



LES DOSSIERS

**De Concorde
aux nouveaux projets
d'avions supersoniques**

*From Concorde
to new supersonic
aircraft projects*



**DE CONCORDE AUX
NOUVEAUX PROJETS
D'AVIONS SUPERSONIQUES**

***FROM CONCORDE
TO NEW SUPERSONIC
AIRCRAFT PROJECTS***

© **AAE** – 2019

Tous droits réservés / All rights reserved

Crédits photo couverture / *Cover credits:*

Spike S-512 © Spike / Concorde © British Airways

Boom Overture © Boom / Aerion AS2 © Aerion

AAE

Ancien Observatoire de Jolimont

1 avenue Camille Flammarion

31500 Toulouse - France

Tel : +33 (0)5 34 25 03 80

contact@academie-air-espace.com

www.academieairespace.com

ISBN 978-2-913331-80-8

ISSN 1147-3657

Dépôt légal : juillet 2019

Dossiers récents / Recent Dossiers

- n°45 Cybermenaces visant le transport aérien, 2019
Cyberthreats targeting air transport, 2019
- n°44 Le transport de passagers par appareils à voilure tournante à l'horizon 2050, 2018
Rotary wing aircraft for passenger transport by 2050, 2018
- n°43 L'Espace au service de la sécurité et de la défense ;
pour une nouvelle approche européenne, 2018
Space systems supporting security and defence; a new European approach, 2018
- n°42 Aviation plus automatique, interconnectée, à l'horizon 2050, 2018
More automated, connected aviation by 2050, 2018
- n°41 Les disparitions d'avions : une question pour les transports aériens, 2017
Missing aircraft: an issue facing air transport, 2017
- n°40 Présent et futur des drones civils, 2015
Present and future of civilian drones, 2015
- n°39 Matériaux aéronautiques d'aujourd'hui et de demain, 2014
Aeronautical materials for today and tomorrow, 2014
- n°38 Comment volerons-nous en 2050 ?, 2013
Flying in 2050, 2013
- n°37 Le Traitement des situations imprévues en vol, 2013
Dealing with unforeseen situations in flight, 2013
- n°36 Quel avenir pour l'industrie aéronautique et spatiale européenne ?, 2013
What future for European aeronautics and space industries?, 2013
- n°35 Trafic aérien et météorologie, 2011
Air traffic and meteorology, 2011
- n°34 Une stratégie à long terme pour les lanceurs spatiaux européens, 2010
Long-term strategy for European launchers, 2010
- n°33 Les Aéroports face à leurs défis, 2010
Airports and their challenges, 2010
- n°32 Prise de risque : conclusions et recommandations, 2009
Risktaking: conclusions and recommendations, 2009
- n°31 Pour une approche européenne à la sécurité dans l'espace, 2008
For a European approach to security in space, 2008
- n°30 Le Rôle de l'Europe dans l'exploration spatiale, 2008
The role of Europe in space exploration, 2008
- n°29 Le Transport aérien face au défi énergétique, 2007
Air transport and the energy challenge, 2007

TABLE DES MATIÈRES

1- Avant-propos	11
2- Introduction	15
3- Concorde	19
Performances opérationnelles	21
Finesse (portance/trainée)	23
Poussées, consommation spécifique et masse de l'ensemble propulsif.....	25
Définition des masses opérationnelles	27
Consommation de carburant par rapport au nouveau standard CO ²	29
Bruit aéroportuaire	31
4- Concorde B	35
Aérodynamique	35
Propulsion	37
Autres modifications	37
5- Avion de transport supersonique futur (ATSF)	39
Amélioration de la finesse aérodynamique	39
Amélioration de la consommation spécifique et du bruit des moteurs	43
Coûts de développement et prix de revient	45
6- Bruit en croisière, bang sonique	47
7- Avions d'affaires supersoniques	51
Utilisation des avions d'affaires	51
Projet européen : HISAC	53
Nouveaux avions proposés	57
Aerion : croisière à Mach 1,4	57
Spike S-512 : croisière à Mach 1,6	63
Boom : croisière à Mach 2,2.....	65
Synthèse des propositions	69
Considérations sur les programmes de développement	77
8- Conclusion	83
Annexe 1 : Les exigences du développement d'un avion nouveau	91
Annexe 2 : Propulsion de Concorde	95

Table des figures

Figure 1 :	Concorde de série, avec partie arrière allongée.....	19
Figure 2 :	Concorde, le prototype et l'avion de série	21
Figure 3 :	Rappel de quelques lois de la physique (équilibre simplifié d'un avion en palier).....	21
Figure 4 :	Températures internes des Olympus et de moteurs subsoniques.....	25
Figure 5 :	Masses de l'ensemble propulsif de Concorde et d'avions subsoniques.....	27
Figure 6 :	Concorde : distribution des masses au décollage	29
Figure 7 :	Concorde et le nouveau standard CO ² pour les avions subsoniques avec les situations des avions actuels.....	29
Figure 8 :	Concorde et les niveaux de bruit aéroportuaire des avions actuels.....	31
Figure 9 :	Évolution des bruits de jet à ISO poussée.....	33
Figure 10 :	Aérodynamique envisagée pour le Concorde B	35
Figure 11 :	Moteur envisagé pour le Concorde B	37
Figure 12 :	Évolution d'avant-projets supersoniques 1980-2000	41
Figure 13 :	Aménagement commercial et largeur de la cabine	41
Figure 14 :	Exemple de moteur à cycle variable	45
Figure 15 :	Démonstrateur QueSST Configuration C606.....	47
Figure 16 :	Utilisation des avions d'affaires en fonction de leur prix de revente...	51
Figure 17 :	Projet européen HISAC.....	53
Figure 18 :	Les trois familles HISAC	55
Figure 19 :	Projet Aerion SBJ	57
Figure 20 :	Projet Aerion AS2	57
Figure 21 :	Projet Aerion AS2	59
Figure 22 :	Gain de temps promis par Aerion	61
Figures 23 et 24 :	Moteur GE Affinity.....	61
Figure 25 :	Spike S-512 (2014)	63
Figure 26 :	Spike S-512 (2015-2017)	63
Figure 27 :	Le Boom : la maquette et la "Dream team"	65
Figure 28 :	Premier Baby Boom XB1.....	67
Figure 28 b-c :	Baby Boom XB1.....	67
Figure 29 :	Concorde et résumé des projets proposés	71
Figure 30 :	Concorde et caractéristiques aérodynamiques des projets proposés.....	71
Figure 31 :	Comparaison des masses caractéristiques de Concorde et des projets proposés.....	73
Figure 32 :	Comparaison des rayons d'action proposés par les constructeurs et estimés	77
Figure 33 :	Durée d'un programme d'avion classique subsonique	79
Figure 34 :	Plan d'intégration d'un ensemble propulsif d'avion subsonique.	81

1 AVANT-PROPOS

Depuis quelques années apparaissent des annonces, essentiellement en provenance des États-Unis, de projets d'avions d'affaires supersoniques. L'Europe reste très prudente sur le sujet, malgré une expérience certaine dans le domaine, qui combine les savoirs des chercheurs et des industriels. Aussi l'Académie de l'air et de l'espace a voulu faire une première évaluation sur la faisabilité, essentiellement technique, des diverses propositions. Pour ce faire, elle s'est appuyée sur l'expérience acquise avec l'avion supersonique Concorde, le seul avion mis en service commercial sur ce segment de transport aéronautique.

De l'analyse, il ressort une grande dispersion dans la maturité des projets. Certains, embryonnaires, ne donnent plus de nouvelles depuis des mois. Pour d'autres des évolutions continues démontrent la difficulté de convergence dès le stade de l'avant-projet, ainsi leurs dates de mises en service glissent-elles corrélativement. Cela provient de ce qu'avec les principales caractéristiques indiquées et une baisse sensible d'ambition concernant la vitesse de croisière, les missions ne peuvent pas être réalisées du fait des contraintes imposées par la physique, auxquelles se sont déjà heurtées les études menées en Europe en fin du siècle dernier.

L'Académie n'entend pas se positionner, à ce stade, sur l'acceptabilité des aspects écologiques (liés aux émissions gazeuses et acoustiques) qui devront être traités au niveau international par des négociations d'octroi de nouvelles règles, en dérogations probables par rapport aux exigences de plus en plus draconiennes applicables aux avions de transport subsoniques. Il est fortement recommandé que l'Europe participe activement à ces négociations.

Enfin des études économiques trop précises sont jugées encore prématurées du fait de la faisabilité incertaine des missions (avec les caractéristiques annoncées) et compte tenu de la nature du marché (pour lequel les critères de rentabilité ne constituent pas le premier critère de choix).

Le présent dossier, résultat d'une étude technique solide, pourra apporter les éclaircissements utiles aux décideurs politiques, techniques et financiers sur l'importance des défis à relever dans les domaines de la recherche et de l'industrie pour développer le transport supersonique civil.



Anne-Marie Mainguy

Présidente de l'Académie de l'air et de l'espace (AAE)

2 INTRODUCTION

Au moment où refleurissent les projets d'avions supersoniques, principalement des avions d'affaires (*business jets*), ce document rappelle tout d'abord les caractéristiques de l'avion Concorde, seul supersonique commercial long-courrier ayant volé en compagnie, puis sont examinés les projets développés dans les années 1980-1990 par l'Aérospatiale, BAe et Boeing avant que soient analysés et évalués les projets proposés aujourd'hui par divers bureaux d'études de "start-ups".

La présente étude met en lumière les principaux obstacles qui ont nui au succès commercial de Concorde, à savoir des coûts opérationnels très élevés, pour lesquels la maintenance représentait 50 % de ces coûts, la consommation de carburant 10 % (800 kg entre Paris et New-York par passager contre moins de 140 aujourd'hui), un rayon d'action trop faible, un bruit au décollage rapidement rédhibitoire sur les aéroports commerciaux, et un bruit en croisière (bang sonique) qui a entraîné l'interdiction de survoler en supersonique les terres habitées, limitant sévèrement son intérêt opérationnel. De plus, les décalages horaires faisaient que, si les trajets est-ouest étaient intéressants pour la clientèle visée (arriver en heure locale avant l'heure du décollage), les trajets ouest-est l'étaient beaucoup moins.

Ce document utilise les informations contenues dans la littérature ouverte, en particulier celles disponibles sur le site *Concordesst.com*, les souvenirs de l'auteur et ceux d'experts ayant travaillé sur ce programme.

Puis sont passés en revue les résultats des différentes études menées en Europe jusqu'en 2009, concluant, pour les missions de transport à capacité d'emport moyenne, à leur infaisabilité.

Dans l'analyse qui suit des récents avant-projets d'avions supersoniques, plutôt du type avions d'affaires, établie en décembre 2018, on se limite à juger de la faisabilité technique (réalisation des missions annoncées) à la lumière des données disponibles jusqu'alors sur leurs caractéristiques et des enseignements issus du programme Concorde.

Remarque importante pour la suite : le programme Concorde, lancé en 1962, a été développé, en l'absence d'exigences environnementales, à la suite de nombreuses pré-études partagées par des équipes franco-britanniques expérimentées. Les équipes françaises avaient déjà développé et fait voler des prototypes de chasseurs supersoniques comme le Trident (SNCASO) et construit l'avion de transport SE 210 Caravelle (SNCASE) avant de fusionner dans Sud-Aviation, pour produire Concorde. Il en était de même pour les équipes britanniques avec leurs propres projets. Malgré ces expériences et des supports nationaux cumulés le premier vol d'essais de Concorde n'a été effectué qu'en 1969, soit sept ans après son lancement, et le premier vol commercial sept ans plus tard, en 1976, soit après 14 ans d'efforts de développement. Ceci démontre l'extrême difficulté de développer un avion de transport supersonique du fait des multiples exigences qui doivent être respectées, surtout si elles évoluent au cours du développement ! L'Annexe 1 décrit un peu plus en détail les contraintes de développement d'un avion nouveau.

3 CONCORDE

L'objectif de performance (relier la côte Ouest de l'Europe à la côte Est des États-Unis) et les difficultés techniques rencontrées lors du développement, inhérentes à tout nouveau projet ambitieux, ont amené l'évolution de la définition de l'avion et l'augmentation de sa masse au décollage pour la même cabine :

« largeur / hauteur / longueur cabine: 2,63 m/1,96 m/39,32 m. »

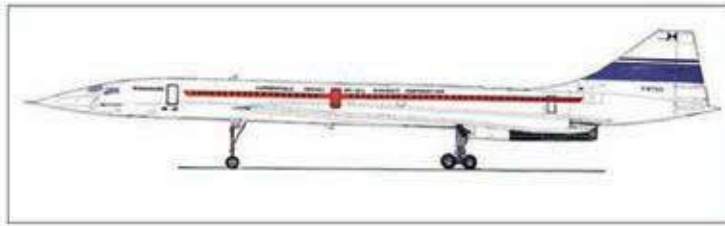
Le rayon d'action objectif ne devait pas être inférieur à 3 500 NM (6 500 km) pour atteindre New-York (3 150 NM) ou Washington (3 346 NM), quel que soit le vent. La mission garantie à la DGAC par les constructeurs était de transporter une charge marchande de 10 t (22 000 lbs) à ISA+5°C sur Paris–New-York.



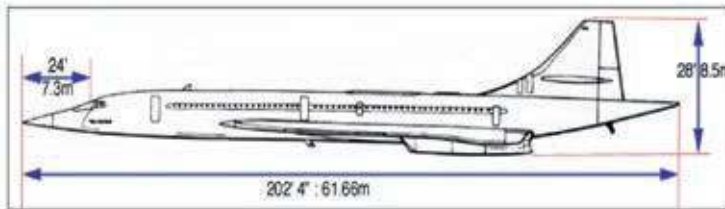
Figure 1 : Concorde de série, avec partie arrière allongée.

Les caractéristiques des trois avions prototypes illustrent l'évolution de la définition (figure 2) :

	Proto 001 02 Mars 1969	Présérie 01	Série 1 06 décembre 1973
Longueur (m)	51,8	60,10	61,66
Envergure (m)	23,8	25,6	25,6
Masse décollage (t)	135-155		185,07



Prototypé 001.



Série.

Figure 2 : Concorde, le prototype (en haut) et l'avion de série (en bas).

La définition de l'ensemble propulsif (annexe 2) a évolué pour suivre l'augmentation des masses, en particulier la part de poussée fournie par la réchauffe (post-combustion) a augmenté de **9% à 17% puis à 18.5% de la poussée totale au décollage**.

Les poussées de l'avion de production ont été de:

- poussée sans réchauffe nb de M = 0 : 4 X 139,4 kN= 557,6 kN (125 000lbs) ;
- poussée avec réchauffe nb de M = 0 : 4 x 171,3 kN= 685,2 kN (154 000lbs).

Performances opérationnelles

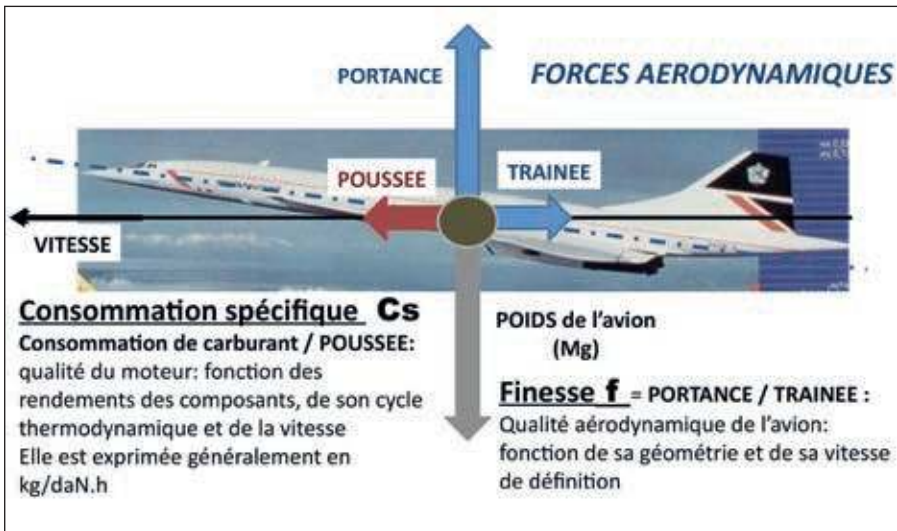


Figure 3 : Rappel de quelques lois de la physique (équilibre simplifié d'un avion en palier).

Une performance essentielle d'un avion est sa distance franchissable. En première approximation, elle est donnée par la formule de Breguet. Celle-ci est pertinente pour les long-courriers dont la croisière représente 80 à 85 % de la consommation de carburant. De plus, la croisière de Concorde était effectuée à finesse et consommation spécifique constantes, grâce à une trajectoire très légèrement ascendante qui suivait le délestage et permettait à l'avion de voler près de son optimum de performance.

$$Dist. franchissable = \frac{Vitesse}{g} \times \frac{finesse}{conso\ spécifique} \times Ln \frac{Masse\ au\ décollage}{Masse\ à\ l'atterrissage}$$

La littérature ouverte donne des indications sur la vitesse, la finesse, la consommation spécifique des moteurs en croisière et les masses certifiées des avions.

Les masses opérationnelles de décollage (TOM : masse au décollage) et d'atterrissage (LM : Masse à l'atterrissage), fonction de la masse à vide (responsabilité avionneur), des masses des équipements de la cabine, de l'équipage et du commissariat (responsabilité de la compagnie aérienne) et enfin des réserves réglementaires, sont plus difficiles à estimer. Les MTOM (ou MTOW) et MLM (MLW) (*Maximum Take-Off Mass* et *Maximum Landing Mass*) souvent données sont les masses maximales utilisées pour les calculs de structure et sont en général supérieures aux masses opérationnelles.

Finesse (portance/trainée)

Les informations trouvées dans la littérature indiquent une finesse à Mach 2 variant de 7,10 à 7,30. Elle varie en fonction du coefficient de portance, et donc de l'altitude pour une masse donnée de l'avion. L'altitude de croisière, montée lente, correspondant au plafond de propulsion, ne permettait pas d'atteindre la finesse maximale. En opération elle est de 7,14 avec un allongement de 1,83 (envergure ²/surface de référence). Ces finesesses sont 2 à 3 fois plus faibles que celles des avions subsoniques actuels qui ont des allongements supérieurs à 9.

Valeurs de finesse trouvées (Concordesst.com Concorde Technical specs)	
Décollage :	
Pente nulle	3,94
Second segment	4,97
Procédure anti-bruit	6,00
Approche :	
250 nœuds 10 000 pieds	9,27
Croisière subsonique M = 0,93	11,47
Croisière supersonique	7,14

Poussées, consommation spécifique et masse de l'ensemble propulsif (voir Annexe 1)

Poussées utilisées

L'optimisation des performances de Concorde a conduit à l'utilisation d'un moteur monoflux double corps, optimisé pour le vol supersonique. Un système de réchauffe fournissait le complément de poussée nécessaire au décollage (9 % puis 17 % et finalement 18,5 %), et en montée transsonique de Mach 0,93 à 1,7.

Les régimes utilisés par les moteurs durant la montée et la croisière étaient les plus élevés certifiés sans limite de durée d'utilisation (environ 2 heures pour Concorde). Comparées à celles du décollage correspondant à l'état de l'art du moment, leurs températures internes (figure 4) étaient nettement plus élevées que celles des avions subsoniques actuels pour lesquels les régimes de montée et de croisière sont plus contraignants.

Les durées de vol de montée et de croisière supersonique ont donc été prépondérantes pour le dimensionnement et la durée de vie des moteurs Olympus.

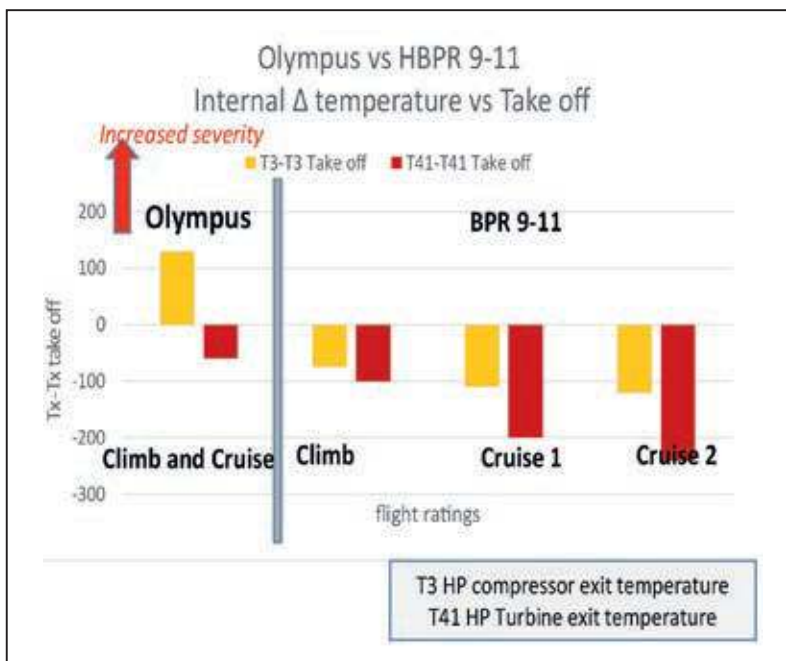


Figure 4 : Températures internes des Olympus et de moteurs subsoniques (BPR : by-pass-ratio : taux de dilution).

Consommation spécifique

Le rapport " finesse / consommation spécifique du moteur installé " à la livraison de l'avion en croisière, établi à l'aide de l'analyse du *Manuel de Performances d'Air France* :

- varie de 5,96 à 50 000 ft (18 240 m) à 5,89 à 60 000 ft (18 288 m) à Mach 2, soit des consommations spécifiques très voisines de 1,2 kg/daN.h pour une finesse de 7,14 ;
- atteint 10 à Mach 0,93 durant la croisière subsonique.

L'utilisation de la réchauffe doublait la consommation pour une augmentation de poussée de moins de 20 %.

Masses de l'ensemble propulsif

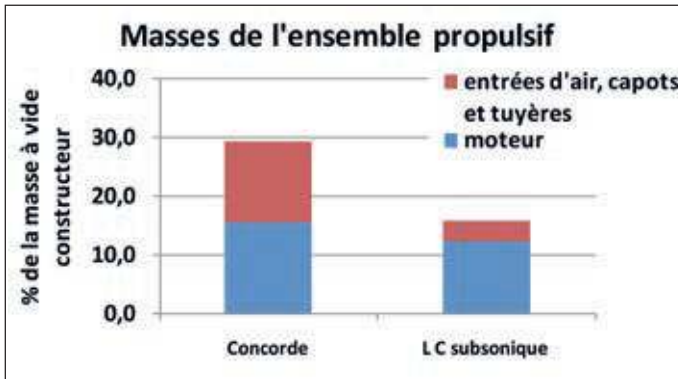


Figure 5 : Masses de l'ensemble propulsif de Concorde et d'avions subsoniques.

La masse des ensembles propulsifs est proche de 22 500 kg, près de 30 % "de la masse à vide constructeur" contre 15 à 17 % pour un long-courrier subsonique (figure 5). Les nacelles, entrées d'air et tuyères à géométrie variable, qui permettent de gérer les écoulements supersoniques en minimisant les pertes de performance, représentent 46 % de la masse de l'ensemble propulsif contre 22 % pour un avion subsonique. La réchauffe participait à la poussée au décollage, avec une faible augmentation de masse.

Définition des masses opérationnelles

Les masses des avions livrés à Air France ainsi que celles utilisées par cette compagnie pour l'équipage, le commissariat et la documentation technique embarquée figurent dans le tableau suivant. L'OWE (masse à vide en ordre d'exploitation) utilisée par Air France pour définir les performances opérationnelles prend en compte également les suppléments de masses apportés par les modifications effectuées après la livraison.

	Max	Min
Masse constructeur à la livraison (kg) ¹	78 000	76 700
Commissariat + équipage + doc PNT (kg)	2 555	2 555
OWE : Avion prêt pour opération sans carburant ni payload (kg)	80 555	79 255

1. La masse constructeur avec sièges et équipements fixes a diminué grâce à une fabrication mieux maîtrisée.

En résumé, la répartition des masses était :

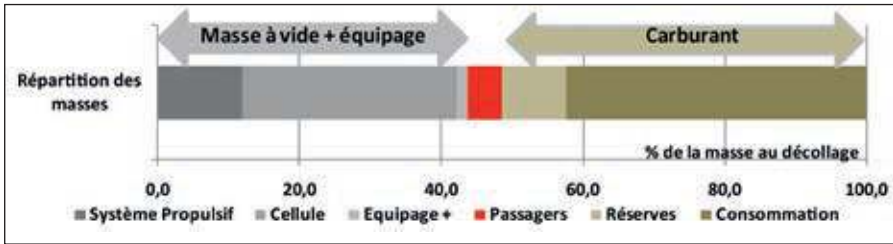


Figure 6 : Concorde : distribution des masses au décollage.

On note dans la figure 6 que les réserves représentent 8 % du MTOW, soit plus de 15 % du carburant embarqué, avec l'utilisation d'un aéroport de déroutement très proche de l'aéroport John F. Kennedy (Newark, 40 NM). La prise en compte du déroutement classique de 200 NM aurait réduit d'une dizaine le nombre de passagers réduisant la charge marchande à 4,8 % de la masse au décollage au lieu de 5,4 %.

Consommation de carburant par rapport au nouveau Standard CO²

Le nouveau standard CO² (figure 7), applicable pour les nouveaux avions subsoniques dont la certification aura été demandée après le 1er janvier 2020 (MTOM > 60t) ou 1er janvier 2023 (MTOM < 60t), limite la consommation kilométrique de carburant au moyen de la "Metric Value".

Concorde aurait eu une "Metric Value" et une consommation plus de **quatre fois supérieure à celles de l'A320neo**, pour des surfaces de plancher et des rayons d'action voisins, soit plus de 6 fois plus par passager. Il n'aurait pas satisfait à cette exigence de certification.

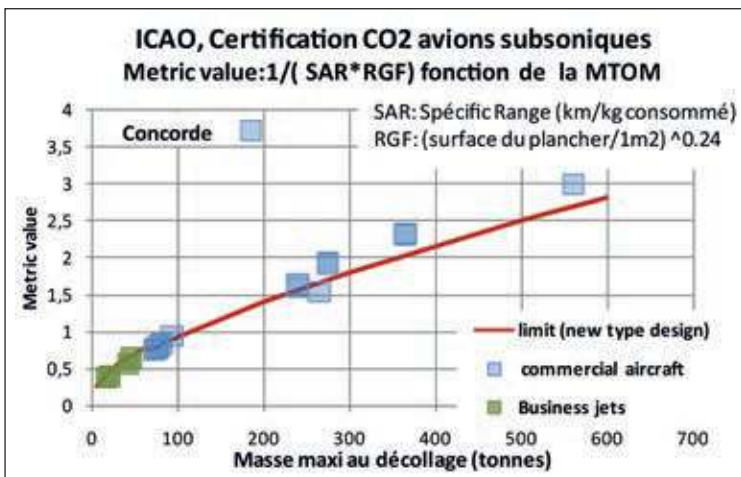


Figure 7 : Concorde et le nouveau standard CO² pour les avions subsoniques avec les situations des avions actuels.

Bruit aéroportuaire

La figure 8 ci-dessous compare les niveaux de bruit cumulés, sur les trois points de contrôle réglementaires des avions actuels à ceux de Concorde publiés par le site "Salon de l'aviation.com".

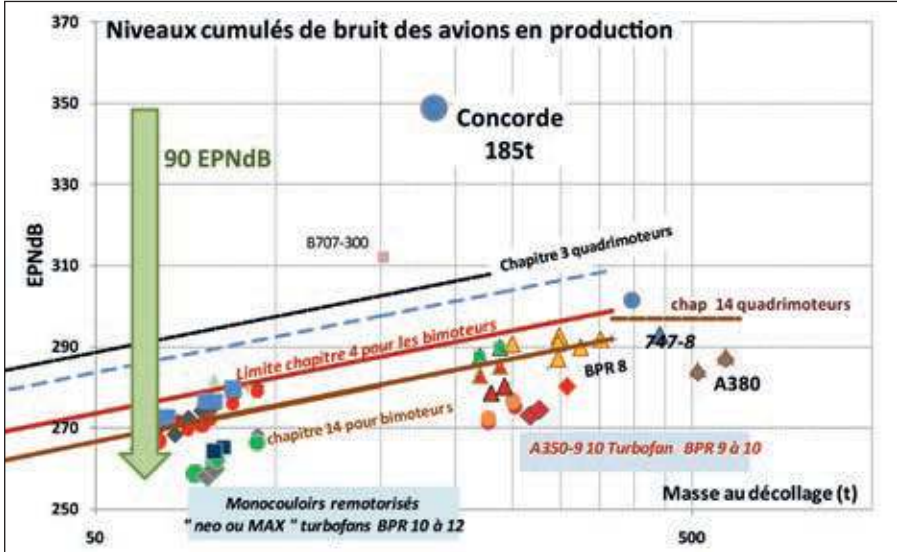


Figure 8 : Concorde et les niveaux de bruit aéroportuaire des avions actuels.

Le niveau sonore très élevé (+ ~90 EPNdB par rapport aux derniers bimoteurs certifiés de même rayon d'action) est provoqué par les bruits de jets, prépondérants pour les moteurs simple flux et double flux à faible taux de dilution. L'usage de la réchauffe lors de la partie initiale du décollage, sur la piste et durant la montée avant survol, augmente le niveau de bruit mesuré en "latéral". La puissance acoustique émise varie principalement avec la vitesse du jet selon la formule $D^2V_j^8$ (D et V_j : respectivement diamètre et vitesse du jet).

Les écarts par rapport aux avions actuels sont cohérents avec ceux publiés dans l'Advisory Circular AC 36-311 de 2012, pour les bruits au décollage et en approche.

Pour gagner quelques décibels, l'Aérospatiale et ses partenaires (SNECMA et ONERA en particulier) ont évalué des "silencieux" à l'aide d'études théoriques, d'essais en soufflerie et au banc d'essais moteur. Ils ont même utilisé la voie d'essais de l'aérotrain expérimental Bertin près d'Orléans et un véhicule propulsé par un réacteur GE J85 pour simuler la vitesse de vol, car les réductions de bruit démontrées en statique sur les bancs ne se matérialisaient pas lors des essais en vol. Les pertes de charges créées par des générateurs de tourbillons installés dans les tuyères, censés faire diminuer le bruit, réduisaient la poussée et pénalisaient les performances de décollage et de croisière. Ces pertes de performance entraînaient une augmentation de la masse au décollage pour effectuer la mission visée et, *in fine*, une augmentation de bruit. En conclusion, aucun des "silencieux" étudiés n'a donc été installé.

Pour illustrer le défi, la figure 9 ci-dessous donne quelques ordres de grandeur à poussée nette constante, de **l'évolution du bruit de jet** en fonction des vitesses de jet d'un réacteur et l'effet qu'aurait l'augmentation du taux de dilution associée sur les dimensions et les masses des ensembles propulsifs. Une augmentation :

- d'un écart de 3 dB correspond à un doublement de puissance acoustique ;
- d'un écart de 30 dB correspond à une puissance acoustique près de mille fois supérieure.

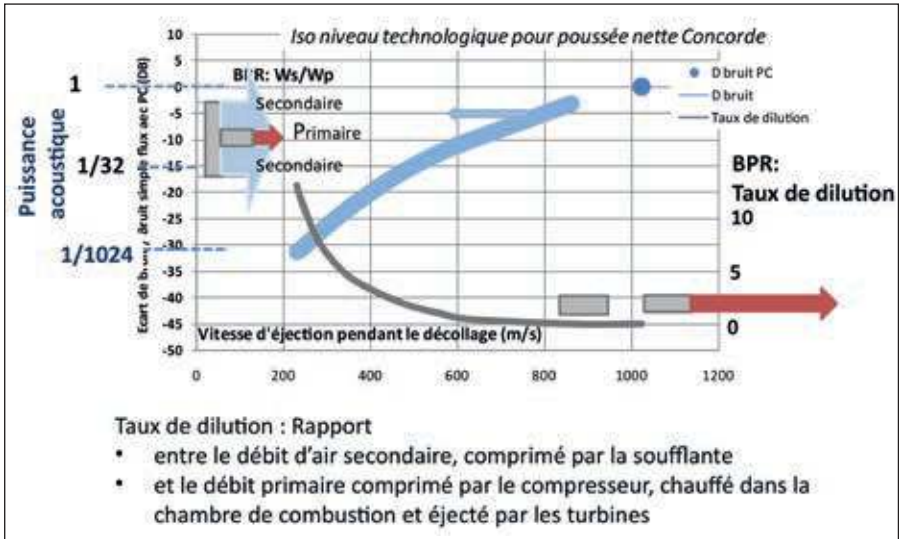


Figure 9 : Évolution des bruits de jet à ISO poussée.

On note une différence de près de 30 dB entre le bruit de jet émis par un moteur équipé de réchauffe et celui émis par les derniers moteurs certifiés satisfaisant à la réglementation en vigueur, taux de dilution (BPR) de 12 et vitesse éjection moyenne de 230-250 m/s pour les moteurs des A320neo et A350.

Pour fournir une poussée nette égale à celle de Concorde au décollage, la section du tube de courant d'air (A0) absorbée par chaque moteur (proche de celle de l'entrée d'air) devrait être de l'ordre de 5 à 6 m² et la masse de l'ensemble propulsif de l'ordre de 6 à 9 fois celui d'un système propulsif monoflux avec PC. Ce qui est rédhibitoire pour les performances.

Cette évolution représentative des bruits de jets ne prend pas en compte les bruits des autres composants du moteur : soufflante, chambre de combustion, turbine... qui représentent quelques EPNdB pour les moteurs à grand taux de dilution.

Note relative à la taille de l'avion : deux avions de même finesse et équipés de moteurs de même cycle thermodynamique, dont les masses et les poussées au décollage seraient dans un rapport de deux, émettraient des niveaux de bruit différents de près de 3 dB par point de contrôle.

4 CONCORDE B

Quelques mois après l'entrée en service, en 1976, Aérospatiale et British Aircraft Corporation ont proposé à leurs gouvernements respectifs le développement d'un avion dérivé, le Concorde B, qui aurait permis d'augmenter le rayon d'action de près de 500 NM (926 km), tout en réduisant le bruit d'environ 10 dB au décollage et 8 dB en approche. Le temps de développement avait été estimé à cinq ans.

Aérodynamique

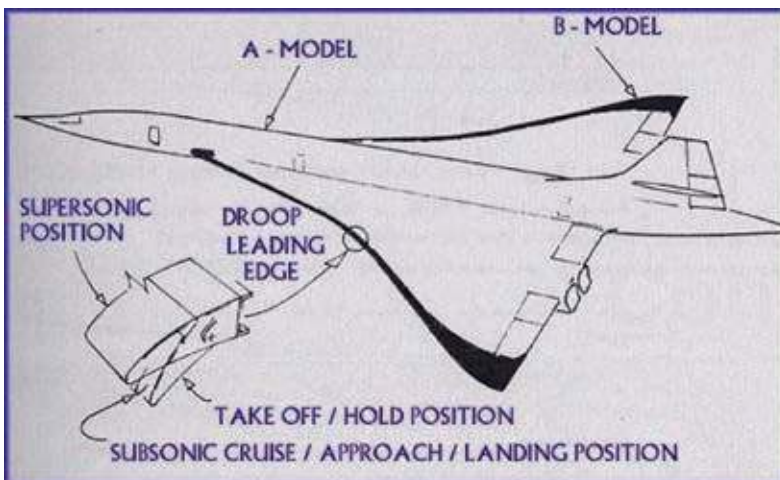


Figure 10 : Aérodynamique envisagée pour le Concorde B.

Les modifications concernaient la voilure par une augmentation de l'envergure, donc de l'allongement et l'introduction de bords mobiles pour améliorer la finesse de :

- 12 à 13 % en subsonique et décollage ;
- 7,7 % (finesse 7,69) en supersonique.

L'augmentation de la masse de la cellule due à ces modifications était estimée à 1 855 kg.

Propulsion

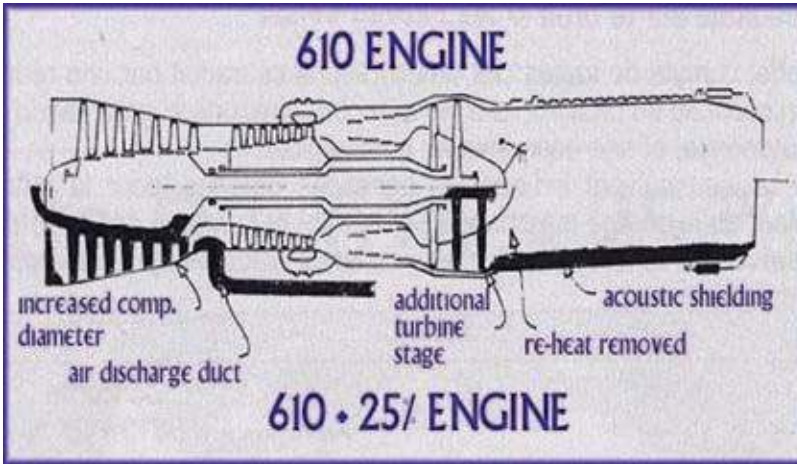


Figure 11 : Moteur envisagé pour le Concorde B.

Création, à partir de l'Olympus, d'un moteur de taux de dilution de 0,25, par l'introduction d'un nouveau corps basse pression (compresseur et turbine) et suppression de la réchauffe. Le gain de consommation spécifique en croisière était estimé à **2,8 %**, plus élevé au décollage, en montée et en attente. L'augmentation de la masse des ensembles propulsifs était estimée à **5098 kg soit 28 %** de la masse initiale.

Autres modifications

L'introduction de matériaux composites aurait permis une réduction de masse de 1 088 kg de la cellule.

Cet avion n'a pas vu le jour.

5 AVION DE TRANSPORT SUPERSONIQUE FUTUR (ATSF)

Après l'arrêt de la production et l'abandon du programme Concorde, l'Aérospatiale a maintenu une petite équipe d'ingénieurs afin de capitaliser l'expertise accumulée pendant plus de 20 ans dans toutes les disciplines de définition de l'avion (79 000 h de soufflerie et des moyens de calcul importants pour l'aérodynamique en particulier ; essais dans de nombreux laboratoires pour toutes les disciplines et finalement plus de 5 000 h d'essais en vol). L'objectif de cette équipe était de définir les caractéristiques d'un nouvel avion supersonique, en particulier ses masses, qui prendraient en compte l'évolution des gains technologiques (introduction de composites) et des exigences de certification du moment.

L'amélioration globale de l'avion passait par des améliorations significatives de la finesse, de la consommation spécifique des ensembles propulsifs, des matériaux et des masses².

Amélioration de la finesse aérodynamique

L'amélioration de la finesse était principalement obtenue (figure 12) par une réduction relative de la surface du maître-couple du fuselage par rapport à celle de la voilure et à une augmentation de l'allongement qui passait de 1,8 à 2,2 voire 2,7 pour les derniers projets. La surface mouillée soumise au frottement diminuait de 3 à 2,7 fois la surface de référence de la voilure.

2. Source : *L'avion de transport à grande vitesse ATSF – AGV*, 2009 par Jean Marqueze-Pouey (ancien chef du département Avant-projets et recherche de la division Avions de l'Aérospatiale).

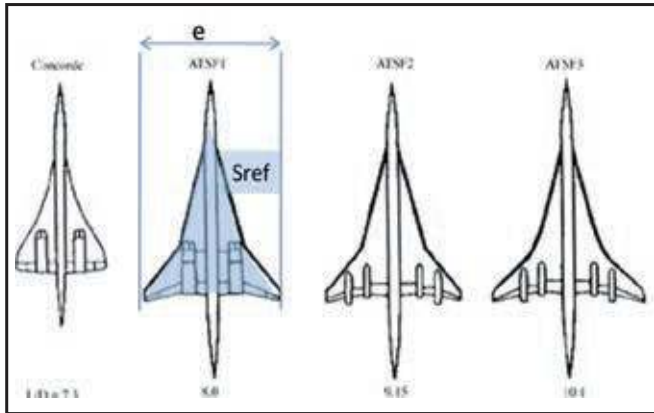


Figure 12 : Évolution d'avant-projets supersoniques 1980-2000 (e : envergure, Sref : surface de référence, allongement : $e^2 / Sref$).

La largeur externe du fuselage a été augmentée pour permettre des aménagements de quatre passagers de front "en business" et cinq "en classe économique" mais limitée à 3,49 m (Concorde 2,88 et A320 3,9m).

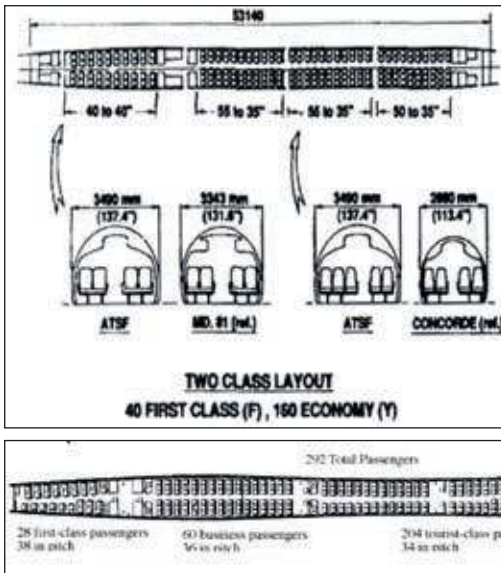


Figure 13 : Aménagement commercial et largeur de la cabine.

« Au total, l'ensemble de ces retouches (aérodynamiques) porte la finesse de croisière (finesse à vitesse supersonique) de l'ATSF à 10,2 contre 7,3 pour Concorde. » (Science & Vie n°858, mars 1989 : "SuperConcorde à la rescousse").

De plus, la présence de bords d'attaque aurait permis d'améliorer les caractéristiques aérodynamiques de décollage, de montée et d'atterrissage.

Amélioration de la consommation spécifique et du bruit des moteurs

Depuis une quarantaine d'années, sur les avions subsoniques, l'augmentation du taux de dilution des moteurs (rapport entre les débits secondaire et primaire) entraînant la réduction des vitesses d'éjection a amélioré à la fois la consommation spécifique et le bruit émis par les ensembles propulsifs. Pour ces avions subsoniques, l'amélioration de consommation spécifique compense largement les augmentations de masse et de traînée externe des ensembles propulsifs. Mais l'amélioration du rendement propulsif et de la consommation spécifique associée diminue avec la vitesse de l'avion et devient faible à Mach 2.

Sur l'ATSF (1978-1980), une étude paramétrique a été effectuée par Aérospatiale et SNECMA en utilisant les caractéristiques de quatre projets de moteurs aux taux de dilutions de 0, 0,46, 0,73 et 1,14 au décollage et de même niveau technologique : mêmes rendements de composants et températures internes, d'une part, dimensions et masses adaptées, d'autre part. Des études similaires ont été effectuées avec Rolls-Royce.

Après bouclage complet sur les rayons d'action et charge marchande visés, les "meilleurs avions", ceux ayant la masse au décollage et la consommation de carburant minimales, correspondaient à un moteur à très faible taux de dilution, inférieur à 0,46. La légère amélioration de la consommation spécifique en croisière provoquée par l'augmentation du taux de dilution ne compensait pas les augmentations de la masse et de la traînée des ensembles propulsifs. L'amélioration de consommation spécifique restait très modeste par rapport à celle de l'Olympus, de quelques pourcents.

L'avion aux performances optimales laissait sans solution les problèmes de bruit. Les niveaux acoustiques estimés, même sans les marges nécessaires pour tenir compte des aléas de développement de l'avion, étaient supérieurs aux limites réglementaires en vigueur à cette époque ("chapitre 3" quadrimoteurs). Depuis, le "chapitre 14" pour tous les avions de masses au décollage supérieures à 55 t, exige une réduction supplémentaire de 17 EPNdB du bruit cumulé.

Il y avait donc incompatibilité entre les exigences de performances et les exigences de bruit pour un moteur classique (mono ou double flux). Un moteur "à cycle variable" apparaissait nécessaire pour tenter de concilier les exigences contradictoires de la mission : moteur double flux au décollage et en montée initiale, et simple flux en croisière supersonique.

À cette époque, dans les années 1980-1995 en Europe, Rolls-Royce et SNECMA ont chacun étudié les solutions avec compresseurs annexes (1993). Deux solutions étaient candidates. Rolls-Royce pensait à deux soufflantes placées l'une derrière l'autre (Tandem Fan System), SNECMA envisageait des soufflantes concentriques autour d'un turboréacteur à simple flux (*Mid fan system, projet MCV 99*). La figure 14 illustre ce concept. Le choix entre les deux concepts devait se faire en comparant les effets de l'augmentation de la traînée de frottement et de la masse liée à des entrées d'air, nacelles et tuyères plus grandes d'une part et ceux de l'augmentation de traînée d'onde liée à un plus grand maître-couple, d'autre part.

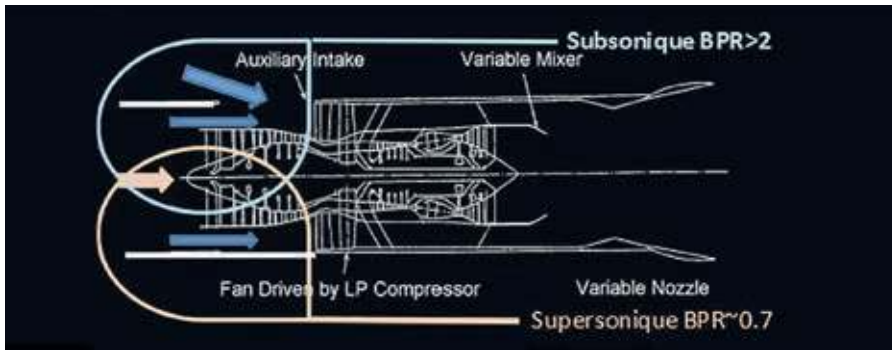


Figure 14 : Exemple de moteur à cycle variable.

En subsonique, l'ouverture d'une entrée d'air auxiliaire permet d'augmenter le débit secondaire et d'obtenir un taux de dilution de l'ordre de 2 avec des vitesses de jet de l'ordre de 400 m/s en statique, et 500 m/s à Mach 0,3. En croisière le taux de dilution était réduit à environ 0,7. Cet ensemble propulsif aurait été plus lourd et moins performant en croisière qu'un moteur classique de taux de dilution de 0,7.

À supposer que l'on ait été capable de construire un tel moteur, moins performant qu'un moteur classique pour chaque phase, et sa nacelle, beaucoup plus complexes et d'atteindre des masses et des performances acceptables, le nouvel ensemble propulsif résultant permettait au mieux de diminuer le bruit de 15 à 20 dB au décollage selon l'un des responsables d'alors de l'équipe de recherche sur les moteurs supersoniques de 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 longévité par rapport à l'Olympus [...] demanderait un temps de développement estimé à 15 ans et beaucoup d'investissements* » (SNECMA, *Essor des marchés civils*, 1986-1996).

Les motoristes ont interrompu les études de faisabilité depuis lors.

Coûts de développement et prix de revient

Au cours de la journée d'étude du 6 avril 2000 à l'ONERA, résumée dans le *Dossier 19 de l'AAE*, 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. Après prise en compte de l'inflation, 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'A380 est de l'ordre de 428 M\$.

6 BRUIT EN CROISIÈRE, BANG SONIQUE

Un avion supersonique produit en croisière un “bang” sonique ou plus précisément une surpression locale au sol entre les traces des cônes de Mach induits par le nez et l’arrière de l’avion. Cette surpression a entraîné des dégâts et l’interdiction du survol des terres habitées.

De nombreuses études sont en cours, principalement aux États-Unis, pour diminuer cette surpression au sol. Il semblerait qu’il y ait deux approches :

- forme aérodynamique qui limiterait le bruit à un niveau acceptable jusqu’à Mach 1,4-1,5 : QueSST dont un prototype est décrit ci-dessous ;



Figure 15 : Démonstrateur QueSST Configuration C606.

- utilisation d'un nombre de Mach limité, de 1,1 à 1,2, combiné aux gradients de température de l'atmosphère avec des phénomènes de réfraction des ondes de choc au-dessus du sol pour absorber le bruit : solution adoptée pour le projet Aerion (voir §4.4).

La vitesse réelle accessible sur les terres habitées serait donc nettement inférieure à Mach 2.

Le démonstrateur de la figure 15, conçu pour voler à Mach 1,42, a une longueur de 28,7 m pour une envergure de 9 m, une largeur maximale extérieure de fuselage inférieure à 1 m, un allongement de 1,37 et un rapport surface mouillée / surface de référence supérieur à 3,7. Ces caractéristiques ne permettront pas d'améliorer les finesses aérodynamiques à basse comme à grande vitesse et entraîneront des vitesses de décollage et d'atterrissage très élevées (10° d'assiette au décollage !).

Outre une optimisation des profils aérodynamiques, les avions étudiés présentent une lente évolution de la section frontale du fuselage de l'avion puis une section du fuselage évolutive afin de compenser l'augmentation de section frontale induite par la présence de la voilure (loi des aires). Un article publié sur le site de la NASA le 8 mai 2012 indiquait qu'un fuselage de 244 m serait nécessaire pour un avion transportant 30 à 80 passagers (3 ou 4 de front ?) : « *Unfortunately, while an 800-foot-long airliner may lead to publicly acceptable sonic booms, an aircraft that size still must fit at its gate, make turns while taxiing to the runway without hitting anything and generally not require an expensive redesign of the nation's airports.* »

Mais quelles seraient les dimensions, la masse et la finesse d'un avion ayant une cabine, pouvant transporter 12 à 18 passagers, 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 ?

7 AVIONS D'AFFAIRES SUPERSONIQUES

De nombreux projets d'avions supersoniques, essentiellement des avions d'affaires, sont proposés à une clientèle fortunée par des "start-ups" n'ayant aucun passé industriel dans l'aéronautique. Elles espèrent que la taille des avions inférieure à celle de Concorde réduiront les nuisances environnementales, et en particulier le bruit.

Utilisation des avions d'affaires

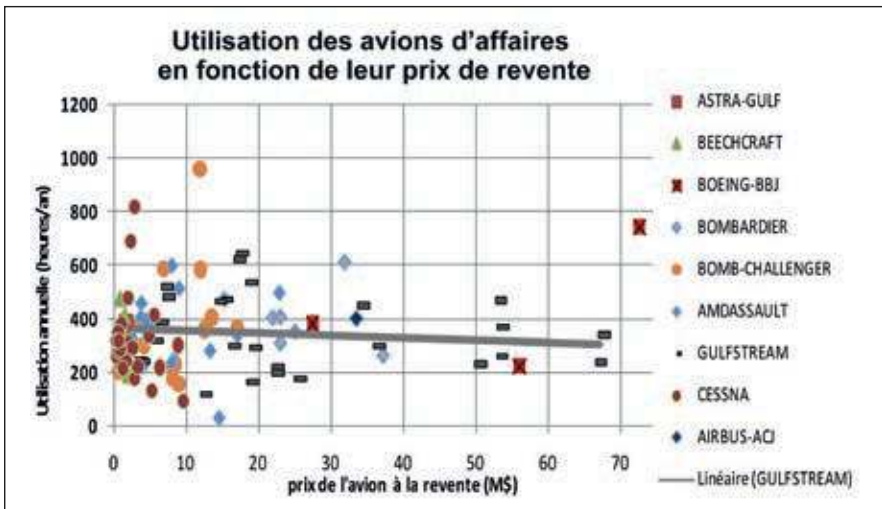


Figure 16 : Utilisation des avions d'affaires (source : Executive Controller, January 2017).

L'analyse portant sur le marché de revente de plus de 300 avions d'affaires, illustrée par la figure 16, montre que l'utilisation moyenne de ces avions est de l'ordre de 350 heures par an et est indépendante de leur prix et de leur constructeur. Les derniers avions livrés satisfont aux normes environnementales de CO₂ et celles du chapitre 14 pour l'acoustique.

Cette faible utilisation rendra difficile l'amortissement des coûts d'un programme de développement pour un avion supersonique inédit (et non pas dérivé, comme c'est le cas actuellement). Elle limite la vente de pièces et d'équipements de rechange, source principale de revenus des équipementiers, des motoristes en particulier.

Pour information, le Gulfstream G650 peut déjà transporter huit passagers sur 7000 NM (12 964 km) à Mach 0,85 dans une cabine de 2,59 m de largeur et de 14,26 m de long ou 19 passagers sur des distances plus courtes.

Projet européen : HISAC

De 2005 à 2009, un projet de recherche européen "*High Speed Aircraft*" a étudié la faisabilité d'un avion supersonique de huit passagers. Ce programme incluait 37 partenaires et devait définir un produit de haute technologie **économiquement viable et respectant les critères environnementaux**.

Trois types d'avions ont été considérés (figure 17), chacun privilégiant un critère de définition par trois équipes d'avionneurs européens. (HISAC-T-6-26-1 du 21/07/2008) :

- projet A : masse et bruit minimaux ;
- projet B : le rayon d'action maximal ;
- projet C : le bang sonique limité.

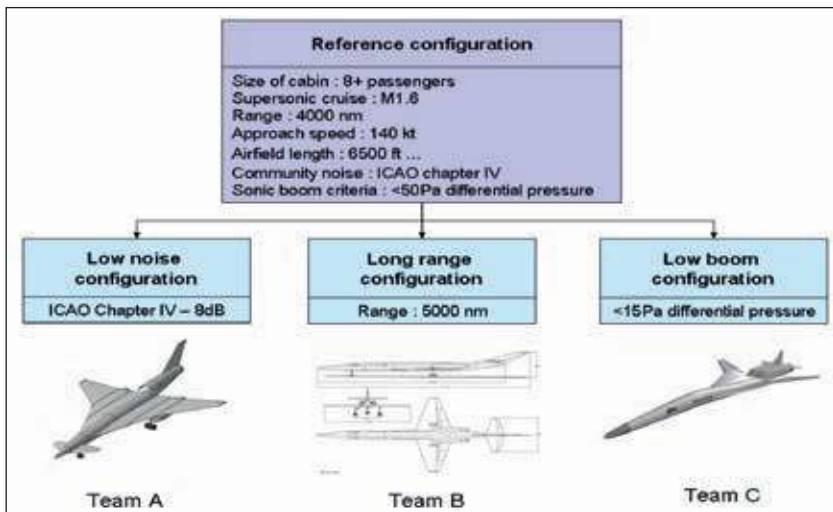


Figure 17 : Projet européen HISAC.

La figure 18 résume les résultats de ces études : les configurations des trois types d'avions ayant semble-t-il évolué au cours du projet, on peut supposer que les images et les chiffres indiqués correspondent aux dernières études.

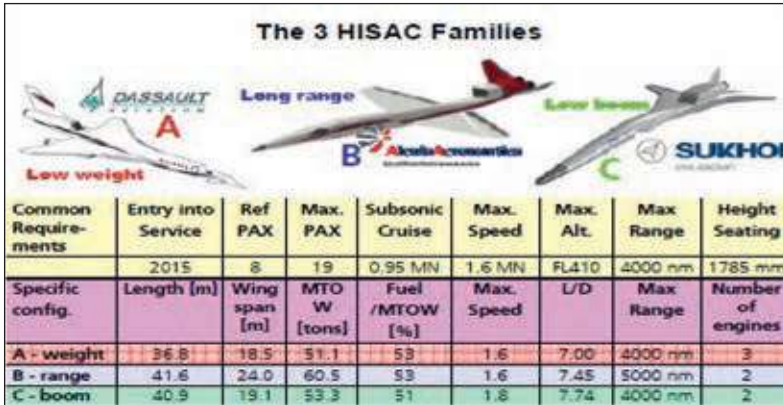


Figure 18 : Les trois familles HISAC (origine : DLR).

Les consommations spécifiques en croisière des moteurs des trois familles ont été respectivement estimées à 1 (projet A), 0,97 (projet B) à Mach 1,6 et 1,09 kg/daN.h à Mach 1,8. Peu de détails sont disponibles sur leurs définitions et cycles thermodynamiques. On note le faible gain de finesse (L/D) par rapport à Concorde.

Les caractéristiques aérodynamiques et propulsives de ces avions entraînent des rayons d'action spécifiques "V.f / SFC" très proches de celui de Concorde à Mach 2. Ils seraient sûrement plus faibles quand les contraintes de fabrication et les traînées parasites (antennes, prises de ventilation...) auront été prises en compte. Bien que les réserves de carburant recommandées par la NBAA (National Business Aviation Association) soient près de deux fois moins élevées que celles exigées par la réglementation pour les avions commerciaux, les rayons d'action (*max range*) et les masses à vide indiqués ci-dessus seront très difficilement atteignables surtout pour les avions B et C.

De plus, la possibilité d'une certification civile de ces projets, en particulier la position des ensembles propulsifs, aurait dû être vérifiée avant un lancement. Il était prévisible que le passage du stade "avant-avant-projet" au stade production de tels avions, entièrement nouveaux, aurait augmenté les masses à vide et de là les masses au décollage comme illustré par l'expérience de Concorde, avec passage du MTOW de 115 t à 185 t pour la même mission.


Il n'a pas été donné suite à ce programme de recherche européen car l'objectif d'avoir un avion économiquement viable et respectant les critères environnementaux était hors d'atteinte.

Nouveaux avions proposés


Les informations présentées ci-dessous en italique ou en gras sont directement issues des sites des constructeurs.

Aerion, croisière LR (*long range*) à Mach 1,6, réduite à 1,4

De 2007 à 2017, trois projets de l'avion Aerion ont été proposés : les figures 19 à 21 ci-après illustrent les principales caractéristiques.

 <p>Figure 19 : Projet Aerion SBJ. © Aerion</p>	Masse maxi au décollage	40,8 t
	Moteurs	2 moteurs JT9D-219
	Longueur	41,3 m
	Envergure	19,6 m
	Nombre de passagers	8-12
	Largeur cabine	1,9 m
	Vitesse opérationnelle maximale	Mach 1,6
	Rayon d'action	4 200 NM (7 780 km) à Mach 1,4
	Prix de vente	80 M\$
	Coût de développement	2 à 3 Md\$
	Certification	- prévision de 2007 : non indiqué - prévision de 2014 : 2021
	Entrée en service	- prévision de 2007 : 2017-2018 - prévision de 2014 : 2022

Le rayon d'action et le diamètre du fuselage n'ayant sûrement pas satisfait la clientèle potentielle, une nouvelle version a été proposée en 2014 :

 <p>Figure 20 : Projet Aerion AS2. © Aerion</p>	Masse maxi au décollage	52,1 puis 54,9 t
	Moteurs	3 moteurs
	Longueur	49 puis 52,1 m
	Envergure	21 puis 18,6 m
	Nombre de passagers	8-12
	Largeur cabine	2,2 m
	Vitesse opérationnelle maximale	Mach 1,6
	Rayon d'action	4 750 NM (8 780 km) à Mach 1,4
	Prix de vente	100 puis 120 M\$
	Coût de développement	4 Md\$
	Premier vol	2018-2019 avec entrée en service 2023

Le rayon d'action et la largeur de la cabine ont été augmentés au prix d'une augmentation de masse au décollage significative. Les deux moteurs JT8D-219 sont remplacés par trois moteurs, à définir.

Enfin, une nouvelle définition est indiquée, le 15 décembre 2017 :

 <p>Figure 21 : Projet Aerion AS2. © Aerion</p>	Masse maxi au décollage	60,3 t
	Moteurs	3 moteurs, GE à définir
	Longueur	51,8 m
	Envergure	23,5 m
	Nombre de passagers	8-12
	largeur cabine	2,2 m
	Vitesse opérationnelle maximale	Mach 1,6
	Rayon d'action	4 200 NM (7 780 km) à Mach 1,4
	Prix de vente	120 M\$
	Coût de développement	4 Md\$
	Premier vol	2023 avec entrée en service 2025

Aerion propose une voilure laminaire (essayée maintes fois sans succès sur les avions subsoniques) pour justifier les performances annoncées. Le programme HISAC avait proposé l'introduction d'une voilure et d'un empennage laminaires pour la "configuration long range" (§5.2). La finesse estimée était de 7,45.

En résumé pour transporter huit passagers sur 4200 NM en l'absence de vent :

- **La date prévue d'entrée en service de l'Aerion a été reportée de 8 ans.**
- **Trois moteurs sont aujourd'hui nécessaires, dont deux sous voilure, au lieu de deux placés à l'arrière.**
- **La masse au décollage est passée de 40.8 t à 60.3t.**
- **Pas d'information sur la masse à vide.**
- **Consommation de carburant de plus de 3 tonnes par passager.**

Les versions retenues auraient un nombre de Mach de croisière de 1,4 au-dessus des zones inhabitées et 1,1 sur les zones habitées. Le rayon d'action dans ce dernier cas serait inférieur d'environ 1 000 NM à celui obtenu au-dessus des mers soit 4 200 NM sur les mers et 3 200 NM sur les zones habitées contre plus de 6 500 NM pour les avions d'affaires subsoniques long-courriers.

Les gains de temps montrés sur la figure 22, pour des trajets indiqués sur le site Aerion, seraient donc entre 12 et 25 %, et ce, avec des arrêts supplémentaires. Ils sont fonction de la longueur de l'étape, de la présence de zones habitées et de la nécessité de se dérouter de la mission optimale pour effectuer des ravitaillements au sol.

Moteur GE Affinity : octobre 2018

GE a présenté le résultat de ses études d'un ensemble propulsif commandées par Aerion. Le moteur de 18 000 lbs de poussée (8 006 daN), utiliserait les compresseur, chambre de combustion et la turbine du corps haute pression des CFM56-5B et 7B

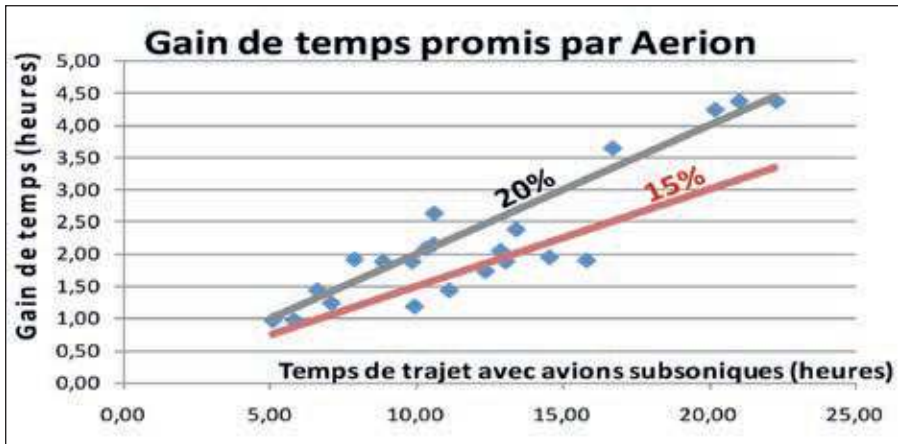


Figure 22 : Gain de temps promis par Aerion.

équipant les A320 et B737 depuis 1993 et aurait un nouveau corps basse pression avec un diamètre de soufflante de 1,33 m pour un taux de dilution de 3,1. Il serait installé dans une nacelle comprenant une entrée d'air fixe et une tuyère à section variable.



Figures 23 et 24 : Moteur GE Affinity, site internet *Aerion* et *Aviation Week*.

Sa poussée serait de 3 500 lbs (1 556 daN) à 50 000 ft. Sa consommation spécifique à Mach 1,4 serait de 0,92-0,95 kg / daN.h (selon des pertes d'installation), soit 1,5 fois celle du CFM56-5B à Mach 0,78. En particulier l'efficacité de l'entrée d'air à Mach 1,4 sera inférieure à 0,98 contre 0,997 pour les avions subsoniques.

Aucune information n'est donnée sur la masse de l'ensemble propulsif que l'on peut estimer supérieure à 3 000 kg. La vitesse d'éjection du flux mélangé, proche de 350 m/s au décollage, est considérée comme la valeur limite pour espérer permettre à un avion d'être éligible au chapitre 14 (probabilité de succès de 50 %).

Aerion n'a pas publié de mise à jour des caractéristiques de l'AS2 prenant en compte les caractéristiques de ce moteur.

Spike S-512, croisière LR à Mach 1,6

(voir les caractéristiques principales dans les figures 25 et 26 ci-après)

Une première proposition faite en 2014 à EAA AirVenture Oshkosh airshow, rapidement remplacée en 2015.

 <p>Figure 25 : Spike S-512 (2014).</p>	Masse maxi au décollage	36,2t
	Moteurs	2 moteurs JT9D-219
	Longueur	40 m
	Envergure	19,6 m
	Nombre de passagers	12-18
	Largeur cabine	2 m
	Vitesse opérationnelle maximale	Mach 1,8
	Rayon d'action	4 000 NM (7 400 km) à Mach 1,6
	Prix de vente	60 à 80 M\$
	Coût de développement	?
	Lancement (en 2014)	2018, entrée en service ?

Cette proposition, elle aussi jugée peu attractive (rayon d'action, largeur cabine), a été remplacée en 2015. La nouvelle a les caractéristiques suivantes :

 <p>Figure 26 : Spike S-512 (2015-2017).</p>	Masse maxi au décollage	52,2t
	Moteurs	2 moteurs
	Longueur	40,8 m
	Envergure	17,7 m
	Nombre de passagers	12-18
	Largeur cabine	2,7 m
	Vitesse opérationnelle maximale	Mach 1,8
	Rayon d'action	6 200 NM (11 500 km) à Mach 1,6
	Prix de vente	100 M\$
	Coût de développement	?
	Certification (en 2017)	2023, entrée en service ?

Le rayon d'action a été augmenté de plus de 50 % et sa masse au décollage est passée de 36,2 à 52,2 t. Le Mach de croisière réduirait légèrement les températures de peau de fuselage par rapport à Concorde. La vitesse de croisière maximale de Mach 1,8 nécessite des systèmes propulsifs à entrée d'air et tuyère variables. Le moteur initial a été abandonné sans qu'aucune indication soit donnée sur l'architecture de l'actuel, s'il existe. Aucun coût de développement n'est disponible.

Comparaison avec l'Aerion : rayon d'action supérieur de 50 %, vitesse de croisière LR supérieure de 12,5 % avec une masse au décollage inférieure de 15,5 %, et des moteurs ne pouvant pas être meilleurs. Sur le plan technique ce projet présente des défis, vraisemblablement impossibles à relever.

Boom : croisière Mach 2,2 (voir figure 27 illustrant le projet)

La construction de cet avion serait précédée d'un démonstrateur le "Baby-Boom" XB1.

« Trimoteur, aile delta, 45 à 50 passagers, 18 m d'envergure, 51 m de long, son prix serait de 200M\$ 2016 hors options pour la cabine. Le niveau de bruit meilleur que le chapitre 4. »

Boom espère aussi des modifications du processus de certification qui permettraient, semble-t-il, de gagner au plus quelques EPNdB.



Par les publications on connaît déjà le prix du billet (2500 \$ pour un aller simple) et le temps pour aller de Londres à New-York (3h15) mais aucune information n'est donnée par Boom sur son site officiel sur les dimensions de la cabine, sur la poussée des moteurs et sur les masses caractéristiques de cet avion.

Par exemple, les seules masses au décollage disponibles dans la littérature ouverte varient de 77 200 kg dans un article de Flight global à 120 000 kg sur le site "military-factory" mis à jour en mai 2017.



Il serait équipé de « 3 X non-afterburning medium bypass turbofans, proprietary variable geometry intake and exhaust, Boom has not released a thrust specification, but Blake Scholl (CEO of Boom) confirms that 15,000-20,000 lb (6672-8896 daN) thrust for each engine is in "the right ballpark" » (Flight Global, 5 décembre 2017).

Figure 27: Le Boom : la maquette (en haut), et la "Dream team", à comparer avec les centaines d'ingénieurs pour pré-développer un avion !

Baby Boom XB1

Boom prévoyait « de faire voler en 2017 un démonstrateur à l'échelle 1/3 (?) du Boom transportant 2 membres d'équipage, propulsé par 3 GE's J85-21 (CJ610) de 1560 daN de poussée unitaire, non équipés de réchauffe. Cet avion aurait une envergure de 5,2 m pour une longueur de 20,8 m et une masse au décollage de 6,12t, et il est indiqué qu'il atteindra Mach 2,2 et qu'il aura un rayon d'action d'environ 1000 NM (1852 km) ». Les trois moteurs devaient être initialement alimentés par deux entrées d'air (figure 28).

Le premier vol a été repoussé deux fois :

- Mi-2017 : le premier vol est repoussé de fin 2017 à fin 2018 après l'adjonction d'une troisième entrée d'air au-dessus du fuselage (figure 28) ;

Le moteur central était initialement alimenté par les deux entrées d'air en violation des règles élémentaires de ségrégation des ensembles propulsifs.



Figure 28 : Premier Baby Boom XB1.

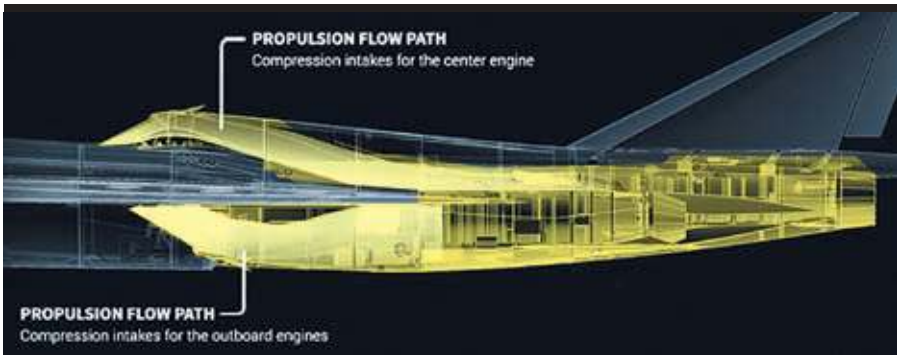


Figure 28 b-c : Baby Boom XB1 mi-2018.

- juillet 2018 : à la fin 2019 pour permettre d'optimiser l'aérodynamique et de changer de moteur avec l'adoption d'une variante différente du GE J85, le GE J85-15 de plus faible diamètre (dont la poussée maximale sans réchauffe était de 2 925 lbs (1 301 daN). Utilisé aux poussées maximales certifiées des moteurs GE J85-21 (ou GE J85-15), le XB1 sera sur-motorisé au décollage avec un rapport poussée MTO/MTOW de 0,76 (0,633) daN/kg contre 0,37 pour Concorde et encore plus en croisière. Cela devrait lui permettre de décoller puis de voler en supersonique avec des caractéristiques aérodynamiques très médiocres dans la mesure où ses qualités de vol et l'intégration du système propulsif (deux types d'entrée d'air sont à prévoir, moteur de queue et moteurs sous voilure) qui a demandé plus de 10 ans sur Concorde, le lui permettront (voir Annexe 2, "architecture de l'ensemble propulsif").

Pourquoi des moteurs à poussées installées aussi élevées ?

- Veut-on le faire décoller à poussée réduite pour réduire la vitesse du jet et le bruit ?
- L'avion Northrop F-5E/F Tiger II utilise ce moteur à un Mach maximum de 1,63 et une température entrée compresseur de 350°K en ISA+5°C, contre les 440°K à Mach 2,2 nécessaires à une altitude supérieure à 11 km pour le Baby Boom. De combien sera-t-il nécessaire de réduire la poussée pour maintenir des températures "sortie compresseur et entrée turbine acceptables" ? Compte tenu de la sur-motorisation, ce niveau réduit de poussée pourrait rester suffisant pour permettre la croisière supersonique. La même question se posera pour les pressions internes.

Aucune information n'a été trouvée sur les autres masses caractéristiques de cet avion...

Que veulent démontrer les promoteurs de ce projet avec le Baby-Boom ?

- Peut-être veulent-ils décoller à une poussée adaptée (~50 % de la poussée du régime maximum) pour faire peu de bruit ? Puis, espérer qu'un motoriste sache concevoir et fabriquer un moteur au taux de dilution reproduisant cette vitesse de jet et l'intégrer dans un ensemble propulsif dont la masse, la traînée et la consommation spécifique de croisière permettraient d'atteindre les performances globales désirées.
- Le moteur final, s'il existe, sera très différent des J85-21 et J85-15. En particulier, l'évolution de son débit d'air au cours de la mission demandera une intégration spécifique. Cela impliquera de redéfinir les entrées d'air et leur *management*, l'un des sujets les plus délicats du développement de Concorde.

Synthèse des propositions

Le tableau ci-après (figure 29) donne les caractéristiques principales de ces projets connus en novembre 2017 montrant la volonté d'obtenir des rayons d'action significativement supérieurs à celui de Concorde.

	Concorde	Boom	Aerion Déc. 2017	Spike 2
Nombre de passagers	100	45-55	8-12	12-18
Mach croisière	2	2,2	1,4	1,6
Surface de référence Sref (m ²)	358	218	160	164
Longueur (m)	61,66	51	51,8	37
Envergure (e) (m)	25,6	18	23,5	17,7
Rayon d'action (sans ravitaillement) NM	3 500	4 500	4 200	6 200
Masse au décollage (kg)	185 080	77 200 / 120 000	60 328	52 153
Masse à vide constructeur estimée (kg)	75 500-76 000	?	32 228	21 432

Figure 29 : Concorde et résumé des projets proposés.

Aérodynamique

Comparaison des principales caractéristiques aérodynamiques compte tenu de la précision des relevés sur les photos ou schémas :

	Concorde	ATSF	Boom	Aerion Déc. 2017	Spike 2
Mach croisière	2	2	2,2	1,4	1,6
Surface de référence Sref (m ²)	358	755	218	161,5	164
Envergure (e) (m)	25,6	41-42	18	23,5	17,7
Allongement estimé (e ² /Sref)	1,83	2,34	1,49	3,42	1,92
Épaisseur relative encastrement → extrémité	3% / 2,15% 1,82%				
Surface maître couple fuselage / surface de référence	0,020	0,013	0,032	0,030	0,038
Surface mouillée / surface référence (hors propulsion)	2,98	2,69	3,33	4,04	4,00
Flèche aile interne	17	19	19,8	71	24

Figure 30 : Concorde et caractéristiques aérodynamiques des projets proposés, (vert = favorable / rouge = défavorable).

Par rapport à Concorde, les nouveaux projets sont caractérisés par des fuselages notablement plus volumineux (il faut bien loger les passagers !) et des surfaces mouillées plus importantes rapportées aux caractéristiques de la voilure. Ce qui est contraire aux objectifs recherchés pendant les avant-projets étudiés par les constructeurs européens (Aérospatiale, British Aerospace..) jusqu'en 2000 pour améliorer la finesse de l'avion.

L'évaluation des finesesses à l'aide de méthodes "avant-projet" classiques donne :

$$\text{finesse ATSF} > \text{f Concorde} \sim \text{f Aerion} > \text{f Spike} > \text{f Boom.}$$

Noter que les finesses estimées lors du programme de recherche européen HISAC (figure 21), pour des projets proches de l'Aerion et du Spike 2, sont comprises entre 7 et 7,74 au "stade très avant-projet".

Par ailleurs, ces avions d'affaires n'ont pas incorporé d'exigences relatives à l'atténuation du bang sonique qui auraient significativement détérioré la **finesse** (Finesse $QueSST < f Boom$).

Masses

L'utilisation de nouveaux matériaux et en particulier de composites est censée alléger de manière significative les parties structurales des nouveaux projets. Il faut noter que celles-ci ne représentent qu'une partie de la masse à vide des avions. Pour Concorde, les masses des voilure, empennage et fuselage ne représentent que 35 % de la masse à vide. Par ailleurs, l'expérience montre que le gain de masse apporté par les matériaux composites diminue avec la taille de l'avion car outre la nécessité d'assurer la continuité électrique par l'adjonction d'éléments métalliques, il est plus difficile de fabriquer des petites pièces aux formes complexes qu'avec des alliages métalliques.

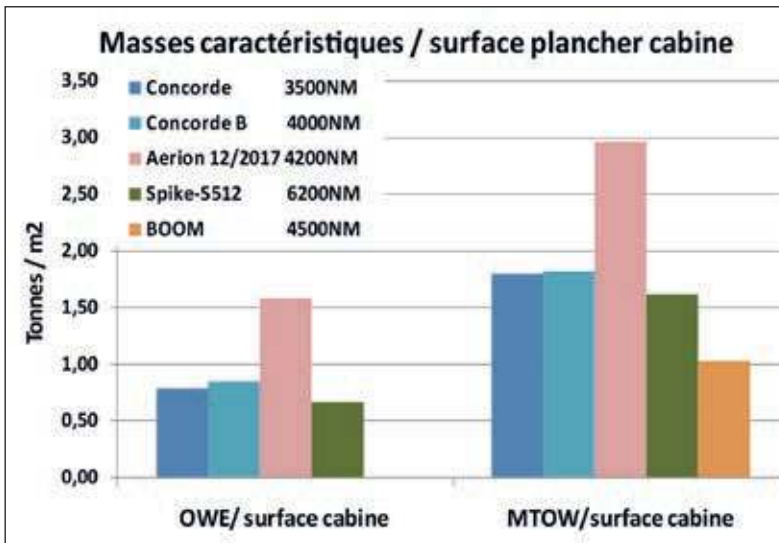


Figure 31 : Comparaison des masses caractéristiques de Concorde et des projets proposés.

Ces nouveaux avions devront prendre en compte les exigences réglementaires de conception, apparues au cours des 60 dernières années, plus sévères que celles auxquelles a été soumis Concorde et qui entraîneront des augmentations de la masse.

La masse relative d'un avion augmente quand sa taille (surface de plancher) diminue. Par exemple, un avion d'affaires subsonique de 20 m² de surface de plancher a un rapport OWE/surface de plancher environ 50 % supérieur à celui d'un avion de 100 m².

Les masses caractéristiques d'un avion, surtout les masses maximales au décollage (MTOM ou MTOW), augmentent avec le rayon d'action. La figure 31 montre que la

masse du Spike-S-512 est très nettement sous-estimée. L'utilisation de la masse au décollage de 77,2 t indiquée dans la presse pour le Boom en l'absence d'information officielle induirait un ratio MTOW/surface cabine proche de 1, ce qui **est inconcevable** et montre le faible niveau technique de la proposition.

Propulsion

Les systèmes propulsifs devront être adaptés à chaque avion car les niveaux de poussée nécessaires et les cycles thermodynamiques seront très différents. Si les entrées d'air, fixes en croisière pour les uns, mais avec des portes auxiliaires au décollage pour l'Aerion, à géométrie variable pour les autres, réduiront la vitesse de l'écoulement à l'entrée de la soufflante à un nombre de Mach proche de 0,55 pour tous, les températures totales de cet écoulement varieront en croisière de 308°K pour l'Aerion à 365°K pour le Spike et à 436°K pour le Boom exigeant des taux de compression différents.

- Consommations spécifiques

S'ils existent un jour, ces moteurs auraient **au mieux** des consommations spécifiques variant de ~ 0,9 kg/daN.h à Mach 1,4 à 1,1 kg/daN.h à Mach 2, soit à Mach 2, deux fois élevées que celles des derniers moteurs subsoniques. Le moteur GE Affinity étudié par GE utilisant le corps haute pression des CFM56-5B/7B entrés en service en 1993 aurait une SFC de près de 0,94 kg/daN.h.

- Poussées

Les poussées proposées permettront de dupliquer raisonnablement les accélérations "tous les moteurs en fonctionnement" de Concorde sur la piste pour les masses proposées. Par contre, associées aux finesses de décollage estimées, si pour l'Aerion, elles permettraient de satisfaire les pentes de montée initiales réglementaires un moteur en panne, elles seront insuffisantes de plusieurs dizaines de pourcents pour le Spike et le Boom (FAR25 §25.121).

Les poussées du GE Affinity devraient être augmentées de l'ordre de 20 à 30 % en croisière pour permettre d'atteindre le plafond annoncé de 60 000 ft à la masse d'atterrissage estimée.

Toute augmentation de poussée par rapport aux poussées initiales augmentera la masse des ensembles propulsifs et celle des avions.

- Intégration

Il sera nécessaire de définir deux ensembles propulsifs différents pour les trimoteurs, moteurs sous voilure et de queue. Si les définitions des systèmes propulsifs de l'Aerion (géométrie et régulation) ne devraient pas être inédites, celles des Spike et surtout celles du Boom avec des entrées d'air et des tuyères à sections variables seront très difficiles et onéreuses à mettre au point. La définition de l'ensemble propulsif et de l'entrée d'air a été l'une des raisons de la réduction de la vitesse de Concorde, de Mach 2,2 dans le projet initial, à 2.

- Rayons d'action

En utilisant les consommations spécifiques de moteurs "état de l'art", les finesses estimées ci-dessus et les masses données par les constructeurs jugées sous-estimées,

il faudrait que l'Aerion et le Spike aient des finesses le l'ordre de 11, incompatibles avec leurs caractéristiques géométriques, pour atteindre les rayons d'action annoncés.

	Concorde (1)	Boom (3)	Aerion déc. 2017 GE affinity	Spike 2
Rayon d'action indiqué sur le site (NM)		4 500	4 200	6 200
Mach	2	2	1,4	1,6
Finesse max estimée	7,14	5,0-6,0	7,0-8,5	5,0-6,0
Consommations spécifiques estimées (kg/daN.h)	1,2 (1,26 moyenne)	1,05 / 1,1	0,94	0,95-1
Masse indiquée : MTOW (kg)	185 070		60 328	52 163
Masse à vide constructeur (kg)			32 228	24 804
Masse totale carburant (kg)	94 080		26 800	25 401
OWE (kg)	81 000		32 528	25 104
Charge marchande (kg)	10 000	4 500	1 000	1 000
Équipage + consommables (kg)		400	300	300
Rayons d'action estimés (réserves aviation générale) NM (2)	3 600		2 680-3 300	2 500-3 250

Remarques :

Caractères gras : valeurs données sur le site, en italique masses estimées

(1) Concorde: consommation spécifique 1,2, mais 20 mn de réchauffe

(2) Rayons d'actions étalonnés sur Concorde avec réserves Air France (3350 NM). Réserves aviation générale (NBAA) estimées à 12,5 % du carburant consommé.

(3) non estimé car aucune masse n'est disponible sur le site Boom.

Figure 32 : Comparaison des rayons d'action proposés par les constructeurs et estimés.

Comme le montre la figure 32 ces avions, tels que connus aujourd'hui, n'atteindront pas les rayons d'action annoncés. L'utilisation des marges de développement utilisées par les constructeurs à ce stade de projet pour fournir des garanties à leurs clients sur les finesses, consommations spécifiques et masses réduiraient encore ces performances et ne leur permettraient pas de garantir la traversée de l'Atlantique.

Considérations sur les programmes de développement

Le schéma ci-dessous, figure 33, indique la durée d'un programme d'avion classique subsonique, de la phase avant-projet à la fin de vie du dernier avion en service.



Figure 33 : Durée d'un programme d'avion classique subsonique.

La phase d'avant-projet ou de pré-développement dure environ 5 ans, s'effectue en collaboration avec les équipementiers principaux, en particulier avec les fabricants de moteurs intéressés par le projet.

Cette première phase permet de définir l'aérodynamique, les caractéristiques principales des moteurs, l'architecture générale et les spécificités des systèmes et enfin les masses objectifs par sous-ensembles de l'avion.

À la fin de cette phase, les caractéristiques de l'avion sont suffisamment précises pour permettre l'édification des spécifications pour chaque élément et équipement, comprenant les définitions des interfaces physiques et fonctionnelles ainsi que les performances et les objectifs de masse qui permettront à l'avionneur de choisir parmi les équipementiers potentiels. Ces derniers devront faire leur proposition et s'engager avant le démarrage de la phase de développement sur leurs performances, masses et prix.

Les équipements concernés sont les moteurs et leurs nacelles, les trains d'atterrissage, l'APU et le système de conditionnement d'air, la génération et la distribution électrique, les calculateurs de gestion du vol (pilote automatique...) pour les principaux.

Ces choix permettront la vente de l'avion par l'avionneur à ses clients avec des performances garanties et de démarrer la phase de développement pendant laquelle tous les équipementiers construiront leurs produits sous le contrôle de l'avionneur. Ce dernier devra à tout moment s'assurer de leur intégration dans l'avion et de leur aptitude à la certification.

La planche suivante, figure 34, donne à titre d'exemple, le plan d'intégration d'un ensemble propulsif d'avion subsonique dont l'entrée d'air et l'éjection sont fixes, donc beaucoup plus simples à réaliser que celles nécessaires aux projets supersoniques (plus de 10 ans pour Concorde).

Ce type de plan d'intégration et de validation devra être défini et suivi pour tous les équipements qui seront installés sur l'avion.

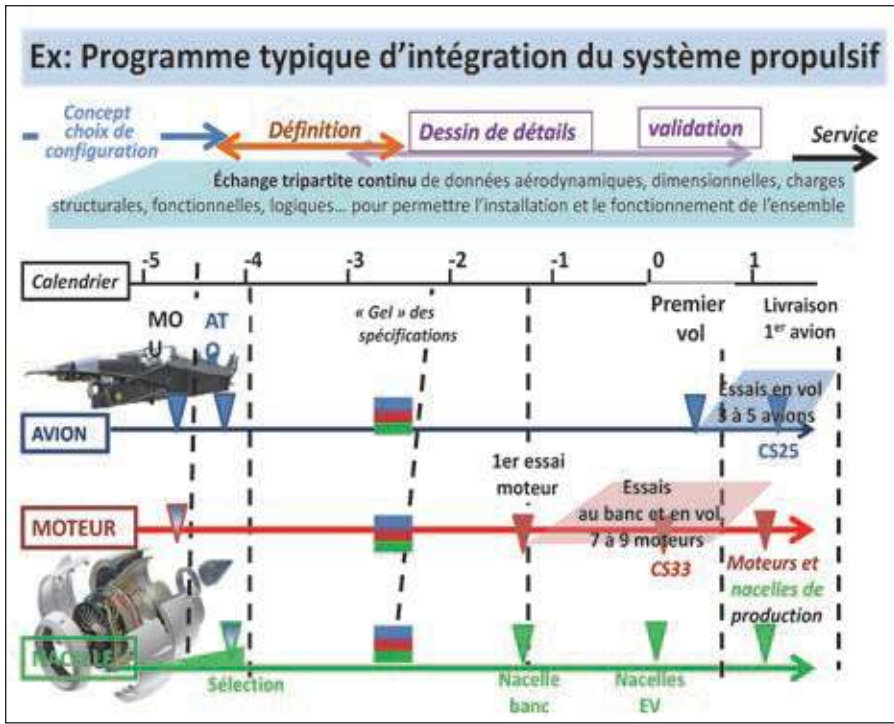


Figure 34 : Plan d'intégration d'un ensemble propulsif d'avion subsonique (MOU = *Memorandum Of Understanding* : contrat d'achat du moteur ; ATO = *Authorization to offer* : autorisation de vendre l'avion avec les garanties associées).

La spécification entre le motoriste et l'avionneur est un document de 1 200 à 1 500 pages. Le développement demandera en plus l'échange de 3 000 à 5 000 documents, plus de nombreux fichiers informatiques. Le motoriste utilisera 7 à 9 moteurs pour certifier le moteur au banc (FAR ou CS33) avant la livraison des moteurs d'essais en vol.

Les informations disponibles permettent de situer les avant-projets d'avions supersoniques proposés dans la première phase de la période de pré-développement.

Il sera insisté sur le fait que la préparation des spécifications et la réalisation de l'intégration, en temps et qualité, de l'ensemble des équipements, la validation de leurs performances et leur adéquation avec les exigences de certification nécessitent des équipes nombreuses et aguerries aidées par la disponibilité des moyens d'essais à définir et à mettre en place pour effectuer les essais partiels et globaux

Autres avions à découvrir

D'autres projets d'avions supersoniques, un russe et un japonais, sont annoncés sans que l'on trouve la moindre information "technique".

8 CONCLUSION

La très riche documentation disponible permet de bien comprendre à la fois les performances de Concorde et les difficultés qui ont fait obstacle à son succès commercial : consommation entre Paris et New-York de 800 kg de carburant par passager contre 140 aujourd'hui en subsonique, coûts opérationnels et coûts de maintenance très élevés, rayon d'action trop faible, bruit aéroportuaire excessif et interdiction de survoler les terres habitées en vol supersonique.

Cependant, aucun avion n'avait été étudié jusque-là par les meilleures équipes aéronautiques européennes constituées de milliers d'ingénieurs qualifiés, avec autant d'engagement concret des États et de mise à disposition de ressources de toute nature en quasi-absence de contraintes financières. Néanmoins le développement de cet avion exceptionnel a duré 14 années.

L'allègement indispensable de l'avion a entraîné l'utilisation de tous ses composants et celle des moteurs près de leurs limites certifiées, au détriment de la durée de vie des équipements et des coûts de maintenance. À titre d'exemple, le temps entre les déposes pour maintenance des moteurs, 800 heures en moyenne, était plus de 10 fois plus faible que celui des moteurs des avions commerciaux actuels.

Les avant-projets ambitieux étudiés par les constructeurs majeurs dans les années 1990-2000, basés sur l'expérience acquise et les nouvelles technologies alors disponibles, ont certes montré des voies d'améliorations possibles, en particulier concernant masses, aérodynamique et propulsion, mais également leurs limites. Les exigences de réduction de bruit sur les aéroports étaient déjà à l'époque incompatibles avec l'obtention de performances qui auraient permis l'exploitation souhaitée des avions étudiés. Et ces contraintes ne font que se renforcer.

Les coûts de développement, estimés à l'époque, d'un avion de 250 places, s'élèveraient aujourd'hui à 37-45 milliards de dollars conduisant à un coût de plus de 500 millions de dollars par avion dont 225 M\$ au seul titre de l'amortissement pour une série de 400 avions pendant 25 ans.

Les projets actuellement proposés par les promoteurs des avions d'affaires, d'avions plus petits, sont censés mieux répondre aux contraintes environnementales. Cependant ils se heurtent globalement aux mêmes barrières techniques. Le gain de bruit lié à la taille des appareils est limité à sensiblement 3 EPNdB par point de contrôle, à même niveau technologique pour une masse au décollage moitié moindre, gain très loin des enjeux.

Les bureaux d'études qui proposent ces avant-projets d'avions supersoniques et qui n'ont pas l'expérience de conception, de certification et d'exploitation opérationnelle d'avions supersoniques civils sous-estiment grandement les défis à surmonter et particulièrement pour ceux, tel le projet Boom, visant des Mach élevés, jusqu'à 2,2.

Ces projets reposent sur des hypothèses très fragiles notamment quand on les compare aux études sérieuses, mais déjà très ambitieuses, menées par les constructeurs majeurs dans les années 1990-2000, et aux résultats du programme de recherche européen HISAC (*High Supersonic Aircraft*, 2004-2009), qui intégraient déjà les technologies les plus prometteuses du moment. Ce manque de maîtrise de conception s'illustre, par exemple, par les trois itérations (2007, 2014 et 2017) du projet le plus crédible, l'Aerion, qui, pour le même rayon d'action affiché, a vu sa masse au décollage augmenter de 50 % et sa date d'entrée en service reculer de huit ans – actuellement 2025. (Sans compter les changements de partenariats.)

Les informations techniques divulguées par les trois *start-ups*, Aerion, Spike et Boom, très incomplètes et inhomogènes, permettent toutefois de formuler un premier jugement sur leur viabilité :

Aerion : Le projet le plus travaillé et d'ambition la plus modeste avec un nombre de Mach de croisière de 1,4. Ce choix réduit les défis techniques associés en particulier en vol supersonique pour les températures de la structure et pour l'ensemble propulsif. L'avion, équipé de trois moteurs GE Affinity de 18 000 lbs (8006 daN) de poussée statique, n'atteindrait pas le plafond déclaré de 60 000 ft (18 288 m) avec les masses de l'avion annoncées déjà très optimistes. De manière similaire il n'atteindrait pas le rayon d'action publié de 4 200 NM et, même, la capacité d'égaliser le rayon d'action de 3 500 NM de Concorde reste à démontrer. En outre les gains de temps proposés par rapport aux avions subsoniques, avec nécessité d'étapes intermédiaires pour ravitaillement, seraient faibles, moins de 12 à 25 %. Bien sûr il ne satisferait ni à la norme CO² actuellement applicable aux avions subsoniques, ni au critère de bang sonique. La satisfaction des exigences de bruit aéroportuaires aurait à se faire sans trop pénaliser les performances charge marchande / rayon d'action.

Le Spike, dont les spécifications sont plus ambitieuses, Mach 1,6 à 1,8 et rayon d'action supérieur de 50 % à celle d'Aerion pour une masse au décollage inférieure de 16 %, nécessiterait deux moteurs de près de 35-36 000 lbs (15 569-16 013 daN) de poussée (+60 %) pour décoller la masse proposée pourtant nettement sous-estimée. Il est conclu qu'il n'a aucune chance de satisfaire aux exigences de décollage et donc de traverser l'Atlantique.

Quant au **Boom**, en l'absence de données fournies officiellement, l'étude des données fournies dans la presse montre que celles-ci ne sont pas du tout compatibles avec la mission déclarée.

Concernant les dates de mise en service les nouveaux bureaux d'études qui proposent l'Aerion, et surtout les Boom et Spike, sous-estiment largement le temps nécessaire pour développer un tel avion. En effet pour ces développements il faut rassembler progressivement (au fur et à mesure de la connaissance des principes constructifs) plusieurs milliers d'ingénieurs compétents et expérimentés pour en concevoir et détailler la définition, démontrer le niveau de sécurité indispensable pour la certification, puis produire et mettre en service un avion aussi exigeant. En outre, des moyens d'essais doivent être bâtis et mis au point. Pour ces raisons les dates annoncées de mise en service sont toutes jugées irréalistes.

Au-delà des problèmes techniques évoqués ci-dessus, les sommes engagées, 100 M\$ fin 2018 pour le Boom, sont dérisoires par rapport aux coûts de développement d'avions et de moteurs inédits, pour un marché de "niche", rendant sa rentabilité économique des plus incertaines. On notera que le nombre d'avions à vendre potentiellement et leur faible utilisation entraîneraient des coûts horaires très importants et ne permettraient pas aux équipementiers de rentabiliser leurs investissements par la vente de pièces de rechange.

Bien sûr si une opération de développement de prestige, supportée par les industriels, était considérée (avec considérations de support à recherches innovantes pour applications multiples) ces aspects économiques pourraient passer au second plan.

En résumé,

Les missions (vitesse-charge marchande-rayon d'action) publiées par Aerion, Spike ou Boom pour les avions supersoniques qu'ils projettent actuellement ne peuvent être accomplies, même pour Aerion malgré ses efforts d'itération jusqu'à fin décembre 2018, et ces avions se heurteraient aux normes internationales actuelles, fondées sur les exigences de sécurité et environnementales (notamment pour les émissions gazeuses et acoustiques) imposées aux avions subsoniques.

Le développement du transport supersonique civil à moyen terme passerait certainement par une révision des normes spécifiques à ce type de transport, supposant toutefois que le niveau de performance qui en découlerait resterait valable pour capter un marché d'avions d'affaires si l'on raisonne économiquement³.

La détermination affichée par les promoteurs de ces nouveaux projets et le soutien que leur apportent les autorités américaines peuvent laisser penser qu'ils chercheront à lever les obstacles réglementaires. La réduction des ambitions de ces programmes et l'accélération des recherches, notamment pour atténuer l'impact environnemental, seront à coup sûr nécessaires pour les rendre réalistes.

3. À noter qu'indépendamment des aspects de rentabilité économique de ces programmes, on peut s'interroger sur l'acceptabilité sociétale d'un assouplissement des contraintes environnementales pour ce mode de transport et son marché de niche alors que ces mêmes exigences ne font que se renforcer pour le transport aérien subsonique qui s'adresse au public le plus large, tant de particuliers que de professionnels.

Enfin ajoutons qu'il serait difficile de relever les niveaux acceptables de bruit par rapport à la réglementation en vigueur aujourd'hui sans pénaliser les opérations sur l'ensemble des aéroports compatibles avec les capacités de l'avion du fait de leur autonomie à promulguer des restrictions locales environnementales plus exigeantes.

ANNEXE 1: LES EXIGENCES DU DÉVELOPPEMENT D'UN AVION NOUVEAU

La définition d'un avion civil, depuis l'avant-projet jusqu'à sa mise en service et son exploitation commerciale, doit permettre à la fois d'assurer la sécurité des voyageurs et des populations survolées, c'est-à-dire d'atteindre les performances minimales capables de respecter les objectifs de sécurité dans toutes les conditions de vol envisageables qui atteint aujourd'hui un taux d'accidents mortels nettement inférieur à un par million d'heures de vol, toutes causes confondues, mais aussi de ne pas détériorer la santé ni la qualité de vie des populations survolées.

Cette définition doit donc obéir à des exigences réglementaires de conception puis d'opération qui évoluent constamment en réponse aux analyses d'accidents et incidents survenus lors de l'exploitation de la flotte commerciale, aussi bien qu'à de nouveaux objectifs environnementaux. Ces exigences sont, aujourd'hui, significativement différentes de celles qui étaient en vigueur au lancement de Concorde, il y a plus de 50 ans, et pourront engendrer des architectures différentes d'avions, généralement plus pénalisantes en masse et en coût. L'essentiel de ces exigences est figé dès le lancement du programme au moment du dépôt de la demande de certification de type auprès des autorités de certification : EASA, FAA, etc. Toutefois, si certaines dérogations étaient acceptées pour les avions supersoniques, *car on ne voit pas comment la technologie pourrait changer les lois de la physique*, elles ne devront pas entraîner de distorsion de concurrence avec les autres avions, ni trop s'éloigner des contraintes environnementales imposées au transport subsonique. Pour information le résumé de la position européenne (Eurocaep) donnée à Paris les 18 et 19 décembre 2017 est que les États membres devraient :

- confirmer que des évaluations des impacts climatiques des opérations supersoniques sont nécessaires afin de déterminer si ces opérations sont acceptables pour le peuple européen ; et
- stipuler que, comme pour la question d'émissions sonores, les émissions de CO² des nouveaux types d'avions supersoniques devront répondre aux normes subsoniques actuelles et futures en matière de CO² ; et
- indiquer clairement que les nouveaux transports supersoniques doivent être conformes aux normes CO² subsoniques, ne pas augmenter les impacts sur le climat, sur les émissions sonores, sur la qualité de l'air lors du remplacement d'un certain volume de transport subsonique par des transports supersoniques.

Pour chaque nouvel avion, l'avionneur responsable de l'ensemble du projet prend en compte ces exigences pour définir l'architecture générale de l'avion, celle des systèmes,

ses caractéristiques aérodynamiques et structurales, ses qualités de vol et ses performances essentielles. Cela *sans exclure l'innovation ni la recherche de standards de certification appropriés en respectant les normes de sécurité*. Ces évaluations, faites en étroite collaboration avec les principaux équipementiers dont le motoriste, lui permettront de définir la masse probable de l'avion. Il définit enfin les exigences de haut niveau des ensembles principaux, en particulier des dizaines de systèmes qui devront assurer la sécurité des vols et le confort des passagers. Il spécifie les fonctions à remplir, leurs interfaces, leurs performances et obtiendra enfin les performances probables de l'avion et vérifiera sa conformité avec les objectifs commerciaux initiaux.

Pour mener à bien cette tâche, l'avionneur et ses partenaires utilisent toute l'expérience qu'ils ont acquise lors des programmes d'avions semblables (avions commerciaux ou d'affaires subsoniques). L'avionneur coordonnera l'intégration de toutes les parties, s'assurera du bon fonctionnement de l'ensemble et par là-même démontrera aux autorités de certification responsables la conformité du produit final aux exigences réglementaires de trois façons complémentaires : par calcul, essais partiels, et enfin essais en vol.

Cela demande la collaboration de milliers d'ingénieurs aussi bien chez l'avionneur que chez les équipementiers, de moyens d'essais coûteux, aussi bien chez l'avionneur que chez les équipementiers, et ce pendant tout le développement mais aussi tout au long de l'exploitation commerciale, avec un investissement continu dans le suivi du comportement du produit et le traitement des problèmes.

ANNEXE 2: PROPULSION DE CONCORDE

Par Jacques Renvier et Gérard Théron



Concorde propulsé par quatre moteurs Bristol/Siddeley Olympus 593, version civile des moteurs de l'Avro Vulcan.
 Poussée : 150 kN sec (170 kN PC).



Avro Vulcan au décollage
 (Farnborough 2008). © S. Burguburu

Le moteur Olympus d'origine Bristol Siddeley a été le premier moteur double corps de l'histoire, avec une première rotation dès 1950. Il a équipé le bombardier Avro Vulcan et le TSR-2 de BAC.

Son architecture double corps (deux fois sept étages de compression) a permis de le développer en puissance. En 1963, il était le moteur le plus puissant et le plus endurant au monde, capable de voler à Mach 2,2 pendant 45 mn.

Le choix de l'architecture optimale est un compromis entre poussée, traînée, masse et consommation. En croisière supersonique, avec les technologies de l'époque, l'architecture optimale était celle d'un moteur à jet direct, mono flux, double corps sans réchauffe, couplé avec un système d'éjection convergent-divergent. Optimisé en croisière mais limité en température de turbine par les technologies de l'époque, le moteur ne peut fournir la poussée nécessaire au décollage. Il manquera 9% de poussée au lancement du programme. Une deuxième combustion située à la sortie du moteur, la "réchauffe ou post-combustion" devra fournir le complément de poussée nécessaire au décollage, au prix d'une augmentation de masse relativement faible, doublant la consommation de carburant de cette phase. Initialement, le taux de réchauffe de 9% augmentera pour les avions de production à 17% puis 18,5% afin de suivre les accroissements de masse de l'avion au cours du développement pour atteindre finalement une poussée au décollage de 16 930 N puis 17 100 N par moteur.

Sans post-combustion, il aurait fallu augmenter la température d'entrée turbine de 60 à 70°C pour atteindre 1210°C, valeur incompatible avec les technologies de l'époque.

La consommation de carburant avec réchauffe au décollage atteint alors : 3,2 (moteur) + 3,3 (réchauffe) soit 6,5 kg/s.

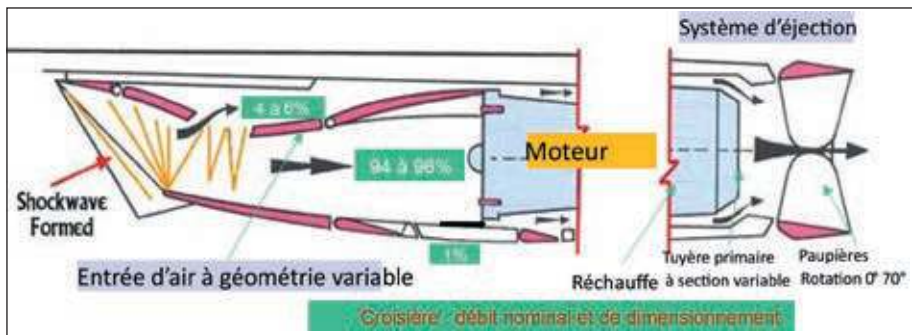
Afin de compenser l'augmentation de traînée de l'avion en transsonique, atteindre plus rapidement le Mach de croisière et réduire l'empreinte du bang sonique au sol, la réchauffe sera utilisée de Mach 0,93 à 1,7.

L'intégration et l'approche système ont joué un rôle très important dans l'optimisation des performances de propulsion. Par exemple cela a conduit :

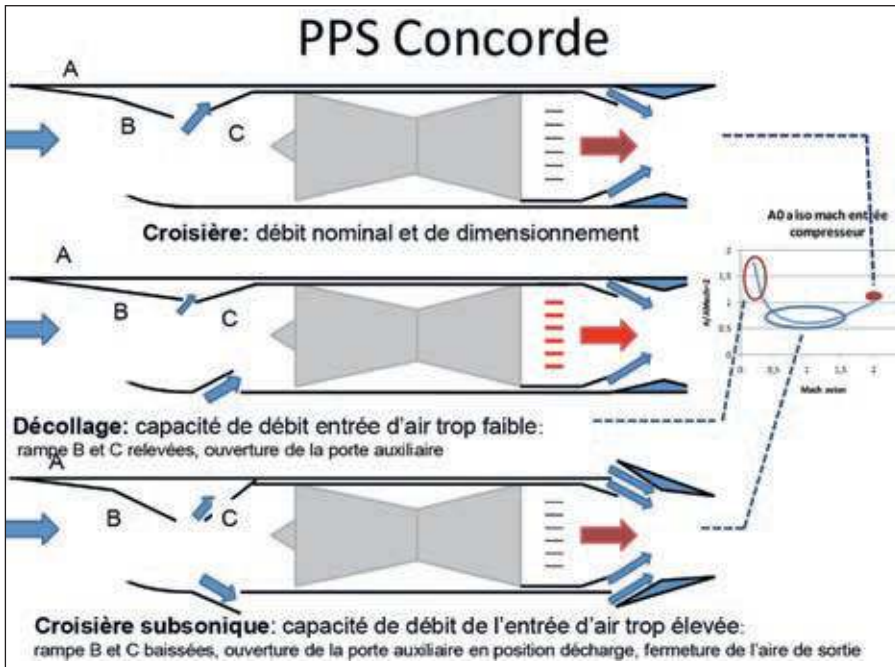
- à détériorer la performance du moteur pour améliorer le rendement propulsif global grâce à des performances du système d'éjection améliorées par l'augmentation du débit d'air au moyen de l'ouverture de la tuyère primaire ;
- à faire voler l'avion légèrement en-dessous de sa finesse optimale pour une meilleure performance globale compte tenu de la limite de poussée du moteur. Pour atteindre la finesse maximale et compenser les 2% de finesse perdue par rapport à l'optimum, il aurait fallu utiliser une réchauffe partielle plus pénalisante pour augmenter la poussée.

Architecture du système propulsif

Le système propulsif de Concorde se compose de trois parties dont les performances respectives sont très dépendantes les unes des autres. L'optimisation de la propulsion a dû se faire au niveau du système intégré et a conduit à optimiser les performances de l'ensemble propulsif plutôt que de chaque élément. Elle aura demandé plus de 10 ans de mise au point :



Les positions des rampes mobiles de l'entrée d'air, des portes auxiliaires et les sections des tuyères primaires et secondaires sont variables au cours du vol et fonction du Mach, du régime moteur, de la pression statique dans le piège à couche limite et du rapport entre les pressions des flux secondaire et primaire dans les tuyères (flèches épaisses droites dans figure ci-dessus).



Les trois modules constituant le système propulsif

L'entrée d'air



L'entrée d'air canalisant l'écoulement vers le réacteur et assurant la transition de la vitesse de l'air capté à la vitesse de vol de l'avion à une vitesse subsonique à l'entrée du moteur ne dépassant pas Mach 0,5. Un prélèvement d'air de 4 à 6 % effectué dans l'entrée d'air est éjecté au niveau de la tuyère. Il permet de ventiler et refroidir les nombreux équipements installés dans le compartiment moteur. Ce débit a un effet important sur la performance de l'arrière-corps. Pour Concorde, le domaine vitesse / température était limité à $T_2 = 400^\circ\text{K} / 127^\circ\text{C}$ (T_2 : température entrée d'air moteur).

Le moteur

Le moteur Olympus était un moteur mono flux et double corps. Chaque corps étant constitué d'un compresseur à 7 étages entraîné par un étage de turbine. L'ensemble des étages de compression assurait alors un taux de compression de 14,75 au décollage et de 11 en croisière à Mach 2 / 18000 m.

À ce taux s'ajoutait 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.

Les tuyères

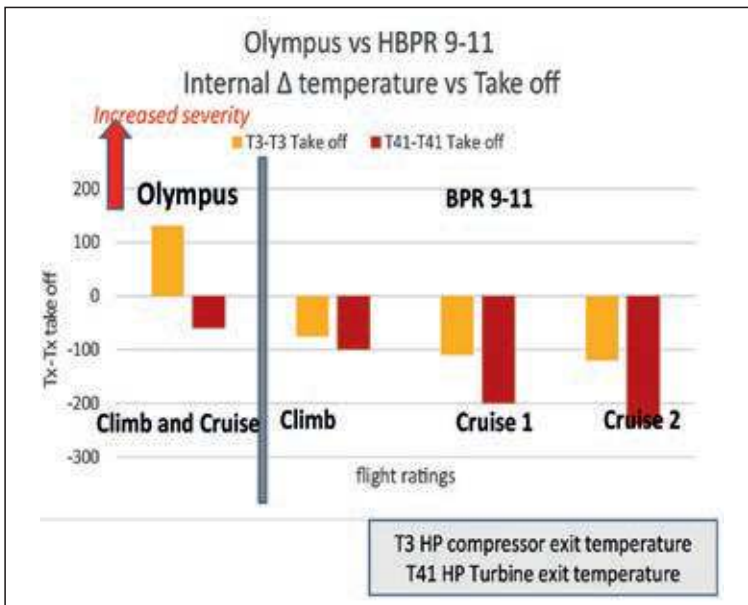
Le système d'éjection comprenant un système de réchauffe, une tuyère primaire à section variable pour adapter les conditions de fonctionnement du moteur avec et sans réchauffe, une tuyère secondaire convergente-divergente à section de sortie variable par rotation des paupières de 0 à 30° en jet direct optimisant la détente de l'air primaire en le mélangeant à l'air secondaire venant de l'entrée d'air après avoir ventilé le compartiment moteur et refroidi les équipements moteurs et nacelle.

La tuyère assure aussi les fonctions d'inverseur de poussée pour freiner l'avion en inversant le jet moteur par braquage des paupières à 70°.

Remarques générales

En conséquence, comparées à celles du décollage (durée 1 mn 30), les températures internes du moteur pendant la montée et la croisière supersonique (2 h pour Concorde) sont très nettement plus élevées que celles d'un moteur à fort taux de dilution équipant les avions subsoniques actuels :

- Température à la sortie du compresseur HP : la température en croisière est inférieure à la température au décollage de -120°C pour un moteur à fort taux de dilution, mais pour l'Olympus elle est supérieure de +130°C.



- Température à l'entrée de la turbine HP : la température en croisière est inférieure à la température au décollage de -200 à -250°C pour un moteur à fort taux de dilution, mais pour l'Olympus elle est inférieure seulement de 60°C.

Le moteur Olympus comparé aux moteurs subsoniques est donc thermiquement et mécaniquement plus sollicité. Les durées de vol pour la montée et la croisière supersonique (2 h par cycle) ont été prépondérantes pour le dimensionnement et la durée de vie des pièces, le taux de détérioration des moteurs Olympus.

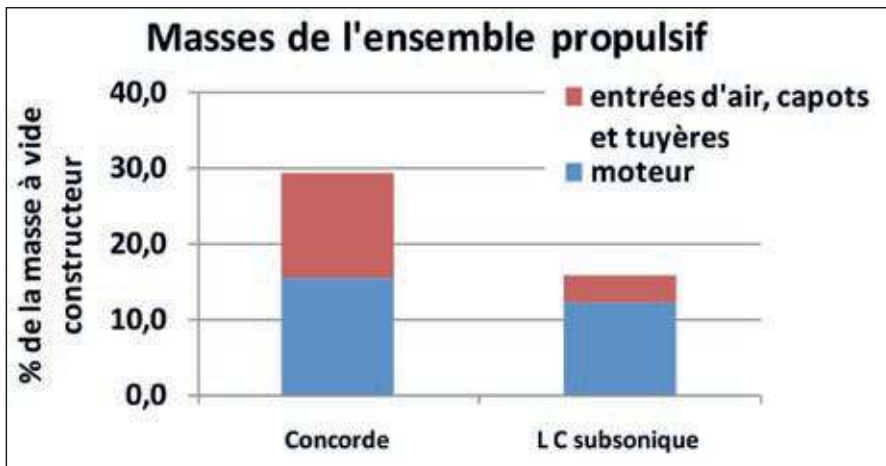
Par contre le taux de compression élevé favorise le rendement thermique et en conséquence le rendement global efficace de propulsion atteint la valeur de 0,41 alors que les plus modernes des moteurs subsoniques affichent un rendement global de l'ordre de 0,38.

La chambre de combustion cannulaire à 8 tubes sera modernisée suivant la technologie de chambre annulaire et la SNECMA apportera sa technologie d'injection du carburant afin de gagner en masse, longueur, durabilité et de réduire les émissions polluantes.

Très sollicité par de longs temps d'exposition à des températures et pressions élevées à chaque cycle (ou vol), la durée de vie sous l'aile du moteur est restée faible, dépose du moteur pour maintenance au bout de 700 h à 950 h, tous les 800 h en moyenne soit environ 200 / 250 cycles.

Les constructeurs n'ont pas fait évoluer leur définition (essentiellement celle des matériaux) pour augmenter cette durée de vie vu l'arrêt du programme, le faible nombre de moteurs livrés (67) et en service et leur utilisation (700 h par an).

Masse



La masse des ensembles propulsifs est proche de 22 500 kg, près de 30 % "de la masse à vide constructeur" contre 15 à 17 % pour un long-courrier subsonique.

Les nacelles, entrées d'air et tuyères à géométrie variable, qui permettent de gérer les écoulements supersoniques en minimisant les pertes de performance, représentent 46 % de la masse de l'ensemble propulsif contre 22 % pour un avion subsonique.

La réchauffe participait à hauteur de 17 puis 18,5 % à la poussée au décollage, avec une faible augmentation de masse.

Performance de la propulsion

Les mêmes poussées de décollage (rotation) et de fin de montée sont assurées :

- au décollage par une forte accélération d'un débit d'air de 186 kg/s à la vitesse de 1031 m/s à comparer à un débit de 1014 kg/s accéléré à une vitesse de 255 m/s pour un moteur subsonique moderne à fort taux de dilution pour un diamètre de soufflante de 2,5 m (~2 m pour l'A320neo) ;
- en montée à 13 716 m d'altitude et Mach 2, par un débit d'air de 151 kg/s éjecté à 1035 m/s à comparer à 635 kg/s éjecté à 342 m/s à Mach 0,8 pour un diamètre de soufflante d'environ de 4 m (3 m pour l'A350).

À noter que pour atteindre les poussées obtenues sur Concorde lors de ces deux phases, le moteur subsonique devrait avoir un diamètre à Mach 0,8 nettement supérieur à celui nécessaire au décollage (!), diamètres nettement supérieur à celui de l'Olympus.

Comparaison des ensembles propulsifs de Concorde et d'un avion subsonique moderne						
	Mach	Poussée (Newton)	Débit d'air kg/s	V avion rotation m/s	V moyenne éjection m/s	Diamètre moteur (m)
Décollage						
Olympus	0,33	171 000	186	112	1031	1,156
Moteur subsonique moderne	0,25	171 000	1014	85	255	2,49
Montée 45 000 ft						
Olympus	2	67 322	151	590	1035	1,156
Moteur subsonique moderne	0,8	67 322	635	236	342	4

La vitesse d'éjection élevée de l'Olympus est la conséquence d'un taux de compression qui atteint 72 en croisière, 7,3 dans l'entrée d'air x 10 par les compresseurs à comparer aux taux de compression des moteurs modernes subsoniques en croisière qui est de l'ordre de 40 à 45.

En croisière supersonique à Mach 2, la consommation spécifique (consommation horaire pour 1 daN de poussée) était de 1,2 kg à comparer à la consommation horaire de carburant d'un moteur subsonique moderne en croisière Mach 0,8 de l'ordre de 0,55 kg/daN. Sur Paris New York la consommation de carburant par moteur était de 14 450 kg.

Développement

- Première rotation Olympus TSS : nov 1965.
- Premier vol : mars 1969.
- Premier moteur de série : juillet 1973.
- Certification CAA/DGAC : décembre 1975.
- Premier vol commercial : janvier 1976.

Nombre d'heures d'essais

- Nombre de moteurs de développement : 83 dont 36 pour les essais en vol.
- Nombre d'ensembles tuyères primaires et réchauffes : 83 dont 61 pour les essais en vol.
- Nombre d'ensembles secondaires : 17 pour les essais au banc et 32 pour les essais en vol.
- Au banc 30 300 h dont 4 000 h en simulation supersonique.
- Avant l'entrée en service 2 489 vols effectués d'essais effectués avec 8 avions ont permis d'accumuler 5 536 heures x 4 heures moteurs dont 2 013 x 4 heures moteurs en supersonique.

En plus des essais propres à la cellule, une part importante des essais en vol était réservée à la mise au point des ensembles propulsifs incluant les entrées d'air, les tuyères et surtout leurs régulations.

Achévé d'imprimer juin 2019
Imprimerie LES CAPITOULS
2 Chemin de Rebeillou - 31130 Flourens
BP 83117 – 31131 Balma cedex

Depuis quelques années apparaissent des annonces, essentiellement en provenance des États-Unis, de projets d'avions supersoniques. L'Académie de l'air et de l'espace, utilisant l'expérience acquise en Europe sur le sujet, a voulu porter un premier jugement sur la faisabilité des diverses propositions.

Ainsi ce Dossier n°46 rappelle, tout d'abord, les caractéristiques techniques essentielles de Concorde, seul supersonique commercial long-courrier ayant été exploité commercialement, puis les conclusions des divers projets européens menés sur les avions de transport supersoniques jusqu'au début des années 2000, pour, enfin, se livrer à une analyse de la faisabilité technique des missions annoncées pour les nouveaux projets.

Résultat d'une étude technique solide, le dossier pourra apporter les éclaircissements utiles aux décideurs sur l'importance des défis à relever dans les domaines de la recherche et de l'industrie pour développer le transport supersonique civil.

Several supersonic business jet projects have been announced in recent years, mainly in the United States. The Air and Space Academy decided to make an initial assessment as to the feasibility of the various proposals using lessons learned in Europe on the subject.

This Dossier No. 46 begins by recalling the essential technical characteristics of Concorde, the only long-range commercial supersonic to enter commercial operation, then outlines the conclusions of the various European supersonic transport aircraft projects ending in the early 2000s, before finally analysing the technical feasibility of the specifications announced for the new projects.

This dossier, resulting from a robust technical study, aims to provide clear, useful information to political, technical and financial decision-makers as to the scale of the challenges to be met by research organisations and industry in order to develop supersonic civil air transport.

www.academieairespace.com



ISBN 978-2-913331-80-8

ISSN 1147-3657

15€