

INTERAVIA - Mars 1964

Les constructeurs de l'avion Concorde parlent de leur projet

Il serait bien difficile d'indiquer avec précision à quelle date ont commencé en Europe les études sur le transport commercial supersonique. On peut évidemment considérer l'accord franco-anglais sur le Concorde, signé en novembre 1962, comme un point de départ mais, en fait, aussi bien en France qu'en Grande-Bretagne, les travaux préliminaires avaient débuté bien plus tôt.

On trouvera dans les trois articles qui suivent quelques indications sur les conceptions qui ont été à l'origine des spécifications retenues pour le Concorde. Les deux articles présentés sous les signatures respectives de M. Paul Satre et du Dr. A. E. Russell sont en réalité des extraits de conférences faites par ces deux auteurs à Londres le 4 octobre 1963, à l'occasion des assemblées générales de l'AICMA et d'Eurospace. Le troisième article est un condensé d'une communication faite au symposium de l'IFALPA sur le transport supersonique qui s'est tenu à Londres le 12 novembre 1963.

Dans l'état actuel des choses, il est trop tôt pour indiquer avec précision les dimensions de l'appareil. Au cours d'une conférence tenue à Derby le 4 novembre 1963, le Dr. S. G. Hooker, directeur technique de Bristol Siddeley Engines, a déclaré que le poids maximum du Concorde avait été augmenté depuis l'annonce du chiffre initial de 118.000 kilos mais qu'il se situait encore au-dessous des 141.000 kilos du projet Boeing 707-436. Cette révélation peut avoir été à l'origine des informations parues dans une certaine presse britannique non technique et qui laisse entendre que le programme "Concorde" risquait d'être prochainement abandonné.

L'observateur objectif notera avec intérêt les efforts déployés par certains milieux en Grande-Bretagne pour minimiser les réalisations de l'industrie nationale. Cette attitude pleine de défaitisme semble même avoir quelque peu influencé le comité parlementaire chargé de contrôler les engagements de dépenses ; celui-ci n'a-t-il pas dit en effet du projet "Concorde" qu'il constituait le programme civil le plus coûteux qui ait jamais été entrepris en Grande-Bretagne et n'a-t-il pas insisté sur les lourdes charges financières qu'aurait à supporter le pays dans le cas où la France dénoncerait l'accord signé en novembre 1962. Cette éventualité ne reposant sur aucune base précise, une telle allégation semble n'être ni plus ni moins qu'une insulte à l'adresse du partenaire français.

Ce programme international représente la plus grande compétition dans laquelle se soient jamais engagées les industries aéronautiques de France et de Grande-Bretagne. Les dépenses occasionnées, les efforts déployés, les difficultés rencontrées sont énormes, mais tel est le prix de l'enjeu. Il n'est pas un seul avion au monde qui ait pris l'air sans qu'au préalable une foule de problèmes aient dû être résolus, et ce n'est certainement pas le transport supersonique qui échappera à cette règle.

Si, à chaque fois qu'une modification de détail est rendue nécessaire à mesure qu'avance la construction du Concorde, les détracteurs du projet saisissent l'occasion pour justifier l'abandon du programme, un temps très précieux risque d'être perdu. Abandonner le projet, ce serait admettre que l'industrie aéronautique européenne a pratiquement cessé d'exister.

La conception aérodynamique - Par Paul Satre, Directeur technique de Sud Aviation.

La conception aérodynamique générale de Concorde vise à atteindre les principaux objectifs suivants :

- Adaptation à la croisière supersonique.
- Bonnes performances pour les différents domaines d'adaptation.
- Qualités de vol excellentes.
- Simplicité maximum.
- Aile pouvant contenir le volume de carburant nécessaire

La recherche de bonnes performances en dehors du domaine proprement supersonique d'adaptation est justifiée par la nécessité d'obtenir pour cet appareil une souplesse opérationnelle aussi grande que possible. Il faut garantir un décollage et un atterrissage faciles, il est souhaitable d'avoir une grande latitude dans le choix des lois de montée et de descente. En outre, il faut réduire les conséquences d'une panne de moteur,

obligeant le pilote à terminer le vol en subsonique, et enfin, en réduisant les réserves, il faut diminuer leur influence sur le coût d'exploitation.

Le vol supersonique nous a conduits à ajouter des dispositifs de stabilisation, mais la recherche de bonnes qualités de vol doit faciliter la mise au point des systèmes de commandes de vol et garantir en cas de panne des dispositifs auxiliaires de stabilisation, l'avion restera parfaitement contrôlable. On n'a pas cherché à utiliser ces dispositifs pour faire admettre des qualités de vol médiocres.

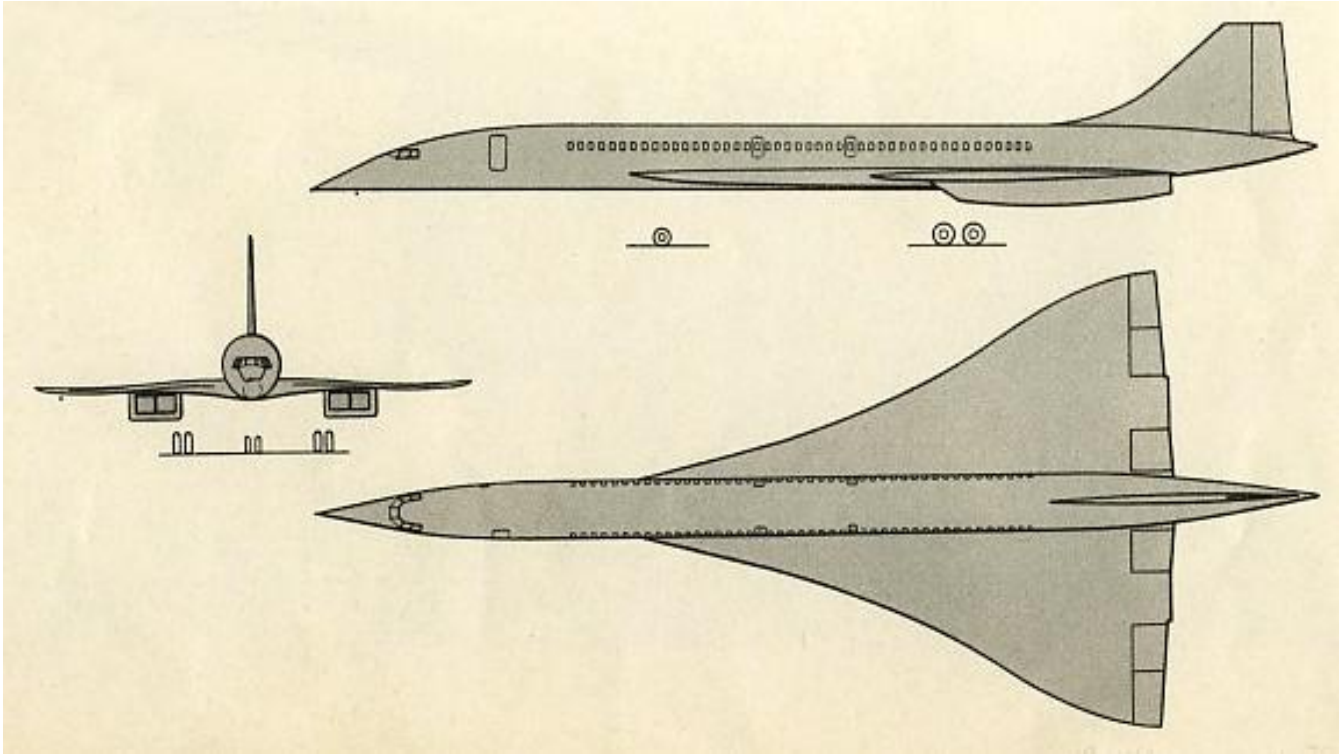


Figure 1 : Plan trois-vues du Concorde. Aux dernières nouvelles, l'appareil aurait une envergure de 23,77 mètres et une longueur de 54,92 mètres.

Choix du nombre de Mach

Il était nécessaire de choisir un nombre de Mach supérieur à l'intervalle 0,9 à 1,2 domaine où ne se sont pratiquement pas arrêtés les avions militaires, à cause des fréquentes inversions de commande. Nous avons tous les avantages à aller directement à des nombres de Mach de 2 à 2,2. En ce qui concerne l'aérodynamique et en particulier la consommation kilométrique, il y a peu d'intérêt à voler à un nombre de Mach très supérieur à 2,2.

Comme le montre la **Figure 2**, au-delà de cette valeur, le rendement global (propulsif et aérodynamique) augmente peu avec le nombre de Mach.

Si l'on veut prendre le critère du coût d'exploitation, un nombre de Mach de 3 à 3,5 donnerait théoriquement un gain, mais il faut tenir compte de la complication de la structure et des systèmes, du coût du carburant, etc. A Mach 2,2 et en parlant d'une aile delta, des variations relativement importantes de la voilure sont possibles sans altérer sensiblement la finesse de croisière.

L'étude détaillée des performances et des qualités de vol montrent que le choix de Mach 2,2 conduit à un bon compromis entre l'aérodynamique à basse vitesse et l'aérodynamique au régime supersonique d'adaptation. Enfin, les études des matériaux viennent confirmer le choix du nombre de Mach retenu. En effet la température de paroi croît rapidement avec M^2 comme le montre la **Figure 3**. Jusqu'à des nombres de Mach de l'ordre de 2,2 les problèmes liés aux matériaux de la structure, aux matières transparentes (hublots et radome), aux joints d'étanchéité et au carburant restent classiques.

Figure 2 - Considérations mathématiques ayant abouti au choix de Mach 2,2 comme vitesse de croisière. Les courbes indiquent : **A** - le rendement aérodynamique, **B** - le rendement propulsif, **C** - le rendement global.

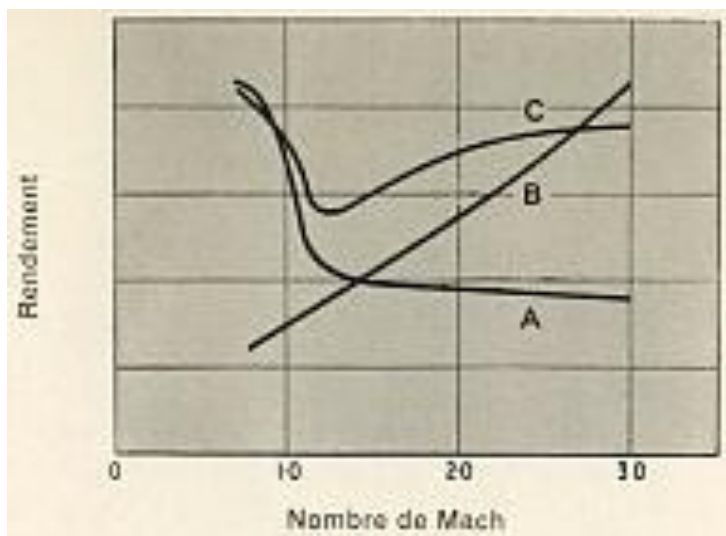
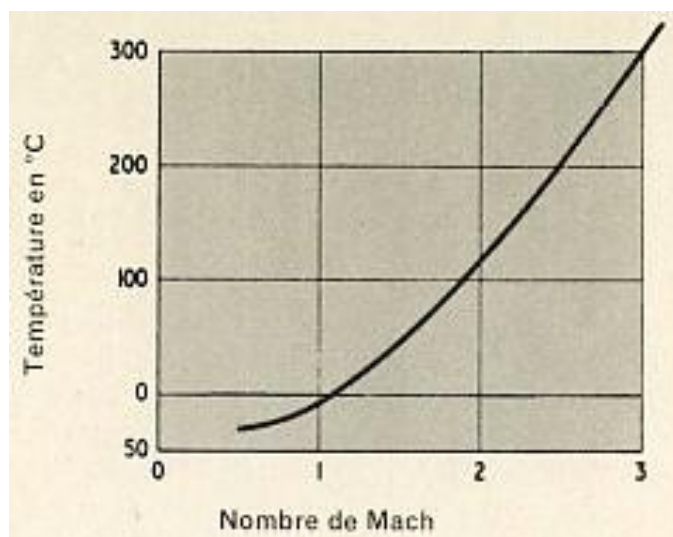


Figure 3 - Variation de températures de la structure en fonction de la vitesse. A la vitesse de croisière de Concorde, la température de paroi sera approximativement de 150°.



Rejet de la solution canard

A l'origine, les travaux de recherche s'étaient orientés vers une solution de voilure delta avec un plan canard à l'avant en raison des grandes portances qu'il permet d'obtenir. Mais il s'avéra bientôt qu'avec une telle formule les problèmes de maniabilité à basse vitesse étaient très difficiles à résoudre.

Un plan canard en avant de la voilure principale est, surtout aux grandes incidences, générateur de tourbillons qui viennent perturber de façon importante les écoulements autour des autres éléments de l'avion. La dérive, en particulier, est très affectée par l'interaction du plan canard, et dans le cas d'une mono dérive centrale, on constate l'apparition d'une instabilité de route très importante pour des incidences bien inférieures à celles qui seront de règle en régime d'approche et d'atterrissage.

La formule canard rend donc nécessaire l'adoption de deux dérives symétriques, l'une devant compenser la défaillance de l'autre lorsqu'elle passe dans le champ d'interaction défavorable du canard. Ceci constitue un surdimensionnement dont l'influence sur le devis de poids est très défavorable et, de plus, ne permet pas de résoudre complètement le problème, car l'écartement des dérives est limité par un autre phénomène qui affecte la stabilité longitudinale. Le fonctionnement aérodynamique à basse vitesse des voilures du type

delta est caractérisé par l'existence d'une nappe en cornet tourbillonnaire attachée au bord d'attaque. Dès que le bord d'attaque du pied de dérive intercepte ce noyau tourbillonnaire, un violent "pitch up" prend naissance par décollement généralisé en bout d'aile, et ce phénomène apparaît à des incidences d'autant plus faibles que les dérives sont plus écartées.

On voit donc que la mise au point d'une solution canard ne consiste pas seulement à définir la frontière d'un phénomène défavorable et à se situer au-delà avec une marge de sécurité suffisante, mais à réaliser un compromis dans une région déterminée encadrée de part et d'autre par des anomalies présentant le même degré de gravité.

Un tel compromis est difficile à réaliser en soufflerie et surtout en vol, puisqu'il s'agit d'interaction et qu'on peut craindre un déplacement du phénomène entre la soufflerie et le vol. Ceci est difficilement acceptable dans le cas d'un appareil de transport civil devant répondre aux conditions sévères des règlements de navigabilité applicables à ce type d'appareil.

Définition de la formule delta retenue

Les recherches pour la détermination d'une voilure optima furent donc poursuivies en s'orientant vers la solution delta sans canard. Elles conduisirent à définir, à réaliser et à expérimenter un grand nombre de maquettes différentes. Pour atteindre les objectifs que l'on s'était fixés, il s'avéra nécessaire de modifier la forme en plan qui n'est plus réellement en delta, puisque vers l'emplanture le bord d'attaque s'incline dans le sens d'une augmentation de la flèche et que les extrémités de voilure ont été tronquées, aboutissant ainsi à une aile dite gothique.

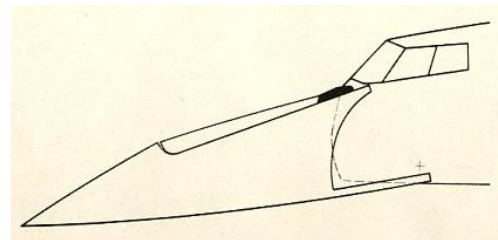
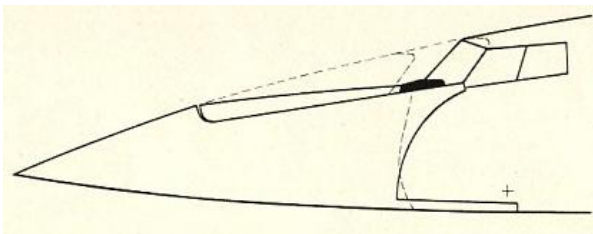
Par ailleurs on reconnut que l'aile devait recevoir une cambrure et un vrillage appropriés, en particulier pour réduire la traînée d'équilibrage. On s'aperçut en outre qu'il était possible de faciliter la résolution de ce problème en procédant à un transfert de combustible.

Les réacteurs furent placés sous la voilure, d'une part pour bénéficier d'une suralimentation naturelle et d'autre part pour faire bénéficier à son tour la voilure de la portance créée par le système de chocs d'entrée d'air. Les entrées et les sorties des réacteurs sont à géométrie variable pour donner un rendement optimum dans tous les cas de vol.

Enfin on décida de prévoir un nez à géométrie variable également répondant à deux considérations : en croisière, faible traînée et visibilité admissible ; visibilité au décollage, en approche et à l'atterrissage conforme aux recommandations SAE.

Le nez à géométrie variable

A l'origine, le Concorde devait être muni d'une visière escamotable qui recouvrait tout le pare-brise lors de la phase de vol supersonique. Le nez du fuselage situé en avant de la cloison de pressurisation peut désormais être abaissé, pour augmenter la visibilité lors des grandes incidences. On devine d'après le dessin le mécanisme de fonctionnement de la visière et du nez basculant.



Les études ont montré rapidement qu'il n'était pas nécessaire de prévoir une géométrie variable pour la voilure car celle-ci donne des finesses très acceptables dans tous les cas de vol, comprises entre 7,5 à 8 en supersonique et entre 13 et 14 en subsonique. Bien plus, elle est presque optimum dans sa fonction de réservoir de carburant. On a pu ainsi éviter les inconvénients des solutions à géométrie variable : poids, complexité, prix, stabilité difficile à réaliser surtout pendant la transition, volume disponible pour les réservoirs plus restreint (obligeant ainsi à loger une grande partie de ceux-ci dans le fuselage, ce qui

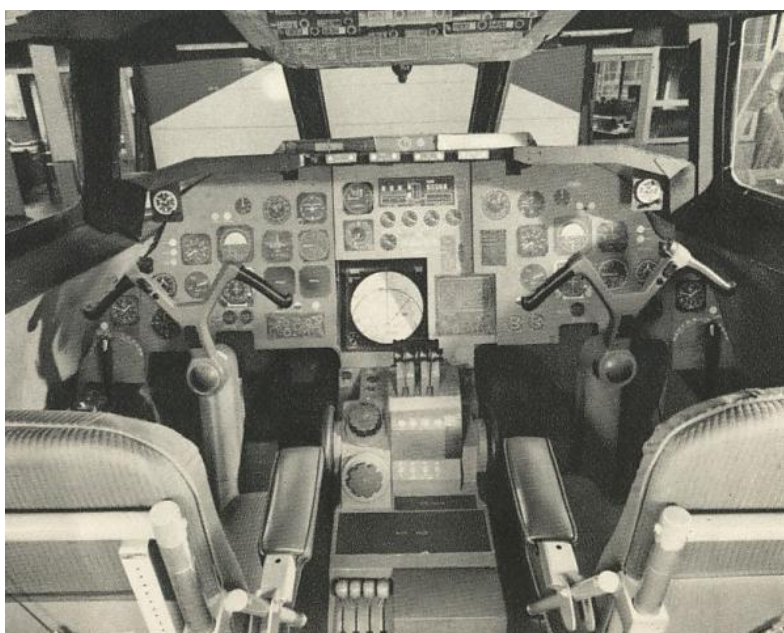
augmente le volume de celui-ci et se traduit par une détérioration des performances et des qualités de vol). En outre, la géométrie variable augmenterait le prix de l'avion et le prix de l'entretien, donc le coût direct d'exploitation.

L'absence de dispositifs hypersustentateurs sur la voilure se justifie de la façon suivante : au décollage, on dispose d'une forte poussée et la masse kg de poussée est faible (0,445 kg/kg) de même que la charge alaire est faible (242 kg/m²). A basse vitesse, l'aile choisie possède des particularités aérodynamiques remarquables ; elle bénéficie en effet d'une hypersustentation naturelle résultant du nouveau type d'écoulement - les tourbillons d'apex - qui s'établit aux incidences d'atterrissage et qui persiste au-delà de la limite normale d'utilisation sans signe de décrochage. L'augmentation de portance ainsi obtenue est de l'ordre de 30% par rapport à celle prévue et mesurée en écoulement normal. En outre, un effet de vol extrêmement favorable augmente encore la portance de 60% au moment du toucher des roues. A l'atterrissage, le freinage de l'appareil s'effectuera grâce aux freins mécaniques et aux inverseurs de poussée. L'appareil se présentera en approche avec une incidence élevée, et la forte traînée correspondante assurera un freinage aérodynamique efficace dès que le pilote aura réduit les gaz. Par ailleurs, dès que la roue avant aura touché et que l'avion sera horizontal, la portance devenant pratiquement nulle, les freins mécaniques pourront fournir immédiatement leur pleine efficacité.

La voilure dont la finesse en vol de croisière supersonique est de l'ordre de 7,5 à 8, retrouve dans les conditions de croisière subsonique un écoulement normal qui, grâce au type de cambrure choisi, permet d'atteindre des finesses de l'ordre de 13 à 14, c'est-à-dire du même ordre de grandeur que celles des quadrimoteurs subsoniques. De ce fait, la consommation kilométrique n'est pas plus élevée en subsonique qu'en supersonique. Cette qualité présente de nombreux avantages ; d'abord il n'est pas nécessaire de prévoir des réserves spéciales pour le vol subsonique ; les réserves prévues pour l'attente et le déroutement seront d'autant plus réduites que la finesse dans ces conditions de vol sera élevée. En outre, ceci permet d'effectuer dans des conditions d'économies acceptables les petites étapes de ramassage ou de distribution que l'on trouve dans tout réseau long-courrier. De plus, on peut effectuer également sans pénalité un début ou une fin de croisière en subsonique si les conditions de trafic ou de bruit l'imposent. Enfin, la finesse élevée permet d'obtenir des montées à pente élevée, ce qui diminue le bruit perçu au décollage et cette finesse, se conserve en transsonique, n'impose pas l'utilisation de la réchauffe pour accélérer au-delà de Mach 1. La suppression de la réchauffe est une source d'économie de poids et de carburant.

Ainsi défini, l'avion peut être considéré comme remarquablement simple. L'aile n'est munie d'aucun dispositif mobile, à l'exception bien entendu des élevons. Les seuls systèmes quelque peu nouveaux tels que le transfert de carburant et les entrées d'air mobiles sont relativement simples et auront été largement expérimentés sur de nombreux avions déjà en service lorsque Concorde fera son premier vol.

Maquette du poste de pilotage du Concorde



La disposition générale très classique et semblable à celle adoptée sur les avions subsoniques. Pendant un assez long temps, un simulateur de Concorde a été expérimenté et il a été tenu compte, dans le choix de la configuration définitive du poste de pilotage, des suggestions et des opinions émises par les pilotes après qu'ils aient utilisé le simulateur.

Qualités de vol.

Les avions supersoniques ont deux caractéristiques particulières qui représentent un aspect un peu défavorable. Sur tous les avions à faible allongement, il est nécessaire d'effectuer l'approche au second régime pendant lequel la tenue de la vitesse sur la trajectoire devra être accompagnée d'un mouvement inversé des manettes de gaz. Un dispositif automatique (auto-manette) sera nécessaire pour assurer cette fonction et il sera d'ailleurs intégré au système d'atterrissage sans visibilité. Un tel dispositif n'est pas nouveau puisqu'il est utilisé sur Caravelle précisément pour l'atterrissage sans visibilité et sur la plupart des avions de combat supersoniques à Mach 2.

L'autre caractéristique particulière des avions supersoniques à laquelle Concorde ne fait pas exception réside dans le déplacement vers l'arrière du foyer aérodynamique lorsque l'on passe du régime subsonique au régime supersonique. Dans le cas de Concorde, le foyer qui, en subsonique, est à environ 50% de la corde aérodynamique passe en supersonique à quelque 60% de cette même corde aérodynamique, ce qui représente un déplacement vers l'arrière de l'ordre de 2,50 mètres. On sait que pour avoir une bonne stabilité statique longitudinale, il faut que le centre de gravité soit situé en avant du foyer, mais s'il est situé trop en avant, la stabilité devient excessive, en ce sens que pour assurer l'équilibre, il faudrait recourir à un braquage important des élévons, conduisant à une augmentation inacceptable de la traînée.

On voit qu'un centrage correct subsonique conduirait à un excès de stabilité en supersonique, et qu'il est donc nécessaire de recourir à un dispositif permettant de modifier le centrage en vol. Ceci est obtenu par un transfert de carburant des réservoirs avant à un réservoir d'équilibrage situé à l'arrière du fuselage.

On conçoit facilement qu'un tel dispositif doive être absolument "fail safe" car le retour en vol subsonique avec le centrage supersonique conduirait à une configuration longitudinalement instable.

Si l'on excepte ces deux particularités, on peut affirmer que le pilotage longitudinal sera par ailleurs plus facile que pour les avions actuels. En effet, la difficulté de contrôle rapide et précis en tangage est liée d'une part essentiellement à l'inertie de tangage et d'autre part à l'importance des changements d'assiette au cours d'une manœuvre type, telle que l'atterrissage. On, pour l'avion de tonnage moyen qu'est Concorde, l'inertie de tangage est inférieure à celle des plus gros appareils actuels. Par ailleurs, l'aérodynamique de Concorde permet de tirer un remarquable parti de l'effet de sol pour la manœuvre finale de l'atterrissage. Il est en effet possible de faire l'arrondi sans aucun changement dans l'assiette de l'appareil. Il est possible que ceci soit la procédure recommandée pour cet avion ; elle conduirait à des vitesses verticales d'impact très faibles, donc à des atterrissages très confortables, et à une procédure très simplifiée pour le pilote qui, à partir du moment où la vitesse d'approche est correcte, serait assuré d'un atterrissage parfait.

+++++

Réflexions sur la structure, l'aérodynamique et la rentabilité

Par le Dr. A. E. Russell, Sous-Directeur technique de la BAC.

Dans l'article précédent ont été exposés quelques-uns des problèmes soulevés par la conception aérodynamique générale de l'avion. Je me propose ici tout d'abord de traiter certaines questions concernant les matériaux utilisés pour la structure, puis d'indiquer ultérieurement quelques-unes des raisons qui militent en faveur du projet.

Matériaux de structure.

Les propriétés mécaniques des alliages d'aluminium à haute résistance que l'on trouve actuellement dépendent de traitements thermiques particuliers. Ceux-ci comportent la mise en solution à environ 500°C, suivie d'une trempe à l'eau puis d'un vieillissement à des températures allant jusqu'à environ 200°C. Sitôt après la trempe, l'alliage est relativement mou et, au cours du vieillissement, il se produit une précipitation des composés intermétalliques qui étaient à l'origine en solution. Cette transformation a pour effet d'augmenter sensiblement la résistance et la dureté.

Si ces alliages sont soumis en service à des conditions de températures voisines de celle du vieillissement artificiel, il se produit un vieillissement supplémentaire. Ensuite, en fonction de la durée, le matériau réagit par un retour à l'équilibre des composés métalliques. Il en résulte une diminution des propriétés mécaniques. Si ces alliages sont ensuite soumis pendant un certain temps à des conditions combinées de contrainte et de haute température, il en résultera de fluage.

Jusqu'à présent, les structures d'avions subsoniques n'avaient pas été soumises à de tels effets dépendant des facteurs temps et température, de sorte que l'on ne disposait sur ce point que de peu d'informations valables. Il a donc fallu commencer par lancer des programmes d'essais de différents matériaux, d'abord sur une base accélérée pour sélectionner les alliages qui semblaient posséder le maximum de qualités requises, ensuite pour examiner les effets de changements de détail sur leur structure.

Les alliages de groupe Al/Zn et ceux désignés sous le titre général de "Duralumin" furent rapidement éliminés. Comme prévu, les alliages mis tout spécialement au point en vue d'une utilisation sur des moteurs d'avions se sont révélés intéressants, en particulier l'alliage quelque peu complexe, à basse teneur en Cu/Mg/Ni/Fe, désignés RR 58 ou AU2GN.

Quelques 10.000 échantillons ont été essayés tant en Grande-Bretagne qu'en France et les résultats montrent d'une part que les propriétés de résistance de cet alliage ne sont que légèrement affectées jusqu'à 120°C et d'autre part qu'aucun changement important ne se produit jusqu'à environ 150°C.

Le choix des contraintes de calcul est cependant plus complexe que la lecture simple de données d'essais de base, car la propriété du matériau sous l'effet du fluage est également influencée par les interactions suivantes : procédés utilisés pendant la fabrication du matériau ; séquences de manipulation (exemple : formage) et traitement thermique ; charges appliquées et température ; localisation des contraintes et fatigue. Les effets de ces facteurs ayant été par la suite déterminés de manière plus positive, on peut assurer que cet alliage est parfaitement utilisable dans les conditions de température correspondant au vol à Mach 2,2 et affirmer que cette assurance est bien fondée.

Néanmoins, un matériel d'essais très complexe sera nécessaire pour démontrer la solidité de la structure, en particulier dans le bâti principal pour essais de fatigue. Température, taux des variations de température et temps pendant lequel le matériau est à une température donnée sont des facteurs importants pour ce qui concerne à la fois les contraintes thermiques et la détérioration du matériau.

Une partie du travail actuel a pour objet d'établir une simulation appropriée permettant d'accélérer les méthodes d'essai. Ceci est éminemment souhaitable car pour reproduire exactement les spectres de charges de fatigue correspondant aux phases de réchauffement et de refroidissement au cours de chaque vol ainsi qu'à l'échauffement prolongé en vol de croisière - soit le même cycle répété 30 ou 40.000 fois - il faudrait beaucoup de temps. En vérité, si l'on suppose que l'avion supersonique soit exploité neuf heures par jour, si l'on soumet la cellule expérimentale à dix-huit heures d'essais par jour et si aucune défaillance n'est constatée, on aura la preuve que durant tout le temps que sera utilisé l'avion, son endurance permettrait de l'utiliser deux fois plus longtemps.

Les principales contraintes thermiques dépendant de la cadence des variations de température. De sorte qu'il est bien difficile de diminuer les périodes de temps correspondant aux différentes phases de vol. Tout ce que l'on peut espérer de mieux dans ce domaine, c'est une meilleure compréhension des phénomènes d'interaction entre température, temps, contrainte, fluage ou détérioration.

Considération sur l'aérodynamique.

Certains problèmes aérodynamiques ont été exposés dans l'article précédent mais je voudrais rappeler brièvement ici quelques-unes de ces caractéristiques, illustrées d'ailleurs sur la **Figure 1**. D'abord, la nappe tourbillonnaire qui fournit un accroissement non linéaire de la portance, supérieur à l'augmentation à laquelle on pourrait s'attendre d'après la théorie du décollement ne se produisant qu'au bord de fuite. Ce tourbillon disparaît pour certaines combinaisons d'incidence et d'allongement. En second lieu le roulis hollandais : dans ce cas, lors d'un mouvement de lacet, la résistance et le positionnement des tourbillons de chaque côté de la voilure sont affectés par le profil et la configuration du bord d'attaque. La stabilité n'est pas satisfaisante pour des incidences plus basses ou pour des valeurs de flèche ou d'allongement plus grandes. Troisièmement, le coefficient de portance doit être suffisamment élevé pour permettre des vitesses d'atterrissage satisfaisantes avec une incidence qui peut être obtenue sans train d'atterrissage excessivement long. Ici encore, les grands allongements ne sont pas favorables.

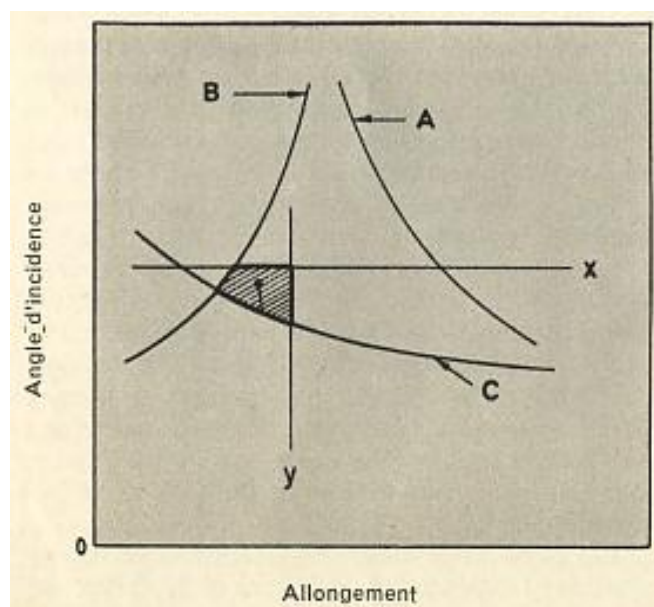


Figure 1 - Limites aérodynamiques des allongements pour une aile delta. **A** - Disparition de la nappe tourbillonnaire. **B** - Instabilité due au roulis hollandais. **C** - Coefficient de portance utilisable aux basses vitesses. La ligne horizontale **X** représente l'angle acceptable d'inclinaison de la cabine tandis que **Y** correspond à l'allongement maximal pour une traînée minimale en vol de croisière à un nombre de Mach donné. La partie ombrée définit la zone à l'intérieur de laquelle toutes les conditions requises sont remplies.

La forme de voilure choisie pour le Concorde, avec ses valeurs de traînée en vol supersonique excellentes, peut aussi donner des qualités de manœuvre satisfaisantes à basse vitesse sans qu'il soit nécessaire de recourir à un plan canard ou à une voilure à géométrie variable. Cette solution ne conviendrait pas toutefois pour des vitesses de croisière beaucoup plus élevées. Il faut donc considérer comme un pur hasard - mais comme une heureuse coïncidence - que les limites supérieures d'utilisation de l'avion dans sa conception générale et des alliages d'aluminium soient toutes deux atteintes pour une vitesse correspondant à Mach 2,2.

La question du bang sonique constitue d'autre part un problème supplémentaire, propre aux avions supersoniques. Les bang sont produits par des changements rapides de pression à mesure que les ondes de choc créées par l'avion balayent le sol. La force de l'onde en air libre suivant une trajectoire rectiligne en atmosphère standard dépend principalement du poids de l'avion et de son altitude.

Au cours des dernières années, des méthodes de travail ont été développées ; elles permettent de prédire l'intensité des ondes de choc du bang sonique produites par un avion de forme quelconque dans des conditions

de vol données. D'autres études ont eu pour objet de déterminer les différents niveaux d'intensité de bruit admissibles dans des zones habitées. Ce dernier aspect a été le plus difficile à évaluer. On pourrait s'attendre par exemple que les habitants de Paris, par rapport à ceux de Stockholm, puissent tolérer un niveau de bruit plus élevé.

Un grand nombre d'observateurs qui ont assisté à des essais couvrant une large gamme d'intensités soniques ont tiré des conclusions semblables, soit tout à fait par hasard, soit qu'ils aient été influencés par les impressions ressenties par d'autres témoins. De leurs remarques on peut tirer la conclusion qu'un avion dont le poids au décollage serait supérieur à 150 tonnes aurait une exploitation considérablement limitée. Ceci implique que la charge payante maximale sur des parcours effectués au-dessus de terres habitées soit d'environ 100 passagers. On sait très bien d'ailleurs que le vol supersonique doit être limité aux portions de l'espace aérien situées à des altitudes supérieures à 12.000 mètres. De telles considérations ont eu une grande influence sur la conception du Concorde et de ses moteurs.

Vitesse d'aérogare à aérogare.

Il est évident qu'en limitant à des vitesses subsoniques, au-dessous de 12 000 mètres d'altitude, la vitesse d'un avion supersonique et en tenant compte des phases d'accélération et de décélération, la vitesse moyenne des avions supersoniques ne sera pas comparable à leur vitesse de croisière. Les différences seront d'ailleurs d'autant plus grandes que les étapes seront courtes et le nombre de Mach élevés.

La **Figure 2** montre qu'au-delà de Mach 2 la courbe de rendement décroît très rapidement. Comparées aux durées totales des trajets de porte à porte, les différences entre les temps de vol d'aérogare à aérogare sont alors presque insignifiantes. Et si ces quelques minutes sont si importantes, elles pourraient être récupérées à moindres frais en accélérant les formalités sur les aéroports et en diminuant la durée des trajets villes - aéroports. On aboutit encore à la conclusion que, pour ce qui concerne les passagers, ce sont ceux qui voyagent sur les plus longues distances qui profiteront le plus du gain de temps qu'offre l'avion supersonique. Il en résulte qu'aux points de vue longueurs de piste, conditions de température et réserves de carburant, les performances de l'avion de transport supersonique devront être calculées en fonction d'une exploitation sur des parcours intercontinentaux.

On pourrait objecter qu'un nombre relativement limité de passagers bénéficiera d'une manière sensible des avantages du vol à vitesse supersonique ; assez curieusement d'ailleurs, les avantages qui en résulteront pour eux seront dus à une meilleure adaptation des horaires. En définitive, les améliorations qui seront offertes aux passagers dépendront avant tout des moyens que pourront y consacrer les compagnies aériennes et c'est cet aspect du problème qu'il faut examiner en premier lieu.

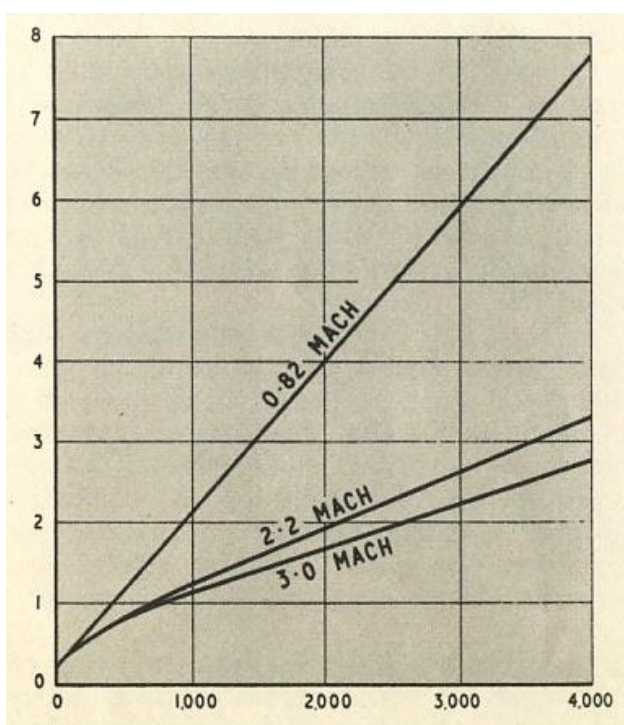


Figure 2 - Durée totale du voyage en fonction de la vitesse de croisière. On voit d'après le graphique :

- 1) que l'introduction du transport supersonique permettra aux compagnies aériennes de mieux adapter leurs horaires.
- 2) que pour des vitesses de croisière supérieures à Mach 2,2 le gain de temps supplémentaire est négligeable.

Rentabilité

Si, en comparant les avions de ligne subsonique et supersonique du point de vue de leur rentabilité, on admet en première hypothèse que les frais directs au siège-km sont égaux, il s'ensuit que les rapports des recettes aux dépenses doivent être proportionnels. Dans l'exemple du **Tableau 1**, les frais d'exploitation par heure d'un avion supersonique peuvent représenter 150% des frais d'exploitation d'un avion subsonique. Mais les dépenses de carburant sont au moins le double, de sorte que les autres dépenses - dépréciation, entretiens, révisions, pièces détachées, assurance, etc. - ne doivent pas excéder beaucoup plus d'un tiers, si l'on veut que les frais d'exploitation au siège-km restent les mêmes.

Cependant d'autres facteurs entrent en jeu. Deux avions supersoniques pourraient transporter la même charge payante que trois avions subsoniques, chacun d'eux ne coûtant que les deux tiers par mile en exploitation (**cf Tableau II**). Nous avons tous eu l'occasion, sans doute, de voyager durant les périodes creuses à bord d'un avion transportant un nombre visiblement peu économique de passagers. Si, durant ces périodes une compagnie possédant des avions supersoniques offrait la même fréquence minimale de vols, les pertes seraient non seulement sensiblement réduites mais parfois même un bénéfice pourrait être enregistré, du fait que le seuil de rentabilité, dans le cas d'un avion supersonique, est atteint avec un nombre moins grand de passagers que dans le cas d'un avion subsonique.

Avec une flotte d'avions supersoniques ne représentant que les deux tiers d'une flotte d'avions subsoniques, si l'on admet un nombre égal d'heures d'utilisation par an, une compagnie pourra assurer un nombre de services réguliers supérieur de 50% à celui qu'elle offrirait avec des avions subsoniques. Les compagnies pourront donc établir avec beaucoup plus de souplesse leurs horaires pour chaque période de l'année. En période de pointe, la demande pourra être satisfaite avec un moins grand nombre d'avions, et les droits de trafic pourront être conservés avec moins d'heures de vol. Donc, en supposant que la durée de vie de l'ensemble avion-moteur soit la même pour un avion subsonique et pour un avion supersonique, celui-ci pourra être exploité utilement plus longtemps que celui-là.

Comparaison des frais d'exploitation d'un avion subsonique et d'un avion supersonique

Tableau I		
	Subsonique	Supersonique
Nombre de passagers	150	100
Vitesse moyenne (km/h)	800	1800
Passagers-km/heure	120.000	180.000
Rapport recettes/heure	1,0	1,5
Rapport frais d'exploitation/siège-km	1,0	1,0
Rapport frais directs d'exploitation/heure	100	150
Répartition dépenses de carburant	25	50
Répartition autres frais	75	100
	100	150

Tableau II		
	Subsonique	Supersonique
Passagers-km/heure	120.000	180.000
Nombre d'avions	100 (par ex.)	65
Rapport frais directs d'exploitation/heure	100	150
Rapport frais directs d'exploitation/km parcouru	1,0	0,65
Nombre de vols réguliers	100 (par ex.)	154

Considérons le cas particulier de l'Atlantique. En un jour, chaque avion pourrait faire deux voyages aller-retour au lieu d'un seul. Le passager aurait donc le choix entre un départ de bonne heure le matin et un départ en fin d'après-midi ; dans les deux cas, il arriverait à New York avec (heure locale) deux heures d'avance sur son heure de décollage. Qui plus est, les hommes d'affaires pourraient faire ce qu'ils font

souvent en Europe : passer une demi-journée de travail dans une autre capitale - mais cette fois ce serait New York ! - et rentrer chez eux, à Londres ou à Paris, le soir même. Mais une telle perspective n'est peut-être pas du goût de tous

Quelles sont les autres possibilités futures qu'offre l'aviation dans le domaine du transport à grande distance ? Il est douteux que les études et les recherches puissent conduire à autre chose qu'à certaines améliorations mineures en régime subsonique portant sur le moteur, l'aérodynamique et la structure. On a sans doute beaucoup parlé du contrôle de la couche-limite pour réduire la traînée aérodynamique. Mais ce remède est connu et l'on en discute depuis des dizaines d'années.

En vérité, dans ce domaine aussi concurrentiel qu'est l'aviation, quelqu'un, dans un pays ou dans un autre, aurait depuis longtemps inventé une solution et l'aurait présentée sous une forme réalisable. Il est probable qu'il n'existe pas de solution et, dans ce cas, tout ce qu'on peut attendre, ce sont des avions, ne comportant que de légères améliorations et qui essayeront de concurrencer les types d'avions existants, aux qualités éprouvées et bénéficiant d'une solide expérience opérationnelle ; pendant ce temps, tous les systèmes et équipements auront évolué pour atteindre des standards très sûrs.

Tout constructeur qui repart à nouveau aurait besoin de l'appui d'une importante avance technique pour compenser l'augmentation constante des frais de mise au point et de fabrication. Il semble que le domaine des inventions possibles en matière d'avions supersoniques se restreigne de jour en jour, du moins pour ce qui concerne une diminution des frais d'exploitation. Il est un fait que les meilleurs types d'avions existant à l'heure actuelle sont sûrs, confortables, suffisamment rapides et d'un fonctionnement régulier. Mais ils ont atteint le sommet ou, du moins, ils sont très proches du sommet des possibilités techniques. De nouveaux types d'avions subsoniques coûteraient, sans aucun doute, beaucoup plus cher.

Le prix des avions de transport supersoniques sera encore plus élevé mais, compte tenu de la réduction possible de la flotte des compagnies, de l'amélioration du coefficient d'utilisation, de la diminution du prix au kilomètre, ces appareils offrent en définitive les meilleures chances de constituer le moyen de transport le plus intéressant sur les routes internationales à longues distances.

+++++++

Traits généraux du groupe propulseurs.

Par T. P. Frost et J. P. Little de Bristol Siddeley Engines Limited.

Les turboréacteurs qui équiperont l'avion de transport supersonique Concorde sont le résultat d'une étude de la configuration du moteur optimum. Cette étude a montré qu'un turboréacteur à taux de compression moyen représentait le meilleur compromis pour un appareil commercial volant à Mach 2,2. Ce sont les trois sociétés British Aircraft Corporation et Bristol Siddeley Engines en Angleterre, la SNECMA en France qui étudient actuellement en détail la configuration des entrées d'air et des tuyères d'éjection. La **Figure 1** donne une idée de l'allure générale du turboréacteur et indique également comment sont réparties les tâches entre les constructeurs.

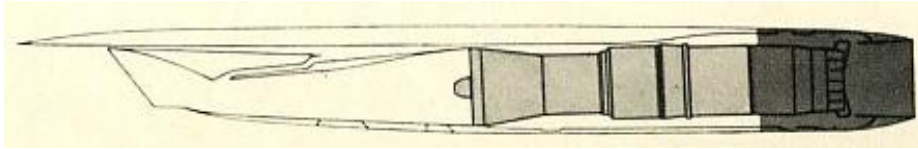


Figure 1 - British Aircraft Corporation construira la nacelle et le canal d'entrée d'air. Bristol Siddeley, le moteur de base. La SNECMA sera chargée de la post-combustion, des deux tuyères (l'une à section variable, l'autre à section constante), du silencieux et de l'inverseur de poussée.

British Aircraft Corporation est responsable de la manche d'entrée d'air et de l'installation de la nacelle, Bristol Siddeley est chargé de l'étude et de la mise au point du moteur de base, tandis que la SNECMA a la responsabilité du développement du canal arrière comprenant également le système de réchauffe, les tuyères primaire et secondaire, le silencieux et l'inverseur de poussée. Les quatre turboréacteurs seront disposés par paires dans des nacelles situées sous la voilure et à égale distance environ du fuselage et de l'extrémité de l'aile ; les deux atterrisseurs principaux se trouveront entre les deux nacelles. Grâce à cette disposition, l'entrée d'air à section variable se trouve sous la voilure perturbée ; il pénètre ainsi en droite ligne à l'intérieur de la manche dont le rendement ne se trouve pas dans une région où l'air n'est pas affecté par les variations de l'angle d'attaque.

L'entrée d'air elle-même (**Figure 2**) est de forme bidimensionnelle ; la partie par laquelle entre l'air à vitesse supersonique est de section rectangulaire et constante et les ondes de choc sont planes. En vol de croisière supersonique, il y a trois ondes de choc inclinées, deux d'entre elles étant engendrées par le bord d'attaque et le coin supérieur, la troisième étant engendrée par la lèvre inférieure de la manche. L'air passe ensuite dans le diffuseur où sa vitesse d'écoulement est diminuée jusqu'à ce qu'elle corresponde à Mach 0,5 environ de l'entrée du turboréacteur. C'est également dans le diffuseur que la section passe de la forme rectangulaire à la forme circulaire.

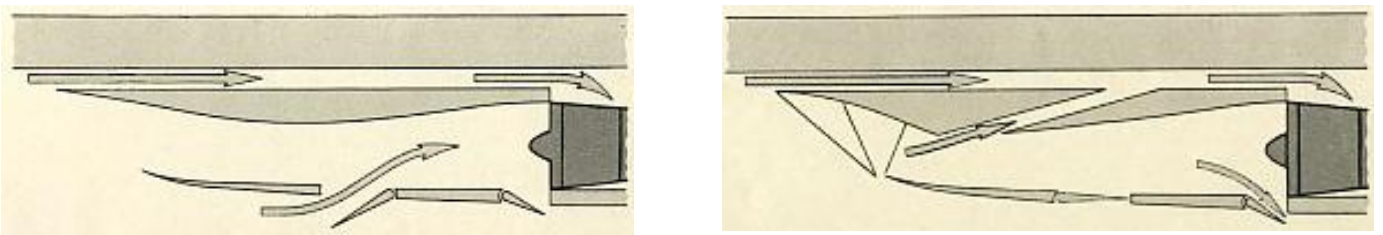


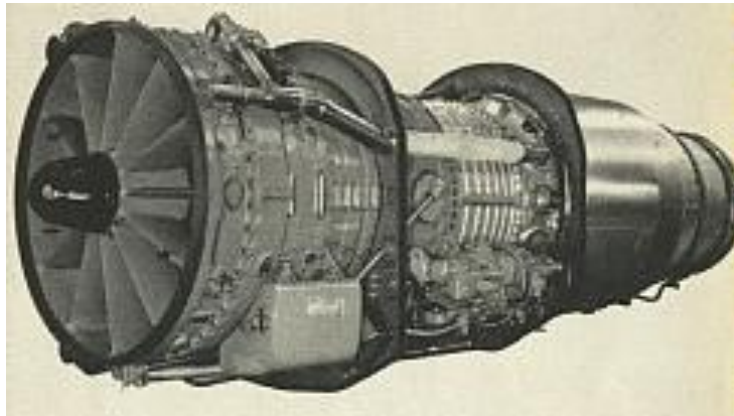
Figure 2 - L'entrée d'air à section variable. Au décollage ou aux basses vitesses (à gauche) des volets auxiliaires sont ouverts pour permettre l'admission d'une quantité d'air supplémentaire. En régime de croisière supersonique (à droite) un orifice de décharge à action rapide situé dans le diffuseur équilibre le débit d'air fourni par la manche et celui demandé par le moteur. La position des trois ondes de choc est figurée à l'avant de l'entrée d'air.

Le contrôle de l'entrée d'air s'effectue au moyen d'une rampe mobile située à la partie supérieure du col de la section de captation ; outre les changements de section du col, la rampe mobile supérieure provoque la forme des ondes de choc par lesquelles est obtenue la compression de l'air aux vitesses supersoniques ; l'équilibre entre le débit d'air fourni par la manche et celui demandé par le moteur est assuré par un orifice de décharge à action rapide et une trappe auxiliaire situés tous deux à la partie inférieure de la manche

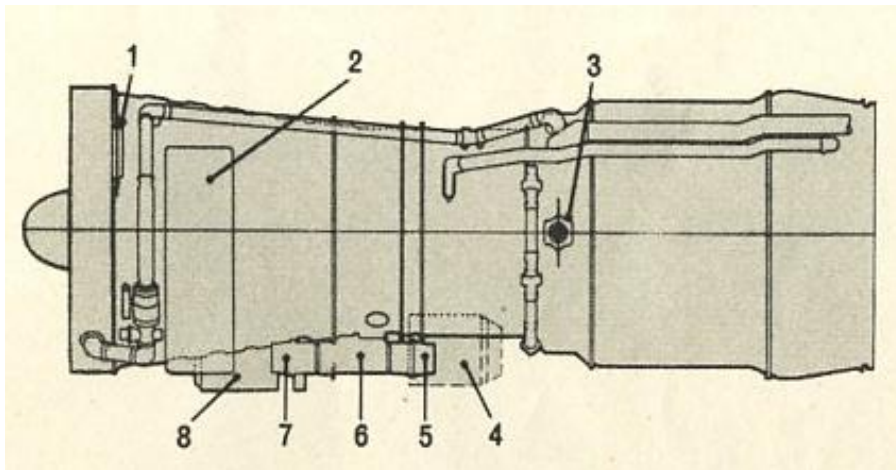
d'entrée. L'orifice de décharge a un faible débattement et joue un rôle de compensateur tandis que la trappe est utilisée pour augmenter le débit d'air dans la manche aux nombres de Mach inférieurs à 0,4 ou comme simple orifice d'évacuation en cas d'arrêt d'un turboréacteur en vol supersonique. En vol subsonique, la rampe mobile adhère complètement à la partie supérieure du col.

La manche d'entrée d'air et la nacelle sont étudiées par la British Aircraft Corporation. Les techniques utilisées dans la construction de ces deux ensembles - tôlerie et gouvernes - sont plus du ressort d'un avionneur que d'un motoriste. En outre, il n'y a pas de relation entre le système de contrôle de l'entrée d'air et le système de contrôle du turboréacteur proprement dit, si ce n'est la question du débit d'air.

Le compresseur et le système de combustion de l'Olympus 593 sont une extrapolation de ceux qui ont déjà fait leurs preuves sur les Olympus qui équipent les bombardiers Vulcan Mk.II. Le débit d'air a été augmenté (le compresseur sous cette nouvelle forme a déjà été expérimenté au bang pendant une longue période) et la poussée par ailleurs a pu être accrue grâce à une nouvelle turbine haute pression qui autorise une augmentation de la température.



Le Bristol Siddeley Olympus Mk. 301 développe une poussée de 9100 kilos sans postcombustion
L'Olympus 593 choisi pour équiper le Concorde dérive en grande partie du Mk. 301



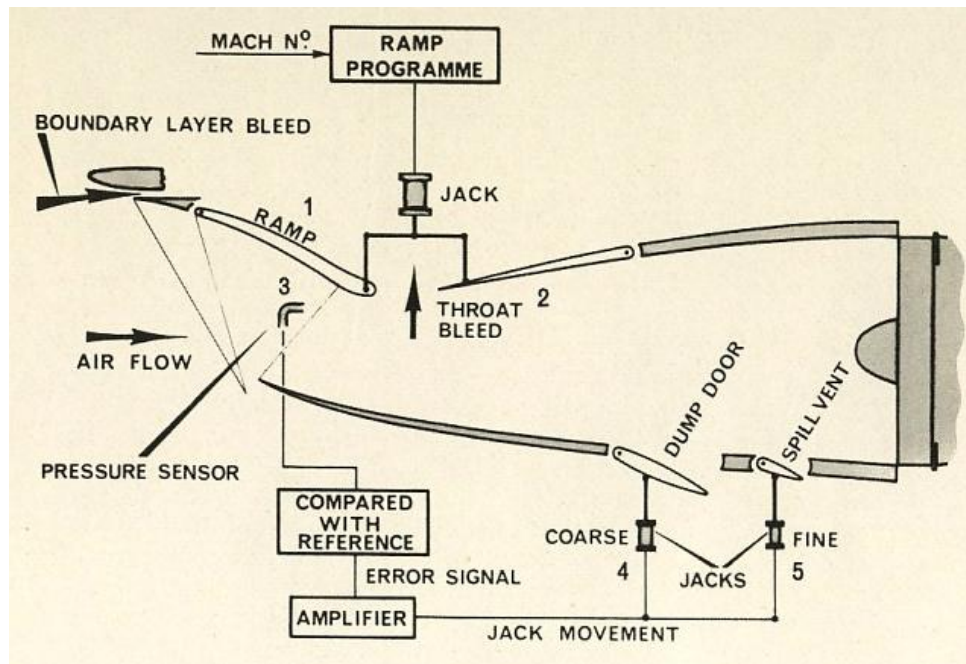
Coupe longitudinale de l'Olympus 593.

1 Fixation avant - 2 Réservoir d'huile - 3 Tourillon de fixation - 4 Génératrice 65 kVA (courant alternatif)
5 et 7 Pompe hydraulique - 6 Boîte relais d'équipement - 8 Entraînement à vitesse constante et démarreur.

L'Olympus a une longueur de 3,28 mètres et l'entrée d'air a un diamètre de 1,14 mètres.

Chaque moteur est équipé à sa partie inférieure centrale d'une boîte relais d'équipement entraînant deux pompes hydrauliques et d'un alternateur au moyen d'un système d'entraînement à vitesse constante. Toute la boîte peut être débrayée au sol et elle est alors entraînée par un moteur à air comprimé à basse pression, ce qui permet de procéder aux contrôles et vérifications nécessaires. Un système de débrayage sépare chaque

accessoire de la boîte-relais, en sorte qu'en vol la panne d'un élément (pompe hydraulique par exemple) ne nécessite pas l'arrêt du moteur ; quant au dispositif d'entraînement à vitesse constante, il est contrôlé depuis le poste de pilotage.



Chaque entrée d'air à section variable maintient un rendement élevé en fonction des conditions de vol. Les positions de la paroi mobile (1) et du volet (2) dépendent du nombre de Mach. Grâce un capteur de pression dynamique (3), les vérins (4) et (5) commandent la trappe auxiliaire et l'orifice de décharge à action rapide afin d'adapter le débit d'air à celui que réclame le moteur.

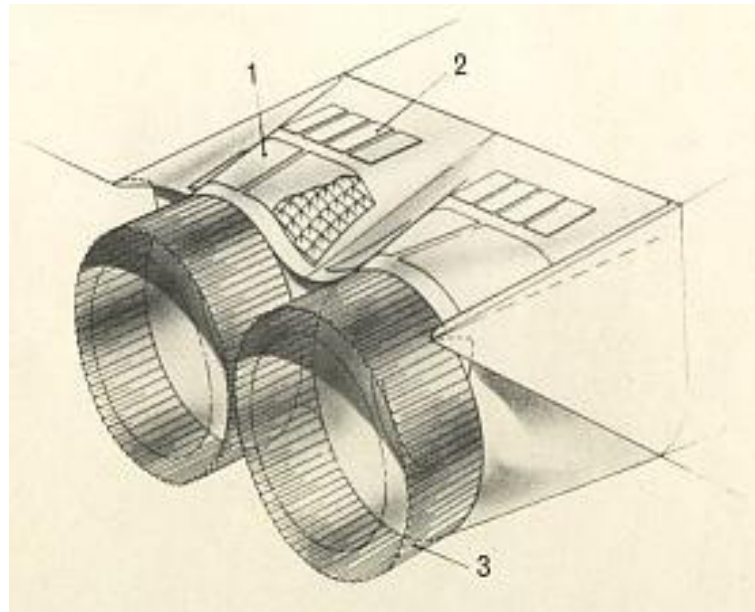
La tuyère d'éjection primaire est à section variable et la variation de cette section est assurée par des vérins pneumatiques alimentés par de l'air prélevé sur le compresseur. La tuyère peut contenir un système de réchauffe partiel et, s'il en est ainsi, ce système sera constitué de conduites circulaires comportant une série d'injecteurs. L'adjonction d'un tel système élève la température d'environ 300°C dans la tuyère et la poussée serait augmentée d'environ 25% à Mach 1,2. La réchauffe ne serait utilisée que pendant une courte période lors de la phase de vol transsonique et elle ne serait pas réglable ; un simple bouton marche-arrêt dans le poste de pilotage permettrait de commander le système. Le montage de lobes de silencieux en pétales sur la tuyère primaire permet d'atténuer le niveau de bruit de quelque 5 PNdb pour une petite diminution de la poussée.

La tuyère a pour but de transformer l'énergie calorifique et dynamique produite par les gaz d'éjection en énergie cinétique, c'est-à-dire en poussée. Elle est étudiée de manière à constituer le meilleurs compromis entre le régime supersonique qui exige de taux de compressions élevés (de l'ordre de 15 : 1), et au cours duquel la masse d'air éjectée à vitesse supersonique passe dans la section divergente de la tuyère, et le régime subsonique qui suppose un taux de compression de 2 ou 3 : 1 et pour lequel convient parfaitement une simple tuyère convergente.

En vol supersonique, la configuration de la tuyère est telle que les jets sont éjectés dans le prolongement de la tuyère et la traînée extérieure due au sillage de l'extrémité arrière de la nacelle est extrêmement faible. L'air secondaire est prélevé sur la couche-limite de la manche d'entrée ; il sert à ventiler l'ensemble du groupe turboréacteur et tient lieu en même temps de coussin aérodynamique favorisant l'écoulement des gaz éjectés.

En vol subsonique et pour un faible taux de compression, il est nécessaire de favoriser un afflux d'air secondaire dans le canal d'éjection ; mais l'air prélevé sur la couche-limite de la manche d'entrée n'est alors plus suffisant et c'est pourquoi on fait entrer de l'air supplémentaire - dit tertiaire - par de petites trappes disposées à l'arrière de la nacelle. C'est la baisse de pression qui suffit à provoquer l'ouverture de ces trappes, laquelle n'a donc pas besoin d'être commandée, mais peut-être faudra-t-il munir ces trappes d'une

sorte d'amortisseurs pour éviter qu'elles ne battent dans certaines conditions de vol. La partie arrière de la tuyère est de plus alimentée par de l'air supplémentaire grâce à des volets d'extrémité qui font varier la section de sortie. En vol subsonique, ces volets sont resserrés pour que les filets d'air extérieurs à la tuyère puissent s'insérer dans le flux des gaz éjectés.



Partie arrière des tuyères réalisées par la SNECMA.

1 - Orifices déflecteurs de l'inverseur de poussée. 2 - Portes d'alimentation en air tertiaire. 3 - Tuyère divergente à géométrie variable.

La tuyère secondaire a également une autre fonction ; elle permet l'inversion de la poussée à l'atterrissage. Les gaz d'éjection, après avoir franchi la tuyère primaire, rencontrent deux petits obstacles ; les jets sont alors déviés en direction de volets à cascades situés sur l'extrados et l'intrados de la partie arrière de la nacelle et ce sont ces cascades qui provoquent l'inversion du flux d'éjection, donc l'inversion de poussée.

L'inversion de la poussée est commandée par des manettes dont la course est semblable à celle des manettes normales de commande des gaz : lorsque ces dernières sont en position réduite (vers le bas), les premières sont en position haute. En agissant sur les manettes d'inversion de la poussée comme il agit sur les manettes des gaz, le pilote fait varier la masse d'air déviée. Un début d'action sur ces manettes a pour effet d'armer le système inverseur mais, pour éviter toute inversion de la poussée avant que l'avion n'ait touché le sol, un contact sera disposé sur le train d'atterrissage.

La manœuvre des manettes et la forme de la section des tuyères seront commandés électroniquement. Pour faire fonctionner le turboréacteur à la poussée maximale ou à la poussée maximale continue, le pilote place la manette de commande à la position plein gaz et le turboréacteur est ensuite réglé en fonction de la température à l'entrée de la turbine. Un dispositif électronique analogue est actuellement à l'étude pour être monté sur le moteur du TSR.2.

Le système d'alimentation en carburant comprend essentiellement une pompe d'alimentation à haute pression, une vanne de commande et des injecteurs. Un robinet d'arrêt quasi-instantané permet de couper le moteur en cas d'un mauvais fonctionnement de l'arbre, ce qui évite de faire tourner les turbines en survitesse.

Le système de réchauffe utilise pour son fonctionnement du carburant prélevé sur la pompe principale du moteur et mesure le débit de carburant à l'intérieur du canal d'éjection ; en même temps, la section de la tuyère primaire est réglée de telle façon que le moteur fonctionne à sa puissance maximale continue tandis que le système de réchauffe est utilisé. Ainsi, l'emploi de cette réchauffe ne risquera pas d'influer sur la durée de vie du moteur.

D'autres commandes sont prévues pour purger le compresseur et refroidir la turbine. La valve servant à purger le compresseur sera réglée pour s'ouvrir lorsque le compresseur tourne à un nombre de tours/minute

peu élevé, tandis que le système de refroidissement de la turbine sera coupé pour des températures d'entrée de la turbine basses afin d'améliorer la consommation de carburant pendant l'attente ou le vol vers un terrain de décollage en régime subsonique.

Telles sont en quelques lignes les traits généraux de l'Olympus 593 et son installation. Les années qui nous séparent de 1970 seront consacrées à faire des propulseurs du Concorde des groupes moteurs aussi efficaces et sûrs que ceux qui équipent les avions civils actuels et nous espérons vivement que d'ici dix ou douze ans, les pilotes de ligne s'en serviront aussi normalement et simplement qu'ils font marcher les turboréacteurs actuels.

Monsieur Halaby, administrateur de la FAA, nous répond.

Interavia : Dans quelle mesure la décision franco-britannique de construire Concorde et les progrès des Soviétiques dans le domaine du transport supersonique ont-ils influencé l'administration américaine dans sa décision de réaliser rapidement un courrier supersonique américain ?

Halaby : Les grandes lignes du programme de l'avion de transport supersonique ont été établies il y a environ deux ans et demi, lorsque les Etats-Unis ont lancé un programme de recherches sur les problèmes techniques et économiques liés à la réalisation du courrier supersonique. Sur la base de ces recherches on devait décider le 30 juin dernier si les Etats-Unis poursuivraient ou non l'étude d'un tel avion. La décision a, en fait, été rendue publique avant cette date limite du 30 juin. Jusqu'ici le déroulement du programme s'est effectué dans les délais prévus et les projets soumis par trois avionneurs et trois motoristes sont actuellement en cours d'examen par le gouvernement et les compagnies aériennes.

Interavia : Vous avez dit que l'étape suivante serait probablement le transport hypersonique à 6 ou 7 Mach. Dans ce cas pourquoi investir autant de capitaux pour faire maintenant un avion volant à 2,5-3 Mach pour la construction duquel on doit faire appel à l'acier et au titane ?

Halaby : Le transport hypersonique semble détenir des promesses pour l'avenir, bien qu'il faille réaliser de grands progrès technologiques avant de pouvoir le construire. Des problèmes importants sont à résoudre tant du point de vue aérodynamique que dans le domaine des matériaux, de la propulsion et des carburants avant que l'on puisse songer à mettre un véhicule hypersonique en chantier. La question du carburant est un exemple typique des problèmes qui se posent. Le carburant envisagé pour ce véhicule à hypervitesse est l'hydrogène liquide. Les quantités d'hydrogène liquide disponibles de nos jours sont loin d'atteindre les quantités qui seraient nécessaires pour un usage mondial. L'emploi de ce carburant ne serait pas du tout économique à l'heure actuelle et il n'existe pour lui ni des moyens de production ni des réseaux de distribution à une échelle suffisante. Une évolution considérable serait donc nécessaire rien que dans ce domaine avant qu'un avion de transport hypersonique puisse entrer en service sur le plan international. Ceci donne une idée de tous les progrès qu'il faudrait réaliser avant d'envisager l'étude d'un tel avion. Il n'en reste pas moins que le vol hypersonique peut devenir un jour une réalité. Pour ma part, je tends à croire, mais je ne situe pas l'apparition d'un appareil hypersonique avant les années 1980.

Interavia : L'introduction des avions à réaction subsonique sur les lignes aériennes a amené une crise financière pour les compagnies exploitantes. Pensez-vous que les craintes d'un retour de cet état de choses avec l'apparition du courrier supersonique soient justifiées ?

Halaby : Les grandes compagnies aériennes se sont vu obligées de faire d'importants investissements de capitaux pour passer à l'ère de la réaction. On peut dire, je crois, qu'elles ont dû endurer des désagréments à court terme pour réaliser des profits à long terme. La période des ennuis financiers semble maintenant être arrivée à sa fin. Les dépenses faites pour l'achat des courriers à réaction ont été digérées ou sont en voie de l'être et la plupart des grandes compagnies montrent maintenant des bilans qui reflètent la bonne santé de l'industrie du transport aérien dans son ensemble. Cette grande industrie internationale sera préparée à absorber la prochaine génération d'appareils au moment où les courriers supersoniques pourront entrer en service. Notons en passant qu'une période de plus de dix ans se sera écoulée depuis l'introduction des avions à réactions subsoniques actuels. D'après toutes les indications dont on dispose actuellement, les compagnies aériennes devraient aussi être en mesure financièrement d'acheter cette prochaine génération d'appareils.

Interavia : Quel est le rôle exact que joue la FAA dans la vente du transport supersonique américain et ce rôle changera-t-il une fois que le constructeur de l'appareil aura été choisi ? Qui signera les contrats de vente avec les acheteurs de l'avion ?

Halaby : C'est la Federal Aviation Agency qui a été chargée de la direction générale du programme d'aide du gouvernement à l'industrie pour la mise au point de l'avion supersonique américain. La FAA éprouvait une certaine répugnance à servir d'intermédiaire entre les compagnies aériennes et les constructeurs pour l'établissement de l'ordre des livraisons aux compagnies. Un des buts principaux du programme a été d'assurer et d'encourager des relations normales entre les compagnies aériennes qui sont les futurs exploitants du courrier supersonique et les constructeurs de l'appareil et des moteurs. Cependant au moment où, il y a quelques mois, quatre grandes compagnies aériennes ont manifesté leur intention d'acheter l'avion de

transport supersonique américain, la FAA a dû accepter d'agir temporairement comme intermédiaire entre les constructeurs et les compagnies pour l'octroi des priorités de livraison.

Nous l'avons fait après consultation des constructeurs éventuels et nous avons établi un ordre de livraison que nous avons essayé de rendre aussi raisonnable et équitable que possible. Au début de l'année huit transporteurs aériens avaient ainsi retenu cinquante et une des places proposées.

En acceptant de mettre sur pied ce système d'attribution, la **FAA** a fait le pont entre un constructeur qui n'est pas encore choisi et les compagnies aériennes désireuses de s'assurer la priorité du courrier supersonique américain. La FAA n'a cependant pas vendu d'avions et toutes les dispositions relatives à la vente des appareils seront réglées entre les transporteurs et le constructeur, lorsque celui-ci aura été désigné à la suite du concours engagé.

Interavia : Est-ce être réaliste de penser que les compagnies privées pourront se procurer les fonds nécessaires pour acheter des courriers supersoniques ?

Halaby : Rien ne semble indiquer que les compagnies ne puissent pas réunir les capitaux nécessaires pour l'achat de transports supersoniques dans les conditions traditionnelles de l'entreprise privée. Le courrier supersonique sera, on l'espère, et c'est d'ailleurs une condition imposée pour sa réalisation, un appareil rentable ; son achat constituera donc un placement raisonnable. Sous bien des rapports, un gros avion est comme une usine ; il produit des services sous la forme de transport. Son achat est donc un investissement comparable à celui des capitaux investis dans les moyens de production d'une usine et dont le placement se justifie par l'attente de gains substantiels. Il est donc très réaliste d'attendre de même profits du courrier supersonique américain et, dans ces conditions, les acheteurs de l'appareil obtiendront les capitaux voulus de la manière classique. N'oublions pas que l'avion de transport supersonique américain fera le même travail que les plus grands paquebots transatlantiques pour une partie seulement du prix.

Interavia : Quelles sont les mesures envisagées pour faciliter l'acquisition du courrier supersonique par les exploitants ?

Halaby : La FAA est prête à servir d'intermédiaire entre toute compagnie aérienne désirant acheter le courrier supersonique américain et les futurs constructeurs de l'appareil tant que le gagnant du concours n'aura pas été désigné. En d'autres termes la FAA continue à recevoir de toutes les compagnies aériennes les demandes de places sur la liste de priorité.

Interavia : Dans votre déclaration au Comité de la Chambre des Représentants pour le commerce fédéral et international, vous avez dit que le gouvernement américain prélèvera des droits sur les recettes d'exploitation réalisées par les compagnies aériennes avec les avions supersoniques de façon à récupérer la contribution gouvernementale aux frais de mise au point de l'appareil. Doit-on comprendre que ceci s'applique à toutes les compagnies achetant l'avion supersonique américain, et dans ce cas de quelle façon vous proposerez-vous de toucher ces droits ?

Halaby : Le gouvernement des Etats-Unis entend récupérer l'argent des contribuables qui aura servi à la mise au point du transport supersonique au moyen de droits. Ceux-ci consisteront à la fois en une taxe à payer d'avance à la passation de la commande ou à la demande de livraison et en pourcentage sur les recettes réalisées au cours de l'exploitation des avions. Les détails d'application de ce système peuvent être modifiés mais le principal sera maintenu.

Interavia : Si nous avons bien compris, un adjudicataire principal sera choisi pour construire le courrier supersonique et une partie du travail sera sous-traitée à d'autres firmes aéronautiques et aux industries connexes. Ceci est-il exact et pensez-vous que l'industrie aéronautique sera employée à plein temps les dix prochaines années ?

Halaby : Le plan du gouvernement des Etats-Unis en ce qui concerne l'étude et la mise au point de l'avion de transport supersonique est de choisir un adjudicataire principal pour la cellule et un adjudicataire principal pour les moteurs. Trois avionneurs : Boeing, North American et Lockheed et trois motoristes : Curtiss-Wright, General Electric et Pratt & Whitney ont soumis des projets. Parmi ceux-ci on choisira soit maintenant, soit à un stade ultérieur, un constructeur pour la cellule et un constructeur pour les moteurs qui seront chargés de réaliser l'appareil. Si les choses se déroulent normalement, on peut compter qu'un grand

nombre de sous-traitants prendront part au programme par accords privés avec les deux firmes ayant remporté le concours. L'ampleur et la complexité du programme font d'une telle organisation du travail la solution la plus normale et les adjudicataires principaux auraient ainsi la possibilité de répartir entre eux et les sous-traitants la part des frais laissée par le gouvernement à leur charge. On a calculé que la construction du transport supersonique américain assurerait du travail à 50.000 ingénieurs, techniciens et ouvriers spécialisés de l'aéronautique et des industries connexes pendant quinze ans au moins.

Interavia : Les constructeurs ne semblent pas satisfaits de votre proposition de répartir les frais d'étude et de mise au point évalués à un milliard de dollars entre le gouvernement et l'industrie à raison de 750 millions pour le premier et 250 millions pour la seconde. Est-il possible que la participation du gouvernement soit augmentée ?

Halaby : Le programme proposé a été établi par le Président Kennedy et approuvé par le Congrès. Il prévoit une participation du gouvernement aux frais d'étude et de mise au point d'environ 75% et une participation des constructeurs d'environ 25% pour des marchés d'étude et de mise au point d'un montant total d'environ un milliard de dollars.

Interavia : Que pensez-vous d'une différence de tarif pour le transport supersonique si les frais d'exploitation sont plus élevés que ceux des avions à réaction actuels ?

Halaby : Il y a tout lieu d'espérer que les frais d'exploitation de l'avion de transport supersonique américain ajoutés au niveau des salaires dans les années 1970 à 1980 et après, rendront économiquement possible l'exploitation du courrier supersonique à des tarifs ne dépassant pas ceux appliqués sur les avions à réaction subsoniques actuels. C'est en tout cas l'objectif recherché et il ne faut pas oublier que les considérations économiques ont reçu une place très importante dans le programme et viennent tout de suite après la sécurité d'exploitation.

Interavia : Si l'achat de courriers supersoniques par des compagnies aériennes exploitant le réseau intérieur américain entraîne la fusion de plusieurs compagnies ou la disparition de certaines compagnies actuelles, considérez-vous que cela soit dans l'intérêt du public ?

Halaby : Les objectifs assignés à l'étude de l'avion de transport supersonique dans notre programme sont l'efficacité et la rentabilité. Dans ces conditions il me semble peu approprié de parler de fusions et de disparitions de compagnies aériennes à la suite de l'introduction de cet avion. Si les compagnies aériennes américaines se trouvent placées devant la nécessité de fusionner ou devant d'autres modifications importantes de la structure actuelle du transport aérien quelle qu'en soit la cause apparente, il sera du ressort du Civil Aeronautics Board de ce pays d'étudier chaque situation et de prendre les dispositions que demandent l'intérêt public et celui de l'industrie du transport aérien. Mais je ne vois aucune raison à l'heure actuelle d'associer l'apparition du transport supersonique à des spéculations sur de telles éventualités. Je considère au contraire que le transport supersonique doit apporter une prospérité accrue aux transports aériens américains.

Interavia : La FAA a annoncé qu'elle est en train d'effectuer un premier test important pour contrôler la réaction du public à huit bangs soniques par jour. Un calcul effectué en prenant la ville de Denver comme exemple semble indiquer que, avec l'introduction de services intérieurs supersoniques sur une grande échelle, cette ville serait soumise à plus de 200 bangs soniques par jour. Est-ce que votre premier programme d'essais vous apprendra assez sur les réactions du public au bang sonique ?

Halaby : Le programme d'études du bang sonique en cours dans la région d'Oklahoma City constitue, autant que je sache, le premier programme d'essais de ce genre effectué dans le monde dans le but de déterminer si les suppressions engendrées par les ondes sonores aux niveaux modérés prévus pour les opérations supersoniques sont acceptables ou non pour le public. Ce programme comporte la production d'un nombre caractéristique de bangs soniques pendant une période suffisamment longue : vingt-six semaines. Ce n'est pas le premier programme d'essais sur les bangs soniques effectués par la FAA puisque celle-ci en effectue plusieurs en collaboration avec l'US Air Force et la NASA depuis quelques années déjà, mais c'est le premier s'intéressant aux réactions de public. Nous espérons apprendre beaucoup de l'essai d'Oklahoma City mais il est évidemment impossible au début de cette expérience de savoir si elle nous apprendra assez. Si elle n'est

pas suffisante nous continuerons à étudier la question. Nous pensons cependant qu'elle nous aidera considérablement à définir les niveaux acceptables par la population.

Interavia : Dans les conditions présentes, le temps gagné dans les vols supersoniques entre la Côte Est des Etats-Unis et l'Europe ou entre la côte Est et la côte Ouest des Etats-Unis serait largement compensé par le temps perdu entre les centres urbains et les aéroports. Est-ce que la FAA a des propositions à faire pour réduire la durée des trajets au sol ?

Halaby : Il n'est pas du tout évident que l'économie de temps réalisé grâce au vol à vitesse supersonique soit largement compensée par le temps perdu pour se rendre aux aéroports. Les aéroports utilisés aujourd'hui par les avions à réactions subsoniques seront utilisables par les courriers supersoniques et l'on peut considérer que le temps passé pour se rendre à l'aéroport et en revenir sera le même que dans le cas des avions à réaction actuels. Le temps gagné par le vol supersonique constitue donc une économie réelle qui n'est compensés par aucun désavantage spécial dû aux conditions de transport au sol et qui ne soit déjà observé pour le transport subsonique à réaction. La situation n'en est pas moins paradoxale si l'on constate que nous sommes capables de construire des véhicules aérospatiaux allant de plus en plus vite mais que nous sommes arrêtés par les difficultés de la circulation au sol. Une des réponses apportées à ce problème aux Etats-Unis a été la construction d'autoroutes à accès réservé entre les centres urbains et les aéroports. La route entre Washington et l'aéroport international de Dulles en Virginie en est un exemple. L'emploi sur une plus grande échelle d'hélicoptères et d'autres moyens de transport V/STOL peut être une autre solution et la FAA travaille actuellement dans cette direction en coopération avec les différentes armées et avec l'industrie américaine. On porte une attention croissante aux problèmes des transports routiers et à la congestion des voies de circulation tant aux Etats-Unis qu'à l'étranger. Le Département américain du commerce ; pour citer un exemple caractéristique de travaux effectués, a lancé une vaste étude des moyens nécessaires pour améliorer le réseau global des transports dans le nord-est des Etats-Unis. Dans tout ce pays, les villes et la capitale même de la nation étudient des moyens de transport locaux améliorés pour répondre aux besoins d'une population très mobile et sans cesse en augmentation. On peut espérer que tous ces efforts produiront des résultats appréciables et se traduiront pour l'aviation par la réduction des temps entre les centres urbains et les aéroports.

Interavia : Au congrès de l'IFALPA sur le transport supersonique en novembre, les délégués des pilotes ont exprimé leur scepticisme quant à la possibilité pour le contrôle de la circulation aérienne d'écouler le trafic supersonique. Etant vous-même pilote, pensez-vous que ce scepticisme soit justifié ?

Halaby : Les opérations de transport supersonique demanderont des améliorations et des perfectionnements du système de voies aériennes existant pour que le courrier supersonique soit exploité avec le maximum de sécurité et avec toute l'efficacité voulue en tant que véhicule aérien. Le courrier supersonique n'exigera cependant pas de transformations radicales des procédures et méthodes actuelles. Les améliorations du contrôle de la circulation aérienne et des systèmes de navigation et de télécommunications qui sont en cours d'introduction ou sont prévus à l'heure actuelle répondront aux besoins du transport supersonique dans la mesure justement où elles améliorent ou doivent améliorer le système en vigueur pour les avions d'aujourd'hui. Ces améliorations comprennent : **1)** des équipements de navigation électroniques extrêmement précis pour les long-courriers à réaction : certains de leurs éléments sont déjà en service à l'heure actuelle ; **2)** de nouvelles méthodes de contrôle de la circulation aérienne utilisant les moyens plus automatiques, assurant une présentation améliorée des données aux contrôleurs et fournissant électroniquement l'identification et l'altitude des avions de façon continue, ce qui n'est pas le cas aujourd'hui ; **3)** des portées plus grandes des appareils de télécommunications, domaine dans lequel on fait des progrès à l'heure actuelle au stade expérimental et où l'on a la perspective d'un grand pas en avant avec l'emploi des satellites de télécommunications. Un autre progrès important sera la possibilité de l'atterrissage semi-automatique par tous les temps. Un équipement électronique d'aide à l'atterrissage pouvant être utilisé dans des conditions de faible visibilité est actuellement mis au point en France, en Grande-Bretagne et aux Etats-Unis. D'autre part des études sur le contrôle de la circulation aérienne pour les avions supersoniques ont déjà été effectuées aux Etats-Unis et un programme de recherches à long terme a été lancé au printemps dernier au National Aviation Facilities Experimental Center de la NASA à Atlantic City (New Jersey).

Interavia : Les mesures actuelles pour réduire le bruit ont été aussi l'objet de critiques. On considère qu'en les appliquant on approche des limites de sécurité et elles n'ont été envisagées avec faveur pour les appareils supersoniques par les délégués des pilotes. En tant que pilote encore, que pensez-vous de ces procédures ?

Halaby : Il ne fait pas de doute que le bruit est un des problèmes qui se posent dans la réalisation du courrier supersonique. Les constructeurs de moteurs sont très conscients de ce fait et des niveaux de bruit limites ont été incorporés au programme. Il y a toutes les chances que nous puissions, en employant la poussée très élevée des moteurs du courrier supersonique, monter beaucoup plus vite après le décollage et maintenir ainsi des niveaux de bruit assez bas dans le voisinage de l'aéroport. Il reste cependant le bruit des moteurs sur la piste et ce problème n'a pas encore été pleinement résolu. Vis-à-vis de la question du bruit nous sommes cependant pleinement conscients que la sécurité doit rester la considération n° 1 en aviation. La **FAA** n'a jamais stipulé ni autorisé des procédures considérées comme menaçant la sécurité des aéronefs, que ce soit pour diminuer le bruit ou pour toute autre raison, et elle ne le fera jamais.

Interavia : Ne considérez-vous pas qu'un système de navigation à couverture de zone par opposition à un système à source unique, serait absolument indispensable pour le transport supersonique ?

Halaby : Un système de navigation très perfectionné sera certainement associé au courrier supersonique. Des travaux sont en cours sur de tels systèmes dans le monde entier et de nouveaux équipements de navigation présentant de l'importance de ce point de vue ont, bien sûr, été mis en service ces dernières années, mais il semble prématuré à l'heure actuelle de dire quelle sera la forme du système de navigation utilisé pour le courrier supersonique.

++++++