

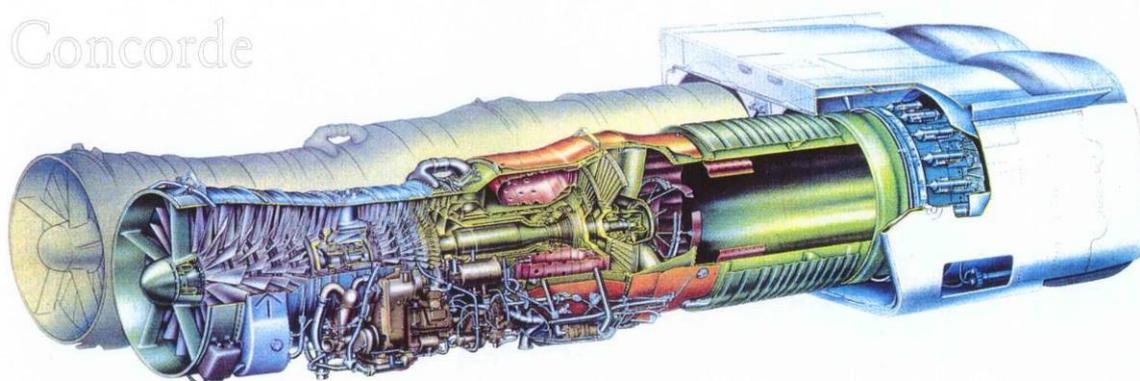
PRENDRE L'AIR

Le moteur supersonique civil Bristol - SNECMA Olympus 593



Aérospatiale British Aircraft Corporation - Concorde 01 au décollage

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 2020**

Contact

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

Sommaire

<i>Editorial</i>	3
Jacques Daniel	
<i>Le mot du Président</i>	3
Jean Claude Dufloux	
<i>Préface</i>	4
Jacques Daniel	
<i>Le Concorde</i>	5
Jacques Daniel	
<i>Coopération Bristol - SNECMA</i>	6
Jacques Daniel	
<i>Le choix du moteur</i>	7
Jacques Daniel	
<i>Genèse</i>	8
Jacques Daniel	
<i>De l'Olympus 593-D au Mk-610</i>	14
Jacques Daniel	
<i>L'entrée d'air à géométrie variable</i>	24
Jacques Daniel	
<i>L'ensemble d'éjection</i>	28
Jacques Daniel	
<i>Le dispositif de postcombustion</i>	32
Jacques Daniel	
<i>Les projets d'évolution de l'Olympus 593</i>	34
Jacques Daniel	
<i>Les installations d'essais</i>	36
Henri Couturier	
<i>L'Avro 698 " Vulcan " XA 903 banc d'essais volant</i>	43
Jacques Daniel	
<i>Les essais en vol sur Concorde</i>	45
Jacques Daniel	
<i>Bilan</i>	47
Jacques Daniel	
<i>Etapas clefs</i>	48
Jacques Daniel	

Crédits



Photographies : Henri Couturier, Jacques Daniel

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

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 recouplement 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 ".

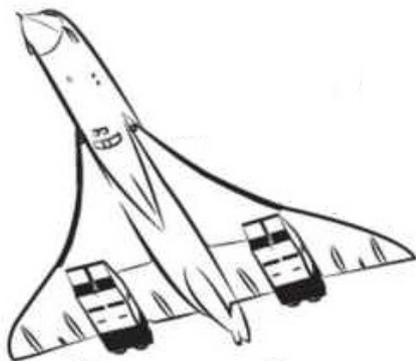
Le mot du président

Ce premier numéro Hors-Série est un looping dans le plan de vol de l'équipe. Il se reproduira en 2020. Alors attachez vos ceintures et bonne lecture.

Le Président
Jean Claude DUFLOUX

Préface

La coopération franco-anglaise sur l'Olympus 593, le propulseur de Concorde, a commencé officiellement en novembre 1961 entre les sociétés Bristol 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 rechauffe 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 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 rechauffe.



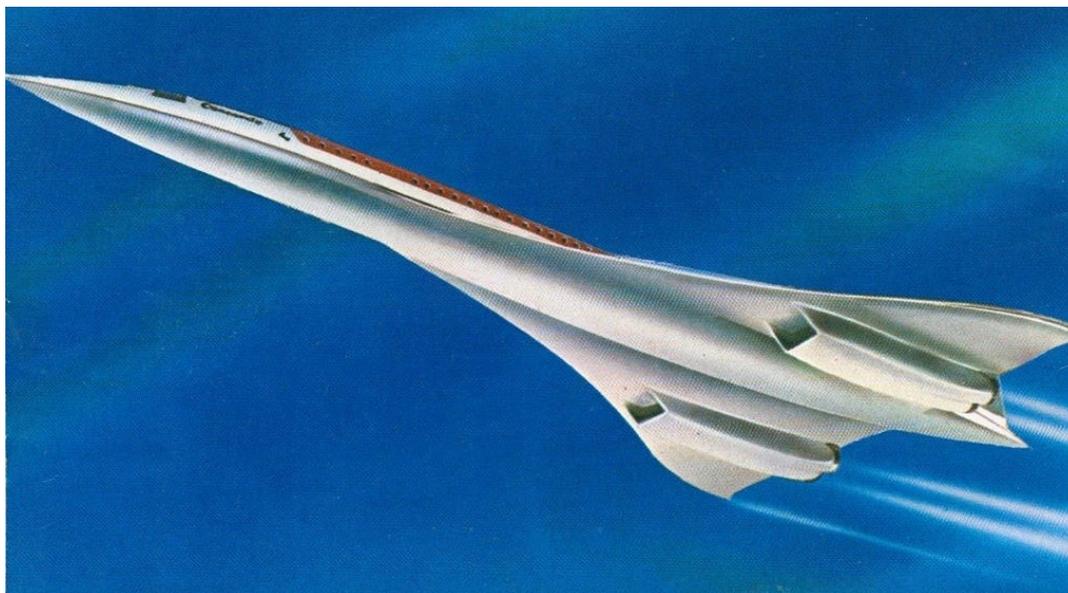
Neuf appareils dont un avion banc d'essais volant y participèrent, totalisant plus de 5500 heures de vol (sur les 4400 envisagées à l'origine), dont plus de 2000 en supersonique. La double certification française et anglaise de l'Olympus 593 Mk 610 n'a été obtenue qu'à la fin de l'année 1975.

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

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. 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 agissent comme gouvernes de profondeur lorsqu'ils travaillent 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.

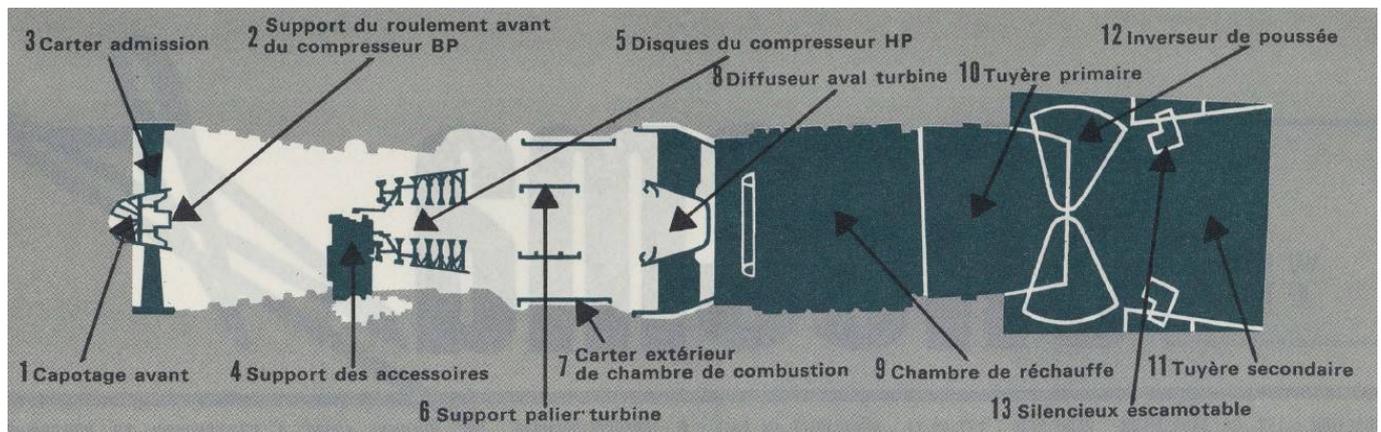
Cinquante ans après son premier vol, le 2 mars 1969, le supersonique franco-britannique reste " le plus bel avion du monde ".

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 que la British Aircraft Corporation (BAC) développait pour 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.

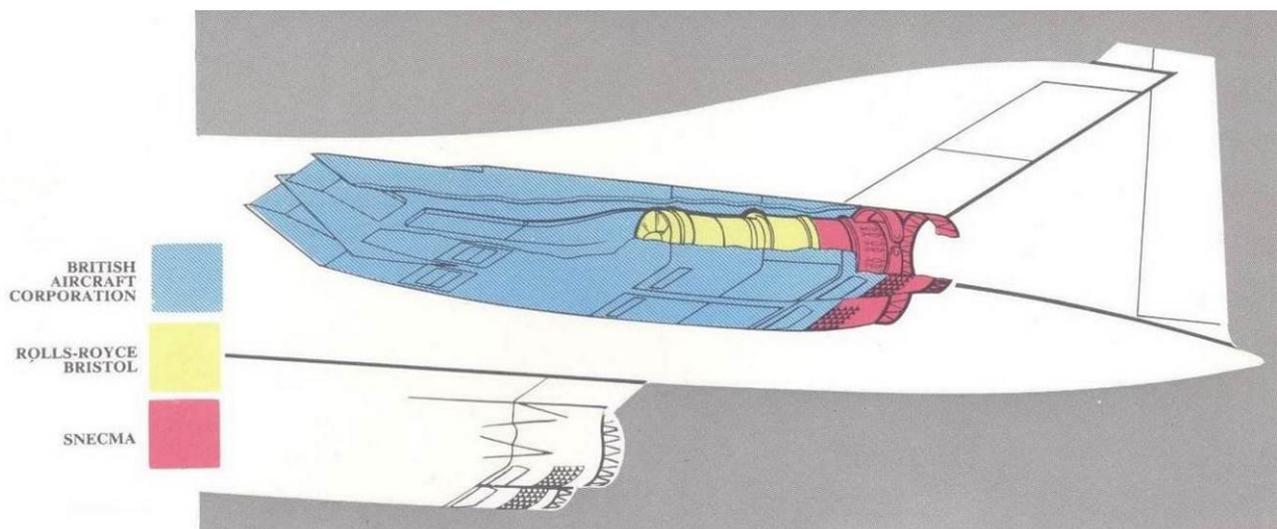
Le problème a été abordé par une étude de l'incidence de divers types de moteurs sur le poids total de l'avion, le moteur optimum étant celui qui correspondait à un poids total minimum sans dépasser les limitations de bruit au décollage.

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.

Les Olympus subsoniques

A l'origine, le Bristol Olympus était, 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 donnait 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.

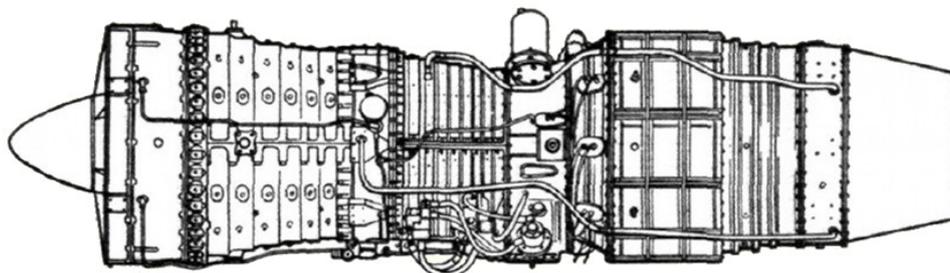


Avro 698 " Vulcan " B Mk 2 codé XM597 (Copyright Aircraft Weapons and Warfare)

En 1950, le motoriste mit au point la première version du réacteur Olympus : le B-01-1 (désigné originellement Bristol B.E.10). Le moteur tourne pour la première fois au banc le 16 mai 1950 et développe 4 150 kg puis vole sur un avion de servitude en août 1952. En quelques années BSEL améliora ce prototype et expérimenta le Mk 101 de 5 000 kg de poussée, puis le Mk 102 de 5 500 kg de poussée.

Il est intéressant de rappeler que l'Olympus a figuré parmi les records mondiaux d'altitude en 1953 et 1955, lorsqu'un English Electric " Canberra ", équipé d'Olympus Mk 99, atteignit des altitudes de 19 406 mètres puis de 20 083 mètres qui correspondaient à celles, en vol de croisière, du Concorde.

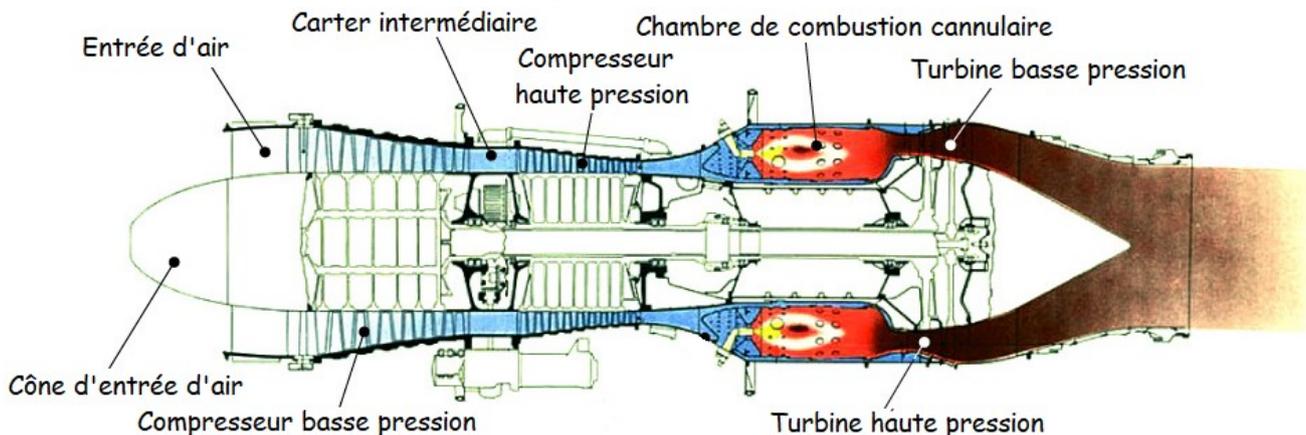
L'Olympus a équipé toutes les versions du bombardier à aile delta Avro " Vulcan " en service dans la Royal Air Force entre 1956 et 1984. Construit à 134 exemplaires, entre 1956 et 1965, le quadriréacteur a effectué nombre de vols sur de grandes distances et des tournées de présentation à l'étranger, sans que l'on ait dû faire de prévisions de pièces de rechange moteur. Un exemple exceptionnel d'un tel vol fut donné en juin 1961, lorsqu'un " Vulcan " de la Royal Air Force a établi un nouveau record mondial pour un vol sans escale de Grande-Bretagne en Australie : 18 500 km à la vitesse moyenne de 925 km/h.



Bristol Olympus B 01.1 de 4 420 kg de poussée (1950)

Appareil de conception révolutionnaire lorsqu'il apparut 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 furent remises d'urgence en état de vol. Dans le cadre de l'opération " Black Buck ", les " Vulcan " s'illustrèrent par plusieurs 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.

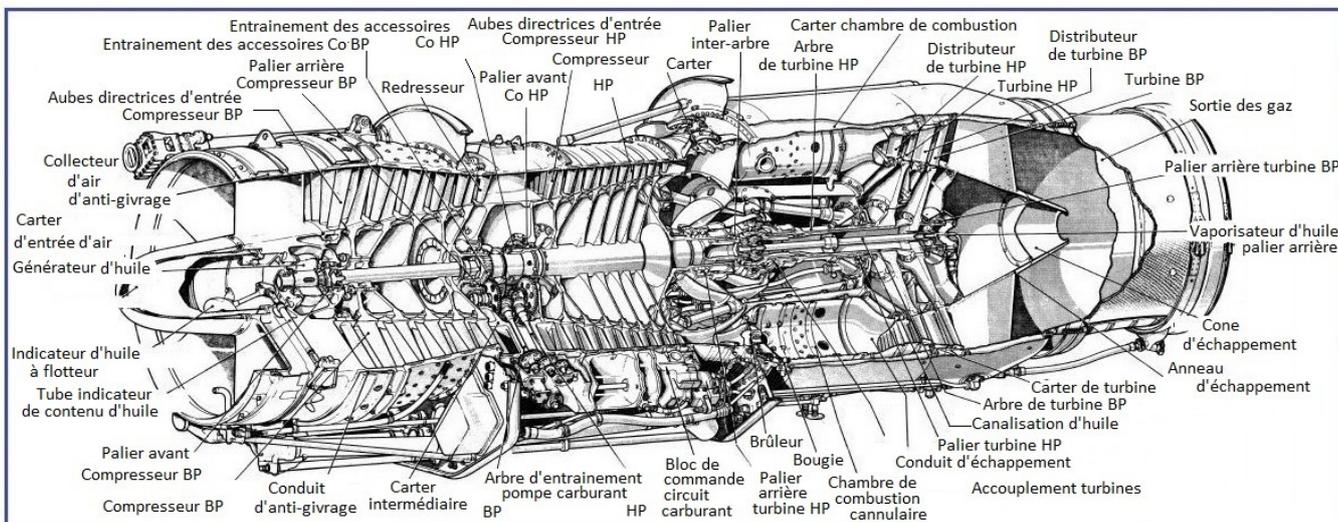
Fin 1956, la version Mk 102 de 5 440 kgp équipa les premiers bombardiers quadrimoteurs Avro 698 " Vulcan " B Mk 1 entrant alors en service dans la Royal Air Force (RAF). Mais cette augmentation de la puissance motrice se traduit par l'émergence d'un problème qui ne s'était auparavant manifesté que lors de piqués ou de ressources à grande vitesse. Des vibrations à haute fréquence prenaient en effet naissance aux extrémités de la voilure et risquaient d'accélérer la fatigue structurale de la cellule. La solution fut 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. Dans la foulée Bristol Siddeley produisit l'Olympus Mk 104 (de 6 080 kgp par l'ajout d'un étage de compresseur à l'avant du compresseur et l'utilisation de matériaux plus résistants) qui remplaça le Mk 102 à bord des bombardiers " Vulcan " de première génération.



Dépourvu de postcombustion, l'Olympus Mk 101 de 4 990 kg de poussée est un réacteur double corps (6 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.

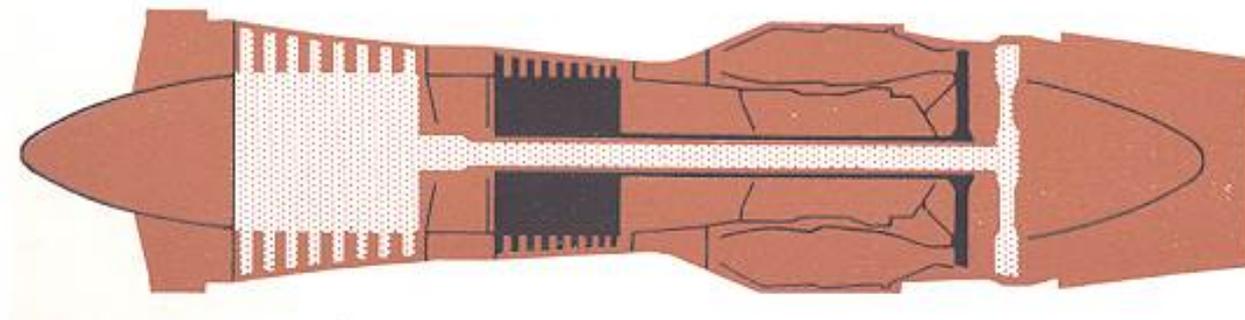
Un progrès important fut réalisé, en 1960, avec le Mk 201 de 7 500 kgp doté d'un compresseur redessiné de 5 + 7 étages au débit d'air augmenté passant de 91 kg/s à 136 kg/s. Au niveau opérationnel, la nécessité de raccourcir les délais entre l'instant où parvenait l'ordre de mise en route et celui du décollage conduisit à intégrer un système pneumatique de démarrage des Olympus, qui reçurent ainsi la désignation de Mk 202 qui fournissaient 7 260 kgp.

L'ultime version, le Mk 301, équipée d'un étage supplémentaire à l'avant du compresseur et délivrant une poussée de 9 070 kgp allait équiper les " Vulcan " B Mk 2 à partir de 1958. Cependant les fortes poussées obtenues par les Olympus, dès le milieu des années cinquante, entraînèrent une refonte en profondeur des ailes du bombardier. Avec l'avionnage de la série Mk 200 puis Mk 300 de 9070 kgp, il fallut agrandir les entrées d'air et le logement arrière des propulseurs donc de redessiner la voilure. Avec le Mk 300 les performances du quadrimoteur étaient notablement améliorées, mais, à basse altitude, les moteurs ne pouvaient être poussés à plein régime simultanément que lors du décollage.



Olympus Mk 201 - Eclaté (1960)

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

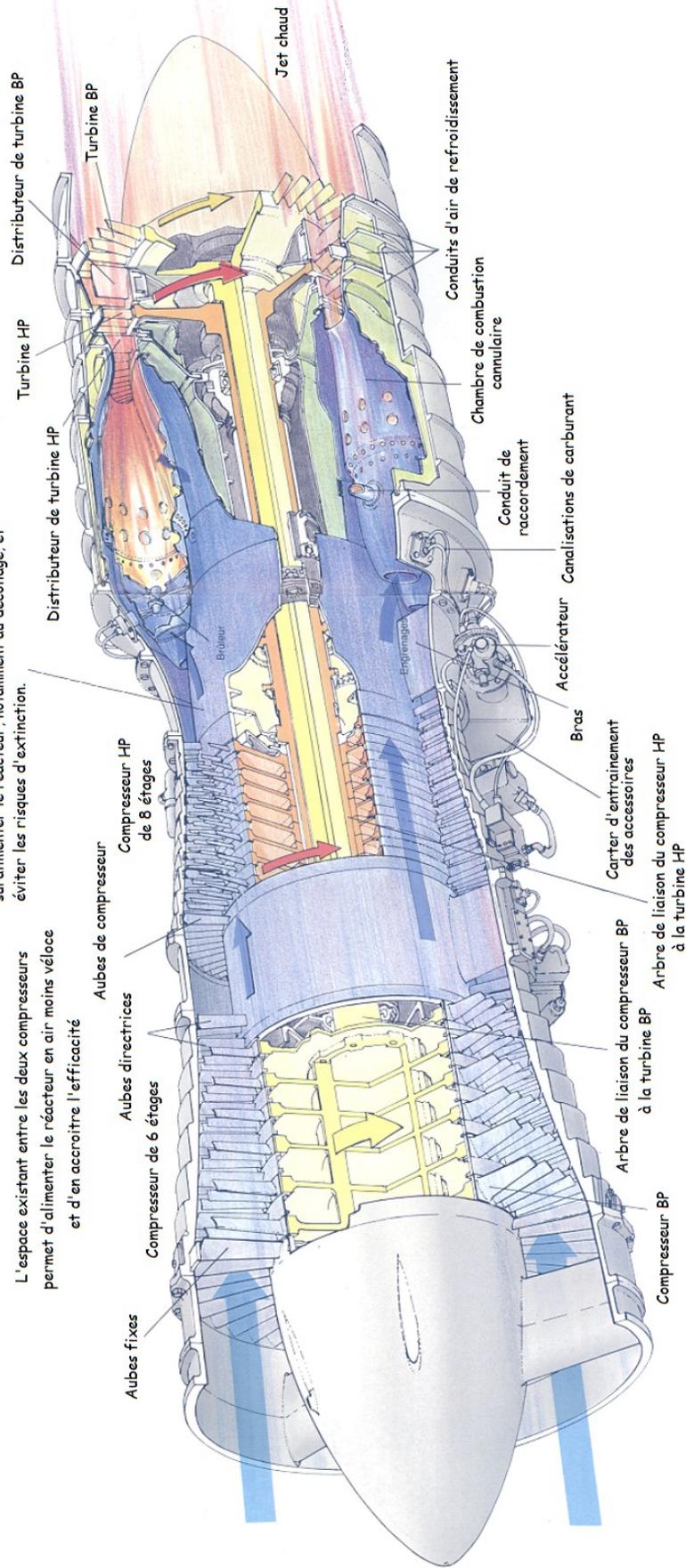


Olympus en coupe

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 vélocé et d'en accroître l'efficacité

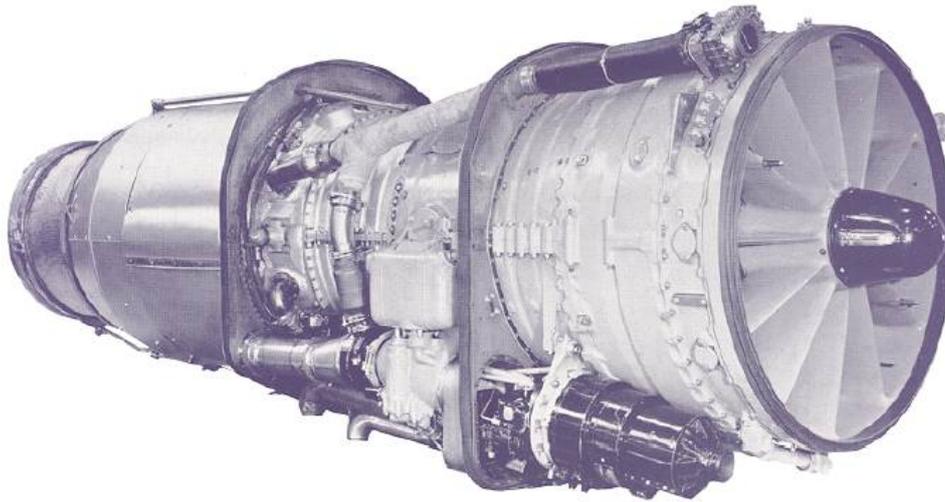


Ecorché de l'Olympus OI .1 (Copyright Avions et Pilotes)

Les Olympus supersoniques militaires

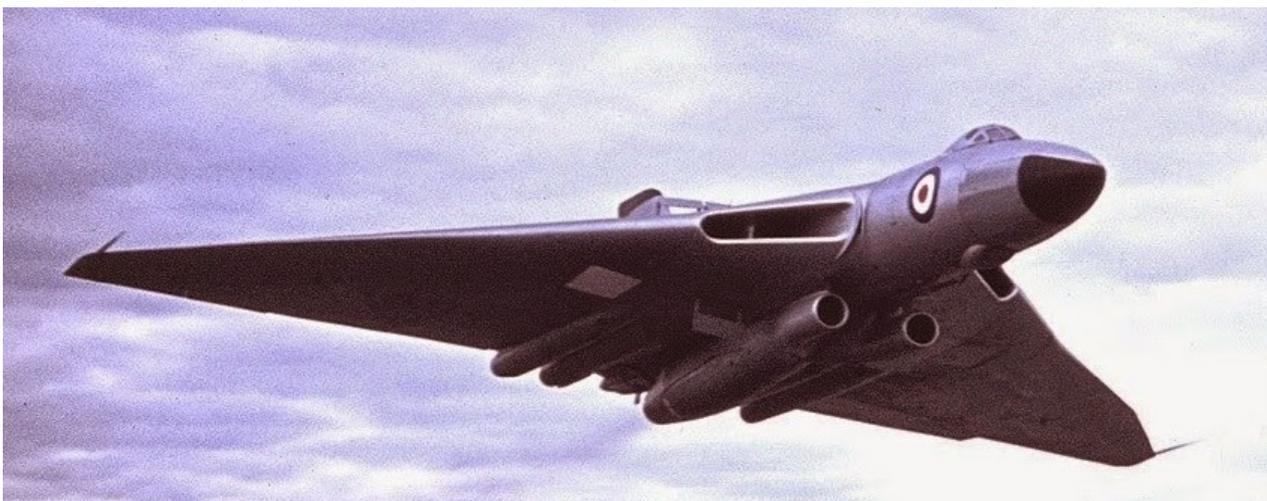
Faisant preuve d'une grande robustesse et d'une exceptionnelle fiabilité, l'Olympus Mk 301, également désigné B-01-21, servit de base pour la mise au point de l'Olympus destiné au biréacteur biplace de pénétration et de reconnaissance supersonique English Electric TSR-2 (équivalent au Dassault Mirage IV) puis, en 1960, à celle du modèle B-01-22R (Mk 320) permettant au biréacteur de soutenir la recharge continue pendant plus de 45 minutes.

Synthèse des nombreuses technologies de pointe de l'époque, le TSR-2 était 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 étaient soufflés sur toute leur envergure par de l'air prélevé sur les compresseurs des deux réacteurs.



Olympus B-01-21

Plus puissant, plus économe en carburant et incorporant une turbine modifiée, l'Olympus 22R autorisait une plus grande souplesse d'emploi à tous les régimes de rotation et à toutes les altitudes. Qui plus est le moteur était 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, il supportait des températures sensiblement plus élevées que la normale grâce à des systèmes de refroidissement perfectionnés, ce qui lui permettait de délivrer près de 8 000 kgp à sec et 14 000 kgp avec recharge, 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 22R (R pour Reheat) a fonctionné au banc en mars 1961 puis a été testé en vol, en février 1962, embarqué dans une nacelle sous le fuselage d'un Avro " Vulcan " B1 serial XA894. Mais le moteur comportait un défaut grave et dix mois plus tard le " Vulcan " Banc d'essai volant explosait et

s'embrasait au sol à Bristol lors d'un point fixe à forte puissance. L'équipage évacua sans problème. L'appareil XA894 totalisait 61 heures de vol.

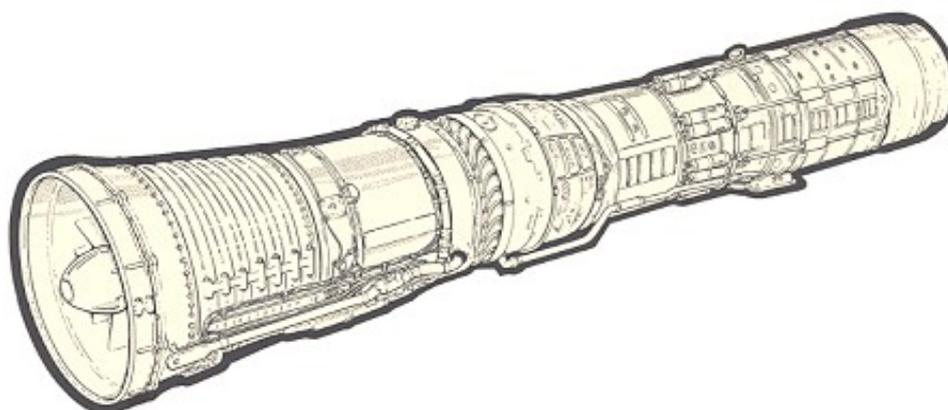
L'enquête montrera que l'arbre de liaison compresseur turbine BP était entré en résonance sous l'effet des impacts à fréquence élevée des jets d'air de refroidissement, conduisant à sa rupture. Dans les mois qui suivirent, trois nouveaux Olympus explosèrent sur leurs bancs d'essais à des régimes très différents. Le dernier accident fut particulièrement impressionnant puisque le bâtiment fut presque entièrement détruit. Le problème ne fut résolu qu'au moment où les premiers exemplaires de présérie sortaient 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 Airfix)

Codé XR219, le prototype du TSR-2 effectua 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 avait pris un risque sérieux, les réacteurs risquant d'exploser dès qu'ils fonctionnaient à plus de 97% de leur puissance.

Le prototype poursuivit des essais et atteignit Mach 1 début 1965 mais le programme est abandonné peu après son 24^{ème} vol alors qu'il totalisait 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 22R

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

De l'Olympus 593-D au Mk-610

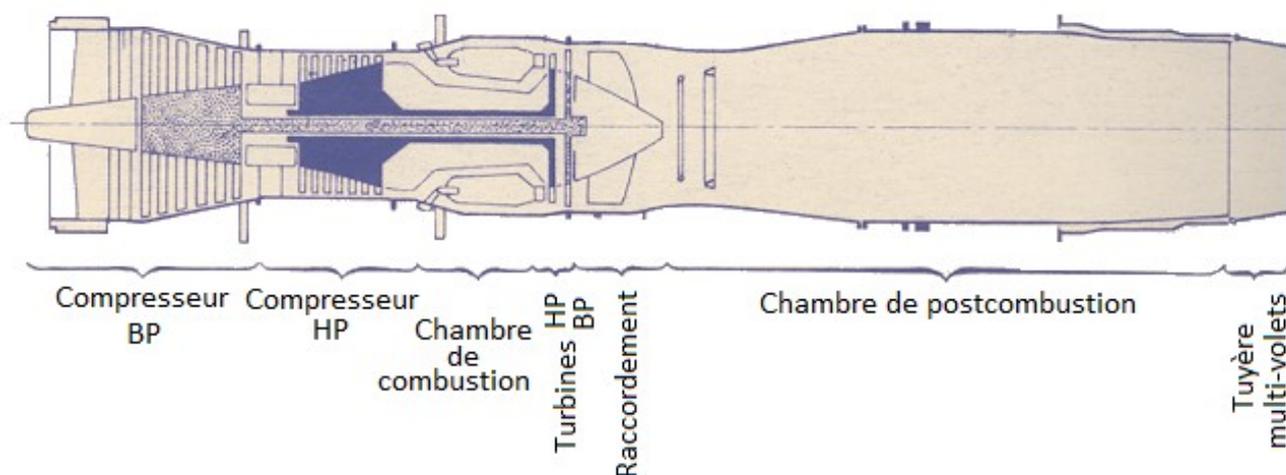
Les Olympus supersoniques civils 593 D et 593 B

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

Cette expérience initiale, qui comprenait des essais au sol derrière une entrée d'air construite en bois a permis 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.

Après avoir entrepris un grand nombre d'essais sur les compresseurs BP et HP, l'Olympus 593 D réalisa sa première rotation au banc en juillet 1964, avec quelques trois mois d'avance sur le programme. Les deux exemplaires construits effectuèrent 18 mois d'essais au banc en totalisant plus de 200 heures de fonctionnement au cours desquelles un nombre important de caractéristiques furent couverts. Ce sera 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 démontra qu'elle était en-dessous des spécifications requises pour propulser l'appareil de transport supersonique.

L'Olympus 593 B. Comme la plupart des nouveaux avions, le Concorde évolua durant sa période de conception et l'Olympus 593 D dut être remanié au niveau du débit d'air et de la poussée sans altérer le domaine de vol. Le débit d'air fut accru d'environ 10% et le 593 D devint 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% a permis 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 ont été 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 ont été 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 ont concerné le circuit de refroidissement des aubes de turbine.

Peu après le lancement du programme franco-britannique les premiers essais au banc furent menés avec des Olympus 593-1, 593-2A et 593-2B. Les versions 593-1 et 593-2A délivraient une poussée de 12 700 kg (28 000 lb) au décollage dans les conditions ISA (International Standard Atmosphere). Les 593-2B qui furent les premiers à fonctionner durant un temps limité à Mach 2 fournissaient une poussée de 14 923 kg (32 900 lb).

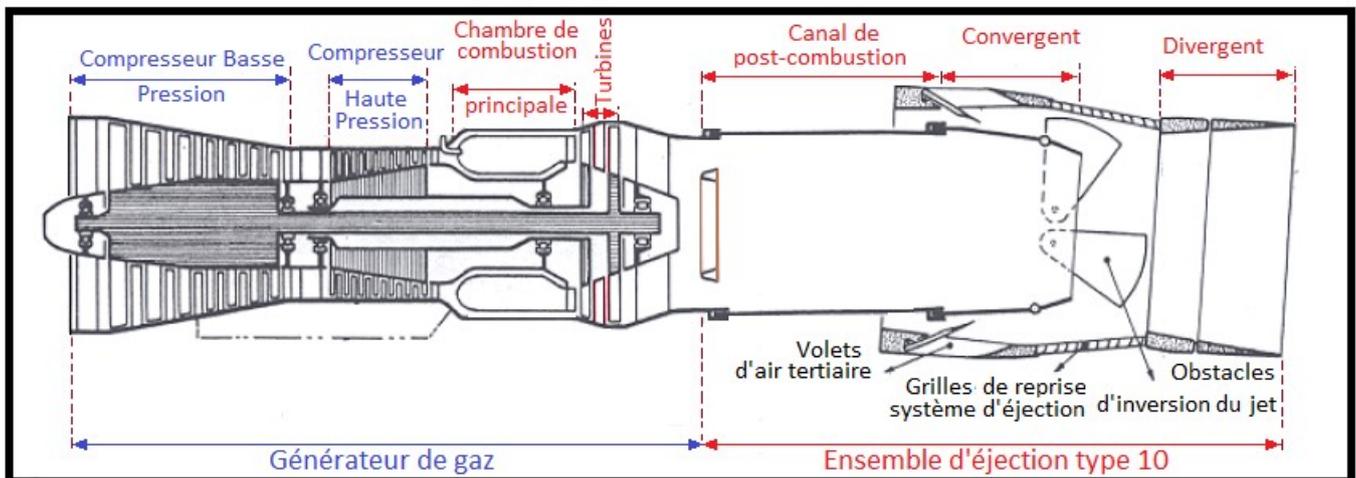
Les Olympus 593-3B qui leur ont succédés ont été les premiers à permettre un fonctionnement en régime continu à Mach 2. Dotée d'une chambre de combustion cannulaire et dépourvue du refroidissement des aubes de la turbine BP, l'Olympus 593-3B fonctionnait avec une température d'entrée turbine (TET) de 1186 °C (1460 °K) et délivrait une poussée de 17 261 kgp (38 055 lb) au décollage, en conditions ISA. Les différents standards : 593-1, 593-2A, 593-2B, 593-3B, correspondaient à des modifications mécaniques de détail du moteur prototype.

Les moteurs Olympus 593 de pré série

Une nouvelle étape dans le développement des moteurs de l'avion supersonique de transport fut 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 portait cependant sur l'habillage du moteur.

Parmi les changements les plus importants entre les versions 593-3B et 593-4 figuraient la modification de la partie frontale du propulseur, du circuit carburant ainsi que le routage des canalisations mais plus généralement une meilleure accessibilité aux composants.

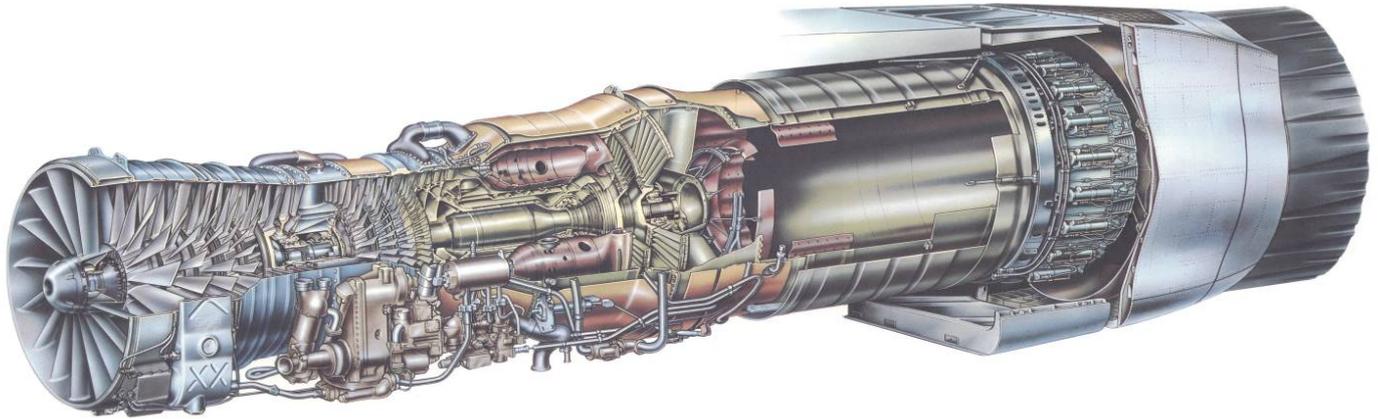
Considérablement plus léger, le circuit carburant fonctionnait à des pressions inférieures de moitié environ à celles du circuit précédent et voyait sa maintenance et ses caractéristiques d'installation améliorées. La différence principale résidait dans le remplacement de la pompe carburant haute pression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



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

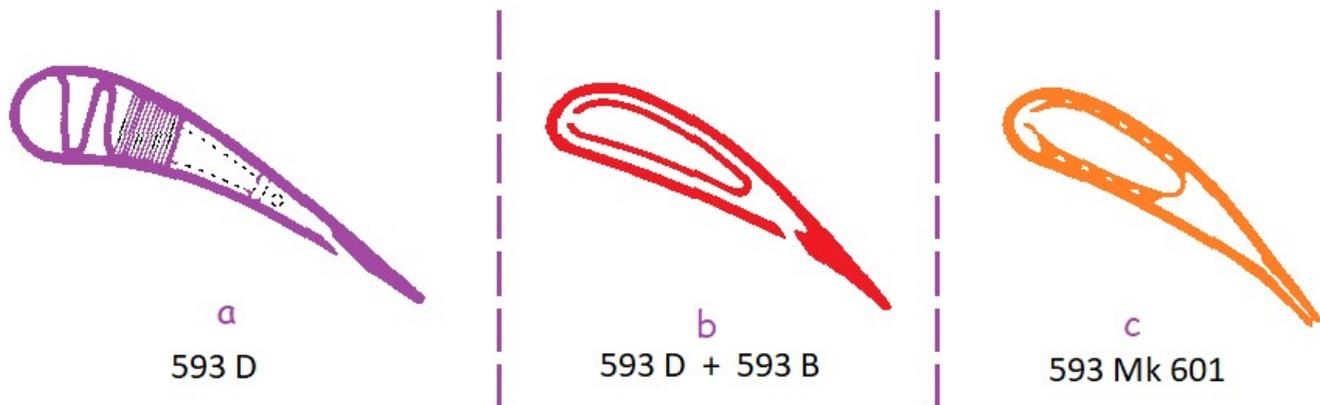
Le nouveau moteur livré aux deux avionneurs, British Aircraft Corporation et l'Aérospatiale, fut le 593-6 qui porta la désignation de Mk-601 délivrant 17 259 kgp (38 050 lbf) dans les conditions ISA. Il fut monté sur le second appareil de présérie français, le Concorde 02.

Si l'aérodynamique interne du 593-6 était identique à celle du 593-4 la majeure partie des organes et accessoires ont été remplacés soit pour des raisons de production, soit suite aux problèmes techniques découverts lors du développement soit pour gagner du poids. Ces évolutions techniques résultaient 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 avaient 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 évolué 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 permettait 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 consistait en une paroi intérieure dans laquelle de l'air de refroidissement circulait en bas et en haut. L'air s'échappait 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 passait autour de l'extérieur de la paroi jusqu'au bord de fuite où il était 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 étaient apparues : 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 affectait 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 représentait une rupture de ventilation complète du refroidissement du bord de fuite, créant des points chauds locaux et une détérioration consécutive du bord de fuite lui-même.

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

L'usinage de fentes sur le bord de fuite permettait l'évacuation de l'air dans le flux de gaz chauds, un refroidissement par convection vers le bord de fuite était ainsi assuré. S'affranchissant complètement de l'emploi du film de refroidissement cette conception offrait 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.

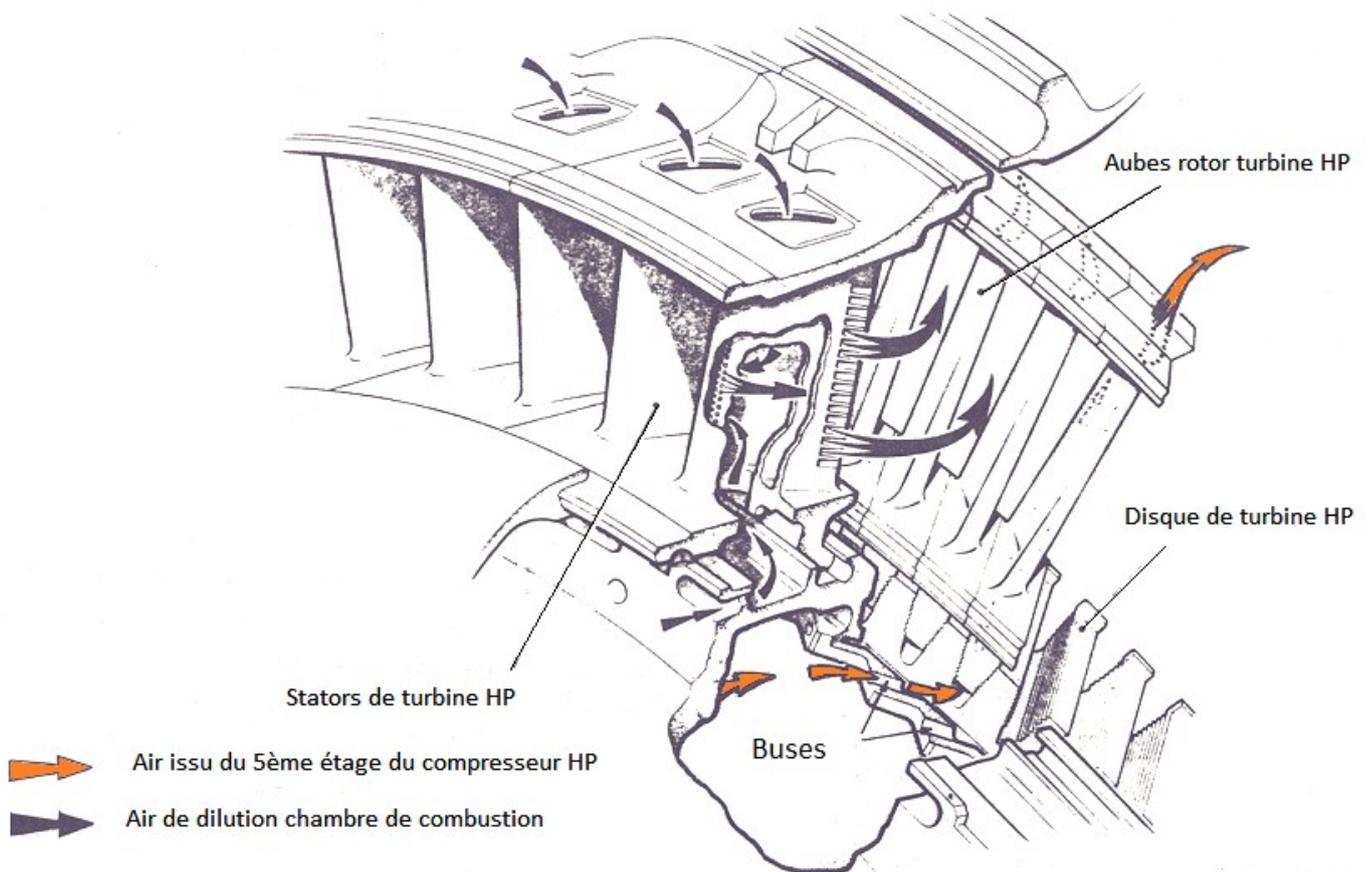


Aube de turbine HP

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

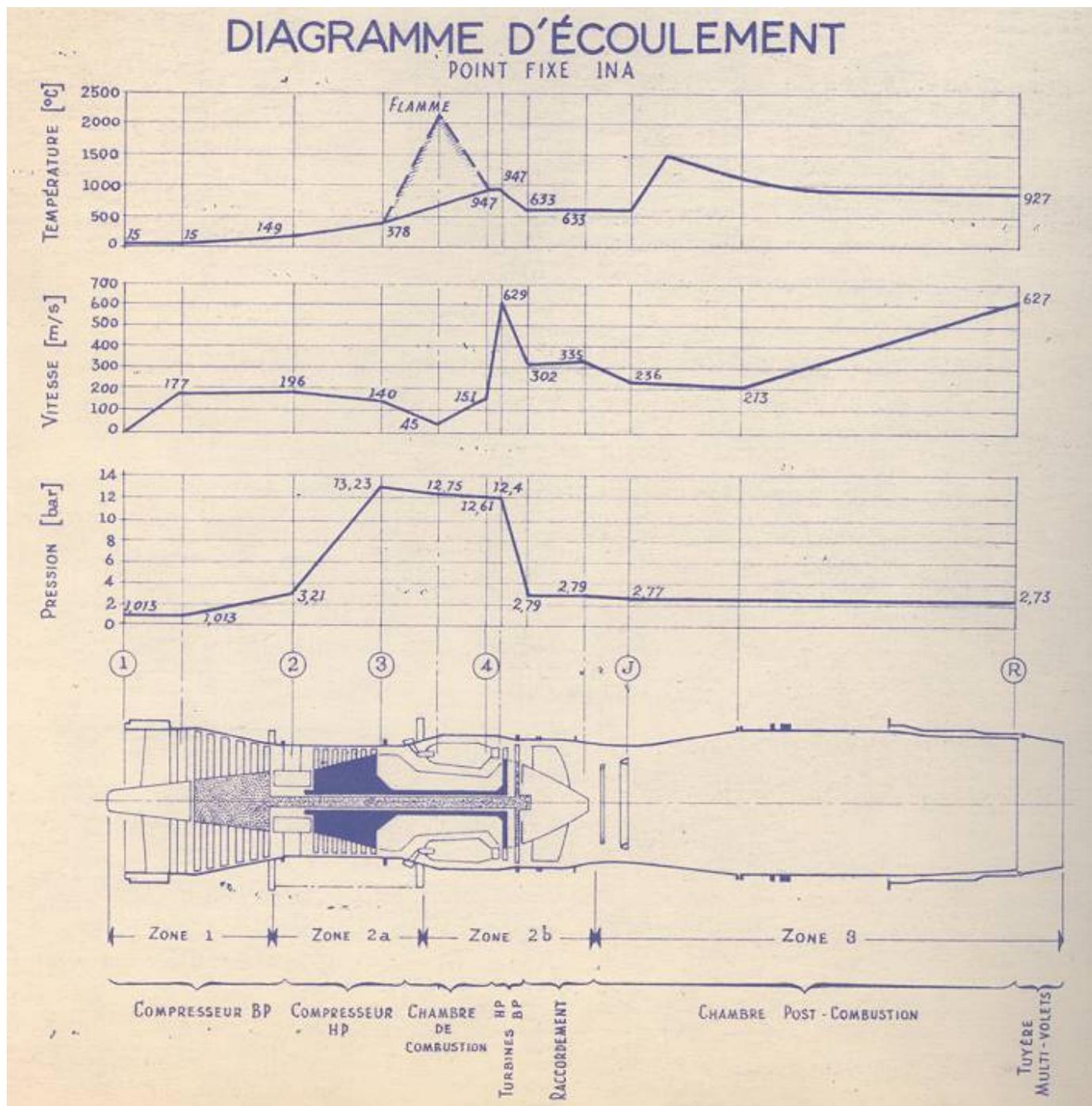
Pour refroidir les turbines HP et BP, de l'air est prélevé au niveau du 5^{ème} étage du compresseur HP puis acheminé par les bras no 1 et no 4 du carter central, vers le centre du moteur. Il s'écoule ensuite vers l'arrière par un anneau à l'intérieur de la chambre de combustion. Une partie de cet air 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 statos 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.



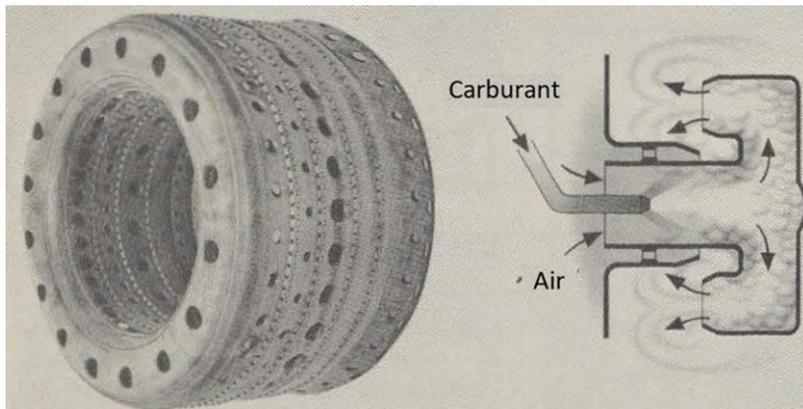
Olympus 593 B - Diagramme d'écoulement des gaz

L'Olympus Mk-602

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

- 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.
- une refonte complète de l'habillage moteur.

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



Chambre de combustion annulaire à prévaporisation (1969)

En plus de l'élimination probante des fumées noires - on a beaucoup dit, à l'époque, que "Concorde fumait comme une locomotive" -, la nouvelle chambre conçue par la SNECMA, réduisait les pertes de charge ce qui améliorait la consommation spécifique et offrait une marge pour de futures évolutions. Les essais au banc ont démontré que la quantité de fumée émise était inférieure à la moitié de la quantité spécifiée. En pratique, il ne subsistait plus qu'une brume de chaleur.

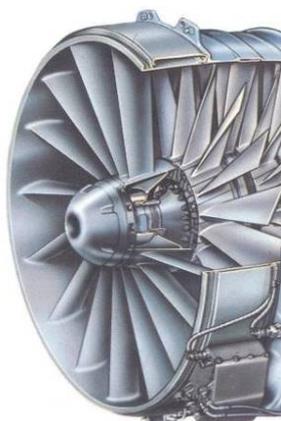
Le nouveau dessin des deux premiers étages du compresseur BP a permis d'accroître le débit d'air d'environ 5%. L'Olympus 593 Mk-602 a ainsi atteint les 17 261 kgp (38 055 lbf) avec une TET de 1410 °K (1136 °C) ou 50°K en-dessous des moteurs d'alors. Au total, 30 exemplaires de ce moteur ont été construits.

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

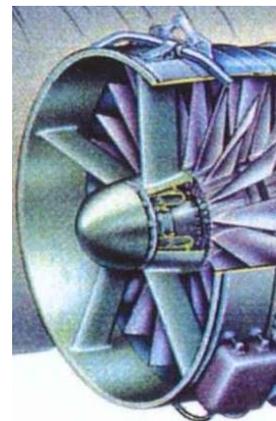
Au niveau dimensions, de bride-à-bride, le moteur mesurait 3 m 75 de longueur et 1 m 21 de diamètre maximum. Plus léger d'une centaine de kilos par rapport à l'Olympus 593-3B, le Mk-602, à nu et pour le moteur sec, pesait 2627 kg (5793 lb) et pourvu uniquement de ses accessoires, 2637 kg (5814 lb).

Roue directrice d'entrée (RDE)

Les 17 aubes de la roue directrice d'entrée, montées sur les versions 593-3B et Mk-601, ont été supprimées sur le Mk-602 et remplacées par un nouveau carter à cinq bras 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

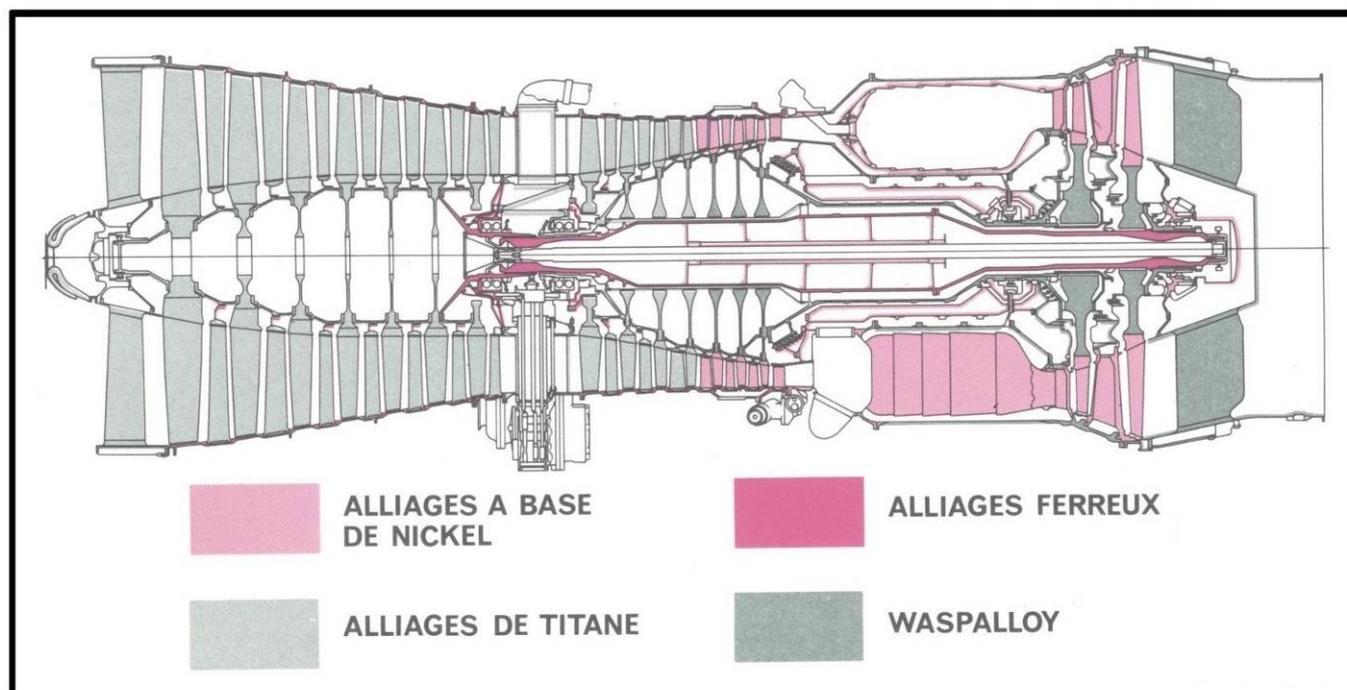
La suppression de la RDE a amélioré la marge de puissance au décollage, réduit la masse de 18 et 22 kg et simplifié la production. Si l'écoulement turbulent causé par le dispositif précédent est éliminé, cela a cependant nécessité la modification des deux premiers étages du compresseur BP de manière 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 monoétagée. 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 ont été 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 étaient fabriqués à partir d'alliages de titane, l'IMI 685, choisit en raison de sa tenue à haute température et aux criques.

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, étaient 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

Le Waspalloy était 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 employait 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 était employé pour les aubes de turbine et les stators. Les carters monobloc du compresseur étaient réalisés à partir d'un alliage d'acier, le Jet Head.

La fonderie d'alliages base nickel était employée pour les aubes de turbine HP et BP du fait de leurs propriétés de tenue aux criques à haute température. De même, ils étaient 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 était équipé d'une turbine à aubes refroidies mais réalisée à partir d'alliages de nickel forgés.

Changement majeur

Le changement le plus notable apporté sur la version Mk-602 fut 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 comportaient 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 était que le Concorde nécessitait pour le démarrage la présence d'un groupe de parc électropneumatique.

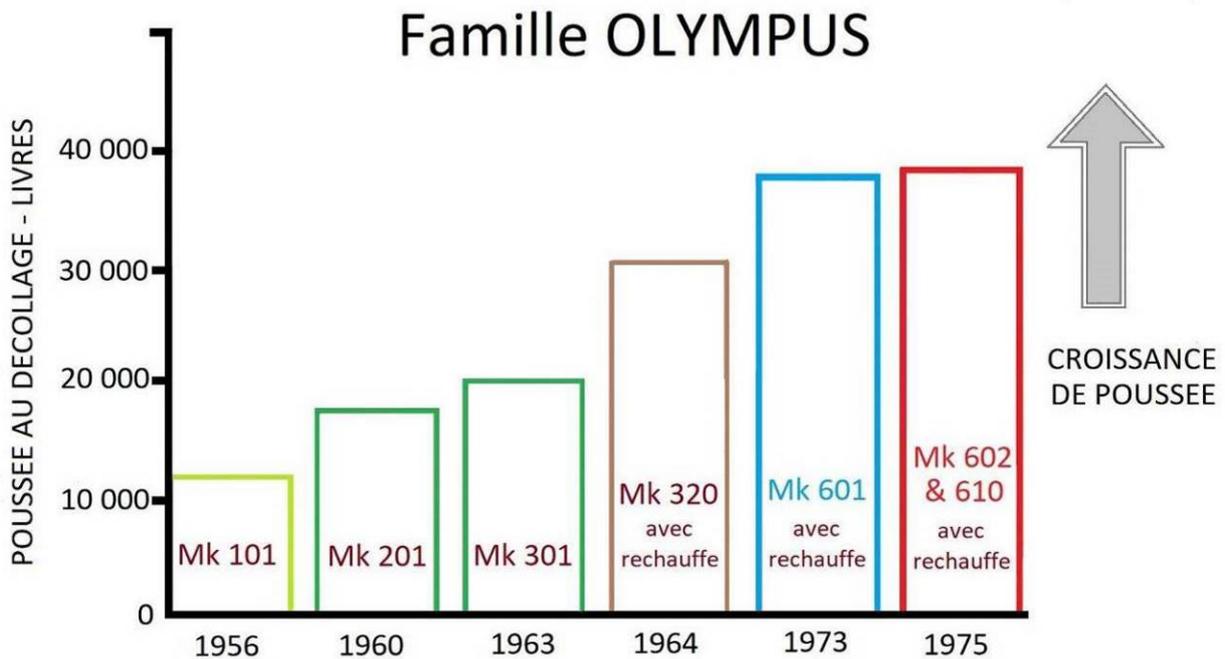
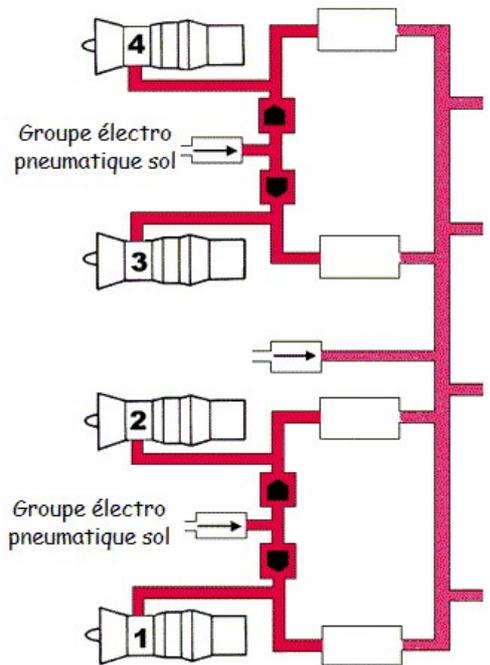
Cette architecture rendait la mise en route des Olympus particulière. Un groupe de parc au sol était utilisé pour le démarrage des réacteurs n°2 et n°3. Pendant la procédure de refoulement, le " push back ", le mécanicien navigant terminait la mise en route du réacteur n°4 à droite en utilisant la pression 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 avait pas d'intercommunication entre les deux ailes.

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

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

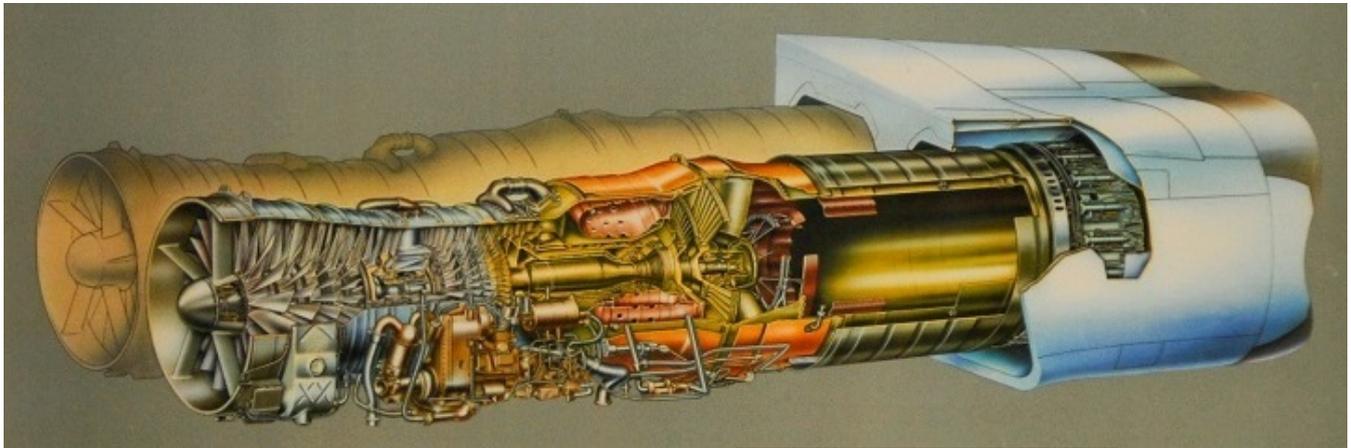
Cette double fonction sécurisante présentait, en pratique, des inconvénients du fait de leur poids et complexité.

Sur chaque Olympus 593 Mk-602 le dispositif de démarrage en secours était 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.



Le moteur de série Mk-610

Certifié en fin d'année 1975 et très proche du moteur 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 a bénéficié des toutes dernières modifications de la chambre annulaire de combustion. Les améliorations en résultant permettaient 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 %.



Ecorché de l'Olympus 593 Mk-610. Il offrait 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 fan, 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 sans coup férir 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 (l)	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 (O 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)

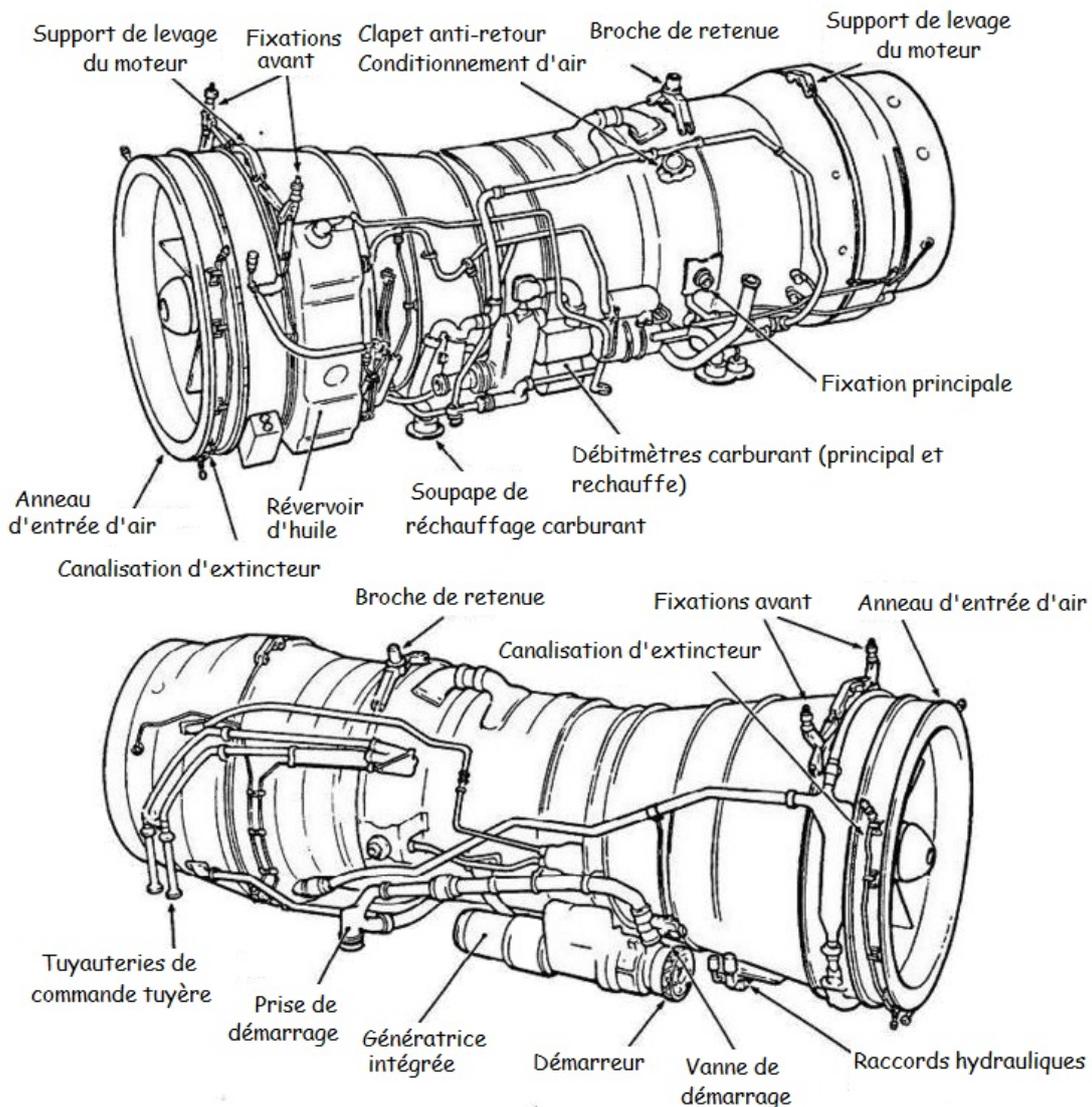
Maintenance

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 de limite 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. Chaque moteur a été conçu pour effectuer 25 000 heures, cependant les aubes de turbine et de compresseur étaient remplacées toutes les 10 000 heures. Avec une équipe de techniciens expérimentés, l'échange d'un moteur demandait 1 heure et 50 minutes.



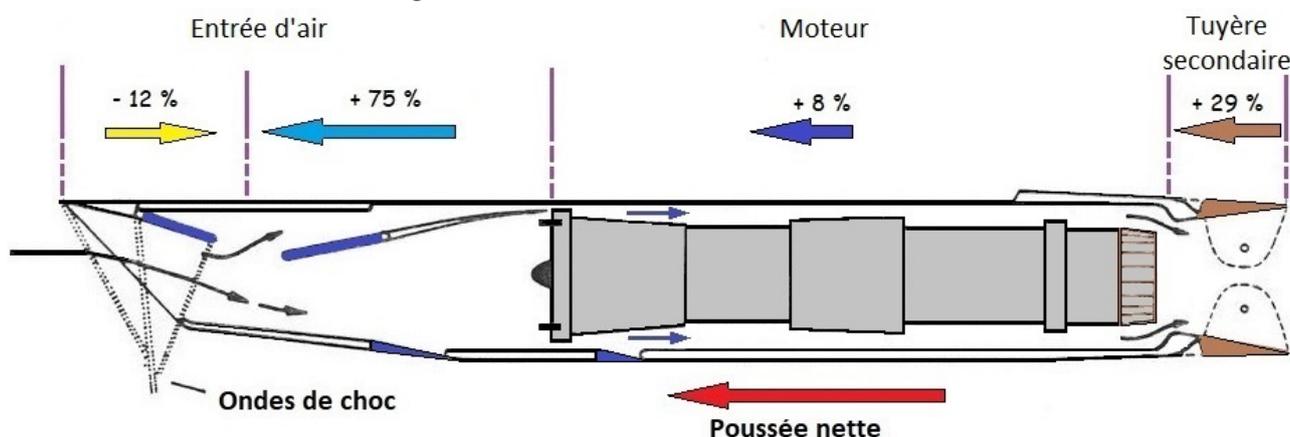
Olympus 593 Mk 610 - Vue Générale du moteur sec

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 comportait 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.

Conçues par la British Aircraft Corporation, les moteurs étaient regroupés, deux par deux dans deux nacelles rectangulaires plaquées sous voilure, juste à l'extérieur de la voie du train principal, pour qu'ils soient ainsi peu éloignés de l'axe de l'avion. Cette disposition avait pour but de diminuer au maximum tout départ en dérapage en cas de panne d'un des moteurs.

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 étaient un léger surcroît de masse et de traînée.



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.

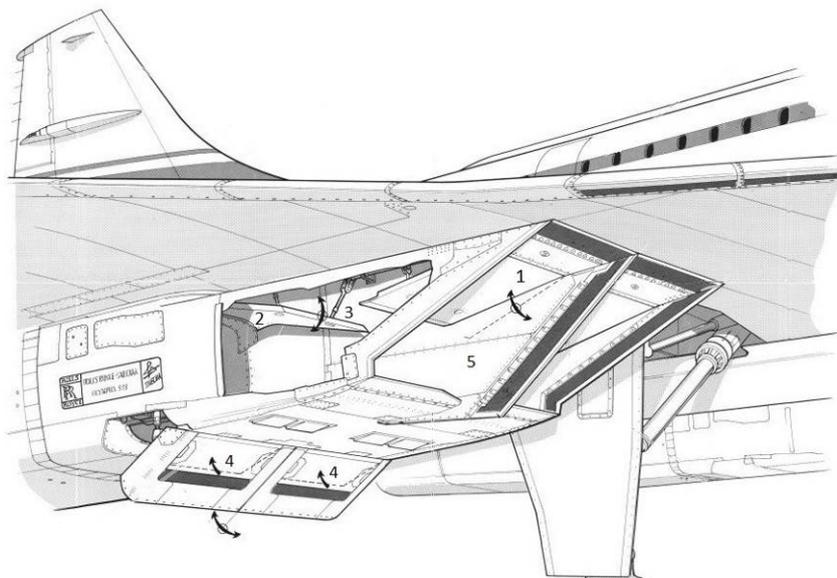
Constitution. L'entrée d'air bidimensionnelle comporte :

- 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 générerait 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 ailaire.

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.

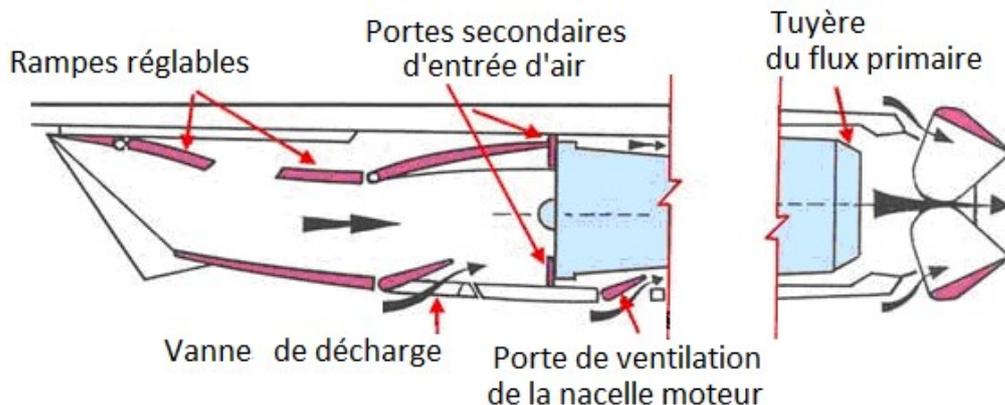
Les quatre portes secondaires ou anti-feu se ferment pour éviter un flux inverse dans l'entrée d'air. Vers une vitesse d'environ 370 km/h, ces quatre portes sont ouvertes pour assurer la ventilation du compartiment moteur. La porte de décharge basculante commence à se fermer durant la montée, réduisant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

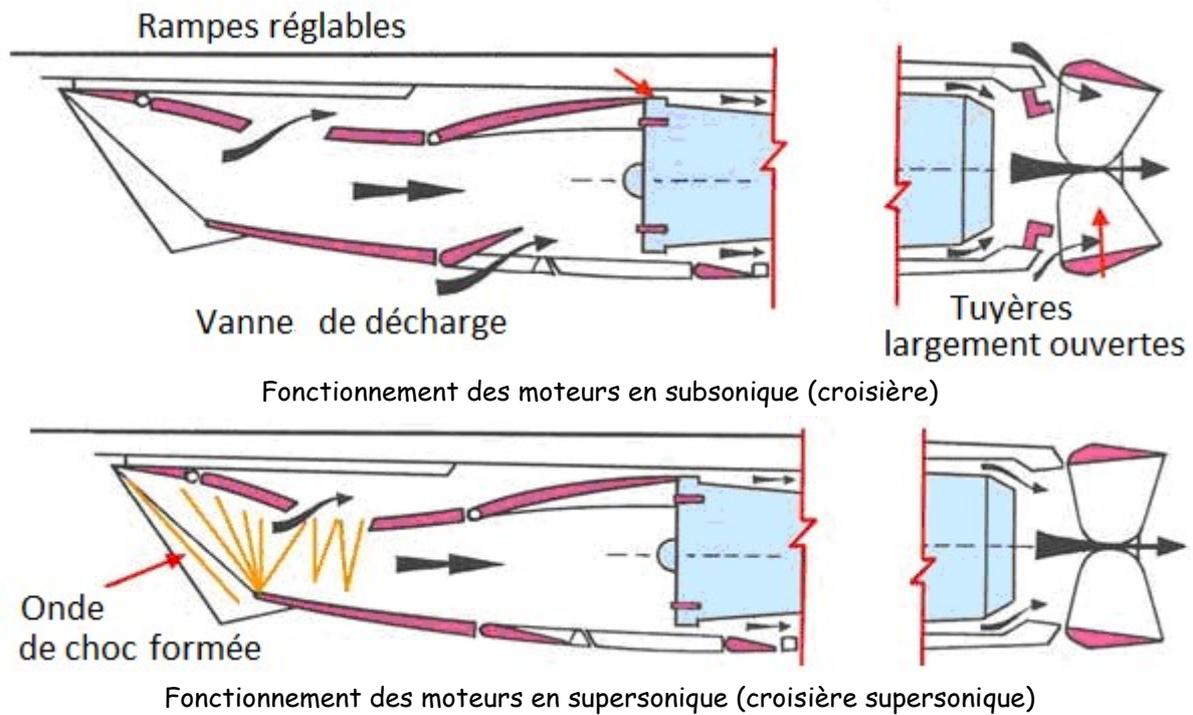
Les quatre portes secondaires, qui s'ouvrent au décollage, sont fermées, et le compartiment moteur est ventilé sur toute sa longueur par l'air aspiré au niveau de la gorge d'entrée.

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)



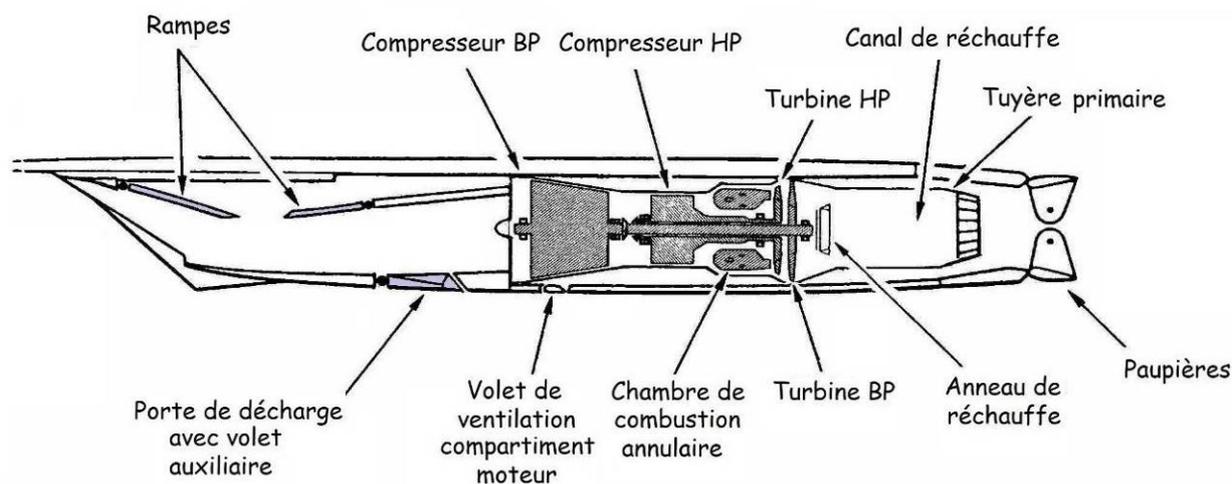
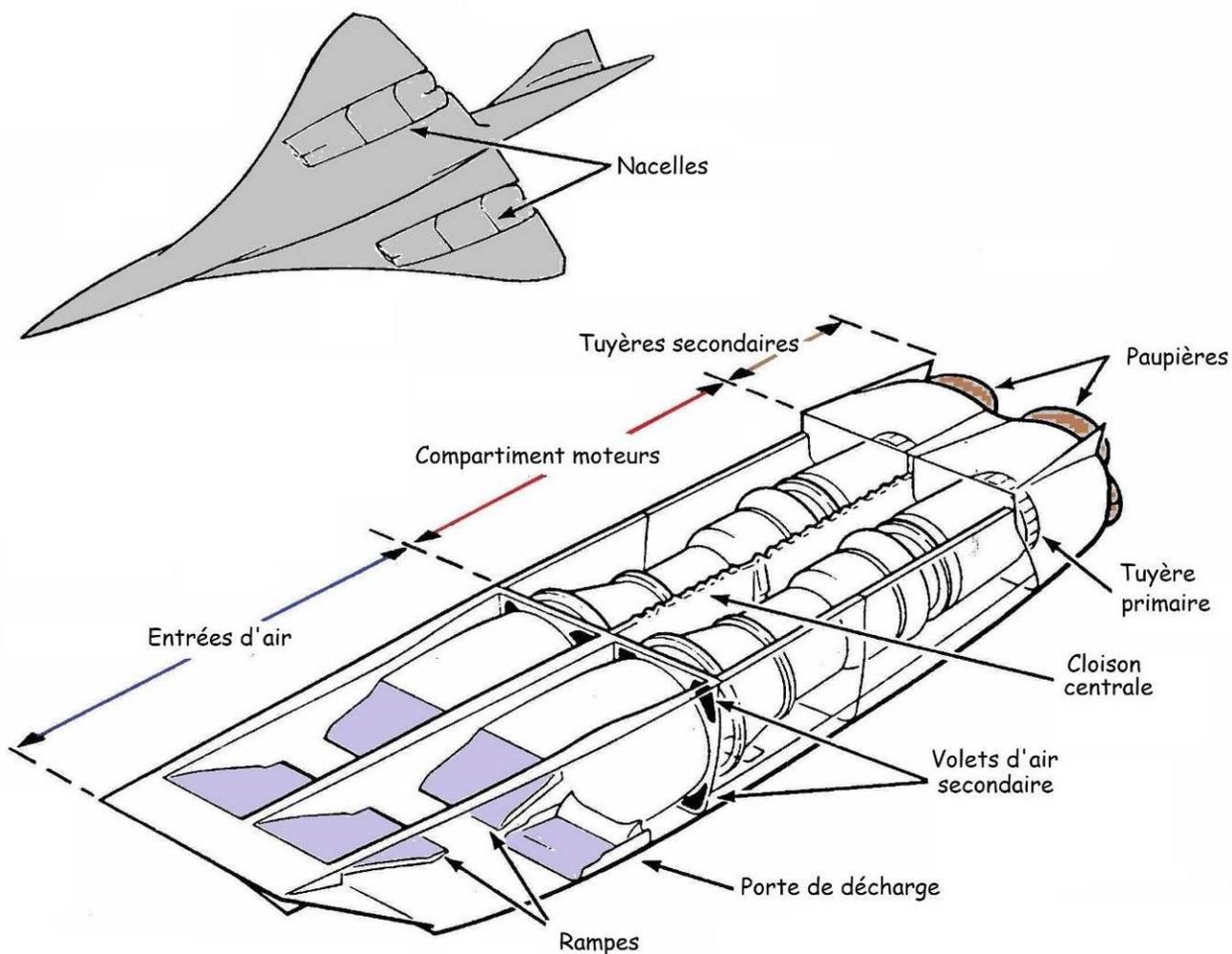
Commencés en janvier 1971, les essais spécifiques de l'entrée d'air sur le premier prototype du Concorde ont consisté, à différents nombres de Mach, à appliquer du dérapage, réaliser des rendus de main et des transitoires rapides afin de déterminer les limites de tolérance. Souvent cela s'est traduit par des pompages sévères des moteurs. Du fait de l'emploi de calculateurs analogiques, les essais étaient 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 auront été 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°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.

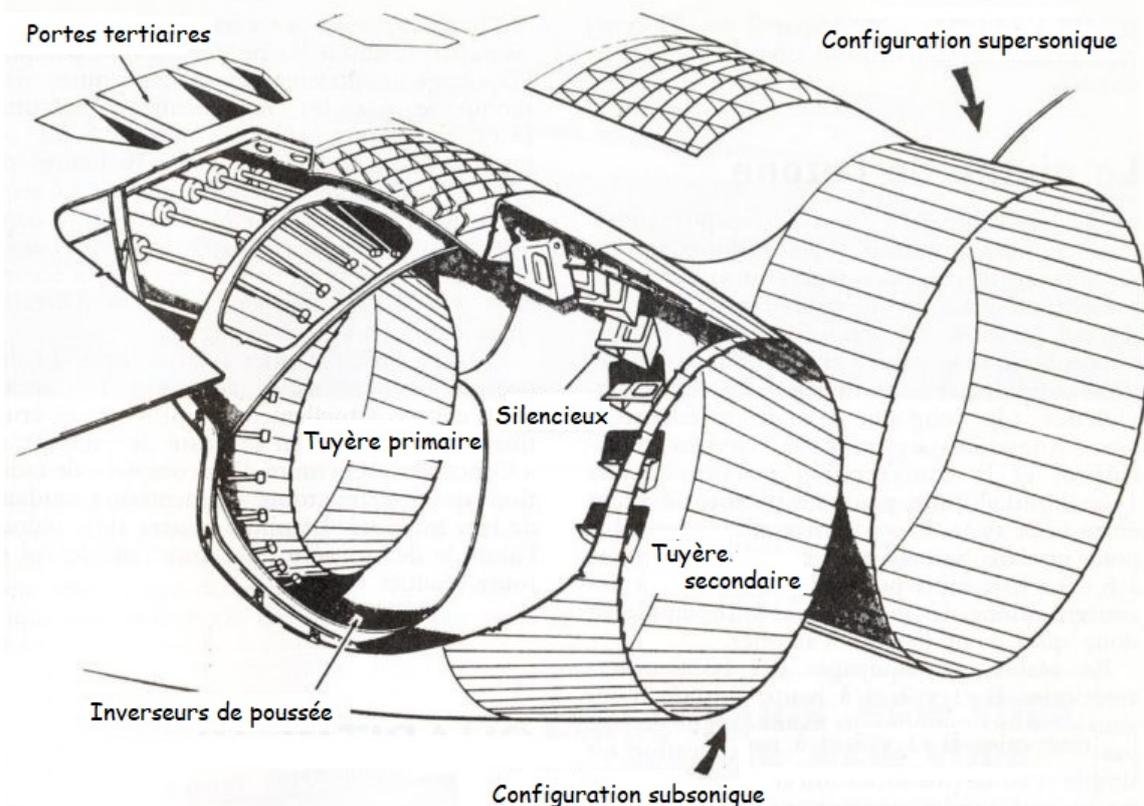
Chaque nacelle comprend deux entrées d'air à géométrie variable dotées de rampes mobiles actionnées hydrauliquement et deux compartiments moteurs prolongés par les structures support de tuyères. L'entrée d'air est en alliage d'aluminium avec bords d'attaque en acier. Les compartiments moteurs sont séparés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

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 comportait de multiples fonctions : variation de la section de tuyère (ou géométrie variable), postcombustion, freinage 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. Les deux premières versions comportaient 20 volets interconnectés fixés à l'arrière de la section divergente. A l'intérieur de cette partie, juste en avant des volets, étaient placés les 10 vérins pneumatiques des lobes silencieux escamotables pivotant radialement dans le divergent. La contre-poussée était d'environ 35 à 45 %.

La réduction de bruit au sol, et à basse altitude, sur le type 28 était assurée par les paupières de l'inverseur de poussée. La tuyère type 10 a volé pendant environ deux ans sur les deux prototypes 001 et 002 du Concorde. Les 30 ensembles d'éjection de type 10 construits ont totalisé 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 était de 1 000 heures.



La tuyère circulaire type 10 de construction traditionnelle et lourde

L'ensemble d'éjection type 11. Cette version similaire à la précédente avait été redessinée afin de réduire la traînée en vol supersonique. Ce nettoyage aérodynamique permettait d'ajouter 907 kg (2000 lb) supplémentaire de charge marchande sur l'avion supersonique. De technologie nouvelle, elle était 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 (Stresskin, 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 ont été livrés aux avionneurs en février 1971 pour une installation sur les deux Concorde 01 et 02 de Prendre l'air Hors-Série N°1 - Janvier 2020

pré série. D'une conception technologique différente de la version 10 (sa structure est presque entièrement soudée par points), elle assurait, en particulier, une maintenance plus aisée en permettant le démontage modulaire.

Sélectionné en février 1966, l'ensemble d'éjection type 11 qui tourna au banc en février 1970 avec un Olympus 593-3B fut 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, étaient dotés d'une section de sortie à géométrie variable et d'une tuyère convergente-divergente. Tous deux possédaient des obstacles (parfois appelés " pièges à loups ") 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 couvraient 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 réunissait 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 conduisait 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.

Généralisant un gain de masse de 320 kg, la tuyère fut définitivement adoptée en mars 1970. La contre-poussée était d'environ 30 %. La tuyère mesurait environ 1 m de diamètre et 2,50 m de longueur et pesait environ 1450 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% -, ont été supprimés ainsi que les panneaux d'air tertiaire. Ils ont été remplacés par des silencieux à pelles. Introduites dans le jet primaire, les pelles escamotables avaient pour but de le perturber en partie et d'accélérer sa dilution avec l'air secondaire.

Les paupières assuraient 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



défecteurs placés sur les paupières avaient 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.

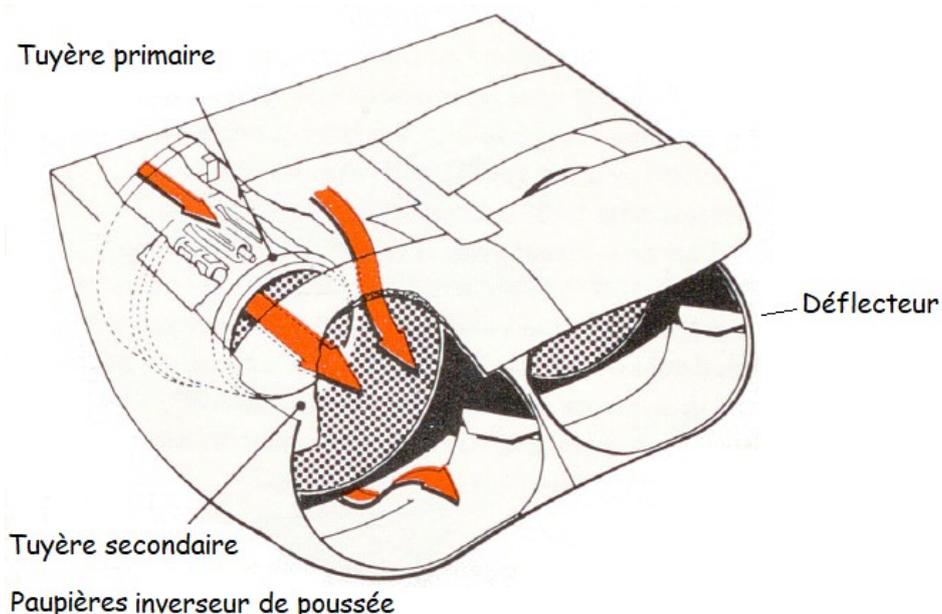
La désignation officielle de cette tuyère comme type 28 venait du fait que chaque tuyère secondaire était intégrée dans une structure monobloc pour chaque couple de moteurs. Si le motoriste avait suivi la nomenclature précédente, d'un ensemble d'éjection par moteur, la tuyère aval aurait été désignée type 14. Il y eut les types 12 et 13 mais rapidement abandonnés. Aussi, la structure monobloc était 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 était désormais limitée au sol ; son utilisation en vol sur les moteurs internes des deux prototypes 001 et 002 du Concorde n'avait pas été retenue pour la série car l'avion descendait naturellement assez vite sans le dispositif.

Cette nouvelle architecture, réalisant la double fonction d'inversion de poussée et de tuyère à section variable, offrait 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 faisait appel à un emploi massif de panneaux en matériaux nida en acier soudé. Le gain de masse apporté par cette technologie permettait d'augmenter la charge marchande de l'appareil, de 998 kg (2200 lb) à 1406 kg (3100 lb) sur un vol transatlantique.

Au final, la nouvelle tuyère 14-28 améliorait 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.

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 : elles se rejoignent lorsque les paupières sont fermées.

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.

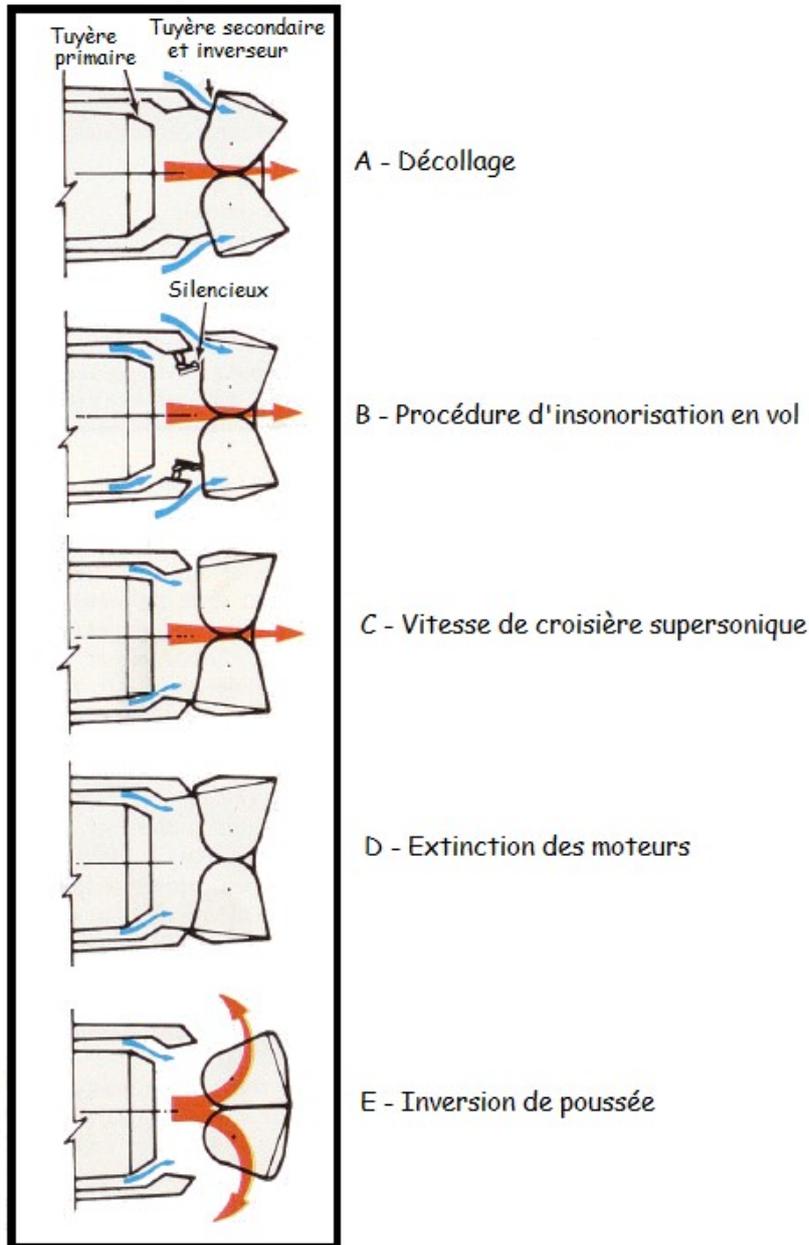
La nouvelle configuration, dans laquelle deux fonctions - inversion de poussée et section de tuyère variable - étaient combinées était également moins complexe, plus fiable et plus facile d'entretien que les deux premiers modèles. Au niveau des matériaux, les cloisons latérale et centrale de la TRA étaient réalisées en

Stresskin ; 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.

Les matériaux utilisés pour les paupières de l'inverseur (masse 75 kg) sont une combinaison de Stresskin pour les panneaux de revêtement interne et externe, boucliers thermiques ; d'alliages de nickel (Inco 718) pour les ferrures, supports de paliers, supprimeurs de bruit à pelle et de Waspalloy pour les déflecteurs de gaz.

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 (Reverse) avec fermeture des paupières à 73°. C'était l'un des rares avions à utiliser les inverseurs en vol lors de la phase de retour en subsonique.

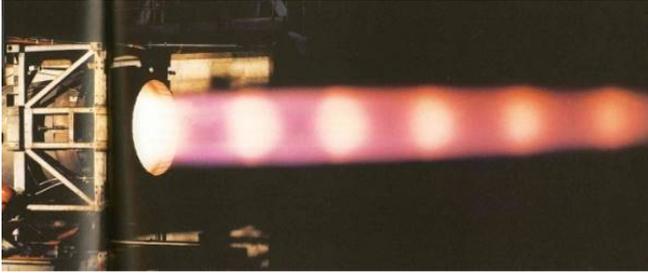


Configurations de vol

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).

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, était 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'était une révolution car seuls les avions militaires utilisaient 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 fut 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 soldait par un gain

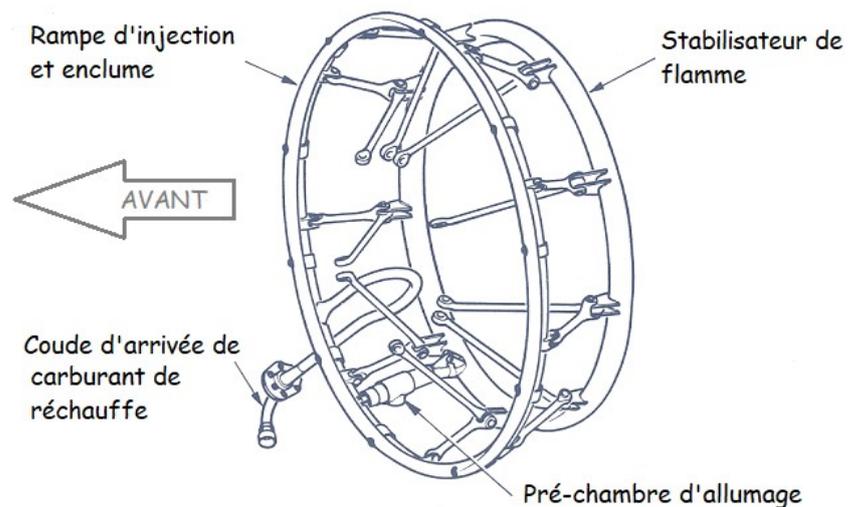


de temps et un gain de consommation en carburant pour l'appareil. Aussi fut-il admis d'utiliser également la rechauffe en accélération transsonique pendant environ quinze minutes.

de temps et un gain de consommation en carburant pour l'appareil. Aussi fut-il admis d'utiliser également la rechauffe en accélération transsonique pendant environ quinze minutes.

Au cours du développement, le système de rechauffe, a connu deux évolutions majeures avec un taux passant de 9 à 18 %. Cet apport de poussée qui a pu se faire 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 accroissait la poussée du moteur d'un taux de 9%. Le dispositif était simple, du type allumage-coupure, basé sur un système mécanique à un seul anneau accroche-flammes pulvérisant du carburant à contre-courant. Il était monté sur les supports du diffuseur puis sur le cône central et fonctionnait en conjonction avec la section variable de la tuyère primaire.



Dispositif de postcombustion du moteur de série

Au début des années 1970, lorsqu'il a fallu porter le taux de PC à 18% au décollage et 15% en accélération transsonique, le circuit de contrôle devint plus complexe et prenait en compte l'expérience acquise sur les moteurs Atar 9. Situé en amont de la chambre de réchauffe, le dispositif (dénommé type 7) comprenait essentiellement une seule rampe d'injection à enclume profilée (diamètre 650 mm), un stabilisateur de flamme de faible maître couple (diamètre 570 mm) avec petits bras, une chemise anti-screech au niveau du stabilisateur de flamme, un régulateur carburant et une électronique de commande et régulation. L'allumage était réalisé grâce à une pré-chambre avec bougie à haute énergie, sa détection étant assurée par une sonde à ionisation et un manoccontact sensible à la pression entre l'entrée et la sortie du canal PC.

Principalement, le système commandant le débit carburant PC qui dépendait de celui du moteur sec et des phases de vol (décollage et accélération transsonique) était basé sur plusieurs paramètres moteur tels que la température d'entrée turbine et la vitesse de rotation du compresseur BP au lieu de la seule section de tuyère comme c'était le cas sur les premiers moteurs.

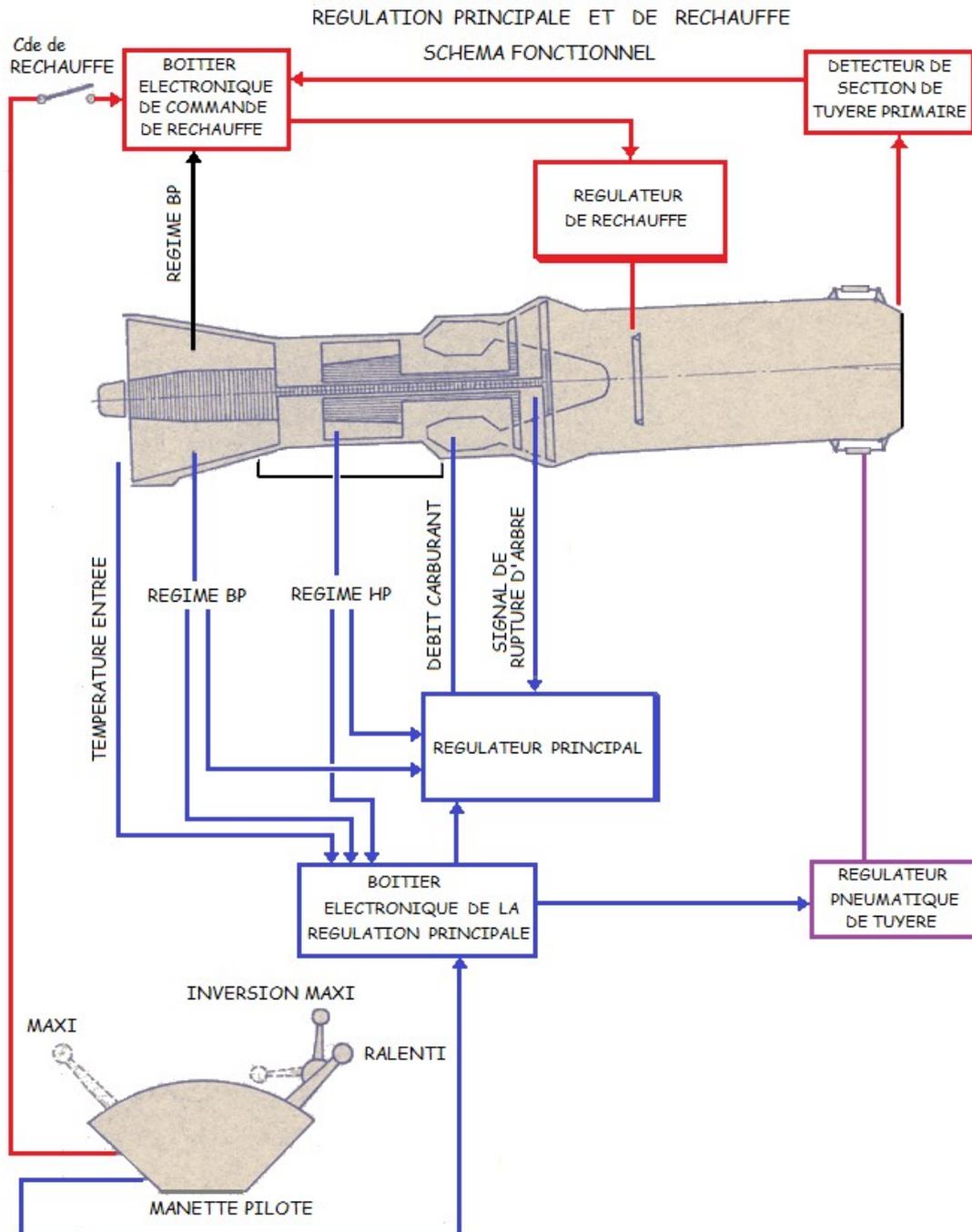
Un boîtier électronique de technologie analogique conçu par Elecma assurait le déroulement des diverses séquences de fonctionnement de la rechauffe : sélection, allumage, détection, régulation, arrêt. Le débit

optimal de carburant, était déterminé en fonction des conditions de vol (température-pression), de fonctionnement du moteur sec (débit, régime) et du taux de rechauffe désiré.

Le pilote avait à sa disposition une commande de gaz unique pour chaque moteur depuis le ralenti jusqu'au plein gaz. L'activation des quatre rechauffes, une par moteur, s'effectuait à l'aide de quatre sélecteurs " Marche/Arrêt " situés sur le boîtier des manettes de gaz. En postcombustion, le Concorde ne tenant pas ses freins au décollage, les manettes de gaz étaient placées sur plein gaz puis, après le lâcher des freins, le pilote commandait les PC des quatre réacteurs.

Il est à noter que les rechauffes n'étaient pas modulables et que si elles n'avaient plus à être utilisées au-delà de Mach 1,7, il n'était toutefois pas interdit de s'en servir.

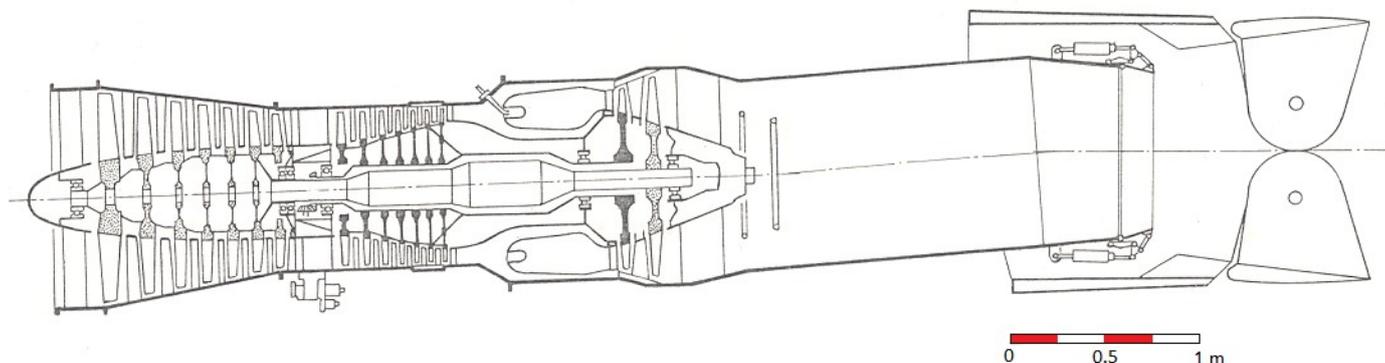
En cas de non allumage de la rechauffe d'un des quatre moteurs, en poussant la manette de gaz, les trois autres Olympus pouvaient fournir un taux de postcombustion augmenté (20%) ou emergency rating.



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

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 a proposé des versions de l'Olympus 593, avec ou sans rechauffe, consommant moins de carburant, plus puissantes et plus silencieuses.

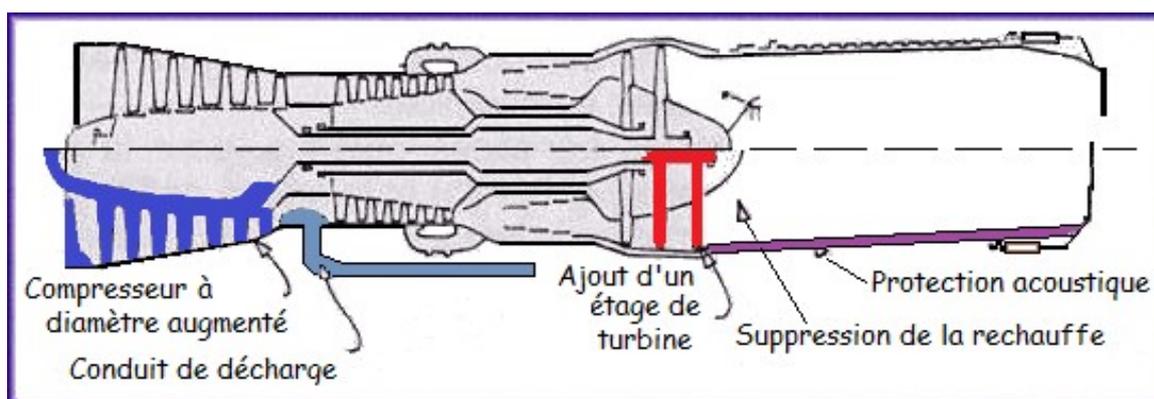


Olympus 593 Mk-610 - Coupe longitudinale

Dénommée Olympus Mk 622, une première version qui a été étudiée offrait 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 était 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 a été construit et testé au banc.

Cette version ne nécessitait que des modifications mineures de la nacelle et était 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 était nettement plus faible, et du fait de la poussée supérieure l'angle de montée de l'avion était 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 % a été envisagée. La poussée était accrue de 12,3 % en croisière supersonique à Mach 2 et de 25,9 % en haut subsonique.



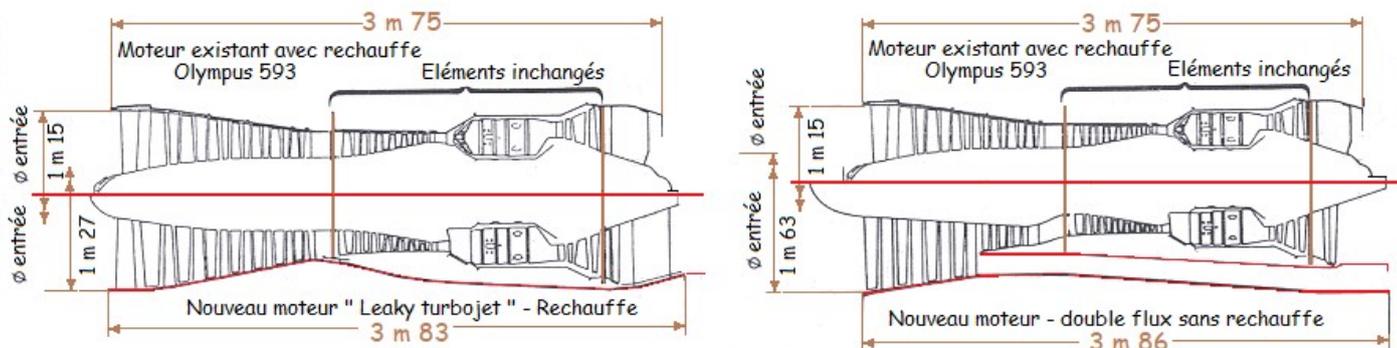
Olympus 593 amélioré Mk-610 + 25 %

Physiquement, les modifications envisagées consistaient 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 traduisait par une augmentation du débit d'air qui atteignait 25% pendant la phase de décollage et 35% pendant l'approche. Les gains de poussée ainsi obtenus lors des décollages et aux vitesses transsoniques permettaient 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 consistait 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 ont également été étudiés. Le premier concernait 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 restaient 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, coté gauche, une solution à faible taux de dilution (0.1/1) toujours dotée de rechauffe et, coté 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

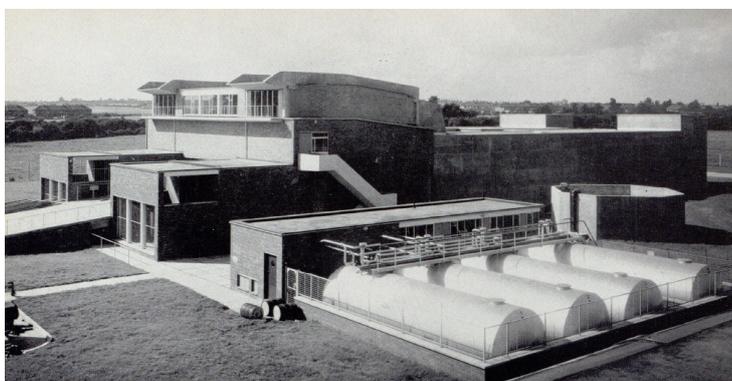
Quels bancs pour quels essais ?

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)

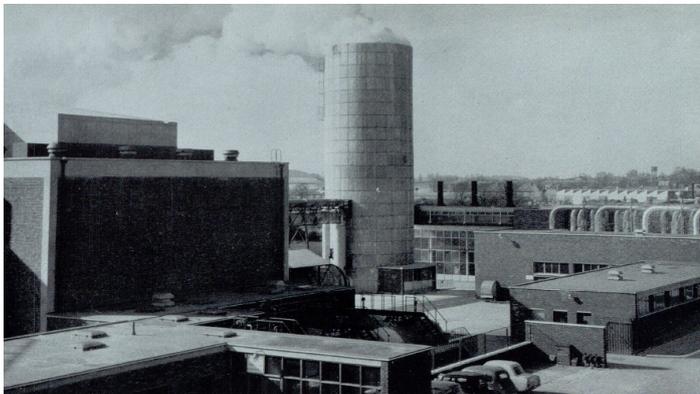
Pour ce réchauffage, on utilise un Olympus Mk 300. Cette installation permet de simuler, en température et en pression, la gamme complète des conditions de vol de Concorde jusqu'à Mach 2.2 et 18 300 m. Cela, parce qu'en dépit de son enveloppe de vol très étendue, Concorde voit sa plage de pression d'entrée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

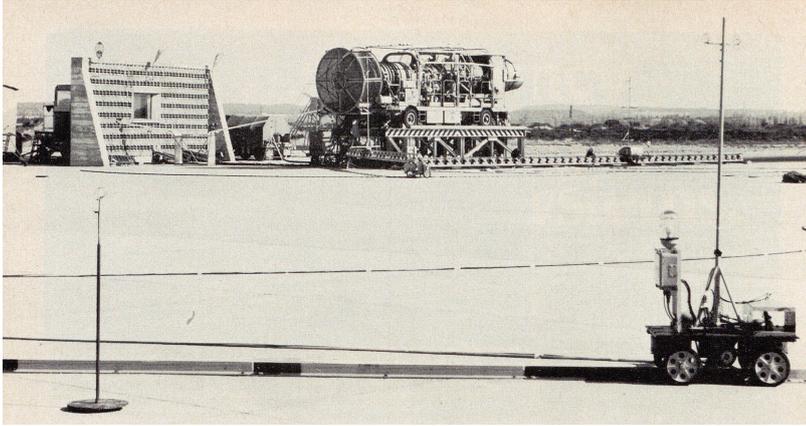
Ce banc a également entrepris des essais de compatibilité du moteur avec des sas en anneaux de nids d'abeille montés dans la manche d'entrée d'air. Différentes grilles de ce genre permettent de répondre aux conditions de distorsion de l'écoulement en amont du réacteur correspondant à divers régimes de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

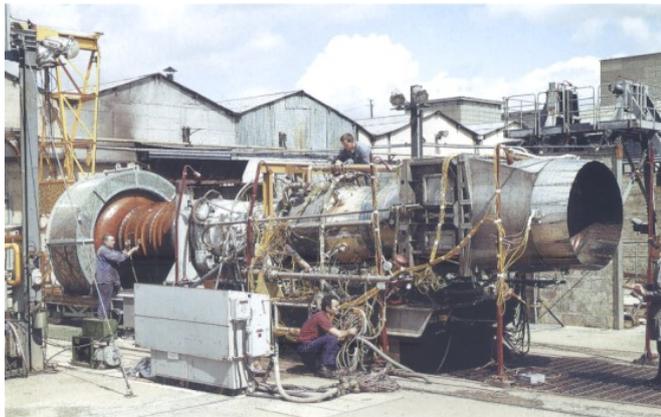


Banc RM3

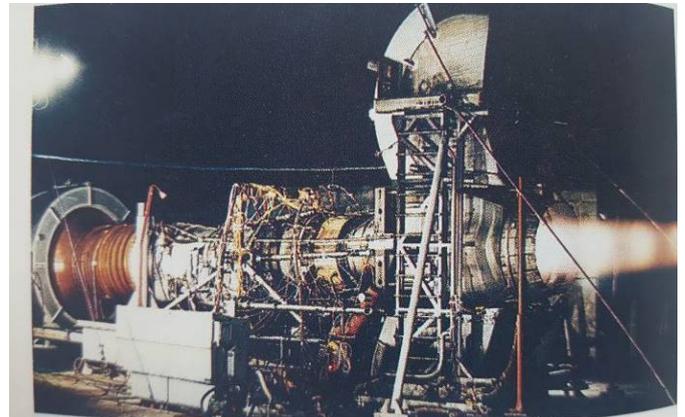
Ce banc permet de mesurer le bruit à l'aide d'un microphone monté sur un chariot se déplaçant parallèlement au moteur en essai. Le bruit généré par le compresseur est mesuré le long d'un angle de 9 m 15 (30 ft) centré sur l'entrée d'air. La surface pratique du dispositif acoustique mesure 122 m (400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

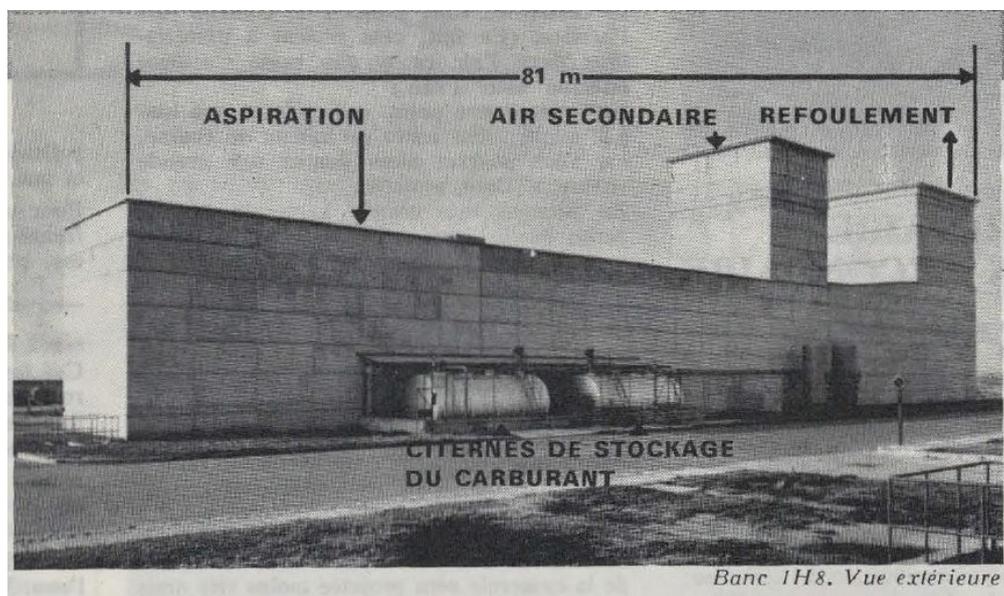
Le banc 1H8 sera mis en service en 1965 avec tout l'équipement de reprise de gaz en inversion de jet (reverse).

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 1H7, Il est complété par d'autres chaînes de mesures, spécialisées dans les acquisitions rapides (cadences élevées), "transitoires" et "dynamiques" (mesures vibratoires).

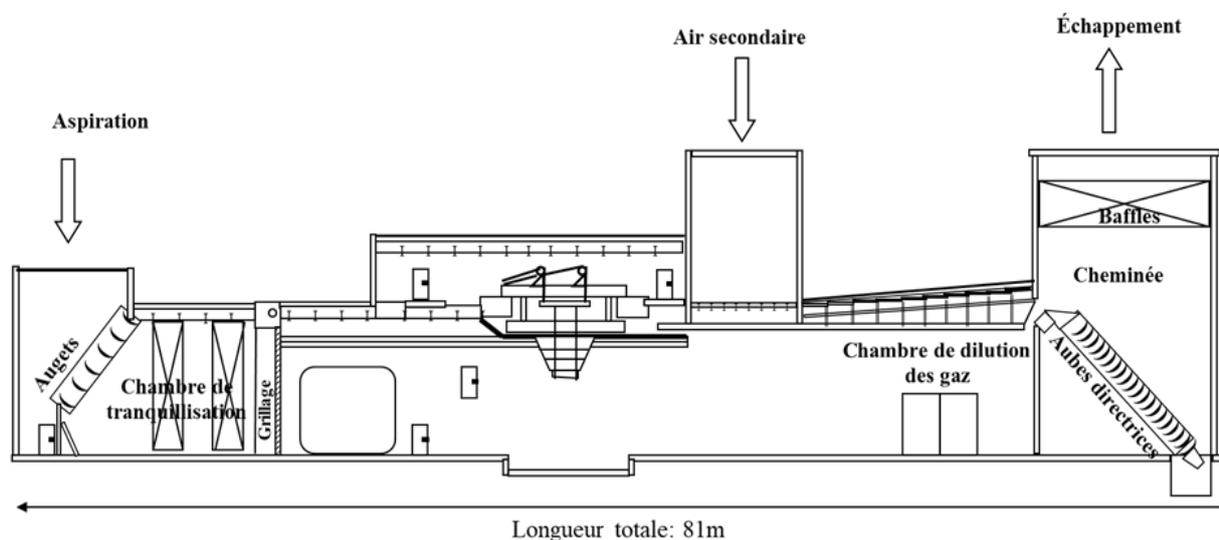
Le RAM, dans cette première version, a une capacité de l'ordre de 600 mesures, bien supérieure aux 150 mesures des systèmes classiques, "manuels". Toutes ces mesures sont horodatées, sur la base d'une même horloge distribuée "temps IRIG".



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.

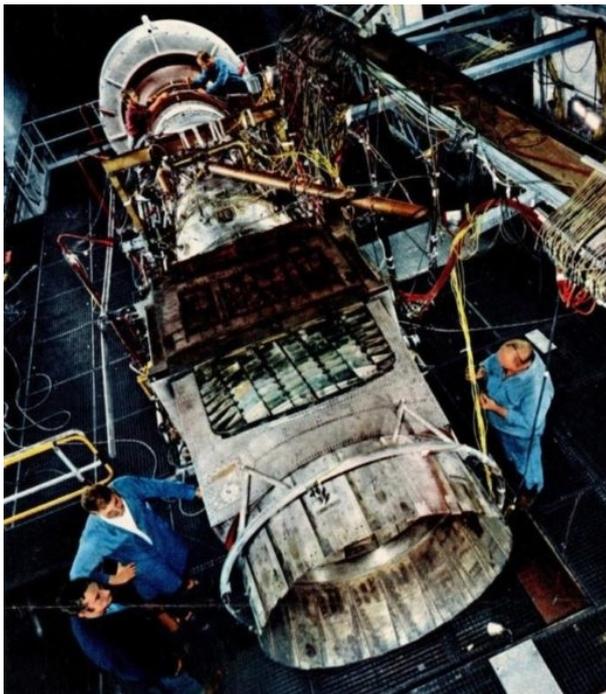


Banc compresseur 1C1 Villaroche

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 OI 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.

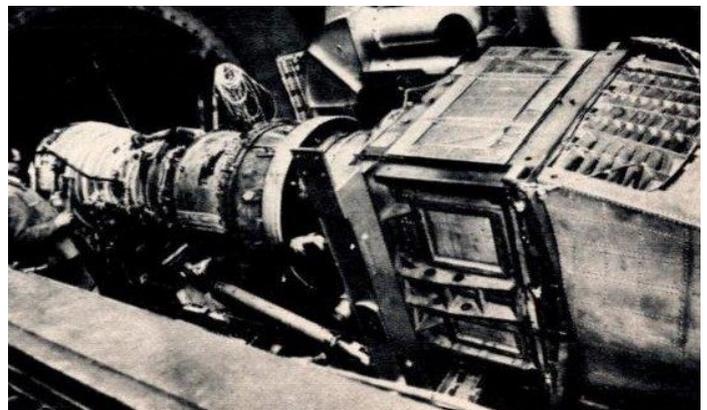
Le 15 mai 1967, les installations nouvelles ont livré à Villaroche deux bancs destinés aux essais de vibrations d'aubes, et elles ont par ailleurs transformé et mis à la disposition de la direction Technique le banc de réacteur 11H7, afin de permettre les essais du propulseur Olympus 593.

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

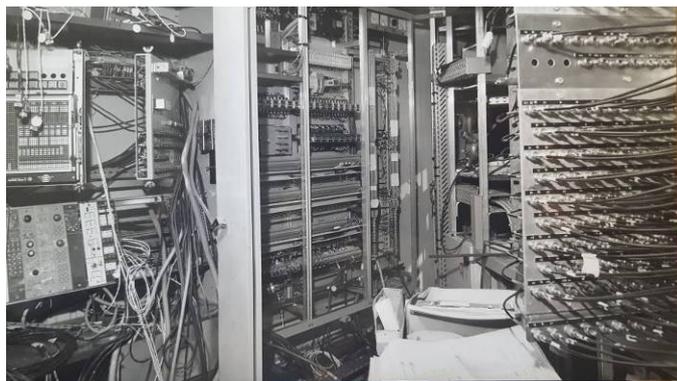
Les progrès considérables et très rapides des technologies de l'informatique, de l'électronique numérique, et des réseaux vont impacter très fortement les systèmes implantés dans les bancs d'essais, notamment les systèmes d'acquisition de mesures, au cours des années 70 et 80.

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)

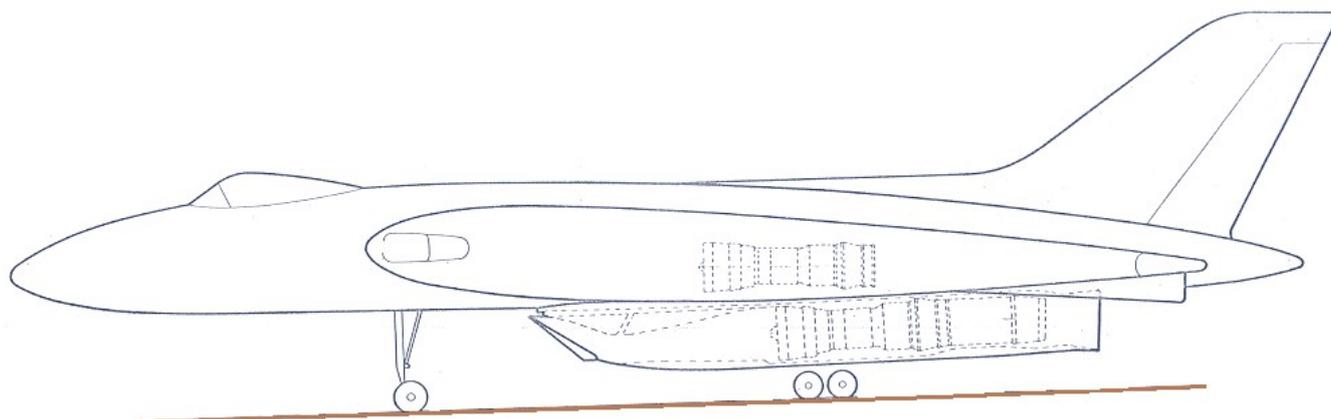
Si l'arrivée des cartes à microprocesseur, accompagnées de toute une panoplie de cartes d'acquisition de mesures, basées sur des circuits convertisseurs analogique-numérique, au milieu des années 1970, va transformer radicalement le travail des techniciens d'essais et metteurs au point, elle va aussi 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 vie uniquement comme banc d'essai, tout d'abord dans le cadre du projet de missile "Blue Steel", puis le développement du moteur Concorde et enfin le développement du moteur du Panavia "Tornado".

Choisi en raison de sa solidité et sa fiabilité mais aussi par son vaste domaine de vol qui s'étendait 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 engins 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 vola pour la première fois en mai 1957. Jamais mis en œuvre par la Royal Air Force, il fut adapté en 1962, pour tester le missile nucléaire à longue portée "Blue Steel" emporté dans sa soute à bombes. Par la suite il fut modifié pour installer, sous son fuselage, l'ensemble propulsif avec son entrée d'air munie d'un dispositif de dégivrage, un moteur Olympus 593 B appelé à être optimisé pour la série et un ensemble d'éjection SNECMA.

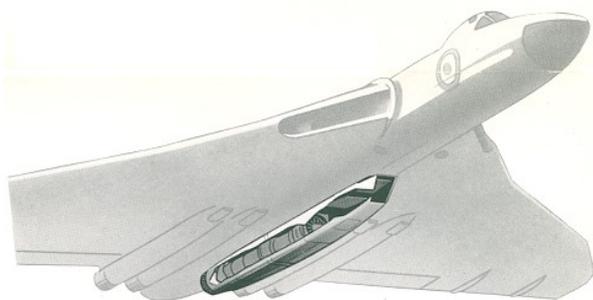
Ce propulseur était identique à celui monté sur le Concorde à une exception fondamentale près : la manche d'entrée d'air, qui au lieu de former un léger angle permettant l'écoulement oblique sous l'aile du Concorde était droite.

Le programme avait été 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

Après un chantier de transformation de deux années, le premier vol eu 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 furent limités à Mach 0,98 (1 200 km/h). La mise au point de l'ensemble propulsif s'est déroulée 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 concernait 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...



Le test d'antigivrage a été l'une des tâches les plus importantes réalisées par l'appareil. Dans ce but une rampe de vaporisation d'eau percée d'une centaine de buses avait été montée en avant de la manche, sous le fuselage du " Vulcan ". Différentes concentrations d'eau étaient pulvérisées vers le moteur Olympus. La glace accumulée autour de l'entrée d'air et la manière dont elle était éliminée par le système de dégivrage était surveillée par une série de caméras de télévision.

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

Durant cette période la poussée obtenue par l'Olympus fut conforme aux spécifications : 15 700 kgp (35 190 lbf). La SNECMA participa à tous les vols d'essais ; au niveau des ingénieurs avec Jean Beslon, Jean Conche ou André Bidon en équipage et, assez souvent, Jacques Gusman, le pilote d'essais au poste de pilotage.

Seize mois après son vol inaugural, en janvier 1968, le bombardier bouclait sa 100^{ème} heures d'essai. Ce dernier totalisa, entre 1967 et 1970, 45 vols soit 90 heures de vol.

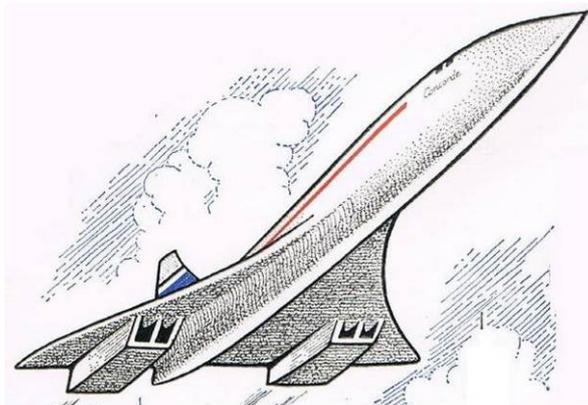
Lors de son 219^{ème} et dernier vol d'essai avec le propulseur, le 21 juillet 1971 à Filton, l'appareil totalisait 248 heures de vol. Au cours de ces quatre années et demie l'appareil a testé différentes versions de l'Olympus 593 incluant le Standard 1 et CS1 pour le Concorde et -1B, -2B, -3B ainsi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



Avro 698 " Vulcan " Mk1 serial XA903 lors des essais de pulvérisation d'eau

Plus tard, le " Vulcan " servit de banc d'essais volant au réacteur Rolls-Royce RB-199 destiné au biréacteur d'appui tactique Panavia " Tornado ". Après son ultime vol à Farnborough en février 1979, il fut réformé puis démantelé en septembre 1984. Exposé successivement dans deux musées aéronautiques jusqu'en juillet 1999 il est actuellement exposé à Stoneykirk, en Ecosse, depuis le mois d'avril 2011. Seul subsiste aujourd'hui du " Vulcan " XA903 le poste de pilotage.

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.

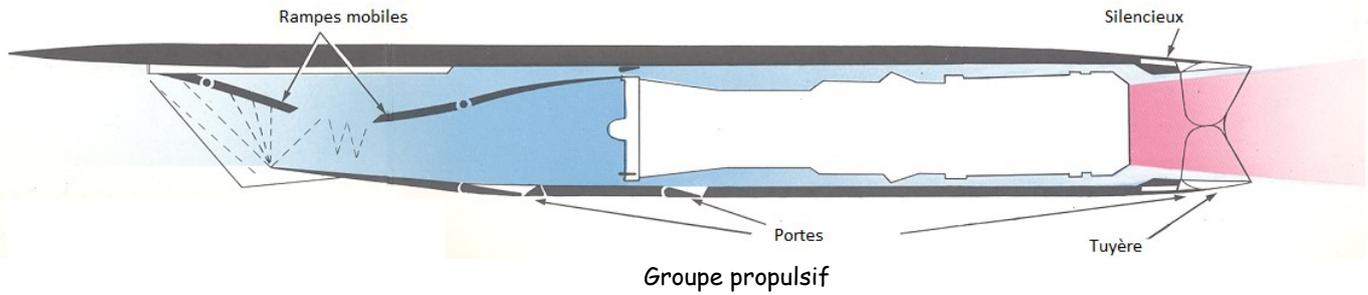
Hormis les séances de roulage qui ont révélé que si les inverseurs de poussée étaient efficaces, ils entraînaient un échauffement anormal des nacelles et devaient être revus, le programme a été découpé en six phases successives : vol en subsonique, vol en transsonique, exploration du domaine supersonique 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.

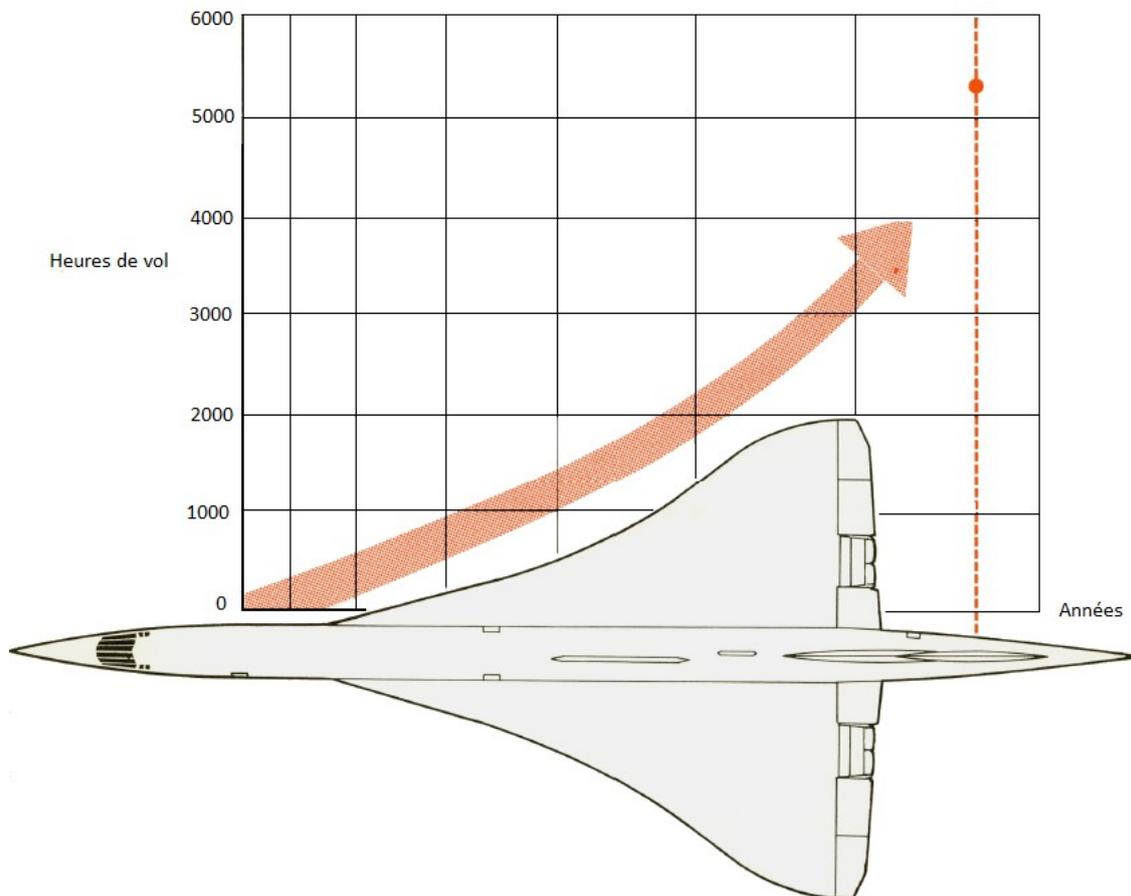
Mais l'un des grands problèmes à résoudre, pendant plus de deux années, a été la longue mise au point des géométries variables de l'entrée d'air associée au passage des calculateurs de technologie analogique au numérique. Les lois de régulation ne seront complètement définies et certifiées qu'à la fin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



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 avant 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.

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 brillant 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, 81 moteurs ont été utilisés dont :

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

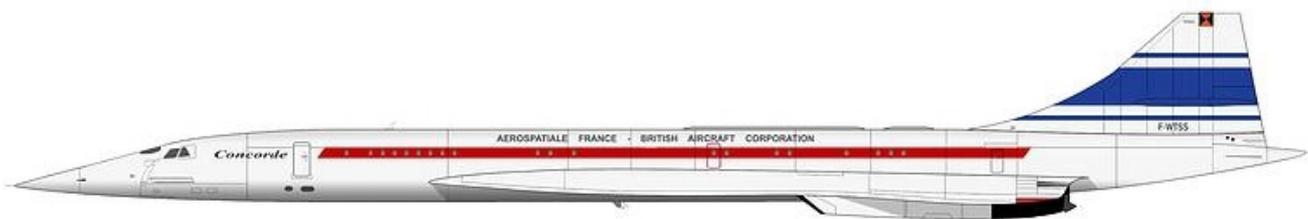


Olympus 593 Mk-610. En vol de croisière supersonique, le moteur se dilatait de près d'un demi-pouce (1,27 cm) en diamètre et d'un pouce (2,54 cm) en longueur.

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.

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
- 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)
- Prendre l'air Hors-Série N°1 - Janvier 2020 48

- 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
- 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 5 500 heures de vol.
- 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.

