

Page Denied



STAT

Concorde

SUD/B.A.C.

SUD/BAC

Concorde

DESCRIPTION GENERALE

GENERAL DESCRIPTION

Issue 2

TSF.175

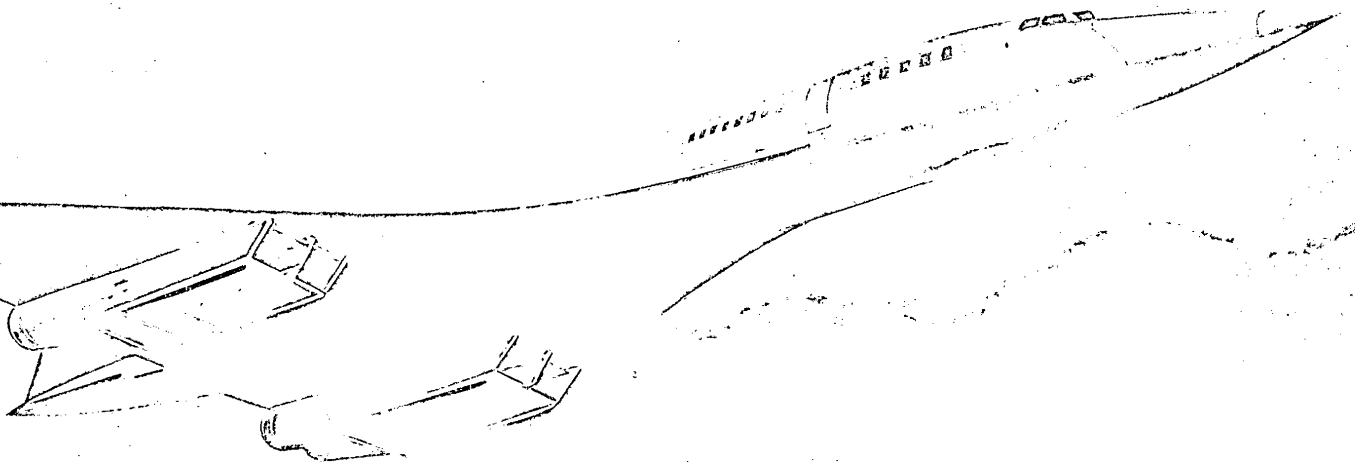
MAY

1964

SUD AVIATION
37 BOULEVARD DE MONTMORENCY
PARIS 16^{eme}
FRANCE

BRITISH AIRCRAFT CORPORATION
FILTON HOUSE
FILTON, BRISTOL
ENGLAND

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2014/03/05 : CIA-RDP80-00247A004200400001-9



Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2014/03/05 : CIA-RDP80-00247A004200400001-9

CONTENTS



SOMMAIRE

STAT

| | | |
|----------------------------------|----|---|
| DESIGN CONCEPT | 2 | PHILOSOPHIE |
| LEADING PARTICULARS | 6 | CARACTERISTIQUES GENERALES |
| FLIGHT DECK | 8 | POSTE DE PILOTAGE |
| STRUCTURE | 9 | STRUCTURE |
| ELECTRICAL SYSTEM | 14 | INSTALLATION ELECTRIQUE |
| ANTI-ICING SYSTEM | 16 | DEGIVRAGE |
| HYDRAULIC SYSTEM | 17 | INSTALLATION HYDRAULIQUE |
| FLYING CONTROLS | 19 | COMMANDES DE VOL |
| FUEL SYSTEM | 21 | CIRCUIT DE COMBUSTIBLE |
| AIR CONDITIONING | 23 | CONDITIONNEMENT D'AIR |
| ACCOMMODATION | 24 | AMENAGEMENT |
| POWER PLANT | 27 | REACTEURS |
| GROUND HANDLING | 29 | SERVICE AUX ESCALES |
| PERFORMANCE | 31 | PERFORMANCES |
| TAKE-OFF | 32 | DECOLLAGE |
| CLIMB | 34 | MONTEES |
| CRUISE | 36 | PERFORMANCES EN CROISIERE |
| FLIGHT PROFILE | 38 | MISSION TYPE |
| LANDING | 40 | ATTERRISSAGE |
| PAYLOAD RANGE & RESERVE FUEL | 42 | CHARGE MARCHANDE - RAYON D'ACTION & RESERVES DE CARBURANT |
| NOISE | 44 | BRUIT |
| RADIATION | 46 | RADIATIONS |
| AIR TRAFFIC CONTROL & NAVIGATION | 49 | CONTROLE DU TRAFIC AERIEN & NAVIGATION |
| ECONOMICS | 52 | ETUDES ECONOMIQUES |
| BLOCK TIME & FUEL | 54 | COMBUSTIBLE & TEMPS BLOC |
| AIRCRAFT MILE COSTS | 56 | COUT D'EXPLOITATION AVION |
| SEAT MILE COSTS | 58 | COUT D'EXPLOITATION PAR SIEGE-MILLE |
| PRODUCTIVITY | 60 | PRODUCTIVITE |
| PASSENGERS TO BREAK EVEN | 62 | SEUIL DE RENTABILITE |



STAT

DESIGN CONCEPT

The prospect of a supersonic transport awaited an advance in the field of aerodynamics which demonstrated a sufficient improvement in efficiency to warrant further development. Arguments in favour of proceeding with the task have ranged from claims of economic merit to pure inevitability, but to be a successor to the subsonic jets, which already carry over 50 per cent of the world's air traffic, it was essential that a large increase in cruising speed should be made to achieve reasonable economics.

DESIGN BACKGROUND

Before discussing the reasoning behind the design of the Concorde, it is of interest to note the amount of supersonic flight experience available to the BAC/SUD consortium and the research programmes currently under way.

Both companies began to fly significant aircraft in 1954 - the French were developing the Trident mixed-power interceptor fighter and in the autumn of that year English Electric flew the P.1, progenitor of the Lightning fighter. Another noteworthy British supersonic aircraft flown in 1954 was the Fairey Delta, or FD.2, which went on to gain the World's Speed Record. Both the P.1 and the FD.2 embarked on intensive programmes of research into supersonic flight while in France another aircraft, the Durandal research vehicle, was under development and eventually attained a speed of Mach 1.6 in December, 1956. The Trident achieved Mach 2.0 in early 1957, by which time the P.1 had progressed to pre-production standard and speeds of Mach 1.2 to 1.5 were becoming commonplace.

The following year, 1958, saw the first supersonic flying at, and in excess of, Mach 2.0, by two French aeroplanes, the Marcel Dassault Mirage III fighter and the Nord Griffon research vehicle - the latter achieved Mach 2.05 in October, 1958. Currently France has the Mirage IV

PHILOSOPHIE

Le transport Supersonique est devenu concevable a partir du moment où les progrès réalisés en aérodynamique ont pu assurer à cette formule un rendement suffisant et lui garantir un développement ultérieur. Les arguments en faveur de sa réalisation sont multiples, qu'il s'agisse d'avantages économiques ou simplement du fait qu'il est impossible d'arrêter le progrès ou d'y renoncer. Pour être un successeur valable des Jets subsoniques qui sont parvenus à s'adjuger plus de la moitié du trafic aérien mondial, il est impératif que le transport supersonique possède un avantage de vitesse suffisant pour avoir une économie compétitive.

EXPERIENCE ACQUISE

Avant d'exposer les idées maîtresses du projet Concorde, il paraît intéressant de résumer l'expérience supersonique acquise par le consortium SUD/BAC, ainsi que le programme des essais en cours de réalisation. Les premiers essais en vol d'avions supersoniques entrepris par les deux sociétés datent de 1954, époque à laquelle les Français mettaient au point leur intercepteur bi-réacteur Trident à fusée auxiliaire suivi à l'automne de cette même année par le P.1 d'English Electric, premier de la famille des chasseurs Lightning. Un autre avion britannique, le célèbre FD.2 Fairey Delta qui devait conquérir le record mondial de vitesse, effectuait également son premier vol en 1954. Les avions P.1 et FD.2 poursuivaient leur programme de mise au point accélérée tandis qu'en France un autre avion prototype le Durandal atteignait au mois de décembre 1956 la vitesse de Mach 1,6.

Au début de 1957 le Trident réalisait Mach 2, alors que le P.1 produit en présérie, croisait couramment entre Mach 1,2 et 1,5.

L'année suivante, 1958, vit les premiers vols supersoniques dépassant Mach 2,0 réalisés par deux appareils français : le Mirage III, avion de chasse Marcel Dassault, et le Griffon, avion expérimental Nord Aviation, ce dernier

supersonic bomber, which has a design cruise speed in excess of Mach 2.0.

In Great Britain, the follow-up to the research programmes carried out by the P.1 and FD.2 aircraft is provided by the steel Bristol Type 188, first flown in 1962; this aircraft has been designed and built to investigate speeds and associated problems, particularly those of aerodynamic heating, at speeds up to Mach 2.5.

Directly linked with the Concord development programme are two further aircraft, the Handley Page HP.115 and the BAC 221. The former is a small single-seat aeroplane designed to investigate the low-speed control and stability of the slender delta wing planform which will be used in the Concord. The BAC 221 is in fact a modification of the FD.2, but fitted with a slender delta wing and designed to work in the high speed regime. Additionally, information on the engine and power plant installation will be augmented by results from the flying of the TSR.2 low level supersonic strike fighter which is powered by Olympus engines of which the Concord engines are a modified version.

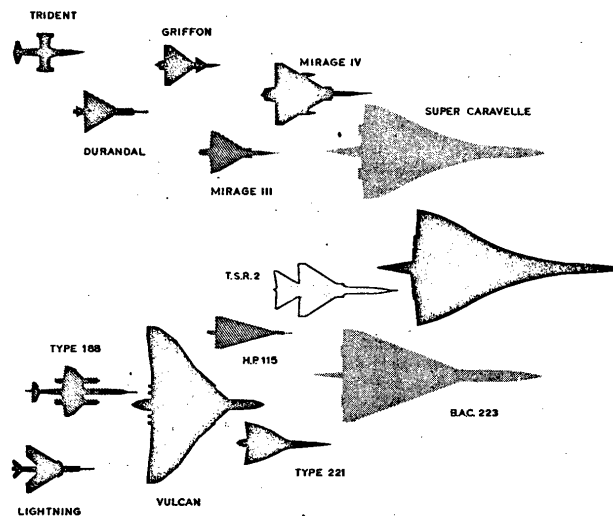
SELECTION OF CRUISING SPEED

A marginal increase in operating speed into the supersonic regime is precluded by the well-marked and inevitably sharp drop in Lift/Drag ratio in the vicinity of Mach unity; thereafter the fall is more gradual and, fortunately, further increases in speed bring consequent improvements in propulsive efficiency so that, despite increasing drag and decreasing L/D, the overall efficiency of the engine-airframe combination rises with increasing Mach number once the marginally-supersonic speeds are exceeded.

However, the rise in speed brings about a further complication - that of the rapidly increasing generation of heat; the major problem is aerodynamic heating and at Mach 2.2 the stagnation temperature - i.e., the highest

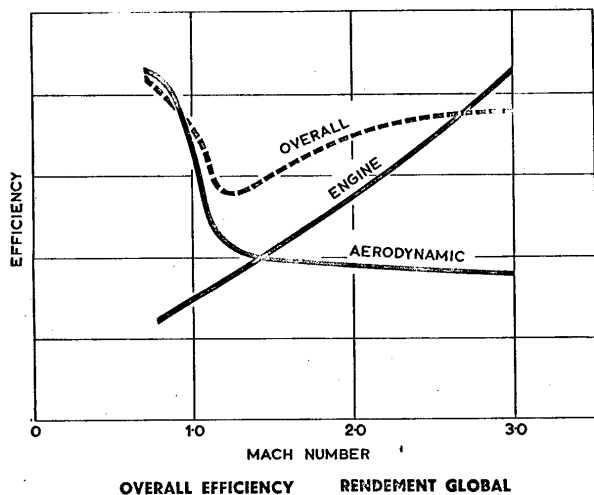
atteignant Mach 2,05 en Octobre 1958. A l'heure actuelle la France dispose d'un bombardier supersonique, le Mirage IV, capable d'une vitesse de croisière supérieure a Mach 2.0.

En Grande Bretagne, la relève du programme des essais effectuées par les avions P.1 et FD.2 était assurée par le Bristol 188, avion expérimental en acier dont le premier vol remonte à 1962 et qui fut conçu et réalisé pour étudier les problèmes liés à la vitesse et particulièrement l'échauffement cinétique aux Machs allant jusqu' à 2,5.



DESIGN BACKGROUND EVOLUTION DU CONCORDE

Deux autres avions, le Handley Page HP 115 et le BAC 221 ont été ensuite réalisés en liaison directe avec le programme Concorde. Le premier est un petit monoplacé destiné à expérimenter la manoeuvrabilité et la stabilité aux basses vitesses de la forme ogivale qui sera utilisée sur le Concorde. Le BAC 221 qui est en fait un FD.2 modifié par substitution d'une aile ogivale, a été conçu pour explorer le domaine supersonique. De plus les essais



temperature recorded on the airframe - is in the region of 153 degrees Centigrade. Away from the points of high temperature the level approaches 120 degrees Centigrade.

At this point - Mach 2.2 - in the supersonic flight regime, it is apparent that an area of multiple advantage exists. Firstly, propulsive efficiency is on the increase, secondly the drag-increase is within acceptable limits, and thirdly, an airframe capable of maintaining a sustained cruise at this speed can be manufactured by normal aeronautical engineering methods using conventional aluminium alloys.

To design a transport aircraft with a higher speed, say Mach 3.0, would result in a slight improvement in overall efficiency which would be coupled with very much higher cruising temperatures. This would mean a departure from aluminium alloys to steel and titanium with their higher costs in materials and tooling and the more expensive development programme needed to combat the current general lack of experience in manufacturing techniques.

en vol du TSR.2 fourniront des enseignements utilisables pour le Concorde dont les réacteurs dérivent directement des Olympus équipant l'avion d'appui tactique supersonique en question.

CHOIX de la VITESSE de CROISIERE

Une pénétration limitée dans le domaine supersonique est vouée à l'insuccès par suite de la chute inévitable et nettement caractérisée de la finesse aux environs de Mach 1. Plus loin, cette décroissance est moins accentuée et comme - circonstance favorable - la consommation kilométrique diminue lorsque la vitesse augmente le rendement global de l'ensemble cellule-propulsion s'améliore dès que la vitesse du son est franchement dépassée - ceci malgré l'accroissement de la traînée et la diminution de la finesse.

Toutefois à mesure que la vitesse augmente, apparaît une nouvelle difficulté due à l'échauffement cinétique. A Mach 2,2 la température d'arrêt atteint déjà 153°C et le niveau des températures en dehors des zones chaudes de la cellule approche alors de 120°C - un flux de chaleur plus important risque donc de créer un problème de matériaux.

On voit ainsi que le vol supersonique au voisinage de Mach 2,2 présente des avantages multiples. Pour commencer, la consommation kilométrique continue à s'améliorer, ensuite l'accroissement de la traînée se maintient dans des limites acceptables; enfin, une cellule capable d'endurer un vol à ces vitesses peut encore être fabriquée à l'aide de procédés classiques en utilisant des alliages d'aluminium connus.

Pour réaliser un avion de transport ayant des vitesses de croisière plus élevées et des rendements globaux légèrement améliorés, il faudra tenir compte de températures bien supérieures. A Mach 3,0, par exemple, cela entraînera le remplacement des alliages par de l'acier ou du Titane, ce qui signifiera des prix de matière et d'outillage accrus et des programmes de recherche plus coûteux.

It is an interesting coincidence to note that the slender delta planform adopted for the Concorde, which satisfies all specific aerodynamic conditions, does so as long as the design speed does not greatly exceed Mach 2 - this is also the speed beyond which, as is shown above, conventional aluminium alloys cease to be appropriate materials for the airframe structure.

SELECTION OF SHAPE

The best theoretical shape for optimum cruise performance at Mach 2.0 is a slender delta wing about four times as long as its semi-span, because it offers a means whereby cross-sectional areas can be arranged to be close to those which give a theoretical minimum wave drag. For much higher speeds, the aspect ratio for best Lift/ Drag ratio decreases and this leads to a deterioration in low speed handling qualities to the point where a canard configuration becomes advisable. At Mach 2.2 it is possible to achieve a satisfactory compromise with a modified delta having a long slender nose which gives a high Lift/ Drag ratio. Suitable cambering ensures greatly improved subsonic and transonic performance and an enhancement of low speed stability and control.

SELECTION OF ENGINE

The choice of the optimum engine for the Concorde represents a compromise between a wide range of flight requirements. High thrust is required for take-off, transonic and supersonic cruising flight, whilst low fuel consumption is necessary both during cruise at high thrusts and for the subsonic diversion and holding pattern during which about one-third maximum thrust is used.

Starting with the cruising case, a relatively high pressure ratio engine is required with a high specific thrust necessary for low power plant weight; this leads to the choice of a moderately high turbine entry temperature. Fortunately, however, the use of a high pressure ratio leads

On peut noter en passant que la forme en plan ogivale retenue pour l'aile de Concorde permet de satisfaire à toutes les exigences aérodynamiques tant que les vitesses prévues ne dépassent pas sensiblement Mach 2 - ce qui coïncide avec la limite définie plus haut - à partir de laquelle les alliages classiques d'aluminium cessent d'être utilisables pour la construction de la cellule.

CHOIX DE LA FORME AERODYNAMIQUE

Pour croiser à Mach 2,0 une aile ogivale deux fois plus longue que large, se rapproche de l'optimum théorique, car l'évolution des sections transversales peut suivre la loi donnant une traînée d'onde minimum. Pour des vitesses notablement supérieures l'allongement donnant la meilleure finesse est plus faible, ce qui entraîne une détérioration des caractéristiques correspondant aux portances élevées jusqu'au point où la configuration canard devient une solution à retenir. A Mach 2,2 il est possible de parvenir à un compromis satisfaisant en raccordant à une aile delta une pointe effilée qui lui donnera une finesse plus élevée. A l'aide d'une cambrure appropriée, il est possible d'améliorer notablement les performances subsoniques et transsoniques et plus particulièrement la manoeuvrabilité et la stabilité aux faibles vitesses.

CHOIX des REACTEURS

L'optimisation des réacteurs équipant Concorde représente un compromis entre des exigences couvrant un domaine de vol très étendu. Une poussée élevée est nécessaire pour le décollage, l'accélération transsonique et la croisière supersonique, alors qu'une faible consommation spécifique est importante tant pour la croisière à la poussée maximum que pour les détournements subsoniques et les attentes effectuées au tiers de la poussée nominale.

Pour ce qui est des croisières, il est nécessaire d'avoir un taux de compression assez élevé associé à un rapport poids/poussée faible. Cela conduit à adopter, pour les températures à l'entrée de la turbine des valeurs modérément élevées. Il se trouve heureusement que dans

to low consumption in the subsonic diversion and holding cases.

Bristol Siddeley were already developing for the military TSR.2 an advanced version of the Olympus engine with a moderately high pressure ratio. It was therefore decided to power the Concorde with a development of the TSR.2 engine to be known as the Olympus 593. The development includes an increased air mass flow and the use of a re-heat system developed and manufactured by S.N.E.C.M.A.

le cas des déroutements et des attentes subsoniques, le choix d'un taux de compression important se répercute favorablement sur les consommations spécifiques.

Bristol Siddeley mettait au point pour l'aviation militaire une version poussée de l'Olympus destinée au TSR.2. Il fut donc décidé d'équiper le Concorde avec un dérivé de ce réacteur. Sous la désignation Olympus 593, ce dérivé comporte une post-combustion étudiée et réalisée par la SNECMA, cependant que le débit d'air a été augmenté.

LEADING PARTICULARS

| | |
|----------------------------------|--------------|
| Span | 83.8 ft. |
| Length | 184.2 ft. |
| Height (Top of fin) | 38.0 ft. |
| Wing Area | 3,860 sq.ft. |
| Cabin Interior Width | 103.4 in. |
| Cabin Interior Height | 77.0 in. |
| Max. Cabin Pressure Differential | 10.7 p.s.i. |
| Cargo Volume | 618 cu.ft. |
| Maximum Take-off Weight | 326,000 lb. |
| Maximum Landing Weight | 200,000 lb. |
| Maximum Zero Fuel Weight | 165,000 lb. |
| Operating Weight Empty | 139,000 lb. |
| Maximum Payload | 26,000 lb. |
| Usable Fuel Capacity | 174,000 lb. |

Engines

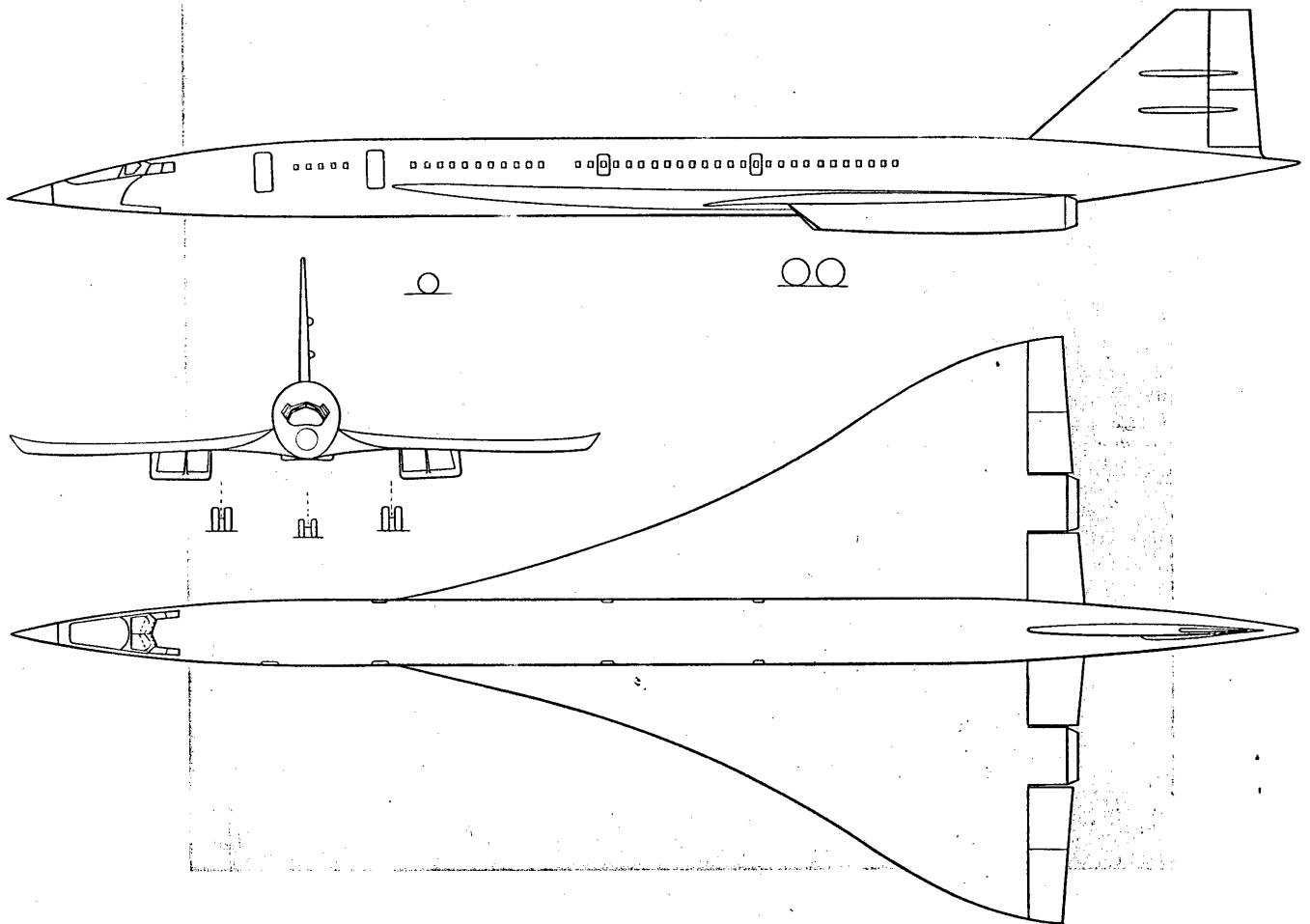
| | |
|--------------|-------------------|
| Number | 4 |
| Type | BSEL Olympus 593B |
| Rated Thrust | 35,000 lb. |

CARACTERISTIQUES GENERALES

| | |
|---|------------------------|
| Envergure | 25,5 m. |
| Longueur | 56,2 m. |
| Hauteur (Haut de la dérive) | 11,6 m. |
| Surface de référence voilure | 358,25m ² . |
| Largeur Intérieure Cabine | 2,63 m. |
| Hauteur Intérieure Cabine | 1,96 m. |
| Pression Différentielle Max. de la Cabine | 750 gr/cm ² |
| Volume des Soutes | 17,6 m ³ |
| Poids Max. au Décollage | 148.000 Kg. |
| Poids Max. à L'atterrissage | 91.000 Kg. |
| Poids Max. Sans Carburant | 74.910 Kg. |
| Poids à Vide en Ordre D'exploitation | 63.110 Kg. |
| Charge Marchande Max. | 11.800 Kg. |
| Capacité de Carburant Utilisable | 79.000 Kg. |

Réacteurs

| | |
|------------------|-------------------|
| Nombre | 4 |
| Type | BSEL Olympus 593B |
| Poussée Nominale | 15.890 Kg. |



FLIGHT DECK

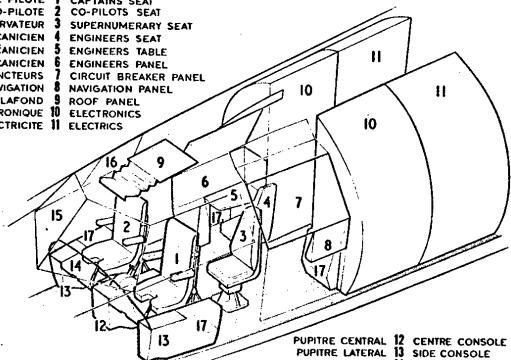
The flight deck is designed for a crew of three - two pilots and a flight engineer - with provision for a super-numerary fourth crew member.

Entering the flight deck, the engineering panels are on the right and the electrical distribution circuit breaker panels and navigation instruments on the left. A console on the fuselage side of each pilot incorporates some of the navigation and communication controls.

Conventional control columns and adjustable rudder pedals are provided for each pilot. On either side of the main dash panel are the basic flying instruments and in the centre the controls and instruments used commonly by both pilots. A coaming designed to eliminate reflection of the flight deck instruments on the windscreen surmounts the panel. Fitted into the face of the coaming is the master warning light and the engine fire-control knobs; mounted on top is the auto-land display.

Between the pilots is a centre console which incorporates throttles, trim controls, auto-throttle and autopilot control units, re-heat, air brake controls, radio, navigation

- SIEGE PILOTE 1 CAPTAINS SEAT
- SIEGE CO-PILOTE 2 CO-PILOTS SEAT
- SIEGE OBSERVATEUR 3 SUPERNUMERARY SEAT
- SIEGE MECANICIEN 4 ENGINEERS SEAT
- TABLE MECANICIEN 5 ENGINEERS TABLE
- TABLEAU MECANICIEN 6 ENGINEERS PANEL
- PANNEAU DISJONCTEURS 7 CIRCUIT BREAKER PANEL
- PANNEAU NAVIGATION 8 NAVIGATION PANEL
- PANNEAU DE PLAFOND 9 ROOF PANEL
- ELECTRONIQUE 10 ELECTRONICS
- ELECTRICITE 11 ELECTRICS



- PUPITRE CENTRAL 12 CENTRE CONSOLE
- PUPITRE LATÉRAL 13 SIDE CONSOLE
- PANNEAU INSTRUMENTS 14 DASH PANELS
- VITRES PRINCIPALES 15 MAIN SCREENS
- VITRES LATÉRALES 16 SIDE SCREENS
- STOCKAGES 17 STOWAGES

POSTE DE PILOTAGE

Le poste de pilotage est aménagé pour 3 membres d'équipage: pilote, co-pilote et mécanicien. Une place est prévue pour un observateur éventuel. A droite de l'entrée du poste se trouvent les panneaux du mécanicien, à gauche les tableaux de distribution électrique avec leurs disjoncteurs. Au droit de chaque pilote se trouve une banquette latérale portant le panneau de commande de la radio.

Chacun des pilotes dispose d'un volant et de pédales réglables classiques. De chaque côté de la planche de vol principale se trouvent les instruments de vol essentiels et au centre les instruments et les commandes communs aux deux pilotes. Les planches de bord sont surmontées d'un auvent destiné à diminuer la réflexion des instruments de vol dans le pare brise.

Cet auvent porte les avertisseurs lumineux généraux ainsi que les boutons commandant les extincteurs des compartiments réacteurs. Un écran servant à l'atterrissage automatique est prévu dans la partie supérieure.

Un pupitre central situé entre les deux pilotes porte les manettes de gaz, les commandes de reverse, de réchauffe éventuelle et de trims, l'automanette et les boîtes de commande du pilote automatique, de la navigation, de la radio et des communications essentielles ainsi que la commande de secours de la visière. Le restant des instruments et des commandes utilisés en vol par les deux pilotes est placé au plafond sur un panneau central à facettes normales au champ de vision.

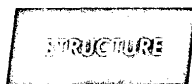
En plus d'un éclairage intégral, tous les instruments sont pourvus d'un éclairage d'ambiance. Un éclairage blanc électroluminescent est prévu pour les boutons de commande

and primary communication controls and the emergency control for lowering the visor. The remainder of the instruments and controls required by the pilots in flight are located in a central roof panel, the forward end of which is angled in steps toward the line of vision.

In addition to integral lighting of all instruments local lighting is also provided. White electro-luminescent panels illuminate the control switches and panel markings.

The Engineer's panels incorporate instruments and controls for power plant management, electrical services, air conditioning, de-icing, hydraulic services and fuel management. Because the Engineer requires access to instruments on the left side of the aircraft and also to the centre console and roof panel, his seat is mounted on a turntable fitted with tracks which permit movement sideways and fore-and-aft.

The two main windscreen panels are integrally de-iced and are also toughened to withstand bird impact. For supersonic flight the upper surface of the aircraft's nose lifts hydraulically to reduce drag; this also protects the main panels against the effects of kinetic heating. The flight deck direct-vision panels and side-screens are electrically de-misted.



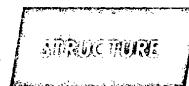
DESIGN CRITERIA

The aircraft structure is designed to satisfy the agreed requirements of the Joint Franco-British Airworthiness Authorities, taking account of British BCAR and French Standard AIR 2051 requirements, the latter satisfying the requirements of the American CAR 4b.

The design cruising speed curve shows the variation of maximum cruising speed with altitude. At normal cruising heights between 55,000 and 63,000 ft and under standard atmospheric conditions the Mach No. is 2.2, corresponding to a true air-speed of 1,450 miles per hour. The design diving speed is chosen to give adequate margin against inadvertent departure from V_c arising from upset manoeuvres and atmospheric disturbances such as entry into gusts, jet streams or changes in temperature.

et les inscriptions sur les panneaux. Les deux glaces frontales du pare brise à dégivrage intégral sont capables de résister à l'impact éventuel des oiseaux. En vol à faible vitesse, une bonne visibilité est assurée grâce à un nez basculant de 10° dont la partie supérieure formant visière est escamotée. En vol supersonique, le tout est relevé hydrauliquement, non seulement pour réduire la traînée mais aussi pour protéger les glaces frontales contre l'échauffement cinétique. Une visibilité avant réduite est alors assurée aux deux pilotes au moyen d'ouvertures transparentes pratiquées dans la visière. Les glaces assurant la visibilité directe, panneaux latéraux compris, sont à désembuage électrique.

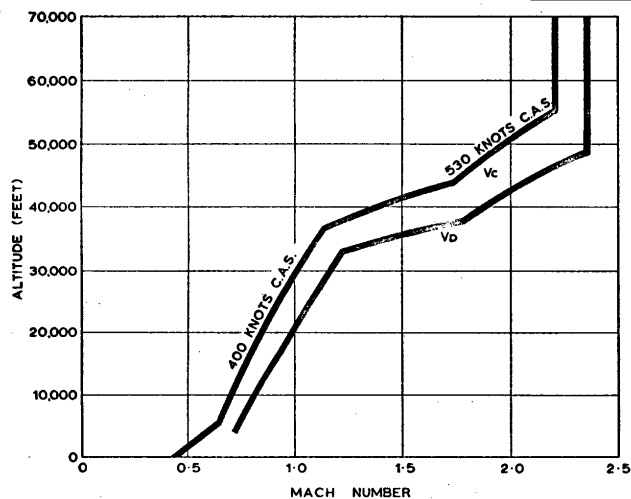
Une attention particulière a été apportée dans la conception du poste de pilotage pour réduire au maximum la fatigue imposée à l'équipage. Les instruments sont rapprochés et logiquement disposés; le siège à support pivotant monté sur glissières permet aussi bien des mouvements latéraux que longitudinaux suivant le désir du mécanicien. Même en position extrême avant, tous les instruments restent facilement observables.



CONDITIONS DE CALCUL

La structure de l'avion a été étudiée de façon à répondre aux exigences combinées des autorités Franco-Britanniques basées sur le BCAR anglais et la norme AIR 2051 française, cette dernière tenant compte des exigences américaines définies dans le CAR 4 B.

La courbe donnant les limitations de la vitesse en fonction de l'altitude montre les vitesses maximales atteintes en croisière. Aux altitudes normales de croisière entre 17.000 et 19.000 mètres, dans des conditions atmosphériques standard le nombre de Mach de 2,2 correspond à une vitesse vraie de 2340 km/h. La vitesse de piqué retenue pour le calcul a été choisie de façon à assurer une marge suffisante par rapport aux vitesses de croisière pour couvrir les écarts causés par des manoeuvres



DESIGN SPEEDS LIMITATIONS DE VITESSE

Gust intensities at supersonic cruising altitudes are sufficiently low for the rough airspeed to coincide with cruising speed without incurring additional structural penalty. At subsonic speeds however, deceleration to a rough airspeed applies as for present day aircraft.

The design limits of the manoeuvre load factors are +2.5 and -1, these being of the same magnitude as for current civil transport aircraft.

Loads on the fuselage due to cabin pressurization correspond to a maximum pressure differential of 10.7 p.s.i. and loads on the wing structure due to fuel tank pressurization (over 40,000 feet) correspond to a maximum of 2.14 p.s.i.

The life of the airframe is a major factor in structural design. Because of the more exacting environment in which the Concorde will operate, the effects of metal fatigue and creep assume greater significance in determining the working stress levels for a life of the required order.

intempêtes, des perturbations atmosphériques telles que rafales et jet streams ou discontinuités de température.

Les intensités des rafales aux altitudes de vol en supersonique sont suffisamment faibles pour que la vitesse de croisière maintenue en atmosphère agitée n'entraîne point de pénalisations structurales. Toutefois, en régime subsonique la rencontre de turbulences nécessite une réduction de vitesse comparable à celle des avions en service.

Les facteurs de charge limite correspondant au domaine des manoeuvres symétriques sont + 2,5 et - 1 comme pour les avions de transport classiques. Les charges de pressurisation correspondent à une différence de pression maximum de 750 mb pour la cabine et à 150 mb pour les réservoirs structuraux de l'aile (permettant de maintenir une pression absolue de 230 mb à 19.000 mètres).

L'endurance de la cellule est un facteur essentiel pour le dimensionnement. Etant donné les écarts d'ambiance rencontrés par Concorde, les effets cumulés de fatigue et de fluage sont des facteurs très importants dans la détermination des niveaux de contraintes compatibles avec une vie en fatigue donnée.

L'élasticité inhérente de l'aile effilée et mince de Concorde a des répercussions importantes. Aussi le dimensionnement des extrémités de l'aile est largement influencé par des considérations de rigidité minimale indispensable pour prévenir l'apparition du flutter et assurer une bonne efficacité des gouvernes.

NORMES STRUCTURALES

Toutes les charges de calcul peuvent être supportées sans ruptures ni déformations permanentes. Le dimensionnement de la structure de base a été effectué en ayant en vue une vie en fatigue au moins égale à 30.000 heures.

La conception fail-safe a été appliquée dans la mesure du possible, la solution multipoutre utilisée permet d'assurer l'acheminement des efforts dans le cas d'une défaillance partielle ou totale d'un élément important sans entraîner la rupture de l'ensemble ni abaisser la résistance résiduelle en dessous d'un standard suffisant pour tenir les charges appliquées en vol normal. Le niveau général des contraintes

Because of the longer slender Concorde airframe the implications of airframe flexibility are significant in basic design. For instance, to avoid the onset of flutter and ensure adequate control effectiveness, the outer wing design is largely influenced by flexibility considerations.

STRUCTURAL REQUIREMENTS

The primary structure is capable of withstanding all design loads without failure or permanent deformation. It is designed for a service life of not less than 30,000 hours.

Fail-safe principles are embodied wherever practicable; the multi-load path concept being used to ensure that complete or partial failure of a single main structural member will not in itself cause the collapse of the whole structure or reduce its strength to a level insufficient to sustain normal flight loads. Low design stress levels afford protection against catastrophic failure of the structure resulting from cracks or local ruptures which might occur during the intervals between periodic inspections.

At the high cruising speed attained by the Concorde, friction between the aircraft skin and surrounding air results in kinetic heating and a consequent rise in structure temperature.

The highest skin temperatures recorded on the airframe at a cruising speed of Mach 2.2 are 153°C at the nose and 130°C at the wing leading edge. Away from these areas the equilibrium temperature is in the order of 120 deg. C.

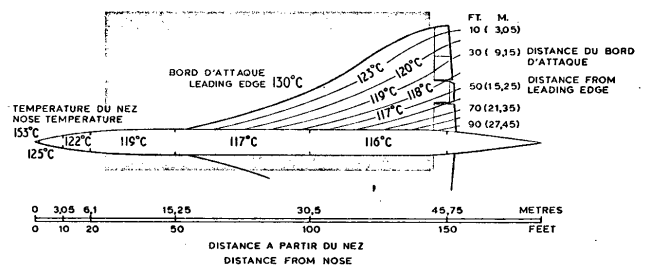
The effects of this high temperature environment on the structural materials used in the design are twofold. Firstly, it is well known that the load bearing properties of metallic materials reduce with increasing temperature, some materials being more adversely affected than others. However, for much of the structure it is the recovery properties that are more significant as the greater design loads occur either in subsonic flight or in landing or ground manoeuvring. Secondly, sustained exposure to elevated temperatures associated with sustained stress will result in creep of the material and therefore permanent deformation of the structure.

est peu élevé et écarte le risque d'une rupture catastrophique de la structure qui pourrait être provoqué par des criques ou des défaillances locales survenant entre les révisions périodiques.

Aux vitesses de croisière atteintes par Concorde, le frottement de l'air contre le revêtement se transforme en chaleur et se traduit par une élévation de la température de la structure.

En croisière à Mach 2,2 les températures les plus élevées à l'extérieur de la cellule atteignent 153°C pour le nez du fuselage et 130°C pour le bord d'attaque de l'aile. En dehors de ces endroits la température d'équilibre s'établit aux environs de 120°C.

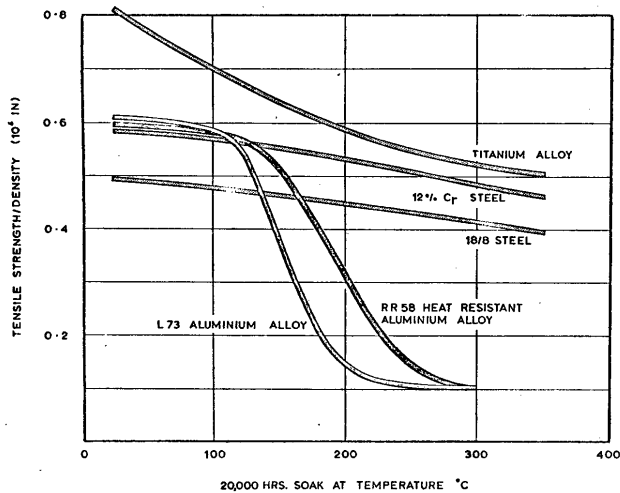
TEMPERATURES D'EQUILIBRE DE LA SURFACE SUPERIEURE DU REVETEMENT
CROISIERE A MACH 2,20 ET 18300 METRES - I.S.A.
SKIN EQUILIBRIUM TEMPERATURES - TOP SURFACE
CRUISE MACH 2.2 AT 60,000 FT. I.S.A.



SKIN TEMPERATURES TEMPERATURES DU REVETEMENT

Les effets sur la structure des températures ambiantes élevées sont de deux sortes. Premièrement, il est bien connu que la résistance des métaux décroît lorsque la température augmente, certains matériaux étant plus affectés que d'autres. Toutefois ce sont les propriétés résiduelles après refroidissement qui importent pour la majeure partie de la structure, le dimensionnement correspondant soit au vol subsonique, soit aux manoeuvres au sol. Deuxièmement, le maintien à température élevée associé avec l'application continue de charges, donne du fluage qui se traduit par des déformations permanentes de la structure.

Thermal stresses need to be considered when there is a significant temperature gradient in different parts of the structure. The temperature of a wing spar boom during supersonic acceleration will rise rapidly, whereas the middle of the associated web remains relatively cool. The



STRENGTH/DENSITY RATIO OF VARIOUS MATERIALS AT ELEVATED TEMPERATURES
 RAPPORT RESISTANCE/DENSITE POUR DIVERS MATERIAUX A DES TEMPERATURES ELEVEES

temperature of the middle will then rise slowly to attain equilibrium. The opposite will occur during deceleration.

In subsonic aircraft thermal stresses are low and have little effect on design. In supersonic aircraft, however, they are sufficiently high to merit special attention both in design and in the structural test programme.

At the skin temperatures associated with a speed of Mach 2.2 a heat resistant aluminium alloy, RR.58 is the most suitable prime structural material for the Concorde.

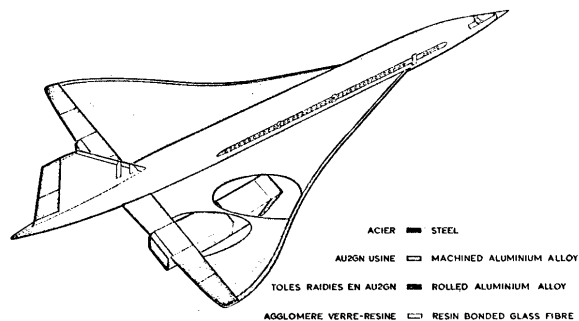
Limited use is made of steel and titanium where these materials can be used to advantage.

Les contraintes thermiques sont à prendre en considération chaque fois que le gradient de température entre les différentes parties de la structure est important. Durant l'accélération, la température des semelles du longeron caisson de l'aile monte rapidement, alors que les parties centrales des âmes correspondantes n'atteignent leur température d'équilibre que très progressivement. L'inverse se passe durant la décélération.

Dans les avions subsoniques les contraintes thermiques sont faibles et n'ont aucune influence pratique sur le dimensionnement. Dans l'avion supersonique, ces contraintes sont suffisamment importantes pour influencer aussi bien le dimensionnement de la structure que le programme des essais. A Mach 2,2 lorsque la température d'équilibre atteint 120°C dans les régions éloignées des bords d'attaque, l'AU2GN a été considéré comme l'alliage léger convenant le mieux à la structure principale de Concorde. La courbe jointe donne pour différents matériaux la décroissance des résistances spécifiques en fonction de la température. Le titane et l'acier sont peu utilisés et seulement dans le cas où cela présente un avantage.

DESCRIPTION DE LA CELLULE

La majeure partie de la structure est de type conventionnel et utilise principalement l'alliage d'aluminium AU2GN.



CONCORDE STRUCTURAL MATERIALS
 MATERIAUX STRUCTURAUX DU CONCORDE

AIRFRAME DESIGN

The fuselage is a pressurised cylinder of almost constant cross-section with unpressurised nose and tail cones. Construction is mostly conventional using aluminium alloy as the chief material. Hoop frames at approx. 20 inches pitch support a shell of skin panels and closely pitched longitudinal stringers which give an optimum load-carrying ability for both flight and pressure loads. The majority of stringers are extruded, and wherever possible attachments are made by spot welding. The gauge of the fuselage skin varies according to local structural requirements but in the more lightly stressed areas of the pressure cabin, has a minimum thickness of 0.055 in. Passenger window surrounds are formed by integral skin/stringer panels machined from aluminium alloy planks, each panel spanning several windows. The windows are fail-safe, comprising a double pressure panel and an external thermal insulation panel. Wherever possible, access panels are of non-stressed design. The design of the rear fuselage structure is influenced by acoustic requirements which dictate a configuration for minimising the effects of acoustic fatigue.

The wing is a multi-spar torsion box embodying integral fuel tanks and carrying the power plant and main landing gear. The principal structural material used is RR.58 aluminium alloy. Integrally machined components are used for highly loaded members and for the skin panels. In the centre wing, the spars are continuous across the fuselage; the spars and associated frames being built as single assemblies which extend from left to right nacelle positions. The forward wing sections are built as separate components and are attached to each side of the fuselage, the spar loads being transferred to cross members in the lower part of the main fuselage frames. Access panels to equipment in the wing are, wherever possible, non-stressed but fuel tank inspection panels and inspection panels on top of the wing in the vicinity of the engine nacelles are stressed members.

The under-wing engine nacelles consist of air intake, engine bay and nozzle support structures. The intakes are constructed mainly of RR.58 aluminium alloy with leading

le fuselage bilobé pressurisé est cylindrique sur presque toute la longueur, le nez et la queue non pressurisés ont une forme ogivale.

Les arceaux des cadres espacés de 53 centimètres supportent des panneaux de revêtement à lisses très rapprochées constituent un ensemble optimum pour résister aux charges de vol et de pressurisation. La plupart des lisses sont étirées, soudées par points dans toutes les parties accessibles. L'épaisseur du revêtement correspond aux charges dimensionnantes locales mais sans que l'épaisseur des parois de la cabine pressurisée descende au dessous de 1,4 mm. Les bordures des hublots font partie des panneaux usinés à raidissage intégral. Ces panneaux sont pris dans des plaques en alliage d'aluminium et chacune couvre plusieurs hublots. Les surfaces transparentes des hublots sont du type fail-safe, l'isolement thermique étant assuré par le panneau extérieur et la pression tenue par un panneau double. Chaque fois que cela est possible les portes de visite sont du type non travaillant. La conception de la partie arrière du fuselage tient compte des niveaux sonores appliqués, le maillage prévu permettant de réduire au maximum les effets de la fatigue acoustique.

L'aile caisson multilongeron effilée et mince constitue les réservoirs intégraux, supporte les nacelles des réacteurs et contient le logement du train principal.

L'alliage d'aluminium AU2GN est utilisé pour la structure. Les panneaux de revêtement et les pièces supportant des charges élevées sont à usinage intégral.

Les tronçons de l'aile centrale compris entre les nacelles et les longerons principaux traversant le fuselage sont construits comme des ensembles complets, les cadres correspondants aux longerons principaux faisant partie de ces derniers. Les pointes triangulaires des demi-ailes avant forment également des ensembles, leur fixation sur le fuselage se faisant au droit des longerons dont les efforts sont transmis aux traverses situées dans les parties inférieures des cadres principaux. Les portes de visite donnant accès à l'équipement situé dans l'aile sont du type non travaillant chaque fois que cela est possible, mais les portes d'inspection des réservoirs et les portes de l'extrados de l'aile au droit des nacelles sont du type structural.

Les nacelles suspendues sous l'aile comprennent les entrées d'air, le logement des réacteurs et les structures supportant les tuyères. Les entrées d'air sont en alliage d'aluminium avec des bords d'attaque en acier. A l'exception des portes d'accès aux réacteurs, en titane, la

edges of steel. With the exception of the forward engine access door, which is fabricated from steel sheet, the nacelle structure between the engine firewall and wing rear spar is mainly steel honeycomb sandwich. Aft of the rear spar conventional steel construction is used.

The fin is also a multi spar torsion box with the majority of the spars constructed of machined and fabricated sections. Machined ribs and spars are used in the vicinity of the rudder hinges and also where the depth of the fin is insufficient to allow the economical use of fabricated structure, e.g. at the fin tip and along the leading edge. The skin panels are of machined plank construction with integral stiffeners. As with the rear fuselage, the fin structure embodies design features which lessen the effects of noise.

ELECTRICAL SYSTEM

The Concord depends upon the electrical system for engine control, fuel supply and transfer, directional control, navigation, communications and other essential services. To ensure basic integrity, vital services, together with their supplies and controls, are duplicated. This is achieved by dividing the electrical system into two sub-systems which remain separate throughout the aircraft.

Electrical power is derived from four 40 kVA brushless self exciting alternators, the voltage being regulated to 115v per phase at the busbar. Frequency is maintained at 400 c.p.s. by constant speed drive units operating at 8,000 r.p.m. The alternators are oil cooled and overheat warning indication is provided; in the event of failure the constant speed units can be disconnected from the engines. The output of three alternators can carry the total general service load plus the maximum de-icing load, and still retain sufficient capacity to meet development growth.

Power is delivered from the alternators to main busbar panels under the forward cabin floor which in turn supply feeder panels in the above-floor electrical compartments on either side of the aircraft behind the flight deck. Supplies are then taken to sub-circuit panels on the flight deck where the individual service circuit breakers are available to the engineer.

structure des nacelles entre les cloisons pare-feu et le longeron arrière de laile est en acier, principalement du type nids d'abeilles. La structure située après le longeron arrière est également en acier mais du type classique.

La dérive est également du type caisson multilongeron, la plupart des longerons étant usinés à raidissage intégral. Des nervures et des longerons usinés sont utilisés au voisinage des paliers de fixation des gouvernes de direction et également dans les régions où l'épaisseur de la dérive est insuffisante pour permettre une construction en tôle raidie, par exemple dans le saumon et le bord d'attaque. Les panneaux du revêtement sont du type usiné à raidissage intégral. Comme pour le fuselage arrière, la structure de la dérive a été étudiée pour minimiser les effets de fatigue acoustique.

INSTALLATION ELECTRIQUE

Sur Concorde, l'énergie électrique a été choisie pour assurer le contrôle des réacteurs, l'alimentation en combustible et son transfert pour le ballastage, la commande et le contrôle des servo-dynes actionnant les gouvernes, la navigation, les communications et autres services essentiels. La sécurité de fonctionnement des circuits vitaux est obtenue en dédoublant les équipements et en rendant indépendante leur alimentation et leur commande. L'installation est divisée en deux systèmes indépendants dont tous les circuits restent séparés.

L'énergie électrique est fournie par quatre alternateurs de 40 kVA à auto-excitation, sans balais; leur voltage est réglé sur la barre omnibus à 115 volts par phase. Leur fréquence est maintenue à 400 hZ à l'aide d'une transmission à vitesse constante tournant à 8000 tours-minute entraînée par chaque réacteur. Un débrayage mécanique est prévu pour le cas de panne d'un alternateur. Le refroidissement des alternateurs est assuré par l'huile utilisant le combustible comme source froide. Trois alternateurs peuvent, à eux seuls, fournir toute la puissance nécessaire y compris celle requise pour le dégivrage, tout en conservant une marge suffisante en cas d'extension ultérieure du bilan électrique.

The four main a.c. busbars are connected in pairs and supply the general a.c. loads and four T.R.U.s. The de-icing load is split, one half being supplied by one alternator in each sub-system; a transfer arrangement ensures continuation of supply should either alternator fail.

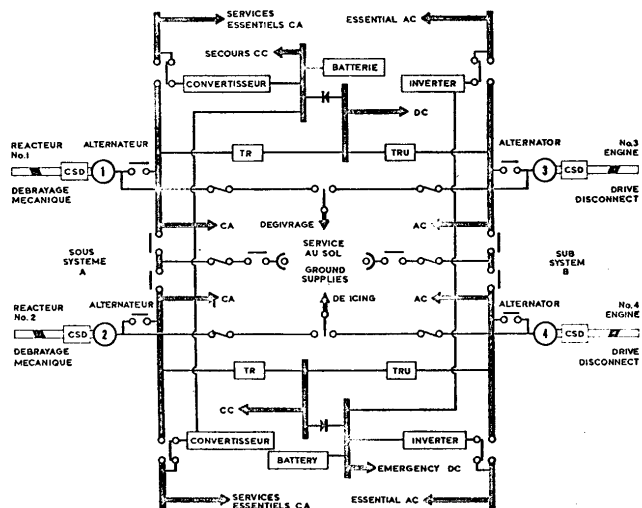
Four Transformer Rectifier Units supply d.c. power at a nominal 28v. Two T.R.U.s one from each main a.c. sub-system, operate in parallel to provide two separate d.c. sub-systems. One T.R.U. can carry the full sub-system load.

A.C. essential services are maintained from two busbars in each sub-system connected normally to the main busbars but, in emergency, supplied by static inverters. D.C. essential supplies are maintained from a single busbar in each sub-system connected normally to the main d.c. busbar. In emergency, power is provided by batteries, one connected to each essential d.c. busbar.

Le courant fourni par les alternateurs arrive aux panneaux portant les barres principales et situés en dessous du plancher du poste de pilotage. De là, le courant est transmis aux panneaux d'alimentation placés au dessus du plancher de chaque côté du compartiment électrique qui se trouve juste derrière la cabine de l'équipage. Les quatre barres omnibus montées en parallèle sont groupées en deux sous-systèmes alimentant les circuits à courant alternatif ainsi que quatre transfo-réducteurs. La distribution du courant alternatif se fait à l'aide de panneaux secondaires portant un disjoncteur par circuit alimenté. Placés dans le compartiment de l'équipage, ces disjoncteurs sont à la portée du mécanicien navigant. La puissance nécessaire au dégivrage a été divisée en deux moitiés dont chacune est fournie par l'un des alternateurs de chaque sous-système. Un dispositif de transfert est prévu pour assurer l'alimentation en cas de panne d'un des alternateurs.

La tension nominale de l'alimentation en courant continu est de 28 volts. La puissance est fournie par 4 transfo-redresseurs branchés deux par deux en parallèle de façon à former deux systèmes à courant continu séparés. Un seul transfo-redresseur est capable d'assurer la charge totale d'un sous-système.

Les services essentiels alimentés en courant alternatif sont normalement assurés par deux barres omnibus de chaque sous-système branchées directement sur les barres principales. En cas de panne, l'alimentation se fait par l'intermédiaire d'un convertisseur statique. Les services essentiels alimentés en courant continu sont normalement assurés par une seule barre omnibus de chaque sous système directement connectée avec la barre principale correspondante. En cas de panne le courant continu est assuré à l'aide de batteries, l'une d'entre elles étant branchée sur la barre omnibus de chaque système essentiel.



ELECTRICAL BLOCK DIAGRAM SCHEMA DE PRINCIPE
INSTALLATION ELECTRIQUE

ANTI-ICING SYSTEM

The de-icing system has been designed to protect the engines against excessive ice-accretion at subsonic speeds. Airframe protection is not undertaken because ice-accretion on a slender delta will not induce unacceptable drag or cause aerodynamic instability. Also, because of kinetic heating of the skin, there is no requirement for any protection at supersonic speeds.

The form of protection is primarily electrical, but where it is more convenient hot air is used. The wing leading edges immediately ahead of the intakes, the leading edges of the intake walls and the intake auxiliary door are all electrically de-iced, while the forward face of the intake ramp, the nose bullet and entry guide vanes of the engine are de-iced by hot air tapped from the engine compressor.

Continuous electrical ice protection makes an unreasonable demand on the aircraft's power generation system. For this reason the Concorde will use a cyclic de-icing system which brings to bear the maximum available power (25 kVA) to small areas in a controlled sequence. The electrical de-icing consists of two independent systems each comprising the wing and nacelle of one side and each supplied by a separate alternator. Both systems are divided into eight cyclic de-icing areas to which power is applied in sequence every 100 seconds for a period of 12½ seconds. The cycle is timed to ensure that de-icing occurs before accretion reaches a size capable of causing damage to the compressor blades.

The wing and intake loads on the left side are supplied by either No.1 or No.3 alternators and those on the right side by No.2 or No.4 alternator.

All flight deck windcreens incorporate an electrically conducting transparent film which provides anti-icing protection for the forward facing windcreens and de-misting for the side panels.

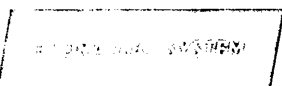
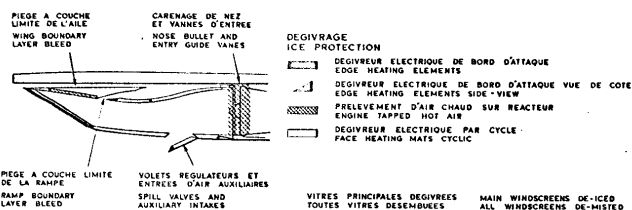
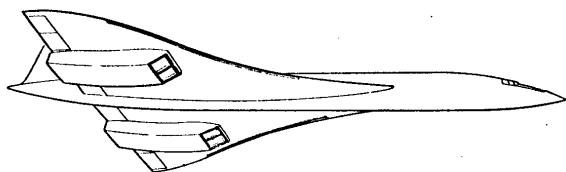
Pitot and pitot/static heads incorporate continuous electrical power anti-icing protection.

DÉGIVRAGE

Le système de dégivrage a été établi surtout pour protéger les réacteurs contre l'ingestion excessive de glaçons aux vitesses subsoniques. La protection de la cellule contre le givrage ne pose aucun problème car l'accumulation de glace sur une aile delta éfilée ne doit pas augmenter la traînée de façon inacceptable ni causer d'instabilité aérodynamique. Etant donné l'échauffement cinétique du revêtement, il n'est pas nécessaire de prévoir de dégivrage en vol supersonique.

Le système de dégivrage est principalement électrique; l'air chaud est cependant utilisé aux endroits où il est plus commode. La partie des bords d'attaque de l'aile située au droit des entrées d'air, les bords d'attaque des nacelles et les portes situées dans les entrées d'air sont dégivrés électriquement, cependant que les rampes d'entrées, les carènes de nez et les aubes directrices orientables des réacteurs sont dégivrées par de l'air chaud prélevé sur les compresseurs. Un dégivrage électrique continu exige une trop grande proportion de la puissance électrique disponible. En conséquence le Concorde utilise un système de dégivrage par cyclage qui permet d'appliquer à tour de rôle la puissance maximum disponible (50 kVA) sur les petites surfaces dans un ordre déterminé.

Le dégivrage électrique comprend 2 systèmes indépendants; chacun d'eux comprend l'aile et une nacelle d'un côté de l'avion et est alimenté par un alternateur séparé. Les surfaces dégivrées par chaque système sont divisées en huit régions élémentaires alimentées à tour de rôle durant 12,5 secondes toutes les 100 secondes. La période d'alimentation de 12,5 secondes est elle-même répartie entre quatre subdivisions des régions élémentaires. Il y a donc en tout 32 petites surfaces par côté, alimentées périodiquement toutes les 100 secondes en courant haute énergie durant 2,5 ou 5 secondes suivant l'emplacement. La durée du cycle a été déterminée de façon que le dégivrage se produise avant que le dépôt ait atteint des dimensions susceptibles d'endommager les ailettes du compresseur.



The hydraulic services are powered by four independent systems, two normal and two standby, working at a pressure of 4,000 p.s.i. The fluid chosen is Oronite M.2 which possesses a working temperature range of -60°C to 250°C . System temperature is limited by heat exchangers installed between reservoir and pump which reduce the temperature at the pump inlet to 150°C . All four reservoirs are pressurized by air tapped from the engines.

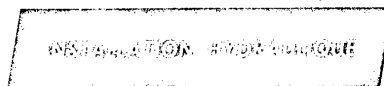
The two normal systems (blue and green) are each driven by two variable displacement pumps delivering 33 g.p.m. The two standby systems (yellow and red) are also driven by two variable displacement pumps but at a delivery of 16.5 g.p.m. The red system is the standby for most, but not all, the services supplied by the green system. The yellow system is the standby for all the services supplied by the blue system and in addition is reserve standby for two of the green system services - landing gear and wheel brakes. Both pumps in a main system need to be in operation during take-off and landing when system demand is at peak. When demand is low, one pump of each engine pair can be off-loaded, the pump being reinstated automatically if system pressure falls.

L'aile et l'entrée d'air du côté gauche sont alimentées par les alternateurs No.1 ou 3, les alternateurs No.2 ou 4 alimentant le côté droit.

Dans les vitres du pare-brise est incorporée une mince pellicule conductrice transparente qui permet le dégivrage des glaces avant et le désembuage des glaces latérales.

Les entrées des tubes Pitot sont munies d'un dégivrage électrique continu.

DIAGRAM OF ICE PROTECTION SYSTEMS SYSTEME DE DEGIVRAGE



La mise en oeuvre des servitudes hydrauliques se fait par deux circuits principaux indépendants, chacun d'eux ayant son propre circuit de secours également indépendant. La pression d'utilisation de 276 bars satisfait diverses exigences concernant les servodynes, la rapidité des déplacements des vérins en vol supersonique, les efforts à fournir aux faibles vitesses, les poids et les encombrements acceptables.

Le fluide choisi est l'Oronite M2 dont les températures d'utilisation vont de -60° à $+250^{\circ}\text{C}$. Les températures des circuits sont limitées au moyen d'échangeurs de chaleur installés entre les bâches et les pompes et qui abaissent à 150°C la température d'entrée dans les pompes. Les quatre bâches sont pressurisées au moyen d'un prélèvement d'air sur les réacteurs.

Les deux circuits principaux (bleu et vert) sont alimentés chacun par une pompe à débit variable pouvant fournir 150 litres/minute. Les deux circuits de secours (jaune et rouge) sont également alimentés par des pompes à débit variable, chacune pouvant fournir 75 litres/minute. Le circuit rouge constitue le secours de la presque totalité des servitudes alimentées par le circuit vert. Le circuit jaune sert de secours à toutes les servitudes alimentées

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release 2014/03/05 : CIA-RDP80-00247A004200400001-9

Each engine drives one main system and one standby system pump. The two pumps for each system are divided between the engines on either side of the aircraft. This ensures that all systems continue to operate if an engine fails and also that neither of the main systems is lost if two engines fail on one side.

Main systems hydraulic power is used for actuation of the flying control surfaces, artificial feel units, landing gear, wheel brakes, nose wheel steering, windshield visor, nose-cone, engine intakes, and for the four fuel pumps in the rear transfer tank. Engine intakes are controlled by independent hydraulic systems.

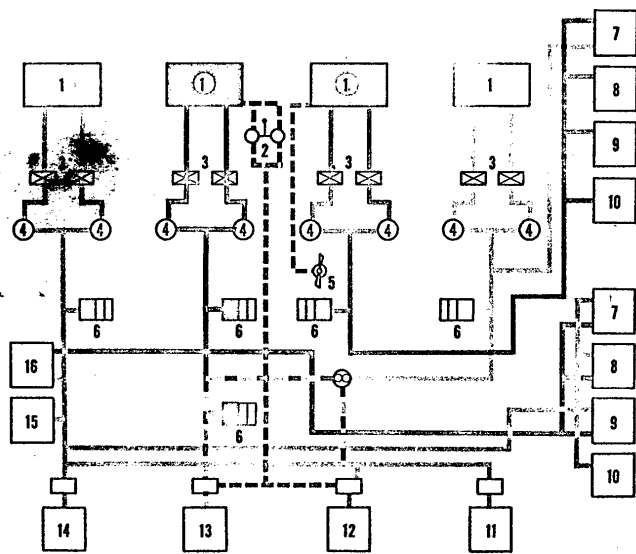
The integrity of flying control operation is safeguarded by having one main system supported by a standby system supplying power to each of the duplicated jacks of the power control units which operate the control surfaces. A selector in the flight deck enables the pilot to return a system to reservoir or change to standby in the event of a power control unit servo jamming.

par le circuit bleu, de plus il sert de secours auxiliaire pour deux des servitudes du système vert - le train d'atterrissage et les freins. Les pompes des deux circuits sont en fonctionnement durant le décollage et l'atterrissage lorsque le bilan hydraulique passe par un maximum. Des clapets sélecteurs sont placés de façon à empêcher toute baisse de pression dans les commandes de vol lorsque l'on fait rentrer ou sortir le train d'atterrissage.

L'énergie hydraulique des circuits principaux est utilisée pour faire fonctionner la commande des gouvernes, les sensations musculaires, le train d'atterrissage, les freins, l'orientation du train avant, la visière, le nez basculant, et les quatre pompes placées dans le réservoir arrière de ballastage pour assurer le transfert du combustible; les surfaces à géométrie variable des entrées d'air sont actionnées par un système hydraulique qui est indépendant du système principal.

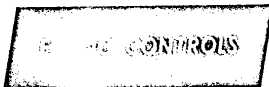
Chaque réacteur entraîne une pompe principale et une pompe de secours. Lorsque la demande est faible, une des pompes de chaque jumelage de réacteurs peut être débrayée, elle sera automatiquement réenclenchée en cas d'une baisse de pression. Les deux pompes de chaque circuit sont réparties entre les réacteurs se trouvant chacun d'un côté de l'avion. De cette façon, lorsqu'un réacteur est en panne tous les circuits continuent à fonctionner et en cas de panne simultanée de deux réacteurs d'un même côté, les deux circuits principaux restent en fonctionnement.

La sécurité du bon fonctionnement des servo-commandes de vol est assurée en prévoyant un système d'alimentation principal et un système de secours, tous indépendants pour chaque vérin unitaire du jumelage qui actionne les gouvernes. En cas de grippage d'une servodyne, l'équipage dispose d'un sélecteur placé dans le poste et permettant soit de brancher à la bêche le circuit incriminé, soit de le remplacer par un circuit de secours.



HYDRAULIC SYSTEM BLOCK DIAGRAM SCHEMA DE PRINCIPE
INSTALLATION HYDRAULIQUE

- BACHE 1 RESERVOIR
- POMPE A MAIN 2 MAIN PUMP
- ECHANGEUR DE CHALEUR 3 HEAT EXCHANGER
- POMPE ENTRAINEE PAR REACTEUR 4 ENGINE DRIVEN PUMP
- TURBINE A AIR DYNAMIQUE 5 RAM AIR TURBINE
- ACCUMULATEUR 6 ACCUMULATOR
- POMPE TRANSFERT CHARGEMENT FUEL 7 FUEL TRANSFER PUMP (FUEL)
- SERVOCOMMANDE DE VOL 8 SERVO FLYING CONTROLS
- SERVOCOMMANDE DE VUE 9 SERVO BOOSTER UNITS
- SENSATION MUSCULAIRE ARTIFICIELLE 10 ARTIFICIAL FEEL
- DIRECTION TRAIN AVANT 11 NOSEWHEEL STEERING
- ATTERRISSEURS 12 MAIN AND WISE LANDING GEAR
- FREINS DE SECOURS ET DE PARKING 13 EMERGENCY AND PARKING BRAKES
- FREINS 14 NORMAL BRAKES
- MUSEC 15 WINDSHIELD WIPER
- NEZ BASCULANT 16 WINGED NOSE



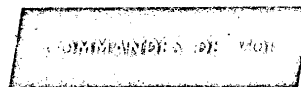
The aircraft is controlled in yaw by a two section rudder and in pitch and roll by three elevons located at the trailing edge of each wing. All surfaces are independently power operated and controlled through movements initiated from dual conventional control columns and rudder pedals in the flight deck.

In normal operation, mechanical movements of the stick and rudder pedals are converted to electrical signals which actuate servo valves controlling hydraulic jacks in the power control units. Hydraulic artificial feel units are incorporated to protect the aircraft against excessive aerodynamic loads which the pilot might induce through overcontrol. Auto-stabilization is also provided to increase the natural aircraft damping of short period movements in pitch, roll and yaw. Auto-pilot control is effected by signals fed into the normal control circuit through the hydraulic booster jacks.

Should both primary control systems fail because of double electrical malfunction, a standby system automatically assumes control. The standby system comprises a mechanical linkage of cables and pushrods assisted by hydraulic booster jacks which actuate the slide valves of the power control units. As in the primary systems each control surface is independently operated.

Each power control unit comprises two jacks supplied from independent hydraulic sources and controlled by separate electrical systems. As either of the two jacks is also capable of operating the associated control surface, the power control unit is completely fail-safe. Both groups of three elevons and the two rudders are monitored by comparators which automatically switch the electrical supplies if misalignment occurs. The system as a whole has been so designed that no single failure of a component or sub-system will affect the flying capability of the aircraft.

The flying characteristics of the Concord will be different from those of subsonic transports by virtue of the significant change in geometry. The aircraft will not, however, be more difficult to handle. Being dynamically

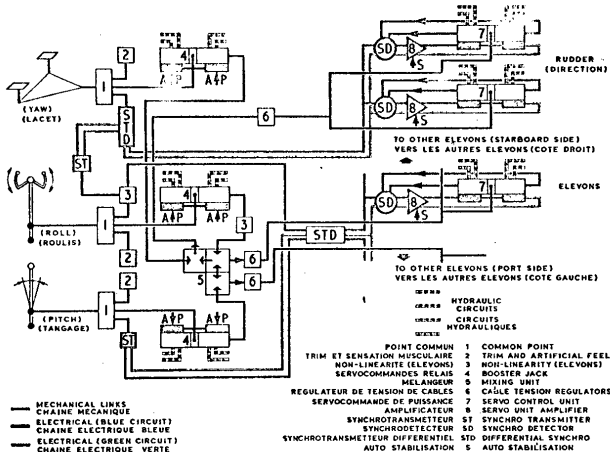


Le pilotage de l'avion se fait en lacet par un gouvernail comportant deux volets, en tangage et en roulis par des élevons formant le bord de fuite des deux ailes et comportant chacun trois volets. Tous les volets sont manœuvrés indépendamment au moyen de servo-dynes commandées à partir du poste de pilotage double à pédales et volants classiques.

En fonctionnement normal les mouvements mécaniques profondeur - gauchissement - direction sont transformés en signaux électriques agissant directement sur les électro-valves commandant les servo-dynes des volets respectifs. Des sensations musculaires hydrauliques sont prévues afin de parer à des actions trop brutales du pilote pouvant se traduire pour l'avion par des surcharges aérodynamiques excessives. L'auto-stabilisation améliorant l'amortissement des oscillations rapides en tangage, roulis et lacet est également prévue. L'action du pilote automatique s'effectue à l'aide de signaux électriques introduits dans le circuit normal commandant les servo-dynes hydrauliques.

Chaque servo-dyne comprend deux vérins hydrauliques alimentés par des sources indépendantes et commandés par des circuits électriques différents. Comme chacun des vérins est capable de manœuvrer séparément le volet correspondant, le système est complètement fail-safe. Les trois volets de chacun des élevons et les deux volets du gouvernail sont synchronisés entre eux au moyen de comparateurs qui permettent de déceler les décalages éventuels et de couper automatiquement le circuit électrique d'alimentation si l'alignement n'est pas respecté. Par conception la défaillance d'un élément quelconque du système ou celle d'un sous-système n'entraîne pas une détérioration des qualités de vol de l'avion.

En cas de panne simultanée des deux systèmes de commande principaux provoquée par une défaillance électrique double, la commande est assurée automatiquement par le système de secours. Le système de secours



FLYING CONTROLS BLOCK DIAGRAM SCHEMA DE PRINCIPE
COMMANDES DE VOL

slender, pitch response will be slow relative to a lively response in roll.

Changes in longitudinal stability caused by the aft movement of aerodynamic centre of pressure in supersonic flight are compensated by an equivalent move in centre of gravity. The shift is achieved by transferring fuel rearwards during transonic acceleration, and reversing the process after deceleration. Neither transfer is critical on timing, the transfer pumps being designed to have a sufficiently high flow rate to accept long delays in crew reaction time to the requirement. The behaviour of the aircraft throughout its normal operation will therefore, be completely conventional.

The high thrust/weight ratio at take-off will require shorter field lengths than current jets, but the total lack of high lift devices will marginally increase unstick speeds. Approach speeds approximate to subsonic jet standards, whilst approach and flare attitudes will be about 2° - 3° higher. During approach auto-throttle control will be used to enhance speed stability, but the aircraft may be landed without the use of this facility.

comporte une transmission mécanique assistée par une servo-dyne hydraulique et constituée par câbles et bielles agissant sur les valves des vérins hydrauliques commandant les volets des gouvernes. Comme pour les systèmes principaux les braquages de chaque volet sont indépendants.

Les qualités de vol du Concorde seront différentes de celles des transports subsoniques par suite d'un changement important de formes. Toutefois, les manœuvres de l'avion ne seront pas plus difficiles. Etant donné l'importance de l'inertie longitudinale par rapport à l'inertie transversale les réponses en tangage seront relativement plus lentes et celles en roulis plus vives.

Les variations de la stabilité longitudinale produites par le recul du centre de poussée en vol supersonique sont compensées par un déplacement équivalent du centre de gravité. Le ballastage est obtenu grâce au transfert de combustible vers l'arrière durant l'accélération transonique et le processus inverse en décélération. Etant donné la valeur du débit prévu pour les pompes de ballastage la rapidité du transfert dans l'un ou l'autre sens n'est jamais critique et les délais de réaction exigés de l'équipage sont suffisamment longs. Le comportement de l'avion en utilisation normale est ainsi parfaitement classique.

Etant donné la valeur élevée du rapport poussée/poids les longueurs de piste nécessaires pour le décollage sont plus faibles que pour les jets actuels, mais les vitesses minima de contrôle sont légèrement plus élevées étant donné l'absence totale de dispositifs hypersustentateurs. Les vitesses d'approche correspondent sensiblement aux standards actuels tandis que les assiettes précédant l'atterrissage ou suivant le décollage sont de 2 à 3° plus inclinées. Durant l'approche la stabilisation de la vitesse se fait à l'aide d'une automanette des gaz toutefois ce perfectionnement n'est pas indispensable pour l'atterrissage.

FUEL SYSTEM

The fuel system of the Concord not only supplies fuel to the engines but is used also as a heat sink and as a means of maintaining aircraft trim. Management procedures are simple and consist of trimming on transonic acceleration and deceleration and of monitoring the system by means of the fuel quantity and C.G. indicators. The system is designed for operation up to 65,000 feet and to use normal fuels of the kerosene type.

The tanks have a total usable capacity of 174,000 lb. and are divided into two groups - a main group and a trim transfer group.

The main group supplies the engines and automatically maintains the C.G. within close limits during cruise. Within the main group are four collector tanks to which all fuel is transferred before being supplied to the engines. The fuel supply for each engine is normally drawn from the appropriate collector tank which houses two fuel pumps either of which can supply the maximum demand of one engine. The two pumps of one tank are powered from separate electrical sources. The supply from a collector tank to its associated engine is through an independent pipe. A cross-feed manifold permits any engine to be fed from any combination of collector tanks in emergency.

The trim tank group maintains the correct relationship between the C.G. and the aerodynamic centre of pressure by transferring fuel rearwards during acceleration and forwards during the return to subsonic flight. The most forward tanks and the rear tank comprise the trim group. The rear tank has a capacity of 2,080 gallons, and can be filled at 400 gallons per minute and emptied at 500 gallons per minute.

All tanks are formed as integral parts of the wing structure, the intermediate ribs and spars being designed to reduce fuel surging and sloshing. Tanks are sealed by synthetic rubber compounds and internal surfaces are coated to protect the structure against the effects of micro-biological growth. All pumps are removable without draining the tanks.

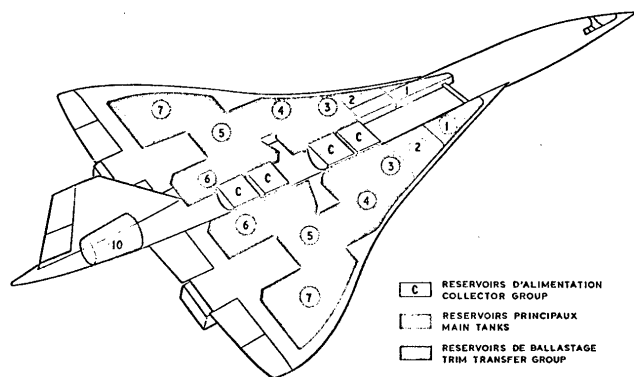
Le combustible utilisé pour l'alimentation des réacteurs du Concorde sert également comme source froide et pour assurer le ballastage de l'avion. Le système de répartition est automatique. Le trim durant l'accélération et la décélération supersoniques est obtenu simplement en effectuant un transfert de combustible. Les données nécessaires sont fournies par les jauges de combustible et l'indicateur de centrage. Le circuit a été étudié pour fonctionner normalement jusqu'aux altitudes de 20,000 mètres avec un combustible courant du genre kérozène, sans que la température de ce dernier excède 80°C quelles que soient les conditions de vol. Les réservoirs sont divisés en deux groupes : réservoirs principaux et réservoirs de ballastage. La capacité utilisable se monte à 99,500 litres environ.

Le groupe principal alimente les réacteurs. Durant la croisière les variations de centrage sont maintenues automatiquement dans des limites étroites. Le groupe principal comprend les quatre réservoirs d'alimentation par lesquels tout le combustible doit passer avant d'être acheminé vers les réacteurs, ce qui permet de réduire au minimum la quantité de combustible inutilisable. Le ravitaillement de chaque réacteur en combustible provient normalement de la nourrice correspondante contenant deux pompes de transfert; une seule est suffisante pour assurer le débit maximum d'un des réacteurs. Les deux pompes d'un réservoir sont alimentées par deux sources électriques indépendantes. L'alimentation d'un réacteur par la nourrice correspondante se fait à travers une tuyauterie indépendante. Un répartiteur permet, en cas d'urgence, d'alimenter n'importe quel réacteur à l'aide de n'importe quelle combinaison de nourrices.

Le groupe des réservoirs de ballastage permet de maintenir un écart correct entre les centres de poussée et de gravité en transférant le combustible vers l'arrière durant l'accélération et vers l'avant durant le retour aux vitesses subsoniques. Le groupe de ballastage comprend les réservoirs extrêmes avant et le réservoir arrière. Le réservoir arrière contient 9500 litres, sa vitesse de remplissage est de 1820 litres/minute et sa vitesse de vidange 2300 litres/

Refuelling is through four couplings (mounted two in each main undercarriage bay) which connect into the trim transfer system on either side of the aircraft. The normal refuelling rate is 1,000 g.p.m. with 50 p.s.i. pressure. Defuelling is carried out from the same four couplings at a suction of 11 p.s.i. The vent system is used to discharge fuel overboard if the refuelling shut-off valve fails.

There are two separate venting and pressurising systems which vent air to and from all tanks during all conditions of flight and ground operation. Air pressure in the tanks is maintained at ambient up to a height of 44,000 ft., and at 2.2 p.s.i. absolute above that height. Each system takes its high pressure air from a tapping in an inboard engine intake sidewall. Either system can pressurise all tanks independently.



LAYOUT OF FUEL TANKS DISPOSITION DES RESERVOIRS DE CARBURANT

Fuel jettisoning is restricted to subsonic flight. It is carried out by pumps fitted in the collector tanks which pump fuel to a common jettison pipe which runs aft to a jettison outlet at the tail cone.

Fuel is used as a heat sink to absorb part of the surplus heat from the cabin conditioning air, and to cool the hydraulic fluid, constant speed drive, engine lubricating oil and alternators.

minute. La quantité maximum pouvant être emportée dans le réservoir arrière dépend de la quantité totale chargée dans les réservoirs avant.

Tous les réservoirs font partie intégrale de la structure de l'aile ou celle du fuselage. Les raidisseurs intermédiaires longitudinaux et transversaux ont été conçus de façon à réduire le va-et-vient du combustible. L'étanchéité des réservoirs est assurée par des produits à base de caoutchouc synthétique et les surfaces intérieures sont protégées contre les effets du développement de micro-organismes.

Toutes les pompes sont démontables sans qu'il soit nécessaire de vidanger les réservoirs.

Le remplissage s'effectue à l'aide de quatre prises, deux dans chaque logement de train principal, communiquant avec le système de transfert de combustible de chaque côté de l'avion. La vitesse normale de remplissage est de 4550 litres/minute sous pression de 3,5 bars. La vidange se fait à travers les mêmes prises, la succion appliquée étant de 0,76 bars. Le système de mise à l'air libre sert pour l'évacuation du trop plein en cas de panne des valves d'auto-obturation des prises en fin de remplissage.

Deux systèmes indépendants de mise à air libre et de pressurisation assurent l'arrivée et la sortie de l'air de chaque réservoir dans toutes les conditions de vol ou de fonctionnement au sol.

L'air des réservoirs est maintenu à la pression ambiante jusqu'à une altitude de 13.400 mètres et à une pression absolue de 155 mb. au dessus de cette altitude. L'air haute pression de chaque système est prélevé sur la paroi d'entrée d'air des réacteurs intérieurs; chacun des 2 systèmes est capable d'assurer à lui seul la pressurisation de tous les réservoirs. La vidange rapide est limitée au vol subsonique. Elle est effectuée à l'aide de pompes situées dans les réservoirs d'alimentation, le combustible étant évacué par un tuyau de vidange commun aux pompes et aboutissant à l'extrémité de la pointe arrière.

Le carburant est utilisé comme source froide pour absorber l'excédent de chaleur de l'air de conditionnement de la cabine, pour refroidir le fluide hydraulique, l'huile de lubrification des "constant speed drives", des réacteurs et des alternateurs.

AIR CONDITIONING

Air conditioning is designed to the split-system concept, the air being tapped from the engines at the final stage of the high pressure compressors. Each sub-system has an independent air supply which is passed through primary ram air and engine-fuel heat exchangers to an air cycle cold air unit coupled to an engine-fuel heat exchanger. Air from these boot-strap units is mixed with hot air by-passed from down-stream of the primary heat exchangers and fed to a main supply duct which acts as a main distributing channel.

From the main duct, conditioned air is channelled through six risers in the cabin walls to distribution ducts behind the hat rack which diffuse air into the cabin from the underside of the hat rack. Conditioned air for the galley and toilets is also taken from the hat rack distribution ducts.

Part of the cabin air is exhausted through grills in the roof to ducts within the sidewall insulation where it assists in cooling the cabin walls. The remainder of the air is exhausted through grills at floor level on both sides of the cabin, partly to provide cooling for the baggage hold walls and partly, after mixing with fresh air, to ventilate and cool the electronics bay. Cooling of the landing gear is achieved by passing some of the air exhausted from the cabin walls through the wheel bays. About one fifth of the discharge air is collected from the foot of the wall cooling ducts and passed to mixing pumps in the main supply where it is recirculated to the cabin.

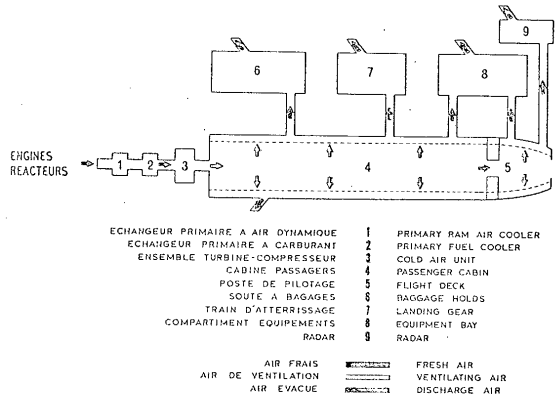
Flight deck air is ducted from the main supply and diffused from positions around the windows and at the floor-wall joints. It is exhausted partly through the roof, via the side-walls to the discharge valves, and partly through floor-level grills which pass some air to the radar before being discharged overboard.

Temperature is automatically controlled and suitable protective devices are incorporated in the system. Each system can be manually over-riden in the event of failure of the automatic control. Flight deck and cabin controls are separate.

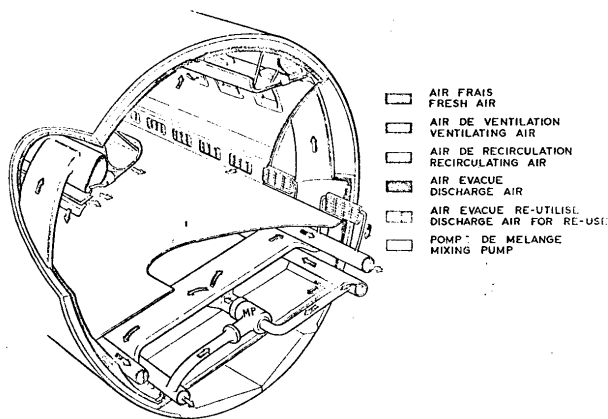
COND. AIR SYSTEM

Le conditionnement d'air est basé sur la séparation des systèmes d'alimentation. Les prélèvements d'air s'effectuent au dernier étage des compresseurs haute pression. Chaque système est alimenté par un réacteur distinct. L'air prélevé traverse d'abord deux échangeurs, le premier étant refroidi par de l'air sous pression dynamique et le second par le carburant alimentant le réacteur. Il est ensuite comprimé, puis détendu dans une turbine après avoir passé dans un échangeur utilisant aussi le carburant comme source froide. L'air froid de ces ensembles "bootstrap" est ensuite conditionné par apport d'air chaud prélevé directement à la sortie du système de refroidissement primaire. Le mélange est alors dirigé dans le circuit d'alimentation principal.

L'air conditionné est ensuite canalisé par six conduits verticaux passant à l'intérieur des doubles parois de la cabine et aboutissant au circuit de distribution dont les diffuseurs sont placés sous les porte-chapeaux. L'air conditionné destiné aux galeries et aux toilettes est également prélevé sur ce circuit de distribution.



AIR CONDITIONING BLOCK DIAGRAM SCHEMA DE PRINCIPE
CONDITIONNEMENT D'AIR



AIR CONDITIONING: SECTION THROUGH FUSELAGE
D'AIR SECTION CABINE CONDITIONNEMENT

Pressurisation control is electro-pneumatic with electric signalling between the pressure sensing elements and the pneumatically operated discharge valves. Emergency pressure controllers are fitted to each discharge valve to limit cabin altitude in the event of control signal failure. Safety valves identical to the discharge valves, but spring operated, provide added protection. A manually operated dump valve is fitted for pressure control in the event of failure of the automatic control.

ACCOMMODATION

There are no structural bulkheads in the passenger cabin, the major part of which is of constant cross-section, having a width at seat arm level of 103.4 inches and a head room height of 77 inches at aisle centre. This leads to virtually complete flexibility of layout. In the standard layout there are two passenger compartments separated by a galley, an arrangement which provides a convenient means of class separation and which also facilitates in-flight service.

Une partie de l'air conditionné de la cabine est évacuée par des ouvertures grillagées situées dans le plafond, passe entre les parois isolées et participe à leur refroidissement. Le restant sort à travers les grilles situées au niveau du plancher de chaque côté de la cabine, une partie servant au refroidissement des parois des soutes; le reste, après avoir été mélangé avec de l'air frais est utilisé pour la ventilation et le refroidissement des racks radio. Le refroidissement du train d'atterrissage est assuré en faisant passer une partie de l'air circulant entre les parois par le logement des roues. Environ un cinquième de l'air à évacuer est prélevé en bas des conduits verticaux, dirigé sur les ajutages des diffuseurs du circuit principal et recirculé dans la cabine.

La cabine de l'équipage a une alimentation spéciale prélevée sur le circuit principal. La diffusion le localise sur le pourtour des fenêtres et à la jonction plancher - parois. Une partie de cet air s'évacue par le plafond, passe entre les parois et aboutit à une soupape de décharge, une autre partie sort par les ouvertures grillagées situées au niveau du plancher et participe au refroidissement du radar avant d'être évacuée vers l'extérieur.

La température est réglée automatiquement et des équipements de protection sont incorporés dans le circuit. Chaque système peut être commandé manuellement à partir de panne du contrôle automatique. Les commandes du poste de pilotage et de la cabine sont indépendantes.

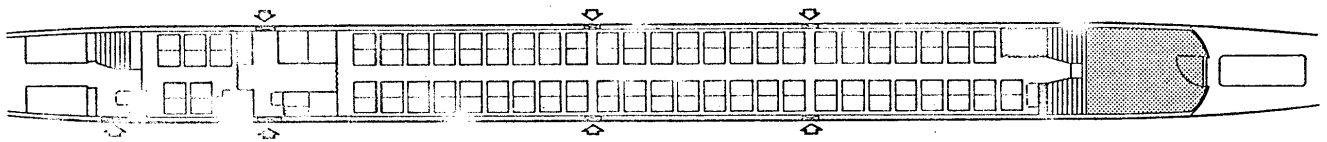
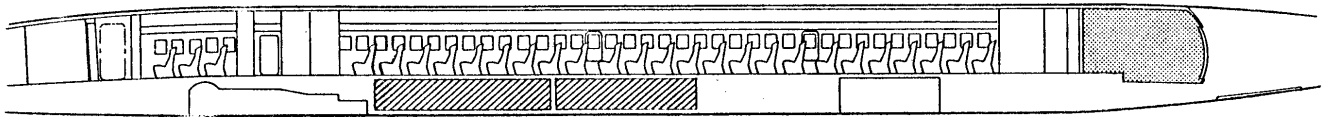
La pressurisation est commandée par un système electro-pneumatique avec indicateurs électriques entre les instruments de mesure de pression et les valves d'évacuation. Ces valves sont équipées d'un régulateur de pression de secours qui limite l'altitude de la cabine en cas de panne du contrôle automatique; l'évacuation d'air peut aussi être effectuée par une valve à opération manuelle.

ACCOMMODATION

Une cabine continue sans cloisons structurelles de section constante sur presque toute sa longueur, confère une souplesse particulière en matière d'aménagements possibles. La largeur de la partie constante au droit des accoudoirs est de 2,62 m, sa hauteur de 1,95 m au milieu du passage central.

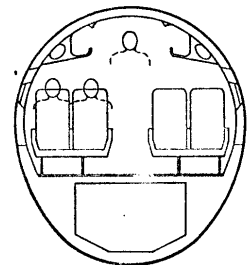
Deux portes d'entrée sont situées sur le côté gauche

108 PASSAGERS CLASSE TOURISTE • 108 ECONOMY SEATS

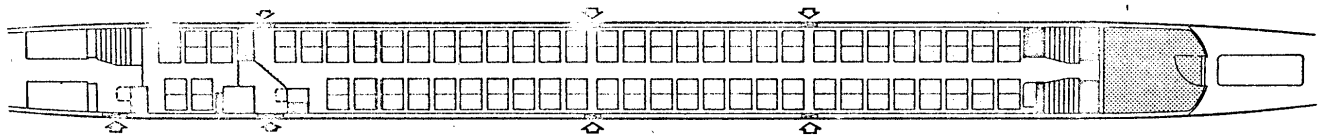
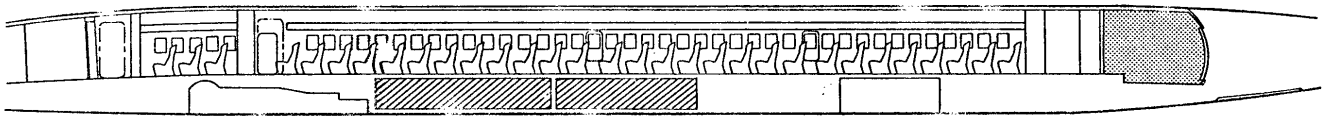


- | | | |
|------------------------|---|---------------------|
| MANTEAUX | ☐ | COATS |
| EQUIPEMENTS DE SECOURS | ☐ | EMERGENCY EQUIPMENT |
| SOUTE A BAGAGE | ▨ | BAGGAGE HOLD |
| FRET SOUS PLANCHER | ▩ | UNDER FLOOR FREIGHT |
| GALLEY | ☐ | GALLEY |
| TOILETTES | ▩ | TOILETS |
| FORTES | ↕ | DOORS |
| ISSUES DE SECOURS | ↕ | EMERGENCY EXITS |

COUPE A TRAVERS LA CABINE



SECTION THROUGH MAIN CABIN



118 PASSAGERS CLASSE TOURISTE • 118 ECONOMY SEATS

The forward cabin seats either 6 first class passengers three abreast at 38 inches pitch, or 10 tourist-class passengers four abreast at 33 inches pitch. The aft cabin seats 108 passengers four abreast at 32 inches pitch.

There are two entrance doors on the left side of the aircraft, one giving access to the flight deck and forward passenger compartment and the other to the rear passenger compartment. A separate galley service door is provided on the right side of the aircraft. All three doors are of the outward opening plug type.

Three toilets are installed, one on the right side between the flight deck and forward cabin and two at the rear of the aft cabin. The closets are the chemical fluid recirculating type flushed by means of a lid-operated double-acting air pump. All toilets are fitted with stainless-steel wash basins and the usual range of accessories and fittings.

There are 45 windows along each side of the aircraft, each with a clear vision area of 9.8 inches by 7.5 inches. The windows are spaced at 21.5 inches pitch providing each seat row with at least one adjacent window on either side whatever seating arrangement is adopted.

Panels in the under-side of the hat racks are fitted with individual cold air units, reading lights and a cabin crew call button.

Drop-out oxygen masks are also incorporated in the panels.

Rigid thermo-plastic sheeting, fabricated in easily removable sections, is used in the construction of sidewalls. Decor and furnishings will be styled and utilise materials compatible with the period in which the aircraft enters airline service.

du fuselage. La première donne accès au poste de l'équipage et au compartiment passagers avant, la seconde au compartiment passagers arrière. Sur le côté droit de l'avion se trouve une porte de service donnant accès au Galley. Toutes les trois portes sont du type étanche ouvrant vers l'extérieur.

Les toilettes sont au nombre de trois; une du côté droit entre le poste de pilotage et la cabine avant, les deux autres au fond de la cabine arrière. Les cuvettes sont du type à recirculation de fluide chimique, le rinçage étant effectué par une pompe à air à double effet actionnée par le couvercle. Toutes les toilettes sont équipées de lavabos en acier inoxydable et comportent un assortiment usuel d'accessoires et facilités.

Il y a 45 hublots de chaque côté de l'avion, chacun offrant une surface de vision directe de 24,6 x 19 cm². Le pas des hublots étant de 55 cm l'un d'entre eux au moins se trouve adjacent à chaque rang de fauteuils quel que soit l'espace adopté entre les sièges.

Dans la version standard la cabine comprend deux compartiments séparés par un Galley. Cette disposition permet une séparation de classes et facilite le service en vol. Le compartiment avant permet d'installer soit 6 passagers de première classe à trois de front au pas de 96,2 cm ou 10 passagers de classe touristique à quatre de front au pas de 83,5 cm. Le compartiment arrière loge 108 passagers à quatre de front au pas de 81 cm.

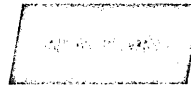
Sur les panneaux inférieurs des porte chapeaux sont installés les aérateurs individuels, les liseuses et les boutons d'appel, ainsi que les masques à oxygène de secours encastrés. Les parois sont constituées par des panneaux en matière plastique facilement démontables. Le style de la décoration et de l'ameublement ainsi que les matériaux retenus seront déterminés en fonction de la mode correspondant au moment de la mise en service de l'avion.



Power for the Concorde is supplied by four Bristol Siddeley Olympus 593 turbojet engines, with variable geometry intakes designed by B.A.C. and a reheat system, thrust reverser and nozzle system designed and manufactured by the Société Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation (SNECMA).

The choice of the optimum engine represents a compromise between a wide range of flight requirements. High thrust is required for take-off, transonic acceleration and supersonic cruise, while low fuel consumption is necessary during cruise and for subsonic diversion and holding patterns.

The engine chosen, the Olympus 593, which two years after entry into service will have a take-off thrust of 35,000 lb. under I.S.A. conditions at sea level, is a derivative of the advanced supersonic engine being developed for the TSR.2 strike-reconnaissance aircraft for the Royal Air Force. Both the high pressure and low pressure compressors are mechanically similar to those in the military engine but

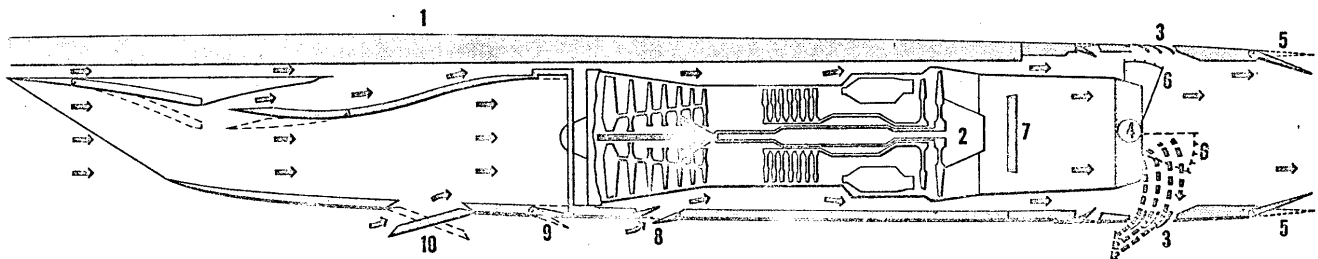


Le Concorde est propulsé par quatre réacteurs Bristol Siddeley Olympus 593 munis d'entrées d'air à géométrie variable étudiées par BAC et des tuyères d'éjection comportant des dispositifs de rechauffe et d'inversion de poussée étudiés et réalisés par la SNECMA.

L'optimisation des réacteurs correspond à un compromis entre les différentes qualités requises durant le vol. Poussées élevées au décollage, en accélération et en croisière supersonique; faibles consommations spécifiques durant la même croisière, les vols subsoniques de déroutement et les attentes.

Le réacteur choisi est l'Olympus 593. Sa poussée dans les conditions standard au niveau de la mer atteindra 15900 kg dans sa version la plus avancée. Il dérive directement du réacteur supersonique très avancé établi pour le TSR.2 avion d'attaque et de reconnaissance destiné à la RAF. Les compresseurs haute et basse pression

POWER PLANT INSTALLATION INSTALLATION REACTEURS



- | | | |
|---|----|-------------------------|
| AILE | 1 | WING |
| TURBINES | 2 | TURBINES |
| GRILLES INVERSEUR DE POUSSÉE | 3 | REVERSE THRUST CASCADES |
| TUYÈRE PRIMAIRE | 4 | PRIMARY NOZZLE |
| TUYÈRE SECONDAIRE | 5 | SECONDARY NOZZLE |
| DEMI-COQUILLE | 6 | REVERSE THRUST BUCKETS |
| AN-EAU STABILISATEUR DE RECHAUFFE | 7 | REHEAT GUTTER |
| VOLET REFOUILLAGE COMPARTIMENT REACTEUR | 8 | ENGINE BAY COOLING FLAP |
| SOUPAPE DE DECHARGE | 9 | SPILL VENT |
| TRAPPE AUXILIAIRE | 11 | AUXILIARY DOOR |

sont mécaniquement semblables à ceux du moteur militaire, mais un débit d'air accru permet d'obtenir la poussée plus élevée requise par le Concorde. Comme sur les Olympus précédents la chambre de combustion est composée de huit tubes à flammes placés dans un carter annulaire. L'ensemble turbine a été re-dessiné et le premier étage du stator et du rotor sont maintenant pourvus de pales refroidies.

have an increased air mass flow to match the aircraft thrust requirements. The combustion chamber which consists of eight flame tubes surrounded by an annular outer casing also follows previous Olympus practice. The turbine assembly on the other hand has been redesigned to incorporate cooled first-stage stator and first-stage rotor blades.

The engines are mounted on two diametrically opposed trunnions, one on each side of the high pressure delivery casing, together with a single-point mounting forward on the low-pressure compressor casing.

The exhaust assembly comprises a jet-pipe which may be fitted with a partial reheat system, a multi-flap variable-area convergent nozzle incorporating silencers, a secondary variable-area divergent nozzle and a thrust reverser. The jet pipe is attached to the engine by an articulated joint and flexible bellows, which maintain a gas-tight and fuel-tight joint and allow for independent diametric expansion of both the engine and jet pipe. The jet pipe is cooled by wing boundary air passed through the engine bay to the jet pipe surface.

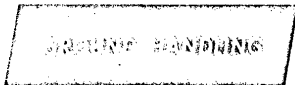
Each engine has its own individual air intake. A variable angle ramp incorporated in the upper surface of the intake throat maintains intake efficiency throughout the speed range. Besides altering the throat area the ramp adjusts the pattern of shock waves by which compression of the air is achieved in the mouth of the intake at supersonic speeds. A rapid acting spill-vent in the diffuser of the intake spills variable quantities of air during supersonic flight in order to balance any difference between the air mass flow supplied by the intake and that required by the engine. An auxiliary door is also provided in the lower surface of the intake to prevent air spillage at the intake lip when the engine is throttled back during supersonic flight. The auxiliary door, when operated in the opposite sense, provides an effective increase in area which enables the intake to operate more efficiently during ground running, take-off and low speed flight.

La suspension des réacteurs est constituée par deux tourillons horizontaux diamétralement opposés montés sur le carter au droit de la sortie du compresseur haute pression et une suspension avant unique située au droit de l'entrée de compresseur basse pression.

L'ensemble de la tuyère comprend une tuyère qui sera peut-être équipée d'un système de post-combustion, un convergent à section variable et volets multiples avec réchauffe et silencieux incorporés, suivi d'un divergent à section également variable incorporant l'inverseur. Le montage de la tuyère sur le réacteur se fait à l'aide d'un joint articulé et des soufflets assurant l'étanchéité des gaz et du carburant tout en permettant la dilatation indépendante du réacteur et de la tuyère. Le refroidissement des parois de la tuyère se fait au moyen d'air prélevé dans les pièges à couche limite.

Chaque réacteur est alimenté par une entrée d'air individuelle lui assurant débit et rendement optima. Une rampe à inclinaison variable incorporée dans la paroi supérieure de chaque entrée maintient le rendement des manches à leur niveau maximum dans toute la gamme des vitesses. La rampe ne règle pas seulement la section du col, elle permet d'ajuster la compression produite par les ondes de choc créées par les lèvres des entrées aux vitesses supersoniques.

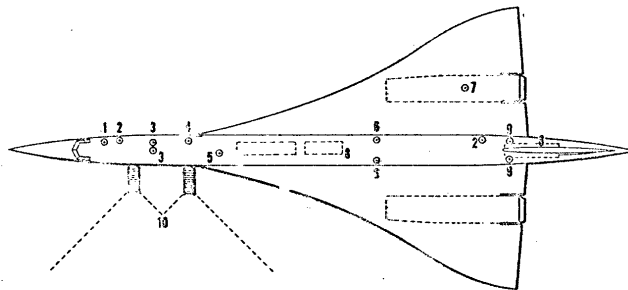
Une soupape de décharge à action rapide placée dans le diffuseur permet de maintenir l'équilibre entre la masse d'air débitée par l'entrée et celle requise par le réacteur en évacuant à mesure les quantités d'air superflues. Un volet auxiliaire d'évacuation est également prévu dans la paroi inférieure de la manche afin d'éviter le refoulement d'air par les lèvres de l'entrée lors du passage en réduit des réacteurs en vol supersonique. Ce volet s'ouvrant en sens contraire permet également un accroissement sensible de la section d'entrée d'air, c'est-à-dire une amélioration du rendement de la manche durant les points fixes, le roulage, le décollage et le vol aux faibles vitesses.



It is the design aim of the Concorde that the period between engine shut-down and engine-start should not exceed 30 minutes for a transit and one hour for a turn-round stop.

Servicing points, for the most part, have been located on the right side of the aircraft in order to keep passenger access free at all times. In particular, the major time-consuming activities - baggage and freight handling, refuelling, galley and systems servicing - have been so arranged that they can all be carried out simultaneously.

Freight and baggage handling will be carried out at separate points. The main baggage compartment, which forms the rearmost part of the pressure shell is loaded



- | | | |
|--------------------------------|----|--------------------------------|
| CONDITIONNEMENT D'AIR AU SOL | 1 | GROUND AIR CONDITIONING |
| SERVICE TOILETTES | 2 | TOILET SERVICE |
| ALIMENTATION ELECTRIQUE | 3 | ELECTRICAL POWER |
| EAU POTABLE | 4 | DOMESTIC WATER |
| OXYGENE | 5 | OXYGEN CHARGING |
| PRISE DE REMPLISSAGE CARBURANT | 6 | REFUELLING |
| DEMARREUR | 7 | ENGINE STARTING |
| FRET | 8 | FREIGHT |
| PANNEAUX SERVIDES HYDRAULIQUES | 9 | HYDRAULIC SYSTEM SERVICE PANEL |
| ENTREE DES PASSAGERS | 10 | PASSENGER ENTRY |

through a ventral door. Tests carried out on a fully representative mock-up and using a current type of mechanical loader have adequately demonstrated the ability of a trained crew to handle the freight and baggage in a period of 20 minutes.



Le Concorde a été conçu de façon que le temps qui sépare le moment où l'on coupe les gaz et celui où les réacteurs sont remis en marche soit le plus court possible: 30 minutes pour une escale intermédiaire, une heure en bout de ligne.

Presque tous les accès aux servitudes ont été localisés sur le côté droit de l'avion. Ainsi, l'entrée des passagers reste libre durant toutes les escales. En particulier, il est possible de mener parallèlement toutes les activités susceptibles d'influencer la durée des escales. La manutention des bagages et du fret, les pleins de carburant, le ravitaillement du galley et de toutes les servitudes sont indépendants.

L'entrée et la sortie des passagers peut se faire au moyen de rampes d'accès télescopiques.

GROUND TURNROUND - SERVICING POINTS - SERVICE AUX ESCALES: SERVITUDE

Les manipulations du fret et des bagages des différentes soutes sont indépendantes. L'accès de la soute principale située à l'arrière du fuselage se fait par une porte ventrale. Les essais sur maquette ont montré que son chargement peut s'effectuer à l'aide d'une rampe mécanique courante. Une équipe entraînée peut décharger, puis recharger, cette soute en vingt minutes.

L'accès au galley se fait par une porte spéciale située sur le côté droit de l'avion. Les dimensions de cette entrée, 120 cm. par 60 cm., permettent le chargement de tous les containers - repas et boissons - susceptibles d'être utilisés sur Concorde.

Le remplissage des réservoirs se fait à l'aide de quatre prises, deux par côté de l'avion, permettant un débit total de 4500 litres par minute. 20 minutes suffisent donc pour assurer le ravitaillement en combustible durant une escale intermédiaire normale. Les citernes normales à double raccords dont le débit se fait sous 3,5 bars conviennent

The galley has its own service door on the right side of the aircraft. The entry dimension of 48 inches by 24 inches is sufficiently large to permit the loading of all types of food and drink containers likely to be used on the Concord.

There are four fuel couplings located in pairs on either side of the aircraft. Each coupling can accept 250 Imperial Gallons per minute to produce a total re-fuelling rate of 1,000 gallons per minute.

All electrical power, ground air conditioning, hydraulic power, water and toilet servicing connections are of approved types similar to those in current use.

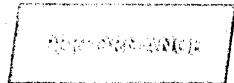
Special attention has been given to the layout to facilitate rapid inspection, maintenance and repair. Equipment is grouped by systems for ease of maintenance and fault analysis, and components labelled and positioned to ensure rapid identification and removal. Careful attention has been given to the size, shape, position and marking of access panels, and to the type of fastening used. Structure most liable to damage is designed so that neither repair nor replacement is a lengthy process.

parfaitement pour cette opération.

Toutes les prises de terrain, électricité, air conditionné, hydraulique, eau et vidange sont de types courants.

Les procédures destinées à faciliter les inspections, l'entretien et les réparations ont été établies avec beaucoup d'attention. L'équipement a été groupé par systèmes pour faciliter la recherche des pannes et l'entretien, les différents accessoires ont été étiquetés et placés de façon à rendre plus rapides l'identification et le démontage. Un soin particulier a été apporté dans le choix de l'échantillonnage, la forme des emplacements et des inscriptions d'identification des portes d'accès et de leur systèmes de fixation. Les parties de la structure les plus exposées aux détériorations ont été étudiées de façon que leurs réparations ou leur remplacement prennent le minimum de temps.

Les calculateurs de bord seront utilisés pour les "check-lists" d'avant et après vol, y compris celles concernant les réacteurs et les systèmes dans le cas de révisions rapides.



The following pages give a general presentation of the performance of the Concorde. The results are based on a nominal sea level static thrust of 35,000 lb. given by each of the four B.S. Olympus 593 engines and the aerodynamic characteristics of the aircraft described in this brochure.

The modified delta (ogee) wing gives an excellent compromise between the high speed drag requirements at cruising altitudes and the high lift requirements at reasonably low landing speeds. Additionally, the engine/airframe combination offers the best possible compromise for off-design holding and subsonic cruise conditions.

At normal cruising heights, between 50,000 and 62,000 ft. the cruising Mach number is 2.20 or 530 kts C.A.S. whichever is the lesser. This corresponds approximately to a true air speed of 1,262 knots. Maximum range speed varies with temperature and weight but is about Mach 2.1 under standard atmosphere conditions.

The field performance satisfies draft regulations drawn up by the A.R.B. and the S.G.A.R., the official airworthiness bodies of Britain and France. These regulations ensure that the safety level of the Concorde is in keeping with present subsonic operations. In general the field lengths derived are somewhat lower than those required by first generation long haul jet aircraft.

Climb techniques may be varied within the overall performance capabilities of the aircraft. The minimum fuel climb may be used if no boom restrictions exist, but where restrictions are imposed over built-up areas, other operating procedures may be adopted without an excessive fuel penalty.

The fuel reserves and allowances assumed in this document are such as to make the Concorde compatible with current subsonic environments in all respects. Realistic holding speeds are employed, and stand-off and alternate allowances are in keeping with current practice. In no case has any alleviation been assumed for a general improvement in operating or control techniques during the time that the aircraft will be under development.

Une présentation générale des performances du Concorde est faite sur les pages suivantes. Ces performances sont basées sur la configuration aérodynamique décrite dans la brochure, et sur une poussée nominale de 15900 kgs pour chacun des 4 réacteurs Olympus 593.

L'aile gothique constitue un excellent compromis permettant de conserver des traînées acceptables en croisière sans diminuer d'une façon sensible les portances aux vitesses normales d'atterrissage. Par surcroît, les caractéristiques de la cellule et des réacteurs sont telles que les attentes et les croisières subsoniques sont proches de leurs optima respectifs.

Aux altitudes normales de croisière allant de 15,000 à 19,000 mètres, la vitesse maximum par rapport à l'air se trouve limitée soit par le nombre de Mach de 2.2 soit par la pression dynamique correspondant à 530 noeuds CAS et reste voisine de 1262 noeuds. La consommation kilométrique varie avec le poids et dépend de la température. Dans les conditions standard son optimum est voisin de Mach 2.1.

Les longueurs de piste nécessaires résultent des exigences combinées des services officiels ARB anglais et SGAC français. Les règlements appliqués assurent au Concorde le même degré de sécurité que pour les avions subsoniques actuels. D'une façon générale, les distances ainsi obtenues sont légèrement plus courtes que celles de la première génération des longs courriers à réaction.

Les réserves de carburant et les consommations forfaitaires utilisées dans cette brochure ont été établies de façon que Concorde satisfasse à toutes les conditions imposées aux avions subsoniques. Les vitesses d'attente et les consommations prévues sont réalistes et homogènes avec les procédures actuellement en vigueur pour les attentes et les détournements. Aucune annulation des procédures opérationnelles ou des moyens de contrôle aérien possibles n'ont été escomptées pour la période initiale de la mise en service de l'avion.



11 079

081 012 198

The take-off requirements are based on the most critical cases, these being the balanced field length and the climb gradient. Field requirements depend upon the selected unstick speed which can vary from a lower level dictated by V_{MU} (minimum unstick speed) to above 205 kts T.A.S. The latter speed is close to the maximum permissible unstick speed, but gives the better climb gradient.

Two cases are shown, one being based on an intermediate unstick speed of $0.36 \sqrt{W}$ (lb.) kts E.A.S., the other being based on 205 kts T.A.S.

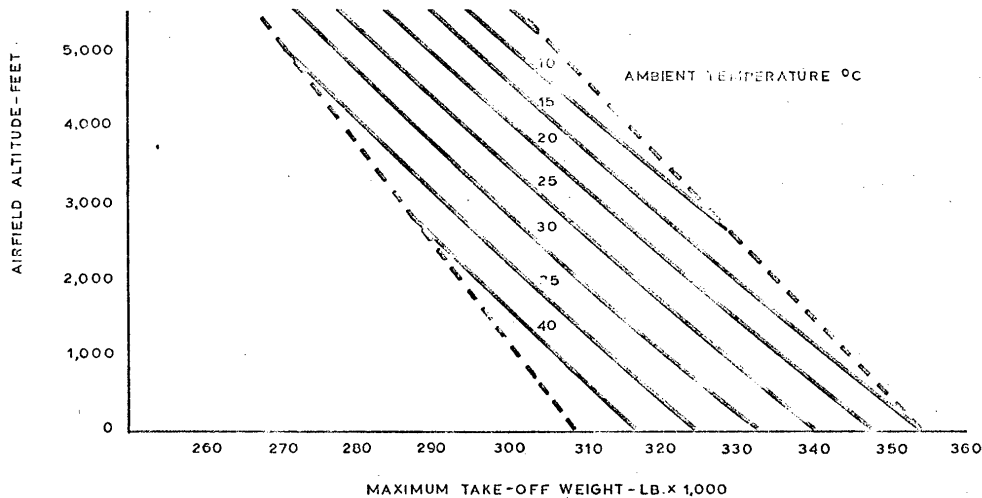
Les performances de décollage ont été déterminées compte tenu des conditions les plus restrictives: distance "balancée" et limitation de pente de montée.

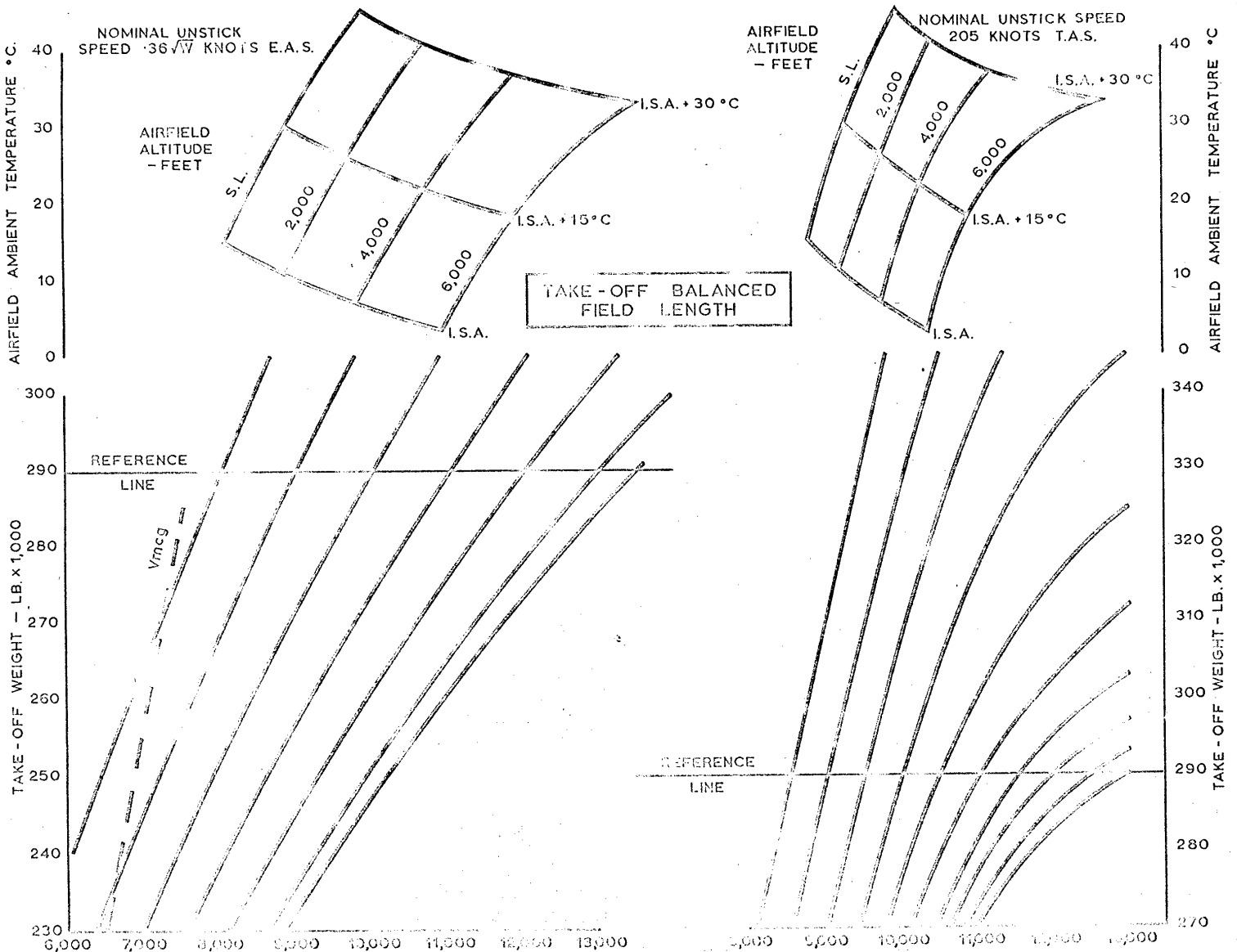
La longueur de décollage dépend de la vitesse de décollage adoptée, comprise entre la valeur minimale V_{mu} et une valeur supérieure de l'ordre de 205 kt. T.A.S.

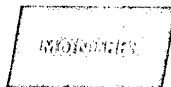
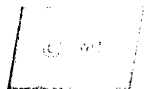
Les performances sont présentées pour 2 vitesses de décollage - une vitesse intermédiaire donnée par la formule :

$$0,36 \sqrt{W} \text{ (W en lb) et exprimée en Kt. E.A.S.}$$

- la vitesse de 205 kt. T.A.S. à laquelle correspond une meilleure pente de montée.







The altitude/speed relationship for minimum fuel climb under standard conditions is shown against four different references. The variations in cruise Mach number cover off-design and total temperature limited cases.

The basic technique may be defined as:-

- (a) Accelerate and climb from 200 kts CAS at sea level to 375 kts CAS at 5,000 feet.
- (b) Climb at a constant CAS of 375 kts from 5,000 feet to 39,000 feet, where $M = 1.147$.
- (c) Climb and accelerate to 45,300 feet, $M = 1.8$ (530 kts CAS).
- (d) Climb at 530 kts CAS to 54,500 feet, $M = 2.2$.
- (e) Climb to cruising height at $M = 2.2$.

When sonic boom considerations preclude the use of this technique, sufficient power is available to increase the transonic acceleration heights to over 40,000 feet. Similarly, power is available to counteract changes of technique necessary when non-standard temperatures exist in the acceleration height band.

La loi de montée permettant d'atteindre des vitesses de croisière supersoniques est donnée par les différents paramètres de vitesses et de Mach en fonction de l'altitude.

La croisière peut être effectuée à différentes vitesses limitées par la température totale et par $V_C = 530$ kt C.A.S.

La loi correspond à une procédure anti-bruit. Elle est définie comme suit.

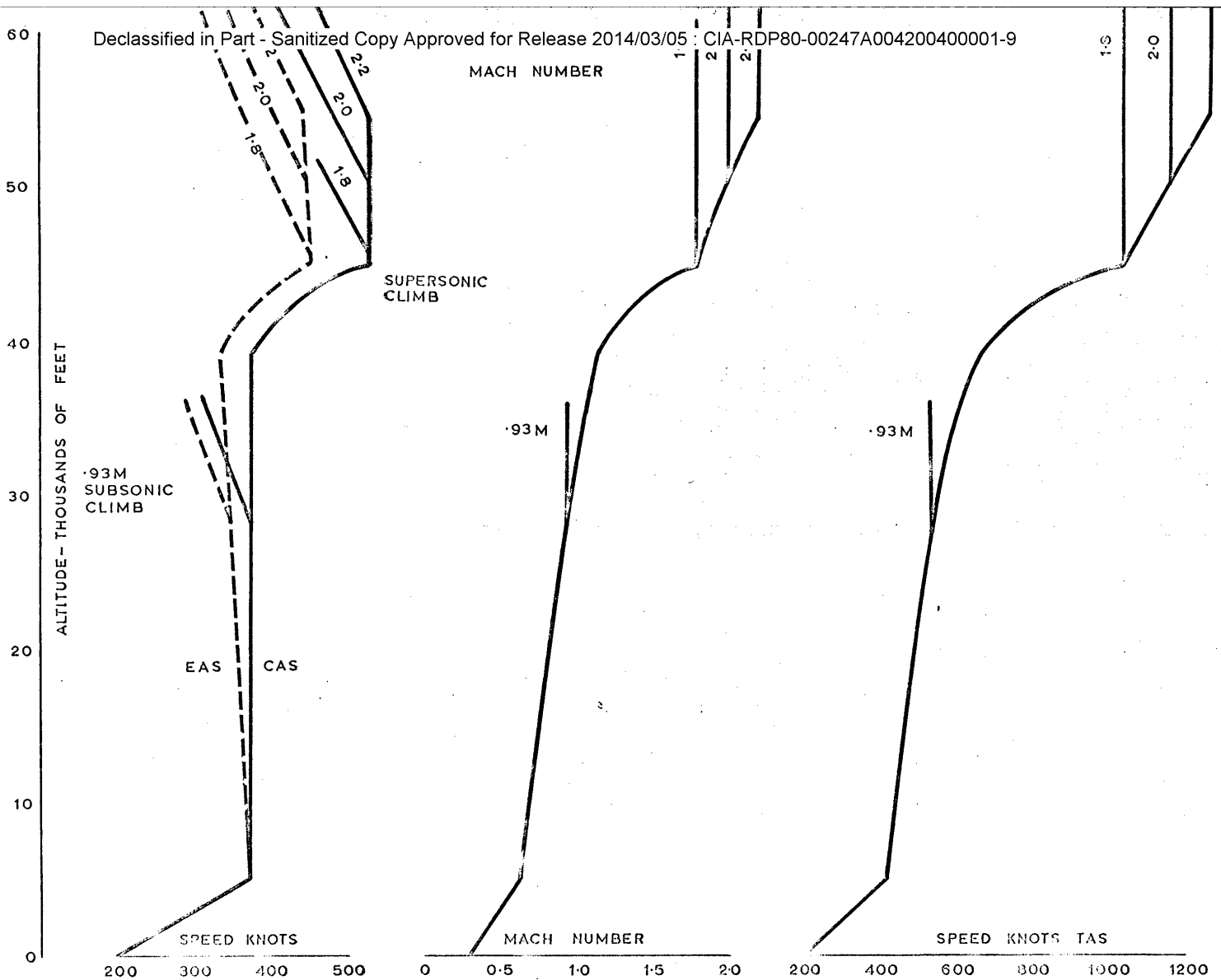
Accélération et montée de 200 kt C.A.S. au niveau du sol à 375 kt C.A.S. à 5,000 ft.

Montée à 375 kt C.A.S. jusqu'à 39,000 ft., $M = 1.147$.

Montée et accélération jusqu'à 45,300 ft. $M = 1.8$ (530 kt C.A.S.)

Montée à 530 kt C.A.S. jusqu'à l'altitude correspondant au nombre de Mach choisi pour la croisière.

Montée à Mach constant jusqu'à l'altitude de croisière.



LES CRUISES



PERFORMANCES EN CROISIÈRE

STAT

The cruise grids show the variations of specific range and altitude with cruising Mach number and weight.

The normal cruising speed under I.S.A. conditions is Mach 2.2 or V_C (530 kts C.A.S.) whichever is the lesser, but V_C is a limit only at the higher all-upweights. When temperatures are higher than standard the cruise Mach number is limited by total temperature considerations, total temperature being defined as $T_A (1 + 0.2 M^2)$ where T_A is ambient air temperature and M is the cruise Mach number. Under standard + 5°C conditions the cruise Mach number is therefore limited to $M = 2.149$.

Les croisières ascendantes supersoniques sont présentées sous forme de réseaux de courbes iso-poids et iso-mach.

Dans les conditions d'atmosphère standard, la vitesse de croisière normale est la moindre de Mach 2,2 ou V_C (530 Kt. C.A.S.) la limitation de vitesse V_C ne s'appliquant qu'aux poids élevés. Aux températures supérieures à la standard, le nombre de Mach est limité par la température totale définie comme suit :

$$T_T = T_A (1 + 0,2 M^2)$$

où T_T = Température totale

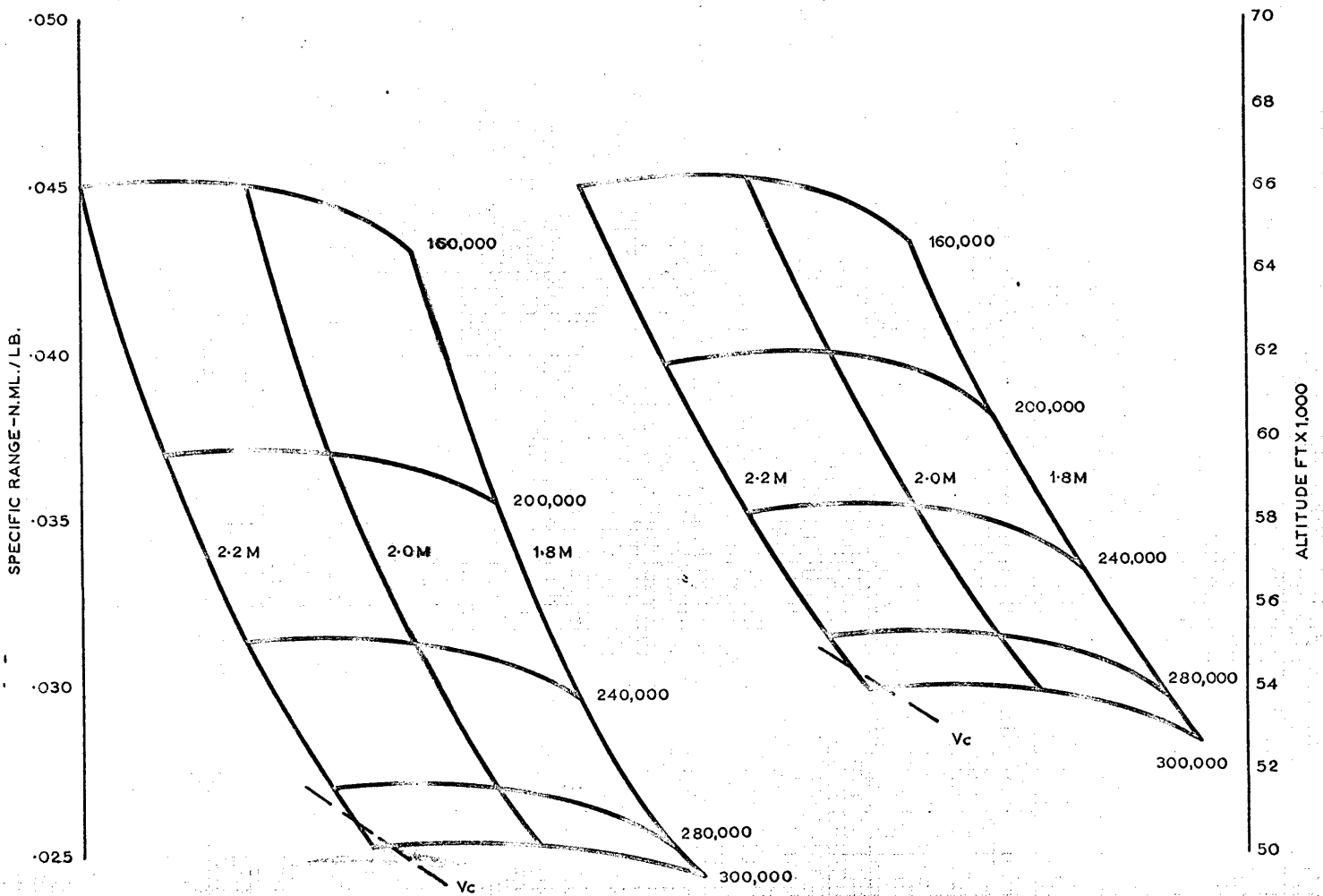
T_A = Température ambiante

M = Mach de croisière

Le Mach limite pour I.S.A. + 5°C est donc 2,149



STAT

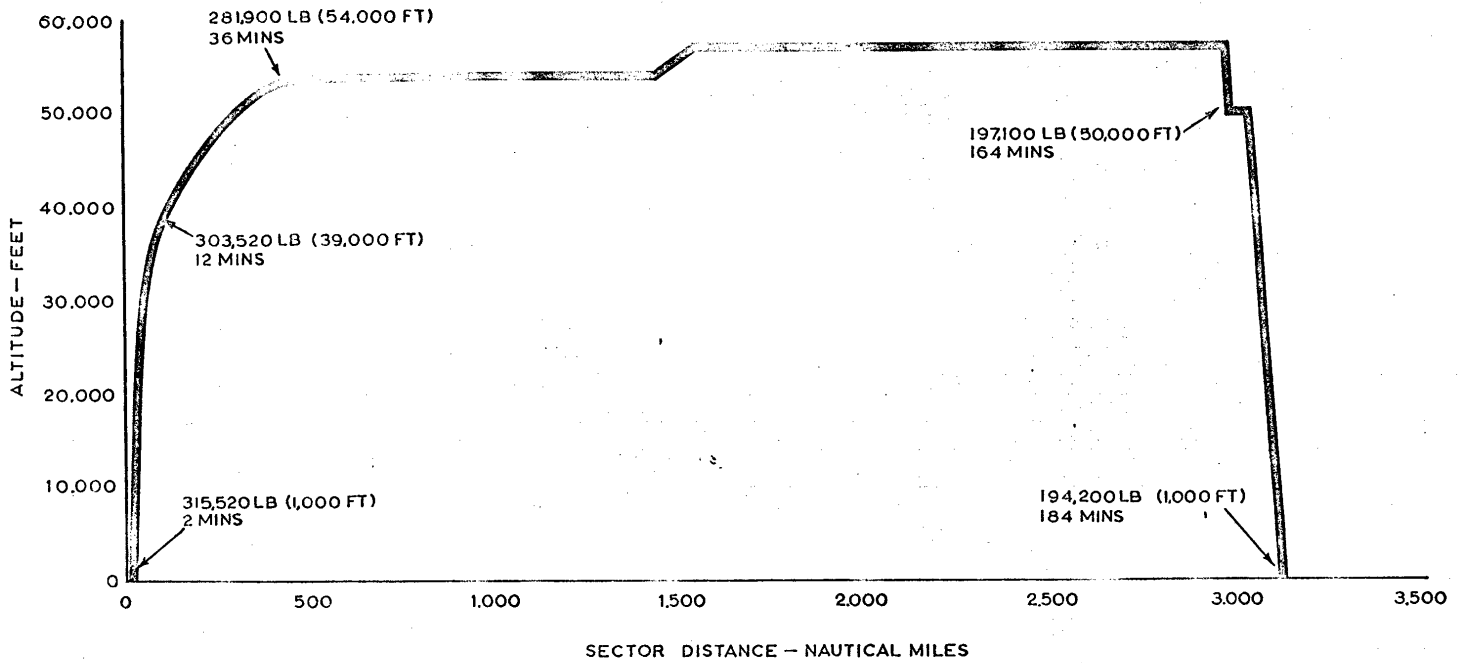


FLIGHT PROFILE

MISSION TYPE

The diagram shows the profile of a typical supersonic flight, and illustrates the height band in which the aircraft will normally fly. The elapsed time and fuels are also indicated on the profile. As can be seen, even at high weights the Concorde achieves heights in excess of subsonic traffic within 100 n.m. of departure, and does not re-enter subsonic traffic until within less than 100 n.m. of destination.

Le profil ci-contre montre les altitudes auxquelles la croisière supersonique s'effectue normalement; le temps écoulé et le carburant consommé sont également indiqués. On remarquera qu'à une distance de 100 m.n. des points de départ et de destination, le Concorde vole à des altitudes supérieures à celles utilisées par le trafic subsonique.



LANDING

ATERRISSAGE

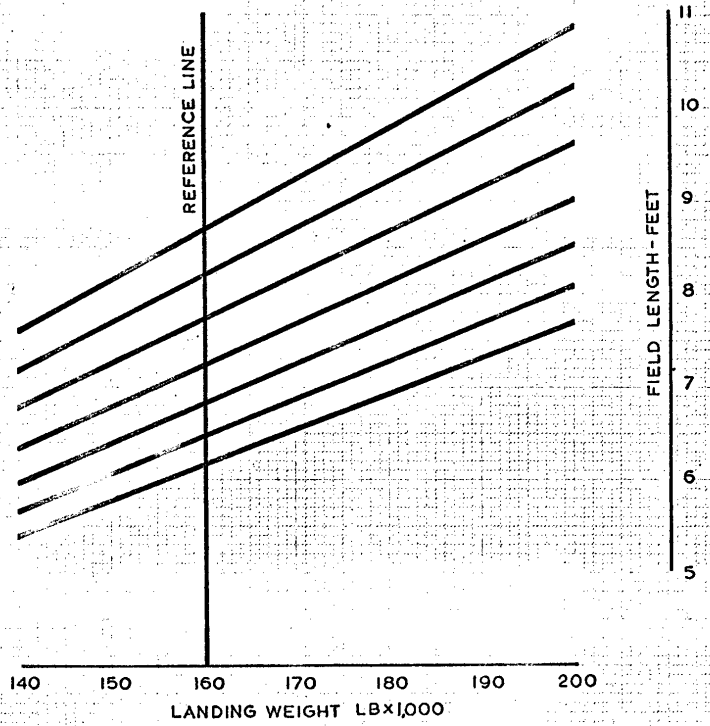
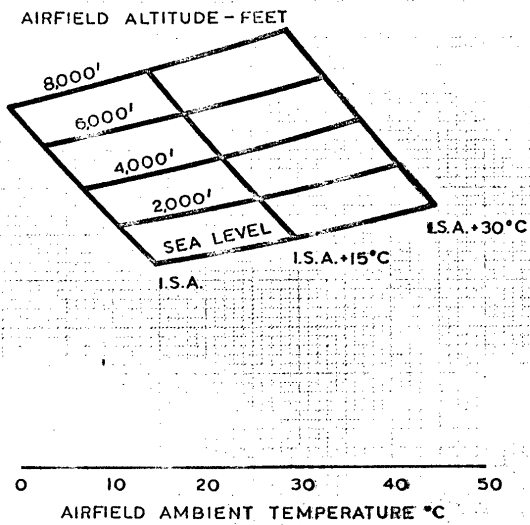
STAT

The landing field length requirements are shown for a range of airfield altitudes, temperatures and weights. Under the draft certification requirements the dominant case is that with one power unit inoperative and reverse thrust used on two engines. A factor of 1.10 is taken on the distance from 30 feet to rest, with an approach at maximum threshold speed, and assuming a wet runway.

La longueur d'atterrissage est donnée en fonction du poids et en fonction des conditions de température et d'altitude.

Les performances sont conformes aux règlements relatifs aux longueurs d'atterrissage sur piste mouillée, inverseurs de poussée en fonctionnement, l'approche s'effectuant à la vitesse maximale. Le cas critique est celui de l'atterrissage avec un moteur en panne, inverseurs de poussée sur deux moteurs symétriques seulement, le coefficient de longueur de piste étant de 1,10.

STAT



PAYLOAD RANGE RESERVE FUEL

CHARGE MARCHANDE - RAYON D'ACTION ET RESERVES DE CARBURANT

Payload Range capability is shown for the following conditions:-

- (a) Subsonic cruise at M = 0.93 at 36,090 feet
- (b) Supersonic stepped cruise at M = 2.2 or Vc (4,000 ft. steps assumed)
- (c) Supersonic cruise/climb at M = 2.2 or Vc
- (d) Supersonic cruise/climb at M = 2.2 or Vc (No reserves)

For cases (a), (b) and (c) the American F.A.A. reserve policy has been assumed and is as follows:-

- (1) 7% Block Fuel
- (2) A diversion allowance of 300 st. ml. continued cruise
- (3) Fuel for 30 minutes hold at 15,000 feet.

The following ground and air manoeuvre allowances have been assumed:-

| | FUEL (lb) | TIME (mins) |
|---|-----------------|----------------|
| Start, warm up and taxi to take-off | 2130 lb. | 10 min. |
| Take-off and acceleration to 1,000 feet | 2480 lb. | 2 min. |
| Circuit and Approach | 3390 lb. | 7 min. |
| Land and Taxi | No Fuel | 5 min. |
| | <u>8000 lb.</u> | <u>24 min.</u> |

The effect of payload reduction on reserve fuel based on the F.A.A. reserve policy, is also shown.

Les paramètres charge marchande - rayon d'action sont donnés ici pour les conditions suivantes:

- (a) Croisière subsonique à Mach 0,93 et 36.090 pieds
- (b) Croisière à paliers espacés de 4.000 pieds à Mach 2,2 ou Vc
- (c) Croisière ascendante à Mach 2,2 ou Vc
- (d) Croisière ascendante à Mach 2,2 ou Vc - sans réserves

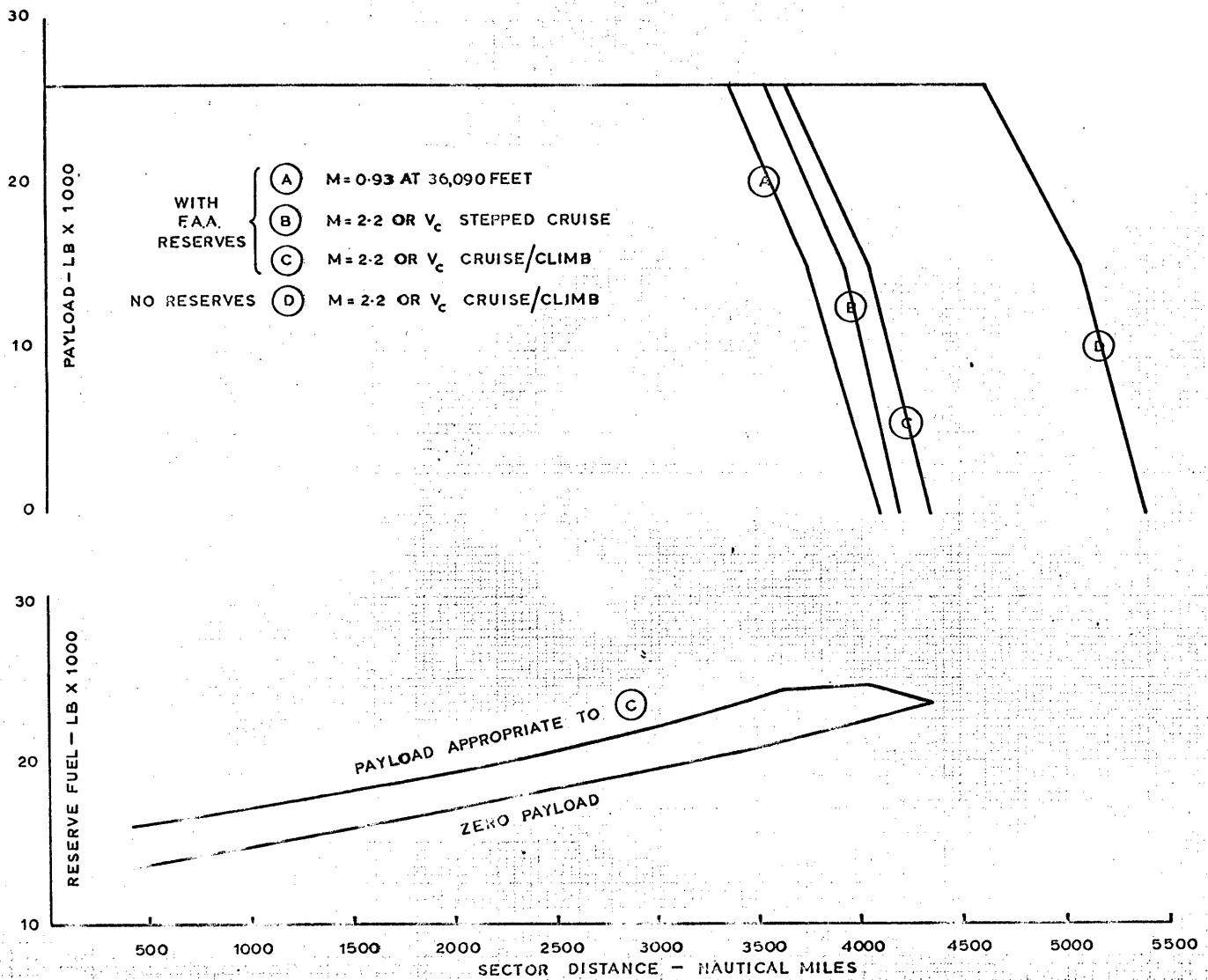
Dans tous les cas, les temps et les consommations bloc tiennent compte des forfaits suivants:

| | kg. | lb. | minutes |
|--|-------------|-------------|-----------|
| Démarrage et roulage jusqu'au décollage | 965 | 2130 | 10 |
| Décollage et accélération jusqu'à 1000 pieds | 1125 | 2480 | 2 |
| Manoeuvres terminales et approche | 1535 | 3390 | 7 |
| Atterrissage et roulage | 0 | 0 | 5 |
| | <u>3625</u> | <u>8000</u> | <u>24</u> |

Dans les cas (a), (b) et (c), les réserves de carburant F.A.A. prises en considération correspondent à:

- (1) 7% de la consommation bloc
- (2) Croisière prolongée de 300 milles
- (3) Une attente de 30 minutes à 15.000 pieds

L'influence d'une réduction de la charge marchande sur les réserves de carburant F.A.A. est également donnée.



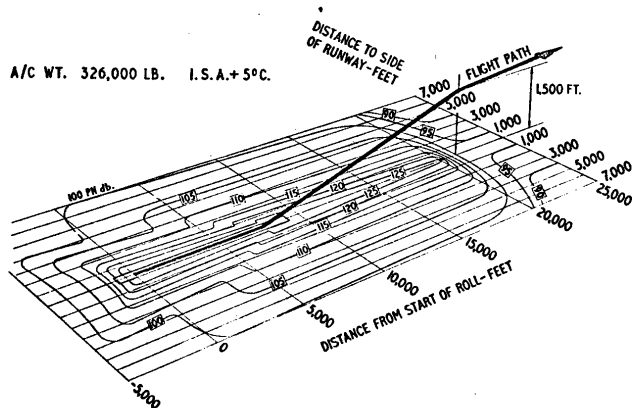
NOISE

There are two aspects to community relations associated with the Concorde. The first, engine noise, is primarily a function of engine design and installation, and the second, sonic boom, depends upon aircraft design and the operators' choice of flight technique.

ENGINE NOISE

Hitherto, aviation authorities have imposed operating restrictions on aircraft according to the level of perceived noise at some point under the flight path on departure, but in more recent times some concern has been felt regarding the lateral spread of noise around the airports. This latter noise level is independent of the aircraft's performance, being mainly a function of take-off power. Engine design and installation, however, can alleviate the problem of increased noise associated with increased powers of supersonic engines.

At maximum thrust, the "array" effect due to the installation of the Bristol Siddeley Olympus engines in side-by-side pairs on the Concorde results in a reduction in noise level of 7 PNdb. In addition, the silencing lobes



BRUIT

Le bruit du Concorde affectera deux catégories de la population. Les voisins des aéroports entendront le bruit des réacteurs dont le niveau varie avec le type du réacteur et son installation. Les habitants des régions survolées percevront plus ou moins les ondes de choc dont l'intensité dépend de la configuration de l'avion et de la technique adoptée pour le vol.

BRUIT REACTEUR

Jusqu'ici, les autorités de l'Aviation Civile imposaient aux opérateurs un niveau de bruit perçu à ne pas dépasser en un point survolé situé à une distance donnée du départ, mais, depuis quelque temps, des inquiétudes se sont manifestées en ce qui concerne l'étalement latéral du bruit au voisinage des aéroports. Ce dernier niveau de bruit est indépendant des performances de l'avion et croit comme la poussée au décollage. Toutefois, la façon dont la poussée est obtenue et la manière dont les réacteurs sont installés peuvent, dans une certaine mesure, pallier à l'accroissement du bruit lié aux puissances plus grandes exigées des réacteurs supersoniques.

L'installation sur Concorde des réacteurs Bristol Siddeley Olympus deux par deux permet une réduction du niveau de bruit de 7 PNdb à la poussée maximum grâce à l'effet de groupage. De plus, les lobes du silencieux installé sur la tuyère primaire à section variable donnent une réduction supplémentaire de 5 à 6 PNdb.

Le niveau de bruit à prévoir au moment du survol du point de référence dépend des caractéristiques de la montée initiale et de la réduction de bruit obtenue en adaptant le régime des réacteurs. En ajustant la section des tuyères d'éjection des Olympus, il est possible de

AIRPORT NOISE PATTERN NIVEAUX DE BRUIT AUX AEROPORTS

STAT

STAT

installed in the variable primary nozzle reduce noise by a further 5-6 PNdb.

The level of noise to be expected at a measuring point under the flight path will be determined by the climb-out characteristics of the aircraft and the amount of noise reduction achieved by changing the engine conditions. By varying the nozzle position of the Olympus engine, jet velocity for a given thrust is reduced and the noise level minimised.

In summary, without resort to additional silencing the Concord should satisfactorily meet community noise requirements.

SONIC BOOM

Sonic booms are produced by the rapid pressure changes as the shock waves radiating from a supersonic aircraft sweep across the ground. The strength of the wave in free air under a straight flight path depends mainly upon the weight of the aircraft and the altitude at which it is flying. However, near the ground the wave form is complicated by reflections so that to an observer standing on the ground the time lags between both bow and stern reflected waves and their incident counterparts is small compared with the length of time between the true bow and stern waves themselves. This coalescence of shock almost doubles the free air pressure values. Present indications are that the Concord, flying at its cruising speed of Mach 2.2 above 60,000 feet, would create a pressure rise, including the reflection factor, below 1.5 lb./sq.ft.

Acceptability of sonic boom is subjective and will obviously vary greatly. However, the evidence accumulated to date in three countries indicates that the Concord boom level should be within acceptable limits. The critical case occurs during transonic acceleration, when overpressures of about 2.0 lb./sq.ft. would occur, and these may be unacceptable over populated areas. A change of climb technique which results in transonic acceleration taking place at a greater altitude reduces this boom overpressure but increases stage fuel by a small amount.

réduire la vitesse d'éjection des gaz correspondant à une poussée donnée et de minimiser ainsi le bruit produit.

En résumé, le bruit du Concorde, au voisinage des aéroports, sera tolérable sans qu'il soit nécessaire d'installer de silencieux supplémentaires.

DETONATION BALLISTIQUE

Les ondes de choc engendrées par le vol de l'avion supersonique se traduisent par des variations brusques de la pression et produisent un bruit caractéristique qui se propage le long des régions survolées. En vol de croisière, l'intensité des ondes de choc directes balayant le sol dépend du poids de l'avion, de sa vitesse et de l'altitude de vol. Au voisinage du sol, les ondes directes interfèrent avec les ondes réfléchies car, pour un observateur se trouvant au sol, le laps de temps qui s'écoule entre les ondes incidentes et réfléchies, produites par la proue ou la poupe de l'avion, est faible par rapport à l'intervalle de temps qui sépare les ondes de poupe et les ondes de proue. Cette superposition d'ondes de choc double presque les valeurs du bruit en atmosphère indéfinie.

Suivant les estimations actuelles, le Concorde croisant à Mach 2.2 au dessus de 18.000 mètres produira un saut de pression ne dépassant pas 105 millibars, compte tenu du coefficient de réflexion.

Le niveau des ondes de choc tolérable varie beaucoup avec les individus, toutefois les données statistiques concernant ce problème accumulées dans au moins trois pays semblent indiquer que le bruit du Concorde se maintient dans des limites acceptables.

Le bruit critique de survol correspond à l'accélération transsonique pendant laquelle les surpressions pourront atteindre 140 millibars et entraîner éventuellement des limitations d'emploi, spécialement au dessus des régions peuplées. En modifiant la loi de montée de façon à commencer plus haut l'accélération transsonique, il sera possible de réduire les surpressions atteintes au détriment d'une consommation de carburant légèrement supérieure.

RADIATION

The Concord, in common with all other aircraft flying at high altitudes, will operate in an environment in which it is known that increased cosmic ray intensity, other sources of radioactive emission and high ozone concentration are present.

Investigations into such phenomena have been carried out for some time and much data has been obtained from the regular operation of high-altitude bomber aircraft, the special-purpose missions of such aircraft as the U-2, and the Russian and American orbital space flights. Further investigations into the case of the supersonic transport aircraft and the possible effects during sustained cruising at high altitudes have also been under way for some time.

COSMIC RADIATION

The earth is under continual bombardment from outside the solar system, by a number of high-energy nuclei of elements, mainly hydrogen (about 80 per cent) and helium (about 17 per cent); the intensity of the bombardment, which arrives with equal strength from all directions, varies to a certain extent with sunspot activity. On reaching the earth's atmosphere the primary particles are slowed down and eventually stopped by ionisation and by collision.

Each collision, or interaction, involves an energy reduction with the effect that one highly-energetic particle can produce many secondary electrons, which result in an 'electron shower'. It is these showers which were thought to be the principal hazard to high altitude aircraft as it is not practicable to provide shielding.

Despite the impracticability of shielding, the situation for both aircrews and passengers travelling in the supersonic transport aircraft is not the alarming prospect that uninformed sources have occasionally forecast.

If, for Concord, an extreme case is considered, that of a crew member flying 750 hours per year in high geomagnetic latitudes and reaching a cruise altitude of 65,000 feet, the radiation dose he would receive in a year from

RADIATIONS

Le Concorde, comme d'ailleurs les autres avions volant à grande altitude, évoluera dans une ambiance où l'intensité des rayons cosmiques et de la radioactivité en général sont plus grandes et où la proportion d'ozone est élevée.

Depuis un certain temps, des investigations concernant ces phénomènes ont été entreprises et des données provenant des vols de bombardiers à haute altitude, des missions spéciales d'avions genre U-2 et des vols spatiaux russes et américains ont été obtenues. D'autre part, un certain nombre de recherches plus poussées se rapportant au cas du transport supersonique sont en cours afin de déterminer les effets des vols prolongés aux grandes altitudes.

RAYONS COSMIQUES

La terre subit un bombardement continu par des noyaux à haute énergie, composés principalement d'Hydrogène (80%) et d'Hélium (17%). Ce bombardement a une origine extérieure à notre système; il n'a pas de direction préférentielle, mais son intensité varie dans une certaine mesure avec l'activité des taches solaires. En atteignant l'atmosphère terrestre, les particules primaires sont progressivement ralenties puis arrêtées par ionisation et collisions.

Chaque collision ou interaction implique une réduction de l'énergie; il s'en suit qu'une seule particule à haute énergie peut produire un grand nombre d'électrons secondaires qui constituent une "douche d'électrons". On pense que ce sont ces douches qui constituent le danger principal pour un avion volant à grande altitude, étant donné qu'il est pratiquement impossible de fournir une protection efficace.

En dépit de cette impossibilité la situation de l'équipage et des passagers voyageant dans un avion de transport supersonique est loin des prévisions alarmistes propagées de temps en temps par des sources mal informées.

Si, pour Concord, nous considérons le cas extrême d'un membre d'équipage volant 750 heures par an dans les

galactic cosmic radiation would be less than one-tenth of that allowable to occupationally exposed radiation workers. The dose received by the crew member would, in fact, be about four-fifths of the maximum dose recommended by the International Commission on Radiological Protection for the general population.

However, further examination shows that the main hazard is the cosmic radiation which originates in the sun, and which is directly connected with the occurrence of solar flares. These emissions consist mainly of protons and these proton flares in the sun are closely associated with the number of sun-spots, which follow an eleven-year cycle. Following investigations which have been under way for many years it is possible to predict periods of intensive sunspot activity some three years in advance, whilst it appears possible to forecast proton flares up to two days in advance from study of sunspot activity.

From collected data it is apparent that, taking the case outlined previously, of a crew member flying 750 hours per year, the total dose from galactic and solar flare radiation is unlikely to exceed one-fifth of that allowable to radiation workers.

During February 1956 the most intense solar flare observed for twenty-two years occurred. Calculations based on this exceptional degree of intensity indicate that flights at altitudes in the order of 65,000 feet could result in an unusually high dosage rate, but by decreasing altitude to about 50,000 feet the dosage would fall to a sufficiently low level for continued flight in safety to the intended destination.

Medium to high intensity solar proton flares do, therefore, constitute a hazard in the high altitude flight environment. As, however, high energy activity occurs only once in three years and medium energy activity at most only twice per year, and as the duration of the activity is about twenty-four hours (all of which appear to be predictable), the restriction of a few flights to a cruising altitude of some 50,000 feet during a two or three year period should be acceptable.

hautes latitudes géomagnétiques à une altitude de 20.000 mètres, la dose de radiation qu'il recevrait des sources galactiques serait à peine égale au dixième de celle permise pour les travailleurs exposés aux effets de la radio-activité. En fait, la dose reçue par ce membre d'équipage ne dépasserait pas les quatre cinquièmes de celle que la Commission Internationale pour la Protection Radiologique des populations recommande de ne pas dépasser.

Toutefois, un examen plus approfondi montre que le danger principal provient des radiations cosmiques émises par le soleil et qui sont fonction des éruptions solaires. Ces radiations consistent surtout en protons et leur émission est étroitement liée au nombre de taches solaires dont l'activité correspond à un cycle de onze ans. Les recherches en cours depuis de nombreuses années ont montré que les périodes d'activité intense des taches solaires peuvent être prévues trois ans à l'avance, tandis que l'étude de l'activité solaire permet de prévoir les émissions de protons deux jours à l'avance.

Des données recueillies, il apparaît qu'en prenant le cas, cité ci-dessus, d'un équipage volant 750 heures par an, les doses cumulées reçues resteront toujours en dessous des maxima prévus par la CIPR pour les travailleurs soumis aux radiations.

En Février 1956 eut lieu l'activité solaire la plus intense depuis vingt deux ans. Les calculs basés sur l'intensité exceptionnelle des émissions correspondantes ont montré que les vols à une altitude de 20.000 mètres peuvent entraîner une contamination se rapprochant des limites admissibles; en descendant à 15.000 mètres, les doses reçues s'abaisseront à un niveau permettant de poursuivre le vol en toute sécurité jusqu'à la destination prévue.

Les émissions solaires de protons à haute et moyenne énergie peuvent donc constituer un danger aux altitudes de vol prévues. Toutefois, comme les émissions à haute énergie ne se produisent qu'une fois en trois ans et les émissions à moyenne énergie au plus deux fois par an, comme cette activité, d'ailleurs prévisible, ne dure que vingt quatre heures environ, les restrictions concernant quelques vols tous les deux ou trois ans et consistant à voler en dessous de 15.000 mètres paraissent acceptables.

NUCLEAR RADIATION

When a nuclear device is exploded above ground level, most of the radioactive debris is swept up in the ensuing cloud and carried into the atmosphere. Some fragments fuse with larger particles such as dust and fall out in a few hours over a limited area. The extent to which the higher altitudes are contaminated depends upon the height and power of the explosion; debris reaching the stratosphere would be retained for some time, as there appears to be only limited diffusion between the troposphere and stratosphere.

Nuclear debris sent up to altitudes below 80,000 feet may remain there for some months before complete fallout, whilst debris reaching altitudes greater than 80,000 feet may remain for some five to seven years.

Studies based on data evaluated since upper-atmosphere research began show that when a peak period of contamination at these altitudes occurred during 1959, the total radiation hazard was not extremely high compared with the radioactivity to which man is exposed from natural causes. Current investigations show that the amount of nuclear debris present at the cruise altitudes of the Concorde presents no hazard.

OZONE

Ozone is a compound formed by the action of ultraviolet radiation upon oxygen in the atmosphere and is toxic if present in sufficient quantities. It would therefore constitute a hazard if allowed to pass into the aircraft through the air conditioning system.

Although the concentrations of ozone in the 60,000 to 80,000 ft. altitude can be beyond the upper limits of comfort, ozone may be readily converted to oxygen by a number of processes. Heating the air/ozone mixture to a high temperature is the most important of these processes. Cabin air tapped from the final stage of the engine compressor has, throughout the majority of the flight, attained a temperature at which virtually all ozone is eliminated.

RADIOACTIVITE

Lors d'une explosion nucléaire au dessus du sol, la majorité des débris radioactifs est entraînée dans l'atmosphère par le nuage qui se forme. Quelques fragments s'agglomèrent avec des particules plus importantes telles que des poussières et retombent dans les quelques heures suivantes sur une région limitée. Le degré de contamination des couches supérieures de l'atmosphère dépend de la puissance et de l'altitude de l'explosion; les débris radioactifs ayant atteint la stratosphère y demeureront durant quelque temps, la transfusion constatée entre la stratosphère et la troposphère étant très limitée.

Les débris radioactifs projetés jusqu'aux altitudes atteignant 24.000 mètres y resteront quelques mois avant que la retombée ne soit complète, alors que les débris ayant dépassé les 24.000 mètres pourront y rester quelques cinq ou sept ans.

Les études basées sur les données expérimentales relatives à l'atmosphère supérieure, obtenues depuis le commencement des recherches, montrent que durant 1959, lorsque la radioactivité passait par un maximum, la contamination totale correspondante n'était pas plus forte que celle produite par les phénomènes naturels courants. Les investigations en cours montrent que les débris radioactifs susceptibles d'être rencontrés aux altitudes de croisière du Concorde ne présentent aucun danger.

OZONE

L'ozone est un corps composé qui se forme à partir de l'oxygène sous l'action des rayons ultraviolets. Il est toxique à partir d'une certaine concentration, et constituerait donc un danger s'il pouvait s'infiltrer dans la cabine à travers le système de conditionnement d'air.

Bien que les concentrations en ozone entre 18.000 et 25.000 mètres dépassent les limites compatibles avec le confort, cet ozone peut être converti en oxygène par des procédés multiples. Le procédé le plus simple consiste à porter le mélange air - ozone à une température suffisante. L'air de conditionnement prélevé sur le dernier étage du compresseur est précisément dans ces conditions pendant la majeure partie du vol. Eventuellement, les traces

Should ozone still remain, conversion to oxygen can be accomplished by catalytic dissociation using simple filters.

The principal hazard from ozone appears to be the properties which lead to deterioration in rubbers. Certain basic rubbers have been known to deteriorate severely in very heavy ozone concentrations, but materials such as neoprene, hypalon and silicones are ozone resistant and may be used in place of rubber.

Generally, then, ozone effects are capable of solution by readily available means.

**AIR TRAFFIC CONTROL
& NAVIGATION**

Fundamentally an Air Traffic Control service provides an active ground-based flight separation service planned to ensure that the controller maintains adequate aircraft separation minima at all times and to this end each aircraft's position must be monitored at selected intervals.

At the moment, wide separation is essential because of the low accuracy of navigational aids; in consequence controllers cannot utilise the available airspace to the full and this leads to delays and diversions. An obvious way of reducing the delays and achieving a smoother traffic flow is to reduce the separation distances and thus channel a greater number of aircraft through the same airspace. This will only become possible when greater accuracy is obtainable from nav aids because the controller will only be able to reduce separations if the aircraft are capable of operation within finer tolerances.

With computer developments to handle routine control operation and such items as 'Selective Calling' and automatic data links available to reduce the air-ground communication problems, a smooth and safe traffic flow will result.

There are two distinct Air Traffic Control problems associated with the introduction of the supersonic transport aircraft; the first concerns terminal area operation, where-

d'ozone résiduel pourront être converties en oxygène au moyen de simples filtres à action catalytique.

Le danger principal constitué par l'ozone concerne la conservation du caoutchouc. Certains caoutchoucs naturels subissent une détérioration importante lorsque la concentration en ozone est élevée, mais des matériaux tels que le neoprène, l'hypalon et les silicones résistent à l'ozone et permettent de remplacer le caoutchouc.

D'une façon générale, il est possible de lutter contre l'ozone avec des moyens connus.

**CONTRÔLE DU TRAFIC
AÉRIEN & NAVIGATION**

Le Contrôle du Trafic Aérien est basé au sol et a pour mission principale de fournir au Contrôleur les moyens de maintenir continuellement des intervalles minima entre les avions; ceci implique la nécessité de relever leur position à des instants bien définis.

Pour le moment, une large séparation est essentielle à cause de la faible précision des aides à la navigation; en conséquence, les contrôleurs ne peuvent utiliser au mieux l'espace dont ils disposent et cela entraîne des retards et des détournements. Il paraît évident que la meilleure façon de diminuer ces retards et d'assurer un écoulement plus rapide du trafic est de réduire les distances de séparation afin de pouvoir contrôler le plus grand nombre d'avions possible dans un espace donné. Ceci sera seulement atteint quand la précision des aides à la navigation aura été suffisamment améliorée, et que le contrôleur pourra prendre en charge instantanément un grand nombre d'avions.

On peut espérer que l'emploi des machines à calcul perfectionnées pour les opérations de routine du Contrôle, associé à des équipements de liaisons discriminées et de transmissions automatiques d'ordres résultant des calculs, permettra de réduire la durée des communications air-sol; la sécurité et la rapidité du trafic seront ainsi considérablement augmentées.

Les problèmes de Contrôle du trafic Aérien associés à la mise en service d'avions de transport supersoniques

supersonic and subsonic aircraft must fit into a common pattern, and the second is the provision of a purely supersonic control organisation at the appropriate flight levels.

In the terminal areas there may be no requirement for an improved terminal navaid for the supersonic transport aircraft if the continued use by subsonic jets of VOR/DME remains acceptable. In any case, as outlined above, automation and projected developments of existing A.T.C. equipment will result in improvement.

At the cruising altitudes used by the Concorde there will be no other civil traffic and there is, therefore, justification for expecting that the procedural requirements should be based only upon the needs of the supersonic transport aircraft. From this, the lateral and longitudinal separation requirements for supersonic transports need be dictated only by the navigational accuracy achievable by the aircraft. With the Doppler/inertial navigation system envisaged by all supersonic transport aircraft designers there is no reason why reduced separation criteria should not be used, leading to a new airways structure with parallel tracking, discrete marshalling areas for departure and arrival, and opposing traffic routed in separate tracks.

NAVIGATION

The Concorde will need to be equipped for more exacting en-route and terminal conditions than those imposed to-day.

While it is generally conceded that because of its high altitude cruising levels the Concorde is not directly subject to the laid-down procedures for subsonic aircraft operating at lower levels, nonetheless the position-fixing accuracy must never be worse than that of other aircraft operating at altitudes through which the Concorde must pass in climb or descent. Improved accuracy may avoid the need to use height separation of opposing traffic and so permit more economical cruise-climb techniques to be used.

sont de deux sortes; les premiers concernent les opérations dans les zones terminales où les avions subsoniques et supersoniques doivent s'intégrer dans le même système et les seconds relèvent de l'établissement d'une organisation de Contrôle purement supersonique aux altitudes de vol appropriées.

Pour les zones terminales, il ne sera peut-être pas nécessaire de créer des aides à la navigation spéciales aux avions de transport supersoniques si l'utilisation du VOR/DME continue à être acceptable pour les Jets Subsoniques. De toute façon, ainsi qu'il a déjà été exposé ci-dessus, les progrès prévus pour les équipements existants amélioreront le Contrôle du trafic Aérien dans ces zones.

Aux altitudes de croisière du Concorde, il n'y aura pas d'autre trafic civil et il est donc normal de prévoir que la procédure sera seulement basée sur les besoins de l'avion de transport supersonique. Donc, la séparation latérale et longitudinale sera dictée principalement par le degré de précision dont seront capables les équipements de navigation installés dans l'avion. Avec les systèmes de navigation spéciaux prévus par tous les constructeurs d'avions de transport supersoniques, il sera possible de réduire les critères de séparation; ceci conduira à une nouvelle structure des voies aériennes, l'établissement de zones d'attente pour le départ et l'arrivée, et la possibilité de diriger les avions volant dans des directions diamétralement opposées sur des routes séparées.

NAVIGATION

Le Concorde devra être équipé en prévision de conditions qui, aussi bien en route que dans les zones terminales, seront plus sévères qu'elles ne le sont actuellement.

Il est généralement admis qu'à cause de son altitude de croisière élevée, le Concorde ne sera pas directement assujéti aux mêmes procédures de descente que les avions subsoniques opérant aux altitudes moins élevées; la précision des relevés de sa position ne doit cependant pas être moindre que celle des autres avions opérant aux altitudes par lesquelles il doit passer pendant la montée ou la descente. L'amélioration de la précision - dans le sens latéral - peut éviter de recourir à la séparation verticale avec le trafic en sens inverse et permettre l'emploi plus économique de la croisière ascendante.

In the terminal areas, Air Traffic Control will require a predicted ETA with an accuracy of plus or minus three minutes at a point thirty minutes before arrival; to obtain this accuracy the Concord must not acquire a position error outside an ellipse plus or minus twenty nautical miles along track and 100 miles across track at the reporting point - in fact, the across track error will have to be within plus/minus 30 miles to meet the lower-altitude traffic penetration requirements outlined above.

To meet developments in ATC systems, such as automatic secondary radar transponder coding and data link transmissions, the Concord's navigation system has to be capable of supplying and receiving data in a form compatible with these systems. In the aircraft, the navigation displays will be capable of simple interpretation by the pilots and will include pictorial presentation - these requirements are essential, not only to keep the pilots' workload at a reasonable level, but also to reduce the time required in calculation. Other essential features of the Concord system are that it should be capable of world-wide day and night operation and that it should be compatible with a flexible route structure.

Dans les zones terminales, le Contrôle exigera une heure estimée d'arrivée avec une précision de 3 minutes à partir d'un point situé à 30 minutes de l'arrivée. Pour obtenir cette précision, l'erreur de position ne doit pas dépasser les limites d'une ellipse de 20 M.N. dans l'axe de la route et 100 M.N. en travers de la route. En fait l'erreur latérale doit être inférieure à 30 M.N. pour satisfaire aux séparations du trafic à plus basse altitude.

Etant donné les progrès prévus pour les installations du Contrôle du trafic Aérien, tels que le radar à liaisons discriminées, le système de navigation du Concorde sera capable de recevoir et d'envoyer des signaux dans une forme qui soit compatible avec ces systèmes. De même, à bord de l'avion, les écrans des appareils de navigation seront susceptibles d'une interprétation facile par les pilotes et comprendront une représentation cartographique. Ces exigences sont essentielles, non seulement pour réduire le travail des pilotes à un niveau acceptable, mais aussi pour réduire la durée des calculs. Les autres points importants du système de navigation du Concorde sont: possibilité d'opération de jour et de nuit dans tous les points du globe et compatibilité avec les procédures en usage sur les différentes routes.

ECONOMICS

Introduction of a passenger carrying aircraft which possesses radically different characteristics from its predecessors makes a comparative assessment of operating economics most difficult. The greatly increased unit productivity of the Concorde when compared with subsonic jets leads to a lower level of investment and reduced fleet sizes. In consequence, conventional comparisons of operating costs and fare structures are unlikely to lead to generalised answers which are entirely compatible with subsonic aircraft studies. The only rational approach to the problem would be to analyse, in detail, a specific airline route structure, traffic requirements and engineering costs and complete an annual profitability statement.

However, certain basic parameters are required to complete such an assessment, and this section attempts to provide basic information so that the operator may make his own studies. As a basis for the studies, the ATA 1960 method of assessing direct operating costs was assumed. Associated with this cost method, the FAA request for proposals for fuel reserves have been used:-

- (a) 7% of block fuel
- (b) A diversion allowance of 300 st. m. of continued cruise
- (c) 30 minutes hold at 15,000 feet.

In the case of Concorde these reserves are similar in total quantity to the SR.427c reserves called for in the ATA 1960 method, which are:-

- (a) 10% of flight time converted to fuel
- (b) A diversion of 300 st. m. after balked approach
- (c) 30 minutes hold at 1,500 feet.

Three annual utilisations have been assumed and initial analyses of specific airline route structures indicate that at least these utilisations are achievable by a Mach 2.2 aircraft on international operations.

ETUDES ECONOMIQUES

L'introduction d'un avion de transport dont les caractéristiques opérationnelles diffèrent radicalement de celles de ses prédécesseurs rend très délicat le choix des hypothèses à retenir pour une comparaison économique. La productivité du Concorde, étant nettement supérieure à celle des Jets subsoniques, les investissements à effectuer doivent tenir compte de la réduction des flottes. En conséquence, les comparaisons classiques des coûts d'exploitation ne permettent plus de constatations généralisées des études relatives aux jets subsoniques. La seule approche rationnelle du problème consiste en une analyse détaillée du réseau desservi par la Compagnie en tenant compte des besoins du trafic, des coûts horaires et du bilan annuel complet. De telles études détaillées sont du ressort des compagnies exploitantes.

Cependant, il est toujours possible d'utiliser la méthode A.T.A. 1960 comme méthode de base en prenant des hypothèses relatives à l'exploitation internationale sauf en ce qui concerne le combustible dont la part relative est beaucoup plus importante que dans le cas des jets subsoniques. Pour se rapprocher des tarifs pratiqués actuellement on retiendra le prix de 12 ¢ par U.S. gallon (ou 0,0179\$ par livre). Les consommations sont très sensibles aux poids de vol, c'est-à-dire la loi adoptée pour les réserves, il se trouve toutefois que pour Concorde les réserves FAA (Request for Proposals), c'est-à-dire:-

- (a) 7% du combustible bloc.
- (b) Le combustible nécessaire pour effectuer, à l'altitude et au régime de croisière un détournement de 260 M.N.
- (c) Une attente de 30 minutes à 15.000 pieds.

sont sensiblement équivalentes aux réserves SR.427 C prises en considération par la Méthode A.T.A. 60:

- (a) 10% du temps bloc converti en combustible.
- (b) Un détournement de 260 M.N. après une approche manquée.
- (c) 30 minutes d'attente à 1500 pieds.

Les coûts directs d'exploitation ainsi calculés devront être associés aux frais indirects comprenant:

Seat mile costs have assumed a layout of 118 all-economy seats, but space and payload are available for a further 2,400 lb. of cargo or mail for which no credit has been taken in the calculation of break-even loads. In the calculation of break-even loads, it has been assumed that Indirect Operating Costs which include administrative costs, insurance, passenger handling, agency fees, publicity, training, landing and flight navigation fees, will be equal to the Direct Operating Costs.

- (1) Des frais horaires liés à l'équipage - qualification de l'équipage technique et entraînement sur simulateurs, salaires de l'équipage commercial, frais de déplacement, etc...
- (2) Des frais d'escale liés à la maintenance - nettoyage et manutention, frais de touchée divers, visites de contrôle et taxes d'atterrissage.
- (3) Frais liés aux passagers kilomètres transportés: assurances (liability Insurance), repas, pourcentages des agences, publicité, etc...
- (4) Des frais annuels tels que les frais de gestion, d'amortissement des installations, etc...

Sur la base annuelle, ces frais indirects peuvent être déduits des recettes brutes, c'est-à-dire venir en déduction des prix pratiqués au siège par mille nautique.

BLOCK TIME & FUEL

COMBUSTIBLE & TEMPS BLOC

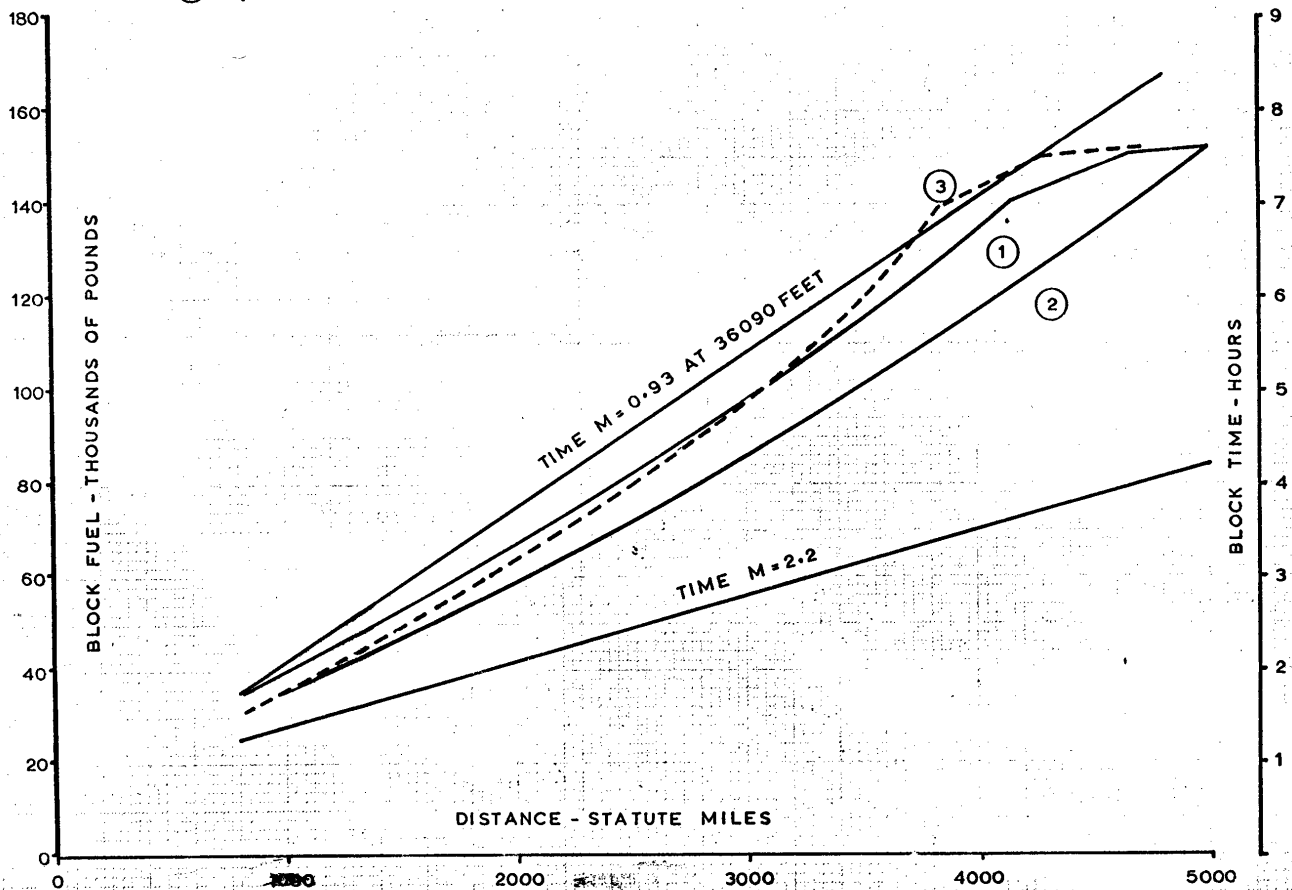


The curves show the relationship of block time and block fuel with sector distance. The FAA fuel reserve policy has been assumed, whilst allowance is made for a total of 24 minutes of air and ground manoeuvre.

Les courbes ci-contre donnent les variations du temps bloc et du carburant bloc en fonction de la distance d'étape. Les réserves de carburant F.A.A. ont été utilisées, ainsi qu'un forfait correspondant à un total de 24 minutes de manoeuvres en vol et au sol.



- ① BLOCK FUEL CONSUMPTION WITH MAXIMUM PAYLOAD (M = 2.2)
- ② BLOCK FUEL CONSUMPTION WITH ZERO PAYLOAD (M = 2.2)
- ③ BLOCK FUEL CONSUMPTION WITH MAXIMUM PAYLOAD (M = 0.93 AT 36090 FEET)

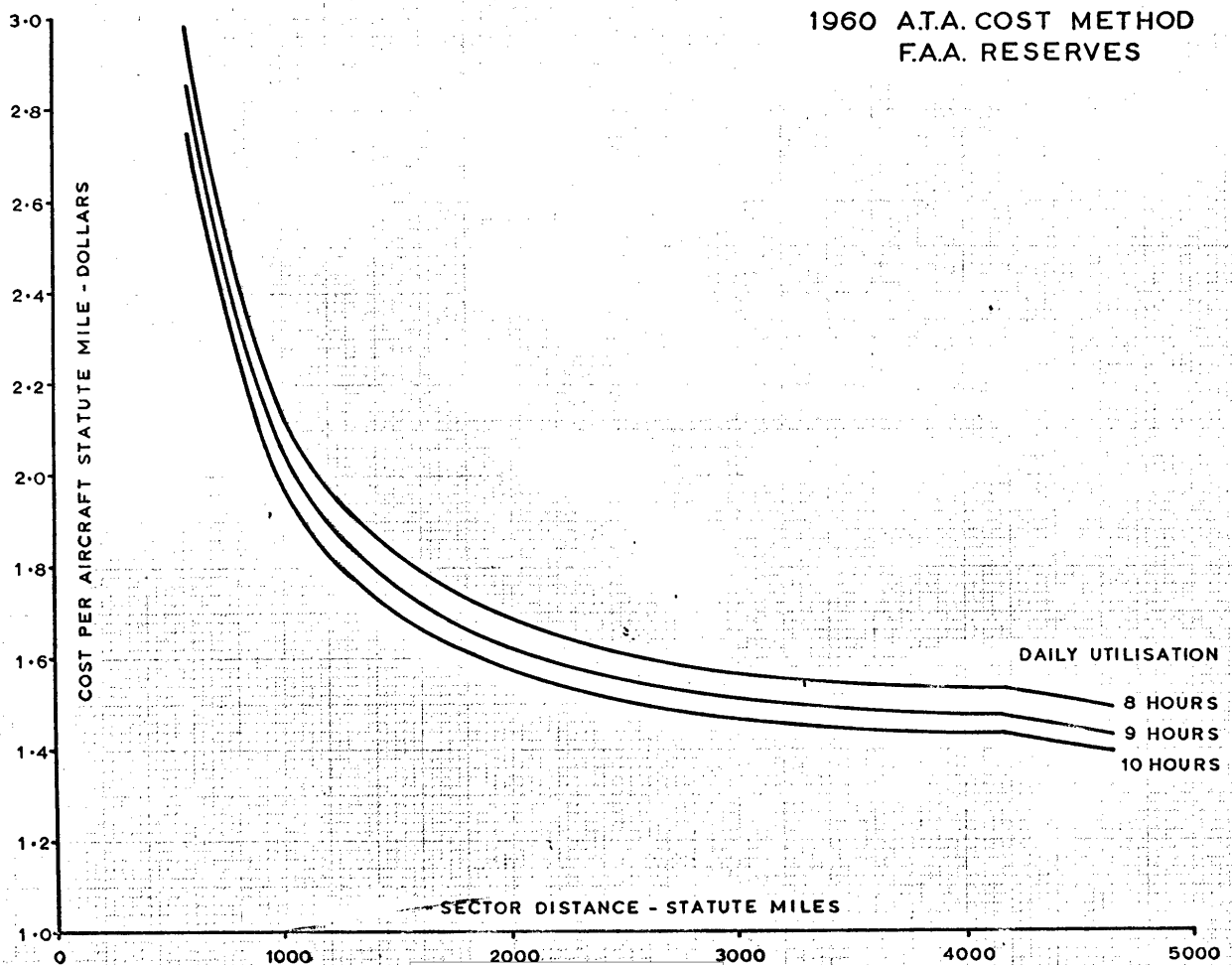


AIRCRAFT MILE COSTS

COUT D'EXPLOITATION AERON

The aircraft mile costs of the Concorde are lower than those of current subsonic aircraft on medium and long stages, and will lead to a drop in operating costs when off-peak traffic conditions give low load factors.

Les coûts d'exploitation du Concorde sont inférieurs à ceux des jets subsoniques actuels sur les étapes moyennes et longues; ceci entraînera un abaissement des coûts d'exploitation pendant les périodes creuses où les coefficients de remplissage sont plus faibles.

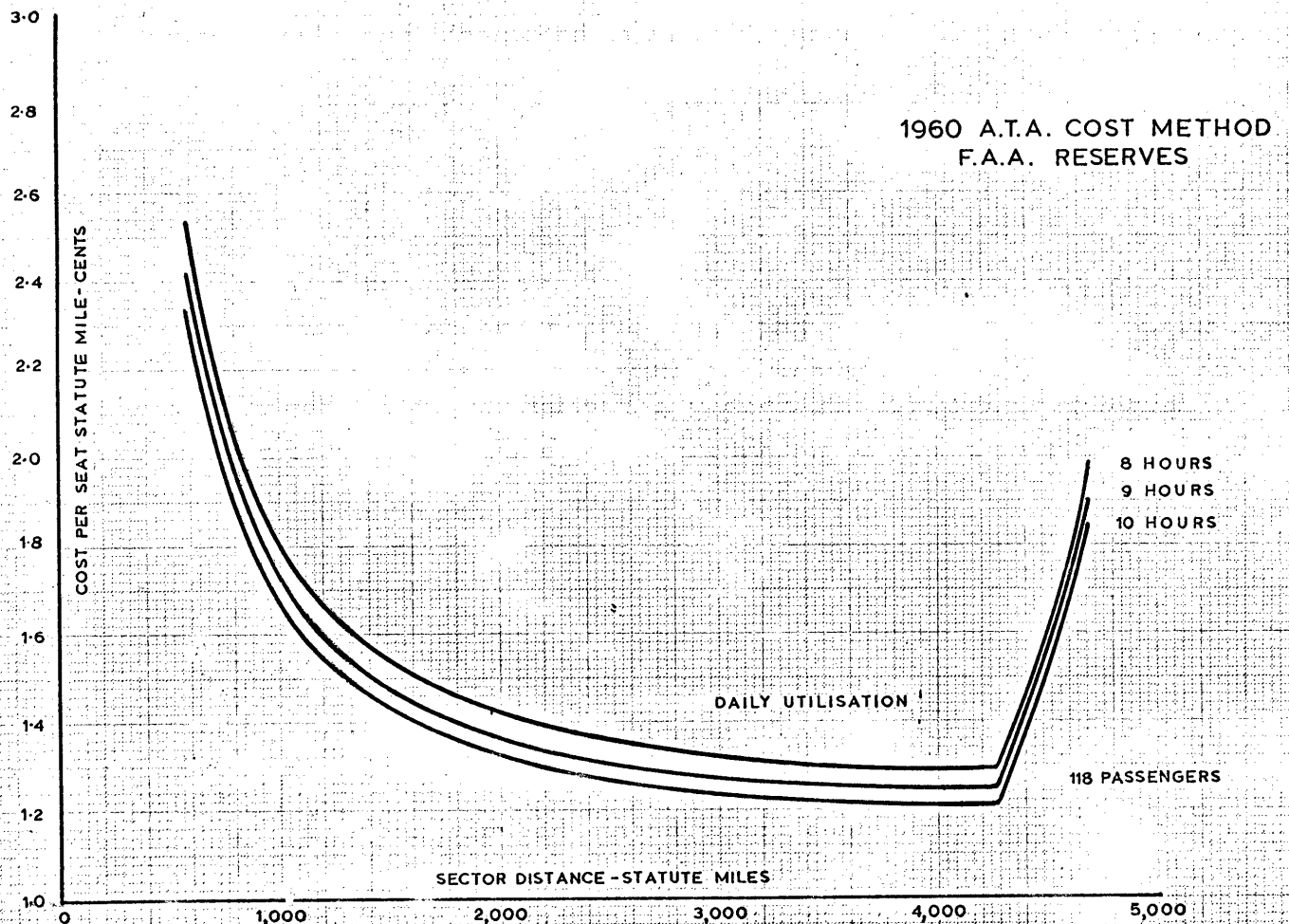


SEAT MILE COSTS

COUT D'EXPLOITATION PAR
SIEGE MILLE

The seat mile costs achieved on Concorde are likely to be similar to those achieved on subsonic aircraft. Because of a significant change in block fuel with payload, lower load factors reduce aircraft mile costs, and passenger mile costs do not increase in a direct relationship with load factor.

Les prix du siège par mille réalisés avec le Concorde seront certainement du même ordre que ceux des jets subsoniques. Cependant, étant donné l'effet très important de la charge marchande sur le carburant bloc, des coefficients de remplissage réduits résultent en des coûts d'exploitation réduits; pour la même raison, les prix du siège par mille n'augmentent pas directement en fonction des coefficients de remplissage.

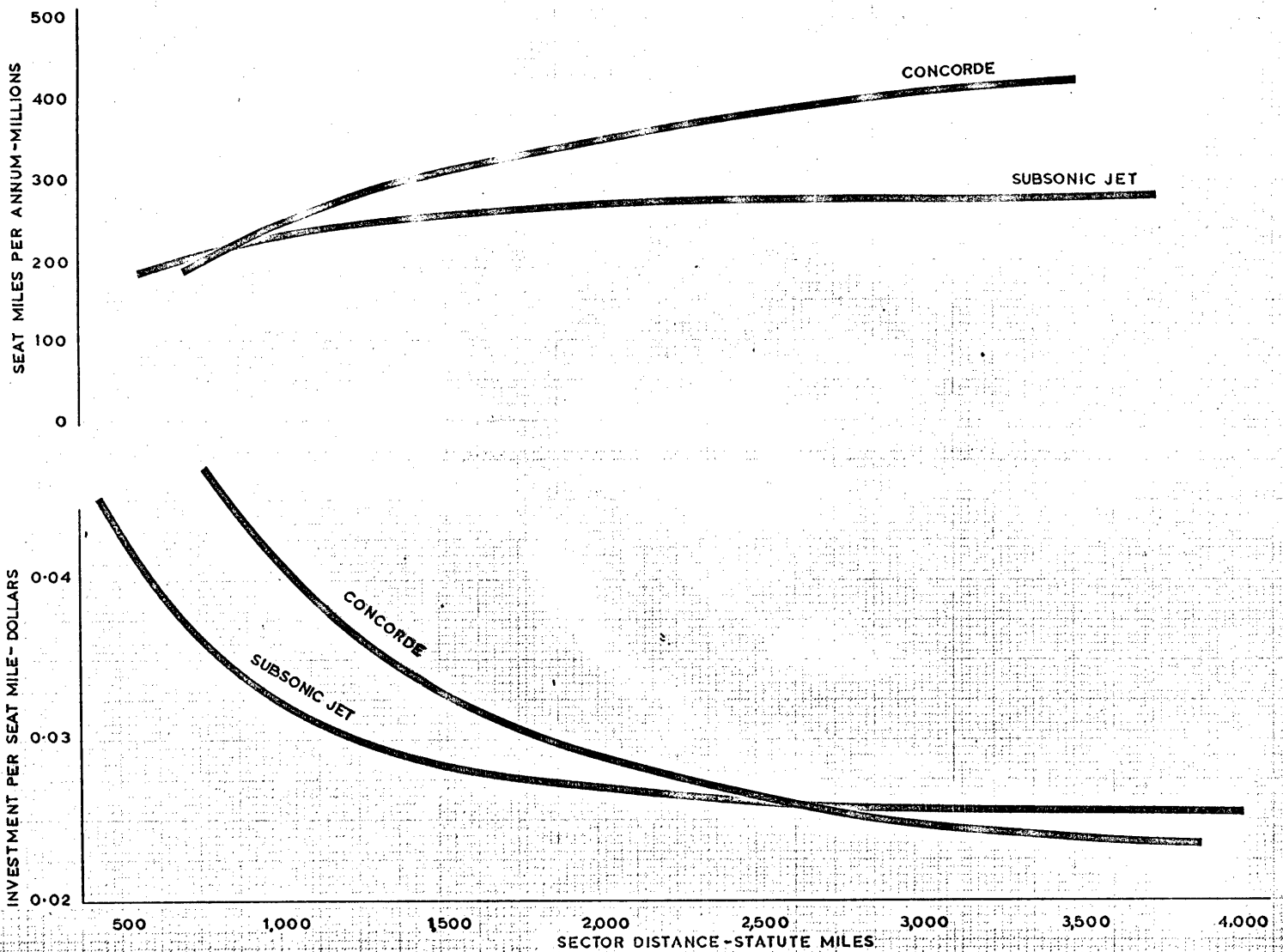


PRODUCTIVITY

PRODUCTIVITE

The seat mile productivity of Concorde is demonstrated here, compared with a representative 170 seat subsonic aircraft. For all except short haul operations the Concorde offers greater unit productivity in spite of the disparity in seating capacity. The level of capital investment per unit of seat mile productivity for the medium/long haul operator is lower on Concorde than on current subsonic jets.

La productivité par siège mille du Concorde est démontrée ici par comparaison avec celle d'un avion représentatif subsonique de 170 places. Sauf pour les étapes les plus courtes, le Concorde offre une productivité unitaire plus élevée, et ce, malgré la grande différence existant dans le nombre des passagers transportés. L'importance des capitaux investis, par siège mille de productivité, par une compagnie exploitant des étapes moyennes et longues est plus basse pour Concorde que pour les jets subsoniques.



PASSENGERS TO BREAK EVEN

The curves show the number of passengers required to break even assuming that total operating costs are twice direct operating costs. The results are plotted in a carpet of range and fare structure, both being quoted in statute miles.

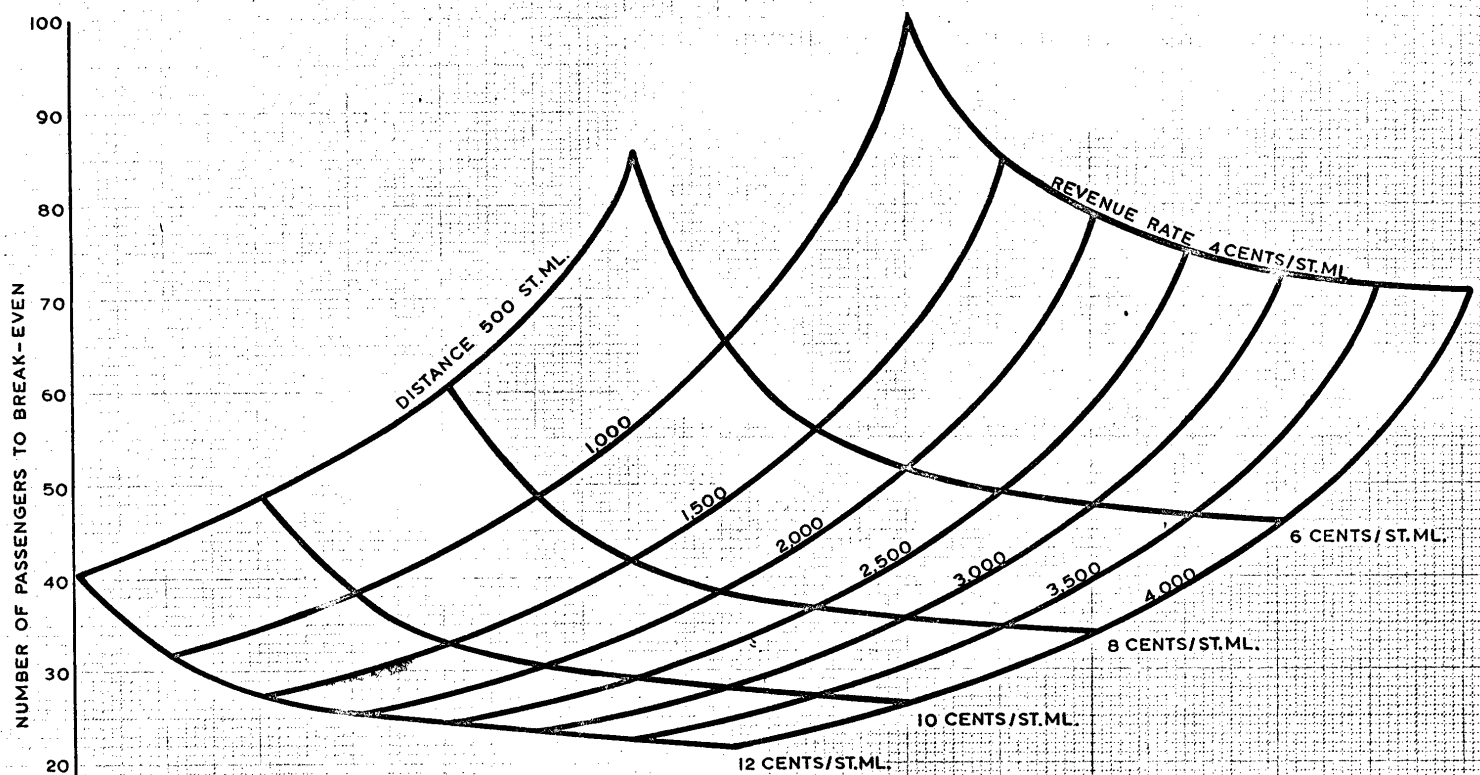
The Concorde is shown to possess the ability to break-even on reasonable load factors with current fare structures down to quite short sector distances. This, combined with the low aircraft mile costs, could make the Concorde capable of offering a major advance in airline service together with an attractive level of profitability for the operator.

SEUIL DE RENTABILITE

Les courbes ci-contre indiquent le seuil de rentabilité si l'on suppose que le coût total d'exploitation est égal au double du coût direct d'exploitation. Les résultats obtenus sont donnés en milles et en fonction du rayon d'action et de l'échelle des tarifs.

Le Concorde démontre ainsi que sur des étapes relativement courtes et avec l'échelle des tarifs telle qu'elle existe, le seuil de rentabilité est atteint avec des coefficients de remplissage assez bas. Ceci, en conjonction avec des coûts d'exploitation avion par mille relativement peu élevés, permet au Concorde d'offrir un progrès certain dans l'exploitation des compagnies et une marge de bénéfice raisonnable.

STAT



STAT