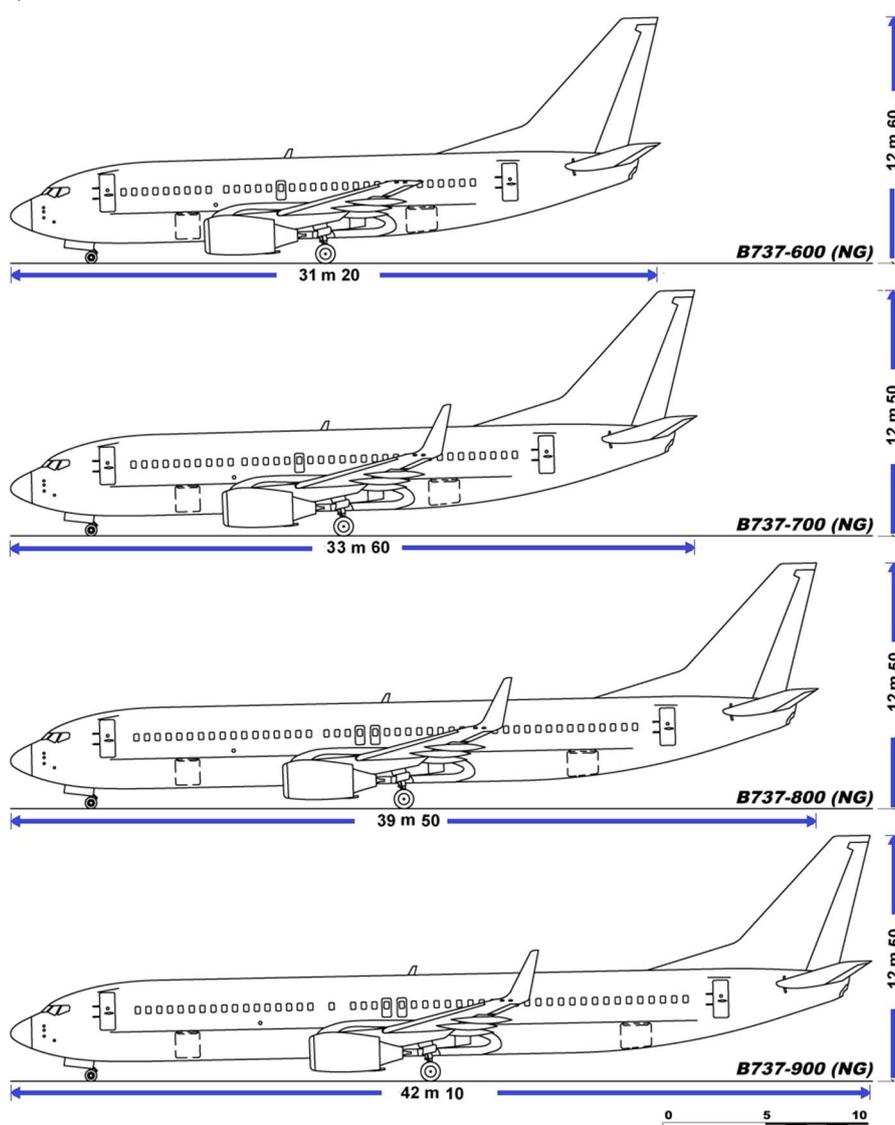
Le 737-700 est décliné en deux variantes : le 700C, un convertible fret/passagers et le 700 ER (Extended Range, c'est-à-dire au rayon d'action étendu). Lancé en janvier 2006, avec une capacité de 126 passagers en deux classes, sa distance franchissable est de 5 510 miles nautiques (10 200 km).

Lancée en septembre 1994, le 737-800, est une version allongée capable de transporter de 164 à 189 passagers. Mise en service en avril 1998, elle a été produite à 638 exemplaires.

Quatrième et dernière version du 737 et la plus longue jamais fabriquée, le Boeing 737-900, lancé en 1997, est entré en service en décembre 2000. Elle est capable de transporter 189 passagers. Le 737-900 est décliné en une seule variante : le 900 ER (Extended Range) avec une capacité de 215 passagers sur une distance franchissable de 4 525 miles nautiques (8 380 km).

Deux versions aménagées en avions d'affaires dénommées BBJ pour Boeing Business Jet (3) sont assemblées. Construit à 50 exemplaires, le BBJ vole pour la première fois le 4 septembre 1998. Il est composé du fuselage du -700 et des ailes du -800 auxquelles ont été rajoutées, par la suite, des winglets (4).

Par rapport au BBJ, le BBJ2 est une variante 25% plus longue et plus spacieuse du précédent, il reprend les ailes avec winglets et le fuselage du -800. Il se différencie du 737-800 par son unique sortie de secours sur l'aile, contre deux pour le -800.



#### Boeing 737 " Next Generation "

B737-600 : version raccourcie produite après le 737-700, avec un fuselage réduit de 2,38 m.

B737-700 : Première version à voler. Fuselage allongé de 2,40 m. Quelques 737-700 sont équipés de winglets.

B737-800 : Appareil basé sur le 737-400, mais plus long de 5,84 m. Il emporte 189 passagers et dispose des deux sorties de secours sur l'aile, en plus du patin anti-frottements et d'un train renforcé. Certains 737-800 ont été livrés avec des winglets.

B737-900 : Version rallongée conservant le même nombre de portes et de sorties de secours que pour le -800.

## Les 737 militaires

Trois versions de Boeing 737 militaires, toujours en production, sont exploitées par les forces aériennes : le Boeing E 7A " Wedgetail " comme avion de guet aérien, le Boeing P-8A " Poséidon " de patrouille maritime et le Boeing C-40B " Clipper " de transport de VIP.

Le biréacteur présente une très grande disponibilité : celle de la version civile est de 99% et celle de la version militaire de 95%. Au sein des compagnies aériennes un Boeing 737 NG réalise en moyenne 4000 heures de vol par an. Les avions militaires dérivés des plateformes civiles volent en moyenne 1000 heures par an.

### Le Boeing E-7 A " Wedgetail ".

Dérivé du Boeing 737-700, ce bimoteur propulsé par une paire de CFM56-7B est équipé d'un radar à antenne active (dont la portée est supérieure à 400 km) à balayage électronique installé dans un carénage fixe dorsal servant de système de détection et de contrôle aéroporté ou AEW&C (*Airborne Early Warning & Control*). Le radar fixe de 3.5 tonnes pour 11 m de long et 3.4 m de haut se distingue par l'absence de pièces en mouvement, donc moins de mécanique lourde, encombrante et exigeante en maintenance.

Spécialement conçu pour l'Australie dans le cadre du programme " Wedgetail ", la Royal Australian Air Force a réceptionné six appareils entre 2009 et 2012. Au total, 19 exemplaires ont été commandés par quatre pays.

En 2022, l'US Air Force a décidé de remplacer ses quadriréacteurs Boeing E-3 A " Sentry " ou plus communément AWACS de l'OTAN (Allemagne, Belgique, Luxembourg, Norvège, Pays-Bas et Roumanie) par des biréacteurs Boeing 737 AEW&C à partir de 2031.



Boeing E 7A " Wedgetail " propulsé par une paire de CFM56-7B aux couleurs du squadron 2 de la Royal Australian Air Force. Avion de veille aérienne, il comprend une cellule et une aile de BBJ et dispose d'un système radar fixe monté sur la partie supérieure du fuselage. (© Boeing)

Le biréacteur Boeing E-7 A " Wedgetail " équipe également la Turquie (4) sous le nom de Peace Eagle et la Corée du Sud (4) sous le nom de Peace Eye et le Royaume-Uni (5). Employés par la coalition arabo-occidentale en Irak et en Syrie depuis 2014, il y a battu son record d'endurance avec 16 h 18 min de vol.

### Le Boeing P-8A " Poséidon ".

L'avion de patrouille maritime, de lutte anti-sous-marine et anti-surface de l'US Navy, le Boeing P-8A " Poséidon " qui a volé pour la première fois en avril 2009 a été conçu sur la base du Boeing 737-800 ERX. La version militaire du CFM56-7B destinée à l'avion de patrouille maritime de l'US Navy (128 appareils), aux marines Indienne (12 appareils désignés P-8I " Neptune "), Britannique (9 appareils), Canadienne (14 appareils), Australienne (15 appareils), Néo-Zélandaise (4 appareils), Corée du Sud (6 appareils), Norvégienne (5 appareils) et Allemande (8 appareils), a dû mener une campagne d'essais spécifiques afin d'évaluer le comportement du moteur en conditions météorologiques extrêmes : des essais de givrage ont été menés ainsi que des essais à haute température.

Le biréacteur Boeing P-8A " Poséidon " aux couleurs de l'US Navy. Lancé en 2013, il remplace le quadri-turbopropulseur Lockheed P-3C " Orion ". Au total douze escadrons en seront équipés. (© Boeing)



Les CFM56-7B qui propulsent les P-8 " Poséidon " diffèrent de leur version civile, notamment par la présence de générateurs électriques deux fois plus puissants, en fournissant 180 kVA par moteur. Dérivé de l'avion de ligne Boeing 737, le biréacteur de patrouille maritime et de lutte anti sous-marine qui pèse 85 tonnes peut atteindre la vitesse de 908 km/h et embarque un équipage de 9 hommes (2 pilotes et 7 opérateurs systèmes).

Contrairement à son prédécesseur, le quadri turbopropulseur Lockheed P-3C " Orion ", qui a passé l'essentiel de sa carrière au ras de l'eau à chasser les sous-marins au plus près de l'environnement dans lequel ils se cachent, le Poséidon les traquent depuis les hautes et les moyennes altitudes. Doté d'une soute ventrale, il peut également emporter des charges sous voilure ; sa palette d'armement s'étageant des torpilles pouvant être larguées depuis la haute altitude (9 000 mètres), aux missiles anti-navires et anti-terrestres.

Malgré sa propulsion à deux réacteurs mal adaptés au vol TBA (très basse altitude) à cause du risque d'ingestions d'oiseaux marins, le choix fut dicté par deux constats : le premier est que le Boeing 737 est plus à l'aise à très haute altitude et à vitesse élevée (490 kt), un domaine de vol qui lui offre, en outre, une autonomie maximale (1200 nautiques de rayon d'action) avec un temps d'action sur zone de quatre heures ; le second est que de nombreuses nations préparent activement ou ont déjà adopté des systèmes d'armes à changement de milieu permettant à leurs sous-marins, même en plongée, d'engager un hélicoptère ou un avion de patrouille maritime.

Déployé dans le monde entier avec 155 appareils livrés ou en service, fin 2022, la flotte totalise plus de 450 000 heures de vol sans incident.

### Boeing C-40B " Clipper "



Version militaire de l'avion de ligne 737-700 (fuselage) sur lequel ont été ajoutés les ailes et le train d'atterrissage du Boeing 707-800, le Boeing C-40 " Clipper " est mis en service le 21 avril 2001. Il est utilisé à la fois par l'United States Navy et l'Air Force et le Marine Corps.

Entré en service en 2003, le C-40B " Clipper " est suivi par 10 autres appareils. Ils existent en trois versions : le C-40A de la Navy, le C-40B pour le transport des autorités militaires et le C-40C une variante utilisée par les membres du Cabinet présidentiel ou les membres du Congrès. Les 11 avions sont dispersés entre : l'US Air Force (4), l'Air National Guard (3) et l'Air Force Reserve (4).

Ils ont comme mission d'assurer le transport national et international des hautes autorités civiles et militaires américaines. De fait, il est équipé pour permettre aux passagers de continuer de travailler et de se déplacer dans un " bureau volant ". Il est équipé de liaisons radios, vidéos, de données, etc. sécurisées.

Modifications apportées au Boeing 737 NG :

- voilure agrandie avec de nouveaux winglets, volets de courbure et bords d'attaque
- empennages vertical et horizontal agrandis avec des gouvernes améliorées
- simplification de l'installation APU
- nouveau train d'atterrissage principal simplifié ; temps d'échanges des blocs frein réduit de 30%
- nouveaux moteurs : amélioration des accès, réduction des opérations de maintenance
- nouvelle génération électrique en courant alternatif
- nouveau processus et outils de conception-construction (dans tout l'avion)
- nouveaux matériaux et traitements résistants à la corrosion dans tout l'avion
- nouvel intérieur cabine passagers : sièges passagers, intérieurs, panneaux, bacs, revêtements
- avionique poste de pilotage améliorée



### Notes de fin

- (1) Jusqu'au début des années quatre-vingt-dix tous les réacteurs étaient construits en utilisant comme modèle une maquette physique en bois et métal. Cette maquette permettait de vérifier l'accessibilité, le montage et le démontage des modules et composants du moteur. En 1994, le moteur CFM56-7 fut le premier réacteur à utiliser une maquette numérique (ou modèle virtuel).
- (2) Le CFM56-7B détient le record du monde de durée de vie sous l'aile (avant sa révision générale) depuis le 13 juin 2012. Monté sur un Boeing 737-800 de la compagnie allemande TUIfly depuis 1999, sa dépose étant due au remplacement de pièces à durée de vie limitée. Jusqu'à son retrait, le moteur fonctionnait parfaitement et avec une très bonne marge EGT (température des gaz d'échappement).
- (3) Les Boeing Business Jet (BBJ) constituent une gamme d'avions de ligne aménagés spécialement pour un usage privé créée par Boeing en 1996. Ces aménagements proposent en outre des chambres à coucher, des salles de bains avec douches, des salles à manger ou de réunion et un vaste salon.
- (4) Montés en extrémités d'ailes, les winglets réduisent la traînée aérodynamique, réduisant ainsi la consommation de carburant jusqu'à 7%.

## Le projet CFM56-9

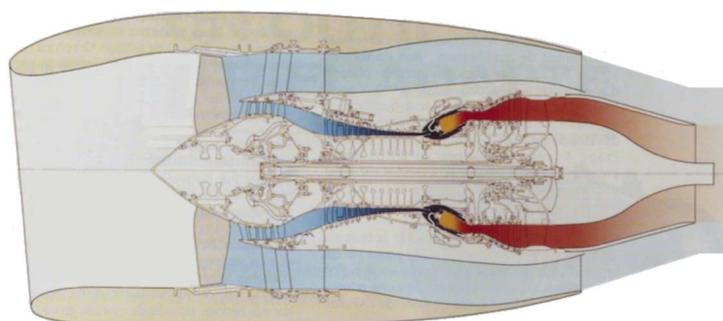
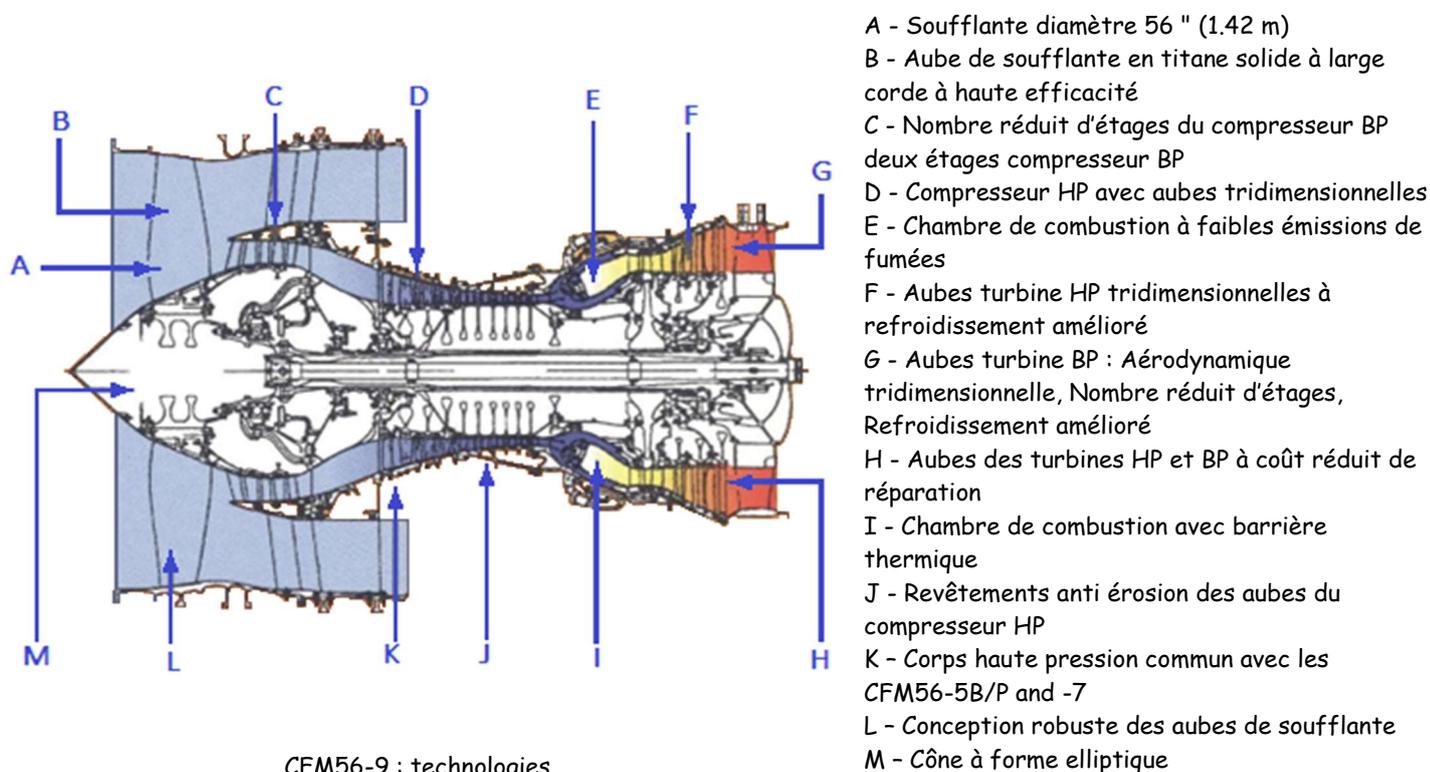
Au milieu des années 1990, CFMI évalue la possibilité de lancer une version à poussée réduite du CFM56, le CFM56-9 anciennement baptisé " Lite " dans une gamme de poussée inférieure à 18 500 (82 kN) destinée à des avions régionaux de 120 à 135 places. Le moteur vise notamment le marché d'un futur avion monocouloir de 100 places chinois.

A l'époque, le marché potentiel est estimé à 1200 appareils sur une vingtaine d'années avec une certification prévue en 2001.

Le projet est un dérivé adapté aux exigences de cette application spécifique partageant un corps commun avec le CFM56-7 et des performances améliorées du CFM56-5B / P. Cette communauté procurant des avantages significatifs en termes de coûts d'exploitation aux compagnies aériennes qui exploitent déjà des flottes motorisées par le CFM56. Pour répondre aux exigences de l'avion, le CFM56-9 incorpore une soufflante à large corde de 56 pouces (1.42 m) réalisée en titane et un nombre réduit d'étages au niveau du compresseur et de la turbine basse pression.

Le moteur bénéficie de la technologie avancée des versions précédentes, y compris la conception aérodynamique 3D pour le compresseur haute pression et les turbines haute et basse pression, ainsi que le faible coût d'entretien et la grande durabilité de la turbine haute pression à un étage.

Ce projet ne dépassera pas le stade des études préliminaires.



CFM56-9 : coupe longitudinale

# Les projets d'évolution du CFM56

## Le programme Tech 56 (1998 - 2001)

Pour répondre à la course en matière de réduction de la consommation carburant, des coûts de maintenance, des émissions polluantes ou sonores (par exemple, l'empreinte de bruit au sol affectant les aéroports a été divisée par sept avec l'entrée en service des CFM56) et à la préparation du futur, CFM International lance, en février 1998, le programme de recherche baptisé Tech 56. D'une durée initiale de trois ans, il est complété par une phase finale de deux années (2000 -2001).

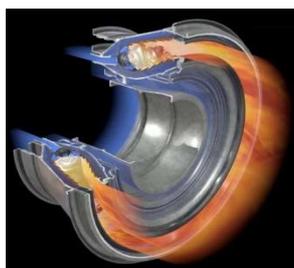
Les objectifs sont de réduire la consommation carburant de 7%, des coûts de maintenance de 15 à 20%, des émissions polluantes de 50% et sonores de 20 dB.



Soufflante de 61 " avec des aubes pleines en flèche à large corde



Aube de soufflante creuse en flèche à large corde



Chambre de combustion dite Twin-Annular Pre-Swirl (TAPS)



Tuyère à " chevrons ", échelle 1, testée sur un CF6-80C2 : elle montre une amélioration du niveau sonore de 3dB.

Portant sur l'ensemble des modules, le programme Tech 56 apporte des progrès significatifs dans la technologie des soufflantes, des compresseurs, des chambres de combustion et des turbines.

### La soufflante.

L'élaboration d'une nouvelle soufflante dotée d'aubes en flèche à large corde, démontre une réduction de 1,5 % de la consommation de carburant, ainsi qu'une amélioration de la poussée de 4 à 6% pour un diamètre équivalent. Deux versions de soufflante, de 61 " et de 68 " de diamètre (1.5 et 1.7 mètre) sont étudiées ; les aubes en titane de la première sont pleines, celles de la seconde, plus grandes, sont creuses pour compenser l'augmentation de masse. Ces dernières étant réalisées pour la première fois par le procédé de fabrication par formage superplastique SPFDB (Super Plastic Forming Diffusion Bonding) qui exploite la capacité du titane à subir de grandes déformations lorsqu'il est porté à haute température (950°C). Une nouvelle position des redresseurs de sortie, éloignés de la soufflante, diminue le bruit de plus de 1 dB.

Parallèlement CFMI développe un système baptisé " désaccoupleur ", plus exactement, dispositif de réduction des charges de soufflante dont le but est de freiner très rapidement la rotation de la soufflante en présence de très forts balourds. Typiquement au cas où une aube de soufflante viendrait à se libérer ou pour tout autres formes de balourds au moins équivalents voire supérieurs, protégeant ainsi le moteur et son pylône des contraintes très élevées qui se matérialisent en ces circonstances exceptionnelles.

### Compresseur basse pression.

Une conception plus épurée du compresseur BP est réalisée avec moins de pièces. Le nouveau profil aérodynamique des aubes associé à des modifications géométriques du carter optimisent l'efficacité. Permettant éventuellement de supprimer les vannes de décharge, qui participent, en optimisant la gestion du débit du compresseur BP, à la protection contre le pompage.

### Compresseur haute pression.

Parmi les avancées les plus importantes du projet figure la mise au point d'un compresseur HP, à six étages (au lieu de neuf sur toutes les versions du CFM56), fortement chargé, c'est sur lui que repose l'opérabilité du moteur, c'est-à-dire ses capacités à fonctionner de manière stable quelles que soient les conditions de vol. Il permet d'obtenir une charge par étage bien plus élevée malgré la diminution du nombre d'aubes et de rotors (le nombre de pièces a diminué de plus de 35%), avec pour résultat un meilleur rendement et des coûts de maintenance réduits.



Compresseur haute pression

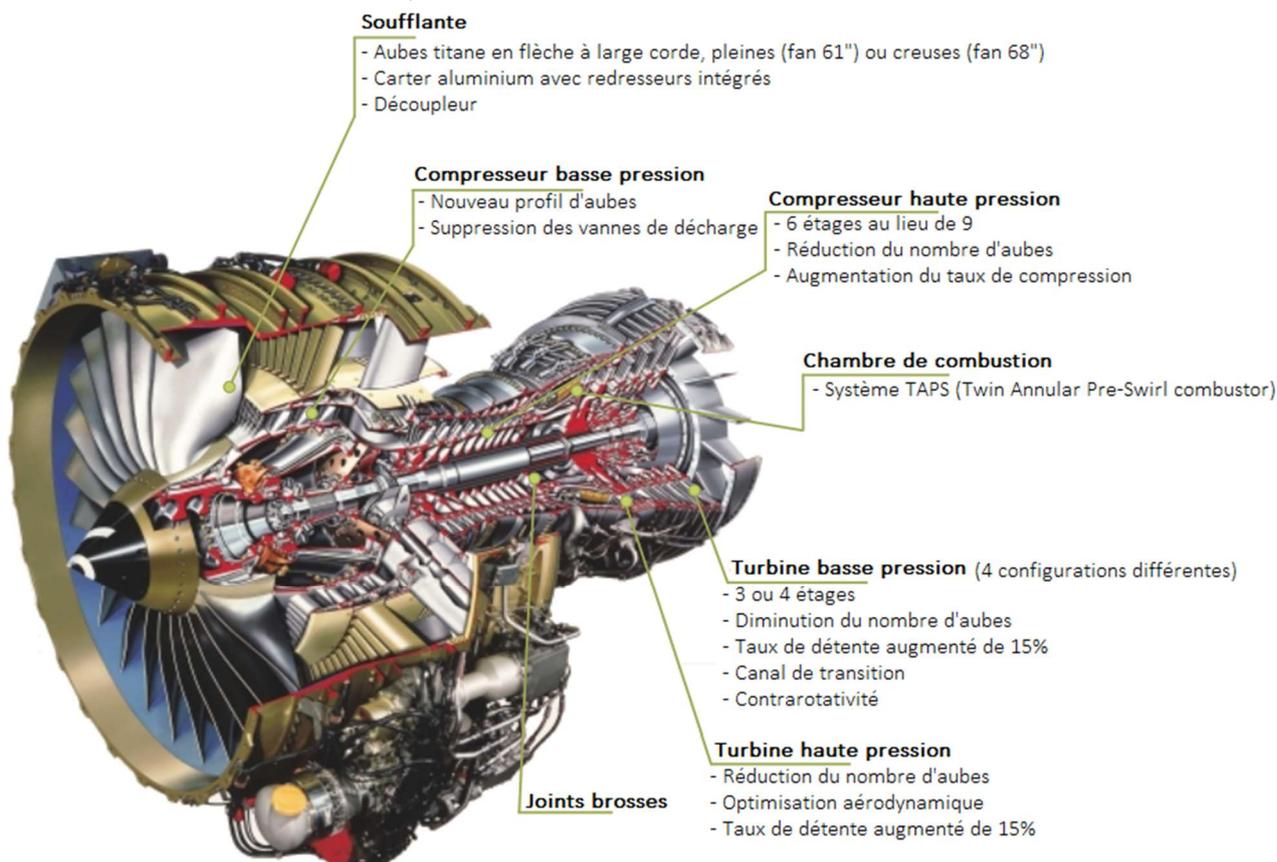
De plus, les deux premiers étages sont pourvus de disques aubagés monoblocs (1) qui améliorent, entre autres avantages, le rapport de moyeux et l'étanchéité de l'ensemble du compresseur.

### La chambre de combustion.

La nécessité de réduire les émissions polluantes donne le jour à une nouvelle chambre de combustion pauvre à prémélange tourbillonnaire dite Twin-Annular Pre-Swirl (TAPS, brûleurs jumelés à prémixage) qui permet de réduire très sensiblement les émissions d'oxydes et de particules fines (50 % de marge sur les Nox). Le concept TAPS permet de beaucoup mieux homogénéiser le mélange air/carburant à tous les régimes de fonctionnement du moteur. L'amélioration du refroidissement des parois de la chambre de combustion se traduit par une cartographie des températures plus homogènes et les rejets d'oxydes d'azote (NOx) sont diminués.

### Turbine haute pression.

Dans le domaine des turbines, les études portent sur la géométrie des aubes. D'une part, en améliorant les performances aérodynamiques des profils et d'autre part en optimisant le dispositif de refroidissement interne deux actions qui autorisent l'augmentation de la température en entrée turbine (TET) de 10°C. Il en résulte une réduction de la consommation de carburant allant jusqu'à 2%. Bien que restant monoétage la turbine HP est optimisée pour répondre à l'augmentation de la demande de puissance du compresseur HP, en amont, mais aussi pour améliorer les interactions avec la turbine BP, en aval. Bien que comptant environ 10% d'aubes en moins, son optimisation conçue par calculs tridimensionnels (Aéro 3D) son taux de détente est augmenté. Enfin, le circuit de refroidissement interne des aubes est revu pour, bien que diminuant le flux prélevé sur le compresseur, en augmenter l'efficacité. D'autres recherches relatives à l'utilisation de " joints brosses " sont menées pour augmenter l'étanchéité entre le compresseur HP et la turbine HP.



Localisation des différentes améliorations que pourrait apporter Tech56. Ici sur un CFM56-7B.

### Turbine basse pression.

Quatre configurations de turbine BP sont testées. L'objectif étant d'augmenter leur performance tout en réduisant le nombre de pièces, mais aussi d'améliorer les interactions avec la turbine haute pression.

Les trois premières configurations comptent quatre étages mais avec environ 10% d'aubes en moins par étage. La quatrième configuration comporte seulement trois étages et jusqu'à 25% d'aubes en moins. Grâce à l'optimisation aérodynamique 3D des aubes, le taux de détente est augmenté de 15%.

Par ailleurs, une étude est menée pour faire tourner la turbine BP en contrarotatif de la turbine HP, cette technologie dérive du démonstrateur GE-36 (UDF) et du moteur militaire YF-120. Toutefois, la " contrarotativité " (2) augmente les efforts sur le palier inter rotor numéro quatre qui interface entre les deux arbres de turbine (HP et BP).

### Tuyère.



CFM56-5A avec chevrons

Faisant partie des premiers essais Tech56, une configuration de tuyère à " chevrons " (3) installée sur la tuyère flux chaud est expérimentée, en 1999, sur un GE CF6-80C2. Elle démontre une atténuation du niveau sonore : il est inférieur de 27 dB par rapport aux spécifications du niveau 3 en vigueur à l'époque). Deux ans plus tard, une seconde expérimentation est menée sur un CFM56-5A d'un Airbus A320, utilisé en ligne par la compagnie aérienne Lufthansa (voir photo ci-contre). Les Airbus A321 propulsés par des CFM56-5B à masse élevée ou HGW (High Gross Weight) seront équipés d'une tuyère à chevrons.

## Le programme Tech Insertion (2004 - 2007)

Sous la dénomination " TeCh Insertion ", le programme d'amélioration technologique débouche en septembre 2004 sur l'intégration dans la gamme des moteurs existants, CFM56-5B (famille Airbus A320) et CFM56-7B (Boeing 737 NG), de certaines technologies avancées développées à cette occasion : améliorations du compresseur haute pression (nouvelles aubes), de la chambre de combustion (meilleur refroidissement et longévité) ainsi que des turbines HP (nouvelles aubes) et BP.

En novembre 2005, des essais en vol sont effectués sur le Boeing 747-121 banc volant de General Electric, à Victorville (États-Unis, Californie). Un peu plus tard, des tests au sol sont entrepris à Villaroche. Au total, 6 moteurs servant aux essais accumulent 1150 heures.

Répondant aux nouvelles normes CAEP/6 (Committee of Aviation Environmental Protection) de l'OACI (Organisation de l'aéronautique civile internationale) qui entrent en vigueur en 2008, ce programme se traduit par l'introduction en mai 2007 d'un standard de production amélioré pour les deux moteurs cités précédemment.

Sur le cycle de vie total d'un moteur, le programme TeCh Insertion offre une meilleure longévité sous l'aile, avec un gain équivalent de 15 à 20°C supplémentaires de température de sortie des gaz (EGT) ; une réduction des coûts de maintenance pouvant atteindre 12 %, grâce à la plus grande longévité des pièces et la meilleure fiabilité ; et jusqu'à 1 % de réduction de la consommation de carburant sur le cycle de vie complet du moteur.



CFM56-7B - Marges EGT

### Tech Insertion les grandes dates

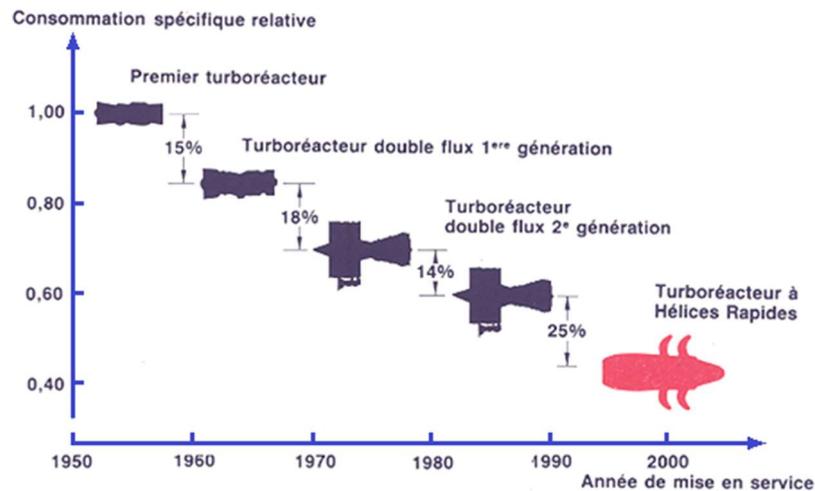
**Septembre 2004** : lancement officiel du programme Tech Insertion, grâce à la technologie développée sur le démonstrateur Tech56.

**Novembre 2005** : essais en vol sur un Boeing 747 modifié, servant de banc volant à General Electric, à Victorville (États-Unis, Californie). Un peu plus tard, des tests au sol sont entrepris à l'établissement Snecma de Villaroche.

**Septembre 2006** : certification par l'Agence européenne de la sécurité aérienne (EASA) et l'administration civile américaine (FAA).

**Mai 2007** : entrée en service des moteurs au standard Tech Insertion sur Boeing 737 NG (Next Generation).

**Septembre 2007** : entrée en service des moteurs au standard Tech Insertion sur la famille Airbus A320.



Evolution de la consommation spécifique

### Notes de fin

#### (1) Disques Aubagés Monoblocs (DAM)

La technologie des disques aubagés monoblocs (Blade disk ou " Blik " en anglais) consiste à équiper les étages tournants des compresseurs d'un ensemble aubes et disques en une seule pièce au lieu de les ancrer dans des alvéoles. Un DAM est réalisé à partir d'un disque forgé en alliage de titane dans lequel sont usinés les aubages de manière à obtenir un étage de compresseur. Un nouveau procédé de fabrication permet d'usiner séparément le disque et les aubes puis de les assembler par soudage thixotropique ; ce procédé permettant de combiner deux alliages de titane différent au sein d'une seule et même pièce.

La technologie des Dam apporte plusieurs avantages :

- Masse, diminuée de 30% par rapport au concept aubes disque conventionnel.
- Réduction du nombre de pièces.
- Élimination de la problématique de l'étanchéité d'interface aubes disque grâce à la suppression des alvéoles d'encrage des aubes.

Pour cause de la suppression des alvéoles, le rapport de moyeux (rapport entre le diamètre intérieur et le diamètre extérieur) est significativement amélioré, surtout au niveau des premiers étages. Permettant à diamètre extérieur égal du carter compresseur d'obtenir un débit d'air plus important.

Les motoristes ont longtemps été réticents à les utiliser, car si une partie du disque (une aube par exemple) est endommagée, c'est toute la pièce qui est compromise. Mais il est malgré tout possible de ressouder une aube sur un disque. Aujourd'hui la technologie du disque aubagé monobloc s'est largement répandue dans la fabrication des compresseurs de moteurs aéronautiques de dernière génération.

- (2) En faisant tourner les turbines en contrarotatif, on élimine l'étage de distributeur entre les deux turbines. Donc gain de masse et aussi en coût de fabrication et de maintenance.

- (3) La marguerite (lobes) située dans le système d'échappement à l'arrière du moteur mélange les flux chaud et froid pour réduire le bruit. La technologie des générateurs de tourbillons en sortie de tuyère, du type à chevrons (des " dents ") accompli le même rôle sans augmenter la masse de l'ensemble propulsif amenant une réduction sensible des décibels émis en accélérant le mélange air chaud rapide - air froid. Ce type de tuyère permet de réduire les basses fréquences.

Aucun CFM56 n'est équipé de chevrons excepté le CFM56-5B monté sur l'Airbus A321 qui ne répond pas aux exigences en matière de bruit telles que définies par le Comité de la Protection de l'Environnement en aviation CAEP 5 mise en vigueur en janvier 2007. Cependant, les chevrons ne sont placés que dans la buse intérieure (noyau).



# Montage et essais des moteurs de série

## La chaîne d'assemblage final

Dès l'annonce de la première commande fin mars 1979, l'outil industriel de SNECMA est modernisé pour le rendre capable de produire 20 moteurs /mois : niveau atteint dès 1982... et largement dépassé depuis. L'ensemble des travaux de développement et d'industrialisation des CFM56 étant partagé par moitié entre SNECMA et General Electric deux chaînes d'assemblage sont mises en place : l'une aux Etats-Unis, à Evendale (banlieue nord de Cincinnati) dans l'Ohio, l'autre en France, à Villaroche.



Melun-Villaroche : le bâtiment 35 est au premier plan à droite (© SAE)

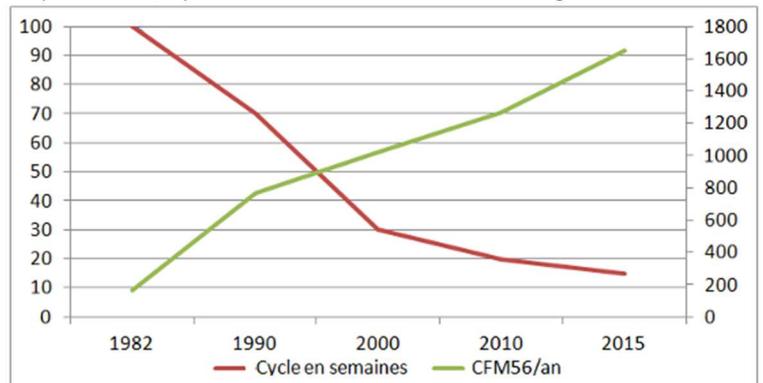


Bâtiment 35 : hall d'assemblage final des moteurs (© SAE)

Initialement, et durant un peu plus d'un an, les moteurs de série sont assemblés à Corbeil puis, à partir de l'été 1982, sur le site de Villaroche. Mise en service en août 1982, le Hall 35 dédié à l'assemblage final des moteurs occupe une surface initiale de 40 000 m<sup>2</sup> (230 m de longueur sur 175 m de large) soit la moitié de la surface de la place de la Concorde, à Paris. Surnommé " la Cathédrale " c'est le bâtiment le plus grand et le plus moderne d'Europe au début des années 80. Dix ans plus tard, en 1992, en raison de l'augmentation des commandes de moteurs, le bâtiment est rallongé et passe à une surface de 57 000 m<sup>2</sup> (330 m de longueur sur 175 m de large).

Le plan d'assemblage initial suppose un taux de production de 20 moteurs par mois et une production totale envisagée initialement de 3000 moteurs. Toutefois, l'annonce des contrats de remotorisation des quadriréacteurs Douglas DC-8 et Boeing KC-135 couplés à l'équipement des biréacteurs Boeing 737-300 " Classic ", en 1981, portent progressivement le taux de production à 30 puis 50 et même 100 par mois en 1999 (1).

La montée en cadence est impressionnante : le premier moteur de série sort en avril 1981, trois ans plus tard 300 moteurs sont livrés, en 1999 ce sont près de 1000 moteurs (CFM56-2,-3,-5,-7) soit plus de 4 moteurs par jour, et, en 2016, année record historique de production, pas moins de 1693 (CFM56-5B et -7BE).



CFM56 Courbe de production (© SAE)



Bâtiment 35 en cours de construction (Août 1981)



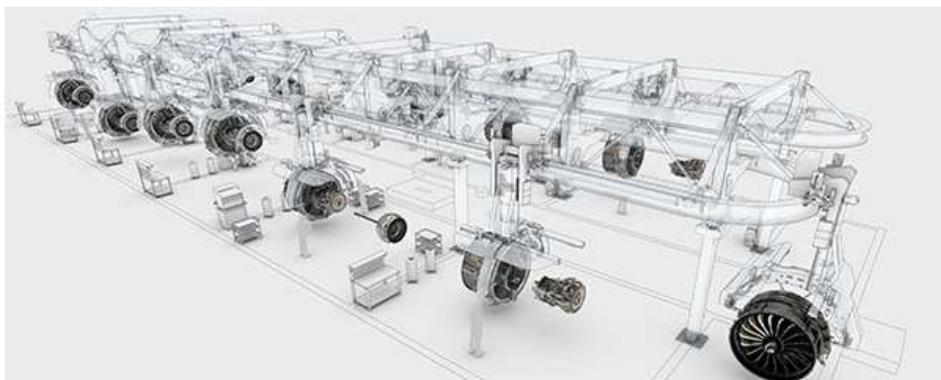
Bâtiment 35 et bancs d'essais (© SAE)

## L'usine qui "pulse" les moteurs d'avion

Depuis le début des années 1980 et pendant près de trois décennies, le moteur est immobilisé et assemblé selon un processus de montage traditionnel sous un portique fixe via une succession de 12 postes indépendants les uns des autres. Sur cette ligne d'assemblage, les opérateurs restent affectés au moteur qu'ils assemblent. Ce système d'assemblage perdure jusqu'à la fin de la première décennie des années 2000. Contrainte d'accélérer la production, Safran réaménage totalement la chaîne de production entre 2007 et 2010. En appliquant les principes de fabrication Lean (2), le motoriste met au point une nouvelle façon d'assembler les moteurs sur 10 postes spécialisés, dénommée Pulse Line (lignes d'assemblage pulsées), inaugurée en 2009.

Avec deux Pulse Line parallèles l'usine peut produire quatre moteurs CFM56 par jour, avec une réduction du temps d'assemblage de 35% et un gain de productivité de 25% par rapport aux flux de production précédents tout en améliorant les conditions de travail des compagnons. Sur cette ligne d'assemblage, c'est le moteur, suspendu sous une balancelle, qui avance de poste à poste et reçoit de nouveaux composants. En 1981, il fallait 40 jours pour assembler un moteur et ce délai n'a cessé de diminuer depuis, passant de 29 jours en 1999 à 16 en 2007 ; fin 2009, il fallait compter 10 jours entre la réception des pièces individuelles et la livraison d'un moteur au client.

Le moteur est assemblé le long d'une chaîne synchronisée de 60 mètres de long sur 20 mètres de large, constituée de cinq stations correspondant aux étapes de montage. L'achèvement d'un moteur pilote l'avancée de toute la ligne, chaque moteur passant alors à la station suivante. L'efficacité de la Pulse Line repose sur la précision du cadencement de la ligne, le "takt time".



Montage Pulse Line. La ligne de montage final est constituée de deux lignes de travail parallèles. Chaque ligne est constituée de 5 postes, et sur chacun de ces postes, le moteur séjourne 8 heures ! Au centre, se trouve une ligne de manutention des porte-pièces, en l'occurrence des balancelles sous lesquelles le moteur en cours de montage est suspendu.

Les trois premiers postes de la ligne sont dédiés aux modules principaux du moteur. Le montage du corps haute pression sur le module de soufflante est réalisé sur la station 1, celui de la turbine basse pression sur la station 2, la station 3 correspondant au montage des boîtiers d'accessoires. Les deux stations suivantes sont dédiées à l'installation des systèmes de régulation du moteur, de l'habillage et de l'équipement extérieur du moteur.



Ligne d'assemblage initiale (1998) (© SAE)



Ligne d'assemblage Pulse Line (2021) (© SAE)

Une dernière station est dédiée à l'inspection visuelle finale du moteur. Les opérateurs sont assistés par un système de caméras qui scanne la totalité du moteur pour, par comparaison avec une base de données spécifique, vérifier que tout soit bien assemblé.

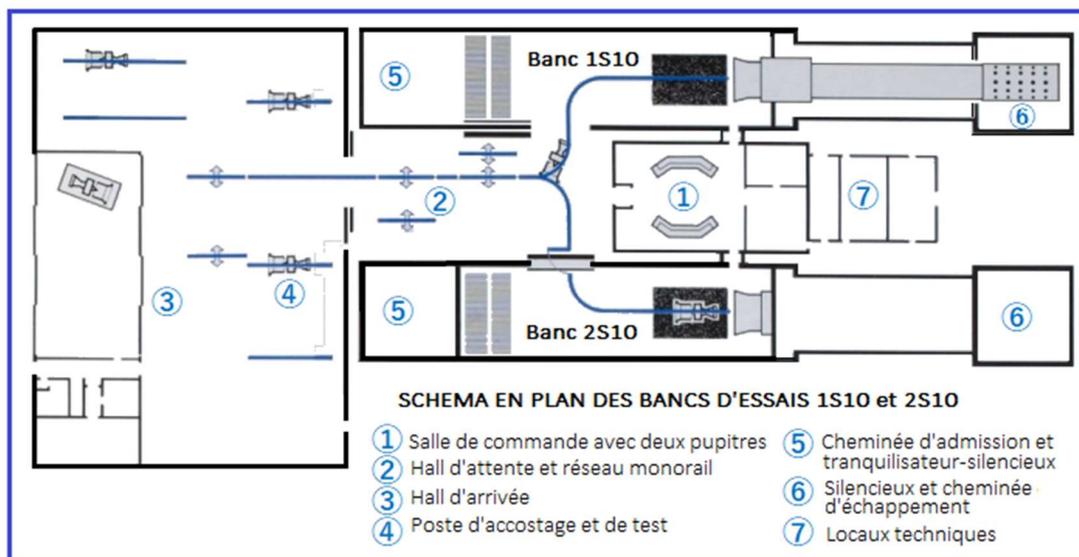
Depuis le montage des modules jusqu'aux dernières opérations de finition avant livraison au client, la totalité du processus de montage ainsi revu permet aujourd'hui de monter un CFM56 en dix jours, soit un gain de près de vingt jours au cours de la dernière décennie.

Aucun programme civil, n'a atteint à ce jour une production dépassant le millier de moteurs dans l'année.

## Essai de réception moteur au banc d'essais

Tous les moteurs sortant de la chaîne d'assemblage finale ou d'une grande visite subissent une série d'opérations systématiques au banc d'essais avant leur livraison. Il s'agit de fournir des mesures de poussée, températures, vibration et bruit à différents niveaux de régime moteur.

L'ensemble est réalisé en une quinzaine d'heures, toutes interventions comprises, mais l'intervalle entre la fin d'une réception et le début de la réception du suivant est réduit de six à moins d'une heure. Les moteurs sont préparés, par des équipes spécialisées, dans une salle adjacente où ils sont équipés des équipements de banc, dont le dispositif de raccordement rapide, puis dirigés par un monorail suspendu dans la baie de test.



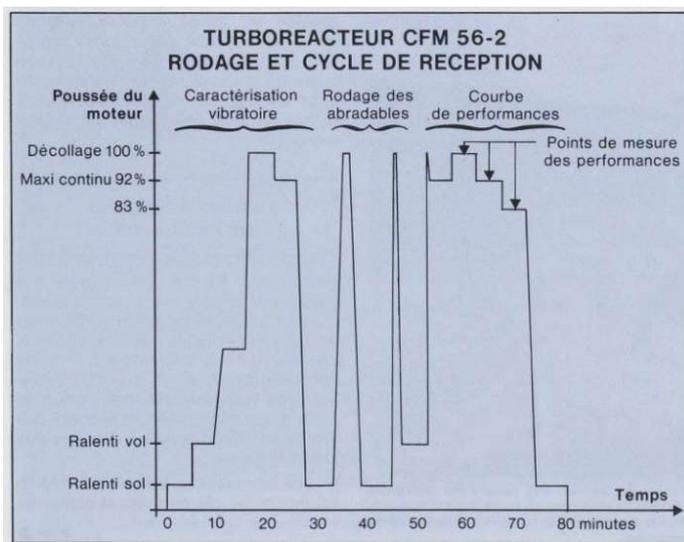
### Opérations préliminaires

- Ventilation " à sec " : vérification des libres rotations des corps BP et HP, sans carburant.
  - Ventilation " humide " : jusqu'au régime proche de celui du démarrage avec injection de carburant, sans allumage.
  - Étanchéité au ralenti sol, capots ouverts.
  - Rodage des abrasables (joints d'étanchéité métalliques des rotors) (3), capots fermés, avec montée en régime par paliers jusqu'au régime de décollage, les accélérations et décélérations étant contrôlées en temps.
- Simultanément :
- équilibrage " in situ " de la soufflante et de la turbine BP ;
  - essais et réglages nécessaires. Pour les versions du CFM56 équipés de PMC (Power Management Control), réglages des bonnes tensions du PMC.
  - contrôle du bon fonctionnement et vérification que de la poussée " plein gaz " soit bien nominale à la vitesse de rotation de la soufflante requise.
- Contrôle de la marge au pompage du corps HP (stabilité aérodynamique du compresseur).

## Cycle de réception

Une succession précise de montées, descentes et paliers de régimes selon un minutage rigoureux permet de réaliser une série de mesures de performances : poussée, température d'entrée turbine, consommation de carburant, consommation d'huile, temps de montée en puissance. Ce cycle est défini en collaboration avec les autorités de certification, de façon à garantir des mesures de performances fiables et reproductibles.

A la fin du cycle officiel de réception, l'état général du moteur et des harnais électriques de raccordement sont contrôlés, puis le turboréacteur est préparé en vue du stockage (purge du circuit carburant) et de l'expédition à l'utilisateur.

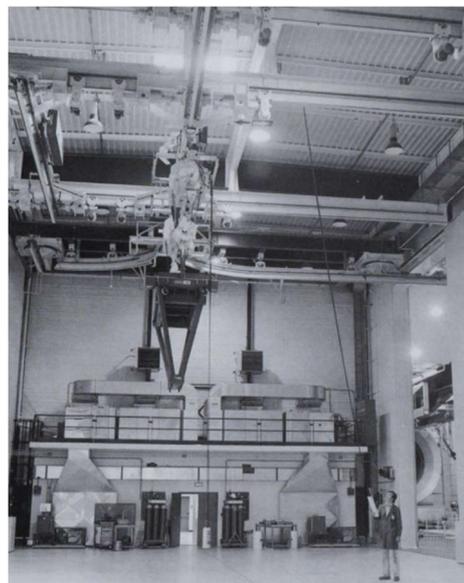


Turboréacteur CFM56-2 : rodage et cycle de réception

Trois bancs sont dédiés à toutes les versions du CFM56. Ils se caractérisent par leurs : dimensions (80 m de long, 10 m sur 10 m de section de veine, axe des moteurs à 4 m du sol), capacités, fonctionnalité, souplesse, automatisation, polyvalence.



La veine du banc d'essais 1S10 : grandes dimensions, accessibilité au moteur (ici un CFM56-2) facilitée par le plancher élévateur, les nacelles mobiles de chaque côté et le système de branchement automatique.



Le monumental hall d'attente avec quelques éléments du réseau monorail servant à déplacer les moteurs des postes d'accostage aux bancs.

## Notes de fin

(1) En 1986 et, pour la première fois en France, depuis cinquante ans, un programme de moteur atteint la cadence de 50 unités par mois. Dès la construction du bâtiment 35, sur décision visionnaire du Président René Ravaut (déjà à l'origine du programme CFM56 lui-même), la chaîne de montage a été dimensionnée pour une production de 100 moteurs/mois, cadence alors totalement improbable !

(2) Le Lean Manufacturing qui trouve ses sources au Japon est une méthode d'optimisation qui vise à réduire le temps nécessaire à la production en éliminant les gaspillages.

(3) Abradable : se dit d'un matériau destiné à être usé et rodé en utilisation pour atteindre la forme optimale. (Il s'agit d'un anglicisme dérivé de " to abrade " signifiant " abraser ", le terme français correct devrait être abrasable "). Apparue sur les réacteurs à la fin des années 1960, les revêtements abrasables sont employés pour : améliorer la consommation spécifique de carburant en réduisant les pertes en extrémité de pales, augmenter les marges de décrochage, augmenter les tolérances de fabrication et d'assemblage des composants du moteur, réduire les risques de dommages aux composants du moteur et protéger les composants métalliques de la corrosion.

## Témoignage : mes 25 années avec le CFM56 par Pierre Mouton



C'est vers la fin de l'année 1971 que, pour première fois, j'ai entendu parler de ce nouveau moteur, devant être produit en coopération avec General Electric (GE) et qui allait s'appeler le CFM56. A cette époque, la Direction Technique m'avait détaché auprès de Garrett AiResearch, une société américaine d'Arizona, à qui la SNECMA avait sous-traité la conception et la réalisation des systèmes de commande des inverseurs de poussée du Mercure et de Concorde. Un après midi, alors que j'inspectais un lot de matériel avant son expédition vers Villaroche, j'ai reçu un appel téléphonique de Jacques Aubert, mon chef de département, qui me proposait, au sein de la division Régulation et Equipements YZ (1), le poste de responsable " Marque Système " de ce nouveau moteur. Je pense que c'est pour ma connaissance de l'anglais et l'expérience américaine que je venais d'acquérir que j'avais été choisi car, en effet, j'avais surtout étudié jusqu'alors des systèmes pneumatiques, et mon expérience des circuits carburant, qui allait principalement constituer mon activité future, était encore très réduite.

Fin 1971, les médias ne donnaient pas trop de chances à ce nouveau programme, surtout mené en coopération avec une société américaine. Pour ma part j'étais encore très attaché au programme Concorde, à la réussite commerciale duquel je croyais toujours. De plus, et pour des raisons personnelles, il m'était difficile d'avancer la date de fin de mon contrat de détachement, fixée à juin 1972. J'ai donc répondu à Monsieur Aubert que si j'acceptais, je ne pourrais pas revenir à Villaroche avant juillet 1972, ce qu'il accepta sans problème, et ce qui, malgré tout, m'étonna. Ma prise de décision fut alors difficile, mais j'étais encore jeune et Concorde m'avait fait apprécier les programmes en coopération internationale. Finalement, j'acceptais ce nouveau poste.

Je connaissais le partage des tâches entre GE et la SNECMA. Le " gros morceau " pour YZ devant être constitué par la pompe à carburant, pour laquelle aucun fournisseur français, y compris la SNECMA, n'avait la compétence que demandait un moteur civil. Etant aux Etats Unis j'ai donc commencé à établir des contacts avec les fournisseurs américains de pompes à carburant. Je les ai trouvés peu intéressés, peut-être qu'eux non plus ne croyaient pas à ce programme ? Seul TRW (2), le fournisseur de la pompe du Pratt et Whitney P&W JT8-D, moteur que le CFM56 avait l'ambition de remplacer, répondit favorablement à mon contact. Notre première réunion s'est tenue à l'hôtel Holiday Inn de Phoenix. TRW a tout d'abord tenté de promouvoir la réutilisation de la pompe du JT8-D, ce qui était, pour eux, une stratégie habile leur permettant de se placer dans la course tout en limitant les risques. Cette proposition, pour moi, n'était pas acceptable, la pompe du JT8-D étant d'une technologie vieille de 20 ans qui n'était plus adaptée à un moteur moderne. Je me revois encore, penché au-dessus de plans en coupe étalés sur le lit d'une chambre d'hôtel !

Le programme CFM56 s'est concrétisé au début de 1972 et Monsieur Aubert m'a alors demandé de revenir temporairement à Villaroche pour prendre en main la petite équipe qui m'avait été constituée. Je suis donc revenu en mars 1972 pour lancer les premiers travaux sur les deux " démonstrateurs " devant être équipés de matériels existants, et aussi pour commencer à réfléchir aux systèmes et équipements du moteur définitif. Nous n'étions que quatre pour démarrer le programme dont Serge Gentils, Paul Lannes et Jacob que je connaissais déjà. Puis en avril, je reçus l'ordre de retourner séance tenante à Phoenix pour préparer l'arrivée du Président Ravaud qui venait en visite chez Garrett AirResearch. Ce n'est qu'en juin 1972 que je suis revenu à Villaroche, définitivement cette fois-ci, pour poursuivre la préparation des démonstrateurs, lancer les études " système " du moteur de certification et commencer la recherche des fournisseurs de ses équipements.

Puis, durant l'été 72, est tombée la décision de mise en sommeil du programme, le Congrès Américain ayant refusé la licence d'exportation du corps HP du moteur. Mon petit groupe fut alors éclaté et j'ai retrouvé mon précédent poste au programme Concorde. Ce ne sera qu'en juin 1973 que l'accord " Nixon - Pompidou " remettra le programme sur pied et que je retrouverais le CFM56. Une nouvelle équipe plus étoffée que la première, et incluant toujours Serge Gentils et Paul Lannes, me fut alors constituée. Un ingénieur coopérant belge, Henri Davin, y trouva même sa place. Henri Davin se montrera excellent dans la conduite des travaux de simulation de la régulation du moteur. Mais, malheureusement, il devra quitter le groupe en 1974, la Belgique, qui avait préféré le F-16 américain au Mirage F1/M53 français, ayant besoin de regrouper ses moyens pour préparer la réparation venir du moteur Pratt et Whitney F-100 qui équipait cet avion.

Le premier démonstrateur fut mis au banc chez GE en Juin 1974. J'étais présent dans la salle d'essai avec Alain Philippe, un jeune ingénieur qui avait été détaché chez GE pour me représenter. Le président Ravaut et Gerhart Neumann, le président de GE étaient également présent. Ce premier essai a été une réussite et le soir les deux Présidents ont reçu tous les participants de l'essai lors d'un cocktail qui allait sceller le début d'une longue suite de succès.



Accompagné d'Alain Philippe, ma deuxième rencontre avec le Président Ravaut



Arrivée du deuxième démonstrateur à Villaroche (Décembre 1974)

Le CFM56 avait été coupé en deux parties, l'une pour SNECMA et l'autre pour GE. Les éléments les plus importants revenant au département " régulation ", auquel j'appartenais, étaient le circuit carburant et la commande des vannes de décharge (VBV) du compresseur BP (3), auxquels s'ajoutera, plus tard, la commande de l'inverseur de poussée. J'avais également la responsabilité de définition d'autres équipements, moins conséquents, comme le démarreur, les capteurs de température T12 et T49, le capteur de vitesse du rotor BP, les capteurs de vibration ainsi que les câblages électriques. Le développement de la commande des VBV, qui ne fut pas simple, mérite d'être raconté avec plus de détails.

### *Le développement de la commande des VBV*

En mars 1972, lorsque pour un mois je suis revenu à Villaroche, la définition des deux moteurs de démonstration était déjà figée et la commande des VBV devait se faire comme sur le moteur CF6-50 de GE, c'est à dire par un anneau installé autour du moteur et que deux vérins hydrauliques faisaient tourner. Or, pendant les presque deux ans que j'avais passés chez Garrett AiResearch, j'avais vécu dans un univers fait de moteurs à air, d'arbres flexibles et de vérins à vis. J'avais alors compris le gain de poids que pouvait offrir une commande rotative des VBV. Revenu à Phoenix en avril 1972, j'en parlais à Frank Halpin, le " sales manager " d' AiResearch, que je connaissais très bien et qui, en bon Américain, " flaira " un nouveau marché. Il me proposa alors d'en faire réaliser un avant-projet. C'est ainsi que fut défini le premier concept de la commande des VBV du CFM56, s'écartant complètement de celui du GE CF6-50.

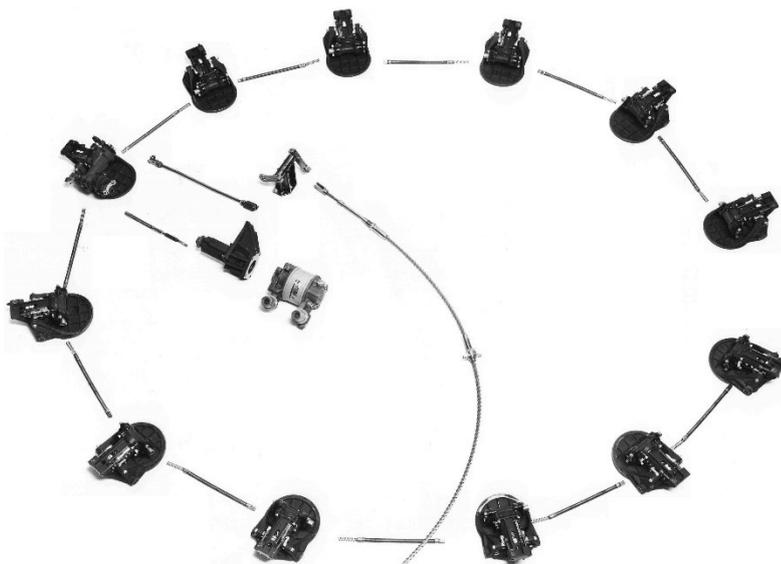
La fonction des VBV est de protéger le compresseur BP du pompage et la logique aurait voulu qu'elles soient commandées à partir de paramètres de ce compresseur. Pour limiter les risques, la définition du CF6-50 était très proche de celle du CF6-6, un moteur qui n'avait pas de VBV. Les VBV du CF6-50 furent donc commandées à partir de paramètres du corps HP, déjà présents dans le régulateur, ce qui était aberrant pour moi. Je n'avais eu aucun mal à convaincre Pierre Alési, le Chef de Marque CFM56, de s'écarter du concept CF6-50, surtout que le gain de masse était très appréciable. Alain Habrand qui appartenait à un service de thermodynamique, dont je ne me souviens plus de l'attache, imagina une loi de régulation basée sur le contrôle du nombre de Mach à la sortie du compresseur BP, nombre de Mach qui était mesuré par le rapport des pressions statiques et totales à la sortie du compresseur. Un moteur pneumatique à pignons était alimenté en air sous pression par le compresseur HP et entraînait, par l'intermédiaire d'arbres flexible et de vérins à vis, 12 vannes de décharge indépendantes.

Ce projet était déjà bien avancé quand il se heurta à la ferme opposition de GE qui souhaitait conserver le régulateur du CF6-50 avec sa régulation des VBV. Ce conflit fut résolu lors d'une négociation téléphonique en petit comité à laquelle assistaient les deux Directeurs Techniques et où j'ai dû défendre " ma " solution pneumatique. Finalement, devant l'impasse, j'ai proposé une solution de compromis, qui m'est venue en tête au cours même de la discussion. Cette proposition permettait de conserver à la fois le régulateur du CF6-50 et

" ma " cinématique rotative. Pour cela le régulateur, au lieu d'alimenter des vérins hydrauliques, n'aurait qu'à alimenter un moteur hydraulique.

La réunion s'est terminée sur cet accord, mais il me restait encore à trouver un fournisseur pour un moteur hydraulique devant fonctionner au carburant.

Et c'est là que j'ai éprouvé l'une des plus grandes frayeurs que le programme CFM56 allait me faire vivre. Il n'y avait pas de fournisseur pour le moteur que je recherchais ! J'étais complètement désespéré et, comme c'est souvent le cas dans ces situations désespérées, une idée m'est venue. Nous étions encore en phase de sélection du fournisseur de la pompe à carburant et la compétition entre les deux finalistes, Sundstrand et TRW était féroce, ces deux fournisseurs voulant ardemment remporter ce marché. La technologie d'un



Système de commande des vannes de décharge BP du CFM56 (VBV)

moteur hydraulique à pignons étant très proche de celle d'une pompe à engrenages, ces deux concurrents à la fourniture de la pompe du CFM56 avaient donc la capacité de développer " mon " moteur rotatif. Je changeais alors la règle du jeu. Pour être choisi le fournisseur de la pompe devrait également s'engager à développer le moteur hydraulique, et ce stratagème a fonctionné. TRW fut choisi pour la pompe et commença immédiatement à développer un excellent moteur hydraulique, le rendant disponible pour AiResearch, qui venait d'être sélectionné, en concurrence avec Plessey, pour le développement de la cinématique des VBV.

Ce système se révélera être d'une fiabilité exceptionnelle. Il équipera des dizaines de milliers de CFM56, jusqu'au modèle -7 qui vit le retour au concept GE, non pas parce qu'il aurait été meilleur mais pour ramener sa fabrication en France. Le développement par TRW de la pompe du CFM56 a été des plus classiques. TRW était le fournisseur de l'excellente pompe à carburant du P&W JT8-D, qui avait déjà été fabriquée à des dizaines de milliers d'exemplaires. La proposition faite par TRW avait ma préférence sur celle de Sundstrand, l'autre fournisseur dans cette course finale, car TRW se montrait beaucoup plus coopératif dans la présentation de sa proposition. Or, alors que tout était prêt pour le choix entre les deux, Monsieur Pons, le Directeur des achats de la SNECMA, a eu peur que GE s'étonne de ne pas voir parmi les postulants à la pompe du CFM56, Chandler Evans, le fournisseur de la pompe du GE CF6-50. Chandler Evans avait pourtant été contacté, mais n'avait pas répondu à notre appel d'offre. J'ai alors dû le relancer mais sa mise hors course s'est faite très rapidement, sa proposition étant plus lourde, de plus d'un kilo, que celle des deux autres concurrents. La recherche d'un poids minimum pour le moteur était alors une priorité. J'ai appris des années plus tard pourquoi Chandler Evans n'avait pas répondu à notre appel d'offre initial. Avant d'engager son bureau d'études dans la réalisation d'une proposition, Chandler Evans avait demandé l'avis du " State Department " américain quant aux chances de succès du programme CFM56 et la réponse qu'il reçut ne l'encouragea pas à investir dans cette voie ! Il a dû certainement s'en mordre les doigts !

## *Le circuit carburant*

Le circuit carburant fut l'objet d'un autre conflit. Si sa structure restait proche de celle du CF6-50, avec l'échangeur thermique de refroidissement d'huile placé à l'intérieur de la boucle de recirculation de carburant, de décider si la position du filtre principal devait être en amont ou en aval de la pompe HP a conduit à de longues discussions avec Joe Smith, mon homologue chez GE. Je défendais, conformément à la tradition de la SNECMA, que le filtre devait être placé en amont pour protéger la pompe de la contamination alors que la position de GE était l'inverse sans que Joe Smith m'en donne la raison qui tenait, comme j'allais le découvrir beaucoup plus tard, à une mauvaise expérience sur un de leurs moteurs militaires. Après des mois de discussion, je me rappelle du jour où j'ai déclaré à Joe : " Arrêtons de nous quereller, je viens de libérer les fonderies de la pompe et le filtre sera placé en amont ". GE ne pouvait plus s'opposer à cette décision et, pour que le système carburant continue à respecter ses pratiques de conception, il dut même les modifier pour, à contrecœur, autoriser la

configuration que nous avons choisie. En effet, au cas où un accident serait causé par la position du filtre, GE en aurait été tenu pour responsable pour ne pas avoir respecté ses propres règles de conception. Et pourtant c'était GE qui avait raison car sur Boeing 737-300, et plus de 10 ans plus tard, plusieurs arrêts moteur en vol ont été causés par surchauffe de la turbine BP, allant jusqu'à la fusion des aubes. La raison en était un défaut de pulvérisation des injecteurs de carburant causé par leur contamination aux particules de bronze provenant de l'usure des paliers de la pompe. Il est évident que ces particules auraient été arrêtés si le filtre avait été placé en aval. J'ai alors appris du même Joe Smith que c'était pour ce même mode de panne, que tous les moteurs GE avaient leur filtre à carburant placé immédiatement derrière la pompe. Ce mauvais échange d'expérience entre coopérants a conduit à un " retrofit " très coûteux, pour installer, 20 ans plus tard, un deuxième filtre en amont des injecteurs. Pour ne pas perdre la face, j'ai alors précisé à Joe que le moteur BMW 003 de la guerre, dont l'ATAR de la SNECMA était le descendant, avait déjà cette configuration !

Après la première frayeur que m'avait causé l'absence de fournisseur pour le moteur hydraulique de VBV, la négociation de l'interface carburant du DC8-70 chez Mc Donnell Douglas allait m'en causer une autre. Pour cette négociation j'étais accompagné de Jacques Renvier, qui faisait alors partie de l'équipe de Marque CFM56.

Alors que le moteur P&W JT3D qui équipait les premières versions du DC-8, les " series " 50 et 60, avait été certifié avec une température d'alimentation en carburant Jet B comprise entre - 55°C et + 55°C, le CFM56, dont le cycle thermodynamique de fonctionnement était très différent, n'avait pu être certifié qu'avec une plage de température d'alimentation plus restreinte allant de - 40°C, pour protéger la régulation du givrage du carburant, à + 37°C pour éviter la cavitation de la pompe HP. Mais dès que j'ai demandé que soient retenues les interfaces certifiées du CFM56, la situation s'est durcie et Mr Leslie Wright, VP Engineering de Douglas, est entré en scène. Il se disait à l'époque que Mr Wright était un fervent " supporter " de P&W, et qu'il n'avait pas apprécié le choix fait par United Airlines de préférer le CFM-56 au PW JT-8D 209. Mr Wright a alors été très clair : " Dans les années 50, le DC-8, avec le moteur P&W JT-3D, a été certifié avec des interfaces d'entrée carburant couvrant les températures de -55°C à +55°C et ce n'est pas votre moteur " moderne " qui viendra dégrader ses performances. " Manifestement Mr Wright n'était pas prêt à financer une modification du manuel de vol des DC-8 pour ce qu'il lui semblait être (et l'était en réalité) un faux problème ! J'avais bien essayé de justifier ma position jusqu'au moment où Mr Wright nous asséna son argument final :

" Si vous n'acceptez pas les interfaces carburant actuelles du DC-8, j'appelle immédiatement votre Président Ravaud ! ". La situation était devenue critique, Jacques et moi sachant très bien que le pire pouvait nous arriver s'il mettait sa menace à exécution !

J'avais personnellement une terreur du Président Ravaud, causée par toutes les histoires, vraies ou fausses, qui circulaient à son égard et il me fallait donc réagir très vite. C'est là que j'ai constaté, encore une fois, que les situations de détresse donnent souvent des bonnes idées et que l'on est alors heureux des travaux de recherche, souvent considérés comme de l'argent gâché, que l'on a fait réaliser précédemment.

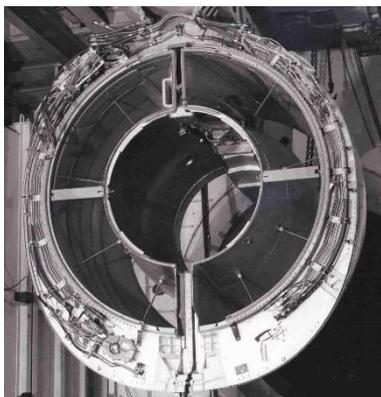
Notre proposition était établie conformément à la FAR Part 33 (4), c'est à dire sans prise en compte du comportement de l'avion qui était considéré volant en régime stabilisé. Or, lorsque l'avion est en régime transitoire, ses limites de température d'alimentation en carburant pouvaient être largement améliorées. Pour la condition de givrage, qui est le décollage, l'avion est en montée ce qui l'amène en peu de minutes à des conditions de vol moins critiques avant que le givrage ait pu produire ses effets. Pour la condition critique de cavitation de la pompe carburant HP, qui est le ralenti à haute altitude, l'avion est en descente ce qui amène aussi, grâce à l'inertie thermique des enceintes " huile ", à ne pas dépasser la limite acceptable de température à l'entrée de la pompe HP.

Par ailleurs, il s'était trouvé que, dans le but de mieux comprendre les limites de température de gavage, au ralenti et à haute altitude, de la pompe à carburant HP, j'avais demandé à TRW que des essais soient réalisés sur leur banc dit de " rate of climb ". Ces essais avaient montré qu'à haute altitude, l'ébullition du Jet B chaud dans les réservoirs diminuait sa tension de vapeur, comme le ferait une colonne de distillation. Il suffisait donc pour régler notre différent, d'incorporer dans la spécification d'interface les caractéristiques du vol en montée et en descente de l'avion ainsi que la pressurisation de ses réservoirs. Ce que, à ma surprise, Mr Wright accepta sans difficulté. Je lui ai alors dit qu'avec ces précisions j'avais bon espoir que le CFM56 puisse satisfaire les conditions que P&W avait acceptées pour le JT3D, 20 ans plus tôt. J'avais eu extrêmement peur, voire même ressenti l'angoisse de perdre mon emploi, mais nous nous en étions quand même sortis car la menace

n'était plus immédiate. Douglas nous transmis les éléments permettant de calculer le fonctionnement en transitoire du circuit carburant du CFM56, comme installé sur un DC-8, calculs qui montrèrent très rapidement que le moteur pouvait être utilisé aux mêmes températures d'interface carburant que celles du moteur Pratt et Whitney d'origine. Je frémis encore quand je repense à cette réunion qui a certainement été la plus pénible de toute ma carrière professionnelle.

## *Le développement des autres équipements du moteur*

Le développement des autres équipements du moteur n'a pas posé de problèmes particuliers. Celui du câblage électrique s'est cependant fait en deux étapes. Sur les moteurs civils d'ancienne génération, le câblage électrique était très simple et consistait en l'installation de fils électriques regroupés en faisceaux, sans aucun souci pour les radiations électromagnétiques qu'ils pourraient émettre ou recevoir. Pour le CFM 56, qui possédait un calculateur électronique, une première sur un moteur civil après Concorde, l'expérience des moteurs militaires nous avait appris à nous méfier des parasites électromagnétiques. ELECMA, la division électronique de la SNECMA avait alors conçu pour le CFM56 un harnais électrique d'une technologie très évoluée et dont j'étais très fier. Ce harnais était construit d'une manière analogue à celle d'un circuit hydraulique avec les fils circulant dans des tubes étanches. En 1979, United Airlines (UAL) qui venait de choisir le CFM56 pour remotoriser ses DC-8, demanda de faire un audit technique de ses câblages électriques. Pour cela je me rendis à San Francisco pour rencontrer un certain Mr Heinrich, leur spécialiste. Alors que je m'attendais à être complimenté, j'ai été surpris quand il critiqua fermement notre concept. Il lui reprochait que les vibrations pouvaient provoquer l'usure des fils, non soutenus dans les tubes, et que cette usure n'était pas décelable. Une panne non prévisible pourrait alors se produire, ce qui est la pire des craintes pour une compagnie aérienne. Sa critique était justifiée, des pannes de ce genre s'étant déjà produites sur un de nos moteurs militaire. Je suis revenu de cette mission avec la ferme intention de reconsidérer la technologie de ces harnais et très vite fut élaboré un nouveau concept, dit " câblage intégré ", qui est maintenant celui de tous les moteurs de Safran Aircraft Engines.



Mise en place des équipements de commande de l'inverseur de poussée du Douglas DC8-70

Je ne parlerai pas du développement des systèmes de commande des inverseurs de poussée du Boeing 707 et des Douglas DC8-70, qui constituèrent malgré tout une part importante de l'activité du service, car il ne souleva pas de problème particulier.

En décembre 1980 et pour 6 mois, j'ai participé à un groupe de travail, conjoint d'Airbus et de CFM, pour la préparation de l'installation du CFM56 sur l'Airbus A320. Je garde un très bon souvenir de cette activité, sans contrainte et où j'ai pu laisser libre cours à mon imagination, et qui m'a fait, par ailleurs, apprécier la ville de Toulouse.

## *L'Après-Vente Civile de la SNECMA*

Puis en juin 1981, une douche froide s'abattit sur moi !! Le président Ravaud, qui avait horreur de l'immobilisme, venait de décider que tout ingénieur exerçant dans le même poste depuis plus de 10 ans devait en changer. De peur d'être muté de force vers une activité qui me déplairait, je pris les devants et contactais Jean Beslon que j'avais bien connu lorsqu'il était ingénieur naviguant sur Concorde pendant ses essais en vol. Jean Beslon, en 1980, était le tout premier Directeur de l'Après-Vente Civile de la SNECMA et il aurait donc la charge du CFM56. Jean Beslon accepta immédiatement de me prendre avec lui et de me confier le Support Technique en service des CFM56 pour les équipements, l'inverseur de poussée, la chaîne cinématique, ainsi que pour la maintenance en ligne et le suivi des performances. Mon activité qui, jusqu'alors, était restée confinée à la Direction Technique, allait maintenant s'ouvrir à un monde, nouveau pour moi, celui des compagnies aériennes. Après avoir installé Michel Doublier, mon successeur à la tête d'YZP, je faisais mes cartons et m'installais dans mon nouveau bureau à la tête d'une nouvelle équipe dont j'ignorais tout.

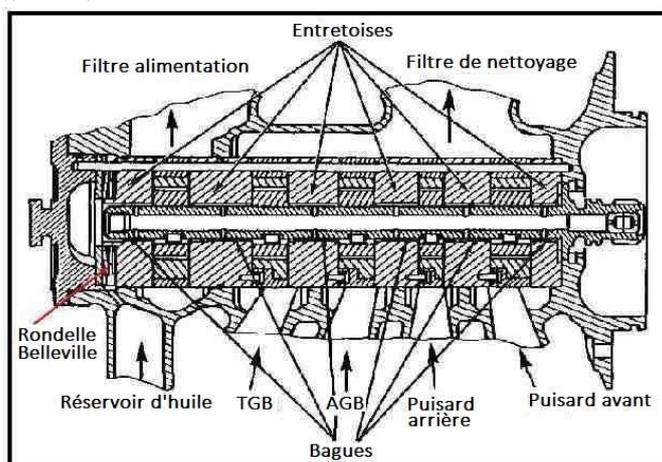
L'après-vente civile Snecma, avant le CFM56, se limitait au suivi des programmes Concorde chez Air France et Mercure chez Air Inter, et elle devait maintenant se préparer à la mise en service des DC8-70. De par l'organisation CFM, et à la différence de la phase de conception où le moteur avait été coupé en deux, pour l'Après-Vente c'est le monde qui avait été partagé, chaque coopérant, GE et la SNECMA, ayant en charge le " support " de l'ensemble du moteur, mais c'était auprès d'utilisateurs différents qui leurs étaient spécifiquement attribués, l'Amérique et l'Extrême Orient pour GE et le reste du monde pour la SNECMA. Cette situation s'est révélée particulièrement favorable pour nous qui, ayant tout à créer, pouvions bénéficier du modèle que constituait l'Après-Vente de GE qui, à cette époque était considérée comme étant la meilleure du monde. C'est donc sans réserve de notre part, et grâce à une attitude très coopérative de GE, que notre Après-Vente s'est calquée sur elle, tout en conservant une indépendance complète de relations avec ses clients.

Bien naturellement, mes années passées à la Direction Technique ont facilité ma prise de responsabilité du secteur " PSE " ou Product Support Engineering (comme le support technique était dénommé) qui m'était attribué. Si évoluer d'une activité de conception vers une activité de support technique, sur les mêmes produits, peut sembler l'idéal, il m'a fallu comprendre très vite que les métiers étaient complètement différents. Le support technique n'est en aucun cas le prolongement d'une activité de conception. Nous devons y faire vivre le moteur, avec ses problèmes, dans sa définition de certification et ne recourir à une demande de modification auprès de la Direction Technique, qui ne pourrait aboutir que très tard, qu'en dernier recours. Je comparais mon activité à celle d'un médecin généraliste qui doit diagnostiquer une maladie et y trouver un remède, sans, si possible, avoir à recourir à une opération chirurgicale !

J'ai trouvé cette activité passionnante et les deux exemples qui vont suivre vont en montrer tout l'intérêt. Le premier exemple concerne des arrêts moteur en vol (IFSD In-Flight Shut Down), commandés par le pilote en réponse à une alarme de basse pression d'huile qui était causée par un défaut de conception des pompes à huile et l'autre exemple, concerne un déploiement intempestif en vol d'un inverseur de poussée causé par une erreur de fabrication.

### Le grippage des groupes de lubrification du CFM56-2C

Le groupe de lubrification (GDL) des CFM56 alimente le moteur en huile sous pression et récupère cette huile dans les enceintes du moteur.



Groupe de lubrification (GDL) du CFM56-2C

Les quatre pompes de récupération d'huile et la pompe de pression sont entraînées par un même arbre. Ces pompes volumétriques sont du type " Gerotor ", à jeux latéraux fixes, et leur arbre est supporté par des bagues lisses en PTFE (5) chargé au plomb, dites " bague DU ".

Quand le moteur est à l'arrêt, la pompe de pression est désamorcée par un système " anti-siphon " pour éviter que le réservoir d'huile ne se vide à travers le jeu d'engrènement des pompes. Ceci fait qu'elle ne se réamorçe que lorsque le moteur a atteint un régime de rotation proche du ralenti. Les paliers sont donc " secs " pendant la phase de démarrage.

La première panne s'est produite sur un DC8-73 de United Airlines, trois mois après l'entrée en service de l'avion. Le GDL nous a été retourné pour inspection dans le but de déterminer la cause de la panne. Celle-ci ne sera découverte que très tardivement, après que plus de 30 pannes du même type se soient produites. L'examen

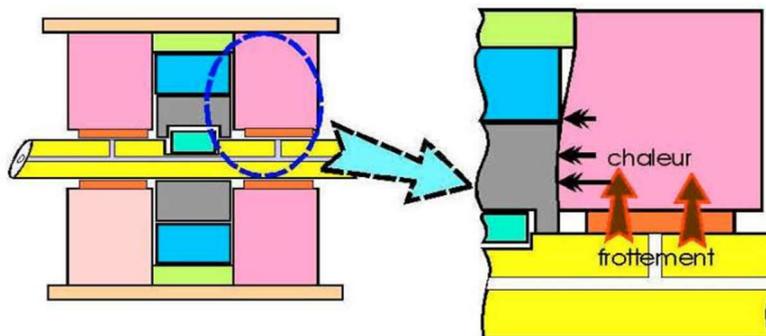
de ce premier GDL endommagé a montré qu'une des faces latérales de sa pompe de pression avait grippé au contact d'un des flasques provoquant la rupture du fusible d'entraînement. A noter que les paliers de la pompe endommagée étaient en excellent état, ce qui allait détourner notre attention de la véritable origine de la panne.

L'examen des documents de fabrication de la troisième pompe cassée montra que celle-ci avait un jeu axial hors tolérance minimum, accepté cependant en dérogation de fabrication. Cette dérogation ayant été systématiquement acceptée sur la tête de série, les grippages lui avaient donc été tout naturellement attribués. 32 GDL ont dû être retournés chez le fournisseur pour remise en conformité des jeux, mais à ce stade le scénario de grippage n'était toujours pas compris.

Malheureusement le retour des pompes suspectes n'a pas arrêté l'épidémie, mais on persistait à croire qu'un jeu axial trop faible en était la cause, et il fut donc décidé de l'augmenter. Des centaines de pompes seront retournées chez le fournisseur pour être mises au nouveau standard. Mais l'augmentation du jeu des pompes n'arrêta toujours pas la répétition des pannes, sauf qu'elles se produisaient sur des pompes plus vieilles.

A ce stade l'incompréhension était devenue totale et un doute s'est fait jour : que la nature du contact entre flasques et pignons n'était peut-être pas adaptée. Un prototype de pompe, équipée non plus de flasques en aluminium anodisé mais en bronze et sans bague PTFE, fut donc lancé en fabrication. Cette pompe grippa dès son premier essai mais l'état de ses composants fut très révélateur. Le positionnement des marques de grippage des flasques et pignons était identique à celui observé sur les pompes qui grippaient en service, et surtout des traces de grippage étaient présente dans les paliers lisses en bronze. Puis un nouvel indice, crucial, apparut. L'excellent technicien (René Rairolle) que j'avais chargé du suivi de la noria des pompes revenant pour augmentation des jeux m'informa que toutes les pompes repassant en essai de réception avant d'être remises en service faisaient l'objet d'une dérogation pour couple d'ébranlement " à vide " hors tolérance. Cette information fut pour moi un déclic. *Et si c'était un serrage des paliers en PTFE, ne laissant pas de traces, qui provoquait leur échauffement, puis la mise " en parapluie " des flasques par dilatation thermique et enfin le pincement des pignons qui était à l'origine des grippages ?* Une rapide recherche sur l'expérience que nous avions des bagues PTFE de type " DU " m'apprit que ces bagues étaient également utilisées sur une pompe à huile d'un de nos moteurs militaires et qu'elles devaient être changées toutes les 1000 heures parce qu'elle " gonflaient " dans l'huile chaude ! L'information qui était connue de l'Après-Vente Militaire de Snecma n'avait pas atteint le Bureau d'Etudes !

C'était donc ça le secret du grippage des groupes de lubrification du CFM56-2C ! et il avait fallu plus de trois ans, l'exaspération des clients et plusieurs dizaines de pannes pour le découvrir !



Mécanisme du grippage des GDL CFM56-2C

La solution au problème est alors devenue évidente. Pour la troisième fois nous avons modifié les pompes en service, en les équipant cette fois-ci de bagues PTFE " DU " sans plomb pour ne pas qu'elles gonflent dans l'huile ! Ceci a fait que, quatre ans après la mise en service, les pannes de GDL dans la flotte DC8-70 ont enfin cessé.

### L'énigme du déploiement intempestif, en vol, d'un inverseur de poussée

L'autre exemple représentant bien ce que j'ai vécu au PSE est un événement très grave qui, sans la réaction très professionnelle du pilote, aurait pu conduire à une perte de contrôle de l'avion et en un " crash ", faisant plus de 200 victimes.

Le 27 novembre 1982, c'était un vendredi soir (comme d'habitude), je reçus à la maison un appel téléphonique de Claude Bégin, notre représentant technique chez Delta Airlines, à Atlanta (Géorgie). C'était pour m'informer qu'un DC-8, (a/c 861) de Delta Airlines avait fait demi-tour après qu'un inverseur se soit intempestivement déployé alors que l'avion était en montée.

Le déploiement non commandé d'un inverseur de poussée, surtout en vol, est potentiellement catastrophique. Qu'un scénario pouvant conduire à cet incident ait pu exister sur le DC8-70, avait été une complète surprise pour moi qui, alors que j'étais encore à la Direction Technique, avais certifié le système de commande avec une probabilité (calculée) de  $10^{-24}$  par vol que survienne un tel événement. Quatre verrous indépendants (mais de même technologie) dont trois surveillés en temps réel protégeaient l'inverseur contre le risque de déploiement non commandé.

Cet incident m'a alors fait douter de mon analyse et m'a causé, à titre personnel, un très désagréable sentiment de culpabilité. Je n'ai pas réagi immédiatement au fait que les analyses de sécurité présentées aux autorités pour la certification ignoraient les erreurs de maintenance alors que c'était l'erreur d'un mécanicien qui a été à l'origine de ce déploiement.

Dès le lundi matin, des détails supplémentaires nous sont parvenus. Lors de l'atterrissage de l'avion au vol précédent, après la commande d'escamotage de l'inverseur de poussée du moteur n° 1, l'indication d'escamotage et de verrouillage ne s'était affichée que très tard, seulement lorsque l'avion arrivait au parking, alors que celle-ci aurait dû apparaître en moins de 5 secondes. Cette anomalie n'a pas été considérée et l'avion est reparti.

De nuit et lors de la montée, à 27 000 pieds (8 230 m), l'avion a eu un soudain mouvement de lacet, avec indication que l'inverseur du moteur n°1 était déployé. Le pilote perdit momentanément le contrôle de l'avion qui descendit de 3000 pieds (914 m). Le pilote " coupa " alors le moteur et escamota l'inverseur par le circuit de secours. L'avion revint à Dallas d'où il était parti, les inverseurs n°1 et n°4 furent verrouillés et l'avion repartit comme si rien ne s'était passé !

Le 2 décembre je partis pour Cincinnati pour réfléchir avec GE, qui connaissait bien le système de commande de l'inverseur de poussée du TF 39 (quadrireacteur Lockheed C-5A Galaxy) dont celui du DC-8 était dérivé. Le mystère est resté complet.

Le démontage des vérins de l'inverseur en cause révéla que les quatre écrous connectant la tige des vérins à la vis de synchronisation et au système de verrouillage étaient rompus. La rupture de ces écrous expliquait la perte du verrouillage en position escamotée de l'inverseur et son déploiement intempestif, sans doute suite à une rafale, le système " d'auto-restow " n'ayant pas fonctionné, (panne dormante causée par la rupture de son fusible de sécurité) et l'inverseur n'étant que marginalement stable en position escamotée.

Le 21 décembre 1982, c'est-à-dire plus d'un mois après l'incident, une réunion de coordination entre Delta Airlines, Douglas, National Waterlift (NWL) le fabricant des vérins, et CFM s'est tenue à Long Beach. Je représentais CFM à cette réunion. Une séance de " brain storming " avait permis d'identifier 4 scénarios pouvant conduire à un déploiement intempestif de l'inverseur et les actions destinées à vérifier si l'un était possible furent définies. Chacun est retourné chez lui avec les actions qui le concernaient. Les résultats de ces vérifications ont vite conduit à conclure qu'aucun de ces scénarios n'était crédible. Nous étions alors dans une impasse totale !

En janvier 1983, j'étais à nouveau chez National Waterlift à Kalamazoo (Michigan) pour m'enquérir de l'état d'avancement des actions d'investigation qui leur revenaient. Aucune panne du système de commande pouvant causer une rupture des écrous de synchronisation n'avait été trouvée. Et pourtant ces écrous avaient cassé !

Une idée m'est alors venue de connaître quelle serait la pièce qui casserait en premier, si un surcouple était appliqué sur la commande manuelle de l'inverseur. NWL m'a alors affirmé que ce serait le carré d'entraînement des flexibles de synchronisation. J'ai voulu en avoir le cœur net et j'ai demandé un essai. NWL m'a rétorqué qu'il n'avait pas de vérin à endommager pour cet essai, ce à quoi je leur ai dit de prendre un des vérins qui avaient été utilisés pour la qualification et que la SNECMA avait payés.

L'essai s'est fait, juste avant de partir déjeuner. Le couple sur la commande manuelle a été augmenté jusqu'au moment où un violent " clac " de rupture a été entendu. Quelque chose avait cassé à l'intérieur du vérin et ce n'était pas le carré d'entraînement comme supposé. Pendant notre déjeuner un technicien de NWL a démonté

le vérin et à notre retour quelle n'a pas été notre surprise de voir que c'était l'écrou de synchronisation qui avait cassé et, en plus, que le faciès de rupture était absolument identique à celui des vérins de l'incident !

Il devint alors évident pour moi que la rupture des écrous ne résultait pas d'une panne du système mais d'un surcouple exercé sur la commande manuelle.

Revenu à Villaroche nous avons recherché qu'elle avait été la " vie " de cet inverseur avant son montage sur avion et nous avons découvert qu'il avait subi des mises au standard nécessitant la translation de ses capots mobiles. Sachant que les vérins étaient vidangés de leur fluide hydraulique pour ces opérations, j'ai alors suspecté qu'un outil pneumatique, outil rotatif que l'on trouve dans tous les ateliers, avait été utilisé et que les butées internes de fin de cours des vérins avaient été impactées à grande vitesse, produisant des chocs qui auraient pu casser les écrous. Il ne restait plus qu'à valider ce scénario, ce que mon ami Michel Dehu fit immédiatement sur le banc " système " dont nous disposions à Villaroche, et qui confirma que la manœuvre cassait effectivement les écrous et isolait la tige des vérins de leurs verrous.

Tout heureux (et très fier) d'avoir percé le secret de la cause du déploiement intempestif, j'ai été présenter ce cinquième scénario, validé, à Delta Airlines le 24 février 1983. Ce scénario a été accepté et, depuis cette dernière réunion, j'ai été connu chez Delta Airlines sous le surnom " d'inspecteur Clouzot " !

Naturellement, tous les inverseurs ont été vérifiés, une procédure d'inspection en ligne pour vérifier qu'aucun écrou n'était cassé a été introduite au Manuel de Maintenance et un outillage de maintenance spécial pour l'entraînement manuel de l'inverseur, avec limiteur de couple, a été développé. Lors de l'inspection de la flotte qui suivit, deux vérins ont été trouvés avec leurs écrous cassés.

De nombreuses enquêtes de ce genre furent réalisées pendant mes 7 années passées au PSE. Toutes ont fini par nous révéler la cause de pannes que nous ne connaissions pas encore. Je me plaisais tellement dans cette activité que je pensais que ce serait à l'Après-Vente que j'atteindrai l'âge de la retraite. Cependant des changements d'organisation étaient en préparation, toujours par alignement sur l'Après-Vente de GE, et ces changements me déplaisaient car ils risquaient de détourner l'intérêt que mon équipe portait au matériel vers celui d'un contact plus proche avec les compagnies aériennes. C'est alors qu'en septembre 1987, Monsieur Pierre André, l'Ingénieur en Chef de la Direction Technique, me téléphona pour me proposer de rejoindre l'Audit Technique qu'il dirigeait. J'acceptais sa proposition qui tombait à point et j'ai retraversé la D57 pour revenir à la DT et entamer le troisième volet de ma carrière au service du CFM56. Ce n'est que très récemment que j'ai appris, de Pierre André lui-même, pourquoi il me fit cette proposition. De ses contacts avec son homologue chez GE, qui était également Directeur de la Sécurité des vols, il avait décidé de créer lui aussi un secteur " sécurité des Vols " au sein son organisation et c'est en observant comment j'avais résolu l'énigme du déploiement intempestif d'inverseur de poussée du DC-8 qu'il avait pensé à moi pour ce poste.



Avec mes deux secrétaires, photo d'adieu à mon équipe du PSE

## *Au département de la Sécurité des vols Snecma*

La création et la conduite des activités du département de la Sécurité des vols Snecma sera pour moi une aventure aussi passionnante que celle que je venais de vivre à l'Après-Vente. Là encore GE, et son secteur " Flight Safety ", m'a servi de modèle. L'organisation que je mis en place avait deux facettes, l'une orientée vers la prévention des accidents pouvant impliquer le CFM56 et l'autre, post accident, la collaboration avec les

Commissions d'Enquête Nationales qui en recherchaient les causes et avec la Justice, devant en déterminer les responsabilités.

Les moteurs sont rarement la cause unique d'un accident d'avion qui le plus souvent résulte d'une mauvaise réaction de l'équipage devant une panne qui, par ailleurs, pourrait être facilement gérable. J'ai vite compris que ce sera surtout en minimisant l'implication du facteur humain dans les scénarios d'accident que leur prévention sera la plus efficace. J'ai donc exercé une pression continue sur les bureaux d'études pour que la définition des moteurs limite le risque d'erreur ou de faute humaine. Cela n'a pas toujours été facile car le plus souvent le poids et le coût de production en étaient affectés et la réaction des concepteurs était de me répondre : " Je ne veux pas pénaliser les performances du moteur parce que les pilotes ne font pas correctement leur travail ". Pour moi la prévention des accidents a été un travail de " vendeur " tentant de vendre un " non-accident ", pour que l'acheteur ne le voit jamais !

### La catastrophe aérienne de Kegworth

La catastrophe aérienne de Kegworth, au Royaume-Uni, en janvier 1989, montre bien l'importance que peut prendre le facteur humain parmi les causes d'un accident. L'avion en cause étant équipé de moteurs CFM, je me suis donc trouvé à participer à l'enquête administrative et à assister les autorités judiciaires anglaises qui devaient en déterminer les responsabilités.



Vue de l'épave du B737-400 de BMA



sur le site de l'accident

L'avion était un Boeing 737-400, exploité par British Midlands Airways (BMA), une petite compagnie régionale anglaise. Cet avion était un dérivé du déjà célèbre et très fiable B737-300, équipé, comme ce dernier, de turbosoufflantes CFM 56-3, mais d'un modèle plus récent dont la poussée avait été accrue par simple augmentation du régime de rotation. De nuit, le 8 janvier 1989, après son décollage d'Heathrow pour Belfast, soudainement, et alors qu'il atteignait 28 000 pieds (8 534 m), l'avion fut violemment secoué par des à-coups de poussée d'un de ses moteurs. L'immédiate réaction des pilotes, pour identifier lequel de ses deux moteurs était en cause, fut de déconnecter les auto-manettes afin de " tester " les moteurs en les ramenant au ralenti. Le moteur droit fut commandé en premier et cette action conduisit à l'arrêt immédiat des secousses. Les pilotes en conclurent, à tort comme nous allons le voir, que ce moteur était à l'origine de l'incident et ils en commandèrent l'arrêt. L'autre moteur continua à fonctionner à haut régime, bien que générant de très fortes vibrations, mais qui ne furent pas perçues par les pilotes, tant leur soulagement était grand. L'avion se retrouvant en monomoteur, les pilotes se déroutèrent vers le terrain de East Midlands Airport qui était très proche. Pour cela le moteur gauche, le mauvais, fut commandé au ralenti et l'avion commença sa descente. Alors que l'avion se trouvait en approche, à 2 miles de la piste, la poussée du moteur chuta brutalement et son alarme feu se déclencha. Les pilotes tentèrent de redémarrer le moteur droit, mais sans succès. Sans poussée l'avion ne put atteindre l'entrée de piste et s'écrasa contre le talus de l'autoroute M1 qui la bordait. 47 passagers perdirent la vie et 67 autres furent sérieusement blessés.

L'enquête de l'Air Accidents Investigation Branch (AAIB) qui suivit montra que c'était la séparation d'un panneau supérieur d'une aube de soufflante du moteur gauche qui avait provoqué le pompage du compresseur et les secousses de l'avion, et que ce fut l'erreur des pilotes, en commandant l'arrêt du moteur droit, qui fit perdre toute la poussée à l'avion. L'examen de l'aube en cause montra que c'était une fissure vibratoire HCF (High Cycle Fatigue) qui était à l'origine de sa rupture, sans cependant en déterminer l'origine. Ce fut un incident de même type, survenu peu de temps après sur un autre B737-400 exploité cette fois par Dan Air, qui révéla que ces ruptures étaient provoquées par un phénomène de flottement qui n'avait pas été détecté lors

du développement du moteur. La correction du problème fut relativement rapide par l'introduction de cales flottantes au niveau des pieds d'aube, de manière, par frottement, à en amortir les vibrations.

En elle-même, la libération contenue d'une l'aube de soufflante ne présente pas de risques inacceptables de sécurité. C'est l'erreur des pilotes, qui en coupant le " bon " moteur, avait été la " vraie " cause de l'accident. Or la commission d'enquête AAIB (anglaise) ne s'est pas intéressée à comprendre pourquoi les pilotes s'étaient trompés et je pense que c'est pour protéger la bonne réputation des pilotes (Anglais) qu'elle l'a ignorée. J'ai alors recherché ce qu'aurait pu conduire les pilotes à cette erreur et j'en suis arrivé à un scénario que, faute de preuve, je n'ai jamais rendu publique.

Beaucoup d'hypothèses ont circulé dans les médias, certaines associées à une odeur de " brûlé " qui aurait envahi le cockpit. Je pense personnellement que ce sont les pilotes, voulant " tester " les moteurs l'un après l'autre, et qui, pour cela, ont dû commencer par déconnecter l'auto manette, qui ont interrompu l'entretien des pompes très violents et répétitifs du moteur en cause.

Comme la commande au ralenti du " bon " moteur, qui fut par malchance choisi en premier, s'est faite quasi simultanément avec l'action sur l'auto-manette, les pilotes, ressentant une nette amélioration par l'arrêt des à-coups de poussée, en ont déduit que ce moteur en était la cause et l'ont arrêté. On pourrait s'étonner pourquoi les paramètres affichés en cockpit n'ont pas permis de diagnostiquer quel était le moteur en panne. Aucun paramètre moteur n'était indiqué dans le rouge, le -3 étant un excellent moteur ! Seuls les indicateurs de vibration auraient pu renseigner les pilotes, mais, à cette époque, ces indicateurs n'affichaient pas de limite car ils étaient uniquement utilisés pour quantifier aux équipes de maintenance les vibrations ressentis en vol. Mais, lors de l'incident, les pilotes pouvaient-ils lire l'indication des niveaux vibratoires des moteurs ? J'en doute.



Présentation en cockpit des paramètres " moteur " du Boeing 737-400 de BMA

La présentation en cockpit des paramètres " moteur " correspondait à la " mode " de l'époque, intermédiaire entre les anciens indicateurs qui avaient de grosses aiguilles bien visibles et les écrans numériques que nous connaissons aujourd'hui. L'indication des vibrations (VIB sur le " display " de droite de la photo ci-dessus) restaient " analogiques " et indiquées par un index extérieur se déplaçant autour de deux (très) petits cercles gradués en " units " vibratoires. On peut facilement comprendre que de tels indicateurs aient été parfaitement illisibles lorsque les pilotes étaient secoués par les vibrations du balourd de l'aube rompue. De plus, la fréquence propre d'un œil étant de l'ordre de 70 hertz, c'est-à-dire dans la plage des fréquences de rotation du moteur, il est très possible que les yeux des pilotes soient entrés en résonance, aggravant encore plus la difficulté de lecture de ces indicateurs ! Je pense que les pilotes de l'époque n'évaluaient l'intensité des vibrations de l'avion que par les secousses qu'ils ressentaient, surtout que les indicateurs qui ne présentaient pas de limites n'étaient pas considérés utiles pour la conduite du vol. Dans ces circonstances les indicateurs de vibrations ne permettaient sans doute pas d'identifier quel était le moteur en panne et les pilotes n'ont pu que s'en remettre à leur réflexion ! Aujourd'hui les écrans numériques affichent clairement une limite d'alarme vibratoire, ce qui devrait éviter la répétition de ce drame.

La véritable erreur (faute ?) des pilotes a été de couper le moteur qu'ils pensaient être en panne, ce qu'on ne fait jamais sur un avion bi-moteur, à moins qu'il présente un risque, indiqué ou ressenti, pour la sécurité du vol, ce qui ne pouvait être le cas pour ce " bon " moteur. Mais l'avion était neuf et BMA avait une situation financière fragile et c'est sans doute pour " limiter la casse " que les pilotes ont agi ainsi. C'est là qu'un moyen " physique " de prévention aurait pu éviter cette erreur. Un concept de ce genre nous avait été suggérée à l'époque par un ingénieur australien qui nous avait envoyé une lettre. Son idée était de développer un capteur de " moteur en bon fonctionnement " qui s'opposerait physiquement à ce que les pilotes " coupent " un bon moteur en vol, à moins d'agir pour surpasser l'interdiction, ce qui devrait pousser les pilotes à réfléchir. L'idée m'avait plu et j'ai alors animé un groupe de travail pour définir ce que pourrait être un tel capteur. Ce groupe, auquel appartenait Pierre Fabre, futur PDG de Snecma, avait conclu que c'était la pression sortie compresseur

qui représentait le mieux la bonne santé d'un moteur. J'ai appris par la suite que cette approche était déjà utilisée sur Boeing 727 pour surveiller le moteur n°2 et permettre, en cas de panne, d'abandonner le décollage. En effet la position centrale de ce moteur ne produit pas de couple de lacet pouvant être ressenti par les pilotes.

J'ai participé à la recherche de la cause de la rupture de cette aube. Au début le flottement n'était pas évoqué car la crique s'était développée à partir du bord d'attaque, mais l'endroit étant trop endommagé n'était pas exploitable, et non en milieu de corde, là où les contraintes de flottement sont maximums. C'est, peu de temps après, qu'une rupture d'aube comparable chez Dan Air nous a permis de découvrir la vraie raison. On a longtemps cherché comment la crique s'était initialisée au bord d'attaque, mais on n'a jamais eu officiellement de réponse à la question. On avait même imaginé l'impact avec un ballon météorologique ! J'avais pourtant,



Risque d'impact du bord d'attaque des aubes de soufflante du CFM56-3

personnellement, ma petite idée sur la question, mais comme je n'en avais aucune preuve, je me suis tu. En effet, pour déterminer les responsabilités de l'accident, l'autorité judiciaire anglaise préparait un " coroner inquest " auquel je devais assister. L'enquête avait établi l'historique des moteurs de l'avion et en particulier que les pieds d'aubes de soufflante avaient été re-lubrifiés la veille, pendant la nuit, chez Aer Lingus à Belfast. Pour me préparer à cette participation, où le juge aurait pu être évoqué cette action de maintenance, je m'étais entraîné au démontage et au remontage des aubes de soufflante du CFM56-3. J'avais fait prendre des photos de mes manipulations et, en les observant, j'ai découvert que pendant le remontage de ces aubes qui, étant relativement lourdes n'était pas aisé, il était très facile d'" impacter " le bord d'attaque de l'aube adjacente avec la nageoire de l'aube que l'on tentait d'insérer dans son alvéole. Or la position du point d'impact se trouvait exactement à l'endroit où s'était initialisée la crique de l'aube BMA rompue.

La photo ci-dessus montre comment aurait pu se produire la concentration de contraintes sur le bord d'attaque de l'aube rompue. J'en avais conclu que c'était un choc sur le bord d'attaque de l'aube cassée, sans doute lors de l'opération de maintenance réalisée en sous-traitance la veille, qui avait été la première des séquences ayant conduit à la rupture de l'aube. Si je n'ai jamais rendu publique cette hypothèse c'est qu'elle mettait en cause un mécanicien, qui avait sans doute agi en pensant bien faire, et je ne voulais pas lui gâcher en remords le reste de sa vie, surtout que cela n'aurait rien changé au mal qui était déjà fait.

La compagnie aérienne et les pilotes qui auraient pu être tenus pour responsables de l'accident, étaient tous de nationalité anglaise, comme l'était aussi la juridiction devant les juger. Le verdict du " coroner " (l'équivalent de notre juge d'instruction) fut de déclarer que c'était un " act of God " et l'affaire fut classée ! Ce fut ma première participation à une action de justice suite à un accident impliquant un moteur CFM. D'autres suivirent, en particulier celles concernant les accidents d'A320 d'Habsheim, en 1988, et du Mont Sainte Odile, en 1992.

On ne prévoit pas un accident et ma participation aux enquêtes techniques ont donc toutes été imprévues. Je ne savais jamais si je ne devrais pas me transporter dans les plus courts délais en un endroit inconnu du monde, dans une zone " civilisée " où au fond de la brousse, dans un pays chaud ou au contraire glacial. L'exemple qui suit est un échantillon de ce qui peut arriver à un enquêteur accident.

### L'accident du Boeing 737-300 du Roi de Thaïlande

Le 30 mars 1993, en fin d'après-midi, j'étais dans mon bureau à Villaroche, quand je reçus un appel téléphonique de John Moehring, le Directeur de la Sécurité des Vols de GE, qui m'informait que l'avion du Roi de Thaïlande, un Boeing 737-300, venait de se " crasher ". L'accident avait eu lieu à Khon Kaen, un village du Nord Est de la Thaïlande, près de la frontière du Laos. John me dit qu'il envoyait immédiatement un de ses enquêteurs, Bob Recchiuti, et que le rendez-vous était fixé à l'Airport Hôtel à Bangkok.

Jean Marie Ramé, mon enquêteur, était en vacances et je devais donc y aller ! Je téléphonais à l'agence de voyage qui était installée à Villaroche pour faire établir un billet aller-retour Paris CDG-Bangkok sur Air France. Cette possibilité de partir immédiatement qui ne demandait aucune autorisation, ni d'ordre de mission préétabli, m'était accordée pour sauvegarder la vitesse de nos interventions. Rentré à la maison je consultais mon Atlas pour voir où se trouvait Khon Kaen et relevais les références usuelles à connaître lorsqu'on se déplace dans un pays inconnu (N° de téléphone du représentant technique CFMI basé à Bangkok, qui dans ce cas était GE, la Thaïlande étant dans leur zone de responsabilité, N° de téléphone du Consul de France à Bangkok, Prendre l'air Hors-Série N°7 – Mars 2025

recommandations sanitaires, Météo probable, ...). Le lendemain matin, ma valise et ma " nav case " que je conservais toujours en cabine et qui contenait mes " outils " de travail (appareil photo, magnétophone, flacons, lampe flash, films, piles...) étaient prêtes et en fin de matinée un taxi m'emmenait à l'aéroport Charles De Gaulle.

Mon vol faisait escale à Karachi au Pakistan avant de continuer sur Bangkok. J'étais en classe " Business ", c'est à dire à l'aise, surtout que l'avion, un Airbus A340, était peu chargé. Je me souviens qu'à l'escale de Karachi des passagers dormaient allongés dans le couloir de l'avion et qu'au redécollage pour Bangkok, l'équipage de cabine ne leur a même pas demandé de s'asseoir et d'attacher leur ceinture, et les a laissés dormir !

Arrivé à Bangkok, le premier avril en milieu de journée, ma valise n'était pas là. J'en fis la déclaration d'usage au guichet d'Air France et le préposé me rassura en me disant que ce n'était qu'un simple retard et qu'elle ne tarderait pas à apparaître. En réalité elle ne revint que cinq jours plus tard, le jour de mon retour pour Paris. Ma valise avait été placée par inadvertance dans un container devant être débarqué à Karachi, et que de là, plutôt que d'être replacée dans le premier avion partant pour Bangkok, elle fut renvoyée à Paris, sans doute pour faire des économies ! A Paris elle avait été transportée au terminal " D " qui venait juste d'ouvrir et qui était en pleine désorganisation. Là elle s'est " perdue " pendant 3 jours !

J'avais encore tous mes instruments de travail mais je n'avais plus mes affaires personnelles. Heureusement qu'un enquêteur de Boeing me prêtât une combinaison de vol pour me rendre sur le site de l'accident, mais je dus m'acheter chemise, cravate et chaussures (aux frais d'Air France) pour participer à la réunion de debriefing, convoquée par un ministre, lors de notre retour du site.

Je suis arrivé avant Bob Recchuiti, l'enquêteur GE, et j'ai été accueilli par le REP (Représentant technique) de GE. Puis arrivèrent les enquêteurs de Boeing, puis enfin Bob.

Notre déplacement vers le site de l'accident (nous étions six, trois CFM et trois Boeing) s'est fait le 2 avril dans un Lockheed C-130 de l'armée thaïlandaise équipé pour le transport de parachutistes. Le confort laissait à désirer, mais cela aurait pu être pire. Khon Kaen possédait un petit aéroport avec une piste en dur, pas très loin du lieu de l'accident.



Khon Kaen 1992 - J'inspecte le carter intermédiaire déformé par l'impact au sol



Tentative pour couper le moteur n°1 à la hache

Khon Kaen n'était pas un endroit touristique, loin de là, et pour déjeuner, après notre vol, un seul (petit) restaurant se trouvait près de l'aéroport. Horreur, la carte était rédigée en langue Thaï, sans traduction anglaise. J'ai choisi au hasard et je ne sais pas au juste ce que j'ai mangé. Je n'ai pas été malade et c'était le principal. De là nous sommes partis dans plusieurs Jeep vers l'épave de l'avion. Nous sommes arrivés sur le site à 12 h 30 environ.

L'avion s'était " crashé " dans une plantation de manguiers et finissait de se consumer. Le site n'était pas gardé et, lorsque nous sommes arrivés, la population locale recherchait activement des " souvenirs ". En effet j'ai appris que le peuple Thaï est extrêmement superstitieux et comme c'était l'avion personnel du Roi, ces souvenirs constituaient des porte-bonheurs. Les quelques militaires présents n'avaient, eux, qu'une hâte, qui était d'évacuer les restes de l'appareil, ce qui ne devait pas simplifier notre travail.

L'impact avait été extrêmement violent, indication que le pilote avait perdu le contrôle de la trajectoire. L'avant de l'avion avec le cockpit se trouvaient à environ 30 mètres de la cabine arrière. Le moteur gauche qui avait été projeté en avant, était bien " cabossé " mais restait en un seul tenant. Le moteur droit, se situait

entre le cockpit et la cabine arrière et s'était complètement " éclaté ", la soufflante et son carter se trouvant séparés du corps HP, comme je l'avais souvent vu auparavant pour d'autres accidents.

Avec Bob nous avons commencé, comme à l'habitude, à ratisser le terrain et à prendre en photo les débris des moteurs. Les enquêteurs de Boeing faisaient de même avec la cellule. Il faisait une chaleur difficilement supportable. J'avais emmené la bouteille d'eau qui se trouvait dans le réfrigérateur de ma chambre d'hôtel, mais sa température, dans l'après-midi, devait avoisiner les 50°C. Je ne savais pas que de l'eau chaude était aussi désagréable à boire. Les militaires, voyant notre souffrance, nous avaient bien gentiment offert de l'eau dans un seau ou flottaient des glaçons, mais les glaçons étaient d'une couleur verdâtre et j'ai décliné l'offre préférant me déshydrater plutôt que d'être malade. Je connaissais trop bien, depuis mes déplacements au Pakistan, les ravages que pouvait faire la " Tourista " !

Malgré la sueur qui m'inondait dans la combinaison de vol que m'avait prêtée le pilote de Boeing, j'ai eu quand même besoin de m'isoler pour faire un petit " pipi ". Je me suis éloigné du site jusqu'à l'orée de la forêt. J'étais sur le point de me " laisser aller " quand deux serpents ont jailli à 30 cm de mes pieds et se sont sauvés. Moi aussi d'ailleurs ! Et je ne sais pas qui, des serpents ou de moi-même, ont eu le plus peur. En tous cas je peux certifier que la peur coupe les envies même les plus pressantes !

En fin d'après-midi, nous avons terminé nos prises de photo et je me reposais un peu, à l'ombre d'une cabane en planches qui devait servir d'abri lors des travaux dans les rizières toutes proches. J'ai alors entendu des bruits métalliques comme ceux faits par un marteau sur une enclume.



Chaque enquêteur de Boeing et de CFM recherche " ses " débris. Je suis reconnaissable de dos à ma combinaison de vol verte !



Inspection du corps HP du moteur n°2. On remarquera que les feuilles des manguiers gorgés d'eau sont restées vertes malgré le feu qui a détruit l'avion

Curieux je me suis rapproché du moteur gauche d'où provenaient les bruits et là, quelle n'a pas été ma stupéfaction de voir un soldat, son chef se tenant à côté de lui, tenter à la hache de couper le moteur en deux. Le chef parlait anglais et il m'expliqua qu'il voulait tirer le moteur jusqu'au chemin mais, comme il était trop lourd, son buffle n'y arrivait pas. Alors il avait décidé de faire deux voyages ! Je lui ai expliqué qu'il n'arriverait jamais à couper le moteur de cette manière. Alors, signe d'intelligence digne d'un chef, il décida d'atteler un deuxième buffle et, de ce fait, réussit son opération.

Le soir de cette journée mémorable, où d'ailleurs ni nous, ni Boeing, n'avions trouvé d'indice significatif pouvant expliquer l'origine de l'accident, nous avons tous repris le C-130 pour rentrer à Bangkok, où ma valise, d'ailleurs, n'était toujours pas arrivée.

A Bangkok, et avant de rentrer à notre hôtel, un officier thaïlandais fortement galonné, nous a tous convoqué pour le surlendemain (le 4 avril) pour faire un debriefing au ministre de notre activité.

Le lendemain matin, Bob et moi avons rédigé un rapport expliquant que rien n'avait été observé pouvant expliquer l'accident. Les inverseurs de poussée étaient en position escamotée, il n'y avait pas d'indication d'ingestion d'oiseaux, pas d'indication de feux primaires, et les " Variable Stator Vanes " (VSV) (6) et les " Variable Bleed Valves " (VBV) étaient dans une configuration cohérente avec un régime d'approche.

J'ai passé l'après-midi à m'acheter des vêtements et des chaussures pour être présentable pour le lendemain. J'ai bien fait car le soir ma valise n'était toujours pas revenue.

Le 4 avril au matin nous avons remis notre rapport et fait part de nos conclusions. Manifestement nos interlocuteurs n'ont pas montré beaucoup de curiosité. Le Roi n'était pas dans l'avion et les six occupants qui

ont été tués, dont un américain, semblaient déjà oubliés. Nous avons fortement recommandé, au cas où les moteurs seraient démontés, que leur disque de turbine HP, bien que pouvant sembler intact, soit déclaré " interdit de vol " et qu'il soit " mutilé " pour en rendre impossible une réutilisation éventuelle. Tout le monde était content, personne ne désirait que nous poursuivions nos investigations et nous avons été remerciés.

Je ne devais repartir que le soir sur le vol Bangkok-Karachi-Paris CDG. Je profitais de l'après-midi pour faire un peu de tourisme.

En arrivant à l'aéroport, oh miracle ! Ma valise était là ! Je n'ai même pas eu à l'ouvrir et je la réenregistrais immédiatement.

Nous n'avons jamais officiellement appris la cause de cet accident. Les " rumeurs " disent que l'avion, sortant de maintenance, était " trimé up " et qu'en approche le pilote a voulu faire une remise de gaz. Sur cet avion peu chargé et à pleine poussée des moteurs, le nez s'est levé et l'avion a décroché. Le décrochage aurait été mal " récupéré " conduisant l'avion à un deuxième décrochage qui le fit piquer vers le sol. Je suis convaincu que nos interlocuteurs de " debriefing " savaient que c'était une erreur pilote qui était à l'origine de cet accident et que ni l'avion, ni les moteurs en étaient la cause. Le pilote étant un militaire thaïlandais, nous n'avions pas à le savoir. Ceci devrait expliquer leur manque d'intérêt lors de notre réunion !

## Retraite

Puis, en 1996, l'heure de ma retraite a sonnée. J'ai donc quitté une activité passionnante dans une entreprise qui m'avait donné un statut social auquel mes origines modestes ne me destinaient pas. Après des années très calmes où la passion pour la pêche du brochet au vif avait remplacé celles que m'avaient procurées mes années passées à Villaroche, j'ai reçu en septembre 2009 une invitation de l'organisation de la communication de Snecma pour participer à la célébration du 35<sup>ème</sup> anniversaire de la création de CFMI et la livraison du 20 000<sup>ème</sup> moteur.



Photo d'adieu avec mon équipe de la " Sécurité des vols "

J'ai été extrêmement honoré de cette invitation qui me reconnaissait comme un de ceux qui avaient concouru à ce succès. La cérémonie s'est déroulée le 24 septembre au musée Snecma. Je ne sais pas comment s'est faite la sélection des invités, mais j'ai appris qu'il y a eu beaucoup de mécontents, surtout des retraités, qui, apprenant l'événement après coup, se sont sentis frustrés d'avoir été oubliés alors qu'ils pensaient avoir beaucoup contribué à ce succès.

C'est avec plaisir que j'y ai retrouvé de nombreux anciens collègues et amis. Me trouver au musée Snecma est toujours pour moi un événement heureux qui m'éveille de vieux souvenirs. Les moteurs sur lesquels j'ai passé des jours d'études passionnantes sont là : l'ATAR 9K, le TF-106, l'Olympus et sa tuyère 28, l'arrière corps Mercure et surtout le CFM56-2 et l'inverseur de poussée du DC-8. Je passe toujours de longues minutes à caresser ces moteurs de la main, comme on caresse un chien fidèle, comme s'ils avaient une âme. C'est le même sentiment qui m'habite lorsque j'ouvre, à la maison, la vitrine qui abrite mon " musée " où sont abritées une multitude de pièces, la plupart endommagées, que j'ai collectées au cours de ma carrière. Je revis alors des scènes de ma vie à Snecma. Je ne voudrais pas que mon " musée " parte aux " encombrants " lorsque je ne serai plus là, mais je souhaite qu'un ancien de Snecma, de l'" Association des Amis du Musée Snecma" (AAMS), les récupère et place ces " reliques " dans une vitrine spéciale pour les exposer, d'une manière pérenne, aux visiteurs.

Après les discours d'usage du Président de CFM et du Président de Snecma, le maître de cérémonie demanda à Pierre Alési de monter sur l'estrade.

J'ai appris par la suite que la présence de Pierre Alési, le chef de la marque CFM à ses débuts, avait été obtenue au dernier moment, celui-ci étant rentré de Corse la veille. Manifestement son allocution n'avait pas été préparée, ce qui ne l'a rendue que plus naturelle. Puis, Pierre appela pour le rejoindre sur l'estrade Georges Sangis, qui avait été mon directeur à l'Après-Vente, puis Jean Pierre Maréchal, actuellement Président de

l'"Association des Cadres et Assimilés retraités de Snecma" (ACARS) qui avait fait partie de sa " marque technique ", puis il me pointa du doigt. Je crus qu'il voulait appeler, pour le rejoindre, quelqu'un qui était assis derrière moi, mais non c'était bien moi ! Je suis donc monté sur l'estrade.



Célébration du 35<sup>ème</sup> anniversaire de la création de CFMI à Villaroche, en septembre 2009.

De gauche à droite :

Pierre Alési - George Sangis - Jean Pierre Maréchal - Moi - Jean Claude Bernard - Bernard Labaune

Je ne m'attendais pas à un tel honneur, d'être reconnu par le premier Chef de Marque CFM comme étant un des pionniers significatifs du programme. J'étais embarrassé de me présenter devant l'assemblée, étant vêtu d'une manière très décontractée. Mais j'avais porté une cravate pendant 37 ans et maintenant, retraité, je m'en dispensais. Puis Jean Claude Bernard, ancien représentant Snecma chez Boeing puis chef de programme CFM, puis Bernard Labaune, ancien de la marque CFM ont également été appelés par Pierre Alési pour monter sur scène. Chacun a dû prononcer quelques mots. Rien n'avait été préparé et j'ai donc improvisé. J'ai rappelé un vieux souvenir quand, en 1972 et fraîchement sortit des échecs commerciaux de Mercure et de Concorde, je devais présenter aux postulants pour la fourniture des équipements du CFM56 les règles à observer pour l'établissement de leurs propositions. Celles-ci devaient être basées sur une production totale de 3000 moteurs à la cadence de 20 par mois. Après avoir annoncé cela je m'empressais d'ajouter que ces règles étaient uniquement théoriques et destinées à ce que chacun établisse sa proposition sur les mêmes bases, ce qui était indispensable une évaluation correcte. J'étais gêné à cette époque de proposer ces règles. J'avais bien tort, maintenant que 20 000 moteurs avaient été livrés et que 5000 autres étaient encore en commande.

Comme quoi le succès tient à peu de chose, mais, comme me disait Joe Smith, quand on languissait dans l'attente de la première commande, *"Pierre, be patient, a good engine always finds its wings!"*.

Ce succès est en effet exceptionnel. Le CFM56 est aujourd'hui le moteur civil le plus vendu au monde. Et pourtant en 1977, on avait mis en place un plan de mise en sommeil. A quoi tient ce succès ? Sans doute à la vision à long terme de René Ravaut et Gerhard Neumann, nos Présidents respectifs mais aussi et surtout au support financier de l'état Français et à l'engagement politique du Président de la République de l'époque, Georges Pompidou. Il tient aussi au comportement de GE vis à vis de Snecma, qui, à la différence de Rolls Royce pour le programme Concorde, nous a constamment aidés à surmonter notre inexpérience.

#### Notes de fin

- (1) Sigles SNECMA. A chaque département ou service du motoriste est attribuée un groupe de lettres, par exemple, la division Régulation et Equipements porte les lettres YZ, les Moyens d'Essais SWE.
- (2) Le sigle de la société américaine TRW provient des initiales de Charles E. Thomson, Simon Ramo et Dean Wooldridge.
- (3) Le rôle des Vannes de décharge (VBV) est de protéger le compresseur BP du pompage.
- (4) FAR Part 33 - Airworthiness Standards : Aircraft engines. Les règlements fédéraux de l'aviation (en anglais : Federal Aviation Regulations ou FAR) sont un ensemble de règles élaborées pour garantir la sécurité aérienne aux Etats-Unis. La FAR part 33 est la norme de navigabilité des moteurs d'aéronefs et elle est en constante évolution pour adapter les nouvelles exigences de sécurité de la certification de navigabilité.
- (5) Aussi appelé Téflon, le PTFE (polytétrafluoroéthylène) est un polymère découvert en 1964
- (6) Les " Variable Stator Vanes " (VSV) sont des aubes à angle d'attaque variable, que l'on trouve sur les trois premiers étages du compresseur haute pression du CFM56.

## Le CFM une histoire de relations humaines et d'innovations

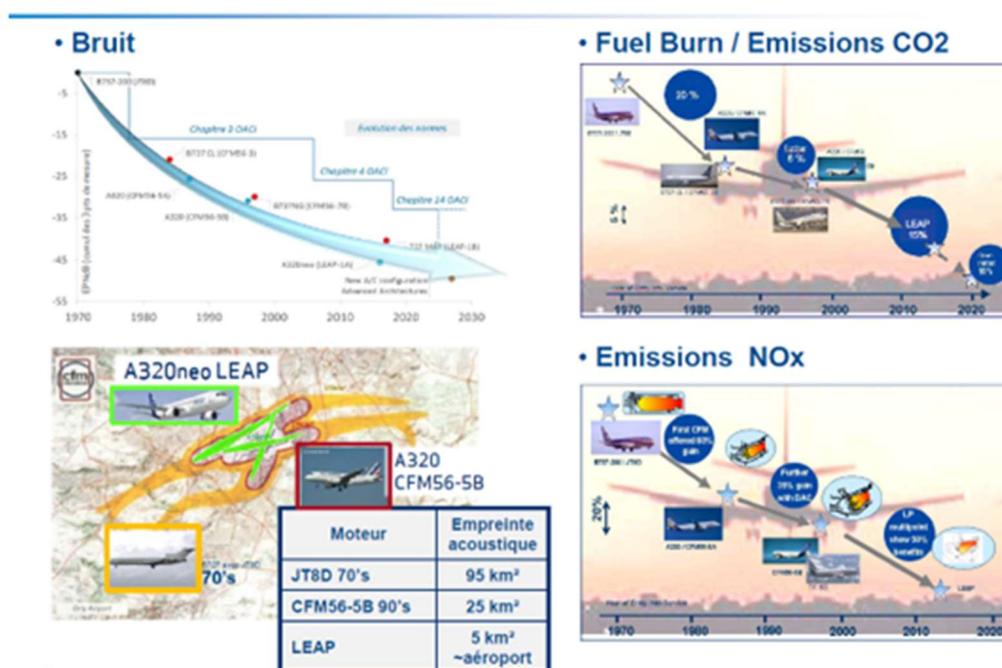
L'avant-projet M56 de Snecma en janvier 1968, devient en 1971 le CFM56 dans le cadre d'une coopération franco-américaine inédite entre Snecma et General Electric. Sélectionné pour la première fois en mars 1979 pour remotoriser le Douglas DC-8 face à Pratt et Whitney. Il restera en production pendant 40 ans avec plus de 33 000 moteurs livrés, devenant ainsi le turboréacteur le plus produit dans l'histoire de l'aviation. Le programme CFM56 reste une formidable aventure industrielle et humaine. Il marquera l'histoire par l'exemple d'une coopération devenu un extraordinaire SUCCES TECHNIQUE INDUSTRIEL ET COMMERCIAL, et par une fiabilité qui définira le nouveau standard de l'industrie.

### La technologie au service des clients

Le CFM56 a apporté un saut technologique vis-à-vis de ses concurrents au niveau fiabilité, performance, cout de possession et empreinte environnementale. Tout au long du développement de la famille les performances ont continué à s'améliorer et à l'arrivée du LEAP qui l'a remplacé. Le CFM aura apporté :

- une fiabilité en service qui après une période initiale établit un nouveau standard pour l'industrie avec des taux d'arrêt en vol des moteurs divisés par 25 pour atteindre  $3.10^{-6}$  par heure de vol. Cette fiabilité permet une bonne planification des opérations pour les compagnies aériennes.
- une réduction de consommation par rapport à son concurrent le JT8-D, de 25 à 28 % en fin de programme.
- une empreinte acoustique divisée par 4 par comparaison avec le JT8-D.
- une réduction de 60% des émissions de gaz polluants et de particules.
- une réduction des coûts de possession des opérateurs permise par la maintenance " on condition ", par une conception modulaire facilitant les opérations de maintenance par une durée de vie sous l'aile exceptionnelle, associés à des améliorations continues au niveau de la durabilité des parties chaudes.

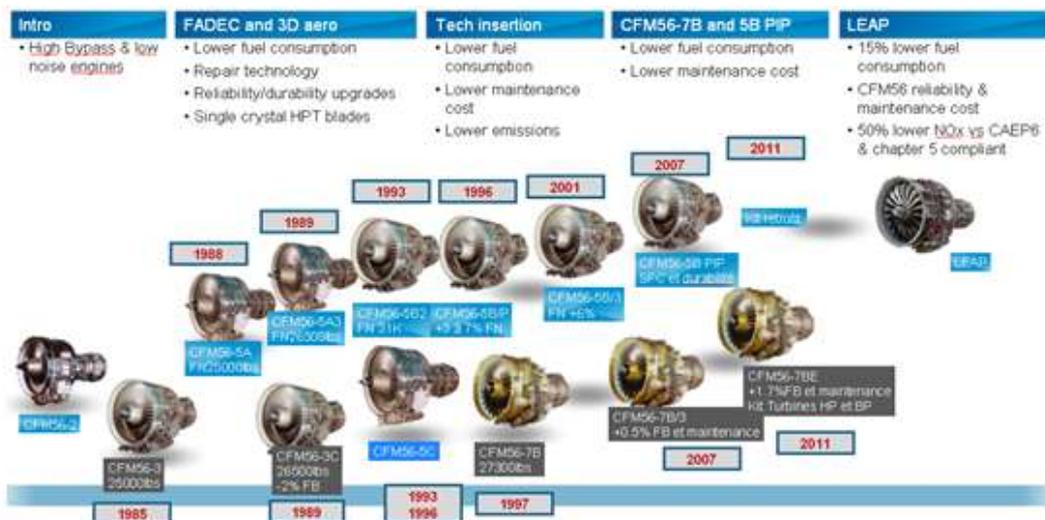
### Des moteurs plus « verts »



L'apport du CFM56

### Le développement de la famille

CFM s'est développé à partir d'une architecture déclinée en fonction des demandes du marché en s'appuyant sur un effort continu de Recherches et Technologies (R & T) au sein de GE et Snecma. Six modèles moteurs couvrant une plage de poussée de 18 500 à 34 000 lb, assurent la motorisation de 29 applications civiles et militaires.



La famille CFM56

## Pourquoi et comment un tel succès du moteur ?

De nombreuses raisons ont été avancées et même étudiées dans les " business school " aux USA et en Europe pour expliquer ce succès. Pour répondre à cette question " Pourquoi et comment un tel succès du moteur " il faudrait aussi recueillir l'avis de nos clients. Je vais quand même prendre le risque de proposer / résumer quelques points forcément influencés par mes nombreuses années professionnelles passées sur ce programme.

### Pourquoi un tel succès du moteur ?

- Des sociétés mères économiquement solides, capables de survivre à des évènements externes incontrôlables ou imprévisibles : le Transport Aérien est une industrie à long cycle et à long terme, soumise à un environnement en constante évolution, une " traversée du désert ", selon l'expression de Louis Gallois, peut toujours survenir et nous en avons connu.
- La volonté de leaders visionnaires, René Ravaud et Gerhard Neumann, qui ont su mobiliser leurs équipes, prendre les bonnes décisions en temps utile et assumer les risques lorsque les difficultés se sont présentées.
- Un partage à 50/50 avec des rôles et responsabilités bien définies. Loin d'être un frein à l'efficacité stratégique et opérationnelle, cette égalité dans le partenariat s'est révélé produire des décisions de grande qualité sur le long terme.
- Une vision produit et service réussie et durable offrant un saut technologique. Un produit dont les avantages pour le client répondent à ses attentes et dont le risque est compris. Un moteur à grand taux de dilution avec un cycle thermodynamique caractérisé par un grand taux de dilution combiné à une architecture simple et robuste, permettant le développement de maintenance " on condition " et non plus programmée, ont permis une différenciation nette et des avantages évidents vis-à-vis des coûts, de l'environnement et de la disponibilité en opérations avec une excellente fiabilité et une durée de vie sous l'aile qui allait en faire une référence du marché.
- La dérégulation qui a favorisé le développement des avions mono couloir, et une réaction tardive de la compétition qui ne croyait pas à ce créneau.



Gerhard Neumann et René Ravaud

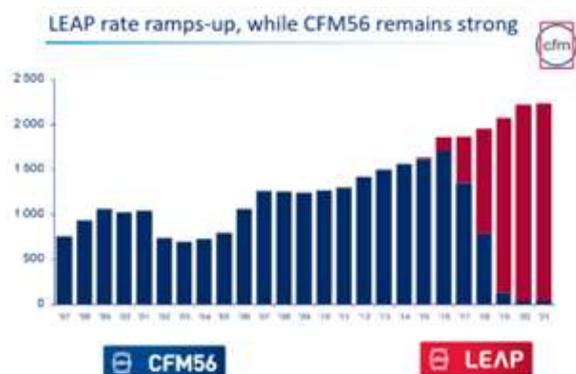


Pierre Alesi

## Comment un tel succès ?

- Un engagement fort au plus haut niveau du management des deux sociétés pour une coopération exemplaire et trouver des solutions équilibrées aux difficultés rencontrées,
- Le succès de la coopération n'a été possible qu'en adoptant des principes simples, et stricts de gouvernance :
  - o un partage simple, des responsabilités techniques entre les deux partenaires, par modules et par fonctions. En principe, chaque partenaire assure la production des pièces qu'il a conçu,
  - o un partage géographique simple des relations clients vente et support clients, leur assurant une interface unique avec CFM,
  - o un partage à 50/50 des coûts de développement et des concessions commerciales,
  - o un partage des recettes construit sur la contribution de chaque partenaire à la production des moteurs établi sur la base des pourcentages agréés de la valeur de chaque pièce dans la valeur totale du moteur et non pas sur la base de coûts. Chacun peut donc améliorer sa marge en baissant ses propres coûts. Ce mécanisme vertueux a joué un rôle très puissant dans la compétitivité du CFM56,
  - o un partage à 50/50 des coûts de garantie et de support après-vente assurant aux clients une responsabilité sans discussion de CFM vis-à-vis de ses produits.
- La création en 1974 de CFM, une société commune à structure très légère chargée de la coordination dans les directions des programmes et au sein de l'action commerciale : elle s'appuie essentiellement sur les ressources des maisons mères ce qui leur permet une prise directe sur les décisions et évite les dérives bureaucratiques.
- Une répartition claire des responsabilités et des spécifications programme (ex " Technical Requirements ") : des définitions précises des interfaces, des domaines d'expertise et une autorité dans les domaines de responsabilité facilitent considérablement la mise en œuvre et le développement des produits sachant qu'en cas de difficulté l'un ou de l'autre des partenaires peu apporter son aide.
- Des centres d'excellence développés selon la répartition des responsabilités du CFM56 : cela a permis à GE de se concentrer sur l'amélioration du corps HP en particulier la turbine HP et à Snecma sur le booster, la turbine BP, l'installation et particulièrement sur les soufflantes reconnues de classe mondiale dans l'objectif de répondre aux attentes de ses clients et d'accompagner les développements avions tout en gardant le même concept d'architecture moteur.
- Les participants au Programme CFM56 ont eu très tôt pleine conscience des complexités de la collaboration internationale comme celle des différences de culture et ont eu la volonté d'y faire face : une langue commune, des communications fréquentes mais structurées et conduites sous la bannière CFM, un respect mutuel et une relation à long terme transcendant les tâches techniques sont quelques-uns des moyens employés par CFM pour résoudre ces défis. L'échange de personnel est également une tradition qui a conduit à l'établissement de liens durables permettant de dépasser les difficultés inhérentes à ce type de programme.

## LEAP



Le succès de CFM International ne s'est pas arrêté aux moteurs CFM ; face à une compétition particulièrement active, le flambeau a été brillamment repris par les équipes travaillant sur le programme de moteurs LEAP. La famille de moteurs LEAP ®, entrée en service en 2016, a succédé à la famille CFM56 amenant une réduction de consommation de 15%, d'émissions de gaz brûlés ainsi que de bruit (-15 dB) capitalisant sur le développement de technologies innovantes (ex : aubes fan tissées, composite à matrice céramique...) dans une nouvelle architecture.

La montée en cadence de la production à partir de l'entrée en service a été réalisée à un taux jamais atteint auparavant. Il en est de même pour le support en service des clients.

L'effort technologique se poursuit chez GE et Safran pour rendre les produits de CFM encore plus performants, réduire la consommation et les émissions, travailler l'intégration et démontrer tout le potentiel des nouvelles architectures envisagées pour les turboréacteurs (Démonstrateur RISE) en coopération avec les avionneurs par des démonstrations au sol et en vol.

## Conclusion

*Dans le passé, les performances d'un avion, se résumaient à un slogan simple : " voler toujours plus haut, plus loin et plus vite ".*

*Aujourd'hui, les objectifs client et sociétal sont : fiabilité (on time), même vitesse, moins d'émission (pollution) et voler pour moins cher ".*

Dans le cadre de la coopération franco-américaine ayant abouti au CFM56, le développement du moteur a été un des exemples les plus brillant de coopération. Tous les problèmes de langage, de culture, de dispersion des centres industriels et d'essais, de philosophie de conception, de différences des systèmes de mesures ont été surmontés.

Avant de devenir une réussite de la coopération internationale, la phase initiale aura été marquée par cinq longues années passées à la recherche du premier client, entre 1974 et 1979 (deux semaines avant la date butoir du gel du programme). Rarement, dans l'histoire de la propulsion aéronautique, un réacteur aura connu une phase de développement, de certification et d'essais sol et vol (Caravelle, YC-15, Boeing 707) aussi conséquente, cinq ans et demi, mais aussi intense avec pas moins de 73 essais contraignants, qui parfois pour certains furent difficiles à réussir mais nécessaires à l'obtention de la certification.

Au total, pour assurer le développement du programme, 58 moteurs auront été utilisés dont :

- 16 pour essais sol et vol du type CFM56-2 (8 230 heures),
- 6 pour les essais en vol du type CFM56-3 (2 100 heures).
- 10 pour les essais au banc du type CFM56-5A (7 000 heures).
- 13 pour les essais au banc du type CFM56-5B (15 000 heures).
- 7 pour les essais au banc du type CFM56-5C (5 000 heures).
- 6 pour les essais au banc du type CFM56-7 (3 300 heures).

L'une des clefs de la réussite du programme est également due aux innovations techniques continument intégrées depuis son origine et particulièrement les kits Tech 56/Tech Insertion intégrées au moteur au début des années 2000. Portant sur l'ensemble des modules, le programme de modernisation a apporté des progrès significatifs dans la technologie des soufflantes, des compresseurs, des chambres de combustion et des turbines, des matériaux et du contrôle moteur.

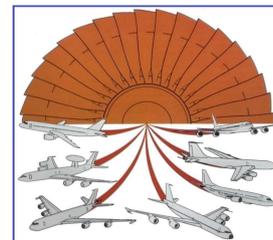
Les 33 930 moteurs de la famille CFM56 livrés à ce jour dont 60% de modèles de seconde génération équipent plus de 14 690 avions Airbus, Douglas et Boeing de 29 types différents ; un avion avec CFM décolle toutes les deux secondes ; la flotte CFM, opérée par 651 opérateurs dans le monde entier, cumule plus de 30 millions d'heures de vol par an. A la fin du mois de septembre 2010, le CFM 56 est devenu le premier turboréacteur de l'histoire à franchir le cap des 500 millions d'heures de vol et au début du mois de de septembre 2023, la flotte avait franchi le cap des 1,2 milliard d'heures de vol depuis l'entrée en service du premier avion, un Douglas DC-8-71, en avril 1982. Converti en années c'est comme si un moteur avait fonctionné pendant 115 000 ans. Il a fallu vingt-huit ans pour atteindre la moitié du milliard et seulement huit pour la seconde.

Aujourd'hui, le CFM56 est le réacteur civil le plus vendu de l'histoire de l'aéronautique, loin devant les 14 660 exemplaires du Pratt & Whitney JT8-D, et une référence mondiale en termes de fiabilité. Son succès a permis à General Electric de devenir le premier fournisseur mondial des réacteurs d'avions et à Safran Aircraft Engines de devenir un grand motoriste civil. Le temps entre chaque dépose de moteur ou TBO (Time Between Overhaul) des CFM 56 (-5B et -7) est d'environ 25 000 cycles ou 30 000 heures de fonctionnement soit entre la 7<sup>ème</sup> et la 9<sup>ème</sup> année d'exploitation. Les arrêts en vol sont de l'ordre de 1/500 000 heures de vol, un avion sur 10 verra une seule fois dans son exploitation un arrêt moteur, un pilote sur 25 aura à gérer un arrêt en vol dans sa carrière.

En 2007, la coentreprise Snecma - General Electric a enregistré son record de prise de commandes avec 2704 unités pour une production habituelle de 1070. Au niveau des livraisons, CFM International a battu son record, en 2016, avec 1 693 moteurs.

Si, en 1999, il fallait une moyenne de 29 jours pour procéder à l'assemblage d'un CFM56, moins de neuf ans plus tard ce temps a été ramené à 15,5 jours.

Avec quelques centaines d'exemplaires encore à fabriquer, la production des derniers CFM56 est prévue à l'horizon 2031. Activité majeure des deux motoristes, la maintenance du turbofan leur rapportent autant que la vente pendant toute sa durée d'utilisation.



## *Etapes clefs*

**1968** : Lancement à la Snecma de l'avant-projet M56 pour un moteur civil de dix tonnes de poussée

**1969** : Recherche de partenaires auprès de Pratt & Whitney, Rolls-Royce, General Electric (GE)

**1971** : En novembre, accord de coopération entre Snecma et General Electric (GE) sur un moteur de dix tonnes de poussée pour les futurs court et moyen-courriers.

**1971** : Construction de deux moteurs de démonstration

**1973** : Les présidents Richard Nixon et Georges Pompidou lèvent les obstacles politiques, en marge du sommet franco-américain de Reykjavik, en Islande (mai).

**1974** : Première rotation au banc du moteur CFM56 s/n 001 (20 juin) pendant 16 minutes au ralenti dans les installations de GE à Evendale, Ohio.

**1974** : Gerhard Neumann, patron des activités aéronautiques de General Electric et René Ravaud, président de la Snecma, créent officiellement la joint-venture, baptisée CFM International (24 septembre). Première rotation sur le nouveau banc 1C7 du CFM56 s/n 002 (13 décembre) dans les installations de Snecma, à Villaroche. Ce tout nouveau banc d'essais, certifié depuis peu, peut enregistrer jusqu'à 1000 paramètres en simultané.

**1975** : Décembre. Les essais au banc et en vol cumulent 1 000 heures de fonctionnement.

**1977** : Premier vol d'essai du CFM56-2 sur le prototype du quadrimoteur Mc-Donnell Douglas YC-15 (72- 01875), en février.

**1977** : Premier vol d'essai du CFM56-2 sur une Caravelle (n°193), en mars. Au mois de juin, les essais au banc (givrage, ingestion d'oiseaux, perte d'aubes de soufflante) et en vol cumulent 2 700 heures de fonctionnement sur les 7 500 heures programmées.

**1979** Janvier. Les essais au banc et en vol cumulent 4 000 heures de fonctionnement.

**1979** : Fin mars, première commande du CFM56-2 destiné à la remotorisation des Douglas DC-8 série 60. Au total, le CFM56-2 remotorisera 110 quadrimoteurs DC-8.

**1979** : Certification par l'agence française (DGAC) et l'agence américaine (FAA) le 8 novembre du CFM56 après 7 500 heures de fonctionnement et 23 000 heures d'essais par la seule partie haute pression. Fin novembre, premier vol d'un Boeing 707-700 équipé de quatre moteurs CFM56.



Douglas DC-8 72 (© DR)

**1980** : Moteur CFM56-2C en test au centre d'essais de GE à Peebles (Ohio).

**1981** : Février. Livraison du premier moteur CFM56-2 de série.

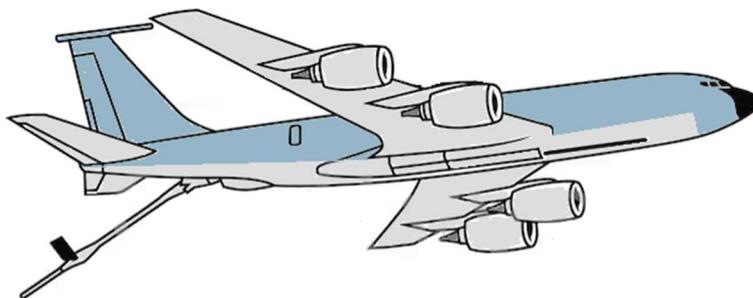
**1981** : En mars, lancement du CFM56-3 comme moteur exclusif destiné aux Boeing 737-300 " Classic " de 149 sièges. L'US Air Force décide de rétrofiter ses Boeing ravitailleurs KC-135. Premier vol du Douglas DC-8 remotorisé avec des CFM56-2, depuis Tulsa (Oklahoma), le 15 août.

**1982** : Première rotation au banc du moteur CFM56-3 s/n 70001 (31 mars) à Evendale (Ohio). Certification FAA du Douglas DC 8-71 après 725 heures d'essais et 437 vols (avril). Mise en service du CFM56-2C sur les Douglas DC 8-71 de la compagnie américaine Delta Airlines (24 avril). Certification FAA du Douglas DC 8-72 à long rayon d'action, en mai, et du DC 8-73, en juin. Premier vol du Boeing KC-135 R avec CFM56-2B-1 (F-108), le 4 août.

**1982** : Décembre. Les essais au banc et en vol cumulent 15 000 heures de fonctionnement.

**1983** : Premier vol du CFM56-3 sur le banc volant Boeing 707-321 à Mojave, en Californie, le 25 février.

**1984** : Premier vol d'essai du CFM56-3 de 9 075 kgp sur le Boeing 737, le 24 février. Lancement du programme Airbus A320 propulsé par le CFM56-5 (mars). Sortie d'atelier du 500<sup>ème</sup> exemplaire du CFM56 (juin). Mise en service du CFM56-2B sur les Boeing KC-135 R " Stratotanker " (juin). Certification du Boeing 737-300 en novembre au terme d'une campagne d'essai en vol de 1 300 heures. Mise en service du CFM56-3 sur les Boeing 737-300 de la compagnie américaine Southwest Airlines (7 décembre).



Boeing ravitailleur KC-135 R (© DR)

**1985** : Octobre. Livraison du 1000<sup>ème</sup> exemplaire du CFM56. Première rotation au banc à Villaroche du CFM56-5A. Les moteurs CFM enregistrent leur 2 000 000<sup>ème</sup> heure de vol dont 1,8 millions réalisés par le CFM56-2 du Douglas DC-8.

**1986** : 600 moteurs CFM56-2 et -3 ont été livrés. En juin, lancement du programme Boeing 737-400, une version allongée de 171 sièges. Mise en service du CFM56-2A sur les Boeing E-3 AWACS de l'US Air Force (juin).

**1987** : Premier vol du CFM56-5A sur un Airbus A320 (février). En mai, lancement du programme Boeing 737-500, une version raccourcie de 122 sièges.

**1988** : Mise en service du CFM56-5A sur les Airbus A-320 de la compagnie Air France (18 avril). Mise en service du CFM56-3 sur Boeing 737-400 (octobre).

**1990** : Mise en service du CFM56-3 sur Boeing 737-500 (mars).

**1991** : Livraison du 5000<sup>ème</sup> exemplaire du CFM56. En décembre, certification du moteur CFM56-5C. Le 5000<sup>ème</sup> et le 5001<sup>ème</sup> ont été livrés simultanément : le 5000<sup>ème</sup> à Boeing, le 5001<sup>ème</sup> à Airbus.

**1993** : Mise en service du CFM56-5C sur les Airbus A340-300 de la Lufthansa (15 mars). En novembre, le CFM56-7 est retenu en exclusivité par Boeing pour équiper ses 737 Next Generation (NG).

**1994** : En janvier, lancement du programme CFM56-7. Mise en service du CFM56-5B (février). Mise en service du CFM56-5B sur les Airbus A-321 de la compagnie Lufthansa (7 avril). Lancement d'une chambre de combustion anti-pollution DAC (- 10%) d'émissions d'oxyde d'azote. Mise en service du CFM56-5C3 de 32 500 lb sur Airbus A340-300 (mai).

**1995** : Première rotation au banc du moteur CFM56-7 (avril). Mise en service du CFM56-5 DAC (Double Annular Combustor).

**1996** : Premier vol d'essai du CFM56-7 (janvier). Certification du moteur CFM56-7B (décembre).



Airbus A320-214 ceo Swiss. CFMI va livrer plus de 10 000 moteurs CFM56-5 et propulser 60% de tous les A320 commandés (2019). (© DR)

**1997** : Premier vol du Boeing 737-700 (février). Mise en service du CFM56-7B sur les Boeing 737-700 de la compagnie américaine Southwest Airlines (15 décembre). Un CFM56-3B2 installé sur un Boeing 737 " Classic " de Germania bat le record du monde du temps sous l'aile avec 30 000 heures de vol et plus de 11 000 cycles.

**1998** : Lancement du programme Tech 56 destiné à l'amélioration du compresseur HP et des turbines HP et BP des versions -5B et -7B. Mise en service du CFM56-7B sur un Boeing 737-800 (avril). Mise en service du CFM56-7B sur un Boeing 737-600 (septembre).

**1999** : Livraison du 10 000<sup>ème</sup> exemplaire du CFM56 (juin). Certification Etops 180 minutes du CFM56-7B.

**2000** : Un CFM56-3B2 installé sur un Boeing 737 " Classic " bat le record du monde du temps sous l'aile avec 32 000 heures de vol (janvier). Livraison du dernier Boeing 737 " Classic " (février). Au total, 1 988 exemplaires du biréacteur ont été assemblés : 1 113 exemplaires du Boeing 737-300 standard, 486 exemplaires du Boeing 737-400 rallongé, 389 exemplaires du Boeing 737-500 raccourci.

**2000** : Mise en service du CFM56-7B sur un Boeing 737-900 (décembre).

**2001** : Lancement du programme CFM56-5C/P (P pour performance).

**2003** : Septembre. Le CFM56-3 installé sur un Boeing 737 " Classic " de la compagnie nationale hongroise Malev bat le record du monde de durée de vie sous l'aile sans dépose pour les courts et moyens courriers avec 40 729 heures ce qui représente 8 à 10 ans de vol sans dépose

**2004** : Lancement du programme d'amélioration continu Tech Insertion (septembre).

**2005** : Livraison du 15 000<sup>ème</sup> exemplaire du CFM56 (avril). Essais en vol sur un Boeing 747 modifié du moteur Tech Insertion (novembre).



Airbus A340-300 (© DR)

**2006** : Certification du moteur Tech Insertion CFM56-7B (juin).

**2006** : Certification du moteur Tech Insertion CFM56-5B (septembre).

**2007** : Entrée en service des moteurs au standard Tech Insertion sur Boeing 737 NG (mai). Entrée en service des moteurs au standard Tech Insertion sur Airbus A320 (septembre).

**2008** : Prolongation du partenariat franco-américain jusqu'en 2040. Livraison du dernier exemplaire du CFM56-5C.

**2009** : Livraison du 20 000<sup>ème</sup> exemplaire du CFM56. La durée d'assemblage est divisée par quatre, entre 1980 et 2009.

**2012** : Juin. Le CFM56-7B installé sur un Boeing 737 NG de la compagnie aérienne TUIfly bat le record du monde de durée de vie sous l'aile (avant sa révision générale) avec 40 650 heures de vol.

**2013** : Livraison du 25 000<sup>ème</sup> exemplaire du CFM56 (mai).

**2016** : Record historique de production du CFM56, avec plus de 1 700 moteurs livrés en une année. En novembre, un cap symbolique est franchi : l'un des moteurs CFM56-5C équipant un Airbus A340-300 de la compagnie allemande Lufthansa atteint les 100 000 heures de vol, plus de vingt ans après avoir été livré. Au cours de sa durée de vie de vie, le moteur (ESN 740146) a été entièrement révisé à quatre reprises.

**2018** : Livraison, toutes versions confondues, du 10 000<sup>ème</sup> exemplaire du Boeing 737 (mars).

**2019** : En juin, franchissement du cap du milliard d'heures de vol pour l'ensemble de la flotte de CFM56 ; cela correspond à 1 150 000 allers-retours Terre-Lune. Le CFM56 fait sa première grande visite (shop-visit) en moyenne après 30 000 heures de vol.

**2019** : Livraison du 30 000<sup>ème</sup> exemplaire du moteur CFM56 (octobre). Livraison du 15 000<sup>ème</sup> exemplaire du CFM56-7B (octobre).



Boeing 737 (© DR)

**2020** : Livraison du 10 000<sup>ème</sup> exemplaire du biréacteur Airbus A320 (octobre) après 27 ans de production. Premier opérateur mondial, l'US Air Force exploite une flotte de plus de 1600 CFM56 ; l'US Navy exploite une flotte de plus de 250 CFM56. A la fin du programme en 2020, Boeing a livré plus de 7100 exemplaires de B737 NG propulsés par des CFM56-7B.

**2021** : En juin, reconduction du partenariat CFMI jusqu'en 2050.

**2023** : En juin, 45% du parc total des moteurs CFM56 n'a pas encore connu de grande visite qui intervient en moyenne après treize années d'exploitation.

**2024** : En juin, la famille de moteurs CFM56 franchit le cap des 33 930 exemplaires livrés et de plus d'un milliard d'heures de vol.

**Nota.** La production de CFM56-7B continuera encore pour plusieurs années afin de satisfaire les commandes des applications militaires du Boeing 737 NG.

## *Annexe : biographie des quatre contributeurs*

### **Mr. Jacques Renvier**

Né le 2 novembre 1943 à Paris.

1967 Diplômé de l'ENSMa avec licence ès sciences.

Après un passage au Service Technique Aéronautique de la DGA (section moteur), je rejoins Snecma en 1969 pour participer à la conception du système d'éjection de Concorde.

En 1974 je quitte Concorde pour rejoindre l'équipe de Pierre Alesi et le CFM56. J'y consacrerai plus de 25 ans de ma carrière successivement responsable performances et acoustique, nacelle et intégration avion, Ingénieur en chef, Vice-Président exécutif de CFM, 1993 Directeur du support clients moteurs civils ; 1996 Directeur du support clients et des opérations clients de Snecma Services.

En 2002, je reviens à la direction technique de Safran.

Après départ en retraite 2011, je vais me focaliser sur la formation, et en particulier, le partage d'expérience avec les nouveaux embauchés du groupe Safran et sur la promotion des métiers scientifiques et techniques dans le cadre de l'académie de l'air et de l'espace.

De 1990 à 2011 : membre du conseil scientifique puis membre du conseil d'administration de l'ENSMa.

2003 Prix de l'aéronautique AAAF.

2008 Membre de l'académie de l'air et de l'espace.

2013 Professeur Honoraire des Universités de Beihang (Pékin) et Tianjin.

2014 Elu au " hall of fame " de General Electric.

### **Mr. Gérard Laviec**

Ingénieur en Constructions Mécaniques de l'INSA de Lyon, promotion 1963.

La carrière entière, de 1963 à 2001, au sein du groupe SNECMA :

Direction technique comme ingénieur de marque ATAR 9K, des moteurs M45 responsable de la certification du M45 H, de la THS 2000,

Direction de l'Après-vente comme responsable du support technique des moteurs civils et militaires, Sochata, comme responsable du Département technique de la réparation,

Direction de l'Après-vente civile comme responsable de la gestion et des garanties Olympus et CFM 56, responsable de programme Olympus. Directeur de l'unité et de la construction du centre de Montereau et du transfert sur ce site.

Direction du marché Civil, Directeur de l'unité à Passy Kennedy et transfert à Montereau.

Président de CFM international à Cincinnati,

En résumé une carrière entière de coopération internationale et multiculturelle, dans les domaines techniques, commerciaux, humains et des relations avec les clients :

- 10 ans avec Rolls Royce sur les programmes M45,
- 25 ans avec General Electric sur le CFM56.

### **Mr. Pierre Mouton**

Pierre Mouton est entré, comme agent technique deuxième échelon, à la SNECMA de Melun Villaroche en septembre 1959. A sa demande il fut affecté au service " Avant-Projets Régulation " où l'essentiel des études concernaient encore le moteur ATAR. Puis, après avoir suivi les cours internes de perfectionnement, appelés " cours Y ", permettant de passer ingénieur, il a participé activement au développement du système d'éjection du moteur Olympus installé sur le Concorde.

C'est pour sa connaissance de l'anglais, caractéristique encore rare à l'époque, et de sa pratique de la coopération internationale, qu'il fut nommé, en 1972, chef de la " Marque Systèmes CFM56 " toujours au sein de la Division Systèmes et équipements de la Direction technique. Là il conduisit le développement, jusqu'à leur certification et leur avionnage sur DC-8, des systèmes de la part Snecma du CFM56. Puis, muté à la Direction de l'Après-Vente Civile, il participa à la création du département " Support technique en service ", et enfin, de retour à la Direction Technique, il va y créer le département " sécurité des vols " de Safran.

En retraite, Pierre Mouton, continuera encore, et pendant de nombreuses années, son association avec la Direction technique de Safran Aircraft Engines, cette fois comme consultant.

### Mr. Albert Grenier

Albert Grenier après plusieurs années passées dans l'Armée de l'Air comme mécanicien en moteur d'avion principalement sur l'ATAR 9K50, le M53 et le service dépannage dans des escadrons équipés de Mirage F1 C puis Mirage 2000 C/B, rejoint la Snecma en juin 1986 où il est affecté à la direction de l'après-vente civile qui prend son essor. Pour sa connaissance de l'exploitation des réacteurs et de la langue Anglaise, au titre de représentant technique en compagnie aériennes où il est en charge du support technique en clientèle du CFM56-2, qui arrive sur le marché.

Après avoir supporté divers opérateurs civils il participe au support des Avions AWACS et Ravitailleurs en vol E-3A et KE-3A en Arabie Saoudite et en Grande Bretagne. Dans le cadre des accords de partenariats entre Snecma et General Electric, participe au support des moteurs CF6-80 chez des clients au Moyen-Orient puis aux développements et essais en vols du couple Boeing 777-300 ER/GE90-115 B. Terminant sa carrière active chez General Electric en charge de l'industrialisation de l'atelier de maintenance des moteurs GE90-115B et Engine Alliance GP7000 livré clefs en mains par General Electric à la compagnie aérienne Emirates à Dubaï.

Maintenant en retraite, c'est avec plaisir et enthousiasme qu'il participe à la rédaction de la revue de l'Association des Amis du Musée de Safran.