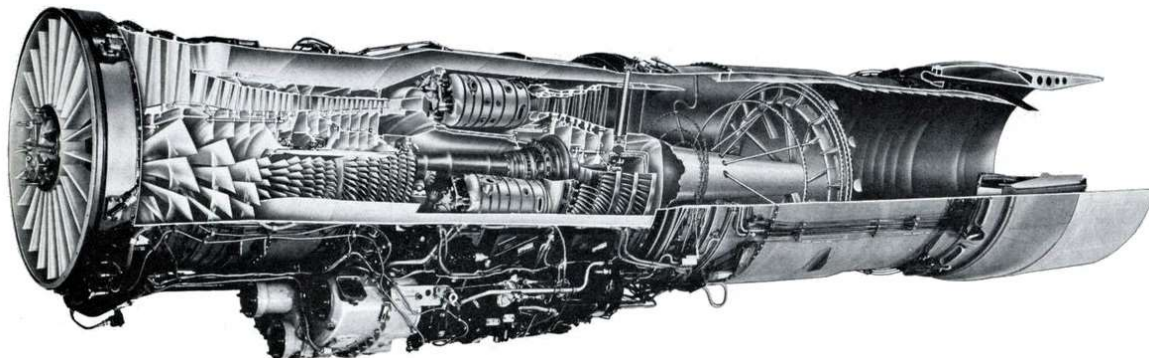
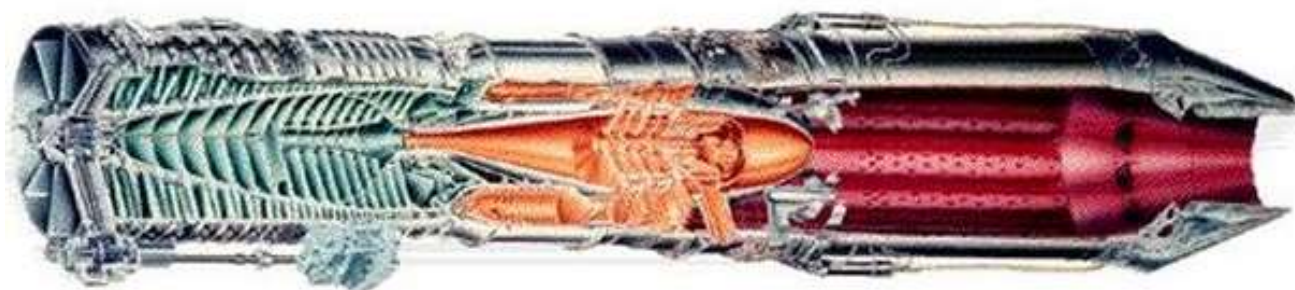


PRENDRE L'AIR

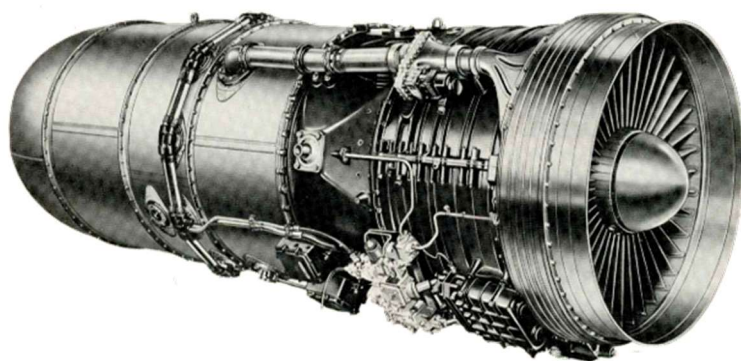
*Brève histoire des turboréacteurs militaires en Occident
après la Seconde guerre mondiale*



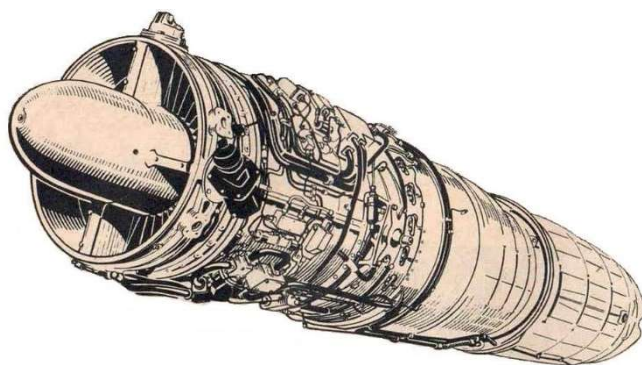
Pratt & Whitney TF-30 (© PW)



General Electric J79-GE-17 (© GE)



Rolls-Royce Conway (© RR)



SNECMA ATAR 101 G3 (© SAE)



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

**Hors-Série
N°9
Mai
2025**

Contact

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

Sommaire

<i>Avant-propos</i> Albert Grenier / Pierre Mouton	3
<i>Le mot du Président</i> Jean Claude Dufloux	4
<i>Chapitre 1 - Les moteurs produits par la société Pratt & Whitney</i> Albert Grenier	5
<i>Chapitre 2 - Les moteurs produits par la société General Electric et d'autres entrants</i> Albert Grenier	24
<i>Chapitre 3 - Les moteurs produits par les motoristes britanniques</i> Albert Grenier	44
<i>Chapitre 4 - Les moteurs produits par les motoristes français</i> Pierre Mouton	63
<i>Conclusion</i> Albert Grenier	75

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

Avant-propos

Dans ce numéro, la revue de l'Association des Amis du Musée de Safran a souhaité aborder, sans toutefois vouloir, ni ne pouvoir, être totalement exhaustif l'historique des principaux moteurs d'avion à réaction produits par cette industrie aux États-Unis, en Grande Bretagne et en France pendant la seconde guerre mondiale et les vingt-cinq années qui suivirent.

L'intention de la revue Prendre l'Air étant essentiellement historique ou technique, les liens de l'association étant proches avec le groupe Safran, c'est délibérément que nous n'avons pas abordé, à l'exception des moteurs produits par la Snecma seule ou en coopération, les moteurs produits après la période étudiée et qui pourraient encore être en service.

Dès leur avènement, les turboréacteurs sont rapidement utilisés par toutes les forces aériennes du monde pour la motorisation, initialement des avions de chasse puis, alors que leur puissance augmente, graduellement des bombardiers légers ou lourds, enfin des avions de transport militaires. Ce numéro Hors-Série se propose de voyager en quatre chapitres, dans le monde des turboréacteurs militaires conçus aux États-Unis, en Grande-Bretagne puis en France depuis la fin de la seconde guerre mondiale et dans les années qui suivirent.

Le premier chapitre s'adresse à quatre moteurs iconiques produits en série par la firme Pratt & Whitney : les J57, J75 et J52, tous utilisés dans tous les conflits dans lesquels les USA sont engagés, Vietnam, guerre de libération du Koweït, conflits dans les Balkans, Iraq, Afghanistan... Et au confidentiel JTF17, d'un concept original et très avancé technologiquement, mais qui ne dépassa pas l'étape de prototype.

Le second chapitre traite des moteurs produits par General Electric, le partenaire de la Snecma, dans le cadre du consortium CFM International et des moteurs de forte puissance GE-90, dans le secteur civil. General Electric, pionner aux États-Unis de cette industrie produisit d'excellents moteurs dont le J79 qui furent, tels que ceux de son concurrent Pratt & Whitney, largement utilisés dans les conflits post seconde guerre mondiale tant pas les forces aériennes des États-Unis, Navy et USAF, ainsi que de celles de plusieurs Armées de l'Air amies des États-Unis.

Le troisième chapitre est consacré aux moteurs produits par la florissante et imaginative industrie Britannique laquelle, concurremment avec l'industrie Allemande, fut un des deux berceaux, de la genèse des moteurs d'avion à réaction. On citera l'Olympus 593 du Concorde même si ces chapitres, réservés aux moteurs à destination militaire, n'y font pas expressément référence. Ce moteur, réalisé en coopération entre Bristol Siddeley, puis Rolls Royce, et la Snecma, mériterait, à lui seul, un chapitre entier. Quand les Concorde furent retirés du service, ils avaient transporté 2,5 millions de passagers et accumulé, 500 000 heures de vol à vitesse supersonique ! Un record qu'aucun moteur destiné à des applications militaires n'est pas proche d'égaler. Au moment de son retrait, en janvier 1990, la flotte des 32 Lockheed SR-71 " Blackbird " (Merle) avait accompli, en dix-sept années de service, 53 490 heures de vols, toutes vitesses confondues.

A la lecture des développements que connut cette industrie, tant aux États-Unis qu'en Grande Bretagne, on ne peut toutefois s'empêcher de penser à l'ampleur et à la continuité des budgets consacrés dans ces deux états aux études et aux développements des turboréacteurs.

Ce ne fut pas le cas pour la France qui, en 1945 sortait de l'occupation totalement ruinée, son potentiel aéronautique détruit avec son personnel dispersé, et surtout n'ayant pas progressé dans la connaissance des turboréacteurs pendant quatre ans. Le gouvernement français venait de nationaliser Gnome et Rhône pour le punir de sa collaboration avec l'Allemagne nazie et, paradoxalement pour les autres motoristes, il lui consacra la totalité du maigre soutien financier qui restait disponible. La reconstruction des usines se fit lentement, mais ce qui manquait le plus était la mise à niveau des capacités de conception pour des moteurs de qualité comparables à celle des Anglais. Cet effort fut intelligemment mené en prenant la licence de fabrication de moteurs britanniques pour parer au cours terme et en sollicitant l'aide de groupes d'ingénieurs Allemands qui acceptèrent de venir momentanément travailler en France. c'est ainsi que la France est encore aujourd'hui l'un des quatre pays au monde capables de concevoir et fabriquer des turboréacteurs destinés aux avions d'arme les plus modernes.

Je vous souhaite une bonne lecture !

Albert Grenier / Pierre Mouton

Le mot du Président

Voici un nouveau et épais dossier consacré aux différents moteurs militaires conçus après la seconde guerre mondiale en Occident. Au travers des réalisations américaines, anglaises et françaises, il démontre en quatre chapitres toutes les évolutions techniques et technologiques des vingt-cinq premières années de l'aviation à réaction.

Le Président
Jean Claude DUFLoux _____

Chapitre 1 - Les moteurs produits par la société Pratt & Whitney

1 - Introduction



Dès leur avènement, les turboréacteurs sont rapidement utilisés par toutes les forces aériennes du monde pour la motorisation, initialement des avions de chasse, puis alors que leur puissance augmente, graduellement des bombardiers légers ou lourds, enfin des avions de transport militaires. Cet article se propose de voyager en plusieurs chapitres, dans le monde des turboréacteurs militaires aux États-Unis depuis la fin de la seconde guerre mondiale jusqu'à la fin des années 1960. Ce premier chapitre s'adresse à trois moteurs iconiques produits par la firme Pratt & Whitney.

Le turboréacteur apparaît quelques mois avant le début de la deuxième guerre mondiale. En France avec les travaux de Sensaud de Laveau, ainsi que ceux conduits par René Anxionnaz et la société Rateau. Ces travaux, notamment ceux de Rateau, déjà très avancés, seront interrompus par la défaite de juin 1940. En Allemagne, le 27 août 1939, Hans von Ohain fait voler, dans un prototype monomoteur construit pour l'occasion, le Heinkel He-178, son premier turboréacteur qu'il désigne Heinkel HeS3. Le compresseur et la turbine sont de type centrifuge. En Grande-Bretagne, le premier turboréacteur conçu par Sir Frank Whittle désigné W1 est à compresseur centrifuge et turbine axiale. Il vole en mai 1941 dans un avion Gloster E.28/39, également construit pour l'occasion.

Le turboréacteur commence véritablement sa carrière opérationnelle avec la Luftwaffe, en Allemagne, pendant le second semestre de l'année 1944 avec le moteur Junkers Jumo 004 des chasseurs bimoteurs Messerschmitt Me 262 et du bombardier et avion de reconnaissance bimoteur Arado Ar 234. L'industrie Allemande produit également un second turboréacteur technologiquement très proche, dont le compresseur est de type axial : le BMW 003, que l'on trouve sur le monomoteur Heinkel He 162. En Grande-Bretagne, c'est le Rolls-Royce " Welland ", à compresseur centrifuge lequel, à partir d'août 1944, motorise le bimoteur Gloster " Meteor Mk 1 ". Si les carrières opérationnelles des Me 262, Ar 234 et He 162, ont fait l'objet d'innombrables publications, elles masquent quelque peu celle des Gloster " Meteor Mk 1 ". Probablement à cause des restrictions d'emploi que s'impose la RAF, limitant ses " Meteor " à l'interception, avec succès d'ailleurs, des bombes volantes V1 " Buzz bomb ", essentiellement au-dessus du territoire Britannique ou de la Mer du Nord. Quelques-uns furent déployés au combat aux Pays-Bas toutefois avec de telles limitations d'emploi qu'ils leur étaient difficile de s'illustrer. Les Britanniques cèderont une licence du moteur " Welland W1 " aux États-Unis. La société General Electric en dérivera le J31, destiné au bimoteur Bell XP-59A " Airacomet " qui vole dans le plus grand secret, pour la première fois dès octobre 1942. A comparer au Messerschmitt Me 262 qui effectue son premier vol, à la seule puissance de ses turboréacteurs, le 18 juillet 1942. Bien que le XP-59A soit plus un démonstrateur qu'un véritable avion de combat, contrairement à des propos trop souvent rependus, l'industrie aéronautique et les services officiels aux États-Unis, n'étaient ni très en retard, ni si désintéressés par cette technologie. Plusieurs dizaines de XP-59A furent construits. Toutefois, ils ne seront pas employés au combat par les escadres opérationnelles de l'USAF qui préférera utiliser, certes brièvement, pour ses missions de reconnaissance sur le front Italien, une poignée de Lockheed P-80 " Shooting Star " motorisés par un moteur General Electric dérivé du J31 qui avait été dénommé I-40 pendant sa période de développement.

A la demande des services officiels US, pour niveler les charges entre les industriels, à la grande frustration de General Electric, la fabrication de ce moteur fut confiée à Allison sous la désignation J33 " Superjet ", qui l'assembla dans son usine de Speedway dans la banlieue d'Indianapolis. Pied de nez de l'histoire, au début des années 2000, c'est Rolls-Royce qui reprendra toutes les activités aéronautiques d'Allison. Le P-80 est reconnu comme l'avion le plus rapide de la seconde guerre mondiale : 885 kilomètres/heure à 40 000 pieds (12 200 mètres) à comparer aux 760 kilomètres/heure, à la même altitude, d'un des ultimes et excellent chasseur monomoteur à moteur à explosions, le Focke-Wulf Ta-152. En 1945, le Ta-152, optimisé pour des missions de combat en haute altitude, est un des avions monomoteurs monoplaces des plus performants ayant connu le combat. En parallèle de ses travaux sur le I-40/J-33 General Electric développe le J-35 de conception simple, largement inspirée des moteurs Allemands, Jumo 004 et BMW 003. Le J-35 est le premier turboréacteur à compresseur axial, onze étages, développé aux USA. Le compresseur axial du J-35, malgré ses complexités, offrant un bien meilleur potentiel, General Electric abandonne définitivement la technologie du compresseur

centrifuge. Il n'y reviendra plus pour ses moteurs de puissance élevée. Cette technologie perdurera encore quelques années en Grande Bretagne avec les moteurs De Havilland " Ghost " et en France notamment avec les moteurs " Tay " et " Verdon ", du Dassault Mystère IV A, construits par Hispano-Suiza sous une licence de Rolls-Royce.

La propulsion par turboréacteur s'affirme avec la guerre de Corée (juin 1950 à juillet 1953), pendant laquelle le turboréacteur prend, tant pour les aviations terrestres qu'aéronavales, l'ascendant sur les moteurs à explosion. Tel que le McDonnell F-2H " Banshee " et son moteur Westinghouse J34. Ou encore la première version du Grumman F-9F " Panther " héros du mémorable film, " Les ponts de Toko-Ri ". Son moteur est un J42. En fait, un " Nene " construit aux USA par la société Taylor Turbine Corporation sous une licence de Rolls-Royce. La Navy n'étant pas convaincue des capacités de la société Taylor à construire des turboréacteurs à grande



Pratt & Whitney J42 (© DR)

échelle, la licence fut transférée à la société Pratt & Whitney, qui fait ainsi son entrée dans le monde des turboréacteurs. Impossible d'omettre le légendaire North American F-86 " Sabre ", premier avion opérationnel à aile en flèche construit aux USA, moteur General Electric J47 et ses oniriques combats contre le Mig-15. Par une de ces ironies de l'histoire, le Mig-15 est motorisé par un réacteur Klimov VK-1, copie conforme du réacteur Rolls-Royce " Nene ". Le gouvernement travailliste Britannique en avait cédé quelques-uns à l'Union Soviétique pour aider son industrie à développer cette technologie pour l'aviation commerciale ! Le General Electric J47 commence là sa très grande carrière. Le F-86, présente toutes les caractéristiques techniques des avions de chasse à réaction à venir : aile en flèche, turboréacteur à compresseur axial et prémices d'un radar de conduite de tir. On retrouvera le J47, avec ou sans postcombustion ou avec ou sans injection d'eau, dans de nombreux types d'avions, chasseurs, ou lourds à titre d'unités de puissance d'appoint comme sous les ailes du Convair B-36 " Peacemaker " ou de motorisation principale tel que le Boeing B-47 " Stratojet ".

Pour les avions d'armes, la guerre de Corée marque une rupture définitive. Les réacteurs, malgré leurs limites, ont gagné ! Terminées, dans les salles d'opérations ou aux comptoirs de bars des escadrilles de chasse, les discussions toujours animées et sans fin, relatives aux avantages des pistons sur les réacteurs. Toutefois, même si la fiabilité, la durabilité et la pilotabilité, des réacteurs s'améliorent significativement, alors que la puissance disponible augmente graduellement, elles ne sont pas encore suffisantes pour envisager leur emploi généralisé pour des avions lourds, même militaires, encore moins par l'aviation commerciale. Le bombardier hexaréacteur Boeing B-47, faisant quelque peu exception. Cet avion à ailes en flèche, dont le début de la conception remonte à 1943, très avancé, pour ne pas dire révolutionnaire, effectue son premier vol à la fin de l'année 1947, il entre en service en 1951 dans les escadrons de bombardement ou de reconnaissance stratégique de l'USAF. Pendant la guerre de Corée à laquelle il ne participera pas, ses six réacteurs General Electric J47 de 3 200 kilogrammes de poussée, avec l'injection d'eau, lui permettent de décoller à une masse maximale de l'ordre de cent tonnes. Toutefois, des fusées d'appoint (Jet Assisted Take Off ou JATO) sont régulièrement utilisées. Si opérationnellement le B-47 donne satisfaction, son rayon d'action est jugé trop limité et sa soute à bombes insuffisamment spacieuse.

2 - La famille des moteurs J57 - J75 et J52 : Premiers types à double corps

Malgré la fin de la guerre en Corée, les tensions avec le bloc de l'Est ne s'apaisant pas, l'USAF persiste dans sa décision de pouvoir disposer d'un bombardier, propulsé par des moteurs à turbines, plus performants que le B-47 " Stratojet ". Cette initiative, qui est en chantier depuis avril 1945, va conduire au bombardier octoréacteur Boeing B-52 " Stratofortress " et à son premier moteur double corps opérationnel, le Pratt & Whitney J57. Cet avion sera nécessairement lourd, 190 tonnes de masse maximale au décollage, quand il est mis sur la planche à dessins. Il n'existe aucun moteur capable d'assurer sa propulsion. Initialement, l'USAF pense l'équiper de six turbopropulseurs. Potentiellement des XT35-1 pour lequel des études avaient commencé chez Wright (1). Le XT35-1 tourne au banc d'essais au sol pour la première fois, le 24 Juin 1946. Il est anticipé, qu'à moyen terme les premières versions pourraient produire entre 5 500 et 6 000 chevaux. Les spécifications de l'USAF ne cessant d'évoluer vers de plus grandes vitesses et plus hautes altitudes, les spécifications de l'ensemble propulsif se doivent d'évoluer en conséquence. La puissance requise devrait atteindre 10 000 chevaux, voire plus, alors que l'hélice passerait de simple à double, contrarotatives. Les technologies,

notamment " l'empilage " de compresseurs centrifuges, du concept XT35 n'ont pas la capacité de satisfaire à ce niveau de puissance. Finalement l'USAF n'ayant pas acquis la conviction que les turbopropulseurs puissent produire la puissance minimum requise dans un délai raisonnable, impose le turboréacteur.



Coupe d'un moteur P&W JT3-C, la taille de guêpe est bien visible. Photo crédit National & Space Museum Washington DC.



Vue d'un moteur P&W J57 d'essais en nacelle sous un bombardier Boeing B-50. (2)

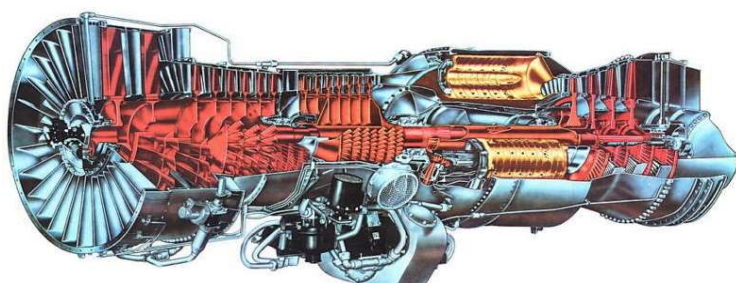
Notons que simultanément, P&W étudiait en interne et concurremment, plusieurs projets de turbopropulseurs, double arbres, concurrents du XT35-1. En 1948, l'un de ces projets désigné XT45, aussi connu sous le nom de PT4 chez P&W ne donne pas les résultats escomptés, Toutefois, il prospère sous la désignation JT3C "Turbo Wasp ", dépouillé du boîtier frontal réducteur d'hélice, les services officiels le désignent déjà J57... Initialement, les services officiels, dont l'US Navy, font confiance à un moteur produit par la société Westinghouse le J40 (simple corps et simple flux, poussée 4,7 tonnes à 7600 tr/mn, compresseur axial à 10 étages, turbine axiale à 2 étages). En mai 1948, c'est ce moteur, dont la structure est typique de l'époque, que l'USAF retient pour la propulsion des prototypes du Boeing B-52. Pratt & Whitney comprend alors que, pour réussir il lui faut accélérer le développement de son JT3C... J57. Ses études sur son projet XT45 ont montré qu'un ensemble de compression, scindé en deux unités tournant à des vitesses optimisées offre, avec de bien meilleures performances, des marges d'opérabilité accrues surtout un plus grand potentiel de progression. Les travaux de développement pour un turboréacteur double arbre, toutefois à simple flux, sur la base du XT45 commencent aussitôt, sur deux axes. Le premier désigné -8, à deux compresseurs pour un total de 13 étages taux de compression de 8, le second désigné -10, toujours deux compresseurs mais à 15 étages, taux de compression de 10.

Le premier modèle -8 surnommés " barrel case ", où les diamètres extérieurs des compresseurs et des turbines sont maintenus constants, est un échec cuisant. Les fuites d'air au niveau des joints inter-étage dans les compresseurs sont si importantes que l'approche " barrel case " est immédiatement abandonnée.

La seconde approche consiste en des compresseurs dont le diamètre intérieur est maintenu constant pendant que le diamètre extérieur se resserre " wasp-waist " (3) alors que la pression de l'air augmente. Avec cette évolution, qui permet un certain gain de masse, le nombre d'étage des compresseurs est portée à 16, (9 pour le basse pression, 7 pour le haute pression), le taux de compression est de l'ordre de 11,6. Le rotor basse pression est entraîné par une turbine bi étage, le rotor haute pression, par une turbine mono étage. La technologie de la chambre de combustion, dite " turbo-annulaire ", est innovante. Elle consiste en huit tubes à flamme distincts, tel que sur les moteurs de la génération précédente, mais qui dans la zone de convergence forment une zone annulaire devant les distributeurs de la turbine haute pression. La masse du moteur est de 1 755 kilogrammes.



Première version, désignée T- 8 " Barrel case " du J57, rapidement abandonnée pour difficultés techniques qu'il ne fut pas possible de résoudre (© Pratt & Whitney)



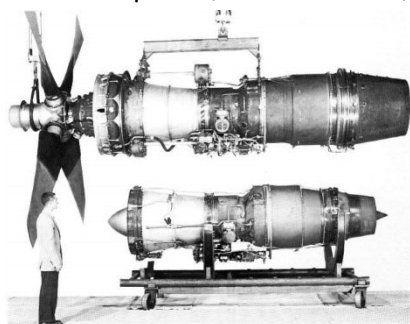
Ecorché d'un P&W JT3 D1 (© Pratt & Whitney)

Le J57 tourne au banc d'essais au sol pour la première fois en janvier 1950. C'est un succès, initialement, la poussée s'établi à 3,95 tonnes puis 4,2, avec injection d'eau. Le J40, déjà en service sur divers avions de la Navy, se révèle être un véritable fiasco qui va marquer la fin de la société Westinghouse dans l'industrie des

moteurs d'avion. En novembre 1951, à la poussée de 4,2 tonnes, l'USAF sélectionne le J57 pour les deux prototypes et les modèles à venir du B-52. Officiellement désigné XJ57-P-1W, il est installé sur les deux premiers prototypes désignés XB-52 et YB-52. Un moteur légendaire vient de naître. A son entrée en service, c'est le premier moteur occidental à dépasser les 10 000 livres de poussée (4 536 kgp). Il va engendrer une longue et prolifique série de moteurs.

Parmi les versions les plus puissantes du J57 on citera, le P-25 installé dans l'intercepteur Convair F-102 " *Delta Dagger* ", 4,5 tonnes à sec, 10,2 avec la postcombustion. Le P-20A du Vought F-8 " *Crusader* " 4,7 tonnes à sec 8,3 avec la postcombustion. La version P-55 des derniers modèles du North American F-100 " *Super Sabre* ", 5,3 tonnes à sec, 6,5 avec la postcombustion.

Avec l'injection d'eau ou la postcombustion, le J57 va motoriser une grande variété d'avions de l'USAF. Le chasseur bombardier monoréacteur North American F-100 " *Super Sabre* ", l'intercepteur également mono réacteur Convair F-102 " *Delta Dagger* ", le bimoteur Mac Donnell F-101 " *Voodoo* ". Sans la postcombustion, la variante J57-P-31 développant 4,8 tonnes de poussée est optimisée pour motoriser l'avion de reconnaissance à haute altitude Lockheed U-2 " *Dragon Lady* ". Le J57-P-31 fit l'objet de modifications, portant sur la turbine, le système de gestion du débit carburant, et de rallumage en vol pour lui permettre de fonctionner jusqu'à l'altitude de 74 600 pieds (22 738 mètres).



Turbopropulseur P&W XT57-P-1. Ce moteur, dont dérive le turboréacteur J57, n'aura pas de suite autre que des vols d'essais installé dans le nez d'un quadrimoteur Douglas JC-124 Globemaster II. Photo crédit internet.



Turbopropulseur P&W XT57-P-1 installé dans le nez d'un quadrimoteur Douglas JC-124 Globemaster II. Photo crédit internet.

L'extinction du moteur en vol à cette altitude étant une sérieuse potentialité, il faut pouvoir le rallumer, sans devoir rejoindre un niveau de vol inférieur où le U-2 deviendrait vulnérable aux armes de défense contre avions est un impératif. Une protection additionnelle est installée en cabine, à la disposition du pilote, sous la forme d'un manipulateur de commande électrique d'ajustement du débit du carburant. Le pilote, emporte avec lui des abaquages qui lui permettent de surveiller et d'ajuster finement le débit carburant en fonction des conditions extérieures de température et d'altitude. Le P-31 fonctionne avec un carburant désigné JP-TS, ou LF-1A pour " *Lockheed Lighter Fluid type 1A* ", une évolution du JP-4, dont le point de vapeur est adapté aux opérations en très haute altitude.

L'US Navy n'est pas en reste. Elle acquiert des J57 pour ses intercepteurs mono réacteurs Vought F-8 " *Crusader* ". Le bombardier bimoteur embarqué Douglas A-3 " *Skywarrior* " dont le premier prototype avait volé propulsé par deux Westinghouse J40. L'intercepteur Douglas F-4D " *Skyray* ".

Il est également utilisé, avec l'injection d'eau, sur des " lourds ". Le quadriréacteur Boeing KC-135A " *Stratotanker* " ravitailleur en vol et, comme déjà indiqué plus haut, le bombardier stratégique octomoteur Boeing B-52 " *Stratofortress* ".

En 1952, le Collier Trophy, aux États-Unis, la plus grande reconnaissance relative à des activités aéronautiques est remise à Monsieur Leonard S. Hobbs d'United Aircraft Corporation pour ses études de développement et de production du moteur J57. La production en série du J57, commence en 1953. En 1965, année où la production cesse, Pratt & Whitney revendique avoir produit plus de 21 000 moteurs ! Dès 1952, pour satisfaire à la demande, Pratt & Whitney confie une partie de la production du J57 à la Ford Company qui l'assemble dans une de ses usines à Chicago. Ces moteurs, se caractérisant par la lettre F, sont désignés J57-F-xx, selon la version. Le J57 franchit le mur du son pour la première fois de son histoire, avec l'un des prototypes du North American YF-100, le 25 mai 1953.



Maquette de construction échelle 1 en bois du Boeing XB-52 représentative de ce qu'aurait pu être le B-52 motorisé par des turbopropulseurs T57.

Photo crédit internet.



Pratt & Whitney J57 : première production du XJ57-P-1.
Photo crédit internet.

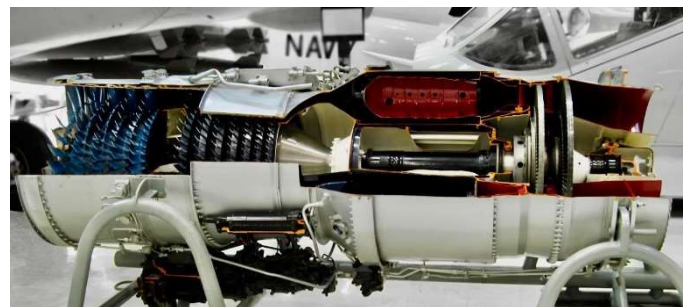
Capitalisant sur la formule très réussie du J57, Pratt & Whitney en développe deux versions dérivées.

La première, presque homothétique, désignée J75 où le diamètre de la bride d'entrée d'air passe de 988 millimètres pour la J57 à 1092 millimètres. Bien que le taux de compression soit un peu supérieur à 12 (celui du J57), le nombre total d'étages de compression est réduit d'un étage, passant de seize à quinze. Huit, un de moins, pour le compresseur basse pression. Le compresseur haute pression, identique reste à sept étages. La composition et le nombre d'étages des turbines est inchangé. La chambre de combustion est maintenue à huit tubes à flamme. La masse du J75, avec le canal de post combustion, est de 2 700 kilogrammes, et sa poussée dépasse les dix tonnes, 7,6 tonnes à sec, 11,8 avec post combustion et l'injection d'eau dans sa version la plus puissante, P-19W, destinée au gros monomoteur d'assaut Republic F-105 " Thunderchief ". Outre le F-105, on trouve le J75, sans l'injection d'eau, mais avec la post combustion dans le monomoteur intercepteur à aile delta Convair F-106 " Delta Dart ". Remplaçant le J57 P-31, une version du J75, P-13 puis P-13B, sans le système de post combustion, dont la marge au pompage (4) des compresseurs a été élargie trouve sa place dans le Lockheed U-2. Pour s'adapter au débit d'air plus important du J75, de l'ordre de 40%, (82.1 kg/s pour le J57-P-43W / 120,2 kg/s - J75-P-19W), les entrées d'air du réacteur sont agrandies et redessinées. L'augmentation de la poussée permet au U-2C d'atteindre son altitude de croisière, typiquement 75 000 pieds (22 860 m), plus rapidement, surtout de franchir la zone de la tropopause, entre 45 et 55 000 pieds (13 716 et 16 764 m), plus vite, réduisant le temps de formation des traînées, minimisant ainsi le risque de détection visuelle.

Le J75 est pendant quelques mois pressenti pour la motorisation du bombardier bimoteur Français Dassault Mirage IV B. Après accord avec la société Pratt & Whitney, la SNECMA travaillera quelques mois à l'amélioration du contrôle de la post combustion et à l'efficacité du compresseur basse pression de façon à porter la poussée du J75 à 13 tonnes, sans l'injection d'eau. L'abandon du projet Mirage IV B, entrainera celui d'une version francisée du J75.



Chasseur-bombardier Republic F-105 D " Thunderchief " propulsé par un J75-P-19W de 12 000 kgp

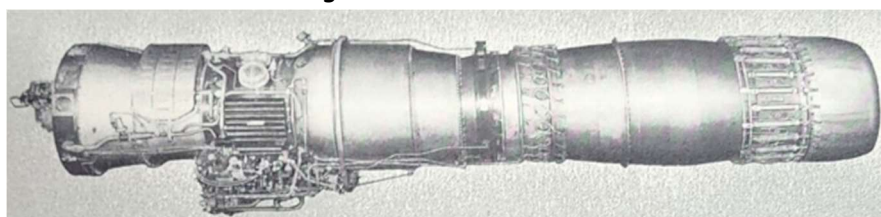


Coupe d'un moteur P&W J52. On observe les turbines HP et BP à simple étage. Photo crédit internet.

Une seconde version désignée J52, reprend l'architecture générale du J75. Le diamètre de la bride d'entrée d'air est réduit à 766 millimètres, la plus faible des trois variantes. Le taux de compression est maintenu à 13, même après réduction du nombre d'étages de compression qui passent à douze. Cinq, pour le compresseur basse pression, sept pour le compresseur haute pression. Il n'y a plus que deux turbines, une par rotor. La chambre de combustion évolue largement passant de huit à neuf tubes à flammes dont la technologie est plus élaborée, lesquels améliorant l'efficacité de la combustion réduisent les émissions de fumées. La masse du J52 est

d'environ 950 kilogrammes. La poussée est de 3,5 tonnes, 4,1 tonnes pour les évolutions les plus puissantes. Typiquement, on trouve le J52 sur des avions de l'US Navy tels que le monomoteur Douglas A-4 " Skyhawk " et les bimoteurs Grumman A-6 " Intruder " et EA6-B " Prowler ". En 1977, dans une initiative originale, l'industrie Israélienne procèdera à la remotorisation de dix-huit d'avions Dassault Super Mystère B2, qu'elle avait retiré du service. Ils seront ensuite utilisés par l'armée de l'air du Honduras. Le SNECMA ATAR 101 G2 original est remplacé par la version J52-P-8A (originellement destinée au Douglas A-4 " Skyhawk ") tarée à 4,1 tonnes de poussée sèche, à comparer aux 3,7 tonnes à sec, 4,4 tonnes avec la post combustion du SNECMA ATAR 101 G2.

Le dossier de l'optimisation de la propulsion du notoirement sous-motorisé B-52 A " Stratofortress " à moteurs J57 est un serpent de mer, qui remonte dès la fin des années 1950. En 1957, à l'initiative de l'Air Research & Development Command (ARDC) de l'USAF, Boeing modifie le XB-52, premier prototype du B-52. La modification consiste à remplacer les nacelles externes constituées de deux J57 par un unique J75 dont la post combustion est conservée. Après 140 heures de vols d'essais, bien que l'amélioration des performances soit reconnue, ce projet est abandonné. Ce dossier sera " temporairement " soldé en 1961, avec la mise en service du modèle H équipé de huit Pratt & Whitney TF33-P-3/103 développant 7,6 tonnes de poussée que l'on comparera aux 4,9 tonnes du J57-P-1W du B-52A de la première génération et aux 6,1 tonnes avec injection d'eau du J57-P-43WB des générations suivantes.



Pratt & Whitney J57.
Photo crédit internet.

Le TF33-P-3/103, dérive directement du J57. Le rotor basse pression a été modifié par l'ajout de deux étages de soufflante, pour en faire un des premiers double flux mis en service aux États-Unis, un étage de compresseur basse pression a été supprimé. Et, pour satisfaire aux besoins de puissance de la soufflante, la turbine basse pression gagne un étage. La constitution du rotor haute pression est inchangé. Alors que, selon les versions, le taux de compression peut atteindre 16, 13 pour la version P3 du B-52. Bien que sortant du cadre de ce chapitre, un projet est en cours de d'exécution pour la remotorisation, en principe soixante-seize unités, du type H, ultime version encore en service du B-52 avec huit moteurs désignés F-130. F-130 est la désignation militaire d'un moteur de la famille BR-700 initialement issu d'une coopération entre BMW et Rolls-Royce. Le BR-700, tel qu'utilisé sur l'avion d'affaire Gulfstream V pousse 6,8 tonnes. Dans la version destinée au B-52, il sera taré à 7,5 tonnes. Pour satisfaire aux nécessités de l'USAF, les moteurs F-130 seront testés et assemblés aux USA dans une usine propriété de Rolls-Royce à Indianapolis.

L'augmentation de poussée et le gain de consommation de carburant qu'amène le TF33 sont les bienvenus. Il est aussitôt utilisé pour remplacer le J57 de la dernière série " H " du Boeing B-52 et des ravitailleurs en vol KC-135 A, et de ses dérivés. Les ravitailleurs en vol sont redesignés KC-135 E. Le modèle TF33-PW-11 trouve sa place dans la version " F " de l'avion de reconnaissance électronique stratégique bimoteur de Martin/General Dynamics RB-57 F " Canberra " où il se substitue au Wright J65 qui était une variante du réacteur Britannique " Sapphire " d'Armstrong-Siddeley construit sous licence par Curtis-Wright aux États-Unis.

Le TF33 dans ses versions P-7 et P-7A est installé en première monte sur l'avion quadrimoteur de transport Lockheed C-141 " Starlifter ". Capable d'emporter presque 30 tonnes de charge jusqu'à 5 000 kilomètres à la vitesse de croisière de 800 kilomètres/heure, la puissance du TF33 font du C-141 le premier véritable avion de transport stratégique à réaction de l'histoire militaire. De 1963, jusqu'à son retrait du service en 2006, depuis le conflit du Vietnam, où il est employé aussitôt que disponible, en passant par la guerre de libération du Koweït, les deux-cents plus construits sont de toutes les opérations extérieures engagées par les États-Unis.

Le TF33 dans ses versions P-7 et P-7A est installé en première monte sur l'avion quadrimoteur de transport Lockheed C-141 " Starlifter ". Capable d'emporter presque 30 tonnes de charge jusqu'à 5 000 kilomètres à la vitesse de croisière de 800 kilomètres/heure, la puissance du TF33 font du C-141 le premier véritable avion de transport stratégique à réaction de l'histoire militaire. De 1963, jusqu'à son retrait du service en 2006, depuis le conflit du Vietnam, où il est employé aussitôt que disponible, en passant par la guerre de libération

du Koweït, les deux-cents plus construits sont de toutes les opérations extérieures engagées par les États-Unis.



Boeing XB-52 P&W montrant un unique moteur P&W J75 installé en position extérieure pour évaluation en vols de l'augmentation de la poussée globale installée. Photo crédit internet.



Moteur P&W J75 version avec PC et injection d'eau destinée au Republic F-105 "Thunderchief". Photo crédit Flying Heritage & Combat Armor Museum

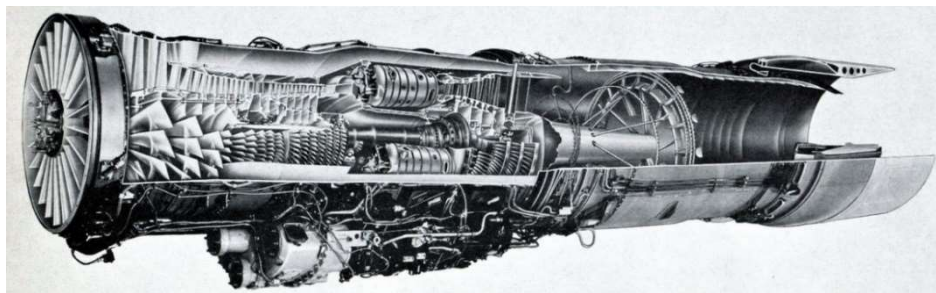
Presque tous les avions, motorisés par la famille J57, J75 et J52, sont utilisés dans tous les conflits dans lesquels les USA sont engagés, Vietnam, guerre de libération du Koweït, conflits dans les Balkans, Iraq, Afghanistan...

3 - Le TF30 Premier moteur militaire à double flux et postcombustion

Au début des années 1960, le département de la défense des États-Unis constatant que l'USAF et la Navy ont simultanément besoin d'un avion de combat supersonique bimoteur résolument moderne, dans le but de réaliser des économies, le secrétaire d'état à la défense impose aux deux services de s'accorder sur un projet commun. Cette décision conduit au programme TFX. Au plan des moteurs, évidemment souhaités aussi performant que possible, trois options sont alors disponibles. L'Allison AR-168, ce moteur est en fait un Rolls-Royce "Spey" construit sous licence par Allison aux États-Unis. Double corps, à faible taux de dilution et post combustion, il motorise en Grande-Bretagne le bimoteur d'assaut Blackburn "Buccaneer", sans la postcombustion, ainsi qu'une version destinée à la Royal Navy du fameux McDonnell Douglas "Phantom" désignée F4-K/M, avec la postcombustion. Considéré outre-Atlantique comme un moteur étranger, il n'est pas retenu. Allison bénéficiera d'un lot de consolation avec la sélection de ce moteur, sans la postcombustion, qui prend la désignation militaire US TF41-A-2, taré à 6,8 tonnes de poussée pour motoriser l'avion d'assaut monomoteur de Ling Temco Vought LTV A-7 "Corsair II" (5). L'USAF, ainsi que trois armées de l'air étrangères : Grèce, Thaïlande et Portugal utiliseront cet avion à terre. La seconde option, est un moteur "encore papier" de General Electric, le projet est désigné GE MF-295. Le moteur de General Electric, le plus léger et le moins encombrant des trois en compétition promettant également les meilleures performances, aurait été une évolution du J79. Le diamètre de la bride d'entrée d'air avait été agrandie et une soufflante frontale ajoutée. La postcombustion à charge modulable, et la section de sortie de la tuyère variable reprenaient les technologies développées pour le moteur YJ93 qui motorisait les deux prototypes du bombardier Mach 3 hexamoteur North American XB-70 "Valkyrie" et le projet d'un avion de chasse ultraperformant le F-108 "Rapier". Ces programmes ne connaîtront pas de production en série. Bien que supporté par Boeing, l'un des compétiteurs du programme TFX, et malgré les avantages notoires qu'aurait apporté le GE MF-295, il n'est pas retenu. Dans les faits, le projet GE MF-295, qui n'en était véritablement qu'aux premières étapes de son développement, présentait de trop gros risques pour les services officiels US qui n'avaient probablement pas entièrement confiance quant aux capacités de General Electric, de développer, à partir son J79 (6), un moteur à cycle double corps, double flux à soufflante avant. Nous y reviendrons. C'est la troisième option, initialement développée sur fond propres, celle de Pratt & Whitney avec ce qui deviendra le TF30 qui remporte la compétition (7).

Destiné à la propulsion d'avions supersoniques, le TF30, de la classe des 9 tonnes de poussée (5,5 tonnes à sec) est un moteur à cycle double flux avec post combustion, incluant un secteur d'injection du carburant captant le flux froid. Il restera dans l'histoire de l'aviation comme le premier moteur opérationnel à double flux, taux de dilution de 1,1, équipé d'un système de post combustion, installé sur un avion de combat. Des moteurs à cycle double flux étaient certes déjà disponibles, mais utilisés, sans dispositif de post combustion, uniquement sur des avions subsoniques.

Coupe d'un moteur P&W TF30.
Photo crédit internet.



La veine d'air est constituée de trois étages de soufflante, dont le taux de pression est de 2,1. Une partie de l'air comprimé par les aubes de la soufflante alimente à la fois le compresseur basse pression à trois étages, puis le compresseur haute pression à sept étages. Le diamètre de la bride du fan est de 1069 millimètres, le débit d'air de 117.9 kg/s. Le taux de compression global, sans étage de compresseur à calage variable, est de 17,1, important pour cette époque. Les turbines, haute et basse pression, sont à un et trois étages respectivement. La chambre de combustion est constituée de huit tubes à flammes, typique des moteurs de Pratt & Whitney. Relativement léger, 1 240 kilogrammes et compact, sa longueur est de 3,25 mètres, à comparer aux 2700 kilogrammes et 6,60 mètres du J75. Le cycle à double flux lui confère de bonnes performances à vitesse subsonique. L'augmentation très importante de la poussée en régime de postcombustion est à mettre au compte de l'allumage du flux secondaire " froid ", lequel comprimé et n'ayant pas participé à la combustion est riche en oxygène autorisant de fortes charges PC. Certes au détriment de la consommation globale en régime de postcombustion. Au sol et à pleine charge, la consommation s'affiche à 2,5 kilogrammes de carburant par heure et par kilogramme de poussée. Le dispositif de postcombustion comporte sept accroches flammes, installés en fort décalage longitudinal, ils masquent 33% de la section de passage du canal d'échappement. La tuyère est à section de sortie variable, constituée de douze " volets " pilotés par six vérins qui utilisent le carburant comme fluide hydraulique. En mode postcombustion, les accroches flammes sont allumés séquentiellement en fonction de l'augmentation du débit carburant, en commençant par le flux sortant du générateur de gaz puis celui frais, issue des trois étages de la soufflante.

Les spécifications de ces deux avions étant trop éloignées, il était impossible que les deux services puissent parvenir à s'accorder. La Navy voulait un avion capable, avec des missiles à longue portée, de défendre un porte-avions et son groupe d'escorte à grande distance qui aboutira au couple Grumman F-14 A " Tomcat " et son impressionnant système d'armes centré sur le gros radar Hughes AWG-9 capable de poursuivre vingt-quatre cibles et d'en engager six simultanément, avec des missiles AIM-54A " Phoenix ", fabriqués par la société Hughes Aircraft, de cent milles nautiques de portée. Les besoins de l'USAF, pour un avion multi-rôles sont très différents : supériorité aérienne (mission qu'il n'accomplira jamais), attaque au sol conventionnelle, frappe nucléaire et reconnaissance qui aboutira au biréacteur General Dynamics F-111 " Aardvark " (Oryctérope). Le seul survivant commun de cette démarche est le moteur TF30 de Pratt & Whitney.

Dès le premier vol en décembre 1970, le couple F-14/TF30 est mis en service avec la ligne de fonctionnement des compresseurs, trop proche de la limite d'utilisation **(8)**. Le TF30, est trop affecté par la qualité du flux d'air qui, sortant de la manche à air, arrive devant le compresseur. Si le flux d'air est perturbé, il génère des décollements tournants dans la zone du moyeu. En remontant très rapidement au travers des étages du compresseur, ces décollements tournants causent des pompages dans le compresseur haute pression. Notamment en régime de postcombustion, à fort angle d'attaque de l'avion ou de mouvements brutaux sur la commande de direction, conditions typiques des manœuvres de combat, intrinsèques aux missions de supériorité aériennes qui sont celles du F-14 A, qui entraînent de trop fréquents pompages, le plus souvent suivis de l'extinction du moteur.

De façon à minimiser ces soucis de stabilité de fonctionnement du TF30, le F-14 A est équipé de plusieurs systèmes de protection. Le " Air Inlet Control System " (AICS) consistant en un dispositif de rampes positionnées à l'intérieur des entrées d'air destinées à maintenir le flux d'air stable et à écoulement subsonique. Il inclut plusieurs capteurs associés à un calculateur qui optimise la position des rampes. Deux systèmes assistent l'AICS. Le " Mid Compression Bypass System " (MCB) et le " Mach Lever ". Aux grands angles d'incidence, le MCB active une vanne de décharge qui redirige de l'air prélevé au niveau du septième étage de compression vers le flux froid éjecté par les trois étages de la soufflante soulageant les étages successifs. Il existe une seconde vanne de décharge située au niveau du douzième étage de compression. La logique est basée

sur le nombre de Mach, l'angle d'incidence de l'avion, la charge PC, l'état de la position de la perche de ravitaillement en vol, le tir de missile AIM-7 et AIM-9, de roquettes ou canon. Quand il est actif, le MCB fait chuter la poussée d'une valeur estimée à 1,3 tonnes. Le " Mach lever " assure deux fonctions. Il module les vitesses de rotation, minimum et maximum, en fonction du nombre de Mach et limite également la vitesse de rotation minimum en fonction de l'angle d'incidence de l'avion. La complexité de ces systèmes est telle que les pilotes de F-14 de la Navy auront des phrases souvent acerbes au sujet du TF30 : " Le pilote doit être, à chaque instant particulièrement attentionné de ce qu'il fait avec la manette des gaz " ou encore cet instructeur : rapporté par le Washington Post en 1984 " Pour commencer, vous devez instruire le stagiaire sur la façon de piloter le moteur avant de le former au pilotage de l'avion ".



Grumman F-14 A " Tomcat ". Il fut surnommé " Turkey " (la dinde) par ses équipages en raison de son allure parfois gauche en finale d'appontage. Le biréacteur a connu une carrière de 34 ans au sein de l'US Navy (1972 - 2006). (© US Navy)

En octobre 1994, ce problème récurrent entraîne la mort de la première femme pilote qualifiée sur le F-14 A, mais aussi la première femme de la Navy à perdre la vie aux commandes d'un avion de combat au cours d'une mission opérationnelle. Alors qu'elle se prépare à apponter sur l'USS Abraham Lincoln, en mission dans Golfe Persique, la Lieutenant Kara Hultgreen, pour corriger son alignement avec l'axe d'appontage, alors que les moteurs sont en régime de postcombustion, applique une correction sur la commande de direction qui perturbe le flux d'air vers l'entrée d'air du moteur gauche qui pompe et s'éteint. L'avion est hors de contrôle, l'officier système d'armes s'éjecte, il sera récupéré aussitôt sain et sauf. Pour la lieutenant Kara Hultgreen il est trop tard. Restée dans son avion elle percute la mer. Son corps, toujours sanglé sur le siège éjectable, et son avion seront sortis de l'eau quelques jours plus tard. La commission d'enquête démontre qu'il n'y a aucune faute de la pilote (8), que l'accident a été causé par un dysfonctionnement du moteur gauche. L'affaire fait grand bruit aux États-Unis, à tel point que certaines autorités s'interrogent sur la pertinence de continuer à former des pilotes de combat féminins... En 1995, une étude du service de la sécurité des vols de la Navy comptabilise qu'au cours des dix dernières années les F-14 A ont enregistré 52 incidents sérieux " Class A mishaps ". Douze, soit 23%, sont à mettre au compte du seul TF30. En 21 ans de service, 34 " Class A mishaps " ont causé la mort de cinq pilotes. Depuis l'entrée en service du F-14 A, la lieutenant Kara Hultgreen est la trente et unième pilote à avoir perdu la vie aux commandes d'un " Tomcat " ...



Moteur Pratt & Whitney TF30-P-414A version Grumman F-14 sur bâti de dépose. Copyright : Oakland Aviation Museum.



Entrée d'air de dernière génération de l'avion General Dynamics F-111. Moteur P&W TF30. Photo crédit internet.

En 1996, un nouveau dispositif de sécurité, désigné " Engine Breather Pressure Modification " est ajouté. Il consiste en l'installation d'un capteur de pression supplémentaire qui mesure la pression de l'air à l'intérieur du moteur. Sa fonction est de détecter les augmentations anormales de pression interne. Alertant le pilote, il lui accorde un peu plus de temps pour prendre les mesures appropriées à contrer ces dysfonctionnements du compresseur qui conduisent à ces pannes graves du moteur. Simultanément, le système de commandes de vol, Digital Flight Control System (DFCS) est optimisé pour aider à la protection et la récupération des départs en vrille, singulièrement au moment de l'approche pour l'appontage. Les moteurs installés relativement éloignés de l'axe longitudinal de l'avion, le pompage, voire l'arrêt d'un moteur, engendre une dissymétrie de poussée subite

capable de causer un départ en vrille à plat, difficile à contrer en basse altitude. S'ajoutant aux propos des pilotes de F-14 A, ceux du secrétaire d'état à la marine, John F. Lehman Jr. qui dira : " *Le couple TF30 / F-14 A est probablement la pire des associations, que nous ayons eu à connaître depuis de nombreuses années. Le TF30 est un mauvais moteur responsable de 28,2% de tous les accidents de F-14 A* ". Ces propos soldent le glas du couple TF30/F-14 A. Des démarches fastidieuses, visant à amélioration du TF30 voire de procéder à son éventuel remplacement étaient en cours depuis déjà plusieurs années.

Finalement en 1984, à la suite de l'insistance du Congrès des États-Unis, le premier F-14 B équipé du moteur General Electric F110-GE-400 sort de la chaîne de production. Le F110-GE-400 est un moteur à faible taux de dilution 0,87, inférieur à celui du TF30, sa poussée est significativement supérieure à celle du TF30, 7,3 tonnes à sec, 12 tonnes, avec la post combustion. Plus fiable, surtout exempt des soucis de pilotabilité qui affligent le TF30, il transforme radicalement le F-14, qui peut désormais exploiter la totalité de ses excellentes capacités aérodynamiques. Toutefois, le montant du financement à engager pour remplacer la totalité des TF30 en service, environ 650 exemplaires, est tel que seuls les avions neufs à venir, il en reste quarante-sept, recevront tous le moteur F110 fabriqué par General Electric. Les F-14A déjà en flotte continueront à utiliser le TF30.

Avant d'aborder le couple F-111/TF30, premier vol en décembre 1964, gardons en mémoire que le F-111 est extrêmement avancé pour l'époque, le TF30 l'est non moins, C'est le premier moteur à cycle double flux avec postcombustion à avoir été installé sur un avion de combat au domaine de vol très étendu, capable de hautes performances en haute et basse altitudes. Le F-111 A, à l'aide des moyens de navigation et d'aides automatiques au pilotage est capable de voler à vitesse supersonique à 100 mètres du sol ! Au moment des études, quand Pratt & Whitney communique ses spécifications à General Dynamics, en l'absence d'expérience et de paramètres suffisamment validés, relatifs à ce nouveau type de moteur, il est estimé que ceux applicables aux moteurs à simple flux seront satisfaisants... Ainsi, à pleine puissance, le débit d'air, du TF30 s'établit à 105,7 kg/s. Pour des poussées voisines, celui du J57 du F-8 " Crusader ", est de 81,8 kg/s, 120,2 kg/s pour le J75 du F-105 " Thunderchief ". Sans omettre, dans la totalité d'un domaine de vol aussi large, de mentionner la modélisation et le contrôle du régime de la postcombustion, lequel doit être stable sans perturber le fonctionnement du générateur de gaz. Bien plus complexe avec ce type moteur où l'air froid sortant des trois étages de la soufflante et celui des gaz chauds issus du générateur de gaz, ayant participé à la combustion, s'écoulent dans la chambre de postcombustion à des vitesses différentes et avec une grande amplitude, tant en température que de richesse en oxygène. Les conséquences de l'allumage et l'augmentation de la charge de la postcombustion, même modulée dans le cas du TF30, sur l'écoulement du flux froid, voire son impact dans le flux primaire au moment où, sortant de la soufflante, il pénètre dans le compresseur haute pression doivent être bien maîtrisées...



General Dynamics F-111 F " Aardvark " (© US Air Force). Bombardier tout-temps à géométrie variable, sa mise au point a été difficile mais, une fois tous les problèmes résolus il s'est révélé redoutable et très fiable. Construit à 554 exemplaires il a achevé sa carrière opérationnelle au sein de l'armée de l'air australienne, en décembre 2010.

Conçues de façon à minimiser la traînée en basse altitude et à grande vitesse, les énormes entrées d'air des premiers F-111 entrant en service sont insuffisamment adaptées pour la haute vitesse et les manœuvres de l'avion dans ces conditions. Formant chacune pratiquement un quart de cercle, elles sont localisées dans l'implanture sous l'apex, partie fixe de l'avant de l'aile, à géométrie variable, proches du bord d'attaque, elles dirigent via un conduit de 4,1 mètres de long, l'important flux d'air, 105,7 kg/s au plein gaz au sol, vers le premier étage des compresseurs. Cette position, dans la zone d'interface entre l'aile et le fuselage, les expose aux variations de l'écoulement du flux d'air engendré par les attitudes de l'avion.

Bien qu'équipées de divers dispositifs statiques et mobiles, à commande hydraulique, asservit au nombre de Mach local, mesuré par deux capteurs spécifiques installés sous l'apex, devant le bec de bord d'attaque de

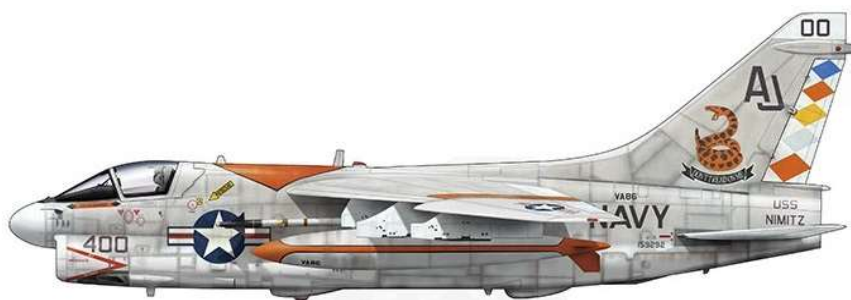
chacune des entrées d'air, destinées au contrôle de la position de l'onde de choc qui apparaît quand la vitesse avion atteint la zone du Mach. Dans certaines conditions, le flux d'air entrant dans la manche à air, insuffisamment optimisé, arrive trop perturbé devant le premier étage de la soufflante, entraînant l'inévitable pompage des compresseurs. Dans le cas du couple F-111/TF30, il est observé que ces perturbations du flux d'air se produisent à grande vitesse, au-delà de Mach 2, même en vol horizontal, mais aussi pendant les manœuvres en régime supersonique à fort angle d'attaque de l'avion.

Preuve, si besoin était, que la configuration des entrées d'air est essentielle au bon fonctionnement des moteurs. En consultation avec la NASA, des études et des essais en vols, conduisent, en plusieurs itérations, à des refontes importantes de la configuration des entrées d'air et de leur dispositif de contrôle. Les évolutions successives des diverses configurations des entrées d'air du F-111 sont particulièrement complexes. Elles mériteraient à elles seules un chapitre entier. Retenons qu'elles seront agrandies de 10%, et déplacées vers l'extérieur pour les éloigner de la zone de la couche limite. Le panneau séparateur, ou piège à couche limite, a été soit allongé vers l'avant, soit supprimé sur certaines versions de l'avion. Des portes d'entrée d'air additionnelles de différentes géométries ont été ajoutées en association avec le panneau extérieur du bec de bord d'attaque, rendu mobile par translation. Les cônes d'entrée d'air à double conicité sont allongés et une vingtaine de générateurs de vortex ajoutés à l'intérieur de chacune des manches à air. Ces itérations sont désignées " Triple Plow I, II et III " (Trisoc I, II, III), elles ont été associées à un renforcement de la structure de l'avion.

Bien que conservant la même poussée, 4,7 tonnes à sec, 8,2 tonnes avec la postcombustion, le moteur fit l'objet de diverses améliorations destinées, selon les termes de l'USAF à le rendre " moins caractériel ". La version originale du moteur destinée au F-111 désignée TF30-P-1, évolue vers la définition TF30-P-3. Si la version P-3 démontre une meilleure consommation de carburant à vitesse supersonique en basse altitude. La consommation spécifique au plein gaz post combustion, à 2,5 kg/h/kg de poussée, n'évolue pas. Justifiant du changement de la désignation, ces importantes modifications s'appliquent à plusieurs constituants du moteur : profil et nouvel angle de calage des aubes statiques directrices d'entrée d'air, aérodynamique et angle de calage des aubes du rotor du compresseur mieux optimisés, l'arc de la courbure du bec de séparation des flux derrière le troisième étage de la soufflante, est reconfiguré. L'ajout d'une vanne de décharge au niveau du sixième étage de compression, laquelle déplaçant la ligne de fonctionnement des compresseurs améliore la résistance au pompage. Le dispositif de postcombustion est largement modifié ainsi que la tuyère d'éjection. L'application de ces mesures déplace la limite de manifestation des pompages compresseur vers Mach 2,35 en vol horizontal et légèrement supérieur à Mach 2 pendant les manœuvres. Dans le cadre des missions dévolues au F-111, ces limitations sont jugées acceptables. Toutefois, elles ne soldent pas un autre sujet critique : celui de la " traînée de culot ". Similairement à la procédure appliquée initialement à la définition des dispositifs d'entrée d'air, celui de l'aérodynamique d'interface entre la tuyère d'échappement des gaz et le bord de fuite du fuselage est réalisé sur la base de l'expérience acquise avec les moteurs à simple flux. Il se trouve que, même dans cette zone de l'avion, la configuration de la convergence des flux avec l'air ambiant soit différente. Les moteurs à double flux engendrent une traînée significativement plus élevée. Au point que, dans le cas du F-111, la seule " traînée de culot ", génère de 30 à 40% de la traînée globale de l'avion alors que, d'une manière générale, elle devrait être de l'ordre de 5%. Cet aspect ne sera pas corrigé, résultant en la réduction du rayon d'action du F-111 que l'USAF accepte en l'état.

Dès que déclarés opérationnels, les F-111 sont engagés dans le conflit au Vietnam, où l'USAF attend beaucoup de ses performances. Après des débuts difficiles, trois avions perdus en quelques jours, le plus sûrement à la suite d'anomalies mécaniques, il démontre toutes ses qualités dans l'accomplissement des missions pour lesquelles il est conçu, notamment la pénétration à longue distance en basse altitude au-dessus de routes ou d'objectifs très défendus. Dans le cadre des missions dévolues aux forces de l'USAF en Europe de nombreux F-111 sont basés sur deux bases en Grande-Bretagne. En 1986, largement impliqués dans l'opération " El Dorado Canyon " ces avions feront la une des médias. Cinq EF-111A " Raven ", le " Raven " est une version, non armée, dérivée du F-111A spécialisée dans le brouillage et la suppression (10) des défenses contre avions. Plus lourds, les " Raven " sont équipés d'une version plus puissante du TF30, TF-30-P9, 9,4 tonnes de poussée à pleine charge en postcombustion, basés à Upper-Heyford, ils escortent dix-huit F-111 F de la base de Lakenheath, en rétorsion d'actes de terrorisme commis par des agents Libyens. Ils ont pour mission, en coopération avec des avions de la Navy, de bombarder des aéroports dans le secteur de Tripoli. Les dégâts qu'ils causent sont

significatifs. Toutefois, un des F-111A est abattu alors qu'il quitte la zone. Les deux membres de l'équipage, perdus en mer et qui ne furent pas retrouvés, ont été déclarés " Killed In Action " (Morts au combat).



Ling Temco Vought LTV A-7 E " Corsair II " VA-86. Moteur PW TF30. Capable de livrer ses 9 tonnes de bombes avec beaucoup de précision et par tous les temps, le monoréacteur n'était pas rapide et surtout connu sous le sobriquet de " SLUF " : Short Little Ugly Fellow. (© DR)

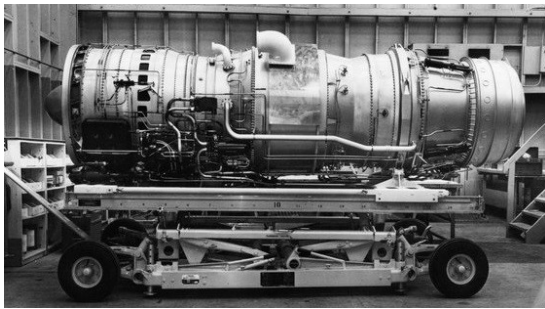
Le F-111, dans ses deux versions, est largement engagé pendant la guerre de libération du Koweït. Ils resteront dans l'histoire de l'aviation militaire pour avoir, avec les toutes premières bombes à guidage numérique infrarouge de haute précision détruit les moyens de pompage du terminal pétrolier Koweïti de Mina Al Ahmadi que les troupes Irakiennes avaient saboté pour qu'il déverse des millions de tonnes de pétrole brut dans les eaux du Golfe Persique. La mission qui requérait des tirs de très haute précision avait été désignée " Duck " en relation avec la préservation des colonies de cormorans qui habitaient dans ce secteur.

Très largement utilisé pendant le conflit du Vietnam, puis de nouveau pendant la guerre de libération du Koweït, l'avion d'assaut monomoteur subsonique LTV A-7 " Corsair II " qui utilisa plusieurs versions du TF30, typiquement les types TF30-PW-P6 (5 tonnes de poussée) puis le TF30-PW-408 (poussée 5,6 tonnes). Le moteur TF30 du A-7 fut aussi victime de sévères pompages du compresseur. Notamment avec la version P-6, au moment le plus critique pour un avion naval : celui du catapultage. Ce dysfonctionnement est mis en évidence pour la première fois pendant la phase des essais en vols. Pendant le catapultage avec une catapulte à vapeur installée à terre, identique à celle des porte-avions. L'analyse des essais démontre que des fuites de vapeur éjectées par la catapulte sont absorbées par l'entrée d'air, frontale et basse du A-7. Ces fuites de vapeur génèrent des zones très chaudes et aléatoires devant le plan de l'entrée d'air du moteur. Il en résulte des instabilités de fonctionnement du compresseur en fonction de l'augmentation de la température et du nombre de zones perturbées. Le problème fut résolu par l'amélioration de l'étanchéité du rail de toutes les catapultes installées sur les porte-avions.

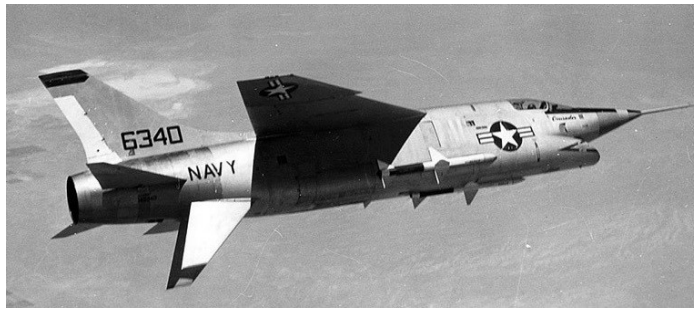
Du TF30, après accord avec Pratt & Whitney, la Snecma en dérivera plusieurs versions dont le TF306 destiné aux avions à aile haute en flèche Dassault Mirage F2 et F3, puis ailes à géométrie variable G4. A ce qu'il semble, le TF306 n'était pas exempt de soucis de compresseur... Aucun de ces projets ne connaîtra la production en série en France.

4 - Le J58 un moteur calibré pour le vol continu à Mach 3+

Produisant 13,3 tonnes de poussée, le J58 est un moteur exceptionnel, unique. Riche en innovations il s'appuie néanmoins sur des concepts éprouvés. Curieusement en 1958, au moment de sa mise sur la planche à dessins, désigné J58-P-2, il n'est pas initialement destiné au Lockheed SR-71 mais à un programme de l'US Navy pour un chasseur embarqué de défense de la flotte à très hautes performances, capable de Mach 2,7 confié à la compagnie Chance Vought, qui eut été le F-8 U-3 " Super Crusader ". C'est alors que Clarence " Kelly " Johnson, directeur des fameux " Skunk Works " de Lockheed, qui travaillait sur le " Projet Oxcart ", lequel conduisit au SR-71 " Blackbird ", eu connaissance de ce moteur. Après d'importantes modifications, sous la désignation, J58-P-4 il devint celui du SR-71. La production en série du J58-P-4 commence en 1964. C'est un gros moteur, le diamètre de la bride d'entrée d'air est de 137 centimètres, celle du CFM56-7, exemple typique d'un moteur moderne à cycle double flux et fort taux de dilution, installé dans les avions de la famille Boeing 737-800 est de 155 centimètres.



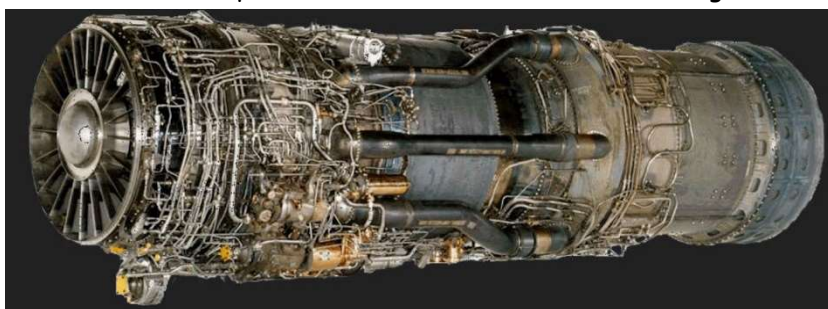
Version originale du moteur P&W J58 destinée au " Super Crusader ". Cette version n'a pas eu de suite. On observe l'absence des conduits d'amené d'air vers la chambre de combustion PC. Photo crédit internet.



Vought XF8U-3 Crusader III en vol, en 1958. Il est propulsé par un J75-P5A de 73,4 tonnes en sec et 131,2 tonnes avec postcombustion. Photo crédit internet.

Le J58 est difficile à classer. C'est clairement un simple corps à cycle simple flux, mais capable de fonctionner indéfiniment dans un mode s'apparentant à celui d'un statoréacteur. La NASA parle d'un " turbo statoréacteur ". A Mach élevé, une partie de l'air, prélevé derrière le quatrième étage du compresseur est dérivé, via un ensemble de six de vannes de décharge positionnées tout autour du moteur et six gros tubes, directement vers la chambre de post combustion où le carburant brûle plus efficacement que dans la chambre de combustion sèche qui reste allumée. Quand la postcombustion est allumée, le J58 fonctionne alors plutôt comme un statoréacteur. Le régulateur principal, protégé de la chaleur, contrôle automatiquement l'ouverture des vannes de décharge et le débit carburant du rotor, en fonction de la température d'entrée de l'air dans le compresseur basse pression et sa vitesse de rotation.

Intégrée à l'avion, le système d'admission de l'air à géométrie évolutive, est un triomphe d'ingénierie. Intimement lié au moteur il maximise, dans la totalité du domaine de vol, le débit et la qualité de l'air qui arrive devant la grille d'entrée du moteur. Son bon fonctionnement est primordial à celui de l'ensemble propulsif. Ses études ne demandèrent pas moins deux millions de mesures effectuées en soufflerie, et un nombre égal relevés au cours des vols d'essais ! A Mach 3, l'entrée d'air seule produit 54% de la poussée totale de l'ensemble propulsif, le système d'éjection apportant 29%, le moteur proprement dit, ne contribue que pour 17% seulement ! Le J58 emmène le Lockheed SR-71 " Blackbird " à l'altitude de 90 000 pieds (27 450 m), à la vitesse de Mach 3,2. Dans les faits, dans la mesure où la température d'impact (CIT) pour " Compressor Inlet Temperature ", ne dépasse pas 427°C, l'équipage est autorisé à voler jusqu'à Mach 3,3. A cet égard, la température extérieure étant de nature à fluctuer sur le tracé de sa route, le pilote doit en permanence simultanément surveiller sa consommation de carburant et s'assurer que la CIT ne dépasse pas la limite maximale autorisée. Des abaques, qu'il embarque lui permettent de comparer l'évolution de la CIT avec le nombre de Mach. Jusqu'à cette date, aucun autre avion n'a égalé de telles performances.



Vue générale d'un moteur P&W J58. Trois des six conduits d'amenée d'air vers la chambre de post combustion sont bien visibles. Photo crédit internet.

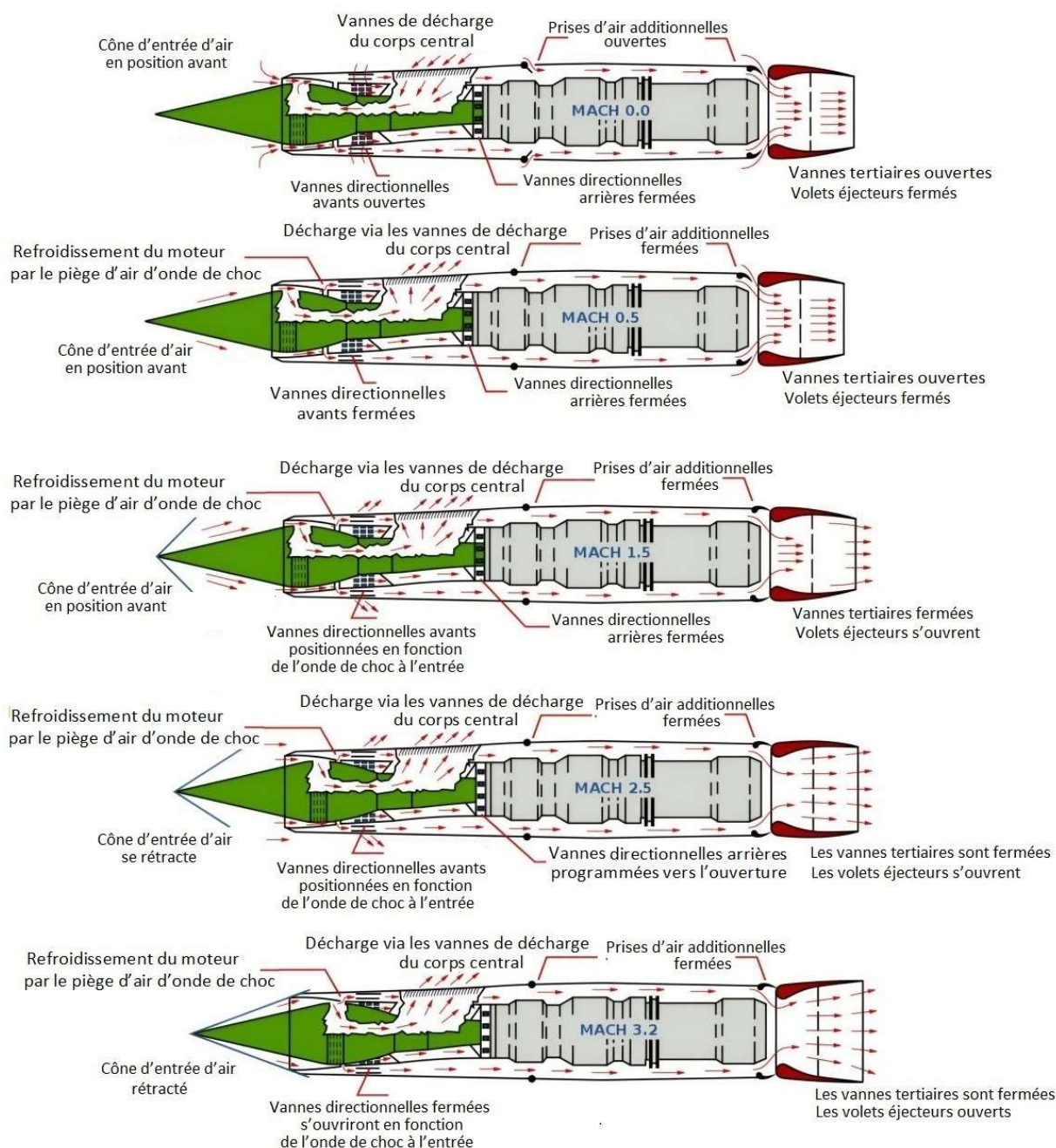


Grille d'entrée d'air du Moteur P&W J58, on observe qu'une partie du bord de fuite est à angle de calage variable.

Photo crédit internet.

D'un poids de 3 200 kilogrammes, long de 5,72 mètres, sa partie tournante est constituée d'un seul arbre, la turbine à deux étages entraîne un compresseur axial scindé en deux zones : basse, quatre étages, et haute pression, cinq étages. Une partie, du bord de fuite des aubes directrices d'entrée est à calage variable, à deux positions. Ouvertes jusqu'à Mach 1,9 fermées " cambered " ensuite. Bien adapté aux hautes vitesses, le taux de compression est d'environ 8, atteignant 40 en régime de croisière à Mach 3. Alors qu'au sol le débit d'air, au régime de rotation maximal, s'établit à 200 Kg/s, à Mach 3, le J58 absorbe 2 830 mètres cube d'air par seconde. La force nécessaire à la translation du cône d'entrée d'air s'élève à 13 800 newtons ! Au-delà la nécessité de puissance, en régime de croisière, même stabilisé, à Mach 3,2, le SR-71 se déplace à 900 m/s " la vitesse d'une

balle de fusil ! " il est impératif pour satisfaire aux conditions de fonctionnement des moteurs qu'en réponse aux variations même faibles des conditions extérieures, que les cônes puissent se déplacer très vite et avec grande précision imposant un système de contrôle particulièrement élaboré.



Synoptique de fonctionnement de l'entrée d'air du J58 (© Lockheed)

Les matériaux utilisés permettent de soutenir la température d'entrée devant le compresseur (T1) jusqu'à 400°C en conditions de vol supersonique maximales. Dans ces conditions, la température de sortie du compresseur (T2) atteint 750°C. Pour satisfaire à ces exigences de fonctionnement sévères, à pleine puissance, à Mach 3, le J58 s'allonge de presque 15 centimètres alors que celui du diamètre s'accroît de 6,5 ! Les alliages les plus élaborés disponibles à l'époque furent utilisés ainsi que d'autres conçus spécifiquement, tant pour le moteur que la cellule de l'avion. Pour n'en citer que les principaux, des alliages de titane Ti-8-1-1 et Ti-5-2-5 utilisés pour les carters et les aubages (aubes du rotor et des étages statiques), des premiers étages du compresseur. 93% de la structure de l'avion est réalisée en alliages à base de titane. Ils se caractérisent par leur bonne résistance aux phénomènes de fluage, de corrosion et de poids inférieur à celui de l'acier. Les distributeurs de turbine sont réalisés en Mar-M-200DS, un alliage à base de nickel tungstène. Les aubes des deux étages de la turbine sont réalisées avec de l'IN-100, un alliage à base nickel, fondu de façon à obtenir la solidification orientée des grains. Une grande première dans l'industrie des moteurs d'avion. Beaucoup de pièces

sont construites en Inconel 718, un acier à base nickel, capable de résister jusqu'à 650°C ou avec du " Waspalloy ", également à base nickel, résistant à l'oxydation capable de soutenir 760°C. Les disques de turbine sont en " Astralloy ", un précipité à base nickel durci, résistant bien au fluage. On trouve également des aciers à base cobalt " Elginoy " utilisé pour la fabrication de tôles de faible épaisseur dont celle constituant le canal d'échappement. En régime de postcombustion, les volets de la tuyère, soumis à des pressions extérieures et intérieures différentes, leur température de fonctionnement est de l'ordre de 650°C, sont réalisés en " Hastelloy-X ". Leur point d'ancrage sur l'anneau de tuyère est en " René 41 " un super alliage de nickel chrome durcissable, par précipitation, qui possède d'excellentes propriétés de traction à températures élevées.

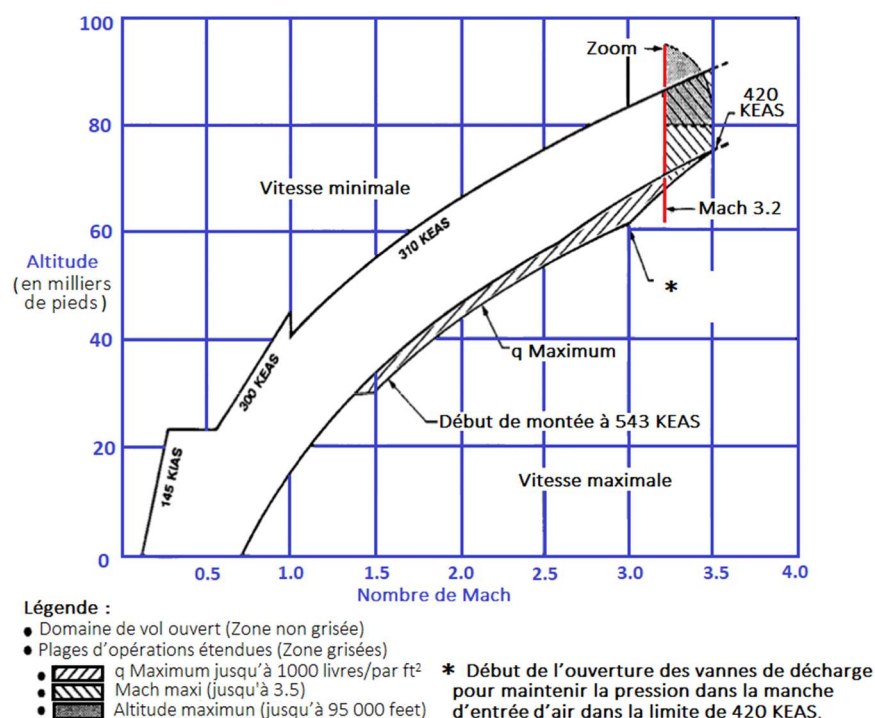
La lubrification du J58, est un sérieux challenge. En fonctionnement la température de surface des paliers atteint 320°C, la plage d'utilisation de l'huile, à base d'hydrocarbures, élaboré spécifiquement pour le J58, s'étend de 20 à 370°C. Solide à partir de 20°C il faut la préchauffer, juste avant le démarrage, avant de l'injecter dans les réservoirs d'huile d'une capacité unitaire de 25 litres (la consommation d'huile est d'environ 1,8 litres/heure) puis de les vidanger aussitôt l'arrêt des moteurs, avant la re solidification. Sa résistance à l'échauffement est très haute, 5°C/heure impose un long préavis de mise en œuvre. Avant de lubrifier les éléments, la circulation d'huile, mise en pression par le module de lubrification alimenté par gravité, directement depuis le réservoir, est contrôlée par un régulateur de pression, elle traverse deux refroidisseurs huile/carburant qui maintiennent sa pression et sa température dans les plages de fonctionnement autorisées. Autre spécificité, son coût est si élevé qu'aussitôt vidangée, l'huile est retournée chez le fournisseur pour recyclage et contrôle.

Nota.

Le coefficient q indique la pression dynamique maximum acceptable par la cellule de l'avion pendant un vol atmosphérique.

KEAS = Knots Equivalent Air Speed : Vitesse corrigée du phénomène de compressibilité de l'air à grande vitesse et/ou en haute altitude.

KIAS = Knots Indicated Air Speed.



Domaine de vol standard du Lockheed SR-71 " Blackbird " (© DR)

L'impact de la température d'impact sur les performances des moteurs, dans les conditions typiques d'exploitation du SR-71 est considérable. En principe, la consommation de carburant d'un avion augmente alors que la vitesse de croisière augmente. Bien qu'en mode croisière, le SR-71 vole, postcombustion allumée en permanence, l'augmentation de la vitesse résulte en une diminution de la consommation de carburant ! Par exemple, sur la base du manuel de vol édité par Lockheed. A Mach 3, au poids de 45,4 tonnes, au-dessus de la tropopause, en conditions standards (-56°C) les moteurs d'un SR-71 brûlent 17,2 tonnes de carburant à l'heure, alors qu'ils n'en brûlent " que " 16,3 tonnes à Mach 3,15. Les conditions de températures externes impactent très largement les performances. Ainsi, à pleine charge 61,2 tonnes, si la température est de 10°C au-dessus des conditions standards, une accélération de Mach 1,25 à 30 000 pieds (9 150 m) vers Mach 3 à 70 000 pieds (21 350 m) requiert 12,7 tonnes de carburant. Si cette même température est de 10°C en-dessous, il n'en coûte que 7,3 tonnes ! A la vitesse de croisière, au poids de 45,4 tonnes le SR-71 brûle presque vingt tonnes de

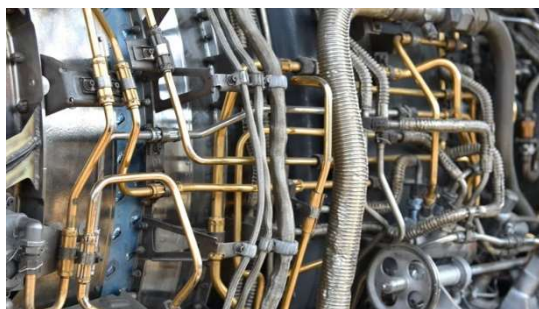
carburant à l'heure si la CIT est 10°C au-dessus du standard, seulement 15,8 tonnes à l'heure si la CIT est de 10°C en-dessous.

Après le remplissage des réservoirs d'huile, le démarrage du J58, qui n'est pas une simple affaire, présente deux caractéristiques originales. Pour économiser du poids et réduire le nombre d'accessoires montés sur le moteur, il est conçu sans démarreur. Le démarrage est assuré par un équipement de servitude au sol développé par les ingénieurs des " Lockheed Skunk Works ". Sa désignation officielle est AG-330, mais les mécaniciens qui mettent en œuvre le SR-71, le connaissent comme le " Buick start cart ". Il est constitué de deux moteurs V8, de 6.5 litres de cylindrée, originellement installés dans la Buick " Wildcat 401 " produisant 400 chevaux unitaire. Ils sont montés, côte à côte en tandem, jumelés par une courroie crantée. L'ensemble est connecté à une boîte d'engrenages qui entraîne un arbre vertical télescopique à engagement et désengagement hydraulique. L'arbre est inséré avant la mise en route, dans la prise de force dans la boîte d'entraînement des accessoires du moteur, après que les V8 aient été préchauffés. En contact radio avec le pilote, un opérateur au sol gère la montée en puissance des deux AG-330, un par moteur, requis pour la mise en œuvre du SR-71. On a du mal à imaginer le bruit des moteurs V8, sans silencieux d'échappement, tournant à pleine puissance, auquel s'ajoute celui des J58 qui enroulent !

A Mach 3,2 où la température d'impact atteint 400°C, l'échauffement cinétique des surfaces de l'avion produit un fort transfert de chaleur vers le carburant contenu dans les réservoirs. Pour prévenir tout risque d'explosion, les compagnies Shell Oil et Monsanto ont développé pour l'USAF, un carburant désigné " Turbine Fuel Low Volatility ". Très pauvre en produits volatiles tel que le benzène ou le toluène, < 3%. Son très haut point d'éclair, 60°C, permet au SR-71 de voler à haute vitesse, sur de longues séquences, en toute sécurité. A l'instant où il arrive au niveau des rampes d'injection de la post combustion la température du carburant fluctue entre 300° et 370°C ! Ce carburant spécifique, connu sous la désignation JP-7 est utilisé comme fluide, en circulation continue, par les vérins du système hydraulique de commande de la section de sortie de la tuyère et le refroidissement de certains accessoires, dont le bord d'attaque des ailes qu'il refroidit. Le réchauffement qui s'en suit, contrôlé par la circulation permanente du carburant facilite son inflammation dans les tubes à flammes.



Vue du réservoir d'huile d'un moteur P&W J58.
Photo crédit internet.



Vue de diverses tuyauteries du moteur P&W J58. On notera la longueur des guides dans le collier de support pour satisfaire aux augmentations du diamètre et de la longueur du moteur quand il était utilisé à grande vitesse à la pleine puissance. Photo crédit internet.



Prise de force destinée à l'arbre d'entraînement du démarreur du moteur P&W J58.
Photo crédit internet.

De ces caractéristiques, il résulte qu'il n'est pas possible d'enflammer le JP-7 en utilisant les bougies d'allumages conventionnelles, le J58 n'en est d'ailleurs pas équipé. Elles sont remplacées par un dispositif qui injecte une quantité de triéthylborane " TEB " dans les tubes à flammes. Incolore, le TEB est un liquide pyrophorique qui s'enflamme spontanément au contact de l'air, en libérant énormément d'énergie, il enflamme le JP-7. Il est également utilisé pour l'allumage de la postcombustion. Au démarrage, 50 cm³ de TEB sont injectés, simultanément dans les huit tubes à flammes formant la chambre de combustion, avec un court retard, après que pilote ait passé la manette des gaz sur la position ralenti. Par temps froid, il faut parfois jusqu'à vingt secondes pour enflammer le carburant.

Un réservoir spécifique, pressurisé à l'azote, d'une capacité d'environ une dizaine de litres, refroidi par circulation de carburant externe est installé dans la cellule de l'avion. Un dispositif de surpression permet d'évacuer d'éventuelles quantités de TEB vers la chambre de la post combustion où il brûle brutalement en un vif éclair vert. Sa capacité permet au pilote d'engager la postcombustion une quinzaine de fois par vol. En cas de nécessité, le TEB est encore utilisé pour d'éventuels rallumages des moteurs en vol. Sa gestion devra toutefois être parcimonieuse, notamment pour

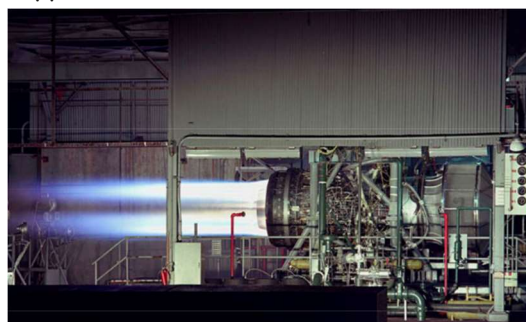
les missions comportant plusieurs ravitaillements en vol. Si la procédure d'avitaillement avec du JP-7 ne présentent aucun danger, il n'en n'est pas de même pour celui du remplissage du réservoir de TEB. L'opération présente de si gros risques d'incendie que les techniciens, sous la protection des services incendie, sont dans l'obligation de revêtir les voyantes combinaisons aluminisées d'approche du feu.



Moteur J58 à côté d'un prototype du JTF17 concurrent malheureux à la propulsion du Boeing 2707 SST (© P&W)



Planche de bord pilote du SR-71. Les instruments relatifs à la conduite des moteurs sont disposés sur la droite du panneau central. Photo crédit internet.



Pratt & Whitney JTF17 au banc d'essais postcombustion allumée (© P&W)

De façon à pouvoir embarquer du JP-4 et du JP-7 simultanément, une quarantaine de ravitailleurs en vol Boeing KC-135 A " *Stratotanker* ", furent modifiés et désignés KC-135 Q. Quelques Douglas KC-10 " *Extender* " le furent par la suite, mais le KC-135, même après la remotorisation avec le CFM56, restera le ravitailleur de choix des SR-71. Pour faciliter l'identification, le sommet de la dérive des KC-135 Q, porte quatre croix noires peintes sur fond jaune. En outre, les équipages des ravitailleurs en vol doivent suivre un entraînement spécifique. Il est destiné à la gestion des deux circuits de carburants distincts sur un même avion mais surtout de familiarisation avec les vitesses quand tout va si vite. Avant la phase de contact, la vitesse de rapprochement, est typiquement de 37 miles nautiques/minute (59 km/mn), soit 2,200 miles nautiques/heure pendant la décélération avant que le SR-71 ne stabilise à sa vitesse de contact et altitude optimales : Mach 0,8 à 26 000 pieds (6 300 m). Le SR-71 prend alors 29,500 kilogrammes de JP-7 en dix minutes. Ils doivent aussi s'habituer aux deux panaches de carburant qui s'échappent derrière l'avion par les interstices des panneaux de la voilure, soumis à la température inférieure dans cette condition de vol, refroidis, se sont contractés.



Impressionnant dard de la post combustion d'un moteur P&W J58 installé sur un Lockheed SR-71. Photo crédit internet.

Les SR-71 " *Blackbird* " ont été utilisés pour de multiples missions de reconnaissance pendant la guerre du Vietnam, dans la cadre de la guerre froide et beaucoup d'autres, plus ou moins classifiées, partout dans le monde. Les plus longues, d'une durée de onze heures, pendant le conflit entre l'Iraq et l'Iran avec départ et retour depuis la base de la base de Kadena au Japon. Les derniers SR-71 furent largement utilisés pour des missions à caractère exclusivement scientifique par la NASA destinés à l'étude des vols à grande vitesse et en haute altitude. Parmi la multitude des records, attribués au couple SR-71 / J58, celui du plus court temps de vol entre Los Angeles et Washington : une heure, quatre minutes et vingt secondes !

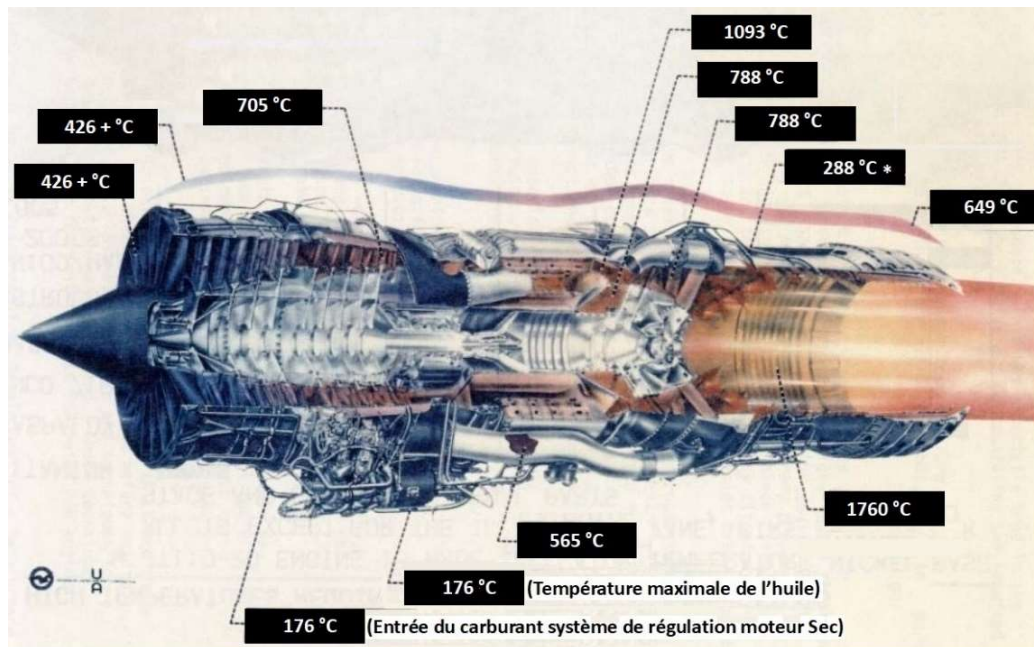


Moteurs J58 et FTJ17 (© P&W)



Lockheed SR-71 (© US Air Force). Durant sa carrière l'un des avions avait accumulé 2 981 heures de vol et effectué 942 sorties opérationnelles.

Le premier prototype du SR-71 vole, pour la première fois, chez son constructeur le 22 décembre 1964. Il entre en service avec la 4200^{ème} escadre de reconnaissance, avec deux escadrons de Boeing KC-135 Q, sur la base aérienne de Beale en Californie, en janvier 1966. Trente-six ans plus tard, le 12 septembre 2002, alors que la nuit tombe sur la base d'Edwards, quelques rares privilégiés, techniciens et ingénieurs de la NASA, ont la chance d'assister au démarrage des deux moteurs et de contempler, pour une dernière fois, les deux dards de la PC, quelques quinze mètres de long et leurs treize ondes de choc, du dernier vol d'un SR-71. L'un de ces témoins dira " *Qu'il est à la fois effrayant et magique d'assister à une démonstration de puissance si parfaitement contrôlée, en pensant qu'elle est le résultat de technologies développées à fin des années 1950* ".



* (Entrée du carburant dans les rampes de la post combustion)

Pratt & Whitney J58 Carte des températures (© DR)

Définitions :

Un réacteur " double corps " est un réacteur constitué de deux rotors concentriques, tournant à des vitesses différentes. Le premier rotor, ou corps, désigné haute pression, est constitué de la, ou des, turbines et du compresseur haute pression. Le second rotor est constitué de la, ou des, turbines et du compresseur basse pression, c'est celui qui tourne le moins vite. Un réacteur à cycle " double flux " est un réacteur dont une partie du flux d'air éjecté derrière le, ou les étages, de soufflante est détourné via un conduit spécifique. Il ne participe pas à la combustion. Par convention, il est désigné flux secondaire. Le flux primaire est celui qui participe à la combustion.

Le taux de dilution est le rapport, sans unité, entre le flux secondaire et le flux primaire.

La poussée à sec, ou poussée sèche, est la poussée générée par le moteur quand il fonctionne au plein gaz, post combustion éteinte.

La postcombustion, PC ou encore réchauffe, est un dispositif qui consiste à injecter du carburant dans des rampes d'injection disposées derrière les étages de turbine. Le carburant brûle en utilisant le reliquat d'oxygène issue de la combustion ou, dans le cas d'un moteur à cycle double flux, l'oxygène émanant du flux froid. Gourmande en carburant la PC permet cependant d'augmenter significativement la poussée du moteur sec.

Le statoréacteur est un moteur très simple dans son principe qui ne comporte aucune pièce mobile comme le turboréacteur. Relativement léger, ne fonctionnant qu'avec du kérosène et l'oxygène de l'air, s'il permet d'aller très vite il est nécessaire, pour permettre l'allumage stable de la flamme, de l'accélérer via un véhicule porteur ou avec un moteur à poudre à une vitesse au-delà desquelles se manifeste le phénomène de compressibilité de l'air.

Traînée de culot. Présente à l'arrière de toutes structures non profilées. Dans cette zone, le coefficient de pression devient négatif (dépression). Cette trainée est principalement occasionnée par la dépression, éventuellement exacerbée par les effets du jet d'un réacteur.

Notes de fin.

(1) La société Wright qui produisait en interne les compresseurs qui équipaient ses propres moteurs à pistons avait acquis des compétences dans ce domaine, renforcées par ses travaux d'études et de production relatifs à son moteur R-3350 " Turbo-compound " équipé d'un ensemble constitué de trois turbines axiales à aubes creuses apportant au vilebrequin l'énergie récupérée dans les gaz d'échappement. Le département de la défense des États-Unis ayant interdit aux motoristes de se consacrer à des projets de turboréacteurs pour se concentrer exclusivement à la production des moteurs à explosions, travaillait presque clandestinement sur un projet de turbopropulseur constitué de deux étages de compresseurs centrifuges couplés à une turbine axiale simple étage. Avec la fin de la guerre, l'USAF demandera à Wright de travailler formellement sur ce projet désigné XT51.

(2) Le Boeing B-50 est une version dérivée du B-29 qui avait été remotorisé, après la seconde guerre mondiale, avec de moteur de Pratt & Whitney R-4360 60% plus puissant que les moteurs d'origine.

(3) " Wasp-waist " en Français taille de guêpe, silhouette typique des moteurs de la famille P&W J57.

(4) Peut être définie par la rupture de l'écoulement du flux d'air à l'intérieur d'un compresseur se caractérisant par une interruption de l'écoulement le plus souvent associé à une brutale inversion du flux pouvant conduire à l'arrêt du moteur voire des dommages.

(5) Certaines versions du LTV A-7 Corsair II furent équipées du TF30 (TF30-P6 et P8) sans la postcombustion, respectivement de 5 et 5,4 tonnes de poussée.

(6) General Electric dont le chef ingénieur, le légendaire Gerhard Neumann, avait inventé et mis au point la technologie des stators de compresseur à calage variable, alternative crédible, au concept du double corps n'ayant pas la nécessité d'y recourir n'en avait en conséquence pas l'expérience. Le compresseur du J79, moteur phare de General Electric compte 17 étages dont les stators des six premiers étages sont à calage variable.

GE avait développé, à partir du J79, un moteur CJ-805 double flux à soufflante arrière, toutefois, le concept ne présentait que peu de perspectives de développements.

(7) Pratt & Whitney, était en contact avec la société Douglas Aircraft qui en était aux études préliminaires pour un petit biréacteur de transport commercial qui allait devenir le DC-9 pour lequel elle souhaitait un moteur optimisé. Le projet qui conduisit au TF30, n'aboutit pas pour le DC-9 qui fut motorisé par le JT8 dérivant directement du J-52.

(8) Les calculs et la réalisation d'un " bon compresseur axial " sont particulièrement compliqués. Si un compresseur venait à être manqué, l'expérience a montré qu'il n'est guère possible de le reprendre par des retouches localisées et que le plus probable sera d'avoir à le refaire complètement... L'histoire des moteurs d'avion est riche de cette expérience !

(9) Les axes des deux moteurs du F-14 Tomcat, sont relativement éloignés. Une telle dissymétrie de poussée cause un fort couple giratoire qu'à cette altitude et vitesse avion, il est presque impossible de compenser. La commission d'enquête de la Navy conclura que pratiquement aucun pilote dans ces conditions d'aurait pu remettre l'avion en ligne de vol.

(10) Les militaires utilisent deux termes. DEAD (Destruction of Enemy Air Defense) qui consiste, par brouillage électronique, d'aveugler les défenses de l'adversaire. Et SEAD (Suppression of Enemy Air Defense) qui consiste à détruire, à distance de sécurité, les dispositifs de défense contre avions de l'adversaire. Les " Raven " sont optimisés pour le DEAD.

NB : Les moteurs cités dans cet article ayant fait l'objet de très nombreuses variantes, les références relatives à leurs paramètres de fonctionnement varient souvent d'une publication à une autre. Les paramètres indiqués ici sont tous extraits du document de General Electric, qui fait références : " Turbofan and Turbojet Engine Database Handbook " GEK-1019.001 compilé par Madame Elodie Roux (2007).

Sources : Divers documents scientifiques déclassifiés de la NASA. Magazine de l'USAF Air & Space Forces Magazine. Manuel General Electric GEK-1019.001 " Turbofan and Turbojet Engine Database Handbook " compilé par Madame Elodie Roux.

Chapitre 2 - Les moteurs produits par la société General Electric et d'autres entrants

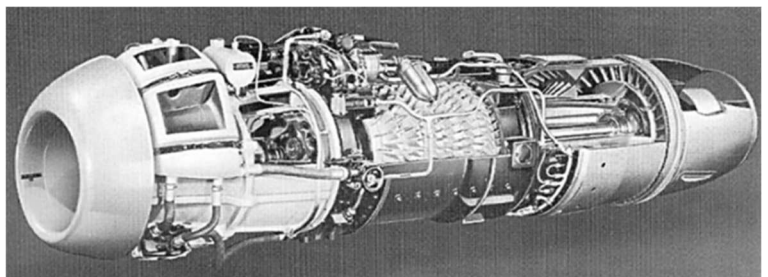
1 - Introduction

Dans le respect des spécifications émises par le donneur d'ordre, pour les projets militaires ou les réalités du marché, pour l'aviation civile, les études et la réalisation d'un turboréacteur font inévitablement l'objet de multiples compromis de diverses natures et de choix technologiques. Le plus souvent contraints par ce qu'il est " possible de faire " technologiquement et dans le respect des règles de certification au moment de la mise en étude du moteur. A cet égard il est usuel que, dans la durée, des versions dérivées d'un modèle de base, bénéficiant des inévitables avancées technologiques, proposent des performances notoirement augmentées. Les familles des moteurs CFMI CFM56 et General Electric CF6 sont typiques de cette condition. Ce besoin de compromis persiste même si, depuis plusieurs dizaines d'années, nous disposons de calculateurs de plus en plus puissants qui ont permis l'élaboration de logiciels efficaces sans cesse plus précis et amendés à la lumière des connaissances scientifiques et de l'expérience acquise tant en termes des processus de fabrication qu'en service. Pensons par exemple, sans que cela soit limitatif, aux logiciels qui aident au forgeage ou à la fonderie des pièces, activité particulièrement critique pour les motoristes. A ceux qui aident à la modélisation des flux dans les compresseurs et les turbines sans oublier ceux particulièrement complexes que l'on observe dans la chambre de combustion. Que dire de la fabrication additive qui va révolutionner profondément la réalisation de presque tous les composants d'un moteur d'avion ?

Pendant la seconde guerre mondiale, et les quelques années qui suivirent, les turboréacteurs se développent selon deux grands axes technologiques. L'industrie Allemande avait produit, en grande quantité, deux moteurs très proches technologiquement c'est à dire conçus à partir d'un compresseur axial, à huit étages pour le Junkers Jumo-004, poussée 880 kilos (version installée sur le Messerschmitt Me-262), taux de compression 3,1 pour un débit d'air de 21 kg/s à 8700 tr/mn), sept pour le BMW-003, poussée 780 kilos, taux de compression 3,3 pour un débit d'air de 19 kg/s à 9500 tr/mn entraîné par une turbine à étage unique. Rapport poussée/poids de l'ordre de 1,2 et poussée au plein gaz/surface de la bride d'entrée d'air de 1,7 pour le Jumo-004. Les aubes de la turbine sont creuses en tôle d'acier réfractaire, mises en forme, et refroidies par circulation d'air interne prélevé dans le compresseur. La chambre de combustion constituée de six tubes à flamme logés à l'intérieur d'un carter cylindrique en tôle formant la chambre de combustion pour le Jumo-004 alors que celle du BMW-003 préfigure les chambres annulaires à brûleurs qui finiront, après de nombreux sauts technologiques, par s'imposer. Ces moteurs comportent également des étages de compression type DAM (Disques Aubage Monobloc) réalisés en alliage à base d'aluminium coulé. Les DAM ainsi que les aubes creuses, réalisés dans des matériaux dont l'élaboration et les méthodes de fabrication ont été révolutionnées depuis, sont au cœur de la réalisation de moteurs performants. Nul doute que l'industrie Allemande dû recourir à ces deux concepts, trop avant-gardistes pour l'époque, par manque de machine-outil, sûrement de main-d'œuvre qualifiée et des matériaux optimisés pour réaliser ces pièces très contraintes thermiquement et mécaniquement. La rapidité de fabrication n'était certainement pas absente. Deux beaux exemples de compromis dus aux contraintes de l'époque.



BMW-003 (@ DR)

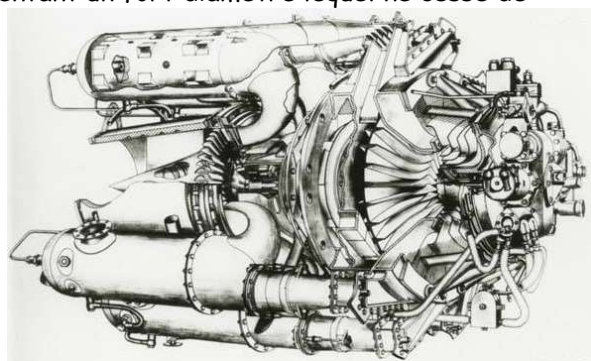


Junkers Jumo-004 (@ DR)

En Grande Bretagne, Sir Frank Whittle s'oriente vers un turboréacteur à compresseur centrifuge et turbine axiale mono étage. Les tubes à flamme, sous forme de carters individuels, sont placés en extérieur à la périphérie du moteur. A cause du diamètre important au niveau de la roue du compresseur, auquel s'ajoute celui du carter supportant les tubes à flamme avant qu'ils rejoignent le distributeur de turbine, dont le diamètre

est inférieur, ils forment un angle bienvenu avec la ligne axiale du moteur permettant de réduire la longueur de l'arbre entre la turbine et le compresseur limitant le risque de flambage dont les effets seraient dévastateurs. En aparté, nous indiquerons que les "chambres courtes" réellement efficaces n'arriveront que tardivement. Seulement avec le moteur F101 de General Electric du bombardier Rockwell B1 "Lancer". La partie haute pression "Core" du moteur F101, est reprise pour servir de générateur de gaz par toutes les versions des moteurs de la famille CFM56 qui disposent d'une chambre de combustion de type annulaire, à vingt injecteurs à pulvérisation évolutive, très compacte et élaborée. C'est le résultat d'études conduites par General Electric sur la modélisation des divers flux qui se manifestent pendant la phase de combustion, dont celui du système d'injection du carburant à pulvérisation aérodynamique qui permet une bonne homogénéisation du mélange air/carburant associé à un dispositif de compression, compresseurs haute et basse pression, délivrant un taux de compression élevé, variant de 27,5 à 39,2 en fonction des versions, pour le CFM56.

Il est probable que Sir Frank Whittle, qui au début de ses travaux, travaillait avec des moyens industriels relativement limités, opta pour un compresseur centrifuge beaucoup plus simple à fabriquer et faire fonctionner qu'un axial bien plus complexe et comptant beaucoup plus de pièces, à l'aérodynamique bien plus difficile à maîtriser sans parler de l'aspect mécanique... En outre faisant référence aux conditions pour le moins limitées dans lesquelles il conduisait ses travaux, ils lui étaient sûrement plus facile de les faire produire par des industriels Britanniques qui les fabriquaient en grande quantité pour les moteurs à explosions sur lesquels ils étaient largement utilisés depuis plusieurs années. Ce compromis, pour satisfaire à la nécessité d'un fort débit d'air impose une, ou des roues, de compresseur présentant un fort diamètre lequel ne cesse de s'accroître, pour satisfaire à l'augmentation de la puissance, au détriment de la surface frontale du moteur avec, en contrepartie négative, celui du fuselage de l'avion. Dans les faits si, à poussée égale, les réacteurs de l'époque à compresseur centrifuge sont plus légers, voire consomment moins, ils sont toutefois lourdement pénalisés par l'augmentation de la traînée du fuselage de l'avion que cause l'augmentation inéluctable du maître couple du moteur, effaçant les gains de puissance.



Whittle W2B (@ DR)

2 - Le franchissement du mur du son

Ce second volet, faisant suite à celui consacré aux moteurs Pratt & Whitney de la même période, se propose de présenter l'historique du développement des réacteurs produits aux États-Unis par General Electric et d'autres entrants pendant la seconde guerre mondiale, la guerre de Corée, la période de la guerre froide et l'inévitable compétition résultante entre les blocs de l'est et de l'ouest événements qui contribueront, sans conteste, entre autres technologies, à la montée en puissance et l'optimisation des turboréacteurs.

Le prototype du Bell X1 franchi, brièvement le mur du son le 4 octobre 1947. Toutefois, ses conditions d'emploi et son mode de propulsion par un moteur fusée, à carburant liquide, développant environ 2750 kilogrammes de poussée, trop contraignantes ne peuvent en faire un avion d'armes. Aux États-Unis, la date exacte du franchissement du mur du son par un avion propulsé par turboréacteur est incertaine. Il est possible que ce fut dès le 1^{er} octobre 1947, par le premier des trois prototype XP-86 du "Sabre" numéro de série 45-59597 piloté par George Welch, pilote d'essais de North-American Aviation qui, en piqué aurait effectué un bref "Mach jump". Des témoins au sol affirment avoir entendu le fameux "double banc", soit quelques

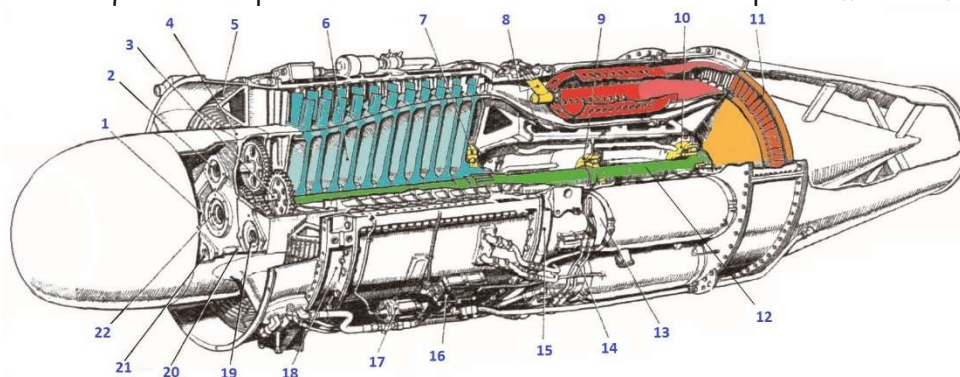
jours avant celui du colonel Chuck Yeager sur le Bell X1. Le XP-86 du "Mach jump" était motorisé par un réacteur General Electric J35-C-3 de 1,8 tonne de poussée qui avait été assemblé par la société Chevrolet. Le J35 est un moteur simple corps, compresseur axial à 11 étages, entraîné par une turbine mono étage.



General Electric J35-C-3

En France, le mur du son est franchi pour la première fois, en piqué, le 28 octobre 1952, dans le ciel de Melun-Villaroche, par le prototype 03 du Dassault Mystère II piloté par un pilote Américain, le major Marion Davis. Il est possible que le mur du son ait été franchi au plus tôt en France. Toutefois, les performances limitées des avions du début des années cinquante n'autorisant que de trop brèves séquences en vol supersonique, aucun témoin n'avait entendu le " double banc ". Les pilotes Américains disposaient de cette expertise qu'ils étaient venus partager avec leurs collègues Français. Le Mystère II du mur du son est propulsé par une Rolls-Royce Tay Mk 250, de 2,8 tonnes de poussée. Le Tay Mk 250 est à compresseur centrifuge et turbine mono étage. Les Mystère II de série, remis plus tard à l'Armée de l'Air, seront propulsés par des Snecma ATAR 101 D-3, simple corps, compresseur axial à 7 étages turbine mono étage. Le commandant Roger Carpentier est le premier pilote Français à avoir franchi le mur du son, en piqué, le 12 décembre 1952 cette fois à Brétigny, également à bord d'un Mystère II. Le mur du son, en vol horizontal, est franchi pour la première fois en France et en Europe, à Brétigny-sur-Orge, par le colonel Constantin Rozanoff le 24 février 1954. L'avion est un Mystère IV B équipé d'un réacteur Rolls-Royce Avon RA.7R Mk.114, simple corps, compresseur axial à 11 étages, turbine mono étage et post combustion. Nous n'oublierons pas Madame Jacqueline Auriol qui franchit le mur du son le 15 août 1953. Elle est la première femme en France à avoir franchi le mur du son à bord d'un Dassault Mystère II.

Cinq mois après celui de Madame Jacqueline Cochran qui l'avait franchi le 18 mai 1953 au-dessus de la base d'Edwards aux États-Unis à bord d'un Canadair Sabre Mk 3. Le Canadair Sabre Mk 3 est un modèle unique dérivé du Sabre F-86 E utilisé pour tester le moteur Orenda 3 d'Avro Canada Gas Turbine Division, compresseur axial à 10 étages, turbine mono étage, émanation du General Electric J47-GE-13, installé en standard sur F-86 E, dont la poussée a été augmentée de 15%. Le J47 outre d'être équipé d'un système de dégivrage de l'entrée d'air, permettant d'opérer à plus haute altitude est sûrement le premier moteur au monde à disposer d'un dispositif électronique à tubes pour contrôler de débit carburant de la postcombustion.



General Electric J47-GE-13 (@ GE)

Carter des mécanismes de commande des accessoires
 Commande de compte-tours et générateur électrique
 Commande du régulateur d'alimentation
 Commande de démarrage
 Grille de protection d'air aspiré
 Compresseur axial 12 étages
 Roulement à billes arbre de transmission
 Injecteur de carburant
 Roulement à rouleaux
 Roulement à rouleaux
 11. Turbine axiale mono-étage

Arbre de transmission
 Chambres de combustion
 Conduits de carburant
 Conduit de pressurisation du poste de pilotage
 Transformateur de circuit d'allumage
 Distributeur de carburant
 Carter avant
 Commande de la pompe à carburant
 Commande de pompes à huile
 Commande de pompe hydraulique
 22. Commande d'accessoires

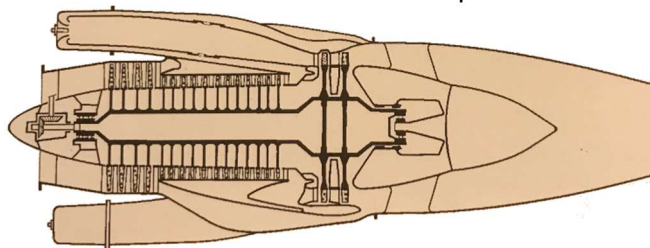
3 - La montée en puissance des turboréacteurs

S'inspirant des études d'un ingénieur Franco Roumain, Henri Coanda, qui avait conçu en France un motopropulseur, il est plus que probable que, le premier brevet avéré décrivant un turboréacteur " *Propulseur par réaction sur l'air* " ait été déposé à Paris par le Français Maxime Guillaume en 1921. Ce brevet décrit un turboréacteur, à compresseur axial à plusieurs étages entraîné par une turbine multi étages. Le démarrage est manuel par manivelle ! On imagine mal, comment, à la seule force des bras, il eut été possible d'atteindre la vitesse de rotation minimum nécessaire à l'autosuffisance. L'allumage était prévu par magnéto et le circuit

carburant comportait deux injecteurs, l'un pour le démarrage, l'autre pour le régime de fonctionnement. Quelques années plus tard, basée à la Courneuve, la société Rateau, grande spécialiste des systèmes de suralimentation destinés aux turbines à vapeur motorisant les grands navires de combat et les turbocompresseurs pour " gros " moteurs diesels, faisait " sans le vouloir " tourner les premiers turboréacteurs au monde. Pour tester les turbines, en essais d'endurance sous diverses températures ou évaluer les champs des compresseurs et leur bon fonctionnement, avant livraison des turbines de suralimentation ou des turbocompresseurs à grands débits, les ingénieurs de Rateau eurent l'idée d'insérer un brûleur entre le compresseur, axial à sept étages, du compresseur de suralimentation et les étages de la turbine de puissance normalement entraînée par de la vapeur prélevée dans la chaudière de propulsion, créant ainsi *de facto* un turboréacteur. L'application de ces technologies avait permis aux ingénieurs de Rateau d'obtenir une certaine maîtrise des flux d'air à l'intérieur d'un compresseur axial et des compétences en matière d'aciers réfractaires indispensables à la fabrication des turbines.

En 1938, à la suite du traité de Munich, avec la montée des tensions en Europe, les services officiels Français, après avoir regroupé les sociétés Rateau, Hispano et Électro-Mécanique, leur demandent d'étudier un dispositif de combustion mieux adapté et de concevoir une tuyère d'éjection, capable de créer une contre pression, pour créer de la poussée, en vue de la possible fabrication d'un moteur à réaction. Il est anticipé que ce nouveau type de propulsion permettrait de s'affranchir des limitations que connaissent les hélices au-delà de 700 kilomètres heure. A l'été 1940, avec l'occupation de la partie nord de la France, leurs travaux sont brutalement interrompus. Toutefois, plusieurs prototypes, à compresseurs axiaux, de masses et dimensions utilisables par un avion, ont été construits puis testés avec succès au sol. Ils démontrent que le rendement de propulsion d'un tel concept reste relativement bon tant que la vitesse d'éjection des gaz est inférieure au double de la vitesse de l'avion. Un des prototypes est à double flux, certainement le premier au monde. Le prélèvement d'air, derrière les premiers étages du compresseur, et redirigé directement dans la tuyère. Les ingénieurs de Rateau désignent déjà cette dérivation " *By pass* " ! En séparant le champ de pression du propulseur de celui extérieur de l'avion, c'est-à-dire en " mettant le propulseur dans un tunnel ". Cette technologie permet, alors que la vitesse de l'avion augmente, de s'affranchir des phénomènes qui se manifestent alors que l'avion s'approche de la zone sonique. La France dispose là d'une technologie à la fois très innovante et de pointe surtout très en avance sur celle de toutes les autres nations industrialisées.

Rateau dépose des brevets pour ses prototypes, ils sont accordés le 4 décembre 1939, puis aussitôt réquisitionnés et mis au secret par le gouvernement Français. Dès l'occupation de Paris, les Allemands questionnent les employés de Rateau puis parviennent à s'emparer des plans et des brevets. Nous sommes en droit de nous interroger sur l'impact d'une telle découverte pour l'occupant... ? Notamment pour le développement des moteurs Jumo 004 et BMW 003. Certes le Heinkel He-178 est bien le premier avion à réaction au monde à avoir volé toutefois, son moteur le Heinkel HeS3, à compresseur centrifuge et turbine radiale, poussée de l'ordre de 490 kilogrammes, débit d'air de 12,6 kilogrammes/seconde, taux de compression 2,8 pour une masse de 360 kilogrammes, est sans conteste technologiquement moins évolué que les réalisations, notoirement plus élaborées, de la société Rateau...



Coupe de la version du prototype du réacteur à cycle double flux Rateau SRA-1. Certainement le premier réacteur à cycle double flux jamais conçu. On observe entrée du " by pass " : derrière le quatrième étage du compresseur. (1946) (@ SAE)

4 - Le début des turboréacteurs aux États-Unis

Aux États-Unis, l'un des pionniers de l'aviation, le général Hap Arnolds, il avait appris à piloter avec les frères Wright, alors à la tête de ce qui deviendra l'USAF. Inquiet des retards technologiques pris par l'industrie nationale, il s'intéresse en particulier à la propulsion des avions par moteur à réaction. Dans le plus grand secret, il utilise sa position et son influence pour encourager une coopération entre la société Américaine General Electric et Britannique Power Jet Ltd de Monsieur Frank Whittle qui conduira au premier vol en octobre 1942, du Bell P-59 " *Airacomet* " propulsé par deux réacteurs General Electric J31-GE-5, à compresseur centrifuge, copie du W1 de Frank Whittle. Le Bell P-59 est le premier avion à réaction à avoir volé aux États-Unis. Le

Messerschmitt Me-262, vole pour la première fois, à la seule puissance de ses réacteurs le 18 juillet 1942, soit seulement moins de quatre mois avant... Le général Arnolds avait proposé et encouragé la société General Electric pour ses connaissances en matière d'études et de fabrication de gros turbocompresseurs largement installés dans les moteurs à explosions utilisés par l'Armée de l'Air et l'Aéronavale des États-Unis. Aussi pour son expérience dans la conception et fabrication de turbines à vapeur, pour lesquelles, General Electric est le premier fabricant national. Nous verrons que le fait de concevoir et de construire des turbines à vapeur n'est pas gage de succès dans la réalisation de turboréacteurs...



General Electric J31. C'est le premier moteur pour lequel la lettre J fut attribuée par les services officiels des États-Unis. Photo crédit internet.



Décollage dans la baie de San Diego de l'hydravion supersonique Convair XF2Y " Sea Dart ". Moteur Westinghouse J34 ou J46. Photo crédit internet.

5 - Les difficultés de Westinghouse

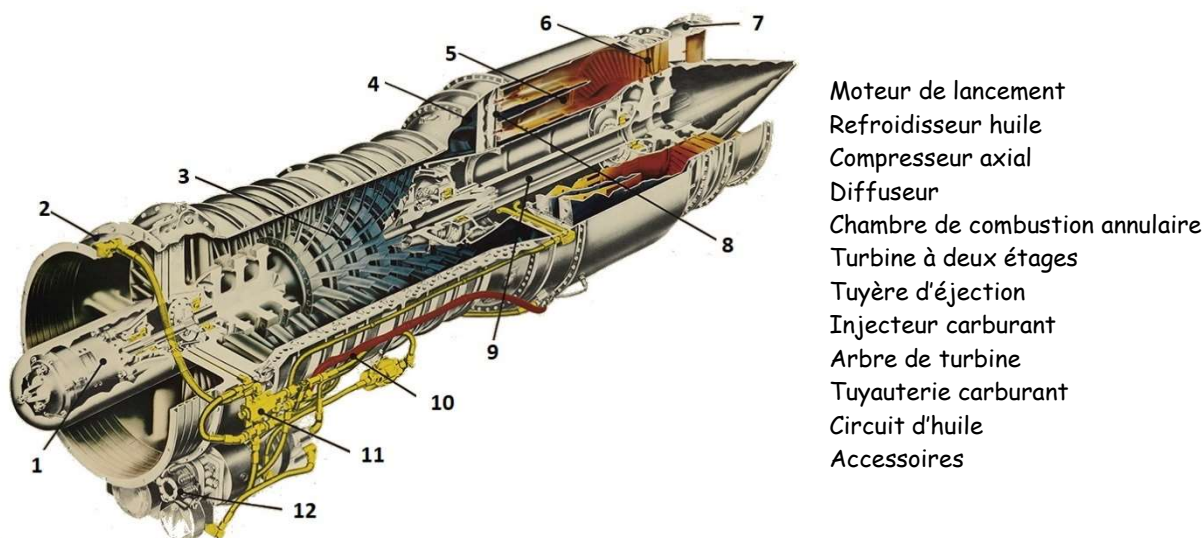


En parallèle du P-59, projet essentiellement USAF, la Navy sponsorise un programme identique, encore moins médiatisé, avec la société Westinghouse. La Navy a une longue association avec Westinghouse qui lui fournit les turbines à vapeur qui motorisent ses navires. Il est anticipé que la technologie des turbines à vapeur et celles qui seront appliquées aux réacteurs sont identiques... La Navy insiste pour que ce moteur soit un projet strictement national. Que les études et les travaux de Westinghouse devront être conduits en toute autonomie, sans aucune coopération extérieure à la société, même aux États-Unis. Westinghouse acceptant le défi, y consacre une petite équipe d'ingénieurs et de techniciens. Nous sommes après l'assaut surprise sur Pearl-Harbour, c'est la guerre. Tous les moyens industriels de la société sont déjà très chargés par la nécessité de fournir les turbines à vapeur dont la Navy a le plus grand besoin pour ses navires, de sorte que beaucoup de pièces devront être usinées par des sous-traitants. Malgré les aléas, quinze mois plus tard le 19 mars 1943, le premier turboréacteur produit par Westinghouse, désigné par les services officiels J30, tourne pour la première fois dans un banc d'essais au sol. C'est un compresseur axial, à six étages, comme pour les turbines à vapeur de la société. Les versions suivantes seront à 10 étages, la turbine restant mono étage. Son taux de compression est de 3,1 puis jusque 4 quand le compresseur passe à 10 étages. Le diamètre de la bride de l'entrée d'air est de 483 millimètres pour une longueur de 2,45 mètres, il pèse 375 kilogrammes, les premiers essais à plein gaz, 18 000 tr/mn, démontrent 607 kilogrammes de poussée. En augmentant la température des gaz, il serait possible d'obtenir 750 kilogrammes. Du niveau de celle produite, à ce moment, 720 kilogrammes, par le J31 de General Electric. Le premier prototype du J30 restera un moteur de tests. C'est le second qui sera utilisé pour des essais en vols sous le fuselage d'un monomoteur de chasse Chance Vought FG-1 " Corsair ". Il vole à partir de janvier 1944 depuis le centre d'essais en vols de la Navy : le Naval Air Test Center à Patuxent River dans le Maryland. Le moteur J30, dans sa version J30-WE-20, installé dans quelques bimoteurs McDonnell FH-1 " Phantom I " fut le premier avion à réaliser des catapultages et des appontages depuis un porte-avions. L'équipe de Westinghouse avait baptisé ces moteurs " Yankee " parce qu'ils étaient conçus à 100% aux USA.

A la fin de la seconde guerre mondiale, Westinghouse, toujours avec la confiance de l'US Navy continue ses travaux, développant plusieurs moteurs qu'on retrouve en opérations pendant guerre de Corée, dont le J34-WE-34, compresseur axial à onze étages taux de compression 3,8 et turbine à double étage de 1450 kilogrammes de poussée installé dans la série des fameux McDonnell F-2 " Banshee " bimoteur monoplace, utilisé intensivement, pour la défense aérienne de la flotte. Le J34 dans sa version J34-WE-36 sera utilisé longtemps

en France, jusqu'en 1984, comme unité de puissance d'appoint sur les avions de patrouille maritime Lockheed P-2V7 " Neptune " de l'Aéronavale.

Le J40-WE-22 (compresseur axial à onze étages, turbine à deux étages, poussée, selon les versions de 3 à 3,2 tonnes, 4.8 avec postcombustion) destiné au monomoteur McDonnell F-3H " Demon " qui devait succéder après la guerre de Corée, au F-2. Pour cause notamment de son manque de fiabilité, causant plusieurs accidents, le J40, est un échec retentissant. Il devait produire une poussée trois fois supérieure à celle du J35. Malgré les efforts des ingénieurs de Westinghouse et une multitude de modifications et de déclinaisons, introduites en service, pour atteindre la poussée et la fiabilité nécessaires, il n'y parviendra pas. La Navy perd confiance dans le J40 et finit par le remplacer par un moteur conçu par Allison le J71.



Westinghouse J34 - Eclaté (@ DR)

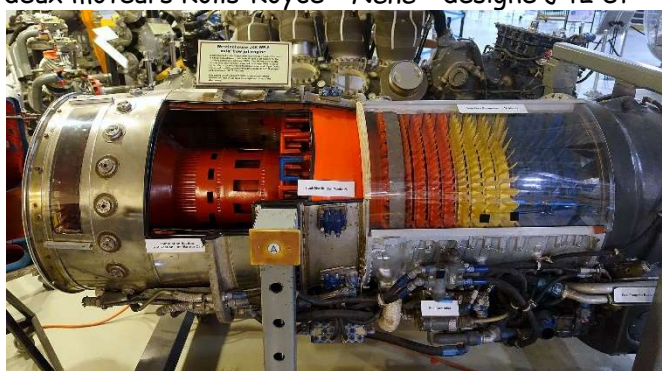
Le modèle suivant J46, destiné au bimoteur Chance Vought F-7U " Cutlass ", ne fait guère mieux. Pour cause de manque de poussée, et d'une cascade de dysfonctionnements, il ne donne pas satisfaction. En réalité, le F-7U avion naval au dessin atypique non plus ! Plus d'un quart des F-7U construits sont perdus en une longue cascade d'accidents. A tel point, que plusieurs commandant de flottille refusent de les mettre en œuvre ! Le J46 est un simple corps, compresseur axial à 12 étages, taux de compression 5,2, turbine à double étage développant 2,7 tonnes de poussée avec postcombustion. La chambre de combustion annulaire, à pré-vaporisation, " à la Snecma M53 ", est particulièrement innovante aux États-Unis à ce moment. De même que sa tuyère à section de sortie variable, à paupières déplacées par un système d'anneaux pousseurs ; configuration, qui améliorée se retrouvera sur tous les moteurs à hautes performances qui vont suivre. Le système de postcombustion du J46 avait été développé, comme d'ailleurs pour des moteurs d'autres constructeurs, sous l'égide du NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) par la société Ryan Aeronautical Company. On ajoutera que les aubes directrices d'entrée du premier étage du compresseur sont à angle de calage variable à deux positions, pleine ouverture ou fermeture. Le J46 était pourtant un moteur dans lequel beaucoup de technologies innovantes avaient été introduites. Autre application, du J46-WE-2, avec post combustion, il remplace les J34-WE-32, initialement installés dans le premier prototype d'un projet d'hydravion supersonique bimoteur pour l'US Navy, le Convair XF2Y " Sea Dart ". La poussée du J34, 1,4 tonnes à sec, 2,2 avec PC, installé dans le premier prototype, est jugée insuffisante.

A la suite d'un accident grave, le fuselage d'un des prototypes se désintègre en vol, sous les yeux d'une commission technique des services officiels qui était venue à San Diego pour faire le point sur les prototypes en cours de développement chez Convair. Le pilote y perd la vie. Les analyses conduites par les experts de Convair suggèrent que la désintégration du fuselage est à mettre au compte d'oscillations longitudinales induites par le pilote. A l'époque, les avions à hautes performances n'étaient pas encore tous équipés d'un dispositif d'amortissement dans la chaîne de commande de la profondeur.

La Navy ayant perdu tout intérêt pour les hydravions, après que cinq prototypes eussent été construits, le projet est abandonné. A cette date, avec Mach 1,25 à 36 000 pieds (10 973 mètres), le XF2Y est le seul hydravion à avoir franchi le mur du son. Si on fait abstraction du J81, un petit moteur consommable, construit sous une licence de Rolls-Royce pour un engin cible supersonique, en 1955, l'abandon des développements du

J46 marque l'arrêt des activités de Westinghouse dans le domaine des turboréacteurs. Ironiquement, à partir de 1955, General Electric et Pratt & Whitney qui étaient pourtant partis plus tard, passent en tête, irrémédiablement avec deux moteurs phares : le J57 et le J79, plus avancés. Toutefois, la concurrence menée par ces deux géants de l'industrie n'est certainement pas l'unique cause de cette décision. Basé sur l'axiome que les technologies et les procédures applicables aux turbines à vapeur pouvaient être immédiatement transférables aux turboréacteurs, trop confiant Westinghouse n'y consacre pas suffisamment d'efforts. Son équipe en charge des études, bien que de grande qualité, est trop réduite. Ses moyens industriels consacrés à la production et son optimisation sont trop limités. Tant, qu'il faut trop souvent sous-traiter la production de pièces et l'assemblage des moteurs. Tâches rendues difficiles par le manque de culture de l'entreprise pour la conception et l'industrialisation, de pièces de grande série destinées à l'aviation. Ainsi, les premiers prototypes de turboréacteurs étaient conçus avec des paliers lisses dont le J30. Lesquels, bien que donnant satisfaction dans les turbines industrielles ne sont pas adaptés aux conditions d'emploi des turbines d'aviation.

Pendant la guerre de Corée, irritée des insuffisances et des retards chroniques de production, la Navy enjoint à Westinghouse d'utiliser les moyens industriels et les compétences de Pratt & Whitney en matière de fabrication en grande série de pièces d'aviation et à l'assemblage des moteurs pour y suppléer. Toutes activités pour lesquelles, Pratt suggère régulièrement des propositions d'améliorations, tant des dessins que des procédures de fabrication des pièces et de l'assemblage, des moteurs J34. Étrangement c'est la Navy, qui en imposant l'exécution des tâches de fabrication de pièces de rechange et l'assemblage de moteurs neufs ainsi que le montage de 500 moteurs J30, à Pratt & Whitney, initialement pourtant très retissant à coopérer avec Westinghouse, facilite son entrée dans l'industrie du turboréacteur. Les moyens industriels de Pratt & Whitney évidemment destinés à la fabrication de moteurs à explosions vont se montrer être très bien adaptés pour les turboréacteurs. Simultanément, le groupe United Aircraft, propriétaire de la société Pratt & Whitney, trop heureux de trouver une option pour sa branche moteurs à pistons en inévitable déclin, y met les moyens en personnels, techniciens et ingénieurs avec notamment, la création d'un laboratoire de recherches, d'autant que les services officiels, tels qu'ils l'avaient fait précédemment avec General Electric, encouragent Pratt & Whitney à acquérir des licences pour la production de deux moteurs Rolls-Royce " Nene " désigné J42 et " Tay " désigné J48, largement utilisés. Plusieurs milliers ont été construits jusqu'en 1959 aux États-Unis. Plus tard, en rachetant les licences de Westinghouse et en obtenant le transfert de fabrications de pièces de rechange que la Navy impose, Pratt & Whitney marque la fin des activités de Westinghouse dans cette industrie. L'un des deux pionniers du turboréacteur aux États-Unis, quitte la scène. Le bref épisode Westinghouse démontre, si besoin était, que les études et la production de turboréacteurs sont des activités complexes et spécifiques pour lesquelles, il est indispensable de consacrer beaucoup de moyens...



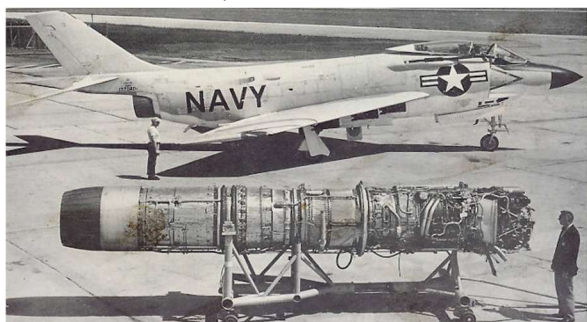
Westinghouse J46-WE-8. Coupe d'un moteur Westinghouse J46. On observe " à la Snecma M53 " le dispositif inversé d'injection du carburant dans la chambre de combustion de type annulaire. Photo crédit internet.

6 - Les autres entrants Allison, Allis-Chalmers et Wright



Les turpitudes de Westinghouse avec ses moteurs J40 puis J46, permettent à Allison de mettre en production le premier moteur de sa conception que les services officiels ont déjà désigné J71 et dont les études avaient débuté dès 1949. Le J71 dérive très largement, toutefois incluant diverses améliorations, des moteurs General Electric J33 et J35 qu'Allison construisait à Indianapolis sur des plans de General Electric. Le J71 est un moteur à simple flux, assez proche du General Electric J47, qui sera abordé plus bas. Disponible avec ou sans la post combustion, compresseur axial à seize étages, taux de compression de 8, la turbine est à trois étages capable d'une poussée de 6,2 tonnes à 6100 tr/mn en pleine charge postcombustion. La chambre de combustion à dix tubes à flamme ne diffère pas de celle des autres moteurs de cette génération en production ou en étude aux États-Unis. Le débit d'air 73 kg/s pour une surface frontale de 550 millimètres est excellent. L'entrée d'air divisée en deux conduits pour faire place à une partie des accessoires qui ont été situés au centre, de même que la position des accessoires sont

atypiques. A commande hydraulique, les aubes directrices d'entrée du premier étage du compresseur sont à calage variable à deux positions, pleine ouverture ou pleine fermeture. Le seuil de déplacement est séquencé par la vitesse de rotation du moteur. Autre particularité, le circuit hydraulique de commande des directrices d'entrée est dédié, isolé du dispositif de gestion de la puissance, il dispose de ses propres équipements pompe, réservoir et filtre. Il sert également de circuit de puissance pour la commande des volets de la section de sortie variable de la tuyère.



Moteur Allison J71 devant un McDonnell F3H-2N " Demon " de l'US Navy. Photo crédit internet.



Coupe d'un moteur Allison J71. Les accessoires sont installés d'une façon peu usuelle au centre de l'entrée d'air imposant deux manchons d'admission courbés. Photo crédit internet.

On retrouve le J71, sans post combustion, sous les ailes du bombardier bimoteur léger Douglas B-66 " Destroyer ". Certains, renommés RB-66 et EB-66M transformés en avions de guerre électronique seront utilisés pendant le conflit au Vietnam. L'EB-66 est l'avion d'un palpitant livre autobiographique racontant l'épopée du colonel William Anderson pendant la guerre du Vietnam, puis d'un film avec Gene Hackman " Bat 21 ". Avec la postcombustion dans le McDonnell F-3H " Demon ". C'est cet avion qui va sortir Westinghouse de la corporation des constructeurs de moteur d'avion à réaction. Dès les premières études, McDonnell avait émis de forts doutes quant 'aux capacités du J46 à satisfaire aux besoins du F-3. Bien que la Navy, pour préserver une certaine autonomie vis-à-vis des fournisseurs de l'USAF, souhaitait persévérer avec Westinghouse et le J46, il faut se rendre à l'évidence, le J46 n'est pas satisfaisant : dysfonctionnements du compresseur, opérabilité même dans le domaine de vol incertaine, déficit critique de poussée surtout. Initialement, le choix se porta sur le Pratt & Whitney J57. Toutefois, trop volumineux, ce moteur ne pouvait entrer dans le F-3 sans l'application de changements majeurs qui n'auraient pas été sans remettre la conception de l'avion en cause. D'où la sélection, en deuxième ressort, de l'Allison J71 pour le " Demon ". Malgré les efforts d'Allison, le B-66 et le F-3 furent les seules applications du J71. Ainsi un avion très proche et contemporain du B-66, le Douglas A-3 " Skywarrior " fut motorisé, dès les premiers prototypes, par deux Pratt & Whitney J57, plus léger et consommant moins. Résultant de cet échec commercial, après avoir produit un peu plus de mille-sept-cents J71, les actionnaires d'Allison réalisant alors l'incontestable avance, qu'ils estiment ne plus pouvoir combler, des moteurs J57 et J79 de Pratt & Whitney et de General Electric, avec l'arrêt du programme " Demon " décident d'abandonner les études, le développement et la construction de turboréacteurs pour se concentrer dans un domaine où leur société commence à exceller, les turbopropulseurs. Branche dans laquelle, Allison obtient d'incontestables succès. Toutefois, à partir de 1968, en partenariat avec Rolls-Royce, sur la base du " Spey " Allison produira sous licence, pour la Navy et l'USAF, un dernier turboréacteur le TF41-A-1 pour l'avion d'assaut monomoteur LTV A-7D " Corsair II ".

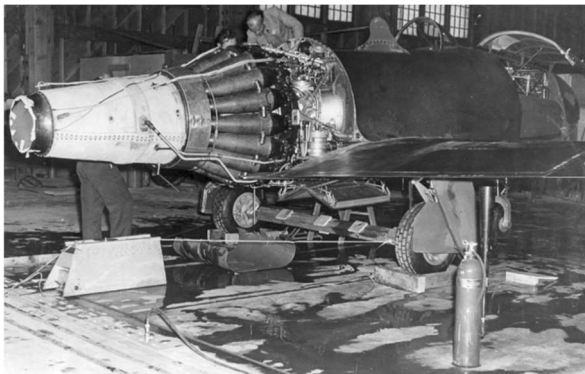


Brève expérience, toujours pendant la seconde guerre mondiale, dans le domaine de la propulsion par moteur à réaction, celle de l'Allis-Chalmers Manufacturing Company, basée à Milwaukee dans le Wisconsin. Pendant la seconde guerre mondiale le ministère de la défense des États-Unis, n'avait pas interdit à la société Allis-Chalmers, laquelle, tout comme General Electric, construisait des turbines à gaz et des turbocompresseurs pour moteurs d'avion, d'entreprendre la construction de moteurs à réaction. Dès 1941, des contacts avaient été pris avec la société De Havilland Aircraft Company Ltd en Grande Bretagne. L'intention étant de produire et de développer leur moteur H1 de 1,35 tonnes de poussée à 12 200 tr/mn, déjà désigné par les services officiels US J36-AC-1 pour la propulsion d'avions construits aux États-Unis dont le monomoteur Lockheed XP-80. Le J36-AC-1 est un moteur, à compresseur centrifuge et turbine axiale à simple étage. Les tubes à flamme nombreux, seize, sont placés à la périphérie, en extérieur. Ce moteur n'est pas encore mature, de plus la société Allis-Chalmers, basée dans une région très industrielle des États-Unis, alors que la guerre mobilise toutes les forces disponibles, a beaucoup de mal à faire Prendre l'air Hors-Série N°9 - Mai 2025

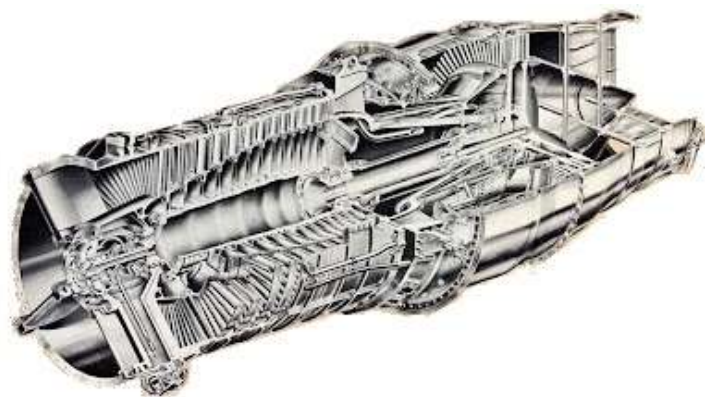
de la place dans ses usines pour assurer la production de ce moteur mais surtout à recruter suffisamment de main d'œuvre qualifiée.

Aux États-Unis, la seule référence du moteur H1, pas encore mature, est d'avoir propulsé le prototype du légendaire XP-80 pour ses premiers vols. La production du H1 en Grande Bretagne est très lente. Pour satisfaire les besoins de Lockheed, De Havilland est contraint d'expédier aux USA le second des deux seuls prototypes existants. Initialement, il avait été préservé pour servir de moteur de rechange pour le monomoteur De Havilland Vampire, qui effectue son premier vol en septembre 1943. Le H1 n'arrive dans les légendaires locaux " secrets " de Lockheed à Burbank que quatre semaines seulement avant la date prévue du premier vol du XP-80 qui se déroule le 8 janvier 1944. Soit un peu plus de deux années après le premier vol du P-59. L'aventure du H1/J36-AC-01 et d'Allis-Chalmers dans l'industrie du moteur d'avion à réaction s'arrête là. Toutefois pas, sans que De Havilland, pour suppléer aux difficultés d'Allis-Chalmers, qui ne parvenait pas à produire le J36, ne fût contraint d'expédier à Lockheed leur second moteur. Le premier prototype, des premiers vols du XP-80, pour remplacer celui qui avait été expédié en novembre avait été gravement endommagé pendant l'un des vols d'essais. Il semble que seulement sept H1 furent construits aux États-Unis. Finalement, à cause des lenteurs de production du J36, l'USAF lui préférera le moteur J31 de General Electric, plus puissant mais volumineux, nécessitant la modification du fuselage du Lockheed XP-80 qui devient XP-80A puis le fameux T-33 " *Shooting Star* " version d'entraînement dérivée, mondialement connue construite à plus de 6550 exemplaires, utilisée par une quarantaine d'Armées de l'Air ! Le J31 sera ensuite renommé J33 quand l'USAF en confirmera la production à Allison.

Pendant sa courte carrière, le J36 trouvera une seconde application dans l'avion de chasse de la société Curtiss, le XF15C-1 à propulsion hybride. Moteur à pistons Pratt & Whitney R2800 et le réacteur J36 d'Allis-Chalmers pour la Navy qui souhaitait disposer d'un avion de chasse performant pour son aviation embarquée. Les capacités opérationnelles limitées d'un tel avion, ajoutées aux conditions d'emploi difficiles d'une formule hybride, destinée à compenser la réduction de la poussée, pendant la phase du décollage, intrinsèque au fonctionnement de tous les réacteurs, surtout sensible avec les moteurs de faible puissance de la première génération étant par trop fastidieuses, le projet n'ira pas au-delà de trois prototypes.



Produit de la coopération Wright - De Havilland, l'un des deux prototypes du moteur H1 installé dans le prototype de l'avion XP80. On observe le nombre important, seize, de tubes à flamme. Photo crédit internet.



Wright J65 (@ DR)



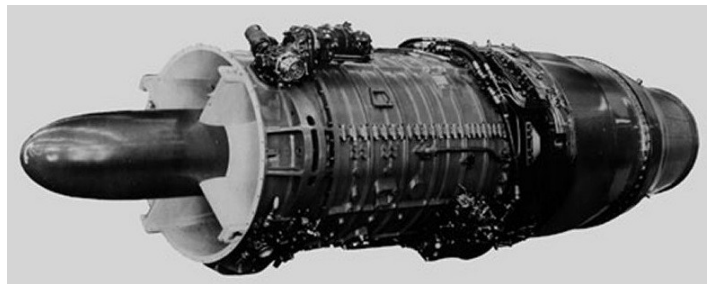
Autre brève expérience dans le monde du réacteur, celle de la société Wright et du moteur J65. Avec la fin de la seconde guerre mondiale, les contrats gouvernementaux pour la production de moteurs d'avion cessent brutalement. La société Wright qui avait produit des dizaines de milliers de moteurs à pistons, dont ceux du Boeing B-29 qui largua la première bombe atomique, doit faire face à une réduction drastique des commandes, allant jusqu'à mettre en cause la pérennité de la société. En 1945, les 180 000 employés de Wright avaient produit 146 000 hélices et 143 000 moteurs. " Seulement " 128 000 pris en compte par les forces armées ! Toutefois, tout comme Pratt & Whitney, empêché de procéder à des études en vue de produire des turboréacteurs, la guerre terminée, Wright ne prend pas ce virage. Se concentrant seulement sur la fabrication d'hélices et de faire évoluer son excellent moteur R-3350 maintenant destiné aux avions de ligne, notamment pour le Douglas DC-7. Avec les tensions qui commencent à se manifester entre les deux blocs, l'USAF encourage Wright, à s'investir dans la production de turboréacteurs. N'ayant aucune compétence dans ce domaine, il en résulte un partenariat avec une société

Britannique, une fois de plus ! Armstrong-Siddeley. Au début des années cinquante, l'industrie Britannique détient indubitablement une avance certaine dans ces technologies.

En 1950, la société Wright achète à Armstrong-Siddeley, une licence pour produire, dans son usine de Palmdale en Californie, des moteurs " Sapphire ". Le " Sapphire ", qui connut ses premières rotations dès 1948, et que les services officiels US désignent déjà J65, diffère largement de ceux produits, à ce moment, par les autres constructeurs Britanniques. C'est un moteur à compresseur axial de 13 étages, taux de compression de 7, débit d'air 54 kg/s, la chambre de combustion est annulaire, elle compte 24 injecteurs, la turbine est à deux étages, la température d'entrée de 848 degrés. Il pousse 4,9 tonnes à sec 5,6 à pleine charge en postcombustion. Des délais, pour diverses causes, autres que techniques, retardent le début de la production et l'entrée en service de ce bon moteur qui va devoir faire face, avec retard à la concurrence des Pratt & Whitney J57 et General Electric J79, plus évolués qui commencent à arriver sur le marché, réduisant ainsi ses chances de succès commercial. Pendant sa période de production aux États-Unis, à la suite des évolutions successives, la poussée du J65 passe graduellement de 3,2 tonnes moteur sec, J65-W-1 à 4,7 tonnes avec la postcombustion pour le type J65-W-18. Étrangement moins que celle des " Sapphire " produits par Armstrong-Siddeley en Grande Bretagne. Plus de dix-mille J65 seront construits pour des avions aussi divers que, les premières versions, du monomoteur d'assaut léger Douglas A-4 " Skyhawk " avion dans lequel il est plus tard remplacé par le Pratt & Whitney J52 lequel dérive directement du J57. Les monomoteurs de Grumman F-11 " Tiger " avec postcombustion, North American FJ-4 " Fury " sans la postcombustion. Surtout le Republic F-84F " Thunderstreak " sans la postcombustion, utilisé par une dizaine d'armées de l'air, dont l'Armée de l'Air Française. Bien que connu pour souffrir de fréquentes extinctions en vol, pas toujours rallumées, par forte pluie ou chutes de neige. Elles seront réglées par la modification, puis le remplacement d'anneaux, faisant office de joints dans le compresseur. L'USAF l'utilisa brièvement, pour sa patrouille acrobatique " Les Thunderbirds ".



Douglas Aircraft Company YA4D-1 Skyhawk,
Bu. No. 137820. (Navy Pilot Overseas).



Wright J65 (@ DR)

Plus de 3400 exemplaires du F-84 furent construits. La demande pour ce moteur est si forte que Wright est amené à sous-traiter à la société de construction d'automobiles Buick Motor Division, filiale de General Motors l'assemblage de J65, qui furent dénommés J65-B-3, environ 1350 furent produits par Buick. Dans sa version J65-B-3, on le retrouve, à la poussée de 4,7 tonnes à 8 200 tr/mn et pleine charge postcombustion, dans les deux premiers prototypes du Lockheed F-104 (XF-104) toutefois, la puissance, insuffisante, du J65 limite la vitesse maximum du FX-104 à Mach 1,8, ne satisfaisant pas aux spécifications de l'USAF qui demandent Mach 2 minimum. Le General Electric J79 remplace le Wright J65, après l'allongement du fuselage. Cet échec marque la fin définitive de la tentative de Wright de rejoindre le groupe des constructeurs de turboréacteurs. Pratt & Whitney et General Electric restent seuls. Ce duo dure encore en 2025.

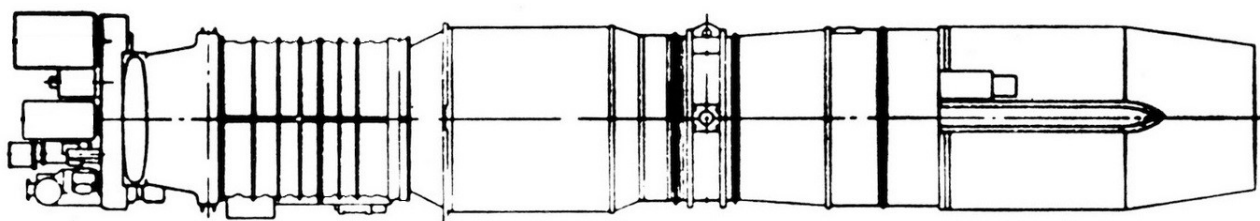
Même aux États-Unis, avec plus de 3400 exemplaires produits, le J65, n'est pas franchement un échec commercial. Toutefois, l'expérience du XF104, démontre que la génération des turboréacteurs de l'immédiat après seconde guerre mondiale, et leurs dérivés, quel que soit le constructeur, ne peut satisfaire aux besoins à venir.

7 - L'arrivée de nouveaux compresseurs, un moteur pour le Boeing B-52

Dans l'optique de disposer d'avions de combat de plus en plus rapides, capables de franchir franchement le mur du son en vol horizontal, ou de satisfaire aux besoins de puissance nécessaire aux avions lourds, bombardiers ou avions de ligne, commerciaux, les compresseurs centrifuges pour cause de l'important diamètre hors-tout du moteur qu'ils engendrent et de leur faible rapport débit d'air/surface frontale du réacteur sont irrémédiablement éliminés. Ils sortent aisément de l'équation. Il leur restera de beaux jours dans les turbines

pour hélicoptères ou quelques réacteurs de faible puissance, positionnés dans la zone haute pression du dispositif de compression, en complément d'étages axiaux, pour leur efficacité quand la pression de l'air augmente et que le débit d'air n'est pas élevé. Pour être tout à fait impartial, nous indiquerons que les premières versions du premier avion quadrimoteur commercial à propulsion par turboréacteurs, le Havilland " Comet " le fut par deux types de moteurs fabriqués par la société Britannique De Havilland, le " Ghost " (50 Mk 1 puis DGT3) dont le compresseur à simple étage était de type centrifuge produisant 2,7 tonnes de poussée avec un taux de compression de 4,6. Ce fut le chant du cygne de cette technologie. Les versions suivantes du De Havilland " Comet " seront motorisées par des Rolls-Royce " Avon " à compresseurs axial.

Module essentiel d'un turboréacteur, face à la double nécessité d'augmenter la poussée, d'améliorer l'opérabilité et le temps d'accélération de ces turboréacteurs de première génération, notoirement trop lents, les compresseurs axiaux doivent évoluer. Deux options s'ouvraient aux ingénieurs. La première, scinder le compresseur en plusieurs sections tournant à vitesses optimales. Dans l'absolu, chaque étage de compresseur devrait tourner à une vitesse propre ; on imagine aisément le cauchemar pour les mécaniciens de réaliser un tel assemblage. Seconde option, inclure, en entrée du compresseur, plusieurs étages de staturs à angle d'incidence variable. Au-delà du seul étage d'aubes directrices d'entrée à seulement deux positions angulaires, qui avait déjà fait leur apparition.

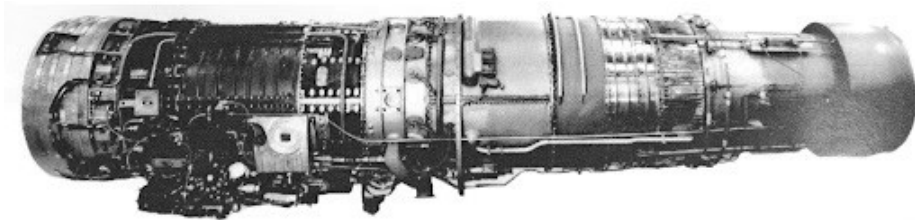


Westinghouse J40 WE 8

Dès la fin des années 1940, l'USAF qui cherche une alternative pour motoriser ce qui deviendra le bombardier Boeing B-52, que le commandement de l'USAF, après avoir étudié une option propulsée par six turbopropulseurs, peu confiant que ce type de moteur puisse délivrer la puissance requise dans un délai raisonnable, impose le turboréacteur. A ce moment, il n'y a d'autre choix qu'une version désignée " Forte poussée " du Westinghouse J40 qui reste cependant à certifier et dont il est attendu 5,3 tonnes. La version de base, en service dans divers avions de combat, essentiellement de la Navy, ne délivre que 3,3 tonnes surtout, ne donne pas satisfaction. Bien que subissant une cascade d'échecs pendant les essais de qualification au banc d'essais au sol le J40 " Forte poussée " est initialement considéré comme un moteur possible. Également en phase de développement le Pratt & Whitney désigné JT3-6, ce n'est encore qu'un moteur à simple corps et à cycle simple flux dont le taux de compression est de 6. Réalisant ses limites, la direction de Pratt & Whitney décide de revoir sa copie, proposant une version très élaborée du JT3-6, désigné JT3-8 optimisée pour le B-52. C'est la première fois qu'un motoriste propose un turboréacteur à double corps. Cette technologie permet au taux de compression de faire un saut de deux points atteignant 8. Alors que la communauté des ingénieurs du monde du turboréacteur pensait qu'il serait improbable de pouvoir dépasser 6. Après une nouvelle itération, Pratt & Whitney propose la version JT3-10 dont le taux de compression monte à 10. Toutefois, cette version du moteur est beaucoup trop lourde. En utilisant largement les alliages de titane, le poids de la version désignée JT3A perd 250 kilos alors que le taux de compression augmente encore de deux points s'inscrivant à 12 évidemment associé à une baisse significative de la consommation carburant. Ce moteur, capable de développer 4,1 tonnes de poussée est sélectionné pour les deux prototypes du B-52.

Le J40 " Forte poussée " est éliminé. Le légendaire J57 vient de naître, il équipera une grande partie des B-52 ainsi que nombre de ravitailleurs en vol KC-135A. Avec seize étages de compression, neuf pour la partie basse pression, sept pour la haute, trois turbines, une haute pression et deux basse. Dans ses versions de série, avec l'injection d'eau, le J57 est le premier moteur au monde à dépasser les 10 000 livres de poussée (4 536 kgp). Installé dans des avions de combat, avec la post combustion la version la plus puissante atteint 8,3 tonnes, plus de 20 000 seront construits ! Le General Electric J79 plus léger, plus court que le Pratt & Whitney J57 pour un diamètre frontal presque identique délivrant 4,9 tonnes à sec, 7,7 avec post combustion aurait pu convenir mais il ne tournera, pour la première fois au banc d'essais, qu'en juin 1954. Trop tard pour participer

à cette importante première compétition qui les oppose et qui va durer, applications après applications, plus de quinze ans.



General Electric J73 (@ DR)

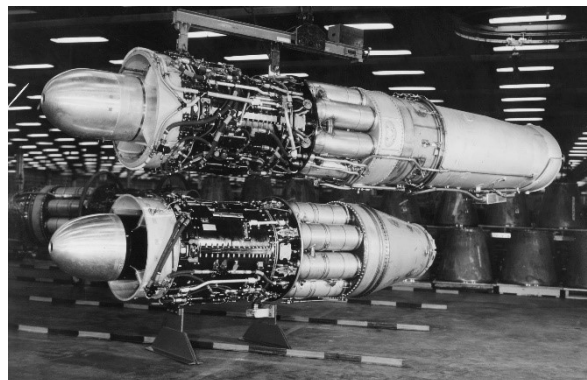
A ce moment, General Electric ne peut proposer que le J47 (2,7 tonnes de poussée), qui donne satisfaction sous les ailes du B-47, ou encore le J73 (4,2 tonnes de poussée sans la postcombustion). Le J73, bien que détenteur, dans un F-86 H " *Sabre* " avec 1028 kilomètre/heure du record du monde de vitesse en circuit fermé de 500 kilomètres, les poussées de ces deux moteurs sont notoirement insuffisantes. Le J47 est un indéniable succès, commercial et technique, plus de 36 000 moteurs seront produits ! Parfois, jusqu'à 950 moteurs par mois. Pour satisfaire aux besoins de cette production massive, démontrant la versatilité de l'industrie mécanique aux États-Unis, General Electric confiera l'assemblage de moteurs à la compagnie Studebaker Corporation basée à South Bend dans l'état de l'Indiana, ils prennent alors la désignation J47-ST-25 et à la Packard Motor Company de Detroit dans l'état du Michigan. Ils sont désignés J47-PM-25 et 25A.

Aux États-Unis, c'est le premier réacteur à compresseur axial à recevoir une certification pour utilisation en opérations commerciales. Alors que son premier vol date de 1948, il ne quittera le service, alors que sa production s'est arrêtée en 1956, qu'en 1978 avec le retrait des derniers ravitailleurs en vol KC-97J " *Stratofreighter* " encore en service dans la Garde Nationale, sur lesquels il servait, en deux nacelles simples, d'unité de puissance d'appoint. Il existe en dix-sept versions différentes ! Avec ou sans l'injection d'eau ou dispositif de postcombustion. On le trouve dans le monomoteur North American F-86 " *Sabre* ", les prototypes du Republic XF-91 " *Thunderceptor* ", le Bombardier Convair B-36 " *Peacemaker* " comme unités de puissance d'appoint en deux nacelles doubles, le Bombardier Boeing B-47 " *Stratojet* " ou encore le bombardier quadrimoteur stratégique moyen North-American Aviation B-45 " *Tornado* " ou encore les deux prototypes d'un bombardier trimoteur de conception originale, le XB-51 de la Glenn Martin Company qui n'aura pas de suite. Ainsi que quelques unités d'un projet avant-gardiste d'aile volante de Northrop le XB-49 " *Flying Wing* ".

C'est aux commandes du second prototype du YB-49 (Serial number 42-102368), au pilotage pour le moins délicat, que le 5 juin 1948 l'équipage du major Daniel Forbes perd la vie dans un crash. L'avion s'était désintégré en vol au cours d'une phase de descente rapide au nord du site de Muroc dans le désert Mojave en Californie. A la fin de l'année 1948, pour honorer la mémoire du capitaine Glen Edwards, copilote du major Forbes, le site Californien de Muroc prendra le nom d'Edwards Air Force Base qui depuis cette époque est toujours le centre des essais en vols de l'USAF. En 1949, la base aérienne de l'USAF à Topeka dans l'état du Kansas prendra le celui du major Forbes.



Nacelle double de deux moteurs General Electric J47 sous l'aile d'un bombardier Convair B-36 " *Peacemaker* ".
Photo crédit internet.



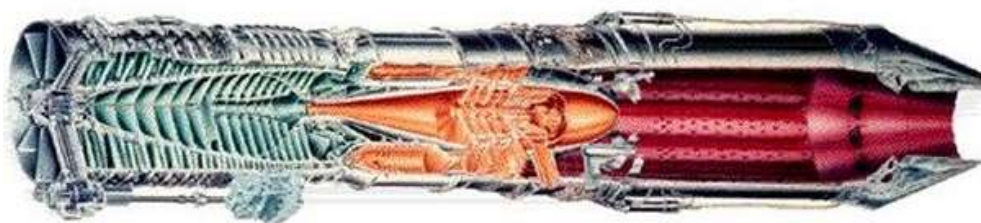
Deux moteurs GE J47 à Envendale. Le moteur suspendu est équipé d'un dispositif de postcombustion. Photo crédit service communication de General Electric.

Le J47 est un moteur à simple corps, dont le compresseur axial est à douze étages, taux de compression 5,2, débit d'air de 40,8 kilogrammes par seconde est entraîné par une turbine mono étage. Le dispositif de combustion est constitué de huit tubes à flamme externes. L'entrée d'air est dégivrée. L'air chaud de dégivrage,

prélevé dans le compresseur, circule dans les bras creux du carter d'entrée. Selon les versions, pour une masse de 1150 kilogrammes, il développe 3,3 tonnes de poussée à sec à 5670 tr/mn, jusqu'à 4,8 tonnes à la pleine charge postcombustion. Système de dégivrage aidant, le plafond pratique est de 50 000 pieds (15 240 mètres). Ce moteur restera dans l'histoire comme celui qui permettra à la branche aviation de la compagnie General Electric de s'installer dans les locaux d'une immense usine laissée vacante par la société Wright à Evendale, dans la banlieue nord de Cincinnati (Ohio) et de s'affirmer véritablement comme un des "grands" dans la communauté très restreinte des constructeurs de turboréacteurs.

Nous avons indiqué plus haut, que la conception d'un turboréacteur devait inévitablement faire l'objet de choix technologiques et de divers compromis. Pas de plus bels exemples que ceux du J57 et du J79. Il faut se souvenir du contexte du début des années 1950. En l'absence de moyens de calcul puissants, de machines-outils à commandes numériques et de moyens de fabrication plus efficaces et sans cesse améliorés, sans oublier la connaissance et l'élaboration de matériaux performants, augmenter le rapport de pression tout en maintenant la fiabilité des aubes et l'opérabilité du compresseur n'était pas simple. Avec le J57 Pratt & Whitney opte clairement pour le concept du double corps. C'est-à-dire un moteur dans lequel coexistent, autour d'un même axe central, deux lignes d'arbre autonomes tournant à des vitesses de rotation différentes aux nombres d'étages de compresseur et de turbine différents optimisés, pour obtenir le meilleur taux de compression et opérabilité dans un domaine de vol le plus étendu possible. Ainsi, pour le J57-P-7, (première version du North-American F-100 " Super Sabre ") à la puissance maximum continue, délivrant 3,5 tonnes de poussée, le rotor HP tourne à 9550 tr/mn, le BP à 5875 tr/mn. A la puissance militaire, soit au plein gaz, post combustion éteinte, délivrant 4,3 tonnes de poussée, les vitesses sont respectivement 9900 tr/mn et 6275 tr/mn. A la pleine charge postcombustion, 6,6 tonnes de poussée, les vitesses de rotation sont identiques à celles du plein gaz sec. Le diamètre de la bride d'entrée d'air est de 988 millimètres, le débit d'air, à pleine puissance, évoluant selon les versions, de 74 à 84 kilogrammes d'air par seconde (82,1 kilogrammes d'air par seconde pour la version J57-P-43 installées sous l'aile du Boeing B-52 E). La température d'entrée turbine est de 870 degrés Celsius. La consommation spécifique sèche est de l'ordre de 0.9 kilogramme de carburant par kilogramme de poussée et par heure, à la puissance maximale sans la postcombustion. Sa masse est de 1960 kilogrammes.

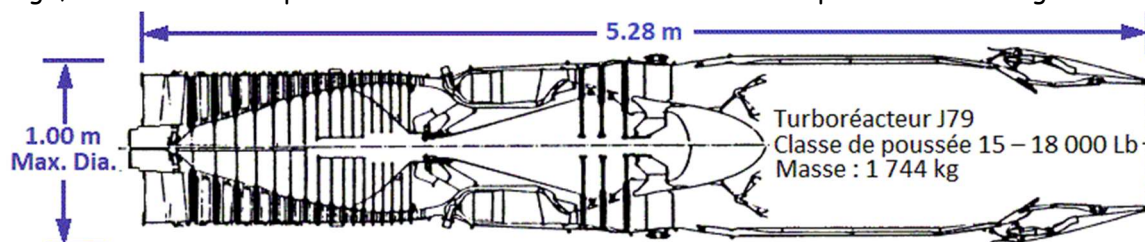
Cette technologie permettra, avec des efforts d'ingénierie relativement limités, de développer sur la base du J57, plusieurs versions très réussies d'une série de moteurs civils : JT3C, JT4, JT3D, JT8D et JT8D-200 et militaires : J75 et J52, avec ou sans postcombustion ou l'injection d'eau, incluant des versions dérivées à cycle double flux JT3D ou JT8D/JT8D-200 qui permettront à Pratt & Whitney de dominer très largement le marché civil pendant de nombreuses années. Dans les faits, cette domination ne s'éteindra, graduellement, seulement qu'à partir de la fin des années 1980 avec l'entrée en service du CFM56. Dans le secteur militaire, seul le General Electric J79 sera en mesure de contester sérieusement cette domination.



General Electric J79-GE-17 (@ DR)

Avec les mêmes objectifs et dans une plage de poussée similaire, à l'opposé de Pratt & Whitney, General Electric, opte résolument pour un moteur simple corps mais incluant plusieurs étages d'aubes de stator du compresseur à calage variable : le J79. Il faut le dire, le concepteur des aubes de stator à calage variable, n'est autre que le légendaire Gerhard Neumann, qui est, à cette époque avant d'en devenir le directeur général, le chef ingénieur de General Electric. C'est donc un moteur à vocation essentiellement militaire se composant d'un compresseur à 17 étages dont les sept premiers, incluant les aubes directrices d'entrée, sont à calage variable. A l'opposé des moteurs Westinghouse J46 ou Allison J71 qui ne disposent que d'un seul étage d'aubes directrices d'entrée, à calage variable, limité à seulement deux positions, pleines ouvertes ou fermées, contrôlé par le franchissement d'un seuil de la vitesse de rotation du rotor. Celle du J79 s'ajustent précisément, sans l'intervention du pilote, dans la totalité de la plage de débattement, entre pleine ouverture et pleine fermeture, en fonction de la vitesse de rotation du rotor et des variations de la température de l'air à l'entrée du

compresseur. Comme trop souvent rapporté, le J79 n'est pas le premier moteur de General Electric équipé d'aubes de stators à calage variable. Son prédécesseur, le J73 à douze étages de compresseur, qui vole dans le monomoteur F-86 H " *Sabre* " depuis le 30 avril 1952, en avait deux, incluant celui des aubes directrices d'entrée. Historiquement, si c'est Rolls-Royce qui en 1949 avait tenté l'aventure des aubes de stator à calage variable pour leur moteur " *Avon* ". Faisant face au difficile problème d'assurer la nécessaire étanchéité inter étage, bien plus complexe avec cette technologie, seules les aubes directrices d'entrée, associées à des vannes de décharge, ont été utilisées pour assurer le bon fonctionnement du compresseur à 15 étages de " l'Avon ".



General Electric J79 - Coupe longitudinale

C'est General Electric qui après avoir fait fonctionner avec succès, un compresseur d'essais sur son site de Lynn dans le Massachusetts déposa la première demande de brevet pour cette technologie. C'était un compresseur à 14 étages, dont six et les directrices d'entrées, étaient à calage variable. Au plein gaz, à la puissance militaire de 4,5 tonnes de poussée, version J79-GE-11, le rotor du J79 tourne à la vitesse de 7460 tr/mn. A la pleine charge postcombustion, 7,2 tonnes de poussée la vitesse de rotation est identique à celle du plein gaz sec. Le diamètre de la bride d'entrée d'air est de 973 millimètres, le débit d'air de 70,3 à 77,7 kilogrammes d'air par seconde selon les versions, le taux de compression 13,5. La chambre de combustion est constituée de dix tubes à flamme, la température d'entrée devant la turbine, à 3 étages, 992 degrés Celsius. La tuyère est à section de sortie variable à profil convergent divergent. La consommation spécifique de carburant de l'ordre de 0.84 kilogramme de carburant par kilogramme de poussée et par heure à la puissance maximale, sans la postcombustion. La masse est de 1724 kilogrammes. Les dispositifs de gestion des puissances sèche et postcombustion sont hydromécaniques avec une boucle électrique, à autorité limitée pour une meilleure précision. La charge de la postcombustion est entièrement modulable.

Le J79 restera dans l'histoire de l'aviation comme un moteur qui " fumait beaucoup " ; trop. En Europe, les témoins n'oublieront pas les longs panaches de fumée noire que traînaient les F-104 " *Starfighter* " ou encore les McDonnell Douglas F-4 " *Phantom II* ". Pour remédier à cette caractéristique qui n'était pas sans impact négatif sur les opérations militaires, surtout pendant la guerre du Vietnam. Dans le courant des années 1980, sous le vocable " *Smokeless combustor* " General Electric avait étudié l'amélioration de l'efficacité du dispositif de combustion. Notamment par le raccourcissement des tubes à flamme, l'augmentation de leur refroidissement, l'ajout d'un système de mise en rotation de l'air y entrant et l'optimisation des injecteurs de carburant pour améliorer la pulvérisation du carburant.



Lockheed F-104 " *Starfighter* " (@ USAF)



McDonnell Douglas F-4 " *Phantom II* " (@ US Navy)

Si la famille de moteurs dérivés du Pratt & Whitney J57, qui ne cesse lui-même d'évoluer dans des versions avec ou sans la postcombustion ou l'injection d'eau, le J75 du chasseur bombardier monomoteur lourd Republic F-105 " *Thunderchief* ", rare cas à utiliser simultanément ces deux dispositifs augmentateurs de poussée, permettra de motoriser une très longue lignée d'avions de combat et d'avions multi moteurs, qu'il serait fastidieux de lister. Le J79 mono rotor au fonctionnement du compresseur mieux adapté permettant à divers

avions monomoteurs comme le Lockheed F-104 "Starfighter" ou multi moteurs tel le Convair B-58 "Hustler" d'atteindre Mach 2, avec plus de 15 000 exemplaires construits connaît un succès commercial et technique certain. On reconnaîtra à la famille du J57, avec ses dérivés civils JT3C et JT4 puis JT3D et JT8D, ces deux dernières versions ouvrant l'ère du cycle à double flux, après le "Ghost" du "Comet" de véritablement permettre la naissance de l'avion civil à propulsion par moteur à réaction. Alors que le J79 à cycle simple flux aurait probablement pu trouver sa place sous les ailes d'avions tel que le Boeing 707 ou le Douglas DC-8, en concurrence avec les JT3 et JT4, il est tard alors qu'arrivent les premiers JT3D, dont le cycle à double flux avec l'augmentation de la poussée et l'importante réduction de la consommation spécifique qu'il apporte, laquelle gagne plus de deux points, va enfin permettre les vols transatlantiques réguliers de quadrimoteurs commerciaux sans escale.

8 - Un moteur original, le General Electric CJ805

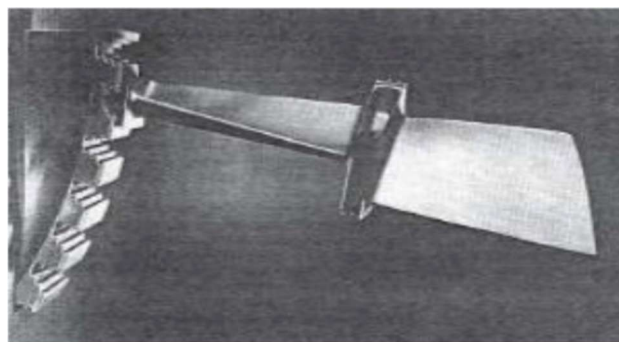
En s'associant avec l'avionneur Convair, General Electric tente, avec son projet J79-X220, de faire entrer le J79 dans le monde de l'aviation commerciale. D'abord avec le quadrimoteur Convair 880, ce premier moteur est désigné CJ805-3. Il développe 5,3 tonnes de poussée, à sec. La postcombustion a évidemment été retirée, la consommation spécifique s'établissant à 0,77 kilogramme de carburant par kilogramme de poussée et par heure (CJ805-3). Comme General Electric, Convair arrivant tard sur le marché des quadriréacteurs commerciaux, mise sur la vitesse et le confort des passagers au détriment du nombre de passagers et du rayon d'action. C'est un échec. Les compagnies d'aviation ne sont pas prêtes à échanger quelques points de Mach supplémentaires au détriment d'un rayon d'action réduit contre un nombre inférieur et le confort des passagers. Convair propose alors la version 990 à plus forte capacité propulsée par une seconde version, plus évoluée, du moteur CJ805-3 désignée CJ805-23.

Capitalisant sur des études du NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) réalisées au milieu des années 1950, relatives aux étages de soufflante à vitesse transsonique, General Electric applique ces toutes nouvelles connaissances en réalisant une soufflante à un seul étage entraînée par une turbine libre basse pression également à un seul étage, très performante sans aubes directrices d'entrée. Les moteurs de Pratt & Whitney arrivés plus tôt qui n'avaient donc pas bénéficié des études du NACA nécessitent deux étages de soufflante pour obtenir le même taux de pression. Le débit d'air est de l'ordre de 190 kilogrammes d'air par seconde. Rien n'y fait, le Convair 990 "Coronado" ne convainc pas. Ajouté aux difficultés techniques que rencontre le moteur à son entrée en service, moins d'une quarantaine seront produits. Ces deux échecs vont marquer la fin de la société Convair.



General Electric CJ805. Vue en coupe d'un CJ805 pour Convair 990. Une partie du conduit d'amenée de l'air secondaire destiné à la soufflante arrivant de l'avant de la nacelle est disposée autour du carter de la turbine haute pression.

Photo musée des technologies Suisse/Internet.



General Electric CJ805 - Vue d'une aube hybride, turbine basse pression/soufflante, telle qu'utilisée par le CJ805. On distingue les trois éléments. En périphérie intérieure, la partie aube de turbine, la plateforme séparatrice intermédiaire, au centre, et la partie aube de soufflante en périphérie extérieure.

Photo crédit internet.

Le CJ805-23 est un moteur original. La soufflante est disposée à l'arrière, c'est-à-dire juste derrière les trois étages de la turbine haute pression, entraînée par une unique roue de turbine libre basse pression, dont les aubes sont "hybrides". La périphérie intérieure de ces aubes, celle qui est ancrée dans le disque, constitue la zone aubes de turbine, l'externe, au-delà d'une plateforme de séparation, intégrée aux deux profils, la partie aubes de soufflante. Le taux de dilution est de 1, la poussée de 7,2 tonnes. Au plan technique, dans l'impossibilité, sauf à refondre profondément l'architecture du moteur, de faire passer l'arbre de la turbine

basse pression, de manière conventionnelle, au centre du moteur concentrique avec l'arbre haute pression, les ingénieurs de General Electric n'eurent d'autre option que de concevoir la technologie du " rear fan " et ses aubes hybrides. Cette architecture simple, mais offrant peu de potentiel de développement, bien que minimisant la masse du moteur, présente de plus l'inconvénient de devoir concevoir des aubes hybrides aux contraintes mécaniques et vibratoires complexes à matérialiser avec les moyens disponibles de l'époque.



Moteur General Electric CJ805-02 en essais sous l'aile du banc volant Douglas B-66 " Destroyer ".
Photo crédit service communication de GE.



Rare vue de l'unique Sud Aviation " Caravelle " acquise par General Electric pour tenter de promouvoir le moteur CJ805. Au-delà de cet unique avion, le projet n'eut pas de suite. Photo crédit service communication de GE.

9 - Les moteurs fabuleux : les General Electric J93 et GE4

Au cours des décennies cinquante et soixante, alors que les tensions Est/Ouest persistent, que la sensibilité du public à la problématique du réchauffement climatique est inexistante, tout est possible en matière de technologies, notamment dans le domaine aéronautique. Les États-Unis mettent en chantier trois projets fabuleux. Deux à vocation militaires, un bombardier trisonique hexamoteur le North-American XB-70 " Valkyrie " et un chasseur intercepteur bimoteur à très hautes performances et long rayon d'action, le F-108 " Rapier ". Pour optimiser les coûts d'études et de fabrication, le chasseur F-108, est également confié à North-American. Le troisième, à vocation civile, pour concurrencer l'avion Franco-Britannique " Concorde " dont, à cette étape de son histoire, il est attendu succès technique et commercial, le très ambitieux quadrimoteur Boeing 2707 SST (Super Sonic Transport) financé via la FAA à 90% par le gouvernement des États-Unis. Conçu pour être capable de transporter entre 250 et 300 passagers à presque Mach 3. A projets d'avions fabuleux, moteurs fabuleux !

Le General Electric J93 pour le B-70 et F-108, le GE4 ou J5, dans sa désignation militaire, pour le Boeing 2707 SST. Des trois projets, seuls deux prototypes du XB-70 " Valkyrie " sortiront des hangars de North-American. Ils seront utilisés à partir du premier vol du XB-70 en 1964, jusqu'en 1969 pour une campagne de vols de recherches destinés à mieux appréhender les vols de longues durées aux grandes vitesses, hélas endeuillée en 1966 par un accident très grave, conduisant au décès des pilotes du second prototype et du pilote du F-104 " Starfighter " d'escorte. Trop près, du XB-70, le F-104 entre dans le sillage tourbillonnaire d'extrémité de l'aile. S'en suit une perte de contrôle et l'inévitable collision en vol des deux avions qui sont détruits.

Les coûts de développement et de construction de tels projets, joint à la mise en service de missiles autoguidés sol-air performants mettent fin à l'intercepteur F-108. Il en va de même pour le B-70. Dans ce cas, pour cause de l'augmentation des performances des missiles balistiques et de l'efficacité, jugée adéquate, du bombardier B-52. Laquelle dure toujours. L'augmentation brutale du cours du pétrole brut du début des années 1970 met fin au projet du Boeing 2707 SST. Le F-108 et le Boeing 2707 n'iront pas au-delà de maquettes d'aménagement en bois. Par contre, les moteurs seront construits et testés, au sol.

Le General Electric J93, dont seulement 38 exemplaires furent construits, est un moteur à simple flux, simple corps, avec postcombustion, modulable dans toute la plage d'utilisation. Il reprend l'architecture générale du J79, en plus grand mais en incluant de nouvelles technologies.



General Dynamic XB-70 " Valkyrie ". Décollage de nuit sur la base d'Edwards en Californie.
Photo crédit internet.



General Electric J93 : vue frontale on aperçoit, à l'avant sous le compresseur le coffre étanche en acier contenant les accessoires. Photo crédit internet.

Ainsi, la bride d'entrée d'air du compresseur du J79 est de 973 millimètres (surface frontale 0,74 mètre carré), pour une longueur de 5,30 mètres, et une masse de 1678 kilogrammes. Ces valeurs, pour le J93, sont : diamètre de la bride d'entrée d'air du compresseur 1397 millimètres (surface frontale 1,53 mètres carré). Le paramètre de la surface frontale, dimensionnant critique pour tous les types de turboréacteurs, est de l'ordre de 50% supérieure pour le J93 (débit d'air de 124,7 kilogrammes d'air par seconde) alors que sa longueur à 5,7 mètres, citée pour référence est assez proche. La masse du J93 de 2350 kilogrammes. Les rapports poussée/poids et poussée au plein gaz sec/surface de la bride d'entrée d'air, relativement représentatifs de l'efficacité d'un turboréacteur, sont pour le J93 respectivement de 4,1 (Plein gaz sec) et 5,8 (Pleine charge PC) celui du rapport poussée au plein gaz sec/surface de la bride d'entrée d'air 6,39. Soit 6,39 tonnes de poussée par mètre carré de la bride d'entrée d'air. A comparer aux chiffres du J79 des dernières évolutions, avion F-4 " Phantom " types E et G qui sont de 3 (Plein gaz sec) et 4,6 (Pleine charge PC). Le rapport poussée au plein gaz sec/surface de la bride d'entrée d'air est de 6.8 au plein gaz sec.

Le compresseur du J93 comporte 11 étages, taux de compression 8,7 entraîné par une turbine double étages à aubes refroidies. La chambre de combustion est annulaire, le carburant JP-6 est pulvérisé par 32 injecteurs double débit. La poussée est de 9,8 tonnes au plein gaz sec au régime de 6,825 tr/mn, 13,8 à pleine charge postcombustion au même régime. Température turbine 1149 degrés Celsius. Il pèse 2360 kilogrammes donnant un excellent rapport poids/puissance supérieur à 5 à la pleine charge postcombustion. Conformément aux pratiques de General Electric, les premiers étages de stator du compresseur sont à angle de calage variable. La tuyère à profil convergent / divergent est à section de sortie variable. Le diamètre de la bride d'entrée est de 1397 millimètres, le débit s'établit à 124,7 kilogrammes d'air par seconde.



Moteur General Electric J93 dans une nacelle sous fuselage du quadrimoteur Convair NB-58 banc d'essais volant supersonique. Photo crédit service communication de General Electric.



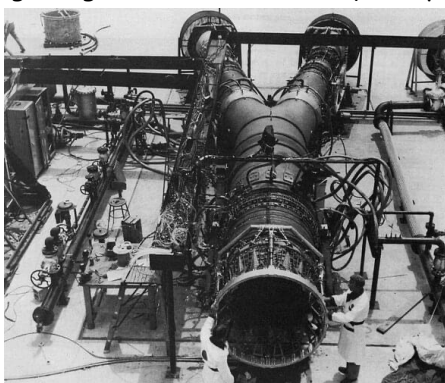
Moteur General Electric J93 du XB-70 sur son dispositif de transport.
Photo crédit internet.

La gestion des puissances sèche et postcombustion, modulable dans toute la plage de fonctionnement, est gérée par des équipements hydromécaniques assistés d'une boucle électronique qui contrôle la température d'éjection des gaz. Les équipements sont tous encapsulés dans un coffre étanche en acier, installé sous le compresseur, dans lequel circule du carburant de refroidissement. Les six moteurs J93 installés côte à côte à l'arrière, sous le fuselage, du XB-70 lui permettent d'atteindre Mach 3,1 soit 3309 kilomètres/heures à 22 250 mètres.

Aux États-Unis, c'est le premier avion, à avoir dépassé la vitesse de Mach 3. Le plafond pratique démontré est de 23 600 mètres. Fait plutôt rare, dans le monde du moteur d'avion, le J93 est prêt à voler avant les avions, B-70 ou F-108, auxquels il est destiné. Il est alors décidé de le faire voler, installé dans une nacelle installée sous le fuselage d'un bombardier quadrimoteur NB-58A " *Hustler* ". Le type retenu J93-GE-3 pousse 9,78 tonnes à sec, 13,78 à la pleine charge postcombustion alors que le J79-GE-5C ne pousse que 4,5 tonnes au plein gaz sec, 6,9 à la pleine charge post combustion. Soit exactement la puissance développée par deux J79 ! Les vols d'essais sont conduits sur la base d'Edwards sous la supervision de General Electric. La vitesse de Mach 2 est fréquemment atteinte alors que les J79 ne sont pas à la pleine puissance.

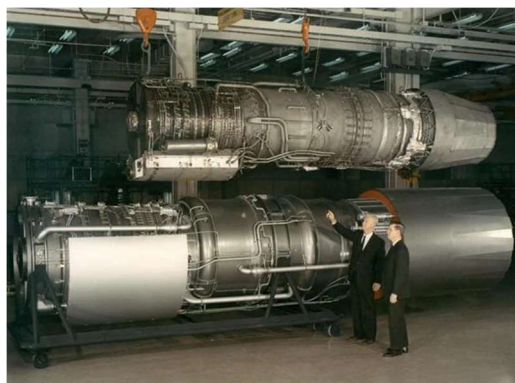
10 - Un moteur hors norme, le General Electric GE4

Nous concluons ce chapitre, avec un moteur tout à fait hors normes, le General Electric GE4. Lequel reprenant des technologies développées pour le J93 est significativement plus volumineux. Le diamètre de la bride d'entrée d'air est de 2273 millimètres, soit 2,73 plus grande, la masse de 5126 kilogrammes pour une longueur de 7,8 mètres. Il développe 22,9 tonnes de poussée à sec, 30,4 à pleine charge postcombustion. Ces chiffres donnent des rapports poussée/poids de 4,46 (Plein gaz sec) et 5,9 (Pleine charge PC). Le rapport poussée au plein gaz sec/surface de la bride d'entrée d'air 5,65. Pour mettre ce moteur en perspective, même s'il n'est sûrement pas judicieux comparer les deux concepts, sa poussée à pleine charge postcombustion est similaire à celle du plus puissant moteur à fort taux de dilution de la famille CF6, le General Electric CF6-80E du bimoteur à fuselage large Airbus A330 qui développe 29,8 tonnes. Sa poussée sèche, 22,9 tonnes est encore très au-delà de celle du plus puissant des CFM International CFM56, le CFM56-5C4 du quadrimoteur également à fuselage large Airbus A340-300 qui ne produit " que " 15,4 tonnes.



GE4 Boeing 2707 SST au banc d'essais dans les installations de General Electric. Pour reproduire les températures de l'air échauffé rencontrées aux hautes vitesses, les deux conduits en forme de " Y " amènent de l'air chaud généré par deux moteurs J79 visibles au fond de l'image.

Photo crédit service communication de General Electric.



GE4, au sol Boeing 2707 SST et J93, suspendu dans les locaux de l'usine d'Evendale. Le coffre en acier contenant les accessoires est bien visible. On notera que l'usine d'Evendale semi-enterrée impose, en permanence, la présence d'éclairage artificiel.

Photo crédit service communication de General Electric.

Pour rester dans l'environnement des moteurs puissants à postcombustion, contemporains du GE4, le Rolls-Royce / Snecma " Olympus 593 " du " Concorde " qui aura lui, le mérite d'être produit en série et utilisé en ligne par deux compagnies aériennes majeures, développe 13,9 tonnes à sec et 16,9 à pleine charge postcombustion. Certes le " Concorde " ne nécessitait pas le niveau de puissance requis pour le Boeing SST 2707 beaucoup plus gros et plus ambitieux en termes de vitesse de croisière. Toujours à titre de référence, comparant des moteurs de même concept, les deux plus puissants turboréacteurs en service en 2025 dans des avions de chasse supersoniques, le Pratt & Whitney F119-PW-100 du bimoteur Lockheed-Martin F-22 " Raptor " développe 11,6 tonnes à sec 15,6 à la pleine charge postcombustion. Le plus puissant de tous les moteurs militaires moderne en service aujourd'hui, le Pratt & Whitney F135-PW-100 du monomoteur Lockheed-Martin F-35, développe 12,5 tonnes à sec et 17,8 à la pleine charge postcombustion. Cette longue liste de chiffres pour fastidieuse qu'elle puisse paraître donne une idée du niveau des technologies développées il y a plus de cinquante ans par General Electric pour ses moteurs J93 et GE4, qui hélas resteront à l'étape de prototypes.

Le GE4, capable d'atteindre Mach 2,7 à 82 000 pieds (24 994 mètres), est optimisé pour croiser à Mach 2,7 à 65 000 pieds (19 812 mètres) où sa consommation spécifique de carburant estimée, serait de l'ordre de 1,5 kilogrammes de carburant par kilogramme de poussée par heure. Avec l'abandon du programme SST, le GE4 n'a

pas fait l'objet d'essais en vols. D'ailleurs, les ingénieurs s'interrogeaient sur le possible avion porteur... Les dimensions du GE4 impressionnent : longueur, 7,8 mètres, le diamètre maximum, pris au niveau de la tuyère, est de 2,28 mètres. Celui de la bride d'entrée d'air 2,273 mètres. Avec 1,80 mètre le CFM56-7B, moteur à fort taux de dilution récent, lui est inférieur. Le débit d'air de 293 kilogrammes d'air/seconde. La vitesse d'éjection est de 762 mètres/seconde (l'intention étant de réaliser autant que possible un compromis, entre le débit d'air et la vitesse d'éjection de façon à s'éloigner le moins possible des normes de bruit (FAR-36, en vigueur). La masse s'inscrit à 5100 kilogrammes. Le cycle est simple flux, simple corps avec post combustion. Le compresseur, axial, comporte neuf étages, les aubes directrices d'entrée et les trois premiers étages, typiques de la technologie de General Electric, sont à stators à calage variable. Le palier avant est supporté par un carter d'entrée à neuf bras. Pour gagner en poids, les aubes des étages un à quatre sont creuses réalisées en titane soudé par diffusion, technologie très avancée au début des années soixante. Celles des étages arrière, cinq à neuf, en super alliages, sont obtenues par électroérosion. Le taux de compression est de 12,5. Vitesse de rotation, à la puissance maximale de 5200 tr/mn. La chambre de combustion, divergeant des habitudes de GE, est annulaire. La turbine axiale à deux étages, les aubes refroidies, sont obtenues par fonderie. Celles du deuxième stage comportent des épaulements de sommet formant un anneau périphérique. La température d'entrée 1093 degrés Celcius. Le dispositif de postcombustion, conventionnel comporte quatre accroche flammes à deux étages d'injection du carburant qui permettent de moduler la charge. Les tuyauteries d'amené du carburant sont à double paroi. La section de sortie de la tuyère est à diamètre variable avec inverseur de poussée. Les systèmes de gestion de puissance, sec et postcombustion sont à commandes hydromécaniques. Autre caractéristique originale, de façon à contrer les effets de l'échauffement aérodynamique à hautes vitesses, comme pour le J93, la totalité des accessoires est encapsulée dans un compartiment étanche en acier, où circule du carburant qui en assure le refroidissement.

Le carburant de la norme JP-6, précédemment développé pour le XB-70 " Walkyrie ", est un dérivé du JP-5, dont le point de gelée est inférieur, avec de meilleures résistances à l'oxydation et plus stable thermiquement. En 1971, quand la décision d'arrêter le programme du Boeing 2707 SST est prise, le GE4 avait accumulé 1800 heures d'essais au banc.



North American XB-70 " Walkyrie ". Sur la base d'Edwards, pendant la période des essais en vols, moteur General Electric J93 devant l'un des deux prototypes du XB-70. Photo crédit internet.

Pour être tout à fait impartial, conformément à ses pratiques, dans le cadre du projet SST, la FAA avait ouvert une compétition qui reçut plusieurs dépôts de candidature. La sélection finale incluait deux avionneurs et deux motoristes. Le second avionneur était la société Lockheed avec un avion quadrimoteur désigné L-2000, proposé sous diverses variations, avec des performances envisagées proches de celles du Boeing 2707, qui l'emporta. Les avionneurs étaient tenus de considérer les deux motorisations en compétition... Le second motoriste était Pratt et Whitney proposant le moteur JTF-17, dans la fenêtre de poussée du GE4 (1). Il avait la caractéristique d'être double corps, à cycle double flux avec un dispositif de combustion, faisant office de postcombustion, cependant utilisant le seul flux secondaire, froid.

Peut-on y voir les prémices d'un moteur à cycle variable...? Équipé d'un inverseur de poussée, il comportait trois sections de tuyère à diamètre de sortie variable, flux chaud, primaire, flux froid secondaire et sur les deux flux. Il apparaît qu'un certain nombre de JTF-17 furent construits et testés au sol, une centaine d'heures au total.

11 - Conclusion

Ainsi en une trentaine d'années, entre 1939, année du premier vol du moteur Heinkel He35, et 1968, année des premières rotations au banc d'essais au sol du moteur General Electric GE4, qui reste à cette date et dans cette classe de moteur destiné à des avions rapides le plus puissant turboréacteur de ce type jamais construit, la poussée passe de moins d'une demie tonne (0,490 kilogrammes), à un peu plus de trente (30,5). Soit soixante-deux fois plus ! Alors que le débit d'air passe de 12,6 kilogrammes/seconde, à 293 kilogrammes/seconde, vingt-trois fois plus ! Certes la consommation spécifique de carburant n'a pas été abordée, volontairement, dans ce texte mais c'est une autre histoire, qui ne sera mise véritablement au centre des préoccupations des motoristes, ainsi que, une constante, l'augmentation de la poussée qu'au moment de la conception des moteurs à fort taux de dilution qui font leur apparition pour des avions moins rapides, mais plus lourds, au début de la décennie soixante-dix.

Note de fin

(1) Le choix final de la FAA se fit sur la base de trois candidatures : Boeing, Lockheed et North-American. C'est Boeing et Lockheed qui furent retenus puis Boeing qui l'emporta. Convair et Douglas avaient également des projets dans leurs cartons. Pour la propulsion, il y eut trois candidatures Curtiss, General Electric et Pratt & Whitney. Curtiss avec un moteur désigné TG-60 bien que jugé avancé, ne fut pas sélectionné, estimé trop en retard en termes d'avancement des travaux études et du développement avec le risque qu'il ne soit pas disponible à la date limite de sélection. C'est General Electric qui, avec le GE4, l'emporta. On ne dispose que de très peu d'informations crédibles relatives aux projets de Curtiss et de Pratt & Whitney.

Sources : Les spécifications de l'ensemble des moteurs cités dans ce texte sont extraites du manuel édité par General Electric GEK-1019.278 " Turbofan & Turbojet engines : Database handbook " compilé par Madame Elodie Roux.

Chapitre 3 - Les moteurs produits par les motoristes britanniques

1 - Introduction

Ce chapitre se propose d'aborder la très riche industrie du moteur d'avion à réaction en Grande-Bretagne pendant et au sortir de la seconde guerre mondiale. Au Royaume-Uni, la genèse des turboréacteurs est le fait de deux ingénieurs, brillants pionniers. Messieurs Frank Halford et Frank Whittle qui sont restés dans l'histoire. Monsieur Frank Whittle fit tourner et voler, malgré moult défis, le premier turboréacteur construit dans ce pays. Cette genèse mérite de s'y attarder.



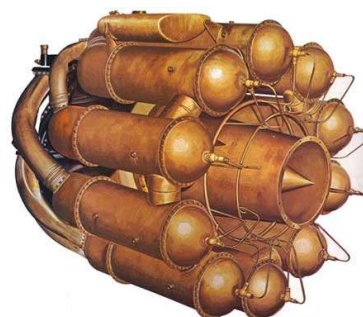
Frank Whittle est né à Coventry en 1907. Dès son plus jeune âge, il se passionne pour les mathématiques, la physique, la chimie et la mécanique, surtout celle applicable à l'aviation. Souhaitant rejoindre la Royal Air Force, il passe trois fois l'examen d'entrée. De constitution fluette, il est ajourné deux fois pour manque de capacité physique. Ne se décourageant pas, enfin en 1923 il est admis à l'école des apprentis mécaniciens d'aviation à Cranwell où il excelle en dessins industriels et en ingénierie. Ces excellents résultats, l'autorisent à suivre les cours de l'école de formation des officiers de la Royal Air Force (RAF), où il obtient son brevet de pilote.

En 1928, à la fin de ses études il soutient avec distinction une thèse sur " *Le développement des avions du futur* " qui lui vaut une récompense très convoitée de " *l'Abdy Gerrard Fellowes Memorial Prize for Aeronautical Sciences* ". Alors qu'il vole dans un squadron de chasse de la RAF chargé de la défense des cieux Londoniens, il continue ses travaux relatifs à la propulsion des avions du futur. Ces travaux finissent par attirer l'attention du directeur du " *Royal Aircraft Establishment* " qui accepte de le recevoir pour qu'il développe ses théories. Le résultat de leur rencontre n'est pas très positif. Le directeur, un motoriste et métallurgiste distingué, sans remettre en cause ses calculs, lui indique néanmoins que cette méthode de propulsion ne présente que peu de mérites... Toutefois, sur l'insistance d'un ami, le 16 janvier 1930 Frank Whittle dépose une patente pour un projet de moteur à réaction. A vingt-deux ans, il n'est qu'un simple pilote, en phase de formation pour devenir pilote instructeur. C'est alors qu'il est muté, avec le titre de pilote d'essais au " *Marine Aircraft Establishment* " puis un an plus tard, après un examen, où il obtient la note de 98%, à l'école de formation des officiers ingénieurs pour étudier, au collège Peterhouse à Cambridge, les sciences relatives à la construction aéronautique.

En 1934, pendant ses études par manque d'argent, il est dans l'incapacité de trouver les cinq livres nécessaires au renouvellement de la validité de sa patente, qui n'avait pas été classifiée par le conseil de l'aéronautique. Elle tombe irrémédiablement dans le domaine public pour être aussitôt publiée par diverses revues publiques spécialisées en mécanique et en aéronautique. Pour le coût modique des revues, les industriels Allemands accèdent à ses travaux. En 1936, pendant que Frank Whittle étudie à Cambridge à la condition que ses études se concentrent sur l'ingénierie des turboréacteurs, le ministère de l'air accepte de financer les coûts de son séjour à Cambridge pour une année supplémentaire. Simultanément, un de ses amis réussit à rassembler les 50 000 livres qui vont permettre de constituer la société Power Jets et de procéder à la réalisation d'un premier turboréacteur. Son ami et lui en détiennent 51%. Les 49% restants seront détenus par une compagnie de holding.



Gloster E28/39 " Pioneer " (© MoD)



Réacteur Whittle Unit W1X (© DR)

La constitution de Power Jets permet à Frank Whittle d'établir une coopération avec une société, établie dans la ville de Rugby, la British Thomson Houston, qui se chargera, sous sa supervision, de produire les liasses

de plans, et de produire les pièces. Utilisant du carburant pour moteurs à cycle diesel, le premier démonstrateur désigné WU (Whittle Unit), tourne au banc d'essais pour la première fois le 12 avril 1937.

Seulement quatre ans après les premières rotations au banc d'essais du légendaire moteur à pistons Rolls-Royce "Merlin" des fameux Supermarine "Spitfire". Le WU, non avionable, est très simple, roue de compresseur centrifuge à double face, chambre de combustion unique longue pour stabiliser la flamme, roue de turbine simple étage. Les premiers essais sont qualifiés d'erratiques, avec parfois des ruptures notamment dans le système de combustion. Considérés dangereux, les moyens d'essais mis à la disposition de Frank Whittle et à sa petite équipe sont déménagés dans les bâtiments désaffectés et isolés d'une ancienne fonderie. Les essais reprennent en 1939, le premier moteur atteint 16 000 tr/mn. De nombreux visiteurs, dont l'Air Chief Marshall Sir Hugh Dowding commandant en Chef du "Fighter Command" qui aura pendant la bataille d'Angleterre, dans moins d'un an, la responsabilité de la défense des cieux de la Grande-Bretagne, s'intéressent à ses travaux. A la fin de l'année 1939, le ministère de l'air commande un premier moteur bon de vol désigné W1X qui sera construit pour le compte de Power Jets par la société Rover. Toutefois, à court terme, Rover se montrant incapable de produire en quantités suffisantes, la production sera largement confiée à la société Vauxhall dans ses usines de Luton. Simultanément, un contrat est passé avec la société Gloster Aircraft Company pour la construction d'un avion monomoteur, désigné E28/39 destiné aux essais en vol du W1X. Alors que la deuxième guerre mondiale fait rage, le 15 mai 1941, un peu moins de deux années après l'Allemagne, la Grande-Bretagne avec le premier vol du Gloster E28/39 "Pioneer", depuis le terrain de Cranwell, entre dans l'ère de la propulsion à réaction. Le moteur W1X avait été construit et testé au sol dans les locaux de Rover à Bankfield Shed (Lancashire).

En janvier 1942, la direction de Rolls-Royce commence à s'intéresser aux travaux de Frank Whittle. Des contacts sont pris pour la mise en production d'un second moteur désigné W2/500 lequel pourrait propulser le premier avion opérationnel à réaction Britannique, un bimoteur également construit par Gloster baptisé "Meteor" qui serait destiné à être produit en série et engagé au combat. Après la fin de la guerre, en octobre 1945, Frank Whittle aura l'opportunité de piloter cet avion, propulsé par les moteurs qu'il avait conçus.



Bimoteur Gloster "Meteor" et Air Commodore Sir Frank Whittle qui fit voler le premier moteur à réaction en Grande Bretagne (© MoD)

En janvier 1944, quand le gouvernement Britannique convient de rendre public les activités de son industrie dans le domaine des moteurs à réaction, il est élevé au grade d'Air Commodore (Général de brigade) puis en 1948, nommé, pair du royaume Britannique. Ces honneurs ne consolent pas Sir Frank de la nationalisation de Power Jets maintenant établit à Whetstone, une banlieue dans le nord de Londres, et qui compte un millier d'employés. Aussi improbable que cela puisse paraître, toujours officier de la RAF, soumis au règlement militaire, il doit démissionner de ses fonctions de directeur de Power Jets pour retourner à des activités "normales" dans la RAF. Dépit, Sir Frank Whittle, quitte le service, bientôt suivi par nombre d'ingénieurs et de techniciens qui avaient travaillé avec lui. Il devient consultant et conseiller technique pour diverses industries du secteur de l'aviation en Grande-Bretagne puis aux États-Unis où il décède en 1996.

La carrière de Monsieur Frank Halford, bien que plus âgé que Frank Whittle, proche de Geoffrey De Havilland, directeur et propriétaire de la société qui porte son nom, est étrangement parallèle à celle de Sir Frank Whittle. Formation d'ingénieur, brevet de pilote, il combat en France comme navigant au début de la première guerre mondiale dans le Royal Flying Corps (RFC) avant d'être rappelé en Grande Bretagne pour reprendre des travaux d'ingénierie destinés à améliorer des moteurs étrangers ou en concevoir de nouveaux. Ses travaux conduisent aux réputés De Havilland "Gipsy" à cylindres en ligne refroidis par air. Pendant les années trente, il fonde son propre bureau d'études qui participe pour la société Napier au développement des fameux moteurs à pistons en "H" à refroidissement par liquide "Dagger" et "Rapier". Travaux qui culminent avec le mythique 24 cylindres "Sabre" moteur sans soupapes à chemises louvoyantes, l'un des plus puissants du moment. La seconde guerre mondiale venue,



à la demande du ministère de l'air Britannique, avec la société De Havilland, sur la base des travaux de Frank Whittle, ils conçoivent et produisent un moteur à réaction, version simplifiée de ceux produits par Power Jets.

2 - Le Gloster "Meteor"

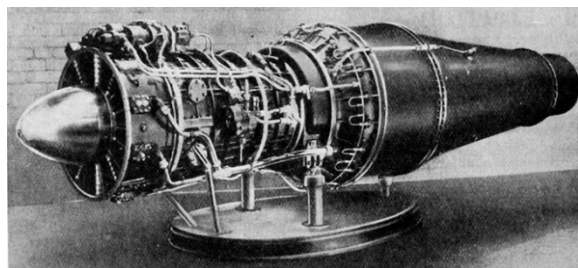


L'histoire de la motorisation des premiers prototypes du Gloster "Meteor", qui vole pour la première fois le 5 mars 1943, soit un peu moins d'une année après le Messerschmitt Me-262 qui avait effectué son premier vol à la seule puissance de ces deux turbo-réacteurs Junkers Jumo 004 le 18 juillet 1942, est presque un résumé de l'histoire à venir de la conception et de l'industrialisation des turbo-réacteurs en Grande-Bretagne.

A la lecture du déroulé des travaux de Sir Frank Whittle, il serait légitime de penser que le premier prototype d'avion à réaction conçu en Grande-Bretagne devait nécessairement voler avec un moteur de la série W de la société Power Jets. Il n'en fut rien. Les services officiels Britannique avaient initialement commandé douze prototypes du Gloster "Meteor", seulement huit furent initialement produits. Si le premier prototype est effectivement équipé de deux moteurs Whittle W2B, il ne volera pas. Ces moteurs ne produisant que 1000 livres de poussée (454 kilogrammes) cette puissance est jugée insuffisante, ils ne seront utilisés que pour les essais de roulage. C'est le cinquième prototype équipé de deux moteurs De Havilland "Halford" H1 de 1500 livres de poussée (680 kilogrammes) qui effectue le premier vol du 5 mars 1943. Le troisième prototype est équipé de deux turbo-réacteurs MetroVic F2 "Beryl" de 1800 livres de poussée (800 kilogrammes) construit par la société Metropolitan-Vickers. Le plus puissant, technologiquement très avancé, le MetroVic F2 est constitué d'un compresseur axial à neuf étages, d'une turbine à deux étages, la chambre de combustion est annulaire. Il surpasse tout ce qui existe à ce moment dans le monde. Il vole pour la première fois sur le Gloster "Meteor" F9/40M le 13 novembre 1943. Ce prototype du "Meteor" se distingue des autres versions par des nacelles sous voilure à la "Messerschmitt 262". Malgré ses mérites, jugé trop peu fiable, le MetroVic F2 n'est pas retenu pour la production en série. Le sixième prototype hérite de moteurs "Goblin" construits par De Havilland. Le huitième du "Derwent Mk.1" de Rolls-Royce, tous les autres du Rolls-Royce W2B "Welland" de 1700 livres de poussée (770 kilogrammes). C'est ce moteur qui fut finalement retenu, pour la production en série. Il vole pour la première fois sur le prototype F9/40 le 24 juillet 1943. C'est un de ces "Meteor" de série, premier vol en janvier 1944, devenus "Meteor" Mk.1 qui sera envoyé aux USA en échange d'un Bell YP-59 "Airacomet", dans le cadre d'une coopération que les deux pays avaient préalablement établie.



Prototype F9/40M du Gloster "Meteor" F1 propulsé par deux moteurs MetroVic F2. On observe les nacelles sous voilure à la "Messerschmitt 262". (© MoD)



Metropolitan-Vickers MetroVic F2 "Beryl" (© MoD)

3 - L'immédiat après seconde guerre mondiale

Metropolitan-Vickers

A la fin de la première guerre mondiale, la société Metropolitan-Vickers, spécialiste des turbines à vapeur capitalisant sur ses capacités dans ce domaine, observant la montée des tensions en Europe envisage la production d'un turbopropulseur, option qu'elle abandonne très vite, au profit d'un turbo-réacteur qui deviendra le F1, puis le F2. Le ministère de la production aéronautique intéressé par la technologie des compresseurs axiaux que Vickers propose lui demande de développer son projet. Il en résulte le 29 juin 1943, le premier vol du moteur F2, installé dans la queue d'un bombardier quadrimoteur Avro "Lancaster" à la place de la tourelle du mitrailleur. Après le remplacement de la chambre de combustion annulaire par des tubes à flamme qui fait passer la poussée à 2700 livres (1 200 kilogrammes), ce moteur fait face à une foultitude de problèmes.





AVRO Lancaster banc d'essais volant du moteur MetroVic F2. Le moteur F2 a pris la place du mitrailleur arrière. On observera que cette version du bombardier Lancaster est motorisée par quatre moteurs Bristol "Hercules". (© MoD)

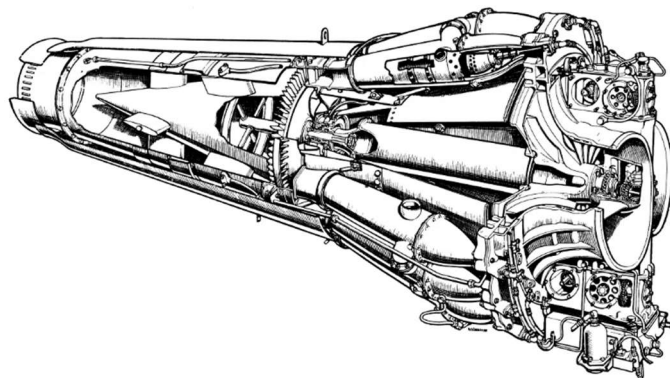
projets d'hydravion à réaction de l'époque fut rapidement abandonné. L'excellent "Sapphire" compresseur axial à 13 étages, turbine double étage et chambre de combustion annulaire à 24 injecteurs à prévaporisation capable jusqu'à 11 000 livres de poussée (4 900 kilogrammes), en fonction des versions, pour une consommation carburant de 0.885 livre de carburant par livre de poussée et par heure, avec un rapport poussée/poids de 3,6. Il connaîtra le succès installé dans le chasseur bimoteur Gloster "Javelin", les premiers bombardiers stratégiques quadrimoteurs Handley Page HP.80 "Victor Mk 1" et le chasseur monomoteur Hawker "Hunter".

En 1947, après avoir cédé toutes ses activités dans domaine des moteurs d'avion, dont son bureau d'études à Armstrong Siddeley, Metropolitan-Vickers quitte la communauté des constructeurs de moteurs d'avion à réaction. Après la cession, Armstrong Siddeley cède une licence de fabrication du "Sapphire" à la compagnie Américaine Curtiss qui le produira le sous la désignation de l'USAF J65 qui propulsera diverses versions des Douglas A-4 "Skyhawk" ou encore le Republic F-84F "Thunderstreak" largement utilisé par plusieurs forces aériennes en Europe.

De Havilland



L'entrée de la société De Havilland, beaucoup plus connue pour ses avions dont le légendaire bimoteur "Mosquito" affectueusement appelé "Wooden wonder", l'un des plus performant et versatile de la seconde guerre mondiale, ou encore un des premiers monomoteurs à réaction DH-100 "Vampire" et son turboréacteur "Goblin" ainsi que des moteurs à pistons pour avions légers connus sous la marque "Gipsy" est romanesque. Pour la conception de ses moteurs, De Havilland s'en remettait largement au bureau d'études indépendant, basé à Londres, que dirigeait Monsieur Frank Halford. Il se raconte, qu'à la fin de l'année 1940, alors que Monsieur Halford visitait le constructeur automobile Vauxhall à Luton, il remarque une "énorme" roue de compresseur centrifuge. Surpris de ce que pourrait être la destination d'une roue de compresseur d'un tel diamètre, il interroge le directeur technique de Vauxhall qui l'extirpe aussitôt dans son bureau. En fermant la porte, il admet que cette pièce est destinée à un projet très secret de turbo réacteur de la société Power Jets de Monsieur Frank Whittle en cours de développement, que Vauxhall en fabrique les pièces et l'industrialisation mais qu'il n'en dira plus.



De Havilland H1 Goblin.

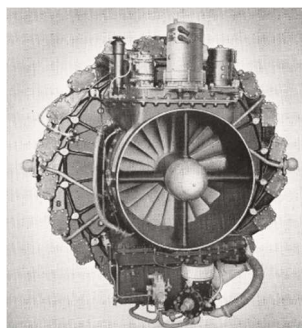
Moteur du de Havilland Vampire. À l'origine du concept de Whittle, le Goblin utilise un compresseur centrifuge à simple face. Le dernier modèle de série développe une poussée statique de 3 000 lb (1 361 kg) au niveau de la mer à 1 550 lb (703 kg) en sec et une consommation de carburant spécifique de 1223 lb/lb/h.

(© Flight)

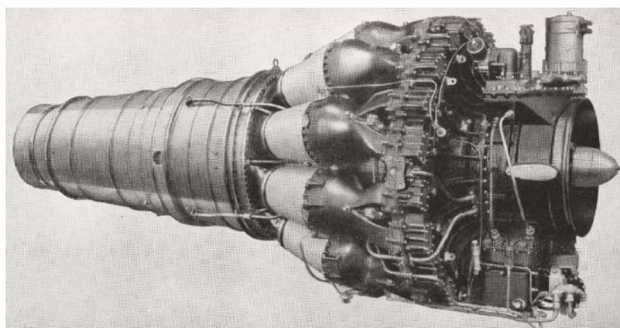
Moins d'une semaine plus tard, Monsieur Halford est contacté par le directeur technique de Vauxhall, qui lui demande si son bureau d'études pourrait apporter ses conseils pour la réalisation et la production de carters en alliage de magnésium et d'accessoires moteurs dont il a très grand besoin pour satisfaire son contrat avec la société Power Jets. Que les accréditations pour ce faire ont été accordées.

A la fin de l'année 1940, alors que le bureau d'études de Frank Halford étudie les besoins de Power Jets, cette fois, c'est le directeur des recherches du ministère de l'aéronautique, Sir Henry Tizard, qui demande à Frank Halford dans quelles mesures son bureau d'études pourrait concevoir un turboréacteur suffisamment puissant destiné à un avion de chasse, souhaité monomoteur. Après une visite d'informations chez Gloster où les travaux pour la construction du E28/39, destiné aux essais en vols du premier moteur de Power Jets, ainsi que les premiers prototypes du F9/40 " Meteor " sont en cours, les spécifications initiales pour un avion de chasse monomoteur sont établies. La puissance du réacteur devrait être d'environ 3000 livres (1 360 Kilogrammes), qu'en conséquence, le diamètre extérieur du moteur, à compresseur centrifuge, devrait être de l'ordre 130 centimètres. Dans ces conditions, Frank Halford estime qu'une roue de compresseur, à une seule face, (le compresseur du moteur W2B de Power Jets est à double face) entraîné par une turbine mono étage, associés à une chambre de combustion annulaire devrait permettre d'atteindre les 3000 livres requises pour la propulsion d'un futur avion de chasse monomoteur performant. La configuration simple face, bien maîtrisée pour être déjà largement utilisée par les moteurs à pistons qu'il a conçu, si elle impose un diamètre plus important, présente l'avantage de ne pas nécessiter, tel que les doubles faces, d'une chambre d'admission de l'air devant l'entrée de chacun des deux dispositifs de compression. Une telle configuration permet en outre d'optimiser l'effet de compression induit par la manche à air de l'avion. Autre avantage significatif, le compresseur simple face produit un effort axial moindre, plus facilement compensé, par celui inverse de la turbine.

Geoffrey De Havilland, créateur et propriétaire de la société qui porte son nom et Frank Halford étant amis de longue date, ils décident de travailler ensemble. De Havilland entre dans le premier groupe, encore très restreint, des fabricants de turboréacteurs. C'est donc, contre l'avis de Frank Whittle, sur la base d'un turboréacteur à compresseur axial simple face et turbine mono étage qu'est conçu le premier moteur désigné H1 de la société De Havilland. Les premiers plans sont produits en Aout 1941. Deux-cent-quarante-huit jours plus tard le 13 avril 1942, le premier H1 tourne pour la première fois dans un banc d'essais au sol ! Le banc d'essais est installé dans la banlieue est de Londres dans le tunnel de Dartford, sous la Tamise. A cause de la guerre, le percement avait été suspendu. Les problèmes de mise au point ne sont pas absents, dont la chambre de combustion annulaire, difficile à tester dans un banc partiel par manque de moyens d'essais adaptés disponibles. Elle devra être remplacée par des tubes à flammes individuels, seize pour cette version. En deux jours, 50% des essais de qualification sont réussis. Dès juin 1942, le H1 atteint la poussée de 3000 livres (1 361 kg). Les démarrages et la régulation du débit carburant restent certes à améliorer néanmoins, à 1500 livres de poussée (680 kilogrammes) il est envisageable de l'utiliser sur le " Meteor ". Le H1 diffère également des moteurs de Frank Whittle par ses tubes à flamme à flux directs, c'est-à-dire qu'ils échappent directement vers les distributeurs de turbine. Cette technologie, dans la mesure où la combustion du mélange air/carburant soit bien maîtrisée, permet de réaliser un ensemble plus compact que le concept des tubes à flamme à flux inversés des moteurs W2, plus longs, plus volumineux en diamètre mais qui garantissent mieux que la flamme de ne viendra pas au contact de la roue de turbine. Rappelons-nous que nous n'en sommes qu'au tout début de la propulsion à réaction... Que la maîtrise de la combustion avec des moteurs à section de sortie de tuyère fixe est loin d'être totalement maîtrisée.



De Havilland H2 Ghost - Vue de face (© DR)



De Havilland H2 Ghost - Vue latérale (© DR)

Le 5 mars 1943, le H1 effectue son premier vol sous les ailes du cinquième prototype du " Meteor ". Au cours des premières rotations au banc au sol, à la pleine puissance, le H1 génère une tonalité de très haute fréquence, très aigue, semblant venir du compresseur... Sa résolution, typique des procédures de l'époque, est peu banale. Parmi les ingénieurs d'essais, se trouve un chef d'orchestre dont on dit qu'il a l'oreille absolue. Consulté, il

écoute et confirme que la note est très pure. Après avoir testé, un à un, les modes vibratoires des pièces constitutives du compresseur en les choquant, y compris avec l'archet d'un violon ! Il indique que les vannes du diffuseur sont la cause de cette tonalité malvenue. Une modification mineure du dessin du bord de fuite de la roue du compresseur règlera le problème.

Alors que ses technologies progressent, la branche moteurs d'avion de De Havilland, devient la De Havilland Engine Company. Simultanément, le H1 est renommé " *Goblin* " et le H2 " *Ghost* ".

Le " *Goblin* " dont la prise d'air frontale, dite " bifurquée " est à double entrées admet un débit d'air de l'ordre de 27 kg par seconde, avec un taux de compression 3.3 il développe 3100 livres (1 405 kilogrammes) de poussée à 10 200 tr/mn la température devant turbine est de 800°C. A cette puissance, la consommation de carburant s'établit à 1,7 kilogrammes de carburant par kilogramme de poussée et par heure. Le diamètre de la roue du compresseur est de 1270 millimètres, la masse de 703 kilogrammes.

Le " *Ghost* " ou H2, est une évolution agrandie du H1. En conservant le concept du compresseur centrifuge simple face et de la turbine axiale à simple étage, le H1 a fait l'objet de plusieurs modifications significatives. Le nombre de tube à flamme est réduit passant de seize à dix mais de plus gros diamètre. Permettant d'optimiser la pulvérisation dans toute la plage d'utilisation, les injecteurs de carburant fabriqués par la société Lucas sont à double débit. La surface de la prise d'air frontale qui peut, selon les applications, être " bifurquée " double entrées ou simple directe est agrandie ainsi que le diamètre de la roue du compresseur qui passe à 1346 millimètres, elle comporte 19 aubes. La poussée disponible, selon les versions, est de 4850 livres (2 200 kilogrammes) au niveau de la mer à 10 250 tr/mn, le taux de compression 4,5, le débit d'air de l'ordre de 49 kg/seconde à 10 250 tr/mn. A cette puissance, la température devant turbine est de 800°C. La chute de température dans la turbine étant de l'ordre de 150°C, celle des gaz d'éjection évolue entre 650 et 750°C. A cette puissance, la consommation de carburant s'établit à 1,07 kilogrammes de carburant par kilogramme de poussée et par heure, sa masse est de 996 kilogrammes.



Gloster " Meteor " (© DR)

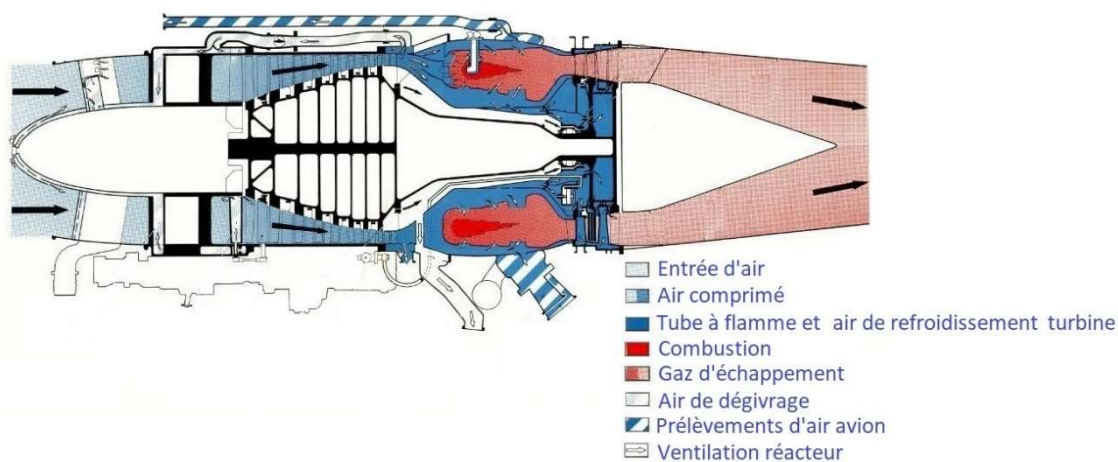


De Havilland " Vampire " (© DR)

On retrouvera ces moteurs dans divers avions. Le " *Goblin* " évidemment sous les ailes du bimoteur Gloster " Meteor ", puis le monomoteur De Havilland " Vampire ". Brièvement, dans le prototype initial du Lockheed P-80 " *Shooting Star* " qu'il propulse pour son premier vol. Ce moteur aurait dû être produit sous licence aux États-Unis par la société Allis Chalmers sous la désignation J36, de même que dans les quelques prototypes d'un chasseur naval hybride, le Curtiss XF15C, moteur à pistons en étoile Pratt & Whitney et turboréacteur J36, projet vite abandonné. Auxquels s'ajoutent plusieurs prototypes Britannique tel que le De Havilland DH-108 " *Swallow* " un chasseur monomoteur sans commande de profondeur à la silhouette proche de celle du Messerschmitt Me 163 " *Comet* ". A l'exportation dans le Saab 21 R, premier avion de cette société, produit en série, et qui vole, à partir 1950, dans les escadres de l'Armée de l'Air Suédoise. Enfin dans quelques prototypes d'un avion monomoteur destiné à l'entraînement construit en Italie par Fiat, le G.80. Le " *Ghost* ", dans les De Havilland DH-112 " *Venom* " et " *Sea Venom* ", ce dernier est connu en France sous le nom " *d'Aquilon* ", version construite par la SNCASE pour l'aéronavale. Un second avion de la société Saab, le Saab 29 " *Tonneau volant* ". Bien que cela sorte du cadre de cette description dédiée aux réacteurs destinés à l'aviation militaire, impossible de ne pas mentionner le De Havilland DH-106 " *Comet* " premier avion de ligne quadriréacteur, qui vole dès 1949, bien avant les Boeing 707 et autres Douglas DC-8.

Dans les années qui suivent la seconde guerre mondiale, telle que toutes les autres armées de l'air, l'intention de la RAF, est de pouvoir mettre en œuvre des avions capables de vitesses supersoniques. La société De Havilland Engine Company, réalisant que ses turboréacteurs à compresseur centrifuges sont incapables de

monter en puissance, pour répondre à cette exigence se remet en cause et initie des études pour la réalisation de moteurs à compresseur axial. Ces études, les dernières conduites, en propre, par De Havilland, conduisent à la réalisation de deux moteurs, le " Gyron " d'abord désigné Halford H4, puis le " Gyron Junior " H6. Tous deux conçus pour le vol à vitesses largement supersoniques. Ces moteurs sont évidemment à compresseur axial, avec ou sans postcombustion. A la suite de la reprise de la De Havilland Engine Company, ces deux moteurs, dont la production restera confidentielle, seront surtout connus comme des moteurs de la société Bristol Siddeley.

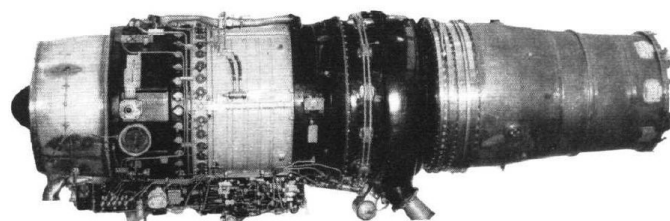


De Havilland H4 " Gyron " - Ecorché (© DR)

Initialement Frank Halford travaille sur le H4 ou " Gyron " avec l'intention ambitieuse de proposer un moteur, véritablement conçu pour des vitesses de vol en haut supersonique et qui dépasserait en puissance tout ce qui existe sur le marché. Il en résulte un moteur puissant, capable de 20 000 livres (9 100 kilogrammes) de poussée à sec, 27 000 livres (12 250 kilogrammes) à la pleine charge postcombustion. La gageure étant, qu'à l'époque en Grande Bretagne, il n'y a aucun avion existant ou en chantier capable d'absorber une telle puissance. Le " Gyron " tourne au banc d'essais au sol pour la première fois en 1953, puis en essais en vols installé dans un des deux prototypes du quadrimoteur Short SA4 " Sperrin " où il prend la place d'un des quatre Rolls Royce " Avon ". En 1955, il n'a que quelques mois de retard sur le Pratt & Whitney J57 qui tourne depuis le début de l'année 1950. Le J57 est connu pour être le premier moteur au monde à avoir dépassé les 10 000 livres de poussée (4 550 kilogrammes). Le H4 les dépasse très largement. N'ayant aucun avion disponible pour ce moteur, ces efforts sont presque vains. En fait, il aurait pu être utilisé par un projet de Hawker désigné P.1121 ou " Hurricane supersonique " qui ne se matérialisa pas. Déterminé, De Havilland propose le " Gyron Junior " ou H6, une réduction à 45% du " Gyron ".



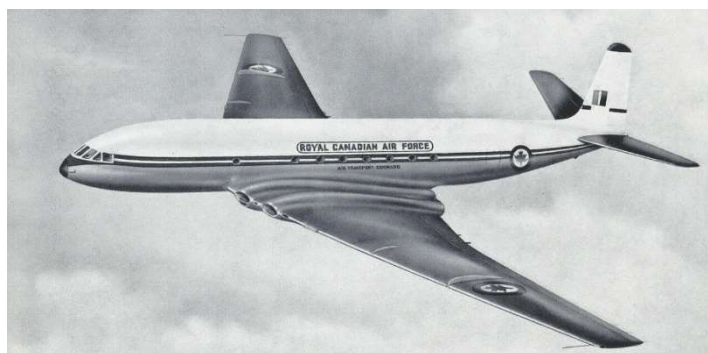
De Havilland " Gyron Junior " au plein gaz postcombustion installés, à fin d'essais, dans un unique exemplaire du Gloster " Javelin " FAW Mk.1. (© DR)



De Havilland " Gyron Junior " (© DR)

Avec moins d'une centaine d'exemplaires produits, il ne connaîtra pas, non plus un immense succès. Le " Gyron Junior " motorise la première tranche des Blackburn " Buccaneer " S1 qui deviendront les Hawker Siddeley " Buccaneer " après la reprise de Blackburn par Hawker Siddeley. Très rapide en basse et très basse altitude, le " Buccaneer " est un bimoteur supersonique, d'assaut conventionnel et nucléaire à la mer construit à un peu plus de 200 exemplaires. Le " Gyron Junior ", jugé cette fois insuffisamment puissant et fiable, est remplacé pour les tranches suivantes (S2 et S50) par deux moteurs Rolls Royce " Spey Mk.101 ".

Avant l'installation dans le " *Buccaneer* " à partir de 1956, le " *Gyron Junior* " fait l'objet, sous la direction de De Havilland, d'une campagne d'essais en vols depuis le terrain d'Hatfield, installé dans les deux positions d'un bimoteur, chasseur de nuit Gloster " *Javelin* ", encore à l'état de prototype. Les moteurs sont désignés par la RAF " *Gyron Junior* " DGJ10R. Taré à 10 000 livres (4 550 kilogrammes) de poussée à sec, 14 000 (6 350 kilogrammes) avec la postcombustion ils sont en principe capables de Mach 2,5. Malgré, sa puissance, sa faible surface frontale et son impressionnant rapport poussée/poids, après quelques vols il s'avère que sa mise au point va se montrer difficile. Notamment pour cause de pompages du compresseur en fait causés par la saturation de l'entrée d'air de l'avion, difficulté soldée par l'augmentation de son diamètre qui passe de 579 à 630 millimètres. La définition finale sera portée à 660, d'une forte consommation d'huile et de la rupture d'une aube de turbine pendant un point fixe. Ces problèmes initiaux réglés, les essais se déroulent, sans autre difficulté significative, jusqu'à la fin du programme tel que prévue en 1963. Toutefois, c'est le Rolls Royce " *Avon* " qui sera préféré au " *Gyron Junior* " pour la motorisation du " *Javelin* " construit, uniquement pour les besoins de la RAF, à quatre-cents exemplaires.



De Havilland " Comet " 1A Royal Canadian Air Force (1957) (© DR)

Les " *Gyron* ", qui ne diffèrent que par leurs dimensions, sont des moteurs à simple flux, simple corps à compresseur axiaux à sept étages dont les aubes directrices d'entrée sont à calage variable, taux de compression 6,1, entraîné par une turbine à double étage, la chambre de combustion annulaire à seize brûleurs, le rapport poussée/poids de 5,88 pour une consommation carburant qui s'établit à juste 1 kilogramme de carburant par kilo de poussée et par heure.

En 1961 alors au sommet de ces technologies, la société De Havilland Aircraft Engines Company s'éclipse, reprise par Bristol Siddeley. Ainsi disparaît un des pionniers Britannique de l'étude et de la construction des turboréacteurs. La De Havilland Aircraft Engines company aura marqué l'histoire de l'aviation pour être la première compagnie au monde à avoir obtenu des autorités Britanniques une certification de type civile pour le moteur " *Goblin* ". Le " *Ghost 50* " taré à 5000 livres de poussée (2 200 kilogrammes) une version dérivée " *Goblin* " sera utilisée pour le premier avion quadrimoteur commercial, le De Havilland DH-106 " *Comet* " également produit par la société De Havilland unique association où le fabricant de l'avion et de l'ensemble propulsif sont les mêmes. Le quadrimoteur " *Comet* " vole pour la première fois le 27 juillet 1949. Il entre en service en mai 1952.

Bristol Siddeley

Avant d'être reprise par Rolls Royce en 1966, la compagnie Bristol Siddeley remonte à une entreprise créée au début du siècle dont une des branches était la Bristol Engine Company, très connue pour avoir conçu avant la seconde guerre mondiale une série de moteurs en étoile à refroidissement par air, sans soupape par chemises louveroyantes. dont le fameux Bristol " *Hercules* " (1) aux multiples applications, dont l'avion de transport bimoteur Français Nord 2501 " *Nord Atlas* ".

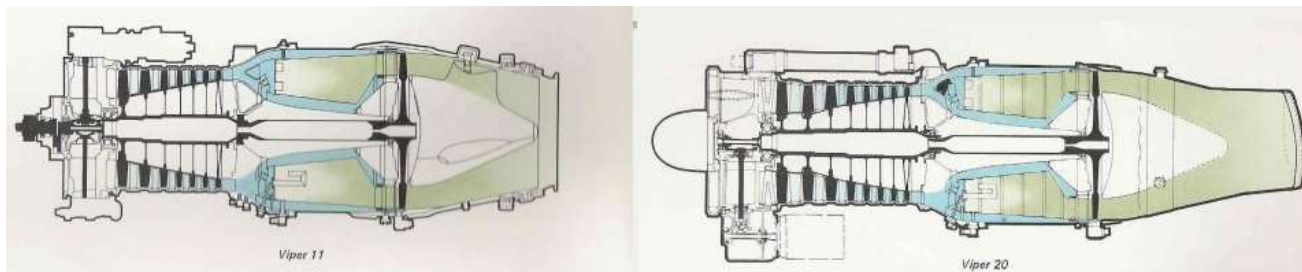


A la suite des diverses consolidations entre industriels fabricants de turboréacteurs en Grande Bretagne, leurs imbrications deviennent complexes. Ainsi la Bristol Engine Company qui avait changé d'identité pour devenir Bristol Aero Engines fusionne avec Armstrong Siddeley Motors en 1959 pour former Bristol Siddeley Engines Ltd entité qui fut reprise par Rolls-Royce en 1966. En conséquence, pour Bristol, je m'arrêterai à trois moteurs. Le Bristol Siddeley " *Viper 11* ", les Bristol " *Olympus* des séries -101/-200/-300 " et le Bristol Siddeley " *Orpheus* ".

Le " *Viper* "

Moteur de faible puissance, le " *Viper* " est mis en études à partir de 1948, sa production s'arrêtant quarante ans plus tard, au début des années 1990. Initialement conçu comme un moteur consommable de la classe de 2200 à 3300 livres de poussée (1 000 à 1 500 kilogrammes) pour missiles, avions sans pilote ou cibles. Typique de ces consolidations d'entreprises, le " *Viper* ", est l'un des moteurs Britannique qui restera en service le plus longtemps. Il changera de désignation pas moins de trois fois : d'Armstrong Siddeley " *Viper* " puis Bristol

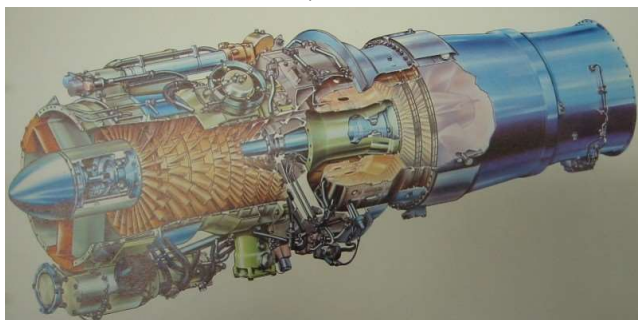
Siddeley et enfin Rolls Royce. Il aura une certaine association avec l'industrie aéronautique Française. Quelques exemplaires, sous la désignation " *Viper MD-30R* ", le " R " pour réchauffe ou postcombustion, seront assemblés par la société General Aéronautique Marcel Dassault qui souhaitait pouvoir maîtriser la fabrication des réacteurs de faible puissance pour ces propres avions légers. En France il est aussi utilisé par un démonstrateur d'intercepteur hydride, un moteur fusée double chambre SEPR logé dans le fuselage et deux turboréacteurs en bout d'ailes, le SNCASO SO-9050 " *Trident* " II où il remplace les Turboméca " *Gabizo* " insuffisamment puissants. Puis surtout sur ce qui va devenir un immense succès, le tout premier prototype du démonstrateur du Mirage III, encore désigné MD-550 *Mystère Delta*. Le MD-550 supersonique à aile delta vole en France propulsé par deux " *Viper MD-30R* " capables de 2260 livres (980 kilogrammes) avec la postcombustion.



Armstrong Siddeley " *Viper* " 11 et 20 (© DR)

Le nombre de versions et d'applications étant important, je me suis arrêté aux spécifications d'une seule application équipée de la postcombustion, celle du " *Viper* " Mk.632-41R destinée à une série d'avions plutôt confidentiels fabriqués par la fédération de Yougoslavie, par la société SOKO, pendant la guerre froide les IAR-93A, J22A et G4 " *Galeb* " et " *Super Galeb* ". Ce sont des avions de chasse et d'entrainement qui connurent le combat contre l'aviation de l'OTAN pendant la crise en ex-Yougoslavie pendant laquelle plusieurs furent d'ailleurs abattus. Le " *Viper* " Mk.632-41R, comme toutes les autres versions, est un moteur à cycle simple flux, simple corps, compresseur axial à huit étages, le taux de compression 5,9 pour un débit d'air de 23,6 kg/s. La turbine est à simple étage, toutefois, il semble que les versions ultimes étaient à double étage. Pour un poids de 358 kilogrammes, la poussée au plein gaz sec s'établit à 3970 livres (1 765 kilogrammes) au plein gaz sec à 13 760 tr/mn, 5000 livres (2 240 kilogrammes) à la pleine charge postcombustion. La chambre de combustion est annulaire. Le " *Viper* " est disponible, avec ou sans la postcombustion bien que peu d'applications semblent avoir utilisé ce système avec ce moteur. Parmi les nombreuses applications, le British Aircraft Corporation (BAC) " *Jet Provost* " Britannique, le Macchi MB-326 Italien, le HAL HJT-16 " *Kiran* " Indien et le bimoteur d'affaires Beechcraft - Hawker BH-125...

Construit à 5500 exemplaires, il a cumulé 13 millions d'heures de vol !

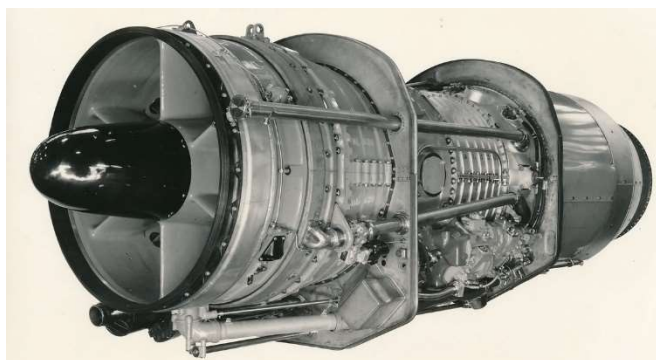


Bristol Siddeley Viper 601 (© DR)

" *L'Olympus* "

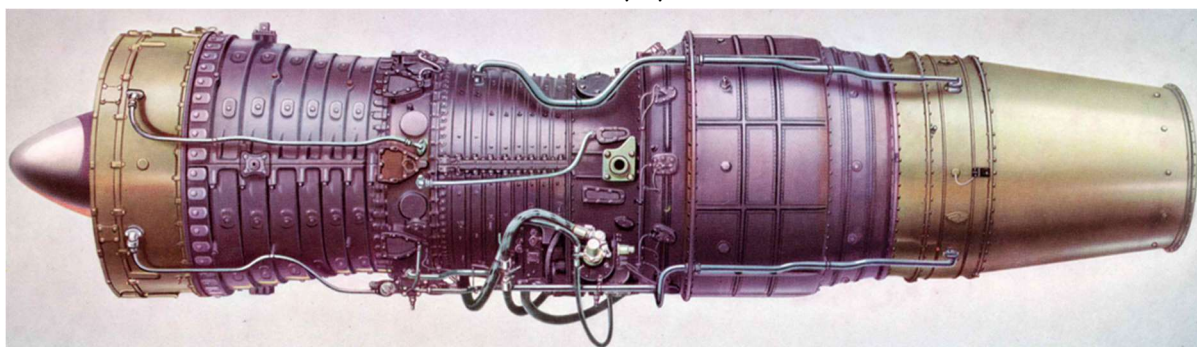
Conçu au début des années 1950, sous la désignation de Bristol BE-10 " *Olympus* " est le second moteur au monde à cycle simple flux double arbre. Seulement précédé, une fois de plus, par l'inévitable Pratt & Whitney J57. Sa première destination était de motoriser, sans la postcombustion, le bombardier nucléaire quadrimoteur subsonique à long rayon d'action Avro 698 " *Vulcan* ". Puis dans une version plus évoluée, avec postcombustion, désignée BOI.22R " *Olympus Mk.320* " un avion de combat bimoteur très ambitieux capable de Mach 2, de la BAC, le TSR-2, pour " *Tactical Strike Reconnaissance* " qui fut abandonné subitement pour cause d'escalade de ses coûts après que seulement trois prototypes furent construits. Une licence de " *L'Olympus* ", fut cédée aux États-Unis à la compagnie Curtiss-Wright, alors sur le déclin. Elle n'était plus que l'ombre de ce qu'elle était pendant la seconde guerre mondiale, alors que le moteur est déjà désigné J67, potentiellement un concurrent

très sérieux des Pratt & Whitney J57 et J75, voire du General Electric J79. Le J67 et le TJ32, une version civilisée, qui tournent plusieurs dizaines d'heures au banc d'essais aux USA, chez Curtiss-Wright ne parviennent pas, à retenir l'attention tant de l'USAF que de la Navy ou des constructeurs d'avion civils Américains. C'est un échec, qui entérine la fin de la société Curtiss-Wright dans cette industrie. Le moteur "Olympus" va faire l'objet de plusieurs évolutions significatives successives et rapides.



Bristol Siddeley "Olympus" Mk 201 (1955) (© DR)

Il effectue ses premières rotations au banc d'essais en mars 1950 dans sa version BOI.1 qui délivre 9140 livres (4 070 kilogrammes) de poussée puis BOI.1/2 qui produisent dès décembre 1950, 9500 livres (4200 kilogrammes). C'est une version améliorée, BOI.1/2B, qui tourne au banc d'essais en décembre 1951 délivrant 9750 livres (4 344 kilogrammes) qui est retenue, désignée "Olympus Mk.99", à partir du mois d'août 1952 pour les essais en vols installée dans les deux positions du bimoteur bombardier et avion de reconnaissance haute altitude English Electric "Canberra". En août 1955, propulsé par la version Mk.102, le "Canberra" d'essais, qui avait déjà obtenu en mai 1953, un premier record du monde d'altitude avec 63 660 pieds (19 406 mètres), l'améliore avec 65 876 pieds (20 079 mètres). En 1956, la période d'essais terminée, il entre en service dans les escadrons nucléaires de la RAF avec la première tranche du bombardier "Vulcan Mk.1" désigné Mk.101, suivi des versions Mk.102 de 12 000 livres (5 340 kilogrammes) et Mk.104 de 13 500 livres (6 000 kilogrammes). Les deux dernières versions Mk.201 de 17 000 livres (7 562 kilogrammes) puis Mk.301 de 20 000 livres (8 960 kilogrammes) sont installées dans les dernières évolutions du "Vulcan" qui prend la désignation Mk.2 pour prendre en compte, notamment l'agrandissement de la surface frontale des entrées d'air, rendu nécessaire pour satisfaire au débit d'air augmenté des moteurs et l'élargissement des baies moteur pour les adapter aux plus grandes dimensions de ces ultimes versions de "l'Olympus".



Bristol Siddeley "Olympus" Mk 101 (© DR)

Retenant le même générateur de gaz mais avec la postcombustion, c'est la version désignée "Olympus 22R Mk.320" délivrant 19 610 livres (8 895 kilogrammes) au plein gaz sec et 30 610 livres (13 890 kilogrammes) au plein gaz postcombustion qui est retenue pour la motorisation des prototypes du TSR 2, bimoteur capable de Mach 2 de la BAC. Elle tourne pour la première fois au banc d'essais au sol en 1961, suivit de vols d'essais dans une nacelle dédiée sous le fuselage d'un "Vulcan" à partir de 1962.

Effectivement très puissant et fiable, "l'Olympus" n'a rien à envier à ses concurrents produits, pendant la même période, aux États-Unis. C'est la version Mk.320, largement revue qui va servir de base, en coopération avec la SNECMA, au développement de "l'Olympus 593" du quadrimoteur supersonique commercial "Concorde" qui entrera en service sous le nom de Rolls-Royce Snecma. L'Olympus est un gros moteur 3,9 mètres de long pour un poids de 1850 kilogrammes, le diamètre de la bride d'entrée (Mk. 301) est de 1100 millimètres. Les compresseurs à 13 étages (6 pour le basse pression 7 pour le haute pression) qui produisent un taux de compression de 13,2 sont entraînés chacun par une turbine mono étage. Le débit d'air est de 131,5 kilogrammes par seconde. La chambre de combustion est constituée de 10 tubes à flammes. A la puissance (sèche) maximale, la consommation spécifique est de 0,8 kilogramme de carburant par kilogramme de poussée et par heure, le rapport poussée poids s'établissant à 4,66.

Outre le " Concorde ", qui restera pour longtemps le seul quadrimoteur commercial supersonique ayant été employé en lignes régulières par deux compagnies commerciales, ces moteurs s'illustreront avec le " Vulcan " pendant une grande partie de la guerre froide en support de la posture de la dissuasion nucléaire Britannique. Puis au cours de la guerre de libération des îles Malouines pendant laquelle au départ de l'île de l'Ascension, aller et retour, les " Vulcan " qui venaient d'être déclassés, remis en service en urgence, certains modifiés pour servir de ravitailleurs en vol, effectuèrent, sans perte, plusieurs raids. Missions " Black Buck " d'assaut et de ravitaillement en vol, contre les moyens mis en place par les forces armées de l'Argentine dont le bombardement réussi de la piste de Port Stanley. Ces raids, à l'époque, les plus longs jamais conduits par une Armée de l'Air, dissuadèrent l'Armée de l'Air de l'Argentine de déployer ses avions de combat à Port Stanley, limitant drastiquement ses capacités défensives.

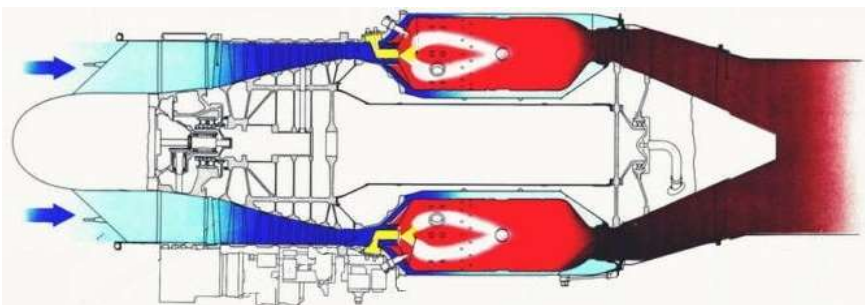


AVRO 698 " Vulcan " emportant la nacelle d'essais en vols du moteur Rolls Royce SNECMA Olympus 593 (© DR)

" L'Orpheus "

La société Bristol Siddeley initie les études de " l'Orpheus " au début des années 1950 à la demande de la société Folland Aircraft, qui deviendra après son rachat, Hawker Siddelley Aviation, pour la motorisation, d'un avion d'entraînement biplace monomoteur, qu'elle projette de produire seule sur fonds propres. Plus tard désigné " Gnat ", cet avion construit à presque 450 exemplaires connaîtra un certain succès médiatique pour avoir à partir de 1964, été la première monture de la patrouille acrobatique de la RAF, les " Red Arrows " avant, en 1979, de laisser sa place au BAe " Hawk ". Pendant le conflit Indo Pakistanais de 1971, aux mains des pilotes de la force aérienne Indienne, le " Gnat " est crédité, de plusieurs victoires aériennes contre des F-86 " Sabre " de la force arienne Pakistanaise, même un Mirage III. Plusieurs furent également abattus par l'aviation Pakistanaise...

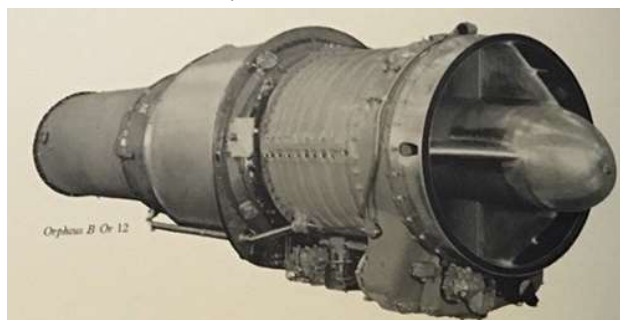
En 1957, le Fiat G-91 remporte une compétition organisée par l'OTAN pour la mise à disposition d'un chasseur léger d'attaque au sol. Dans les faits, seules deux armées de l'air : Allemande et Italienne achèteront cet avion motorisé par " l'Orpheus " qui semble avoir été plus ou moins imposé aux compétiteurs. L'industrie Française concourait avec deux prototypes, le Breguet Br.1001 " Taon " et le Dassault le " Mystère XXVI ", rebaptisé " Étendard VI " motorisés par " L'Orpheus " et deux autres motorisés par des moteurs SNECMA ATAR 101, le Dassault " Étendard IV " et le Sud Est SE-5000 " Baroudeur ". De ces quatre projets Français, seul " l'Étendard IV " connaîtra la production en série.



Bristol Siddeley " Orpheus " Mk 803 - Coupe longitudinale (© DR)

Dans le secteur civil, il n'est pas inutile de mentionner qu'il fut le choix prioritaire de Monsieur Clarence " Kelly " Johnson, le légendaire patron des " Skunk Works " de la société Lockheed pour motoriser deux des prototypes du " JetStar ", un jet d'affaires, probablement le premier du genre, mis en service. Lockheed et Bristol Siddeley, ne parvenant pas à s'accorder sur la production de " l'Orpheus " aux États-Unis, aux grands regrets de " Kelly " Johnson, qui dira que " l'Orpheus " est un des meilleurs moteurs d'avion qui lui aient été donné de connaître, les deux " Orpheus " initialement prévus sont substitués par quatre moteurs Pratt & Whitney JT-12A.

Conçu pour être simple et facile à entretenir, " l'Orpheus " est un moteur de la classe des 5000 livres (2 250 kilogrammes) de poussée. C'est un simple corps, simple flux à compresseur axial à sept étages, débit d'air 38 kilogrammes par seconde pour un taux de compression de 4.4. La turbine mono étage, à la puissance maximum continue accepte une température d'entrée de 640°C. La chambre de combustion est constituée de sept tubes à flamme. Deux caractéristiques originales distinguent ce moteur. Une partie du système de lubrification est à huile perdue. La petite quantité d'huile utilisée pour la lubrification du roulement de l'enceinte arrière, après utilisation, est dirigée dans le flux des gaz d'échappement où elle est brûlée, le rotor ne tourillonne que sur deux paliers, avant et arrière. Il n'y a pas, comme pour presque tous les turboréacteurs de cette classe, de palier central. Avec une masse de 380 kilogrammes, le rapport poids poussée est de 5.9.



Bristol Siddeley " Orpheus " BOr 12 (© DR)



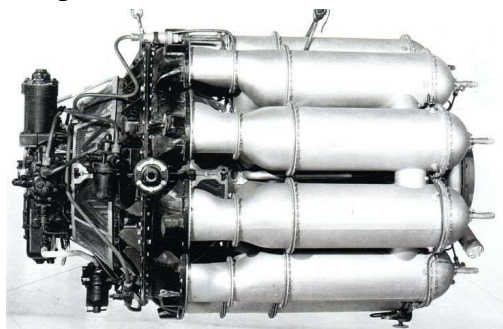
Bristol Siddeley " Orpheus " Mk 803 (© DR)

Il semble que, sous la désignation " Orpheus BOr 12 ", quelques prototypes dotés d'un dispositif de postcombustion, étudié par l'industrie Indienne et qui eussent été capables de 8150 livres (3 700 kilogrammes) furent produits pour un avion de construction locale, le Hindustan Aeronautics Ltd (HAL) HF-24 " Marut ". La tentative d'un ajout de la postcombustion n'eut pas de suite. Toutes les autres alternatives de motorisation échouant, le " Marut ", notoirement sous motorisé, volera finalement équipé de " L'Orpheus Mk.703 " taré à 4850 livres (2 200 kilogrammes) de poussée.

Rolls Royce



Constructeur historique de moteurs d'avion, depuis le début du siècle dernier (1915), avant de s'intéresser à la propulsion à réaction, Rolls Royce était connu pour produire en quantité, les légendaires moteurs " Merlin " motorisant le non moins légendaire " Spitfire " voire d'autres applications telles que les bombardiers quadrimoteurs Avro " Lancaster " et Handley Page " Halifax " notamment. Via les travaux de Sir Frank Whittle, Rolls Royce s'intéresse rapidement aux turboréacteurs, dès avant la fin de la seconde guerre mondiale. Pour terminer ce chapitre dédié à la riche industrie Britannique pour ce qui concerne Rolls Royce, je n'ai retenu que quatre moteurs. Les " Spey ", " Avon ", " Conway " et " Pegasus " (2).



Rolls Royce Welland (© DR) retenu pour la propulsion des premiers Gloster " Meteor ". On observe, derrière les équipements, la grille d'entrée d'air de la face avant du compresseur centrifuge.

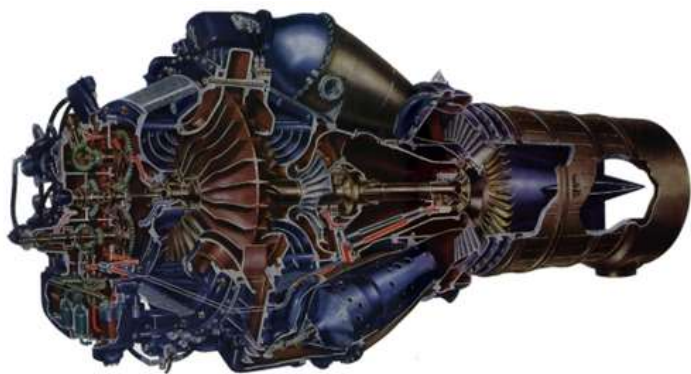


Rolls Royce Derwent (© DR)

Rolls Royce qui dispose de compétences dans l'études et la fabrication de compresseurs centrifuges pour ses propres moteurs, s'appuyant sur ses moyens industriels robustes pour la production en grande série de pièces aéronautiques, à son initiative, son directeur technique entre en contact avec Frank Whittle. Power Jets, sa société, avait passé des accords pour la production de pièces avec la société Rover, qui commence à manquer d'intérêt pour ce projet, n'ayant pas une grande expérience dans la production, en grande série, de pièces de qualité aéronautique Rover fait face à des retards de livraison et de stabilité de la qualité. L'assistance de Rolls Royce est la bienvenue, tant pour la production que pour l'étude et l'optimisation des procédures d'industrialisation de pièces majeures. Il en résulte que Power Jets décide de sous-traiter la

fabrication de six moteurs W.1 à Rolls Royce. A la suite d'accords, à ce qu'il semble difficile à conclure, simultanément Rover transfère la totalité des dossiers de Power Jets dont il dispose vers Rolls Royce qui entre ainsi dans la confrérie des constructeurs de moteurs d'avion à réaction. Ce transfert permet à Rolls Royce de produire ses deux premiers moteurs le " Welland " ou RB-23 (RB pour Rolls Barnoldswick, du nom de la principale usine de Rolls-Royce dans les années 1940) selon la désignation de Rolls Royce et le " Derwent " ou RB-26. Ces deux moteurs dérivent directement des W2B/23 et W2B/26 étudiés par Power Jets.

Le " Welland " entre en service opérationnel dans le premier squadron de la RAF en 1944, avec les premiers " Meteor " de série à la poussée de 1600 livres (725 kilogrammes). Son potentiel entre visite est de 180 heures, que l'on ne peut s'empêcher de comparer, pour des poussées similaires, à celui de ses concurrents Allemand qui ne dépassent que rarement 25 heures.



Rolls Royce RB-41 Nene (© DR). Au total 1 100 moteurs " Nene " en France par Hispano-Suiza.



Klimov VK-1. Copie Soviétique du RR " Nene ", le type VK-1A fut produit en grande série en URSS et en Chine sous la désignation WP-5. Il motorisa notamment le Mig-15. (© DR)

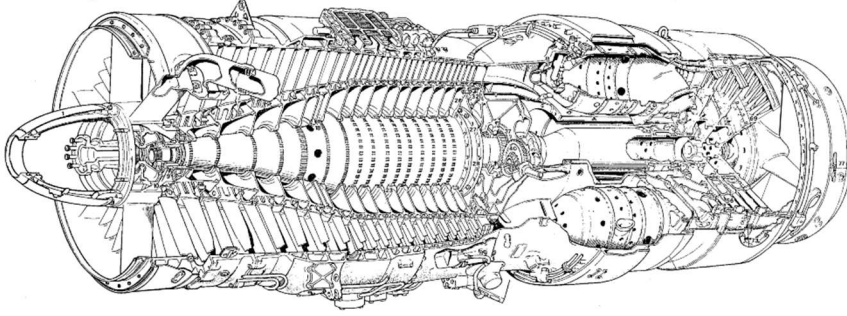
La guerre terminée, Rolls Royce accélère ses travaux dans ce domaine, dont à partir de 1950 le début des études de " L'Avon ". Une révolution pour le constructeur de Derby qui passe de la technologie des compresseurs centrifuges à celle des axiaux, pour laquelle il n'a pas encore d'expérience. C'est " L'Avon " qui succède au dernier des centrifuges de Rolls Royce, le RB-41 " Nene " qui délivre 4840 livres (2 200 kilogrammes) de poussée, certes puissant pour l'époque mais dont le compresseur centrifuge est en limite le développement. Le RB-44 " Tay " qui dérive directement du " Nene " restera dans l'histoire pour avoir fait l'objet de plusieurs cessions de licences dont à Hispano-Suiza qui le construit en France dans son usine de Bois-Colombes, sous la désignation de " Verdon " 350 pour la motorisation d'avions Français construits en série. Les Dassault " Ouragan " et " Mystère IV A " ou SNCASE " Vampire " ainsi que de nombreux prototypes tel que le Breguet 960 " Vultur " (un hydride turbopropulseur Armstrong Siddeley turboréacteur), le Nord N-2220, le Sud-Est Aviation SE-2410 et SE-2415 " Grognard " les Sud-Ouest Aviation SNCASO (SNCASO Société Nationale des Constructions Aéronautiques du Sud-Ouest) SO-6000 " Triton ", SO-6020 " Espadon " et SO-4000. Les SNCAC (Société Nationale des Constructions Aéronautiques du Centre) NC-1071 et NC-1080...

Aux États-Unis Allis-Chalmers transfère cette licence à Pratt & Whitney, faisant ainsi progresser ses connaissances en ce domaine. Pratt & Whitney en fera le J48 dont des versions avec postcombustion ou injection d'eau. On retrouvera le J48 dans les dernières versions des Grumman F-9 " Panther " et " Cougar " ainsi, qu'avec la postcombustion, dans le Lockheed F-94 " Starfire ". Plus étrangement, alors que les premières tensions qui vont mener à la guerre froide commencent à se manifester, plusieurs exemplaires seront livrés à l'URSS qui n'hésitera pas, sans l'accord de Rolls Royce, à les copier. Il deviendra le Klimov VK-1 dans les Mikoyan-Gourevitch Mig 15 des combats aériens de la guerre de Corée...

" L'Avon "

" L'Avon " est le premier moteur à compresseur axial produit par Rolls Royce. C'est un simple flux, à ligne d'arbre unique, le compresseur axial à 15 étages est entraîné par une turbine double étage. La chambre de combustion des premières versions est à tubes à flamme externes, celle des dernières versions est annulaire. Selon les versions, la poussée évolue de 6500 livres (2 900 kilogrammes) pour le type RA.3 Mk.101 du bimoteur English Electric " Canberra " à 12 690 livres (5 650 kilogrammes) au plein gaz sec 16 360 livres (7 270 kilogrammes) type Mk.301 ou RB-146 du bimoteur de chasse English Electric " Lightning ". Dans sa version

Mk.207, dans le Hawker " Hunter " chasseur monomoteur à succès, produit à presque 2000 unités, utilisé par une vingtaine de force aériennes à travers le monde.



Rolls Royce Avon serie 200 - Ecorché
(© Flight revue)

Une version RA.3 Mk.109, améliorée par l'industrie Suédoise désignée RM6 destinée à la propulsion du monomoteur de chasse Saab 35 " Draken " développe une puissance encore supérieure, 17 100 livres (7 610 kilogrammes) au plein gaz post combustion. Rolls Royce continuera de produire cet excellent moteur jusqu'en 1974. A cette date, 11 000 exemplaires ont été construits. Il est retiré du service de la RAF en 2006 quand les " Canberra PR9 " de reconnaissance à haute altitude sont mis à la retraite.

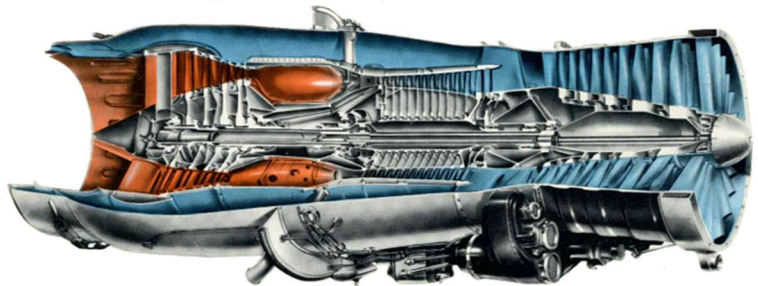
Outre les applications déjà citées, on trouve ce moteur fiable et robuste dans de nombreuses applications dont, dans le secteur commercial, les Sud Aviation SE-210 " Caravelle " et De Havilland DH-106 " Comet ".

Le " Spey "

Conformément à sa tradition, Rolls Royce désigne le " Spey " du nom d'un site géographique de Grande Bretagne, en l'occurrence un fleuve du Nord de l'Ecosse. Comme le " Conway " c'est un double flux dont le taux de dilution a un peu augmenté, porté à 0,71 destiné à l'aviation commerciale, comme le " Conway " il connaîtra plusieurs applications militaires en Grande Bretagne et à l'export. Le moteur J79 de General Electric jugé insuffisamment puissant pour assurer, en toute sécurité, les opérations à partir des porte-avions de la Royal Navy, on le trouve dans ses versions Mk.201, Mk.202 et 203 dans les McDonnell Douglas F-4 " Phantom II " K et M modifiés, notamment au niveau des entrées d'air dont la surface est augmentée. Ces avions sont destinés à la Fleet Air Arm Britannique. Avec le retrait des porte-avions à pont oblique, ces F-4 seront transférés à la RAF. Puis, sans la postcombustion, dans la seconde tranche du Blackburn " Buccaneer " version Mk.101 où il remplace " Gyron Junior " DGJ.10.

A partir des années soixante, sur la base du " Comet ", Hawker Siddeley qui avait repris les activités de De Havilland et qui, à son tour quelques années plus tard, deviendra BAE Systems, met en chantier un avion de patrouille maritime et de lutte anti sous-marine résolument performant pour succéder au vénérable Avro 696 " Shackleton ", quadrimoteur à moteurs à pistons Rolls Royce " Griffon ". Sur le " Shackleton ", outre ses sonorités inoubliables, il se caractérise, par un doublet d'hélices contrarotatives. Le " Shack " est un descendant du légendaire " Lancaster " de la seconde guerre mondiale. Ce nouvel avion, quadrimoteur à réaction est désigné " Nimrod " lequel dans ses versions originales et dérivées sera motorisé par la version Mk.101 du " Spey " sans la postcombustion, taré à 14 000 livres (6 620 kilogrammes) de poussée.

Rolls Royce " Spey " désigné au sein de la compagnie RB.163, RB.168 et RB.183, est un turbofan à faible taux de dilution très largement utilisé en service pendant plus de 40 ans
(© Rolls Royce)



A l'exportation, en partenariat avec la société Allison aux États-Unis, Rolls Royce répond à un appel d'offre du ministère de la défense des États Unis, pour la motorisation de deux nouveaux programmes majeurs qui deviendront les bimoteurs Grumman F-14 " Tomcat " pour la Navy et le General Dynamics F-111 " Aardvark " pour l'USAF. Sans surprise, la compétition tourne à l'avantage de l'un des deux constructeurs nationaux. Les deux avions seront motorisés par le TF-30, nouveau moteur de Pratt & Whitney. Toutefois, sous la désignation Allison TF-41, le " Spey " sans la postcombustion, remportera la motorisation d'une tranche de la production d'un

chasseur bombardier monomoteur construit par la société Ling-Temco-Vought (LTV) le A-7 " Corsair II ". Ces moteurs seront assemblés par Allison aux États Unis.



Aeritalia Aermacchi Embraer AMX produit à 192 exemplaires (© DR)

Une version significativement modifiée, également sans la postcombustion, a été sélectionnée par le consortium AMX International pour la motorisation du monomoteur Italo Brésilien d'appui au sol AMX. Cette version du " Spey " désigné Mk.807 est produite sous licence par un consortium constitué de Fiat et Alfa-Romeo en Italie et de CELMA au Brésil.

Application inattendue à l'exportation, au cours des années 1980, le " Spey Mk.202 " avec la postcombustion, obtient une licence d'exportation en Chine, pour la motorisation du chasseur bombardier bimoteur Xian JH-7, code OTAN " Flounder ", construit par la société AVIC. Les prototypes sont motorisés par des moteurs achetés directement à Rolls Royce, sur étagère. Les avions de production le seront par des copies du " Spey " alors désigné localement WS-9, construits sous licence par l'industrie Chinoise. Cet avion serait encore en service dans les unités de l'armée de l'air et de la marine Chinoise.

Autre application unique et originale, peu médiatisée en Europe, dans le cadre d'un projet à deux volets visant à mieux comprendre le comportement des avions ADAC (A Décollages et Atterrissages Courts) ainsi que QSRA (Quiet Short-Haul Research Aircraft) pour évaluer les nuisances dues au bruit que pourraient générer ce type d'avion en usage intensif, en milieu urbain. L'intention était d'étudier dans quelles mesures il serait possible d'utiliser des avions de transports commerciaux à partir d'aéroports situés au cœur des villes, la NASA en coopération avec les sociétés Boeing et De Havilland Canada se proposent de modifier un biturbopropulseur DHC-5 " Buffalo ", en avion de recherches. L'aile originale du DHC-5 est remplacée par une nouvelle largement hypersustentée à l'aide de bords de bords d'attaque et des volets soufflés, à grands débattements. Les deux turbopropulseurs General Electric T-64 de 4300 chevaux sont remplacés par deux " Spey " significativement modifiés mais sans le système de postcombustion. Ce projet, au plan de la propulsion, mérite que nous nous y arrêtions. Le " Spey ", largement disponible sur le marché, est choisi pour des raisons à la fois techniques et de coûts.



De Havilland Canada DHC-5 " Buffalo " QSRA (© DR)

Techniques, sa modularité entre ses différentes versions est intéressante alors que la marge de puissance sur le seul flux chaud est suffisante pour permettre d'explorer le domaine de vol prévu en toute sécurité. Le débit d'air du seul flux froid 36,2 kilogrammes par seconde et son taux the pression, plutôt élevé, presque 2,7 bars sont jugés adéquats. Les moteurs de tests sont des hybrides issus de la version Mk.511-8 telle qu'utilisée sur le jet d'affaire Grumman " Gulfstream II " originellement taré à 11 000 livres (5 000 kilogrammes) le compresseur basse pression provient de la version Mk.512 installée sur l'avion commercial BAC-111. Ce compresseur basse pression dont les aubes sont en titane à talons pour les étages 1 et 5 est estimé plus résistant aux possibles phénomènes de flottement par distorsion du flux d'air pendant les phases d'essais. La boîte d'entraînement des accessoires provient de la version Mk.515 installée sur le Fokker F-28 " Fellowship ".

Sa configuration permet de conserver les accessoires avions originaux du DHC-5 et de convenir à l'installation de deux nouvelles pompes hydrauliques à grande capacité pour manœuvrer efficacement les éléments hypersustentateurs. Les flux sont séparés. Le flux froid par un collecteur qui le dirige via un dispositif de distribution vers les volets de bord de fuite pour en assurer le soufflage. Le dispositif d'éjection du flux chaud, utilisé, à la fois pour la propulsion et augmenter la capacité hypersustentatrice, est une copie de celui du " Pegasus " à savoir une culotte dirigeant la totalité des gaz vers deux tuyères orientables, tel que sur l'avion de combat Hawker " Harrier ". Elles sont capables de s'orienter en une seconde, de -6 à +14 degrés autour de l'horizontale. Selon les informations dont je dispose, la campagne d'essais s'est accomplie,

entièrement et sans difficulté depuis le terrain de Boeing Field à Seattle. Toutefois, je n'ai trouvé aucun document relatif à ses conclusions.



Mc Donnell-Douglas " Phantom FGR.2 " (© RAF Museum). La décision de motoriser les deux versions britanniques du F-4 par une paire de Rolls Royce Spey Mk 202 de 9 206 kgp, supérieure à celle des propulseurs américains se révèle désastreuse. Car, leur diamètre étant plus important que celui du GE J-79, a entraîné la modification de la géométrie du fuselage, ce qui augmenta considérablement la traînée. De ce fait les 52 F-4 K (Phantom FG-1) attribué à la Royal Navy et les 118 F-4 M (Phantom FGR-2) de la RAF sont les moins performants de tous les F-4, avec un rayon d'action et un

plafond pratique inférieurs à ceux de leurs homologues américains et une vitesse maximale limitée à Mach 2.1.

Les " Spey " est donc un moteur à double flux et double corps. Dans sa version Mk. 202 installée dans les " Phantom FG.1 et FGR.2 " Britanniques, avec un diamètre de bride d'entré d'air de 1118 millimètres, le taux de dilution est de 0,71, la poussée s'établissant à 12 240 livres (5 450 kilogrammes) au plein gaz sec, 20 515 livres (9 125 kilogrammes) à la pleine charge en mode post combustion. Le débit d'air dans ces conditions est de 93,5 kilogrammes par seconde. Les compresseurs basse pression et haute pression qui comptent respectivement cinq et douze étages permettent un rapport de pression de 19,5. Les turbines haute et basse pression sont à deux étages. Le rapport poussée poids est de 5,1. La consommation spécifique de carburant de 0,63 livre de carburant par livre de poussée et par heure. Ces chiffres sont élogieux pour un moteur conçu à la fin des années cinquante.

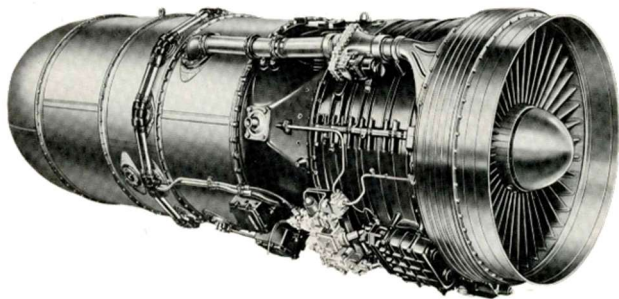
Le " Conway "

Le " Conway ", premier moteur au monde à cycle double flux, double corps est certainement un turboréacteur qui " aurait mérité beaucoup mieux ".

Il est mis sur la planche à dessins, au début des années 1950, pour servir, spécifiquement aux besoins de l'aviation commerciale. Trouvant sa place dans trois applications. Une dans l'industrie Britannique avec le quadrimoteur Vickers VC-10, une cinquantaine d'exemplaires produits. Deux autres avec deux avionneurs aux États-Unis. Douglas, avec le DC-8-40, seulement une trentaine d'appareils construits, et Boeing dans une version du 707, le 707-400, un nombre similaire entrant en service notamment avec la compagnie aérienne Britannique BOAC, précurseur de British Airways, moteur que le gouvernement Britannique avait imposé à Boeing pour permettre la vente de ses avions en Grande Bretagne.

Le manque de succès de ce moteur prometteur peut sans doute être attribué à deux faits. D'une part, ce n'est pas un moteur " Américain ". De plus, il entre en compétition directe avec des moteurs également efficaces de Pratt & Whitney, d'autre part son faible taux de dilution 0,3, plutôt optimisé pour des moteurs à vocation militaire, le défavorise face au JT3-D, qui arrive sur le marché, et qui va s'imposer avec un taux de dilution très supérieur de l'ordre de 1,4, gage d'une meilleure consommation carburant. Dans les versions ultimes, celles installées sur le Vickers VC-10, le taux de dilution a été porté à 0,6. Il semble que Rolls Royce aurait été contraint de limiter le diamètre global du " Conway ", en conséquence celui de la soufflante pour satisfaire aux besoins des avionneurs Britannique, lesquels à cette époque favorisaient l'implantation des moteurs noyés dans l'aile... Le " Conway " n'en restera pas moins avec l'Olympus 593, l'un des deux turboréacteurs civils à avoir franchi le mur du son. Le 21 août 1961, le " Conway " sous les ailes d'un Douglas DC-8-43 immatriculé N9604Z destiné à la compagnie Canadienne " Canadien Pacific " franchit délibérément, dans le cadre d'un vol d'essai, le mur du son au-dessus de la Base d'Edwards en Californie.

Il semble qu'une version, RCo.12 Mk.508, du " Conway " puisse avoir été considérée pour la motorisation du bimoteur d'assaut Grumman EA-6 " Prowler " de l'US Navy. Toutefois, je n'ai pas été en mesure de collecter de plus amples informations relatives cette potentielle application, dont une référence US du moteur. En tout état de cause, l'EA-6 " Prowler - Conway " n'a pas connu aucun prototype, encore moins de production en série.



Rolls Royce Conway (© RR)

Le " Conway " remplace le Bristol Siddeley " Orpheus ", moins puissant, dans la version Mk.2 du quadrimoteur Handley Page HP.80 " Victor ". Cet avion, est l'un de la triade des V bomber de la RAF. Conçu pour transporter une arme thermonucléaire, s'il ne s'illustrera pas dans ce rôle. Transformé en ravitailleur en vol, il le fera en juin 1982 pendant la guerre de libération des îles Malouines, de concert avec les Avro " Vulcan " au cours des sept incroyables missions " Black Buck " organisées par la RAF

pour la suppression des défenses mises en place par les forces armées de l'Argentine. Au départ de l'île de l'Ascension, vers Port Stanley, elles consistaient à tenter à 7 500 kilomètres de là, de détruire la piste à la bombe conventionnelle et, avec des missiles " Martel " le dispositif radar qui avait été mis en place par les Argentins après l'invasion. Ces missions requéraient la totalité de la flotte, soit 17 avions, ravitailleurs en vol de la RAF pour assurer les sept ravitaillements des " Vulcan " ainsi que plusieurs ravitaillements en vol des " Victor ". La carrière opérationnelle du couple Handley Page " Victor - Conway " se termine après la guerre de libération du Koweït où ils font partie de l'imposant dispositif de ravitaillement en vol mis en place en Arabie Saoudite par les forces aériennes multinationales de la coalition. Les Handley Page " Victor " sont remplacés par des Lockheed L-1011 " Tristar ", achetés en seconde main à British Airways puis transformés en ravitailleurs en vol.

Le " Conway " est un moteur à cycle double flux, double corps, le compresseur axial basse pression est à sept étages, le compresseur haute pression en compte neuf. Ce moteur n'a pas à proprement parler de soufflante, technologie typique des premiers moteurs à double flux, c'est la partie du flux d'air dérivée derrière le compresseur basse pression vers le canal flux froid par le bec de séparation des flux, situé entre les deux compresseurs, qui constitue la totalité du flux secondaire. La chambre de combustion est constituée de dix tubes à flammes, caractéristique révolutionnaire à cette période les aubes de la turbine haute pression, à un seul étage, sont creuses refroidies par circulation d'air. La turbine basse pression est à double étage. Avec une bride d'entrée d'air de 1067 millimètres, pour un taux de dilution de 0.3, un débit d'air de 127 kilogrammes par seconde, la version RCo.11 Mk.101 celle de du quadrimoteur Handley Page " Victor Mk.2 ", pousse 17 500 livres (7 780 kilogrammes) à 9980 tours/mn. Pour cette version, le rapport poussée poids est de 3.85, la consommation spécifique 0,870 kilogramme de carburant par kilogramme de poussée et par heure.



Handley Page " Victor K2 " avec quatre Rolls-Royce RB.80 Conway.
Exemplaire préservé par le Yorkshire Air Museum (© YAM)

Le " Pegasus "

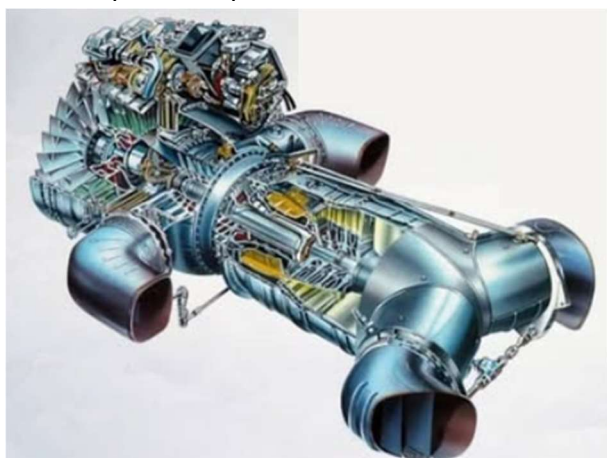
Malgré ma ligne de conduite de ne pas aborder les moteurs encore en service dans notre revue, je ferai toutefois une exception pour l'original, voire l'unique (3) " Pegasus " qui n'a aucun compétiteur dans le monde occidental. Bien qu'il ait quitté le service de la RAF et de la Fleet Air Arm Britannique, il continue d'être utilisé par plusieurs aviations navales, lesquelles ne disposant pas de porte-aéronefs à pont oblique n'ont d'autre option pour remplacer leurs Hawker Siddeley " Harrier " vieillissants que la version " B " à décollage et atterrissage court ou vertical du monomoteur Lockheed F-35 " Lightning " dont la partie du système propulsif, le " Lift System " qui permet le décollage court ou vertical est d'ailleurs produit par Rolls Royce.

Le premier prototype du couple "Harrier - Pegasus" vole depuis 1960, il reprend, en les étoffant des études qui avaient été conduites en France par Monsieur Michel Wibault, un des premiers concepteurs à avoir théorisé la notion de tuyères vectorielles.

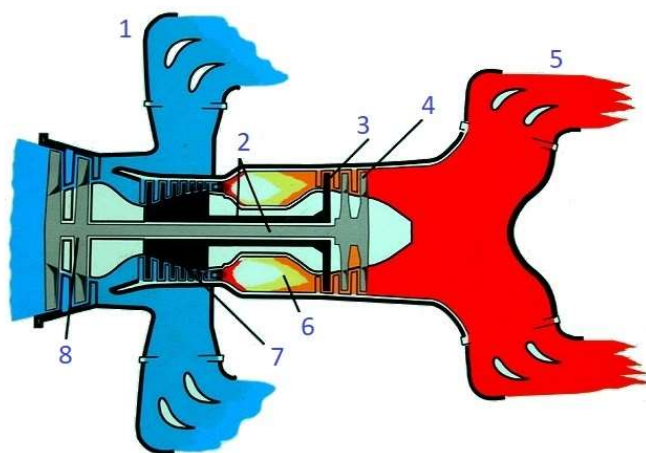


Hawker Siddeley "Sea Harrier" FA2 (© DR)

Moteur à cycle double flux, double arbre, le "Pegasus" mis initialement en études par Bristol Siddeley reprend pour servir de générateur de gaz, la technologie appliquée pour les "Gyron". A savoir un ensemble haute pression constitué d'un compresseur axial à huit étages, un de plus que le "Gyron Junior", entraîné par une turbine double étage, tourillonnant sur seulement deux paliers. Le corps basse pression est constitué d'un compresseur basse pression à trois étages sans aube directrice d'entrée, qui forme l'ensemble soufflante entraînée par la turbine basse pression également à deux étages. Le flux d'air y transite à vitesse transsonique. La chambre de combustion est annulaire. La mise au point d'un avion à décollage vertical nécessitant une forte intégration entre la cellule et le moteur, l'avionneur et le motoriste travaillent de concert. Il en résulte plusieurs spécificités. Ainsi, pour minimiser les effets gyroscopiques quand l'avion est en vol stationnaire ou à très faible vitesse, les rotors sont contrarotatifs. Des provisions pour des prélèvements d'air ont été aménagés pour permettre le contrôle de l'avion en stationnaire ou à très faible vitesse quand l'efficacité des gouvernes est insuffisante ou nulle. Le nécessaire positionnement du moteur, au centre de l'avion, impose une manche à air courte, les aubes des trois étages de la soufflante, réalisées en titane, très sensibles aux grandes fluctuations du flux d'air, donc aux vibrations et effets de résonance, des talons sont disposés sur les profils pour réduire ces effets. Similairement, pour faire face aux effets de l'écoulement du flux chaud en deux débits, le même dispositif est installé sur les aubes de la turbine basse pression. La vitesse de déplacement des tuyères vectorielles, déplacées par de puissants moteurs à air comprimé, prélevée dans le compresseur est très rapide, 90° par seconde.



Rolls Royce "Pegasus". Le rotor haute pression, copie de celui du "Gyron", qui tourillonne sur seulement deux paliers est bien visible. (© DR)



Rolls Royce "Pegasus". 1. Tuyères avant ("froides"), 2. Rotors contrarotatifs, 3. Turbine haute pression, 4. Turbine basse pression, 5. Tuyères arrière ("chaudes"), 6. Chambres de combustion, 7. Compresseur haute pression, 8. Compresseur basse pression

Le flux froid sortant des deux conduits de la soufflante, assure la poussée frontale, celui du flux chaud la poussée arrière. En vol horizontal, les quatre conduits d'échappement concourent ensemble à la pousse longitudinale. Il en résulte que dans cette condition de vol, les "Harrier" disposent d'une excellente marge de puissance, en faisant un avion performant en combat aérien en basse altitude. Le diamètre de la bride d'entrée est de 1219 millimètres permettant un débit d'air de 208 kilogrammes par seconde, au taux de dilution de 1,2 avec un taux de compression de 16,3. La poussée du "Pegasus 11-61 - Mk.107", le plus puissant disponible est de 23 800 livres (10 500 kilogrammes).

Les "Harrier" ne manqueront pas de s'illustrer dans plusieurs conflits, dont la reconquête des îles Malouines, où ils sauront assurer la supériorité aérienne et les missions d'appui feu au sol, encore pendant "Desert

Storm " le conflit en ex Yougoslavie et en Afghanistan. Ils furent regrettés tant par la RAF que la Fleet Air Arm.

Le " Pegasus " connaîtra une seconde application originale dans deux prototypes d'un avion bimoteur de transport tactique à décollage vertical, le Dornier Do-31. Bien que les résultats des essais en vols, incluant une impressionnante démonstration à l'occasion du salon du Bourget de 1969, furent très positifs, ce projet ne dépassera pas, comme pour tous les autres avions de ce type, l'étape des prototypes d'essais en vols.



Dornier Do 31 ADVA (Avion à Décollage Vertical). Les deux protubérances que forment les tuyères orientables sont bien visibles sur les flancs de la nacelle moteur. Les gondoles de bout d'aile abritent chacune cinq moteurs Rolls Royce RB-162 (identiques à ceux qui avaient été utilisés par le Dassault Mirage III V à décollage vertical). (© DR)

Contributions – Références

Documents publics du Musée de Lutterworth qui préserve les travaux de Sir Frank Whittle.

Divers documents déclassés des archives Britannique ou de la NASA.

Manuel General Electric GE-1019.004 Turbofan and Turbojet engines data base, publié par Madame Elodie Roux.

Note de fin

- (1) Selon la tradition chez Bristol Siddeley, pour les réacteurs et moteurs à pistons sont baptisé d'un nom de la mythologie grecque.
- (2) Selon la tradition chez Rolls-Royce les moteurs à pistons, les réacteurs et turbopropulseurs sont respectivement baptisé d'un nom d'oiseaux de proie, de rivière ou de fleuve.
- (3) Un autre avion de combat à décollage court et vertical fut mis en service par l'aéronavale de ce qui était alors l'Union Soviétique, le Yak 38 " Forger " en codification de l'OTAN. Au total 193 exemplaires furent construits. Le concept de sustentation était toutefois très différent. Si la tuyère arrière était à flux vectoriel comme sur le " Harrier " Britannique, la sustentation à l'avant était assurée par deux petits réacteurs positionnés verticalement. Cet avion fut globalement un échec.

Chapitre 4 - Les turboréacteurs militaires français

1 - Introduction

La France n'a pas été étrangère au développement des premiers turboréacteurs. En 1921 Maxime Guillaume en brevetait l'architecture et, en 1937, Sensaud de Lavaud et Brunet réalisaient un petit turboréacteur de 100 daN de poussée qui poursuivit ses essais jusqu'à l'invasion de la France. Durant les années noires de l'occupation, la Société Rateau et la Compagnie Electro-mécanique poursuivirent clandestinement l'étude de turboréacteurs qui furent construits et mis en essai après la guerre. Ceux-ci furent abandonnés par manque de financement public, l'Etat Français, très appauvri, ayant préféré soutenir sa société nationale nouvellement créée, la SNECMA. En 1945, pour reconstruire notre Armée de l'Air, il fallait la doter d'équipements modernes, c'est à dire d'avions à réaction. Les cellules d'avion pouvaient encore être développées en France mais la toute nouvelle SNECMA n'était pas encore en mesure de fournir les moteurs.

L'orientation stratégique choisie a donc été double, d'une part traiter le court terme en prenant la licence d'un turboréacteur existant, et d'autre part de permettre ensuite d'utiliser des moteurs de conception française quand nos motoristes se seront rétablis.

2 - Le Nene



Des experts du Ministère de l'Air ont alors conduit une revue des turboréacteurs anglais existants, chez De Havilland, Rolls Royce et Armstrong Siddeley, pour finalement sélectionner le tout nouveau turboréacteur de chez Rolls Royce, le RB-47 Nene. Sa fabrication sous licence en fut confiée à la Société Hispano Suiza dont la moindre collaboration avec l'Allemagne pendant la guerre lui avait évité d'être nationalisée, comme le furent Gnome et Rhône et Renault.

En attendant qu'un chasseur à réaction puisse être construit en France, des DH-100 Vampire furent achetés chez De Havilland en Angleterre et la SNCASE en pris la licence de fabrication. De ce double octroi de licence, moteur et cellule, naquit en 1951, le Mistral de la SNCASE, une cellule dérivée du DH-100 Vampire avec un moteur RR - Hispano Suiza Nene. De son côté Marcel Dassault, revenu de Buchenwald où il avait été déporté, avait vite refondé une nouvelle entreprise et entreprit l'étude d'un chasseur à réaction, l'Ouragan, qui sera, lui aussi, motorisé par le turboréacteur Nene fabriqué par Hispano Suiza. Ces deux avions dotés du moteur Nene, le Mistral et l'Ouragan, furent dès le début des années 50 les premiers chasseurs produits en série en France pour l'équipement de l'Armée de l'Air.



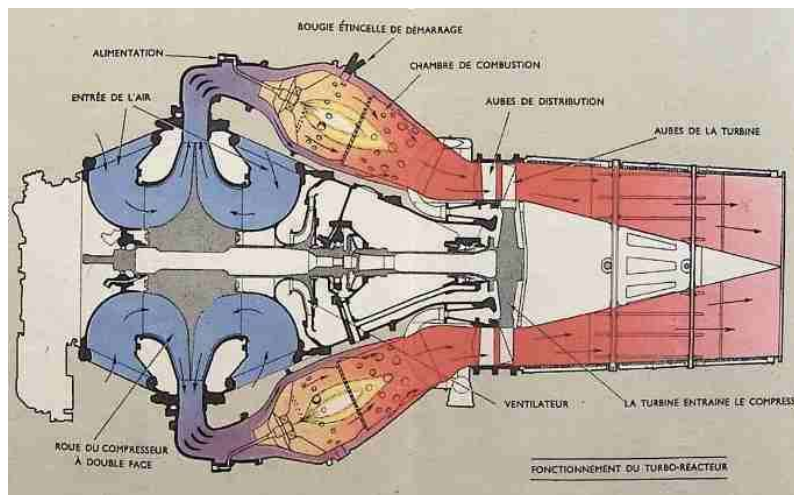
SNCASE SE-532 / -535 Mistral (© DR)



Marcel Dassault MD-450 Ouragan (© DR)

Pendant mon service militaire en Algérie, alors que j'étais responsable de l'"Escale" dépendant du Contrôle Local Aérien (CLA) de la Base aérienne de Boufarik, j'ai bien connu le Mistral. Tous les jours j'en accueillais un venant récupérer le courrier postal en provenance de la métropole et destiné à la région de Constantine. Le Mistral était un avion construit en métal et bois recouvert de toile, remarquable, très petit, très bien armé et très léger. Son avitaillement en carburant et le démarrage de son moteur Nene, qui se faisait avec un chariot de batteries, ne m'ont jamais posé de problème. Un jour que la piste était impraticable, j'en ai même vu un décoller depuis le taxiway !

Le moteur Rolls Royce Nene a eu une histoire curieuse. C'est un turboréacteur anglais qui a marqué l'histoire sans jamais avoir trouvé sa place sur un avion anglais !



Turboréacteur Rolls Royce/Hispano Suiza Nene (© DR)

Le Nene se place dans la filiation des premiers turboréacteurs de Frank Whittle des années 1930, mono-corps à compresseur centrifuge avec une tuyère à section fixe. Pendant la guerre Rolls Royce avait repris la suite de l'activité de Frank Whittle et c'est Stanley Hooker qui en était devenu l'ingénieur en chef. C'est lui qui a développé le RB-23 Welland, le propulseur des premiers avions Gloster Météor. Après le Welland, Stanley Hooker développa le RB-37 Derwent qui en était une version avec plus grand débit d'air mais dont la poussée ne dépassait pas encore 2000 lb (907 kg). En 1944, Stanley Hooker fut invité aux USA où il découvrit que General Electric développait déjà d'un turboréacteur de 5000 lb (2 268 kg) de poussée. De retour en Angleterre il décida de se lancer dans une extrapolation du Derwent à la poussée de 5000 lb, alors qu'aucun projet d'avion nécessitant une telle poussée n'était envisagé. Ce nouveau moteur " sans avion " a été le Nene.

Le Nene était un turboréacteur bien différent des turboréacteurs allemands de la guerre qui, eux, étaient équipés d'un compresseur axial. Lors de la phase de démarrage le compresseur centrifuge est beaucoup moins sensible au décrochage et, de plus, la Société Lucas avait réussi le développement d'une chambre de combustion au rendement très élevée. Ces deux éléments avaient permis de conserver une tuyère à section fixe. Les deux défauts du Nene restaient cependant son faible taux de compression et un maître couple important gênant son installation sur avion. Le Nene en 1945 était malgré tout un turboréacteur extrêmement moderne. L'URSS avait réussi à en acheter un petit nombre, qu'elle n'hésita pas à copier, pour en faire le moteur (Klimov VK-1) du redoutable Mig 15 pendant la guerre de Corée.

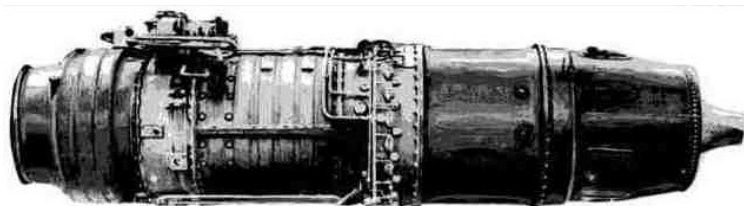
3 - L'ATAR 101



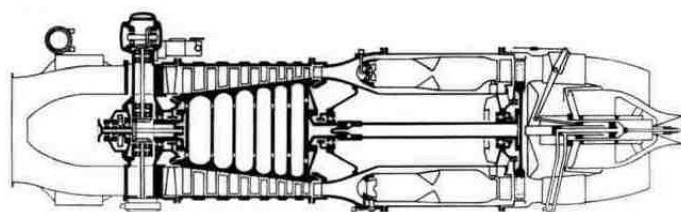
En 1954, lorsque j'ai débuté mes études de spécialisation aéronautique, Hispano Suiza était le motoriste français en pointe, la SNECMA commençant seulement à produire en série un turboréacteur ATAR pour le Mystère II de Marcel Dassault. En effet, à la fin de la guerre, le Gouvernement Français n'avait pas engagé la SNECMA dans la voie trop facile de la prise d'une licence de fabrication d'un turboréacteur anglais existant, mais, au contraire, avait souhaité qu'elle acquière son indépendance en développant ses propres moteurs. La SNECMA fut aidée en cela par une équipe d'ingénieurs allemands, dirigée par le Docteur Ingénieur Hermann Oestrich, qui avait été pendant la guerre le directeur technique de BMW. En 1946, c'est donc deux bureaux d'études, soutenus par le gouvernement français et travaillant sur la conception de turboréacteur, qui étaient en place, une section peu expérimentée du bureau d'études la SNECMA situé boulevard Kellermann à Paris qui était dirigée par Michel Garnier, et une autre située à Decize dans la Nièvre, composée d'Allemands et pleine d'expérience, dirigée par Hermann Oestrich. Ces deux entités finirent par fusionner à Villaroche, en 1952, pour former le Groupe Turbomachines de la SNECMA.

Le groupe " O " commença dès 1945 la définition d'un turboréacteur, appelé ATAR 101, répondant aux spécifications de l'Etat Français, c'est à dire devant fournir une poussée de 1 700 kg. De son côté le bureau d'études de Michel Garnier avait visé plus haut, avec le R.104 Vulcain devant fournir une poussée de 5000 kgp. En fait ces deux études furent menées étroitement en parallèle, le personnel du "groupe O" apportant son expérience à celui du boulevard Kellermann.

L'histoire du turboréacteur ATAR est passionnante. Le groupe " O " était en principe indépendant, sous contrat de 5 ans avec l'Etat Français mais, en fait, se trouvait déjà très associé à la SNECMA qui devait essayer et construire ses machines. Le premier turboréacteur défini par le groupe " O ", l'ATAR 101 V, fut mis au banc d'essai à Melun Villaroche en mars 1948.

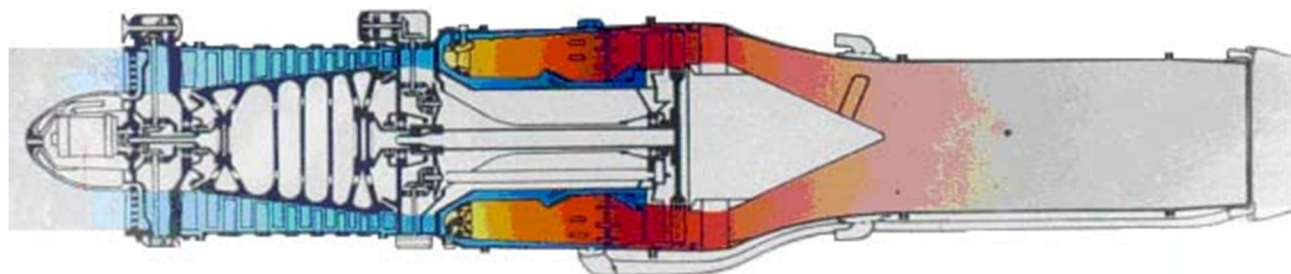


Prototype de l' ATAR 101 V (1948) (© DR)



Prototype de l' ATAR 101 V (1948) (© DR)

Puis, une version déjà plus évoluée, l'ATAR 101 B, fut essayé en vol avec succès, tout d'abord sur un bombardier Glenn-Martin B-26 G Marauder modifié en banc volant, puis sur un MD-450 Ouragan où il remplaçait le turboréacteur Nene d'origine. L'idée de la post combustion était déjà dans l'air, ce qui devait amener le remplacement de la tuyère à aiguille au profit d'une tuyère à volets sur la version C du moteur. D'améliorations en améliorations l'ATAR 101 D a atteint le stade de la fabrication en série pour le MD-452 Mystère II en 1953. Sur cette version " D " du moteur la variation de la section d'échappement était réalisée par la striction provoquée par des jets d'air radiaux sur les gaz s'échappant de la tuyère. Cela avait dû être une idée de Jean Bertin qui, à cette époque, était spécialiste de la déviation aérodynamique des écoulements d'air.

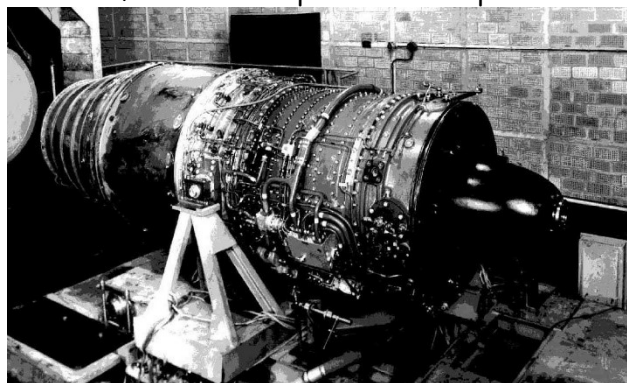


ATAR 101 D avec sa tuyère à striction (© Espace Patrimoine Safran)

Le Mystère II a eu une vie en escadrille très courte (fin 1954 à fin 1957) à cause du risque pour le pilote, en cas d'éjection, de collision avec la dérive. Le Mystère II fut interdit de vol. Une version améliorée de l'avion avait entre-temps été développée par Marcel Dassault, le Mystère IV A et c'est une version dérivée du Nene, le Rolls Royce RB-44 Tay, toujours fabriquée sous licence par Hispano Suiza, qui l'équipera. C'est grâce à un financement de l'OTAN que l'Armée de l'Air Française sera équipée dans les années 1950 d'intercepteurs de type Mystère IV A. Le turboréacteur Tay fut alors amélioré par le Bureau d'Etudes d'Hispano Suiza, pour devenir le Verdon, qui équipera la fin de série des Mystère IV A.

4 - Le R104 Vulcain

Pendant ce temps, où, en France, la production en série de turboréacteurs s'était déplacée chez Hispano Suiza, la SNECMA n'était pas restée inactive. En 1951 le Bureau d'Etudes de Kellermann (Michel Garnier) avait débuté l'étude d'un réacteur bien plus puissant que l'Atar 101, le Vulcain. Conçu sans post-combustion, il était destiné aux futurs intercepteurs devant prendre la suite du Mystère IV. 9 prototypes furent construits,



Turboréacteur SNECMA R.104 Vulcain (1952) (© DR)

dont le premier tourna au banc d'essai en mai 1952. Il fournit 4500 kg de poussée. Le manque d'expérience de l'équipe Garnier avait été compensé par une assistance étroite du bureau d'études du groupe " O " de Decize, son chef, Mr Roskoff, se rendant boulevard Kellermann une fois par semaine. Le trajet entre Decize et Paris se faisait dans une Traction Avant 15 ch Citroën, 6 cylindres, qui, paraît-il, semait la terreur sur la nationale 7, heureusement encore peu fréquentée à cette époque.

D'abord doté d'un compresseur axial à 8 étages, il finit par produire au banc d'essais, en mars 1954, une poussée de 5 500 kgp. L'ajout d'un étage supplémentaire au compresseur lui permit d'atteindre 6 000 kgp, mais alors les étages de tête cassèrent en vibration. Le phénomène du décollement tournant était encore peu connu à cette époque et la tentation d'accroître le débit d'air, donc la poussée, et de réduire la consommation spécifique en augmentant le nombre d'étages du compresseur était grande. A ce sujet une anecdote circulait encore à Villaroche à la fin des années 1950. La venue à Villaroche d'un ministre était prévue pour lui présenter le Vulcain mais, la veille de la visite des aubes de tête du moteur cassèrent en vibration suite à un décollement tournant non traité à temps. Les débris d'aubes ingérés détruisirent (on disait " plumèrent ") tout le compresseur. Il était devenu impossible de présenter le Vulcain en fonctionnement, mais, que cela ne tienne, on installa un cache-entrée d'air, on cacha l'incident au ministre et la visite, devenue " statique ", se déroula parfaitement.

Après 400 heures d'essais au sol, le Vulcain sera finalement abandonné, à cause de ses problèmes de mise au point et surtout de la préférence du gouvernement français qui sera exclusivement accordée à l'Atar 101. C'est à cette époque que les bureaux d'Etudes de Conception de Decize et de Kellermann fusionnèrent à Villaroche, seul le Bureau d'Etudes " série " (Mr Beaufils), où d'ailleurs j'ai fait mon stage étudiant en juillet 1958, restant à Paris.

Il faudra attendre le développement de sa version 101E pour que l'ATAR retrouve une place dans l'Armée de l'Air Française (AAF) avec le biréacteur SO 4050 Vautour II de la SNCASO (1956) puis, en 1958, avec la version 101 G, un ATAR 101 E équipé de la post-combustion, sur le Marcel Dassault Super Mystère B2. Le SMB2, qui a été le premier avion supersonique en vol horizontal de l'AAF, a fait la transition entre les avions de chasse Mystère IV A et le Mirage III. A partir de cette date tous les avions de chasse de l'Armée de l'Air Française seront équipés de turboréacteurs de la SNECMA.



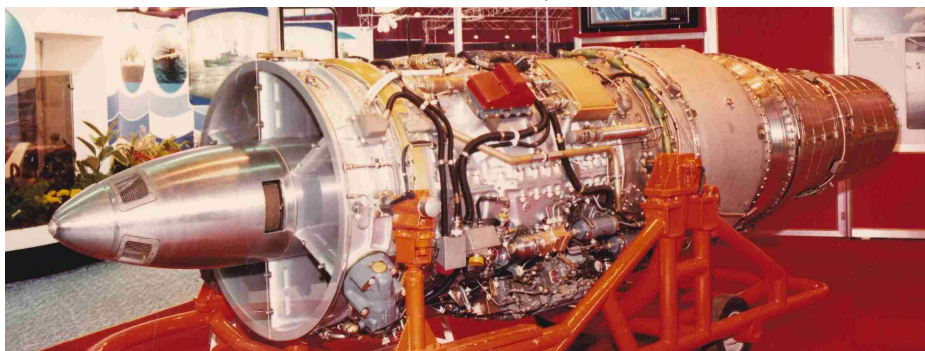
Dassault Super Mystère B2/ATAR 101 G (1958) (© DR)

5 - Les ATAR 8 et 9



A la fin des années 1950, la formule " 101 " de l'ATAR était arrivée en fin de développement et la poursuite de la course à l'augmentation de poussée demandait d'en changer la structure. En particulier la puissance de sa turbine mono-étage était devenue " limite " et, avis personnel non confirmé, je pense que la Direction de la SNECMA a voulu se soustraire à la clause du contrat " Oestrich " qui octroyait au fondateur du groupe " O " une " prime " très importante pour chaque ATAR 101 fabriqué.

L'ATAR est alors devenu biturbine avec l'ATAR 8 puis avec sa version ATAR 9 à post combustion. L'ATAR 8 B/C équipera le chasseur embarqué Dassault Etendard IV M que l'on verra sur les porte-avions Foch et Clémenceau et, dans sa dernière version à tuyère fixe, l'ATAR 8K50, sur le Super Etendard.



ATAR 8K50 du Dassault Super Etendard (tuyère fixe) (© DR)

L'ATAR 9 équipera les diverses versions de Mirage, dont les versions III, V, puis IV, et enfin le Mirage F1 dans sa version 9K50.

L'ATAR 9K50 était un moteur extrêmement évolué, avec un démarreur autonome (apparu avec l'ATAR 9C) apportant une aide opérationnelle très appréciée des mécaniciens de piste. Mes souvenirs d'Algérie me rappellent la contrainte imposée par les démarreurs à air SEMCA des Vautour et Super Mystère dont les

bouteilles ABG d'air comprimé sur leur petits chariots très instables devaient être regonflées à 210 bar après chaque usage !

La crainte d'un faux démarrage qui allait coûter deux bouteilles supplémentaires, pas toujours disponibles, était permanente ! Le 9K50 comportait aussi des dispositifs de secours, couvrant les cas de fuite d'huile ou de panne de régulation, qui en amélioreraient la fiabilité, paramètre très important pour un avion monomoteur.

ATAR 9K50 sur son
chariot de "dépose-pose"
" (© DR)

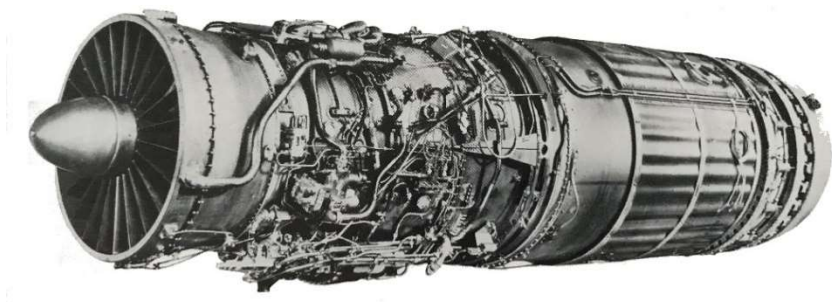


Fabriqués à plus de 5360 exemplaires pendant près de quatre décennies, les Atar 101, 8 et 9 équiperont la plupart des avions de combat français. Utilisé par de nombreuses forces aériennes de par le monde il connaîtra une belle carrière qui n'est d'ailleurs pas totalement achevée.

6 - Les moteurs dérivés de la licence Pratt & Whitney

Revenons en 1959, quand les principaux motoristes mondiaux, Rolls Royce (RR) et Pratt et Whitney (P&W) en particulier, avaient choisi d'augmenter le taux de compression de leurs moteurs avec la formule " double corps " où deux compresseurs installés l'un derrière l'autre et tournant à des vitesses différentes réduisaient le risque de décrochage à bas régime. Pour rattraper son manque d'expérience dans ce concept, la SNECMA (Mr Desbrières) acquies en 1959 la licence du moteur double corps-double flux JTF-10 de P&W. J'étais déjà à Villaroche à cette époque et c'est avec surprise que je vis arriver des ingénieurs parlant anglais alors que d'autres parlaient encore allemand ! Cette licence octroyait à P&W 10% du capital de la SNECMA qui, à titre de rétribution a dû, par ailleurs, développer pour le compte de P&W un compresseur qui devint le compresseur HP du P&W JT-9 du fameux Boeing 747. Sur la base du moteur JT-F10, la SNECMA engagea immédiatement le développement de la famille des " TF " (pour Turbo Fan), reprenant la dénomination américaine, turboréacteurs double-corps, double-flux et à post combustion. Ces moteurs comportaient une nouvelle soufflante et un dispositif de post combustion, tous deux de conception SNECMA.

Le premier fut le TF-104, puis le TF-106. Lorsque P&W développa le TF-30, qui équipera le F-111, le célèbre avion US avec des ailes à flèche variable, la SNECMA suivit avec le TF-306. La cinématique de commande de la tuyère du TF-30 avait été une révélation pour le Bureau d'Etudes de Villaroche qui, jusqu'alors, utilisait pour déplacer les volets de tuyère un anneau coulissant en translation. La commande directe des volets par les vérins de tuyère du TF-30 sera copiée pour l'Olympus de Concorde et permettra la réalisation d'une tuyère ayant un coefficient de frottement extrêmement faible, parfaitement adaptée à sa commande pneumatique. Les moteurs TF de la SNECMA ont équipé certains avions militaires prototypes de Marcel Dassault, comme le Mirage III V à décollage vertical, mais ne furent jamais construits en série. Cette prise de licence P&W n'a pas vraiment conduit la SNECMA vers le domaine des moteurs double corps et je pense que c'est heureux quand on voit ce que cette approche a coûté à Hispano-Suiza, sa disparition comme motoriste. Le prochain réacteur militaire de grande puissance de la SNECMA qui succédera à l'ATAR sera le M53 qui sera toujours simple corps.



Pratt et Whitney - SNECMA TF-106 (1963)
(© Espace Patrimoine Safran)

7 - Les Marboré II et VI de Turboméca

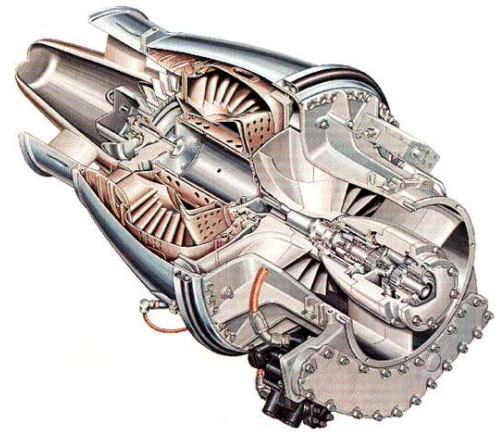


Avant de poursuivre avec les turboréacteurs militaires de la SNECMA, revenons pour un temps à la fin de la guerre, chez Turboméca, société qui, elle aussi, s'était entourée de spécialistes allemands pour aborder le tout nouveau domaine des turboréacteurs.

Fin septembre 1945, Joseph Szydlowski, le Président Directeur de Turboméca, lors d'une mission d'étude de l'industrie aéronautique allemande, rencontra Friedrich Nallinger, le Directeur Technique de Daimler-Benz, qui, accompagné de son équipe, acceptera de travailler pour lui. Après bien des péripéties, dont en particulier l'étude puis l'abandon d'un gros turboréacteur de 7200 kg de poussée, de cette collaboration naîtra un petit turbomoteur, le B782 qui sera à l'origine des premiers petits turboréacteurs de Turboméca. Le plus célèbres d'entre eux sera le Marboré II qui équipera, à partir de 1952 le CM-170 Fouga Magister, qui fut l'avion école de l'Armée de l'Air Française pendant de nombreuses années (1956 - 1993).



" Ecorché " du turboréacteur Turboméca Marboré II (© Turboméca)



Continental J69 (© Turboméca)

J'ai personnellement été confronté au Marboré II lors des épreuves pratique de l'examen du BTSA 1959 (essais au banc au CEMH, aujourd'hui CEPR) et aussi, avec le Morane Saulnier MS-760 Paris, lors de mon service militaire. C'était un moteur très simple, très fiable et très facile à conduire. Une de ses particularités à laquelle j'ai été confronté était qu'il " faisait de l'huile ", c'est à dire qu'après fonctionnement le réservoir d'huile était plus rempli qu'au démarrage ! Ce " piège ", qui m'avait été tendu lors de l'examen du BTSA, résultait d'une fuite de carburant au joint tournant entre les pompes à huile et la pompe à carburant, les deux étant installées sur le même arbre ! La production totale des Marboré II et VI a été de 17 500 unités, en comptabilisant les moteurs produits sous licence par Continental, aux Etats Unis, sous l'appellation J-69, en Israël et en Chine. Il est toujours en utilisation. Il était équipé d'un compresseur centrifuge, d'une chambre de combustion annulaire avec pulvérisation centrifuge du carburant (héritage allemand de Daimler-Benz) et d'une turbine axiale à un étage. Sa poussée était de 400 kgp.

A la fin des années 50, le Marboré II a également servi à expérimenter les premiers concepts de silencieux de jet que l'on retrouvera sur les moteurs Rolls Royce Avon de Caravelle.

Silencieux de jet " pamplemousse " expérimenté sur le Marboré II. Présenté au CEV de Brétigny en décembre 1959, il est adaptable sur les Marboré II A 3 montés sur Fouga CM-170 Magister. Son nom est dû à la forme particulière de la sortie lorsqu'il n'est pas capoté. D'une masse de 9 kg et d'un encombrement réduit, il est caractérisé par le fait que l'air froid est entouré entièrement par les gaz chauds du réacteur et se trouve ainsi bien canalisé jusqu'à la zone de mélange. Cette bonne alimentation jointe à la grande surface de contact permettant d'obtenir une atténuation importante du bruit pour un encombrement réduit. (© Turboméca)



8 - L'Adour

Au début des années 1960, les Anglais et les Français sont tombés d'accord pour construire ensemble un avion bi-moteur d'attaque au sol qui sera le Sepecat (Société Européenne de Production de l'Avion d'Ecole de Combat et d'Appui Tactique) Jaguar. Son moteur, l'Adour, a été construit en collaboration entre Rolls Royce

(RR) et Turboméca (TM). L'Adour était un turboréacteur double flux, double corps avec post-combustion de 2 300 kg de poussée, portée à 3 300 kgp avec la post-combustion. Le partage des tâches entre RR et TM a été relativement équilibré, Rolls Royce étant responsable de la définition de la chambre de combustion, des turbines, de la post combustion et de la régulation alors que Turboméca se voyait confié les deux compresseurs, le carter intermédiaire et le boîtier d'engrenages.

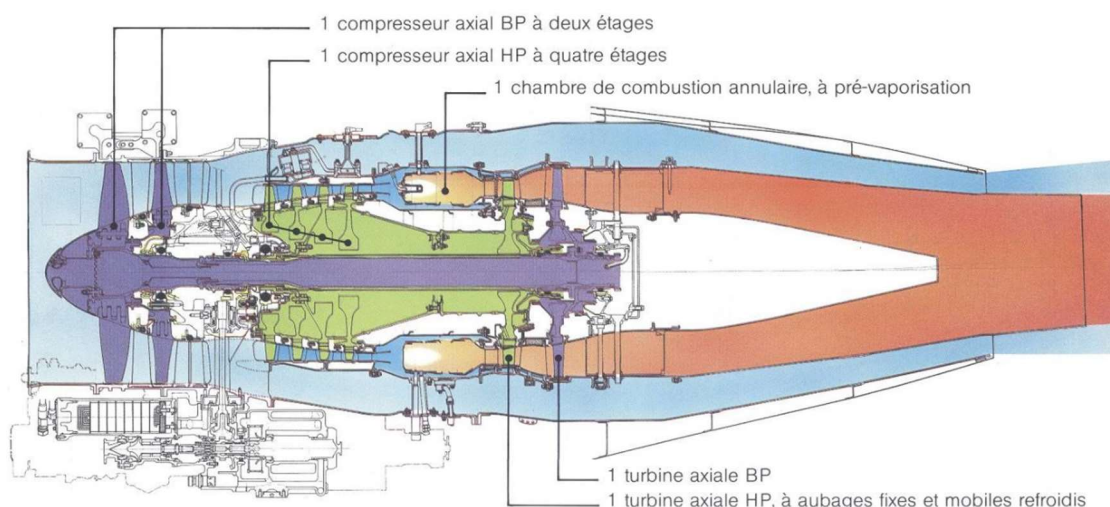


Turboréacteur Rolls Royce (60%) -Turboméca (40%) " Adour ". Son nom est tiré de l'Adour, un fleuve du sud-ouest de la France mais aussi d'une rivière anglaise, l'Adur. (© DR)

L'Adour comprend un compresseur BP à deux étages, entraîné par une turbine BP à un étage, un compresseur HP à cinq étages, une chambre de combustion, un étage de turbine HP et un dispositif de post combustion avec une tuyère à section variable. L'arbre de turbine BP, sous responsabilité de Rolls Royce est concentrique au corps HP. Ce moteur, particulièrement réussi, a été fabriqué à plus de 3 500 exemplaires, pour équiper les Jaguar mono et biplaces qui sera opérationnel dès 1972, mais aussi pour les avions d'entraînement monoréacteurs Hawk de British Aerospace, qui sera également construit sous licence aux USA sous le nom de T-45A Goshawk, et pour les biréacteurs biplaces Mitsubishi T-2 et monoplaces F-1 au Japon.

9 - Le Larzac

A la fin des années 60, Turboméca et la SNECMA décidèrent de s'associer pour former le Groupement d'Intérêt Economique Turboméca Snecma (GRTS) et développer une petite turbosoufflante double corps double flux de 1000 kg de poussée visant la récente génération des avions d'affaire, comme la Corvette de l'Aérospatiale. Le P&W JT15-D fut choisi pour la Corvette et le Garrett TFE-731 pour le Mystère 20 des Avions Marcel Dassault. Le GRTS s'orienta alors vers le marché des avions militaires d'entraînement, augmentant légèrement la poussée de son moteur en projet, qu'il dénomma Larzac 04. Ce dernier fut choisi pour motoriser les 512 Alpha Jet A et E, un bimoteur d'entraînement conçu par les avionneurs Marcel Dassault et Dornier qui remplacera le CM-170 Fouga Magister dans les Armées de l'Air Française et Allemande. Le Larzac sera fabriqué à plus de 1260 exemplaires, entre 1978 et 1987, et utilisé par 13 pays, l'Allemagne et la Belgique étant associées à sa production.



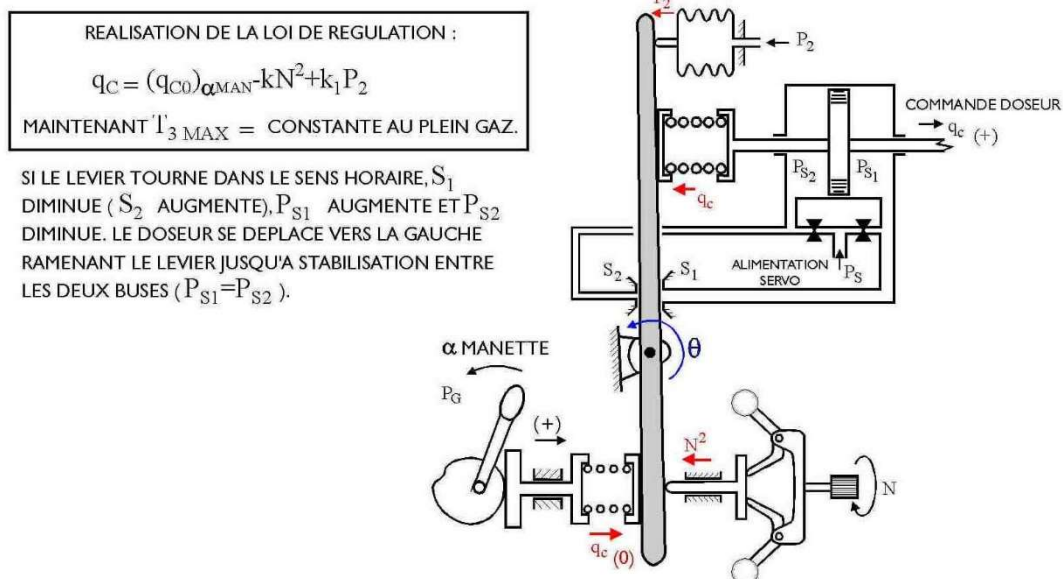
Coupe du turboréacteur M49 rapidement rebaptisé " Larzac ", en hommage à la région d'où provient le président directeur général de la Snecma à cette époque, Jean Blancard.

Le Larzac a constitué la véritable entrée de la SNECMA dans le domaine des moteurs double corps. C'était la première fois que la SNECMA et Turboméca coopéraient. Le partage des travaux de conception du moteur

a été celle de l'Adour, avec la SNECMA responsable de la chambre de combustion, des turbines et de la régulation et Turboméca des compresseurs. La mise au banc d'essais du premier moteur s'est faite en mai 1969 et la mise au point n'a posé aucun problème.

C'est sur le Larzac, après le bien lointain ATAR 101 V, que la SNECMA a réutilisé des aubes de turbine refroidies par circulation interne d'air prélevé à la sortie du compresseur HP. Cette technique est maintenant devenue incontournable.

J'ai bien connu le développement de la régulation du moteur Larzac dont mon ami Jean Pierre Champagnon a été le responsable. C'était la deuxième fois que la SNECMA concevait un régulateur carburant depuis l'ATAR. A cette époque le département régulation de la SNECMA (YZ) était encore sous l'influence de Pratt et Whitney et de ses régulateurs Hamilton et Bendix qui maintenaient constante la température entrée turbine en régulant le débit carburant en fonction de la pression sortie compresseur HP et du régime de rotation du corps HP, sans avoir à utiliser la température d'entrée dans le moteur.



Mécanisme hydromécanique de régulation du carburant du Larzac (© Auteur)

Le régulateur hydromécanique était complété d'un limiteur d'accélération et de décélération électronique (analogue à transistors) fabriqué par Elecma, la division électronique de la SNECMA.

La chambre de combustion était annulaire et l'injection de carburant se faisait par des canes à pré vaporisation copiées de la technique Hawker Siddeley que la SNECMA avait découverte sur les premiers moteurs Olympus de Concorde. Ce concept qui permet de réduire la pression d'injection du carburant sera reconduite sur le M53 que nous allons voir maintenant. Elle sera abandonnée par la suite, en partie à cause des dépôts de coke qu'elle occasionnait à l'intérieur des canes.



Vue de face du Larzac 04C6 (© DR)

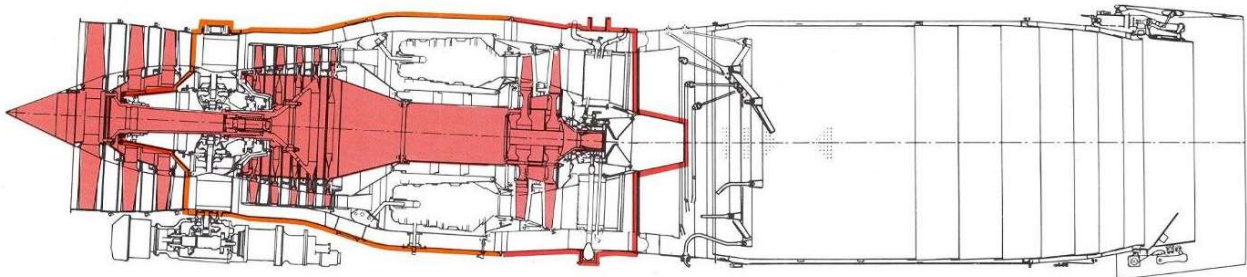


Calculateur analogique (© DR)

10 - Le SNECMA M53



Revenons maintenant au turboréacteur M53 qui sera le successeur de l'ATAR pour l'équipement des avions de Marcel Dassault. Son étude commença à Villaroche au milieu des années 1960. Je crois me souvenir que c'est Serge Boudigues qui, voulant conserver la simplicité de l'ATAR tout en profitant de la plus faible consommation de carburant permise par un cycle à double flux, poussa au choix d'un moteur monocorps-double flux. En cela il reprenait le concept du turboréacteur SRA-1 de Rateau, étudié clandestinement par René Anxionnaz pendant l'occupation, mis au banc d'essai juste après la guerre puis abandonné par absence de financement du gouvernement de l'époque.



Coupe longitudinale du SNECMA M53-2 monocorps-double flux à post combustion. M53-2. Un module d'entrée, de secours hydraulique avion, est prévu, tout à l'avant, pour la sécurité de l'avion équipé. Le cône d'entrée mobile est non dégivré.

À l'origine le M53 était destiné à un chasseur bimoteur devant voler à trois fois la vitesse du son, mais l'apparition des missiles aéroportés a fait que la course à la vitesse a disparu. Le Mirage 2000 que le M53 équipera, a un Mach de vol maximum de l'ordre de 2,2, ce qui en fait, quand même, le chasseur le plus rapide de l'Armée de l'Air Française.

La technologie du M53 n'a en fait rien de révolutionnaire par rapport à celle de l'ATAR 9K50, si ce n'est l'utilisation de matériaux réfractaires plus performants et un refroidissement des aubes de turbine HP par ventilation interne. Ses performances opérationnelles améliorées sont essentiellement obtenues grâce son " double flux " et à une température d'entrée turbine supérieure. Produite à 115 exemplaires entre 1982 et 1985, la première version de série du M53, appelé M53-5, délivrait 5 600 kg de poussée à sec et 8 500 kg avec la post combustion. La seconde version, le modèle -P2, qui a été fabriqué en série à 629 exemplaires jusqu'en 2005 pour la famille Mirage 2000, délivrait 6 500 kg de poussée en sec et 9 700 kg avec la post combustion.

L'augmentation de poussée entre ces deux modèles avait été obtenue en modifiant les compresseurs pour augmenter le débit d'air et en augmentant la température entrée turbine. Pour minimiser le poids du moteur il avait été fait un usage intensif du titane. À ce sujet j'ai pu observer les dommages extrêmes causés par un feu titane lors d'un essai à grand Mach dans un caisson d'altitude du CEP. Des gouttelettes de titane fondu et en feu, provenant d'un contact du bord de fuite des aubes en titane de premier étage du compresseur BP avec son redresseur en titane ont été entraînées par le flux d'air vers le compresseur HP où les conditions de pression étaient favorables à l'embrasement de tout le compresseur, y compris son carter. Tous les composants en titane ont pris feu et il ne restait presque plus rien de l'avant du moteur. Cet incident, avec un autre survenu dans les mêmes conditions sur un M88-2, toujours au CEP, ont fait que la SNECMA, depuis lors, n'a plus utilisé le titane pour la réalisation des carters de compresseur HP de ses moteurs supersoniques.

Comme l'ATAR, le M53 est doté d'une régulation extrêmement sophistiquée, entièrement développée à Villaroche, composée d'un régulateur principal hydromécanique couplé à un calculateur, qui a été analogique à l'origine et qui deviendra numérique avec le M53-P2. Sur le M53, tous les servomécanismes et vérins de régulation fonctionnent non plus à l'huile comme sur l'ATAR mais au carburant. La post combustion a imposé un flux d'éjection mélangé, mais, pour garder un pilotage de la poussée du compresseur BP, un dispositif créant une perte de charge variable, appelé " Détendeur à Section Variable " (DSV), et dont la cinématique de commande ressemble à celle des VBV du CFM56-2, a été installé sur le flux secondaire. Le DSV faisait varier le taux de dilution et a fait que le M53-P2 a été le premier moteur à cycle variable. Le M53, étant destiné à un avion monomoteur, possède des dispositifs de secours très performants couvrant les cas de fuite d'huile et de panne de régulation. Un régulateur de secours " total ", incluant une pompe à carburant à palettes a été installé. Tous ses équipements sont de fabrication française, même s'ils sont de conception anglaise ou américaine, en étant fabriqués sous licence, comme la pompe PC à noyau de vapeur, Dowty d'origine, la pompe à cylindrée Prendre l'air Hors-Série N°9 - Mai 2025

variable de tuyère, Lucas d'origine, la pompe carburant de secours, Sunstrand d'origine, et les vérins Dunlop de tuyère.



Cône d'entrée et vue du premier étage de compresseur du M53-5 (© DR)

La photo ci-dessus montre le cône d'entrée du moteur, de forme conique et pointue très caractéristique permettant un dégivrage centrifuge sans avoir à être alimenté en air chaud. Cette forme qui reprenait celle classique des " casseroles " d'hélice des petits avions à hélice avait été reconduite sur le CFM56-2 et sur les premiers CFM56-3. Elle fut ensuite abandonnée sur ces moteurs " civils " pour revenir à une forme ogivale car elle facilitait l'ingestion de grêle dans le flux primaire, provoquant l'extinction.

Le M53 a permis d'abandonner la filière beaucoup plus complexe et coûteuse des moteurs dérivés du JTF-10 de Pratt et Whitney. Son diamètre identique à celui de l'ATAR 9K50 a facilité son installation sur le Mirage F1 qui fut présenté au concours du " marché du siècle " en juillet 1975 et qui, malheureusement, se conclut par le choix du General Dynamics F-16 par la plupart des pays de l'OTAN. Sa seule utilisation aura donc été la motorisation du Mirage 2000 des Avions Marcel Dassault, chasseur bombardier qui est encore en opération dans 9 Armées de l'Air et qui participe aujourd'hui à la défense de l'Ukraine contre l'agression russe.

11 - Versions militaires du CFM56-2

Passons maintenant au CFM56, moteur qui a déjà fait l'objet d'une description détaillée dans un autre numéro hors-série de la revue " Prendre l'Air ".

A la fin des années 1970, la turbosoufflante CFM56 avait obtenu la certification " civile " conjointe de la FAA et de la DGAC, mais n'avait toujours pas trouvé d'avionneur pour l'utiliser. L'effort de " marketing " se tourna alors vers la remotorisation d'avions existants, le Boeing 707 étant en tête de liste. Boeing accepta, aux frais de CFMI, de réaliser des vols de démonstration avec un Boeing 707 équipé du CFM56. Boeing se chargea de la nacelle moteur, mais la SNECMA dut très rapidement concevoir et fabriquer un inverseur de poussée adapté à cet avion. Le Boeing 707 n'ayant pas de pompe hydraulique sur les moteurs externes, le choix se porta vers un inverseur de poussée à commande pneumatique, ressemblant à celui du Mercure/P&W JT8-D déjà produit par la SNECMA. Les vols de démonstration furent un succès, mais ne débouchèrent pas sur un programme de vente. Cependant ces vols ouvrirent un nouveau marché, celui des applications militaires du Boeing 707, les ravitailleurs en vol KC-135 et les avions de surveillance radar AWACS qui étaient équipés de moteurs P&W d'ancienne génération, de poussée marginale et consommant beaucoup. La France possédait des KC-135 et, unilatéralement, dans un acte de soutien à la SNECMA, elle commanda à Boeing leur remotorisation.

Le processus était amorcé et l'USAF suivit. Plus de 470 KC-135 furent remotorisés, soit près de 2000 CFM56-2B produits. Les exigences militaires américaines imposèrent de revoir les conditions d'emploi des moteurs. D'une part ces moteurs devaient permettre le vol dans l'environnement électro-magnétique extrême provoqué par une explosion nucléaire. La protection électromagnétique très élaborée (double blindage) qu'avait déjà le câblage électrique du moteur permit de répondre à cette exigence. D'autre part, une règle américaine, applicable à tous les véhicules militaires américains, y compris les avions, imposait qu'ils puissent être " déplacés " en utilisant de l'essence automobile. Ceci posait problème car cette essence a une tension de vapeur nettement supérieure à celle du carburant le plus léger, le Jet B, pour lequel le CFM56 était certifié. La difficulté fut contournée en imposant pour ces vols d'évacuation un régime de ralenti relevé et en limitant

l'altitude plafond. Le CFM56 augmenta très notablement les performances opérationnelles du KC-135. Pour revenir aux KC-135 français, les autorités françaises imposèrent que leurs moteurs soient équipés du démarreur français SEMCA, qui avaient été certifiés dans le cadre de la certification d'origine du moteur en remplacement du démarreur Bendix choisit par l'USAF. A noter que c'est ce même démarreur Bendix, une fois qu'un anneau de rétention ait été ajouté, a fourni une solution à l'épineux problème causé par les pannes à répétition du démarreur Garrett que Cammacorp avait retenu pour le Douglas DC8-70.

Les CFM56 des Boeing KC-135 de l'Armée de l'Air Française ont démontré une fiabilité opérationnelle exceptionnelle à laquelle les mécaniciens n'étaient pas habitués, ce qui les amenait à rechercher toutes possibilités pour voir ce que ce moteur " avait dans le ventre ". Ceci me rappelle une anecdote que j'ai vécu alors que j'étais au support technique (PSE) de l'Après-Vente Civile de la SNECMA. Un des moteurs d'un KC-135 R français, parqué face au vent, émettait de mystérieux cliquetis qui inquiétaient l'équipe de maintenance. J'ai voulu les rassurer en déclarant que ce bruit était tout à fait normal et provenait (clanging) du petit mouvement des aubes de soufflante provoqué en autorotation par leur jeu dans les alvéoles du disque. Manifestement je n'avais pas été convainquant et le moteur fut ouvert. Une clé, oubliée dans le moteur lors de son montage initial en usine, devait être retrouvée à l'intérieur du rotor du compresseur BP, ce qui expliquait le bruit anormal ! J'en était quitte pour la honte !

Après les CFM56-2B, appelé F-108 par les américains, du KC-135, le CFM56-2A fut choisi pour remplacer les P&W JT3-D des Boeing 707 AWACS. A la différence du KC-135, ces avions nécessitaient l'installation d'un inverseur de poussée et ce fut l'inverseur de poussée des DC-8 remotorisés par le CFM56-2C qui fut installé, le problème posé par l'absence de pompe hydraulique sur les moteurs externes du Boeing 707 de base ayant disparu. La seule modification qui dut être réalisée fut un changement de matière des joints toriques du système de commande pour prendre en compte que le liquide hydraulique n'était pas le même.



Boeing E-3F AWACS/CFM56-2A de l'Armée de l'Air Française (© DR)

12 - Le SNECMA M88



Au milieu des années 1970, alors que le Mirage 2000/M53 était encore en cours d'études, l'Armée de l'Air et l'Aéronavale Françaises ont envisagé déjà de se doter d'avions plus modernes. Après des tentatives de coopération européennes qui échoueront, cet avion, qui sera finalement entièrement français, sera le Rafale des Avions Marcel Dassault, bimoteur propulsé par deux moteurs M88 de la SNECMA.

L'avion Rafale A de démonstration a volé en juillet 1986 et était équipé de deux moteurs General Electric F-404-GE-400, le M88 n'étant pas encore prêt. Le F404 restera le moteur du recours en cas d'échec du M88, ce dernier et pour cette raison, devant lui être physiquement interchangeable.

Le M88 est un turboréacteur double corps double flux à post combustion. Il a profité de deux programmes de développement exploratoire de la SNECMA, le " Dextre " qui déboucha sur la mise au point d'une turbine HP équipée d'aubes monocristallines, fonctionnant à une température supérieure de 300°C à celle de la fusion du métal (!) et de " RENPAR " (pour Régulation Electronique Numérique Pleine Autorité Redondante) un calculateur électronique numérique commandant des servo-valves placées en interface avec les doseurs de carburant " sec " et " PC " du moteur ainsi qu'avec les " géométries variables ", directrice d'entrée du compresseur BP, stator variable du compresseur HP et tuyère à section variable.



Catapultage d'un Rafale " Marine " depuis le porte-avions Charles de Gaulle (© DR)



Snecma M88-2 (© Espace Patrimoine Safran)

Le M88-2 comprend un compresseur BP à trois étage avec une directrice d'entrée à calage variable, un compresseur HP à six étages avec redresseurs à calage variable, une chambre de combustion annulaire avec injecteurs de carburant à pulvérisation aéro-mécanique, une turbine HP à un étage refroidie, une turbine BP à un étage, un dispositif de post combustion avec accroche flammes radiaux sans purge du carburant, comme sur le moteur General Electric F404, et une tuyère d'éjection à section variable commandée en ouverture par des vérins alimentés au carburant sous pression. La poussée du M88 est de 50 kN, portée à 75 kN par la post-combustion.

13 - Le moteur du NGE du système européen SCAF de demain



Nous sommes maintenant en 2025 et la roue continue de tourner. Un nouveau contrat de coopération de la France avec l'Allemagne et l'Espagne pour développer l'avion européen de combat de demain a été signé. Ce programme est le SCAF (pour Système de Combat Aérien du Futur) dont la configuration technique de l'avion, le NGF (pour New Generation Fighter) n'est pas encore rendue publique, mais dont Safran avec MTU (Motoren und Turbinen Union) prendront une part active dans le développement du moteur.

On peut imaginer un turboréacteur double corps double flux dérivé du M88 mais fournissant plus de poussée, plus léger, contribuant à la " furtivité " de l'avion, et qui aura sans doute une tuyère " vectorielle " pour améliorer la manœuvrabilité lors du vol à basse vitesse. L'entrée en service du SCAF est prévue pour 2040.



Projet SCAF (© Dassault Aviation)

Conclusion

Ainsi se concluent ces trois chapitres, hélas nécessairement incomplets relatifs à la genèse des moteurs d'avion à réaction pendant et au sortir de la seconde guerre mondiale. Certes, c'est un lieu commun, toutefois, il ne me semble pas inutile de souligner que leur évolution fut tout fait prodigieuse, tant en termes d'augmentation de la puissance que de la fiabilité et de la durée de vie installé dans les avions, d'augmentation du rapport poids puissance qui passe de 81,7 kg par Kilonewton de poussée du Junkers Jumo 004 à 14,2 pour le moteur General Electric F101 qui servit de base à la gamme des moteurs de la famille CFM56, soit un saut de 5,7 points. Le taux de compression, la température d'entrée devant la turbine, gages d'amélioration de la consommation spécifique. Le débit d'air celui de la poussée, ont suivi des courbes parallèles.

Quel sera leur avenir ? Bien difficile d'être très affirmatif. Les Armées de l'air devront-elles s'appuyer encore longtemps sur des avions pilotés, tels que nous les connaissons, de plus en plus onéreux et très longs à mettre au point aux coûts d'études et de fabrication, surtout de mise en œuvre exorbitants ? Ou sur des vecteurs aériens sophistiqués sans pilote réutilisables voire plus simples éventuellement consommables ? La réponse à ces questions dictera, entre autres aspects, le niveau technologique de leurs moteurs.