

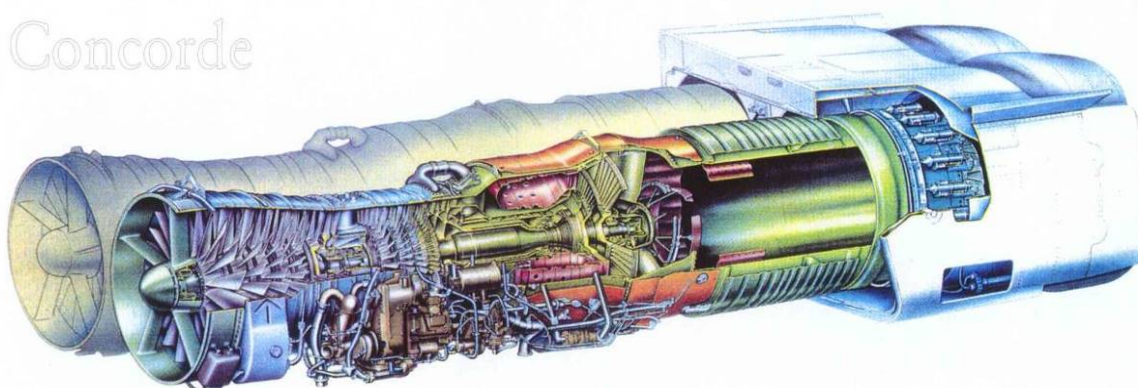
PRENDRE L'AIR

*Le moteur supersonique civil Bristol - SNECMA Olympus 593
(2/2)*



Aérospatiale British Aircraft Corporation - Concorde aux couleurs d'Air France

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

Février 2026

Edition 2

Contact

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

Sommaire

<i>Le comportement en service de l'ensemble propulsif de l'avion Concorde</i> George Ganley, Directeur du Programme Olympus 593 chez Rolls Royce et Gérard Laviec,	3
<i>L'exploitation commerciale des moteurs Olympus 593 sur le Concorde</i> Gérard Laviec	7
<i>Considérations sur le choix de l'architecture moteur Olympus 593 et de son plan d'évolution</i> Jacques Renvier	11
1 ^{ère} Partie	
2 ^{ème} Partie	
Annexe	
<i>Impact environnemental : bruit et onde de choc</i> Jacques Renvier	26
<i>Concorde Héritage technologique et avancées industrielles - L'héritage du programme Concorde</i> Jacques Renvier	42
<i>Concorde et projets d'avion supersonique</i> Jacques Renvier	49
<i>Etudes d'Avion de Transport Supersonique Futur</i> Jacques Renvier	53
<i>Contribution de la société Marcel Dassault</i> Jacques Renvier	70
<i>Bilan</i> Jacques Daniel	73
<i>Etapes clefs</i> Jacques Daniel	75
<i>Annexe : Comparaison technique Olympus - Kuznetsov NK 144</i>	77

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

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

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

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

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

Avons-nous réussi le moteur du Concorde ?

Introduction

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

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

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

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

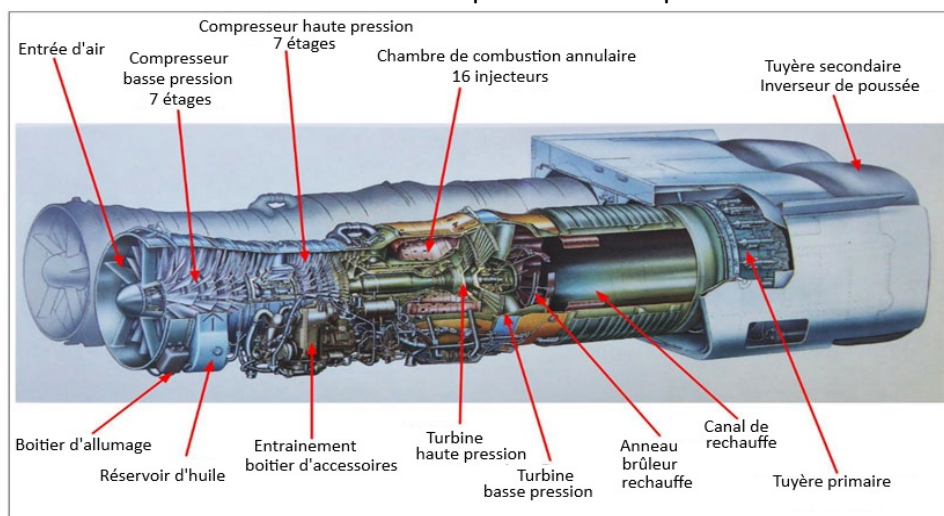
L'Olympus 593, ensemble propulsif unique dans le monde de la propulsion des avions commerciaux

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

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

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

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



Olympus 593 Mk 602 avec tuyère 14 - 28

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

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

Statistiques opérationnelles

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

- Nombre de moteurs en service commercial :	92
- Nombre de moteurs installés sur avions	48
- Heures de vol cumulées	618 000 heures
- Heures de vol en supersonique	453 000 heures
- Heures de vol au-dessus de Mach 2	315 000 heures
- Nombre de vols total	48 800 vols
- Heures de vol ces 12 derniers mois	35 500 heures
- Nombre de vols ces 12 derniers mois :	2850 vols
- Moteur le plus utilisé	12 500 heures, 4350 vols

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

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

Heures de vol

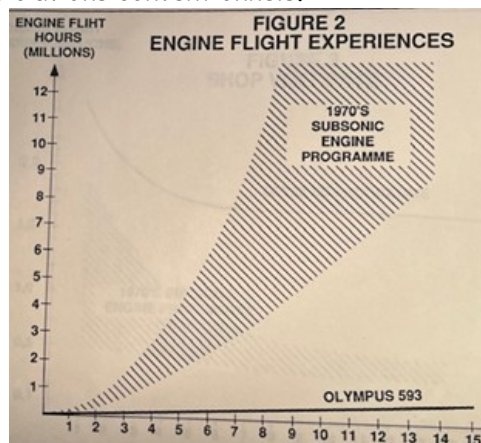
14 années de service commercial du Concorde équivalent à 2 années d'avions conventionnels.

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

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

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

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



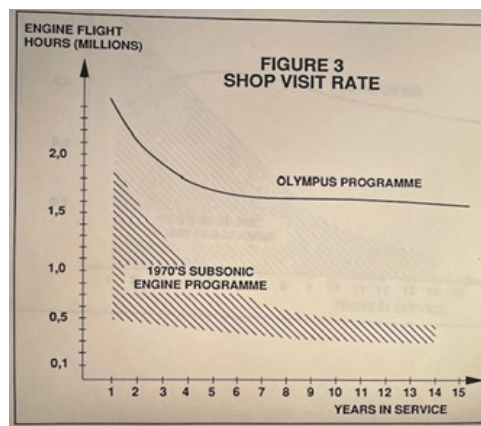
Taux de dépose moteurs

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

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

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

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



Les principaux contributeurs aux déposes sont :

- Déposes non planifiées :

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

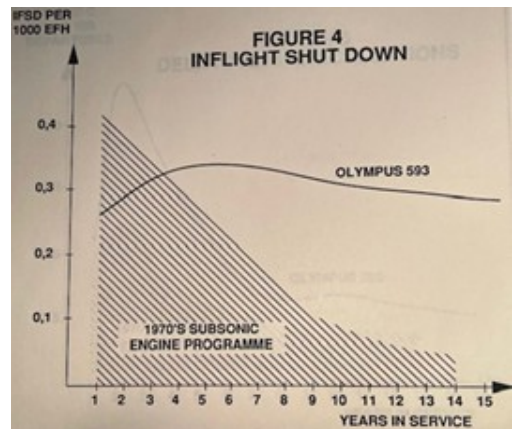
Pièces à vie limitée	55%
Analyse d'huile et débris magnétiques	11%
Détérioration de chambre de combustion	14%
Autres	20%

Arrêt en vol

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

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

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

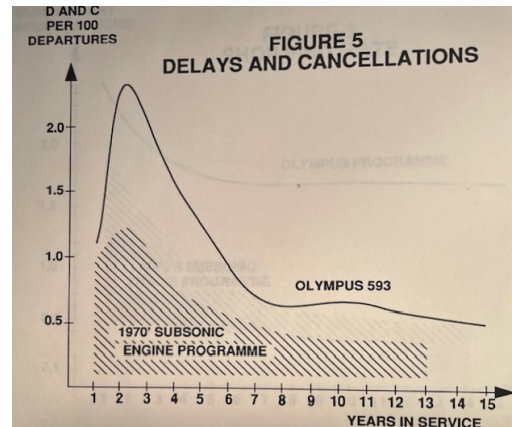


Retards et annulations

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

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

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



Commentaires sur la fiabilité de l'ensemble propulsif

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

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

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

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

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

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

*SAE International = Society of Automotive Engineers



Musée aéronautique et spatial du groupe Safran.

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

L'exploitation commerciale des moteurs Olympus 593 sur le Concorde



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

Les équipes de développement des moteurs à Villaroche

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

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

Les trois groupes étaient chargés du développement des programmes suivants :

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

- L'absence de statistiques fiables, car basées sur de très faibles cas, conduisit parfois à prendre des mesures aberrantes, par exemple : en début d'exploitation, un atterrissage trop cabré sur la piste de Dakar, où les quatre paupières inférieures des inverseurs frottèrent le sol et subirent des endommagements, conduira les équipes chargées de définir le support en pièces de rechange à lancer en production 100 paupières qui resteront en stock jusqu'à la fin du programme. Non seulement elles resteraient en stock mais aussi dans les comptes car, à raison de 2 millions de francs pièce, le compte d'exploitation en resterait marqué tout au long du programme. Ceci me conduisit, à partir de 1990, à demander aux compagnies aériennes de ne plus réparer leurs paupières mais de les remplacer par des neuves que nous leur donnions au prix de la réparation !

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

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

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

Une prévision de disparition du stock de lampes de rechange qui prenait en compte le stock restant, la durée de vie de ces composants et le taux d'exploitation des flottes des deux compagnies aériennes conduisit à prévenir British Airways qu'elle serait amenée à arrêter l'exploitation des Concorde en 2005, quant à Air France dont le taux d'exploitation était inférieur de moitié, il lui faudrait arrêter dix ans plus tard. Il est évident que le public n'était pas informé de cette situation préoccupante.

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

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



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

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

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

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

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

- Faire produire les pièces par celui qui les étudie.

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



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

Considérations sur le choix de l'architecture moteur Olympus 593 et de son plan d'évolution

1^{ère} Partie

Les deux notes relatives à l'établissement de l'architecture Concorde donnent une image du processus de définition de l'architecture du moteur Olympus avant le premier vol. Elles utilisent notes et documents Bristol Siddeley (Pierre Young ingénieur en chef adjoint et J.Yost responsable performances), complétés par les notes personnelles (J.Calmon, P.Sandré et J.Renvier)

Le moteur qui doit propulser l'avion de transport supersonique doit satisfaire un grand nombre de conditions de fonctionnement. Celles-ci comprennent : le décollage, la montée subsonique, l'accélération transsonique, la montée et la croisière supersonique, la descente et l'atterrissage. Ces conditions sont antagonistes sur le plan optimisation des performances.

La poussée sur l'ensemble des phases de vol (décollage, transsonique, croisière...) et la consommation spécifique en supersonique sont les paramètres essentiels pour l'optimisation moteur avec en y ajoutant l'impact masse au niveau du système propulsif.

Au décollage, avec une finesse faible, la poussée moteur doit permettre l'accélération nécessaire de l'avion pour un décollage sur une distance compatible avec les pistes existantes.

En altitude l'avion doit avoir une accélération transsonique acceptable La phase transsonique est de courte durée en conséquence il est acceptable de considérer l'utilisation de la post combustion particulièrement si l'avionneur souhaite accroître rapidement l'altitude à laquelle l'avion atteint la vitesse supersonique dans l'objectif de réduire le niveau de bruit au sol du " boom " sonore.

La demande de poussée avion sur l'ensemble de la mission est telle que, aux nombres de Mach subsoniques, le moteur fonctionne à un niveau de puissance relativement faible pour tenir le niveau de vol souhaité. Les rendements des composants doivent donc être aussi à prendre en considération pour réaliser les faibles consommations spécifiques recherchées.

BS a choisi d'aborder le problème des multiples contraintes en étudiant en priorité plusieurs cycles monoflux afin de sélectionner le plus performant sur la mission. Ultérieurement il sera comparé à plusieurs moteurs à architecture double flux. La première conclusion des études monoflux a permis de conclure que l'Olympus, moteur double corps, avec le même taux de compression était le mieux adapté aux spécifications Concorde.

Dans un deuxième temps ce moteur a été comparé avec un moteur double flux optimisé sur la consommation spécifique minimum en croisière supersonique à Mach 2.2.

La figure 1 montre qu'aux **environs de Mach 2**, en considérant purement les performances moteurs il **n'y a pas de choix évident entre le moteur double flux et le moteur simple flux** en termes de rendement. Ceci n'est pas vrai en vol conditions subsoniques. Aux environs de Mach 0.8 un moteur double flux donne une amélioration substantielle du rendement propulsif donc de la consommation. Mais au prix d'un moteur de plus grand diamètre et plus lourd, mal adapté au vol supersonique (masse, traînée d'onde...). Si le nombre de Mach augmente progressivement au-delà de Mach 2, des rendements plus grands peuvent être obtenus par préchauffe du flux secondaire d'un moteur double flux, architecture qui ne paie pas sa place à Mach 2. Pour un avion qui volerait à Mach 3 la configuration double flux avec réchauffe serait un bon candidat. Figure 4.

Une installation typique du simple flux optimum pèse 10 800 lb tandis qu'un double flux compétitif de taux de dilution de 0.35 est environ 2200 lb plus lourd.

En prenant en compte la traînée nacelle de plus grand diamètre : de forme, de frottement, d'entrée d'air - une poussée moteur plus élevée est nécessaire pour maintenir les conditions de vol de croisière supersonique : on peut retenir un ordre de grandeur d'une augmentation de poussée de 3.75% avec un moteur double flux de taux de dilution de 0.35.

En considérant tout d'abord l'adéquation du turboréacteur pour l'application Concorde : la figure 2 montre qu'au nombre de Mach de croisière de conception de 2,2, l'Olympus 593, avec un **taux de compression de 9,3** (14,8 au sol), est **très proche de l'optimum requis** du point de vue de la consommation spécifique (SFC).

Un compresseur à taux de compression plus élevé aurait pu être choisi, mais la légère amélioration de la SFC aurait été compensée par **une augmentation du poids du compresseur, une complexité accrue du système de compression et une température plus élevée** de l'air de prélèvement utilisé pour le refroidissement des turbines.

La **faible sensibilité** de la SFC au taux de compression du compresseur est évidente sur la figure 2.

Toutefois, comme la même figure le montre, une fois le taux de compression choisi, **des gains importants de poussée peuvent être obtenus en augmentant la température d'entrée turbine, avec peu ou pas de pénalité significative en SFC à iso impact des débits de refroidissement**. Ainsi, après avoir sélectionné le taux de compression, la température d'entrée turbine a été choisie **aussi élevée que possible**, dans les limites imposées par les matériaux des turbines et les technologies de refroidissement, afin d'assurer la **longue durée de vie requise pour les opérations civiles**.

Dans la sélection du turboréacteur à double flux retenu pour cette comparaison, un large éventail de cycles moteurs a été étudié. Il a été montré que la consommation spécifique d'un réacteur à double flux, comme celle du turboréacteur, est **relativement peu sensible au taux de compression global dans les limites des taux de dilution considérés**. Par conséquent, un moteur présentant **le même taux de compression que l'Olympus, et le même nombre d'étages de compresseur**, a été retenu.

Le **taux de dilution de 0,35** a été choisi de manière que le moteur présente la **consommation spécifique minimale** au point de conception de croisière supersonique Mach 2,2.

La figure 3 montre que ce moteur possède une **faible poussée spécifique** ; et bien qu'il apparaisse que des améliorations de poussée peuvent être obtenues par la postcombustion dans le flux secondaire, cela n'est réalisable **qu'au prix d'une pénalité de consommation d'une complexité supplémentaire** avec un impact masse induite par le **grand rapport de section variable** nécessaire pour la tuyère du flux secondaire compte tenu du mode post combustion.

Il reste à considérer les **poids relatifs** des moteurs, des groupes propulsifs, et des charges carburant nécessaires pour accomplir la mission Concorde.

Le moteur à double flux bénéficie d'un avantage en termes de **meilleure SFC** dans la plupart des conditions de vol, mais cet avantage est fortement diminué dans l'intégration à l'avion. Il souffre d'un inconvénient majeur dû à sa **faible poussée spécifique**, impliquant plus grand diamètre et un **poids du système propulsif plus élevé**. Cela résulte du **diamètre et du diffuseur** requis pour le flux d'air supplémentaire ainsi que d'une **tuyère d'échappement plus lourde** (figure 4).

Une installation typique de turboréacteur pèse **10 800 livres**, tandis que celle d'un soufflante carénée comparable avec un taux de dilution de 0,35 est environ **2 200 livres plus lourde**.

On peut démontrer qu'en raison de la **traînée d'entrée plus élevée**, de la **traînée de forme** et de la **traînée de frottement externe** d'une nacelle plus grande, une **poussée moteur plus élevée** est nécessaire pour maintenir la condition de croisière supersonique. Dans l'exemple choisi, la poussée requise par moteur augmente de **3,75 %**.

Un exemple de plan de vol transatlantique, typique pour le Concorde, est donné par la figure 5.

Dans la table de la page 5, le carburant consommé par le moteur monoflux est comparé avec le carburant consommé par le moteur double flux sur cette mission type.

Les calculs sont effectués en prenant en compte une pénalité de masse associée aux moteurs double flux installés de 8800 lb (4 x 2200 lb). Il n'est pas pris en compte d'effet boule de neige au niveau avion. En prenant en compte la consommation carburant le poids au décollage de l'avion est augmenté de 10 850 lb (8800 + 2050). Vision optimiste n'incluant ni l'impact avion, ni les performances traînées d'onde et de frottement dues aux dimensions du moteur double flux.

L'option moteur double flux a été rejetée par Bristol Siddeley. Le moteur Olympus 593 avec son architecture double corps a été sélectionné parce **qu'il est bien adapté aux différentes conditions de vol** et parce qu'il **bénéficie d'une expérience considérable de vol en supersonique**, seul moteur capable de voler à Mach 2, pendant 45 mn.

Les améliorations de performances au-delà du moteur de **stade " 0 "** (figure 6), proposé lors de l'entrée en service commercial, sont prévues en **deux étapes**. Elles sont décrites séparément comme suit :

Développement du stade I

Aucune modification ou amélioration aérodynamique n'est envisagée pour le stade I. L'augmentation de poussée présentée dans la figure 7 est obtenue par un **sur-classement normal du moteur** au cours de son développement.

Des augmentations de **température d'entrée turbine** d'environ **50 °C au décollage** et **40 °C en croisière supersonique** sont prévues, ainsi qu'un **surrégime de 7 %** sur la vitesse de rotation moteur. Cela entraînera une légère pénalité de masse d'environ **100 lb**.

Une **puissance intermédiaire** permettant une augmentation significative de la poussée en régime transsonique, par rapport au stade 0, est également proposée.

Le développement du stade I, considéré comme un simple "**poussée de manette des gaz**" par rapport au stade 0, est prévu **deux ans après l'entrée en service**.

La **post combustion** est toujours une option si nécessaire.

Développement du stade II

Snecma et Bristol Siddeley ont étudié une évolution du moteur Olympus 593 consistant à **conserver le système haute pression existant** (compresseur HP, chambre de combustion et turbine HP).

Un **nouveau compresseur basse pression**, conçu par Snecma, est ajouté et entraîné par une **nouvelle turbine basse pression à un seul étage**.

Ce nouveau compresseur possède une **capacité d'écoulement supérieure de 15 %** au design existant, ainsi qu'un **taux de compression plus élevé** permettant au système haute pression actuel d'accepter ce débit supplémentaire (figure 8).

Une augmentation de la **poussée sèche au décollage** (200 kt, ISA+16 °C, niveau mer) de **10,4 %** par rapport au moteur de stade I est obtenue, ou **7,3 %** avec postcombustion et même section de tuyère.

La **poussée transsonique** augmente de **9,2 %**.

Les températures d'entrée turbine restent identiques à celles du stade I.

La figure 9 montre le moteur de stade II comparé aux conceptions actuelles (stades 0 et I). On note un **allongement de 15 cm (5,9 in)** et une **augmentation du diamètre d'entrée compresseur de 8 cm (3,15 in)**.

Le **poids du moteur nu** sera environ **560 lb plus élevé** que celui du stade I et **670 lb** au-dessus du stade 0. Un système de **postcombustion utilisable uniquement au décollage**, similaire à celui spécifié pour le stade 0 et proposé au stade I, peut être installé, si désiré.

Le concept de stade II, qui correspond en fait à une **suralimentation du système haute pression existant** (figure 10), **n'offre pas à lui seul d'amélioration significative en croisière supersonique**. Ces améliorations seront obtenues en **augmentant la température d'entrée turbine** au-delà du niveau du stade I.

Aucune valeur définitive ne peut être citée pour le moment, mais il est à noter que **chaque augmentation de 10 °C** de la température turbine permettrait d'obtenir **2 % de poussée supplémentaire** en croisière Mach 2 pour le stade I.

Développements ultérieurs

Le moteur Olympus entrera en service commercial avec ce qui est désormais appelé la **notation de stade 0**.

Ce niveau a été volontairement maintenu **assez conservateur** afin de donner à Bristol Siddeley et Snecma la meilleure chance d'obtenir rapidement la **fiabilité en service** nécessaire à l'exploitation économique d'un avion de transport supersonique.

Les caractéristiques les plus importantes du stade 0 sont :

- L'utilisation de la **postcombustion au décollage**, actuellement proposée pour un **gain de poussée modeste de 9 %**.
- L'existence d'une **notation spéciale pour la croisière à Mach 2**.

Poussée au décollage

BREGUET EFFICIENCY FOR TURBOJET AND BY-PASS ENGINES
TROPOPAUSE CRUISE

ASSUMPTIONS :-

1. OPTIMUM CON-DI NOZZLES ($C_x = 0.98$)
2. INTAKE RECOVERY : 100% AT MACH 1.0
 LINEAR TO 0.85 AT M=3.0
3. OPTIMUM WORK SPLIT
4. DUCT LOSS (COLD) 3%
5. CONSTANT OVERALL ΔT
6. CONSTANT TURBINE ENTRY TEMPERATURE

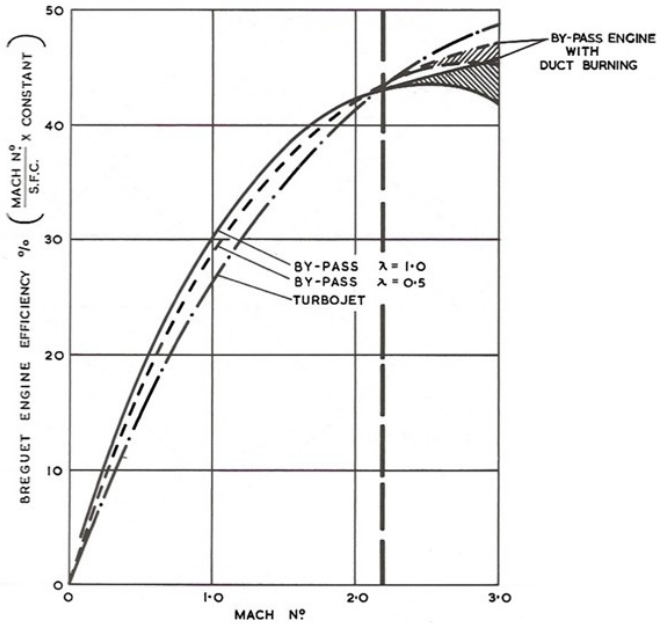


Figure 1

TURBOJET
PERFORMANCE AT MACH 2.2
 I.S.A. TROPOPAUSE OPTIMUM CON-DI NOZZLE
 (P.R.F. 0.907)

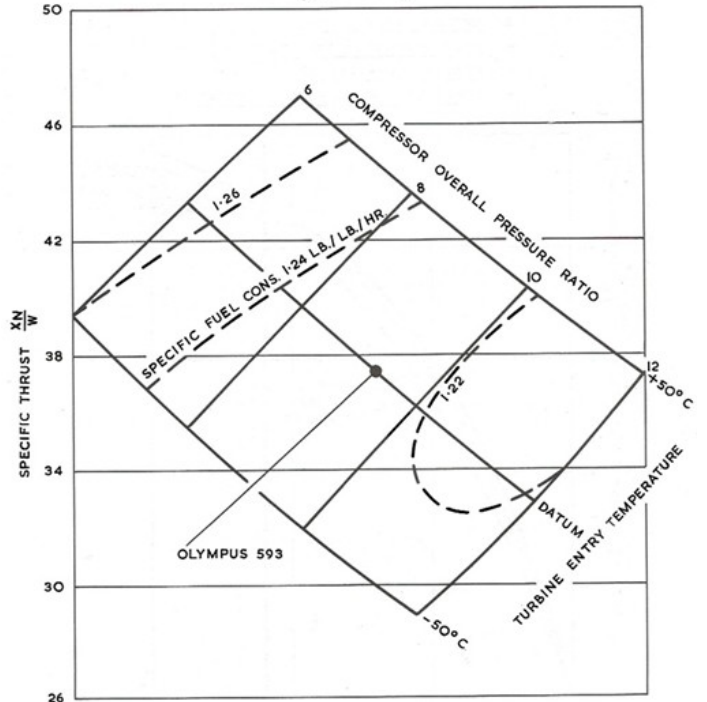


Figure 2

TURBOJET Vs TURBOFAN
PERFORMANCE AT MACH 2.2 TROPOPAUSE

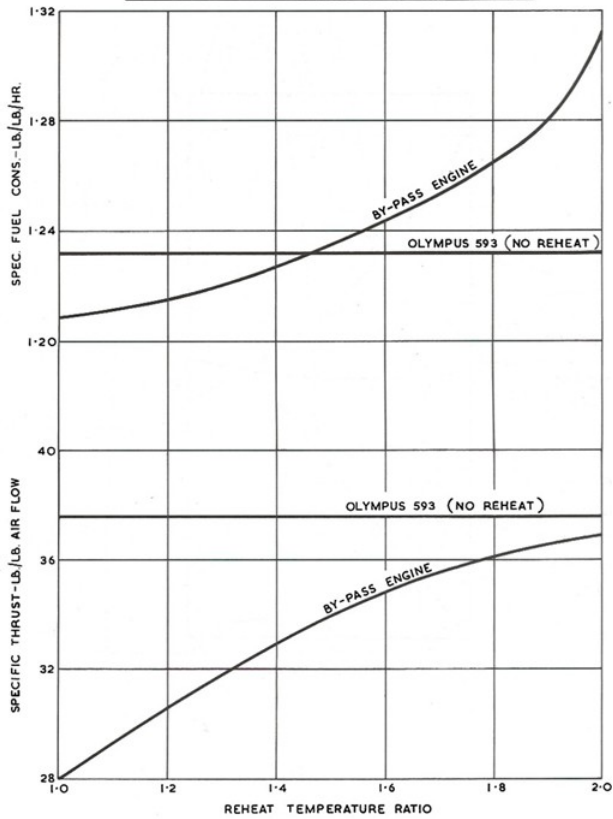


Figure 3

PERFORMANCE AT MACH 2.2

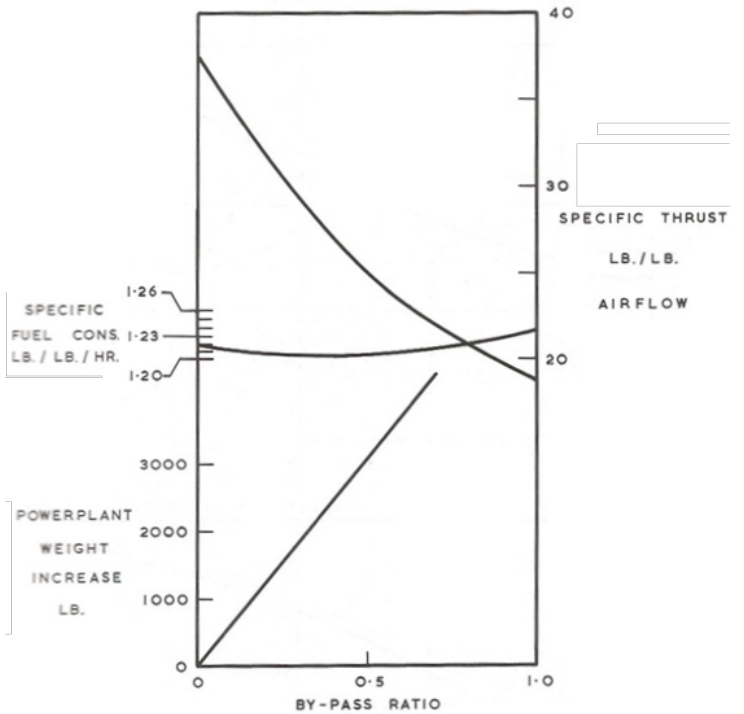


Figure 4

TRANSATLANTIC FLIGHT PLAN FOR CONCORD
LONDON TO NEW YORK WITH BALTIMORE AS ALTERNATE

SUPERSONIC FLIGHT TIME ... 152 MINUTES
SUBSONIC FLIGHT TIME WITHOUT ALTERNATE ... 32 MINUTES
SUBSONIC FLIGHT TIME WITH ALTERNATE ... 95 MINUTES

*Plan de vol
London New York
Diversions BALTIMORE
152 min on Supersonique*

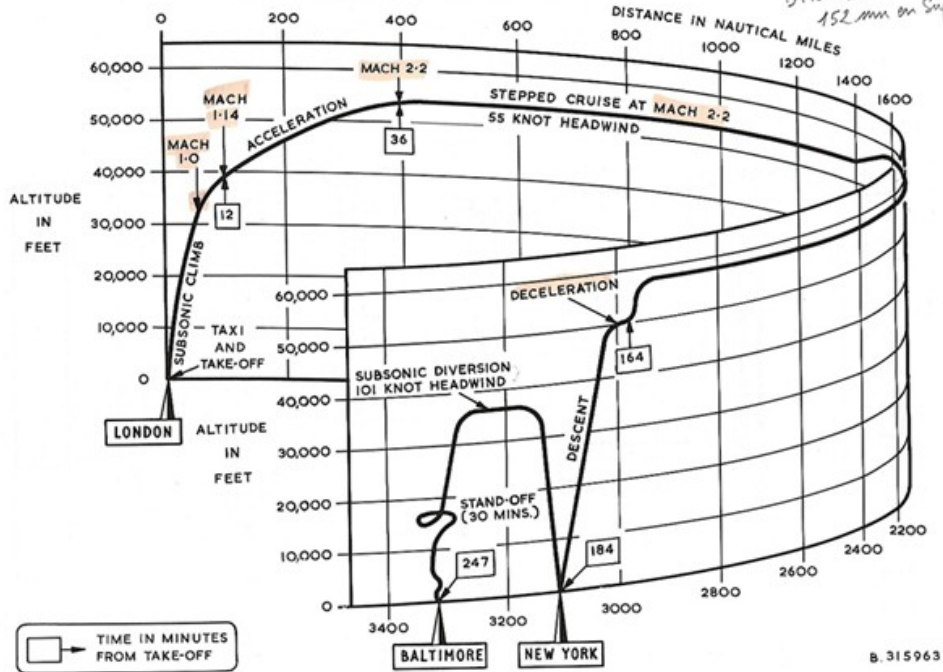
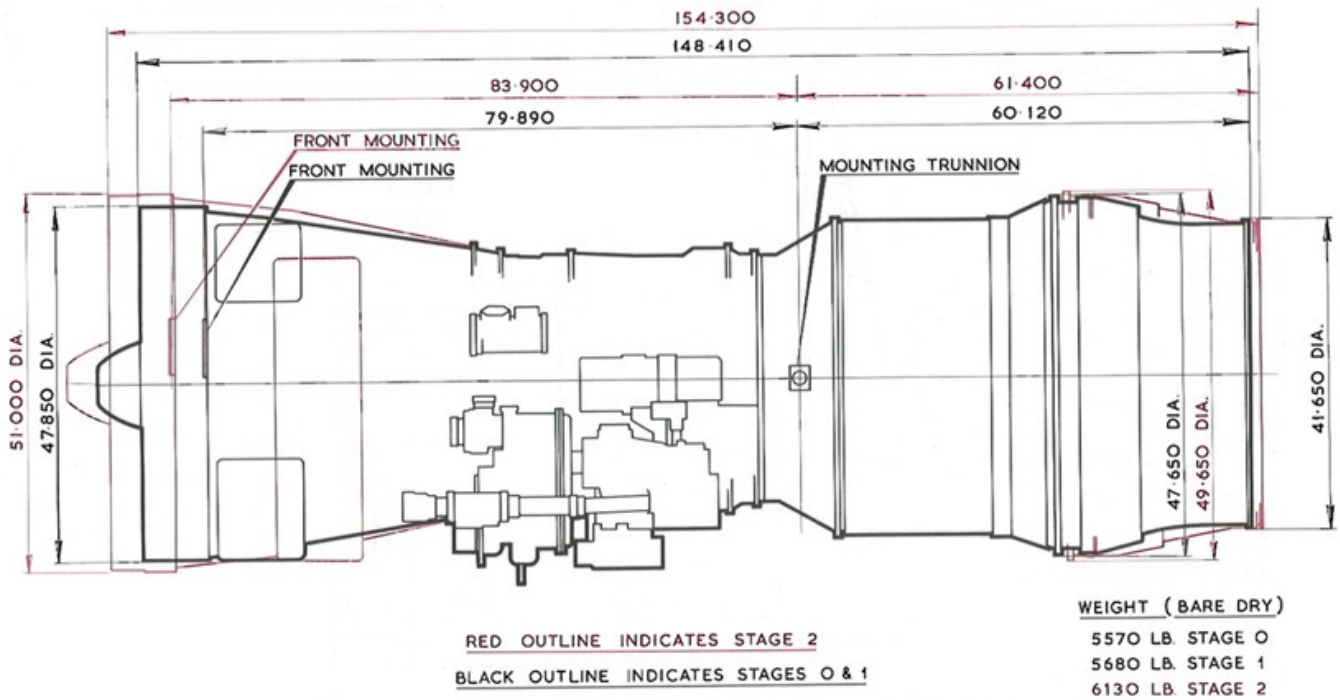


Figure 5



OLYMPUS 593 — COMPARATIVE OUTLINES

Figure 6 - Comparaison entre les stades 0, 1 et 2

OLYMPUS 593 B RATINGS AND LIMITATIONS

STAGE 'O'

AVAILABLE FROM ENTRY INTO SERVICE

RATING	CLIMATE AND CONDITION	L.P. COMPRESSOR R.P.M. %	T.E.T. °K	DRY NET THRUST LB.	S.F.C. LB./LB./HR.	REHEAT BOOST %
TAKE-OFF	I.S.A. SEA LEVEL STATIC	100	1410	32,450	—	9
MAXIMUM CONTINUOUS	I.S.A. TROPOPAUSE M = 1.2	100	1325	13,280	1.044	NIL
MAXIMUM CONTINUOUS	I.S.A. TROPOPAUSE M = 2.2	100	1325	22,090	1.217	NIL
MAXIMUM CONTINUOUS	I.S.A. + 5°C TROPOPAUSE M = 2.0	105	1305	19,830	1.178	NIL

Figure 7

OLYMPUS 593 B RATINGS AND LIMITATIONS

STAGE I

AVAILABLE TWO YEARS AFTER ENTRY INTO SERVICE

RATING	CLIMATE AND CONDITION	L.P. COMPRESSOR R.P.M. %	T.E.T. °K	DRY NET THRUST LB.	THRUST INCREASE OVER STAGE O %	S.F.C. LB./LB./HR.	REHEAT BOOST %
TAKE-OFF	I.S.A. SEA LEVEL STATIC	107	1460	35,080	8	—	NIL
INTERMEDIATE	I.S.A. TROPOPAUSE M = 1.2	107	1380	14,314	9	1.054	NIL
MAXIMUM CONTINUOUS	I.S.A. + 5°C TROPOPAUSE M = 2.0	THROTTLED TO STAGE 'O' AIRFLOW 105	1350	21,480	11	1.179	NIL
MAXIMUM CONTINUOUS	I.S.A. TROPOPAUSE M = 2.2	107	1350	24,560	13.6	1.210	NIL

Figure 8

OLYMPUS 593 B RATINGS AND LIMITATIONS

STAGE 2

PRELIMINARY DATA

RATING	CLIMATE AND CONDITION	L.P. COMPRESSOR R.P.M. %	T.E.T. °K	DRY NET THRUST LB.	THRUST INCREASE OVER STAGE I %	S.F.C. LB./LB./HR.	REHEAT BOOST %
TAKE-OFF	I.S.A. SEA LEVEL STATIC	100	1460	39,340	12.1	—	12
INTERMEDIATE	I.S.A. TROPOPAUSE M = 1.2	100	1380	15,635	9.2	1.076	NIL
MAXIMUM CONTINUOUS	I.S.A. 60,000' M = 2.2	97.5	1350	7806	0	1.216	NIL

Figure 9

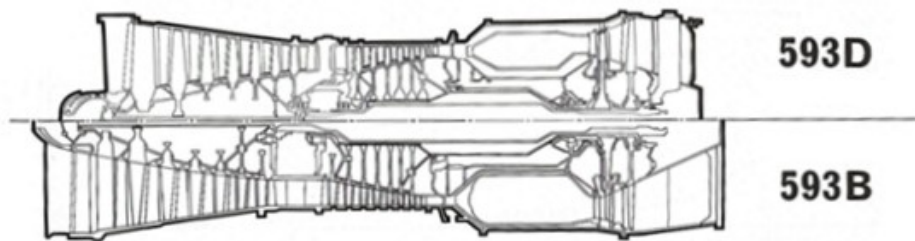
OLYMPUS 593 B

FURTHER DEVELOPMENT

A. <u>FLOW INCREASES : (AS STAGE 2)</u>
NOT PROFITABLE FOR SUPERSONICS DUE TO REQUIREMENT FOR MAJOR MODIFICATIONS WITH UNFAVOURABLE EXCHANGE RATES.
B. <u>TEMPERATURE INCREASES : (AS STAGE 1)</u>
VERY PROFITABLE FOR SUPERSONICS. 1. METALLURGICAL APPROACH - IMPROVED MATERIALS. 2. COOLING APPROACH - REFRIGERATED COOLING AIR. - COOLING THE SECOND TURBINE.
C. <u>COMPONENT MATCHING IMPROVEMENT</u>
PROFITABLE DUE TO FEW ASSOCIATED POWER PLANT CHANGES. 1. VARIABLE TURBINE GEOMETRY - INCREASED TAKE-OFF THRUST AND REDUCED FUEL RESERVES. 2. IMPROVED COMPONENT EFFICIENCIES.

Figure 10 - Olympus 593 B - Développements ultérieurs

DESIGN CHANGES FROM OLYMPUS 593D TO 593B



2 3/4 inch increase in diameter 10 inch increase in length
12% Air flow increase 10% Thrust increase

Redesign reduces RPM and TET
Development potential to 40,000 lb

Changements conception entre les Olympus 593 D et 593 B

2^{ème} Partie

Développement aérodynamique

L'existence d'un avion de transport supersonique viable est subordonnée à un niveau de performance élevé de tous ces composants et en particulier du système propulsif sur le plan de la poussée et de la consommation carburant.

Un autre facteur de conception pour le système compresseur résidait dans la capacité à gérer le niveau de distorsion en pression (et parfois en température) due à l'entrée d'air supersonique. Il existe donc **cinq considérations majeures** dans la conception aérodynamique du groupe propulsif du Concorde :

- **Un débit massique élevé par unité de surface frontale**
- **Un compresseur " cintré " (waisted)** dont l'évolution du diamètre extérieur permet d'intégrer les accessoires dans l'enveloppe définie autour du moteur pour minimiser l'enveloppe nacelle.
- **De hauts rendements de composants**
- **Une tolérance aux effets de distorsion** dus à l'entrée d'air et
Une optimisation globale du système propulsif

Avec ces exigences en tête, nous le développement aérodynamique sera examiné du **série 200** au **593**, avec une attention particulière portée au **compresseur basse pression (LP)**.

Olympus Série 200

L'Olympus Mark 201 a fonctionné au sol pour la première fois en mai 1958 et est entré en service en juillet 1960 comme groupe propulsif du bombardier Avro Vulcan B Mark 2.

Le moteur de la série 200 représentait la première refonte majeure. Il comprenait :

- un **compresseur à 12 étages**,
- un **taux de compression de 11**,
- une configuration **bi-rotor**, entraîné par une **turbine LP à un étage** et une **turbine HP à deux étages**.

Le débit massique par surface frontale était de **30,5 lb/s/ft²**.

La charge par étage relativement élevée du compresseur était une caractéristique de ce moteur bi-rotor avancé, et la haute efficacité des composants - illustrée par les caractéristiques du compresseur LP (figure 1) - se traduisait par **une faible consommation en carburant** pour cette catégorie de turboréacteur.

Le compresseur LP était de **conception subsonique**, avec :

- une vitesse en bout de pale de **1100 ft/s**,
- une vitesse axiale d'entrée de **590 ft/s**.

Lorsque suffisamment d'expérience fut accumulée sur les compresseurs transsoniques entre 1958 et 1960, un **étage zéro transsonique** fut ajouté en entrée du compresseur LP.

Olympus Série 300

L'ajout réussi d'un étage zéro transsonique, augmentant de 2 pouces le diamètre extérieur d'entrée, donna naissance à l'Olympus Mark 301.

Ce moteur a été testé en mars 1962 et est entré en service en mai 1963 pour équiper le Vulcan B Mark 2.

Ses caractéristiques :

- taux de compression : **13**
- compresseur bi-rotor : **13 étages**
- débit massique par surface frontale : **32,8 lb/s/ft²**
- turbines identiques à celles du Mark 201.

La figure 2 montre une coupe des compresseurs Olympus 201 et 301.

L'étage zéro, avec un rapport moyeu/bout de pale de **0,388**, donnait une augmentation de **20 %** du débit moteur.

L'Olympus 320, **aérodynamiquement similaire au 301 mais beaucoup plus sophistiqué**, fut développé pour motoriser le biréacteur English Electric **TSR2 Mach 2,02**.

Ce moteur fut testé en janvier 1965.

La figure 3 présente la comparaison entre les moteurs 300 et 320.

Olympus 593 Série D

L'ajout d'un second étage zéro transsonique au compresseur LP conduisit au compresseur « **double zéro** », base du moteur **Olympus 593D**.

Avec :

- un débit massique par surface frontale de **35,3 lb/s/ft²**,
 - un compresseur cintré (waisted),
 - de hautes efficacités de composants,
- le **593D** constituait un choix évident pour le groupe propulsif du Concorde.

La figure 4 montre les principales modifications par rapport à la série 300.

Le premier des deux moteurs de développement a tourné pour la première fois en **juin 1964**.

Deux points devaient encore être améliorés pour satisfaire les besoins du " **grand Concorde** " envisagé à partir de mi-1963 :

1. **L'ajout d'un étage de compresseur supplémentaire à l'avant du LP et la suppression du dernier étage du compresseur HP** avaient modifié défavorablement la répartition de travail BP/HP et rapproché la turbine BP de sa limite de charge.

2. L'ajout d'un **troisième étage zéro** au compresseur 593D (rapport moyeu/bout **0,315**) n'était pas envisageable.

Toute augmentation supplémentaire du débit massique devait donc être obtenue en **augmentant la hausse de température des étages**, en modifiant l'angle des aubes.

Cela augmenterait encore la charge des étages en pied de pale, ce qui mènerait à une **moins bonne tolérance aux maldistributions de pression d'entrée**.

Olympus 593 Série B

Olympus Série 593 B (B comme Big)

Compte tenu de l'exigence d'une augmentation de 10 % de la poussée, une refonte majeure du 593D était inévitable en raison des limitations de l'arbre basse pression (LP), comme cela a déjà été mentionné. Le partage optimal du travail entre les deux arbres a été défini comme celui qui permettait d'atteindre le rendement maximal des turbines mono-étage basse pression et haute pression.

Après l'étude de nombreuses configurations, il a été constaté que cette condition était satisfaite en supprimant le dernier étage du compresseur haute pression du 593 D, en ajoutant deux étages à l'avant de ce compresseur HP et en concevant un nouveau compresseur basse pression. La vitesse de rotation de l'arbre LP a été fixée en fonction de la durée de vie requise de la turbine LP.

Des avant-projets de compresseurs KLP à cinq, six et sept étages ont été envisagés. La solution à cinq étages a été écartée en raison de nombres de Mach élevés au niveau des stators et de charges d'étage incompatibles avec les rendements élevés requis. Les configurations à six et sept étages ont été étudiées en détail. Les rendements prévus pour les conceptions à six et sept étages ne différaient que de 0,5 %.

Il a été démontré que lorsque la charge d'étage est inférieure à un, une distorsion à l'entrée tend à être atténuée ; lorsqu'elle est supérieure à un, il existe une tendance à l'amplification. Avec les charges au moyeu, le compresseur à six étages tend à amplifier une mauvaise répartition, tandis que la conception à sept étages tend à l'atténuer (figure 5).

Du fait que les compresseurs à fort débit spécifique et à section étranglée ("waisted") conduisent à une conception à rayon de moyeu quasiment constant et à faible vitesse de pale, il convient d'éviter des valeurs de charge au moyeu ψ supérieures à un. Le compresseur LP à sept étages a donc été retenu, car il satisfaisait aux critères de tolérance aux non-uniformités d'entrée et de rendement élevé du groupe propulsif du Concorde.

La coupe transversale comparant le 593 D et le 593 B illustre les principales caractéristiques de cette refonte.

La figure 7 montre l'évolution du moteur Olympus en mettant en évidence l'augmentation du débit spécifique, passé de 30,5 à 36,3 lb/s/pied carré sur le 593 B+.

Conclusions

L'examen du développement de la famille de moteurs Olympus montre qu'une attention particulière doit être portée au développement du compresseur basse pression, qui a connu les évolutions les plus importantes avant la nouvelle conception de la chambre de combustion. Cette analyse révèle que le développement de l'Olympus a naturellement conduit à un groupe propulsif répondant aux exigences du Concorde, et que la refonte a abouti à un ensemble entièrement intégré (entrée d'air, surface de tuyère, etc.).

Il a également été montré que le nombre relativement élevé d'étages de compresseur a été choisi afin d'obtenir de hauts rendements des composants dans des conditions de pression non uniforme à l'entrée du compresseur.

Enfin, il est rappelé que Snecma et BSEL ont, par le passé comme actuellement, participé activement au développement d'étages à fort travail spécifique. Cependant, ces techniques n'ont pas été appliquées au groupe propulsif du Concorde, car les vitesses de pales élevées qu'elles exigeraient imposeraient une conception aérodynamique à diamètre extérieur constant qui, une fois les accessoires ajoutés, conduirait à un moteur de type "barillet" (court et trapu).

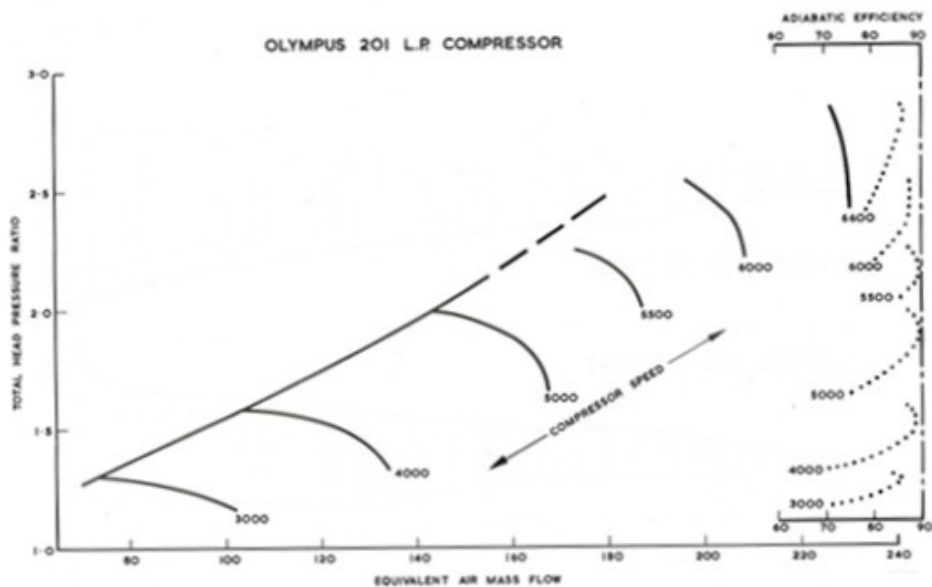


Figure 1 Champ compresseur BP Olympus 201

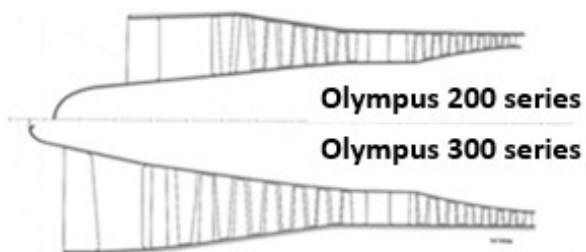


Figure 2 - Veine aéro compresseur

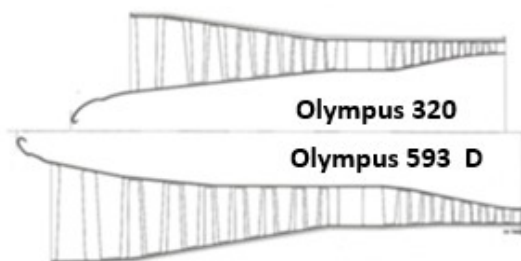


Figure 3 - Veine aéro compresseur

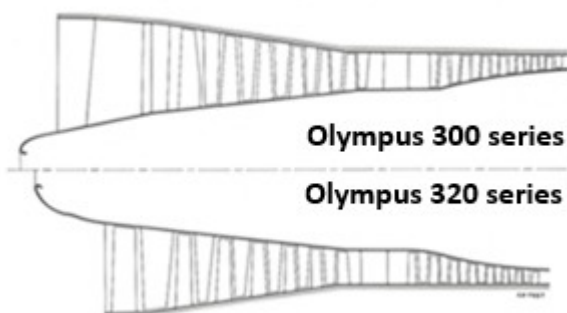


Figure 4 - Veine aéro compresseur

Evolution du cycle des Moteur Olympus : Décollage

Olympus	Masse kg	Poussée sans PC KN	Poussée avec PC KN	Débit d'air kg/s	Température turbine °C	Rapport de pression
Initial 593-1	3000	110	135	130	1250	11
Banc d'essais 593-2	3200	115	140	135	1270	12
Prototype 593-3	3400	118	150	140	129+0	13
Pré série 593-4	3600	120	160	145	1310	13,5
Pré certification 593-5	3700	122	165	150	1320	14
Version certifiée 593-610	3850	125	169	155	1340	14,5

COMPRESSOR HUB LOADING COEFFICIENTS.

$$\psi = \frac{g \rho C_p \Delta T}{U^2}$$

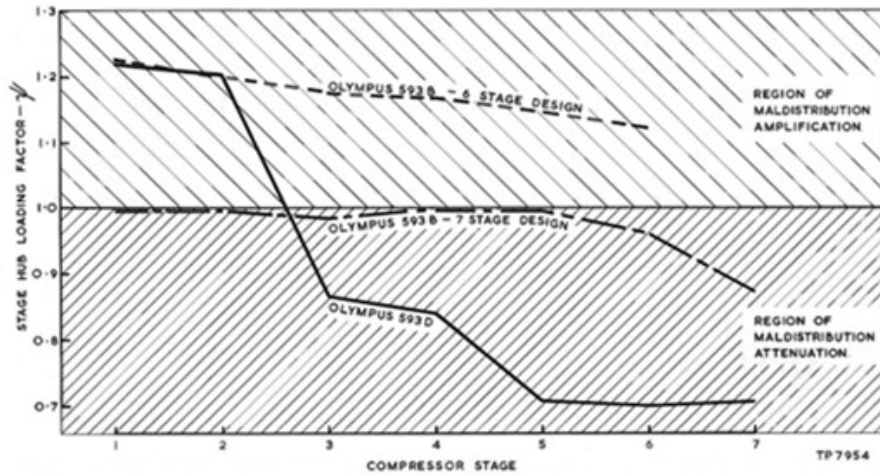


Figure 6

AERODYNAMIC GROWTH OF THE OLYMPUS ENGINE SERIES.

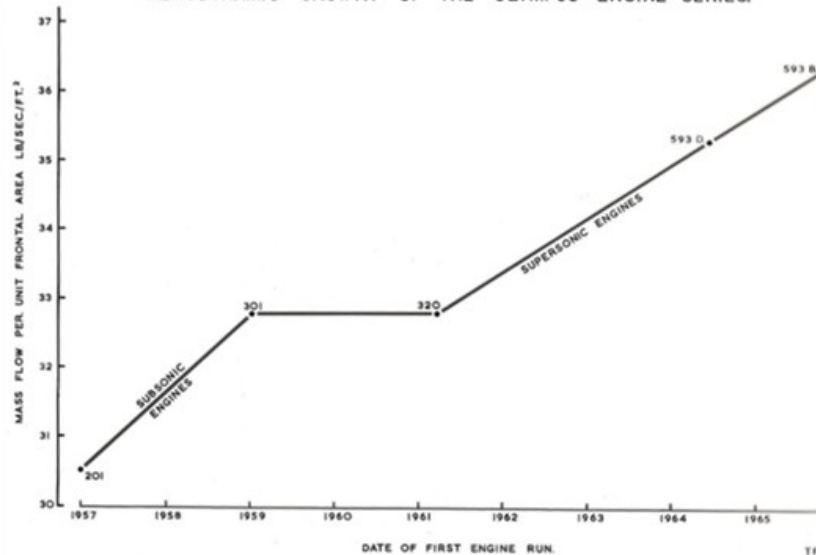


Figure 7

Conclusions

Quelles conclusions peut-on porter sur l'évolution du moteur Olympus depuis le début des Olympus séries 200 ?

On peut tirer plusieurs **conclusions structurantes** sur l'évolution du moteur **Bristol-Siddeley / Rolls-Royce Olympus** depuis les premières **séries 200** jusqu'aux versions **593 (Concorde)**. Ces conclusions sont à la fois **techniques, architecturales et industrielles**.

Note de conclusion - Évolution du moteur Olympus (séries 200 à 593)

L'analyse de l'évolution du moteur Olympus depuis les premières séries 200 jusqu'au moteur 593 du Concorde met en évidence une progression continue et cohérente, fondée sur l'adaptation progressive d'une architecture de base robuste plutôt que sur des ruptures technologiques radicales.

Le développement de la famille Olympus s'est caractérisé par une augmentation graduelle du débit spécifique, du rapport de pression et de la température turbine, rendue possible par les progrès des matériaux et des techniques de refroidissement. Cette montée en puissance a été accompagnée d'une attention croissante portée au compresseur basse pression, qui constitue l'élément ayant connu les évolutions les plus significatives, tant en nombre d'étages qu'en critères aérodynamiques et de marge au pompage.

À mesure que les exigences opérationnelles se sont accrues, en particulier avec le programme Concorde, le moteur Olympus a cessé d'être conçu comme un organe isolé pour devenir un véritable groupe propulsif

intégré. Le fonctionnement du moteur est alors indissociable de la prise d'air à géométrie variable et du système d'éjection, l'ensemble étant optimisé pour maintenir rendement et stabilité même en présence de fortes distorsions de pression à l'entrée du compresseur.

Le choix délibéré d'un nombre relativement élevé d'étages de compresseur à charge modérée, plutôt que d'étages à très fort travail spécifique, traduit une priorité donnée à la robustesse aérodynamique, à la tolérance aux distorsions d'entrée et à l'efficacité globale du système. Cette approche a permis d'éviter des architectures compactes à très fortes vitesses relatives au niveau des aubes, incompatibles avec les contraintes d'intégration et d'exploitation du Concorde.

En conclusion, le moteur Olympus 593 apparaît non comme une exception, mais comme l'aboutissement logique et maîtrisé de l'évolution de la famille Olympus. Il illustre une démarche de développement progressive, systémique et intégrée, qui a permis de répondre aux exigences uniques du vol supersonique civil tout en s'appuyant sur l'expérience accumulée depuis les premières générations du moteur. Il illustre également une coopération technique exemplaire entre Snecma et Bristol Siddeley dans un respect mutuel.

Annexe

1. Une évolution progressive mais continue du concept de base

Depuis l'Olympus 201/202, le moteur conserve une **architecture fondamentale à deux corps (HP/BP)** avec compresseurs et turbines axiaux.

L'évolution ne s'est pas faite par rupture brutale, mais par **optimisation incrémentale** :

- augmentation du **débit massique**,
- augmentation du **rapport de pression global**,
- augmentation de la **température turbine**,
- amélioration des **rendements composants**,

l'Olympus est un exemple de **plate-forme moteur évolutive**, capable d'être adaptée à des missions très différentes (bombardier Vulcan → avion supersonique civil).

2. Le compresseur basse pression a été un élément clé de l'évolution

Dès les séries 200, et de façon de plus en plus marquée jusqu'au 593 :

- le **compresseur BP** est un des deux composants ayant subi **les transformations les plus profondes**. Le second composant est la chambre de combustion passé de l'architecture cannulaire à une architecture **annulaire**,
- augmentation du **nombre d'étages**,
- gestion fine de la **charge d'étage** ($\psi < 1$),
- prise en compte explicite des **distorsions d'entrée**.

Pour le Concorde, le BP devient un **organe aérodynamique critique**, directement couplé :

- à la prise d'air variable,
- au fonctionnement supersonique,
- aux régimes transitoires.

L'évolution de l'Olympus montre un **glissement de la complexité** vers le compresseur BP, au cœur de l'intégration moteur-entrée d'air.

3. Passage d'un moteur "autonome" à un groupe propulsif intégré

Les Olympus 200/300 étaient conçus comme des moteurs relativement **indépendants de leur environnement**.

Avec le **593** (Concorde) :

- le moteur ne peut plus être considéré seul,
- il forme un **système intégré** avec :
 - o la prise d'air à géométrie variable,
 - o la tuyère,
 - o la régulation moteur-avion.

La poussée, la stabilité et le rendement dépendent :

- de la qualité du conditionnement de l'air en entrée,
- de la maîtrise des distorsion de pression,

l'Olympus 593 marque le passage d'un moteur d'avion à un **groupe propulseur intégré**, concept nouveau pour son époque et pas toujours compris chez les non motoristes.

4. Augmentation du débit spécifique plutôt que recherche d'étages à très fort travail

Contrairement à certaines tendances ultérieures :

- l'Olympus n'a pas cherché à utiliser des **étages de compresseur très chargés aérodynamiquement**,
- le choix a été fait d'un **plus grand nombre d'étages**, à charge modérée,
- objectifs :
 - o hauts rendements,
 - o tolérance aux distorsions,

- stabilité du fonctionnement.

Caractérisé par :

- des vitesses de pales raisonnables dans les états de l'art de l'époque,
- une architecture à **diamètre extérieur évolutif** (faciliter l'installation des équipements dans la baie),
- un moteur à diamètre modéré et une plus grande longueur adapté au vol supersonique : l'évolution Olympus privilégie la **robustesse aérodynamique** et l'intégration système plutôt que la compacité extrême.

5. Une montée en puissance rendue possible par les matériaux et la thermique

Entre les séries 200 et le 593 :

- hausse significative de la **température d'entrée turbine**,
- progrès sur :
 - alliages haute température,
 - refroidissement des aubes,
 - durée de vie des turbines.

Ces progrès permettent :

- l'augmentation de poussée (+10 % pour le 593 B),
- le maintien de la fiabilité exigée en exploitation civile.

L'évolution Olympus reflète directement les **progrès matériaux et thermiques** des années 1950 - 1960.

6. Une trajectoire industrielle franco-britannique cohérente

L'évolution du moteur montre :

- une **continuité de compétence** chez Bristol-Siddeley / Rolls-Royce,
- une **coopération étroite avec Snecma**,
- une montée en complexité maîtrisée sur plusieurs années.

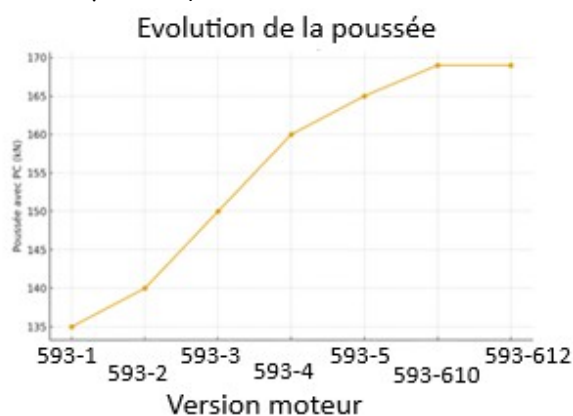
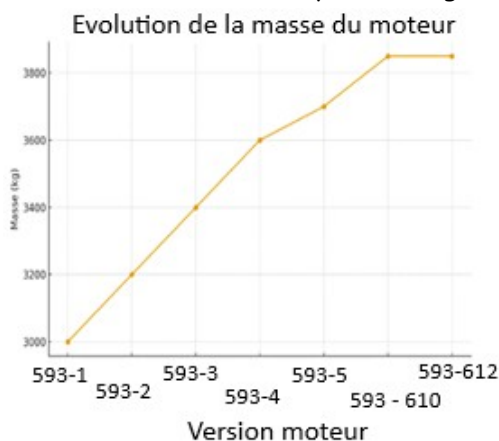
Le 593 n'est pas un moteur " exceptionnel isolé ", mais : l'aboutissement logique de toute la lignée Olympus.

Conclusion synthétique

On peut conclure que l'évolution du moteur Olympus, depuis les **séries 200** jusqu'au **593**, illustre :

- une **maturation progressive d'un concept de base solide**
- une montée en puissance centrée sur :
 - le compresseur BP,
 - le débit spécifique,
 - l'intégration système.
- un passage décisif vers le **groupe propulsif intégré**, préfigurant les architectures modernes.

L'Olympus 593 n'est pas une rupture technologique isolée, mais le **point culminant d'une évolution cohérente**, rendue nécessaire par les exigences extrêmes du vol supersonique civil.



Impact environnemental : bruit et onde choc

Propulser un avion de transport commercial supersonique impose de relever de nombreux défis bien plus complexes que pour un avion subsonique. L'appareil doit transporter en toute sécurité des passagers sur une distance déterminée, dans un fuselage à la température de 100°C, à 50 000 ft, tout en respectant des exigences de certification et des performances attendues (coûts d'exploitation, impact environnemental, fiabilité).

Deux défis techniques ont fortement pesé sur l'exploitation de Concorde :

- Le **bruit élevé particulièrement au décollage** conséquence de l'aérodynamique voilure, de l'architecture monoflux, et du besoin d'une post combustion au décollage limita son accès à de nombreux aéroports.
- Le **bang supersonique, générateur d'un bruit de courte durée mais de très forte intensité et potentiellement à risque pour les bâtiments**, a conduit les autorités à interdire le survol des zones habitées à une vitesse avion supersonique. Il a été à l'origine du projet considéré comme le principal défi environnemental.

En final, arracher les autorisations d'exploitation auprès des autorités de navigabilité et d'atterrissage au niveau aéroport fut un difficile combat dans 3 directions : technique, juridique et politique.

Bruit et émissions

L'avion supersonique est surmotorisé par rapport à un appareil subsonique de même masse au décollage, il utilise un moteur simple flux alors que les avions B707 avaient déjà des doubles-flux et enfin la post combustion est allumée au décollage pour augmenter la vitesse du jet : trois raisons qui font que Concorde sera bruyant.



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

Dès le départ les constructeurs ont conscience de la nécessité de développer un silencieux rétractable pour éviter une surconsommation tout au long de la mission. Le premier principe appliqué est celui d'une dilution des gaz chaud en aval de la tuyère primaire, par de l'air frais introduit radialement par des lobes pivotants. L'atténuation espérée est de 305 PNdB pour une pénalité avion de masse de 30 kg par moteur.

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

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

permettre un développement en poussée. Cette architecture a été démontrée optimale avec les technologies de l'époque sous les aspects masse et consommation en croisière Mach 2, alors que les moteurs subsoniques évoluaient vers des moteurs à architecture double flux bénéficiant d'un bruit dominant de soufflante plus facile à atténuer par conception et traitements acoustiques mais, en contrepartie, plus lourds, plus encombrants en diamètre.

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

Les préoccupations portent d'abord sur :

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

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

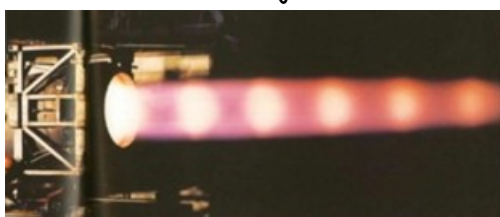
Origine du bruit

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

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



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



Impact de la post combustion

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

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

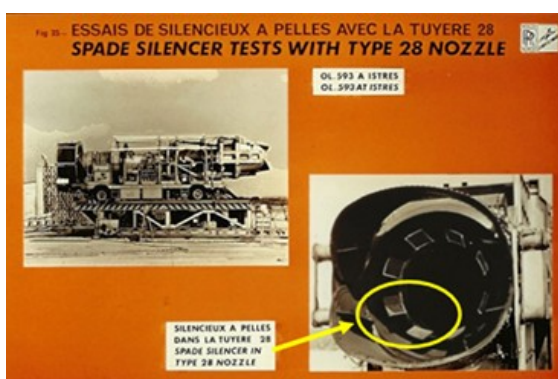
Supprimer la post combustion ?

Pour fournir la poussée nette équivalente, il aurait fallu :

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

Tentative de réduction du bruit

Définition produit :



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

L'efficacité du silencieux ne peut être vérifiée en banc fermé car les mesures doivent s'effectuer en champ ouvert. C'est pourquoi Snecma aménagea à Istres une aire bétonnée de 60m de rayon équipée d'un chariot mobile permettant de relever le champ sonore autour du moteur. Les essais de silencieux à lobes

sont décevants et dès 1969, Snecma entreprend la mise au point d'un nouveau silencieux escamotable, silencieux à pelles agissant par mélange turbulent entre le jet chaud et l'air de ventilation de la tuyère secondaire. Il est monté sur la tuyère 28 avec un objectif de réduction de bruit de 3 à 4 PNdB au prix de 5% de perte de poussée au décollage. Ce déficit de poussée aurait dû être compensé par un accroissement de poussée, donc de bruit, afin de maintenir les performances avion au décollage.



Banc acoustique Snecma Istres

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

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

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

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

Pour répondre à la nécessité de caractériser l'effet des silencieux en déplacement à des vitesses comparables à la vitesse de l'avion au décollage, l'Aérotrain O2 de Bertin est mobilisé, propulsé par le General Electric GE J85 proche des conditions de jet de l'Olympus, à partir de 1974.

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

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

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

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

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

Procédures de décollage :

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

Niveaux de bruit certifiés

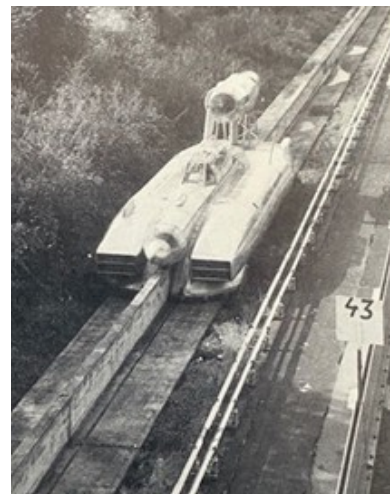
Les mesures réalisées lors des essais de certification indiquaient :

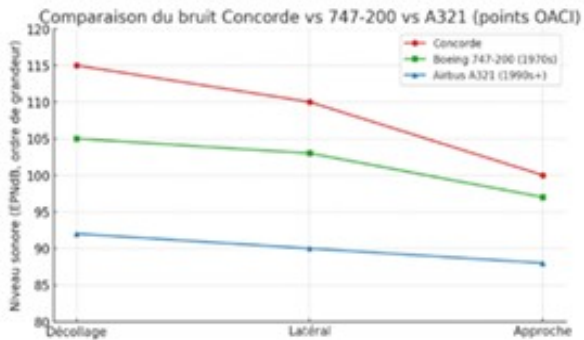
le Concorde est nettement plus bruyant à tous les points, surtout au décollage, survol et latéral (jusqu'à +10 dB par rapport au Boeing 747-200, +20 dB vs Airbus A321).

- **Au décollage (avec postcombustion) :**

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

Essais silencieux sur Aérotrain Bertin





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

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

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

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

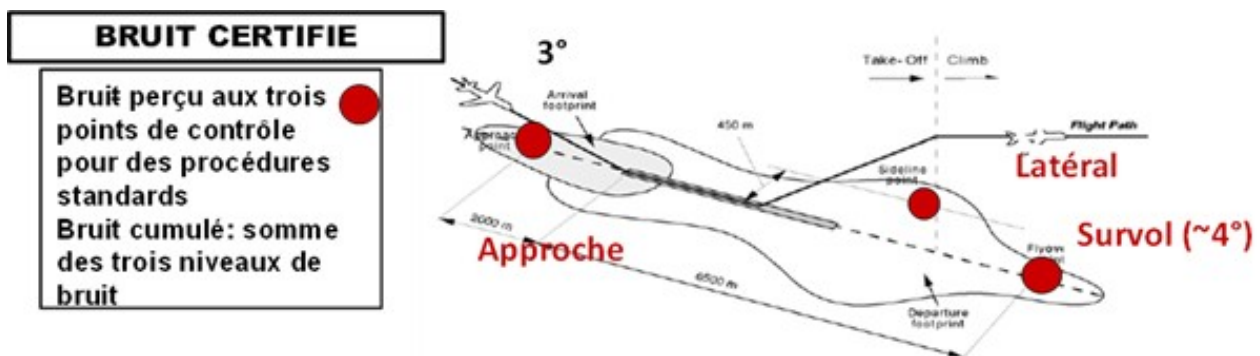
En complément de la gêne procurée par le niveau de bruit perçu (EPNdb) l'image portée par le produit et son utilisation ont pris de l'importance vis-à-vis de son acceptation sociétale par les riverains des aéroports... Un sérieux challenge pour un éventuel futur avion de transport supersonique.

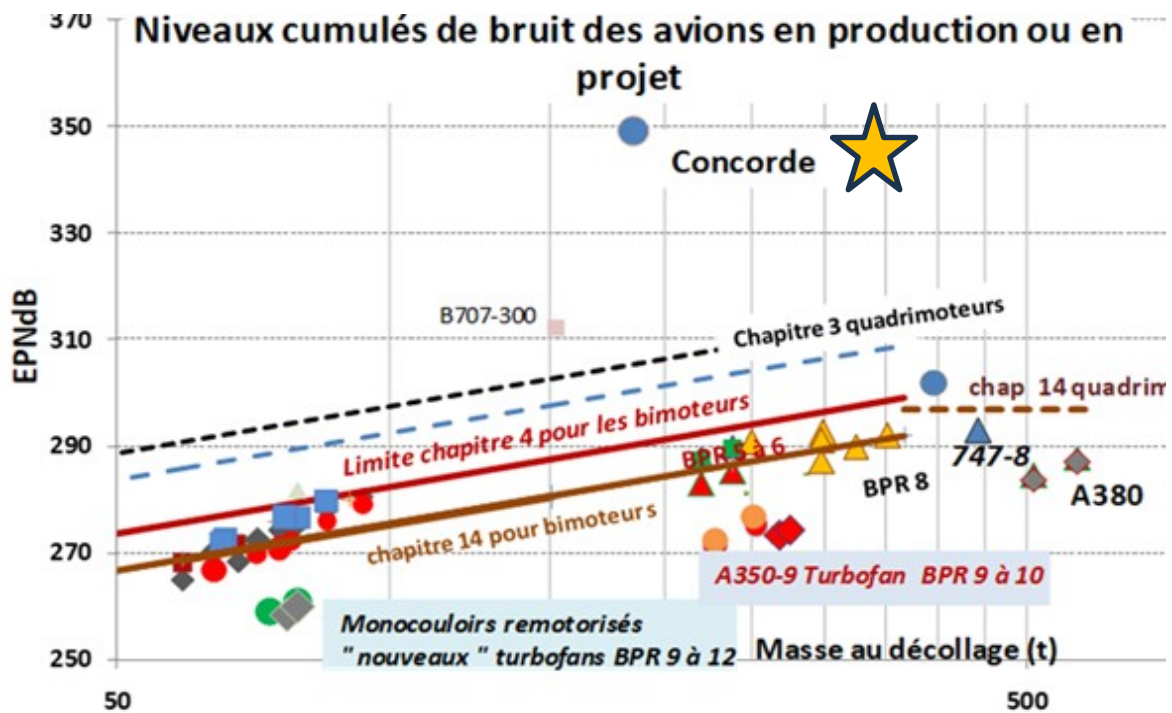
Emissions

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

Un comité d'études des conséquences des vols stratosphériques est créé en France. Les conclusions stipulent que : " une flotte d'une centaine d'avions type Concorde volant dans la stratosphère produirait une réduction d'ozone impossible à déceler et dont l'incidence biologique serait tout à fait négligeable " et plus loin " plus grave serait l'utilisation croissante d'engrais azotés et des composés chlorés et fluorés ".

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





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

Emissions

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

Un comité d'études des conséquences des vols stratosphériques est créé en France. Les conclusions stipulent que : " une flotte d'une centaine d'avions type Concorde volant dans la stratosphère produirait une réduction d'ozone impossible à déceler et dont l'incidence biologique serait tout à fait négligeable " et plus loin " plus grave serait l'utilisation croissante d'engrais azotés et des composés chlorés et fluorés ".

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

Chronologie de la lutte pour l'autorisation d'exploitation

1967 - 1969 | Vols prototypes et prise de conscience publique

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

1973 - 1975 | Tentatives techniques et pression diplomatique

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

Des essais de **tuyères silencieuses** et de **postcombustion partielle** sont menés à Villaroche et Bedford. Les résultats sont décevants : gains inférieurs à 4 dB, au prix d'une perte de poussée inacceptable.

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

1975 - 1976 | Entrée en service sous conditions

Pendant ce temps, les riverains d'Heathrow et de Washington National Airport déposent des pétitions. Le 21 janvier 1976, l'exploitation commerciale démarre avec les premiers vols commerciaux Air France et British Airways.

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

- o Pleine postcombustion jusqu'à ~ 500 ft,
- o Extinction rapide, montée abrupte à 12 - 15°,
- o Réduction du régime avant survol des zones habitées.

Le bruit reste supérieur d'environ **15 dB(A)** à celui d'un Boeing 707.

Les vols sont autorisés à Heathrow et CDG de jour, mais **interdits de nuit.**

Lors de l'examen de l'autorisation d'exploitation du Concorde aux États-Unis, le contexte politique et réglementaire est défavorable. Dès 1975, plusieurs initiatives parlementaires visent à supprimer les aides fédérales aux aéroports accueillant des avions supersoniques ne respectant pas la FAR 36, sans toutefois aboutir.

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

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

Procédures judiciaires relatives à l'atterrissage du Concorde à New York-JFK

4 février 1976 : l'autorisation fédérale d'atterrir aux États-Unis.

Malgré ce climat, l'administration américaine accorde, le 4 février 1976, un permis d'exploitation à Air France et à British Airways. Le secrétaire d'État aux Transports, William T. Coleman, fonde sa décision sur deux arguments principaux : la FAR 36 ne s'applique pas aux avions supersoniques et une majorité d'avions subsoniques américains ne la respectent pas davantage, ce qui rendrait toute exclusion du Concorde discriminatoire ; par ailleurs, l'étude d'impact réalisée par la FAA conformément au "*National Environmental Policy Act*" ne met pas en évidence de risque environnemental spécifique lié au Concorde.

L'autorisation est accordée pour une période d'essai de seize mois, avant d'être rendue définitive en juin 1978. La décision "*Coleman*", contestée par le comté de Fairfax (aéroport de Washington) et "*Environmental Defense Fund*" est confirmée par la juridiction fédérale compétente et devient exécutoire le 19 mai 1976. **Le Concorde peut ainsi atterrir à Washington dès le 24 mai 1976, mais reste exclu de New York-JFK. Le maire de New York, John Lindsay s'oppose à l'atterrissage de Concorde à JFK.**

11 mars 1976 : l'interdiction locale à New York-JFK.

L'accès à New York constitue un enjeu majeur pour la viabilité commerciale du programme Concorde. Or, le 11 mars 1976, l'Autorité portuaire des États de New York et du New Jersey interdit temporairement l'accès Prendre l'air Hors-Série N°1 - Février 2026 Ed 2 32

du Concorde à l'aéroport JFK. Cette décision est motivée par le dépassement allégué de la limite acoustique de 112 dB PN fixée par l'Autorité et par l'émission de basses fréquences aux effets sanitaires incertains. Le contexte politique local est marqué par l'opposition du gouverneur de l'État de New York, Hugh Carey, au programme Concorde.

Les compagnies et les constructeurs démontrent cependant que le Concorde peut respecter le seuil des 112 dB en utilisant certaines pistes et procédures de décollage, et qu'aucun effet nocif lié aux basses fréquences n'est établi. Malgré ces éléments, l'Autorité renouvelle son interdiction en mars puis en juillet 1977, cette dernière fois pour une durée indéterminée. Les compagnies saisissent alors la justice fédérale.

L'annulation judiciaire de l'interdiction

En appel, le 14 juin 1977, le juge Irving Kaufman rappelle la jurisprudence *City of Burbank v. Lockheed Air Terminal* (1973), selon laquelle les propriétaires d'aéroports peuvent édicter des restrictions acoustiques complémentaires, à condition qu'elles ne soient ni arbitraires ni discriminatoires. Or, l'Autorité reconnaît que le Concorde respecte les 112 dB :

- *Le Concorde peut respecter la limite des 112 dB en utilisant les pistes 31L et 22R avec une procédure de décollage adaptée,*

Et sans parvenir, après dix-sept mois d'études, à démontrer l'existence de basses fréquences dangereuses pour la santé.

Cette absence de justification objective est jugée discriminatoire. La procédure s'achève le 17 octobre 1977. Ce jour-là, la " Port Authority de New York et du New Jersey " a levé son interdiction et a donné son feu vert.

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

1977 - 1980 | Stabilisation et reconnaissance des limites

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

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

Concorde conservera une dérogation permanente aux normes OACI jusqu'à la fin de ses vols. Les normes de bruit applicables aux avions subsoniques étaient hors de portée.

En résumé : le challenge du bruit

Les silencieux testés — intégrés dans la tuyère et rétractable après le décollage - engendraient des pertes de charge préjudiciables aux performances en position déployée. Leur efficacité, à **poussée donnée**, s'avéra trop faible et aucun dispositif ne fut installé en exploitation.

Même si les efforts faits pour réduire le bruit de l'Olympus par des silencieux se sont soldés par des échecs, les travaux menés par Snecma, en coopération avec un panel réunissant industriels, l'ONERA ; le NGTE et plusieurs universités françaises et britanniques, combinèrent études théoriques, essais en soufflerie, essais moteurs — y compris sur la voie d'essai de l'aérotrain expérimental Bertin — et essais en vol. Ces recherches posèrent les bases de méthodes plus rigoureuses pour la compréhension du bruit de jet et la transposition des résultats sol-vol, en soulignant l'importance d'analyses à poussée constante. Par ailleurs ils mirent en évidence l'existence de bruit internes encore insuffisamment compris à cette époque (turbines, combustion).

Ces bruits prendront de l'importance dans la réduction du niveau de bruit des moteurs subsoniques à très grand taux de dilution pour lesquels le bruit de jet n'est plus dominant.

Les travaux (analyses, essais, mécanique de génération de bruit, prévision) effectués par les équipes Snecma contribuèrent à acquérir une meilleure compréhension des phénomènes acoustiques. Snecma y gagna une réputation technique de tout premier plan. Cette expertise fut déterminante pour que, dans le cadre de la coopération CFM, Snecma prenne le leadership des études sur le bruit.

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

Le bang supersonique

Le bang supersonique est en fait une onde de pression générée par un avion volant **en supersonique**. Il est **inévitabile**, car directement lié à la portance de l'avion qui compense le poids de l'appareil : supprimer les sauts de pression reviendrait à supprimer le poids de l'avion.

Les conséquences au sol du passage de l'onde de pression sont un niveau de bruit très élevés, et un risque d'endommagement des bâtiments. Elles ont conduit les autorités à interdire le survol des zones habitées en mode supersonique.

Si on ne peut supprimer le bang, en revanche, il est possible d'en **réduire l'intensité** mais avec un **fort impact sur l'architecture avion et sur le Mach de vol qui sera largement inférieur à Mach 2**.

Peut-on supprimer ou réduire le bang sonore ?

Le "bang" : son origine

Equilibre des forces en vol

En vol le champ de pressions agissant sur l'avion a une résultante, la Portance, dont la composante verticale est égale et opposée au poids de l'avion. Les perturbations de pression résultantes du passage de l'avion se propagent à la vitesse locale du son dans toutes les directions de l'atmosphère sous la forme d'ondes de pression.

Au niveau du sol, le passage de l'onde de pression dure 300 millisecondes et se traduit par un bruit intense et violent (jusqu'à 120 db) avec des surpressions susceptibles d'endommager gravement des bâtiments. C'est ce qui a conduit à interdire le survol des zones habitées à des vitesses supersoniques.

Cas subsonique

Lorsque le vol est subsonique, ces perturbations de pression se propagent aussi bien vers l'amont que vers l'aval, ce qui les répartit au sol sur une surface horizontale pratiquement infinie. Leur valeur locale devient alors infinitésimale.

Cas supersonique

Lorsque l'avion entre dans le régime supersonique des ondes de chocs vont apparaître, d'intensité variable et localisées au niveau de changements brutaux de forme de l'avion (antenne, cockpit, nacelles, voilure...), en particulier une onde de choc apparaît attachée à l'avant du fuselage et une autre se crée au niveau de la détente générée par l'extrémité du fuselage (Figure 1).

La propagation des différentes discontinuités générées par l'avion - nez, entrées d'air, bord d'attaque delta, voilure, fuselage, tuyères - se fait dans une atmosphère elle-même déjà perturbée par le choc amont. Au fil de la propagation dans l'espace, les chocs secondaires s'étirent, se déforment et finissent par fusionner avec les deux fronts principaux à l'avant et à l'arrière du fuselage. Ceux-ci dégènèrent progressivement pour devenir une simple onde de pression sonore et de forme conique appelée onde de Mach, dont l'angle au sommet est fonction du Mach de vol de l'avion.

La trace au sol de chacune de ces nappes est une hyperbole, intersection d'un cône avec la surface du sol, constituant une surface limitée latéralement, d'autant plus restreinte que l'altitude (vitesse du son) et le Mach de vol sont élevés. Les perturbations sont confinées entre **deux cônes de Mach**, avant et arrière. (Figure 2).

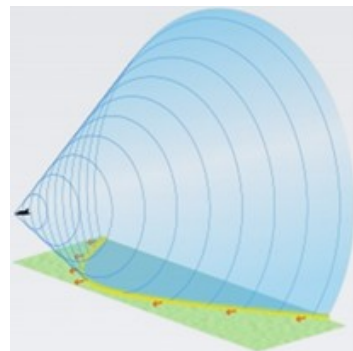
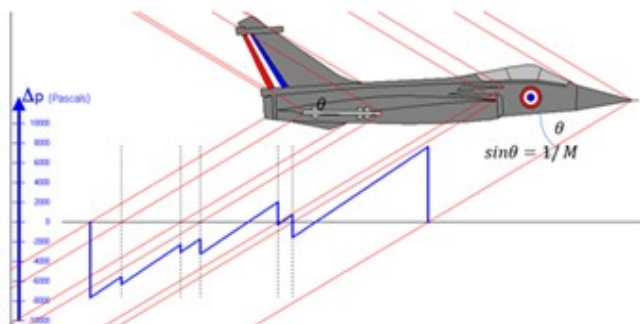


Figure 1 - Ondes de choc et onde de pression en vol supersonique

Balayage du sol par une onde de Mach

Par suite, le champ de pression au sol est **fortement limité entre les deux cônes de Mach**, ce qui conduit mécaniquement à des surpressions plus fortes qui deviennent audibles (Figure 2). Le niveau de surpression au sol, dépendra de nombreux paramètres : architecture, masse et taille de l'avion, conditions atmosphériques, etc. Ces surpressions génèrent un niveau de bruit intense et de très courte durée (environ 105 à 120 db pour Concorde) et elles ont la capacité d'endommager des bâtiments particulièrement dangereux en cas de focalisation comme lors d'un virage avion.

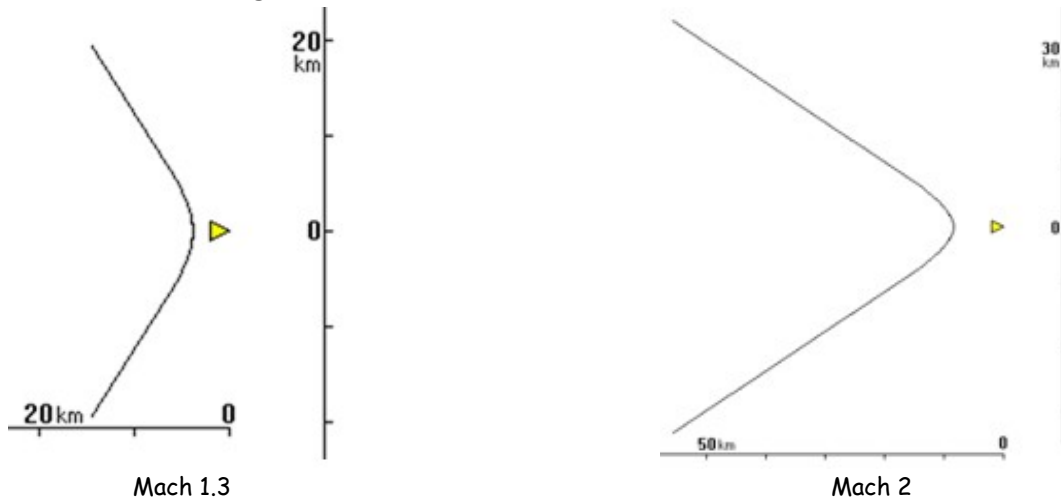


Figure 2 - Intersection onde de Mach avec le sol

Génération de l'onde en N

A grande distance, le signal de pression a généralement une forme en N (Figure 3) avec, provenant du nez du fuselage, le front amont générant une surpression brutale suivie d'une détente (diminution pression) plus progressive qui se termine pour un retour brutal à la pression atmosphérique à travers le front aval provenant de l'extrémité du fuselage. Cette forme est universelle et se retrouve aussi bien pour les avions de chasse que pour Concorde, mais avec des amplitudes qui varient.

L'intervalle entre les deux fronts pour Concorde volant à Mach 2.02 à une altitude de 15 000 m est de 300 millisecondes avec un saut de pression au niveau du front avant de ~1 hPa. Pour un Mirage volant à Mach 2 à 15 000 m, la surpression mesurée au sol est de ~ 0.6 hPa pour une durée de 150 millisecondes ; on retrouve là l'effet de masse : ~ 14 tonnes comparée à ~ 170 tonnes pour Concorde (figure 3 - Mesures CEV-STAE). Les deux fronts constituent un signal audible Le temps entre les deux fronts par sa brièveté ne permet généralement pas de les séparer. Toutefois la perception d'un " double bang " est possible pour une source de grande taille comme la navette américaine. Le niveau de bruit au sol du " Boom " pour un avion volant à Mach 2 à une altitude de 15 000 m est de l'ordre de 105 à 120 db, et sur le plan psychoacoustique particulièrement pénalisant par la soudaineté du pic de bruit.

C'est cette onde N qui constitue le bang supersonique audible avec un potentiel danger pour les bâtiments.

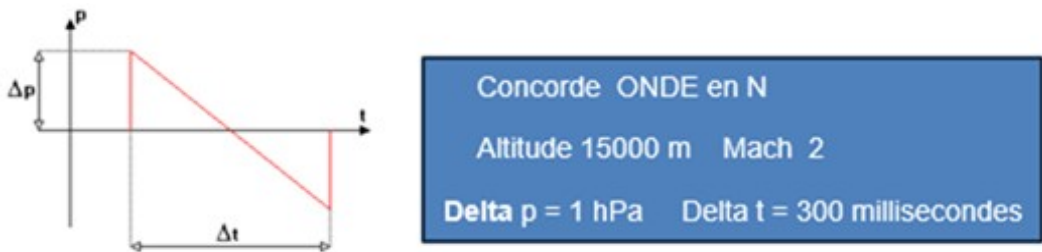
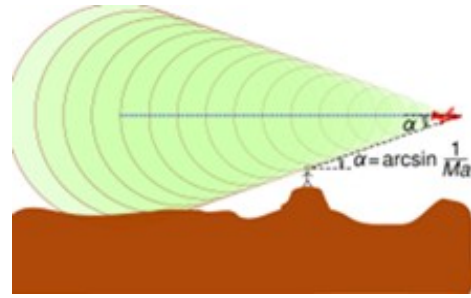


Figure 3 - Onde en N : cas Concorde



Figure 4 - Mach 1.17



Un bang supersonique produit par un avion se déplaçant à $M = 2.92$.

Du fait que la résultante générale des forces de pression exercées sur le sol équilibre le poids de l'avion - et que ces forces s'appliquent uniquement sur une surface limitée correspondant à la trace au sol des nappes avant et arrière - les deux sauts de pression ne peuvent être annulés que si le poids de l'avion est nul. Toute tentative de suppression totale du bang sonique est donc illusoire : supprimer ces discontinuités reviendrait à annuler la portance et, par conséquent, le poids de l'appareil.

Réduction de l'amplitude de l'onde en N

En revanche, il est possible de réduire l'amplitude des surpressions locales en modifiant la répartition des volumes et les variations de forme le long de la cellule. Cette approche permet d'étaler les discontinuités successives et d'abaisser la surpression maximale. La conception d'un avion " low boom ", visant à réduire la pression maximale du signal au sol, doit prendre en compte les paramètres suivants :

- Allonger et affiner le nez du fuselage ; ajouter éventuellement des canards ou surfaces avant pour mieux répartir la portance.
- Minimiser la masse de l'avion.
- Optimiser l'intégration moteurs / nacelles afin de réduire les chocs secondaires.
- Concevoir la distribution de volumes pour éviter la génération d'ondes de choc additionnelles.
- Limiter le nombre de Mach en croisière et voler à une altitude élevée (55 - 60 kft) afin d'atténuer davantage le signal au sol.

Bien qu'il ait été conçu avant l'ère moderne des fuselages optimisés pour le low-boom, le Concorde bénéficiait déjà d'une atténuation naturelle grâce à son fuselage très allongé (grand rapport longueur/diamètre), son aile delta à faible épaisseur relative, et une répartition progressive des masses et volumes. Les études de l'ONERA avaient d'ailleurs montré que, malgré sa masse élevée, Concorde générait une onde en N relativement " douce " pour un appareil de cette taille, avec une pente de détente plus progressive que celle des avions de chasse.

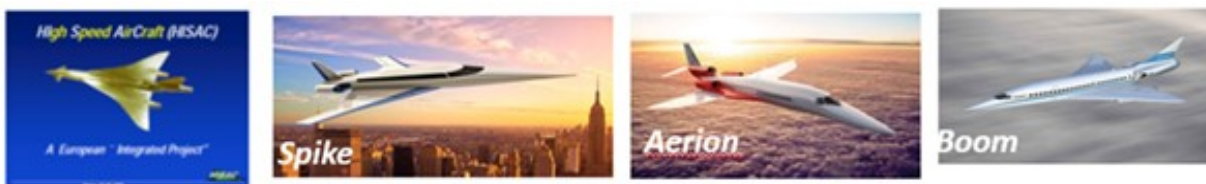


Figure 5 - Projets d'avions supersoniques

De nombreuses études, souvent par des " start up " à durée de vie aléatoire, ont été et sont en cours principalement aux États-Unis, pour diminuer cette surpression au niveau du sol en concevant un avion optimisant les formes aérodynamiques par rapport au Bang et en réduisant le Mach maximum de l'avion croisière vers 1,4 - 1,5. Au lieu de 2 pour Concorde.

De nombreuses études ont été et sont en cours pour diminuer cette surpression au niveau du sol en concevant un avion optimisant les formes aérodynamiques par rapport au Bang et en réduisant le Mach maximum de l'avion croisière vers 1,4 - 1,5. Au lieu de 2 pour Concorde. Souvent par des " start up " à durée de vie aléatoire, principalement aux États-Unis.

Une telle mesure pénaliserait la durée du vol Paris New York de 75 mn comparé à Concorde portant la durée du vol à 4 h 45 au lieu de 3 h 30.

Exemple d'avion "Low Boom" : conséquences sur la définition et les performances avion

Programme : X 59 / QueSST NASA et Lockheed Martin

Cet avion est un démonstrateur visant à définir les spécifications d'un avion (business jet) volant en supersonique avec une signature bruit/ surpression au sol pas plus gênante que le bruit d'un avion gros porteur qui sera acceptable par les populations et donc permettant de survoler en supersonique les régions habitées. Conçu par la NASA et Lockheed Martin, lancé en 2016 avec un budget de 5 milliards \$, il a effectué son premier vol le 28 octobre 2025 avec cinq ans de retard.

QueSST Configuration C606 Overview

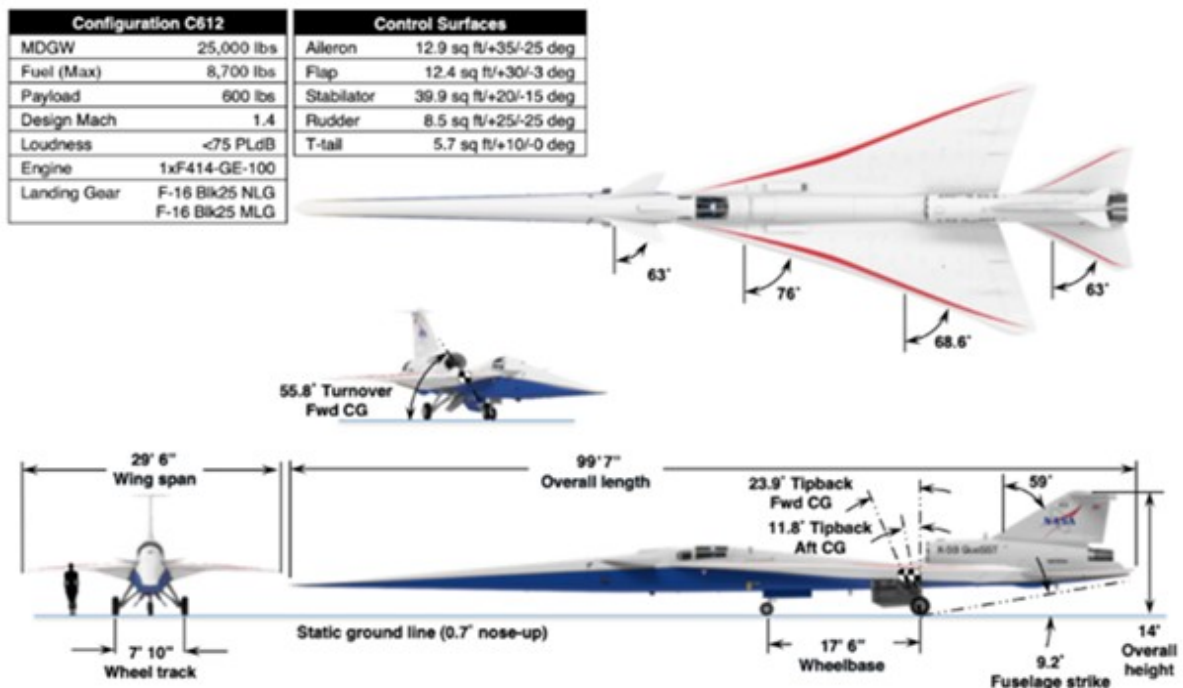


Figure 6 - Démonstrateur d'avion faible bang (Low Boom) : " Current work on PDR effort will further mature the X-plane design and lay the foundation for an eventual quiet commercial supersonic aircraft ".



Premier vol : octobre 025

Le démonstrateur " Low-Boom " illustré ci-contre, est conçu pour voler à Mach 1,42, avec les caractéristiques suivantes :

- Longueur : 30 m
- Envergure : 9 m
- Largeur extérieure maximale du fuselage : 1,2 m
- Allongement : 1,37
- Rapport surface mouillée / surface de référence : > 3,7

Ces caractéristiques, imposées par l'objectif de réduction optimale du bang, entraînent :

- une **finesse aérodynamique modérée, pénalisant l'aérodynamique avion**, tant en subsonique qu'en supersonique,
- une **assiette au décollage pouvant atteindre 10°**, signe d'une portance limitée aux basses vitesses.
- des **vitesses de décollage et d'atterrissage très élevées nécessitant une poussée accrue et en conséquence augmentant le bruit moteur lors du décollage**,

Ces caractéristiques dégradent les performances globales de l'avion, tant en subsonique qu'en supersonique pénalisant en consommation, masse et bruit découlent directement du nez très allongé, de la faible surface alaire et du fuselage particulièrement fin nécessaires à la réduction du bang.

Outre l'optimisation des profils aérodynamiques, les concepts étudiés prévoient une évolution très progressive de la section frontale du fuselage, puis une continuité de variation des volumes afin de compenser l'augmentation de section due à la voilure, conformément à la loi des aires. La question de l'aménagement cabine et de la capacité d'emport passagers d'une telle architecture reste un point dur.

Nous sommes loin, de la capacité de transport d'un Concorde. Un article publié par la NASA le 8 mai 2012 indiquait qu'un fuselage d'environ 244 m serait nécessaire pour transporter 30 à 80 passagers :

" Although an 800-foot-long airliner may lead to publicly acceptable sonic booms, such an aircraft must still fit at its gate, taxi without collision risk, and avoid requiring a costly redesign of airports."

Dès lors, le marché est restreint à un marché de niche plus près des " business jets " que des avions de transport commerciaux. Quelles seraient la capacité d'emport passagers, les dimensions, la masse et la finesse d'un avion " réaliste " pour le marché des business jet pouvant transporter des passagers dans une cabine d'environ 2 m de largeur et d'une dizaine de mètres de longueur, si sa section extérieure devait respecter strictement la loi des aires ?

A défaut de pouvoir supprimer le bang, l'objectif visé avec les actions de réduction du niveau acoustique du Bang est alors d'atteindre un niveau de bruit et de variation de pression au sol suffisamment faible pour permettre de survoler les zones habitées (inférieur à 75 dB).

Les divers projets étudiés, au-delà des progrès aérodynamiques, ont mis en évidence les deux leviers les plus importants pour réduire l'intensité du Bang, à savoir :

1. **L'architecture de l'avion** : fuselage long et effilé, variation progressive des volumes Le premier levier est la **conception** de l'avion : un fuselage long et effilé, une variation progressive des volumes (cabine, systèmes propulsifs, voilure...), un nez profilé et une répartition douce de la portance permettent d'abaisser la surpression maximale et d'étaler l'onde en N.
2. Le second levier concerne **la manière de voler** : voler plus haut, **limiter le nombre de Mach**, éviter les transitions brusques de trajectoires.

A ces leviers pour un programme avion commercial il faut ajouter un besoin réglementaire qui concerne l'adaptation des normes et règlements de navigabilité, développés pour les avions subsoniques, aux contraintes des avions volant à la vitesse supersonique. En particulier les normes environnementales (bruit, émission, CO2...).

Toutes ces actions se traduiront par de nombreux impacts sur la conception de l'avion et de son exploitation que l'on peut résumer sous la forme suivante :

Points négatifs :

- La vitesse de vol réduite en croisière à Mach 1.4 pénalise un vol Paris New York de 75 mn comparé au Concorde.
- Les performances en vol (finesse supersonique et subsonique, la masse) augmentent la consommation de carburant.
- Le besoin de vitesse élevée au décollage et donc de poussée augmente les niveaux de bruit moteur.
- L'espace disponible dans la cabine est réduit, limitant la capacité de transport passagers.
- Le modèle économique est loin d'être évident avec un marché qui sera limité (coûts de transport, coûts de possession et d'opération, limitations environnementales...) avec de très lourds investissements (il a été évoqué pour le coût de développement des montants de l'ordre de 25 b\$ et par Aerion en 2017 un prix de vente objectif pour un avion transportant 8 à 12 passagers de l'ordre de 120 M\$).

Points d'incertitude :

- La certification avec quelles normes environnementales : acoustiques, CO2, NOx...
- Les limitations potentielles d'atterrissage via des règlements aéroportuaires locaux,
- Quelle acceptation sociétale ?



Projet Aeronave avant arrêt

Quelles seraient les dimensions, la masse et la finesse d'un avion dont le rayon d'action est supérieur à celui de Concorde (~ 5000 Nm) ayant une cabine, pouvant transporter 12 à 18 passagers (avant projets en cours), de dimensions intérieures de l'ordre de 2 m de largeur et d'une dizaine de mètres de longueur dont la section extérieure du fuselage obéirait à la loi des aires ?

Certification et Statut juridique du bang supersonique

En raison des inquiétudes exprimées par les populations survolées, un arrêté du Premier ministre français du 31 août 1966 institue une commission " chargée d'étudier les implications d'une éventuelle expérimentation destinée à évaluer la tolérance des populations au bruit engendré par le vol supersonique ".

La question est également prise en compte au niveau international. En septembre 1968, l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) adopte une première résolution (A-16-4) consacrée aux nuisances liées au vol supersonique, complétée en 1978 par la résolution A-22-14 intitulée " Problèmes techniques et économiques que pose la mise en service commerciale d'avions supersoniques ". Dans ce cadre, l'OACI invite les États engagés dans la construction d'avions supersoniques à lui soumettre des propositions visant à protéger les populations des effets du bang supersonique.

Malgré les attentes franco-britanniques, la " Federal Aviation Administration (FAA) " interdit, le 28 mars 1973, le survol du territoire américain en régime supersonique par l'introduction de cette interdiction dans la réglementation FAR 91. La même année, l'Allemagne, le Canada, le Danemark, le Japon, la Norvège, les Pays-Bas, la Suède et la Suisse adoptent des mesures similaires. Cette interdiction se généralise progressivement à l'échelle mondiale.

Dès lors, le Concorde n'est autorisé à voler en régime supersonique que dans les espaces aériens adjacents à la haute mer, relevant de la zone internationale. Les territoires habités sont systématiquement survolés en régime subsonique jusqu'à la limite des eaux territoriales, ce qui conduit à privilégier des routes majoritairement situées au-dessus des océans.

Enfin, la seule compagnie américaine à avoir exploité le Concorde est Braniff International, dans le cadre d'un accord avec Air France et British Airways. Braniff a assuré des liaisons exclusivement en **régime subsonique entre Washington-Dulles et Dallas-Fort Worth**, avec des équipages Braniff. L'exploitation Concorde a été limitée à la période du **12 janvier 1979 à la fin mai 1980** faute de rentabilité.

Situation actuelle :

Suite à la prolifération des avants projets de démonstrateurs supersoniques particulièrement aux USA, diverses initiatives ont démarré au niveau OACI, FAA, EASA...sur les règlements et normes pour un futur avion supersonique commercial au niveau émissions, bruit, bang sonique.

La NASA développe actuellement un démonstrateur low-boom et mènera des survols de communautés afin de mieux comprendre la perception humaine de ces nouveaux bangs soniques " atténués " et d'établir des échelles psychoacoustiques utiles à de futures réglementations.



BOOM Overture 2022

Sur le plan réglementaire, il n'existe pas encore de norme internationale limitant l'intensité des bangs soniques. Le vol supersonique au-dessus des terres est soit interdit, soit très peu encadré selon les pays. Les règles actuelles (en Australie, Russie, Europe) restent limitées et souvent héritées de l'ère du Concorde. Parallèlement, d'autres technologies de réduction du bang sonique (pointe de nez, dispersion des ondes de choc, jets anti-boom, aspiration/injection, ajout d'énergie pulsée, etc.) sont à l'étude, mais nécessitent encore des évaluations approfondies avant toute nouvelle réglementation.

La Maison Blanche veut rétablir les États-Unis comme leader incontesté du vol commercial supersonique. Donald Trump a signé un décret le 6 juin 2025 visant à lever l'interdiction du vol supersonique au-dessus des terres aux États-Unis. Applicable à compter de septembre 2025, la FAA aura ensuite 18 mois pour proposer une loi définitive et permanente.

En signant ce nouveau décret, Donald Trump lève une interdiction datant de 52 ans. La détermination des promoteurs de nouveaux projets et le soutien des autorités américaines laissent penser que les USA, en cas de succès du démonstrateur QueSST, chercheront à lever les obstacles réglementaires.

Lockheed X59 Nasa Mach 1.5



Le défi du Bang en résumé

Le phénomène de bang supersonique est dû aux ondes de pression conséquence inévitable des perturbations associées à un avion volant à une vitesse supersonique en atmosphère libre. Elle est caractérisée par des variations de pression brutales et un bruit au sol fortement audible pouvant atteindre 120 dB.

Les conséquences du passage de l'onde de pression au sol ont conduit les divers pays à interdire le survol des zones habitées à vitesse supersonique.

Si on ne peut supprimer le bang, en revanche, il est possible d'en **réduire l'intensité** :

Sur le plan conception : en réduisant le Mach de vol en croisière, en optimisant l'architecture et la forme de l'avion : fuselage long et effilé, nez profilé, répartition progressive des volumes, répartition de la portance, et intégration moteurs/nacelles limitant les chocs secondaires.

Sur le plan opérationnel : Voler plus haut, limiter le Mach ($\approx 1,4$), privilégier les manœuvres "douces" (éviter les focalisations) contribuent également à atténuer l'impact du bang au niveau du sol. La réduction du Mach de 2 à 1.4 allonge le temps de vol de 75 mn sur un vol Paris New York dont la durée passe de 3 h 30 à 4 h 45 mn (7 h en vol subsonique).

Les études et avant projets actuels, notamment aux États-Unis, montrent qu'un avion "low boom" impose des compromis lourds et pénalisants : finesse aérodynamique minorée en subsonique comme en supersonique, vitesses de décollage très élevées nécessitant plus de poussée donc plus de bruit moteur, faible volume cabine.

Enfin, il y a les aspects réglementaires pour l'exploitation des avions supersoniques qui restent à régler. Les normes environnementales actuelles, conçues pour les avions subsoniques, ne sont pas adaptées au supersonique. **Le développement du transport supersonique civil à moyen terme devra passer par une adaptation des normes spécifiques à ce type de transport au niveau bruit, bang sonique et émissions.**

Il n'y aura vraisemblablement pas de projet industriel viable tant qu'il n'y aura pas de réglementation sur le supersonique. Aujourd'hui, tous les espaces aériens commerciaux sont interdits aux vols supersoniques commerciaux mais les choses bougent. L'ICAO travaille sur une réglementation propre au "bang". Et il y a un fort lobbying des industriels américains supportés par le gouvernement USA pour faire bouger les lignes, notamment pour que soit levée l'interdiction des vols civils supersoniques au-dessus des terres habitées.



Projet Aerion (mission JR en 2017)

Avec un investissement très élevé de l'ordre de ~ 20 à 25 milliards \$ pour le développement et l'industrialisation, investissement à amortir sur un marché de niche, et des coûts d'exploitation également élevés... ; la rentabilité est loin d'être démontrée.

Les contraintes techniques, environnementales, sociétales et économiques rendent improbable le retour d'un supersonique civil comparable au Concorde.

Compte tenu des impacts sur l'avion et son exploitation il est raisonnable de penser que d'un point de vue technique le marché possible est plus un marché de niche dans le marché d'aviation d'affaire.

Mais les contraintes scientifiques et techniques restent, elles, incontournables.

Le supersonique civil restera probablement **un marché de niche**, limité à un segment de l'aviation d'affaires. Mais au regard des investissements nécessaires, la question demeure : existe-t-il réellement un marché économiquement viable et **socialement** acceptable ?



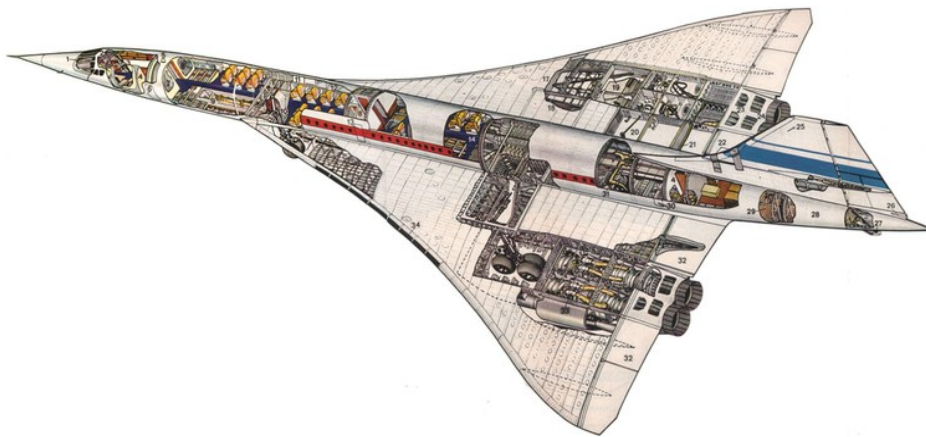
Source :

Référence documentation :

Retraités Snecma/Safran : Jean Calmon, Jacques Renvier,

Retraités Aérospatiale/Airbus : Gérard Théron, Thierry Touquoy,

JC Wanner (Bang)



Concorde - Héritage technologique et avancées industrielles

L'héritage du programme Concorde

Un héritage technologique, industriel et managérial

Introduction

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

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

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

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

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

Le Concorde a permis à l'industrie aéronautique européenne d'atteindre une nouvelle maturité. Le vol supersonique, combinant séquences subsoniques, transsoniques et supersoniques, imposait une maîtrise fine

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

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

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

Un héritage technologique décisif

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

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

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

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

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

Commandes de vol et systèmes électroniques

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

Concorde a été équipé d'un pilote automatique dans la lignée de l'expérience Caravelle, cela permet une gestion automatique de la puissance et d'un contrôle " mains libres " de l'avion de la montée initiale à l'atterrissage.

Freinage : antipatinage

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

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

Freins carbone

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

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

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

Les premiers freins carbone ont été installés sur le Concorde 02 en juillet 1974 en remplacement des freins acier.

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

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

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

Pneumatiques

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

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

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

Systèmes électriques et hydrauliques

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

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

A noter que le concorde F-WTSB (Concorde 1 visible à Toulouse) a servi de banc de test pour le mini-manche latéral qui équipe maintenant la gamme Airbus.

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

Recherche et Technologie : Réduction des émissions acoustiques

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

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

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

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

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

Production

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

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

Matériaux et structures

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

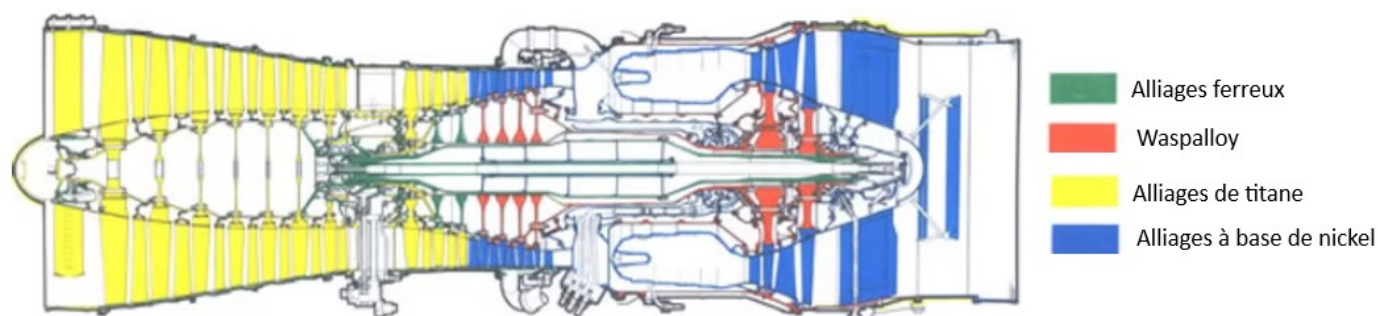
- Pour la cellule de l'avion, des températures des structures externes de 100 à 127°C : **c'est la capacité mécanique du matériau des structures externes mis au point pour Concorde qui a déterminé le Mach maximal de vol de l'avion.**
- Pour le moteur, des températures internes en vol supersonique comparables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

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

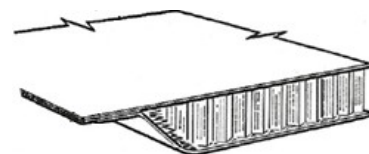
Le Concorde a servi de laboratoire grandeur nature pour :

- ❖ **Les alliages d'aluminium** : Concorde a exigé la mise au point pour les pièces de structure de la cellule et le revêtement du fuselage d'un alliage d'aluminium, l'AU2GN, alliage d'Aluminium-cuivre-magnésium-nickel (Al-Cu-Mg-Ni) mécaniquement stable en très longue durée jusqu'à 130 °C (des essais de fluage sur éprouvettes ont été réalisés à 130°C jusqu'à 30 000 heures) et également doté de propriétés de fatigue et de corrosion

adéquates. L'AU2GN représentait 70% de la cellule (fuselage, aile, gouvernes). Il est encore utilisé aujourd'hui pour certaines applications sur avion ou hélicoptères et dans les industries mécaniques et nucléaires.



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



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

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

Héritage industriel et managérial

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

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

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

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

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

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

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

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

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

Conclusion

Le Concorde fut bien plus qu'un exploit technique. Avec un soutien continu des services officiels il a introduit des innovations en rupture, structuré une filière industrielle d'excellence et instauré une culture de coopération internationale. En intégrant systèmes complexes, matériaux avancés, procédés novateurs et

gouvernance paritaire, le supersonique franco-britannique a joué un rôle de catalyseur pour l'aviation civile moderne.

Un autre héritage marquant du Concorde a été managérial et politique. Sans Concorde, l'industrie aéronautique européenne n'aurait sans doute pas connu une ascension aussi rapide vers le rang de leader mondial. Certes, l'échec commercial peut s'expliquer par des coûts d'exploitation et une consommation extrêmement élevés, un rayon d'action limité, un niveau de bruit au décollage qui fut un obstacle à la desserte de nombreux aéroports, et le bang sonique interdisant le survol des zones habitées. Cet échec n'a pas permis de justifier le développement d'une nouvelle version améliorée de l'avion. Mais Concorde dans son ensemble restera à jamais le symbole d'une aviation tournée vers l'innovation - tout en témoignant des contraintes environnementales, économiques et politiques qui ont freiné l'essor du supersonique civil.



Merci Concorde.

Documentation métallurgie : Eric Bachelet	Mon expérience Concorde :
Aérospatiale : JP Vaunois, G. Cormery,	1968-1969 : STAé section Moteur (DGA) : bruit et réglementations
Snecma : J. Calmon, J. Renvier ; J. Conche	1969-1974 : Snecma Marque Concorde attache YSL Aérodynamique et performance
	1992-2002 : Support clients moteurs civils Snecma CFM et Concorde
	2002 Accident Concorde : participation à la commission d'enquête du BEA

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

Annexe

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

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

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

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

Note de fin :

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

Concorde et projets d'avion supersonique

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

Le Concorde de série (Concorde A) manquait :

- de **rayon d'action**,
 - de **capacité en charge marchande**,
 - de **performance au décollage/atterrissage** (pour réduire les coûts d'exploitation),
- et sur le plan environnement posait des problèmes de **bruit au décollage et " en route " en vol supersonique mais aussi au niveau émissions**.

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

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

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

Objectifs de la version dérivée : Concorde B

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

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

Réduction du Bruit au niveau aéroport :

Le développement d'avions propulsés par des moteurs double flux à grand taux de dilution satisfaisant les normes acoustiques entrées en vigueur, les réticences rencontrées auprès des aéroports USA pour autoriser les opérations Concorde ... rendait encore plus nécessaire la réduction des niveaux de bruit. Sur les 3 points de contrôle le bruit cumulé de Concorde dépassait de 60 à 80 EPNdb celui des avions à long rayon d'action

(jusqu'à 127 dB au décollage) Un système de contrôle automatique de poussée dans la phase de décollage et celle d'approche décélérée afin d'optimiser le bruit sur les points de contrôle et de réduire la surface au sol exposée au bruit.

Augmentation du rayon d'action

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

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

Réduction de la consommation carburant

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

Contraintes industrielles

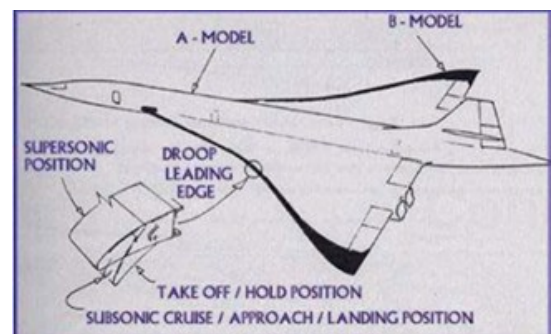
Une contrainte fut imposée, celle de minimiser les conséquences au niveau production en particulier au niveau des outillages de fabrication, d'assemblage...

Modifications envisagées de la définition du Concorde

Amélioration avion

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

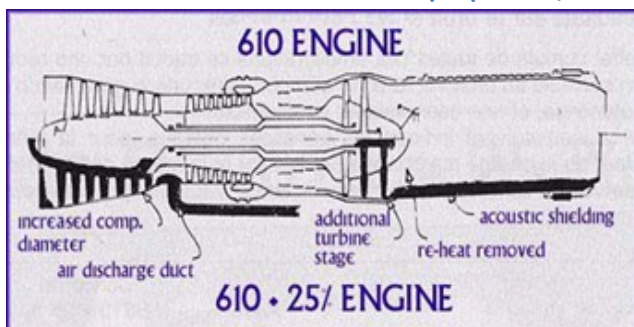
Améliorer la finesse en vol supersonique (52 à 55% de la consommation sur Paris New York) par augmentation de l'envergure de 2.392 m, complété par un nouveau tronçon d'extrémité de voilure réduisant la traînée induite, Des becs mobiles sur toute l'envergure du bord d'attaque, Optimisation en vrillage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



Concorde B modification avion

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

Les modifications de l'ensemble propulsif (Mk 622)



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

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

Concorde B Modification moteur

Principales modifications :

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

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

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

Bilan propulsion :

- Le gain de consommation spécifique est de 2.8% en croisière,
- La masse des ensembles propulsifs a augmenté de 5 098 kg soit 28% de la masse initiale,
- Augmentation de la poussée consécutive aux gains de débit d'air de 25% au décollage et 35% en approche. Ce qui permettait de supprimer la post combustion,
- Le bruit de jet devenait moins dominant, permettant un gain de 10 dB au décollage (voir Figure Concorde B Modification moteur).

Bilan Avion :

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

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

Bilan masse à vide :

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

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

Masses opérationnelles

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

Rayon d'action

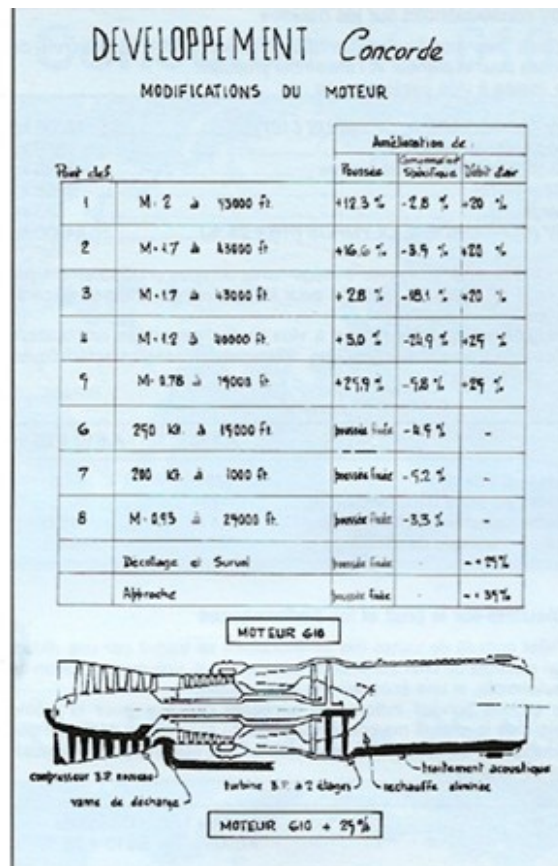
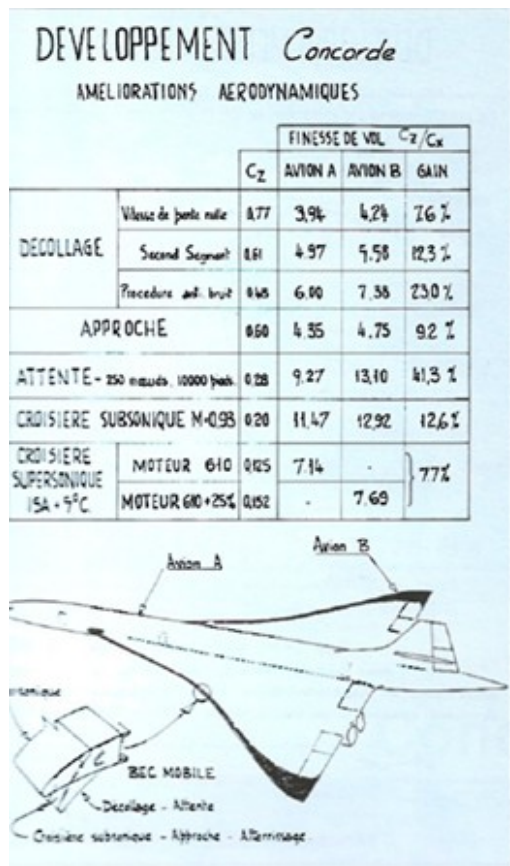
Missions permises par Concorde A et Concorde B.



Concorde A



Concorde B Mk 610 + 25%



En guise de remarques finales :

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

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

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

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

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

Etudes d'Avion de Transport Supersonique Futur

L'arrêt de la production du Concorde n'empêche pas la renaissance d'un certain intérêt pour le vol supersonique. Plusieurs projets se développent dans le monde avec des budgets d'études aux USA et au Japon largement supérieurs au budget dépensé en Europe (budgets affichés : 20 fois pour les USA). Les Américains, en particulier, ont compris que toutes ces **études auraient d'importantes retombées technologiques applicables également aux avions subsoniques**.

Le regain d'intérêt pour le transport supersonique s'explique d'abord par l'évolution du marché (études 1988-1990). Les passagers souhaitent des vols directs entre continents : le nombre de vols long-courriers passera de 331 liaisons en 1975 à 683 lignes régulières en 1988.

Le trafic long-courrier, qui représentait 2 % du trafic mondial en 1973, devait atteindre 30 % en 2005 (50 millions de passagers par an), notamment grâce à la forte croissance des liaisons transpacifiques.

Les durées de vol dépassant régulièrement douze heures sont de plus en plus mal tolérées par la clientèle affaires, prête à payer un surcoût modéré pour réduire de moitié le temps de trajet.

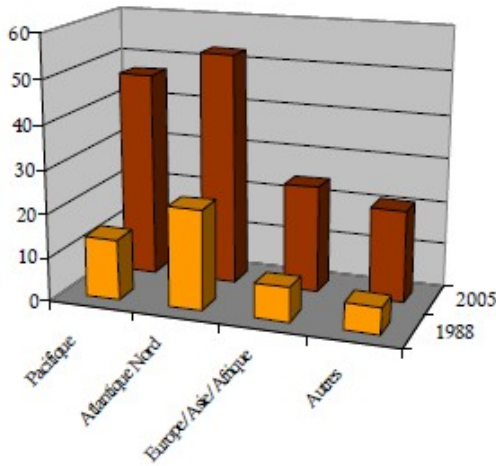
Sur ces longs vols, le supersonique est un atout. Les études des industriels mettent en évidence un marché compris entre 500 et 1 000 appareils de type Mach 2 à 250 sièges qui pourrait émerger sur les vingt-cinq prochaines années. D'autres études moins enthousiastes évoquent un marché de 300 à 600 unités.

L'aptitude au vol supersonique entraîne un surcoût technique d'autant plus élevé que le Mach de croisière est élevé. Comparé à un avion subsonique de même génération et de rayon d'action voisin, comme le Douglas DC-10-10, Concorde présente une consommation par siège-kilomètre environ quatre fois plus élevée. Cette pénalité provient essentiellement d'une masse à vide par siège deux fois plus importante et de consommation élevées conséquence des spécifications avion et d'un système propulsif qui devaient prendre en compte des fonctionnements en conditions subsoniques et supersoniques antagonistes au niveau des architectures optimales sur l'ensemble des phases de vol : le décollage pour la distance de décollage et le bruit, la croisière subsonique pour survoler les terres habitées, l'accélération transsonique et la croisière supersonique. Ces contraintes ont rendu très difficile l'équilibre du devis de masse et ont limité l'autonomie opérationnelle de Concorde à 6 300 km, juste suffisante pour relier Paris à New York mais pas suffisante pour justifier un marché et une rentabilité.

Dans les années 1980, pour les moteurs comme pour les cellules de nouvelles technologies ont été développées, en particulier des matériaux nouveaux ont apporté une véritable révolution au niveau des appareils subsoniques gros porteurs, au point de relancer des projets qu'on pensait irréalisables. C'est ainsi que l'Aérospatiale et la Snecma sont sollicitées pour étudier ensemble un successeur à Concorde. Baptisé " avion de transport supersonique futur " (ATSF).

L'observation de l'évolution du marché et des contraintes d'exploitation a permis de tracer les caractéristiques " idéales " d'un futur avion supersonique particulièrement ambitieux : compte tenu de l'expérience technique et opérationnelle de Concorde, à savoir :

- un rayon d'action de 10 000 km minimum (objectif 12 000 km) afin de couvrir le marché pacifique, et si possible capable de vols transpacifiques (Japon-USA, Europe-Asie),
- une capacité de 200 à 250 passagers (3 classes),
- un coût d'exploitation par siège devant être " raisonnable " : environ + 20% au maximum par rapport à un avion quadri-moteur comme l'Airbus A340,
- une capacité à s'intégrer " normalement " dans l'environnement d'un aéroport (bruit, procédures décollage et/ou atterrissage, émissions).
- un Mach de croisière de l'ordre de Mach 2 à Mach 2.4 , sous réserve du bilan technico-économique comparé à la croisière Mach 2.



L'étude de l'avion s'appuiera sur une étude de marché réalisée en 1988 (ci-contre).

Les avants projets se développent, et la propulsion demeure un point critique. Au Salon du Bourget 1989, Snecma et Rolls-Royce, qui ont accumulé 16 000 heures d'essais en vol 350 000 heures de vols commerciaux avec " Concorde ", font savoir publiquement que les deux sociétés sont prêtes à développer un successeur à l'Olympus 593.

Etudes hors Europe

USA Boeing

Le programme HSCT (High Speed Civil Transport), conduit de 1990 à 1999 par Boeing en partenariat avec la NASA, General Electric et Pratt & Whitney, constitue le projet d'avion civil supersonique le plus ambitieux jamais étudié. Ses caractéristiques principales étaient les suivantes :

- capacité : 250 - 300 passagers,
- vitesse : Mach 2,4 - 2,7,
- Masse maximale au décollage (Maximum takeoff weight, MTOW) : ~350 tonnes,
- autonomie : 9000 km,
- propulsion : moteurs à cycle variable GE/Pratt & Whitney,
- aile delta très fine, grande surface de voilure.

Ce projet techniquement très avancé incluait un travail de diminution du bruit d'onde de choc en travaillant sur la définition aérodynamique de la voilure et des systèmes propulsifs. Les points durs du projet ont été sans surprise : la masse, la consommation de carburant, le bruit au décollage, le challenge environnemental, sans oublier l'économie (rentabilité, marché) Le programme a été arrêté en 1999 faute de marché crédible et de perspective de rentabilité.

USA Lockheed Martin SST

Lockheed Martin a étudié un projet moins ambitieux, avec une vitesse de croisière de Mach 2,4 et une capacité de 180 à 220 passagers. Conceptuellement plus proche des projets européens de type ATSF-2, ce programme est resté moins documenté.

Japon : JAXA / Mitsubishi SST japonais

Les études ont été actives dans les années 2000-2015 en focalisant sur un avion Mach 2 emportant 300 passagers et propulsé par des moteurs dérivés des moteurs militaires F110 et F100. Le financement limitait à des études de concept.

Russie Tupolev Tu-244 et Tu-444

Le projet Tu-244 visait un avion de 300 passagers, avec une vitesse de croisière comprise entre Mach 2 et Mach 2,4, propulsé par une version améliorée du réacteur RD-36. Il a donné lieu à des développements intéressants sur les matériaux (titane, aluminium-lithium), compétences qui seront ultérieurement valorisées par l'industrie aéronautique mondiale. Le Tu-444 correspondait quant à lui à un jet d'affaires Mach 1,8 de 8 à 12 passagers. Les deux programmes ont été arrêtés en 2002 faute de financements.

Etudes France /UK

En Europe, les industriels ont maintenu une activité soutenue de recherche et technologie afin de capitaliser l'expertise acquise pendant plus de vingt ans sur le Concorde. Ces travaux ont couvert l'ensemble des disciplines (aérodynamique, structures, matériaux, propulsion, systèmes), avec de nombreux essais partiels en laboratoire (ONERA, CEPr Saclay, NGTE au Royaume-Uni, Bristol Siddeley, Villaroche et Istres pour Snecma, CEAT, etc.), des moyens de calcul importants, et environ 4 000 heures d'essais en vol.

L'objectif était de définir les caractéristiques et les spécifications d'un avion supersonique et de sa motorisation en adéquation avec la vision du marché de l'époque, tout en corrigeant les faiblesses du Concorde grâce aux nouvelles technologies. Bien qu'un exploit technique remarquable, le Concorde est souvent considéré, a posteriori, comme un " démonstrateur certifié ", exploité avec un très faible nombre d'avions et bénéficiant de dérogations spécifiques aux exigences de certification de son époque.

Les nouveaux concepts étudiés se caractérisaient par une augmentation significative de l'envergure (allongement accru) et par une réduction relative de la section du fuselage par rapport à la surface de voilure, afin de diminuer la traînée d'onde et la traînée de frottement, tout en conservant un niveau de confort acceptable. Le gain de finesse escompté était de l'ordre de 40 %.

Avion de Transport Supersonique Futur (ATSF) : études paramétriques

L'ATSF correspond à un ensemble d'avant-projets français étudiés par l'Aérospatiale dans les années 1980-1990 avec le support de Snecma, comme pistes de successeur au Concorde. Il ne s'agissait pas d'un programme lancé, mais d'études exploratoires portant essentiellement sur les performances, l'aérodynamique, la propulsion et les matériaux.

Après l'arrêt du Concorde, l'Aérospatiale a maintenu une équipe réduite afin de préserver et d'exploiter l'expérience acquise (environ 79 000 heures d'essais partiels, des moyens de calcul aérodynamique avancés, des développements métallurgiques, et 4 000 heures d'essais en vol). En s'appuyant sur le support de la Snecma pour la propulsion, l'objectif était de définir les caractéristiques, et en particulier les masses, d'un avion supersonique conforme aux technologies disponibles et aux exigences de certification contemporaines.

L'amélioration de l'avion passait par des améliorations significatives de la finesse, des masses de la consommation spécifique quelle que soit la taille de l'avion. La famille d'avions se caractérisait par une augmentation significative de l'envergure (allongement) et par la diminution relative de la section du fuselage par rapport à la surface de la voilure (trainée d'onde et de frottement) en conservant un confort acceptable. L'amélioration de finesse escomptée était de l'ordre de 40%.

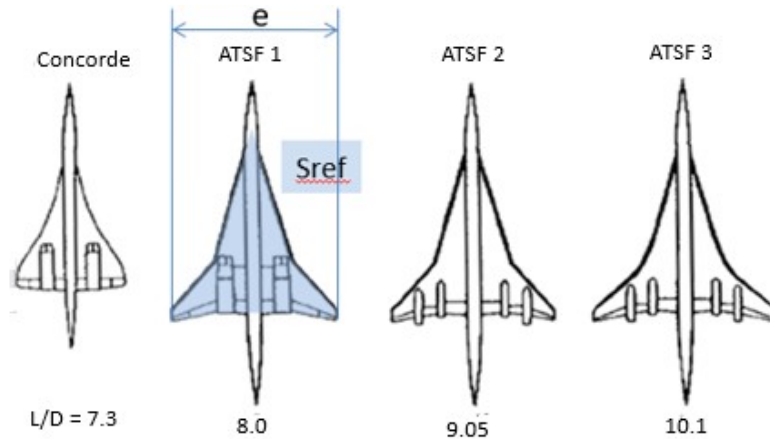
Amélioration de la finesse

L'amélioration de la finesse résulte principalement de la réduction relative de la surface du maître-couple du fuselage par rapport à celle de la voilure, combinée à une augmentation de l'allongement, passant de 1,8 (Concorde) à 2,2, voire 2,7 pour les derniers projets. La surface mouillée soumise au frottement était ainsi réduite de 3 à environ 2,7 fois la surface de référence de la voilure.

La largeur externe du fuselage a été portée à 3,49 m afin de permettre un aménagement quatre de front en classe affaires et cinq de front en classe économique (à comparer à 2,88 m pour le Concorde et 3,90 m pour l'Airbus A320). Le rapport largeur de fuselage / envergure est ainsi passé de 0,1125 pour le Concorde à 0,0956 pour l'ATSF. La possibilité d'un fuselage à section variable, conforme à la loi des aires (" taille de guêpe "), a été étudiée mais non retenue à ce stade. Solution aussi étudiée par Boeing.

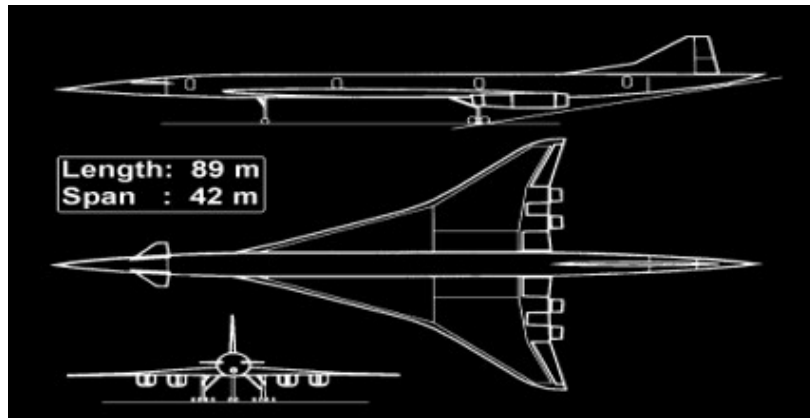
	Concorde	APS
Mach croisière	2	2
Surface de référence Sref (m2)	358	755
envergure (e) (m)	25,6	41-42
allongement estimé (e2/Sref)	1,83	2,34
Epaisseur relative encastrement →extrémité	3%/2,15%/1,82%	
largeur fuselage /envergure	0,113	0,094
surface mouillée /surface référence (hors propulsion)	2,98	2,69
flèche aile interne (°)	17	19
Finesse annoncée en croisière	7,3	~10

L'ensemble de ces optimisations aérodynamiques permettait de porter la finesse de croisière supersonique de l'ATSF à environ 10,2, contre 7,3 pour le Concorde (Science & Vie n°858, mars 1989). L'introduction de bords de bord d'attaque était également envisagée afin d'améliorer les performances de décollage, de montée et d'atterrissage.



Versions ATSF

Etat de l'avant-projet Aerospatiale, BAe et DASA en 1994 au moment de la création de l'European Supersonic Research Program ayant comme objectif Mach 2.0, 250 sièges et 5500 NM de rayon d'action : **ERSP**.



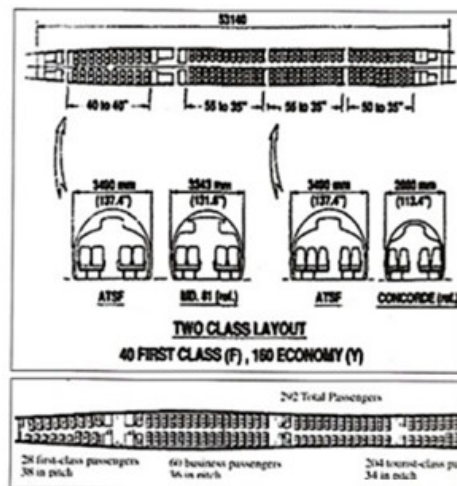
ERSP status



De plus, la présence de bords de bord d'attaque avait été étudiée dans l'objectif d'améliorer les caractéristiques aérodynamiques au décollage, en montée et à l'atterrissage.

AMENAGEMENT CABINE

Il a été étudié mais non retenu alors la possibilité d'introduire un fuselage à section variable satisfaisant le critère de la loi des aires " taille de guêpe " pour minimiser la trainée d'onde et la trainée d'interférence entre le fuselage et la voilure comme envisagé sur l'avant-projet Boeing de la même époque.



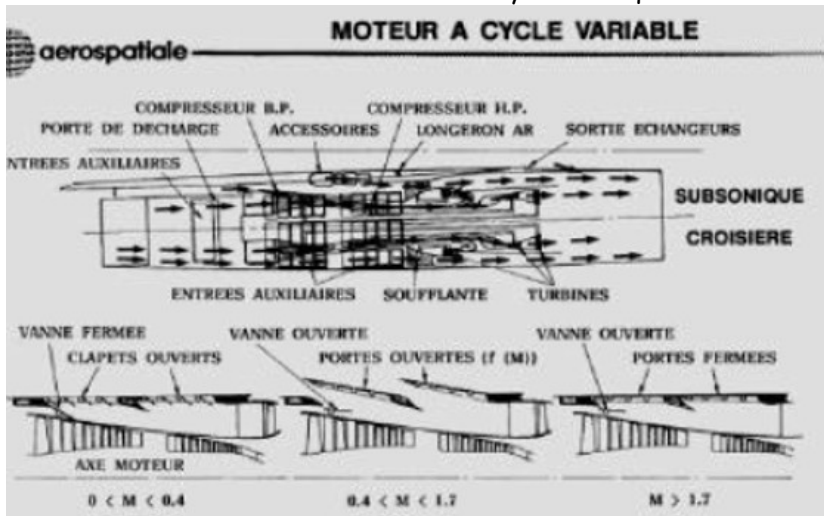
Moteurs Snecma MCV 99 proposé pour propulser l'ATSF-3 (1990)

Plusieurs études ont été menées. Le projet ATSF-3 s'est appuyé sur une version " modernisée " de l'Olympus 593 pour arriver au sentiment que si la vitesse de croisière est limitée à Mach 2,0 le nombre des passagers à 200 et la distance franchissable à 10 000 km, le projet est jugé réalisable à condition de diminuer la consommation des moteurs de 20%, leur masse de 30%, leur niveau de bruit de 40%.

Autre projet européen, plus ambitieux, l'AST - vitesse de croisière de Mach 2,4, 280 passagers et

12 000 km franchissable - nécessite un nouveau réacteur, un double flux plus efficace en vol subsonique, un moteur simple flux à cycle variable (MCV) ou encore une solution hybride turboréacteur et statoréacteur.

Le double flux a les faveurs de Rolls-Royce alors que la Snecma étudie un moteur à cycle variable, le MCV 99.



En raison de ses bonnes performances supersoniques (potentiellement 85% du temps de vol entre deux continents) les ingénieurs de la Snecma en charge des études sur le moteur MCV 99 proposent un turboréacteur à simple flux doté d'une soufflante auxiliaire, logé entre le compresseur et la chambre de combustion et chargé d'augmenter d'un facteur deux le débit d'air ce qui ne justifiera pas, à poussée donnée, d'augmenter du même coefficient la vitesse d'éjection des gaz, source du bruit des moteurs. Alimenté par des entrées d'air à géométrie variable

ouvertes au décollage et pendant le vol subsonique, le réacteur ne possède pas l'imposant diamètre des double flux et garde une traînée supersonique acceptable.

Dans tous les cas, pour que le futur avion de transport supersonique réalise son devis de poids et ses objectifs, le moteur doit gagner 30% en masse, 40% en bruit, 80% en longévité par rapport à l'Olympus 593, ce qui semble néanmoins possible aux deux motoristes, mais seulement après des années d'efforts, estimées en 1990 à quinze ans, donc beaucoup d'investissements et de "constance politique" dans le financement du projet. En supposant que tous les problèmes soient résolus, le successeur de "Concorde" ne volerait au mieux que vers 2005 ou 2010.

Or, le financement d'un tel projet, estimé à 1 200 milliards de francs de l'époque, nécessitait une forte participation internationale, l'ombre de l'échec commercial du "Concorde" planant encore sur le projet du futur supersonique.

Le projet européen ESCT (European Supersonic Civil Transport)

Le projet européen ESCT (European Supersonic Civil Transport) a été conçu pour répondre à des spécifications cohérentes avec la vision de la demande du marché de l'époque. Pour atteindre cet objectif, les industriels ont défini des cibles technologiques particulièrement ambitieuses, reposant notamment sur une réduction de 40 % de la masse à vide par siège et sur une amélioration de même pourcentage du rayon d'action. Si ces objectifs avaient été atteints, l'appareil aurait été en mesure d'assurer la mission visée ; néanmoins, malgré une consommation par siège-kilomètre réduite de moitié par rapport à Concorde, l'avion serait resté environ trois fois moins efficace que les avions subsoniques de l'époque, dont les performances continuaient par ailleurs à progresser rapidement.

Sur le plan technique, les études menées dans le cadre de l'ESCT ont convergé vers une configuration reposant sur un nombre de Mach proche de celui de Concorde, de l'ordre de 2,05. Ce choix permettait de limiter l'échauffement cinétique à un niveau compatible avec l'emploi d'alliages légers et de composites à fibres de carbone, tout en réservant le titane aux zones structurales centrales les plus sollicitées. Cette architecture offrait ainsi un rendement structural nettement supérieur à celui de Concorde. Les avancées significatives en calcul numérique et en essais aérodynamiques rendaient en outre possible une optimisation fine de la traînée sur l'ensemble du domaine de vol, y compris aux basses vitesses, avec des effets positifs directs sur les performances au décollage et le bruit en environnement aéroportuaire.

La propulsion constituait toutefois le point critique du programme. En Europe, Snecma et Rolls-Royce étudiaient un réacteur à faible taux de dilution, optimisé pour le vol supersonique, complété par une soufflante additionnelle mise en œuvre lors des phases subsoniques, mais ceci au prix d'une architecture plus volumineuse et donc pénalisante en masse et en traînée. Aux États-Unis, Pratt & Whitney et comme General Electric privilégiaient une solution fondée sur un moteur à faible dilution équipé d'une tuyère à mélangeur de grande dimension. Dans les deux approches, l'intégration moteur-aile s'avérait plus complexe que sur

Concorde et nécessitait la mise en œuvre de traitements acoustiques supplémentaires, en particulier pour le bruit de soufflante.

Enfin, un programme de cette ampleur impliquait nécessairement une coopération internationale étroite, indispensable pour partager des coûts et des risques sensiblement plus élevés que pour les avions subsoniques, accéder au marché mondial, optimiser l'exploitation de l'appareil et traiter de manière cohérente les enjeux réglementaires et de certification à l'échelle mondiale.

La coopération sur un projet européen nouveau se met en place :

- Fin de l'année 1989, Rolls Royce et Snecma signent un accord de coopération pour deux ans qui couvre l'étude des moteurs de l'ATSF, étudié par Aérospatiale en France (projet ATSF) et par British Aerospace (projet AST) en Grande-Bretagne.
- En avril 1990, les avionneurs signent à leur tour un accord de coopération sur la cellule.

Etudes propulsion en support projets ATSF, ESCT

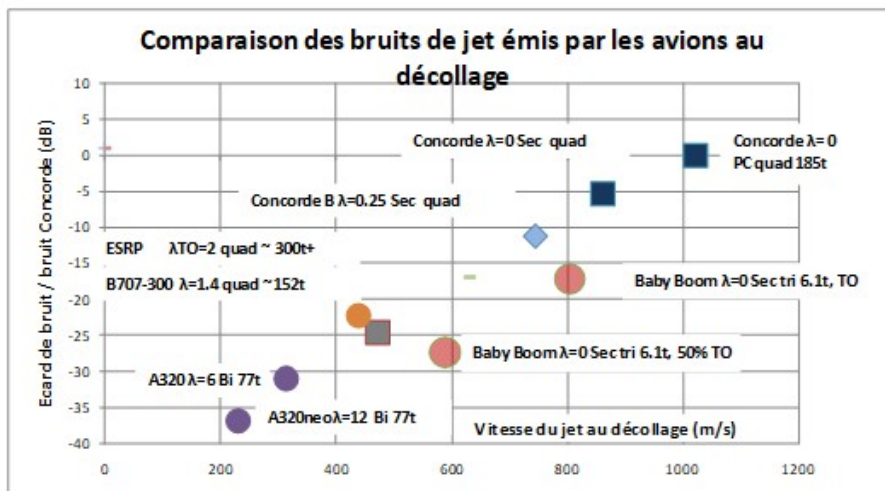
Amélioration de la consommation spécifique et du bruit des moteurs

Depuis une quarantaine d'années, l'augmentation du taux de dilution des moteurs et la réduction corrélative des vitesses d'éjection ont permis d'améliorer simultanément la consommation spécifique et les niveaux de bruit émis par les **ensembles propulsifs des avions subsoniques**, en particulier lors des phases de décollage. L'amélioration du rendement propulsif associée à cette évolution diminue cependant avec la vitesse de l'avion et devient quasiment nulle à Mach 2. À Mach 0,8, elle compense les augmentations de masse et de traînée externe des ensembles propulsifs à fort taux de dilution.

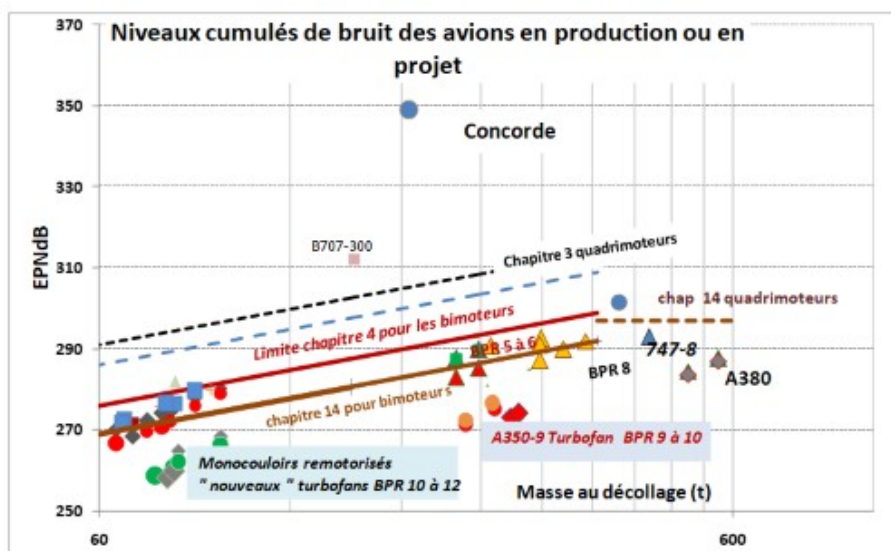
Les gains acoustiques sont essentiellement liés à la diminution de la vitesse du jet, la puissance acoustique rayonnée variant approximativement comme $D^2V_j^8$, où D et V_j représentent respectivement le diamètre et la vitesse du jet. À titre de comparaison, la vitesse de jet d'un moteur subsonique moderne est de l'ordre de 250 m/s, alors que celle du moteur Olympus, avec postcombustion, dépassait 1 000 m/s au décollage.

Dans le cadre du programme ATSF (1978 - 1980), une étude paramétrique a été menée par l'Aérospatiale avec le soutien de la SNECMA afin d'évaluer l'influence de la motorisation sur les performances globales de l'avion. Quatre projets de moteurs, de taux de dilution au décollage respectifs de 0, 0,46, 0,73 et 1,14, ont été analysés à niveau technologique identique : mêmes rendements de composants et températures internes, avec des dimensions et des masses adaptées à chaque configuration. L'élévation de la température de l'écoulement à l'entrée moteur, de 288,15 °K au décollage à environ 400 °K en croisière, entraîne pour les moteurs double flux une augmentation du taux de dilution en croisière d'environ 50 % par rapport à celui du décollage. Cette évolution réduit la poussée spécifique (poussée rapportée au débit d'air) en croisière et impose une augmentation des masses et des traînées des ensembles propulsifs pour fournir la poussée requise.

La planche ci-dessous compare les niveaux de bruit cumulés sur les trois points de contrôle réglementaires de Concorde, tels que publiés par le site *salon-aviation.com*, à ceux d'avions subsoniques actuels.



Comparaison niveaux de bruit avion au décollage vs vitesse de jet au décollage - Concorde vs moteurs subsoniques



Comparaison des niveaux de bruit cumulés avions - Concorde vs avions subsoniques et projet - Source G. Théron

Malgré des performances aérodynamiques et propulsives optimisées, les problèmes liés au bruit demeuraient entiers. Les niveaux estimés dépassaient les limites réglementaires en vigueur à l'époque (Chapitre 3 pour les quadrimoteurs). Depuis, la réglementation s'est encore durcie : le " Chapitre 14 " impose une réduction supplémentaire de 17 EPNdB du bruit cumulé - 10 EPNdB correspondant au Chapitre 4 déjà en vigueur, auxquels s'ajoutent 7 EPNdB - pour tous les avions de masse maximale supérieure à 55 tonnes dont la certification est demandée après le 31 décembre 2017. **Il existait ainsi une incompatibilité manifeste entre les exigences de performance et les exigences acoustiques pour un moteur classique, qu'il soit monoflux ou double flux.**

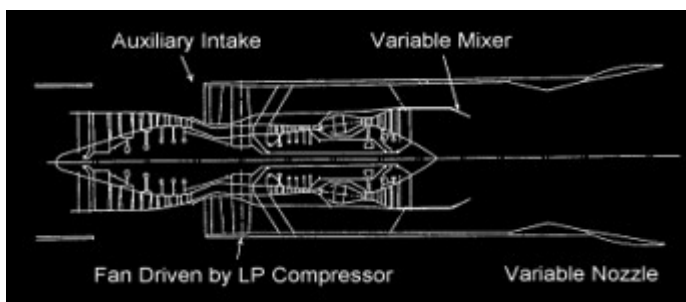
Après bouclage complet sur les rayons d'action et la charge marchande visés, l'avion optimal du point de vue de la masse maximale au décollage et de la consommation de carburant minimale sur la mission correspondait à un très faible taux de dilution, intermédiaire entre un moteur monoflux et le moteur de taux de dilution 0,46 (projet SNECMA M-6743). La légère amélioration de la consommation spécifique en croisière apportée par l'augmentation du taux de dilution ne compensait pas l'accroissement de la masse et de la traînée des ensembles propulsifs. Les gains de consommation restaient très modestes et loin des objectifs par rapport à ceux de l'Olympus, de l'ordre de quelques petits pourcents seulement.

Dans ce contexte, un moteur " à cycle variable " apparaissait nécessaire pour tenter de concilier les exigences contradictoires de la mission : fonctionnement en double flux au décollage et en montée, et en simple flux en croisière supersonique.

À la période considérée (1980 - 1990), Rolls-Royce et la SNECMA ont chacun étudié des architectures de moteurs à cycle variable. Deux concepts principaux étaient envisagés : chez Rolls-Royce, un système à deux soufflantes disposées en tandem (*Tandem Fan System*), et chez la SNECMA, une architecture à soufflantes concentriques autour d'un turboréacteur simple flux (*Mid Fan System*, projet MCV 99). Le choix entre ces concepts devait résulter d'un compromis entre l'augmentation de la traînée de frottement et de la traînée d'onde, la masse liée à des entrées d'air, nacelles et tuyères de plus grandes dimensions, et, d'autre part la consommation.

Le taux de dilution au décollage de ces moteurs était compris entre 1 et 2, avec des vitesses de jet de l'ordre de 500 m/s à Mach 0,3, soit environ deux fois celles d'un moteur subsonique moderne. Une telle vitesse de jet générait un bruit supérieur d'environ 30 dB à celui d'un moteur subsonique classique.

Projet architecture moteur à cycle variable



En régime subsonique, l'ouverture d'une entrée d'air auxiliaire permettait d'augmenter le débit secondaire et d'atteindre un taux de dilution compris entre 1,5 et 2, avec une vitesse de jet de l'ordre de 500 m/s à Mach 0,3. En croisière supersonique, le taux de dilution était ramené à environ 0,7. Un tel ensemble propulsif aurait cependant été plus lourd et moins performant en croisière qu'un moteur classique de taux de dilution équivalent.

Le développement d'un moteur de ce type, quand même résolument optimiste présentant les caractéristiques envisagées et une fiabilité compatible avec une exploitation civile - impliquant notamment un gain de l'ordre de 80 % en durée de vie par rapport à l'Olympus - aurait nécessité un temps de développement estimé à une quinzaine d'années supportés par des investissements récurrents élevés. Le marché potentiel, combiné aux contraintes environnementales croissantes, n'a pas permis de justifier une rentabilité suffisante au regard des coûts de développement du moteur et de l'avion associé.

Bruit en croisière, bang sonique

Un avion supersonique produit en croisière un bang sonique et un bruit au sol associé et le risque d'endommagement de bâtiment ont entraîné l'interdiction du survol des terres habitées.

De nombreuses études ont été menées et sont aujourd'hui encore menées en principalement aux Etats Unis, avec un fort support de la NASA, pour diminuer ce bruit au sol. Il semblerait qu'il y ait deux approches qui toutes réduisent le Mach de croisière :

- forme aérodynamique (qui limiterait le bruit à un niveau acceptable jusqu'à Mach 1.4 - 1.5,
- utilisation des gradients de température de l'atmosphère pour absorber le bruit : Mach 1.1 à 1.2, plutôt le projet Aérion.

Seuls les avions de la classe Business Jet offrent une possibilité de réduire l'intensité du bang au détriment du bruit aéroportuaire, de la capacité cabine.

En 2025, le président Trump a levé l'interdiction, vieille de presque 50 ans, de survol des zones habitées en vol à vitesse supersonique pour une durée temporaire avant décision définitive.

Coûts de développement et prix de revient

Lors de la journée d'étude d'avril 2000 à l'ONERA sur le transport supersonique, des coûts de développement de l'avion long-courrier de transport supersonique (ESCT) ont été présentés et estimés par les industriels à 17,4 Md \$ (milliards de dollars) pour la cellule en 1997. Le développement des moteurs et la prise en compte de quelques versions dérivées auraient conduit à un coût global de 25 à 30 Md \$.

Pour 400 avions, le prix de revient par avion aurait été de 350 M\$ (millions de dollars) dont 150 nécessaires à l'amortissement des frais de développement.

Ces coûts de développement représenteraient aujourd'hui respectivement de 37 à 45 Md \$. Le prix de revient s'élèverait à 525 M\$ dont 225 pour le développement par avion. À titre de comparaison le prix catalogue de l'Airbus A380 est de l'ordre de 428 M\$, celui de l'A321 de 130 M\$.

Zoom sur la propulsion

La propulsion reste un des principaux points critiques. L'accord de coopération signé fin 89 entre Rolls Royce et Snecma couvrait pour une période de deux ans, l'étude des moteurs susceptibles de propulser les projets étudiés par Aérospatiale en France (projet ATSF) et par British Aerospace (projet AST) en Grande-Bretagne.

Comme nous l'avons vu un moteur monoflux ne pouvait pas concilier toutes les exigences contradictoires de la mission : performances en croisière supersonique principalement mais aussi croisière subsonique, réduction de la vitesse de jet au décollage pour réduire le niveau acoustique... Un moteur "à cycle variable" apparaissait comme une piste crédible à creuser pour trouver le meilleur compromis possible moteur double flux au décollage et en montée subsonique et simple flux en croisière supersonique sur les plan performances et réduction du bruit moteur.

Sur le plan dimensionnement mécanique, un moteur destiné à la propulsion d'un avion volant à vitesse supersonique est thermiquement et mécaniquement davantage sollicité qu'un moteur destiné à la propulsion d'un avion subsonique.

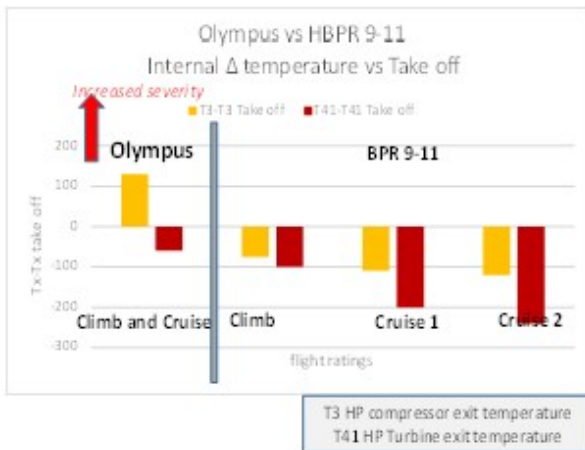
Au taux de compression du moteur, s'ajoute en vol supersonique la compression dans la manche d'entrée au travers des ondes de choc pour aboutir en croisière à un taux de compression global de 72 très supérieur au taux de compression des ensembles propulsifs subsoniques les plus modernes qui sont entre 45 et 50. La compression par chocs induisait une élévation de température d'air de 110 °C à 120 °C.

Compte tenu de la température ambiante l'air entrant en croisière à Mach 2 dans le moteur atteignait une température de l'ordre de 400 °K à comparer à une température de 240 °K atteinte pour un moteur subsonique en vol à Mach 0.8.

En conséquence, comparée au décollage (durée 1 mn 30) les températures internes du moteur pendant la montée et la croisière supersonique (2 h 45 pour Concorde) sont, relativement à la condition décollage, nettement plus élevées que celles d'un moteur à grand taux de dilution équipant les avions subsoniques actuels et même supérieure pour la température d'air à la sortie du compresseur HP : le refroidissement des disques et aubages se font par prélèvement d'air sur le compresseur HP : un autre challenge pour la motorisation : métallurgie, dimensionnement au fluage durabilité sous l'aile avant dépose.

Température sortie compresseur HP : la température en croisière supersonique à la sortie du compresseur HP du moteur Olympus était **SUPERIEURE** de + 130°C à la température au décollage. Sur un moteur moderne subsonique cette température est **INFERIEURE** de 120 °C à la température de décollage.

Température entrée turbine HP : la température en croisière du moteur Olympus était inférieure de - 60°C à la température au décollage, à comparer à - 200 à - 250 °C pour un moteur à grand taux de dilution.



Les durées de vols pour la montée et la croisière supersonique (2 h 45 par cycle) ont été prépondérantes pour le dimensionnement et la durée de vie des pièces particulièrement sous l'aspect fluage des tournantes, le taux de détérioration performance et les coûts de maintenance des moteurs Olympus.

En cas d'augmentation du nombre d'heures de vol en supersonique par accroissement de la longueur d'étape et / ou avec la spécification de durée de vie moteur sous l'aile, le fluage deviendra un point de dimensionnement prépondérant au niveau des parties tournantes.

La voie explorée : les moteurs à cycle variable

Pour concilier les spécifications contradictoires, les études se sont portées sur les architectures de **moteur à cycle variable** comme nous l'avons vu :

- **Double flux au décollage** et en montée initiale offrant une réduction du bruit grâce à un jet moteur plus lent,
- **Simple flux en croisière supersonique** offrant une meilleure performance à Mach 2 (gain de rayon d'action, économie de carburant...

Concepts étudiés (1980 - 1995) par Rolls Royce et Snecma

À cette époque, dans les années 1980 - 1995 en Europe, Rolls-Royce et SNECMA ont chacun étudié les solutions de moteurs à cycles variables (1993). Deux solutions étaient candidates. :

- **Rolls-Royce** : Tandem Fan System - deux soufflantes placées l'une derrière l'autre.
- **SNECMA** : Mid-Fan System (projet **MCV 99**) - soufflantes **concentriques** autour d'un cœur simple flux. Illustré ci-dessous.

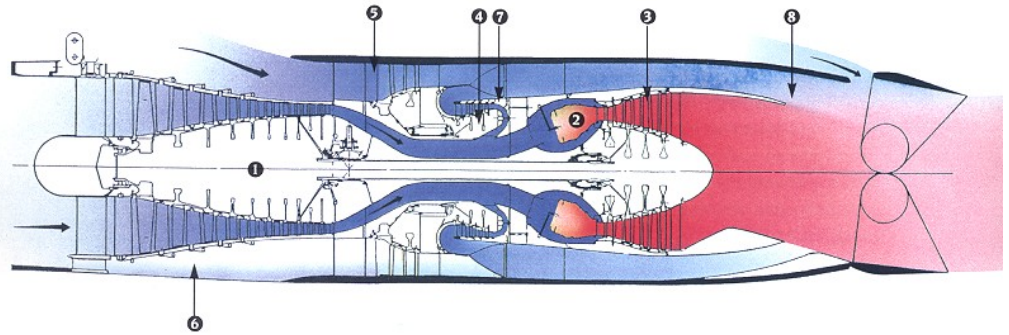
Le choix entre les deux concepts devait se faire autour d'un bilan comparant performances (consommation, rayon d'action,...), bruit au décollage, traînée (trainée de frottement et trainée d'ondes) et masse du système propulsif liée à un plus grand maître-couple.

Exemple de moteurs à cycle variable

SNECMA avait retenu une architecture avec des soufflantes concentriques autour d'un turboréacteur à simple flux. La figure ci-dessous illustre ce concept.



Moteur à cycle variable
supersonique à Mach 2 / 2,4
Snecma MCV 99



1. Compresseur, 2. Chambre de combustion, 3. Turbine 4 étages, 4. Turbine secondaire froide, 5. Soufflante, 6. Prise d'air de la soufflante, 7. Turbine secondaire, 8. Canal d'éjection

Principe de fonctionnement du Moteur MCV 99. Le moteur est du type simple flux autour duquel est installé un étage supplémentaire de compression flux secondaire dans la partie où le diamètre du flux primaire est minimum de façon à minimiser la taille et donc la traînée du moteur. Le module secondaire est constitué d'un fan, d'une chambre secondaire et d'une turbine alimentée par le circuit primaire. Elle entraîne le fan. Les deux flux se mélangent avant d'être éjectés via une tuyère à section variable.

Au décollage le moteur fonctionne en double flux, les ouvertures latérales sont grandes ouvertes. Le mélange des flux primaire et secondaire, ralenti la vitesse du jet et en conséquence réduit le bruit. Le taux de dilution est de 1.1. En vol subsonique, une ouverture supplémentaire permet de capter une partie du débit primaire et d'augmenter le débit secondaire pour aboutir au taux de dilution de 1.5.

Durant l'accélération transsonique, les ouvertures secondaires se ferment progressivement pour atteindre un taux de dilution de l'ordre de 0.2 à Mach 1.3.

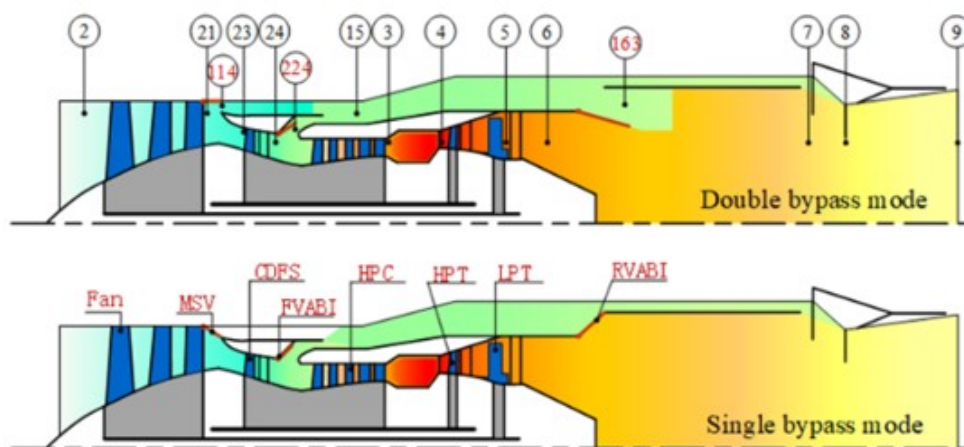
En supersonique, le circuit secondaire est fermé, l'alimentation de la turbine secondaire est fermée mais un clapet assure un débit minimum de " ventilation et de refroidissement " dans le circuit secondaire.

À supposer que l'on ait été capable de construire un tel système propulsif, moins performant qu'un moteur classique monoflux pour chaque phase, beaucoup plus complexes et d'atteindre des masses et des performances acceptables, le nouvel ensemble propulsif résultant permettrait au mieux de diminuer le bruit de 15 à 20 dB au décollage selon Snecma soit 40 à 50 EPNdb cumulés sur les 3 points, par rapport à Concorde.

Ce niveau aurait encore été supérieur d'environ 20 EPNdb à celui que devra respecter l'avion (Chapitre 14), et de 30 à 40 à celui des derniers avions certifiés.

Le développement d'un tel type de moteur, ayant les caractéristiques proposées et une fiabilité acceptable pour le marché civil, c'est-à-dire permettant de gagner 80 % en durée de vie sous l'aile par rapport à l'Olympus [...] les industriels estimaient un temps de développement de l'ordre de 12 à 15 ans.

Exemple de moteur à cycle variable



Cycle variable fan en tandem

En régime subsonique, l'ouverture d'une entrée d'air auxiliaire permet d'augmenter le débit secondaire afin d'atteindre :

- un taux de dilution proche de 2, et des vitesses de jet d'environ 400 m/s en statique et 500 m/s à Mach 0,3.
- en croisière supersonique, le taux de dilution redescendait vers 0,7.

Malgré cela, ce moteur aurait été plus lourd, et moins performant en croisière qu'un moteur classique à taux de dilution 0,7. Et le Concorde restait **30 à 40 EPNdB** au-dessus des avions certifiés les plus récents.

Bilan des études :

L'avion optimal du point de vue performance ne satisfaisait pas les exigences acoustiques. Les niveaux de bruit estimés :

- dépassaient déjà les limites du **Chapitre 3** (pour quadrimoteurs) alors en vigueur ;
- et seraient aujourd'hui encore bien plus éloignés des exigences du **Chapitre 14**, qui impose depuis une réduction supplémentaire de **17 EPNdB** du bruit cumulé pour les avions > 55 tonnes.

Il y avait donc **incompatibilité structurelle** entre performances supersoniques et bruit au décollage.

Vision Motoristes : critères de spécifications propulsion

Au regard des spécifications demandées au système propulsif dans le cadre du programme européen ESCT, les critères de viabilité et d'acceptabilité d'une motorisation performante, adaptée à un futur avion de transport supersonique, peuvent être résumés autour de six critères majeurs.

Critère 1 - Performances thermopropulsives

Ce critère concerne l'obtention de très hautes performances du moteur et de sa nacelle en vol supersonique (au voisinage de Mach 2) ainsi qu'en vol transsonique (Mach 0,95). Il est directement lié à l'extrême sensibilité du projet à la consommation spécifique (C_s) du moteur. Pour le projet ESCT, une dégradation de 1 % de la C_s se traduit par une augmentation de 5 tonnes de la masse maximale au décollage (+1,5 %) et par une détérioration de 0,5 % des coûts d'exploitation, répartie à parts égales entre la consommation de carburant et le coût d'acquisition. Une dégradation de 0,1 % du coefficient de poussée se traduirait par la perte d'un passager.

Cette sensibilité, nettement plus élevée que pour les avions subsoniques, conduit à fixer des objectifs ambitieux de réduction de la consommation, avec une C_s diminuée de l'ordre de 15 à 20 % par rapport à celle du moteur Olympus du Concorde. À Mach 2, l'objectif est ainsi $C_s < 1,04$ kg/daN/h. Pour référence l'objectif de réduction de consommation est ambitieux mais le CFM56 et le LEAP ont apporté des gains de performances de cet ordre.

Critère 2 - Bruit

L'objectif de niveau de bruit est fixé au standard " Stade III - 18 EPNdB " pour le bruit cumulé aux trois points de mesure (-3 dB en latéral, -6 dB en approche, -9 dB en survol). Cette exigence correspond à une extrapolation, à l'horizon 2015, des conditions de certification de la fin des années 1990. Par rapport au Concorde, cela représente un progrès d'environ 18 dB par point de mesure, ce qui constitue un saut technologique majeur.

Par rapport aux spécifications demandées au système propulsif dans le programme européen ESCT, les critères de viabilité et d'acceptabilité d'une motorisation performante adaptée au futur avion de transport supersonique peuvent se résumer principalement au nombre de six.

Critère 3 - Coûts d'exploitation et durée de vie

Le faible nombre d'avions exploités n'a pas justifié, pour le Concorde, des investissements importants visant à réduire les coûts d'exploitation du moteur. Dans le cas de l'Olympus, ceux-ci représentaient environ 10 % des coûts, contre 4 % pour un moteur à fort taux de dilution sur avion subsonique.

Dans la perspective d'un successeur au Concorde, les coûts d'exploitation moteur - notamment l'augmentation du temps sous l'aile et la fluidification des opérations par la réduction des inspections - doivent être pris en compte dès la phase d'avant-projet. L'objectif d'une durée de vie sous l'aile de cinq ans entre en conflit direct avec le critère 1, qui impose des températures internes élevées et accroît fortement les sollicitations thermiques du moteur.

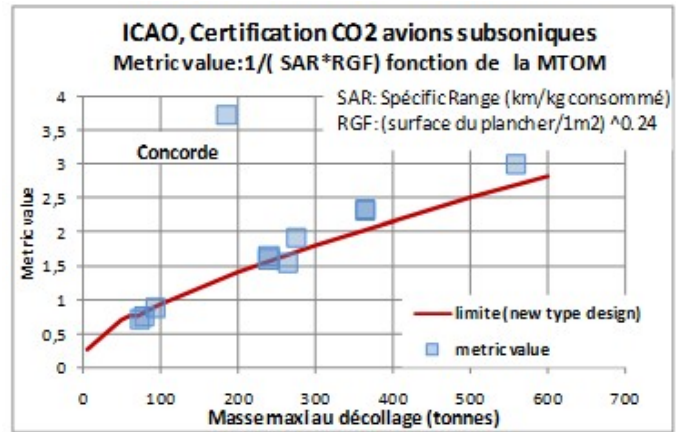
Avec une spécification de croisière longue (10 000 à 12 000 km), la durée de croisière passerait de 2 h 45 pour l'Olympus à 4 - 5 heures, avec des conditions thermiques beaucoup plus sévères que pour un moteur subsonique, tant au niveau de la chambre de combustion et des turbines que du compresseur haute pression,

dont les prélèvements d'air sont utilisés pour le refroidissement des disques et des aubes. Les composants des rotors devront démontrer un fluage acceptable après 15 000 heures de sollicitations thermiques.

Critère 4 - Émissions

Les émissions d'oxydes d'azote (NOx) devront être ramenées en dessous de 5 g par kilogramme de carburant consommé en vol supersonique. Par ailleurs, le nouveau standard CO2 applicable aux avions subsoniques certifiés après le 1er janvier 2020 (MTOW > 60 t) limite la consommation kilométrique corrigée par une fonction de la surface de plancher normalisée à 1 m², définissant la " Metric Value ".

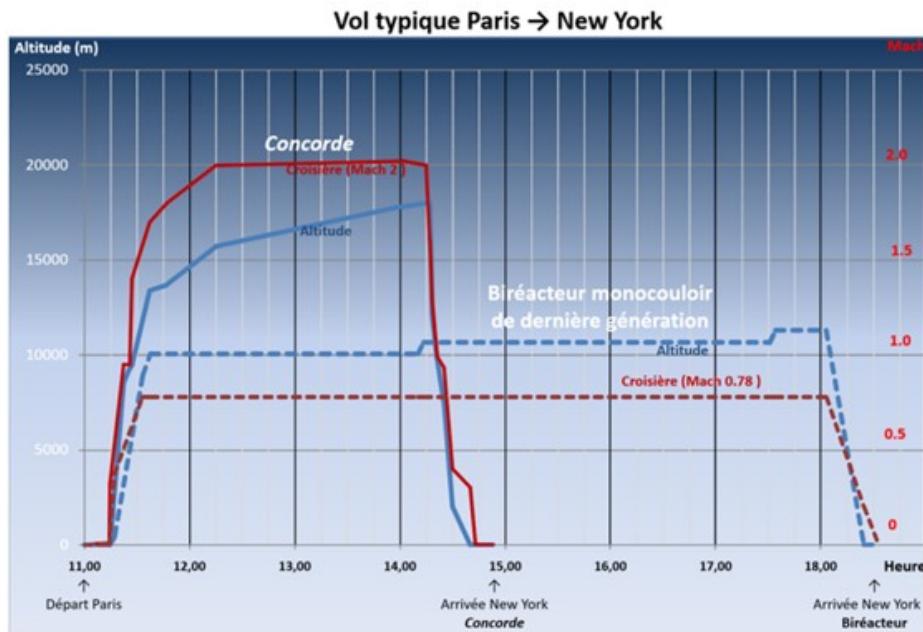
Le Concorde présentait une Metric Value et une consommation plus de quatre fois supérieures à celles de l'Airbus A320neo pour des surfaces de plancher et des rayons d'action comparables, et



plus de six fois supérieures par passager (voir tableaux ci-après).

Vol Paris New York	OEW	MTOW	PAX	Carburant consommé
A321XLR	78 t	101 t	176	23,3t
CONCORDE	81 t	190 t	100	80,5t

Comparaison de la " metric value " Concorde avec les avions subsonique



Concorde
 Temps de vol : 3h26 dont 2h54 en vitesse supersonique
 Passagers : 100

Biréacteur monocouloir
 Temps de vol : 7h30
 Passagers : 209

Consommation : 80 t (800 kg par passager)
 Litres carburant aux 100 Km par passager : 12
 Bruit décollage : 119,5 EPNdB

Consommation : 19 t (90 kg par passager)
 Litres carburant aux 100 Km par passager : 1,7
 Bruit décollage : 88 EPNdB

Comparaison sur une mission Paris New York de la consommation - Concorde vs Airbus A321 XLR / LEAP 1A

Critère 5 - Masse et rapport poussée/poids

L'allègement du système propulsif constitue un objectif transversal du projet. La cible retenue correspond à une augmentation de 50 % du rapport poussée/poids par rapport à l'Olympus.

Critère 6 - Approche système

La conception du système propulsif doit être menée de manière intégrée, chaque module (entrée d'air, nacelle, moteur, système d'éjection) étant optimisé dans une logique globale. Le choix de la configuration

moteur sera arrêté sur la base du bilan " **système propulsif installé** " (performances, masse, traînée), en étroite coopération avec l'avionneur et le systémier.

Remarques sur les critères

Les critères 1 et 2 ne peuvent être satisfaits qu'au niveau des concepts et de l'architecture du moteur complet ; les critères 3 et 4 feront appel à des technologies nouvelles liés à des composants ; la satisfaction du critère 5 doit être présente à tous les stades de l'analyse. Le critère 6 impose un travail en coopération avec l'avionneur et le systémier dans un contexte " d'entente cordiale " qui définit les objectifs, les responsabilités techniques et programmatique mais aussi les règles de fonctionnement économique (partage des coûts, propriété intellectuelle...).

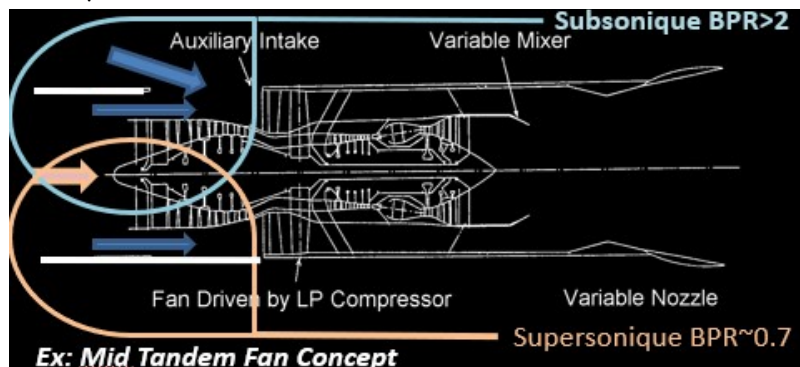
Les critères 1, 2 et 5 sont en partie contradictoires :

- les critères 1 et 5, appliqués à la croisière supersonique, conduisent à un moteur à faible taux de dilution (< 1) ;
- le critère 2 impose une faible vitesse d'éjection des gaz, donc un fort taux de dilution (> 3), incompatible avec la croisière supersonique.

La résolution de cette contradiction constitue l'écueil majeur des programmes supersoniques. Deux architectures dites " à cycle variable " ont ainsi été proposées pour des études technologiques préalables.

Architecture MTF (Mid Tandem Fan)

Préférée par les motoristes européens, cette architecture correspond à un moteur double-corps, double-flux, dont la spécificité est une soufflante intercalée entre les compresseurs BP et HP. Cette configuration limite l'augmentation du diamètre du système propulsif et permet l'installation d'une grille d'entrée d'air à calage variable pour ajuster le débit de la soufflante. En croisière supersonique, la grille est fermée afin de limiter le débit du flux secondaire ; au décollage, les entrées d'air auxiliaires sont ouvertes pour augmenter ce débit. Le taux de dilution peut ainsi varier de 1,9 à 2,3.



Architecture MTF (Mid Tandem Fan) (BPR pour By-Pass Ratio ou taux de dilution)

Cette solution présente **des difficultés techniques importantes concernant** :

- **opérabilités et performances du fan** sur une large plage de fonctionnement (larges variations de débit, pression et températures),
- **performances de l'entrée d'air** pour maintenir un bon rendement et une distorsion minimale,
- **bruit rayonné** par la soufflante à travers la prise d'air,
- complexité technologique et maîtrise des masses du système propulsif.
- durée de vie sous l'aile entre deux déposes moteur,
- un besoin de ventilation minimale du canal secondaire en fonctionnement supersonique sans flux secondaire.

Architecture MEM (Moteur à Éjecteur Mélangeur)

Étudiée par les motoristes américains, cette architecture repose sur un moteur double-corps, double-flux conventionnel, associé à un éjecteur-mélangeur utilisé aux basses vitesses pour augmenter le débit de sortie par effet d'induction. Le taux de dilution peut varier de 0,9 à 2,1. Les difficultés technologiques incluent la complexité cinématique, l'encombrement et la masse de l'éjecteur-mélangeur.

Spécifications avion

Les spécifications retenues sont :

- rayon d'action de 10 000 à 12 000 km, afin de couvrir le marché pacifique et, si possible, des liaisons transpacifiques.
- capacité de 200 à 250 passagers (trois classes).
- coût d'exploitation par siège "raisonnable", avec un surcoût maximal d'environ 20 % par rapport à un avion quadrimoteur subsonique type Airbus A340.
- intégration normale dans l'environnement aéroportuaire (bruit, procédures décollage et atterrissage, émissions).
- Mach de croisière compris entre Mach 2 et Mach 2,4, sous réserve d'un bilan technico-économique favorable comparé à Mach 2.

De nombreux progrès technologiques étaient nécessaires pour atteindre ces objectifs, mais ils ne seront pas suffisants sans une adaptation des règlements de certification.

De nombreux progrès technologiques étaient nécessaires afin de satisfaire les objectifs rappelés ci-dessus.

Mais s'ils sont nécessaires ils ne sont pas forcément suffisants sans :

- une adaptation des règlements de certification notamment sur les aspects environnementaux,
- la compatibilité avec règlements aéroportuaires locaux,
- financement Recherche et Technologie à la hauteur des enjeux et dans la durée,
- une rentabilité, des coûts d'exploitation gérables.

Principaux axes d'effort (vision industrielle – fin des années 1990)

- **Cycle thermodynamique** : augmentation des températures critiques (950 - 1000 °K en sortie de compresseur HP soit une augmentation de 100 à 150°C par rapport à l'Olympus ; 1720 - 1900 °K à l'entrée turbine soit une augmentation de 300°C par rapport à l'Olympus), niveau de température à supporter pendant 4 h à 5 h par vol, pour la mission la plus longue et pendant 5 ans/ 15 000 h de vol.
- **Méthodes de calcul** : rendements élevés, forte charge aérodynamique, refroidissement performant, codes Navier-Stokes 3D, maîtrise du décrochage et de l'aéroélasticité.
- **Nacelle et intégration** : sensibilité extrême aux performances :
 - des entrées d'air en termes de rendement (réduire les pertes de pression d'arrêt de la prise d'air principale comme des prises d'air auxiliaires),
 - de la tuyère. (1% de baisse de rendement de la tuyère entraîne une perte de poussée de 3% à Mach 2).
- **Bruit** : développement de technologies de réduction du bruit, recherche de procédure de décollage ...tout en acceptant que **les niveaux des avions subsoniques modernes restent inatteignables**.
- **Matériaux** : alliages base nickel, composites à matrice métallique et céramique, monocristaux de nouvelle génération, alliages intermétalliques.
- **Émissions** : réduction des NOx à partir de méthodes numériques d'aérothermochimie et d'évolution de l'architecture chambre de combustion et injection carburant à développer ; quant au **critère relatif aux émissions CO₂** défini pour les avions subsoniques (consommation carburant pondérée par la surface du plancher avion) **il est hors d'atteinte**.

Point de vue de l'opérateur

- L'exploitation du Concorde a présenté des spécificités majeures : flotte réduite, missions non interchangeables avec le subsonique, processus d'exploitation lourd, disponibilité limitée (800 h/an contre 4 500 - 5 000 h pour le long-courrier subsonique), coûts de maintenance très élevés (50 % des coûts d'exploitation), consommation par passager 6 à 7 fois supérieure au km/passager.
- Les taxes de route et d'aéroport méritent une attention particulière pour éviter toutes surcharges additionnelles spécifiques.

Prix du billet

La comparaison de l'avion de transport supersonique avec le produit subsonique répondant à la même mission met en évidence un facteur multiplicatif de l'ordre de 3 à 6 au niveau :

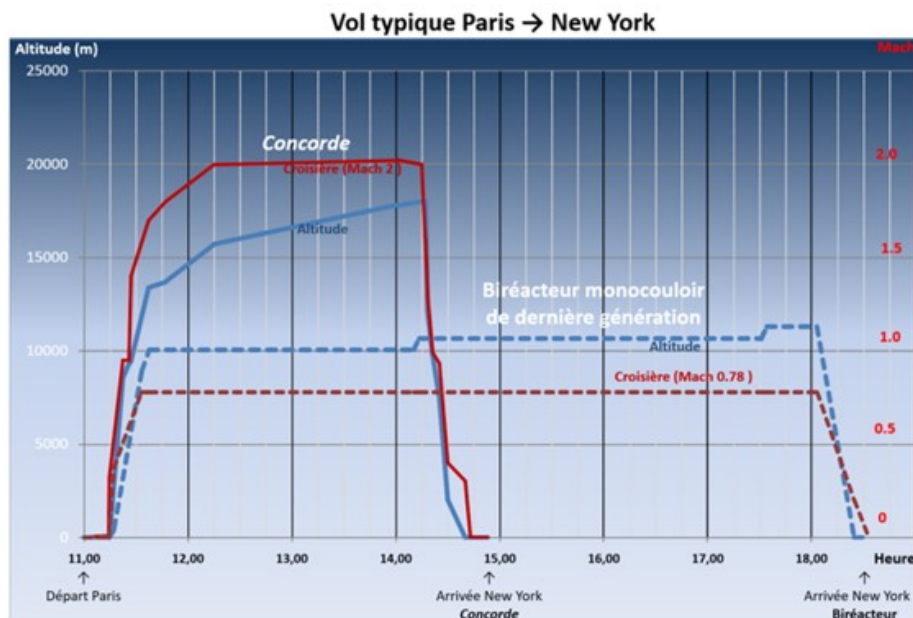
- des masses de l'avion,
- de la consommation kilométrique par siège,
- des coûts de développement,
- du prix de vente de l'avion par siège.

Ces mêmes facteurs devront se retrouver dans le prix du billet pour le passager et ainsi conduire à une exploitation limitée aux classes " 1ère et Affaire " ; il semble illusoire de penser utiliser le transport supersonique en Classe tourisme comme certaines études l'envisagent, ni de satisfaire l'exigence de 30% pour le surcoût du billet.

Le prix du billet pour le passager était de 50 000,00 FF l'aller et retour Paris / New York soit de l'ordre de 11 000 € 2025. Une illustration des conséquences au niveau des coûts de ces particularités d'exploitation qui s'ajoutent aux coûts de possession de l'avion (maintenance, carburant...).

Vol Paris New York	OEW	MTOW	PAX	Carburant consommé
A321XLR	78 t	101 t	176	23,3t
CONCORDE	81 t	190 t	100	80,5t

Consommation carburant sur la mission Paris New York du Concorde avec l'A321 XLR.



Concorde
 Temps de vol : 3h26 dont 2h54 en vitesse supersonique
 Passagers : 100

Consommation : 80 t (800 kg par passager)
 Litres carburant aux 100 Km par passager : 12
 Bruit décollage : 119,5 EPNdB

Biréacteur monocouloir
 Temps de vol : 7h30
 Passagers : 209

Consommation : 19 t (90 kg par passager)
 Litres carburant aux 100 Km par passager : 1,7
 Bruit décollage : 88 EPNdB

L'exploitation

La rentabilité impose un nombre annuel d'heures de vol réaliste, difficile à atteindre dans l'hypothèse où les contraintes du vol supersonique pèseraient exagérément sur la disponibilité des appareils. Avec les caractéristiques du vol supersonique, comment les compagnies vont-elles pouvoir développer une stratégie de réseaux et optimiser leurs rotations avec les enroulements de programme (1) ?

Par comparaison avec certaine exploitation d'avions cargo il avait été évoqué l'idée de pool d'avions partagés entre plusieurs compagnies aériennes. Les flottes pouvant être ségréguées par zone aérienne Il n'y a pas eu à ma connaissance, de stratégie publiée.

Note (1) : Dans l'exploitation Paris- New York ou Londres- New York le vol du matin au départ de Paris faisait le plein mais le vol de retour arrivant à Paris vers 23 h 00 était peu rempli, de nombreux passagers rentraient par le soir par un vol subsonique faute de possibilité de correspondance à 23 h.

Remarques finales

Les architectures étudiées n'ont pas permis de lever l'obstacle majeur du vol de croisière à Mach 2. De nouvelles architectures conciliant performances, bruit et masse nécessiteraient des investissements lourds sur 12 à 15 ans. L'expérience Concorde suggère qu'une exploitation commerciale rentable à Mach 2 reste peu probable à moyen terme, d'où l'intérêt de réduire le Mach de croisière, comme dans les projets actuels de jets d'affaires supersoniques.

L'expérience accumulée dans le développement, l'exploitation, et les travaux post Concorde laissait peu d'espoir d'aboutir à une architecture satisfaisante pour une exploitation commerciale rentable même à moyen terme. Restait à revoir les spécifications avion comme la réduction du **Mach de croisière, solution retenue pour les projets de Business jet supersoniques aujourd'hui en études.**

En conclusion, un successeur de Concorde peut-il voler à Mach 2 tout en offrant des performances techniques, opérationnelles et économiques largement supérieures ?

Sa réussite dépendra toutefois de plusieurs conditions nécessaires :

Les performances des différentes architectures étudiées étaient insuffisantes et l'intégration à l'avion restait à consolider. Le vol croisière à Mach 2 était le principal obstacle. D'autres concepts/architectures de moteur conciliant les critères 1, 2 et 5... devraient être recherchés au prix d'investissements importants et dans la durée (12 à 15 ans avait été mentionnés), **la poursuite de la croissance du marché long-courrier,**

- **un marché rentable pour l'exploitation d'un avion supersonique avec un prix du billet " raisonnable ",**
- **une maîtrise des coûts d'exploitation,**
- **effort soutenu et conséquent de Recherche et Technologie sur le long terme, en terme matériaux, d'aérodynamique, d'acoustique, propulsion...**
- **l'établissement de normes internationales claires concernant le bang sonique, le bruit et les émissions atmosphériques.**

Mais pas suffisantes

L'expérience accumulée dans le développement, l'exploitation, et les travaux post Concorde laissait peu d'espoir d'aboutir à une architecture satisfaisante pour une exploitation commerciale rentable même à moyen terme. Restait à revoir les spécifications avion comme la réduction du **Mach de croisière, solution retenue pour les projets de Business jet supersoniques aujourd'hui en études.**

En résumé :

Le Concorde fut bien plus qu'un exploit technique, il fut aussi une démonstration technique, industrielle et politique.

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

Le Concorde a été exploité pendant 27 ans avec un nombre faible d'appareils mais prouvant sa maîtrise de domaines alors mal connus : faire voler 100 passagers à Mach 2 pendant presque 3 heures dans un " four " dont la température externe atteignait 100 °C.

Oui il a été un échec au sens strict du marché mais pouvait-il en être autrement ? Il a cumulé des handicaps commerciaux majeurs particulièrement à partir de 1973/1974 suite aux chocs pétroliers et à la régulation environnementales :

- interdit de vol supersonique au-dessus de terres habitées avec un rayon d'action qui le limitait aux routes transocéaniques compatibles du rayon d'action,
- une consommation de carburant 6 à 7 fois plus élevée qu'un avion subsonique,
- un système propulsif complexe avec des moteurs exposés à des conditions thermiques et mécaniques largement plus sévères que les moteurs subsoniques et faisant face à des spécifications contradictoires inhérentes aux conditions de vol,

- un niveau de bruit élevé imposé par la recherche de consommation minimale en croisière supersonique,
- une capacité réduite (100 passagers) avec un rayon d'action limité,
- une masse à vide et une masse au décollage par passager toute deux ~ 3 fois supérieure aux avions subsoniques,
- des coûts d'exploitation élevés, des billets très chers créant un marché de niche.

Mais l'expérience Concorde en conception, certification, exploitation commerciale comme les études ultérieures ont confirmé la complexité du challenge technique associé au vol supersonique Mach 2, particulièrement au niveau système propulsif et face aux exigences environnementales.

Les équipes qui ont lancé les nombreux programmes d'avion de transport supersonique l'ont bien intégré. Les avions considérés sont des avions d'affaire volant en croisière à Mach 1.4.

Documentation et données :

ONERA

Snecma J. Calmon / M. Goutines / J. Renvier

Airbus : G. Théron (note AAE)

Contribution de la société Marcel Dassault

Le programme Concorde est né d'une initiative politique et industrielle franco-britannique au début des années 1960 pour développer un avion commercial supersonique après des études et avants projets relatifs à la faisabilité d'un avion de transport supersonique.

Au début des travaux sur l'avion de transport supersonique, la Société Dassault était impliquée dans les études de faisabilité au travers d'accords de coopération avec Sud-Aviation. En particulier Dassault a participé à des avant-projets (Super-Caravelle) qui ont **influencé la genèse de Concorde**. Mais notre avionneur militaire national quittera le programme peu après la mise en place de la coopération franco-britannique.

C'est **Sud-Aviation** (devenue plus tard Aérospatiale) qui fut le principal maître d'œuvre du projet en coopération avec la **British Aircraft Corporation (BAC)** côté britannique.

Genèse du programme

Côté français, le 11 mars 1957 SNCASO et SNCASE fusionnent pour créer **Sud-Aviation**. L'avenir du SE-210 Caravelle se présentait de façon favorable, mais celui de l'intercepteur Durandal était moins assuré, face au Mirage III. De même, la poursuite du développement des SO 9050 Trident était condamnée, même si la fabrication des prototypes O5 et O6 fut poursuivie jusqu'à leur premier vol en octobre 1957 et janvier 1958. Le projet SO 4060 (à voilure en flèche) successeur du Vautour était, depuis novembre 1956, en concurrence difficile face au Mirage IV delta de Dassault.

Le président Georges Héreil (Sud Aviation) disposait donc du potentiel de compétence et de l'expérience d'éléments du bureau d'études de Courbevoie et il décida de les mettre au travail sur l'étude d'un concept d'avion moyen-courrier supersonique successeur de Caravelle, la Caravelle S devant pouvoir transporter 80 passagers sur 3 000 à 4 500 km.

Dès la fin 1958, Sud était parvenu à des conclusions fermes. Le nombre de Mach de croisière ne devrait pas dépasser 2,2, le léger avantage de rayon d'action spécifique noté pour Mach 3 étant largement contrebalancé par les problèmes de structure et de matériaux liés à l'échauffement cinétique. Avec 120 ou 130°C de température d'impact, on pouvait conserver les alliages légers connus. Une voilure delta à forte flèche était la seule formule qui pouvait permettre de loger le carburant nécessaire tout en ayant les caractéristiques aérodynamiques compatibles avec la croisière supersonique. Sud Aviation définit un avant-projet à voilure delta pur et canard pour équilibrer le recul du foyer aérodynamique en supersonique, mais cette formule exigeait trois dérives verticales pour obtenir une stabilité latérale tout juste acceptable à fortes incidences.

Le 15 décembre 1959, l'administration française (DTIA (IG Bonte) demande aux constructeurs français : Sud aviation, Nord aviation, et Dassault une étude sur la faisabilité d'un avion de transport supersonique laissant libre le choix du Mach mais répondant aux spécifications suivantes : transporter à vitesse supersonique 60 à 80 passagers sur 3 500 km en décollant, sans post-combustion, d'une piste de 2 500 mètres. Les réponses étaient attendues pour fin 1960.

Nord Aviation proposa deux projets croisant l'un à Mach 2, l'autre à Mach 3. Tous deux regroupaient quatre moteurs sous une voilure delta à l'arrière du fuselage, monodérive pour le premier, bidérive pour le second. Pour les deux avions, un canard pour le trim en supersonique était escamotable en vol subsonique.

Dassault avait un projet propre qui visait Mach 2 et retenait l'architecture générale du Mirage IV. En particulier, les quatre réacteurs alignés à l'arrière de la voilure delta étaient alimentés par des entrées d'air semi-circulaires sur les flancs du fuselage. L'équilibrage en croisière supersonique exigeait une surface canard, qui entraînait à son tour la présence de deux dérives complétées par une surface verticale ventrale escamotable.

Rapidement dès le 30 mars 1960, un accord est signé entre la société des avions Marcel Dassault et Sud Aviation fixant une convention dans l'objectif de réaliser un projet d'avion de transport **supersonique moyen-courrier** pouvant atteindre Mach 2.3, transportant 80 passagers sur une distance entre 3 000 km et 4 500

km. Le projet est baptisé " **Super Caravelle** ", combinant l'expertise supersonique Mach 2 de Dassault et l'expertise transport civil de Sud Aviation acquise avec Caravelle (sans oublier la compétence supersonique).

Le partage des tâches peut se résumer par :

- Sud Aviation : cellule et architecture générale,
- Dassault : aérodynamique supersonique, structures et méthodes.

Marcel Dassault déclarera lors d'une conférence de presse le 5 avril 1971 :

" A cette époque, Sud Aviation rencontrait de grands succès avec la Caravelle et s'imposait dans le transport à réaction. La société des avions Marcel Dassault, elle, faisait des avions supersoniques. M. Bonte (DTIA (IG Bonte)) convoqua M. Heriel et moi-même et nous dit en substance : " Sud aviation est spécialisé dans le transport, Dassault dans le supersonique, faite moi une proposition pour un avion de transport supersonique ".

L'étude d'un avion de transport supersonique débutera donc en France par une coopération Sud aviation-Dassault sur un projet commun.

Le président d'Air France Joseph Roos exprima des réserves sur l'intérêt d'un avion moyen-courrier supersonique, préconisant de financer en priorité un successeur à Caravelle, subsonique mais d'une capacité nettement supérieure (Caravelle XX à Toulouse).

Pourquoi une telle distance écartant le projet des liaisons transocéaniques ? Les arguments suivants étaient avancés traduisant la vision de l'époque :

- le transport supersonique sera une voie obligée du développement du transport aérien
- l'Amérique lancera inévitablement un programme de supersonique, qui sera inévitablement, un long-courrier.
- le survol supersonique des régions habitées serait autorisé sans restriction, ce qui était indispensable pour l'exploitation de réseaux moyen-courrier.
- la conviction que les avionneurs américains qui détenaient des positions dominantes sur le marché des long-courriers lanceraient un long-courrier supersonique. Certains voulaient ainsi éviter une concurrence frontale avec les constructeurs américains.

Les études communes progressent sur des avants projets dérivés de la Super-Caravelle. Avec une philosophie de conception fortement inspirée de l'expérience Mirage.

Les études progressent : aérodynamique de l'aile delta, confirmation de Mach 2 en croisière, devis de masse, tenue des matériaux, problèmes de consommation

Toutefois des divergences apparaissent au niveau de l'architecture :

- Dassault préfère un avion plus petit, plus léger,
- Sud Aviation un avion pouvant se décliner en avion de ligne intercontinental.

Le projet va évoluer avec l'arrivée des Britanniques. Des 1961 les discussions s'accélérent pour converger le 29 novembre 1962 par la signature du traité franco-britannique Concorde. Sud Aviation et British Aircraft Corporation sont les maîtres d'œuvres avion. La participation de Dassault est réduite à des contributions partielles (exemple : réalisation et à la fabrication des extrémités de voilure...). Un accord entre la société des avions Marcel Dassault et Sud Aviation donnait un siège à Dassault au sein du futur comité directeur franco-britannique.

Les Anglais rejette l'idée d'un rayon d'action de 4 500 km et estime que l'avion doit être un long courrier avec un rayon d'action d'au moins 6 000 km. La question leur est posée : " Certes nous en comprenons l'intérêt mais aurons-nous les moteurs capable de cette performance ? " Réponse : " nous le croyons fermement ".

Marcel Dassault donnera son accord pour l'objectif de 6 000 km. " Cependant peu après les relations avec Sud Aviation se dégraderont " (cf H. Deplante - A la conquête du ciel). Georges Hérel, en désaccord avec le principe de présidence tournante du comité des avionneurs, démissionna le 27 juin, et fut remplacé le 23 juillet par le Général André sans que rien ne soit fait pour faciliter un rapprochement entre les deux sociétés françaises.

Dans cette coopération franco-britannique, la société Dassault se sent mal à l'aise. Dans la conférence de presse du 4 avril 1971, Marcel Dassault dira :

" Les anglais tenant à faire un long courrier et le moteur n'existant pas, j'ai compris à ce moment-là que tout cela coutera très cher et durera très longtemps, qu'au surplus Sud Aviation et BAC étaient largement suffisants pour mettre au point le Concorde ".

Finalement la société des avions Marcel Dassault se retire progressivement, entre 1962 et 1963, du programme Concorde. Dassault donnera la priorité au Mirage IV puis F1.

Comment expliquer que la société des avions Marcel Dassault s'est retirée du programme Concorde ?

Le rôle industriel direct de Dassault dans le programme Concorde s'est fortement réduit au fur et à mesure que le projet franco-britannique s'est structuré. Plusieurs raisons semblent apparaître dans les sources historiques :

- **Plan de charge et réallocation des tâches** : la part industrielle attribuée à Dassault, notamment sur les voilures ou des composants spécifiques réduite.
- **Gestion du programme** : les **procédures de gestion communes** et les choix techniques franco-britanniques ont favorisé un cadre industriel dominé par Sud-Aviation (Aérospatiale) et BAC.

Dès 1967 Marcel Dassault portera un jugement sévère sur le programme alors que l'avion n'a pas encore effectué son premier vol : " il fallait faire évoluer la Caravelle en plus long ou plus court. Il fallait l'améliorer. Or toutes les énergies et les crédits ont été misés sur Concorde. On a un peu lâcher le présent pour le futur. Le présent c'est ça dire un marché où nous étions les premiers. Et l'avenir un appareil prestigieux mais cher ".

Marcel Dassault est convaincu que **le succès de TOUTE L'OPERATION CONCORDE repose sur les possibilités de motorisation** : " il faut donc dès maintenant préparer le réacteur du supersonique de l'avenir ".

Il préconise une coopération internationale sans exclure les Russes pour l'étude d'un réacteur de 30 tonnes de poussée sans PC destiné à un super Concorde.

" Si nous ne le faisons pas cela, dans 7 ans en Europe, nous n'aurons pas de moteur et l'épopée du Concorde aura été sans lendemain ".

Il considère comme il l'avait prévu que le programme s'engluait dans le cadre d'un système de Comités " Ceci a institué une situation où les décisions même secondaires étaient retardées parce qu'elles rencontraient des motivations nationalistes qui étaient en conflit."

Entretien d'Henri Ziegler avec Claude Carlier :

" De surcroît le développement du système de propulsion rencontra des difficultés parfois techniques, mais également dues aux troubles financiers et sociaux de Rolls Royce connus pendant cette période. Le développement de l'ensemble du projet a pour diverses raisons été beaucoup plus long que prévu, quatorze années entre le démarrage et la mise en service avec des conséquences très importantes sur les coûts ".

En résumé

Au début des travaux sur l'avion de transport supersonique, la Société Dassault était impliquée dans les études de faisabilité au travers d'accords de coopération avec Sud-Aviation pour un avion de transport supersonique français. En particulier Dassault a participé à des avant-projets (Super-Caravelle) qui ont **influencé la genèse de Concorde**.

- Toutefois, **sa participation industrielle directe dans Concorde a été fortement réduite au profit de Sud-Aviation/Aérospatiale**, et la société des avions Marcel Dassault a quitté le programme franco-britannique sans jouer de rôle central dans le programme.
- Au final, **Dassault n'est pas devenu un acteur majeur du Concorde industriellement**, contrairement à son implication initiale dans les études de faisabilité et dans la conception de concepts préliminaires.

C'est **Sud-Aviation/Aérospatiale qui a assumé la responsabilité de maître d'œuvre avion en France**, avec une coopération industrielle bien définie avec BAC au Royaume-Uni.

Documentations : La conquête du ciel par H. Deplante, Dassault L'ENTREPRISE, La légende d'un siècle Marcel Dassault par Claude Carlier, Le programme Concorde ch3 M. Latreille Comaero

Prendre l'air Hors-Série N°1 - Février 2026 Ed 2 72

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 593, 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.

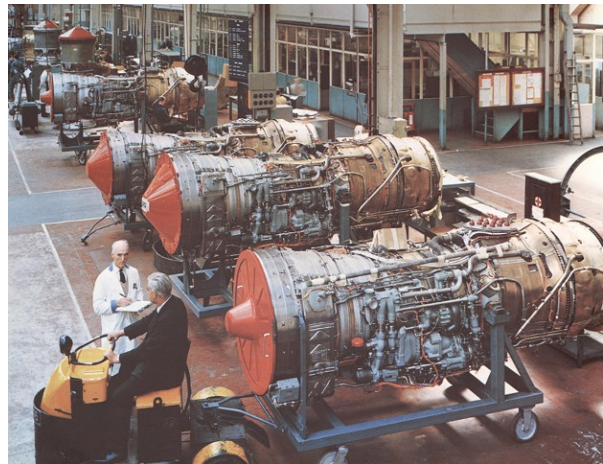
Un total de 74 moteurs Olympus 593 Mk-610 a été produit entre 1973 et septembre 1979 pour équiper les seize appareils de série du Concorde.

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.



Chaine d'assemblage des moteurs Olympus 593

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

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

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE

CERTIFICAT DE NAVIGABILITE DE TYPE MOTEUR

Numéro: **M** 1

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

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

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

Marque: OLYMPUS

Types: 593 MK 610-14-28

Approuvé le: 29 septembre 1975



[Handwritten signature]

[Handwritten signature]

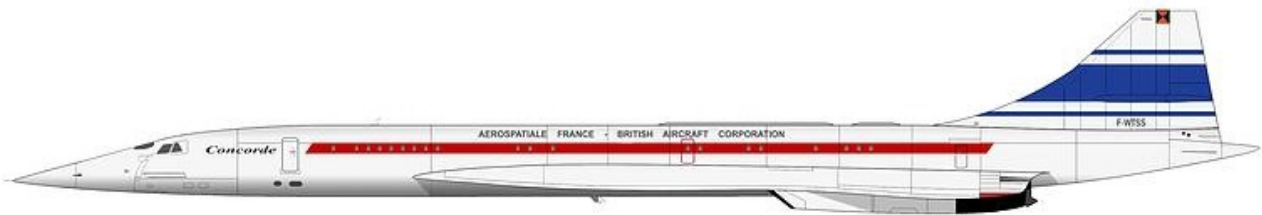
P Le Secrétaire Général
à l'Aviation Civile



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

Étapes clefs

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



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

- 1969 Mars - Premier vol du prototype Concorde 001 (F-WTSS) à Toulouse avec des Olympus 593-2A de 13 600 kgp équipé de l'ensemble d'éjection tuyère type 10 et avec l'entrée d'air à géométrie fixe
 - 1969 Avril - Premier vol du prototype Concorde 002 (G-BSST) à Filton
 - 1969 Octobre - Franchissement de Mach 1 à 11 000 mètres du prototype Concorde 001 (F-WTSS) lors de son 45^{ème} vol
 - 1969 - Les Olympus 593-2B fournissant une poussée de 14 920 kg et montés sur le Concorde 002 permettent d'effectuer uniquement des pointes à Mach 2.
 - 1970 Février / Mars - Livraison des quatre premiers moteurs Olympus 593 au standard 593-3B de 15 750 kgp qui permettent d'effectuer des vols de croisière à Mach 2. Rotation au banc de l'Olympus 593-3B avec l'ensemble d'éjection type 11.
 - 1970 Mars - Franchissement de Mach 1 du Concorde 002 (G-BSST). Choix de l'ensemble d'éjection tuyère dit 14-28.
 - 1970 Avril. Les essais au sol et en vol de l'Olympus 593 atteignent un total de 10 000 heures. Installation de l'entrée d'air à géométrie variable.
 - 1970 Novembre - Franchissement de Mach 2 lors du 105^{ème} vol du prototype Concorde 001 (F-WTSS) avec une vitesse maintenue pendant 59 minutes
 - 1970 Novembre - Franchissement de Mach 2 du prototype Concorde 002 (G-BSST)
 - 1970 Décembre - Vol en palier à 16 500 mètres d'altitude à Mach 2 pendant 59 minutes
- Prendre l'air Hors-Série N°1 - Février 2026 Ed 2 75

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

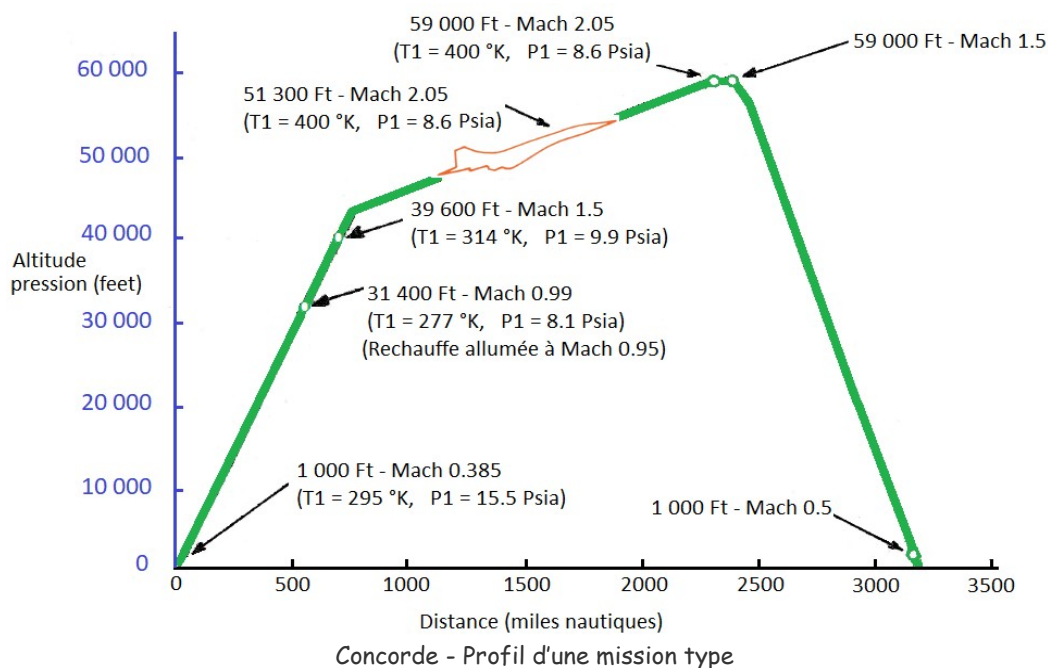
1976 Janvier - Mise en service commercial du supersonique Concorde

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

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

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

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



Annexe : Comparaison technique Olympus - Kuznetsov NK 144

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

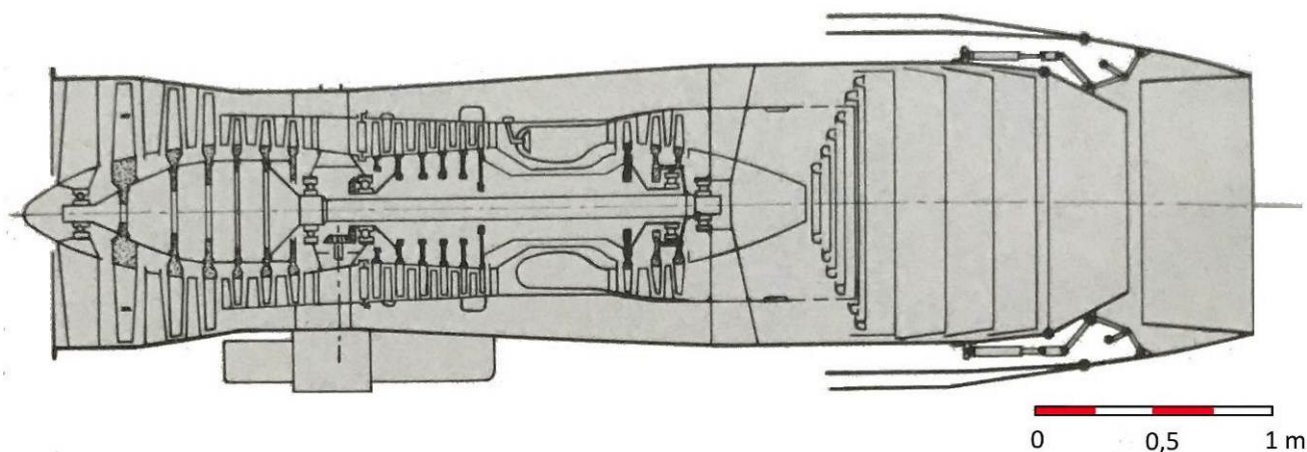
Le Tupolev Tu 144 est équipé de quatre moteurs Kuznetsov 144 qui sont des turboréacteurs à double flux de taux de dilution égal à 1 et de rapport de pression 15 équipés de rechauffe.

La comparaison des caractéristiques et performances est indiquée dans le tableau suivant :

	Olympus 593 Mk 610	NK 144
Poussée au décollage avec rechauffe	16 960 daN	17 200 daN
Poussée décollage sans rechauffe	13 945 daN	12 800 daN
Cs moteur sec	0,9	0,63 kg/daNh
Débit total	194 kg/s	300 kg/s
Rapport de pression	14,5	15
Température entrée turbine	1440 ° K	1303 °K
Masse	3039 kg	3100 Kg
Diamètre maxi	1 219 mm	1 500 mm
Longueur	3 646 mm	5 200 mm
	Bride à bride	

La poussée au point fixe avec rechauffe est sensiblement équivalente entre les deux moteurs, par contre la poussée sans rechauffe du NK 144 est plus faible que celle de l'Olympus avec une consommation en croisière plus élevée. Le cycle d'un moteur double flux entraîne une baisse importante de la poussée à Mach 2 et nécessite par conséquent l'utilisation permanente de la rechauffe.

Le canal PC du NK 144 comprend 2 zones séparées par une virole à paroi double perforée de trous. Dans la zone primaire, on trouve un cône central avec injecteurs et 2 anneaux accroche-flamme avec 18 coupelles à injection. La zone secondaire très obstruée comprend 80 injecteurs entourés de 2 rangées d'accroche-flamme. Le canal PC comporte des chemises de refroidissement ondulées et une tuyère convergente-divergente à 18 volets (volets chauds et volets froids).



Kuznetsov NK 144 - Coupe longitudinale