

A STUDY OF THE CONCORDE AIR INTAKE IN YAW

J. LEYNAERT

Chef de Division ONERA, FRANCE

T. W. BROWN

Concorde Aerodynamics Department
British Aircraft Corporation, ENGLAND

D. COLLARD

Groupe Technique CONCORDE, AEROSPATIALE, FRANCE

ABSTRACT

The CONCORDE air intakes are two dimensional but the splitter which separates the twin intakes introduces a non symmetrical sensitivity to yaw.

The yaw effects are studied on models and the effectiveness of various geometrical modifications and other aerodynamic adjustments are presented.

These studies are completed by engine intake compatibility tests in the wind tunnel and by flight test.

RESUME

Les prises d'air de Concorde sont du type bidimensionnel, mais l'étrave qui sépare les entrées jumelées rend celles-ci dissymétriques vis à vis du dérapage.

Le comportement de ces entrées pour chaque sens du dérapage est analysé, et les effets de divers ajustements géométriques permettant une amélioration sensible des performances sont présentés.

Ces études effectuées sur des maquettes de recherche, sont complétées par les essais en soufflerie de l'ensemble entrée d'air-moteur, et par les essais en vol.

AIRCRAFT FLIGHT ENVELOPE

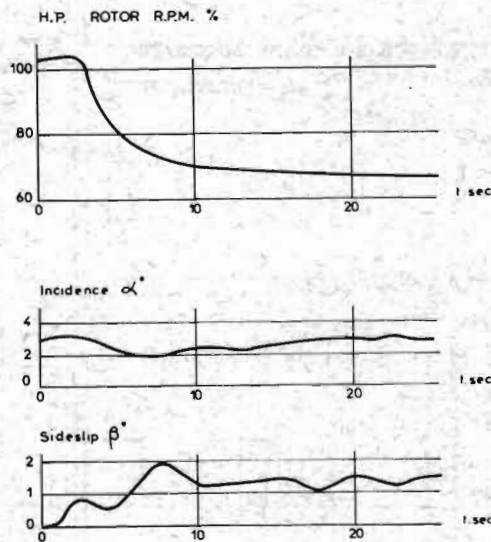
From the aircraft performance point of view the intake is adapted to cruise at $M_{\infty} = 2$ under ISA + 5°C temperature conditions. Maximum cruise Mach number is $M_{\infty} = 2.05$. At this Mach number and for a certain ΔM_{∞} above, the pilot must have the possibility to vary engine power setting between idle and maximum power either rapidly or slowly, under any flight condition.

As far as sideslip is concerned the critical case is a double engine failure on one side of the aircraft. The total sideslip angle is the sum of that resulting from the double failure plus any initial sideslip due to errors in the aircraft's lateral trim.

An example is given (Fig. 1) of a double engine failure that occurred early in flight test development on the prototype 001 at full power at $M_{\infty} = 2$. The aircraft is equipped with a system which applies an automatic rudder deflection to counter sideslip and the maximum angle attained was less than $\beta = 2^\circ$.

Figure 2 presents some results from flight test at $M_{\infty} = 2$ on the two prototype aircraft under nominal zero sideslip conditions. Due mainly to tolerances in the flight measurement of sideslip the pilot had difficulty to fly at $|\beta| < 0.5^\circ$, but he never exceeded 1° . It seems that the maximum sideslip angle is about 3° , an angle corresponding to a lateral gust of 30 m/sec.

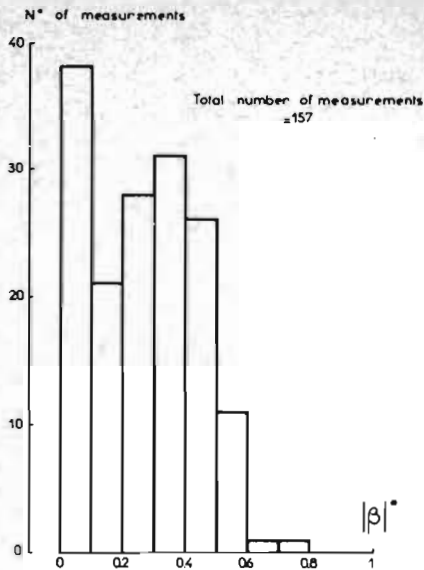
This angle is the maximum aircraft sideslip angle. The outwash ahead of the intakes is a function of both sideslip angle and incidence, the latter varying to allow for a load factor of $0 \leq n \leq 1.6$. Taking into account all likely combinations of incidence and sideslip the maximum intake yaw angles vary between $\beta = -2^\circ$ (flow off the splitter) and $\beta = 3.5^\circ$ (flow off the sidewall) at cruise Mach number. In the peripheral flight envelope above $M_{\infty} = 2.05$ these limits are progressively reduced.



INCIDENCE AND SIDESLIP VARIATION
FOLLOWING DOUBLE ENGINE FAILURE AT $M_{\infty} = 2$

PROTOTYPE 001 FLIGHT 104 Z = 50450 ft.

Figure 1



SIDESLIP AT NOMINAL ZERO YAW
FLIGHT TEST RESULTS AT $M_{\infty} = 2$

PROTOTYPES 001 AND 002

Figure 2

CONCORDE INTAKE CONFIGURATION

The geometry of the CONCORDE intake is given in figure 3. In flight at $M_{\infty} = 2.05$ at a normal wing incidence of $\alpha = 4^\circ$ the mean local Mach number ahead of the in board intake is $M_o = 1.97$ and ahead of the outboard intake $M_o = 1.94$. The intake flow is compressed first by the fixed 7° wedge and then by the movable ramp. The Mach number falls to about $M_{local} = 1.4$ in front of the lower inlet lip.

For any value of secondary duct throat area (A_{cb}) the critical régime (expulsion of the internal shock system) is given by the same value of secondary throat pressure (p_b). This pressure, divided by free stream total pressure (p_{i0}) serves as reference (η_b) for the control of the intake ramp and dump door position. The value of η_b is chosen so that the intake always operates at a high pressure recovery η but away from the critical point. The total intake mass flow is nearly constant, independent of η_b , for a given ramp position.

If the critical régime (in yaw for instance) occurs at a small value of η_b then there exists a local separation of the flow that reduces the effective throat area. This separation will also show up as a lowering of intake pressure recovery and as an increase in compressor face distortion.

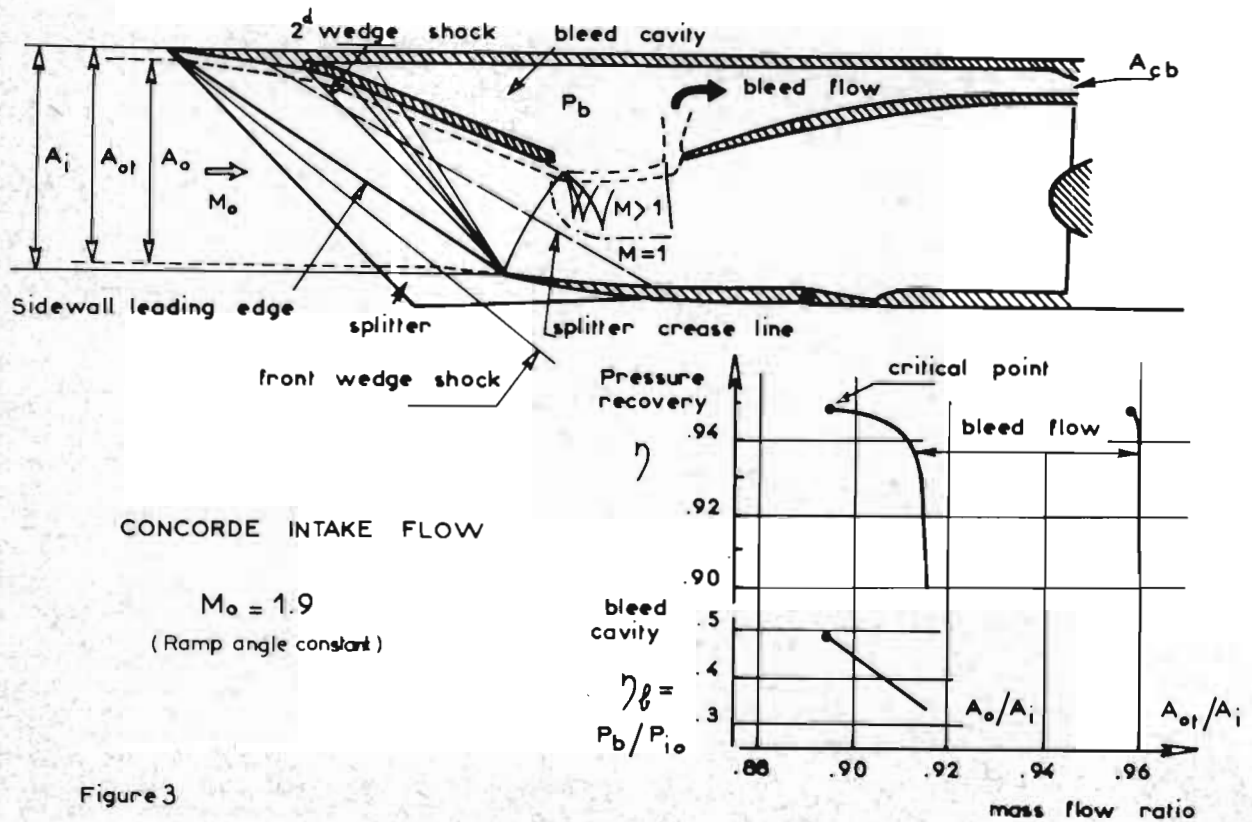


Figure 3

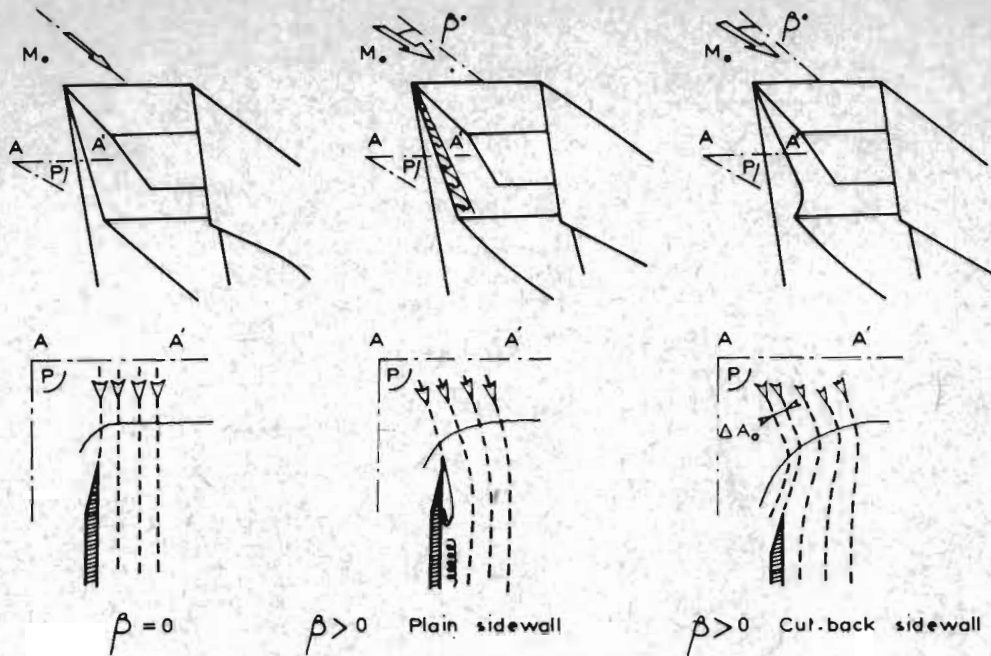


Figure 4 CUT BACK SIDEWALL EFFECT AT YAW

CUTBACK SIDEWALL IN POSITIVE YAW

Tests of a small scale model of the outboard intake have been made in uniform flow conditions at the Laboratoire de Recherches Balistiques de l'Armement at Vernon, France.

The effect of "cutting back", or increasing the sweep angle of the intake sidewall leading edge is shown diagrammatically in figure 4. At high Mach numbers where the wedge shock lies very close to the sidewall leading edge a small amount of sideslip induces a local flow angle sufficient to provoke separation on the inside of the lip. Cutting back the sidewall allows an outwash (due to the increased pres-

sure on the wedge) to compensate for this effect. At zero yaw this outwash lowers the intake mass flow by a small amount ΔA_0 .

At a local Mach number $M_o = 1,9$ the effect of increasing the sweep by 3° is clearly beneficial (figure 5). It's effectiveness is shown by the retention of a high pressure recovery even up to yaw angles of 4° . At $M_o = 2$ there is a drop in recovery at small yaw angles although the cutback is clearly an improvement over the plain sidewall. At $M_o = 2.1$ a simple cutback is no longer sufficient to give acceptable yaw capability as is explained further on.

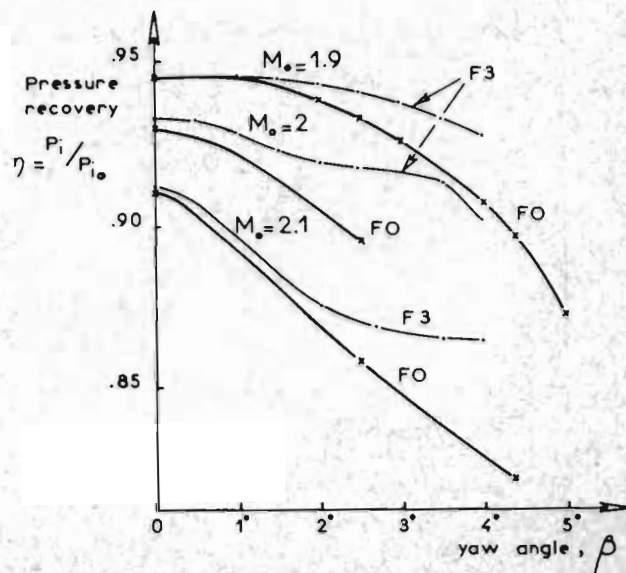
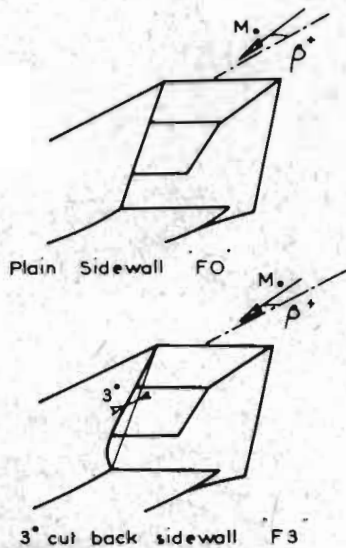


Figure 5 PLAIN SIDEWALL AND 3° CUT BACK SIDEWALL

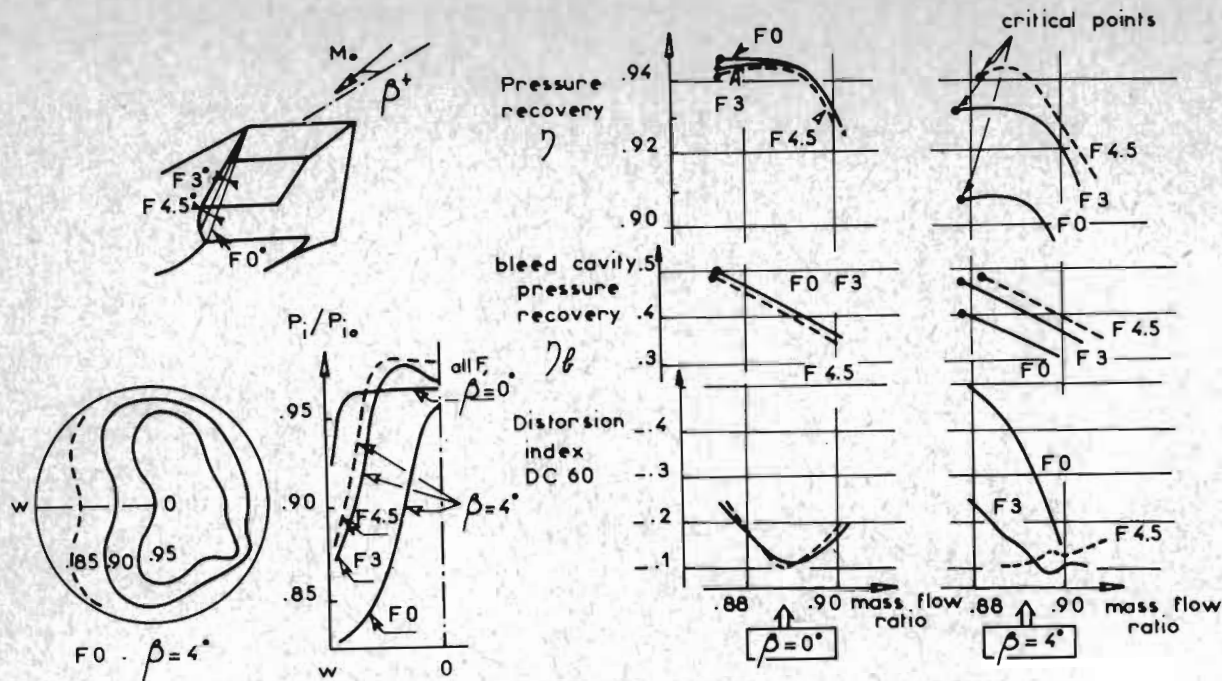


Figure 6 CUT BACK SIDEWALLS $M_o = 1.9$

Tests were made to see the effect of increasing the cutback angle (figure 6). At $M_o = 1.9$, although distortions with the 3° cutback are acceptable, yaw capability with a 4.5° cutback is improved. Compressor face distortions at $\beta = 4^\circ$ show a large separation with the plain sidewall but only a moderate distortion with the two cutback configurations. The lowering of the pressure recovery adjacent to the wall may have occurred ahead of the throat, since

an increase in core flow recovery can be evidence of the terminal shock moving forward due to a constriction in the intake throat. On the other hand the increase in core flow recovery may well come from the compression on the splitter. In the case of the plain sidewall any tendency towards increased core recovery is completely masked by the sidewall separation and the low recovery associated with the reduced critical value of η_b

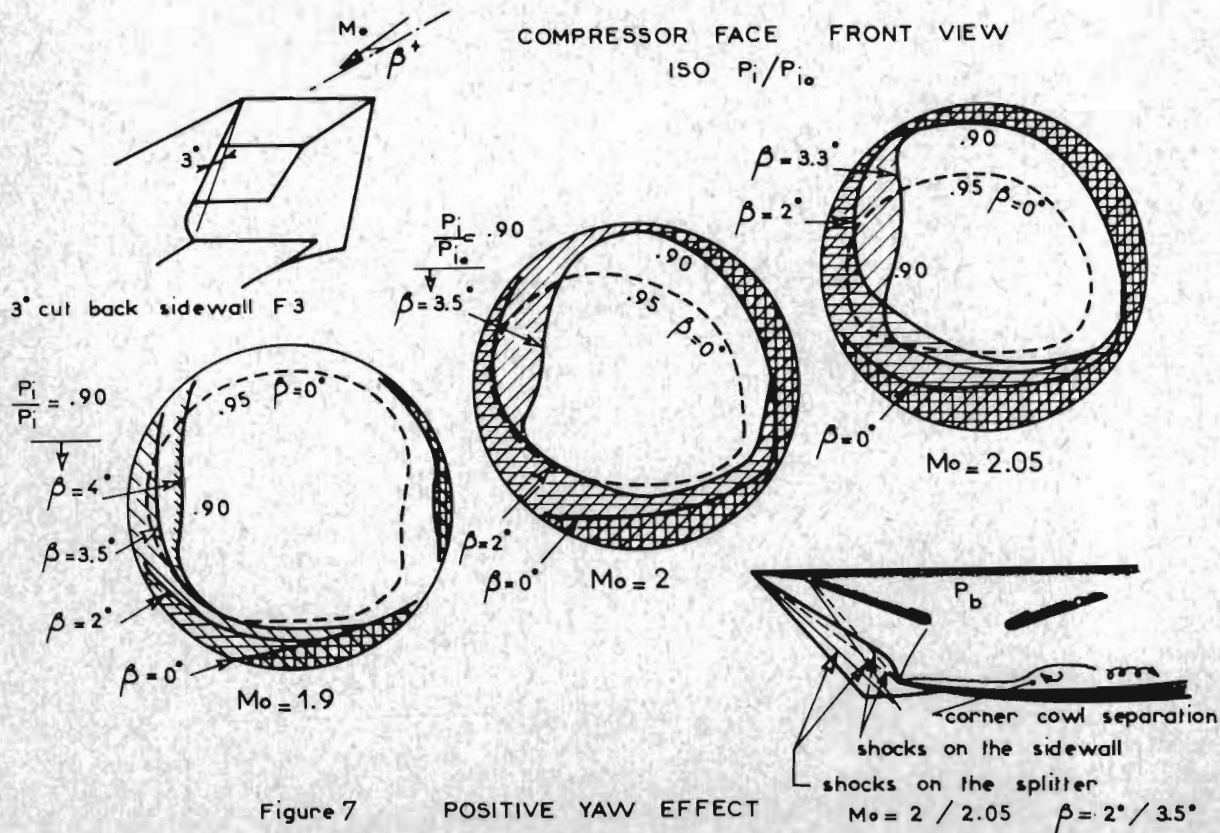


Figure 7 POSITIVE YAW EFFECT

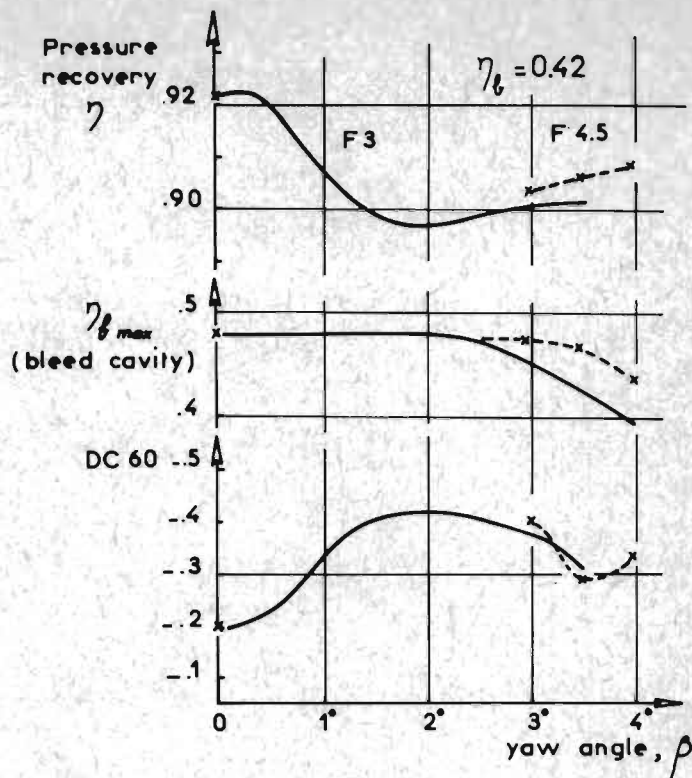
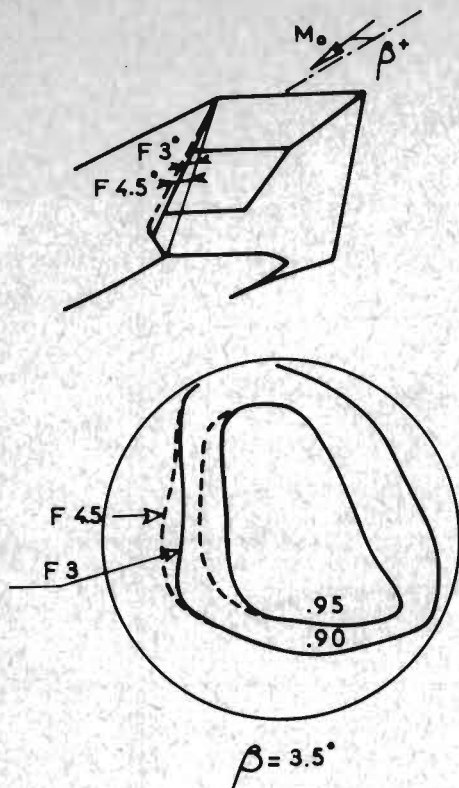


Figure 8 CUT BACK SIDEWALL $M_o = 2.05$

The effect on sideslip capability of increasing local Mach number is shown in figure 7, for the 3° cutback sidewall configuration, in the form of superimposed compressor face distortions.

At $M_o = 1.9$ and at zero yaw there exists a small region of low recovery on the cowl lip side (bottom) and against the splitter. The core flow ($\eta > 0.95$) is centred in the middle of the duct. As yaw is applied the progressively deteriorating sidewall flow combines with the low on the lip but distortions remain acceptable up to $\beta = 4^\circ$.

As local Mach number increases to $M_o = 2$ the zero yaw cowl and splitter regions of low recovery become larger. As sideslip is applied ($\beta = 2^\circ$) the boundary layer on the cowl side is interacted by the ramp shocks which begin to penetrate the intake, but this interaction does not noticeably reduce the effective throat area. The positive pressure gradients along the cowl side do not become large until the beginning of the subsonic diffuser, where a separation appears downstream of the throat, mainly in the cowl sidewall corner. As yaw angle increases ($\beta = 3.5^\circ$) the sidewall separation due to insufficient cutback gives a more uniform deterioration of the flow so that the overall distortion level tends to fall.

In an intake where the zero yaw distortions are lower and which has a satisfactory negative sideslip capability (which the intake of figure 7 certainly does not have) this method of lowering overall distortion would not be fruitful.

At $M_o = 2.05$ compressor face distortions are similar to those at $M_o = 2$ but with generally larger regions of separation.

The principal of the cutback sidewall was presented in Figure 4. It was thought that in the same way a local cutback cowl adjacent to the sidewall could use the increased static pressure inside the intake to expel the low energy air in the cowl corner, and that above all the lip would be moved back behind the locally highly swept wedge shock. Tests were performed on a series of cutback corners on a configuration with a cutback sidewall of 4.5° . At $M_o = 2.05$, the 4.5° cutback sidewall alone was marginally better than the 3° cutback (Figure 8) at high angles of yaw, the critical value of η_b being increased. The increase in cutback angle had no effect upon the cowl side separation.

Figure 9 shows the improvement in compressor face distortion resulting from cutting back the sidewall cowl corner. A sufficiently deep cutback moves the leading edge back behind the oblique shocks (locally highly swept) and effectively stops the diffuser separation.

The 4.5° cutback sidewall plus the cutback cowl corner allows low distortion operation up to 4° of yaw at $M_o = 2.05$ and thus provides satisfactory operation throughout the positive yaw side of the CONCORDE flight envelope. The use of the 4.5° sidewall which reduces intake mass flow by about 0.2% plus the cutback corner implies a certain amount of spillage drag at zero yaw flight conditions.

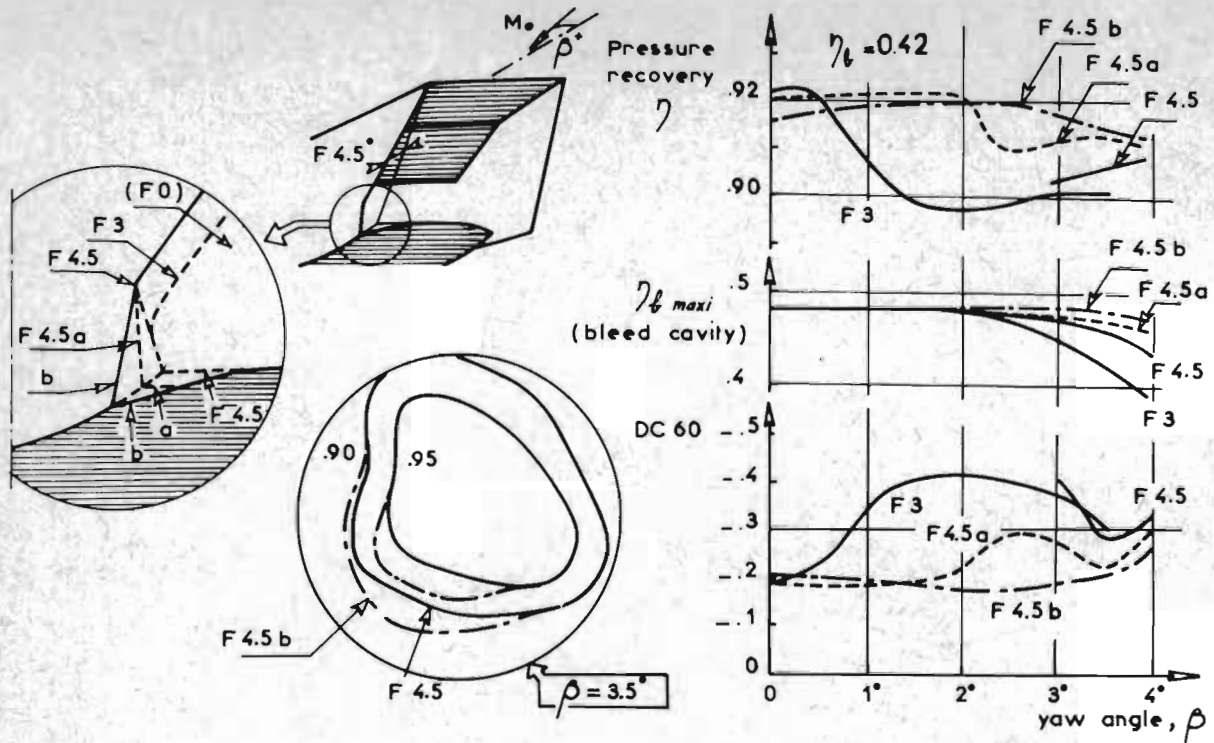


Figure 9 CUT BACK SIDEWALL AND CUT COWL CORNER $M_\infty = 2.05$

The cowl side separation can also be eliminated by bleeding off part of the boundary layer on the cowl just ahead of the entrance to the subsonic diffuser. Various bleed arrangements and mass flows have been tried and satisfactory yaw capability has been obtained with 0.5% bleed taken off through a uniformly perforated strip across the cowl (Figure 10).

With cowl bleed and a 3° cutback sidewall satisfactory operation can be maintained up to over 3° of sideslip at $M_\infty = 2.05$. The loss of intake capture area with the 3° cutback was negligible (Figure 6). The bleed is favourable in negative yaw (flow off the splitter) and at the same time improves recovery at zero yaw.

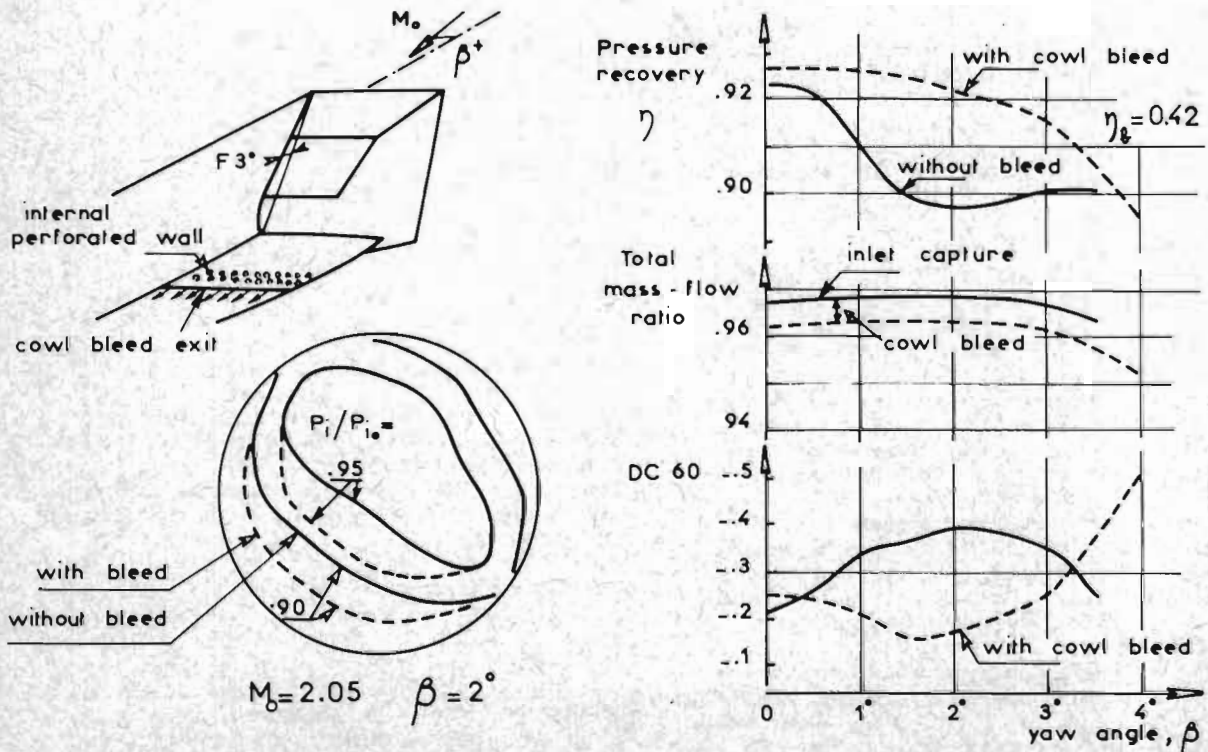


Figure 10 3° CUT-BACK SIDEWALL WITH COWL BLEED $M_\infty = 2.05$

INTAKE BEHAVIOUR IN NEGATIVE YAW

In negative yaw the expansion round the splitter locally increases the Mach number so that at high mean local Mach Numbers (M_0) the ramp shock system starts to enter the intake. The wake from the resulting shock-boundary layer interaction detaches the flow in the cowl-splitter corner.

As in positive sideslip a cutback cowl lip allows the separated flow to escape round the lip leading

edge (Figure 11). The use of boundary layer bleed on the splitter and cowl has also been tested.

The effect of splitter bleed adjacent to the lip as well as a cutback corner is shown in Figure 12. Both solutions prevent the corner separation and the associated reduction in effective throat area. The cutback lip is more effective in preventing a deterioration of the cowl boundary layer and a subsequent increase in compressor face distortion.

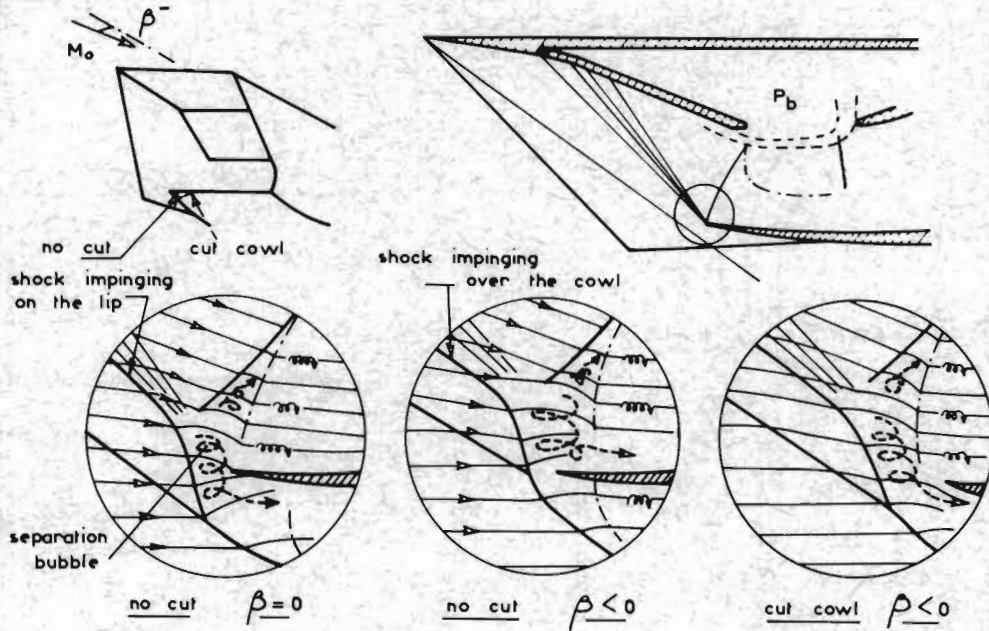


Figure 11 SPLITER WALL SEPARATION BUBBLE IN NEGATIVE YAW

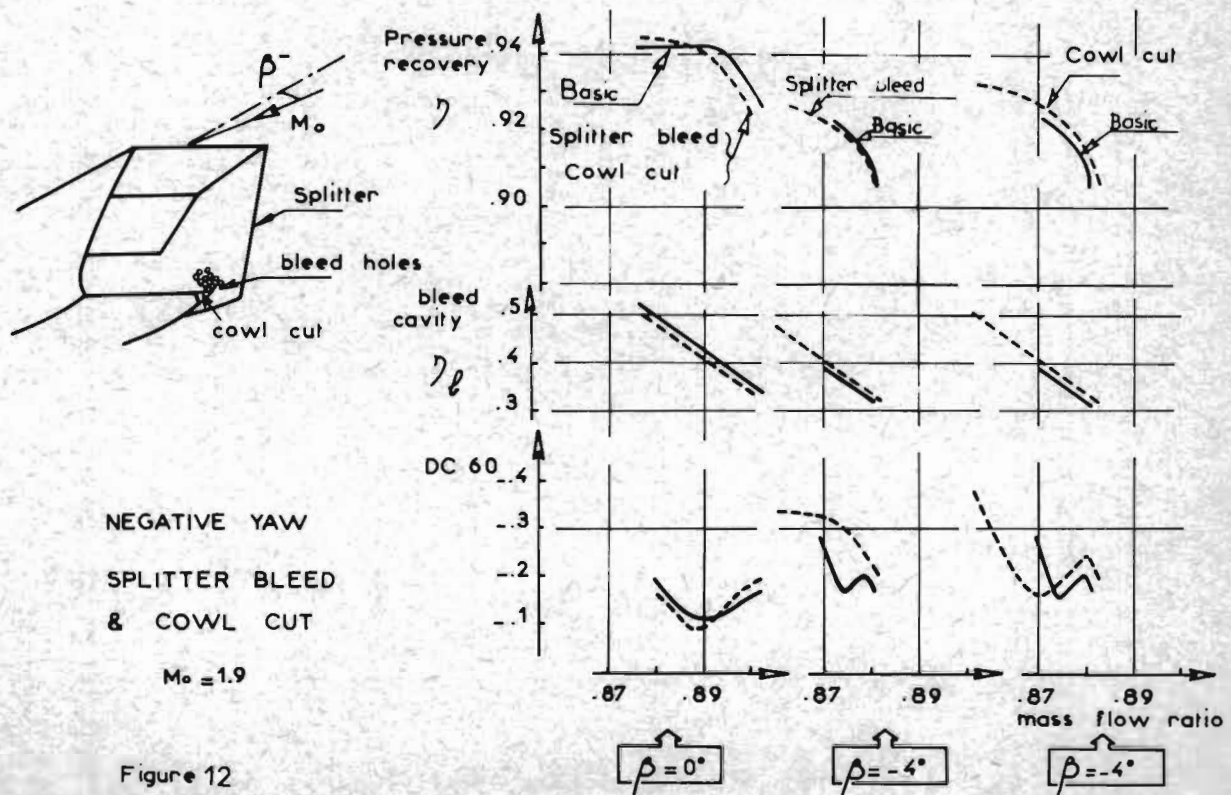


Figure 12

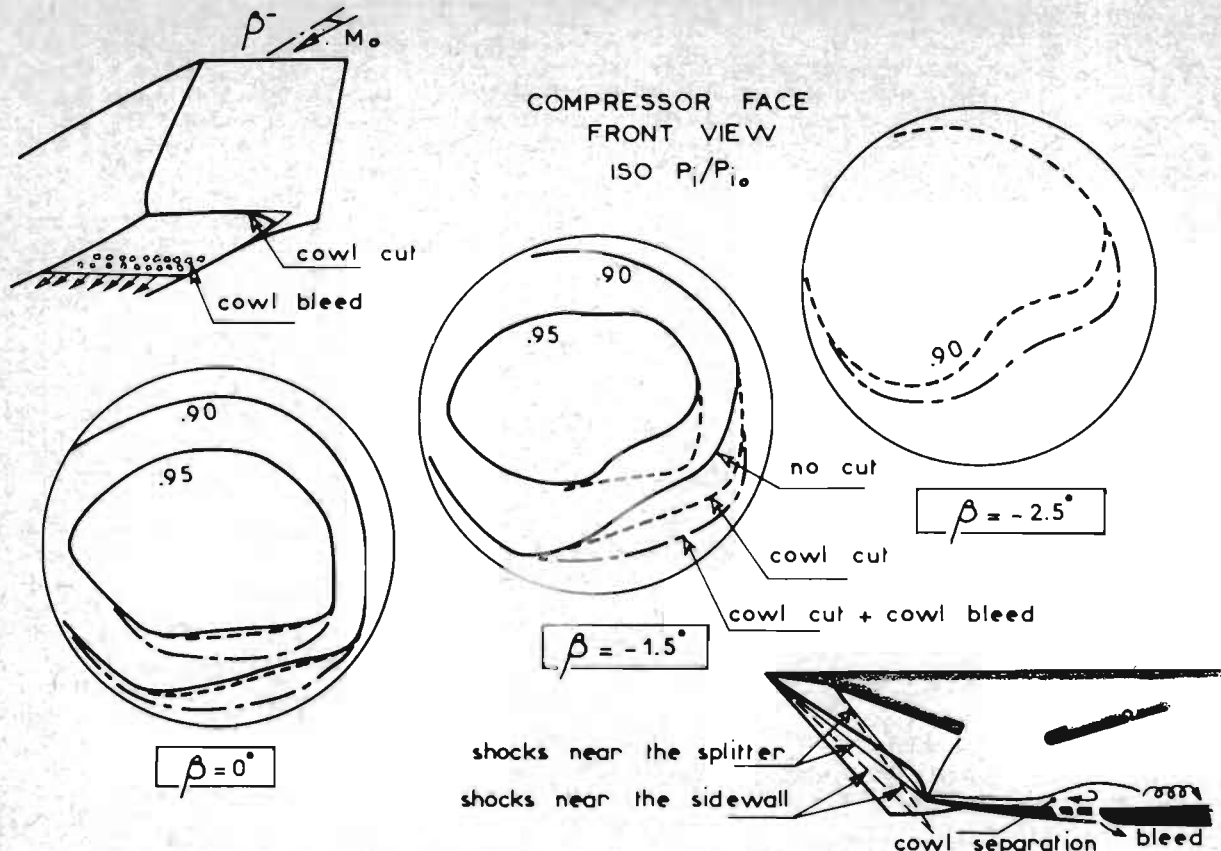


Figure 13 NEGATIVE YAW COWL CUT AND COWL BLEED. $M_0 = 2.05$

The combination of cowl bleed plus cutback cowl (Figure 13) gives acceptable intake distortions up to 2.3° of yaw at $M_0 = 2.05$. Above this angle the cowl bleed is not sufficient to prevent the separation due to the impingement of the shock system on

the cowl boundary layer. Figure 14 shows the cutback preventing a falling off of the effective throat area (η_{bc} critical remains constant). With cowl bleed added there is no distortion problem at $M_0 = 1.9$ and a capability of -2.3° at $M_0 = 2.05$.

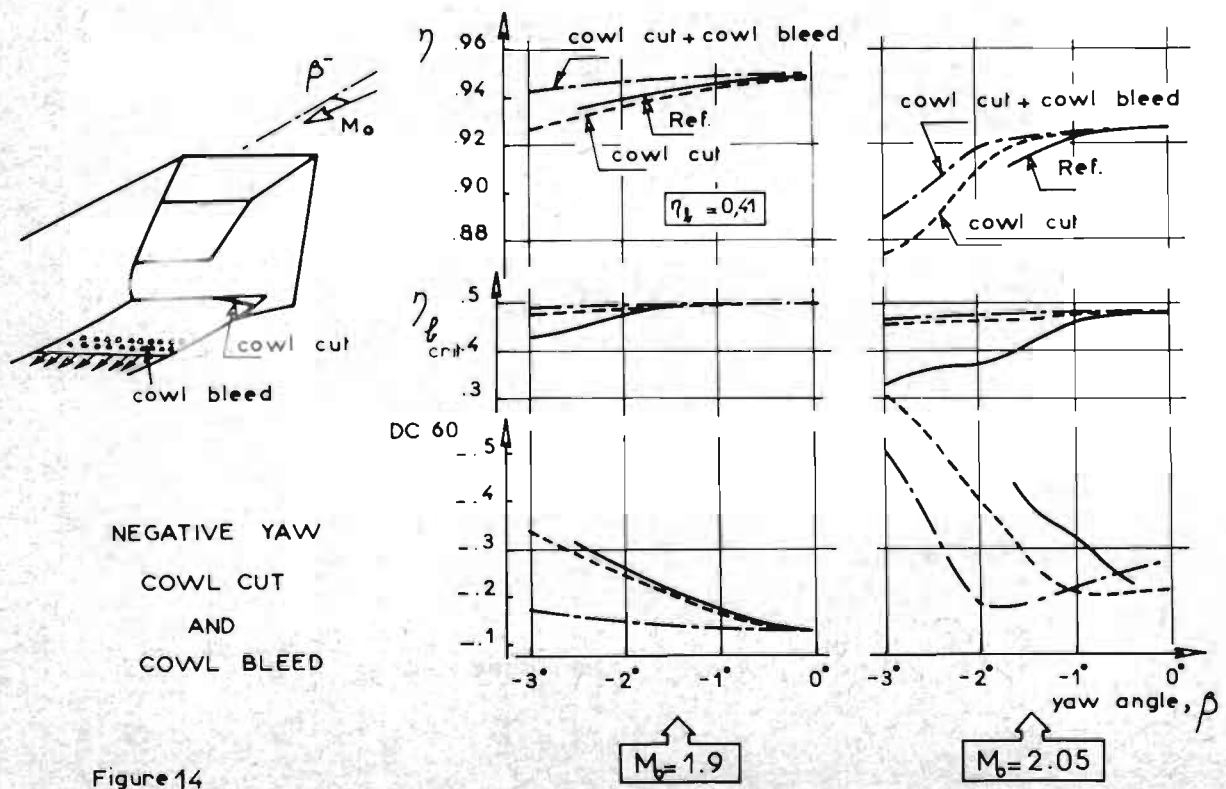


Figure 14

RAMP SIDE MODIFICATIONS

In the above sections the study has been limited to modifications to the sidewall, to the cowl lip, and to the application of boundary layer bleed.

Improvement in yaw capability can also come from modification to the top side of the intake.

The effect of increasing ramp angle (δ_2) from the value (δ_2^*) where the ramp shock lies on the lip is shown in Figure 15. At a constant bleed cavity pressure η_b the gain, appreciable with flow off sidewall ($\beta = 2^\circ$) becomes a loss in negative yaw. At constant engine R.P.M ($\eta_{Ai}/A_0 = \text{constant}$) the increase in δ_2 is accompanied by a decrease in η_b , and distortion improves in both cases. The reduction in η_b

lowers the ramp side recovery by lowering inlet secondary flow and increasing terminal shock strength and distortion drops as the ramp side recovery approaches that on the cowl side. This effect is shown at fixed ramp angle in the plot of compressor face distortion for two values of η_b .

Figure 16 shows the effect of increasing the fixed wedge angle from 7° to 8° so that the ramp shock is moved away from the cowl lip. The model had reduced cowl bleed compared to that of figures 10 and 14. At high local Mach numbers, which lie for the moment outside the aircraft maximum power flight envelope, there is a clear improvement in distortion level. With the present cruise Mach number spillage drag would be higher with the 8° wedge, but an increase in wedge angle would probably be necessary if cruise Mach number is increased.

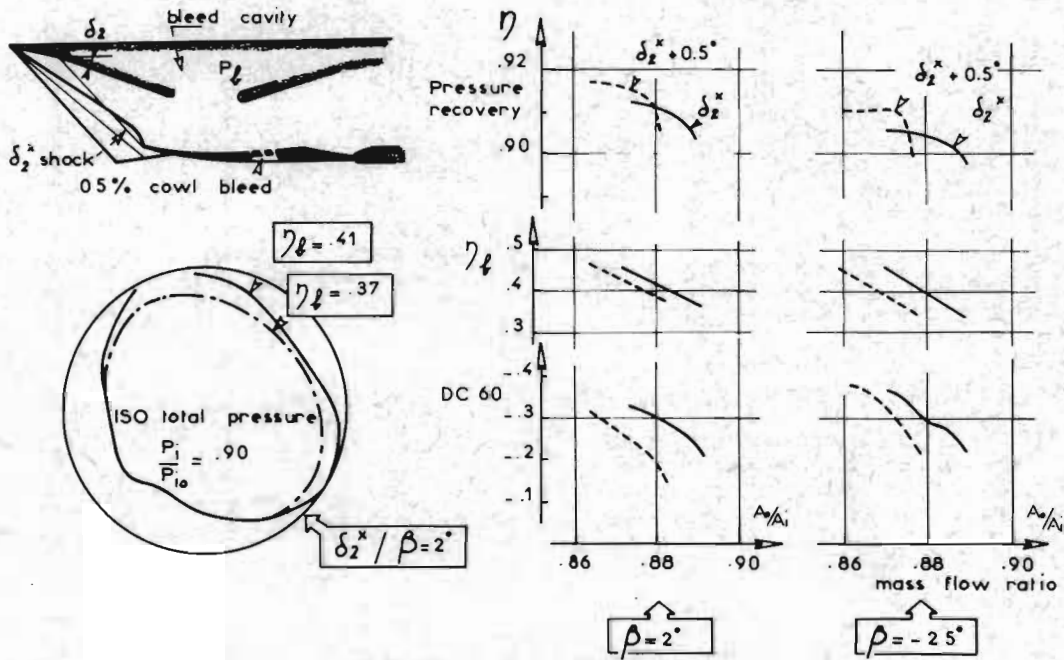


Figure 15 EFFECTS OF δ_2 INCREASE / η_b REDUCTION $M_0 = 2.05$

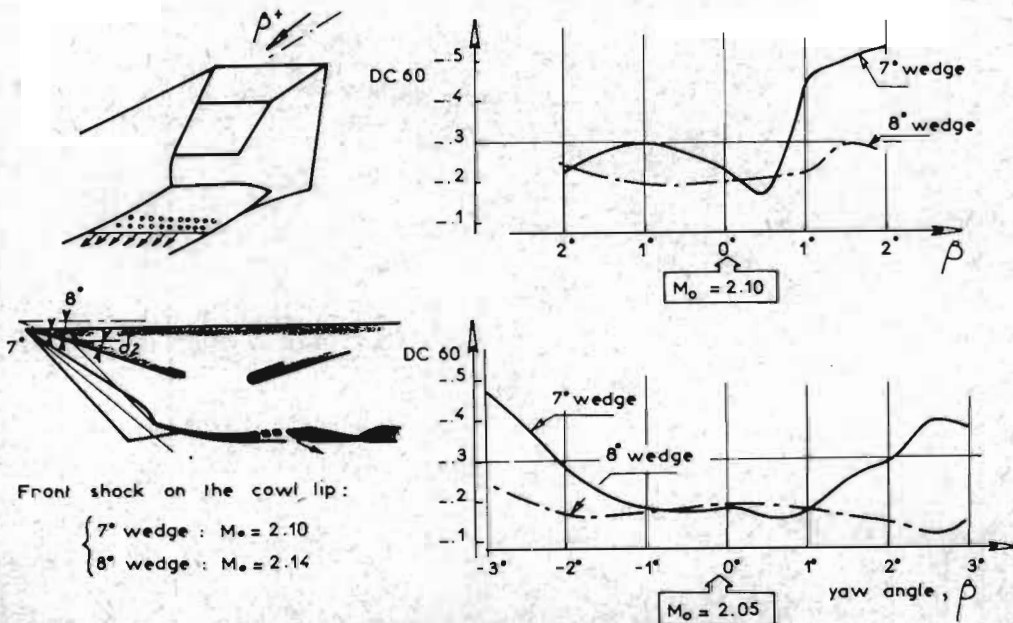


Figure 16 EFFECT OF FRONT SHOCK POSITION $M_0 = 2.05, 2.10$

COMPARISON WITH LARGE SCALE TESTS

This paper has been mainly concerned with different ways of increasing the CONCORDE intake capability in yaw.

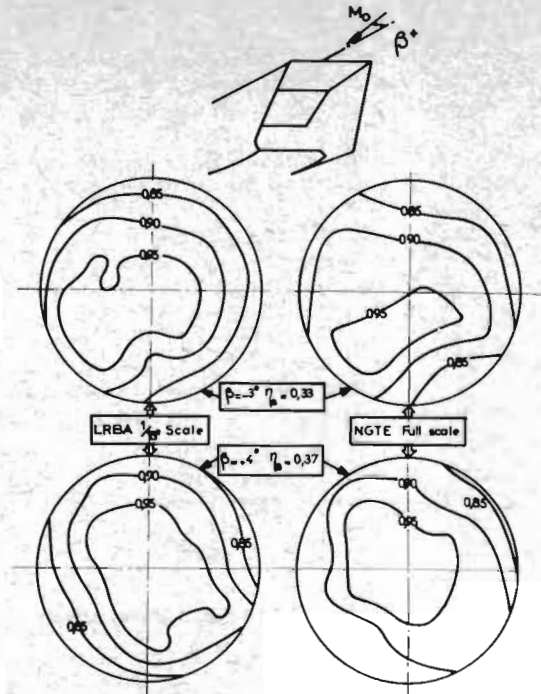
Of necessity back up testing on a 1/15th scale aircraft - intake model at a lower Reynolds number (1.5×10^6 instead of 4.5×10^6) has not been touched upon, although the improvements found on the isolated model were repeated when tried in a representative aircraft flow field.

It is of more interest to see briefly how these modifications effect engine behaviour on the full size intake-engine combination tested in a uniform flow at the National Gas Turbine Establishment at Pyestock, England. The Reynolds number of this model was about 5.5×10^6 corresponding to aircraft flight at high altitude.

In general the improvements found at small scale were repeated at full size, a cutback sidewall, cutback cowl adjacent to the splitter, splitter and cowl bleed all giving increases in sideslip capability.

On figure 17 is shown a comparison of compressor face distortions on the two models at $M_0 = 1.95$ and at extreme values of sideslip. The distortion patterns are similar although with cowl bleed operating cowl recoveries can differ by nearly two percent.

Not all configurations tested were fitted with an engine face rake assembly so yaw capability has been judged by the maximum β attainable before engine surge. This capability is shown on figure 18.



COMPRESSOR FACE DISTORTION COMPARISON IN YAW $M_0=1.95$ SMALL SCALE AND FULL SIZE TESTS

Figure 17

The improvement in local Mach number and yaw capability associated with combined cutback sidewall, cutback cowl lip adjacent to the splitter and cowl bleed led to modifying the 001 prototype to this configuration, and to specifying it for the production aircraft.

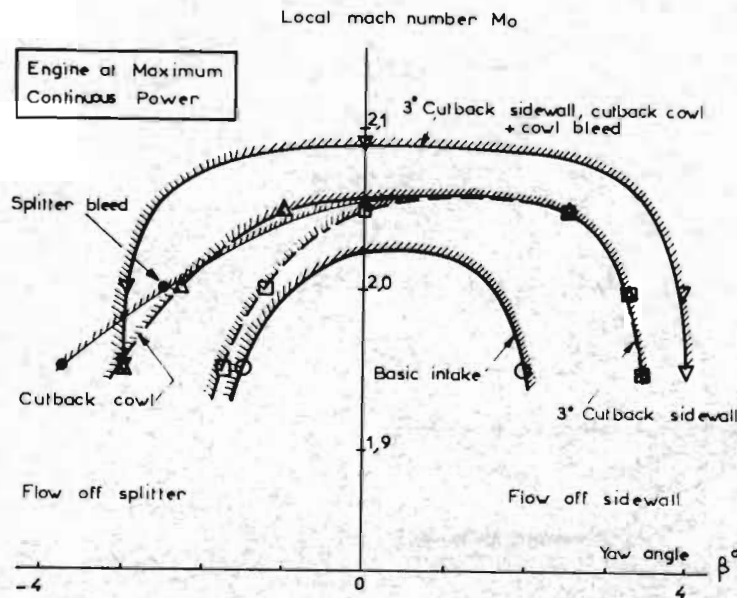


Figure 18

INTAKE - ENGINE YAW CAPABILITY IN UNIFORM FLOW

FLIGHT TEST RESULTS

The technique of acquiring precise flight test results at high Mach number and altitude is far from simple. Due to variable position errors and pressure lags in the recording systems, as well as aircraft flexibility effects, it is impossible to know the exact flight Mach number and stagnation pressure during manoeuvres. It is sufficient to state that an error of 1.5 mb in reference static pressure can introduce 1 % error in pressure recovery.

The comparisons that can be made are of distortion patterns during level flight. On figure 19 a comparison is made at zero yaw at $M_{\infty} = 2$ between the small scale model in uniform flow and flight on the preproduction aircraft O2. The level of recovery on the aircraft has been adjusted to give approximately the same core flow recovery. The intakes have a outback sidewall outback cowl but no cowl bleed.

In both intakes the low recovery on the cowl side found on the small scale model does not exist in flight. This difference cannot be directly imputed to the aircraft flow field since the low existed in the small scale aircraft-intake tests. Further tests are underway to try to explain the reason for the discrepancy.

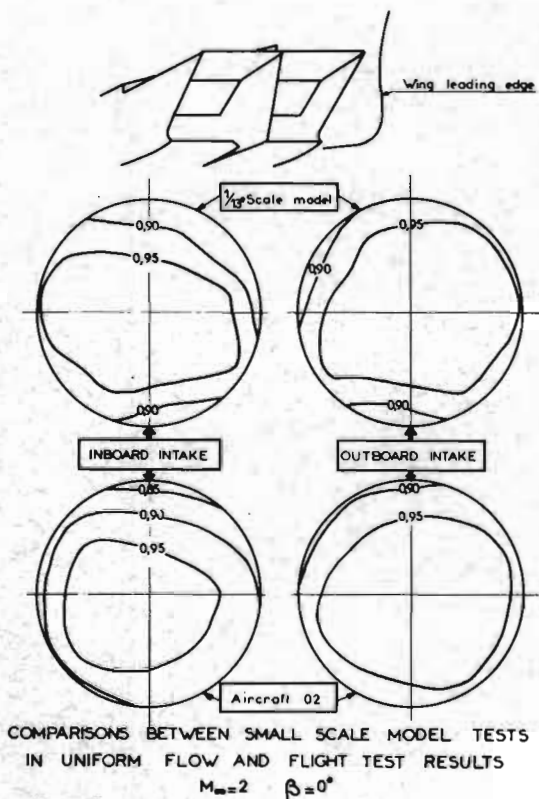
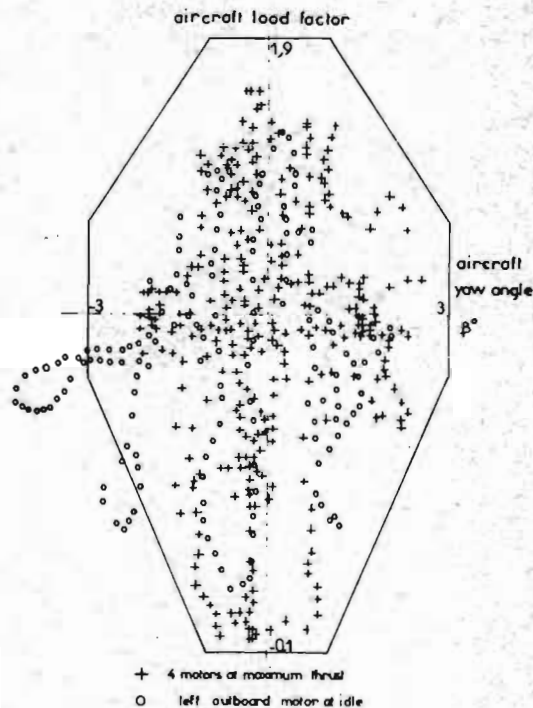


Figure 19

Measurements made at the engine face of the prototype aircraft at Mach numbers greater than 2 showed a reduction in local pressure fluctuations with cowl bleed operating. Figure 20 presents the load factor-yaw envelope at $M_{\infty} \approx 2.05$. Surge was never encountered during the various manoeuvres.



FLIGHT ENVELOPE COVERED AT $M_{\infty}=2.05$
PROTOTYPE 001

Figure 20

CONCLUSIONS

This paper has shown the effect on CONCORDE intake yaw capability of several local intake modifications. These modifications, first studied in uniform flow on a small scale model at the LRBA, Vernon, France, were applied to a full scale intake-engine combination at the NGTE Pyestock England. The most promising combination of modifications was tested in flight.

Flight test results show that adequate intake capability exists within the desired flight envelope.

REFERENCES

J. LEYNAERT - Fonctionnement du piège à couche limite interne d'une prise d'air à compression supersonique externe - AGARDOGRAPH 103 (1965)

J. TALBOT - B. FURNESS - A fully integrated propulsion system for a supersonic transport aircraft - AGARDOGRAPH 103 (1965)

I.H. RETTIE and W.G.E. LEWIS - The design and development of an air intake for a supersonic transport aircraft, Journal of aircraft, vol. 5, Number 6 (1968)

C.S. LEYMAN and D.P. MORRISS - Concorde Powerplant development - AGARD CP 91 (1971)

ACKNOWLEDGEMENTS

The authors wish to thank the British Aircraft Corporation and l'Aérospatiale for permission to publish this paper.

In particular they thank Monsieur A. HUGUES of l'Aérospatiale and his equipe who conducted the greater part of the testing described in this paper.

II.1. - Mesure du coefficient de débit ε

Le coefficient de débit ε représente le rapport à A_1 , de la section A_0 , à l'infini amont, du tube de courant qui est capté par la section géométrique A_1 de l'entrée d'air. Il caractérise donc la striction du tube de courant et sa connaissance permet d'accéder directement au débit masse capté par l'entrée d'air.

$$\varepsilon = \frac{A_0}{A_1} = \frac{\rho_0 V_0 A_0}{\rho_0 V_0 A_1} = \frac{Q_{\text{capté}}}{\rho_0 V_0 A_1}$$

ρ = masse spécifique de l'air
 V = vitesse de l'air.

L'erreur sur la détermination de ε , que nous allons analyser, provient donc de la somme des erreurs relatives sur les différents facteurs

$$\frac{\Delta \varepsilon}{\varepsilon} = \frac{\Delta(\rho_0 V_0)}{\rho_0 V_0} + \frac{\Delta A_1}{A_1} + \frac{\Delta Q}{Q}$$

II.1.1. - Détermination des conditions génératrices $\rho_0 V_0$.

Le produit $\rho_0 V_0$ s'écrit (dans l'hypothèse des gaz parfaits):

$$\rho_0 V_0 = \frac{P_0}{RT_0} \cdot a_0 M$$

a_0 : vitesse du son en A_0
 M : nombre de Mach

soit, après introduction des conditions génératrices P_i, T_i ,

$$\rho_0 V_0 = P_i \sqrt{\frac{\gamma}{RT_i}} \cdot \frac{1}{\Sigma} \cdot \left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

La fonction Σ étant le rapport des sections à la section critique

$$\Sigma(M) = \frac{1}{M} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1} + \frac{\gamma-1}{\gamma+1} M^2 \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

La précision sur la détermination de $\rho_0 V_0$ dépend donc :

- de la qualité de la mesure de la pression génératrice P_i
- de la qualité de la mesure de la température génératrice T_i
- de la connaissance des effets de gaz réels (gaz non parfait avec en particulier une valeur du rapport γ des chaleurs spécifiques non constante)
- de la connaissance du nombre de Mach, qui intervient dans la fonction $\Sigma(M)$

II.1.1.1. - Mesure de la pression génératrice P_i

Très généralement la mesure de la pression génératrice est effectuée avec une précision telle que l'erreur relative $\frac{\Delta P_i}{P_i}$ est négligeable (inférieure au 1/1000). Encore faut-il s'assurer de la bonne synchronisation entre les mesures de P_i et celles dans l'entrée d'air, ou bien imposer une stabilité convenable de la pression génératrice de la soufflerie

II.1.1.2. - Mesure de la température génératrice

La mesure de la température intervient directement sur la précision de détermination de ρV par le facteur $1/\sqrt{T_i}$. Fixons-nous une erreur $\frac{\Delta T_i}{2T_i}$ de 0,5 % et dressons le tableau des ΔT_i correspondants

$T_i, ^\circ K$	300	500	1000	1500	2000
$\Delta T_i, ^\circ$	3	5	10	15	20

(ρV à 0,5 %)

Ce niveau de précision est facilement obtenu aux faibles températures, par les sondes de température totale placées dans les chambres de tranquillisation des souffleries.

Dans les souffleries chaudes il est nécessaire de porter attention à la mesure pour obtenir des incertitudes inférieures ou égales à celles indiquées dans le tableau ci-dessus. Des difficultés de divers ordres peuvent en effet intervenir pour altérer la précision de ε du fait d'une détermination imprécise de T_i .

Citons par exemple :

- la difficulté propre aux mesures des températures élevées,
- la difficulté concernant l'homogénéité de température dans toute la section du tube de courant alimentant l'entrée d'air. Comme généralement l'incidence de la maquette évolue en cours d'essai, c'est en fait l'homogénéité en température de la quasi totalité de l'écoulement dans la tuyère dont il faut être assuré.

II.1.1.3. Les effets de gaz réels

Dès que les conditions d'essais sont telles que l'hypothèse des gaz parfaits ne peut plus être retenue, l'exploitation se fait en s'aidant d'abaques ou de répertoires de coefficients de correction.

A titre d'exemple la figure 2 fournit les valeurs du coefficient de correction D à apporter au débit masse, pour divers nombres de Mach

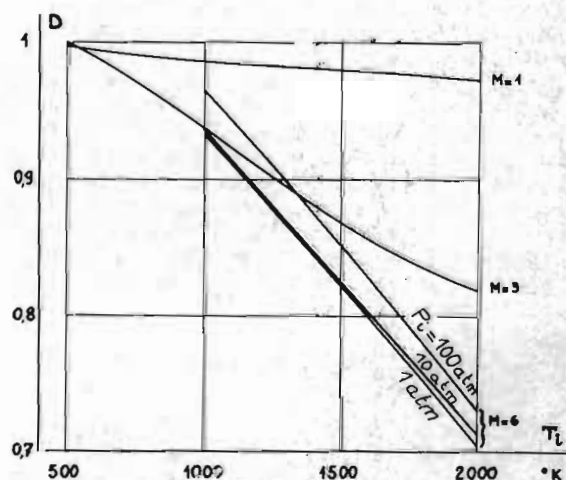


Fig. 2. FACTEUR DE CORRECTION DE DÉBIT RÉDUIT

: ref [2]

et niveaux de pression, dans un domaine de température de 300°K à 2000°K où les effets de dissociation ne sont pas sensibles. Les valeurs de D sont tirées des tables de KERR [2].

Examinons, à partir d'un point d'équilibre pris comme exemple : $M = 6, P_i = 10 \text{ atm}$. $T_i = 1500^\circ\text{K}$, l'importance des divers paramètres (P_i, M, T_i) qui interviennent dans la définition du coefficient D de ce point.

Le facteur de correction $D = 0,8624$, ce qui signifie que le débit est égal à celui que l'on calculerait en gaz parfait, multiplié par D, soit :

$$\text{donc } \frac{\Delta(eV)}{eV} = \frac{\Delta D}{D} \cdot \gamma = 1,4$$

Autour du point pris comme exemple, on trouve :

$$1. \left[\frac{\Delta D}{D} \right]_{d\hat{u} \Delta P_i} = \frac{\partial D}{\partial P_i} \cdot \frac{\Delta P_i}{D} = 0,05 \Delta P_i \%$$

ΔP_i en atmosphères

ΔP_i étant faible, ce risque d'erreur est négligeable.

$$2. \left[\frac{\Delta D}{D} \right]_{d\hat{u} \Delta M} = \frac{\partial D}{\partial M} \cdot \frac{\Delta M}{D} = 0,02 \Delta M \%$$

Ce risque d'erreur est également négligeable.

$$3. \left[\frac{\Delta D}{D} \right]_{d\hat{u} \Delta T_i} = \frac{\partial D}{\partial T_i} \cdot \frac{\Delta T_i}{D} = -0,027 \Delta T_i \%$$

ΔT_i en degré

Ce risque d'erreur n'est plus négligeable puisque $\Delta T_i = -19^\circ$ entraîne une erreur

$$\frac{\Delta D}{D} = \frac{\Delta(eV)}{eV} = 0,5 \%$$

De plus, le facteur D étant très généralement une fonction décroissante de T_i , cette erreur s'ajoute à celle due au facteur $1/\sqrt{T_i}$ mentionnée ci-dessus au paragraphe I.1.1.2.

L'imprécision due à l'application du coefficient D pour tenir compte des effets de gaz réels est donc surtout liée à la mesure de T_i . La complexité du calcul de D ne permet pas la formulation de $\frac{\partial D}{\partial T_i}$. L'influence de T_i se manifeste surtout - mais pas uniquement - par l'intermédiaire de la variation $\gamma(T_i)$. L'annexe I rappelle une formulation de $\gamma(T_i)$ donnée en [3] et [4]. Il est intéressant de noter que la dérivée $d\gamma/dT_i$ (Fig 5) décroît avec T_i au-delà de 600°K ; en effet, plus T_i est élevé, plus sa mesure est difficile et donc plus ΔT_i est élevé ; cet effet défavorable se trouve donc modéré par l'allure de $\frac{d\gamma}{dT_i}$.

II.1.1.4. - Détermination du nombre de Mach de la soufflerie

La précision concernant la connaissance de $\rho_0 V_0$ dépend également, par l'intermédiaire de la fonction Σ de la précision avec laquelle la valeur du nombre de Mach M de la soufflerie est connue. L'annexe II rappelle la formulation de la fonction $\Sigma(M)$ et la figure 12 fournit les courbes ΔM en fonction de M paramétrées en $\Delta\varepsilon/\varepsilon$

En supersonique, ces courbes évoluent peu : entre $M = 2$ et $M = 6$, une erreur ΔM de 0,007 entraîne une erreur de 0,5 % sur ε . Cette remarque suscite deux commentaires.

- La détermination et l'affichage d'un nombre de Mach avec une bonne précision n'est pas particulièrement difficile dans les souffleries supersoniques ; si les essais concernent une entrée d'air de grande dimension, il est utile de s'assurer de l'homogénéité de l'écoulement infini amont.

- Pour des essais qui ont lieu dans une soufflerie à air chaud, la valeur du nombre de Mach, pour une tuyère géométriquement définie dépend du niveau de la température génératrice ; par exemple l'étalonnage de la tuyère $M = 6$ de la soufflerie à haute enthalpie S4 de l'ONERA Modane a fourni

$$\Delta M = -0,00033 \Delta T_i$$

Donc une erreur de 21° sur T_i entraîne $\Delta M = 0,007$ (soit $\Delta\varepsilon/\varepsilon = 0,5 \%$), mais cette erreur, en supersonique, se retranche à l'erreur due au facteur $1/\sqrt{T_i}$ mentionnée ci-dessus au paragraphe I.1.1.2.

II.1.1.5. Echauffement de la maquette au niveau de l'entrée d'air. Valeur de la section A_1

Au cours de rafales chaudes, la dilatation des entrées d'air de maquettes métalliques entraîne une variation de la section géométrique qui peut être très sensible.

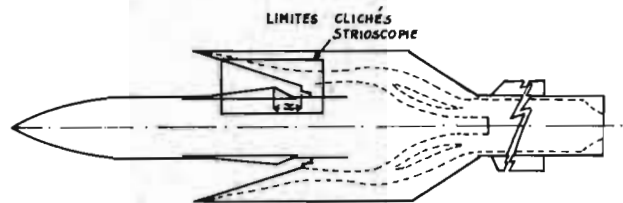


Fig. 3. ENTRÉES D'AIR "SCORPION"

La figure 3 fournit le schéma d'une maquette à 4 entrées d'air (engin SCORPION) qui a été essayée au centre de Modane dans la tuyère Mach 6 de la soufflerie S4, entre 1000 et 1650°K.

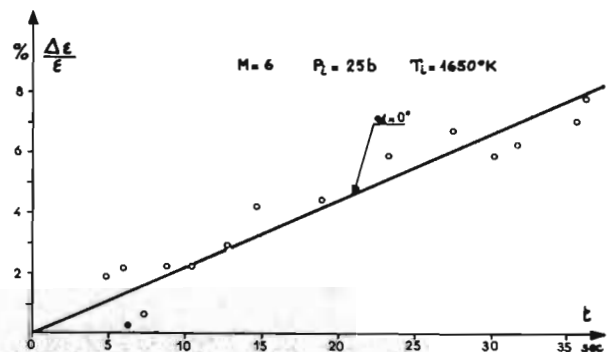


Fig. 4. COEFFICIENT DE DÉBIT EN FONCTION DU TEMPS

La figure 4 fournit les variations de ε , mesurées à S4, plusieurs fois au cours d'une rafale de 40 secondes environ pour des essais à incidence nulle à $T_i = 1650^\circ\text{K}$. On constate une évolution très marquée jusqu'à 8 % de ε en fonction du temps. Sans prétendre fournir une explication complète, les remarques suivantes convergent pour justifier cette augmentation de ε .

a) La température au niveau des bords d'attaque a été repérée au moyen de peintures thermosensibles et de couples thermoélectriques ce qui a permis de détecter une élévation progressive atteignant environ 700°K . A cette température, le coefficient de dilatation du métal (NS 30) est $\Delta l/l = 1,5 \cdot 10^{-3}$ pour une élévation de

température de 100 degrés.

La section A_1 a donc progressivement varié dans le temps jusqu'à une valeur de :

$$\frac{\Delta A_1}{A_1} = \frac{2 \Delta l}{l} = 2 \times 1,5 \cdot 10^{-3} \times \frac{400}{100} = 1,2\%$$

Les calculs faits avec une valeur de référence constante fournissent des résultats erronés (augmentation apparente de ε) du fait de cette variation de A_1 .

b) L'échauffement agénéralement provoqué une dilatation longitudinale entraînant une réduction de l'intervalle entre l'entrée d'air et la rampe amont. Les photographies Fig. 5a, 5b représentent les stioscopies de l'entrée d'air supérieure. (La figure 4 permet de situer correctement les clichés en question). L'exploitation de ces photographies fournit pour la distance x (voir définition de x Fig. 4) les valeurs $x = 25,6 \text{ mm}$ à $t = 10 \text{ s}$ et $x = 21,8 \text{ mm}$ au temps $t = 38 \text{ s}$.

Cette variation correspond à un étranglement du piège. Le débit piège est diminué au profit de l'entrée d'air. De plus la position relative de l'entrée d'air sur l'ogive se trouve légèrement plus en amont, ce qui va dans le sens d'une augmentation de ε comme des essais antérieurs destinés au choix de la

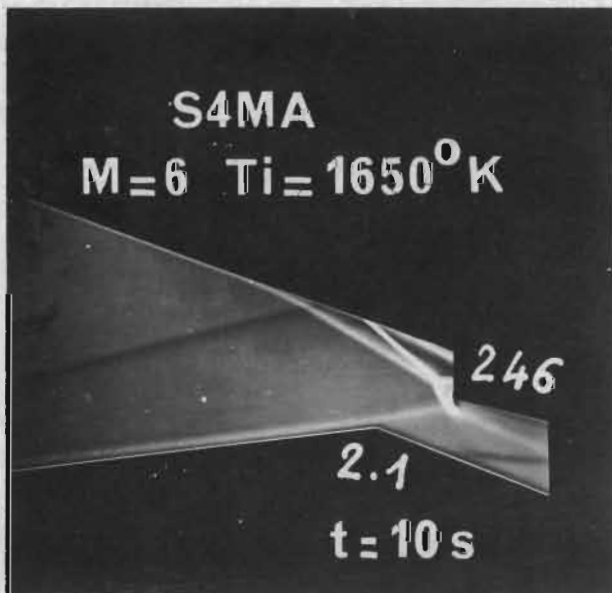


Figure 5a

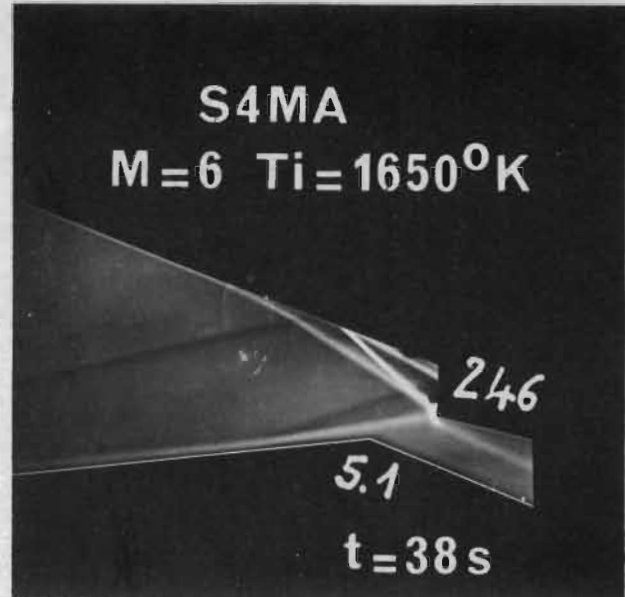


Figure 5b

position de l'entrée d'air sur l'ogive, l'ont montré.

La pression juste devant le piège augmente et semble provoquer un léger décollement de la couche limite en fin de rampe de compression avec apparition d'un choc. Il est probable que l'échauffement de l'ogive favorise un épaississement de la couche limite ; ces diverses évolutions entraînent un accroissement du coefficient de débit.

II.1.2. - Cas des essais d'entrées d'air intégrées

Dans les essais où l'entrée d'air est intégrée au projet d'avion à étudier, on continue de calculer ε en prenant comme référence les conditions $\rho_o V_o$ régnant à l'infini amont ; cette valeur $\rho_o V_o$ caractérise en effet la maquette munie de son entrée d'air. Mais au cours de ce type d'essai, dans les comparaisons des performances de l'entrée d'air selon qu'elle est isolée ou intégrée, ou bien dans les études d'optimisation de l'adaptation de l'entrée d'air, il est utile de caractériser les conditions imposées par l'environnement des entrées d'air (voilure, fuselage, etc...).

Les résultats sont alors fournis sous deux formes :

- 1) $\varepsilon_o = \frac{Q}{\rho_o V_o A_1}$, rapportée aux conditions infini amont
- 2) $\varepsilon_1 = \frac{Q}{\rho'_o V'_o A_1}$, rapportée aux conditions régnant au niveau de l'entrée d'air: Mach M'_o .

La valeur de $\rho'_o V'_o$ n'est pas aussi simple à déterminer que $\rho_o V_o$, car, évidemment, l'environnement de l'entrée d'air a détruit l'homogénéité du tube de courant ; $\rho'_o V'_o$ est obtenu après des sondages préalables au droit de l'entrée d'air qui fournissent la carte des nombres de Mach locaux ; par pondération

à partir des surfaces, une valeur moyenne de M_0 est recherchée. Ainsi se trouve précisé dans quelle mesure l'environnement de l'entrée d'air perturbe la qualité d'alimentation ce qui est un facteur essentiel d'optimisation : les essais sur CONCORDE ont ainsi été l'occasion de définir des retouches successives du bord d'attaque et de l'entrée d'air. Le dessin définitif n'a été obtenu que lorsque la totalité du domaine de vol a été essayé en soufflerie.

II.1.3. Mesure du débit capté Q

Il s'agit maintenant d'examiner les problèmes posés par la détermination expérimentale du débit-masse Q capté par l'entrée d'air et qui complète la définition de $\epsilon = \frac{Q}{\rho_0 V_0 A_1}$

On distingue deux méthodes pour mesurer le débit :

- une méthode analytique utilisant les mesures du peigne fournissant la carte des pressions dans une section déterminée du canal étudié.
- une méthode globale utilisant un débitmètre.

II.1.3.1. - Mesure du débit par la méthode analytique

La réalisation d'un essai d'entrée d'air comporte toujours un peigne dans le canal interne destiné à fournir la carte des pressions dans la section à explorer. Ce peigne comporte le plus de prises de pression possible, la limite étant de ne pas créer une obstruction exagérée. Un procédé couramment employé consiste à concevoir un peigne mobile ce qui permet avec un encombrement réduit, de multiplier l'information.

Ainsi, à l'issue d'un point d'essai, la section interne explorée se trouve dotée d'un certain nombre de mesures de pressions totales p_t caractérisant chacune un point géométriquement défini par la position (indice : n) de la prise de pression lors du sondage. A chacune de ces pressions totales p_t , il faut associer une pression statique p_s . Les évolutions de p_s dans la section de sondage sont assez peu importantes ; aussi avec quelques prises de pression statique sur le peigne et des prises de pression statique disposées sur les parois du canal et du corps central est-il possible, par moyennage ou interpolation des mesures, de définir une pression statique à associer à chaque mesure de pression totale et de caractériser ainsi l'écoulement dans une section élémentaire A_n intéressée par un point du sondage ; on peut alors calculer le débit dans la section A_n par la formule :

$$A_n [eV]_n = A_n \cdot \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} \sqrt{\frac{1}{RT}} p_s \sqrt{\left(\frac{p_t}{p_s}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left[\left(\frac{p_t}{p_s}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}$$

Le débit capté Q est alors la somme de tous les débits élémentaires

$$Q = \sum_1^n A_n (eV)_n$$

Le nombre de Mach dans la section concernée est de l'ordre de 0,5 et souvent inférieur à cette valeur ; la précision sur les mesures de pression est donc presque toujours acceptable.

Pour les essais en gaz froid, la valeur de T est celle de la température génératrice T_i et γ est constant (égal à 1,4). Pour les essais en gaz chaud, le problème est compliqué car l'écoulement interne n'est pas adiabatique et n'est pas homogène en température. Des estimations sont généralement faites sur la valeur de T ce qui entraîne des erreurs sur la valeur de Q .

Mais la difficulté la plus importante, liée à cette méthode, concerne le fait que le calcul suppose l'hypothèse d'écoulement homogène dans la section A_n , de sorte que plus les conditions réelles s'écartent de cette hypothèse, plus l'erreur est importante. En particulier, même si l'écoulement interne est peu distordu dans son ensemble, l'allure des couches limites le long des parois fait l'objet le plus souvent d'approximations qui altèrent la précision de la mesure de Q ; cette altération par ailleurs n'est pas constante puisqu'elle dépend des conditions de vitesse et de distorsion de l'écoulement interne.

II.1.3.2. - Mesure globale par débitmètre

Le débitmètre se place à l'aval de la maquette et est connecté à la sortie du canal interne à étudier. Son rôle est de ralentir et d'homogénéiser le débit capté, puis de l'expulser par un orifice dont les caractéristiques de fonctionnement sont bien connues (col sonique). [5]

II.1.3.2.1. - Mise au point d'un débitmètre

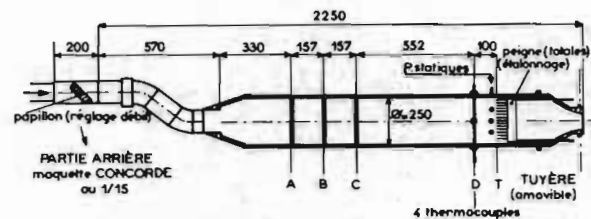


Fig. 6 SCHEMA D'UN DEBITMETRE (Essais CONCORDE à S2MA)

La figure 6 fournit les cotes principales d'un débitmètre utilisé pour des essais de maquette CONCORDE au 1/15 effectués dans la soufflerie S2MA.

Les tuyères de sortie sont amovibles ; leurs diamètres adaptés au débit à mesurer, vont de 40 à 85 mm. Le diamètre du débitmètre est de 250 mm ; il est choisi de façon à obtenir un écoulement à faible vitesse minimisant les effets de couche limite (le nombre de Mach dans le débitmètre est de l'ordre de 0,05).

Pour homogénéiser l'écoulement, des grilles sont disposées dans la partie amont. Le nombre de grilles a été l'objet d'une étude particulière, dans le but de réaliser une bonne homogénéité sans perte de charge excessive. Avec une seule grille, le sondage de pression totale dans le plan T fournit une distorsion $(P_{t2 \text{ max}} - P_{t2 \text{ min}}) / P_{t2}$ de 0,005 environ ;