

AIR & COSMOS

HEBDOMADAIRE AÉROSPATIAL ET DES TECHNIQUES AVANCÉES * 1,50 F

224

9 Décembre 1967

*Digest in English
on page 69*

SPECIAL CONCORDE





Concorde-001 photographié à Toulouse le 3 décembre, lors de son transfert du hall d'assemblage de Blagnac au hangar des essais en vol de Saint-Martin-du-Touch ; la pointe avant avait été démontée ; on remarque par contre les deux petites surfaces horizontales fixes ajoutées à l'avant du fuselage et destinées à empêcher la formation, aux grandes incidences, d'un système tourbillonnaire qui diminuerait l'efficacité de l'empennage vertical. L'appareil a reçu une peinture blanche qui permet de gagner, à Mach 2, de 6 à 11° C. sur la température du revêtement.

Le premier "Concorde" est achevé

SPECIAL CONCORDE

Lundi prochain, à Toulouse, se déroulera la cérémonie officielle de sortie d'usine du prototype 001 de « Concorde », le premier avion de transport civil supersonique au monde. Cette manifestation se déroulera en présence du ministre français des Transports, du ministre britannique de la Technologie, et de plusieurs centaines d'invités officiels, de personnalités de l'industrie, de représentants des seize compagnies qui ont déjà choisi « Concorde », et bien entendu de journalistes.

Depuis le début de cette semaine, Concorde 001 est passé sous le contrôle de la Direction des Essais en Vol de Sud-Aviation. Achevé pratiquement dans les délais prévus, le nouvel appareil commence donc maintenant ses essais au sol, qui dureront de nombreuses semaines. Le premier vol sera évidemment un événement spectaculaire : mais le vrai travail en profondeur, celui qui permettra de juger des qualités de l'appareil, de mesurer ses performances, de parfaire sa mise au point, enfin de lui faire obtenir son certificat de navigabilité selon les normes internationales, s'étendra sur plus de trois années et mettra en œuvre sept appareils. En juillet 1971, « Concorde » pourra alors entrer en service sur les réseaux d'Air France, de la B.O.A.C. et de la Pan Am.

Près de trente pages de ce numéro sont consacrées au nouvel appareil franco-britannique. Le sujet est vaste, et de nombreux articles sont déjà parus à son sujet : aussi nous sommes-nous efforcés d'éviter les redites, et de présenter au contraire quelques aspects insuffisamment connus de cette réalisation, qui fait honneur à ses artisans.

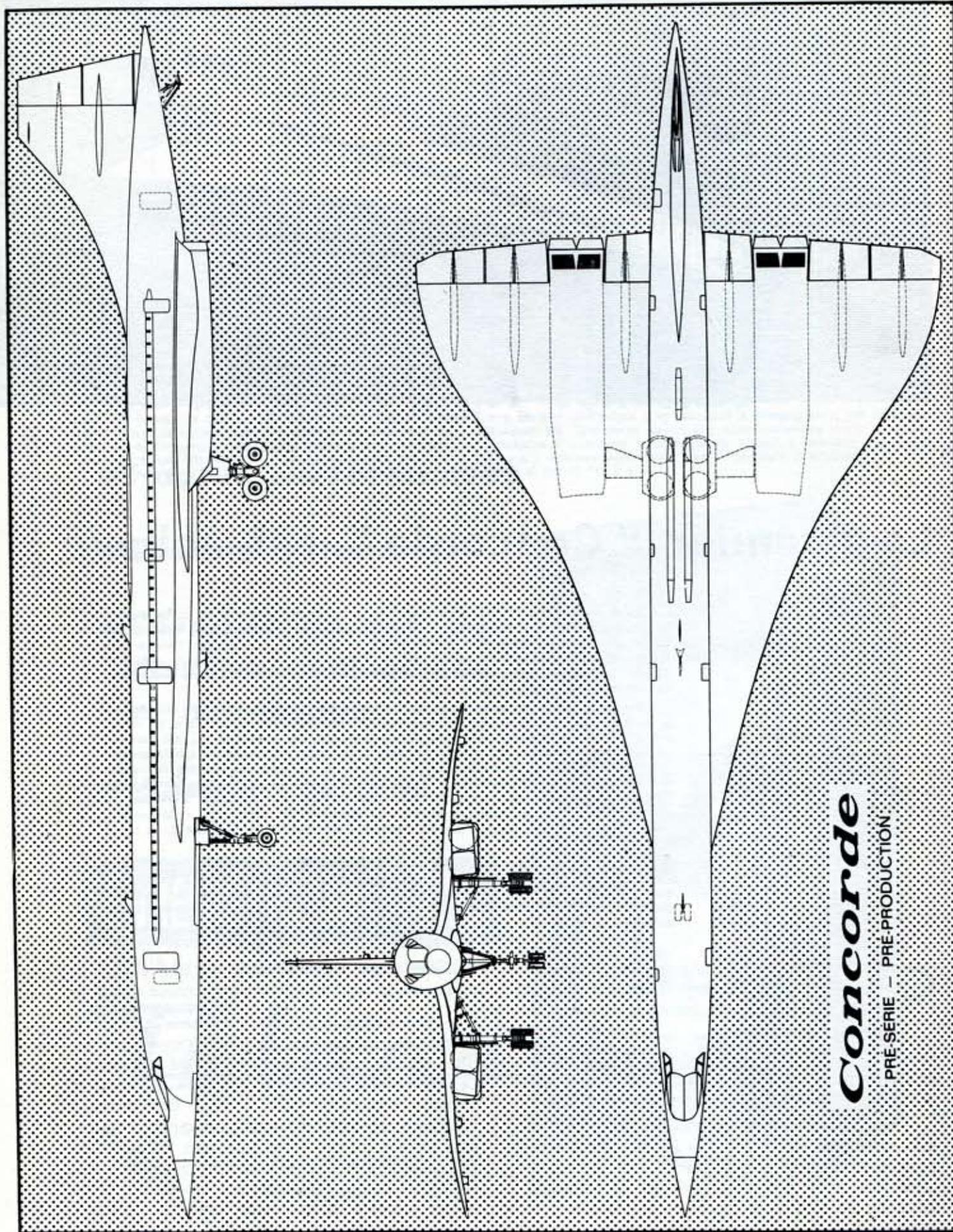
CONCORDE est passé par trois stades de définition, à travers lesquels il est possible de suivre l'évolution de l'appareil :

— **Une définition d'origine** (version primitive), aboutissant à un appareil pesant 118 tonnes au décollage et capable d'emporter 100 passagers (9 tonnes de charge payante) sur Paris-New York.

— **Une nouvelle définition**, acquise début 1965 et qui correspond aux prototypes actuels. La charge payante (118 passagers) passait à 11,8 tonnes, le poids total à 148 tonnes, la quantité de carburant emportée de 62,5 à 79 tonnes ; parallèlement, la

poussée totale installée passe de 52,5 à plus de 60 tonnes et les dimensions sont accrues de 7,5 %.

— **Une définition dite de « pré-série »**, résultant de progrès réalisés dans l'étude de l'appareil et des discussions engagées avec les futurs utilisateurs. Les dimensions extérieures changent peu (seul le fuselage s'allonge), mais le poids total passe à 159 tonnes pour 84 tonnes de carburant ; la cabine, plus longue, permet alors de placer 136 et même 140 passagers, la charge utile étant cependant limitée à 12,7 tonnes. Parallèlement, la poussée totale prévue passe à 65/70 tonnes, selon le « stade »



Concorde

PRÉ-SÉRIE — PRÉ-PRODUCTION

atteint par le turboréacteur « Olympus » d'abord lors de la mise en service de l'avion (juillet 1971), puis deux années plus tard. La version de série sera très proche de cette définition.

En juillet de cette année, l'optimisation toujours plus poussée de l'appareil incite Sud-Aviation et la British Aircraft Corporation à modifier légèrement la définition déjà acquise ; le poids total au décollage, fixé entre temps à 360.000 lbs (163 tonnes) est finalement amené à 367.000 lbs (166,5 tonnes), tandis que la quantité de carburant que l'appareil peut emporter passe de 84 à 86 tonnes. Parallèlement, et en accord avec les utilisateurs, le nombre de sièges de la version standard est ramené de 136 à 132, par suppression d'une rangée de sièges : la charge payante n'est pas réduite pour autant, car il s'agit en fait pour les compagnies de disposer d'un peu plus de place pour les bagages. Quant au poids total, il est peu probable qu'il puisse encore évoluer notablement : au-delà de 170 tonnes, il faudrait d'ailleurs peut-être renforcer le train d'atterrissage et exiger encore plus des moteurs.

A noter aussi une modification importante : alors que l'accès à la cabine devait à l'origine s'effectuer par des portes centrales, débouchant par conséquent au-dessus de la voilure, l'allongement du fuselage (2 m.) et surtout le recul de la cloison arrière du volume pressurisé (la cabine est plus longue de 5,9 m) a permis de placer une porte d'accès (de chaque côté) en arrière du bord de fuite qui complète la porte d'accès avant (de chaque côté également).

La cabine proprement dite mesure donc 39,5 m. de longueur, 2,63 m. de largeur et 1,95 m. de hauteur ; le volume pressurisé total, poste de pilotage et soutes à bagages compris, atteint approximativement 240 m³.

Le bilan de poids estimé est maintenant le suivant :

- Structure : 38,5 tonnes.
- Système propulsif : 17,3 tonnes.
- Equipements : 14,5 tonnes.
- Equipage et divers : 2,1 tonnes.

Le poids à vide, en ordre d'exploitation, de « Concorde » sera donc de 72,4 tonnes, résultat remarquable puisque le rapport poids à vide/poids total est ainsi de 0,435.

Structure

L'emploi généralisé du titane et des aciers inoxydables ayant été rejeté, sauf pour certains éléments (installation motrice, gouvernes, train d'atterrissage, le matériau de base retenu est l'alliage léger A-U2GN (Hiduminium RR.58 en Grande-Bretagne). Cet alliage est ainsi composé :

- Cuivre : 1,8 à 2,7 %.
- Magnésium : 1,2 à 1,8 %.
- Fer : 0,9 à 1,4 %.
- Nickel : 0,8 à 1,4 %.

Le reste est représenté par l'aluminium et des traces de silicium (0,15 à 0,25 %) et de quelques autres métaux.

Une des caractéristiques les plus intéressantes de l'A-U2GN est sa remarquable résistance au fluage.

Afin d'abaisser au maximum le poids de la structure, il a été fait appel, le plus souvent possible, à des pièces usinées dans la masse. Le gain de masse réalisé est estimé à 20 % environ ; de plus, les prix de revient constatés sont très compétitifs, grâce à l'emploi de machines-outils modernes à commande numérique à très haut rendement. (On peut dire que

	Version primitive	Prototype	Pré-série
Longueur	51,8 m	56,2 m	58,8 m
Envergure	23,8 m	25,6 m	25,6 m
Masse totale	118 t.	148 t.	166 t.
Carburant	62,5 t.	79 t.	86 t.
Charge payante	9 t.	11,8 t.	12,7 t.
Passagers	100	118	132

grâce à « Concorde », l'industrie française des machines-outils a accompli de sérieux progrès et se place maintenant en tête de cette spécialité.)

Performances

La version de série de « Concorde » a les performances calculées suivantes :

Rayon d'action : Avec une charge payante de 12,7 tonnes, la distance franchissable avec les réserves S.G.A.C. est de 6.250 km ; avec une charge payante réduite à 8 tonnes, la distance franchissable passe à 6.900 km ; avec une charge payante nulle (mission de convoyage), « Concorde » pourrait franchir environ 7.700 km.

Décollage : En condition I.S.A., au poids maximal, la longueur de décollage à l'altitude de zéro est de 2.950 m. ; elle correspond à une vitesse de décollage d'environ 195 nœuds (360 km-h.).

Notons pour terminer que l'accroissement de poids total accepté en juillet dernier, et la réduction à Mach 2,05 de la vitesse de croisière a finalement eu une influence heureuse sur la distance franchissable : le gain est en effet de 150 km. environ. En atmosphère tropicale (décollage à ISA + 10°C, croisière à ISA - 15°C, ce qui permet alors de croiser à Mach 2,2), le gain atteint même 240 km.

J. M.

Le silencieux pour l'aire de point fixe du « Concorde », dont la réalisation a été confiée à la société A. Boët et Cie, occupe une surface de mille mètres carrés en bordure de l'aire de point fixe de l'aérodrome de Toulouse-Blagnac. On aperçoit ici les deux conduits de 4,3 m de diamètre, mobiles latéralement, qui captent les flux d'échappement des quatre réacteurs. Le « nez de liaison » s'avance mécaniquement sur la nacelle correspondante, sur laquelle il se referme pneumatiquement.

Silencieux pour l'aire de point fixe du « Concorde »

LA Société A. Boët et Cie, dont les bureaux et ateliers sont situés à Ascq dans le Nord, spécialisée depuis 1938 dans l'étude et la réalisation de dispositifs d'insonorisation pour l'industrie a, dès 1951, largement développé dans ce domaine son secteur aéronautique ; déjà fournisseur des silencieux d'essais pour « Caravelle », elle a actuellement en cours d'installation, à Toulouse-Blagnac, le silencieux destiné à l'aire de point fixe de l'avion « Concorde » dont la commande lui a été confiée par la Société Sud-Aviation.

Normes auxquelles doit répondre l'installation

Cet appareil, qui doit permettre notamment les différentes mises au point des organes moteurs sur l'avion, doit répondre à de multiples impératifs afin que ces essais puissent se faire en évitant, dans le voisinage, les perturbations créées par l'augmentation du niveau d'ambiance sonore et en protégeant également le personnel travaillant à proximité.

Le silencieux est conçu pour répondre aux exigences d'un cahier des charges, établi par les utilisateurs, en fonction non seulement du niveau de bruit de l'ensemble des quatre réacteurs et de la carte sonore actuelle de l'environnement, mais aussi des différents tests envisagés aussi bien pour les prototypes et les avions de pré-série que pour les avions de série, en tenant compte dès maintenant des développements futurs en ce qui concerne par exemple la puissance des moteurs.

Il doit pour cela pouvoir atténuer le bruit de refoulement de quatre réacteurs fonctionnant à plein régime sec ou de deux en post-combustion, les deux autres étant au ralenti.

Les réacteurs pourront avoir une poussée unitaire en post-combustion un peu supérieure à 20 tonnes pour un débit d'air aspiré de 200 kg-s et une température de 1 267°

Les performances acoustiques imposées, à 100 m des tuyères d'éjection, sont définies par une diminution du niveau sonore dans un spectre s'étendant de 31,5 à 8 000 Hz et atteignant 40 dB dans certaines fréquences. Elles correspondent à environ 35 dB, soit sensiblement une atténuation de 90 % de la sensation auditive.

Description de l'ensemble

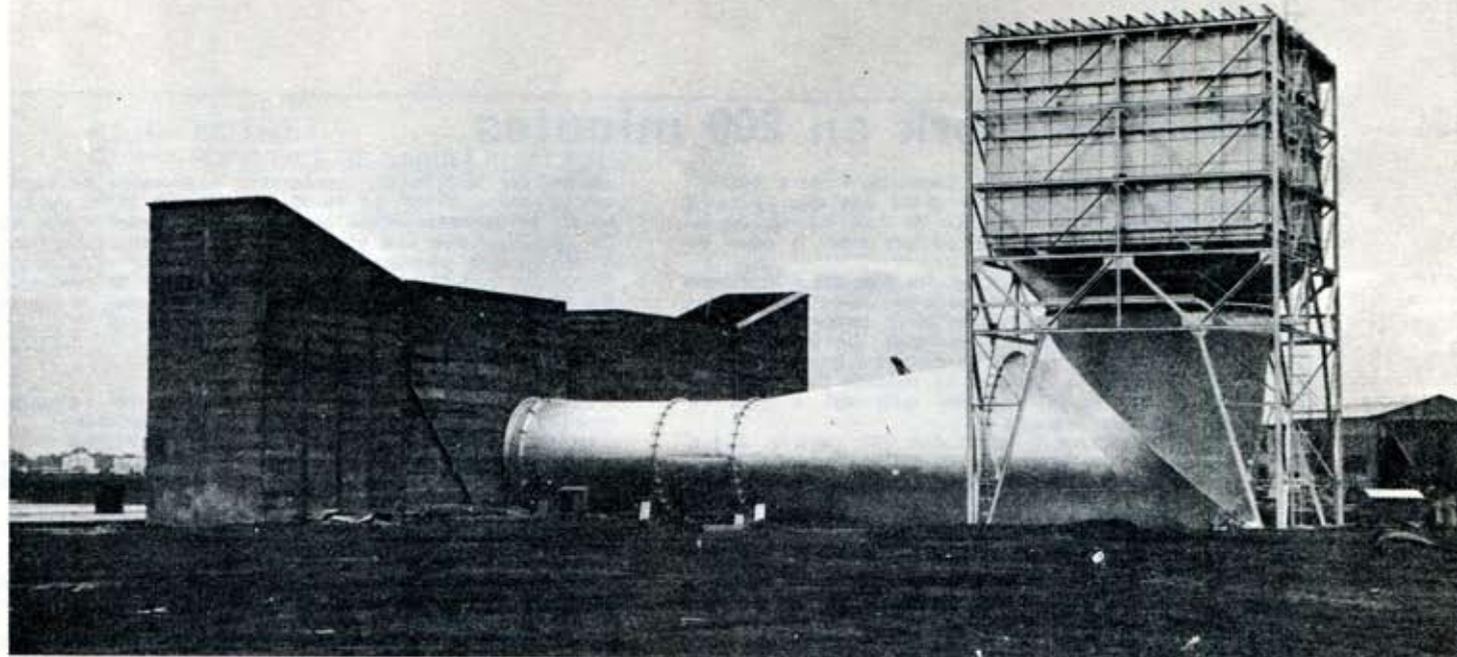
Pour obtenir ces résultats, le dispositif est réalisé de la façon suivante ; il peut être divisé en trois parties principales :

1) La partie avant guidant les gaz vers le silencieux.

Elle comporte deux conduits captant chacun les flux d'échappement de deux réacteurs adjacents, immédiatement à la sortie de la nacelle. Ces conduits de 4,3 m de diamètre sont mobiles latéralement, étant fixés sur des châssis déplaçables sur rails, cela pour permettre une adaptation précise à l'entre-axes des nacelles du « Concorde ».

La partie « adaptation à l'avion » de ces conduits est télescopique et comporte un nez de liaison avec la nacelle qui a la particularité de pouvoir suivre celle-ci dans les débattements verticaux et horizontaux causés par les passages à différents régimes des réacteurs et également de pouvoir admettre les différences de hauteur d'axe existantes entre les avions prototypes et de série.

Ce nez de liaison s'ouvre à la façon d'une mâchoire et s'avance, lors de la mise en place, méca-



Cette partie du silencieux Boët comprend à la fois le corps principal, à l'arrière plan et deux conduits métalliques de 4,9 m de diamètre (un seul est visible sur la photographie) qui amènent les gaz dilués vers un coude de 9 m de diamètre qui dirige les gaz à la verticale. Ce coude est relié par un joint souple à une tour d'insonorisation carrée de 11 m de côté, suspendue dans une charpente métallique qui culmine à 20 m du sol.

niquement vers la nacelle correspondante sur laquelle elle se referme pneumatiquement pour obtenir une étanchéité presque parfaite par l'intermédiaire de joints souples résistant à la température.

2) **La partie aspiration d'air de dilution** qui reçoit les jets captés par les pièces avant et s'en sert pour aspirer la quantité d'air frais nécessaire à la dilution des gaz afin de les admettre à une température acceptable dans le corps principal du silencieux.

Cette partie est constituée par un bâtiment parallélépipédique en béton de 51 m de longueur, 5 m de largeur et 12,5 m de hauteur. L'air est admis par deux ouvertures de 39 m² situées à la partie supérieure des ailes de ce bâtiment ; il traverse, avant d'atteindre les chambres d'admission insonorisées, des couloirs formés de nombreux panneaux absorbants métalliques destinés à empêcher le bruit, qui règne dans ces chambres, de s'échapper vers l'extérieur.

3) **La troisième partie constitue l'élément essentiel du dispositif d'insonorisation** ; elle est située entièrement à l'arrière du bâtiment d'aspiration et se compose, au départ des chambres d'admission de celui-ci, de deux conduits métalliques de 4,90 m de diamètre amenant les gaz dilués vers une culotte de liaison divergente suivie d'un coude de 9 m de diamètre qui dirige les gaz à la verticale.

Sur ces conduits sont disposés des éléments « résonateurs » destinés à atténuer les sons de basse fréquence créés par les échappements.

Cet ensemble métallique important n'a qu'un seul point fixe d'ancrage, le reste de l'installation repose sur des rouleurs qui permettent la libre dilatation. Les massifs « supports » sont situés dans une fosse de 2,50 m de profondeur nécessitée par le grand diamètre des pièces.

Le coude est relié, par un joint souple, à une cheminée carrée de 11 m x 11 m qui le surplombe, elle est suspendue librement dans une charpente

métallique qui culmine à 20 m du sol. Cette cheminée renferme un réseau de 108 panneaux métalliques épais, contenant les matériaux absorbants, disposés parallèlement à l'écoulement des gaz et formant un grand nombre de couloirs dans lesquels les ondes sonores s'atténuent avant la sortie.

Pour donner une idée de l'importance de cet ensemble, dont la longueur totale est de 47 m, il suffit de signaler que les éléments métalliques du silencieux représentent une masse de 500 tonnes.

Expérimentation préalable du silencieux

La mise au point de certaines parties de ce dispositif a nécessité des essais qui ont décidé la Société A. Boët et Cie à installer, sur l'aérodrome de Lille-Lesquin proche de ses ateliers, une véritable station expérimentale équipée d'un réacteur ATAR 9 K. Pour permettre de travailler uniquement avec le bruit de refoulement sans être gêné par d'autres sources sonores, le réacteur est enfermé dans un capot mobile insonorisé, l'aspiration se faisant par l'intermédiaire d'un silencieux.

Les enseignements apportés par cette installation ainsi que l'expérience acquise par le traitement acoustique de nombreux bancs d'essais et la fourniture de plus de trente silencieux métalliques pour réacteurs de tous types ont permis et permettront à la Société A. Boët et Cie d'obtenir des marchés importants dans l'industrie où l'utilisation des réacteurs se développe rapidement (insonorisation complète de la centrale à turbine à gaz EDF de Villejust qui utilise un groupe de six réacteurs ATAR 9 C ; insonorisation d'un banc existant à la Société Revima de Caudebec-en-Caux, par adjonction d'un gros silencieux métallique de 3,9 m de diamètre à l'aspiration et un autre au refoulement).

Paris-New-York en 200 minutes

UNE des étapes-types de « Concorde » sera évidemment l'étape Paris-New York (5 900 km) que l'appareil franchira en un peu de plus de trois heures, du lâcher des freins à la prise de contact avec la piste de destination.

Le « profil de vol » qui sera adopté dépendra évidemment de multiples facteurs ; parmi ceux-ci, citons la poussée disponible, le poids au décollage et la température maximale admissible (échauffement cinétique). Un autre facteur essentiel est celui des réserves en carburant que les compagnies seront amenées à accepter en fonction des exigences des autorités de tutelle, réserves qu'il est d'usage de considérer sous deux aspects :

— Celui de la **sécurité** : l'avion doit être capable, à son arrivée au-dessus de l'aéroport de destination, de rester en attente pendant un certain temps, d'effectuer une approche finale, puis de se dérouter sur une certaine distance et, à nouveau, de rester en attente avant de se poser enfin.

— Celui de la **régularité** : les conditions météorologiques peuvent, par exemple, varier en cours de route ; l'utilisateur, s'il accorde une priorité absolue à la régularité, est amené à prévoir des réserves supplémentaires ; dans le cas contraire, il doit accepter le principe d'un éventuel déroutement (comme ce fut le cas d'ailleurs lors de la mise en service des premiers quadriréacteurs subsoniques sur l'Atlantique nord).

Réserves contre charges payantes

Ce problème des réserves est crucial pour un avion de transport supersonique : parce que son temps de vol en croisière est court, les opérations éventuelles d'attente et de déroutement prennent une importance relative énorme. Le phénomène est évidemment d'autant plus grave que l'étape est courte. C'est ainsi que dans le cas qui nous intéresse : celui d'un vol Paris-New York effectué à Mach 2 avec un appareil décollant au poids maximal de 367 000 lbs (166,5 tonnes) et doté de réacteurs délivrant au décollage une poussée de 35.080 lbs (15,9 tonnes), réchauffe de 9% non comprise, les réserves calculées selon les normes pro-

posées par le S.G.A.C., représentent une masse de carburant d'environ 36 500 lbs (16,55 tonnes), soit 25 % du carburant normalement utilisé pour le vol (carburant « bloc »). On note déjà que ces réserves sont, en poids, supérieures à la charge marchande transportable sur l'Atlantique (28 000 lbs, soit 12,7 tonnes). S'il était possible de supprimer ces réserves (hypothèse évidemment toute gratuite), la charge marchande de « Concorde » s'accroîtrait de 130 %...

A quoi servent-elles ?

Sur quelles bases sont donc calculées ces coûteuses réserves ? Le schéma publié ci-contre les résumés.

Le carburant nécessaire au vol normal correspond à :

— 9 minutes 1/2 de ralenti-moteur, plus une demi-minute de plein gaz (roulement au sol pour rejoindre l'entrée de piste, et point fixe), soit environ 1 200 kg de carburant ;

— Décollage, montée, accélération, croisière supersonique, déccélération, descente jusqu'à 1 000 ft (300 m) ;

— Manœuvre finale de 7 minutes, à 370 km-h environ.

Le carburant de réserve, tel qu'il est calculé selon les normes actuelles du S.G.A.C., permettra les manœuvres théoriques suivantes :

— Attente de 15 minutes à 10 000 ft (3 000 m), à une vitesse théorique de 250 nœuds (460 km-h) ;

— Tour de piste de 7 minutes, toujours à 300 m et 370 km-h ;

— Déroutement (en vol subsonique) sur 270 miles nautiques (500 km) ;

— Nouvelle attente de 20 minutes à 3 000 m ;

— Nouveau tour de piste de 7 minutes ;

— Atterrissage.

Au carburant nécessaire à ces manœuvres, on ajoute une réserve égale à 5 % du carburant nécessaire au vol normal (afin de tenir compte des différences possibles entre la consommation estimée et la consommation réelle) et une dernière réserve égale à 0,75 % de la capacité des réservoirs (pour tenir compte de l'imprécision du système jaugeur).

Un vol type

Chaque compagnie définira elle-même les conditions d'utilisations de « Concorde », tout en respectant les exigences des autorités de tutelle. Parmi les éléments dont elle sera seule juge, citons la répartition entre le volume affecté au fret ou aux bagages, celui réservé aux passagers, et le volume occupé par les équipements de confort, tels que les toilettes et les vestiaires, ou le commissariat de bord (office, bar, cuisine).

Le profil de vol, par contre, résultera essentiellement de calculs d'optimisation. Nous avons choisi un vol type : celui de l'étape Paris-New York effectué avec un « Concorde » doté de moteurs appartenant au stade 1 (voir page 36) ; la réchauffe est utilisée, et la température maximale admise en opération (Tmo) est de 400° K, soit 127° C. Le nombre de Mach limite est alors de 2,05. Le poids maximal autorisé est de 166,5 tonnes au décollage et 102 tonnes à l'atterrissage.

Cet appareil, annonce sa montée au-dessus de Paris-Nord à 300 m d'altitude : il pèse alors 163 tonnes et vole à Mach 0,37 ; moins de 4 minutes plus tard, il est déjà à 6 000 m et vole à Mach 0,85. Mach 1 est atteint vers 9 000 m, en 6,1 minutes, alors que 90 km ont été franchis (l'avion survole donc Evreux).

— La réchauffe est allumée vers 9 600 m, à Mach 1,05 ; elle est éteinte vers 12 800 m, alors que l'appareil vole à Mach 1,6 (il survole alors les îles anglo-normandes).

— Mach 2,05 est atteint en 27 minutes : « Concorde » vole alors à plus de 15 000 m, et a déjà franchi près de 700 km. Les 2 000 miles nautiques (3 700 km) sont atteints en 110 minutes et l'appareil, qui continue à grimper, est alors à 17 400 m. La fin de croisière ascendante est prévue, toujours à Mach 2,05, vers 18 000 m, altitude atteinte 160 minutes après le début de la montée, alors que l'avion a franchi sensiblement 5.500 km.

— Après une courte déccélération en palier, la descente commence : Mach 1,25 vers 15 000 m, Mach 1,03 vers 12 000 m, Mach 0,86 vers 9 000 m ; à 3 000 m, « Concorde » vole encore à Mach 0,58 ; la descente proprement dite s'achève à 300 m d'altitude, à une vitesse d'environ Mach 0,5 ; 183 minutes se sont écoulées depuis le début de la montée.

De Paris-Nord à Kennedy Airport, la durée totale de vol, depuis le lâcher des freins jusqu'à l'immobilisation de l'appareil, sera donc de l'ordre de 200 minutes (3 heures 20 minutes).

HORIZONS GYROSCOPIQUES
(Tous Avions)

adoptés par **BOEING**

TESTS AUTOMATIQUES

PILOTES AUTOMATIQUES

des **MIRAGES**
du **CONCORDE**

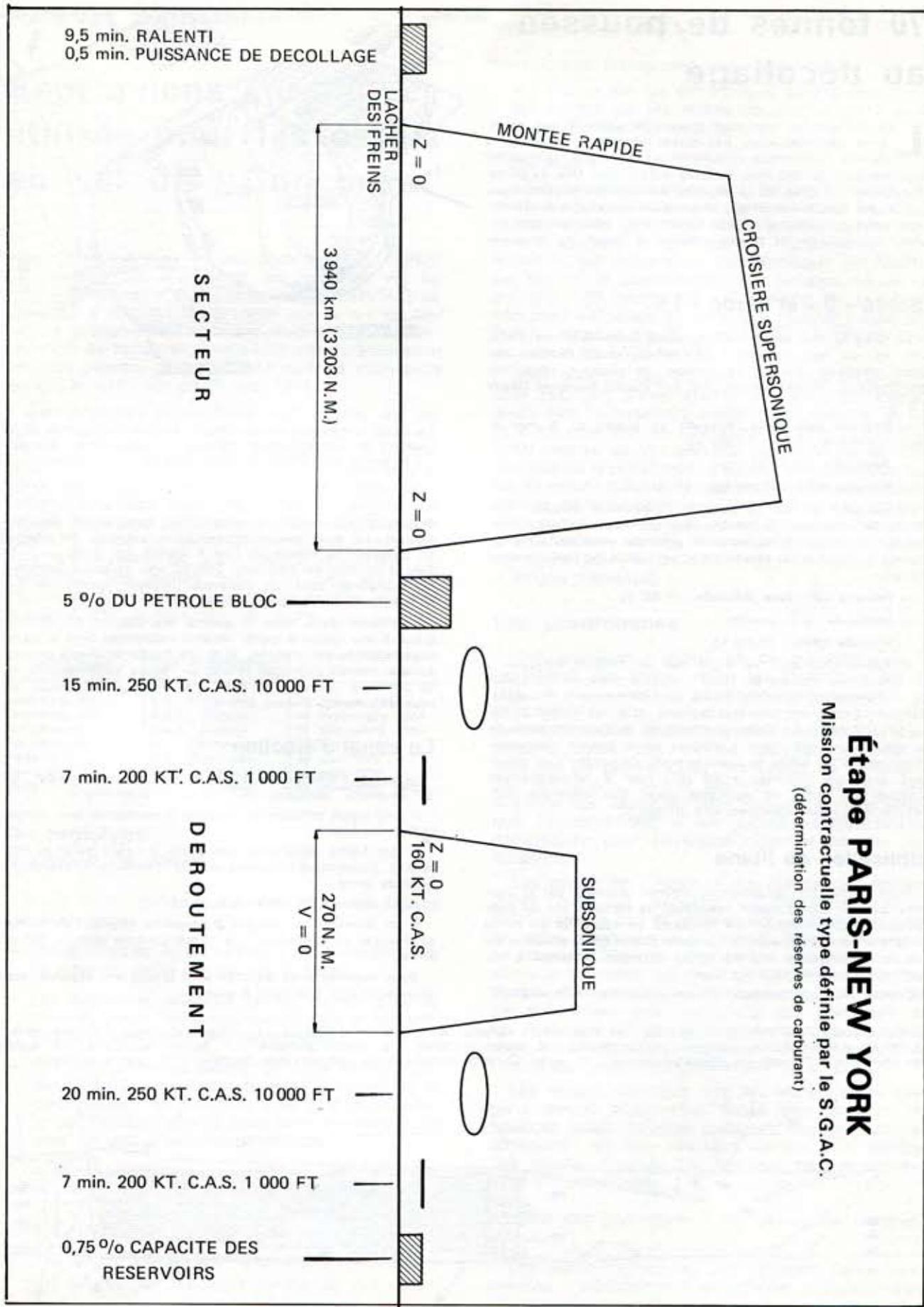
et du **DIAMANT**



SOCIÉTÉ FRANÇAISE D'ÉQUIPEMENTS POUR LA NAVIGATION AÉRIENNE
25-29, rue du Pont - 92 NEUILLY-SUR-SEINE - Tél. 624-49-35 - Téléex 28334

Étape PARIS-NEW YORK

Mission contractuelle type définie par le S.G.A.C.
(détermination des réserves de carburant)



70 tonnes de poussée au décollage

LES moteurs de Concorde doivent répondre à des conditions opérationnelles très variées telles que le décollage, la montée subsonique, l'accélération transonique, la croisière supersonique, la descente, l'attente subsonique. Une exigence essentielle est celle de la poussée en croisière supersonique, liée à une consommation spécifique aussi basse que possible ; mais cette consommation doit rester faible aussi en déroutement subsonique, et durant l'attente à basse ou moyenne altitude.

Stade « 0 » et Stade « 1 »

Le turboréacteur choisi, l'Olympus-593 Bristol-Siddeley/SNECMA, est du type bi-rotor à écoulement axial. Pendant les deux premières années de service, ce réacteur verra ses performances limitées par sécurité, aux valeurs suivantes (Stade « 0 ») :

- **Poussée nette sans réchauffe** au niveau de la mer et aux conditions I.S.A. : 14.600 kg.
- **Réchauffe** : 14 % environ.
- **Poussée totale** : 16.950 kg.

Après deux années de service, l'expérience acquise permettra de « pousser la manette des gaz » un peu plus loin, tout en continuant à améliorer le potentiel entre révisions du moteur. L'Olympus-593 (Stade « 1 ») aura alors les performances suivantes :

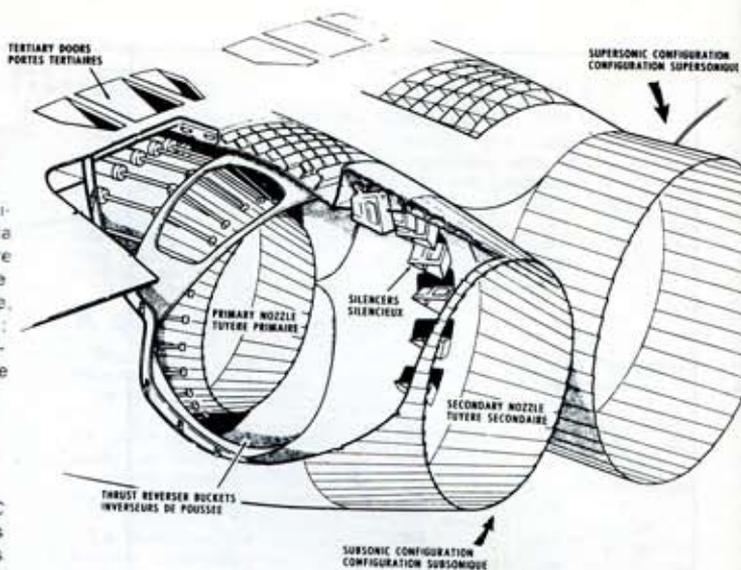
- **Poussée nette sans réchauffe** : 15.900 kg.
- **Réchauffe** : 9 % environ.
- **Poussée totale** : 17.350 kg.

Précisons bien qu'il ne s'agit pas de moteurs différents ; en passant du stade 0 au stade 1, seules changent les conditions d'utilisation. D'autres stades sont évidemment envisagés, correspondant à des poussées accrues, et à des limites d'utilisation différentes. La limite essentielle est évidemment celle de la température admissible à l'entrée de la turbine ; actuellement, seules les aubes du premier étage de turbine sont refroidies, mais une provision a été faite pour le refroidissement éventuel des aubes du deuxième étage. Des matériaux plus résistants pourront également être utilisés.

Utilisation du titane

Etant donné les températures élevées atteintes par le moteur dans sa partie amont également, la partie avant du compresseur haute pression est fabriquée en titane, et sa partie arrière en alliage réfractaire. Le compresseur basse pression est en titane également, il a été étudié de façon à résister à l'ingestion de glace et de corps divers.

Chaque réacteur possède sa propre entrée d'air de forme rec-



Le canal d'éjection de la S.N.E.C.M.A. est représenté ici en position de fonctionnement pour le vol subsonique ; à droite, la tuyère secondaire est en configuration supersonique.

tangulaire, définissant un système de compression bi-dimensionnel. La compression supersonique extérieure est obtenue en réduisant la vitesse de l'air à travers des ondes de choc dont la position est contrôlée. Ensuite, l'air devenu subsonique, est comprimé dans un classique diffuseur jusqu'à ce que sa vitesse soit devenue acceptable.

L'efficacité dans toute la gamme des vitesses est obtenue grâce à une rampe à pente variable incorporée dans la partie supérieure du col d'entrée, et à une trappe auxiliaire pouvant écouler l'excès d'air (gaz réduits en régime supersonique) ou, au contraire, accroître le débit d'air (roulage, décollage, vol subsonique jusqu'à Mach 0,7).

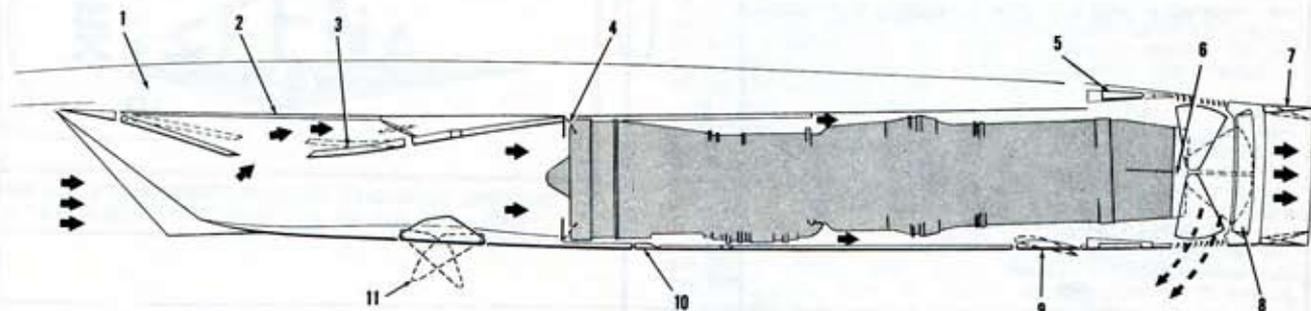
Le canal d'éjection

Le canal d'éjection, conçu et réalisé par la SNECMA, est un ensemble complexe (ci-dessus). Il comprend :

- une tuyère primaire convergente à commande pneumatique (volets multiples) ;
- une tuyère secondaire divergente, à volets multiples également, s'ajustant d'elle-même (tuyère « flottante ») aux conditions de sortie ;
- un silencieux à lobes rétractables.
- un inverseur de poussée à paupières et grilles de reprise supérieures et inférieures ; la contre-poussée obtenue est de 35 %.

Deux inverseurs de poussée sont prévus par appareil, mais ce nombre peut être porté à quatre.

L'« Olympus » dans Concorde : l'entrée d'air à géométrie variable et l'ensemble d'éjection : 1. volure ; 2. piège à couche limite ; 3. rampe à inclinaison variable ; 4. portes pare-feu ; 5. portes tertiaires ; 6. tuyère primaire ; 7. tuyère secondaire ; 8. augets de silencieux ; 9. volet de décharge arrière ; 10. volet de refroidissement du compartiment réacteur ; 11. trappe auxiliaire.



Jacques Morisset :

Sept avions seront utilisés pour les essais en vol de "Concorde"

TROIS années — un peu plus même — seront nécessaires à la mise au point en vol de « Concorde » et à l'obtention du certificat de navigabilité (C.D.N.) Du premier vol — qui se déroulera probablement en mars prochain — à la certification de l'appareil, trente-huit mois s'écouleront en effet puisque la date visée pour la délivrance du C.D.N. est celle du 30 juin 1971.

Sept appareils seront finalement utilisés, qui auront alors, dans ce but, accumulé environ 4 200 heures de vol. Il était d'abord prévu d'utiliser six appareils : les deux prototypes, les deux avions de pré-série, les deux premiers avions de série. Mais compte tenu des dates de sortie du programme actuel, il fut jugé préférable d'utiliser également le troisième avion de série, principalement pour les vols d'endurance en ligne. Avant d'examiner la répartition des tâches entre ces sept appareils, rappelons d'abord leur désignation exacte, leur lieu d'assemblage, et leur date de sortie.

Désignation	Lieu d'assemblage	Date théorique premier vol
Prototype 001	S.A. (Toulouse)	28 février 1968
Prototype 002	B.A.C. (Filton)	30 septembre 1968
Pré-série 01	B.A.C. (Filton)	31 décembre 1969
Pré-série 02	S.A. (Toulouse)	28 février 1970
Série 1	S.A. (Toulouse)	30 juin 1970
Série 2	B.A.C. (Filton)	31 août 1970
Série 3	S.A. (Toulouse)	30 novembre 1970

Du prototype à l'avion de série

D'une façon générale, la répartition des tâches est la suivante :

- Les prototypes seront utilisés exclusivement pour la mise au point du nouvel appareil.
- Les avions de pré-série seront utilisés pour la mise au point des systèmes délicats et la certification (conformité aux règlements).
- Les trois premiers avions de série seront utilisés : le numéro 1 pour la mise au point et la certification ; les numéros 2 et 3, d'abord pour la certification (durant deux mois environ), puis pour les vols d'endurance en ligne.

Le nombre d'heures de vol prévu actuellement est d'environ 4 375 heures, ainsi décomposées :

Mise au point :

- 1 135 heures sur les deux prototypes ;
- 615 heures sur les deux avions de pré-série ;

165 heures sur l'avion de série numéro 1 ;
soit un total de 1 915 heures.

Certification (conformité aux règlements) :

415 heures sur les deux avions de pré-série ;
335 heures sur les avions de série n° 1, 2 et 3,
soit un total de 750 heures.

Endurance :

1 500 heures réparties sur les trois avions de série. Le total général est donc de 4 165 heures à la date du 30 juin 1971. Mais, à cette date, resteront à acquiescer la certification « atterrissage tous temps », qui demandera probablement 150 heures de vol, et la qualification sur terrains situés en altitude : 60 heures de vol environ (la qualification pour utilisation de terrains « chauds » sera par contre acquise au 30 juin 1971). Le grand total est alors de 4 375 heures.

Bien entendu les chiffres que nous venons de citer résultent d'évaluations, et seront par conséquent très certainement l'objet d'ajustements, au fur et à mesure que se déroulera le programme. Les 1 500 heures de vol prévues par exemple au titre des essais d'endurance résultent d'hypothèses faites en tenant compte des exigences officielles, elles-mêmes encore imprécises. Cet état de fait est normal, compte tenu de la nouveauté du programme « Concorde » et de l'introduction sur un avion de ligne, pour la première fois, de la notion de « fatigue thermique ».

Les programmes

Une précision d'abord, en ce qui concerne la répartition des tâches entre les prototypes 001 et 002 : il n'y a pas un prototype britannique et un prototype français, mais deux avions qui, par souci de sécurité, sont interchangeable et sont par conséquent dotés des mêmes installations d'essais sauf sur un point : celui des essais de « flutter » par excitations forcées (en vol), qui ne sont prévus que sur l'appareil 001. Encore faut-il préciser que l'appareil 002 a les provisions structurales nécessaires pour l'éventuel montage de ces installations.

Les essais de « flutter » (ou résonance), primordiaux pour un appareil supersonique, s'effectueront pas à pas et permettront seuls de progresser dans la montée en nombre de Mach. C'est donc le prototype 001 qui aura le rôle essentiel d'« ouvrir » le domaine de vol. Le prototype 002 par contre effectuera l'essentiel des essais de moteurs ne concernant pas l'ouverture des domaines de vol, ainsi que les essais de performances. La même règle sera suivie pour les essais de systèmes dont l'étude est sous la responsabilité de la B.A.C.

Les essais effectués par les appareils de pré-série seront répartis de façon plus souple, par exemple lorsqu'il s'agira d'essayer des équipements différents : en fait, il s'agira surtout d'un partage des heures d'essais, en fonction des possibilités et des disponibilités.

A bord des prototypes : 12 tonnes de matériels d'essais

Les bureaux d'études ont d'abord défini leurs besoins : paramètres à enregistrer, précision sou-

001 ET 002

Le prototype 001 de Concorde aura en charge :

- l'exploration du domaine de vol.
- la mise au point générale des systèmes.
- les essais systématiques d'aérodynamique.
- les mesures des qualités de vol.
- les essais structuraux (flutter, élasticité).
- les essais des commandes de vol.
- la mise au point du pilote automatique et du système de navigation.
- les essais du système de conditionnement d'air, des systèmes hydrauliques, etc.

Le prototype 002 aura en charge :

- les essais systématiques des moteurs et de l'installation motrice.
- la détermination des performances.
- les essais des systèmes électriques.
- les essais du système de dégivrage.
- les essais du système de carburant, etc.

haitable, « bande passante » pour chaque phénomène considéré, domaine de vol concerné. Trois mille paramètres indépendants ont été ainsi définis, sans compter ceux à venir, que les essais permettront de définir plus tard...

Ces 3 000 paramètres représentent évidemment une très grosse masse d'informations à traiter, qu'il serait impossible d'exploiter à partir des classiques enregistrements sur bandes photographiques. D'où la nécessité d'utiliser des enregistrements sur bandes magnétiques, pouvant être rapidement traitées de façon automatique.

Les phénomènes quasi-statiques (fréquence inférieure à 5 Herz) sont l'objet d'enregistrements magnétiques numériques échantillonnés. On utilise pour ce faire des enregistreurs Tolana dont la bande supporte trente-deux pistes.

Les phénomènes à fréquence élevée (supérieure à 5 Herz) sont par contre enregistrés en modulation de fréquence ; 136 paramètres appartiennent à cette catégorie ; il concernent le « flutter », les vibrations structurales (mailles), les mesures acoustiques au sein de la couche limite au moyen de microphones affleurant (influence du « Jet noise », coefficients d'absorption, etc.).

A noter que les prototypes sont, comme les appareils de série, équipés d'un enregistreur d'accidents mis au point par Elliott et qui enregistre en permanence 255 paramètres (mesures continues ou par tout ou rien). Placé à l'arrière de l'appareil, cet enregistreur assure ainsi pour les paramètres essentiels une duplication des enregistreurs d'essais.

Les ingénieurs de vol (ils seront jusqu'à trois) assureront à bord la commande de l'installation d'essais (qui pèse une douzaine de tonnes) mais contrôleront aussi directement, sur enregistreurs graphiques (47 sont prévus) l'évolution de certains phénomènes. Un contrôle « de visu » est en effet indispensable dans certains cas : essais d'atterrissage automatique, par exemple. Ces ingénieurs utiliseront également 335 répéteurs, des enregistreurs photographiques à très large bande (pour 251 paramètres). Certains paramètres très importants bénéficient, par sécurité, d'un enregistrement dou-

blé ; d'autres ne sont enregistrés que pour des périodes de temps limité (sortie de train d'atterrissage par exemple).

La télésurveillance

L'expérience déjà acquise en matière de télésurveillance par Sud-Aviation sur ses hélicoptères (six mois ont ainsi été gagnés dans la mise au point du « Super Frelon ») est évidemment utilisée au bénéfice du « Concorde ». Rappelons que grâce à ce procédé, les paramètres essentiels sont l'objet d'une surveillance permanente au sol, les ingénieurs spécialisés pouvant ainsi, à tout instant, examiner l'évolution de certains phénomènes et vérifier que les limites admissibles ne sont pas dépassées.

Dans le cas de « Concorde », il s'agit par exemple de surveiller les phénomènes de « flutter » lors de l'ouverture progressive du domaine de vol, et les positions des « lignes de nœuds » au sein de la structure en fonction du nombre de Mach. Il est prévu de surveiller ainsi, à partir du sol, 69 paramètres. Ce système ne sera utilisé que sur le prototype 001 ; il exige d'ailleurs au sol des installations spéciales de réception de la télésurveillance. Installations prévues à Saint-Nazaire, à Marignane et à Toulouse. Par ailleurs, le contact en phonie avec l'avion sera assuré, en VHF, par une station « maître » située à Toulouse, et des stations « esclaves » situées à Saint-Nazaire, Marignane, et Bristol, et reliées à Toulouse par des lignes téléphoniques spéciales. Ce système, compte tenu de la portée limitée des liaisons VHF, assurera le maximum de sécurité. Lorsque cela sera nécessaire, d'autres stations esclaves pourraient être créées.

Plusieurs zones ou bases d'essais sont prévues. Les essais en régime supersonique prolongé (croisière à Mach 2,1 - 2,2) se dérouleront sur un axe situé au-dessus de l'Océan atlantique et reliant Dakar à un point, dit « point C », situé au nord-ouest de l'île de Man. Ces essais s'effectuent sous contrôle radar du Centre d'essais en vol (C.E.V.).

Les mesures de bruit (bang supersonique) seront effectuées à Istres par le C.E.V., au moyen de la chaîne de microphones déjà utilisée avec un Mirage IV.

SEPT PHASES D'ESSAIS

Sept phases sont prévues sur le prototype 001 de Concorde :

- Phase 0 : Roulage.
- Phase 1 : Vol en régime subsonique, à l'intérieur du domaine de vol débloqué à la suite des essais de vibration au sol (effectués en août et septembre dernier). Pas d'excitation en vol.
- Phase 2 : Fin des essais en régime subsonique (jusqu'à Mach 0,93 environ).
- Phase 3 : Exploration du domaine supersonique jusqu'au commencement de fonctionnement de l'entrée d'air à néométrie variable (au-delà de Mach 1,3 environ).
- Phase 4 : Vol jusqu'à Mach 2 en pointe.
- Phase 5 : Vol continu à Mach 2 et au-delà.
- Phase 6 : Exploration des grandes incidences (jusqu'à plus de 20°).

Notons enfin que, sur les prototypes, la sécurité des équipages sera assurée, en cas de décompression brutale, par l'utilisation de scaphandres aériens ; des issues de secours sont prévues.

Premier vol

Le premier vol à Toulouse verra le « Concorde 001 » décoller à un poids « faible », et monter ensuite à 15 000 pieds (4 500 m). Le train et les volets resteront sortis, le nez basculant sera maintenu en position « basse » ; et la vitesse restera limitée à 250 nœuds (460 km-h). Après vérification du comportement de l'appareil (réponses aux commandes) une approche fictive (en altitude) sera effectuée. La durée de vol prévue (de cale à cale) est de 45 minutes. La sécurité sera assurée par un accompagnement permanent, proche et lointain, de l'appareil, au moyen d'avions (NF-14) et d'hélicoptères (Alouette), tandis que les liaisons radio s'opéreront, comme lors des autres vols d'ailleurs, sur des fréquences spéciales réservées.

Rappelons que ce premier vol s'effectuera avec des turboréacteurs différents de ceux utilisés lors des essais au sol. En fait, cinq types de moteurs, ou plus exactement des moteurs correspondant à cinq domaines d'utilisation seront successivement montés sur « Concorde », à savoir :

- standard C.S.O. : moteurs réservés aux essais de roulage ;
- standard C.S.1. : poussée de 30.000 lbs avec réchauffe (13,6 tonnes), potentiel de 50 heures, Mach limite : 1,6 ;
- standard C.S.2. : poussée et potentiel inchangés. Mach limite : 2 ;
- standard C.S.3. : poussée de 35 800 lbs (16,2 tonnes), potentiel de 150 heures, pas de restrictions d'utilisation ;
- standard C.S.4. : potentiel plus élevé.

Lors de ce premier vol, les moteurs seront donc du type C.S.1. L'appareil décollera « plein gaz », mais sans utilisation de la réchauffe. Bien entendu, la barrière d'arrêt (filet Aerazur-Nylfrance, frein Hispano-Suiza) sera en place.

Les équipages

Les essais du prototype 001 seront conduits par des équipages homogènes, c'est-à-dire entièrement français ou britanniques : aucun équipage mixte n'est donc prévu (sauf évidemment à l'entraînement).

Un équipage comprend au maximum :

- 2 pilotes,
- 1 mécanicien,
- 1 navigateur,
- 3 ingénieurs d'essais.

La composition de l'équipe qui assurera le premier vol n'a pas encore été rendue publique. Par contre, il est possible de donner la liste des pilotes, mécaniciens et ingénieurs déjà désignés pour assurer les essais, et parmi lesquels sera donc choisi le premier équipage :



André Turcat, directeur des essais en vol de Sud-Aviation, sera le premier pilote aux commandes de l'avion supersonique « Concorde ». En juillet dernier, lors de la mise en place de la maquette en vraie grandeur du « Concorde » sur l'air de stationnement de l'Aéroport du Bourget, afin qu'elle soit accessible au public, André Turcat avait pu déjà juger des détails de l'installation du poste de pilotage (cf. schéma ci-dessus) et de la visibilité dont bénéficierait le commandant de bord lors du roulage au sol.

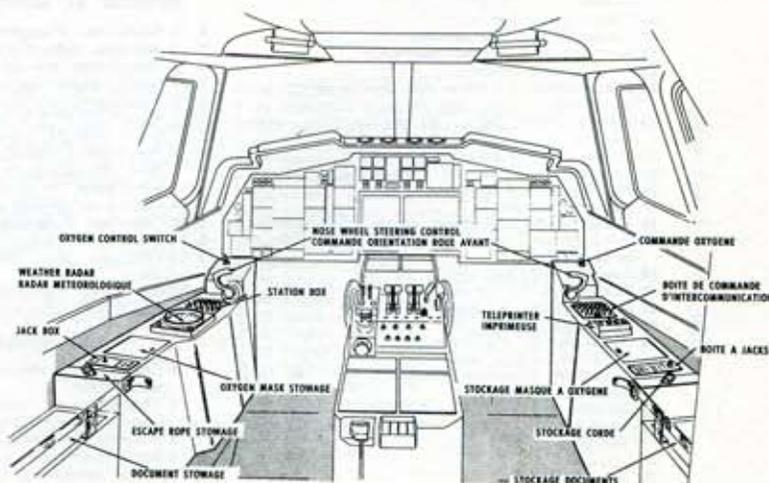
Pilotes : MM. Turcat (Directeur des Essais en vol), Guignard, Franchi Pinet, Dabos, Fischl.

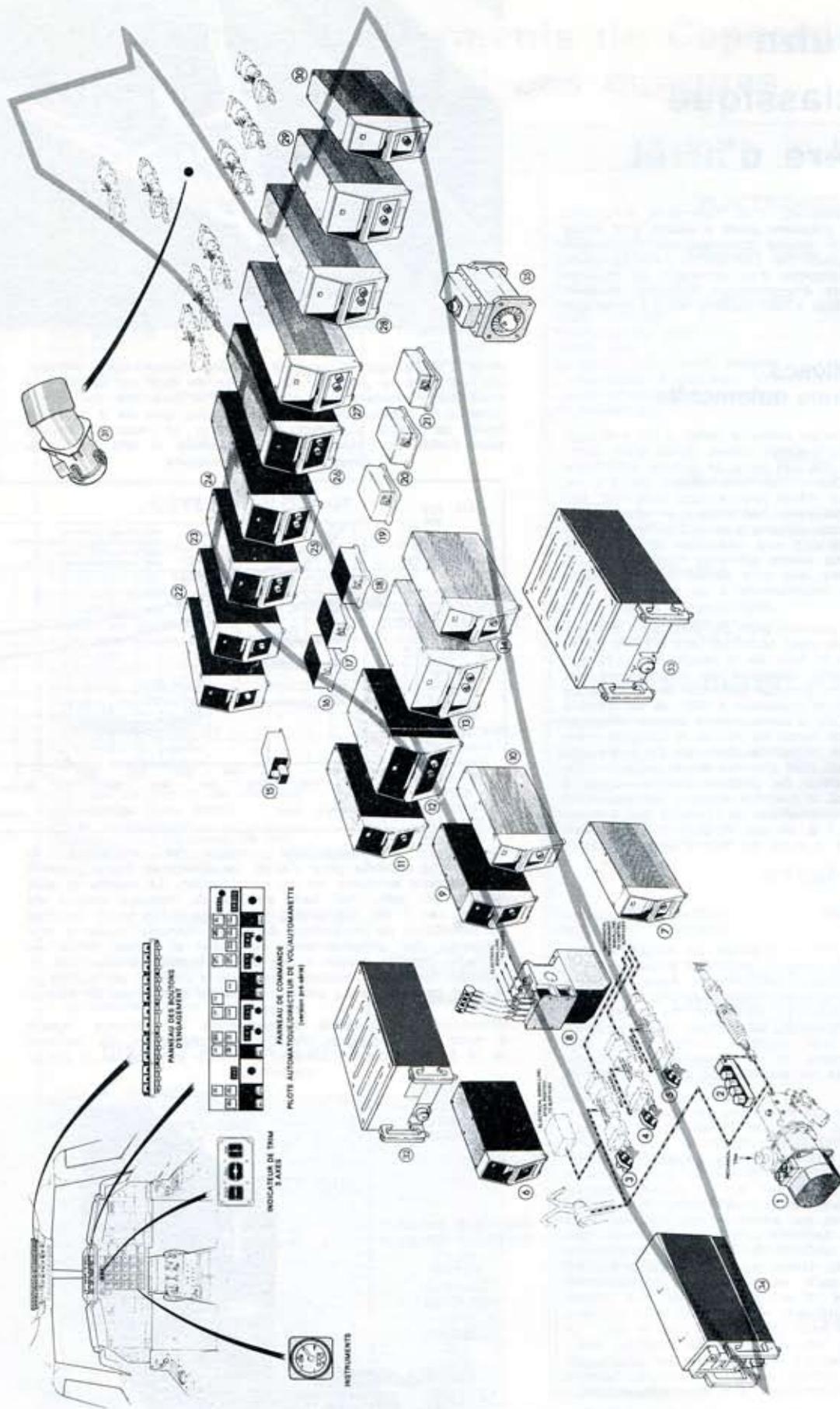
Mécaniciens : MM. Retif, Pingret, Zinzoni.

Ingénieurs : MM. Perrier, Durand, Maillé, Guionnet.

Ces hommes auront donc l'honneur et la charge, sous la direction d'André Turcat, de faire voler le premier « Concorde ». Etant donné l'impressionnant pas en avant que matérialise le premier avion de transport supersonique réalisé au monde, la responsabilité de ces hommes dans le bon déroulement du programme « Concorde » est majeure. L'entraînement très complet qu'ils subissent actuellement sur le simulateur de Toulouse, l'utilisation prévue et systématique de celui-ci pour explorer le domaine de vol, leur valeur personnelle enfin sont les meilleurs garants du succès de l'opération.

Dessin du poste de pilotage de la version de présérie du « Concorde ».





1 — Vérin de Trim électrique. **2** — Ensemble sensations artificielles. **3** — Détecteur-relais tangage. **4** — Détecteur-relais roulis. **5** — Détecteur-relais lacet. **6** — Calculateur de trim électrique (2). **7** — Calculateur de trim électrique (1). **8** — Moteur de l'automanette. **9** — Calculateur de l'automanette (2). **10** — Calculateur de l'automanette (1). **11** — Calculateur de stabilisation automatique — lacet (2). **12** — Calculateur de stabilisation automatique — tangage et roulis (2). **13** — Calculateur de stabilisation automatique — tangage et roulis (1). **14** — Calculateur de stabilisation automatique — lacet (1). **15** — Accéléromètre longitudinal. **16** — Gyroscopie intégrateur — lacet (2). **17** — Gyroscopie intégrateur — tangage (2). **18** — Gyroscopie intégrateur — roulis (2). **19** — Gyroscopie intégrateur — tangage (1). **20** — Gyroscopie intégrateur — tangage (1). **21** — Gyroscopie intégrateur — lacet (1). **22** — Calculateur du directeur de décollage et de déengagement. **23** — Calculateur du directeur de vol, chaîne latérale (2). **24** — Calculateur du directeur de vol, chaîne longitudinale (2). **25** — Calculateur du pilote automatique, chaîne latérale (2). **26** — Calculateur du pilote automatique, chaîne longitudinale (2). **27** — Calculateur du pilote automatique, chaîne longitudinale (1). **28** — Calculateur du pilote automatique, chaîne latérale (1). **29** — Calculateur du directeur de vol, chaîne longitudinale (1). **30** — Calculateur du directeur de vol, chaîne latérale (1). **31** — Capsule contenant l'enregistreur. **32-33** — Calculateurs de l'enregistreur d'accident. **34** — Calculateur de nombre de Mach, secours. **35** — Transmetteur débit carburant.

Pilote automatique et Directeur de vol : réunion des meilleures techniques pour le confort et la sécurité

EN réunissant les avis des compagnies aériennes et des pilotes, les constructeurs d'équipements pour « Concorde » se sont vu demander des qualités souvent contradictoires. C'est particulièrement vrai pour l'ensemble de contrôle automatique de vol qui est l'élément vital du système nerveux de l'avion. On voulait que ce matériel incorpore toutes les qualités des systèmes les plus récents, mais il était entendu que sa mise en œuvre et son entretien devaient être plus faciles. Modernisme et sûreté, ces deux impératifs ont guidé les travaux du consortium international qui a conçu le matériel : Elliott Automation (Grande-Bretagne) maître d'œuvre, la Société Française d'Équipements pour la Navigation Aérienne et Bendix Corporation-Navigation and Control Division (U.S.A.). Cette association de compétences a abouti au développement d'un matériel résolument moderne mais où l'on n'a laissé aucune initiative hardie compromettre la sécurité. La fabrication de série du matériel sera partagée également entre Elliott Automation et la S.F.E.N.A.

Affiner les caractéristiques de l'avion

L'ensemble de contrôle automatique de vol comprend :

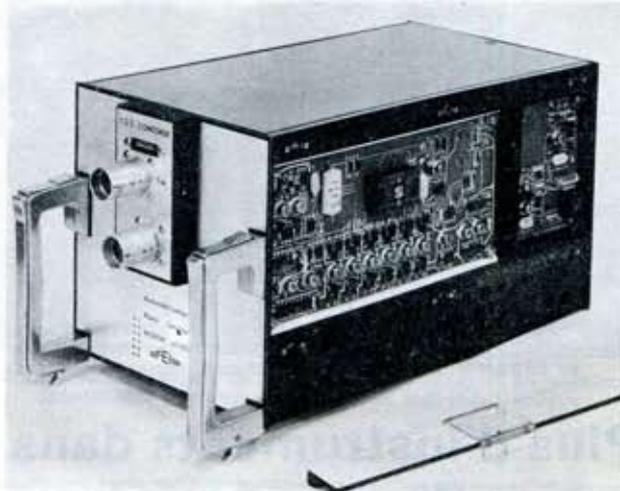
— **Le pilote automatique**, composé en réalité de deux P.A. fonctionnant en parallèle et surveillés indépendamment et en permanence. Le passage d'un P.A. défaillant à un autre est réalisé de façon à garantir la sécurité de l'avion. On envisage d'y adjoindre un indicateur d'atterrissage comprenant des indicateurs de séquence et une présentation dynamique de la position de l'avion par rapport au sol.

— **Le Directeur de vol et de décollage**, actuellement monocanal surveillé, peut, sur option, être fourni dédoublé. Les commandes pour le décollage ou la remise des gaz concernent uniquement les ordres en tangage, les autres axes étant contrôlés par le directeur de vol lui-même.

— **L'Automanette** permet de maintenir automatiquement une vitesse anémométrique ou un nombre de mach et autorise la présélection des régimes moteur pour l'approche et l'atterrissage. Cet équipement a été conçu à la base selon les spécifications de sécurité pour les systèmes d'atterrissages automatique.

— **Le trim électrique**, fonctionnant en automatique lorsque le P.A. est engagé, assure notamment les corrections nécessaires pendant le passage en vitesse transonique.

— **Le système de stabilisation automatique et sensations artificielles**, pour les 3 axes, dont la réalisation a été confiée à la SFENA, permet d'affiner les qualités naturelles de pilotage de l'avion, il permet aussi son adaptation aux réactions physiologiques du pilote. Ce système doublé et surveillé, fonctionne à partir de gyromètres et détecteurs de vitesse angulaire.



Calculateur du Directeur de vol réalisé par la SFENA ; remarquer le connecteur carré au centre du circuit imprimé.

Le connecteur, élément central

On voit que la philosophie de conception de cet ensemble est classique : chaînes doubles surveillées. La nouveauté se trouve dans les boîtes, que l'on ne peut déjà plus qualifier de « noires ». En effet leur esthétique a fait l'objet d'études sérieuses qui ont défini leur forme et leurs couleurs. L'emploi généralisé de circuits intégrés a conduit à une conception physique nouvelle des circuits électroniques. La taille optimale d'un circuit fut définie en fonction des impératifs d'entretien et d'accessibilité, et en tenant compte des composants disponibles sur le marché. On arriva ainsi à grouper dans un sous-ensemble un grand nombre de fonctions élémentaires, aboutissant à la réalisation de circuits imprimés comportant jusqu'à 80 entrées et sorties. Il apparut alors qu'on ne disposerait pas de connecteurs miniatures ayant cette capacité, assez fiables pour ne pas compromettre l'amélioration obtenue grâce à l'emploi des circuits intégrés.

On décida de créer un nouveau type de connecteur, carré, qui fut placé au centre du circuit imprimé, avec des connections rayonnant vers les composants. Les connecteurs mâles sont placés au centre du boîtier électronique, sur une structure en I assurant la rigidité mécanique, et les circuits imprimés viennent s'y empiler. Cela réduit à un minimum le nombre de soudures entre les connections et les broches de connecteur, causes habituelles de pannes parfois difficiles à localiser. La structure en I assure en outre une séparation physique et un blindage électrique entre les circuits de travail et les circuits de surveillance.

En règle générale, on a recherché une très grande sûreté de fonctionnement. Ainsi, pour le système de stabilisation automatique et sensations artificielles, la probabilité de panne totale sur l'un des trois axes est inférieure à 10^{-5} pendant trois heures de fonctionnement continu.

Enfin, l'ensemble de contrôle automatique de vol comporte des circuits d'interface qui permettront de le relier à un système embarqué de contrôle automatique et de détection d'avaries.

L'ensemble de comparaison automatique des paramètres moteur : ici, en « Auto », n'affiche que les paramètres les plus mauvais en indiquant le moteur auquel chacun correspond.

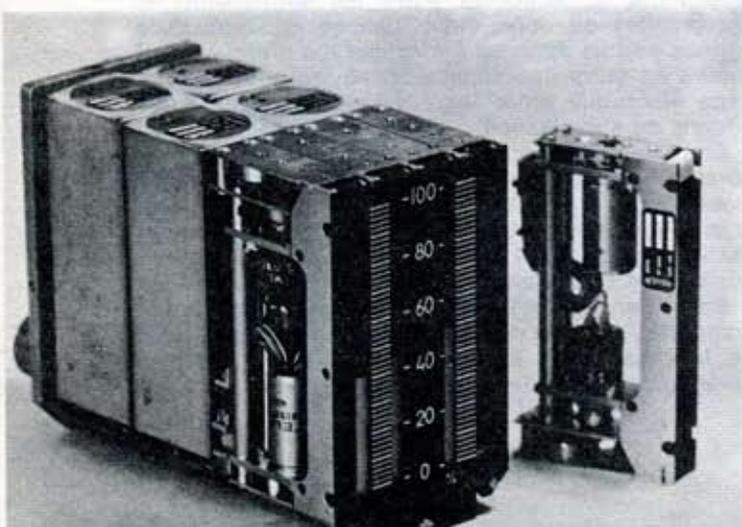
Plus d'instruments dans moins de place sur le tableau de bord

LES avions commerciaux les plus récents commencent à utiliser timidement un nouveau type d'instruments : les indicateurs à échelles rectilignes. Le principal avantage de ces instruments est le gain de place qu'ils permettent sur la planche de bord. Cela était particulièrement intéressant pour le Concorde et la Société Jaeger proposa hardiment de généraliser l'emploi d'indicateurs à échelles rectilignes pour l'avion supersonique franco-britannique. La proposition fut retenue pour une partie importante des instruments, notamment pour le contrôle moteur.

De l'horlogerie et des circuits intégrés

Les pilotes de Concorde auront sous les yeux vingt-six indicateurs portant la marque Jaeger. Le montant des commandes passées à la firme française avoisine 700 millions de francs pour les prototypes dont l'installation d'essais comportera un

Un des indicateurs à échelle amovible utilisé pour les paramètres d'essais en vol. Les chiffres sont peints sur des bandes de soie. Remarquer la conception modulaire des sous-ensembles mécaniques et électroniques.



nombre important d'indicateurs Jaeger. La série de Concorde représente un marché potentiel d'environ 250 000 francs par avion, pour les seuls indicateurs. Signalons par ailleurs que Jaeger réalisera les échangeurs du système de conditionnement d'air (licence Hamilton standard) pour les avions de série.

Deux types de présentation ont été retenus pour les indicateurs rectilignes de Concorde, un module 3 ATI x 4 ATI pour les indicateurs nécessitant une grande précision de lecture, et 2 ATI x 4 ATI pour ceux ne nécessitant qu'une précision modeste. Dans cette dernière configuration, l'indicateur occupe la surface frontale de deux indicateurs standards de deux pouces de diamètre. Or chaque indicateur rectiligne regroupe l'affichage de quatre paramètres. On réalise donc ainsi un gain de surface dans le rapport un demi.

Les deux prototypes de Concorde seront équipés des instruments Jaeger suivants :

- Anémomachmètre de secours.
- 4 indicateurs rectilignes quadruples pour la position des vannes de pressurisation, la position des éléments mobiles « ramp » et « dump » des entrées d'air, les pressions tuyères.
- Un indicateur de comparaison automatique, groupant en réalité l'affichage de 36 paramètres moteurs.
- 3 indicateurs de niveaux de bâches hydrauliques.
- 6 indicateurs pour les températures de gaine et température ambiante.
- 5 indicateurs de pression hydraulique des circuits de freinage normal et secours, avec leurs transmetteurs associés.
- 6 indicateurs de pression d'oxygène avec leurs transmetteurs associés.

Par ailleurs, l'installation d'essais en vol comptera 30 indicateurs rectilignes quadruples, 13 indicateurs rectilignes triples et 36 indicateurs circulaires. Les indicateurs rectilignes pour les essais en vol sont dotés d'un cadran amovible permettant d'y afficher tout type de paramètre à la demande, dont la variation est ramenée à un signal électrique continu de ± 1 V. Cette commande a permis à Jaeger de réaliser une série relativement importante d'instruments d'un type nouveau et fournira une expérience considérable sur l'emploi de ces indicateurs pendant la durée des essais en vol. Jaeger sera ainsi rapidement en position de leader sur le marché mondial des instruments pour l'aviation commerciale en présentant une solution éprouvée qui est sans nul doute la solution de l'avenir.

La réalisation d'indicateurs aussi ramassés, comportant leurs propres circuits de mise en forme des informations et, pour les principaux, des circuits d'auto-vérification et des circuits redondants, a conduit à adopter des techniques de miniaturisation très poussée, aussi bien pour la mécanique que pour l'électronique. L'accessibilité des sous-ensembles et la possibilité d'effectuer des réglages des instruments sans avoir à les démonter sont aussi des nouveautés dans le domaine des instruments de bord. L'expérience acquise par la Société Jaeger au cours de la mise au point de cette nouvelle génération d'indicateurs porte déjà ses fruits dans d'autres domaines, notamment pour les instruments destinés aux avions militaires.

J.-C. TRICHET.

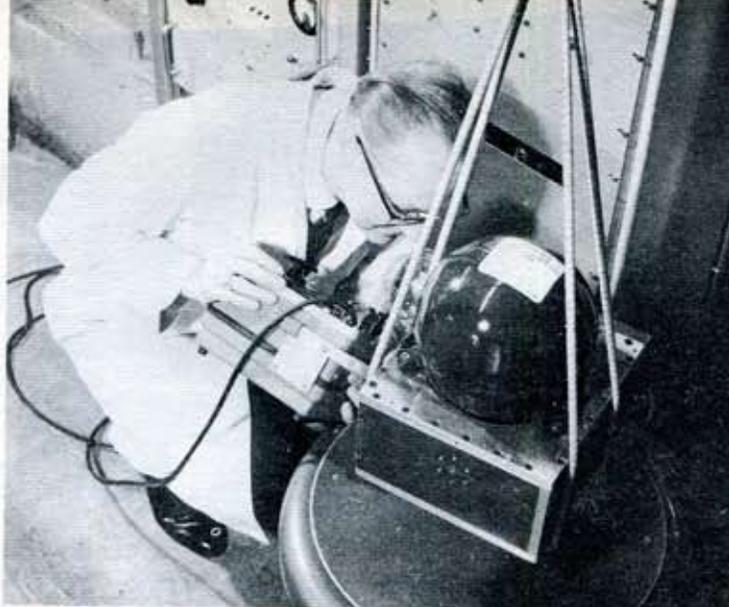
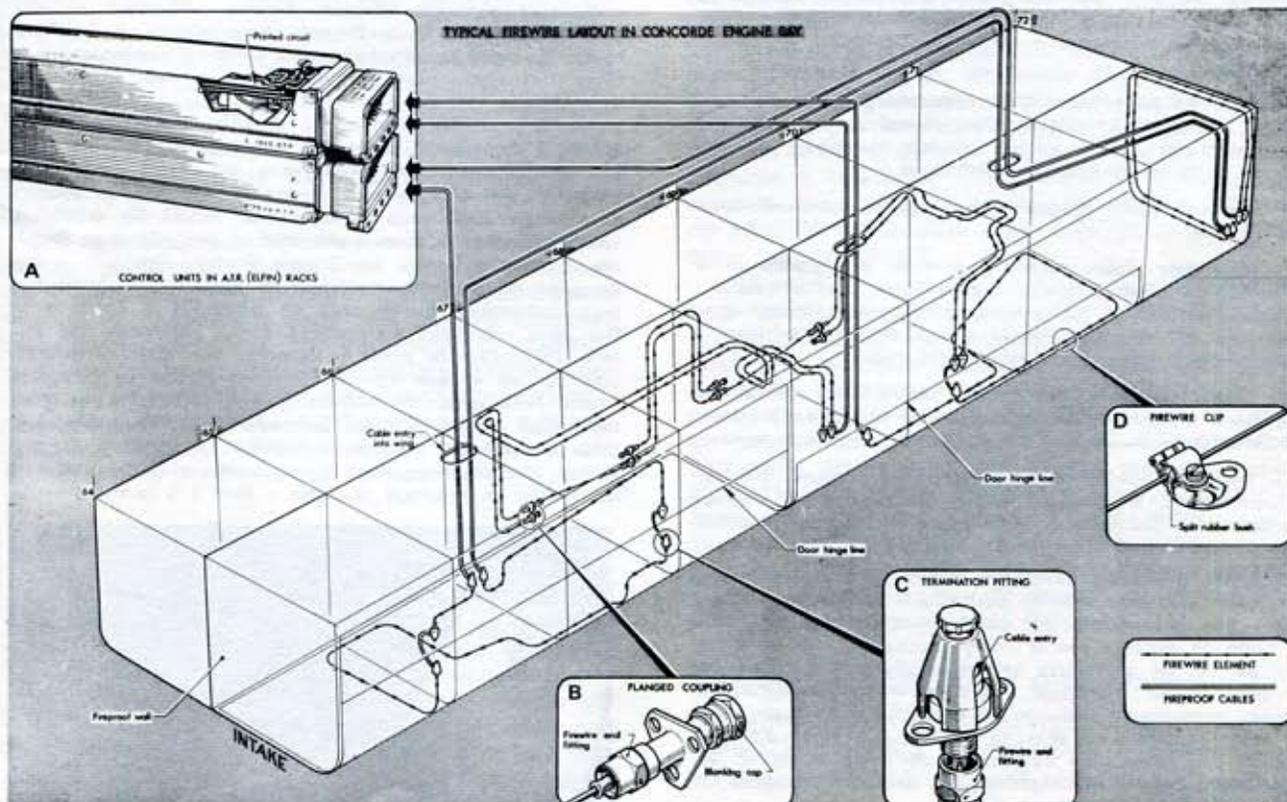
L'expérience de 35 années pour la protection contre l'incendie

La conception du système de détection et d'extinction d'incendie pour Concorde a nécessité l'étude de problèmes jusqu'alors jamais abordés dans le domaine de l'aviation commerciale. On sait que la géométrie variable des entrées d'air assure un fonctionnement correct de celles-ci dans toute la gamme des vitesses de vol. Aux vitesses supersoniques, le début d'air accru augmente les dangers d'incendie dans la nacelle moteur. Par ailleurs, l'adjonction d'un système de post-combustion implique la présence de circuits de carburant au niveau des parties les plus chaudes du moteur, à des températures où la moindre fuite s'enflammerait immédiatement.

L'étude du système de protection contre l'incendie fut confié il y a plus de deux ans à la société **Graviner (Colbrook) Ltd.**, filiale commune de **Wilkinson Sword** et de **Graviner Manufacturing Company Ltd.** Cette dernière société fut fondée en 1933 pour l'étude et la fabrication des systèmes de protection incendie des aéronefs. Elle a créé cette année une filiale à Paris : **Graviner S.A.**, dont la direction a été confiée à M. Gratiot. La majorité des avions commerciaux est dotée d'équipements Graviner. En France, Graviner équipe les Caravelle, Super-Vautour, Mirage III-V et Transall C-160.

Le système installé à bord de Concorde utilisera l'élément détecteur « Firewire Triple F.D. » basé sur le principe de la variation d'impédance d'un fil coaxial avec la température. Lorsqu'il est chauffé, l'impédance diminue provoquant un accroissement de l'intensité du signal le parcourant, ce qui déclenche le circuit d'alarme. Dès que l'élément détecteur revient à sa température initiale, l'alarme s'interrompt. C'est

Diagramme de l'installation de détection d'incendie dans une nacelle moteur - A - Circuits électroniques logés dans des modules « Elfin » de Smiths. - B - Passage de cloison pare-feu. - C - Raccord entre éléments basse température et haute température D - Anneau de fixation isolant des éléments.



Cette machine assure le remplissage et la mise en pression automatique des bouteilles avec des tolérances serrées.

donc un système à auto-réarmement. Chaque nacelle moteur de Concorde est traitée comme un ensemble complet et comporte deux circuits de détection : un circuit basse température et un circuit haute température.

Le fluide extincteur est du bromochlorodifluorométhane (B.C.F.) fourni par Imperial Chemical Industries, qui est très efficace contre tous les feux d'hydrocarbures et les feux électriques. Il est par ailleurs très stable, non corrosif et relativement peu coûteux. Enfin, le B.C.F. s'évapore après usage sans laisser de dépôt. Grâce à une vanne de distribution en Y, la bouteille sphérique de chaque moteur pourra être déchargé dans le moteur voisin, ce qui permet d'envoyer deux coups d'extincteur sur un même moteur.

SPECIAL CONCORDE

Aspects médico-physiologiques de l'aviation commerciale supersonique

L'article ci-après traite de certains aspects particuliers de transport commercial supersonique qui présentent d'autant plus d'intérêt qu'ils ont été jusqu'ici rarement évoqués. Il a été rédigé par des médecins du Service médical de la Compagnie nationale Air France, que nous tenons à remercier ici.

La sortie des prototypes du premier avion commercial supersonique « Concorde », prévue pour 1968, est attendue avec curiosité et impatience par le public.

Pour réaliser cette prouesse technique, les ingénieurs ont affronté et ont dû résoudre des problèmes entièrement neufs. Mais dans la grande aventure supersonique, l'homme unit son sort — sa vie — à la machine qu'il chevauche. Du coup, les questions qui se posent ne sont plus seulement techniques mais humaines.

Un problème nouveau

Les responsables ont senti tout de suite qu'il y avait là un aspect nouveau du transport aérien et il a fallu se pencher sur les problèmes médico-physiologiques du vol commercial supersonique. Essentiellement, la question était de savoir :

— si le progrès technique risquait de forcer dangereusement les aptitudes de l'homme et si, par contrecoup, il pouvait se trouver freiné par les impératifs physiologiques,

— ou si, au contraire, on pouvait utiliser à plein le progrès technique sans compromettre ni le confort ni la sécurité.

Une première question s'est posée dès les premières études techniques, car elle conditionnait dans une certaine mesure les caractéristiques mêmes de l'appareil : celle des normes exigibles par l'ambiance-cabine. Naturellement, la question avait été soulevée dès les premiers avions commerciaux et encore avec les avions pressurisés ; mais ceux-ci volent à 10.000 mètres, les supersoniques à 18 ou 20.000 mètres. A ce niveau, les problèmes ne sont plus les mêmes.

La pressurisation

Il s'agit là d'un problème principal, proprement vital. Etant admis que, en raison des contraintes techniques, un certain degré de dépression atmosphérique ne peut être évité, quel est le chiffre limite à ne pas dépasser, c'est-à-dire quelle altitude-cabine est souhaitable dans les conditions générales de vol ? La question est d'importance, pas seulement en raison de l'inconfort lié à une distension gazeuse, mais surtout en raison des risques

d'une hypoxie excessive, d'une part pour certains passagers (âgés ou malades), d'autre part pour l'équipage (travaux de Ernsting, Gedye et McHardy, 1960 - Denison et Ledwith, 1964).

Les règlements actuels pour les appareils subsoniques imposent une altitude-cabine inférieure à 7.500 pieds (2.250 m). Il est apparu qu'on avait le droit d'être plus exigeant : l'altitude-cabine sera inférieure à 6.000 pieds (1.000 m) pendant la plus grande partie du vol, mais elle pourra atteindre un maximum de 6.400 pieds (1.900 m) en fin de vol.

Il fallait également se préoccuper des effets éventuels des incidents de pressurisation et assurer dans toutes les éventualités une sécurité de 100 %.

Pour fixer les idées, on peut prendre comme exemple trois accidents de dépressurisation, de gravité croissante car ils mettent en lumière les trois types de parade à utiliser.

Il y a des pannes qu'on peut considérer comme négligeables, par exemple un groupe de conditionnement d'air ; elle correspondrait sur « Concorde » à une fuite par un orifice de 2 cm² c'est-à-dire supérieure aux fuites considérées comme normales à 20.000 m. L'altitude-cabine n'en serait donc pas affectée.

Supposons un orifice cent fois plus grand, soit de 2 dm² : il y aurait une baisse progressive de la pression-cabine et le pilote devrait réaliser une manœuvre de descente pour ne pas mettre les passagers en danger. Mais on se trouverait en fait dans les mêmes conditions que pour les subsoniques car l'altitude-cabine se maintiendrait indéfiniment inférieure à 12.000 m : on pourrait donc utiliser les masques à oxygène conventionnels.

Une panne plus sérieuse serait le blocage simultané de plusieurs soupapes de décharge en position d'ouverture. Ce risque est hautement improbable (on en admet une pour 1 milliard d'heures de vol) mais, lorsque l'altitude-cabine s'élèverait au-dessus de 15.000 m, la possibilité d'utilisation des masques conventionnels serait dépassée (à ce niveau, la pression d'oxygène est de 87 mmHg, c'est-à-dire, insuffisante pour les échanges alvéolaires) ; la seule solution serait alors une descente dite de secours, possible à raison de 1.000 m en dix à quinze secondes. On aurait le temps de gagner l'altitude de sécurité compatible avec l'utilisation des masques conventionnels.

Que faire si la dépressurisation accidentelle est trop rapide pour permettre cette manœuvre avant que le pilote ait une perte de conscience par hypoxie ? (Pour une altitude-cabine de 9.000 m, le temps de conscience est de deux minutes ; mais pour une altitude-cabine de 13.000 mètres, le temps de conscience n'est que de 10 à 20 secondes). L'oxygène ne pourrait être utilisé que sous pression, c'est-à-dire qu'il faudrait habiller le pilote d'un scaphandre ou d'une combinaison pressurisée ; cela est impossible. En réalité, la possibilité d'une telle catastrophe peut être formellement écartée grâce à la solidité des structures qui offrent à ce point de vue une garantie totale.

Les autres conditions d'ambiance

Elle ne mettent pas la survie en cause mais seulement le bien-être ou l'équilibre physiologique.

Du point de vue subjectif, l'ambiance thermique

souhaitable est celle qui assure le confort thermique ; en termes de physiologie, c'est celle qui assure un bilan équilibré. Si on voulait la déterminer avec exactitude, il faudrait tenir compte de toute une série de facteurs... Ce serait une définition non seulement très complexe, mais aussi inexacte car certains facteurs ne sont pas mesurables.

Si on se contente d'une approximation basée en particulier sur les données d'expérience, on peut déterminer une moyenne avec des écarts modérés = $22^\circ + 2$, comme dans les subsoniques, ce qui paraît satisfaisant.

L'**hygrométrie** a plus d'importance au point de vue physiologique. En effet, l'air de la cabine est puisé à l'extérieur : à cette altitude, l'hygrométrie est inférieure à 5 % ; la vapeur d'eau émise par les passagers ne peut compenser car l'air est renouvelé entièrement en quelques minutes ; du reste, c'est aux dépens de leurs liquides extracellulaires. Or l'équilibre physiologique exigerait un degré hygrométrique maintenu au-dessus de 25 % ; mais cela imposerait une pénalisation de charge pour les réserves d'eau. Les constructeurs y ont renoncé dans les subsoniques ; les analyses ont montré qu'il régnait à bord une hygrométrie fréquente de 8 à 10 % ou même moins. Ils ne l'envisagent pas non plus dans les supersoniques, du moins pour les passagers.

Le médecin peut le regretter ; on doit dire que, cependant, la durée des voyages sera inférieure à 3 h 30 mn sur Paris-New York.

On s'est demandé ce qu'il en serait de l'**ambiance sonore**. La nocivité du bruit est bien connue : le niveau sonore souhaitable varie avec la fréquence ; il ne devrait pas dépasser 80 dB pour les plus basses, et 65 ou 70 pour les autres. En fait, il est assez facile de se protéger contre les sources sonores à l'intérieur de la cabine ; et malgré la plus grande vitesse (source accrue d'ondes sonores le long du fuselage), on peut assurer que les niveaux des subsoniques actuels ne seront pas dépassés.

On ne saurait parler de l'ambiance-cabine sans envisager la question de l'**ozone**.

En effet, l'ozone peut avoir une toxicité conditionnée à la fois par la concentration et la durée.

Les règlements exigent que, pour une exposi-

tion de plus de 10 minutes, la concentration ne dépasse pas 0,2 Ppm. Or, à l'altitude du supersonique, la concentration de l'ozone dans l'air est, d'après sondages, de 1, 3 ou 6 Ppm.

Comment y remédier ? D'abord par la température : 97 % est détruit à 600° , température atteinte pendant 1/10 de seconde dans les réacteurs par l'air utilisé ; ensuite, au besoin, grâce à une destruction catalytique, en utilisant en particulier les propriétés du nickel.

Plus important et plus complexe est le problème des **radiations ionisantes**. Il a exigé que, grâce à de nombreuses recherches, la question fût complètement éclaircie.

À l'altitude subsonique, on le sait, tous les relevés des retombées radioactives sont faits de manière régulière sur avions de transport : taux très bas, sans importance physiologique.

À l'altitude supersonique, ces données n'étaient plus valables et il a fallu recueillir des informations adéquates sur les deux types de radiations ionisantes rencontrées :

— le **rayonnement galactique permanent** : les noyaux se désintègrent à mesure qu'ils pénètrent dans l'atmosphère et, à 20.000 m, il n'en reste que 37 % dans les régions polaires. De sorte qu'entre 20 et 30 km, l'intensité qui est à peu près fixe est de 0,8 à 0,6 mR/heure ou 15 à 30 mR/24 h.

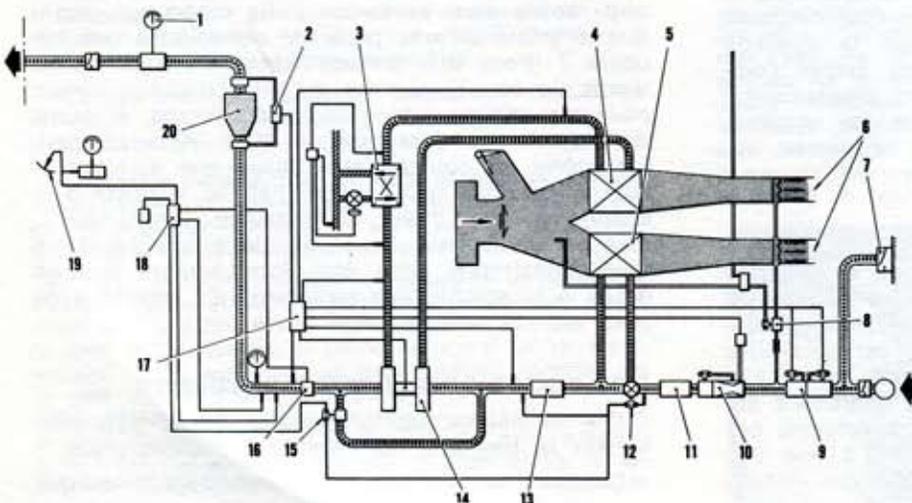
L'incidence, sur les passagers, est quasi nulle. Sur les équipages, elle est très rassurante, contrairement aux craintes qu'on avait pu avoir :

— 500 h/an pour 1.000 heures de travail par an : 0,85 REM/an ;

— 4 h/jour, 15 jours/mois pour 0,7 mR/heure : 50 milliREM, c'est-à-dire six fois moins que les 5 REM/an admis pour les travailleurs exposés aux radiations.

À cette dose, il n'y a donc pas d'effet pathologique et il n'existe aucune raison de craindre un effet cancérogène, génétique, ou une limitation de la durée de vie.

— **Les éruptions solaires** peuvent, au contraire, représenter un danger grave à cette altitude : on a pu relever 25 mR/h c'est-à-dire 50 fois plus à 80.000 pieds dans les minutes après une éruption et prolongées jusqu'à 10 heures.



Disposition générale, à bord de l'avion « Concorde », d'un groupe de conditionnement d'air. On notera en particulier l'emplacement du convertisseur d'ozone (11) et du filtre à particules radio-actives (13). Explication des chiffres : 1. débitmètre ; 2. Manostat de surpression ; 3. échangeur air-carburant ; 4. échangeur secondaire air-air ; 5. échangeur primaire air-air ; 6. trompes à air ; 7. prise de parc ; 8. vanne d'alimentation des trompes à air ; 9. vanne double de régulation de pression et de sécurité ; 10 vanne de limitation de débit ; 11. convertisseur d'ozone ; 12. vanne de « bypass » ; 13. filtre à particules radio-actives ; 14. groupe turbo-refroidisseur ; 15. vanne de régulation de température ; 16. détecteur de givrage ; 17. commande de sécurité ; 18. régulateur de température ; 19. sélecteur de température ; 20. séparateur d'eau.

L'éventualité de rencontrer une zone dangereuse n'est pas négligeable : 1 h/10 ans ; en outre, il y a cumul. La seule parade est la détection continue à long et à court terme avec un système de détection à bord des avions leur permettant de descendre en quelques minutes à l'altitude de sécurité.

Le problème du bruit

Tout ce qu'on vient de dire concerne ceux qui seront à bord des avions supersoniques : les passagers et les équipages.

Mais ceux qui ne s'intéressent pas à l'aviation supersonique ou qui restent au sol ont le droit d'exiger que les avions supersoniques ne leur fassent courir aucun risque ni subir aucune gêne qui ne soit tolérable.

C'est le problème du bruit au sol qui comporte deux aspects.

Pour ce qui concerne le bruit au voisinage des aéroports, à l'atterrissage et au décollage, on considère que la situation créée par les subsoniques est acceptable ; on est d'accord pour qu'avec les supersoniques, le niveau de bruit soit égal et si possible inférieur. Des calculs permettent de penser qu'il en sera ainsi, au moins avec « Concorde ». En effet, au décollage, à 2 km du bout de la piste, on prévoit sous la trajectoire 125 PndB, mais la réduction de poussée après le décollage limiterait à 105 PndB à 1,8 km et la post-combustion ne l'augmenterait que de 2 PndB ; à l'atterrissage, on ne dépasserait pas 112 PndB. Il est incontestable que le maximum de précautions doit être pris à ce sujet.

En fait, on est surtout préoccupé par le **bang sonique**, car ce phénomène est entièrement nouveau et, bien qu'on l'ait beaucoup travaillé, il est difficile d'apporter des conclusions précises. En effet, si certains éléments sont connus, par exemple l'altitude et la configuration de l'avion (ainsi pour « Concorde », l'onde de pression serait au cours de la montée : entre 12 et 15.000 m 2 lb/pied 2 ; en croisière : 1,8 au début et 1,2 en fin de vol), d'autres manquent : phénomènes de focalisation et rôle à ce sujet de la configuration géographique ; conditions atmosphériques et surtout, malgré l'expérience d'Oklahoma City, on ne sait pas très bien comment réagiront les populations. Probablement très diversement selon la densité de peuplement, le caractère de l'habitat, le niveau culturel et économique, la fréquence des vols et l'équilibre physiologique et psychologique de chaque individu.

Il faudra bien qu'un accommodement soit trouvé ; mais les données ne seront certainement pas claires avant les mesures faites au cours des vols des prototypes.

Les réactions des passagers et de l'équipage

S'il est important de se préoccuper des réactions psychologiques des populations terrestres à l'égard du vol supersonique, on reconnaîtra volontiers qu'il est plus directement intéressant d'apprécier ce qu'il en sera pour les utilisateurs eux-mêmes, c'est-à-dire les passagers et surtout l'équipage.

Peut-être le futur passager ne pourra-t-il pas écarter un sentiment d'angoisse philosophique avant

d'utiliser le supersonique quand il prendra conscience des notions telles que : vitesse de 2 à 3 mach, altitude de 20 à 25 km, mur du son, retombées radioactives. Peut-être ressentira-t-il une certaine angoisse physique quand il s'installera dans cet avion dont les formes et les dimensions intérieures risquent de le surprendre, de même que la dimension des hublots ou l'atterrissage en position cabrée, le nez de l'appareil au niveau du 4^e étage d'une maison d'habitation.

Sans doute, faudra-t-il le préparer à ces réalités nouvelles ; mais on peut affirmer que tout cela s'effacera instantanément devant le confort qu'il y trouvera, la rapidité des voyages, sans parler de la fierté un peu puérile « d'avoir pris le supersonique ».

Et l'équipage, quelles seront ses conditions de travail ?

a) **Le pilotage sera-t-il plus difficile et plus éprouvant ?** En croisière, l'accélération du rythme de travail du pilote devrait être compensée par les facilités offertes dans l'élaboration plus poussée des données du vol par des calculateurs et par une automatisation accrue. A l'atterrissage et au décollage, les vitesses seront de l'ordre de celles du Boeing ; les conditions de manœuvre, en particulier visuelles, seront différentes et peut-être plus complexes mais les perfectionnements apportés par le constructeur dans la réalisation des gouvernes les faciliteront.

b) **L'influence des décalages horaires** sur l'équilibre physiologique risque d'être plus importante sur certains parcours : en effet, un déplacement à grande vitesse sur une grande distance le long d'un parallèle accroît le déphasage entre l'horloge astronomique et l'horloge physiologique. Il faudra en tenir compte dans le rythme de travail, et des solutions raisonnables devraient pouvoir être trouvées par une collaboration des médecins lors de l'établissement des programmes. Du reste, dans la majorité des cas, l'introduction du supersonique devrait entraîner une réduction de l'amplitude des rotations d'équipages.

c) Quant à savoir si les pilotes devront avoir des aptitudes spéciales et si les standards de sélection devront être plus sévères, on peut répondre :

— non du point de vue physiologique,

— du point de vue psychologique, le pilote devra avoir de bonnes fonctions sensorielles, un excellent équilibre intellectuel, affectif et moral et beaucoup de souplesse mentale.

A compétence et expérience égales, le meilleur sera celui qui aura la meilleure adaptabilité.

Peut-être certains navigateurs auront-ils une certaine peine à se faire à ces nouvelles conditions professionnelles. Cela s'est produit chaque fois qu'un appareil vraiment nouveau a été mis entre leurs mains : c'est humain, la plupart des hommes se sentent dépassés par une situation qui ne leur est pas familière, avant de l'avoir mesurée.

Mais il en sera de ce problème comme de tous ceux que nous avons évoqués : tous ne sont pas totalement éclaircis mais tous seront surmontés car le supersonique a été conçu par des hommes et il n'y a rien en lui qui ne soit à l'échelle humaine.

"Concorde" et le progrès technique : la métallurgie de l'Olympus 593

L E moteur du « Concorde » a posé des problèmes importants aux métallurgistes, tant pour les performances exigées pour cette machine que par les nouvelles conceptions et les dimensions des pièces à réaliser.

Pour les matériaux à retenir, il a fallu penser à la fois au problème de la **fiabilité** (caractéristiques d'emploi sur le moteur) et à celui que posait la possibilité de réaliser des pièces dans des conditions industriellement acceptables.

La recherche d'un alliage optimal a été nécessaire pour chaque ensemble, mais d'un échantillon donnant des caractéristiques intéressantes au laboratoire à la réalisation d'une pièce complexe pouvant fonctionner des milliers d'heures sans incident, le chemin est long et malaisé.

Les aciers classiques et les alliages légers ont été pratiquement abandonnés ; il a fallu retenir des aciers spéciaux pour travail à chaud, et surtout des alliages de titane et des alliages réfractaires base nickel et base cobalt.

Pour les disques de compresseur en particulier, trois sortes d'alliages sont employés : pour les disques de tête c'est un alliage de titane (Hylite 50), pour les disques moyens le matériau utilisé est un acier à durcissement structural FV 535. Pour les derniers étages, à cause des températures atteintes supérieures à 450° C, le Waspaloy (alliage réfractaire à base de nickel) est utilisé. Pour ce dernier matériau en particulier, une élaboration de qualité suffisante pour le forgeage des disques n'a pu être obtenue que grâce à

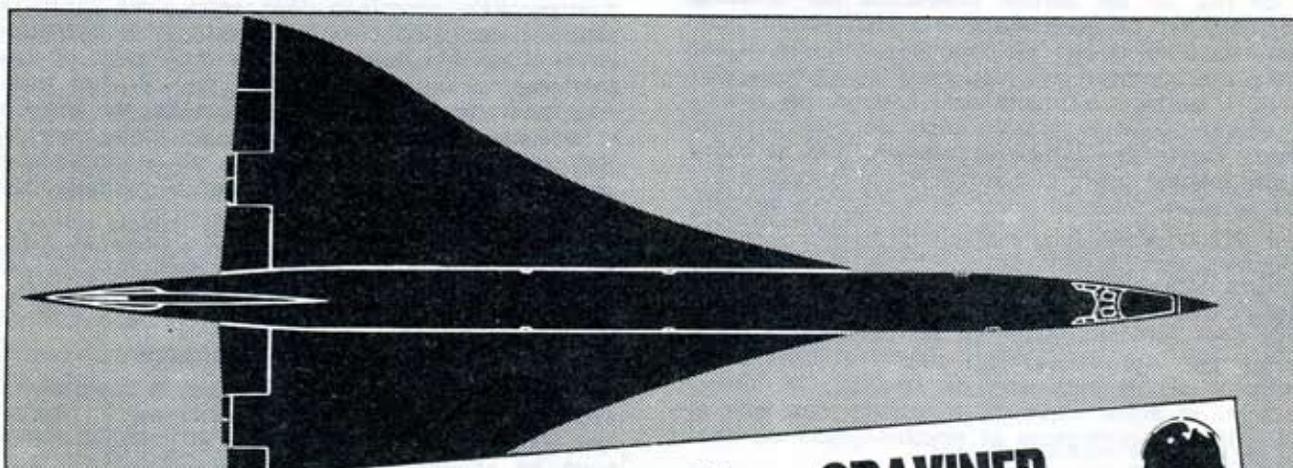
l'emploi d'une double élaboration sous vide (induction plus électrode consommable). Le forgeage des disques de grande dimension est un problème difficile, principalement pour obtenir des caractéristiques élevées et une structure homogène.

Trois types d'alliages soudables

En ce qui concerne les grands ensembles soudés (carter de chambre, diffuseur de sortie de turbine et canal d'éjection), trois types d'alliages soudables sont employés :

— pour les ensembles à la fois très fortement sollicités en contrainte et à haute température, tels que le carter de chambre, le support de palier de turbine, le diffuseur de sortie de turbine et les obstacles de l'inverseur, on emploie des tôles de même matériau, le Waspalov, qui ont de hautes caractéristiques dans la gamme de températures de 750° à 800°. Mais cela oblige à des précautions importantes dans les opérations de formage, de soudage et de traitement pour éviter l'apparition de criques. En particulier, des moyens de traitement thermique spéciaux sont nécessaires pour effectuer la mise en solution sous atmosphère d'argon, ou sous vide avec des vitesses de montée et de descente en température très grandes ;

— pour la chambre de post-combustion, dont les températures locales peuvent dépasser 800° C, mais qui par ailleurs



PROTECTION contre l'**INCENDIE** par **GRAVINER**

Depuis plus de 30 ans, le nom de Graviner est étroitement lié à l'équipement destiné spécialement à la détection et au contrôle d'incendie et de surchauffe dans le domaine aéronautique.

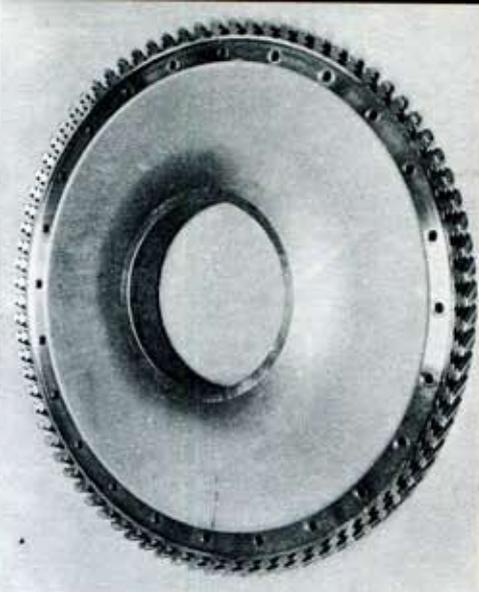
Ses systèmes sont utilisés dans le monde entier pour la protection des avions civils et militaires et aussi sur d'autres véhicules.

Les systèmes Graviner de détection de feu et de surchauffe ainsi que les systèmes d'extinction normalement utilisés sur tous les moteurs à bord des avions, ont été retenus pour le Concorde.

ONE OF THE **WILKINSON** GROUP OF COMPANIES
GRAVINER COLNBROOK LIMITED
first in airborne fire protection equipment
GRAVINER · COLNBROOK · SLOUGH · BUCKS Tel: Colnbrook 3245
GRAVINER S. A. - 8, rue Greffulhe - PARIS-8^e - 265.89.32



Carter de sortie de turbine de l'Olympus-593 et disque de compresseur en alliage Waspaloy.



est relativement moins chargée en efforts et en revanche doit avoir des coefficients de frottement faibles (il y a en effet une « grande rotule » en amont et en aval de cette chambre pour supporter les déformations de la voilure : la dimension de cette rotule est de près de 1.100 mm), on a employé un alliage à base de cobalt, appelé HS 25. Ce matériau conserve des caractéristiques mécaniques intéressantes jusqu'à des températures de 950° C et est relativement facile à former et à souder.

— pour le canal divergent, une grande partie de la structure, de forme complexe, ne dépasse pas 550° C mais supporte des chocs thermiques importants. En particulier, au moment de la mise en inversion de jet à l'atterrissage, il y a une montée très rapide de température de l'ordre de 500° C en quelques secondes.

On emploie pour cette partie, le nouvel alliage Inconel 718, à base de nickel et à forte teneur en niobium. Cet alliage a des caractéristiques mécaniques plus élevées que l'HS 25 à température faible (environ 130 kg/mm² à température ambiante) et conserve approximativement ses caractéristiques jusqu'à 500 à 600°. Sa mise en œuvre est très complexe, particulièrement sous le jour des déformations et des retraits après trempe.

SNECMA : des moyens industriels exceptionnels

Les aciéristes français, en bonne collaboration avec le constructeur, ont mis en place les nouveaux moyens d'élabora-

tion nécessaires, et ont fait la mise au point de la production dans des délais record, à un niveau de qualité excellent.

Grâce aux études de base que la SNECMA poursuivait depuis plusieurs années sur les alliages réfractaires, dans des domaines très divers, tels que les études portant sur les possibilités de forgeage, de traitement thermique, de soudage, d'usinage, etc., les problèmes de mise en œuvre ont pu être résolus avec succès, mais il est important d'insister sur la réussite de mise en place de nouveaux moyens industriels exceptionnels.

On peut citer :

- un laminoir à bandage de grande capacité, pour alliages réfractaires.
- un marteau-pilon de 80.000 kgm ;
- des fours spéciaux pour traiter sous argon ou sous vide atteignant 1.500 m en diamètre ;
- une presse d'emboutissage de 3.000 t pour alliages réfractaires ;
- des machines d'usinage électrochimique de 20.000 ampères.

Tous ces moyens représentent un ensemble pratiquement unique en Europe. Avec l'effort effectué également dans l'industrie amont, par l'implantation de gros fours de fusion par induction sous vide et de fusion par électrodes consommables, la SNECMA sera dans une position particulièrement compétitive pour la réalisation des ensembles complexes des moteurs modernes dont l'aéronautique a maintenant besoin.

Coupe du four de traitement.

FOUR A 3 CHAMBRES POUR TRAITEMENT SOUS ATMOSPHERE

