

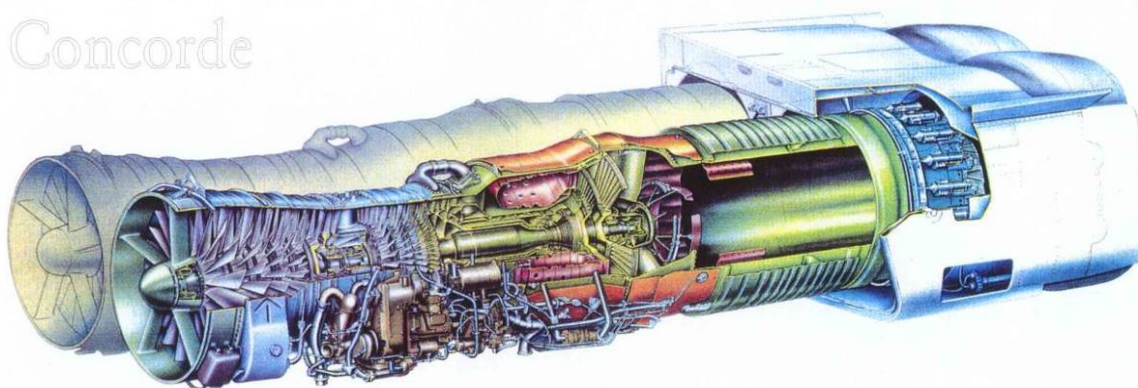
PRENDRE L'AIR

Le moteur supersonique civil Bristol - SNECMA Olympus 593



Aérospatiale British Aircraft Corporation - Concorde 01 au décollage avec sa livrée constructeurs

Concorde



Ecorché du moteur Olympus 593 Mk 610 avec ensemble d'éjection type 14-28



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

Hors-Série N°1

Janvier 2026

Edition 2

Contact

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

Sommaire

<i>Editorial</i>	4
Jacques Daniel	
<i>Préface</i>	5
Jacques Daniel	
<i>Le Concorde</i>	6
Jacques Daniel	
<i>Coopération Bristol - SNECMA</i>	9
Jacques Daniel	
<i>Le choix du moteur</i>	10
Jacques Daniel	
<i>Genèse du moteur Olympus</i>	11
Jacques Daniel	
<i>De l'Olympus 593 D au Mk-610</i>	19
Jacques Daniel	
<i>Le système propulsif</i>	30
Jacques Daniel	
<i>L'entrée d'air à géométrie variable</i>	32
Jacques Daniel	
<i>Le dispositif de postcombustion</i>	36
Jacques Daniel	
<i>L'ensemble d'éjection</i>	40
Jacques Daniel	
<i>Les projets d'évolution de l'Olympus 593</i>	44
Jacques Daniel	
<i>Les installations d'essais</i>	46
Henri Couturier	
<i>L'Avro 698 " Vulcan " XA 903 banc d'essais volant</i>	53
Jacques Daniel	
<i>Les essais en vol sur Concorde</i>	57
Jacques Daniel	
<i>Mise au point de la propulsion sur Concorde</i>	60
Jean Conche	
<i>Le comportement en service de l'ensemble propulsif de l'avion Concorde</i>	67
George Ganley, Directeur du Programme Olympus 593 chez Rolls Royce et Gérard Laviec,	
<i>L'exploitation commerciale des moteurs Olympus 593 sur le Concorde</i>	71
Gérard Laviec	
<i>Bruit et émissions</i>	75
Jacques Renvier	
<i>Concorde Héritage technologique et avancées industrielles - L'héritage du programme Concorde</i>	82
Jacques Renvier	
<i>Concorde et projets d'avion supersonique</i>	88
Jacques Renvier	
<i>Bilan</i>	92
Jacques Daniel	

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

Parallèlement à cette publication bi-annuelle, des numéros Hors-Série sont également édités. Sous la forme de monographies chaque numéro traite les différents types de moteurs, des aéronefs bancs d'essais volants des propulseurs, des évolutions technologiques mais publie aussi des biographies d'anciens pilotes d'essais de la SNECMA.

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

Message de la rédaction

Ce numéro Hors-Série est, en grande partie, la reprise de celui publié en janvier 2020. Aujourd'hui nous proposons une nouvelle mouture totalement revue, enrichie, corrigée, avec une iconographie considérablement élargie. Avec la contribution et le témoignage d'acteurs et de témoins de l'époque : Jean Conche, ancien ingénieur navigant d'essais, titulaire de 350 heures de vol sur l'Avro Vulcan XA903 et 850 heures de vol sur les Concorde 001, 02 et 1, Jacques Renvier, ancien directeur du support clients moteurs civils SNECMA, et Gérard Laviec, ancien directeur du programme Olympus chez SNECMA.

Six ans après, l'apparition de documents d'archives nous a semblé une raison suffisante pour se lancer dans une nouvelle édition.

Editorial

A l'occasion des 50 ans du premier vol du supersonique commercial franco-anglais Concorde, en mars 1969, ce numéro Hors-Série de " Prendre l'air " retrace la genèse et l'histoire du développement du moteur Olympus 593. Baptisé selon la tradition chez Bristol Siddeley d'un joli nom de la mythologie grecque, il évoque le domicile de Zeus. Cette turbomachine est exceptionnelle à plus d'un titre : c'est en effet et encore à ce jour le seul réacteur civil avec postcombustion et le premier réacteur double corps européen. Malgré une pléthore de livres, brochures, fascicules sur le sujet, peu d'articles évoquent le développement du propulseur dans la presse aéronautique.

La rédaction de ce présent numéro repose essentiellement sur l'exploitation des archives de l'Association des Amis du Musée Safran (AAMS) comportant de la documentation constructeur (Bristol Siddeley Engines, Rolls-Royce et SNECMA) et sur nombre de journaux internes SNECMA, notes techniques, brochures technico-commerciales et photographies issus de l'Espace Patrimoine du groupe Safran. A l'instar du programme franco-britannique, les deux tiers des sources utilisées sont d'origine anglaise. Du fait de la surabondance de la documentation, un long et patient travail d'analyse, de grappillage, de recoupement d'informations voire d'entretiens avec certains acteurs de l'époque aura été indispensable. Pour améliorer la qualité des illustrations, datant pour la plupart des années 1960 - 1970, il a également été nécessaire de les retoucher mais parfois de les redessiner.

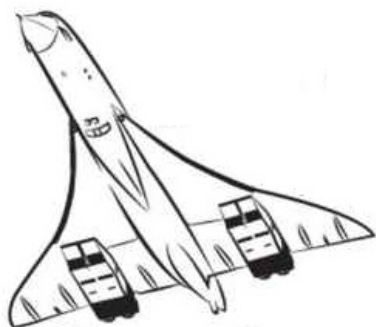
Un remerciement particulier est adressé à l'Amicale des Essais en Vol Snecma (AEVS) et plus particulièrement à son président, Mr Daniel François, ainsi qu'à Mr Jean Conche pour leur aide précieuse apportée à la rédaction de la partie essais en vol.

Au travers de ce numéro spécial, nous avons voulu rendre hommage au travail très important des équipes de la SNECMA pendant toute la phase de conception, de développement et de mise en service de l'Olympus 593 et tout particulièrement pour l'ensemble d'éjection, la chambre de combustion annulaire et le dispositif de postcombustion. Concernant la part du motoriste français, Sir Stanley Hooker l'un des plus brillants ingénieurs aéronautique britannique de cette époque et père de l'Olympus a déclaré que la SNECMA avait alors " réalisé un superbe système d'éjection et de rechauffe qui donnaient au Concorde cette douce transition vers le vol supersonique ".

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

Préface

La coopération franco-anglaise sur l'Olympus 593, le propulseur de Concorde, a commencé officiellement en novembre 1961 entre les sociétés Bristol Siddeley Engines Limited (BSEL) et SNECMA.



Cette coopération entre les deux motoristes a été grandement facilitée par leur collaboration antérieure. En effet, dès 1922 la SNECMA alors appelée Société des Moteurs Gnome-et-Rhône, a acquis une licence pour construire le moteur en étoile Bristol " Jupiter " et fabriqué ces moteurs pendant dix ans. En 1951, elle a signé un nouvel accord concernant la fabrication des moteurs à pistons sans soupapes " Hercules ", destinés à équiper le cargo militaire Nord 2501 " Noratlas ". Bristol Siddeley a acquis une licence SNECMA concernant les principes de l'inverseur de poussée. Enfin, en 1957, Bristol cédait la licence du réacteur " Orpheus ".

Dans le cadre du programme Concorde, le coopérant français avait en charge l'étude d'un système de reheating et d'un canal d'éjection à tuyère convergente-divergente, de section variable, ainsi qu'un dispositif d'inversion de poussée et d'un silencieux rétractable intégré. En février 1968, la qualification pour vol est obtenue pour le moteur, équipé du système d'éjection " type 10 " (développé par la SNECMA), monté sur un quadriréacteur Avro " Vulcan " banc volant.

Mais alors que les études étaient déjà avancées, du fait des modifications pour prendre plus de passagers et de carburant, la cellule du Concorde subissait d'importantes évolutions : la masse maximum au décollage passa de 138 tonnes à 150 tonnes entre mai 1964 et mai 1965, pour finalement atteindre 185 tonnes sur les avions de série ! Pour les motoristes, ces prises de poids successives impactèrent évidemment le moteur.

Le Concorde 001 qui décolla pour la première fois le dimanche 2 mars 1969, propulsé par quatre Olympus 593, donna le coup d'envoi au plus long programme d'essais de toute l'histoire de l'aéronautique civile, l'ensemble propulsif requérant notamment une très longue mise au point. Par rapport aux réacteurs subsoniques civils, l'Olympus présentait trois grandes particularités : son entrée d'air à géométrie variable, sa tuyère divergente et son dispositif de reheating.



Neuf appareils dont un avion banc d'essais volant y participèrent, totalisant plus de 5500 heures de vol (sur les 4400 envisagées à l'origine), dont plus de 2000 en supersonique. La double certification française et anglaise de l'Olympus 593 Mk 610 n'a été obtenue qu'à la fin de l'année 1975.

Mais, face à l'opposition américaine, le supersonique européen ne peut déboucher sur la grande série, et seuls seize exemplaires ont été construits, dont huit sont en service sur le réseau Air France et huit sur le réseau de British Airways. Cependant, les moteurs de ces appareils fonctionneront avec un taux de régularité dans l'exploitation pouvant être favorablement comparé à celui des moteurs subsoniques classiques.

Le Concorde

"Concorde restera unique par sa singularité, sa beauté et la part de rêve qui est aussi la part de l'invention".

André Turcat

En janvier 1976, 29 ans après qu'un avion eut franchi pour la première fois le mur du son, deux Concorde décollaient, l'un de Paris, l'autre de Londres, pour inaugurer le premier service régulier supersonique de transport de passagers.

Après l'accord sur le supersonique franco-britannique, signé en novembre 1962, après des années de calcul, d'études intensives, de simulations et plus de 5000 heures d'essais en soufflerie, il fut démontré qu'un long fuselage effilé et une mince voilure ogivale permettaient d'obtenir une bonne manœuvrabilité depuis des basses vitesses de l'ordre de 350 km/h jusqu'à plus de deux fois la vitesse du son, Mach 2,2 (2 330 km/h).



Le supersonique franco-britannique Concorde 002. La disposition des moteurs, groupés deux par deux dans deux nacelles situées juste à l'extérieur de la voie du train principal, permet de les rapprocher de l'axe de l'avion. Cette configuration a pour but de diminuer au maximum tout départ en dérapage en cas de panne d'un des moteurs.

Les ailes comportaient des éleveurs qui agissaient comme gouvernes de profondeur lorsqu'ils travaillaient ensemble, et comme des ailerons quand ils sont mus indépendamment. Il n'y avait pas de volets, la stabilité étant due à la forme de la voilure : cambrée, vrillée, courbée et effilée.

Réalisé par Bristol Siddeley Engines et la SNECMA, le groupe propulseur, ainsi appelé parce que les quatre réacteurs Olympus 593 ne constituaient qu'une partie d'un système complexe quadruple, comprenait les entrées d'air variables basse vitesse/grande vitesse, les moteurs avec leurs deux compresseurs indépendants pour minimiser la consommation à toutes les vitesses, le système de rechauffe (la postcombustion) qui fournissait un surcroît de poussée au décollage et lors de l'accélération transsonique, et les tuyères à géométrie variable. Il n'y avait pas la moindre marge d'erreur dans la conception du groupe propulseur. La charge payante de Concorde était, à l'époque, inférieure au tiers de celle d'un avion subsonique, de sorte que la plus petite perte d'efficacité des moteurs faisait la différence entre une exploitation rentabilisable ou définitivement déficitaire.

Conçue pour une durée de vie de 60 000 heures de vol, la structure, extrêmement robuste, était réalisée en alliage à base d'aluminium résistant à des variations de température allant de - 35 °C à + 120 °C.

Concorde volait à 15 000 mètres d'altitude ou plus, là où la densité de l'air ne représente qu'un dixième de celle qui règne au sol, la température est très basse et les moteurs ont le meilleur rendement. Selon les pilotes, Concorde se manœuvrait facilement. L'accélération transsonique n'était pas perceptible.

Avant sa mise en service, Concorde a été soumis au plus vaste programme d'essais jamais mis en œuvre pour un avion de transport commercial.

Cinquante-cinq ans après son premier vol, le 2 mars 1969, le supersonique franco-britannique reste " le plus bel avion du monde ".

Fiche technique du Concorde

Son fuselage presque aussi long que celui des gros porteurs (70.51 m pour le Boeing 747) est cependant beaucoup moins large (2.87 m contre 5.80 m). Air France et British Airways possèdent sept appareils.

Caractéristiques :

Envergure : 25.56 m

Longueur : 62.10 m

Hauteur : 12.15 m

Masse maximale au décollage : 185 065 kg

Masse maximale à l'atterrissage : 111 000 kg

Capacité en carburant : 96 tonnes (119 750 litres)

Masse marchande maximale : 12 740 kg

Surface alaire : 328.25 m²

Finesse : 7.6

Longueur intérieure de la cabine : 39.32 m

Largeur intérieure de la cabine : 2.63 m

Motorisation :

4 Rolls-Royce Olympus 593 Mk 610 de 17 260 kg de poussée avec rechauffe au décollage

Performances :

Distance franchissable avec charge marchande maximale : 6 500 km

Plafond : 17 000 m (55 000 ft)

Vitesse de croisière maximale : Mach 2.04

Altitude de croisière : 15 000 à 18 300 m

Vitesse au décollage : 390 km/h

Vitesse à l'atterrissage : 300 km/h

Rapport Poussée / Masse : 2.78

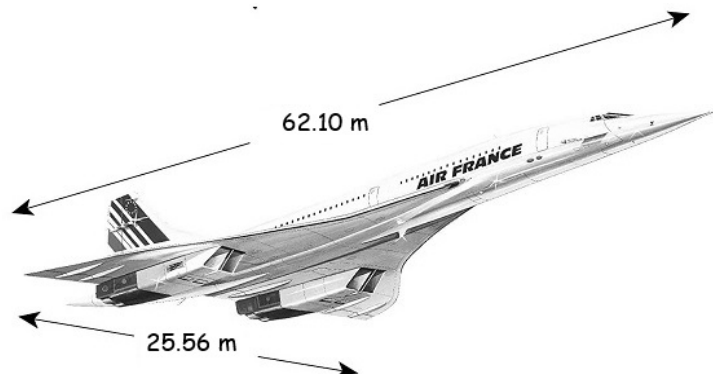
Aménagements :

Version standard : 128 passagers

Version Air-France British Airways : 100 passagers

Version haute densité : 144 passagers

Equipage : trois navigants techniques (commandant de bord, officier pilote, officier mécanicien), six navigants commerciaux (trois hôteses, deux stewards et un chef de cabine, homme ou femme).

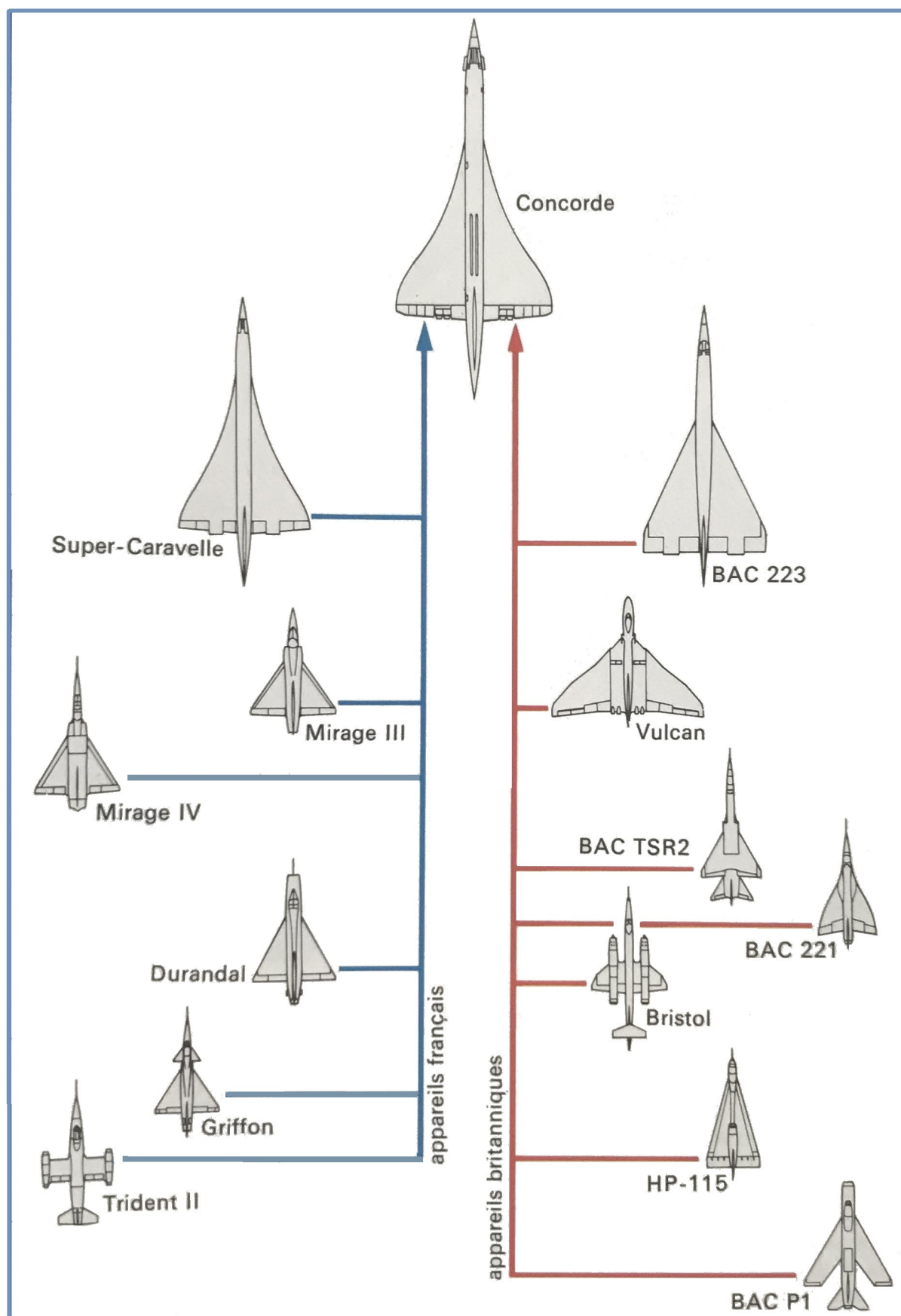


Les Concorde ont été conçus pour une durée de vie de 45 000 heures dont 25 000 en supersonique.

Liste des 20 Concorde

Número	Immatriculation	Date de livraison	Utilisateur	Heures de vol
001	F-WTSS	2 mars 1969	Sud-Aviation	812
002	G-BSST	9 avril 1969	Ministry of Technology	836
01	G-AXDN	17 décembre 1971	Ministry of Technology	693
02	F-WTSA	10 janvier 1973	Aérospatiale	658
201	F-WTSB	6 décembre 1973	Aérospatiale	917
202	G-BBDG	13 février 1974	British Airways	835
203	F-WTSC puis F-BTSC	31 janvier 1975 23 octobre 1980	Aérospatiale Air France	11 948 Détruit à Gonesse le 25 juillet 2000
204	G-BOAC	13 février 1976	British Airways	22 256
205	F-BVFA	19 décembre 1975	Air France	17 824
206	G-BOAA	14 janvier 1976	British Airways	22 769
207	F-BVFB	8 avril 1976	Air France	14 780
208	G-BOAB	30 septembre 1976	British Airways	22 297
209	F-BVFC	3 août 1976	Air France	14 372
210	G-BOAD	6 décembre 1976	British Airways	23 387
211	F-BVFD	26 mars 1977	Air France	5 816 Ferrailé
212	G-BOAE	20 juillet 1977	British Airways	23 367
213	F-BTSD	18 septembre 1978	Air France	12 976
214	G-BOAG	6 février 1980	British Airways	16 222
215	F-BVFF	23 octobre 1980	Air France	12 421
216	G-BOAF	13 juin 1980	British Airways	18 253

Appareils qui ont permis l'approche et l'étude technique du Concorde



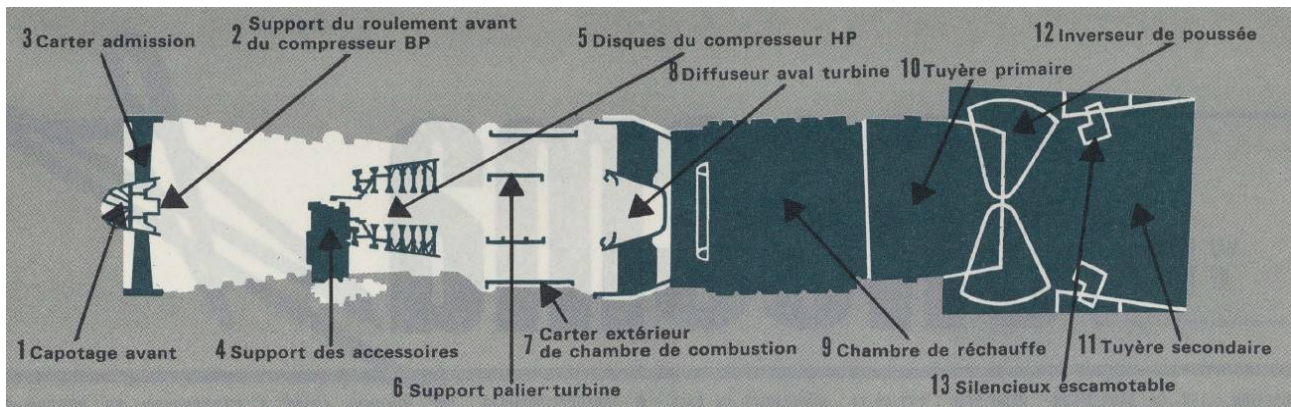
Le dessin de la structure de Concorde a été influencé par toute une série d'avions civils et militaires français et britanniques qui ont fourni la technologie de base.

Coopération SNECMA - Bristol

Le moteur Olympus 593 est le fruit d'une collaboration très étroite entre le motoriste britannique Bristol Siddeley Engine Limited (BSEL), absorbé par Rolls-Royce en 1970, et la SNECMA suite à la signature, au mois de novembre 1961, d'un accord de coopération. Le domaine d'activité de chacune des deux sociétés se définissait comme suit :

- pour Bristol, la responsabilité du moteur " bride à bride ", dérivé des Olympus et particulièrement du moteur de l'avion de combat supersonique English Electric TSR-2 (Tactical Strike and Reconnaissance - Mach 2) ;
- pour la SNECMA, la responsabilité d'une rechauffe et d'un canal d'éjection à tuyère convergente de section variable ainsi que d'un ensemble d'éjection secondaire incluant un dispositif d'inversion de poussée et un silencieux rétractable dans l'architecture générale d'un convergent-divergent à sortie variable.

C'est ainsi que le motoriste français fabriquait les sous-ensembles suivants, à partir de pièces brutes dont la quasi-totalité est exécutée par ses usines de forge et de fonderie de Gennevilliers : capotage avant (1) ; support du palier avant du compresseur basse pression (2) ; carter d'admission (3) ; support des accessoires (4) ; disque du compresseur HP (5) ; support du palier avant de turbine (6) ; carter extérieur de chambre de combustion (7) ; diffuseur de sortie de turbine (8) ; chambre de combustion (9) ; tuyère primaire (10) ; tuyère secondaire (11) ; inverseur de poussée (12) ; silencieux escamotable (13).



Olympus 593 B avec ensemble d'éjection type 10.

L'ensemble propulsif qui comprend le moteur et son système d'éjection est fabriqué en étroite collaboration dans les ateliers de Rolls-Royce (Bristol Engine Division) et de la SNECMA.

Le motoriste français fabrique la totalité des éléments du système d'éjection (repères 8 à 13) et certains éléments du moteur sec (repères 1 à 7).

Certaines pièces du moteur étudiées par Bristol ont été fabriquées par la SNECMA dont l'ensemble représentait environ 30 % de la valeur de ce moteur. En production de série, Bristol a fabriqué 70 % des pièces du moteur bride à bride et assemblé 60 % de ces moteurs ; la SNECMA fabriquait et assemblait les systèmes d'éjection (primaire et secondaire) et assurait la fabrication de 30 % des pièces du moteur bride à bride et l'assemblage de 40 % de ces moteurs.

Au total, la répartition des travaux sera de 2 /3 pour Bristol et 1 /3 pour la SNECMA en développement, de 60 % et 40 % en production de série. Dans la pratique, les performances du moteur de base et celles du système d'éjection rejaillissaient les unes sur les autres et il fallait donc procéder à une véritable optimisation.

Les essais de fonctionnement au sol ont été effectués en Grande-Bretagne et en France (selon une répartition d'environ 2/3 - 1/3) : chez Bristol-Siddeley à Patchway, au National Gas Turbine Establishment ou NGTE (Centre National des Turbines à Gaz) à Pyestock ; à la SNECMA au Centre d'Essais de Melun-Villaroche et dans les installations gouvernementales de Saclay.

Le choix du moteur



C'est à la suite d'une étude détaillée de la configuration du moteur optimum que l'Olympus 593 a été choisi pour le Concorde. Les calculs ont montré que, pour un avion volant à Mach 2.2 (moyennes et longues étapes avec réserves carburant normalisées), c'est un réacteur à température et taux de compression élevés qui correspond à un poids minimum du moteur plus carburant. Ceci a conduit au projet d'une version civile du moteur Bristol Siddeley Olympus alors développé pour l'avion biréacteur supersonique English Electric TSR-2 d'assaut et de reconnaissance destiné à la Royal Air Force.

Bien que l'Olympus 593 n'avait pas besoin de postcombustion au décollage, un système simple de rechauffe avait été prévu pour des accélérations transsoniques à haute altitude.

En déterminant le genre de moteur convenant le mieux à l'avion de transport mach 2.2 (une spécification ramenée par la suite à Mach 2), il a été tenu compte de toutes les conditions opérationnelles : décollage, montée subsonique, accélération transsonique, croisière supersonique, descente et attente subsonique. Cette vaste gamme exigeait que ce choix soit un compromis entre ces exigences contradictoires.

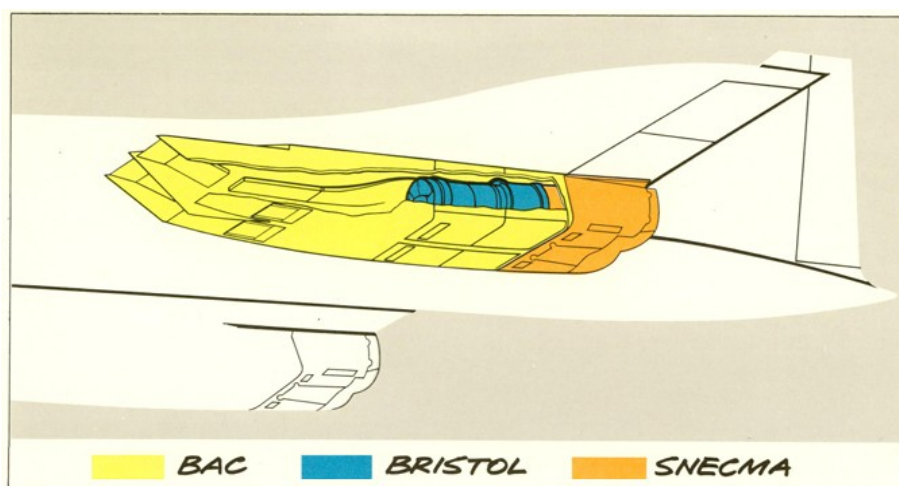
Le problème a été abordé par une étude de l'incidence de divers types de moteurs sur le poids total de l'avion, le moteur optimum étant celui qui correspondait à un poids total minimum sans dépasser les limitations de bruit au décollage.

Une comparaison entre turboréacteurs à simple et à double flux montra que l'intérêt du double flux était d'avoir une consommation de carburant un peu plus faible que celle du simple flux. Mais cet avantage se trouvait annulé du fait d'un poids installé plus élevé, conséquence de son débit d'air plus grand.

Le double flux est légèrement plus silencieux en utilisation mais l'augmentation de poids avait été jugée trop importante vis-à-vis de l'avantage offert, et le choix s'est en définitive porté sur le simple flux Olympus 593.

Pour confirmer ce choix une analyse des frais d'exploitation pour chaque type de moteur avait été effectuée, d'après les méthodes employées à la British Overseas Airways Corporation (BOAC).

L'un des avantages de l'Olympus 593 est d'être le développement d'un moteur qui existait. Comparé à la réalisation d'un moteur nouveau, le développement d'un moteur existant était plus facile en raison de l'expérience déjà acquise sur le moteur de base ; ceci permettait de prévoir d'une façon plus certaine les performances, la définition technologique et le temps nécessaire pour la mise au point.



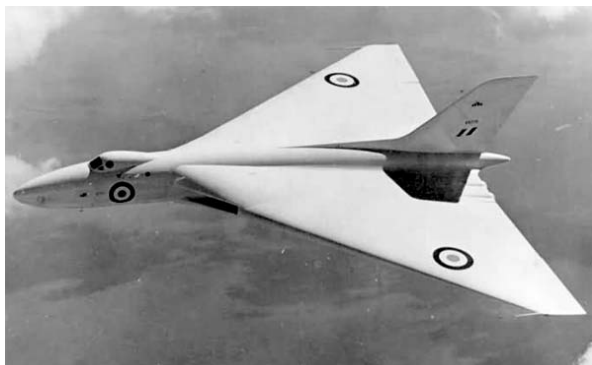
Installation du moteur Olympus 593 dans la nacelle de Concorde. Le faible diamètre (1 m 22) du réacteur permet de fixer les nacelles propulsives directement sur l'intrados de l'aile vers le bord de fuite. L'entrée d'air est à géométrie variable pour optimiser son efficacité aux régimes transsonique et supersonique.

L'Olympus 593 marque le passage d'un moteur d'avion autonome à un groupe propulsif intégré, concept nouveau pour son époque.

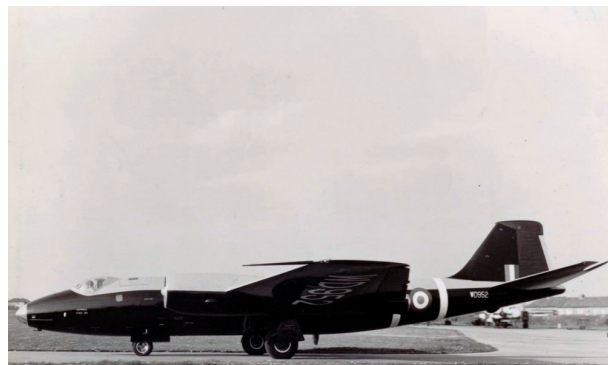
Genèse du moteur Olympus

Les Olympus subsoniques

A l'origine, le Bristol Olympus est, en 1948, un réacteur militaire simple flux de 4 tonnes de poussée et le premier réacteur au monde à être doté de deux compresseurs indépendants, c'est-à-dire à compression partagée entre deux rotors tournant à des vitesses de rotation différentes, permettant ainsi de procéder à des refontes différées sur l'un ou l'autre. Cette architecture qui lui donne un fort potentiel de croissance se révélera fort utile au fur et à mesure que le futur Concorde prendra de plus en plus de poids.



Avro 698 "Vulcan" B Mk 1



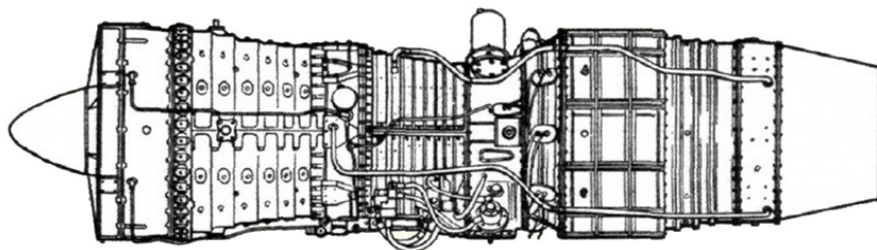
English Electric "Canberra" B Mk 2 (serial WD952)

Surnommé le "triangle en métal" d'Avro (tin triangle), le quadriréacteur faisait partie de la V-Class car son nom commençait par un "V" (Vickers "Valiant", Handley-Page "Victor" et Avro "Vulcan").

Développement. Bristol lance le projet Olympus fin 1946. En 1950, le motoriste met au point la première version du réacteur : le B-OI-1 (désigné originellement Bristol B.E 10) d'une poussée initiale de 4 082 kg. Le moteur tourne pour la première fois au banc le 16 mai 1950 et développe 4 150 kg. Dès le démarrage, il démontre des caractéristiques exceptionnelles de pilotabilité et d'accélération - trois secondes entre le ralenti et le point de référence standard de 95 % de poussée au décollage. Un an plus tard, une version légèrement modifiée, l'Olympus OI 1/2 à poussée augmentée 4 309 kg fonctionne, et en janvier suivant le premier moteur destiné au vol tourne au banc. En août 1952, c'est une variante améliorée, l'Olympus B OI 1/2 B de 4 536 kg de poussée, qui vole sur le banc d'essai volant English Electric "Canberra" B Mk 2 puis sur le prototype de l'Avro Vulcan en septembre 1953.

En quelques années BSEL améliore ce prototype et expérimente le Mk 101 de 4 990 kg de poussée, puis le Mk 102 de 5 500 kg de poussée.

Il est intéressant de rappeler que l'Olympus avionné sur English Electric "Canberra" B Mk 2 (serial WD952) a figuré parmi les records mondiaux d'altitude au début des années 1950. Evaluant deux Olympus de développement, le Mk 99 taré à 3 630 kgp, le biréacteur établit un record mondial d'altitude de 19 406 mètres en 1953. Malgré l'extinction des deux moteurs le pilote descend lentement et réussit à les rallumer. Deux ans plus tard, le même appareil propulsé par une paire d'Olympus Mk 101 de série de 4 990 kg, établit un nouveau record d'altitude dépassant l'ancien de plus de 600 mètres, en atteignant 20 083 mètres qui correspondent à celles, en vol de croisière, du Concorde.



Bristol Olympus B OI. 1
de 4 420 kg de poussée (1950)

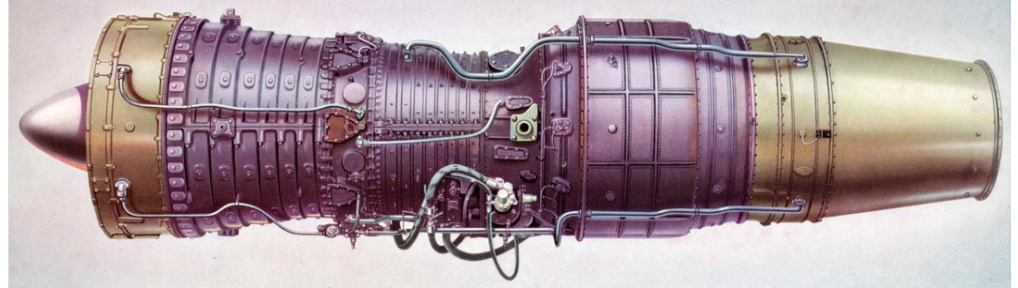
Olympus série 100.

L'évolution de l'Olympus à partir des premières versions est caractérisée par l'émergence de deux familles de moteurs, séries 100 et 200, grâce à la disponibilité des matériaux et des techniques de

conception améliorés. En plus de leur réputation de fiabilité, ils montrent une amélioration constante et substantielle des performances obtenue sans altérer leurs qualités de pilotage.

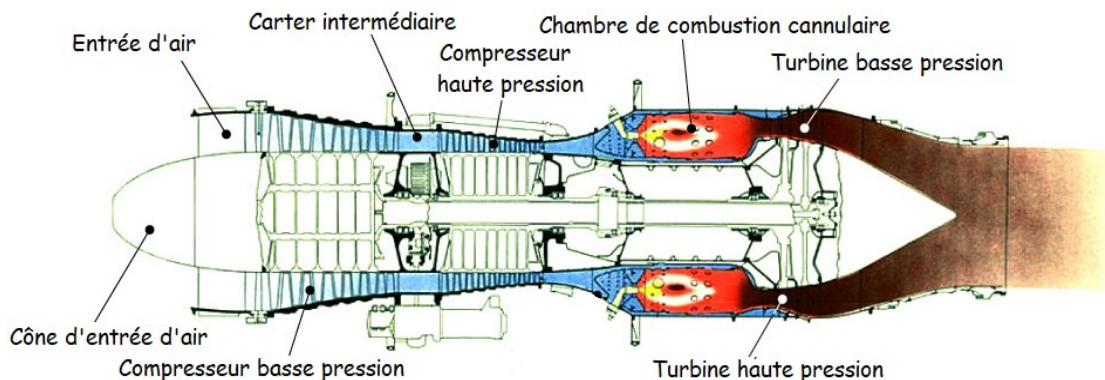
La première variante à entrer en service, au début 1955, est le Mark 101 : il offre un temps entre révision de 250 heures. Il est suivi par le Mk 102 qui tourne au banc en fin décembre 1954 en fournissant une poussée maximale de 4 989 kg. L'essai est effectué dans des conditions de croisière pendant 87 heures et 15 minutes, avec 10 heures de fonctionnement alterné entre le régime minimum et celui de décollage, 5 heures à la puissance de décollage et une courte période au cours de laquelle il tourne à un régime excédant sensiblement celui de sa puissance au décollage. Il vole pour la première fois le mois suivant et entre en service en septembre 1956 pour équiper les premiers bombardiers quadrimoteurs Avro 698 " Vulcan " B Mk 1 de la Royal Air Force (RAF).

Bristol Olympus Mk 101 (1953). Il peut être arrêté en vol et rallumé jusqu'à 17 000 mètres.



La principale différence du Mk 102 est l'ajout d'un étage supplémentaire à l'avant du compresseur, entraînant une augmentation du débit d'air et du rapport de pression, offrant une poussée maximale de 5 443 kgp et une consommation spécifique de carburant plus faible. Mécaniquement amélioré par rapport au Mark 101, le Mark 102 fonctionne à la même température d'entrée de turbine (TET) et utilise les mêmes matériaux d'aubes de turbine. Le moteur termine son épreuve de type en novembre 1955, moins d'un an après sa première rotation, et il entre en service sur les quatorze premiers exemplaires de série de l'Avro Vulcan B Mk 1 à partir de juillet 1957.

Cette augmentation de la puissance motrice sur l'appareil se traduit par l'émergence d'un problème qui ne s'était auparavant manifesté que lors de piqués ou de ressources à grande vitesse. Des vibrations à haute fréquence prennent naissance aux extrémités de la voilure et risquent d'accélérer la fatigue structurale de la cellule. La solution est trouvée avec la voilure dite de " phase 2 ", caractérisée par un prolongement vers l'avant du bord d'attaque, par un rayon de courbure plus faible et par une cambrure préfigurant déjà celle du Concorde.



Dépourvu de postcombustion, l'Olympus Mk 102 de 5 440 kg de poussée est un réacteur double corps (7 étages basse pression et 8 étages haute pression connectés chacun à une turbine mono étage) doté d'une chambre à combustion composée de 10 tubes à flamme interconnectés.

Le Mark 102 est suivi sur les chaînes d'assemblage par le Mark 104 d'abord testé à 5 897 kgp en décembre 1956. Une série de modifications introduites ultérieurement, en novembre 1958, permet au moteur d'atteindre une puissance maximale de 6 123 kgp. Similaire extérieurement au Mark 102 il est amélioré mécaniquement et utilise des matériaux plus résistants pour les aubes de turbine.

Le Mark 104 qui entre en service sur le Vulcan B Mk 1 en avril 1958, permet au quadrimoteur d'atteindre la vitesse maximale de Mach 0.95 à 50 000 ft (15 240 m) et une vitesse de croisière de Mach 0.92 à cette altitude ; les moteurs Mark 102 déjà livrés sont convertis au standard Mark 104 lors des révisions normales.

Pour assurer la mise au point des versions subsoniques de l'Olympus, Bristol Siddeley utilisa intensivement entre 1957 et 1958, le quadrimoteur Avro 706 Ashton 3, serial WB493. Deux nacelles pour Olympus sont installées sous les ailes, en position extérieure des nacelles-moteurs Rolls-Royce Nene 6 d'origine.

Cet avion eut un rôle de premier plan dans le film britannique des années 1960 "Cone of Silence", en jouant le rôle d'un avion fictif désigné "Atlas Phoenix".



Avro 706 Ashton 3, serial WB493

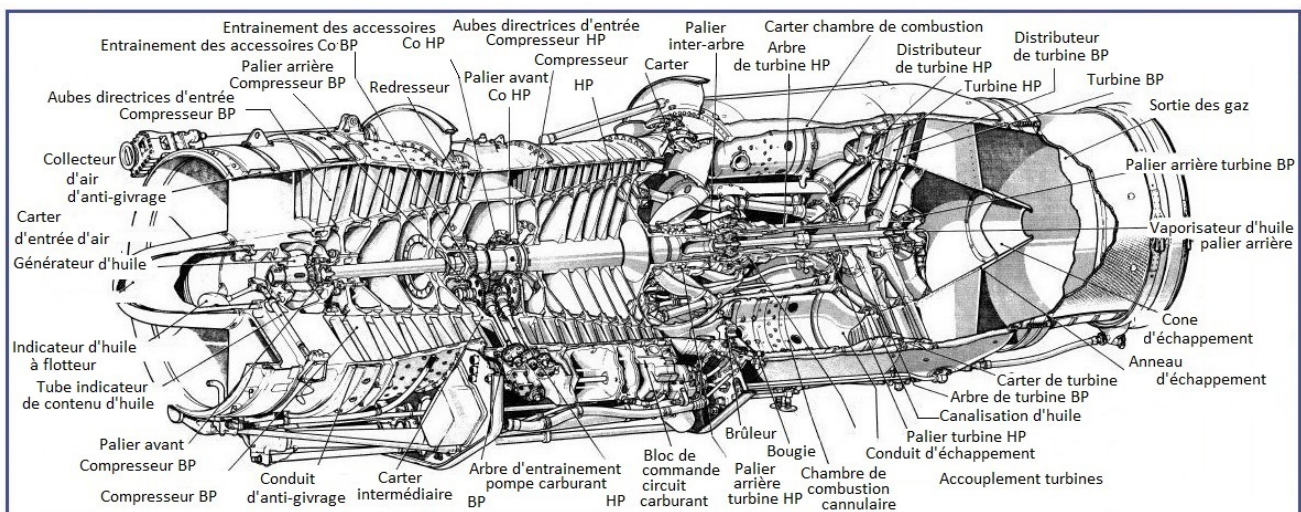
Olympus série 200.

Parallèlement au développement des derniers moteurs de la série Mark 100, le travail se poursuit sur la seconde famille Olympus qui entre en production sous le nom de série Mark 200. Le but de la série 200 est d'obtenir des poussées beaucoup plus élevées, tout en conservant les mêmes qualités de conduite, une faible consommation de carburant dans un encombrement identique. Intégrant les résultats de nombreuses recherches et développements dans la conception du compresseur - redessiné avec 5 étages BP et 7 étages HP - des aubes du compresseur et de la turbine, elle apporte une augmentation considérable du débit d'air - passant de 91 kg/s à 136 kg/s - sans aucune modification de diamètre ou de longueur.

En septembre 1954, le premier moteur de cette nouvelle série effectue sa première rotation. C'est l'Olympus B 01 6 qui développe une poussée maximale de 7 257 kgp, en janvier 1957. Il est produit en petites quantités sous le nom de Mark 200, mais un an plus tard une version développée, connue sous le nom d'Olympus B 01 7, fonctionne pour la première fois en fournissant une poussée maximale de 7 711 kg. Cinq mois plus tard, en mai 1958, ce moteur désigné Mark 201, passe avec succès son test de type officiel et est commandé en grandes quantités.

Les essais en vol de la série Mark 200 commencent en juin 1958 lorsqu'un des prototypes du Vulcan B Mk 1 vole avec quatre Olympus B 01 6, suivi en août suivant par le prototype Vulcan B Mk 2. Les appareils commencent alors un programme intensif d'essais en vol menant à leur entrée en service avec la Royal Air Force, en juillet 1960. Les changements apportés améliorent l'efficacité globale du moteur et la poussée, permettant à la variante de supporter des altitudes opérationnelles étendues et plus élevées. La fiabilité de la série Olympus Mark 200 est très élevée et les qualités de pilotage sont identiques à ceux de la série Mark 100.

Au niveau opérationnel, la nécessité de raccourcir les délais entre l'instant où parvient l'ordre de mise en route et celui du décollage conduit à intégrer un système pneumatique de démarrage, d'où la désignation de Mk 202 fournissant 7 260 kgp.

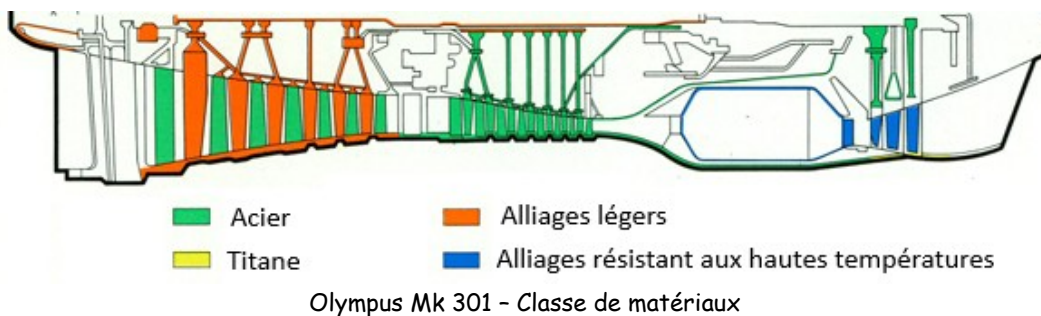


Bristol Siddeley Olympus Mk 201 - Eclaté (1960). Il possède une roue directrice d'entrée à aubes variables et une chambre de combustion cannulaire avec huit tubes à flamme interconnectés.

Olympus série 300.

L'ultime version subsonique, le Mk 301, équipée d'un étage supplémentaire à l'avant du compresseur augmentant de 5 cm le diamètre extérieur d'entrée (soit une augmentation de 20% du débit moteur) délivre une poussée de 9 070 kgp. Testé en mars 1962, elle va équiper les Avro " Vulcan " B Mk 2 à partir de mai 1963. Cependant les fortes poussées obtenues par les Olympus, dès le milieu des années cinquante, entraînent une refonte en profondeur des ailes du bombardier. Avec l'avionnage de la série Mk 200 puis Mk 300 de 9070 kgp, il faut agrandir les entrées d'air et le logement arrière des propulseurs donc de redessiner la voilure. Avec le Mk 300 les performances du quadiréacteur sont notablement améliorées avec une vitesse maximum de Mach 0.98 à 55 000 ft (16 764 m), mais, à basse altitude, les moteurs ne peuvent être poussés à plein régime simultanément que lors du décollage.

Aucun de ces Olympus subsoniques ne possède de dispositifs de refroidissement des turbines (aubes et distributeurs) ou de postcombustion. L'architecture double corps permet à chacun des compresseurs de fonctionner à son propre régime optimal et, par conséquent, à sa meilleure efficacité pour une condition de vol donnée. De plus, la pilotabilité du propulseur est obtenue sans le recours d'aubages à calage variable ou d'un compresseur avec soufflante.



L'Olympus en service.

Mis en service au milieu des années 1950, le Bristol Siddeley Olympus motorisant les Avro 698 Vulcan de la Royal Air Force démontrent leur fiabilité et leur maintenabilité.

Les escadrons de bombardement nucléaire acquièrent rapidement une expérience grâce à l'utilisation intensive de leurs avions lors de nombreux exercices et déploiements à l'étranger et leurs missions à longue distance sur tous les continents. Dans la majorité des cas, aucune disposition n'est prise pour l'approvisionnement en pièces de rechange des moteurs loin de leur base d'attache.

Ces vols sont effectués sans aucune défaillance de moteur. Un de ces exercices réalisé en novembre 1959 démontre qu'un quadiréacteur Vulcan B Mk 1 a parcouru 48 280 km en moins de 58 heures lors d'une tournée autour du monde. Sur la dernière partie du voyage, 3 154 km ont été parcourus à une vitesse moyenne de 1 123 km/h.

Au cours des ans, la poussée des Olympus est progressivement accrue. La première génération à entrer en service, l'Olympus série 100 voit sa poussée croître de 4 989 kgp à 6 123 kgp. Parallèlement à ces améliorations de performances l'accroissement du temps entre deux révisions s'accroît : l'Olympus détient la durée de vie entre révisions la plus élevée de sa catégorie dans la RAF.

Ce niveau élevé de fiabilité est dû en grande partie à la solidité de la conception initiale et à la rigueur des épreuves de développement au banc et en vol avant l'entrée en service des différentes variantes.

Mis à part les habituels réglages du moteur après ses débuts opérationnels, l'expérience montre que la quantité de travaux d'entretien requise sur l'Olympus est très faible, consistant généralement en un contrôle pour détecter des signes de dommages accidentels, des fuites de carburant et d'huile, et la vérification des filtres de récupération d'huile.

Le 21 juin 1961, la Royal Air Force établit un nouveau record mondial pour un vol entre la Grande-Bretagne et l'Australie lorsqu'un Avro Vulcan B Mk 1A (serial XH481) effectue un vol sans escale de 18 507 km en 20 heures 3 minutes avec une vitesse moyenne de 925 km/h. Décollant de la base aérienne de Scampton dans le Lincolnshire, le Vulcan atterrit à Richmond, près de Sydney. Pendant le parcours, l'avion est ravitaillé en vol à trois reprises par des Vickers " Valiant " opérant depuis Chypre, le Pakistan et Singapour. Aucun entretien particulier n'a été requis sur les moteurs Olympus à l'arrivée.

Pour parfaire leur entraînement, l'une des principales activités des unités de bombardement est la pratique des " décollages sur alerte " (Scramble, une alerte pour un décollage d'urgence). Tout au long de la journée et de la nuit, une partie de la V-Force doit être à un état de préparation très avancé, à l'apogée duquel ses appareils doivent être capables de décoller en trois minutes. Le meilleur temps enregistré à l'époque pour faire décoller un groupe de quatre Vulcain depuis la même piste ne prend que 84 secondes.

En mai 1961, les Vulcan B Mk 2 tout juste entrés en service prennent part à l'exercice " Mayflight " du Bomber Command conçu pour tester de nombreux aspects des éléments défensifs et offensifs à la dissuasion stratégique. L'expérience montre que les moteurs de la série Olympus Mark 200 d'une poussée de 7 711 kgp ont des niveaux de maintenabilité et de fiabilité identiques aux moteurs Mark 100.

L'Avro 698 Vulcan. L'Olympus a équipé toutes les versions du bombardier à aile delta Avro " Vulcan " en service dans la Royal Air Force entre 1956 et 1984. Construit à 134 exemplaires dont 45 de type Mk 1, entre le printemps 1956 et fin 1964, le quadiréacteur effectue nombre de vols sur de grandes distances et des tournées de présentation à l'étranger, sans nécessiter des pièces de rechange moteur.

Appareil de conception révolutionnaire lorsqu'il apparaît en 1952, le " Vulcan ", surnommé " The big Delta ", " Iron Overcast " ou encore " Tin Triangle ", n'équipa pas moins de dix escadrons de bombardement nucléaire et quand éclata le conflit des Malouines, en 1982, toutes les machines disponibles durent être remises d'urgence en état de vol. Dans le cadre de l'opération " Black Buck ", les " Vulcan " B Mk2 s'illustrent par sept raids de bombardement (avec ravitaillements en vol) menés au départ de l'île de l'Ascension, située juste sous l'équateur. Cela représentait un aller-retour de 15 000 km, soit 16 heures de vol.



Un Avro " Vulcan " B1 (XH478) ravitaillé en vol par un Vickers " Valiant ".

En tout, 15 quadiréacteurs Avro Vulcan B1 et B2 ont été perdus par accident en 28 ans de service (1956 - 1984) soit 11 % de la flotte, Son taux d'attrition est évalué à 0,5 avions par an,

Olympus sans rechauffe : caractéristiques des versions subsoniques.

Désignation	Poussée (kgp)	Débit d'air (kg/s)	Rapport de pression	Consommation spécifique (Kg/kg/h)	Vitesse de rotation (tr/min)	Constitution Compresseur Chambre Turbine	Masse totale (kg)	Longueur - Diamètre (m)
Mk 101	4 990	75	9.16	0.76	8 500	6 + 7 - A - 1 + 1	1 655	3.15 - 1.02
Mk 102	5 440	86	9.16	0.76	8 500	7 + 8 - C - 1 + 1	1 678	3.96 - 1.07
Mk 104	6 120	90	10.0	0.76	8 500	7 + 8 - C - 1 + 1	1 730	3.96 - 1.07
Mk 201	7 700	109	12.0	0.80	7 000	5 + 7 - C - 1 + 1	1 655	3.21 - 1.05
Mk 301	9 070	131	13.0	0.75	6 550	6 + 7 - C - 1 + 1	1 724	3.96 - 1.06

(*) Les aubes directrices d'entrée situées en amont des compresseurs BP et HP sont ajustables sur la version Mk 201 et fixes sur les Mk 102, Mk 104 et Mk 301. Excepté le Mk 101, toutes les versions sont munies d'un dispositif de dégivrage de l'entrée d'air.

Constitution :

Compresseur axial (étages BP + HP)

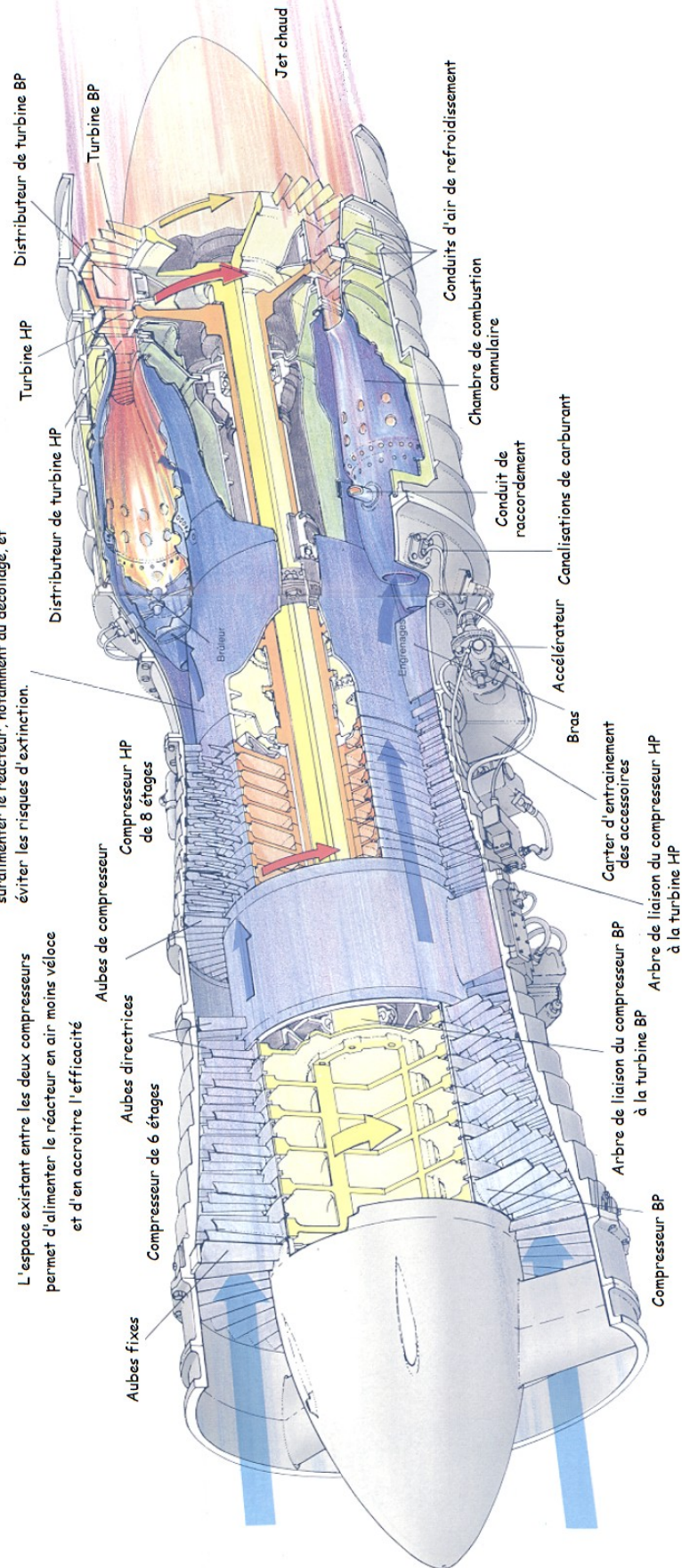
Chambre de combustion : C Cannulaire (10 tubes à flamme pour les Mk 101, 102 et 104, 8 tubes à flamme pour les Mk 201 et 301), A Annulaire

Turbine (étages BP + HP)

Bristol Olympus BOI.1

Le compresseur HP est lancé par un démarreur électrique.
Le compresseur BP, quand il fonctionne, permet de suralimenter le réacteur, notamment au décollage, et éviter les risques d'extinction.

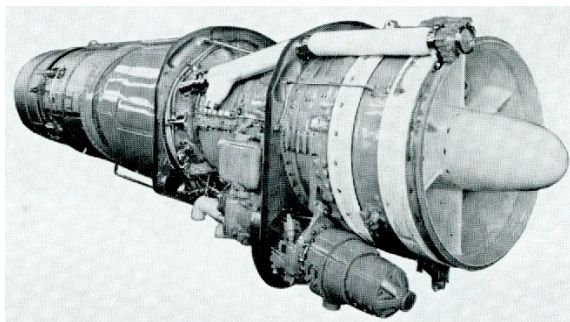
L'espace existant entre les deux compresseurs permet d'alimenter le réacteur en air moins véloce et d'en accroître l'efficacité



Ecorché de l'Olympus OI .1 (Copyright Avions et Pilotes)

Les Olympus supersoniques militaires

Faisant preuve d'une grande robustesse et d'une exceptionnelle fiabilité, l'Olympus Mk 301, également désigné B-01 21, redessiné en fonction du vol à grand mach, sert de base pour la mise au point de l'Olympus destiné au biréacteur biplace de pénétration et de reconnaissance supersonique English Electric TSR-2 (équivalent au Dassault Mirage IV A). Similaire aérodynamiquement mais beaucoup plus sophistiquée apparaît, en 1960, la version B-01 22 R (R pour Reheat) ou Mk 320 permettant au biréacteur de soutenir la reheate continue pendant plus de 45 minutes. Sa particularité est son dispositif de reheate entièrement pilotable jusqu'à un taux de 52%. En raison des températures plus élevées de l'air, de l'huile et du carburant sa conception exige l'emploi de nouveaux matériaux et de nouvelles dispositions pour l'arbre BP : du fait de sa longueur les roulements doivent être déplacés hors des zones très chaudes.



Bristol Olympus B-01-22 R

Synthèse des nombreuses technologies de pointe de l'époque, le TSR-2 est conçu pour voler à très basse altitude (60 mètres) en supersonique et voler à Mach 2 à haute altitude (13 000 mètres). Par ailleurs, l'avion devant opérer à partir de pistes très courtes et sommairement aménagées ses volets hypersustentateurs de voilure sont soufflés sur toute leur envergure par de l'air prélevé sur les compresseurs des deux réacteurs.

L'Olympus 22 R comporte 15 étages de compression et 8 chambres de combustion cannulaires avec doubles brûleurs. Sa poussée est de 34 000 lb (15 420 kgp) en sec et 23 000 lb (10 430 kgp) avec postcombustion. Il est doté d'une section de tuyère à géométrie variable de type convergent divergent dotée de 36 volets et d'un dispositif de gestion du bruit pendant le vol à grande vitesse. Il affiche une longueur de 8,13 m pour un diamètre de 1,06 m. Sa masse est de 2 720 kg.

Plus puissant, plus économe en carburant et incorporant une turbine modifiée, l'Olympus 22R autorise une plus grande souplesse d'emploi à tous les régimes et à toutes les altitudes. Qui plus est le moteur est conçu suivant le principe de la modularité de façon à faciliter les opérations de maintenance et de réparation. Alliant l'aluminium à des aciers à très haute résistance, des alliages de titane et le Nimonic, il supporte des températures sensiblement plus élevées que la normale grâce à des systèmes de refroidissement perfectionnés, ce qui lui permet de délivrer près de 8 000 kgp à sec et 14 000 kgp avec reheate, faisant de l'Olympus Mk 320 le deuxième moteur le plus puissant en occident à l'époque.

Avro " Vulcan " B1 serial XA894 banc d'essais volant de l'Olympus Mk 320



Le premier Olympus 22 R fonctionne au banc en mars 1961 atteignant rapidement 33 000 lb (150 kN), puis il est testé en vol, en février 1962, dans une nacelle sous le fuselage d'un Avro " Vulcan " B1 serial XA894. Mais le moteur comporte un défaut grave et dix mois plus tard le " Vulcan " explose et s'embrase au sol à Bristol lors d'un point fixe à forte puissance. Deux réservoirs de carburant sont perforés. L'équipage évacue sans problème. L'appareil XA894 totalise alors 61 heures de vol.

L'enquête montre que l'arbre de liaison compresseur turbine BP était entré en résonance sous l'effet des impacts à fréquence élevée des jets d'air de refroidissement, conduisant à sa rupture. Dans les mois qui suivent, trois nouveaux Olympus 22 R explosent sur leurs bancs d'essais à des régimes très différents. Le

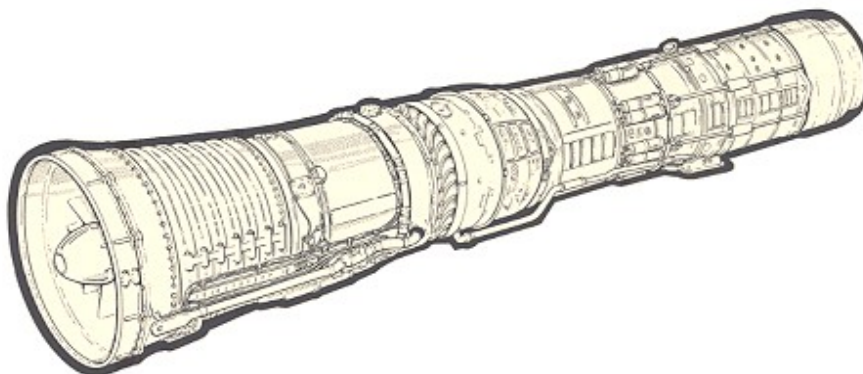
dernier accident est particulièrement impressionnant puisque le bâtiment est presque entièrement détruit. Le problème ne sera résolu qu'au moment où les premiers exemplaires de présérie sortiront de chaîne.



English Electric TSR-2 codé XR219 (1965) conçu pour voler à la fois " très haut, très bas, très vite et très loin ".
 Au niveau de l'entrée d'air et à l'instar des Mirage, le biréacteur utilisait un système de souris ou cônes mobiles.
 (Copyright MoD)

Codé XR219, le prototype du TSR-2 effectue son vol inaugural le 27 septembre 1964 à Boscombe Down aux mains de Roland Prosper " Bee " Beamont, directeur des Essais en Vol de la firme English Electric. A cette occasion, le constructeur prend un risque sérieux, les réacteurs risquant d'exploser dès qu'ils fonctionnent à plus de 97% de leur puissance.

Le biréacteur poursuit les essais et atteint Mach 1 début 1965 mais le programme est abandonné peu après son 24^{ème} vol alors qu'il totalise seulement 13 heures et 18 minutes. Il ne sera pas construit en série et sur les quatre appareils assemblés, un seul survivra, le XR222 : il est aujourd'hui exposé à l'Imperial War Museum de Duxford. Le programme aura toutefois permis à l'industrie aéronautique anglaise de faire un grand bond en avant et de disposer ainsi de nombreux éléments pour développer Concorde, dont les moteurs qui vont figurer aussi bien dans les projets anglais (les Bristol Type 198 hexamoteur et Type 223 quadriréacteur) que français avec la Super Caravelle.



Bristol Olympus 22 R. Cette version marque une évolution significative par rapport aux version précédentes sans réchauffe, en donnant la priorité à l'accélération rapide et aux performances de Mach 2 +.

Au moment de l'annulation du programme TSR-2, en avril 1965, l'Olympus 22 R avait accumulé plus de 6 000 heures de fonctionnement au banc, dont près de 800 heures en régime de postcombustion.

Caractéristiques Olympus 22 R

Moteur	Poussée (kgp)	Débit d'air (kg/s)	Rapport de pression	Consommation spécifique (Kg/kg/h)	Vitesse de rotation (tr/min)	Masse totale (kg)	Longueur - Diamètre (m)
22 R	10 430 en sec 15 420 avec rechauffe	131	12.0	0.75	6 550	2 720	8.13 - 1.06

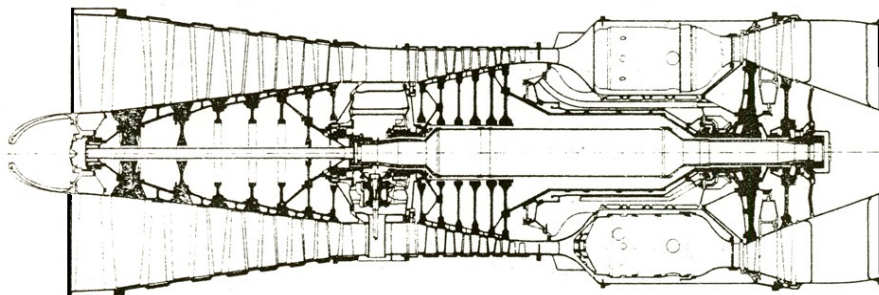
(*) Le compresseur comporte 8 étages BP et 7 étages HP. Les aubes directrices d'entrée situées en amont des compresseurs BP et HP sont fixes et dégivrées.

De l'Olympus 593 D au Mk-610

Les Olympus supersoniques civils 593 D et 593 B

L'Olympus 593 D. Au début du programme, les moteurs du Concorde sont une évolution de ceux développés pour l'avion d'appui et de reconnaissance TSR-2. Dénommée Olympus 593 D (D pour développement), cette première version expérimentale destinée à l'avion de transport supersonique franco-anglais se caractérise par l'ajout d'un étage " zéro " devant le compresseur basse pression.

Cette expérience initiale, qui comprend des essais au sol derrière une entrée d'air construite en bois permet d'obtenir un ensemble de paramètres valables pour le moteur définitif sur un nombre important de points, en particulier le refroidissement par air des aubes des distributeurs de turbine.

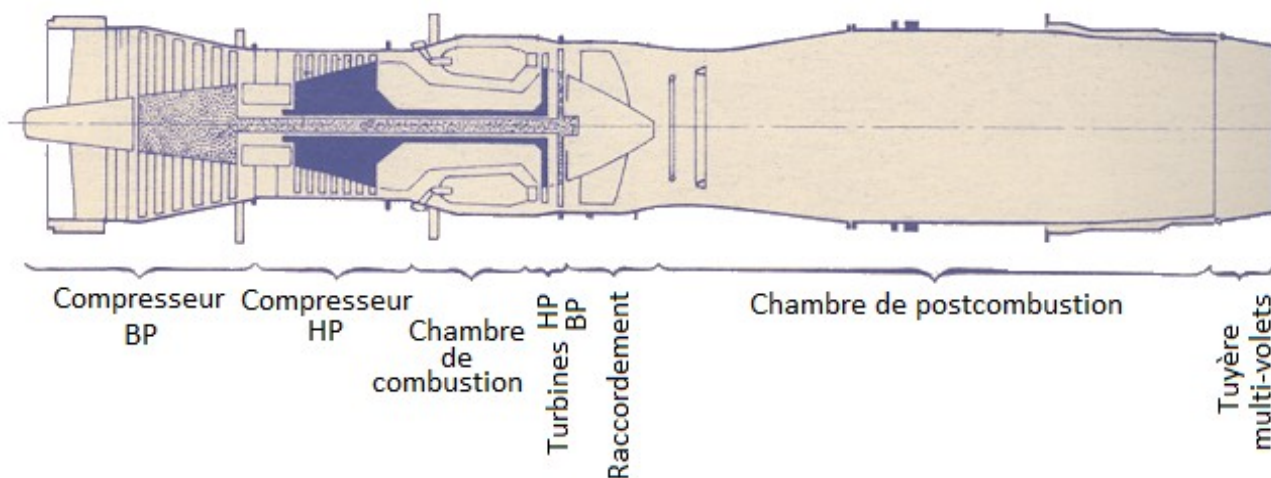


Olympus 593 D - Coupe longitudinale. La configuration des compresseurs BP et HP dit "waisted" (à section étranglée) dont l'évolution du diamètre extérieur permet de minimiser les dimensions de la nacelle et d'intégrer des accessoires dans une enveloppe minimale autour du moteur (1).

Après avoir entrepris un grand nombre d'essais sur les compresseurs BP et HP, l'Olympus 593 D réalise sa première rotation au banc en juillet 1964, avec quelques trois mois d'avance sur le programme. Il développe 13 600 kgp (30 000 lb) en sec et 14 740 kgp (32 500 lb) avec rechauffe. Les deux exemplaires construits effectuent 18 mois d'essais au banc en totalisant plus de 200 heures de fonctionnement au cours desquelles un nombre important de caractéristiques sont couverts. C'est le cas notamment pour : l'endurance en mode supersonique, le système de régulation, le phénomène de vibration des aubes compresseur, la pollution du circuit d'huile de lubrification, l'ingestion des corps étrangers ou FOD (pour Foreign Object Damage) ainsi que les essais d'adaptation des entrées d'air.

Mais rapidement cette version initiale démontre qu'elle est en-dessous des spécifications requises mi-1963 qui demandent encore plus de poussée pour propulser l'appareil de transport supersonique.

L'Olympus 593 B. Comme la plupart des nouveaux avions, le Concorde évolue durant sa période de conception et l'Olympus 593 D doit être remanié au niveau du débit d'air et de la poussée sans altérer le domaine de vol. Le débit d'air est accru d'environ 10% et le 593 D devient l'Olympus 593 B (B comme Big), considéré comme le père de la famille des propulseurs équipant le Concorde.



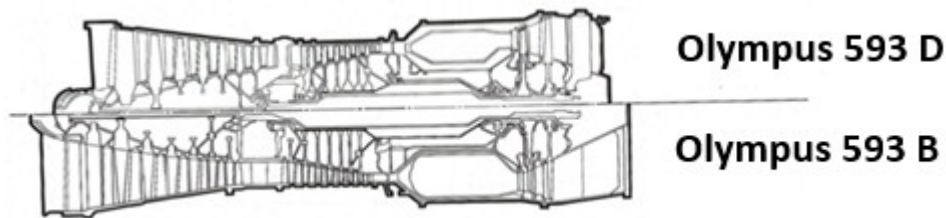
Olympus 593 B - Coupe longitudinale

Cette seconde version, dimensionnellement agrandie de 10%, permet d'expérimenter différents types de carburant et d'huiles de lubrification du fait de leur utilisation à hautes températures.

Pour le type de carburant retenu, le Jet A-1, plus de 2000 heures d'essais sont nécessaires pour confirmer son emploi sur Concorde car avant de parvenir à la chambre de combustion, le carburant assure via des échangeurs de chaleur le refroidissement de l'huile du train d'engrenages de l'entraînement à vitesse constante (Constant Speed Drive) et du bobinage de l'alternateur ainsi que de l'huile de lubrification du moteur. Dans le pire des cas, la chaleur récupérée par le circuit carburant génère des températures pouvant atteindre 79 °C dans le réservoir, 126 °C au niveau de la pompe à carburant et plus de 148 °C au niveau des brûleurs de la chambre de combustion.

Quant au type d'huile plus de 24 échantillons sont analysés pour finalement en homologuer quatre conservant de bonnes qualités de lubrification et de non-inflammabilité à des températures inhabituelles. Mais les travaux les plus importants concernent le circuit de refroidissement des aubes de turbine.

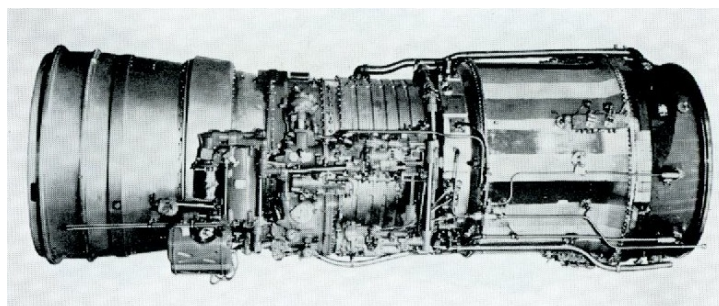
Après l'étude de nombreuses configurations, le dernier étage du compresseur haute pression du 593 D est supprimé, deux étages sont ajoutés à l'avant du compresseur HP et un nouveau compresseur basse pression à sept étages est conçu. La vitesse de rotation de l'arbre BP est fixée en fonction de la durée de vie requise de la turbine BP. Le système de refroidissement de la turbine HP est modifié et le taux de rechauffe est de 9% avec une tuyère convergente divergente dotée d'un silencieux et inverseur de poussée.



Coupe transversale : Olympus 593 D et 593 B. Accroissement : en diamètre de 5.08 cm, en longueur de 25.4 cm. Le débit d'air est accru de 12%, la poussée est augmentée de 10%. La refonte du moteur s'accompagne d'une diminution de la vitesse de rotation et de la température d'entrée turbine (TET). Son potentiel de développement est estimé à 40 000 lb (18 144 kgp).

Peu après le lancement du programme franco-britannique les premiers essais au banc sont menés avec des Olympus 593-1, 593-2A et 593-2B : ils correspondent à des modifications mécaniques de détail. Les standards 593-1 et 593-2A délivrent une poussée de 12 700 kg (28 000 lb) au décollage dans les conditions ISA (International Standard Atmosphere). En avril 1969, le standard 593-2B qui est le premier à fonctionner durant un temps limité à Mach 2 fournit une poussée de 14 923 kg (32 900 lb). Tous sont associés à l'ensemble d'éjection type 10.

En juin 1969, les Olympus 593-3B qui leur succèdent sont les premiers à permettre un fonctionnement en régime continu à Mach 2. Dotée d'un compresseur BP modifié, d'un nouveau carter intermédiaire à écoulement suivant la loi des aires, d'une chambre de combustion cannulaire (8 tubes à flamme séparés mais interconnectés) mais dépourvu du refroidissement des aubes de la turbine BP, l'Olympus 593-3B fonctionne avec une température d'entrée turbine (TET) de 1186 °C (1460 °K) et délivre une poussée de 17 261 kgp (38 055 lb) au décollage, en conditions ISA. Son taux de rechauffe est de 15 à 16%. Il motorise le premier prototype du Concorde lors de son vol inaugural, le 2 mars 1969.



Note de fin

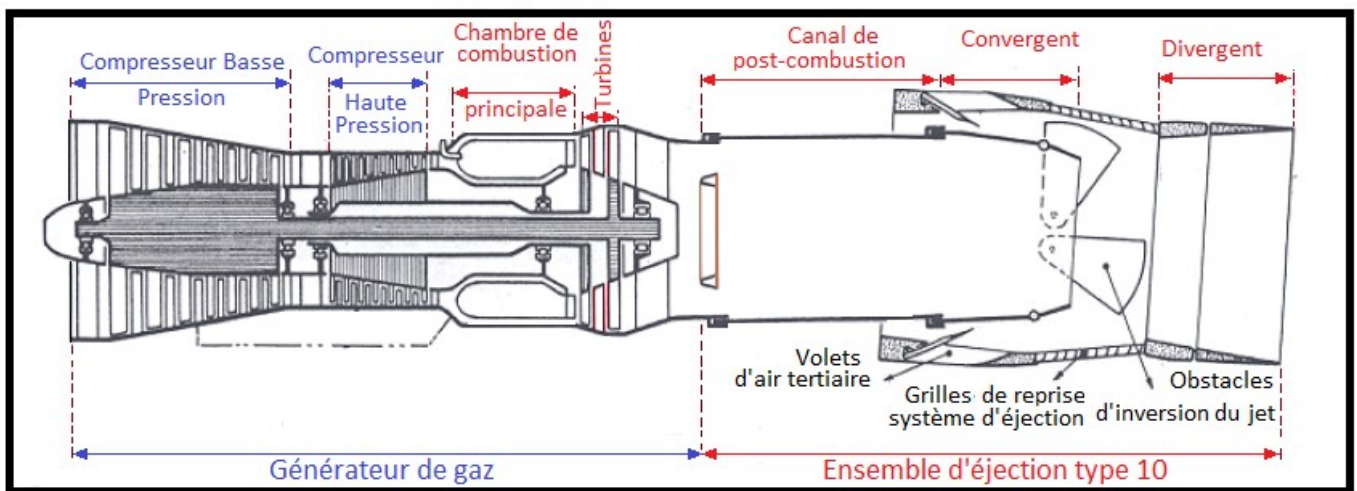
(1) Configuration aérodynamique des compresseurs :

Les moteurs Olympus 593 de pré série

Une nouvelle étape dans le développement des moteurs de l'avion supersonique de transport est la conversion de dix Olympus 593-3B de 17 236 kgp (36 800 lbf) au standard des moteurs de pré série désignés 593-4. La plupart des changements ne porte cependant que sur l'habillage du moteur.

Parmi les changements les plus importants entre les versions 593-3B et 593-4 figurent la modification de la partie frontale du propulseur, l'implantation d'un nouveau circuit carburant (allégé) ainsi que le routage des canalisations mais plus généralement une meilleure accessibilité aux composants. Si les performances sont identiques au -3B, le -4 dont la définition est figée en décembre 1971, est associé à l'ensemble d'éjection type 11.

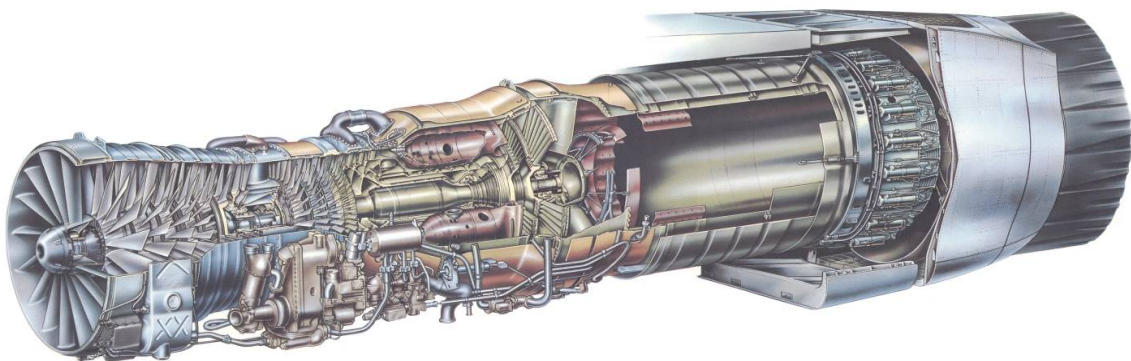
Considérablement plus léger, le circuit carburant fonctionne à des pressions inférieures de moitié environ à celles du circuit précédent et voit sa maintenance et ses caractéristiques d'installation améliorées. La différence principale réside dans le remplacement de la pompe carburant haute pression à pistons par une turbopompe à air ainsi que sa relocalisation sur le moteur. Cela apporte un gain de poids de 34 kg. A l'altitude de croisière, la pompe du premier étage seule fournit suffisamment de pression et la turbopompe est arrêtée.



Olympus 593 B avec ensemble d'éjection type 10 (1966)

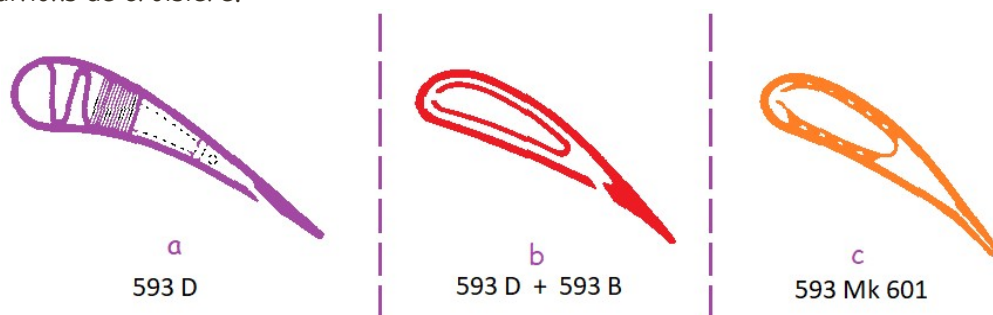
Le nouveau moteur livré aux deux avionneurs, British Aircraft Corporation et l'Aérospatiale, est le 593-6 qui porte la désignation de Mk-601 délivrant 17 259 kgp (38 050 lbf) dans les conditions ISA. Il est monté sur le second appareil de présérie français, le Concorde 02.

Si l'aérodynamique interne du 593-6 est identique à celle du 593-4, la majeure partie des organes et accessoires sont remplacés soit pour des raisons de production, soit suite aux problèmes techniques découverts lors du développement soit pour gagner du poids. Ces évolutions techniques résultent également des discussions engagées avec les futures compagnies aériennes pour faciliter les opérations de maintenance et les procédures de réparations. Dans la plupart des cas, ces modifications ont pour but d'éviter des erreurs d'assemblage du moteur. Par exemple, tous les trous de fixations des modules du Mk-601 sont décalés dissymétriquement afin d'éviter un assemblage incorrect.



Ecorché du moteur Olympus Mk 601 avec ensemble d'éjection type 11. La tuyère est aussi longue que le moteur.

Evolution du refroidissement des distributeurs de turbine haute pression (HP). La conception de l'aube de stator de turbine HP a fortement évoluée entre les versions 593 D et 593 Mk-601 de présérie. Prélevé au niveau du 5^{ème} étage du compresseur HP l'air nécessaire au refroidissement a une température de 560 °C, dans des conditions de croisière.



Evolution des circuits de refroidissement des distributeurs de turbine HP

La figure " a ", est une première conception de l'aube avec un flux d'air à double passage. L'air de refroidissement passe par le bord d'attaque à l'intérieur de l'aube puis s'échappe par le bord de fuite au pied de l'aube. Monté sur l'Olympus 593 D, ce type d'aube permet d'atteindre une température de gaz supérieure à 1149 °C. Mais pour améliorer la durée de vie, caractéristique essentielle, la conception a dû être revue (" b ").

Ce nouveau dessin consiste en une paroi intérieure dans laquelle de l'air de refroidissement circule en bas et en haut. L'air s'échappe de la paroi à travers plusieurs trous disposés au niveau du bord d'attaque afin de permettre un refroidissement continu par impact à l'intérieur de la surface portante de l'aube. L'air passe autour de l'extérieur de la paroi jusqu'au bord de fuite où il est évacué dans le flux de gaz principal à travers une série de trous percés le long de l'aube, maintenant un film d'air protecteur sur le bord de fuite concave. Cette configuration a permis d'accroître l'efficacité du refroidissement de 50 % et sa durée de vie de manière considérable.

Toutefois deux difficultés apparaissent : le maintien de l'espace entre la paroi et la surface interne de l'aube et le décrochage du film de refroidissement autour de l'aube. La première difficulté affecte la vitesse de circulation de l'air à l'intérieur de l'aube et, par conséquent, la répartition du refroidissement entre les surfaces convexes et concaves. Le second problème représente une rupture de ventilation complète du refroidissement du bord de fuite, créant des points chauds locaux et une détérioration conséquente du bord de fuite lui-même.

La troisième évolution " c " résout ces deux difficultés avec des fossettes générant une turbulence supplémentaire de la ventilation, ce qui améliore l'effet de refroidissement de ce flux.

L'usinage de fentes sur le bord de fuite permet l'évacuation de l'air dans le flux de gaz chauds, un refroidissement par convection vers le bord de fuite est ainsi assuré. S'affranchissant complètement de l'emploi du film de refroidissement cette conception offre une augmentation supplémentaire de la température de fonctionnement de 93 °C ou une augmentation correspondante de la durée de vie de l'aube pour une température similaire.

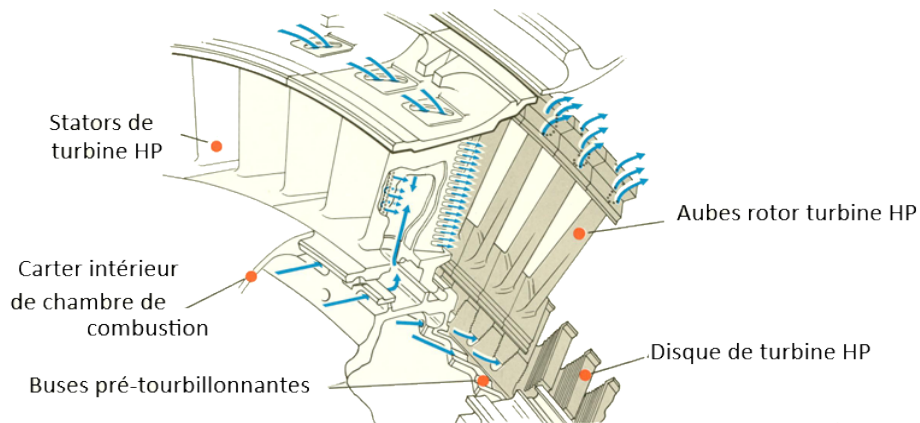


Aube de turbine HP

Refroidissement des aubes de turbine HP et BP du moteur de série

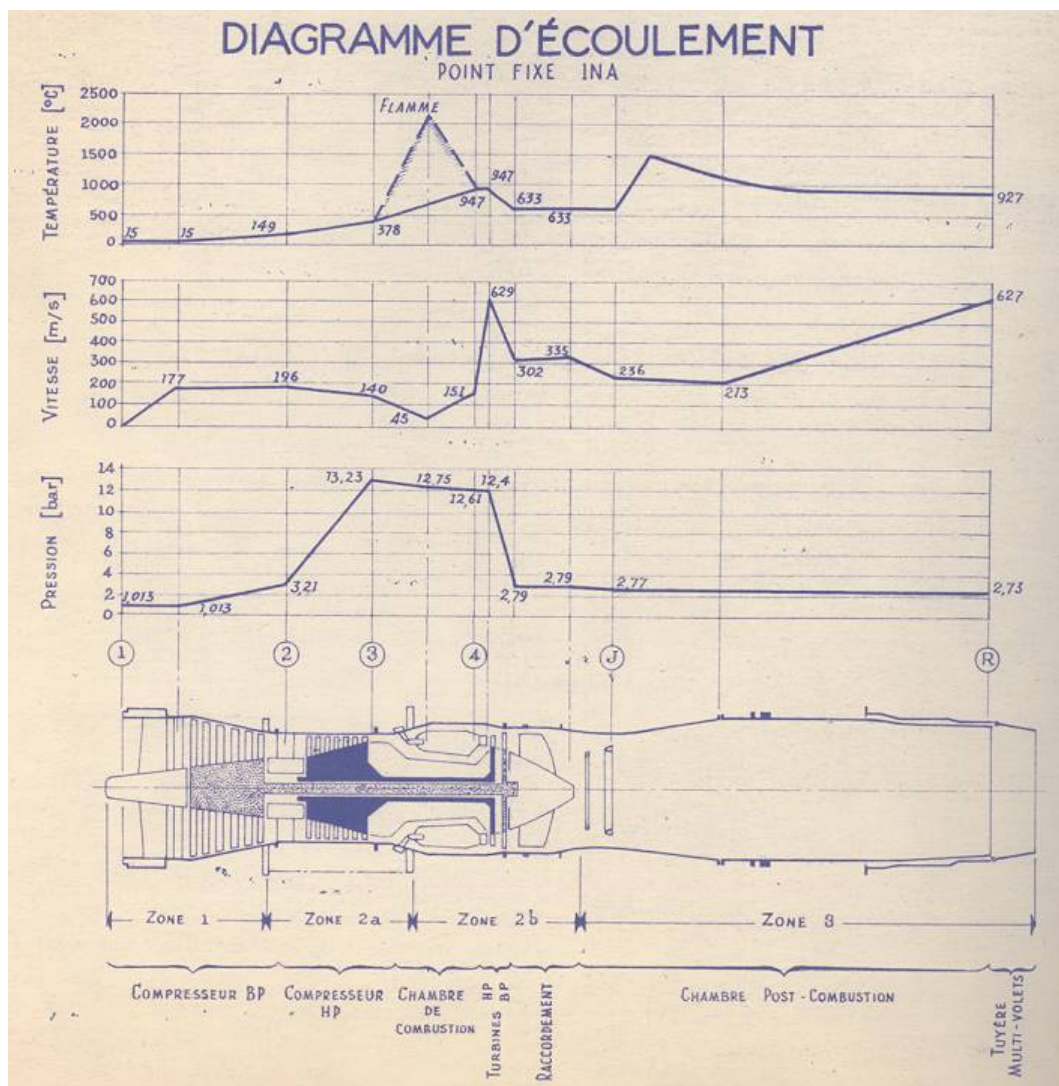
Pour refroidir les turbines HP et BP, de l'air est prélevé au niveau du 5^{ème} étage du compresseur HP puis acheminé par les bras no 1 et no 4 du carter central, vers le centre du moteur. Il s'écoule ensuite vers l'arrière par un anneau à l'intérieur de la chambre de combustion. Une partie de cet air qui est éjectée par des buses, alimentées par des orifices percés dans le rotor de turbine HP, passe par des trous disposés tout le long du bord d'attaque des aubes du rotor, donc les refroidissant. Cet air est expulsé par les trous à l'extrémité des aubes et rejoint le flux de gaz principal.

Le reste de l'air prélevé au 5^{ème} étage HP est utilisé pour refroidir les faces avant et arrière des disques de rotor des turbine HP et BP. Les aubes du rotor de la turbine BP sont refroidies de la même façon que les aubes de la turbine HP.



Refroidissement des aubes des rotors et stators de la turbine HP

Afin de refroidir les distributeurs (ou stators) de turbine HP, l'air de dilution de la chambre de combustion est utilisé. Cet air est transmis au centre des distributeurs. Le revêtement interne des distributeurs est percé de trous au niveau de leurs bords d'attaque, l'air y passe, refroidissant le bord d'attaque des distributeurs. Le flux d'air de refroidissement s'écoule alors entre les parois intérieure et extérieure des distributeurs, dans le flux de gaz, par une rangée de trous disposés près du bord de fuite. Les distributeurs de turbine BP sont refroidis de la même manière.



Olympus 593 B - Diagramme d'écoulement des gaz

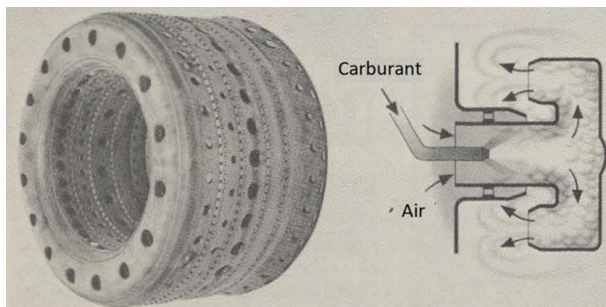
L'Olympus Mk-602

Les principales différences entre les deux versions de présérie, Mk-601 et Mk-602 concernent :

- la suppression de la roue directrice d'entrée (RDE),
- un nouveau dessin des deux premiers étages du compresseur BP,
- le remplacement de la chambre de combustion cannulaire, constituée de huit tubes à flamme, par une chambre annulaire dotée d'un système d'injection de carburant de type à prévaporisation (1),
- une régulation rechauffe à programme,
- une refonte complète de l'habillage externe.

Il est à noter qu'aux vitesses élevées, jusqu'à Mach 2, les Olympus se rallument et s'enroulent très facilement car à cette vitesse, les régimes d'autorotation du corps HP sont de 60%. D'autre part, le turboréacteur dispose d'un système de rallumage automatique agissant lorsque le moteur s'éteint de lui-même, pour des causes naturelles telle que la traversée d'un orage particulièrement violent, la pluie et la grêle " noyant " le moteur.

Le Mk-602 est associé à l'ensemble d'éjection type 11 et ensuite 14 - 28, son taux de rechauffe est de 18.5%.



Chambre de combustion annulaire à prévaporisation (1969)

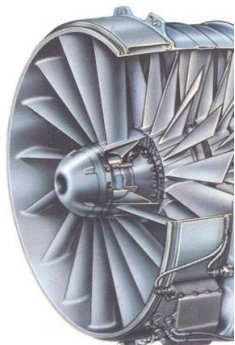
En plus de l'élimination probante des fumées noires (2) - on a beaucoup dit, à l'époque, que " Concorde fumait comme une locomotive " -, la nouvelle chambre conçue par la SNECMA, réduit les pertes de charge ce qui améliore la consommation spécifique et offre une marge pour de futures évolutions. Les essais au banc démontrent que la quantité de fumée émise est inférieure à la moitié de la quantité spécifiée. En pratique, il ne subsiste plus qu'une brume de chaleur.

Le nouveau dessin des deux premiers étages du compresseur BP permet d'accroître le débit d'air d'environ 5%. L'Olympus 593 Mk-602 a ainsi atteint les 17 261 kgp (38 055 lbf) avec une TET de 1410 °K (1136 °C) ou 50°K en-dessous des moteurs d'alors. Au total, 30 exemplaires du Mk 602 ont été construits.

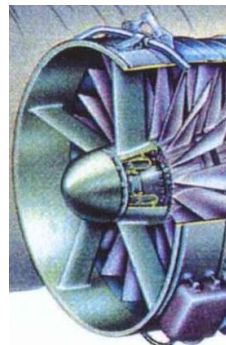
Si sur l'Olympus 593-3B seule la turbine HP est refroidie, sur les moteurs de série la turbine BP est également refroidie afin de fournir un surcroît de poussée et d'améliorer la durée de vie des pièces.

Au niveau dimensions, de bride-à-bride, le moteur mesure 3 m 75 de longueur et 1 m 21 de diamètre maximum. Plus léger d'une centaine de kilos par rapport à l'Olympus 593-3B, le Mk-602, à nu et pour le moteur sec, pèse 2 627 kg (5793 lb) et pourvu uniquement de ses accessoires, 2 637 kg (5814 lb).

Roue directrice d'entrée (RDE). Les 17 aubes de la roue directrice d'entrée, montées sur les versions 593-3B et Mk-601, sont supprimées sur le Mk-602 et remplacées par un nouveau carter à cinq bras à calage nul supportant le palier n°1.



Olympus 593-3B et Mk-601 avec la grille de prérotation



Olympus Mk-602 et Mk-610 le carter d'entrée à cinq bras

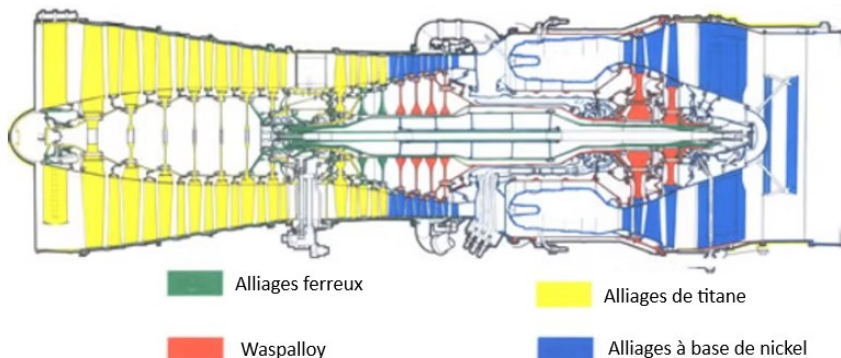
La suppression de la RDE améliore la marge de puissance au décollage, réduit la masse de 18 et 22 kg et simplifie la production. Si l'écoulement turbulent causé par le dispositif précédent est éliminé, cela a cependant nécessité la modification des deux premiers étages du compresseur BP de manière à délivrer un flux axial. Au final, le débit d'air total dans le Mk-602 est accru approximativement de plus de 5%, à 179 kg/s (395 lb/s) par rapport à l'Olympus 593-3B et à une vitesse de rotation du compresseur BP de 6150 tr/mn.

Les deux compresseurs BP et HP du Mk-602 comportent chacun 7 étages, chacun couplé à sa propre turbine monoétagé. Excepté les deux premiers étages, le compresseur BP est identique à celui du 593-3B.

Matériaux. Le moteur Olympus 593 a posé des problèmes importants aux métallurgistes, tant pour les performances exigées que par les nouvelles conceptions et les dimensions des pièces à réaliser. Les aciers classiques et les alliages légers sont pratiquement abandonnés ; il a fallu retenir des aciers spéciaux pour travail à chaud, et surtout des alliages de titane et des alliages réfractaires base nickel et base cobalt.

Au niveau des deux compresseurs, toutes les aubes du rotor BP et celles des quatre premiers étages HP, les disques ainsi que les stators sont fabriqués à partir d'alliages de titane, l'IMI 685, choisit en raison de sa tenue à haute température, aux criques et aux dommages éventuels de tout objet étranger.

Pour protéger les trois derniers étages du compresseur HP de la chaleur, les alliages à base de nickel et de chrome tels que le Nimonic 90, sont retenus pour les aubes de rotors et de stators et, à cause des températures atteintes supérieures à 450°C, le Waspalloy, également un alliage réfractaire à base nickel, pour des disques des trois derniers étages.



Olympus 593 Mk 602 -
Matériaux moteur sec

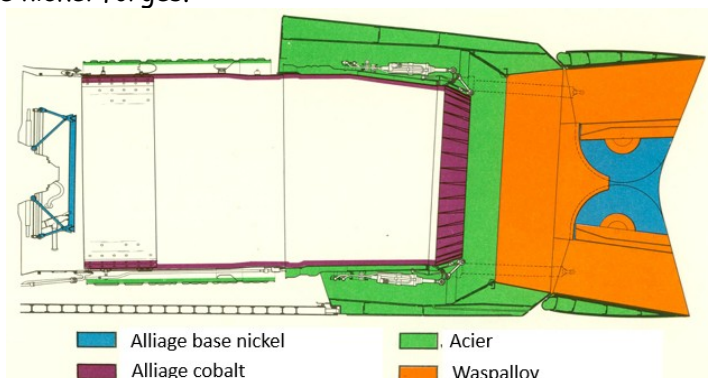
Le Waspalloy est aussi utilisé pour les carters internes et externes de la chambre de combustion annulaire du Mk-602, les disques des turbines HP et BP ainsi que l'anneau d'échappement. La chambre de combustion proprement dite emploie du Nimonic 263, un alliage composé de nickel (47%), chrome (20%) et cobalt (20%) alliage avec également des pourcentages variables de carbone, silicium, manganèse, soufre, aluminium, titane, bore, cuivre, fer et plomb avec un peu d'argent (0,0005 %) et une pointe de bismuth à 0,0001 %. Le Nimonic est employé pour les aubes de turbine et les stators. Les carters monobloc du compresseur sont réalisés à partir d'un alliage d'acier, le Jet Head.

Le rotor de turbine haute pression HP et les aubes de stator sont coulés sous vide. Ils sont refroidis à l'air, le rotor de turbine basse pression et les aubes de stator sont également refroidis ; ces derniers sont respectivement forgés et coulés sous vide. A des vitesses supersoniques lorsque l'air qui entre dans la chambre de combustion est très chaud en raison du niveau élevé de compression.

La fonderie d'alliages base nickel est employée pour les aubes de turbine HP et BP du fait de leurs propriétés de tenue aux criques à haute température (1 450 °C). De même, ils sont moins onéreux à fabriquer et plus léger que les alliages forgés.

Ces avantages ont été obtenus en échange d'une moindre résistance en fatigue et d'une plus grande fragilité de la fonderie d'alliages en comparaison avec des alliages forgés. Le Mk-601 est équipé d'une turbine à aubes refroidies mais réalisée à partir d'alliages de nickel forgés.

Olympus 593 Mk 602 -
Matériaux ensemble d'éjection 14 - 28



L'ensemble d'éjection 14 - 28 utilise quatre classes de matériaux : les alliages base nickel (Inco 718) pour les ferrures, supports de paliers, supprimeurs de bruit à pelle, de cobalt pour les volets chauds de la tuyère secondaire, d'acier soudé (sandwich légers Stresskin) pour les panneaux revêtement interne et externe, boucliers thermiques, et de Waspalloy pour le revêtement interne des paupières de l'inverseur (masse 75 kg) et déflecteurs de jet.

Changement majeur

Le changement le plus notable apporté sur la version Mk-602 est la suppression des deux groupes de puissance auxiliaires (APU) installés sur les deux prototypes 001 et 002 du Concorde. Pour les avions de pré série et de série les quatre moteurs comportent simplement des démarreurs pneumatiques apportant un gain de masse de 45 à 90 kg (100 lb à 200 lb). L'inconvénient majeur de cette définition est que le Concorde nécessite pour le démarrage la présence d'un groupe de parc électropneumatique.

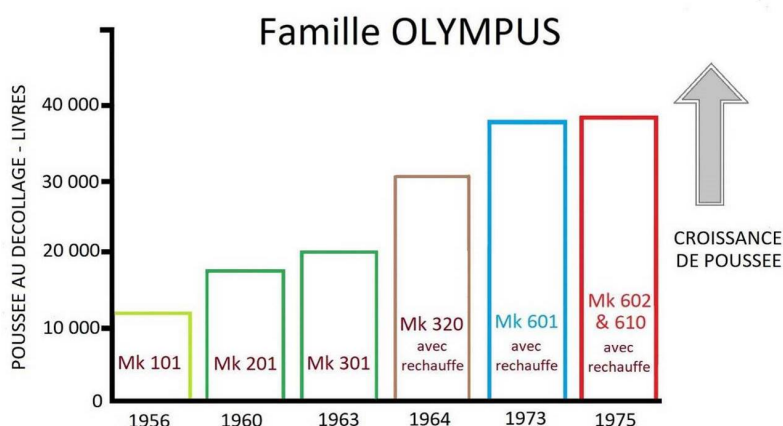
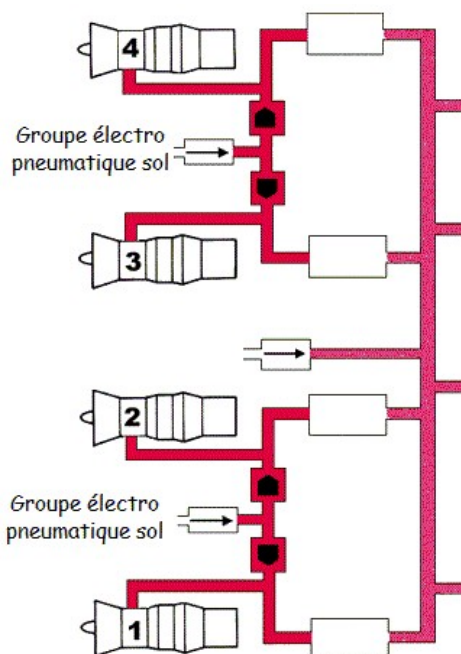
Cette architecture rend la mise en route des Olympus particulière. Un groupe de parc au sol est utilisé pour le démarrage des réacteurs n°2 et n°3. Pendant la procédure de refoulement, le "push back", le mécanicien navigant termine la mise en route du réacteur n°4 à droite en utilisant la pression d'air délivrée par le n°3, et la même procédure à gauche pour le n°1 avec la pression du n°2, car il n'y a pas d'intercommunication entre les deux ailes.

Les générateurs de gaz des APU installés sur les prototypes 001 et 002 du Concorde sont conçus autour de deux fonctions :

- démarrages des Olympus 593,
- fourniture des énergies électriques et hydrauliques en entraînant directement les accessoires en cas de défaillance du moteur.

Cette double fonction sécurisante présente, en pratique, des inconvénients du fait de leur poids et complexité.

Sur chaque Olympus 593 Mk-602 le dispositif de démarrage en secours est constitué d'un bloc de puissance basé sur une double cartouche d'hydrazine. En cas d'arrêt d'un propulseur, l'hydrazine se décompose au travers d'un catalyseur fournissant des gaz d'échappement pour actionner une génératrice ainsi qu'une pompe hydraulique.



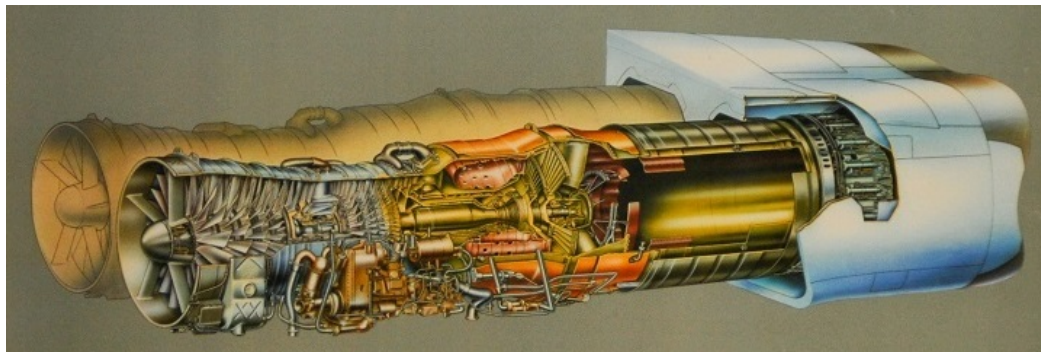
Notes de fin

- (1) La chambre de combustion annulaire a d'abord été un grand succès, mais avec l'accumulation des heures de fonctionnement après l'entrée en service commercial de Concorde, les conditions extrêmes régnant à l'intérieur de la chambre ont eu leur impact. Les fentes, les déchirures, les brûlures et l'érosion des parois de la chambre et les fractures des vaporisateurs de carburant ont été détectés par des inspections endoscopiques et une analyse en vol.
- (2) Les prototypes Concorde émettaient un panache de fumée. Ce qui était dû à une combustion incomplète et était une perte de poussée potentielle, mais l'Olympus était dérivé d'un moteur militaire.

Le moteur de série Mk-610

Certifié en fin d'année 1975 et très proche du Mk-602, la version du standard de série Mk-610 (désigné initialement Mk-621) offrant 15 000 kgp en sec et 17 300 kgp avec rechauffe bénéficie des toutes dernières modifications de la chambre annulaire de combustion. Les améliorations en résultant permettent notamment d'utiliser, en cas de panne d'un moteur pendant la phase de décollage de l'avion, un régime de surpuissance sur les trois autres moteurs augmentant leur poussée de 5 %.

Le Mk-602 est associé à l'ensemble d'éjection type 14 - 28, son taux de rechauffe est de 18.5%. Il est monté sur avions de série à partir du 203 (fin janvier 1975).



Ecorché de l'Olympus 593 Mk-610. Il offre une marge de poussée de 2 à 5 %.

Du point de vue de l'architecture, l'Olympus 593 est un moteur simple (il n'a que 5 paliers) et ne comporte qu'un nombre relativement limité de composants de grandes dimensions. La plus petite aube à une hauteur de 75 mm ; la plus grande, une hauteur de 455 mm pour une corde de 165 mm : elle ne pèse que 2,4 kg. A titre de comparaison, les aubes du premier étage de soufflante, sur les moteurs Pratt & Whitney JT 9D, Rolls-Royce RB-211 et General Electric CF6-50 mesuraient respectivement 730, 750 et 702 mm.

Cette simplicité de conception présente de grands avantages du point de vue de la sécurité, en particulier la capacité pour les compresseurs, de supporter toutes les ingestions d'oiseaux, grêlons, neige, baguettes de glaces et autres projectiles du genre : au cours de différents tests, le moteur a même pu " avaler " un projectile non standard à savoir un morceau assez important de l'entrée d'air : redémarrer après cet exploit et accélérer jusqu'à 90 % du régime.

Caractéristiques techniques

Caractéristiques techniques	Olympus 593 B	Olympus 593 Mk-602 avec tuyère type 11	Olympus 593 Mk-610 avec tuyère 14/28
Sens de rotation	Anti-horaire	Anti-horaire	Anti-horaire
Poussée sans rechauffe (kgp)	14 500	13 730	15 000
Poussée avec rechauffe (kgp)	15 810	15 810	17 300
Consommation spécifique sans rechauffe (kg/ kgp/ h)			0.90
Consommation spécifique avec rechauffe (kg/ kgp/ h)			1.21
Vitesse de rotation BP / HP (tr/mn)	6 500 / 8 250	6 500 / 8 250	6 500 / 8 530
Débit d'air (kg/s)	188	178	194
Taux de compression au décollage	15	15	14.5
Taux de compression à 16 130 m			11.3
Constitution (1)	7 + 7 - 8M - 1 + 1	7 + 7 - 8M - 1 + 1	7 + 7 - 0 - 1 + 1
TET (Température Entrée Turbine) (°C)	1 050	1 140	1 167
Longueur avec tuyère			7 200 mm
Diamètre			1 150 mm
Masse totale (kgp)			4 529 (2)
Date de certification ou d'homologation	1966	1972	1975
Nombre construits		72 (3)	74
Observations	Concorde 001	Concorde 101 / 102	Concorde série

(1) Constitution : Compresseur, Chambre de combustion (0 Annulaire, M Mixte), Turbine

(2) Tuyère secondaire comprise

(3) Ce chiffre recense tous les moteurs Olympus 593 de développement et de présérie (du tiret -1 au Mk-602)

Prendre l'air Hors-Série N°1 - Janvier 2026 Ed 2 27

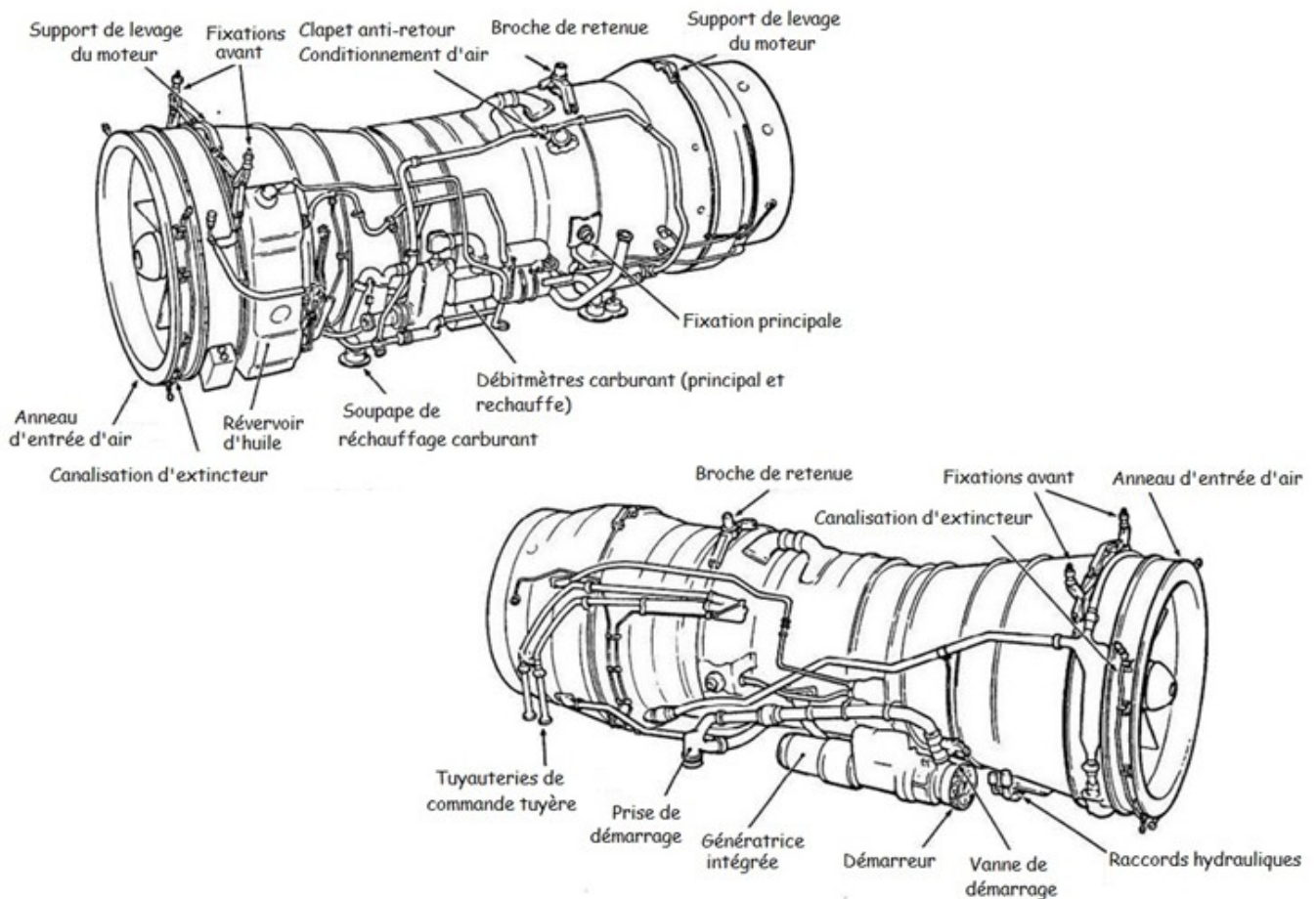
Maintenance

Pour des raisons de logistique et de facilité de maintenance, le moteur est divisé en douze ensembles ou modules significatifs, dont chacun peut être remplacé sans équipement de réglage spécifique ou exigeant une mise en rotation du moteur pour un étalonnage. De plus, chacun de ces modules a un plan d'entretien autonome et une durée de vie propre.

Les principaux modules sont les suivants :

- | | |
|--------------------------------|------------------------------------|
| 1. Carter d'entrée | 7. Chambre de combustion annulaire |
| 2. Compresseur BP | 8. Distributeur de turbine HP |
| 3. Carter intermédiaire | 9. Rotor de turbine HP |
| 4. Relais d'accessoires gauche | 10. Distributeur de turbine BP |
| 5. Relais d'accessoires droit | 11. Rotor de turbine BP |
| 6. Module de base | 12. Carter d'échappement |

Le module N° 6 est le module maître et la décomposition du moteur en sous-ensembles peut être effectuée de part et d'autre. Une plaque d'identification principale qui y est apposée recense toutes les plaques d'immatriculation de chacun des modules.

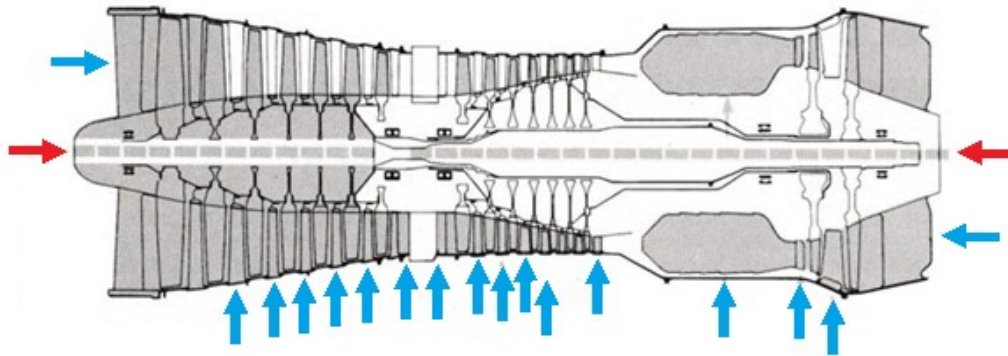


Olympus 593 Mk 610 - Vue Générale du moteur sec

Entretien.

Le propulseur est conçu de manière à ce que l'on puisse utiliser des techniques d'entretien selon l'état telles que l'endoscopie, la radiographie et l'analyse des huiles de lubrification. Très largement utilisées, l'endoscopie permet l'inspection visuelle des éléments internes sans démontage du réacteur, grâce à 25 points de visite disposés sur toute la longueur du moteur. Un contrôle radiographique effectué par le centre du réacteur permet de procéder à des examens des principaux sous-ensembles, sans démontage du moteur.

Toutes les canalisations de vidange des paliers du réacteur sont pourvues de barreaux magnétiques capables de capter les particules éventuellement arrachées sur les roulements : cela permet de découvrir les défaillances possibles des paliers avant qu'elles n'atteignent des proportions graves.



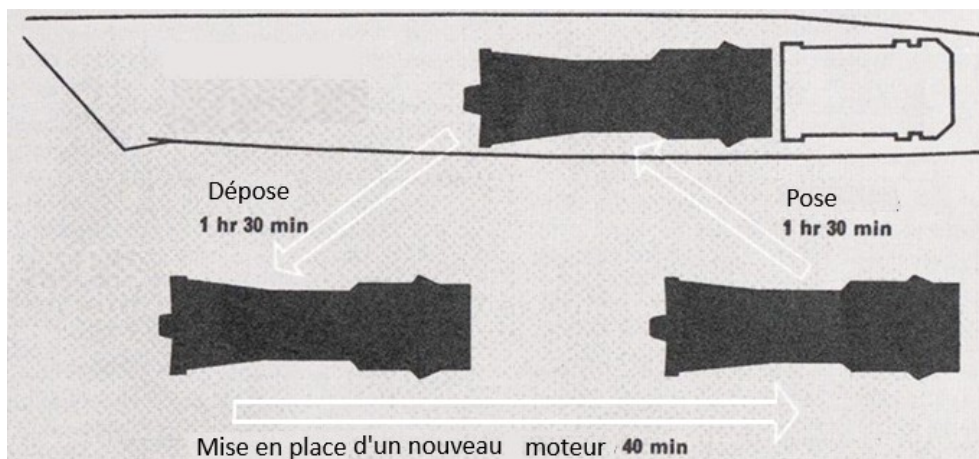
Inspection par endoscope et isotope. La zone ombrée représente les pièces accessibles à l'endoscope par les points repérés par des flèches de couleur bleu. On peut également procéder à l'examen du moteur en introduisant des isotopes radioactifs à travers l'arbre central (ligne pointillée, flèches de couleur rouge).

Chaque moteur a été conçu pour effectuer 25 000 heures, cependant les aubes de turbine et de compresseur sont remplacées toutes les 10 000 heures.

Dépose/pose/échange moteur.

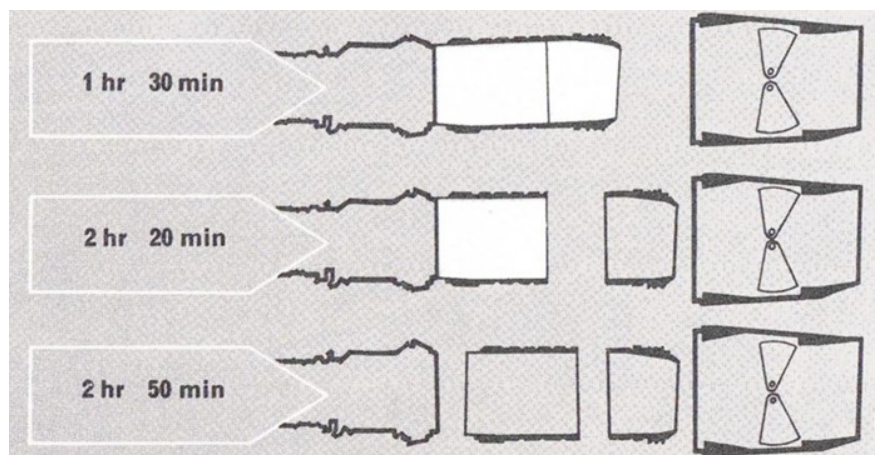
Avec une équipe de techniciens expérimentés, l'échange d'un moteur demande 5 heures et 30 minutes. Chaque moteur comporte quatre points de fixation. Il y a deux grandes portes d'accès ouvrantes sous chaque propulseur. Pour faciliter les opérations, toutes les connexions électriques sont regroupées sur un seul panneau au-dessus du carter compresseur.

Le moteur de base se dépose verticalement après le recul de la chambre de rechauffe dans la tuyère primaire, cette dernière restant en place dans le corps de l'ensemble secondaire. Cette opération a pour but le déboîtement chambre-rallonge à rotule.



Le temps de remplacement d'un moteur Olympus 593 est de 5 heures 30 minutes ; la dépose prend 1 heure 30 minutes ; la mise en place du nouveau moteur 40 minutes et le raccordement 1 heure 30 minutes ; la mise au point pour le vol, 1 heure 50 minutes complète l'opération.

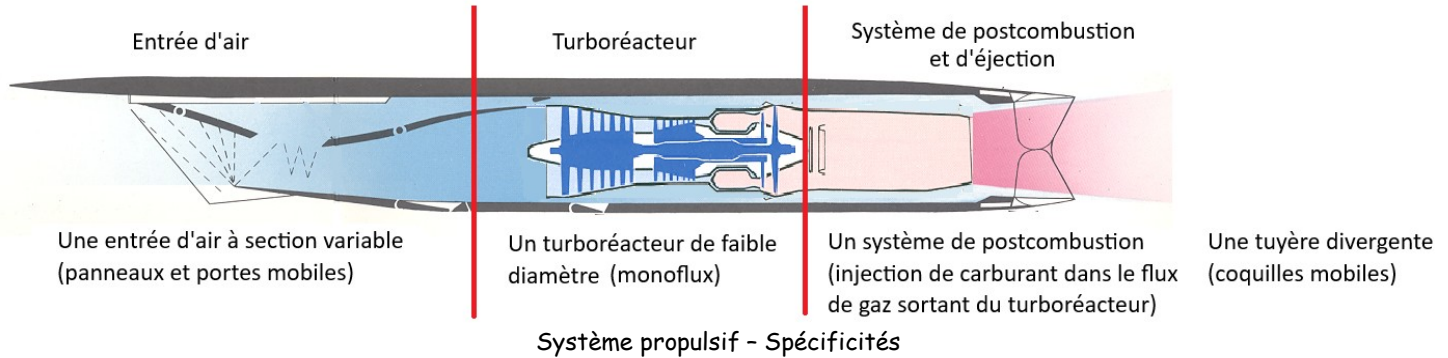
Dépose du dispositif de postcombustion et des parties arrière du réacteur



Systeme propulsif

Les Olympus 100/200/300 ont été conçus comme des moteurs relativement indépendants de leur environnement.

Sur le Concorde l'Olympus 593 ne constitue que le cœur propulsif. Ses performances et son efficacité dépendent étroitement de trois autres systèmes, entrée d'air à géométrie variable, postcombustion et tuyère à géométrie variable, dont les fonctionnements respectifs sont eux-mêmes interdépendants.



Les principaux éléments complémentaires au moteur sont :

- les entrées d'air à géométrie variable bidimensionnelle à section rectangulaire,
- le système de postcombustion,
- le système d'éjection, comprenant :
 - . une tuyère primaire à section variable,
 - . une tuyère secondaire convergente-divergente à paupières mobiles,
 - . une fonction d'inversion de poussée au sol obtenue par la rotation des paupières et en vol

Les groupes propulsifs sont installés par paires dans des nacelles rectangulaires fixées à mi-envergure sous l'intrados de chaque aile.



Nacelle double



Tuyère secondaire convergente-divergente

La forme extérieure de la nacelle double étant rectangulaire autour d'un moteur de section circulaire a conduit à une solution de raccordement minimisant, en externe, les traînées de rétreint et de culot. Dans l'espace disponible et restreint sous les ailes, les ingénieurs ont simplement utilisé une petite cloison de séparation entre les nacelles. Comparativement avec des moteurs placés individuellement sous des pylônes, les seuls inconvénients sont un léger surcroît de masse et de traînée. Pour la partie arrière du moteur, le choix s'est porté sur une architecture de tuyère convergente-divergente adaptée à Mach 2 et dont la forme dans le plan de sortie était celle d'un écran de télévision de l'époque (coins arrondis).

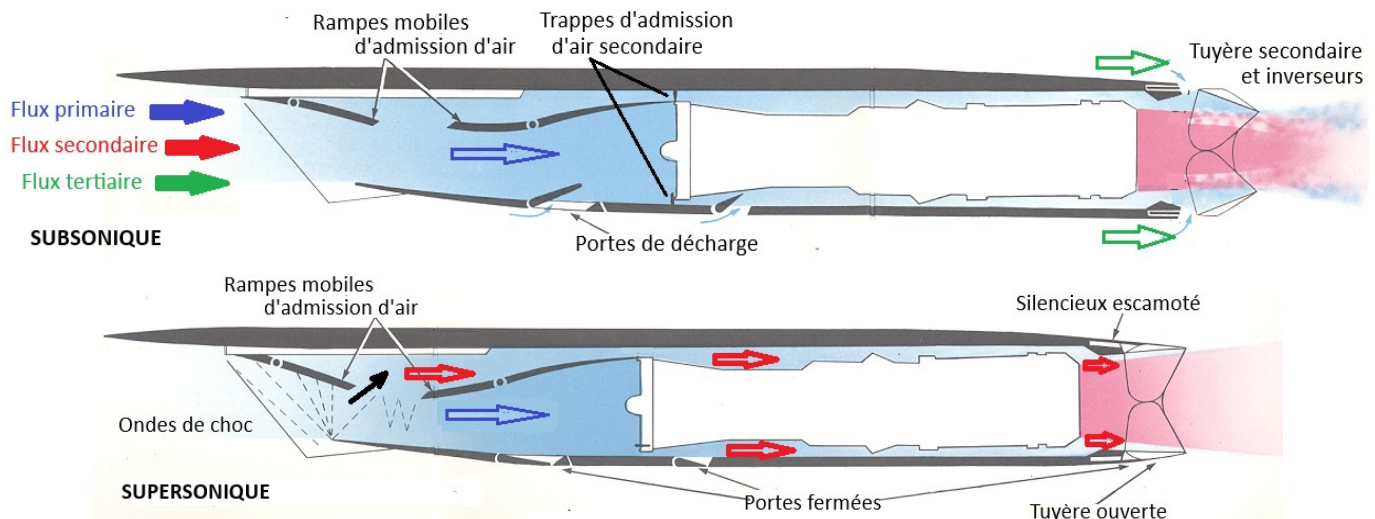
Chaque nacelle intègre trois circuits d'air, dont deux issus directement de l'entrée d'air :

- le flux primaire, traversant le moteur et assurant la poussée principale,
- le flux secondaire, prélevé via le piège interne à couche limite formé par l'espacement séparant les deux rampes mobiles du plafond de l'entrée d'air. Ce flux, traverse la cloison pare-feu séparant la structure d'entrée d'air du compartiment moteur par quatre volets situés dans ses coins supérieurs et inférieurs.

Il ventile et refroidit les équipements installés sur le turboréacteur, prévient le pompage en supersonique de l'entrée d'air (le vol supersonique n'est possible que si ces volets sont ouverts) et, après s'être mélangé avec les gaz chauds sortant de la tuyère primaire, est éjecté dans la tuyère secondaire convergente-divergente, contribuant ainsi à la performance propulsive. En croisière l'optimum de performance est atteint pour un débit secondaire de l'ordre de 6% du débit primaire.

- le flux tertiaire. Lorsque le flux secondaire n'est pas disponible voire insuffisant, les paupières de la tuyère secondaire sont calées à 21° jusqu'en début de montée subsonique (Mach inférieur à 0,55) puis, pour admettre ce flux et maintenir une efficacité aérodynamique satisfaisante en minimisant la traînée. Les paupières s'ouvrent ensuite progressivement jusqu'à la pleine ouverture (0°) à Mach 1,1 interrompant complètement ce flux.

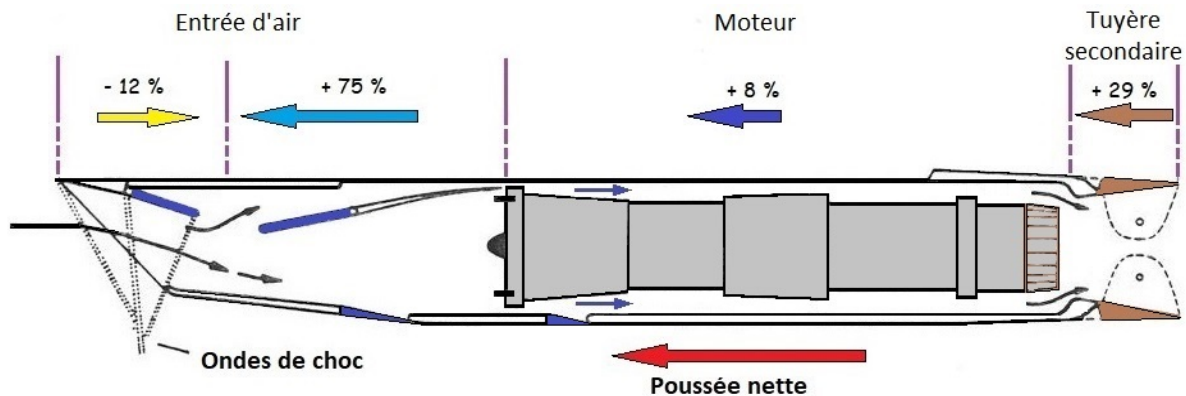
Chaque moteur développe une poussée de 15 tonnes en régime sec et de 17,26 tonnes avec postcombustion. L'ensemble du système propulsif délivre ainsi une poussée totale de 69 tonnes, suffisante pour permettre à un avion de 180 tonnes d'atteindre 390 km/h en 30 secondes.



Au total, le système propulsif - comprenant moteurs, entrées d'air, dispositifs de régulation et capotages de nacelles - représente 22 500 kg, soit 27 % de la masse à vide de l'avion. La masse seule du moteur et de la tuyère atteint 18 116 kg (soit 23 % de la masse à vide constructeur), contre seulement 15 à 17 % pour un long-courrier subsonique classique. De plus, les nacelles, entrées d'air et systèmes d'éjection totalisent 39 % de la masse de l'ensemble propulsif, contre 22 % pour un appareil subsonique.

L'entrée d'air à géométrie variable

En raison de la gamme étendue des vitesses opérationnelles de l'avion et de l'environnement particulier du fonctionnement des moteurs, le groupe propulseur de Concorde comporte des systèmes d'entrée d'air et d'éjection de gaz particuliers. D'une longueur à peu près identique au réacteur, l'entrée d'air à géométrie variable a été définie quasiment entièrement par les calculs car aucun simulateur, c'est-à-dire aucune soufflerie, n'existait alors pour de tels essais en vraie grandeur.



Répartition de la poussée. A Mach 2 seulement 8 % de la puissance provient du moteur lui-même, 29 % provient de la tuyère secondaire et le reste soit 63 % provient de l'entrée d'air à géométrie variable.

La première fonction de l'entrée d'air à géométrie variable est de délivrer un flux d'air devant le moteur à approximativement Mach 0.5 avec un minimum de distorsion et une récupération de pression maximale. La géométrie variable est indispensable dans l'entrée d'air aussi bien que dans l'ensemble d'éjection pour assurer que le moteur absorbe la bonne quantité d'air et pour optimiser les performances dans toutes les conditions de vol. Sur le Concorde l'association complexe entre l'entrée d'air, le moteur et l'ensemble d'éjection a requis une coordination étroite entre avionneurs et motoristes.

Le taux de compression global de l'ensemble propulsif est de 72, très supérieur aux taux de compression des moteurs subsoniques les plus modernes (40 à 45) et même au Boeing 777-9 équipé de General Electric GE9X de 470 kN de poussée dont le taux de compression est de l'ordre de 60.

Constitution.

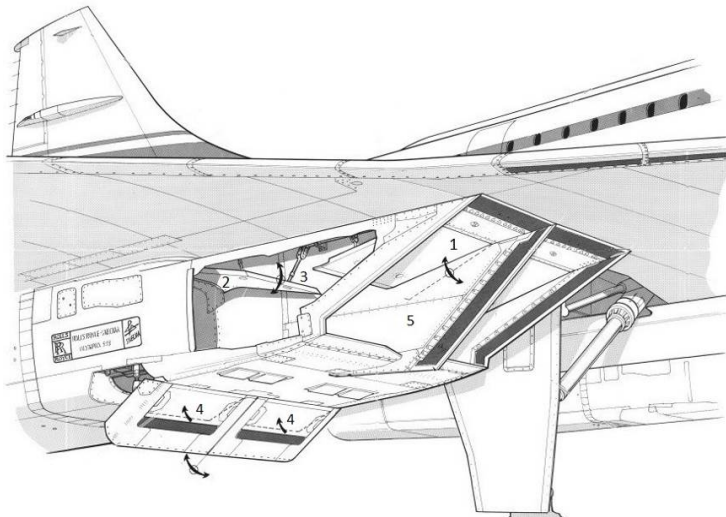
L'entrée d'air bidimensionnelle comporte :

- deux rampes supérieures mécaniquement synchronisées, mues par des vérins hydrauliques et avec un espacement entre-elles,
- une lèvre inférieure effilée,
- une porte de décharge basculante en partie inférieure,
- des portes de ventilation du compartiment moteur placées sur le flux secondaire.

Dans l'espace limité disponible, l'avionneur pensait qu'il est plus facile et plus rapide de concevoir une manche bidimensionnelle - qu'il considérait comme étant plus efficace - qu'une manche axisymétrique qui requerrait un corps central translatant pour la variation de géométrie et captation de surface.

Cette conception génère moins de problèmes de chocs d'interférence et d'incertitudes qu'une conception tridimensionnelle circulaire avec un corps central variable. C'est particulièrement le cas quand le noyau central fonctionne en fermeture sur le bord d'entrée où il existe des types d'interférences de chocs avec le flux aile.

Malgré un surcroît de masse comparativement avec une nacelle circulaire, la nacelle rectangulaire, qui s'ovalise vers l'extrémité arrière, crée un espace suffisant autour du moteur pour installer des accessoires tels que les pompes à carburant, les réservoirs d'huile et le relais d'accessoires.



- 1 Rampe mobile avant
- 2 Rampe mobile arrière
- 3 Piège à couche limite
- 4 Porte de décharge basculante
- 5 Cloison de séparation

Ecorché entrée d'air à géométrie variable surnommée " boîte aux lettres "
(Copyright Flight International)

Fonctionnement.

Au décollage, l'entrée d'air est ouverte pour fournir un flux maximum au moteur. Les rampes mobiles supérieures sont complètement relevées et la porte de décharge basculante ouverte vers l'intérieur.

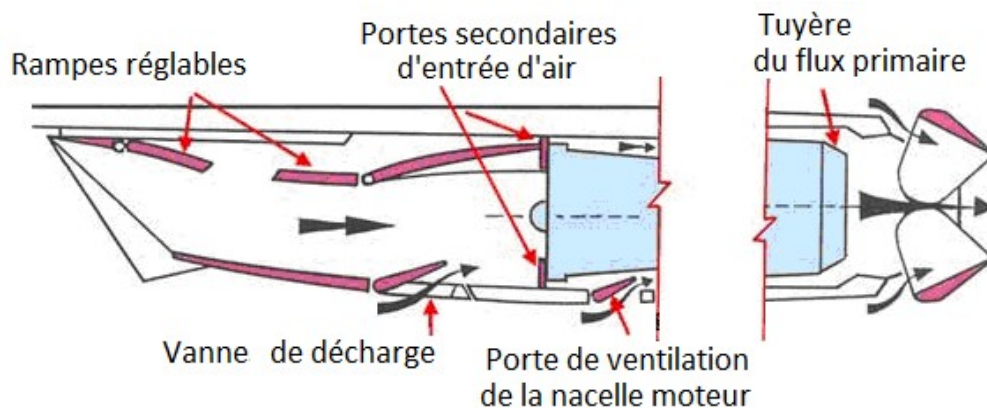
Les quatre portes secondaires ou anti-feu se ferment pour éviter un flux inverse dans l'entrée d'air. Vers une vitesse d'environ 370 km/h, ces quatre portes sont ouvertes pour assurer la ventilation du compartiment moteur. La porte de décharge basculante commence à se fermer durant la montée, réduisant l'alimentation en air du moteur, puis elle se ferme complètement vers environ Mach 0.7.

De Mach 1.3 jusqu'à la vitesse de croisière supersonique, les rampes supérieures s'abaissent progressivement. La rampe avant positionne les ondes de chocs en entrée pour ralentir le flux d'air entrant à environ Mach 0.5.

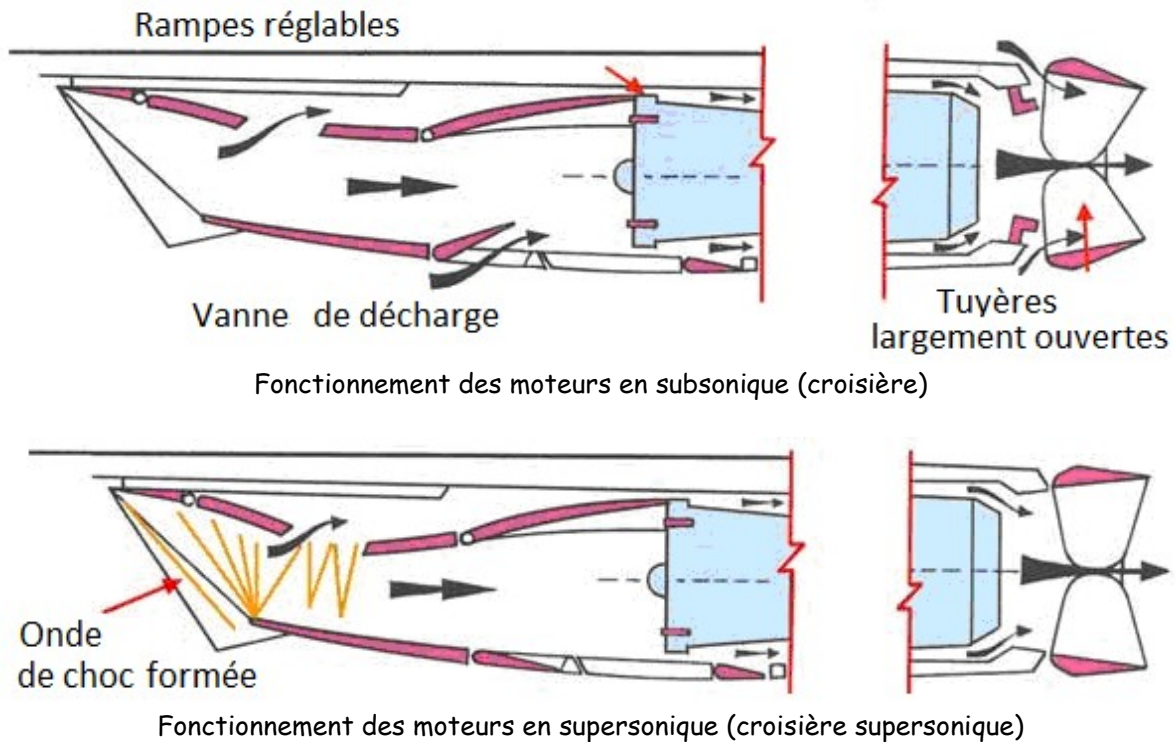
Les quatre portes secondaires, qui s'ouvrent au décollage, sont fermées, et le compartiment moteur est ventilé sur toute sa longueur par l'air aspiré au niveau de la gorge d'entrée.

En croisière supersonique à Mach 2, les rampes mobiles supérieures se déplacent sur la moitié de leur course pour créer les ondes de choc réduisant la vitesse du flux d'air entrant dans la nacelle. A cette vitesse seulement 8 % de la puissance provient du moteur lui-même, 29 % provient de la tuyère secondaire et le reste soit 63 % provient de l'entrée d'air à géométrie variable.

En cas de défaillance moteur durant la croisière supersonique, les rampes sont descendues complètement et la porte de décharge est ouverte pour évacuer l'air qui n'est plus utilisé par le moteur en panne.



Fonctionnement des moteurs en subsonique (décollage)



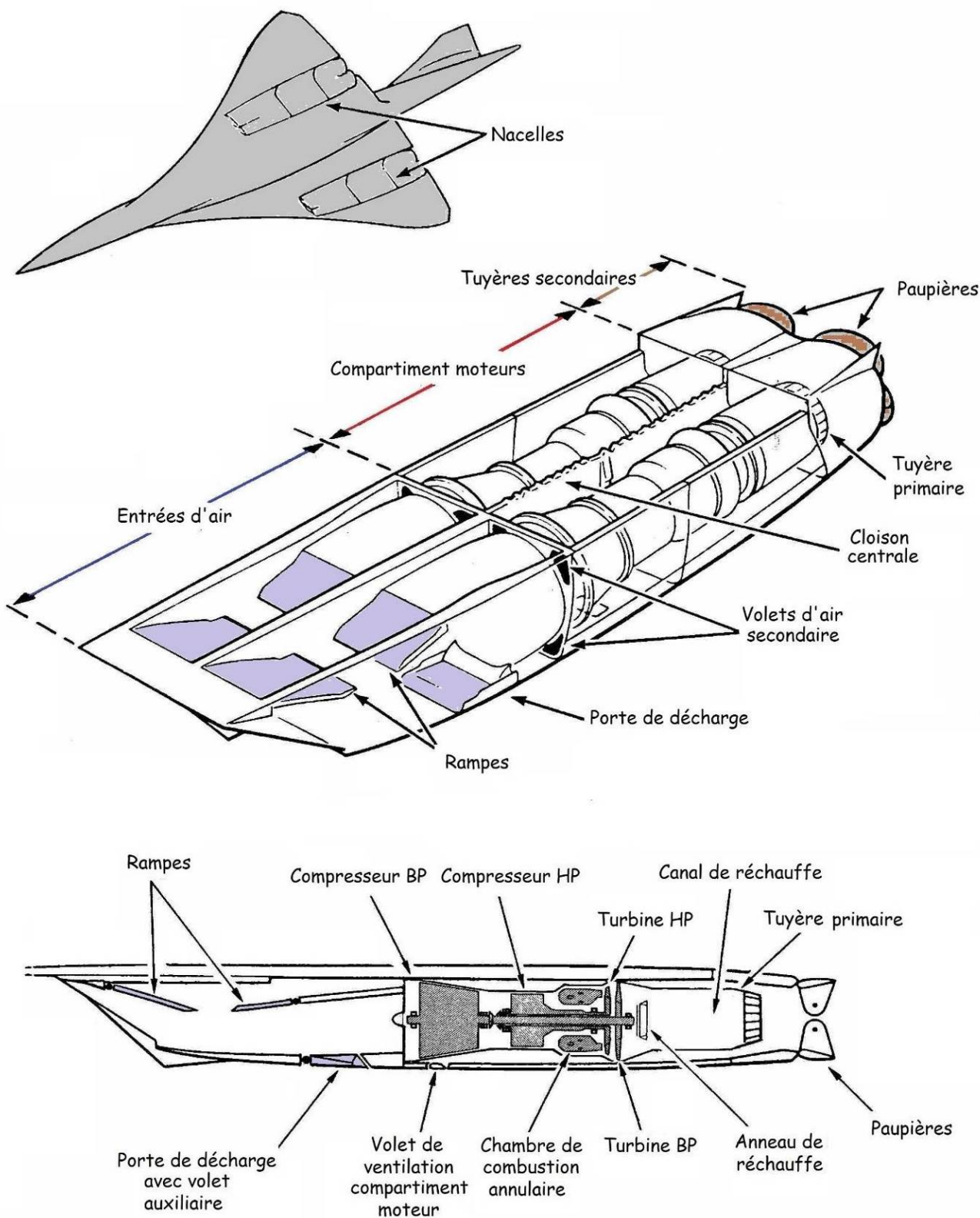
Commencés en janvier 1971, les essais spécifiques de l'entrée d'air sur le premier prototype du Concorde ont consisté, à différents nombres de Mach, à appliquer du dérapage, réaliser des rendus de main et des transitoires rapides afin de déterminer les limites de tolérance. Souvent cela s'est traduit par des pompages sévères des moteurs. Du fait de l'emploi de calculateurs analogiques, les essais sont difficiles à réaliser de façon précise mais un peu plus tard, la mise en service de calculateurs numériques, les premiers et les seuls de ce type sur Concorde, a grandement facilité la mise au point des entrées d'air.

Au total, 22 vols d'essais seront nécessaires pour réaliser la loi de braquage des rampes mobiles en adaptant leur géométrie en fonction du régime de rotation des moteurs et des conditions de vol, vitesse et nombre de Mach, altitude et attitude de l'avion en incidence ($23^{\circ}6$) et même en léger dérapage.



Entrée d'air à géométrie variable.

A l'intérieur on distingue, en partie supérieure, les deux plans inclinés réglables en position et, en bas, les deux trappes destinées à capter de l'air additionnel aux hautes vitesses. Aux grandes vitesses, ces trappes basculent en sens inverse et évacuent au contraire l'air en excès.



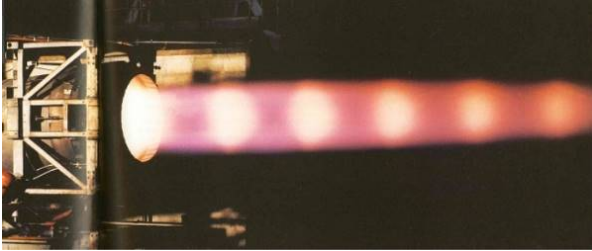
Installation propulsive du Concorde.

Les moteurs Olympus sont installés en aval d'un canal d'entrée d'air comportant une vanne servant d'entrée d'air auxiliaire et de porte de décharge et un système de rampes mobiles faisant varier le profil et la section.

Chaque nacelle comprend deux entrées d'air à géométrie variable dotées de rampes mobiles actionnées hydrauliquement et deux compartiments moteurs prolongés par les structures support de tuyères. L'entrée d'air est en alliage d'aluminium avec bords d'attaque en acier. Les compartiments moteurs sont séparés par une cloison centrale en Inconel ; les portes de visites avant sont en alliage d'aluminium et les portes de visite arrière en titane.

Le dispositif de postcombustion

Sur Concorde, un appoint de poussée non négligeable au décollage et en accélération transsonique de Mach 0.9 jusqu'à Mach 1,7 environ, est apporté par la rechauffe des gaz (ou postcombustion) à la sortie de la turbine. A l'époque où fut défini le système propulsif de Concorde, c'est une révolution car seuls les avions militaires utilisent un tel dispositif d'augmentation de poussée. A l'origine d'ailleurs, sur l'appareil, la rechauffe ne devait être employée qu'au décollage pendant environ une minute et sur les prototypes



seulement. Mais dès 1966, il est décidé de modifier la procédure d'accélération de l'avion de manière à atteindre très rapidement la vitesse de croisière ce qui, en mission type, se solde par un gain de temps et un gain de consommation en carburant pour l'appareil. Aussi est-il admis d'utiliser également la rechauffe en accélération transsonique pendant environ quinze minutes.

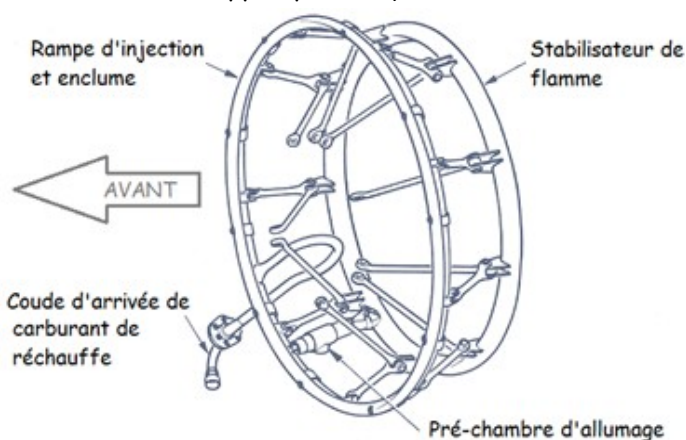
Au cours du développement, le système de rechauffe, connaît deux évolutions majeures avec un taux passant de 9 à 18 %. Cet apport de poussée qui se fait avec une faible pénalisation en masse (150 kg environ pour une poussée supplémentaire de 3 000 kg par moteur) a cependant posé à la SNECMA, chargée de l'étude et de la réalisation du dispositif de rechauffe, des problèmes techniques importants concernant plus spécialement la stabilisation de la combustion dans un écoulement à grande vitesse et les pertes de charge provoquées par la présence dans le jet, des obstacles stabilisateurs de flamme.

Répondant aux demandes des aviateurs, la première définition adoptée sur l'Olympus 593-3B accroît la poussée du moteur d'un taux de 9%. Le dispositif est simple, du type allumage-coupure, basé sur un système mécanique à un seul anneau accroche-flammes pulvérisant du carburant à contre-courant. Il est monté sur les supports du diffuseur puis sur le cône central et fonctionnait en conjonction avec la section variable de la tuyère primaire.

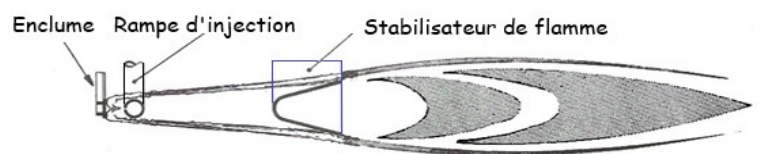
Au début des années 1970, lorsqu'il faut porter le taux de PC à 18% au décollage et 15% en accélération transsonique, le circuit de contrôle devient plus complexe et prend en compte l'expérience acquise sur les moteurs Atar 9 (1).

Ces deux compléments de poussée vont s'avérer nécessaires :

- au décollage une augmentation de poussée de 18 %, pendant un peu plus d'une minute pour diminuer la distance de roulage. Avec une poussée totale de 70 tonnes la puissance développée au décollage avec post combustion atteignait 95 000 Cv et permet d'accélérer l'avion en 30 secondes à 360 km/h,
- durant l'accélération transsonique un accroissement de poussée de +15 % pendant environ 11 minutes, de Mach 0.9 jusqu'à Mach 1,7 environ, pour vaincre l'accroissement brutal de la traînée (facteur 3 à 4) ainsi que pour atteindre rapidement l'altitude de croisière à 51 300 ft (15 636 m). La puissance développée par les quatre moteurs atteint alors de 300 000 Cv.



Dispositif de postcombustion du moteur de série



Système d'injection. Un seul anneau accroche flamme a été nécessaire, ce qui a permis, outre les avantages de légèreté, de réduire à une valeur négligeable les pertes à froid dans le canal, tout en conservant un domaine de stabilité important en rechauffe. Sa position a été déterminée pour obtenir le meilleur compromis entre la stabilité de la flamme et la température de peau du canal qui n'est affectée que d'une façon presque négligeable par la rechauffe.

Description du système

Le réacteur de base et le canal d'éjection avec la tuyère primaire, sont fixés dans la nacelle indépendamment l'un de l'autre de façon isostatique. Le moteur et son canal de post combustion constituant un ensemble particulièrement long (7,2 m), il est nécessaire de doter le canal d'un degré de liberté compte tenu des charges thermiques et des déformations de voilure : la chambre de combustion PC est montée flottante.

Le système de post combustion (dénommé type 7) est constitué de trois ensembles :

- le système d'injection de postcombustion installé dans le canal d'éjection et placé à la sortie du turboréacteur est constitué d'une rampe d'injection du carburant et d'un anneau chargé de stabiliser la flamme dans l'écoulement de gaz à grande vitesse de l'ordre de 300 à 350 m/s (accroche flamme),
- la chambre de post combustion,
- le régulateur de post combustion avec une électronique de commande.

Système d'injection de post combustion.

Situé en amont de la chambre de rechauffe, monté sur le cône arrière du diffuseur du turboréacteur, le dispositif comprend :

- une rampe annulaire d'injection,
- une enclume profilée (diamètre 650 mm),
- un stabilisateur de flamme de faible maître couple (diamètre 570 mm) avec petits bras et une chemise anti-screach.

La rampe d'injection injecte à contre-courant dans le canal le carburant pilotée par le régulateur de rechauffe. Ce carburant gicle sur l'enclume et se divise pour se mélanger aux gaz avant de brûler dans le sillage du stabilisateur de flamme.

L'allumage s'effectue dans une préchambre avec l'étincelle d'une bougie à haute énergie. La détection de cet allumage est assurée par une sonde à ionisation au niveau de la flamme et un manoccontact sensible à la pression entre l'entrée et la sortie du canal d'éjection du système de post-combustion. Cette pression jouera un rôle dans la régulation de la tuyère primaire.

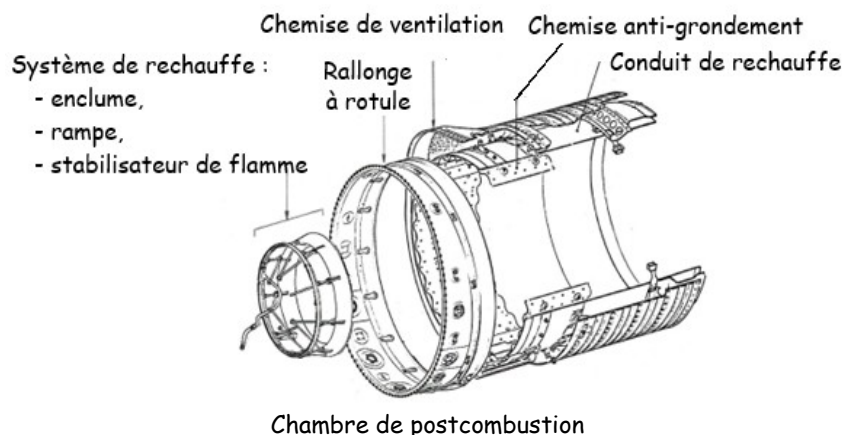
Chambre de postcombustion.

La chambre de rechauffe est montée flottante entre le réacteur et la tuyère primaire via une rallonge à rotule. La combustion s'effectue à l'entrée de cette chambre. Elle canalise les gaz vers la tuyère primaire. Cette architecture permet d'absorber les dilatations différentielles du réacteur de base et de la chambre de post-combustion.

La chambre est constituée de trois éléments principaux :

- le conduit vers la tuyère primaire,
- la chemise anti-grondement (anti-screach) qui réduit le niveau vibratoire par effet conjugué des ondulations et des perforations de dilution,
- la chemise de ventilation entourant le conduit et protégeant la nacelle et la voilure du rayonnement thermique.

La mise au point de cette architecture a nécessité beaucoup d'études, de temps de mise au point compte tenu des contraintes de masses et de performances.

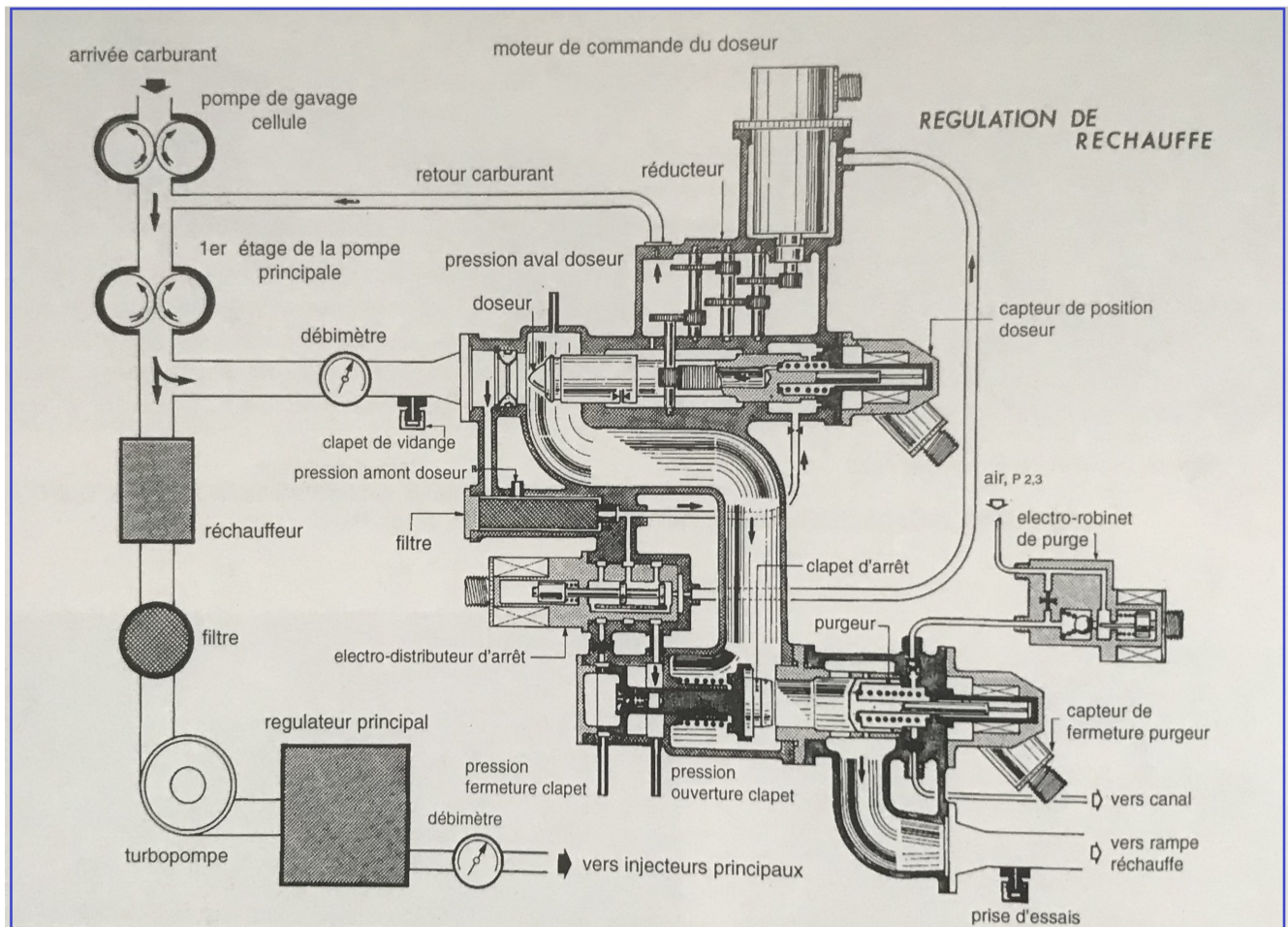


Régulateur de post combustion.

Le dispositif est complété par un régulateur de débit carburant et un boîtier électronique de commande et de régulation de technologie analogique conçu par Elecma pilotant les séquences de fonctionnement de la post combustion : sélection, allumage, détection, régulation, arrêt. Le débit optimal de carburant, est déterminé en fonction des conditions de vol (température-pression), de fonctionnement du moteur sec (débit, régime de rotation du compresseur BP, température d'entrée turbine TET) et du taux de rechauffe désiré, au lieu de la seule section de tuyère comme c'était le cas sur les premiers moteurs.

L'activation de la rechauffe s'effectue à l'aide d'un sélecteur (" Marche " / " Arrêt ") situé sur le boîtier de manette des gaz dans le cockpit. En postcombustion, le Concorde ne tenant pas ses freins au décollage, les manettes de gaz sont placées sur plein gaz puis, après le lâcher des freins, le pilote commande les PC des quatre réacteurs.

La commande de poussée se fait de manière progressive grâce à une seule manette, y compris en postcombustion, ce qui constitue une caractéristique technique du Concorde.



Régulation de rechauffe Olympus 593 (1971). Deux types ont été développés : type standard sur les versions 10 et 11, type allège sur la version 14 et introduit en service

Il est à noter que les rechauffes ne sont pas modulables et que si elles n'ont plus à être utilisées au-delà de Mach 1,7, il n'est toutefois pas interdit de s'en servir. En contrepartie de cet accroissement de poussée la consommation de carburant augmente significativement : par moteur de 3 kg/s à 6,1 Kg/s.

En cas de non allumage de la rechauffe d'un des quatre moteurs, en poussant la manette de gaz, les trois autres Olympus peuvent fournir un taux de postcombustion augmenté (20%) ou emergency rating.

Nota : A l'origine la régulation de la rechauffe était basée sur un fonctionnement à section de tuyère constante. Le taux de rechauffe au décollage était de 9% et il n'y avait pas de fonctionnement rechauffe en accélération transsonique. Par la suite, compte tenu de l'augmentation du taux de rechauffe et de son utilisation en accélération transsonique il a été introduit une régulation à programme à la mi-1973.

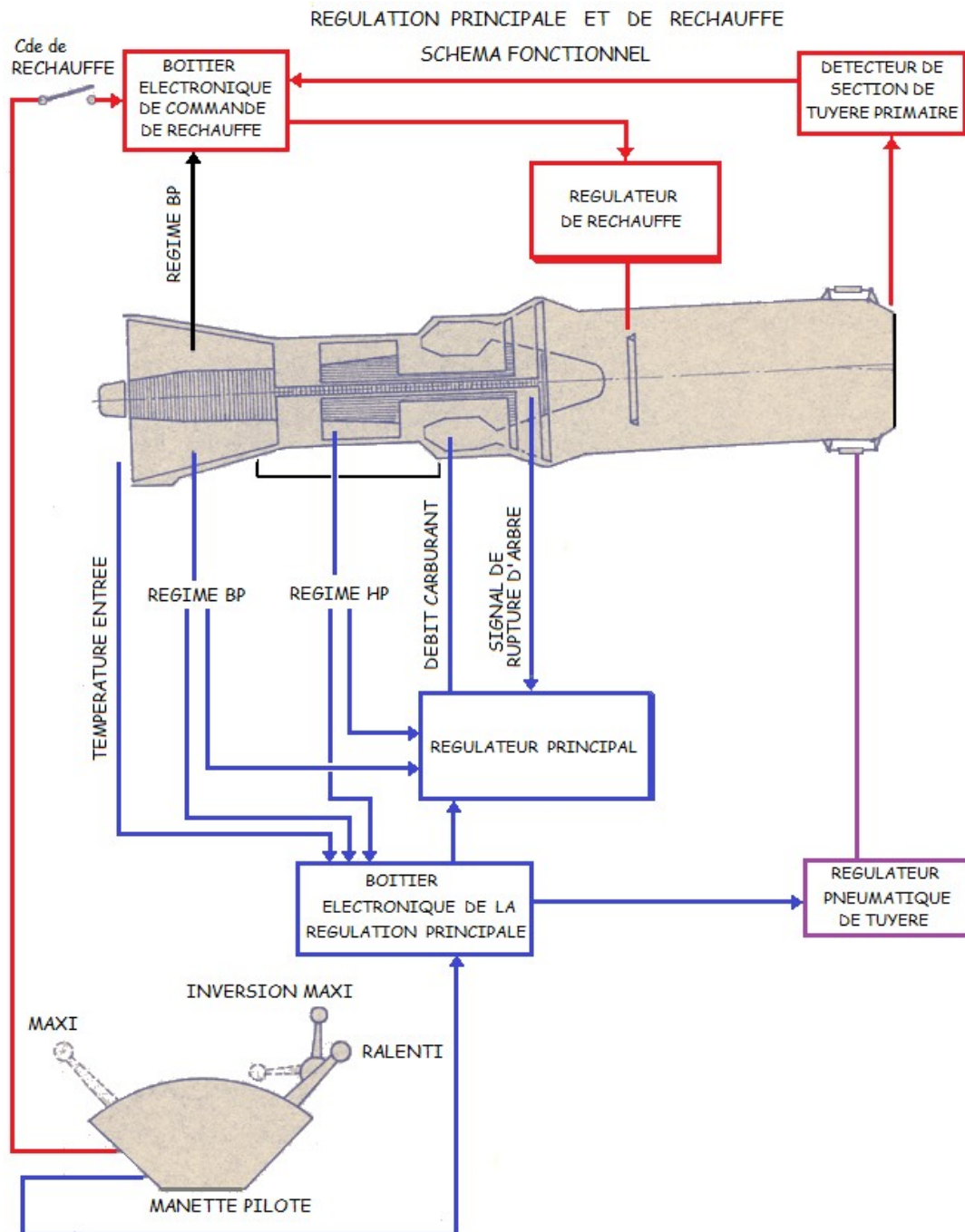


Schéma fonctionnel - Régulation principale et de rechauffe.

L'activation des quatre postcombustion, une par moteur, s'effectue à l'aide de quatre sélecteurs " Marche / Arrêt " situés sur le boîtier des manettes de gaz.

Note de fin

- (1) La postcombustion. Dès 1958, l'Atar 9B adopte une rampe d'injection amont stabilisée en flamme en " V ", permettant un taux de postcombustion de 42,5 % avec une efficacité de 0,92 %.

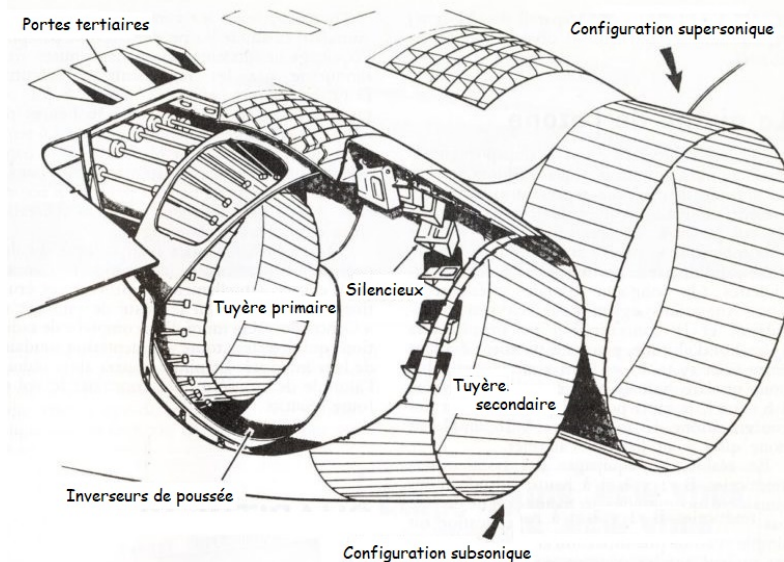
L'ensemble d'éjection

Pendant la phase de développement, la SNECMA a conçu trois types de tuyères secondaires pour le Concorde : le type 10, le type 11 et le type 28. Chaque ensemble d'éjection comporte de multiples fonctions : variation de la section de tuyère (ou géométrie variable), postcombustion, freinage en vol et à l'atterrissage par inversion de jet, atténuation du bruit des moteurs au décollage et en survol à basse altitude.

L'ensemble d'éjection type 10.

Développé entre 1963 et 1968, l'ensemble d'éjection type 10 comporte 20 volets interconnectés fixés à l'arrière de la section divergente. A l'intérieur de cette partie, juste en avant des volets, sont placés les 10 vérins pneumatiques des lobes silencieux escamotables pivotant radialement dans le divergent. La contre-poussée est d'environ 35 à 45 %.

La réduction de bruit au sol, et à basse altitude, sur le type 28 est assurée par les paupières de l'inverseur de poussée. La tuyère type 10 vole pendant environ deux ans sur les deux prototypes 001 et 002 du Concorde. Les 30 ensembles d'éjection de type 10 construits totalisent plus de 5 000 heures d'essais, un chiffre incluant les vols sur les deux prototypes du Concorde, l'Avro 698 " Vulcan " B1 banc volant, les bancs sols des deux motoristes ainsi que sur les bancs de simulation d'altitude du British NGTE et du Centre d'Essais des Propulseurs (Cepr) de Saclay. La durée de vie autorisée sur avion des tuyères version 10 est de 1 000 heures.



La tuyère circulaire type 10 (dite " blow-in-door ", brevet P&W) de construction traditionnelle et lourde

L'ensemble d'éjection type 11.

Cette version similaire à la précédente est redessinée afin de réduire la trainée en vol supersonique. Ce nettoyage aérodynamique permet d'ajouter 907 kg (2000 lb) supplémentaire de charge marchande sur l'avion supersonique. De technologie nouvelle, elle est constituée d'une structure dite " alvéolaire ". Pour améliorer la charge marchande, une campagne de modifications aboutit en mai 1968 à une version allégée réalisée en matériaux sandwich légers (Stressskin, un matériau nid d'abeille d'acier soudé). A l'époque ce matériau était utilisé sur les inverseurs de poussée des moteurs Pratt & Whitney JT8 D montés sur les triréacteurs Boeing 727 où ils fonctionnaient correctement mais sans rechauffe.

Développés pour équiper tous les appareils de présérie, les premiers ensembles d'éjection avionnables de type 11 sont livrés aux avionneurs en février 1971 pour une installation sur les deux Concorde 01 et 02 de pré série. D'une conception technologique différente de la version 10 (sa structure est presque entièrement soudée par points), elle assure, en particulier, une maintenance plus aisée en permettant le démontage modulaire.

Sélectionné en février 1966, l'ensemble d'éjection type 11 qui tourne au banc en février 1970 avec un Olympus 593-3B est associé au moteur Olympus 593 Mk-602 à partir de 1971 et jusqu'en 1973.

Les deux ensembles d'éjection, type 10 et type 11, sont dotés d'une section de sortie à géométrie variable et d'une tuyère convergente-divergente. Tous deux possèdent des obstacles (parfois appelés " pièges à loup ") sur l'inverseur de poussée avec des cascades, situés en haut et en bas des tuyères, sur l'échappement de l'inverseur de jet. Activés par des vérins pneumatiques, les obstacles d'inversion de poussée, en position rétractés couvrent les cascades conçues pour éviter la ré ingestion des gaz chauds d'échappement durant la phase de réversion de poussée.



Ensemble d'éjection type 11.
Inversion par 2 paupières et 10 grilles. La tuyère secondaire comporte 20 volets dits froids.



Ensemble d'éjection type 14 - 28 avec une tuyère primaire comportant 36 volets (18 commandés + 18 asservis)

L'ensemble d'éjection type 14-28.

De conception monobloc, la tuyère à reverse aval (TRA) dite 14 - 28 réunit trois idées fondamentales parfaitement indépendantes les unes des autres :

- un meilleur arrangement de la nacelle par réalisation d'une seule structure monobloc de tuyères secondaires par couple de moteurs et suppression d'un cadre de liaison. Ce meilleur arrangement conduit à un gain de masse très appréciable,
- le report de l'inverseur de poussée de l'amont du convergent-divergent à l'aval, les deux fonctions de variation de la section de sortie de tuyère secondaire et de l'inversion de jet étant assurées par le déplacement de deux paupières (ou mâchoires ou coquilles), d'où la désignation de tuyère à reverse aval,
- l'utilisation massive de matériau sandwich Stresskin.

Générant un gain de masse de 320 kg, la tuyère 14 - 28, développée entre mai 1969 et mai 1975, est définitivement adoptée en mars 1970. La contre-poussée est d'environ 30 %. La tuyère mesure environ 1 m de diamètre et 2,50 m de longueur et pèse environ 1 450 kg.

Au cours des essais en vol menés sur les prototypes du Concorde, les silencieux à lobes escamotables, inefficaces - ils réduisaient le niveau de bruit d'un décibel avec une perte de poussée de l'ordre de 1% -, sont supprimés ainsi que les panneaux d'air tertiaire. Ils sont remplacés par des silencieux à pelles. Introduites dans le jet primaire, les pelles escamotables ont pour but de le perturber en partie et d'accélérer sa dilution avec l'air secondaire.

Les paupières assurent correctement la fonction convergent - divergent nécessaire en supersonique élevé tout en réduisant le bruit latéral au sol et à basse altitude avec une position amenant de l'air tertiaire autour du jet. Des déflecteurs placés sur les paupières ont pour mission d'empêcher, en position d'inversion du jet, un retour des gaz chauds vers les nacelles : elles se rejoignent lorsque les paupières sont fermées.



La désignation officielle de cette tuyère comme type 28 vient du fait que chaque tuyère secondaire est intégrée dans une structure monobloc pour chaque couple de moteurs. Si le motoriste avait suivi la nomenclature précédente, d'un ensemble d'éjection par moteur, la tuyère aval aurait été désignée type 14. Il

Il y eut les types 12 et 13 (Anémone) mais rapidement abandonnées. Aussi, la structure monobloc est considérée comme un assemblage de type 2 X 14 ou type 28.

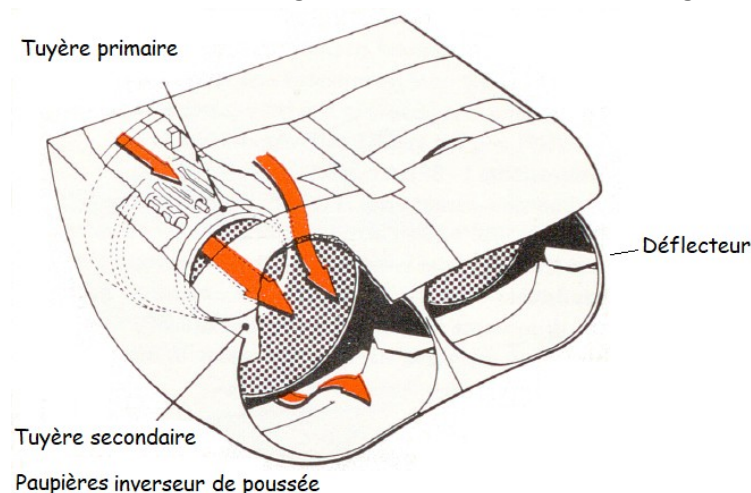
Contrairement aux versions type 10 et type 11, la fonction inverseur de poussée pour les moteurs de série est activée au sol et inhibée en vol.

Cette nouvelle architecture, réalisant la double fonction d'inversion de poussée et de tuyère à section variable, offre comme avantages une réduction de traînée en vol supersonique (diminution de la traînée de culot), une amélioration du rendement du moteur et un accroissement de la charge marchande de 680 kg à 907 kg (1500 lb à 2000 lb) sur un vol transatlantique.

Le type 14-28 fait appel à un emploi massif de panneaux en matériaux nida en acier soudé. Le gain de masse apporté par cette technologie permet d'augmenter la charge marchande de l'appareil, de 998 kg (2200 lb) à 1 406 kg (3100 lb) sur un vol transatlantique.

Installée sur un Olympus 593 Mk 610 au standard série, la tuyère 14 - 28 est homologuée lors d'un essai officiel de 150 heures, réalisé en sept semaines, entre janvier et mars 1974. Au cours de l'épreuve sont simulées les conditions de fonctionnement du moteur au décollage et à l'atterrissage (équivalent à environ 1 000 manœuvres de ce type), en accélération transsonique (avec utilisation de la réchauffe) et en croisière à Mach 2 (1).

Au final, la nouvelle tuyère 14-28 améliore la charge payante sur un vol Paris New York de près de 20%. Lors de son entrée en service - en janvier 1976 - le Concorde emportait une charge marchande de 9 072 kg (20 000 lb), en conditions temps chaud, avec les réserves de carburant réglementaires. Deux ans après sa mise en service la charge marchande était de 11 340 kg (25 000 lb).



L'ensemble d'éjection type 14-28 : structure double, monobloc, pour deux moteurs. Les déflecteurs que l'on distingue sur les paupières de tuyère ont pour mission d'empêcher, en position d'inversion du jet, un retour des gaz chauds vers les nacelles.

Niveaux de bruit. Au décollage (survol) à 6 500 mètres du lâcher des freins, 118 EPNdB ; en approche à 1 850 mètres du seuil de piste avec une pente de descente de 3°, 115 EPNdB ; latéralement à 650 mètres de l'axe de la piste, 112 EPNdB.

Réduction de masse. La première réduction de masse résultait du nombre réduit des vérins de réglage de la section variable de tuyère ainsi que les paupières de l'inverseur de poussée. Le second gain de masse venait du montage d'une structure monobloc pour chaque paire de moteurs qui améliorait la configuration générale de la nacelle avec la suppression d'un cadre.

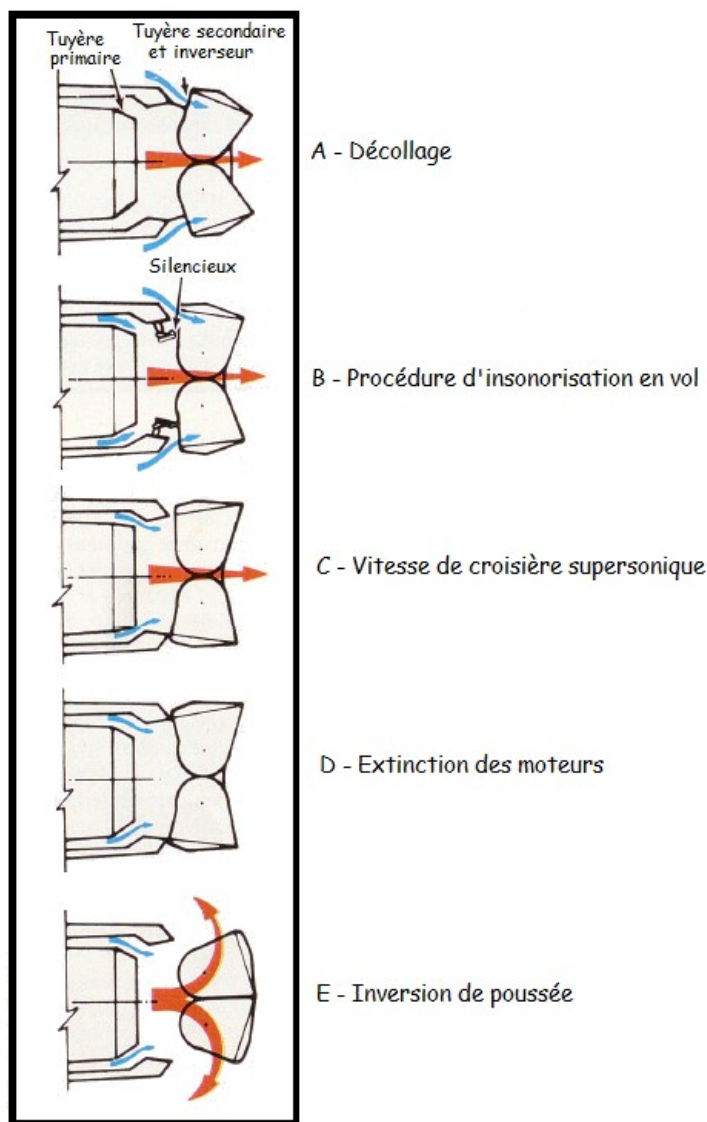
La nouvelle configuration, dans laquelle deux fonctions - inversion de poussée et section de tuyère variable - étaient combinées était également moins complexe, plus fiable et plus facile d'entretien que les deux premiers modèles. Au niveau des matériaux, les cloisons latérale et centrale de la TRA étaient réalisées en Stressskin ; le reste de la structure étant en Hastalloy X, un alliage de nickel-chrome-fer-molybdène offrant une excellente résistance à l'oxydation et une solidité à haute température.

Fonctionnement de la tuyère à reverse aval.

La tuyère secondaire est utilisée selon quatre configurations de vol qui sont :

- décollage avec position des paupières constantes avec un angle de 21° jusqu'à Mach 0.55,
- vol subsonique et jusqu'à Mach 1.1 avec paupières réglées automatiquement de 21° à 0° ,
- vol supersonique avec paupières complètement ouvertes à 0° ,
- aide au freinage (inverseur de poussée) avec fermeture des paupières à 73° .

La forme extérieure de la nacelle double est rectangulaire autour d'un moteur de section circulaire. Il a fallu trouver une solution de raccordement minimisant en externe les trainées de retreint et de culot.



Configurations de vol

Cinq configurations de vol. Remarquer dans chacun des cas la position des paupières dont le déplacement assure deux fonctions de variation de la section de sortie du corps secondaire de tuyère (positions A - B - C) et d'inversion de jet (position E).

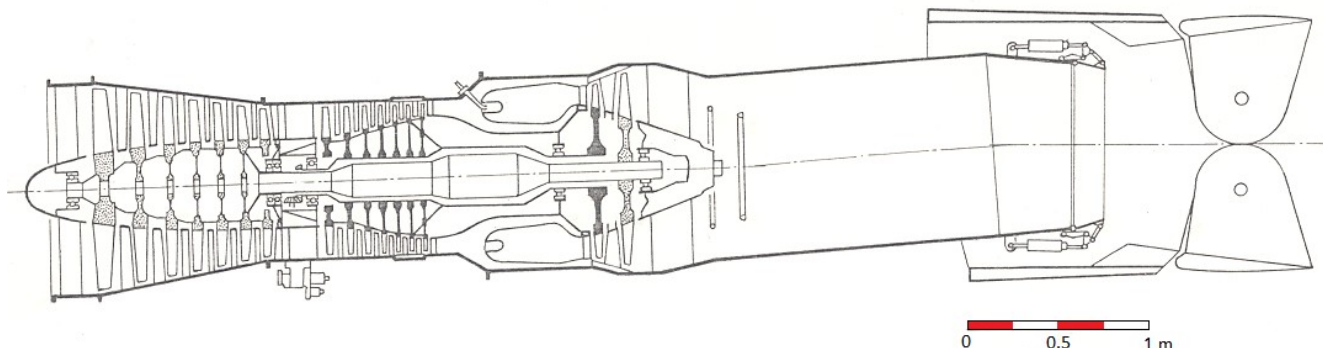
Note de fin

- (1) L'essai officiel de 150 heures comporte : 30 heures de fonctionnement du moteur dans les conditions de décollage et d'atterrissage en régime normal à 16 900 kgp avec réchauffe et en régime d'urgence (utilisé en cas de panne d'un des moteurs) à la poussée de 17 400 kg.

Au cours de ces 30 heures, 200 manœuvres d'inversion de poussée ont été réalisées avec accélération du régime moteur, de manière à assurer l'obtention d'une contrepoussée maximale ; 120 heures de fonctionnement en accélération transsonique et croisière supersonique simulée à Mach 2. L'air d'alimentation du moteur est, dans ce dernier cas, chauffé jusqu'à 130°C dans une " buse de préchauffe ", sorte de grande chambre de combustion où sont reproduites des conditions de température suffisamment proches de celles rencontrées par l'avion en croisière supersonique.

Les projets d'évolution de l'Olympus 593

Au début des années 1970, des projets du supersonique à distance franchissable augmentée de plus de 900 km désignés Concorde B ou Super Concorde ont été étudiés. Le but étant d'ouvrir de nouvelles routes, en particulier au-dessus du Pacifique, ainsi que d'assurer des liaisons transcontinentales au-dessus de l'Amérique. Dans ce cadre Rolls-Royce propose des versions de l'Olympus 593, avec ou sans rechauffe, consommant moins de carburant, plus puissantes et plus silencieuses.

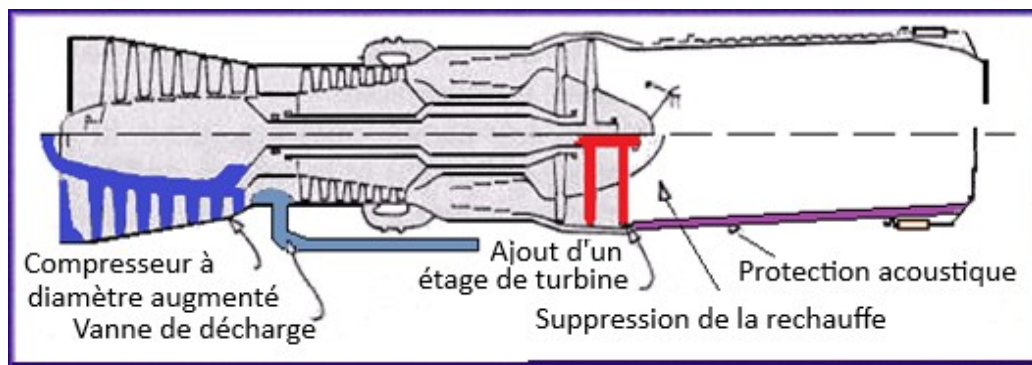


Olympus 593 Mk-610 - Coupe longitudinale

Dénommée Olympus Mk 622, une première version qui est étudiée offre un débit d'air accru grâce à un compresseur légèrement plus gros - 50 % de diamètre en plus - et avec une vitesse plus lente du jet. Par rapport au Mk 610, le débit d'air est supérieur d'environ 8 % et la poussée entre 7 et 8 % au-dessus de la valeur nominale au décollage. En 1974, un compresseur de démonstration doté de trois nouveaux étages est construit et testé au banc.

Cette version ne nécessite que des modifications mineures de la nacelle et est adaptable aux versions améliorées du Concorde dotée notamment d'une voilure de grande surface. Grâce à une vitesse d'éjection plus faible, le bruit au décollage est nettement plus faible, et du fait de la poussée supérieure l'angle de montée de l'avion est plus élevé.

Quelques mois avant la mise en service commerciale du supersonique, une seconde version de l'ensemble propulsif connue sous le nom de Mk-610 + 25 % est envisagée. La poussée est accrue de 12,3 % en croisière supersonique à Mach 2 et de 25,9 % en haut subsonique.

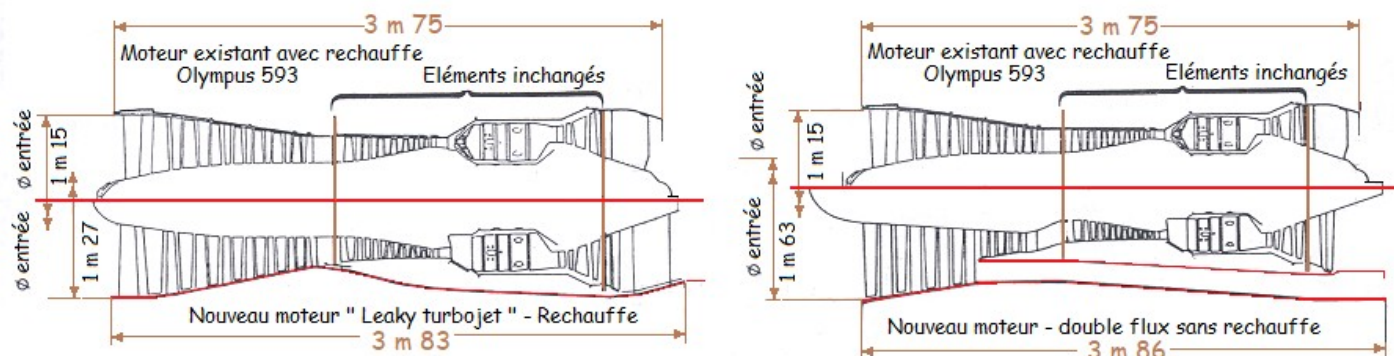


Olympus 593 amélioré Mk-610 + 25 %

Physiquement, les modifications envisagées consistent à remplacer le compresseur basse pression par un compresseur à diamètre accru et à ajouter un second étage à la turbine basse pression. L'installation d'un système de refoulement d'air du compresseur se traduit par une augmentation du débit d'air qui atteint 25% pendant la phase de décollage et 35% pendant l'approche. Les gains de poussée ainsi obtenus lors des décollages et aux vitesses transsoniques permettent de supprimer les dispositifs de rechauffe (postcombustion) donc de diminuer la consommation de carburant et le bruit généré par le moteur ainsi que d'augmenter la distance franchissable de l'avion.

Parallèlement, pour atténuer le bruit du jet lors des phases de décollage (réduction du bruit de 10 dB) et d'approche (de 8 dB), une autre amélioration consiste à installer un dispositif de traitement acoustique sur la partie arrière du réacteur.

Dans la perspective d'un moteur de deuxième génération, deux autres projets sont également étudiés. Le premier concerne un moteur à faible taux de dilution (0.1/1) couramment appelé "leaky turbojet", en anglais, toujours doté de rechauffe et le second un moteur à double flux avec un taux de dilution de 1/1. Dans ces deux solutions, les étages haute pression de compresseur et de turbine restent inchangés.



Projets d'Olympus 593 Mk 610 à poussée augmentée

Sur chacun des deux dessins ci-dessus, la partie supérieure, au-dessus de l'axe de comparaison représente l'Olympus de série, le Mk-610. La partie inférieure représente, côté gauche, une solution à faible taux de dilution (0.1/1) toujours dotée de rechauffe et, côté droit, une solution relative à un moteur à double flux avec un taux de dilution de 1/1.

Le Concorde se caractérisait par des coûts d'entretien représentant 40% des frais d'exploitation. En termes de maintenance, chaque heure de vol effectuée nécessitait une vingtaine d'heures de maintenance au sol. Ce sont ces coûts, en dehors de la consommation de kérosène, qui ont entre autres entraîné la mise à la retraite du supersonique.



Concorde vue de face.

Concorde était un exemple classique de l'ancien adage de l'aviation : "if it looks right, it will flight right".

Les installations d'essais

De part et d'autre de la Manche des moyens d'essais considérables ont été mis en œuvre.

En France comme en Grande-Bretagne il fallut aménager des bâtiments, en construire de nouveaux pour des essais moteurs complets et d'éléments. Aux installations réalisées par les deux motoristes s'ajoutaient celles des centres étatiques comme le Centre d'Essais des Propulseurs de Saclay (Cepr).

Si Outre-Manche, les moyens d'essais moteurs les plus importants furent mis en œuvre, la SNECMA avait, quant à elle, conduit la mise au point des silencieux, du canal d'éjection et des inverseurs de poussée.

Au total 10 000 heures d'essais au banc ont été réalisées par 17 moteurs de présérie.



Installations d'essais à Melun-Villaroche

Quels bancs pour quels essais ?

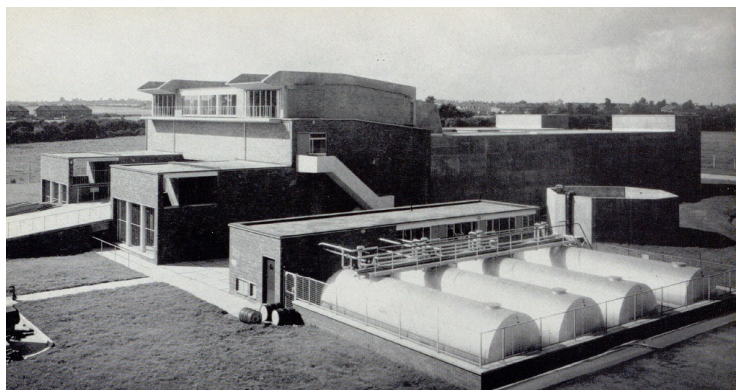
Dans le numéro 138 de SNECMA info, daté de janvier 1968, on pouvait lire : " Avant l'entrée en service de Concorde, en 1971, 30 000 heures d'essais du moteur sont prévues. Ainsi, avant le premier vol commercial, l'Olympus 593 aura effectué le programme d'essais le plus rigoureux et le plus exigeant qui soit.

Pour le réaliser, la France et la Grande- Bretagne disposent d'un potentiel d'essais très important. Outre les bancs fixes de Bristol à Patchway et la SNECMA, à Villaroche (E4, 1H8, et 11H7), les installations spécialisées du National Gas Turbine Establishment (NGTE) à Pyestock et du Centre d'Essais des Propulseurs à Saclay (Cepr) ont été mises à la disposition des constructeurs pour la réalisation d'essais en conditions d'ambiance simulées : tel est, par exemple, le banc n° 4 de Pyestock qui a été mis en service début 1967 et dans lequel on peut essayer en veine libre, un réacteur en vraie grandeur, équipé de sa manche d'entrée, en conditions de vitesse, pression et température adaptées aux conditions de vol ".

En 1968, cinq bancs d'essais spéciaux sont utilisés à Bristol, trois à Melun-Villaroche et un à Saclay (CEPr).

Quatre bancs-caissons pour essais en altitude simulée sont employés également, soit deux au NGTE et deux au CEPr.

A Bristol, deux bancs d'essais ont été construits spécialement pour les essais de l'Olympus 593. Ils sont équipés pour permettre le fonctionnement derrière une entrée d'air avec ou sans rechauffeur d'entrée.



Banc d'essais de l'Olympus 593 à Bristol (1963)

Pour ce réchauffage, on utilise un Olympus Mk 300. Cette installation permet de simuler, en température et en pression, la gamme complète des conditions de vol de Concorde jusqu'à Mach 2.2 et 18 300 m. Cela, parce qu'en dépit de son enveloppe de vol très étendue, Concorde voit sa plage de pression d'entrée contenue entre 0,703 et 1,03 kg/cm² seulement.

Un des deux bancs d'essais est également équipé pour permettre d'environner le réacteur d'une ambiance thermique correspondant à celle qu'il trouvera en vol, à l'intérieur de la nacelle moteur, lorsque Concorde volera en régime supersonique.

De même, le carburant admis dans le moteur en essais est pré-réchauffé.

Enfin, une représentation fidèle de la nacelle moteur permet au réacteur complètement équipé - comme lors de son montage sur avion - d'être essayé dans des conditions correctes de température.

Des enregistreurs et calculateurs numériques, déjà montés sur les nouveaux bancs d'essais de Bristol et sur l'Avro " Vulcan " banc d'essais volant, sont également montés sur les autres bancs d'essais. Cela a permis d'accélérer la vitesse de dépouillement des essais et celle d'exploitation.

Les résultats d'essais en vol du " Vulcan " et ceux des essais en caisson d'altitude sont intégrés afin de fournir une couverture complète du domaine de vol de Concorde. Dans la partie basse de ce domaine, le " Vulcan " permet de réaliser des essais absolument réels du réacteur, y compris l'étude des caractéristiques d'emploi de la rechauffe, depuis 297 km/h jusqu'à Mach 0,98.



Banc d'essais haute altitude chez Bristol (1963)

Pour la partie haute du domaine de vol, le grand banc d'essais du NGTE, qui est équipé pour les tests réels, mais sans rechauffe, derrière une entrée d'air à section variable, permet d'explorer le domaine de Mach 1,8 à Mach 2,2.

Pour relier ces deux domaines de vol, un autre banc d'essais du NGTE simule toutes les conditions de vol, depuis le décollage jusqu'à Mach 2,2, mais avec le réacteur directement connecté à une alimentation d'air sans nacelle amont.

De son côté, le CEPr de Saclay dispose de deux caissons d'altitude identiques, ce qui permet non seulement de comparer les résultats d'essais, mais aussi d'accroître les possibilités d'expérimentations.

Un des éléments les plus marquants est le banc britannique du NGTE permettant les essais du réacteur sec dans des conditions réelles d'entrée d'air, avec une entrée type Concorde soumise aux différentes conditions de pression, de débit d'air, et d'évolutions d'ondes de choc. Le fonctionnement intégré correct du système automatique de contrôle d'entrée d'air et celui du contrôle de la rechauffe ont été étudiés sous diverses conditions d'alimentation d'air, y compris dans le cas d'attaque oblique (vol dérapé) et dans celui d'un rallumage en vol.

Le second banc important du NGTE recevra une nacelle moteur permettant les essais complets d'environnement en pression et température à l'extérieur de ladite nacelle et venant ainsi compléter les essais déjà entrepris avec le banc Bristol équipé d'un réacteur Olympus Mk 300.

Ce banc a également entrepris des essais de compatibilité du moteur avec des sas en anneaux de nids d'abeille montés dans la manche d'entrée d'air. Différentes grilles de ce genre permettent de répondre aux conditions de distorsion de l'écoulement en amont du réacteur correspondant à divers régimes de vols réels.

Afin d'être un peu plus complet, il faut mentionner le banc à l'air libre RM 3 d'Istres, pour les essais acoustiques, et aussi certains bancs partiels de Villaroche (bâtiment 12 et essais de vibrations d'aubes).

Site d'Istres : Banc RM 3

Un banc d'essais à l'air libre, dénommé RM3, a été érigé à Istres pour la signature acoustique du moteur Olympus 593.

Le moteur et son chariot sont installés sur un stand qui peut mesurer jusqu'à une poussée de 60 000 lb. Le moteur est placé à une hauteur de 3 m 65 (12 ft) au-dessus du banc. La mesure du bruit émis est effectuée selon un arc de 15 à 180° centré sur la tuyère le long d'un gradient de 61 m (200 ft) utilisant un microphone placé sur un chariot mobile.

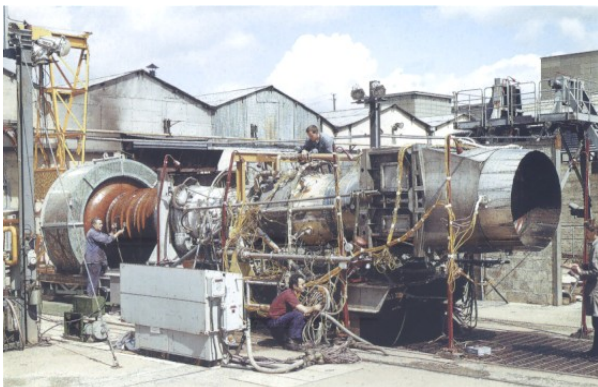


Banc RM3

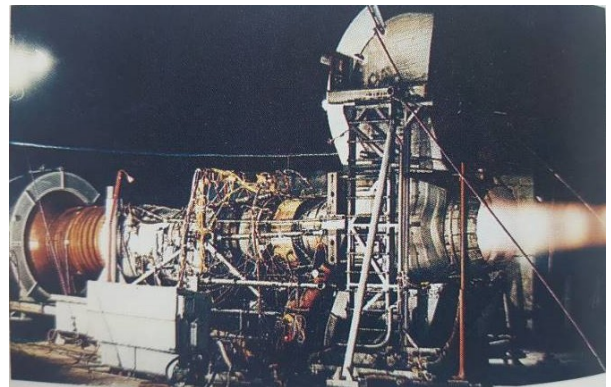
Ce banc permet de mesurer le bruit à l'aide d'un microphone monté sur un chariot se déplaçant parallèlement au moteur en essai. Le bruit généré par le compresseur est mesuré le long d'un angle de 9 m 15 (30 ft) centré sur l'entrée d'air. La surface pratique du dispositif acoustique mesure 122 m (400 ft) sur 73 m (240 ft).

Banc E4 de Villaroche : banc à l'air libre

Seul banc à l'air libre à Villaroche, le E4 réalise les premiers essais du groupe propulseur de Concorde c'est-à-dire l'ensemble complet d'éjection, composé d'une tuyère d'éjection convergente-divergente, à section variable, d'un système de post-combustion, du silencieux et d'un dispositif d'inversion de jet adapté derrière le second prototype du moteur Olympus 593 B.



Les metteurs au point du banc à l'air libre E4 installent l'ensemble d'éjection SNECMA type 10



Essai de nuit de la rechauffe au banc E4 Villaroche - remarquer les ondes de choc. En raison du bruit, les essais avaient lieu la nuit. La structure surmontant la tuyère est destinée à dévier le jet lorsque l'inverseur de poussée est mis en fonctionnement.

Banc 1H8 de Villaroche

Le banc 1H8 sera mis en service en 1965 avec tout l'équipement de reprise de gaz en inversion de jet (reverse).

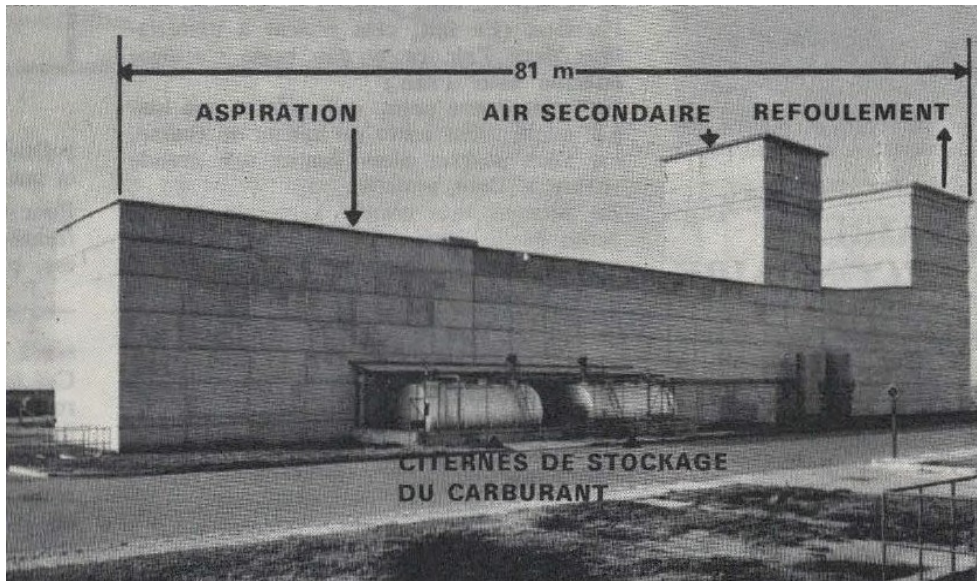
On adaptera le banc à l'air libre E4 et on transformera également le banc fermé 11H7.

Pour l'acquisition et le traitement des mesures d'essai, sera développé et mis en place un nouveau système électronique et informatique de relevé automatique de mesures (RAM), par ELECMA, alors Division Electronique de la SNECMA.

Ce système RAM, dans sa première version, sera mis en place en 1968, dans les deux bancs, 1H8 et 11H7, Il est complété par d'autres chaînes de mesures, spécialisées dans les acquisitions rapides (cadences élevées), " transitoires " et " dynamiques " (mesures vibratoires).

Le RAM, dans cette première version, a une capacité de l'ordre de 600 mesures, bien supérieure aux

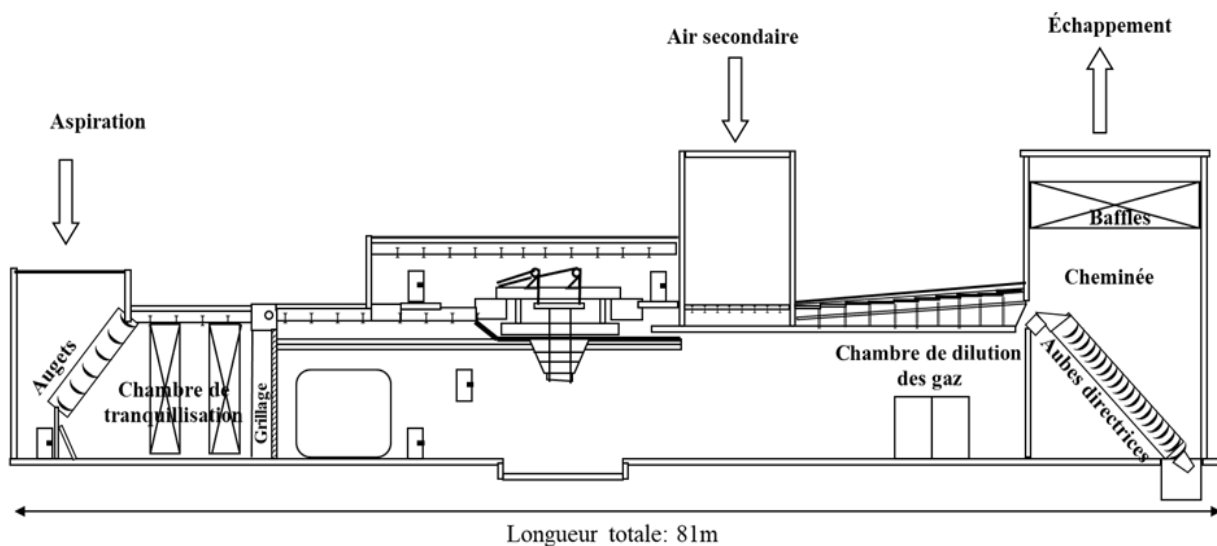
150 mesures des systèmes classiques, " manuels ". Toutes ces mesures sont horodatées, sur la base d'une même horloge distribuée " temps IRIG ".



Banc 1H8

D'une longueur totale de 81 m, le banc 1H8 dispose d'un tunnel d'essai long de 35 m et de section 8 m x 8,5 m.

La longueur restante est répartie entre la chambre de tranquillisation de l'air aspiré, la cheminée d'air secondaire assurant un apport d'air frais à l'arrière du tunnel d'essais, la chambre de dilution des gaz, et la cheminée d'échappement.



Coupe longitudinale du Banc 1H8

La salle de contrôle, longue de 22 m, est équipée d'un appareillage classique pour les mesures : tubes manométriques de pressions, enregistreurs électroniques des températures, indicateur de poussée, manettes multiples de conduite de la machine, avec quelques innovations, comme un système de surveillance et d'alarme sur lequel sont reportés tous les paramètres température ayant une répercussion importante sur le bon fonctionnement et la sécurité du réacteur.

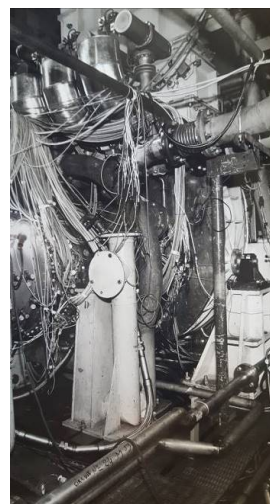
Également deux circuits de télévision grâce auxquels les ingénieurs d'essais pourront apprécier visuellement l'aspect qualitatif de la flamme de post-combustion et celle du dispositif de préchauffe.

Bâtiment XII : essais au banc partiel

Dans les installations du bâtiment XII de Villaroche, sont réalisés des essais cycliques d'éléments de moteur, comme la partie primaire du canal d'éjection.

On peut y réaliser des essais d'endurance accélérée tel que 10 000 cycles d'ouverture-fermeture tuyère, ou bien encore des essais de pannes dans des conditions représentatives du décollage, avec alimentation en gaz chauds.

Ces essais sont suivis d'une visite "sur table", pour apprécier l'état mécanique des pièces à l'issue de cette épreuve de vieillissement.



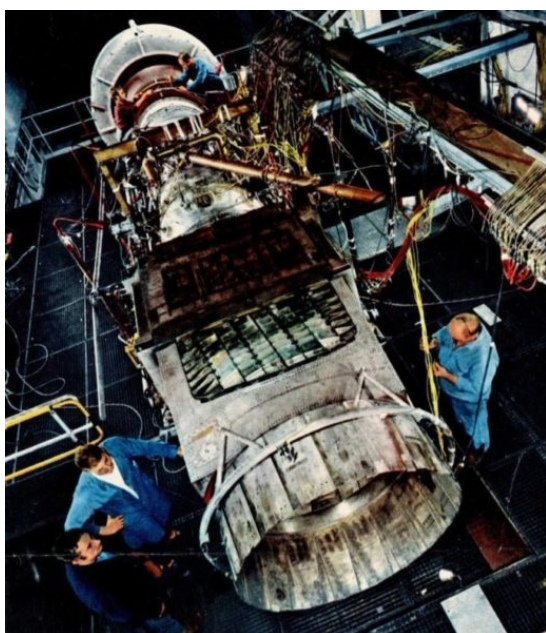
Banc compresseur 1C1 Villaroche

CEPr Saclay : bancs T0, T1, et caisson R5 d'essais en altitude

Répartis sur un domaine de 87 hectares au sud-ouest de Paris, les bancs d'essais du CEPr sont bien connus des ingénieurs de la direction technique de la SNECMA. Rappelons que le CEPr est placé sous l'autorité de la Délégation Ministérielle pour l'Armement (DMA) et que la Direction Technique des Constructions Aéronautiques (DTCA) dépendant de cet organisme, effectue à Saclay les essais officiels d'homologation ou d'endurance des propulseurs aéronautiques et leur mise au point, en conditions de vol simulé, en collaboration avec les motoristes.

Le banc T1, en service depuis 1970 et capable d'assurer un débit d'air de 1 200 kg/s. Ce banc qui peut recevoir des moteurs jusqu'à 35 tonnes de poussée est destiné aux essais des gros moteurs civils de la nouvelle génération. C'était le seul qui offrait la possibilité d'installer les deux Olympus 593 côte à côte. Or l'on sait que la nouvelle tuyère 28 constitue un ensemble monobloc pour deux moteurs et, en toute rigueur, ces essais exigeaient une telle installation.

Aujourd'hui réalisée, elle constitue à notre connaissance une première mondiale pour des propulseurs de cette puissance.



Le montage Concorde se caractérise, entre autres particularités, par la réalisation d'une entrée d'air spéciale intermédiaire entre la buse classique de banc et l'entrée d'air bidimensionnelle de l'avion et par celle d'un système complexe de reprise des gaz chauds, formé d'un collecteur elliptique suivi d'un divergent, d'un silencieux et d'une cheminée d'éjection. En reverse, l'évacuation est assurée par un ensemble de quatre cornes qui redressent le jet et le dirigent vers un dispositif conçu sur le principe de la trompe annulaire. Un équipement exceptionnel de mesure et d'enregistrement assure le relevé des paramètres propres aux deux moteurs (300 paramètres instantanément traités par ordinateur et restitués au banc en 30 secondes) et des indications fournies par les jauges de contrainte, thermocouples, accéléromètres et capteurs de pression dont a été équipée la tuyère 28. Une chaîne digitale, quatre enregistreurs magnétiques et des oscilloscopes de visualisation en temps réel équipent la cabine d'essais.

Attendant au banc T1, le banc T0 d'essais au sol reçoit quant à lui l'Olympus 593 depuis 1967, pour des essais d'endurance au cours desquels la température de l'air à l'admission peut être portée à 127°C (de même

que celle du carburant). Cette possibilité permet de simuler au sol les conditions de température régnant en vol à Mach 2. Près de sept cent cinquante heures d'essais de l'Olympus 593 ont été déjà effectuées sur ce banc.

Enfin, le caisson R5 d'essais en altitude jusqu'à Mach 4 joue lui aussi un rôle important dans la mise au point des moteurs de Concorde dont il permet de simuler tout le domaine de vol.

Chronologie générale des essais au banc

A l'automne 1964, au CEP de Villeras (Saclay), on prépare le montage et l'équipement du caisson d'essais R6, banc d'altitude prévu pour les études sur maquette échelle 1/3 de la double entrée d'air de Concorde et les essais en vol simulé.

Depuis le premier essai du turboréacteur Olympus 593 B, réalisé à Patchway (Grande-Bretagne), en novembre 1965, le programme de développement se déroule de la manière la plus favorable au niveau des essais au sol.

Au centre d'essais de Melun-Villaroche, le premier Olympus 593 B, livré par Bristol-Siddeley, le 7 avril 1966, a passé, fin juin, le cap des 100 heures de fonctionnement sans dépose au banc 1H8.

Parallèlement, sur le banc E4, l'ensemble complet d'éjection, de conception et réalisation SNECMA, est adapté derrière le second prototype du moteur Ol 593 B ; l'ensemble cumulait déjà fin juin, 10 heures de fonctionnement dans des conditions excellentes. C'était là, rappelons-le, les premiers essais du groupe propulseur de Concorde, c'est-à-dire du moteur équipé de son canal d'éjection, composé d'une tuyère d'éjection convergente-divergente, à section variable, d'un système de post-combustion, du silencieux et d'un dispositif d'inversion de jet.

Cette phase d'expérimentation consacre le travail effectué à la marque Concorde depuis 1964 : 1 500 heures d'essais pour réaliser et mettre au point le matériel actuellement défini.

En juin 1966 ont lieu les premiers essais d'un ensemble complet Olympus 593 au banc SNECMA Melun-Villaroche.

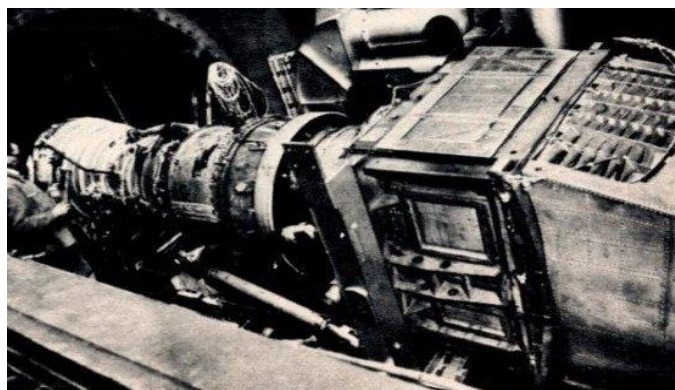
Le 15 mai 1967, les installations nouvelles ont livré à Villaroche deux bancs destinés aux essais de vibrations d'aubes, et elles ont par ailleurs transformé et mis à la disposition de la direction Technique le banc de réacteur 11H7, afin de permettre les essais du propulseur Olympus 593.

Novembre 1967 : essai d'un moteur destiné aux essais de roulage au banc 11H8.

En décembre 1968, les essais au sol de l'Olympus 593 atteignent un total de 5 000 heures.

En mai 1969, sont réalisés les essais acoustiques en grandeur réelle sur turboréacteur à Istres.

En Août 1969, cinq moteurs Olympus 593 poursuivent leur mise au point à la SNECMA : entre le 1er juin et la fin du mois d'août, ils totalisaient 245 heures d'essais. Signalons, en particulier, la conclusion de l'essai officiel du standard -3 B c'est-à-dire de la version qui sera livrée aux avionneurs à partir de décembre 1969, en vue des essais à Mach 2. En février 1972, sont réalisés les essais simultanés de deux Olympus 593 équipés de la tuyère 28 monobloc (tuyère TRA) au CEPr de Saclay.



Olympus 593 au Caisson R6 de Saclay

L'automatisation des mesures et des essais

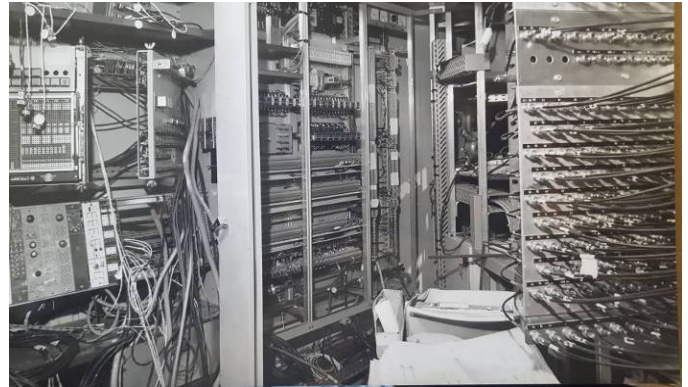
Les progrès considérables et très rapides des technologies de l'informatique, de l'électronique numérique, et des réseaux vont impacter très fortement les systèmes implantés dans les bancs d'essais, notamment les systèmes d'acquisition de mesures, au cours des années 70 et 80.

Les premiers bancs concernés par cette révolution du numérique vont être les bancs 1H8 et 11H7 de Villaroche, bientôt suivis par les 9, 10, et 12H7, puis 1 et 2C7, puis tous les bancs moteurs, partiels ou régulation, à SNECMA Villaroche, comme à Istres ou au CEPr...

Les opérations de grande envergure de modernisation des systèmes, vont se succéder rapidement, pour bénéficier sans tarder des derniers progrès technologiques, comme les cartes électroniques à microprocesseurs.



Bornier " raccordement mesures " RAM (partiel)



Platine de raccordement lignes de pression (sur la droite)

La cabine de contrôle du banc 1H8, en particulier va être plusieurs fois bouleversée par l'arrivée de nouveaux systèmes numériques, à chaque fois beaucoup plus ergonomiques et performants...

La productivité des essais va être de ce fait énormément améliorée, de même que la sécurité des personnes, de la machine, du banc, des données résultats d'essais... etc..

La principale révolution technologique consiste en l'acquisition automatique des mesures et leur traitement informatique en temps réel.



Baie électronique Système SMAC
d'ELECMA : cartes numériques d'acquisition
de mesures à microprocesseur (1985)

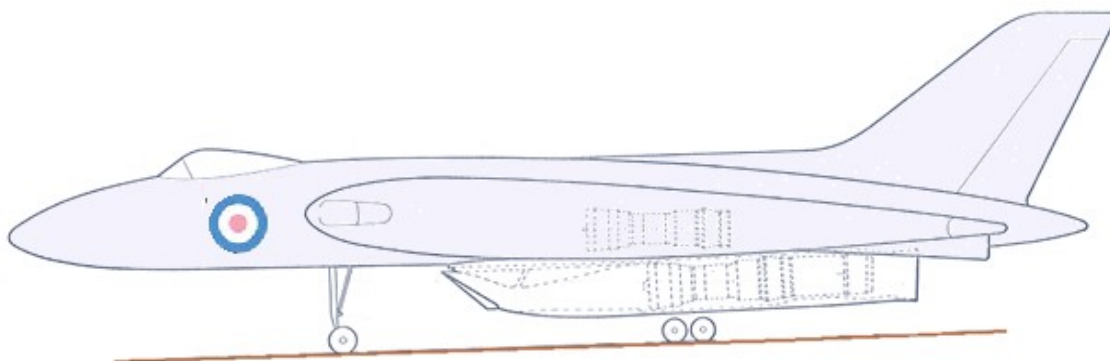
Si l'arrivée des cartes à microprocesseur, accompagnées de toute une panoplie de cartes d'acquisition de mesures, basées sur des circuits convertisseurs analogique-numérique, au milieu des années 1970, va transformer radicalement le travail des techniciens d'essais et metteurs au point, elle va aussi permettre la mise à disposition sans délai des résultats d'essais pour les ingénieurs d'essais, mais aussi des bureaux d'études, des spécialistes performances... via des ordinateurs centralisés.

Un des principaux artisans de cette génération de systèmes numérique est ELECMA Suresnes, qui va en particulier développer l'architecture système SMAC (pour Système Modulaire d'Acquisition et de Commande). Associé à un calculateur ou un mini-ordinateur, il constitue un système dont la configuration peut être exactement adaptée à l'utilisation envisagée et évoluer en fonction des besoins.

L'Avro 698 "Vulcan" banc d'essais volant

Appareil emblématique de la force nucléaire stratégique britannique, le bombardier quadrimoteur subsonique Avro 698 "Vulcan" Mk1 serial XA903 propulsé par quatre Olympus Mk 101 fut utilisé tout au long de sa carrière uniquement comme banc d'essai, tout d'abord dans le cadre du projet de missile "Blue Steel", puis pour le développement du moteur Concorde et enfin le développement du moteur du Panavia "Tornado".

Choisi en raison de sa solidité, sa fiabilité et son train d'atterrissage à longue jambe qui offre une bonne garde au sol pour l'installation du moteur plaqué sous la soute à bombes mais aussi par son vaste domaine de vol qui s'étend jusqu'à environ 16 765 mètres (55 000 ft) et 150 kt, l'appareil a joué un rôle important pour le développement du moteur Olympus 593 destiné au Concorde. Cet appareil pouvait emporter les armements les plus lourds, les plus encombrants et les plus puissants, tout en présentant l'avantage de pouvoir accueillir de nombreux appareils de mesure et plusieurs expérimentateurs.



Vue en coupe de l'Avro 698 "Vulcan" Mk1 serial XA903 banc d'essais volant du moteur Olympus 593.

L'Olympus en essais sous le Vulcan ne fonctionnait qu'en vol, jamais au décollage/atterrissage, car le train avant de l'appareil, situé devant l'entrée d'air, envoyait des particules dans le moteur. Un volet d'entrée d'air permettait de fermer celle-ci au sol.

Dernier "Vulcan" de la série du type B1, il vole pour la première fois en mai 1957. Jamais mis en œuvre par la Royal Air Force, il est adapté en 1962, pour tester le missile nucléaire à longue portée "Blue Steel" emporté dans sa soute à bombes. Par la suite il est modifié pour installer, sous son fuselage, l'ensemble propulsif avec son entrée d'air munie d'un dispositif de dégivrage (1), un moteur Olympus 593 B appelé à être optimisé pour la série et un ensemble d'éjection SNECMA.

Ce propulseur est identique à celui monté sur le Concorde à une exception fondamentale près : la manche d'entrée d'air, qui au lieu de former un léger angle permettant l'écoulement oblique sous l'aile du Concorde était droite.

Le programme est établi pour un total 250 heures d'essais.



Avro 698 Vulcan Mk1 serial XA903 avec moteur Olympus 593-3B et ensemble d'éjection type 10. La jambe du train d'atterrissage avant, plus longue, provient d'un Vulcan Mk2 parce que la jambe du Mk1 est plus courte, ce qui évite ainsi que la tuyère de l'Olympus 593B ne racle la piste.

Chantier de modifications.

Sélectionné comme banc d'essai en vol en décembre 1963, le quadriréacteur est livré au centre de Filton de Bristol Siddeley, le 3 janvier 1964 où un vaste chantier de modifications est entrepris pour le convertir en banc volant pour la mise au point du futur réacteur supersonique Olympus.

Les vols d'essai de l'Olympus 593 comportent un équipage de cinq membres : un pilote, un copilote, deux ingénieurs d'essai en vol et un officier navigant électricien.

Dans le poste de pilotage, le commandant de bord pilote l'avion depuis le siège gauche. Le copilote, en place droite, est le responsable du programme d'essais : il dispose des commandes et de l'instrumentation pour l'Olympus 593 B. Il dispose d'un bouton de rallumage situé sur la manette des gaz.

La cabine, ou poste arrière, où sont implantés les pupitres des ingénieurs et expérimentateurs, est spécialement aménagée pour les essais. Le cinquième membre de l'équipage est utilisé par un officier électricien, qui hormis sa fonction de navigateur s'occupe particulièrement des systèmes électriques de l'aéronef. Cette tâche est extrêmement importante car le Vulcan B Mk 1 étant équipé d'une génération à courant continu CC (de 112 volts), plusieurs appareils ont été auparavant perdus à cause de problèmes électriques (2).

Un grand tableau de bord contenant plus de 100 instruments et indicateurs, installé du côté droit, permet de surveiller principalement les températures et les pressions à différents étages du propulseur. Ce panneau permet d'appliquer des charges hydrauliques et électriques, ainsi que pour introduire des scénarios de défaillance. L'installation est complétée par un appareil photo Vinten 35 mm qui prend un cliché du panneau toutes les cinq secondes pendant la phase de test et deux magnétophones à bande.

Afin de repérer rapidement les indicateurs d'alerte, tous les instruments, cadrans et jauges associées à l'Olympus 593 sont montés sur des panneaux à fond blanc, tandis que des instruments spécifiques aux systèmes opérationnels du Vulcan sont sur un traditionnel fond noir.



Avro 698 Vulcan Mk1 XA903 au roulage



Avro 698 Vulcan Mk1 XA903 en vol

Pour le réacteur en essai, un réservoir d'eau et deux réservoirs de carburant (kérosène) d'une capacité totale de 1 818 litres sont implantés dans la soute armement. L'Olympus 593 B en régime de postcombustion utilise 22 730 litres/heure. Le débit de carburant maximal de l'avion dans les deux réservoirs étant de 15 911 litres / heure, cela assure un fonctionnement de l'Olympus 593 en postcombustion pendant environ 15 minutes.

Au niveau de l'installation d'essais, un enregistreur de données numériques très volumineux (en forme de " T ", sa masse est de 272 kg), le DDR600, situé dans le radôme, permet de mesurer et analyser 600 paramètres techniques sur le réacteur : pressions (48 ports), poussées, vibrations, températures, accélérations, vitesses de rotation, contraintes, débit des fluides, etc.. Afin de valider ces mesures par rapport aux conditions de test, le DDR600 enregistre également la vitesse de l'avion, l'altitude, la température extérieure et la vitesse de rotation du moteur (compresseurs BP et HP), qui sont tous numérisés par différents calculateurs de conditionnement de signaux.

Au total 11 tonnes d'équipements d'essais - Olympus 593 inclus - sont installés.

Ultérieurement, quatre caméras de télévision sont montées sous le fuselage pour observer directement la formation de glace sur l'entrée d'air de l'Olympus 593 B lors des tests de givrage.

Pour assurer une garde au sol suffisante de la tuyère de l'Olympus 593 B lors des atterrissages, la jambe du train avant est remplacée par celle d'un Vulcan Mk2, plus longue, afin d'éviter que la tuyère ne racle la piste.

L'Avro Vulcan sort de chantier à la fin de l'été 1966 avec un Olympus 593 logé dans la nacelle.

Après un chantier de transformation de deux années, le premier vol a lieu le 9 septembre 1966, à Filton, avec aux commandes, Tom Frost le directeur des essais en vol de Bristol Siddeley, mais du fait des limitations aérodynamiques de l'appareil les tests sont limités à Mach 0.98 (1 200 km/h). La mise au point de l'ensemble propulsif se déroule dans les conditions les plus proches des conditions réelles d'utilisation, en ce qui concerne le profil de vol aux vitesses subsoniques. La série de tests concerne principalement la carte de répartition des pressions d'air à l'entrée de la nacelle, des essais de givrage de l'entrée d'air, la ventilation de fuseau moteur, les conditions de réallumage, le fonctionnement de l'ensemble d'éjection, le fonctionnement de la postcombustion depuis 297 km/h jusqu'à Mach 0,98, l'évaluation du système électronique de régulation carburant, etc...



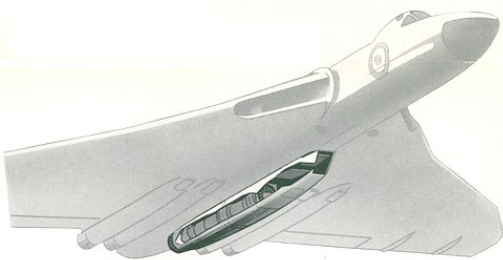
Avro 698 Vulcan Mk1 (B1) serial XA903 avec dispositif de givrage (Mars 1971)

Mené à partir de mars 1971, le test d'antigivrage est l'une des tâches les plus importantes réalisée par l'appareil. Dans ce but une rampe de vaporisation d'eau percée d'une centaine d'injecteurs atomiseurs est montée en amont de la nacelle, sous le fuselage du " Vulcan ". Différentes concentrations d'eau sont pulvérisées vers le moteur Olympus. La glace accumulée autour de l'entrée d'air et la manière dont elle est éliminée par le système de dégivrage est surveillée par quatre caméras et visualisés sur les écrans de télévision à l'intérieur de l'avion.

Le taux de vaporisation maximum est d'environ 3 500 litres d'eau à l'heure ce qui permet de vaporiser durant 30 minutes en moyenne. Des essais, à divers taux de vaporisation seront effectués à des altitudes variant entre 1 500 et 9 000 mètres.

Pour l'équipage, le moteur et son installation d'essais présentent deux contraintes en fin de mission : d'une part leur masse conséquente qui signifie que chaque atterrissage est effectué à la masse maximale à l'atterrissage spécifiée par le manuel de vol. Celle-ci est de 49 442 kg mais la masse à l'atterrissage du XA903 se situe toujours entre 56 700 kg et 58 967 kg. Par ailleurs, en raison de la disposition du moteur sous le fuselage, chaque posé doit se faire avec une assiette avion relativement plate pour éviter que la nacelle ne racle la piste. Il n'est donc pas possible pour le pilote de lever le nez et d'utiliser la grande surface de la voilure pour assurer un freinage aérodynamique. Les atterrissages sont effectués à une vitesse d'environ 130 nœuds et le parachute de freinage systématiquement déployé.

Durant cette période la poussée obtenue par l'Olympus est conforme aux spécifications : 15 700 kgp (35 190 lb).



Seize mois après son vol inaugural, en janvier 1968, le bombardier boucle sa 100^{ème} heures d'essai. Entre 1966 et 1970, il totalise 45 vols soit 90 heures de vol.

Pendant le programme d'essais, un seul incident mais grave survient le 6 février 1970 au cours d'une mission à basse altitude dans la région de Filton. Lors du vol 167, une canalisation hydraulique, commune aux circuits normal et secours, se rompt générant une perte totale de pression hydraulique.

Sur un Vulcan Mark 1, les systèmes de freinage des roues (Maxaret) fonctionnant avec la pression hydraulique, ils sont inopérants. Nécessitant une longue piste pour éviter une surchauffe des freins, l'avion

est dérouté vers la base aérienne de RAF Fairford dotée d'une piste de 3 046 mètres. Le train d'atterrissage est abaissé par gravité mais la jambe avant ne se verrouille pas et ne s'abaisse que partiellement. Lors de l'atterrissage, elle s'immobilise finalement après que les jambes principales se trouvent sur la piste, à moins de 100 nœuds (180 km/h). Le parachute de freinage ne se déploie pas et le freinage des roues, effectué sans le système antidérapant, provoque un incendie au niveau des blocs de freins gauches. L'atterrissage est effectué avec l'allumage de tous les voyants d'alarmes bas niveau de carburant. Au parking, le dessous de l'avion est recouvert de fluide hydraulique.

Lors de son 219^{ème} et dernier vol d'essai avec le propulseur, le 21 juillet 1971 à Filton, l'appareil totalise 417 heures de vol dont 248 heures pour l'Olympus 593. Au cours de ces quatre années et demie l'appareil a testé différentes versions de l'Olympus 593 B : Standard 1, CS1, -1B, -2B, -3B et -4.

Par la suite, le " Vulcan " sert de banc d'essais volant au réacteur Rolls-Royce RB-199 destiné au biréacteur d'appui tactique à géométrie variable Panavia " Tornado ". Après son ultime vol à Farnborough en février 1979, il est réformé. Démantelé en septembre 1984, il est exposé successivement dans deux musées aéronautiques jusqu'en juillet 1999. Depuis le mois d'avril 2011 il est exposé à Stoneykirk, en Ecosse.

Seul subsiste aujourd'hui du " Vulcan " XA903 le poste de pilotage.

Caractéristiques de l'Avro 698 Vulcan Mk1 (B1)

Motorisation : 4 Bristol Siddeley Olympus Mk 101, ou 102 ou 104 de 57,4 kN (13 500 lb)
Envergure : 30.30 m (99.5 ft)
Longueur hors tout : 29.59 m (97.1 ft)
Hauteur : 8.00 m (26.6 ft)
Masse à vide : 37 144 kg (85 573 lb)
Masse au décollage : 77 111 kg (170 000 lb)
Surface alaire : 330.20 m² (3554 ft²)

Performances

Autonomie : 7 400 km
Plafond : 17 000 m (55 000 ft)
Vitesse de croisière à 45 000 ft : Mach 0.86 (912 km/h)
Vitesse maxi : Mach 0.96 1 040 km/h (560 kt)
Rapport Poussée / Masse : 2.78

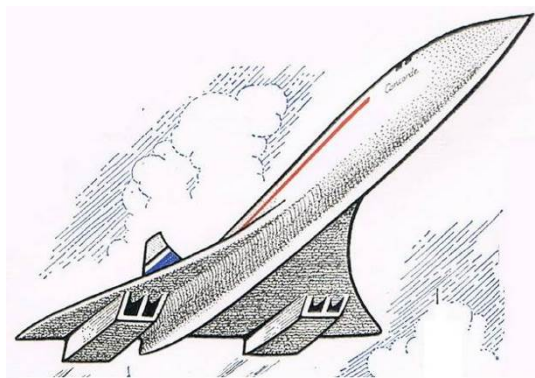


Avro 698 " Vulcan " B Mk1 serial XA903 lors des essais de pulvérisation d'eau (1971) avec une grille de vaporisation installée sous le fuselage avant pour les essais de dégivrage du moteur et de l'entrée d'air.

Notes de fin

- (1) Sur le Concorde, le dégivrage réacteur doit être mis en service lorsque la température ambiante est inférieure à + 3°C et la visibilité horizontale inférieure à 1000 mètres.
- (2) L'Avro Vulcan B Mk 2 est équipé d'une génération électrique en courant alternatif (AC) à vitesse constante avec une tension de 200 volts et une fréquence de 400 Hz

Les essais en vol sur Concorde



Au moment de la mise en service commercial du Concorde, en janvier 1976, quatorze années se sont écoulées depuis la signature en novembre 1962 du protocole d'accord entre les gouvernements français et britanniques.

Si le prototype de l'appareil est sorti de son hall d'assemblage en décembre 1967, il a fallu attendre treize mois, en mars 1969, avant de commencer le programme d'essais en vol, le plus vaste jamais entrepris pour un avion de transport. Toutes les versions de l'Olympus 593 ont été testées, les standards : -1B mais limité aux essais au sol ; -2A employé pour

les premières tranches d'essais en vol de Concorde 001 et 002 et était utilisable jusqu'à Mach 1,6 ; -2B homologué Mach 2 " en pointe ", c'est-à-dire capable d'avaloir de l'air porté à plus de 125°C pendant une courte période ; -3B qui autorisait des vols de croisière à Mach 2 ; -4 au circuit carburant allégé ; Mk-601 ; Mk-602 et finalement le standard de série, le Mk-610.

Pendant six années et neuf mois les essais ont été jalonnés par le premier vol supersonique (1^{er} octobre 1969), le premier vol à Mach 2 (4 novembre 1970), le premier vol de l'avion de présérie 01 (17 novembre 1971), le premier vol de l'avion de série n°1 (6 décembre 1973) et la certification de l'avion et de ses moteurs.

Aucun autre avion n'a subi un programme d'essais aussi important auquel ont participé huit Concorde : les deux prototypes 001 et 002, les deux avions de présérie 01 et 02 et quatre avions de série n°1, 2, 3 et 4. Ces deux derniers participant aux vols d'endurance, dernière épreuve avant la certification. Ces sorties consistaient à démontrer l'aptitude de l'avion à être utilisé intensivement sur les lignes régulières sans ennuis sérieux. Au mois de janvier 1976, ces huit appareils totalisaient exactement 2489 sorties représentant plus de 20 000 heures de fonctionnement moteurs (5536 heures de vol) dont 5000 heures de fonctionnement en supersonique soit plus de 2013 heures de vol.

L'importance de ce programme s'explique par l'étendue du domaine de vol et le caractère entièrement nouveau de l'avion, de son système propulsif et de la plupart de ses équipements.

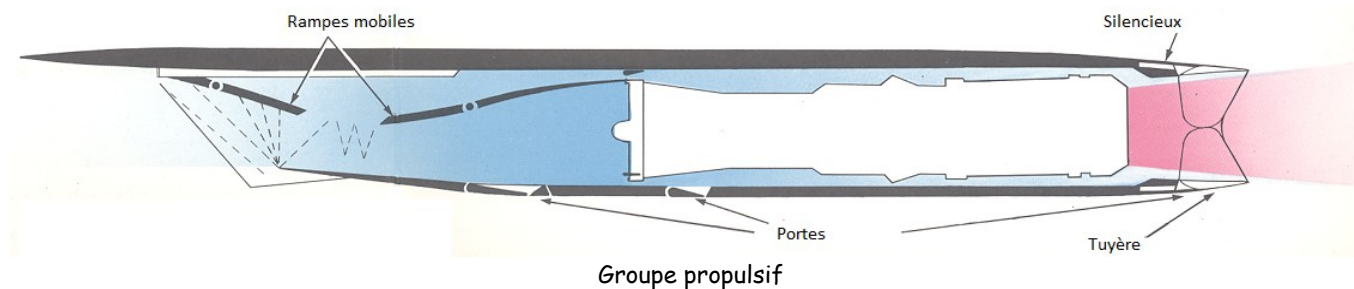
Hormis les séances de roulage qui ont révélé que si les inverseurs de poussée étaient efficaces, ils entraînaient un échauffement anormal des nacelles et devaient être revus, le programme a été découpé en six phases successives : vol en subsonique, vol en transsonique, exploration du domaine supersonique jusqu'à Mach 1.3, vol jusqu'à Mach 2 en pointe, vol continu à Mach 2 et au-delà, et exploration des grandes incidences (jusqu'à plus de 20°). Les points techniques particuliers abordés ont été : le traitement des phénomènes de vibrations d'aubes sur le compresseur BP, l'amélioration du domaine de rallumages en vol avec la chambre de combustion annulaire, les départs en sursrégime du corps HP, la mise au point de l'allumage de la rechauffe, la régulation de la rechauffe, le réglage de la commande des paupières, l'ingestion de neige et la fiabilité du circuit d'huile.

Des essais de réduction de régime des moteurs accompagnaient également chaque progression dans les vitesses ; d'abord réduction d'un moteur sur une aile, puis d'un second sur l'autre, ensuite l'opération était répétée brutalement ; enfin, des réductions portaient sur les moteurs d'un même côté.

Par ces essais, on observait le comportement de l'avion en dérapage à grande vitesse, situation qui deviendrait désastreuse si l'appareil, au lieu de rester contrôlable, accentuait ce mouvement jusqu'à se mettre en travers, car la cellule pouvait se briser, comme cela est arrivé à des avions militaires.

Mais l'un des grands problèmes à résoudre, pendant plus de deux années, a été la longue mise au point des géométries variables de l'entrée d'air associée au passage des calculateurs de technologie analogique au numérique. Les lois de régulation ne seront complètement définies et certifiées qu'à la fin novembre 1974.

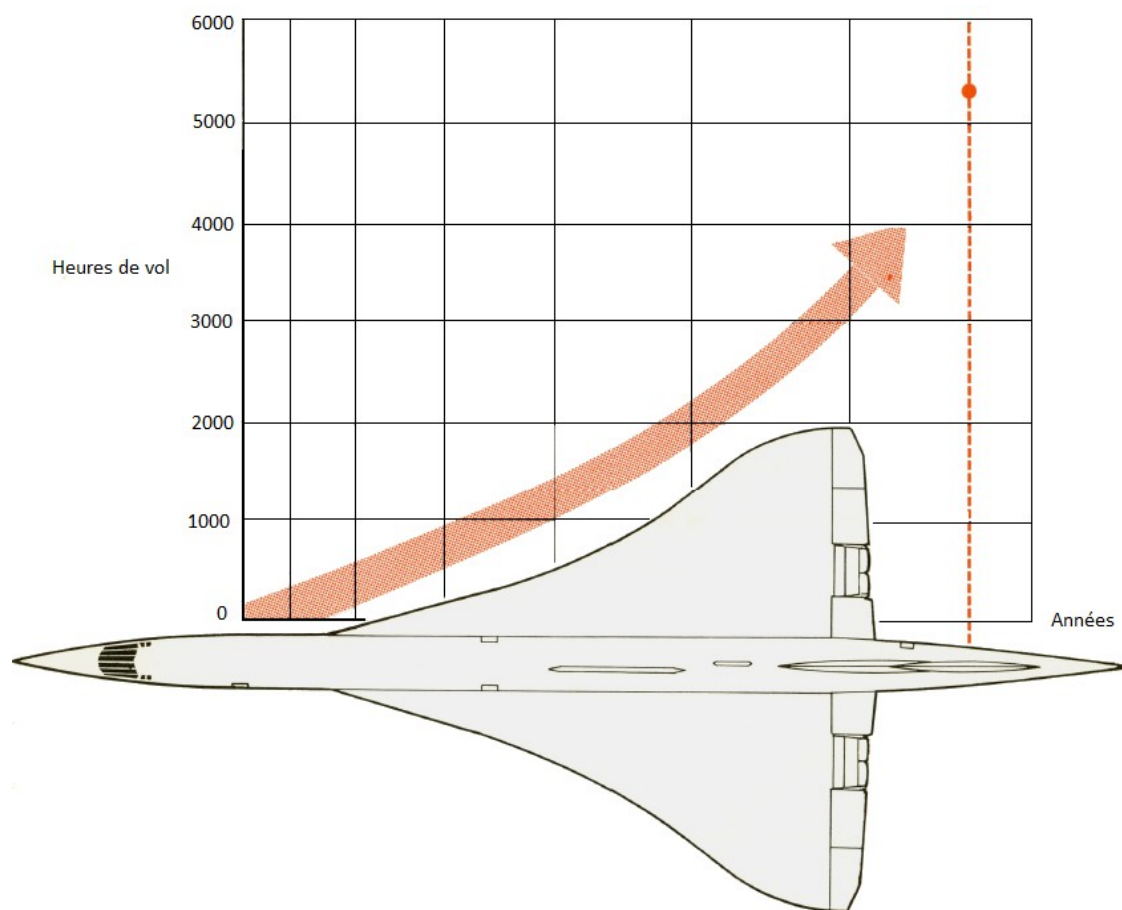
Tout au long des essais des prototypes et des appareils de présérie, les incidents, sans conséquences graves n'ont pas manqué comme le désamorçage des pompes et la rupture de canalisations d'huile. Mais le vol n°122 du 26 janvier 1971 du prototype 001 resta le plus mouvementé de cette période.



Groupe propulsif

Alors que l'avion décélérait vers Mach 2, à 15 300 mètres, au-dessus de l'Atlantique, juste après la coupure des quatre rechauffes, une violente détonation se produisit au niveau des moteurs, accompagnée de gongs avertisseurs de panne. Le réacteur n°3 s'éteignit et se ralluma automatiquement, le n°4 baissa de régime puis reprit. Les rampes d'entrée d'air n°3 et n°4 ne fonctionnaient plus, le mécanicien essaya de les actionner avec la commande manuelle, pendant que le pilote faisait demi-tour. Un essai de rallumage du moteur échoua. Grâce à l'hyposcope placé sous le fuselage, l'ingénieur navigant arriva à découvrir la source de tous ces ennuis : la rampe avant d'entrée d'air n°3 manquait ! La vitesse diminuait, l'appareil vibrait, mais après avoir préparé un atterrissage d'urgence à Landivisiau, les pilotes ont été autorisés à se poser à Toulouse.

La rupture de la rampe d'entrée d'air provenait de vibrations dues à un pompage des réacteurs. Après avoir heurté la nacelle, la rampe a plongé dans l'Atlantique. Cet incident qui aurait pu avoir de graves conséquences imposa des renforts au niveau des vérins des rampes d'entrée d'air.



Concorde - Programme d'essais en vol

Sur le Concorde, seuls les ingénieurs navigants de la SNECMA comme Jean Beslon, Jean François Choubry et Jean Conche ont participé régulièrement aux vols qui comportaient des essais moteurs. A noter qu'aucun pilote d'essais du motoriste français ne vola à bord et que la participation de ceux de chez Bristol Siddeley fût très limitée.

Standards et performances des moteurs Olympus utilisés au cours du développement

Type moteur	TET *	Poussée au décollage		Taux de rechauffe	Température maximale au décollage avec rechauffe	Débit d'air	Consommation spécifique moteur sec
		Moteur sec /avec rechauffe					
22 R (Mk 320)	1323 °K	9 600 daN	14 500 daN	52 %			
593 D	1413 °K	11 200 daN	12 750 daN	14 %			
593 B	1400 °K	14 200 daN	15 500 daN	9 %			
593-2A	1340 °K	11 100 daN	12 450 daN	12 %	980 °K	170 kg/s	0.94
593-2B	1380 °K	12 500 daN	14 640 daN	17 %	1000 °K	175 kg/s	0.93
593-3B	1400 °K	13 800 daN	15 580 daN	15 %	990 °K	190 kg/s	0.90
594-4	1400 °K	13 460 daN	15 500 daN	15 %	1020 °K	178 kg/s	0.90
593- Mk 602	1440 °K	14 300 daN	16 900 daN	18.5 %	1045 °K	190 kg/s	0.90
593-Mk 610	1440 °K 1490 °K	14 300 daN	16 900 daN	18.5 % 19 %	1070 °K Réglage du	194 kg/s régime d'urgence	0.90

*TET - Température entrée turbine

Les valeurs indiquées dans ce tableau sont déduites des essais performances moteur au banc réglage endurance

Mise au point de la propulsion du Concorde



Concorde

Le 29 novembre 62, les gouvernements français et anglais signaient l'accord définitif lançant la coopération franco-britannique pour réaliser le Concorde, avion de transport supersonique long courrier, de la classe M2 (Mach 2).

Les avionneurs désignés étaient l'Aérospatiale Toulouse et Bristol Aircraft Corporation à raison de 50 % chacun ; les motoristes étaient Bristol Siddeley Engines (passé en 1968 sous le contrôle de Rolls Royce) et la SNECMA, respectivement à 60 % et 40 %.

L'organisation générale souffrit beaucoup de la volonté de chaque pays de conserver sa chaîne de montage final et sa direction des essais en vol, de sorte qu'il y eut un doublon complet avec 6 avions dévolus aux essais et à la certification : 2 prototypes, 2 préséries et 2 " séries " :

- 001, 02 et 1 en France (à Toulouse),
- 002, 01 et 2 en Angleterre (à Filton pour la chaîne finale et à Fairford pour les essais en vol).

Par ailleurs, c'était une direction collégiale à base de comités qui chapeautait l'ensemble. Cela conduisit à des délais rallongés et à des surcoûts considérables. Les relations entre l'Aérospatiale et British Aircraft Corporation étaient d'ailleurs très difficiles.

Ce n'était pas le cas entre Bristol Siddeley et la SNECMA dont les partages de responsabilité étaient bien définis et pour qui il n'y avait pas de guerre de suprématie.

La SNECMA participa à tous les vols d'essais du banc volant Avro Vulcan Mk 1 (serial XA903) entre 1966 et 1973 avec, soit Jean Beslon, Jean Conche, ou André Bidon en équipage et, assez souvent Jacques Gusman, pilote d'essais SNECMA au poste de pilotage.

Sur le Concorde, Jean Beslon participa régulièrement, à partir du 3^{ème} vol du 001, aux vols qui comportaient des essais moteurs, au fur et à mesure de l'ouverture du domaine de vol jusqu'à M2, au cours des 3 premières campagnes. Il participa également au premier vol du 02 le 10/01/73. Jean-François Choubry (Ingénieur navigant essai SNECMA) réalisa une quinzaine de vols au cours des phases d'ouverture du domaine de vol entre août 69 et septembre 70, avant de retourner à Istres pour préparer les essais du M53 sur le banc volant Caravelle 193.

A partir de la fin 70, je volais également sur les Concorde français en alternance avec Jean Beslon. A noter qu'aucun pilote d'essais de la SNECMA ne vola sur les Concorde et que la participation de pilotes d'essais de Bristol Siddeley sur les Concorde anglais fût très limitée.

Sur le Concorde, l'ensemble propulsif comportait une entrée d'air à géométrie variable, de responsabilité British Aircraft Corporation, le moteur de base de responsabilité Bristol Siddeley Engines, la rechauffe, le canal d'éjection, la reverse, les tuyères primaire et secondaire étant de responsabilité SNECMA. Les entrées d'air et nacelles étaient jumelées et disposées de chaque côté, sous la voilure.

La définition initiale du moteur fût figée le 1^{er} juillet 1964.

Ce moteur dénommé Olympus 593 std 1 était dérivé du moteur Olympus Mk 320 qui équipait le bombardier bisonique TSR-2 arrêté après seulement 24 vols (avant d'avoir atteint M2).

L'Olympus Mk 320 dérivait lui-même des moteurs Olympus équipant les bombardiers quadrimoteurs subsoniques Avro Vulcan de la Royal Air Force.

L'Olympus 593 std 1 était un moteur monoflux double corps avec 2 compresseurs de 7 étages, une chambre de combustion à 10 canaux et 2 turbines de 1 étage, le tout monté sur 5 paliers. Il n'y avait pas d'aubages à calage variable. Les régulations du carburant et de la tuyère primaire étaient respectivement, hydromécanique et pneumatique avec des correcteurs électroniques analogiques.

La rechauffe qui fournissait un surcroît de poussée assez modeste, était utilisée au décollage et pour l'accélération supersonique. Elle comportait une rampe d'injection et un accroche flamme classiques. Elle n'était pas modulable et était sélectionnée par 4 interrupteurs au tableau de bord. Le système d'allumage en aval des turbines comportait un injecteur associé à une bougie à haute énergie et à une mini chambre de tranquillisation.

Des essais préliminaires au banc d'essais débutèrent dès 1961. Les essais au banc de l'OI 593 commencèrent dès 1966 dans les divers bancs d'essais de Bristol Siddeley et de la SNECMA suivis d'essais aux bancs d'altitude à Saclay en France, au NGSE en Angleterre ainsi que sur un banc à l'air libre dans la Crau sur la base d'Istres, pour des mesures de bruit et des essais d'endurance. La préchauffe de l'air d'admission jusqu'à 130°C fut également utilisée aux bancs d'essais car elle était représentative des conditions des pressions et températures attendues en croisière supersonique à M2 vers 50 000 ft.

Enfin, les essais en vol commencèrent le 9 juillet 1967 sur le banc volant Avro Vulcan Mk 1 XA903 mis en œuvre par Bristol Siddeley à Filton. L'ensemble propulsif avec entrée d'air et tuyères était installé sous le ventre de l'avion.

Le domaine de vol du Vulcan était très vaste puisqu'il s'étendait jusqu'à environ 55 000 ft et de 150 Kt jusqu'à M 0,98 (MNE) (1).

Il constituait donc un véhicule tout à fait adapté pour couvrir la partie subsonique du domaine de vol du Concorde.

Dès lors, les principales modifications envisagées furent pour la plupart préalablement expérimentées sur cet avion.

L'un des premiers objectifs lors des essais Concorde consistait à vérifier que les performances étaient adéquates pour la réalisation de la mission prévue. C'est seulement en décembre 70 que les avions 001 et 002 équipés de moteur std 3B, préfigurant les moteurs de série, purent réaliser les essais de performances requis et particulièrement en croisière supersonique. L'analyse satisfaisante de ces essais permit à Monsieur Henri Ziegler, alors P.D.G de l'Aérospatiale, de garantir au gouvernement, par une lettre du 23 mars 71, que le " Concorde satisferait les performances de charge utile et de rayon d'action prévues par les contrats ".

Comparaison des performances au sol, en condition std des Olympus 593 std 1, std3 b et 610 de série

	En sec (sans rechauffe)	Avec rechauffe
OI 593-1 ..	13,44 †	17,10 †
OI 593-3B	13,94 †	16,90 †
OI 593-610	15,00 †	17,26 †

Nota : Excepté pour les moteurs de série, je ne garantis pas l'exactitude des autres données.

Pour passer du std 1 des moteurs des premiers vols, au std 3B il fallut :

- agir au niveau des aubages des compresseurs pour améliorer le rendement
- remplacer les tubes à flamme canulaires par une chambre annulaire de conception SNECMA plus légère, de meilleur rendement et permettant par une meilleure homogénéité des gaz chauds d'augmenter les températures de turbine. Par ailleurs elle réglait le problème d'émission de fumées.
- optimiser les calages des distributeurs de turbine et améliorer leur refroidissement.
- optimiser la régulation du régime N1 dans l'accélération trans et supersonique.
- changer le principe de la régulation de rechauffe qui initialement, contrôlait une section de tuyère par une régulation à programme procurant une poussée augmentée pour les phases trans et supersonique.

D'autres améliorations furent appliquées avant le vol des avions de présérie dont la principale concernait la tuyère secondaire et la reverse, visant à simplifier et à alléger l'ensemble.

Les tuyères secondaires séparées initialement, furent jumelées (l'appellation tuyère 14 devint tuyère 28), les silencieux, inefficaces furent supprimés ainsi que les panneaux d'air tertiaire ; les obstacles de reverse furent remplacés par des paupières qui assuraient cette fonction désormais limitée au sol (la reverse en vol utilisée sur les moteurs internes des prototypes n'ayant pas été retenue pour la série car l'avion descendait naturellement assez vite sans ça).

Les paupières assuraient correctement le divergent nécessaire en supersonique élevé tout en réduisant le bruit au sol, et à basse altitude, avec une position intermédiaire amenant de l'air tertiaire autour du jet.

L'ensemble réalisé en technique nid d'abeille se trouva sensiblement allégé mais je n'ai pas retrouvé de valeur chiffrée précise.

Concernant l'aspect poids de l'avion, la masse de décollage qui était de 154 tonnes sur les avions prototypes a évolué jusqu'à 197,5 tonnes sur les avions de série.

Le bureau d'études Aérospatiale avait calculé que, pour un vol commercial du Concorde, une augmentation de masse de 1 tonne nécessitait l'emport de 300 Kg supplémentaires de carburant.

Bien plus que sur un avion subsonique, le poids est l'ennemi des avions supersoniques.

Problèmes divers rencontrés avant la certification acquise le 9 octobre 1975

1. Les vibrations d'aubages des compresseurs mesurées méthodiquement pendant l'ouverture du domaine jusqu'à M2 ne firent pas apparaître de problème pour le corps HP, mais à nombre de Mach élevé, sur réduction partielle du moteur, le 3^{ème} étage du compresseur BP donnait des soucis à Bristol Siddeley vers 93 - 95% N1. Ils suggérèrent à B.A.C de couvrir ce cas par une consigne, ce que Brian Trubshaw refusa absolument. Une modification dût alors être apportée par Bristol Siddeley. Après la mise en service, vers 1978, des ruptures d'aubages du compresseur HP furent observées qui nécessitèrent des mesures en vol, une modification puis de nouveau un contrôle en vol (à partir de Dakar pour bénéficier des températures froides à haute altitude)
2. Les rallumages en vol, satisfaisants dans la configuration initiale de la chambre de combustion se dégradèrent après son remplacement par une chambre annulaire avec aux faibles vitesses de vol une altitude maximale de 13 000 ft environ. Considérant (à juste titre) que cela ne serait pas acceptable sur le Concorde, Bristol Siddeley décida d'utiliser la mesure de température turbine pour limiter automatiquement le taux d'accélération du moteur lorsque la température montait trop vite. Cette technique déjà utilisée sur le Pégasus, moteur de l'avion à décollage vertical Harrier s'avéra satisfaisante car améliorant la limite de rallumage de 4 à 5 000 ft aux basses vitesses. Notons au passage qu'aux vitesses élevées, jusqu'à M2 les moteurs se rallumaient et s'enroulaient très facilement. Il est vrai qu'à M2, les régimes d'autorotation du corps HP étaient de 60%.
3. Lors d'une montée banale, vers 10 000 ft lors d'un vol du 001, je constatais la montée inhabituelle de la température du palier 4 du moteur 2, avec environ 15 °C de plus que sur les autres moteurs. Il n'y avait pas de limitation de température associée, donc je surveillais le phénomène sans rien dire, rassuré d'ailleurs parce que l'écart diminuait lorsque le moteur décrocha brutalement vers 18 000 ft. On fit bien sûr demi-tour et, au démontage, on constata que l'arbre HP reliant le compresseur à la turbine était cassé. Un défaut au niveau du circuit d'air interne près du palier 4 était en cause. Cet incident aurait pu être gravissime car, en se basant sur le taux de décélération du compresseur HP on estima que la turbine HP avait temporairement pu atteindre 120% N2.

Heureusement tout était resté contenu. Une modification des labyrinthes dans la zone du palier 4 régla le problème.

Une rupture de l'arbre BP avec perforation des carters s'était produite à Filton sur le banc volant Vulcan précédent (XA894), lors d'un point fixe à forte puissance avec le moteur Olympus Mk 320 destiné au TSR-2. L'avion a pris feu aussitôt et l'équipage qui évacua sans problème ne pût qu'observer les pompiers en train d'éteindre le sinistre.

Un système mécanique mesurant la torsion de l'arbre BP avait donc été installé sur l'Olympus 593 qui coupait le carburant si la torsion devenait excessive. Je crois savoir que ce système a été désactivé, quelques années après la mise en service, en se basant sur des analyses de sécurité évoluées.

4. Il n'y eût aucun souci avec l'allumage de la rechauffe avec tous les standards de moteurs dans tout le domaine de vol excepté ponctuellement au salon du Bourget de 1973 où un produit anti fumée fût ajouté au carburant qui s'avéra efficace à cet effet mais qui conduisit à l'impossibilité d'allumer 3 des 4 rechauffes pour l'accélération transsonique.
5. Avec la régulation de rechauffe à programme on constata que la coupure des rechauffes à M2 s'accompagnait d'une survitesse N1 de 7 à 9 % liée au fait que la tuyère arrivait en butée et ne se refermait qu'après un petit délai.

Par voie de conséquence, au vol 122 du 001, il se produisit à M2 et 530 Kt un double pompage violent à la coupure de la rechauffe 4 qui endommagea l'entrée d'air 3 dont une trappe de régulation et son vérin furent éjectés vers l'avant heureusement sans impacter l'avion.

Nous rentrâmes donc en subsonique, avec le moteur 3 coupé, à M 0,85 pour limiter les vibrations de la cellule, sans autre problème.

Cet incident qui aurait pu avoir de graves conséquences imposa des renforts au niveau des vérins des trappes d'entrée d'air, un abaissement de la VMO de 530 à 470 Kt et une modification de la régulation de tuyère fût appliquée.

Il en résulta quelques mois de chantier sur les 2 prototypes mais, à partir de la présérie, la modification fût appliquée avant les premiers vols.

A noter qu'avec les moteurs de série les rechauffes n'avaient plus à être utilisées au-delà de M 1,7, mais il n'était pas interdit de s'en servir.

Toujours concernant la rechauffe, on constata qu'à partir des moteurs std 3B la détection de " rechauffe en fonctionnement " détectée par une sonde à ionisation classique n'était plus assurée de façon fiable à haute altitude.

Le problème fût résolu par la mise en parallèle d'une détection pneumatique de la perte de charge dans le canal d'éjection.

6. Canal d'éjection et tuyère primaire

Les jonctions entre le moteur et la partie amont du canal d'éjection d'une part et entre la partie aval du canal d'éjection et la tuyère d'éjection d'autre part étaient assurés par des brides de recouvrement à rotules.

Ceci permettait de supporter les dilatations thermiques et les déplacements mécaniques liés aux déformations de la voilure.

Lors d'un vol de l'avion 02, une indication de surchauffe nacelle se manifesta sur un moteur externe à M2, liée à un arc-boutement de la bride à rotule entre canal et tuyère d'éjection.

Le problème fût résolu après des mesures des déformations en vol en rallongeant (je crois de 1,5 cm) le recouvrement des brides.

7. Tuyère 28

Les premières installations des moteurs rotatifs Garrett et de leurs câbles de commande des paupières nécessitèrent des modifications de cheminement des câbles suite à des cas de blocage constatés après le premier montage sur le Concorde 02.

8. Nacelle

Le refroidissement des nacelles était assuré à partir d'air venant des entrées d'air entre les trappes de régulation puis à travers 3 vannes vers les nacelles. Au cours du vol où le 002 avait prévu d'atteindre M2, une panne de vanne conduisit à interrompre le vol pendant l'accélération. Plusieurs jours étaient nécessaires pour déposer le moteur, dépanner, remonter le moteur et faire le point fixe de contrôle.

Très " sportivement ", Brian Trubshaw appela André Turcat et lui dit " en substance ", vas-y toi si tu es prêt, on ne peut raisonnablement pas perdre plusieurs jours sur le programme. Et André Turcat avec le 001 atteignit M2 le premier, le 4/11/1970.

Une modification des vannes fut réalisée par la suite.

9. Les essais temps froid furent réalisés à Fairbanks-Alaska sur l'avion 02 en février 74 par des températures jusqu'à -45°C plusieurs jours d'affilée.

Pas de souci particulier sur l'avion qui restait à l'extérieur en permanence, nuit et jour.

Mais lors d'un vol de démonstration à des notables (dont le sénateur de l'Etat d'Alaska), au passage à M 1,4, à l'entrée en régulation des entrées d'air, un pompage moteur se produisit faisant vaciller les coupes de champagne et les buveurs. Plus de peur pour eux que de mal. Une rupture des tuyauteries plastiques reliant des mesures de pressions aux calculateurs était en cause. Il fallut en faire venir depuis l'Europe ce qui prit 2 ou 3 jours mais qui permit au retour, en supersonique à M2, de passer à la verticale du pôle Nord.

10. Entrées d'air (de responsabilité B.A.C)

Les entrées d'air étaient bidimensionnelles avec 2 rampes qui entraient en régulation au-delà de M 1,4. Elles fournissaient l'air de refroidissement des nacelles et possédaient un piège à couche limite.

Par ailleurs une trappe à double articulation située au-dessous des nacelles permettait une meilleure alimentation en air au point fixe et une décharge d'air quand c'était nécessaire en supersonique élevé.

Des essais spécifiques d'entrée d'air commencèrent fin 71 sur le 001, consistant à différents nombres de Mach à appliquer du dérapage, à faire des rendus de main et des transitoires rapides des moteurs pour déterminer les limites de tolérance des entrées d'air. Celles-ci se manifestaient par des pompages sévères des moteurs, le plus souvent par 2 (et même une fois par 4 !).

Ces essais étaient très difficiles à réaliser de façon précise. Pour pouvoir réaliser des nombres de Mach bien supérieurs à M2, ils nécessitaient de rejoindre une atmosphère tropicale très froide à haute altitude en basant l'avion à Tanger, Dakar, puis à Casablanca lors des essais de certification réalisés sur l'avion 1 à la fin 74. Il apparût nécessaire de déterminer empiriquement, point par point, les limites de braquage que les rampes d'entrées d'air toléraient dans l'ensemble du domaine incidence / dérapage / nombre de Mach, à certifier.

Les spécialistes électroniciens de B.A.C. réalisaient sur place, dans un labo de fortune, les reprogrammations des lois ainsi établies, dans leurs calculateurs.

Au total ces essais nécessitèrent 22 vols pour arriver à une loi consolidée de braquage des rampes.

Notons que les rendements des entrées d'air étaient de l'ordre de 0,93 à M 2, ce qui était remarquable.

Lors des essais d'entrées d'air, le nombre de Mach maximal atteint a été de 2,22. Les essais de certification permirent d'augmenter le MMO de 2,00 à 2,02 **(2)** ce qui procurait une petite amélioration de la consommation kilométrique outre le petit gain de vitesse, tout de même d'environ 20 km/h.

11. Circuit d'huile **(3)**

Dans le cadre des premiers essais liés aux entrées d'air sur le 001, on effectuait des rendus de main jusqu'à -0,2 g.

Les circuits d'huile des moteurs se désamorçaient, bien entendu, puis ils se réamorçaient au retour en facteur de charge positif, toujours dans le même ordre, en 8 à 18 s environ.

Lors d'une de ces manœuvres, le moteur 2, le plus paresseux ne s'est pas réamorcé. On l'a coupé après 25 secondes sans graissage mais une dizaine de secondes après le moteur s'est brutalement bloqué en provoquant une grosse secousse à l'ensemble de l'avion.

La seule action qui s'en suivit fût qu'on limita les rendus de main délibérés à 0 +g, excepté bien sûr pour certains rares essais liés à la certification.

12. Ingestion de neige

Profitant d'être à Anchorage pour le vol de présentation évoqué au §9, on réalisa au vol 114 du Concorde 02 un décollage sur la 2^{ème} piste réputée être un peu " en tôle ondulée " et donc susceptible de générer des oscillations de tangage détériorant la lecture des instruments du poste.

La tour de contrôle avait simplement signalé que la piste était enneigée.

Vers 150 Kt, on ressentit un à-coup juste avant que l'avion décolle. Voyant le moteur 3 réduit, je demandais " pourquoi avez-vous réduit le moteur 3 ? ". Les manettes étaient en fait restées au plein gaz mais sur l'enregistreur brush **(4)**, le moteur 3 était vers 60 % N2, en train de ré-accélérer lentement. Par ailleurs, le moteur 4 avait dévissé jusqu'à 80 % N2 puis ré-accéléra rapidement jusqu'au plein gaz.

C'était une belle démonstration involontaire du bon fonctionnement du rallumage automatique des moteurs OI 593.

Pierre Dudal qui était aux commandes, avec André Turcat en place droite, avait décollé l'avion en disant : " j'ai perçu une réaction anormale de l'avion et j'ai aussitôt décollé ".

On a évidemment incriminé l'absorption de neige mais, à Toulouse, la visualisation de la caméra ventrale qui était orientée vers les moteurs 1 et 2 montra que les entrées d'air étaient masquées par un véritable rideau de neige remontant avec force depuis le train principal.

Sans la réaction rapide, instinctive, de Pierre Dudal, les moteurs 1 et 2 auraient probablement eu des problèmes et nous également.

Heureusement, l'avion était assez léger et il faisait froid -18°C.

A l'époque de la mission temps froid, il n'y avait pas encore eu d'essais piscine et l'avion 02 ne possédait aucune protection particulière.

Les essais de mise au point et de certification correspondants furent réalisés sur l'avion 02 à partir de mars 75 à Toulouse et Fairford (eau et slush) et se terminèrent en mai 75.

Les protections rajoutées comprenaient un déflecteur pour le train avant et deux déflecteurs métalliques sur chaque train principal : " chasse bœufs " à l'avant des roues avant et " as de carreau " entre les roues avant et arrière.

Tout cela était très lourd, plus de 800 Kg je crois (équivalent à la masse de presque 10 passagers, soit 10% de la charge marchande !).

13 Boîtiers de régulation numériques

Les versions numériques des différents boîtiers électroniques relatifs à la propulsion n'arrivèrent qu'assez tardivement. En conséquence les essais de certification relatifs à la propulsion ne purent pour la plupart commencer qu'à partir de 1974.

14. Un soupçon de poésie dans ce monde de brutes

Pour ses derniers vols, l'avion Concorde 001 percé et instrumenté en conséquence réalisa des missions très particulières liées à des observations astronomiques. Nous avions à bord des scientifiques français, anglais et américains qui mettaient en œuvre, observaient et enregistraient des données relatives aux radiations solaires.

I. Le 30 juin 1973, nous décollâmes de Las Palmas (aux Canaries) pour rejoindre la zone de l'éclipse totale de soleil qui se déplaçait à la surface de la terre à près de 2700 Km/h. Nous restâmes dans cette zone pendant 1 h 16 min, record absolu, les avions subsoniques n'ayant jamais pu faire mieux qu'une douzaine de minutes dans des conditions similaires. Atterrissage sans problème à Fort Lamy au Tchad (N'Djamena à présent).

II. Entre le 30/6 et le 9/7/1973, 8 vols furent réalisés que nous appelions dans notre jargon vols à " lever de soleil constant " ou à " coucher de soleil constant ". Ces vols consistaient à réaliser des éléments de croisière à M2, adaptés pour figer un demi-soleil sur l'horizon, soit au lever, soit au coucher du soleil. Les astronomes étaient très occupés à leurs instruments.

Excepté les pilotes (pour la navigation) et les astronomes, les ingénieurs d'essais n'étaient pas débordés par le travail de surveillance nécessaire, en particulier pour les pauvres vieux moteurs.

J'avais alors eu tout le temps de rêver à la fascination que le lever du soleil avait depuis des millénaires, exercé sur les hommes.

Homère le baptisait " L'aurore aux doigts de rose ".

Charles Trenet chantait " Le Soleil a rendez-vous avec la Lune... " Mais la Lune craint d'engendrer les ténèbres sur la Terre ".

L'astronome, ami du Petit Prince, déplaçait sa chaise sur sa petite planète pour observer l'aurore à sa guise.

L'idéal serait d'ailleurs de s'installer au pôle Nord (ou Sud), un jour d'équinoxe, pour avoir une observation continue du soleil figé pendant 24 heures. L'équinoxe aux pôles constitue donc d'une certaine façon une " condition aux limites " de la notion de lever du soleil.

Conclusions

Que puis-je dire à la fin de cette présentation ?

Que j'ai eu beaucoup de chance de participer, même de façon modeste, à une aventure aussi extraordinaire et enrichissante que celle du Concorde. La mise au point de la propulsion n'a pas constitué un " long fleuve tranquille " mais sa réussite était un préalable imposé à la réussite technique de l'avion.

Concorde a, à l'évidence, constitué une réalisation technique remarquable, la seule au monde à avoir concrétisé ses objectifs très ambitieux.

Malheureusement, pour des raisons essentiellement politiques et de prestige, les aspects financiers, énergétiques et environnementaux ont été, à l'époque de son lancement, complètement occultés.

Compte tenu des difficultés techniques inévitables et coûteuses inhérentes à son domaine de vol très étendu, on ne peut pas comparer les délais de mise au point et de certification du Concorde à ceux des avions subsoniques de la même génération. Sur un plan strictement technique, le Concorde ne jouait pas dans la même catégorie.

Concernant l'avenir du transport supersonique de masse, je n'y crois pas, même à échéance d'un demi-siècle, essentiellement pour des raisons environnementales.

En revanche, je crois au succès de projets d'avions d'affaire supersoniques dont on commence à parler, mais ils seront vraisemblablement limités à M 1,4 ou 1,5 pour ne pas avoir les difficultés de mise au point d'entrées d'air à géométrie variable. Je pense cependant que pour qu'ils réussissent commercialement, il faudra qu'ils aient des consommations en croisière subsonique pas trop supérieures à celles des avions existants, car le survol de terres habitées en supersonique ne sera à mon avis, jamais autorisé. Le choix du type de moteurs sera également fondamental. Un moteur à cycle variable me paraît probable, mais il faudra être imaginatif pour limiter le supplément de poids et de maître-couple associé.

Notes de fin

- (1) MNE : nombre de Mach à ne jamais dépasser (en anglais, never exceed Mach number)
- (2) MMO : nombre de Mach Maximal Opérationnel compte tenu des caractéristiques du profil avion (en 2D) et de l'aile (en 3D)
- (3) La capacité du réservoir d'huile est de 14 litres dont 10.3 litres consommable ; le volume total du circuit est 24.7 litres. La consommation maximale est de 1.9 litre par heure.
- (4) Brush : enregistreur type oscillographe situé devant l'ingénieur navigant d'essai.

Le comportement en service de l'ensemble propulsif de l'avion Concorde

Extrait d'un exposé fait à la conférence Aerospace Technology de la SAE International * à Long Beach, Californie, USA le 23 septembre 1991

Avons-nous réussi le moteur du Concorde ?

Introduction

Le développement de l'ensemble propulsif du Concorde, l'Olympus 593, commença en 1963 sur la base de l'expérience accumulée par à la fois RR (GB) sur l'Olympus 320 et le TSR-2, et SNECMA (France) sur les moteurs ATAR. Treize ans plus tard, le 21 janvier 1976, Air France et British Airways entraient simultanément en service commercial.

Quinze années d'exploitation commerciale ont maintenant été accomplies, aussi pouvons-nous maintenant essayer de répondre à la question : avons-nous réellement réussi les moteurs ? Pour cela examinons successivement les divers aspects de l'exploitation :

- Etat actuel (en 1991) de la fiabilité des moteurs,
- Quels ont été les problèmes techniques rencontrés,

Mais d'abord examinons les spécificités de la technologie des ensembles propulsifs.

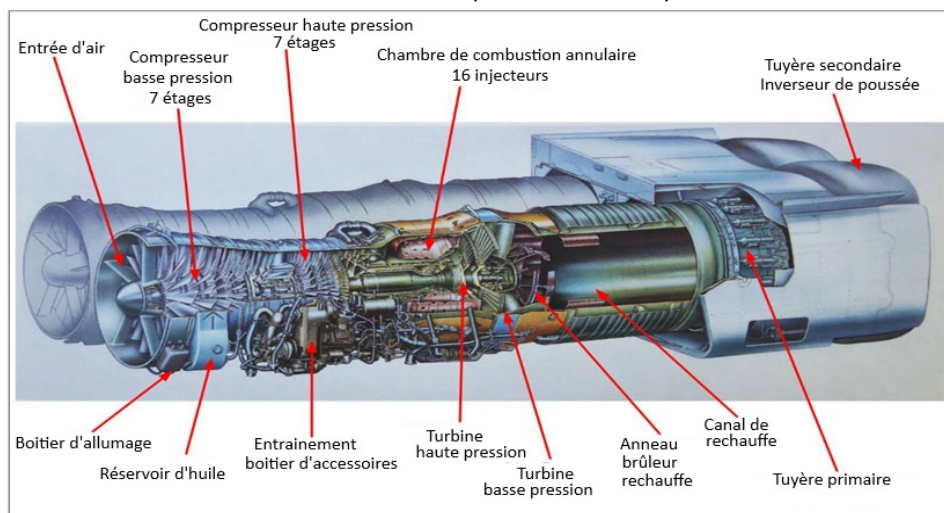
L'Olympus 593, ensemble propulsif unique dans le monde de la propulsion des avions commerciaux

C'est le seul moteur à assurer la propulsion d'un avion civil transportant des passagers payants à une vitesse supersonique :

- Contrairement aux avions de chasse supersoniques, le Concorde ne doit pas simplement atteindre mach 2 pendant quelques minutes, mais il doit maintenir cette vitesse de croisière pendant plus de deux heures.
- Au-delà des avions commerciaux conventionnels, Concorde doit porter une charge commerciale de 11 tonnes à mach 2 pendant 2 heures.

Pour satisfaire ces conditions d'exploitation commerciales uniques, les ingénieurs durent développer un système de propulsion qui aurait assez de puissance pour accélérer l'avion au décollage et le mener à une vitesse de croisière de mach 2 tout en réduisant le plus possible la consommation de carburant, le bruit et la pollution.

La décision fut prise d'ajouter à un moteur mono flux, double corps, plutôt conventionnel, une tuyère primaire à section variable associée à un inverseur de poussée et une post-combustion.



Olympus 593 Mk 602 avec tuyère 14 - 28

Pour régler le fonctionnement du moteur dans toute l'étendue de son domaine de vol hors norme, il fut choisi d'utiliser un système de régulation analogique totalement automatique à pleine autorité, une première dans le monde de l'aviation commerciale.

Quel est aujourd'hui, le résultat opérationnel de cette conception unique ?

Statistiques opérationnelles

A fin juillet 1991, les principales données opérationnelles sont les suivantes :

- Nombre de moteurs en service commercial :	92
- Nombre de moteurs installés sur avions	48
- Heures de vol cumulées	618 000 heures
- Heures de vol en supersonique	453 000 heures
- Heures de vol en supersonique	315 000 heures
- Nombre de vols total	48 800 vols
- Heures de vol ces 12 derniers mois	35 500 heures
- Nombre de vols ces 12 derniers mois :	2850 vols
- Moteur le plus utilisé	12 500 heures, 4350 vols

A ce jour, 31 juillet 1991, les moteurs du Concorde ont accumulé plus d'heures de vol à mach 2 que toute la flotte des moteurs d'avions de chasse du monde occidental.

De manière à évaluer l'efficacité des ensembles propulsifs Olympus 593, nous allons maintenant comparer nos résultats avec ceux de moteurs conventionnels mis au point dans la même période de temps (les années 1970).

Heures de vol

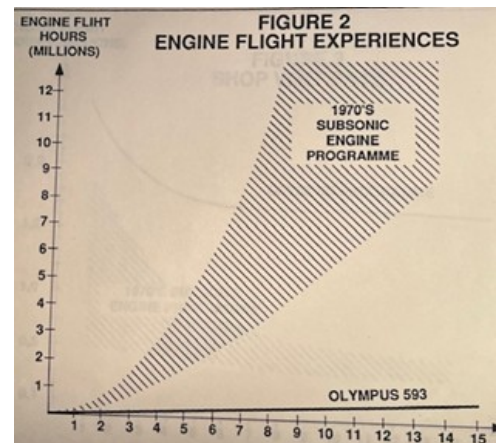
14 années de service commercial du Concorde équivalent à 2 années d'avions conventionnels

Utilisation quotidienne : les moteurs du Concorde ont une durée moyenne d'exploitation quotidienne équivalente à un tiers de celle des flottes conventionnelles,

Exploitation en conditions sévères : la durée d'exploitation en conditions ambiantes sévères est 20 à 30 fois supérieure à celle des avions conventionnels.

En résumé, il est permis de constater que l'utilisation des moteurs de Concorde est comparable à celle des premiers jours d'exploitation d'avions conventionnels.

Cette situation unique impacte très probablement les données statistiques de fiabilité des ensembles propulsifs.



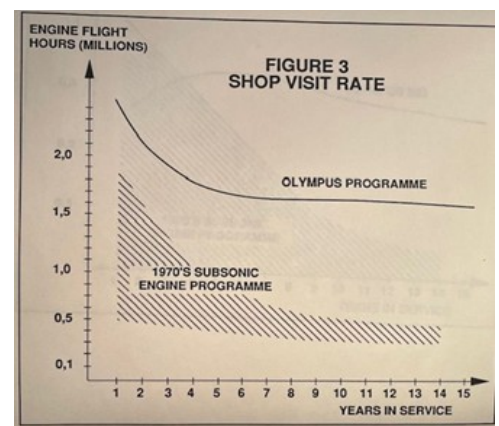
Taux de dépose moteurs

Le taux de dépose des moteurs, exprimé en nombre de déposes par 1000 heures de vol, est un bon indicateur de la fiabilité de l'ensemble propulsif.

La courbe présentée ici montre l'évolution du taux de dépose de l'Olympus comparé à celui des moteurs conventionnels.

Comparé aux moteurs conventionnels mis en exploitation dans les années 1970, l'Olympus 593 présente un taux de dépose trois fois plus élevé.

La plupart des déposes, dans les années 1990, sont liées à des actions de maintenance planifiées suivies par des systèmes de maintenance ou par des pièces à durée de vie déclarées (life limited parts), en particulier les différents disques de compresseur ou de turbine.



Les principaux contributeurs aux déposes sont :

- Déposes non planifiées :

Chambre de combustion	44%
Forte consommation d'huile	5%
Pollution d l'huile	7%
Détérioration de la turbine HP	4%
Fuite d'huile	4%
Autre	10%
- Déposes planifiées

Pièces à vie limitée	55%
Analyse d'huile et débris magnétiques	11%
Détérioration de chambre de combustion	14%
Autres	20%

Arrêt en vol

Le taux d'arrêts en vol des ensembles propulsifs Olympus, exprimé en nombre d'arrêts d'un moteur en 1000 vols, est très nettement supérieur celui de n'importe quel autre programme conventionnel. Il est aujourd'hui (nov. 1991) presque constant à 12 arrêts par an ou 5 arrêts par 1000 vols.

Les causes principales d'arrêts en vol des moteurs sont liées aux systèmes et aux équipements :

- Forte consommation d'huile 7%
- Régulation de la tuyère secondaire 14%
- Panne de vaporisateur de carburant 4%
- Régulation de la tuyère primaire 9%
- Autres 66%

Retards et annulations

Ces caractéristiques sont exprimées en nombres de retards de plus 15 minutes ou de nombre d'annulations par 100 départs. La situation s'est graduellement améliorée mais elle est toujours supérieure à celle des avions subsoniques. Il y a aujourd'hui 5 vols sur 1000 qui sont retardés ou supprimés.

Ici encore les systèmes et les équipements sont les causes majeures des perturbations.

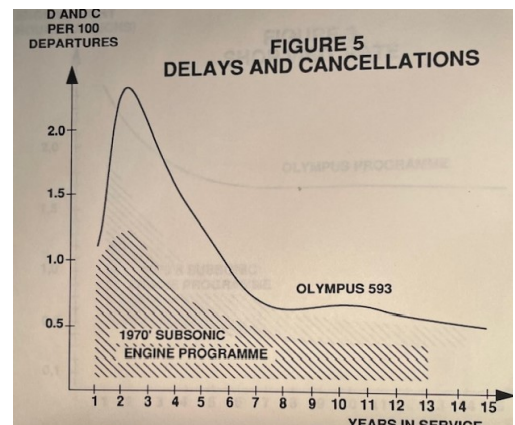
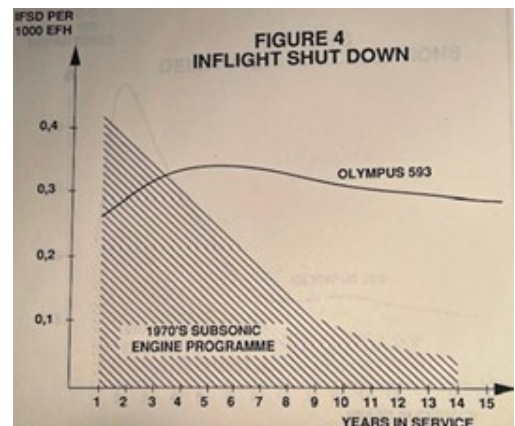
- Allumage moteur 11%
- Commande de la tuyère secondaire 11%
- Régulation de la tuyère primaire 8%
- Système de rechauffe 8%
- Démarreur 7%

Commentaires sur la fiabilité de l'ensemble propulsif

Les caractéristiques de fiabilité que nous avons présentées montrent bien qu'il y a bien de la place pour des améliorations !

Mais pourquoi n'avons-nous pas été capables d'atteindre les niveaux de fiabilité des moteurs conventionnels ? Trois raisons fondamentales en sont la cause :

- d'abord : notre expérience en service est tellement limitée que pour atteindre les niveaux de fiabilité des moteurs conventionnels, qu'il nous faudrait plus de temps pour découvrir les problèmes. Comme la recherche de remèdes est devenue très longue car, depuis la mise en service opérationnelle de l'avion, nous n'avons plus de moteur de développement.



- les conditions d'utilisation sont tellement plus sévères que pour les avions conventionnels qu'il nous sera difficiles d'atteindre leurs niveaux de fiabilité.
- quelques actions curatives maintenant disponibles ne permettent pas d'entrevoir un retour sur investissement raisonnable. Il a donc été jugé raisonnable de vivre avec certains défauts et de prendre des actions de maintenance planifiées qui permettent de vivre ainsi, ce qui impacte évidemment les critères conventionnels de fiabilité.

Globalement, le système de propulsion du Concorde souffre davantage de la taille du programme actuel et de sa taille prévisionnelle future que de ses conditions d'utilisation réelles.

En Conclusion, avons-nous répondu à la question posée : - avons-nous réussi l'ensemble propulsif de l'avion Concorde ? Nous répondrons oui, en regard des contraintes auxquelles les ensembles propulsifs étaient soumis. La faible taille du programme ne permettait pas de rentabiliser l'introduction d'améliorations techniques pourtant disponibles aujourd'hui.

*SAE International = Society of Automotive Engineers



Musée aéronautique et spatial du groupe Safran.

Les deux Olympus 593 Mk-602 A (serial 59380) fournis en 1992 par Air France et Mk-610 (serial CBE 032) sont présentés en même position que sous l'aile de l'avion. Exposé depuis 2008, le Mk-610 en coupe montre aux visiteurs les composants internes.

L'exploitation commerciale des moteurs Olympus 593 sur le Concorde



Mon propos n'est pas ici de revenir sur l'aspect technique tout à fait particulier de ce programme mais de vous faire part de mon expérience du support en service de la petite flotte d'avions Concorde exploités par British Airways et Air-France et d'aborder les aspects commerciaux de ce programme et les enseignements qui en ont été retirés de ce programme et du programme M45H (également partagé avec RR) pour établir les coopérations suivantes.

Les équipes de développement des moteurs à Villaroche

J'arrivai à Villaroche en mars 1965, au retour du service militaire, au sein de l'équipe des ingénieurs d'essais des turboréacteurs ATAR et Olympus 593 située à l'angle nord-ouest, au premier étage, du bâtiment 18. J'entrais au sein d'une équipe d'une quarantaine de personnes divisée en trois groupes de cadres et techniciens qui se consacraient à :

- La définition de la configuration des moteurs à essayer,
- A piloter le montage des prototypes,
- A définir les programmes d'essai
- A piloter la conduite de l'essai au banc,
- A l'exploitation des résultats obtenus et statuer sur les enseignements tirés de ces essais.

Les trois groupes étaient chargés du développement des programmes suivants :

- L'Olympus 593, moteur du futur Concorde, sous la responsabilité d'Edouard Caffier,
- L'ATAR 9K, moteur du futur bombardier supersonique Mirage IV, sous la responsabilité de Serge Girault. Ce service au sein duquel j'entrai, serait ensuite chargé du développement de la famille des moteurs M45 : M45 F, M45 A/B, M45 G puis le moteur M45 H du futur avion court courrier allemand Fokker VFW614.
- Les ATARs en service sur les avions Mystère et Mirage III, sous la responsabilité de J. Montlahuc.

Ce type de développement des moteurs allait, peu de temps plus tard, être transformé par la création des Marques Techniques qui prendraient en charge le pilotage des configurations à essayer, la définition des programmes d'essais et leur exploitation. Ce fut une " révolution " qui fut tellement mal vécue qu'elle ne serait appliquée aux équipes d'essais moteurs en développement que quelques années plus tard.

Dans ce grand espace, sans aucune cloison, où chaque téléphone était partagé entre quatre voire six personnes, nous pouvions suivre les activités de tous nos collègues, et, c'est ainsi que chacun était au courant des éventuels problèmes rencontrés par les différents moteurs en développement. Jusqu'à mon détachement à Bristol, en 1968, chez Rolls Royce, au titre de représentant du programme M45 H, j'étais ainsi familier des nombreux problèmes rencontrés aux essais par les moteurs Olympus 593. Comme le premier vol de l'avion

prototype Concorde était prévu pour le début 1969, nous étions assez inquiets quant à la fiabilité du moteur. A notre grand étonnement, le comportement des moteurs avionnés sur le Concorde s'avéra d'une fiabilité exemplaire par rapport à sa phase d'essais au sol.

Le premier vol du Concorde prototype français eut lieu à Toulouse le 2 mars 1969 suivi par son homologue Britannique le 9 avril. Ce dernier décolla de l'aérodrome de Filton dont l'extrémité de piste est située à moins d'un kilomètre du site de RR-Bristol où les bureaux de développement des moteurs de l'ex Bristol-Siddeley, et en particulier les Olympus 593 et les M45 H, étaient situés. Ce fut un événement remarquable qui marqua les esprits et le mien en particulier même si je ne travaillais pas alors sur les moteurs du Concorde., et j'étais loin de penser que je serai amené, une vingtaine d'année plus tard à en devenir le Directeur de programme.

En 1976, la SNECMA décide d'abandonner sa part du programme M45 H au profit de son partenaire à 50% : RR. Je me retrouvais à être le dernier des ingénieurs SNECMA à quitter ce programme et je choisis d'aller occuper, à partir de septembre 1976, le poste d'adjoint moteurs civils, au chef de département support technique Après-Vente sur le site de Corbeil (les après ventes SNECMA, civile et militaire ne seraient séparées qu'au début 1980). A ce titre me voici maintenant plus directement lié au moteur Olympus car le Concorde venait d'être mis en service de manière simultanée par British Airways et Air France, le 21 janvier 1976. Notre département support technique après-vente était donc maintenant impliqué dans la résolution de tous les problèmes liés au fonctionnement des moteurs en exploitation. Le pilotage de toutes ces actions se faisait par le CESO : Concorde Engine Support Organisation qui rassemblait les deux équipes de développement. Après six années passées au support technique des moteurs civils en exploitation au cours desquelles je suivrai en particulier le comportement en exploitation des moteurs Olympus 593. Les principaux problèmes étaient liés au système de régulation analogique dont le calculateur était placé à l'intérieur de l'avion (pour des raisons d'environnement défavorables près du moteur), et conduisait à des pannes, souvent non confirmées, liées à la connectique. Après un passage de deux ans à la SOCHATA, à Boulogne Billancourt, comme Chef du Département Technique de l'usine de réparation, je revins à l'Après-Vente Civile à Villaroche en octobre 1984, comme adjoint au Directeur de l'Après-Vente civile où le support du Concorde commençait à poser de nombreuses préoccupations économiques. C'est dans un tel contexte que je serai nommé trois ans plus tard, Directeur du Programme Olympus 593 tout en gardant mes autres fonctions au sein de l'Après-Vente Civile.

Situation commerciale du programme Olympus lors de la mise en exploitation des Concorde

Déjà à cette époque, les actions commerciales étaient nulles, du fait que seulement deux compagnies aériennes avaient décidé d'adjoindre l'avion Concorde à leur flotte commerciale. En effet, l'échec technique de l'avion supersonique américain, le SST, et les restrictions opérationnelles d'exploitation d'un avion commercial supersonique sur le territoire américain imposées tant pour des raisons écologiques que par le protectionnisme, avaient conduit les compagnies américaines à annuler tout espoir de voir déboucher des ventes aux USA, lequel marché représentait à l'époque plus de 80% du marché aéronautique civil du monde libre.

Partage du programme entre Bristol Siddeley (qui devint Rolls-Royce en 1966) et SNECMA

L'accord franco-britannique de coopération pour développer le moteur du Concorde attribuait à RR le développement du moteur de base, et à SNECMA le développement de la rechauffe (post-combustion) et de l'inversion de poussée. Pour le support en exploitation, RR assurait l'interface avec British Airways, SNECMA assurait l'interface avec Air France.

Pour nos équipes d'après-vente nous assurions les tâches suivantes pour les parties de notre responsabilité technique :

- Le support des compagnies aériennes,
- La documentation technique : les manuels d'utilisation, de maintenance, de réparation et le catalogue illustré des pièces de rechange (IPC),
- La définition des outillages de maintenance et de réparation,

- La vente et la fourniture des moteurs et des pièces de rechange,
- Le support en garantie.

Le seuil de rentabilité du programme avait été initialement évalué à environ 200 avions. Comme à l'entrée en service du Concorde les commandes se limitaient à 7 avions pour British-Airways, 7 pour Air France et 8 pour les essais de développement, il était impossible pour les constructeurs d'espérer atteindre la rentabilité du programme. En conséquence, les états britannique et français, décidèrent d'assurer le financement complet du développement et du support en service. Nos relations fournisseur-client étaient donc de même type que pour un programme militaire et, en conséquence pour nous SNECMA, notre interlocuteur était le STPA (Service Technique des Programmes Aéronautique). Chaque année je présentais au STPA le cout supporté par la SNECMA pour assurer le support et l'Etat nous remboursait.

Comme à peu près au moment où je devins directeur du programme, les compagnies aériennes déclarèrent à la presse que leur programme phare était devenu rentable, les gouvernements britanniques et français décidèrent de mettre fin à leur support financier aux quatre constructeurs : RR + BAC, Sud Aviation + SNECMA. Au cours d'un Comité directeur des quatre constructeurs, nous décidions de doubler les prix des pièces de rechange afin de pouvoir conserver les équipes de support en service. Finalement cette décision fut acceptée et fut appliquée jusqu'à la fin de l'exploitation des avions.

D'autres particularités étaient liées au faible nombre d'appareils en service, à la répartition des responsabilités parfois absurde et enfin, à des technologies devenues dépassées. Le support du programme avait un caractère de type prototype plutôt qu'industriel :

- L'absence de statistiques fiables, car basées sur de très faibles cas, conduisit parfois à prendre des mesures aberrantes, par exemple : en début d'exploitation, un atterrissage trop cabré sur la piste de Dakar, où les quatre paupières inférieures des inverseurs frottèrent le sol et subirent des endommagements, conduira les équipes chargées de définir le support en pièces de rechange à lancer en production

100 paupières qui resteront en stock jusqu'à la fin du programme. Non seulement elles resteraient en stock mais aussi dans les comptes car, à raison de 2 millions de francs pièce, le compte d'exploitation en resterait marqué tout au long du programme. Ceci me conduisit, à partir de 1990, à demander aux compagnies aériennes de ne plus réparer leurs paupières mais de les remplacer par des neuves que nous leur donnions au prix de la réparation !

- La SNECMA, responsable de la rechauffe et de l'inverseur de poussée n'atteignait pas ses 40% de responsabilité du fait de la quasi absence de revenu des pièces de rechange des éléments de sa part technique. Or, il était convenu, dès le lancement du programme, que celui qui fabriquait un élément en assurerait la vente des rechanges de cet élément et, en conséquence encaisserait la marge.

Pour atteindre la répartition d'activités à 60/40, la SNECMA serait chargée de fabriquer les disques de compresseur haute pression, donc de vendre les rechanges correspondants. Or ces disques de compresseur étaient étudiés et définis par RR. Comme ces disques étaient les pièces qui possédaient les plus faibles durées de vie du moteur, leurs remplacements nous assuraient, à la SNECMA, un revenu de rechange qui couvrait la quasi-totalité du coût de notre support. Avec un tel arrangement, où nous n'étions pas responsables de la conception, rien ne nous incitait à améliorer le produit, quant à RR qui n'en tirait aucun revenu, rien ne l'incitait à améliorer sa conception. C'est ce que plus tard, sur le programme CFM56, GE appellerait : " a recipe for failure ". Toutefois, pour ne pas trop pénaliser les compagnies aériennes, SNECMA mettra au point une technique de rebrochage des alvéoles des disques qui doublerait leur durée de vie.

- Un problème technologique majeur commençait à hanter les Comités Directeurs de la fin des années 80, à savoir jusqu'à quand l'exploitation commerciale du Concorde pourrait se poursuivre à cause d'une technologie analogique des calculateurs électroniques qui était devenue obsolète et surtout pour laquelle aucun rechange de composant ne serait plus disponible. En effet, l'ancêtre des FADEC actuels, qui constituait une avancée technologique majeure dans les années 60 était devenue obsolète dans les années 80. Les calculateurs contenaient des lampes électroniques dont le seul constructeur japonais restant venait de clore la production. Comme, pour si peu de moteurs, il n'était pas économiquement envisageable de développer et certifier une régulation numérique moderne de type FADEC, SNECMA racheta au Japon, tout le stock restant de lampes.

Une prévision de disparition du stock de lampes de rechange qui prenait en compte le stock restant, la durée de vie de ces composants et le taux d'exploitation des flottes des deux compagnies aériennes conduisit Prendre l'air Hors-Série N°1 - Janvier 2026 Ed 2 73

à prévenir British Airways qu'elle serait amenée à arrêter l'exploitation des Concorde en 2005, quant à Air France dont le taux d'exploitation était inférieur de moitié, il lui faudrait arrêter dix ans plus tard. Il est évident que le public n'était pas informé de cette situation préoccupante.

- L'absence d'une interface commerciale unique, par le biais d'une société commerciale, filiale des deux coopérants, ne permettait pas d'assurer une interface homogène.

Personnellement je quittai la direction du Programme Olympus en 1993, dix ans avant l'arrêt d'exploitation des Concorde, lorsque je serai nommé Directeur du Marché Civil à Paris site de Passy-Kennedy. Je garderai un excellent souvenir des années de coopération avec Rolls-Royce et mes partenaires de BAC, Aérospatiale, British Airways et Air France. Le point culminant de ces bonnes relations entre les directeurs de programme Olympus fut, pour répondre à une invitation de British Airways, une réunion d'une durée de 5 heures à



l'aéroport JFK de New-York après un départ de Londres en Concorde à 10 heures du matin et un retour à Londres Heathrow à 22 heures le même jour ! Le phénomène qui nous avait le plus marqué au cours des vols supersoniques, fut de constater le comportement de la cellule de l'avion au cours du vol à mach2. L'équipage de BA nous invita à nous placer tout à l'arrière du couloir central et de regarder vers l'avant de l'appareil pour constater le louvoiement de la cellule au cours du vol. Il est évident que ce phénomène n'était pas présenté aux passagers payants.

Finalement, le programme de l'avion Concorde fut arrêté en 2003 pour des raisons économiques, il a montré la remarquable maîtrise technique du transport supersonique par les européens et permis de grand progrès technologiques même si les aspects économiques et commerciaux furent un peu laissés de côté. Sur ces deux derniers points, il nous permit d'apprendre ce qu'il y aura lieu de faire dans toute future coopération :

- Etablir des programmes de coopération équilibrés entre les partenaires : 50/50 si coopération à deux partenaires, 1/3,1/3,1/3 si coopération à trois etc... Ceci permet d'éviter les frustrations nées de la volonté du partenaire majoritaire de vouloir décider tout seul.

- Créer une interface commerciale unique, filiale des coopérants, pour gérer les relations avec les compagnies aériennes.

- Ne pas réserver les bénéfices des ventes des pièces de rechange à celui des partenaires qui les produit, et ainsi éviter des revenus d'après-vente qui favorisent les technologies les moins performantes. Le système des " Equilizing Payments " (paiements d'équilibrage) établis pour le programme CFM56, et les ventes au travers d'une filiale commune (CFM International) permettront d'éviter les frustrations du partenaire qui vend moins de rechange, car il attribue à chacun sa part des marges théoriques de rechange, quel qu'en soit le producteur.

- Faire produire les pièces par celui qui les étudie.

Le programme CFM 56, établi en coopération avec General Electric, en 1974, profitera des expériences des coopérations non équilibrées entre Bristol Siddeley et SNECMA pour les programmes Olympus et M45 (ce dernier souffrira aussi des mêmes maux que l'Olympus).



Une expérience du support des moteurs Olympus 593 en service sur le Concorde par Gérard Laviec, Directeur du Programme Olympus 593 e 1988 à 1993.

Bruit et émissions



jet moteur supersonique.

Au décollage, le bruit du Concorde en exploitation dépassait très largement de 15 à 20 dB le niveau de bruit certifié du Boeing 707 et du B747, de 30 dB celui des avions subsoniques de deuxième génération. Il a été un sujet majeur de controverses et de recherches, pendant la presque totalité du programme. Les ordres de grandeur illustrent l'ampleur du challenge pour atténuer le bruit au décollage généré par un

Ce fut un autre défi pour le programme Concorde. Par rapport à un avion subsonique, Concorde a été développé pour une exploitation commerciale avec une croisière à Mach 2. L'optimisation des performances sur la mission mixte subsonique / supersonique a imposé des contraintes qui l'ont pénalisé sur le plan acoustique. On peut noter, par comparaison avec un avion subsonique, les éléments suivants :

- Une sur motorisation avec un rapport poussée sur masse plus élevé, conséquence d'une finesse au décollage 3 à 4 fois moindre.
- L'optimisation de la propulsion pour la phase de croisière Mach 2, qui a conduit à un déficit de poussée au décollage comblé par l'introduction d'une post combustion (ou réchauffe) allumée au décollage et en accélération transsonique. Ce système par combustion permet d'augmenter la vitesse de jet de 725 m/s à 855 m/s. En conséquence la poussée est augmentée mais aussi la puissance acoustique sensiblement dans le rapport des vitesses de jet à la puissance 8. Le taux de réchauffe (contribution en % de la post combustion à la poussée moteur), initialement spécifié au début du programme de 9%, a été de 18% à l'entrée en service, conséquence de l'augmentation du devis de masse.
- L'usage de la postcombustion lors du roulage, du décollage et de la montée initiale accentuait fortement le bruit latéral mesuré.
- Une architecture moteur nécessairement compacte et mono-flux, découlant des études et développements du moteur développé par Bristol Siddeley, l'**Olympus 22R du bombardier Vulcain**, seul moteur capable de voler 45 minutes en continue à Mach 2 et, par sa conception double corps, de permettre un développement en poussée. Cette architecture a été démontrée optimale avec les technologies de l'époque sous les aspects masse et consommation en croisière Mach 2, alors que les moteurs subsoniques évoluaient vers des moteurs à architecture double flux bénéficiant d'un bruit dominant de soufflante plus facile à atténuer par conception et traitements acoustiques mais, en contrepartie, plus lourds, plus encombrants en diamètre.

Au moment où les industriels commencent à étudier le transport supersonique, la **question du bruit au décollage est bien identifiée mais pas encore centrale**. Les normes internationales de bruit (OACI Annexe 16) n'existent pas encore ; la question est donc purement technique, non réglementaire et pas encore sociétale mais qui le deviendra rapidement.

Les préoccupations portent d'abord sur :

- **la performance supersonique** (croisière Mach 2),
- **la sécurité,**
- **la rentabilité.**

Les études d'alors considéraient surtout le **bang sonique** comme le principal problème acoustique. Les premières simulations acoustiques indiquent un **bruit supérieur à 120 dB**, La situation est jugée acceptable moyennant le développement d'un silencieux qui devra être rétractable pour ne pas pénaliser les performances avion par sa traînée sur l'ensemble de la mission.

Origine du bruit :

Le bruit du Concorde au décollage provenait essentiellement des moteurs, la source dominante étant le **bruit de jet** sortant de la tuyère primaire à une vitesse supersonique atteignant 850 m/s en mode post combustion, contre seulement 230 à 250 m/s pour les turboréacteurs modernes à fort taux de dilution équipant par exemple l'A320 neo ou l'A350.

Le spectre sonore était large avec des niveaux significatifs jusqu'à 10 kHz, une forte densité dans les basses fréquences (50 - 500 Hz) peu atténuées par l'atmosphère et avec la présence de fréquences discrètes. L'origine des émissions sonores est caractéristique d'une dominance de bruit de jet supersonique conséquence de phénomènes de turbulence et de détente avec ondes de choc stationnaires illustrée par les photos ci-contre :

- **Phénomènes de turbulence** : un bruit de mélange (interaction turbulente entre le jet et l'air ambiant), émis dans les basses fréquences et peu atténué par l'atmosphère,
- **Phénomènes de détente** avec un système d'ondes de choc : un bruit généré par des **ondes de choc stationnaires** (*shock cells*), produisant un bruit pulsé très caractéristique : émis dans des hautes fréquences,
 - o Des **cellules de choc** (alternances de chocs et de détente) se forment à la sortie de la tuyère (visible sur les photos),
 - o Les **interactions entre turbulence et chocs** produisent un bruit très marqué :
 - **Bruit à large bande** issu des interactions aléatoires.
 - **Bruit de fréquences discrètes**, dû à une **instabilité auto-entretenue** entre la sortie du jet et les ondes réfléchies dans les cellules de choc.



Impact de la post combustion :

L'allumage de la post combustion au décollage augmentait considérablement la température et la vitesse du jet dans une proportion du même ordre de grandeur que l'accroissement de poussée recherché, soit 18% pour l'avion certifié, augmentant l'intensité acoustique émise d'un facteur de l'ordre de 4 et le niveau de bruit de 12 db.

Le niveau de bruit mesuré lors du décollage, à une distance de 200 mètres, atteignait jusqu'à 127 dB.



Supprimer la post combustion ?

Pour fournir la poussée nette équivalente, il aurait fallu :

- Augmenter la température entrée turbine de 70° pour augmenter la vitesse d'éjection des gaz, température au-delà des technologies disponibles à court / moyen terme à l'époque.
- Augmenter le débit d'air d'un facteur d'environ 5 donc la surface de l'entrée d'air, aboutissant à un ensemble propulsif rédhibitoire tant en masse qu'en trainée.

Tentative de réduction du bruit :

Définition produit :

Le premier principe appliqué pour la conception du silencieux visait à diluer le jet chaud avec de l'air frais introduit presque radialement par des lobes pivotants. La masse n'est que de 30 kg par moteur et l'atténuation espérée à partir des essais maquettes de 3.5 PNdB (Perceived Noise deciBel). Ce concept de silencieux équipa la tuyère 10 des deux avions prototypes.

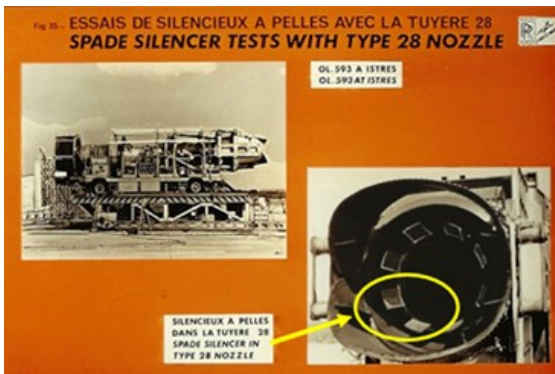
L'efficacité du silencieux ne peut être vérifiée en banc fermé car les mesures doivent s'effectuer en champ ouvert. C'est pourquoi Snecma aménagea à Istres une aire bétonnée de 60m de rayon équipée d'un chariot mobile permettant de relever le champ sonore autour du moteur. Les essais de silencieux à lobes sont décevants et dès 1969, Snecma entreprend la mise au point d'un nouveau silencieux escamotable, silencieux à pelles agissant par mélange turbulent entre le jet chaud et l'air de ventilation de la tuyère secondaire. Il est

monté sur la tuyère 28 avec un objectif de réduction de bruit de 3 à 4 PNdB au prix de 5% de perte de poussée au décollage. Ce déficit de poussée aurait dû être compensé par un accroissement de poussée, donc de bruit, afin de maintenir les performances avion au décollage.



Banc acoustique Snecma Istres

Devant la difficulté du problème, dès 1967 les motoristes, sur l'initiative de Bristol Siddeley (BESL), mobilisent les sommités scientifiques britanniques et françaises pour constituer le NOISE PANEL. Des travaux sont confiés dans les universités et centres de recherches. Ces travaux permettront de mieux comprendre les phénomènes de génération du bruit de jet.



Dès mai 1970 des échanges techniques s'établissent avec GE, qui développe le GE-4 pour le projet avion supersonique américain, sur les méthodes de prévisions et moyens de mesure.

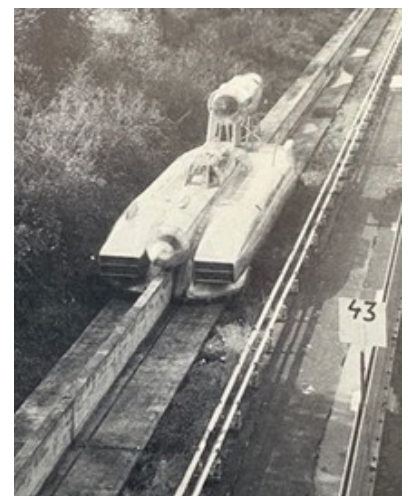
Des moyens considérables sont mis en œuvre, les quatre constructeurs unissent leurs efforts créant un "Noise working Group" (Sud-Aviation, BAC, Rolls-Royce, SNECMA, DGA, MoA) en définissant des programmes de travail dans lesquels les priorités furent définies.

Seul le braquage des paupières de la tuyère secondaire permet une très modeste atténuation. Les travaux menés par Snecma en liaison avec un panel réunissant les industriels, l'ONERA, le CEPr et plusieurs universités françaises et britanniques, combinant études théoriques, essais en soufflerie en chambre sourde, essais moteurs à Istres - y compris sur la voie d'essai de l'aérotrain expérimental Bertin pour simuler l'effet de la vitesse de décollage - et essais en vol, permirent cependant de poser les bases de méthodes de compréhension du bruit de jet et de transposition sol-vol plus rigoureuses, en insistant sur la nécessité d'analyses à poussée constante.

Pour répondre à la nécessité de caractériser l'effet des silencieux en déplacement à des vitesses comparables à la vitesse de l'avion au décollage, l'Aérotrain 02 de Bertin est mobilisé, propulsé par le General Electric GE J85 proche des conditions de jet de l'Olympus, à partir de 1974.

De nombreuses études furent menées afin de mieux comprendre et prédire le bruit de jet, notamment les différences d'atténuation entre mesures au sol et en vol, encore mal expliquées à l'époque. Les silencieux testés, intégrés dans la tuyère, créaient des pertes de charge défavorables à la masse et aux performances et devaient être rétractés en croisière.

En remarque finale, l'efficacité des silencieux au décollage, à poussée donnée, se révéla très faible et en regard des pénalités de masse, de coût ... la décision fut prise de n'installer aucun silencieux sur l'avion de série.



Les équipes techniques du Noise Working Group commencent à établir des profils de décollage alternatifs :

- Réduction progressive du régime après la rotation,

- **Extinction rapide de la postcombustion** (gain 3 à 5 dB),
- **Pentes de montée accrues** pour éloigner rapidement l'avion du sol.

Malgré tous ces efforts, les niveaux mesurés restent supérieurs à ceux des avions subsoniques d'environ 10 à 20 dB(A).

Procédures de décollage :

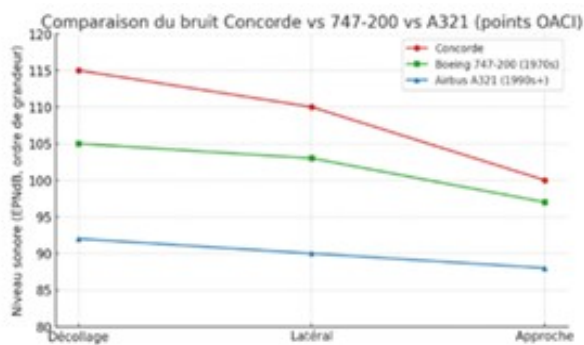
- Des **procédures de montée abrupte** ont été développées : montée rapide en altitude après rotation, postcombustion coupée dès que possible, afin de limiter le bruit au sol.
- Par exemple : *Noise Abatement Take-Off Procedure (NATO)* utilisée à Heathrow et JFK.
- Le Concorde a opéré en service avec **des procédures d'abattement de bruit strictes** :
 - Pleine postcombustion jusqu'à ~ 500 ft,
 - Extinction rapide, montée abrupte à 12 - 15°,
 - Réduction du régime avant survol des zones habitées.

Niveaux de bruit certifiés

Les mesures réalisées lors des essais de certification indiquaient :

le Concorde est nettement plus bruyant à tous les points, surtout au décollage survol et latéral (jusqu'à +10 dB par rapport au Boeing 747-200, +20 dB vs Airbus A321).

- **Au décollage (avec postcombustion) :**
 - 119 - 127 dB(A) mesuré à 200 m du point de mesure standard (OACI).
 - Environ 10 à 20 dB de plus qu'un Boeing 707 ou 747 de la même époque.



Comparaison bruits sur les 3 points de certification (planche G. Theron)

Le Concorde présentait un niveau de bruit exceptionnellement élevé - environ +80 EPNdB sur les trois points de contrôle réglementaires par rapport aux derniers bimoteurs long-courriers certifiés, et +45 à +50 EPNdB par rapport aux quadrimoteurs contemporains. Cette nuisance sonore provenait principalement du **bruit de jet**, caractéristique des turboréacteurs à simple flux et à faible taux de dilution. L'usage de la postcombustion lors du roulage, du décollage et de la montée initiale accentuait fortement le bruit latéral mesuré.

Concorde n'a jamais pu respecter les normes de bruit applicables aux avions subsoniques et a conservé toute sa carrière une dérogation permanente vis-à-vis des normes.

Au-delà des normes de bruit, le bruit trop élevé était un handicap vis-à-vis des règlements locaux mis en place dans certains grands aéroports (New-York, Los Angeles, Londres, Paris-CDG...) sur des bases d'unités psychoacoustiques. A titre d'exemple les mesures de bruit, à Paris CDG, ont commencé dès 1999 afin de mettre en place un indicateur global pondéré dont l'objectif est de limiter le bruit annuel engendré par l'activité aérienne sur la plateforme (niveaux de bruit et mouvements). L'Arrêté du 28 janvier 2003 officialise la mise en place de cet indicateur.

En complément de la gêne procurée par le niveau de bruit perçu (EPNdb) l'image portée par le produit et son utilisation ont pris de l'importance vis-à-vis de son acceptation sociétale par les riverains.... Un sérieux challenge pour un éventuel futur avion de transport supersonique.

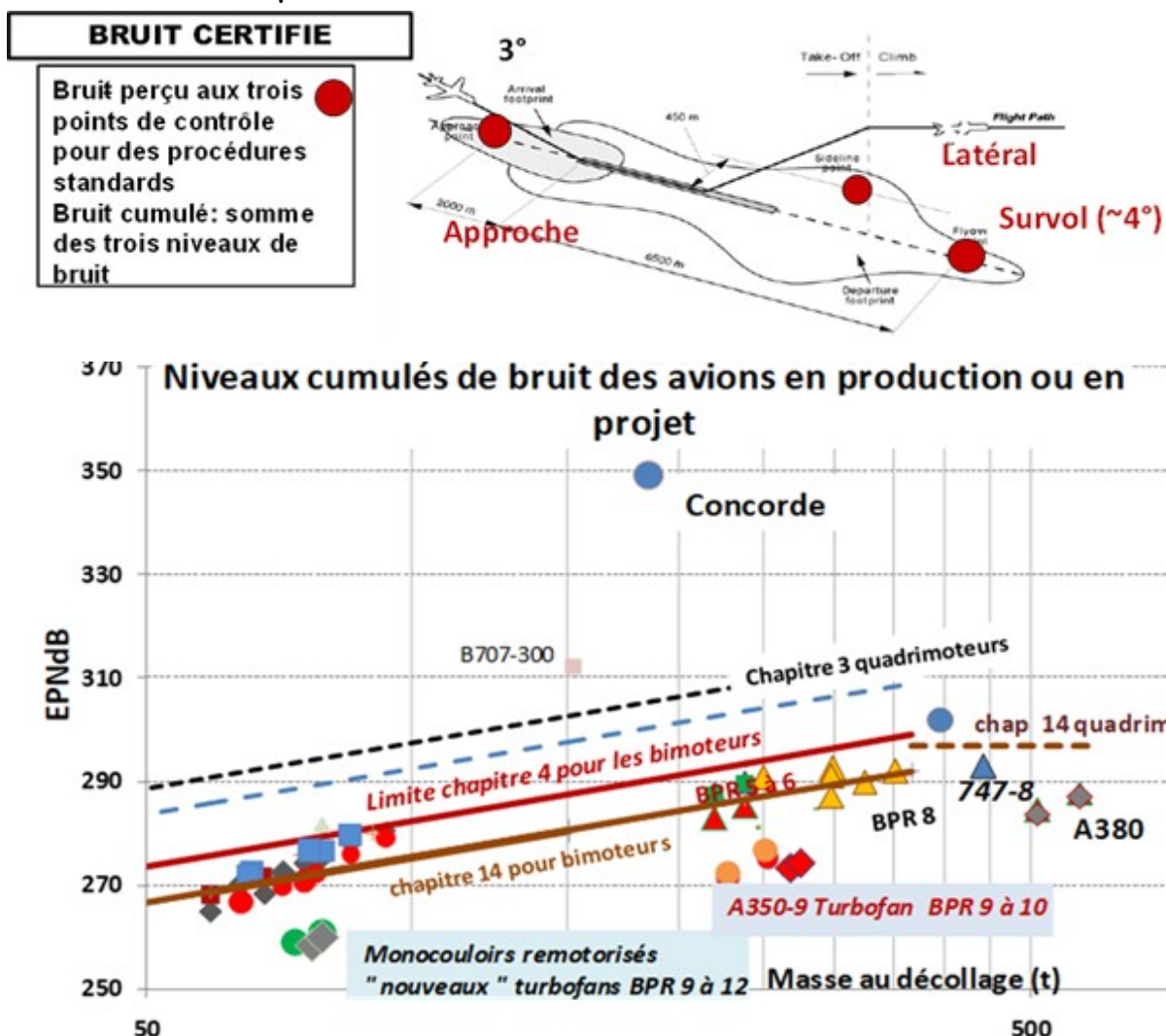
Emissions

Les USA fondèrent " l'Environmental Protection Agency " (EPA) le 2 décembre 1970. L'EPA s'intéressa rapidement aux effets des activités humaines sur l'ozone stratosphérique, et s'interrogea sur la contribution de l'aéronautique particulièrement en mettant en cause Concorde qui volait à 60 000 ft.

Un comité d'études des conséquences des vols stratosphériques est créé en France. Les conclusions stipulent que : " une flotte d'une centaine d'avions type Concorde volant dans la stratosphère produirait une

réduction d'ozone impossible à déceler et dont l'incidence biologique serait tout à fait négligeable " et plus loin " plus grave serait l'utilisation croissante d'engrais azotés et des composés chlorés et fluorés ".

L'EPA tiendra également, en 1973 et 1974, des auditions publiques sur la pollution au voisinage des aéroports qui déboucheront sur des normes publiées en 1981 par l'OACI avec des niveaux limites spécifiques pour les avions supersoniques. **Concorde certifié et mis en service avant la création de ces normes bénéficiera de niveaux adaptés.**



Chronologie de la lutte pour l'autorisation d'exploitation

1967 - 1969 | Vols prototypes et prise de conscience publique

Les essais de moteur installé sur banc volant Vulcan puis sur les deux avions prototypes (Toulouse et Fairford (UK)) confirment le fort niveau de bruit émis au décollage Les témoins l'ont jugé " très élevé ...mais de courte durée ". Des riverains proches de Fairford se sont plaints.

Les industriels avec la participation de la DGA et du Ministry of Aviation lancent un groupe d'études commun : *Noise Working Group*.

Objectif : Etudes scientifiques... **établir des profils de décollage moins bruyants.**

1970 - 1972 | Les essais publics et la politisation du bruit

Les démonstrations à Orly, Casablanca et Heathrow suscitent l'enthousiasme technique... et les **protestations du public.**

Les journaux britanniques parlent de " deafening thunder " ; à Paris, le *Parisien Libéré* titre " *Le Concorde fait trembler la banlieue* ".

En parallèle, les États-Unis durcissent leur législation sur le **bang sonique**, ce qui rejaillit sur l'image du programme.

Les **autorités de certification** françaises et britanniques introduisent les premières **restrictions locales** :

- Limitation du régime moteur au sol,
- Procédures de *Noise Abatement Take-Off (OTAN)* expérimentales,
- Interdiction des essais de nuit.

Tournant clé : le bruit du décollage devient un **symbole politique**, instrumentalisé par les opposants au programme.

1973 - 1975 | Tentatives techniques et pression diplomatique

- Des essais de **tuyères silencieuses** et de **postcombustion partielle** sont menés à Villaroche et Bedford.

→ Résultat : gains inférieurs à 4 dB, au prix d'une perte de poussée inacceptable.

- **L'OACI publie la première Annexe 16, Chapitre 2 : le Concorde est hors normes.**

Les gouvernements français et britanniques obtiennent de l'OACI une **exemption spécifique pour les avions supersoniques de conception antérieure à 1972**.

Pendant ce temps :

- Les riverains d'Heathrow et de Washington National Airport déposent des pétitions.
- **Le maire de New York, John Lindsay**, interdit les vols Concorde à JFK (1976).

Les Etats Unis mettent en œuvre la procédure prévue par la loi fédérale, c'est-à-dire l'organisation d'auditions publiques, préalable à la mise en œuvre d'un nouveau système de transport. Les constructeurs sont conduits à expliquer la situation et à écouter les doléances des riverains au cours de séances publiques organisées au voisinage des aéroports de New York, Washington, et Los Angeles. La généralisation des avions subsoniques équipés de moteurs à grand taux de dilution, beaucoup plus silencieux allaient rendre la situation Concorde plus problématique.

Le bruit devient un **sujet diplomatique** - la France et le Royaume-Uni interviennent directement auprès du Département des Transports américain.

1976 | Entrée en service sous conditions

Le 21 janvier 1976, l'exploitation commerciale démarre avec les premiers vols commerciaux Air France et British Airways.

Le Concorde opère avec des **procédures d'abattement de bruit strictes** :

- pleine postcombustion jusqu'à ~ 500 ft,
- extinction rapide, montée abrupte à 12 - 15°,
- réduction du régime avant survol des zones habitées.

Le bruit reste supérieur d'environ **15 dB(A)** à celui d'un Boeing 707. Les vols sont autorisés à Heathrow et CDG, mais **interdits de nuit**.

Au terme de nouvelles audiences publiques, conduites personnellement par le Secrétaire d'Etat aux Transports US William Coleman, le **Concorde a été officiellement autorisé à atterrir à New York (JFK) le 17 octobre 1977**.

Ce jour-là, la Port Authority de New York et du New Jersey a levé son interdiction et a donné son feu vert pour une période d'essai.

Les premiers vols commerciaux Air France et British Airways ont ensuite eu lieu le **22 novembre 1977**.

1977 - 1980 | Stabilisation et reconnaissance des limites

Les vols commerciaux se poursuivent avec un cadre acoustique inchangé. Les études de réduction de bruit sont **abandonnées** : les gains sont marginaux et les coûts disproportionnés.

L'ONERA, le DERA et la NASA continuent à **modéliser le bruit du jet supersonique**, établissant la base des théories modernes du "*shock-associated noise*".

Concorde conservera une dérogation permanente aux normes OACI jusqu'à la fin de ses vols.

Résumé

Concorde a conservé toute sa carrière une dérogation permanente et n'a jamais pu respecter les normes de bruit applicables aux avions subsoniques, ni s'en rapprocher.

En définitive, deux contraintes techniques majeures ont pesé sur l'exploitation de Concorde :

- Le **bang supersonique**, qui interdisait le survol des zones habitées à Mach 2 ;
- Le **bruit élevé au décollage lié à l'architecture du moteur monoflux** et à la postcombustion, qui limita son accès à de nombreux aéroports.

De nombreuses études furent menées pour mieux comprendre et prédire le bruit de jet, notamment afin d'expliquer les différences d'atténuation entre mesures au sol et en vol, encore mal comprises à l'époque. Les silencieux testés - intégrés dans la tuyère - engendraient des pertes de charge préjudiciables à la masse et aux performances, et devaient être rétractés en croisière. Leur efficacité en vol, à poussée donnée, s'avéra très limitée et aucun dispositif ne fut installé en exploitation. Seul le braquage des paupières de tuyère permit une atténuation des plus modeste.

Les travaux menés par Snecma, en coopération avec un panel réunissant industriels, l'ONERA ; le NGTE et plusieurs universités françaises et britanniques, combinèrent études théoriques, essais en soufflerie, essais moteurs - y compris sur la voie d'essai de l'aérottrain expérimental Bertin - et essais en vol. Ces recherches posèrent les bases de méthodes plus rigoureuses pour la compréhension du bruit de jet et la transposition des résultats sol-vol, en soulignant l'importance d'analyses à poussée constante et mirent en évidence l'existence de bruit internes encore insuffisamment compris à cette époque (turbines, combustion) bruit qui prendront de l'importance pour la réduction de bruit des moteurs modernes subsoniques à très grand taux de dilution.

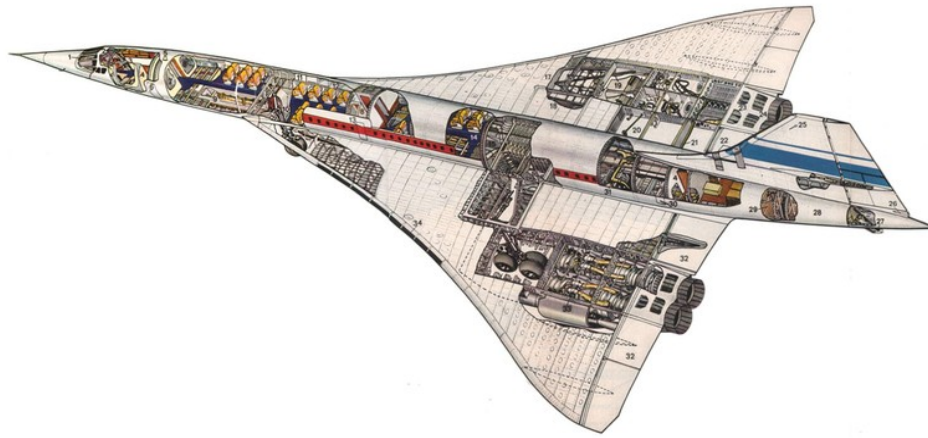
Malgré ces limites, les travaux de l'équipe Snecma contribuèrent à acquérir une réputation technique de tout premier plan. Cette expertise fut déterminante pour que, dans le cadre de la coopération CFM, Snecma prenne le leadership des études sur le bruit.

Aujourd'hui, on ajouterait à ces contraintes la **consommation spécifique élevée** et les **émissions de CO₂ associées**. Concorde fut en effet critiqué pour sa consommation de carburant par passager-kilomètre, largement supérieure à celle des long-courriers subsoniques...la " valeur de la vitesse " n'a pas fait l'unanimité.

Sources Documentaires :

Retraité Snecma/Safran : Jean Calmon, Jacques Renvier,

Retraité Aérospatiale/Airbus : Gérard Théron, Thierry Touquoy,



Concorde - Héritage technologique et avancées industrielles

L'héritage du programme Concorde

Un héritage technologique, industriel et managérial

Introduction

Le Concorde n'a pas seulement marqué les esprits par l'élégance de sa silhouette et ses performances spectaculaires. Il a constitué une aventure humaine et industrielle hors du commun, et qui a transformé en profondeur l'aéronautique européenne sur les plans techniques, production, organisationnels. Il a été la fierté de tous ceux qui ont contribué à sa conception, sa production comme à son exploitation.

Concevoir un avion civil capable de transporter une centaine de passagers à Mach 2,02, pendant trois heures et dans une cabine dont la peau externe était à une température de 100°C nécessitera treize années de recherches, de compromis et d'innovations pour obtenir le certificat de navigabilité indispensable à son exploitation commerciale. Cet effort colossal a mobilisé des milliers d'ingénieurs et de techniciens des deux côtés de la Manche et a laissé un héritage bien plus vaste que l'avion lui-même.

Les règlements de navigabilité évoluent au fur et à mesure de l'expérience acquise sur les avions antérieurs. Or Concorde allait voler dans des domaines d'altitude, de vitesse, de températures très différentes de ce qu'on connaissait jusqu'alors dans le transport aérien civil. Une rupture avec tout ce qui avait été entrepris jusque-là. La complexité de l'appareil et les exigences propres à son domaine de vol ont imposé la création d'une réglementation sur mesure et l'adoption d'une démarche de justification d'une rigueur sans précédent. Les études de sécurité menées dès les premières étapes de la conception, fondées sur une analyse systématique et probabiliste des pannes et de leurs combinaisons, ont ouvert la voie à une nouvelle culture de sécurité. Cette approche novatrice a ensuite inspiré et structuré les méthodes employées dans les programmes ultérieurs. La qualité des travaux réalisés par les équipes de certification facilitera les négociations avec les USA et la FAA

L'évolution réglementaire devait être réalisée conjointement en France et au Royaume-Uni, mais également validée à l'étranger, en particulier aux États-Unis par la FAA. La nécessité d'adapter la réglementation existante aux spécificités du vol supersonique a ouvert la voie à une harmonisation progressive des règlements, ce qui conduira progressivement à la certification commune européenne,

- d'abord avec les JAA : Joint Aviation Authorities (JAA) organisme en charge de l'élaboration et de la mise en œuvre des normes communes de sécurité et des procédures réglementaires aéronautiques. Les états gardant leur responsabilité de réglementation
- puis une nouvelle évolution vers l'intégration européenne avec l'EASA, l'Agence européenne de la sécurité aérienne créée en 2002, avec un large pouvoir de réglementation en Europe l'EASA disposant d'une autorité juridique et réglementaire au sein de l'union européenne.

Le Concorde a permis à l'industrie aéronautique européenne d'atteindre une nouvelle maturité. Le vol supersonique, combinant séquences subsoniques, transsoniques et supersoniques, imposait une maîtrise fine de phénomènes physiques parfois contradictoires. La conception de l'avion a nécessité une approche en

conception privilégiant l'intégration des divers systèmes. Le " système propulsif " en a été une belle démonstration : il a été conçu comme un ensemble cohérent et optimisé, intégrant chaque composant dans une logique globale : maximiser le rendement propulsif, minimiser la masse.

Les bureaux d'études, les équipes d'essais en vol et l'ensemble de la chaîne industrielle - avionneurs, motoristes, équipementiers, les organismes de recherches et d'essais, les élaborateurs métallurgistes - ont dû franchir un cap décisif. Sur ces fondations, Airbus a su s'imposer face à une concurrence américaine jusque-là dominante, tandis que Snecma, faute de coopération possible avec Rolls-Royce, a développé ses compétences militaires avec le M53 et le M88 moteur du Rafale ainsi que ses compétences civiles aux côtés de General Electric.

Concorde a repoussé les frontières de l'ingénierie, transformé les méthodes de conception et de production, et inventé une nouvelle forme de coopération internationale, y compris au niveau de la certification.

Un héritage technologique décisif

Concorde a marqué une rupture par l'introduction de matériaux et procédés inédits pour l'époque : aciers spéciaux à haute résistance, alliages haute température, titane et premiers matériaux composites....., qui deviendront courants dans les programmes ultérieurs. Les structures et l'aérodynamique ont bénéficié d'outils de calcul modernes, comme la méthode des éléments finis.

Le programme a également révolutionné les méthodes d'essais et de mesures, offrant à l'industrie aéronautique des outils qui resteront des atouts majeurs. Le poste de pilotage a inauguré une nouvelle ergonomie homme-machine : gestion automatisée du centrage par transfert de carburant, système centralisé d'alarmes, auto manette intégrée, pilote automatique certifié pour l'atterrissage par tous temps, régulation et contrôle électronique analogique du groupe propulsif (entrée d'air (BAC), moteur (BSEL/Rolls), post combustion (Elecma/Snecma).

Ces innovations ont ouvert la voie à l'automatisation accrue et préparé l'arrivée des commandes électriques et de la régulation électronique, signature d'Airbus à partir de l'A320 mais aussi du CFM56-5A avec le FADEC - *Full Authority Digital Electronic Control* développé conjointement par Elecma/Snecma et GE.

Les moyens d'essais mis en place furent également déterminants en France comme en Angleterre. En France citons :

- le banc Aérospatiale d'intégration complet *Iron Bird* pour tester au sol l'ensemble des systèmes avions et propulsions, le système ATEC pour collecter et analyser en vol d'immenses quantités de données,
- ONERA les nouvelles installations de l'ONERA (souffleries, chambre sourde), avec des exigences de précisions de mesures très ambitieuses (de l'ordre de 0.1% - Sur la finesse ou la poussée (0.1% représentait 1 passager en plus ou en moins),
- CEPr banc d'essais, caisson d'altitudes,
- Snecma centre d'essais à Istres pour mesure du champ acoustique, bancs d'essais moteur sol, chambre anéchoïde à Villaroche pour les essais acoustiques maquette, essais sur Aérotrain Bertin),
- CEAT développement et modernisation des moyens d'essais dans les nouvelles installations du CEAT à l'Hers : essais structuraux d'ensemble, essais de matériaux, essais de trains d'atterrissage, essais de pneus roues et freins,
- le développement de méthodes d'essais, mesures, et exploitations en Soufflerie sur maquette mais aussi dans les bancs d'essais moteur (ex essais CEPr au caisson d'altitude, essais en vol...).

Commandes de vol et systèmes électroniques

Le Concorde est le premier avion civil à disposer de commandes de vol entièrement électriques et analogiques puis numériques : en vol supersonique se produit une augmentation importante de température sur la cellule, ce qui provoque l'allongement du fuselage de 24 cm. Comme une transmission par câbles aurait été trop compliquée, des commandes entièrement électriques sont adoptées. Toujours pour la même raison, l'avion dispose de moteurs reliés en " thrust-by-wire ", ancêtres des moteurs actuels contrôlés par FADEC.

Concorde est l'un des premiers avions à être équipé d'un pilote automatique, cela permet une gestion automatique de la puissance et d'un contrôle " mains libres " de l'avion de la montée initiale à l'atterrissage.

Freinage : antipatinage

Hispano avait la responsabilité de l'atterrisseur principal. Compte tenu de la masse et vitesse d'atterrissage avion, il a été nécessaire de développer un système antipatinage de régulation du freinage plus sûr, plus efficace. C'est Hispano qui en a pris la responsabilité. Avec une amélioration de 15% le système SPAD a été validé en essais en vol en 1969 pour équiper Concorde. Le SPAD du Concorde a donné naissance à des systèmes adaptés qui ont équipé le Mercure, le Mirage F1, le Jaguar, le Mirage 2000, le Rafale, et les Falcon 900 et 2000.

Sur l'initiative d'Hispano, Concorde a été le premier avion équipé d'une commande électrique de freinage.

Freins carbone

Concorde cumulait plusieurs paramètres critiques au niveau du système de freinage :

- au décollage, une masse élevée combinée avec une vitesse de décollage élevée de 400 km/h (200 à 220 kt), environ 90 km/h de plus que les avions subsoniques long courrier (140 à 165 kt),
- une très grande énergie à dissiper à l'atterrissage de l'ordre de 500 MJ,
- une vitesse d'approche très élevée de ~ 300 km/h, environ 45 km/h de plus que les avions subsoniques (~ 150 kt).

Compte tenu des problèmes prévisibles avec les freins acier (durée de vie, perte d'efficacité à chaud ...) le passage aux freins carbone-carbone s'est imposé rapidement, apportant en plus un gain de masse au niveau du puit de chaleur de -40% à -50% environ 500 kg au niveau avion. ; les premiers sur un avion civil.

Les premiers freins carbone ont été installés sur le Concorde 01 en juillet 1974 en remplacement des freins acier.

Ces freins étaient sensibles aux chocs et au surcouple, le couple était surveillé par des jauges de contraintes. Une surveillance nécessaire mais qui a fait faire 2 QRF sol (Quick Return Flight) au Président Mitterrand parti pour Kourou.

Initialement réalisés à partir de fibres de rayonne, le matériau évoluera rapidement pour améliorer la tenue mécanique.

A noter que le Concorde 01 a également réalisé les essais de certification des freins acier en septembre 1975.

Pneumatiques

Masses de l'avion et vitesse d'atterrissage combinées ont nécessité le développement de pneumatiques particulièrement résistants.

Après l'accident du 25 juillet 2000, Michelin proposera un nouveau pneumatique (référence NZG - near zero growth) plus résistant et qui en cas d'éclatement n'éjectera que des morceaux de gomme de petite taille inférieure à 100 grammes (entre 20 et 80 gr durant l'essai de certification). Ces morceaux peuvent être projetés à une vitesse de plus de 300 m/s.

Pour la première fois un avion est équipé d'une détection du sous-gonflage des pneumatiques. Développés à la suite de l'incident de Washington en 1979 (rupture de pneu).

Systèmes électriques et hydrauliques

L'électricité à bord est produite par des IDG (Integrated Driving Generator) prédécesseurs de même technologie que ceux montés sur les avions actuels (Airbus et Boeing), en remplacement des générateurs " Constant Speed Drive + generator " (1) utilisés à l'époque, plus lourds, moins fiables.

Ceci a permis à Airbus de devancer ces concurrents en adoptant l'IDG sur l'A320, 20 ans avant Boeing.

A noter que le Concorde F-WTSB (visible à Toulouse) a servi de banc de test pour le mini-manche latéral qui équipe maintenant la gamme Airbus.

Le Concorde dispose de trois circuits hydrauliques à haute pression de 275 bars au lieu de 200 bars pour les avions de l'époque, ce qui permet de réduire encombrement et masse des actionneurs. Le liquide hydraulique est une huile synthétique (M2 V) résistant à la température.

Recherche et Technologie : Réduction des émissions acoustiques

De nombreuses études furent menées pour mieux comprendre et prédire le bruit de jet, bruit dominant, notamment afin d'expliquer les différences d'atténuation entre mesures au sol et en vol, encore mal comprises à l'époque.

De nombreux travaux menés en coopération avec des universités françaises et britanniques, l'ONERA, le NGTE... combinèrent études théoriques, essais en soufflerie, essais moteurs au sol et en vol, — y compris en utilisant l'aérotrain expérimental Bertin.

Même si tous ces efforts pour réduire le bruit de l'Olympus par des silencieux se sont soldés par des échecs, les recherches ont permis de construire une compréhension des émissions acoustiques, capitales pour la conception des moteurs qui sont venus ultérieurement. Ces recherches posèrent les bases de méthodes plus rigoureuses pour la compréhension du bruit de jet, la transposition des résultats sol-vol et mirent en évidence l'existence de sources de bruit internes au moteur encore insuffisamment compris à cette époque.

Ces bruits prendront particulièrement de l'importance avec l'arrivée des moteurs modernes subsoniques à très grand taux de dilution caractérisés par un bruit de jet fortement réduit. Les premières identifications de ces sources démarrent et jettent les bases de compréhension et de caractérisation (turbines, combustion...).

Les travaux réalisés par l'équipe Snecma contribuèrent à acquérir une réputation technique de tout premier plan. Cette expertise fut déterminante pour que, dans le cadre de la coopération CFM, Snecma prenne le leadership des études sur le bruit.

Production

La production d'un avion Concorde a exigé le développement de nouveaux codes de calcul (éléments finis, ...) comme le développement de nouveaux procédés de fabrication et la mise en place d'importants moyens industriels. La conception mécanique a pu être mieux optimisée du fait de ces nouveaux outils de dimensionnement ET de procédés de fabrication plus flexibles, moins contraignants (fraisage des panneaux et des longerons d'aile, usinage chimique...).

Concorde sera un tremplin pour des sociétés comme ABG SEMCA, Aubert et Duval, Elecma... ; tous ces investissements porteurs d'efficacité pour l'avenir ont contribué à créer un contexte industriel très avancé par rapport à la situation de la concurrence.

Matériaux et structures

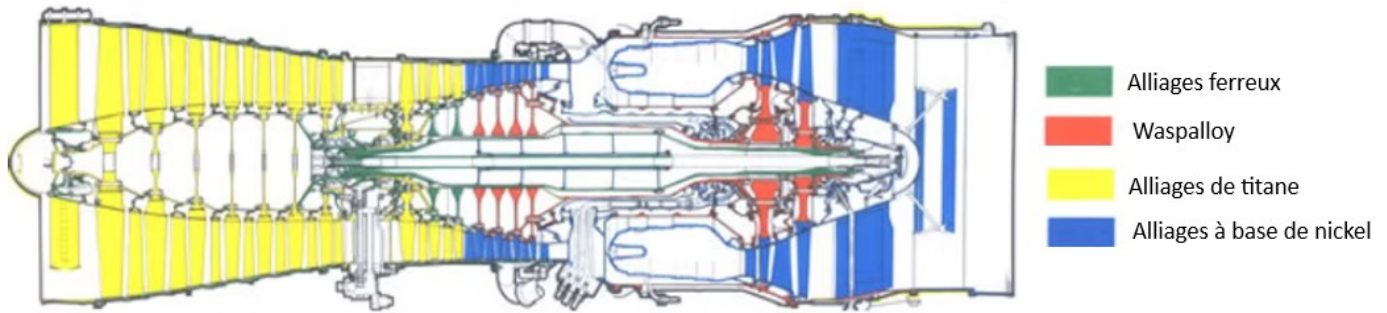
Le choix des matériaux du Concorde fut dicté par un défi unique : **voler en croisière à Mach 2.02 (2 180 km/h) pendant 3 heures avec pour conséquences :**

- Pour la cellule de l'avion, des températures des structures externes de **100 à 127°C** : **c'est la capacité mécanique du matériau des structures externes mis au point pour Concorde qui a déterminé le Mach maximal de vol de l'avion.**
- Pour le moteur, des températures internes en vol supersonique comparables ou supérieures aux températures existantes dans la phase de décollage avec pour conséquence des conditions de fonctionnement des pièces des moteurs les plus chaudes beaucoup plus sévères que dans le cas des turboréacteurs subsoniques.

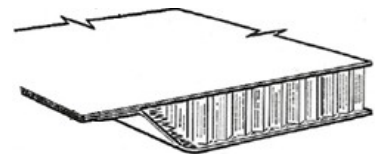
La sévérité des conditions d'exploitation de **Concorde** (avion et moteurs Rolls-Royce/Snecma Olympus 593) a été un formidable catalyseur pour le développement et l'emploi de **nouveaux matériaux et procédés métallurgiques** dans l'aéronautique civile des années 1960 - 1980.

Le Concorde a servi de laboratoire grandeur nature pour :

- ❖ **Les alliages d'aluminium** : Concorde a exigé la mise au point pour les pièces de structure de la cellule et le revêtement du fuselage d'un alliage d'aluminium, l'AU2GN, alliage d'Aluminium-cuivre-magnésium-nickel (Al-Cu-Mg-Ni) mécaniquement stable en très longue durée jusqu'à 130 °C (des essais de fluage sur éprouvettes ont été réalisés à 130°C jusqu'à 30 000 heures) et également doté de propriétés de fatigue et de corrosion adéquates. L'AU2GN représentait 70% de la cellule (fuselage, aile, gouvernes). Il est encore utilisé aujourd'hui pour certaines applications sur avion ou hélicoptères et dans les industries mécaniques et nucléaires.



- ❖ **Les alliages de titane** : le TA6V et l'alliage plus haute température, Ti-6-2-4-2, alors d'invention relativement récente et encore mal connus en Europe vont être largement utilisés pour les disques et les aubes des compresseurs BP et HP du Concorde. Les connaissances et les pratiques acquises sur Concorde vont faire progresser l'aéronautique française et britannique.
- ❖ **Les superalliages à base de Nickel** : en particulier le Waspalloy, superalliage à base de nickel pour les disques, est l'objet d'un usage étendu, non seulement pour les disques de turbine, mais aussi pour les disques de compresseur les plus chauds : très difficile à forger pour les moyens de l'époque, d'une métallurgie complexe, il suscite de nombreuses études académiques et industrielles qui, feront progresser laboratoires, forgerons et usieurs français et britanniques pour des développements ultérieurs. A noter que les disques concernés sont de conception Rolls-Royce mais sont pour certains forgés et usinés par la Snecma.
- ❖ La complexité de la gestion d'une telle relation industrielle dans la gestion de la conception comme de la qualité de pièces aussi complexes dans la gestion de la qualité de pièces aussi complexes (approbation des dérogations) va conduire à une règle cardinale de la coopération au sein de la future alliance CFM : " qui conçoit, fabrique ". Cette règle souffrira d'une exception pour les aubes fan du CFM56-3. Cette expérience qui fut compliquée, confirmera le bienfondé de la règle initiale.
- ❖ Les matériaux sandwich pour les pièces d'arrière-corps (paupières de l'inverseur...). Le besoin de pièces de grandes dimensions, à forte rigidité spécifique (E/d), capables de températures jusqu'à environ 500°C et pouvant être mises en forme par chaudronnerie à la presse va conduire à l'adoption de structures sandwich à cellules hexagonales soudées par points en alliages de titane ou en aciers. Le Stressskin, mis au point par la société Rohr en concurrence avec des matériaux de Sud-Aviation (les Norsial), a été retenu pour le Concorde. Il n'aura pas de successeurs immédiats mais on retrouvera le concept de matériau sandwich métallique pour des températures encore plus élevées dans les tuyères chaudes modernes conçues par Safran Nacelles pour des moteurs pour gros porteurs d'Airbus (A380...). Dans ce dernier cas, les cellules sont obtenues par brasage avec des performances supérieures.
- ❖ De nombreux autres matériaux et procédés innovants dans leur nature ou leur usage, exigés par les performances recherchées : des procédés de collage et d'assemblage métal-métal désormais communs dans l'aéronautique, des nouveaux traitements de surface pour améliorer la tenue en fatigue et la résistance à la corrosion des alliages d'aluminium (anodisation sélective), la mise au point de collages structuraux (adhésif à base de résine époxy) pour des assemblages métal-métal, le téflon utilisé pour les articulations mécaniques , **un verre armé pour les hublots et le pare-brise** qui a été développé pour CONCORDE, qui équipe aussi les TGV.
- ❖ Les Matériaux composites sont très peu utilisés sur Concorde : quelques essais de panneau en fibres de verre phénoliques pour isolations thermiques internes.



Parmi ces innovations, notons en particulier la mise au point d'une peinture blanche à **haute réflectivité infrarouge** (utilisant des pigments spéciaux à base d'oxyde de titane), limitant l'absorption de chaleur à haute altitude avec un gain de température de l'ordre de 10°C. Une base de peintures "élastiques" a dû être développées afin de résister aussi bien aux basses qu'aux hautes températures et prendre additionnellement en compte la dilatation du fuselage : 26 cm !

- ❖ Sans oublier le four à micro-ondes dans le galley (espace cuisine dans l'avion). Certifié en 1959 il fait une timide entrée en service au tout début des années 1960 sur Boeing 707-120. Concorde contribuera fortement à son optimisation et à son développement !

Héritage industriel et managérial

Au-delà de ses avancées technologiques, **le programme Concorde a profondément transformé l'outil industriel européen**. Sa réalisation exigea la mise au point de procédés de fabrication inédits, tels que le soudage par faisceau d'électrons, l'usinage chimique et les contrôles non destructifs avancés. Ces innovations, introduites pour répondre aux contraintes extrêmes du vol supersonique, ont durablement influencé les pratiques industrielles de l'aéronautique européenne.

Le programme contribua également à **structurer et renforcer la filière aéronautique sur l'ensemble du continent**. Alors que la Caravelle ne faisait appel qu'à un nombre limité d'équipements français, Concorde plaça les équipementiers et motoristes au cœur du dispositif industriel : leur part représentera par la suite plus de la moitié de celle du premier Airbus. Dans le même temps, les grandes infrastructures d'essais consolidèrent leur rôle de **pôles d'excellence technologique**.

Mais l'héritage le plus déterminant du Concorde fut sans doute **managérial et politique**. Pour la première fois, deux nations s'engageaient dans une coopération aéronautique intégrée, fondée sur une stricte parité et excluant toute possibilité de retrait unilatéral. La gouvernance reposait sur un comité permanent et sur des instances spécialisées binationales, assurant un pilotage équilibré entre la France et le Royaume-Uni. Dans un contexte politique parfois complexe, ce modèle inédit de gestion conjointe préfigurait déjà la réussite du programme Airbus. Cette expérience de coopération avec ses forces et ses faiblesses servira à bâtir la coopération non seulement au sein d'Airbus mais aussi entre Snecma et General Electric.

À l'issue du Concorde, **Bristol Siddeley (BSEL) et la Snecma cherchèrent à prolonger leur partenariat industriel** à travers plusieurs initiatives, tant militaires que civiles. Parmi celles-ci figuraient le développement d'une version à fort taux de dilution du moteur M45H pour le biréacteur VFW 614, ainsi qu'une étude de coopération européenne autour de la fabrication du moteur JT9D, alors envisagé pour motoriser l'Airbus A300.

Cependant, la prise de contrôle de BSEL par Rolls-Royce, l'arrêt des études conjointes avec Snecma sur le moteur RB207, la priorité donnée au RB211 pour équiper le Lockheed L-1011 TriStar, le choix d'Airbus de retenir le CF6-50 de General Electric, et la décision de Rolls-Royce de spécialiser BSEL dans les programmes militaires mirent un terme à la perspective d'une coopération industrielle durable entre les deux sociétés.

Snecma sut néanmoins capitaliser sur l'expérience acquise dans le cadre de cette coopération franco-britannique et ce savoir-faire : management, technique, production, certification, relation et support clients... constitueront un socle solide pour construire la coopération avec General Electric. De nombreux collaborateurs formés dans le développement Concorde poursuivront leur carrière au sein des équipes CFM56. J'y retrouverai de nombreux collègues connus dans l'aventure Concorde.

Snecma, connu comme motoriste militaire, a pu s'appuyer sur l'expérience Concorde pour se positionner dans le monde civil. Dans mes premiers contacts avec Boeing, Snecma était peu connue en interne au " working level " mais se présenter en tant qu'ancien du programme Concorde fut un atout, un apriori positif.

L'expertise technique et organisationnelle héritée du Concorde contribua ainsi à positionner l'industrie européenne comme un acteur majeur, compétitif, capable de relever les défis technologiques, industriels et managériaux de l'aviation civile moderne...

Concorde, symbole de la compétence technologique européenne osant l'innovation, demeure aussi un jalon essentiel dans l'histoire de la réglementation environnementale de l'aviation, rappelant que le progrès aéronautique ne peut s'affranchir d'une responsabilité écologique globale.

Conclusion

Le Concorde fut bien plus qu'un exploit technique. Avec un soutien continu des services officiels il a introduit des innovations en rupture, structuré une filière industrielle d'excellence et instauré une culture de coopération internationale. En intégrant systèmes complexes, matériaux avancés, procédés novateurs et gouvernance paritaire, le supersonique franco-britannique a joué un rôle de catalyseur pour l'aviation civile moderne.

Un autre héritage marquant du Concorde a été managérial et politique. Sans Concorde, l'industrie aéronautique européenne n'aurait sans doute pas connu une ascension aussi rapide vers le rang de leader mondial. Certes, l'échec commercial peut s'expliquer par des coûts d'exploitation et une consommation

extrêmement élevés, un rayon d'action limité, un niveau de bruit au décollage qui fut un obstacle à la desserte de nombreux aéroports, et le bang sonique interdisant le survol des zones habitées. Cet échec n'a pas permis de justifier le développement d'une nouvelle version améliorée de l'avion. Mais Concorde dans son ensemble restera à jamais le symbole d'une aviation tournée vers l'innovation - tout en témoignant des contraintes environnementales, économiques et politiques qui ont freiné l'essor du supersonique civil.



Merci Concorde.

Documentation métallurgie : Eric Bachelet
Aérospatiale : JP Vaunois, G. Cormery,
Snecma : J. Calmon, J. Renvier ; J. Conche

Mon expérience Concorde :

1968-1969 : STAé section Moteur (DGA) : bruit et réglementations

1969-1974 : Snecma Marque Concorde attache YSL Aérodynamique et performance

1992-2002 : Support clients moteurs civils Snecma CFM et Concorde

2002 Accident Concorde : participation à la commission d'enquête du BEA

Source : notes de JP Vaunois (avion), notes de J. Calmon, dossiers JR

Annexe

L'observation de l'éclipse solaire totale du 30 juin 1973 à bord du prototype Concorde 001 constitue l'un des épisodes remarquables de l'utilisation scientifique d'un avion supersonique civil. Grâce à sa capacité à maintenir un vol de croisière à Mach 2,02, le Concorde était en mesure de suivre la trajectoire de l'ombre lunaire, laquelle se déplaçait à une vitesse d'environ 1 700 km/h. De plus, son altitude opérationnelle, avoisinant 17 000 mètres, permettait de placer les instruments scientifiques au-dessus d'une grande partie de la masse atmosphérique, réduisant ainsi considérablement la diffusion lumineuse et les turbulences.

Les travaux prévus concernaient l'étude détaillée de la couronne solaire, l'analyse spectrale de raies d'émission rares, l'observation infrarouge de la haute atmosphère solaire, la mesure de phénomènes relatifs à la relativité générale tels que la déviation gravitationnelle de la lumière, ainsi que l'étude de la géométrie de la bande d'ombre en altitude. Afin de satisfaire ces objectifs, le Concorde 001 avait été modifié pour recevoir des hublots supplémentaires spécialement aménagés et pour accueillir divers dispositifs optiques et spectrométriques installés sur des supports internes conçus pour absorber les vibrations et maintenir une stabilité maximale.

L'avion décolla de Las Palmas, dans les îles Canaries, intercepta l'ombre au-dessus de l'Atlantique et poursuivit sa trajectoire à grande vitesse au-dessus de la Mauritanie, du Mali, du Tchad et du Niger, avant d'atterrir à N'Djaména. La durée totale d'observation obtenue à bord atteignit soixante-quatorze minutes, soit plus de dix fois la durée maximale observable au sol pour cette éclipse. Ce résultat, encore inégalé aujourd'hui, illustra de manière spectaculaire la combinaison des capacités du vol supersonique et des besoins de la recherche astrophysique.

Cette mission est considérée comme la contribution scientifique la plus marquante du Concorde.

Note de fin :

- (1) L'entraînement à vitesse constante (en anglais *Constant speed drive* ou *CSD*) est un type de transmission qui est capable de fournir une rotation constante à partir d'une vitesse de rotation très variable de son arbre d'entrée. Utiles pour les dispositifs nécessitant une vitesse constante comme les générateurs électriques, les CSD font partie des équipements entraînés par les réacteurs d'avions. Sur les avions modernes, CSD et générateur forment un *IDG, integrated drive generator*.

Concorde et projets d'avion supersonique

Le développement du trafic aérien pousse à se poser la question d'un successeur à Concorde pour répondre aux faiblesses du Concorde A en prenant en compte l'expérience acquise durant les 14 ans de développement et le comportement en exploitation chez Air France et British Airways.

Le Concorde de série (Concorde A) manquait :

- de **rayon d'action**,
- de **capacité en charge marchande**,
- de **performance au décollage/atterrissage** (pour réduire les coûts d'exploitation),

et sur le plan environnement posait des problèmes de **bruit au décollage** et "**en route**" en vol **supersonique mais aussi au niveau émissions**.

Il y a eu quatre périodes dans l'étude d'un avion de transport supersonique :

- Après quelques mois d'exploitation chez Air France et British Airways, les industriels proposeront aux services officiels l'étude d'une première version améliorée de Concorde baptisée Concorde B. Ce projet devait corriger le plus possible les manques du Concorde A sans changer radicalement la cellule et la propulsion,
- ATSF (avion de Transport Supersonique futur après l'abandon du Concorde B, les industriels français et anglais étudient des versions plus ambitieuses. L'**ATSF** était un **avant-projet français** étudié dans les années 1980 - 1990 par Aérospatiale comme piste pour un **successeur au Concorde**. Il ne s'agissait pas d'un programme lancé, mais d'une série d'études exploratoires portant sur les performances (aérodynamique avion et propulsion), la masse, les matériaux et les coûts de possession. L'avionneur s'appuyait particulièrement sur Snecma pour la propulsion, et sur l'ONERA...
- AST Etudes menées par British Aircraft Corporation,
- Les projets français et anglais au travers de l'ERSP,
- Les obstacles techniques, financiers environnementaux, sociétaux amèneront à renoncer au développement d'un avion de transport supersonique de passagers. De nouvelles études repartiront sur des spécifications moins ambitieuses recherchant une rentabilité, un équilibre économique, une réponse à la pression environnementale par :
 - Réduction de la taille de l'avion : aviation d'affaire,
 - Réduction du nombre de Mach de Mach 2 à Mach 1.4,
 - Rentabilité conforme au modèle de l'aviation d'affaire.
 - ...

Mais les barrières techniques et économiques existent toujours et à ce jour dans un foisonnement de start up à la durée de vie limitée, il n'y a toujours pas d'avion mais toujours de la communication.

Objectifs de la version dérivée : Concorde B

L'argumentation justifiant la proposition de développer un successeur à Concorde mettait en avant l'importance de garder les compétences acquises par les industriels et d'avoir une position solide dans le cadre de développement d'un avion supersonique de deuxième génération imaginé dans la décennie 1990 - 2000 et sous la forme d'une coopération internationale si possible associant les Etats Unis. Mais aussi permettre d'assurer une augmentation de la demande des vols supersoniques en augmentant rayon d'action et en diminuant les couts d'opération.

L'étude de faisabilité devait durer 9 mois et couvrir trois domaines : Technique, coûts de développement et Marché. Dans l'hypothèse où l'étude démontrait la rentabilité du programme, la durée de développement était de 5 ans.

Réduction du Bruit au niveau aéroport :

Le développement d'avions propulsés par des moteurs double flux à grand taux de dilution satisfaisant les normes acoustiques entrées en vigueur, les réticences rencontrées auprès des aéroports USA pour autoriser les opérations Concorde ... rendait encore plus nécessaire la réduction des niveaux de bruit. Sur les 3 points de contrôle le bruit cumulé de Concorde dépassait de 60 à 80 EPNdb celui des avions à long rayon d'action (jusqu'à 127 dB au décollage) Un système de contrôle automatique de poussée dans la phase de décollage et celle d'approche décélérée afin d'optimiser le bruit sur les points de contrôle et de réduire la surface au sol exposée au bruit.

Augmentation du rayon d'action

Une action indispensable pour développer le marché des avions supersonique et ouvrir des opportunités de vols :

- vers les USA à partir d'autres mégapoles européennes,
- vers le Japon en deux étapes,
- en Asie - Pacifique.

Réduction de la consommation carburant

Nécessaire pour améliorer le rayon d'action mais aussi pour réduire les coûts d'opération sachant que le carburant représentait 35% du DOC (Direct Operating Cost).

Contraintes industrielles

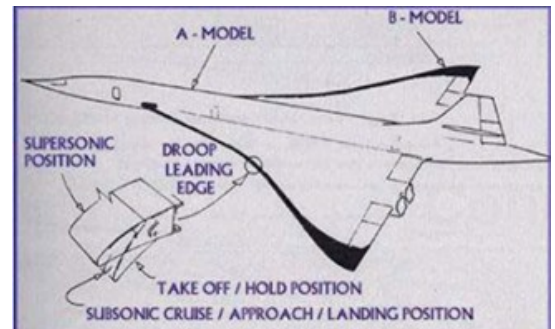
Une contrainte fut imposée, celle de minimiser les conséquences au niveau production en particulier au niveau des outillages de fabrication, d'assemblage...

Modifications envisagées de la définition du Concorde

Amélioration avion

L'amélioration de l'aérodynamique avion (finesse) sur l'ensemble des conditions de vol était nécessaire pour apporter une réduction de consommation en vol mais aussi pour contribuer à la réduction du bruit au décollage comme à l'atterrissage par réduction de la traînée (réduction de la poussée). Les principales modifications apportées à l'avion sont illustrées sur la figure ci-après :

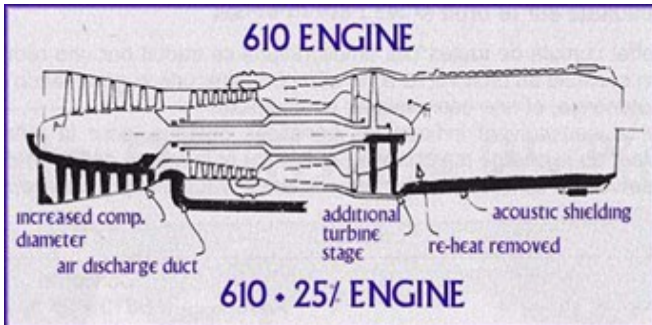
Améliorer la finesse en vol supersonique (52 à 55% de la consommation sur Paris New York) par augmentation de l'envergure de 2.392 m, complété par un nouveau tronçon d'extrémité de voilure réduisant la traînée induite, Des becs mobiles sur toute l'envergure du bord d'attaque, Optimisation en vrillage et cambrure des parties de voilure modifiées.



Concorde B modification avion

Les gains en finesse étaient de 12 à 13% en subsonique (finesse de 12.9 vs 11.47) et au décollage, et de 7.7% (finesse de 7.69 vs 7.14) en supersonique.

Les modifications de l'ensemble propulsif (Mk 622)



La principale cause du bruit moteur avait pour origine la nécessité de disposer d'une post combustion au décollage et en transsonique pour pallier le déficit de poussée (par rapport à la masse avion) d'un moteur optimisé pour la croisière supersonique.

Les modifications proposées conservaient le core : compresseur HP, chambre de combustion et turbine haute pression en opérant aux mêmes températures internes.

Concorde B Modification moteur

Principales modifications :

- augmentation du débit d'air dans le domaine de vol et particulièrement à basse vitesse.
- réalisation d'un gain en poussée et réduction de la consommation spécifiques dans le domaine de vol et particulièrement en transsonique afin d'augmenter le rayon d'action.

Le compresseur BP est remplacé, son diamètre d'entrée accru, et la turbine BP mono étage devient bi étage. Le moteur devient bi flux avec un taux de dilution de 0.25%. Sans oublier un système de décharge pour augmenter la marge au pompage.

Entrée d'air et système d'éjection devait être adaptées pour prendre en compte l'augmentation de débit et de diamètre.

Bilan propulsion :

- Le gain de consommation spécifique est de 2.8% en croisière,
- La masse des ensembles propulsifs a augmenté de 5 098 kg soit 28% de la masse initiale,
- Augmentation de la poussée consécutive aux gains de débit d'air de 25% au décollage et 35% en approche. Ce qui permettait de supprimer la post combustion,

- Le bruit de jet devenait moins dominant, permettant un gain de 10 dB au décollage (voir Figure Concorde B Modification moteur).

Bilan Avion :

	Concorde A Olympus 593 Mk 610	Concorde B Olympus 593 Mk 610 + 25%	
Masse au décollage (t)	181.4	177.6	185.9
Consommation de carburant (kg)	78.9	69.3	77.7
Autonomie (Miles nautiques)	3 206	3 206	3 545
Bruit sur aéroport (EPN dB)			
Décollage	112.2	109	109
	119.5	107	107
Atterrissage	116.7	109	109

Le tableau ci-dessous indique les bénéfices obtenus pour la même charge marchande (24 800 lbs) et même règle de combustibles pour les réserves.

Bilan masse à vide :

Masse à vide MV (Concorde A, Olympus 593 Mk 610)	78 000 kg
Modifications avion	+ 1 855 kg
Modifications, moteur et nacelle	+ 5 098 kg
Allègements	-1 088 kg
Marge	+ 485 kg
Masse à vide MV Concorde B, Olympus 593 Mk 610)	84 300 kg

La réduction de **masse de 1 088 kg** a pour origine l'utilisation de composites à fibre de carbone pour gouvernes, carénages, trappes de trains... Mais la masse à vide a augmenté de 6 300 kg.

Masses opérationnelles

	Concorde A	Concorde B et MK 610 +25%
Masse à vide (t)	78	84,3
Masse en ordre d'exploitation (t)	92	97,5
Masse maxi d'atterrissage (t)	111	115,6
Masse maxi de décollage (t)	181,4	185,9

Rayon d'action

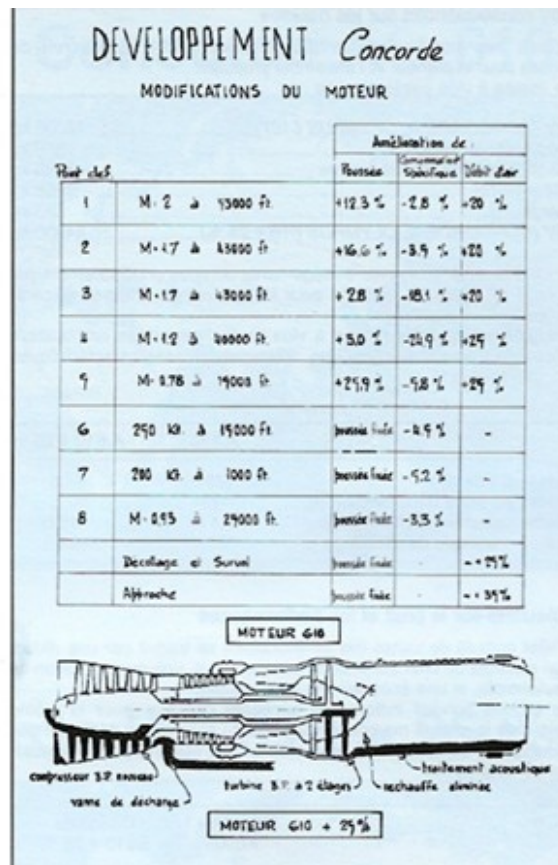
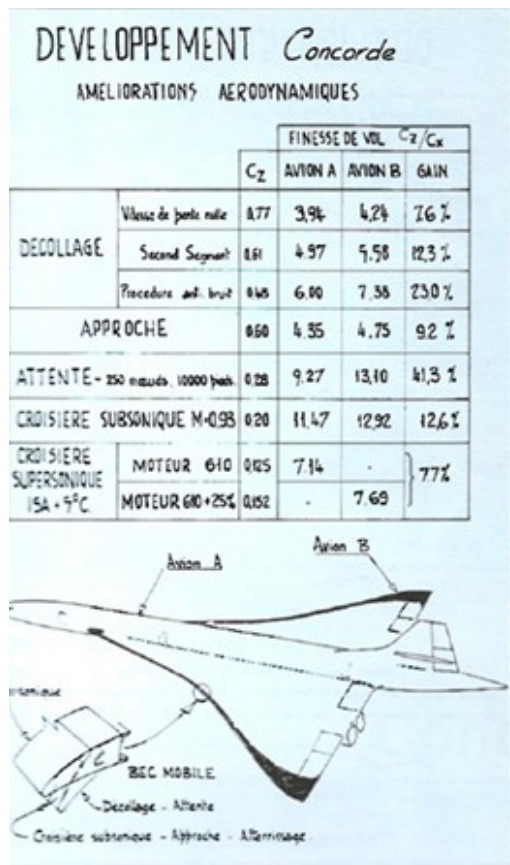
Missions permises par Concorde A et Concorde B.



Concorde A



Concorde B Mk 610 + 25%



En guise de remarques finales :

Le développement d'un avion dérivé, le Concorde B, était une évolution réaliste techniquement, elle aurait permis d'augmenter le rayon d'action de près de 370 à 500 NM en réduisant le bruit d'environ 10 dB au décollage et 8 dB en approche. Le temps de développement **avait été estimé à 5 ans au prix d'un coût de développement élevé de 1 milliard de francs + 0.9 milliard de livres 1976**. La rentabilité était improbable l'intérêt pouvait être dans le maintien des compétences acquises avec le Concorde face à l'accélération d'études de transport supersonique hors Europe : Etats Unis, Russie, Japon.

Ce développement ne verra pas le jour compte tenu des éléments suivants :

- le choc pétrolier de 1973 qui conduira à une forte hausse du prix du carburant,
- le faible nombre d'avions exploités par Air France et British Airways : 14 avions,
- une opposition politique et environnementales aux vols supersoniques,
- des risques financiers trop élevés pour une amélioration insuffisante des performances.

Le lancement d'une telle version n'aurait eu de sens que dans l'hypothèse d'un lancement ultérieur d'un projet plus ambitieux associant un partenaire USA.

Avec une question de fond particulièrement complexe : Comment une compagnie aérienne peut rentabiliser un avion supersonique coûteux à développer et à construire et à maintenir assurant seulement 3 000 heures de vols par an et sur quel réseau ?

Bilan

Dans l'ensemble de la coopération franco-anglaise ayant abouti à l'avion Concorde, le développement de son système de propulsion a été un des exemples les plus brillants de cette coopération. Tous les problèmes de langage, de dispersion des centres industriels et d'essais, de philosophie de conception, de différences des systèmes de mesures ont été surmontés.

Pour le développement du programme Olympus 593, 81 moteurs ont été utilisés dont :

- 45 comme bancs d'essais sol et 16 pour essais en vol du type Ol 593 B,
- 14 pour essais sol et vol du type Ol 593 Mk-602,
- 6 pour les essais en vol du type Ol 593 Mk-610.

Lors de l'obtention du certificat de type, en fin d'année 1975, treize ans après le lancement du programme et plus de six ans après le premier vol du prototype, l'Olympus 593 était le réacteur le plus essayé dans le monde occidental avec pas moins de 18 000 heures au banc et 12 000 heures de vol réalisées sur huit avions et un banc volant par les 81 moteurs. Les seuls essais de mise au point de la tuyère secondaire type 28 représentaient 4 000 heures accumulées au banc et en vol.

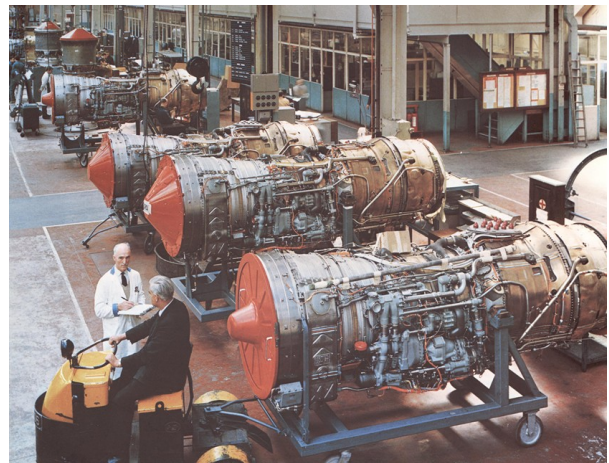
Un total de 74 moteurs Olympus 593 Mk-610 a été produit entre 1973 et septembre 1979 pour équiper les seize appareils de série du Concorde.

Au mois d'octobre 2005, lors du dernier vol commercial du supersonique Concorde, le bilan de la flotte franco-britannique des 20 appareils produits était de plus de 3 930 000 de passagers transportés en 243 369 heures de vol soit 973 476 heures de fonctionnement des moteurs.

Comme l'a déclaré Mr Jean Conche, l'un des ingénieurs navigant et d'essais de la SNECMA ayant participé au programme Concorde, " la mise au point de la propulsion n'a pas été un long fleuve tranquille mais sa réussite était un préalable imposé à la réussite technique de l'avion ".



Olympus 593 Mk-610. En vol de croisière supersonique, le moteur se dilatait de près d'un demi-pouce (1,27 cm) en diamètre et d'un pouce (2,54 cm) en longueur.



Chaine d'assemblage des moteurs Olympus 593

Jusqu'à l'arrêt définitif des vols commerciaux réguliers de Concorde, l'Olympus 593 était unique dans l'aviation comme étant le seul turboréacteur à postcombustion propulsant un avion commercial. Lorsque l'Olympus faisait voler le Concorde à Mach 2.0, il était, à l'époque, le moteur à réaction le plus efficace dans le monde.

" Le 593 n'est pas un moteur " exceptionnel isolé ", mais l'aboutissement logique de toute la lignée Olympus ".

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

CERTIFICAT DE NAVIGABILITE DE TYPE MOTEUR

Numéro: M 1

Par le présent Certificat établi à la demande des Sociétés
SNECMA et ROLLS ROYCE (1971) LIMITED

le Secrétaire Général à l'Aviation Civile soussigné, certifie que les moteurs du type désigné
ci-dessous satisfont aux exigences des règlements de navigabilité français.

Les règlements de navigabilité français appliqués, les conditions d'utilisation et les limitations sont précisés dans la fiche moteur numéro M 1 qui est associée au présent
Certificat.

Marque : OLYMPUS

Types : 593 MK 610-14-28

Approuvé le : 29 septembre 1975



Signature

Signature

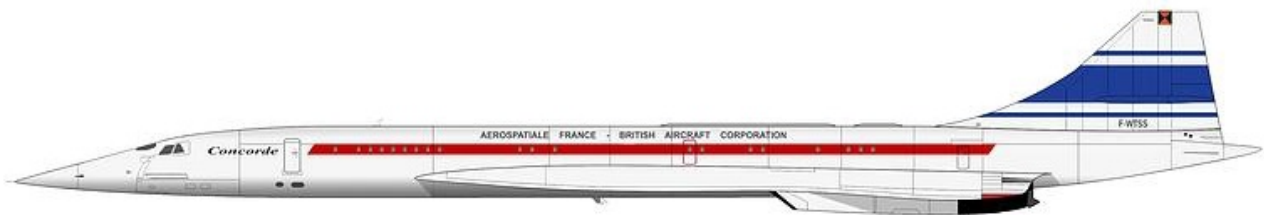
Le Secrétaire Général
à l'Aviation Civile



Certificat de navigabilité du moteur Olympus 593 Mk 610 14 - 28 délivré le 29 septembre 1975

Etapes clefs

- 1961 Mars - Première rotation au banc de l'Olympus 320-22 R (R comme reheat ou rechauffe)
- 1961 Novembre - Signature de l'accord de coopération Bristol Siddeley (Rolls-Royce) SNECMA
- 1962 Novembre - Lancement du programme de l'avion supersonique franco-anglais Concorde
- 1963 Décembre - Sélection du quadriréacteur Avro 698 " Vulcan " B1 (serial XA 903) comme banc d'essai en vol
- 1964 Juillet - Définition initiale du moteur. Première rotation au banc, à Bristol, de la version Olympus 593 D (pour Développement)
- 1965 Novembre - Première rotation au banc du premier moteur prototype Olympus 593 B (pour Big, gros)
- 1966 Février - Sélection de l'ensemble d'éjection tuyère type 11
- 1966 Juin. Premiers essais d'un ensemble complet Olympus 593 au banc SNECMA à Melun-Villaroche.
- 1966 Septembre - Premier vol de l'Olympus 593 B avec l'ensemble d'éjection tuyère type 10 sur banc volant subsonique Avro 698 " Vulcan " B1 (serial XA 903)
- 1967 Avril - Première rotation au caisson d'altitude simulé du Centre d'Essais des Propulseurs à Saclay (Cepr) de l'Olympus 593
- 1968 Janvier 1968 - Franchissement du cap des 100 heures de vol sur l'Avro Vulcain B1 pour l'Olympus 593 B
- 1968 Février - Les onze moteurs de développement livrés cumulent plus de 2 500 heures de fonctionnement au banc
- 1968 Mai - Livraison de l'ensemble d'éjection tuyère type 11
- 1968 Décembre. Les essais au sol de l'Olympus 593 atteignent un total de 5 000 heures



Prototype Concorde 001 (F-WTSS). Au sommet de la dérive, le carré de calibration servait à repérer avec une grande précision la position de l'avion au cinéthéodolithe.

- 1969 Mars - Premier vol du prototype Concorde 001 (F-WTSS) à Toulouse avec des Olympus 593-2A de 13 600 kgp équipé de l'ensemble d'éjection tuyère type 10 et avec l'entrée d'air à géométrie fixe
- 1969 Avril - Premier vol du prototype Concorde 002 (G-BSST) à Filton
- 1969 Octobre - Franchissement de Mach 1 à 11 000 mètres du prototype Concorde 001 (F-WTSS) lors de son 45^{ème} vol
- 1969 - Les Olympus 593-2B fournissant une poussée de 14 920 kg et montés sur le Concorde 002 permettent d'effectuer uniquement des pointes à Mach 2.
- 1970 Février / Mars - Livraison des quatre premiers moteurs Olympus 593 au standard 593-3B de 15 750 kgp qui permettent d'effectuer des vols de croisière à Mach 2. Rotation au banc de l'Olympus 593-3B avec l'ensemble d'éjection type 11.
- 1970 Mars - Franchissement de Mach 1 du Concorde 002 (G-BSST). Choix de l'ensemble d'éjection tuyère dit 14-28.
- 1970 Avril. Les essais au sol et en vol de l'Olympus 593 atteignent un total de 10 000 heures. Installation de l'entrée d'air à géométrie variable.
- 1970 Novembre - Franchissement de Mach 2 lors du 105^{ème} vol du prototype Concorde 001 (F-WTSS) avec une vitesse maintenue pendant 59 minutes
- 1970 Novembre - Franchissement de Mach 2 du prototype Concorde 002 (G-BSST)
- 1970 Décembre - Vol en palier à 16 500 mètres d'altitude à Mach 2 pendant 59 minutes

1971 Juillet - Dernier vol du banc volant subsonique Avro 698 " Vulcan " B1 (serial XA 903)

1971 Décembre - Premier vol du premier Concorde 02 de présérie (F-WTSA)

1972 Février - Premier essai simultané de deux Olympus 593 équipés de la tuyère 28 monobloc (tuyère TRA) au CEPr de Saclay

1973 Janvier - Premier vol du Concorde 02 de présérie (F-WTSA) avec des Olympus 593 Mk-602

1973 Mars - Au cours de sa 340^{ème} sortie, le Concorde 001 a atteint une altitude record de plus de 20 000 mètres (68 000 ft).

1973 Mai - Franchissement du cap des 25 000 heures de fonctionnement des moteurs Olympus 593

1973 Juillet - Sortie premier moteur de présérie Olympus 593 Mk-602

1973 Premiers essais aux bancs sol et d'altitude de l'Olympus 593 Mk-610.

1973 Octobre - 397^{ème} et dernier vol du prototype Concorde 001 (F-WTSS). Il comptait 812 heures et 19 minutes dont 254 heures et 49 minutes à vitesse supersonique. C'est le premier à avoir passé Mach 1, le premier à avoir atteint la vitesse bisonique, le seul à avoir suivi pendant plus d'une heure l'ombre d'une éclipse de lune, le seul à avoir atteint les 20 000 mètres d'altitude (73 000 ft soit 22 250 mètres).

1974 Mars - Homologation 150 heures de l'ensemble d'éjection tuyère 14-28 et record de vitesse établi à Mach 2,23 (environ 2 754 km/h) avec Concorde 101.

1975 Octobre - Certification française de l'Olympus 593 Mk 610. Les huit appareils d'essai avaient accumulé 5 536 heures de vol dont 2 013 en supersonique.

1975 Décembre - Certification anglaise de l'Olympus 593 Mk-610

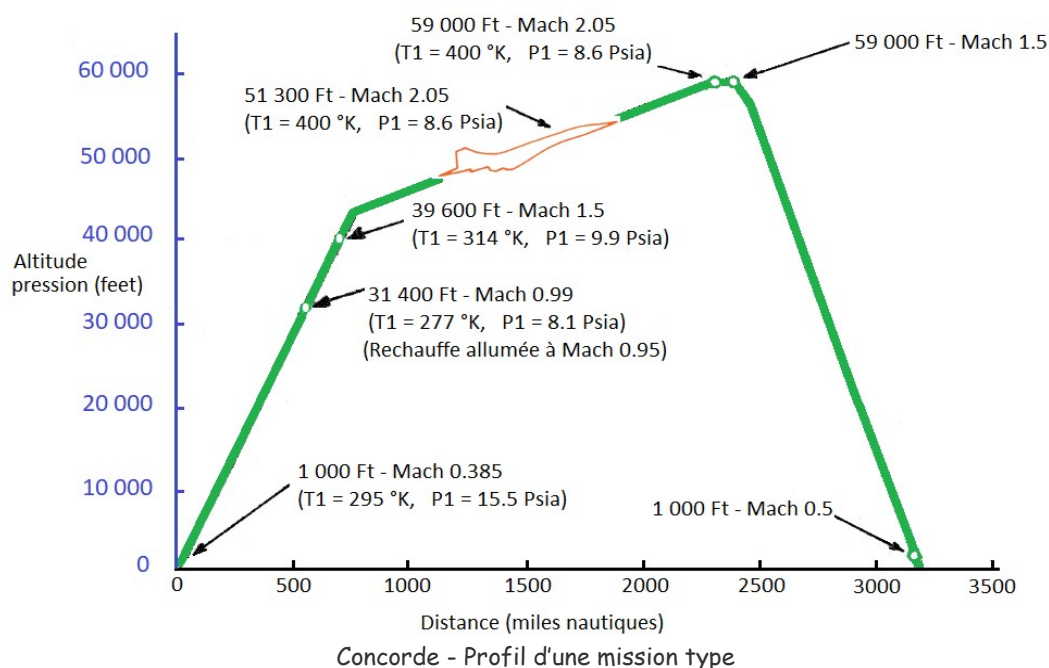
1976 Janvier - Mise en service commercial du supersonique Concorde

1976 Mars - Dernier vol du prototype Concorde 002 (G-BSST). Il comptait 836 heures 19 minutes dont 173 heures 26 minutes à vitesse supersonique

1979 Avril - Livraison du 16^{ème} et dernier exemplaire Concorde de série

1986 Mai. Dixième anniversaire de la mise en service commercial, Concorde a atteint 100 000 heures avion et cumulé 400 000 heures moteur

2005 Octobre - Dernier vol commercial du supersonique Concorde : bilan de la flotte des 20 appareils produits 243 369 heures de vol.



Annexe : Comparaison technique Olympus - Kuznetsov NK 144

L'Olympus 593 équipant le Concorde est un turboréacteur simple flux, à deux rotors concentriques d'un rapport de pression de 15 au décollage et 11 en croisière et équipé de rechauffe.

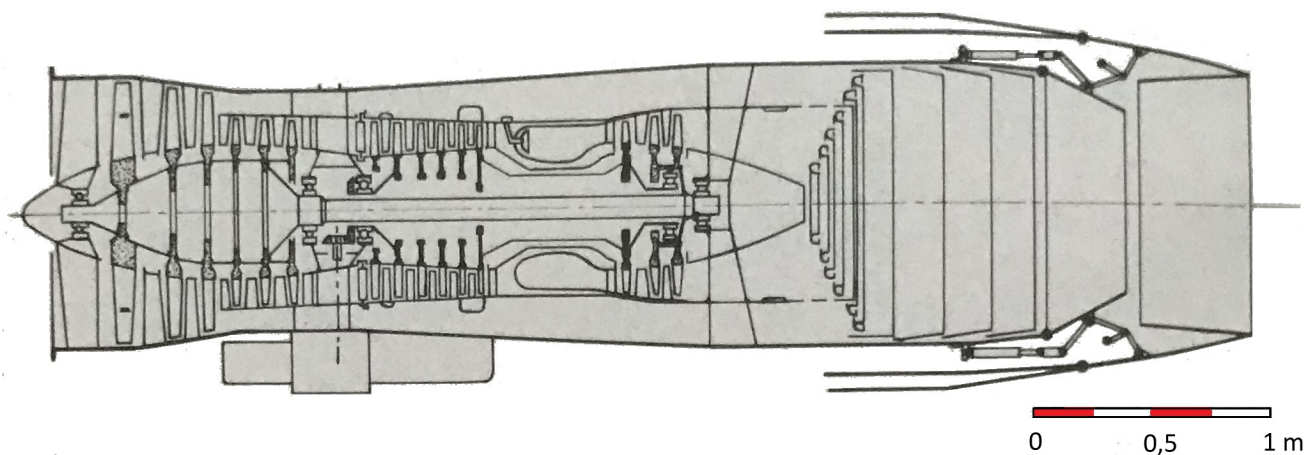
Le Tupolev Tu 144 est équipé de quatre moteurs Kuznetsov 144 qui sont des turboréacteurs à double flux de taux de dilution égal à 1 et de rapport de pression 15 équipés de rechauffe.

La comparaison des caractéristiques et performances est indiquée dans le tableau suivant :

	Olympus 593 Mk 610	NK 144
Poussée au décollage avec rechauffe	16 960 daN	17 200 daN
Poussée décollage sans rechauffe	13 945 daN	12 800 daN
Cs moteur sec	0,9	0,63 kg/daNh
Débit total	194 kg/s	300 kg/s
Rapport de pression	14,5	15
Température entrée turbine	1440 ° K	1303 °K
Masse	3039 kg	3100 Kg
Diamètre maxi	1 219 mm	1 500 mm
Longueur	3 646 mm	5 200 mm
	Bride à bride	

La poussée au point fixe avec rechauffe est sensiblement équivalente entre les deux moteurs, par contre la poussée sans rechauffe du NK 144 est plus faible que celle de l'Olympus avec une consommation en croisière plus élevée. Le cycle d'un moteur double flux entraîne une baisse importante de la poussée à Mach 2 et nécessite par conséquent l'utilisation permanente de la rechauffe.

Le canal PC du NK 144 comprend 2 zones séparées par une virole à paroi double perforée de trous. Dans la zone primaire, on trouve un cône central avec injecteurs et 2 anneaux accroche-flamme avec 18 coupelles à injection. La zone secondaire très obstruée comprend 80 injecteurs entourés de 2 rangées d'accroche-flamme. Le canal PC comporte des chemises de refroidissement ondulées et une tuyère convergente-divergente à 18 volets (volets chauds et volets froids).



Kuznetsov NK 144 - Coupe longitudinale