

Air & Cosmos - 3 Juin 1963

La SNECMA et le CONCORDE

Article de Louis JUMELLE

Le 29 novembre 1962, les Gouvernements de la Grande-Bretagne et de la France ont signé un accord prévoyant l'étude et la production en commun de l'avion de transport supersonique devant voler en croisière à Mach 2,2 et qui a reçu le nom de "CONCORDE".

L'accord international prévoyait une répartition des travaux :

- d'une part, pour la cellule entre Sud Aviation pour la France et la British Aircraft Corporation pour la Grande-Bretagne.
- d'autre part, pour les moteurs entre Bristol Siddeley pour la Grande-Bretagne et la SNECMA pour la France.

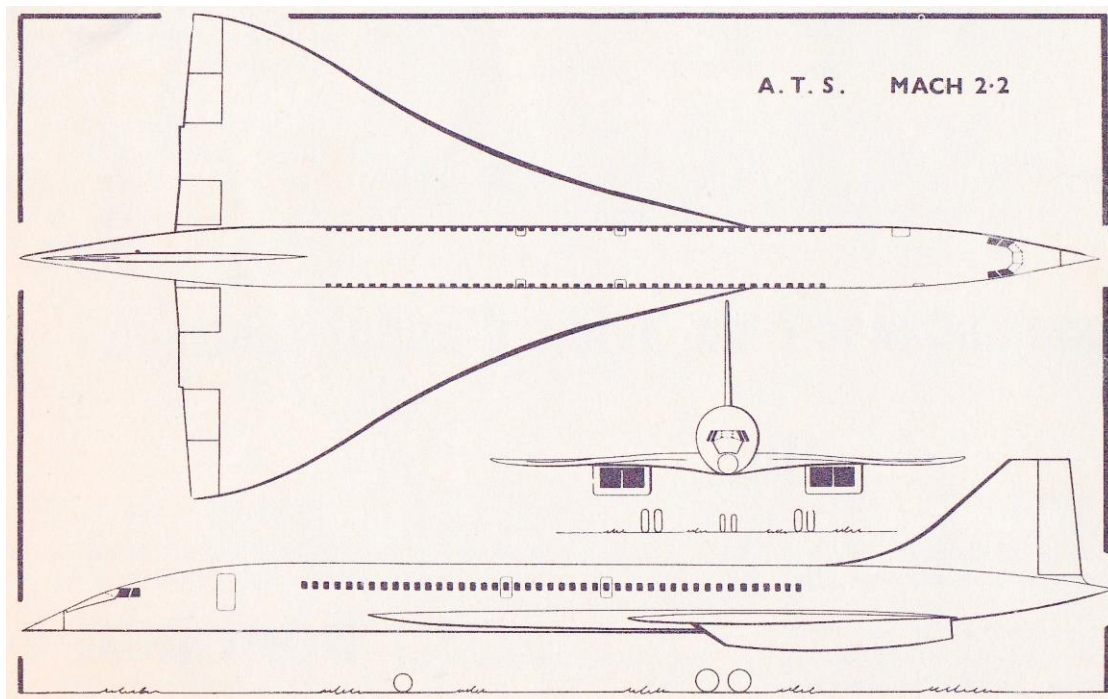
Le moteur de base choisi pour le projet est en effet le Bristol Olympus 593 en cours de développement par la Société Bristol Siddeley.

C'est plus du moteur et particulièrement de la part de développement et de production qui revient à la SNECMA qu'il sera question dans les lignes qui suivent

Généralités sur la cellule et sur le moteur.

Cellule :

L'avion est prévu pour une centaine de passagers et doit être réalisé en deux versions : une version moyen-courrier pour distances de l'ordre de 3500 km et une version long-courrier pour des distances de 6000 km (Atlantique Nord, par exemple). Les deux versions comportent des formes extérieures identiques et leur différence principale tient à la capacité des réservoirs. Le fuselage évidemment pressurisé, et l'aile en forme de delta évolutif, ont des lignes particulièrement sobres et élancées, comme peut le voir sur notre plan. L'avion est propulsé par 4 réacteurs en nacelles doubles plaquées sous l'intrados de la voilure.



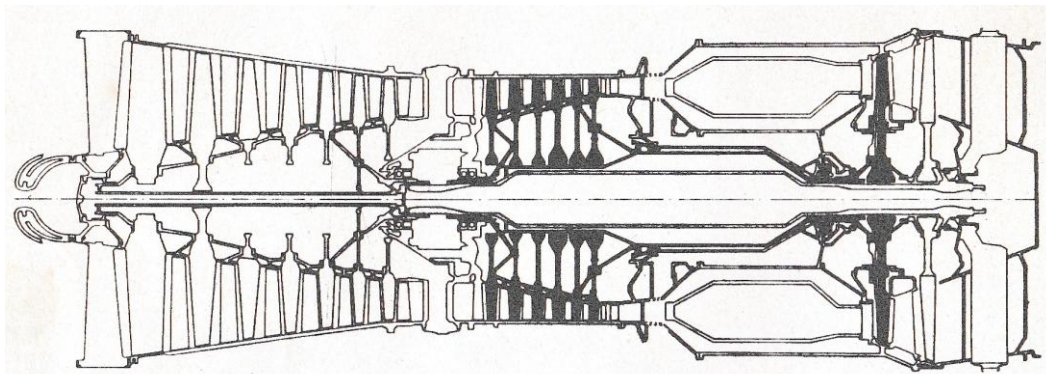
Moteurs :

Le moteur de base est un Olympus 593 dérivant de la lignée des Olympus (qui équipent les bombardiers moyens anglais comme le "Vulcan") et particulièrement du dernier né de cette lignée, l'Olympus 22 R équipant

l'appareil anglais "T.S.R 2" qui volera en supersonique continu. Les différences les plus importantes par rapport à l'Olympus 22 R sont :

- d'une part l'adjonction d'un étage frontal augmentant le débit masse corrélativement la poussée sur le compresseur basse pression.
- d'autre part une élévation des températures devant turbines améliorant le rendement propulsif de l'ensemble.

L'Olympus 593 se présentera donc sous la forme d'un moteur double-corps comportant compresseur obtenu par l'allumage d'un compresseur haute pression à 6 étages, une chambre de combustion turbo-annulaire, et 2 étages de turbine, chaque étage entraînant un des compresseurs. C'est à partir de ce moteur de base que la SNECMA construira le système d'éjection : postcombustion, tuyère convergente-divergente, silencieux et inverseur de jet.



Vue en coupe du réacteur Bristol-Siddeley Olympus 593 de 13 tonnes de poussée à sec

Conditions à remplir pour le système d'éjection

Ces conditions peuvent être vues sous différents aspects :

Equilibre du moteur

Pour obtenir les vitesses de rotation optimales des deux corps, dont les diverses conditions de vol et les températures (devant turbines) maximales admissibles, compte tenu de l'endurance (au cours des diverses phases du vol), il est nécessaire que la section du jet soit réglée avec une grande précision. Il y aura donc une tuyère convergente, commandée par une régulation électromécanique (ce régulateur étant une fourniture sous la responsabilité de Bristol Siddeley).

Poussée nécessaire

Un appoint de poussée momentanée est nécessaire aux avions supersoniques pour franchir le plus rapidement possible la zone transsonique allant de Mach 0,90 à 1,4. Cette accélération est commandée au cours de la montée à partir de 30.000 pieds (9000 m) environ. L'appoint de poussée nécessaire est combustion modérée, utilisée exclusivement, et d'un temps d'utilisation très réduit de l'ordre de deux minutes). Le canal primaire sera donc constitué par un canal de postcombustion, en amont de la tuyère.

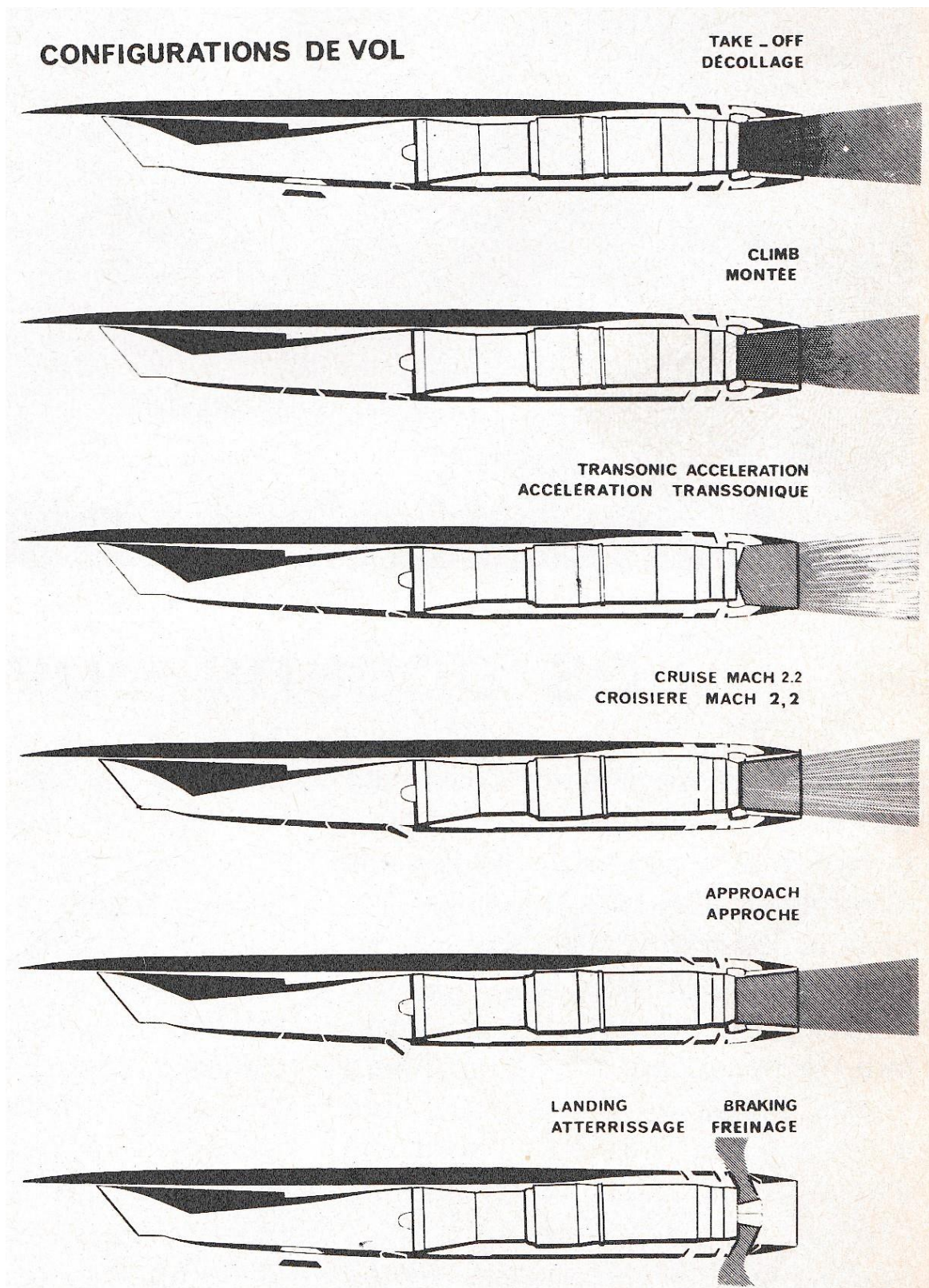
Aspect consommation

L'avion de transport, plus encore que l'avion militaire, demande des consommations kilométriques aussi faibles que possible. Or, compte tenu de la compression dynamique dans la manche d'entrée du réacteur et de la compression dans le moteur lui-même, la pression est trop élevée pour qu'une tuyère simplement convergente soit économique. En effet, à partir de taux de détente de l'ordre de 3 ou 4 (et ici le taux de détente en croisière supersonique est de l'ordre de 16), la détente doit se faire dans une tuyère convergente-divergente, la partie divergente servant à augmenter encore la vitesse des gaz à la sortie du convergent.

S'il est relativement facile d'adapter une tuyère convergente-divergente à un nombre de Mach déterminé (en cas $M = 2,2$ pour la croisière supersonique) il est en revanche beaucoup plus difficile d'avoir une adaptation

multiple : pour faire sa croisière supersonique à Mach = 2,2, il faut que l'avion puisse décoller, puis monter, et puis accélérer. Le raisonnement inverse peut se faire pour l'atterrissage.

Il y a un compromis à établir entre les exigences de la croisière supersonique et celles des autres phases de vol. Il est bien certain que ce compromis doit être réalisé de façon à obtenir en croisière les meilleures consommations spécifiques, sans pénalités trop lourdes pour le vol subsonique. Ce compromis sera réalisé en faisant décoller le jet primaire (les gaz chauds) à la sortie de la tuyère convergente, par alimentation de l'espace compris entre ce jet primaire et le divergent en air secondaire (air relativement froid, provenant d'entrées additionnelles ou mieux des pièges à couche limite existants à l'entrée de la manche).



Aspect atterrissage

Un avion capable de voler, en croisière supersonique, à Mach = 2,2, postcombustion coupée, possède évidemment un rapport poussée sur poids élevé. L'avion est donc capable de décoller de pistes classiques réacteur sec.

Il n'en reste pas moins que par suite des vitesses élevées de vol, et malgré les dispositifs hypersustentateurs perfectionnés prévus, l'atterrissage pose des problèmes sur les prises actuelles, qui obligent à prévoir des inverseurs de poussée à l'atterrissage. Ces inverseurs de poussée, pour lesquels la SNECMA, a joué un rôle pionnier (les premiers essais sur "Vampire" datent de 1950) sont prévus en ne s'écartant que le moins possible de notre expérience. Des obstacles, dits "pièges à loups", sont prévus, qui sont mis dans le jet chaud au moment de l'atterrissage. Les gaz chauds, par suite de l'obstruction produite par ces obstacles, sont déviés vers le haut et vers le bas et sont inversés vers l'avant par des grilles en deux nappes symétriques, créant ainsi une contre poussée comprise entre 50 et 60% de la poussée obtenue au moment de la mise en œuvre.

Aspect du bruit

Les avions actuels à turboréacteurs (Caravelle ou Boeing 707 par exemple) semblent être à la limite admissible du bruit supportable pour la population vivant au voisinage des aérodromes. Or, le bruit augmente évidemment avec la poussée des réacteurs de propulsion. Il est donc demandé de réduire le niveau sonore de l'avion "Concorde" à un niveau au plus comparable à celui des avions civils existants actuellement.

Après étude de diverses solutions, il est prévu d'intégrer, dans la tuyère convergente un dispositif d'atténuation du bruit sous forme de lobes permettant d'injecter de l'air frais dans les gaz chauds. Ces lobes sont portés par des volets "suiveurs", placés entre les volets commandés par les vérins de commande de tuyère. Leur action peut, d'une façon très schématique, se comparer à l'effet produit du point de vue lumineux par un verre à multiples facettes placé devant un projecteur : il s'agit en effet de diffuser dans la zone d'émission, des ondes de pression à comparer aux ondes électromagnétiques en brisant en quelque sorte leur continuité.

Un deuxième avantage du choix de la position du silencieux dans la tuyère convergente et que l'effet d'atténuation par la présence du divergent.

Il est à noter par ailleurs qu'un autre problème concernant le bruit est celui du bang sonique. Mais ce problème est plutôt un problème avionneur qui peut être résolu par le profil choisi pour la mission d'accélération du subsonique ou supersonique ne se fera qu'à partir d'une certaine altitude permettant de minimiser à une valeur acceptable les "bangs" bien connus par les populations urbaines d'aérodromes militaires.

Aspect régulation

La SNECMA est chargée de la régulation du débit postcombustion. Cette régulation doit répondre aux conditions suivantes :

- assurer un débit convenable à l'équilibre du moteur de base.
- assurer le taux d'augmentation maximum de poussée, compatible avec les dimensions du canal, et en particulier de la tuyère, pendant tout l'accélération avec postcombustion (de Mach = 0,9 à Mach = 1,41).
- assurer une progressivité suffisamment douce pour l'allumage postcombustion et pour son extinction pour éviter des accélérations ou décélérations de l'avion gênantes pour le confort des passagers.

Ces conditions seront remplies par un régulateur postcombustion électro-mécanique, recevant des ordres de la régulation du moteur de base et comportant plusieurs sécurités en série.

Aspect technologie

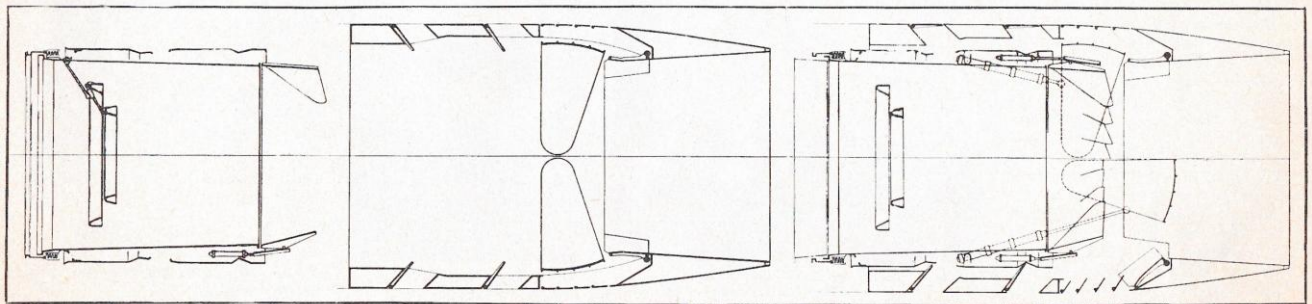
En plus de toutes ces conditions, qui sont sinon contradictoires, du moins suffisamment divergentes pour que le compromis soit délicat à trouver, il y a évidemment le problème d'une construction technologique à la fois suffisamment résistante pour qu'une endurance satisfaisante puisse être assurée (en première étape, il est demandé que l'endurance entre révision de l'ensemble des dispositifs d'éjection suive celle du turboréacteur) et à la fois suffisamment simple pour minimiser les risques de pannes et aboutir à des prix de construction de série abordables.

Ces considérations technologiques amènent évidemment à des sacrifices sur les autres conditions.

Sous cet aspect technologique, il faut faire également entrer la considération du poids de l'ensemble qui doit être aussi faible que possible (cette condition n'est évidemment pas une nouveauté pour le transport civil supersonique : elle existe pour tous les avions !).

Description de la solution retenue

Cette solution est schématisée ci-dessous ; on y voit :



De gauche à droite : le canal de postcombustion et la tuyère convergente - le carénage arrière, avec inverseur de poussée et divergent - l'ensemble du canal d'éjection

a) Le canal de postcombustion, avec ses stabilisateurs de flamme et son dispositif d'alimentation à partir du dispositif de régulation représenté schématiquement

b) la tuyère convergente comportant des volets, commandés et des volets asservis, ces derniers étant munis de lobes, pour la fonction "silencieux". On voit également les vérins de commande de tuyères, et le mécanisme de comes et galets transformant ces mouvements de vérins en mouvements d'ouverture et de fermeture de la tuyère.

c) la partie divergente du canal avec une section d'entrée, de dimensions adaptées aux conditions de vol supersonique, un angle de divergence relativement faible, pour éviter des pertes dans les mêmes conditions de vol, et une admission annulaire secondaire au col permettant de minimiser les pertes au point fixe et surtout en vol subsonique. La forme de ce divergent, les dimensions des sections caractéristiques au col et à l'extrémité arrière et d'une façon générale toutes les cotes géométriques ont déjà fait l'objet de nombreuses études théoriques et de nombreux essais sur maquette. Ces essais se poursuivent et se poursuivront tant sur une maquette que sur des moteurs dérivés, ainsi que sur les moteurs définitifs.

d) le déviateur composé de 2 obstacles, escamotés, en vol normal et en position d'obstruction à l'atterrissage.

e) le fonctionnement correct de l'ensemble implique un contrôle de l'admission d'air secondaire, sous forme de volets ou de diaphragmes qui sont en cours d'étude et dont l'adaptation est une condition nécessaire au bon fonctionnement dans tous les cas de vol.

Conclusions

Nous n'avons pu, dans ce qui précède, que donner une vue extrêmement schématique de l'ensemble du problème du système d'éjection pour les moteurs de l'avion "Concorde". Il nous faut cependant insister sur 2 points qui nous paraissent d'une importance capitale :

- Dans la solution retenue, la plupart des éléments ne sont que le développement de solutions élémentaires qui ont été développées, mise au point et produites en série par la SNECMA et pour lesquelles elle a de ce fait une base d'expérience très étendue : c'est ainsi que l'avance technologique de la SNECMA, en ce qui concerne le canal de postcombustion, l'inverseur de poussée et la tuyère convergente-divergente aérée est un garant de réussite malgré la complexité des problèmes, du fait que, pris isolément, chaque élément est un développement d'éléments déjà connus.

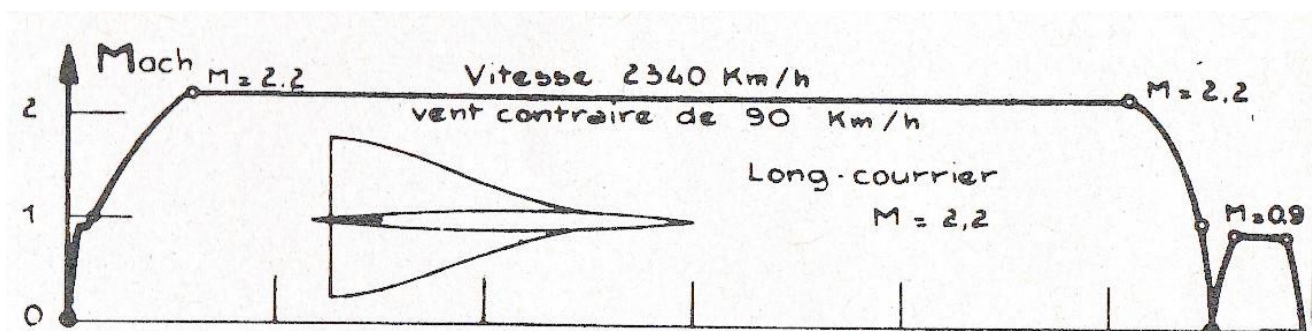
- Ces éléments sont groupés dans une synthèse d'ensemble, évidemment appuyée sur les essais partiels des éléments et aussi d'autres moteurs (en respectant certaines conditions de similitude). Cette synthèse oblige à un certain nombre de compromis. Le potentiel, au point de vue essais, de la SNECMA, permet de mener à

bien ces essais élémentaires, donc d'envisager avec confiance les résultats de la synthèse d'ensemble sur l'avion "Concorde", dont le premier vol est prévu pour le milieu de 1966.

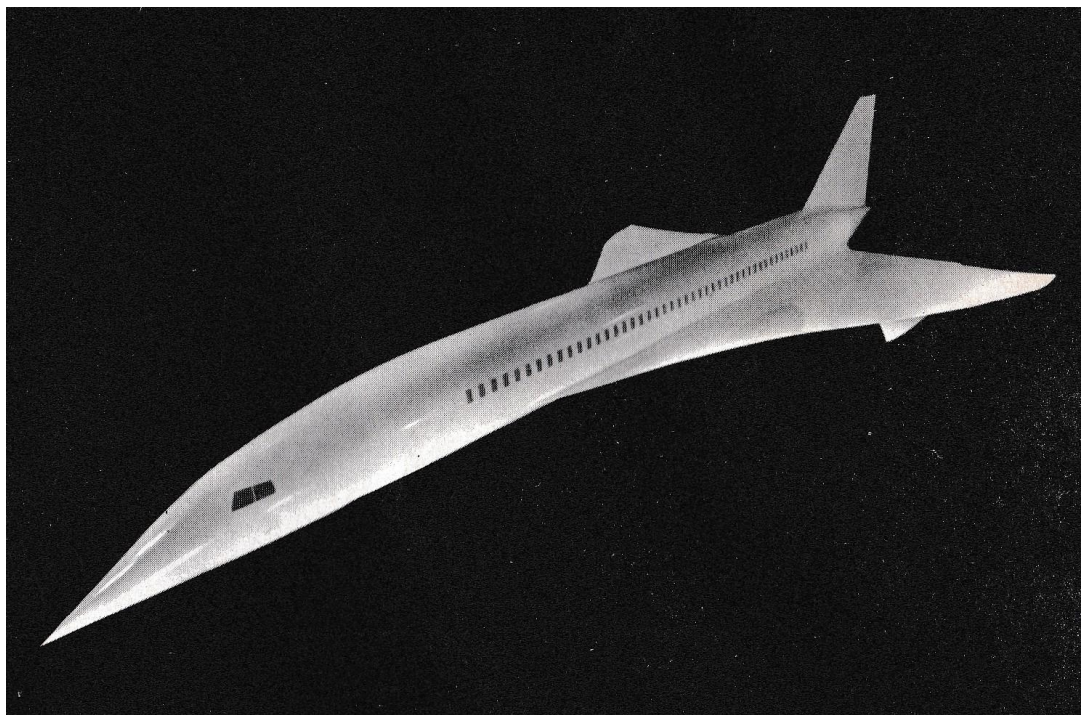
De plus, on voit les guides d'inverseurs, dans leur position normale de vol et dans leur position déviation. Les vérins de commande des obstacles sont également visibles sur ce dessin.

L'Atlantique en trois heures

Exemple d'un voyage transatlantique (5500 km) en vol supersonique à Mach 2,2 ; l'appareil atteindrait son régime de croisière en 30 minutes environ, à 600 km de son point de départ ; le vol de croisière s'effectuerait sur 4500 km, à une altitude légèrement croissante (17 à 19 km) et devrait durerait 2 heures ; la descente demandera 400 km et environ 40 minutes environ, soit en temps total de l'ordre de 3 heures 10 minutes. Un déroutement est prévu sur un aérodrome à 400 km, avec attente d'une heure (l'OACI, examine ce problème).



Ci-dessous, une maquette du "Concorde". En vol supersonique, afin de réduire la traînée, la partie frontale de la verrière du poste de pilotage est masquée par une visière escamotable ; l'appareil aura 23,3 mètres d'envergure et 51,8 mètres de longueur et emportera 100 passagers.



ONERA : le missile banc d'essai de l'avion

L'Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA) a donné le nom de code D-6 à un matériel expérimental destiné à mesurer les flux de chaleur que sera susceptible de recevoir un avion de transport supersonique pendant son vol de croisière, à Mach 2,2 et à 10.000 mètres d'altitude. Cette étude est menée avec une maquette de 2,70 m de longueur, formée d'un fuselage cylindrique de 250 mm de

diamètre avec une pointe en ogive et d'une simple aile en delta, de 60° de flèche, de 1,20 m d'envergure et de 3,25% d'épaisseur relative.

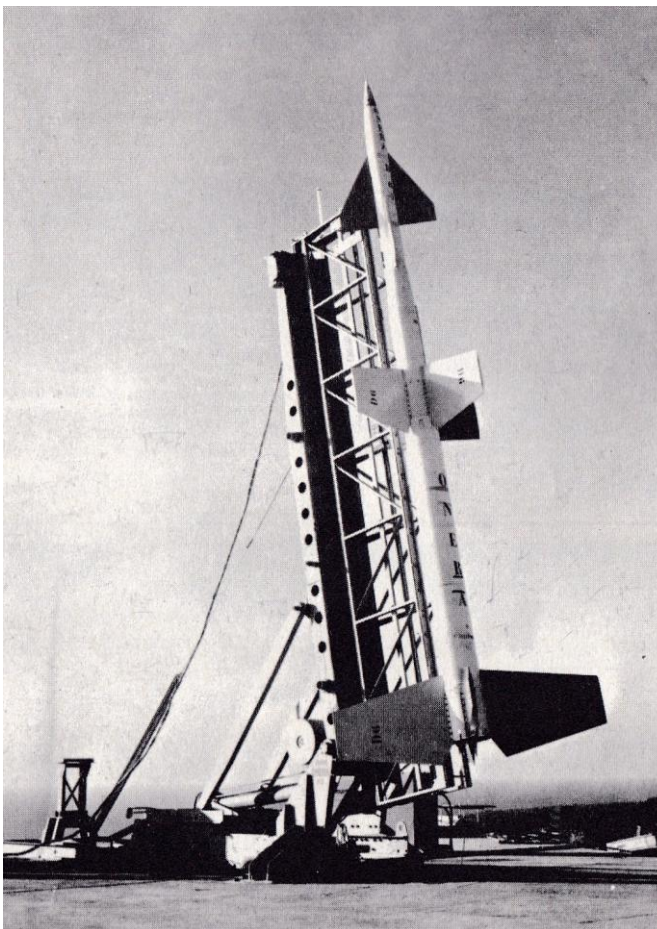
Une première série de mesures a été faite à la soufflerie S.3 de Modane, sur une demi-maquette à échelle grandeur. L'aile était équipée de 54 capteurs de température répartis sur toute sa surface ; ces capteurs, dont la présence ne doit absolument pas déformer la surface sur laquelle ils effleurent, ont été mis au point à l'Office.

L'aile expérimentale elle-même a dû être construite de façon très particulière et avec le plus grand soin pour que les renseignements calorimétriques puissent être calculés à partir des indications des thermocouples.

Mais malgré tout le soin que l'on peut apporter à des essais sur soufflerie, on ne peut affirmer sans vérification que les résultats qu'on y trouve sont conformes à ceux que l'on obtiendrait en vol réel. C'est pourquoi il a été décidé de faire voler la même maquette dans les conditions exactes du vol de l'avion. Pour cela il a fallu créer un missile expérimental entièrement nouveau ; mais une expérience de plusieurs années dans ce domaine a permis de dessiner, de réaliser et de mettre au point le missile dans des délais rapides et à peu de frais.

Sa masse totale est de 1070 kg et sa longueur de 8,50 m. Un premier étage, comprenant un bloc de poudre "Popeye", donne une poussée de 7400 da/N (1) pendant 9,5 secondes, amenant le missile à Mach 1,4 à 3000 mètres d'altitudes.

(1) Un Newton : 0,0981 kg à Paris ; Un déco Newton (da/N) : 0,981 kg, soit environ un kilogramme-force.



▲ Missile expérimental créé spécialement pour "Concorde", le D. 6 propulse à Mach 2,2 et 10.000 mètres d'altitude, une maquette de voilure.

Après séparation du premier étage, le missile, qui a été lancé à 80° d'inclinaison, a une pente de 75° ; on le laisse alors monter jusqu'à 8000 mètres d'altitude, où la vitesse se trouve réduite à 80 m/s et la pente à 17°. Le deuxième étage est allumé à ce moment ; son bloc de poudre "Tramontane" donnant une poussée de 3500 da/N pendant 6 secondes, la vitesse et l'altitude d'essai sont alors atteints, et l'essai proprement dit commence. Pour maintenir la vitesse, la maquette elle-même, qui constitue le 3^{ème} étage du missile, porte un petit propulseur "Icare" fournissant 200 da/N de poussée pendant les 20 secondes utiles ; pendant ce temps, le vol est presque horizontal et l'altitude très voisine de sa valeur nominale.

Le missile n'est pas piloté ; la stabilisation des configurations successives est due à des empennages sur les 1^{er} et 2^{ème} étages, dont les grandes surfaces sont rendues nécessaires par la présence, à l'avant du missile, de l'aile à expérimenter. Tous les renseignements relatifs au vol et à l'échauffement cinétique sont envoyés au sol par télémessure réalisée à l'Office et couramment utilisée.

Après une seule campagne de mise au point du missile, un ensemble complet de résultat a été obtenu au cours des lancements effectifs en mars dernier au Cérés (Centre d'Essais Méditerranéen de la Marine).

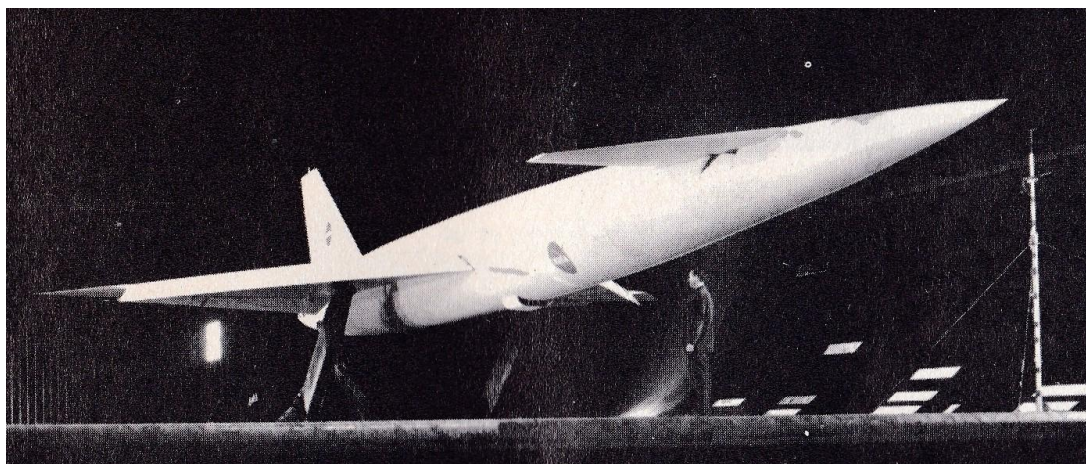
L'ensemble de ses essais en soufflerie et en vol va permettre aux constructeurs de l'avion "Concorde" de prévoir de façon fine et précise les températures qu'atteindront les différents points de la voilure au cours de son vol.

A quand la décision

L'Amérique n'a toujours pas fait son choix, l'avion de transport supersonique US sera-t-il de la classe Mach 2, ou de la classe Mach 3 ? Après avoir clamé bien haut que seule la deuxième solution valait la peine d'être envisagée, l'industriel et les services officiels d'Outre-Atlantique hésitent sérieusement, depuis plusieurs mois, sur la position à prendre. En fait, malgré les essais proches de l'hexoréacteur trisonique North-American XR-70 (passé du rang de bombardier à celui d'avion expérimental), les spécialistes américains ont fini par admettre que la solution Mach 2 était probablement la plus sage, tout au moins dans une première étape. L'éventualité d'un appareil d'abord réalisé à l'échelon bi-sonique, puis poussé au stade tri-sonique, paraît douteuse dans la mesure où la conception de base des deux types d'appareils présente de sérieuses différences, à moins d'admettre dès le départ une certaine pénalisation de l'avion Mach 2.

Par contre, les études, sur la géométrie variable ont été poussées fort loin depuis deux ans, d'autant plus qu'elles sont utilisées dans le cadre de l'étude de base du chasseur supersonique F-111 ; (General Dynamic/Grumman) du programme "T.F.X" ; la réside peut-être la véritable menace américaine : celle du lancement d'un appareil aux performances supérieures à celles du "Concorde" franco-britannique, même si cet "X" américain n'est pas plus rapide ; en principe, la géométrie variable (et même la simple configuration "canard", avec équilibreur avant) doit en effet, permettre d'optimiser le dessin de l'avion pour le vol supersonique et d'obtenir simultanément d'excellentes performances au décollage, aux vitesses subsoniques, et à l'atterrissage. Ce type d'appareil n'apparaîtrait évidemment qu'après le "Concorde", mais l'annonce de son lancement pourrait freiner la vente de ce dernier.

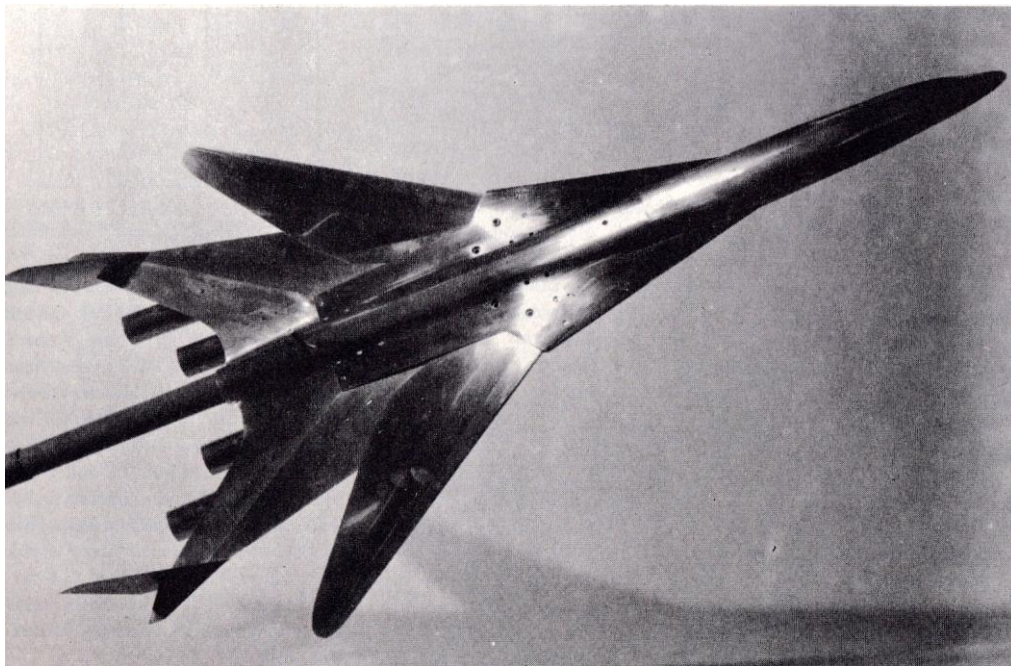
En attendant la décision américaine, voici quelques photographies des projets US, tels qu'ils sont longuement essayés en soufflerie. Ce qui ne veut pas dire que le futur liner supersonique américain leur ressemblera.



En essai dans la plus grande soufflerie du monde (12 m sur 14 m), celle de Ames Research Center, une maquette de l'un des quatre projets auxquels la NASA accorde le plus d'intérêt. Le personnage situé sous l'empennage canard donne l'échelle de la maquette.



Photographies dans l'une des souffleries supersonique de Langley Research Center et la NASA, trois projets d'ATS Mach 3. Celui auquel le technicien prête attention est le SCAT-16 (SCAT = Supersonic Commercial Air Transport), triréacteur à géométrie variable. En bas, à gauche, le SCAT-15, également à géométrie variable mais quadriréacteur. A droite, le SCAT-4 aux formes fixes et aérodynamiques, sinon esthétiques



Splendide projet que le quadriréacteur trois fois sonique SCAT-15, étudié au Langley Research Center de la NASA. Nos deux photos, vues de dessus et de dessous d'un modèle de soufflerie, montrent que la géométrie variable n'affecte en rien la pureté des lignes du SCAT-15.

+++++