

Le motoriste face aux vitesses supersoniques

Article de J.G KEENON de Rolls-Royce Limited - Derby

Dans les lignes qui suivent, seuls ont été envisagés les groupes propulseurs pour avions commerciaux Mach 2 - Mach 3 qui pourraient entrer en service entre 1968 et 1972.

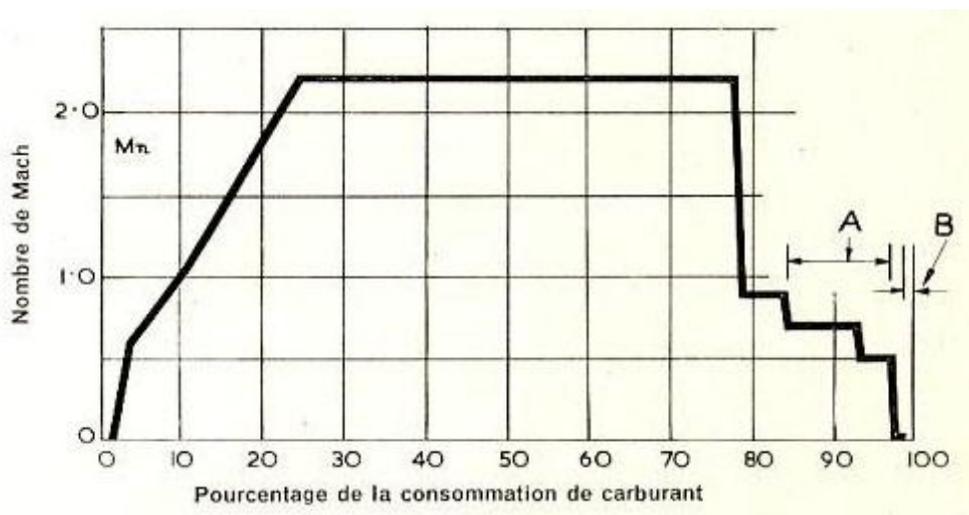
Les différents types de turboréacteurs possibles se partagent en deux groupes principaux, les turboréacteurs classiques et les turboréacteurs à double flux, les uns et les autres étant désormais adoptés et leurs possibilités connues dans la gamme des vitesses subsoniques. Dans le cas du transport aérien à vitesse supersonique, chaque groupe a ses avantages et ses inconvénients et il n'entre pas dans le but de cet article de prendre position en faveur de l'un ou de l'autre.

On peut dire en première analyse que, pour ce qui concerne le groupe propulseur lui-même, la réalisation d'un turboréacteur destiné à un avion de transport supersonique ne pose pas plus de problèmes que celle d'un turboréacteur équipant les avions actuels à vitesse subsonique ; dans sa conception comme dans sa mise au point, les méthodes employées seraient analogues à celles que pratiquent aujourd'hui tous les grands motoristes. Les turboréacteurs réalisés ne seraient donc pas tellement différents de ceux qui équipent les avions à réaction d'aujourd'hui ; ils pourraient même être plus simples. Il serait sûrement de plus grandes dimensions.

1 - Influence du plan de vol.

Il ne suffit pas de connaître le nombre de Mach que devra atteindre l'avion en vitesse de croisière pour être en mesure de choisir le type de turboréacteur qui conviendrait le mieux. Considérons un vol Londres-New York par exemple (**Figure 1**) ; on voit qu'un peu plus de la moitié du carburant transporté sera consommé au cours du vol de croisière à vitesse supersonique. 25% seront consommés pendant la montée en régime subsonique jusqu'à l'altitude de 11.000 ou 12.000 mètres et pendant la phase d'accélération transsonique permettant d'atteindre la vitesse et l'altitude de croisière. 20% du carburant transporté sont destinés aux réserves de route, d'attente et de déroutement à vitesse subsonique. Il en résulte de ces constatations qu'un turboréacteur conçu pour le transport supersonique devra avoir une consommation spécifique aussi faible que possible en régime supersonique de croisière mais aussi une consommation spécifique assez faible en régime subsonique.

Figure 1 : Consommation de carburant pour un vol à Mach 2,2 : A/Attente - B/Carburant résiduel. On voit que la moitié du carburant transporté est consommé au cours du vol à vitesse subsonique.



Ceci implique un taux de compression plus élevé que celui qui serait adopté si l'on n'envisageait que la partie du vol à vitesse de croisière supersonique. Mais il n'est pas possible, pour les deux raisons principales énoncées

ci-après, d'adopter des taux de compression aussi élevés que ceux des turboréacteurs les plus modernes utilisés en régime subsonique : d'une part la poussée spécifique (rapport poussée/poids) diminue considérablement en régime de croisière supersonique, d'autre part, il est à prévoir que la température maximale permise à l'entrée de la turbine sera limitée. Le calcul montre généralement que pour l'ensemble du vol le taux de compression le meilleur (mesuré au décollage) est de 12-13 : 1 pour un turboréacteur à Mach 2,2 et 8-9 : 1 pour un turboréacteur à Mach 2,8.

2 - Le problème de bruit.

Il serait inconcevable qu'un projet d'avion de transport supersonique fût étudié sans qu'il soit tenu compte du problème du bruit, non pas en fonction de la réglementation de 1960, mais en imaginant ce que pourrait être en 1970 la législation relative au bruit sur les aéroports. Un avion de transport supersonique aura nécessairement une très forte poussée au décollage, ce qui veut dire que lorsqu'il commencera à rouler sur la piste d'envol, il fera beaucoup de bruit. Le constructeur peut-il assurer que ce bruit sera toléré ? Ou n'est-il pas probable qu'avant même 1970 les niveaux de bruit pouvant être supportés par les passagers, le personnel des aéroports et les riverains auront fait l'objet d'une codification ?

Un avion de transport supersonique est caractérisé par un rapport poussée/poids élevé au décollage. Il est probable que le poids d'un tel avion sera supérieur aux 136 tonnes que pèsent les long-courriers à réaction actuels et c'est pourquoi sa poussée pourrait être le double de celle des long-courriers à réaction d'aujourd'hui. Avec des vitesses d'éjection des gaz moins élevées, on obtient des niveaux de bruit faibles mais pour une poussée donnée le débit d'air doit être plus important, ce qui conduit le constructeur à opter pour un turboréacteur à double flux afin de parvenir à un niveau de bruit faible.

Du fait de son rapport poussée/poids très élevé, l'avion de transport supersonique aura une faible longueur de roulement au décollage et il grimpera suivant une pente de montée très raide, c'est-à-dire qu'à une distance donnée du début de la piste (à 5 ou 6 kilomètres par exemple) il se trouvera déjà à une altitude supérieure à celle qu'aurait un avion de transport subsonique modèle 1960. L'altitude constituant un excellent silencieux, on peut dire grosso modo qu'à 6 kilomètres du début de la piste d'envol, un avion équipé de turboréacteurs classiques produirait un niveau de bruit de 102 à 105 PNdB, alors que ce niveau de bruit serait inférieur à 100 PNdB si l'avion était équipé de turboréacteurs à double flux.

3 - Configuration du turboréacteur.

Du fait qu'une bonne partie d'un vol transatlantique serait effectuée en régime subsonique, il paraît normal de prévoir pour un avion à Mach 2,2 un taux de compression très voisin de celui qui est adopté pour les turboréacteurs actuels et pour un avion à Mach 2,8 un taux de compression quelque peu inférieur. A Mach 2,2 comme à Mach 2,8, un turboréacteur à double flux aurait deux arbres ; un turboréacteur simple aurait un seul arbre dans le cas d'un avion à Mach 2,2, quoique dans ce dernier cas le taux de compression ne soit pas suffisamment élevé pour écarter d'emblée l'idée d'un arbre unique. Les températures à l'entrée de la turbine en régime de croisière seront élevées afin d'obtenir une poussée spécifique satisfaisante en vol à vitesse supersonique ; elles seront toutefois moins élevées qu'on aurait pu le croire lors des premières études.

Avec un turboréacteur à double flux, il peut être plus avantageux d'avoir une température à l'entrée de la turbine plus élevée, ceci dépendant de la valeur du taux de dilution. Généralement plus ce taux est élevé, plus il est intéressant d'élever la température à l'entrée de la turbine. De plus un turboréacteur double flux conçu pour un vol à Mach 2,8 peut utiliser en croisière la réchauffe du flux secondaire.

Pour faire un choix entre le turboréacteur classique et celui à double flux, il faut prendre en considération les deux facteurs essentiels suivants qui comportent l'un et l'autre de sérieuses inconnues :

1) l'accélération transsonique - Si la traînée et/ou l'altitude sont élevées, il faut une très forte poussée pendant un court intervalle de temps, ce qui nécessite d'avoir recours à la réchauffe pour l'accélération transsonique. De ce fait, l'emploi du turboréacteur à double flux est préférable puisqu'il fournit une poussée plus grande que celle développée par un turboréacteur simple. En outre il offrirait l'avantage de ne pas atteindre un niveau de bruit trop élevé.

2) le niveau de bruit au décollage - Il est certain qu'un faible niveau de bruit au décollage nécessite un débit d'air important et une vitesse d'éjection des gaz plus élevée. Le tout est de s'entendre sur l'expression niveau de bruit le plus bas ? Si l'on prend comme base de référence les niveaux de bruit des long-courriers à

réaction de 1960, il est possible de réaliser un avion de transport supersonique équipé de turboréacteurs classiques dont le niveau de bruit ne serait pas exagérément élevé. Mais si les niveaux de bruit doivent être abaissés, alors il n'y aura pas d'autre solution possible que celle du turboréacteur à double flux.

Malheureusement, il n'y a pas que le bruit qui entre en ligne de compte. Les études que nous avons faites ont toujours prouvé qu'un turboréacteur à double flux pèse plus qu'un turboréacteur simple, ce qui se traduit, sur l'ensemble d'un parcours Londres-New York, par une augmentation de poids total (turboréacteur et carburant). Ce n'est pas le turboréacteur lui-même qui pèse lourd, c'est tout ce qui l'accompagne : grandes entrées d'air variables, inverseurs de poussée, tuyères de sortie, etc... dont les dimensions doivent être plus grandes pour permettre le passage d'une masse d'air plus importante.

Il résulte de tout cela que, du point de vue économique, la solution la meilleure consisterait en un turboréacteur classique qui aurait un niveau de bruit au décollage pas trop élevé. L'emploi d'un turboréacteur à double flux, moins bruyant, se traduirait par une diminution de la charge marchande.

Toutefois, il est bien évident qu'un turboréacteur classique ayant un débit d'air tel que son niveau de bruit serait aussi faible que celui d'un turboréacteur à double flux pèserait plus avec son carburant qu'un turboréacteur à double flux avec son carburant. L'avion serait en fait équipé de réacteurs surdimensionnés.

4 - Problème de fabrication et matériaux employés.

Compte tenu des délais envisagés, les problèmes de fabrication d'un turboréacteur pour un avion de transport supersonique seront sans doute comparables à ceux que l'on rencontre dans le cas d'un turboréacteur destiné à un avion subsonique moderne. De même, ils ne seront pas plus difficiles dans le cas d'un avion à Mach 2,8 que dans le cas d'un avion à Mach 2,2. En vol de croisière, la température de l'air à l'entrée du réacteur est de 150°C à Mach 2,2 et de 280°C à Mach 2,8. Mais le taux de compression étant moins élevé dans ce dernier cas que dans le cas de l'avion à Mach 2,2 les températures à la sortie du compresseur sont sensiblement les mêmes à Mach 2,2 et à Mach 2,8. Ceci est important, parce que c'est la température à la sortie du compresseur qui détermine les températures auxquelles seront soumises diverses pièces telles que les disques de turbines et leurs aubes. De plus, dans le cas d'un avion de transport supersonique, la température à la sortie du compresseur en vitesse de croisière n'est pas beaucoup plus élevée que celle qui existe, lors d'un décollage par grande chaleur, à la sortie du compresseur d'un réacteur d'avion subsonique moderne à taux de compression élevé. Ce qui importe, c'est le temps pendant lequel dure l'exposition à cette température.

En vol à vitesse de croisière supersonique, la pression interne du turboréacteur ne représente pas un problème car l'effet de compression aérodynamique étant élevé le rôle du compresseur est moins important et les pressions fournies sont inférieures à celles qui sont mesurées au banc. Les problèmes majeurs sont ceux qui font intervenir la température ; il ne faut pas qu'elle soit trop élevée à l'emplacement des paliers et des relais d'entraînement.

En général, les matériaux utilisés seront sensiblement les mêmes que ceux d'aujourd'hui. Dans le cas d'un turboréacteur pour avion à Mach 2,2 les premiers étages du compresseur comporteront des aubes en titane, tandis que celles-ci seront en acier dans la partie arrière du compresseur. Les chambres de combustion seront en magnésium dans la partie avant, en acier dans la partie arrière, tandis que les disques du compresseur et les arbres seront en acier. Les extrémités de la chambre de combustion seront en alliage de nickel, tout comme les disques de turbines. Il y aura davantage de matériaux coulés sous vide qu'il n'y en a dans les turboréacteurs destinés actuellement aux avions subsoniques.

Dans le cas d'un turboréacteur pour avion à Mach 2,8 l'aluminium et le magnésium ne seraient pas utilisés dans la partie avant du compresseur mais remplacés par le titane et l'acier.

Les aubes de turbines doivent faire l'objet d'une mention spéciale. Rolls-Royce a acquis dans la technique du refroidissement par air des aubes de turbines une solide expérience : 500.000 heures de fonctionnement dans les deux types d'exploitation civil et militaire ; il est admis maintenant qu'avec un alliage forgé que nous espérons pouvoir utiliser régulièrement à partir de 1965, la durée de vie des aubes de turbines à usage civil sera très satisfaisante.

Bien que le molybdène et le niobium soient théoriquement intéressants du point de vue de la réduction ou de la suppression du refroidissement par air, nous ne pensons pas que ces matériaux puissent être employés pour

la fabrication d'aubes de turbines destinées à une utilisation civile ; il semble qu'ils ne pourraient pas résister à une oxydation à haute température.

5 - Entrées d'air.

Il est indispensable que celles-ci soient particulièrement efficaces, du fait qu'à la vitesse de croisière le taux de compression à l'entrée d'air sera beaucoup plus élevé que dans le compresseur. Si on choisit une forme d'entrée d'air correspondant au rendement optimal en vol de croisière, la surface de l'orifice d'entrée ainsi définie sera trop petite pour les phases du décollage et du vol en régime subsonique. Il faudra donc adopter une entrée d'air variable. Trois types d'entrée d'air sont possibles :

- 1) à compression externe.
- 2) à compression mixte (externe-interne).
- 3) à compression interne.

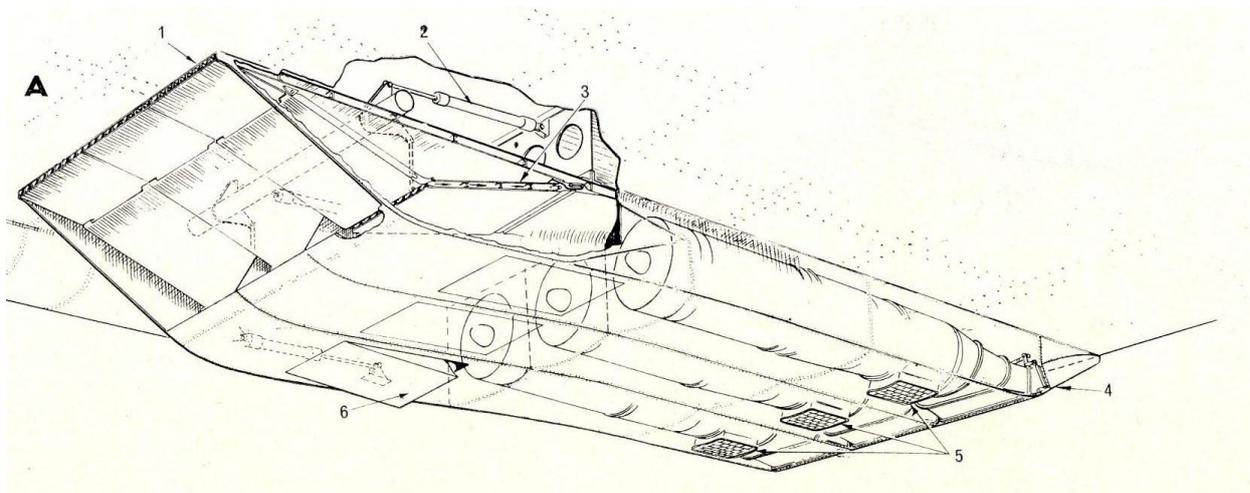
Des trois, le dernier est celui qui nécessite encore les études les plus longues et il est douteux que ce type d'entrée d'air puisse être mis au point dans les délais voulus pour une première génération d'avions de transport supersoniques. L'état actuel des connaissances sur les deux types est beaucoup plus avancé et l'un et l'autre peut être envisagé. Cependant, les tout derniers essais auxquels il vient d'être procédé montrent que le deuxième type est celui qui permet d'obtenir le meilleur rendement, à tout point de vue, en particulier pour les vols à des nombres de Mach plus élevés, et il est vraisemblable que c'est cette configuration d'entrée d'air qui sera adoptée. L'expression meilleur rendement à tout point de vue s'applique à tout ce qui concerne aussi bien la pression interne que la traînée due à l'entrée d'air elle-même.

La **Figure 2** représente une entrée d'air de ce type pour une installation semi-noyée dans la voilure. L'entrée d'air est de forme rectangulaire au début, elle devient circulaire à proximité du turboréacteur. Les deux particularités sont la présence de deux panneaux mobiles permettant de faire varier la section du col et l'existence de fentes d'écoulement d'air à ouverture variable dans le diffuseur subsonique.

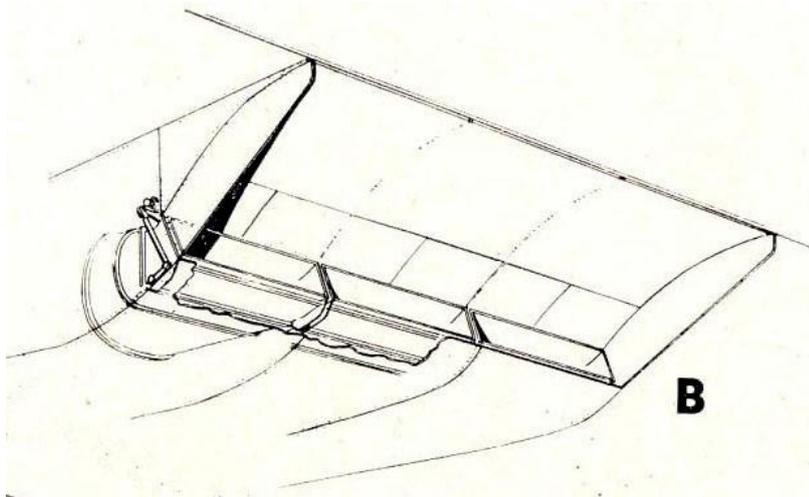
Figure 2 - Exemple d'installation de groupes de propulseurs à réaction à bord d'un avion de transport supersonique.

A - Entrée d'air variable.

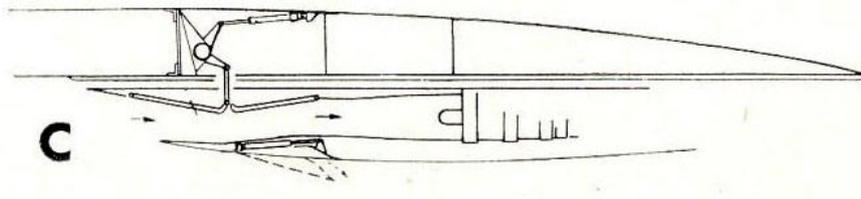
1. Dispositif de contrôle extérieur de la couche limite.
2. Vérins de commande de l'entrée d'air.
3. Dispositif de contrôle intérieur de la couche limite.
4. Tuyère d'éjection.
5. Dispositifs inverseurs de poussée.
6. Trappe d'évacuation d'air.



B - Vue arrière des tuyères d'éjection

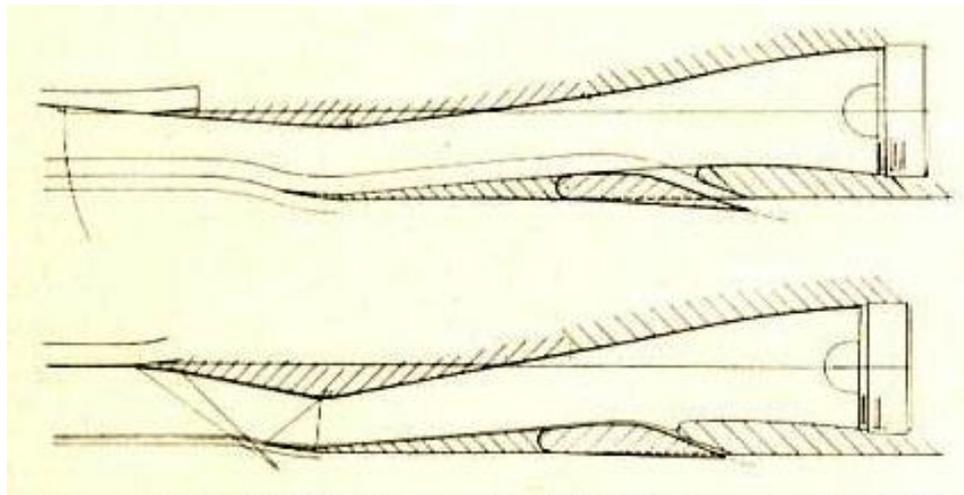


C - Vue de profil de la commande des panneaux de l'entrée d'air.



Au décollage et en vol à vitesse subsonique, les deux panneaux, dans le prolongement l'un et l'autre, sont plaqués sur la partie supérieure de l'entrée d'air, en sorte que la section de l'entrée d'air est partout la même. A mesure que la vitesse augmente et dépasse celle du son, les panneaux formant alors un dièdre basculent à l'intérieur de l'entrée d'air, afin de réduire la section du col (**Figure 3**). En régime supersonique inférieur, l'onde de choc se situe en avant de l'entrée d'air, mais à un nombre de Mach donné, celle-ci peut se situer dans l'entrée d'air. Plus la vitesse augmente, plus la section du col diminue jusqu'à ce qu'elle se stabilise lorsque est atteinte la vitesse de croisière. Ce phénomène d'onde de choc externe-interne provoque une instabilité aérodynamique et il est nécessaire qu'un dispositif permette d'empêcher la formation d'une onde de choc dans l'entrée d'air. C'est le rôle de la trappe d'échappement d'air, laquelle est mise en mouvement par l'intermédiaire de deux détecteurs de pression.

Figure 3 - Répartition de l'écoulement d'air dans une entrée d'air à Mach 1,1 et à Mach 2. A Mach 1,1 les panneaux sont aplatis pour augmenter la section de l'entrée d'air et la trappe d'évacuation est ouverte pour maintenir l'onde de choc en dehors de l'entrée d'air. A Mach 2,2 l'onde de choc est apparue et le flux d'air supplémentaire est évacué.



Le débit n'est pas le même selon le nombre de Mach considéré. Aux vitesses supersoniques inférieures, il existe un débit d'air excédentaire assez important qui doit être évacué et qui donne naissance à une traînée, laquelle peut être très sensible dans la région transsonique. La quantité d'air à évacuer serait sensiblement plus grande à Mach 2,8 qu'à Mach 2,3. Les schémas d'entrée d'air montrent comment s'effectue cette évacuation, une partie de l'air s'échappant par la trappe d'écoulement.

6 - Tuyères de sortie.

Pour que soient réalisées les meilleures performances au cours de n'importe quelle phase du vol, il est souhaitable que la tuyère de sortie d'un turboréacteur conçu pour le transport à vitesse supersonique soit à géométrie variable. Cette formule permet d'obtenir les meilleures conditions de travail durant toutes les phases de montée, du vol de croisière et de l'attente à poussée relativement faible.

Jusqu'ici, les turboréacteurs des avions de transport à réaction comportaient des tuyères simplement convergentes, ce qui convenait parfaitement étant donné le taux de détente peu élevé dans la tuyère, mais à la vitesse de croisière d'un avion de transport supersonique, celui-ci sera très élevé - de l'ordre de 15 à 30 selon les caractéristiques du turboréacteur et la vitesse de l'avion - et il importe de donner à la tuyère une forme plus étudiée.

La configuration la plus simple est la tuyère classique convergente-divergente. Bien que celle-ci soit très efficace pour un taux de détente nominal, cette efficacité diminue rapidement et il peut même se produire à un certain moment une violente instabilité aérodynamique. Ainsi, si l'on utilise une tuyère convergente-divergente, elle doit être à géométrie variable en sorte que le rapport des surfaces col/sortie puisse être réglable tout le long du vol. La tuyère du type à aiguille semble présenter plus d'intérêt ; le réglage permettant d'obtenir le taux de détente maximal s'effectue automatiquement en fonction de la régulation. La tuyère peut être de forme circulaire ou rectangulaire et ne nécessite rien d'autre qu'une commande de réglage du col. En outre, son poids est faible et ses dimensions petites.

Quelle que soit la forme de la tuyère, on a constaté que l'interaction entre la vitesse d'éjection des gaz et la vitesse relative de l'air au-dessus de Mach 1 pouvait entraîner une perte importante de poussée ou une augmentation correspondante de la traînée, dans la gamme des vitesses soniques basses. Ceci tient au fait que dans les conditions optimales déterminées par le constructeur et correspondant au vol supersonique, la veine d'éjection occupe une section beaucoup plus grande que celle qu'elle occupe à des vitesses plus basses. On voit donc que la partie arrière d'un groupe propulseur pose des problèmes de construction pour ce qui concerne la phase transsonique et on ne peut pas encore affirmer qu'une solution satisfaisante ait été trouvée.

7 - Sécurité.

La conception d'un turboréacteur pour avion commercial supersonique ne fait pas intervenir des facteurs bien nouveaux par rapport à celle d'un groupe propulseur moderne pour un avion subsonique ; sa sécurité ne doit donc pas poser de problèmes plus considérables.

Le fait le plus nouveau est sans doute constitué par l'entrée d'air variable, mais la fabrication en usine de cet élément ressemble à celle des autres parties de l'aéronef et il y a tout lieu de croire que les ingénieurs parviendront à réaliser des entrées d'air qui présentent autant de garanties de sécurité que tout le reste de l'appareil.

8 - Prix.

Il est évidemment intéressant pour le transporteur aérien de savoir ce que pourra coûter un groupe de propulseur pour un avion commercial à vitesse supersonique. Toutes les études qu'a faites Rolls-Royce ont prouvé qu'un tel moteur ne coûterait pas plus par kilogramme de poussée qu'un turboréacteur moderne actuel. Il faut toutefois avoir bien présent à l'esprit le fait que l'avion de transport à vitesse supersonique exigera une poussée environ deux fois plus forte que celle que développent les turboréacteurs actuels et que des équipements nouveaux - entrées d'air et tuyères d'éjection - seront également indispensables.