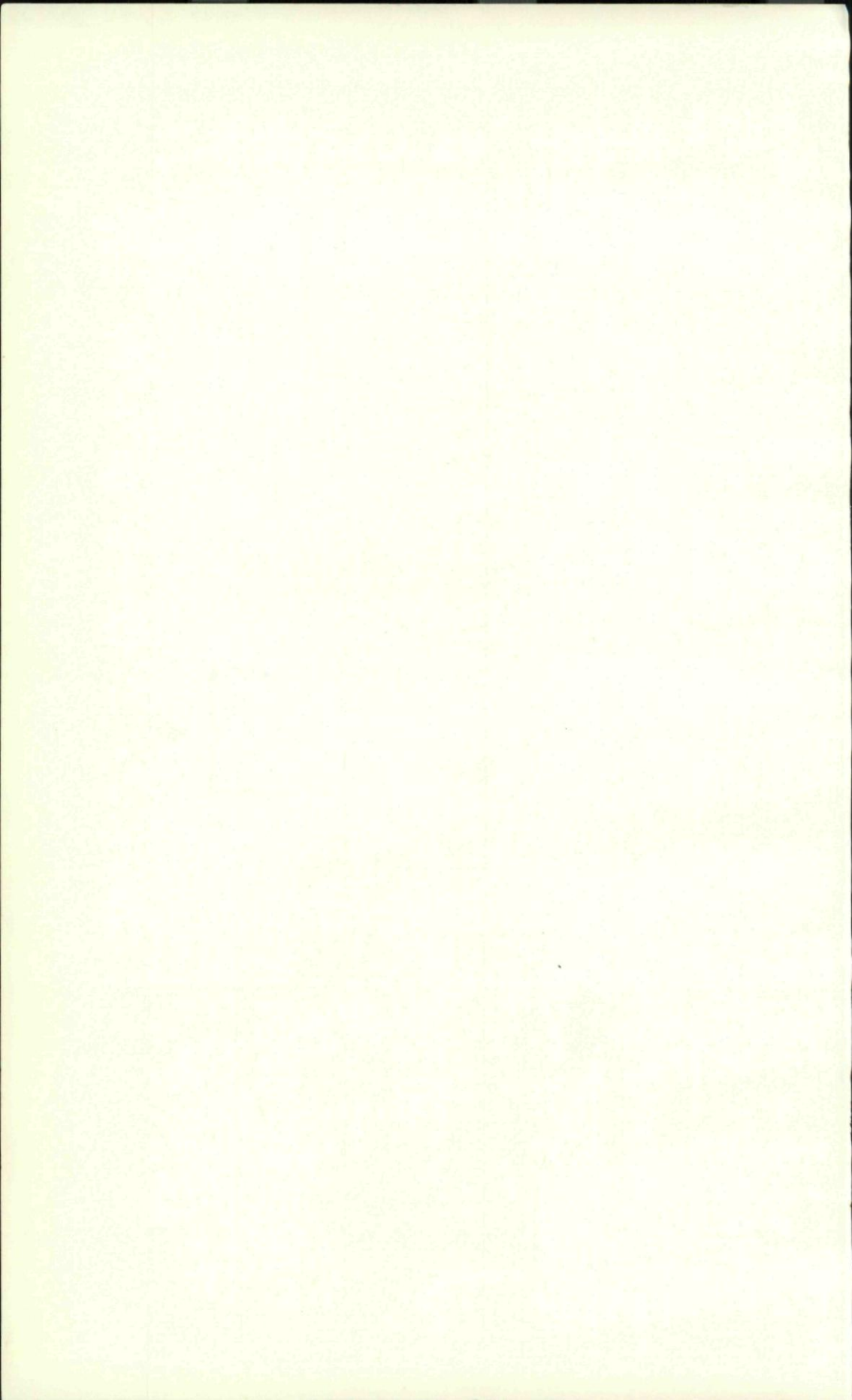


GRW

ROYAL AIRCRAFT
ESTABLISHMENT
15 JAN 1991
LIBRARY

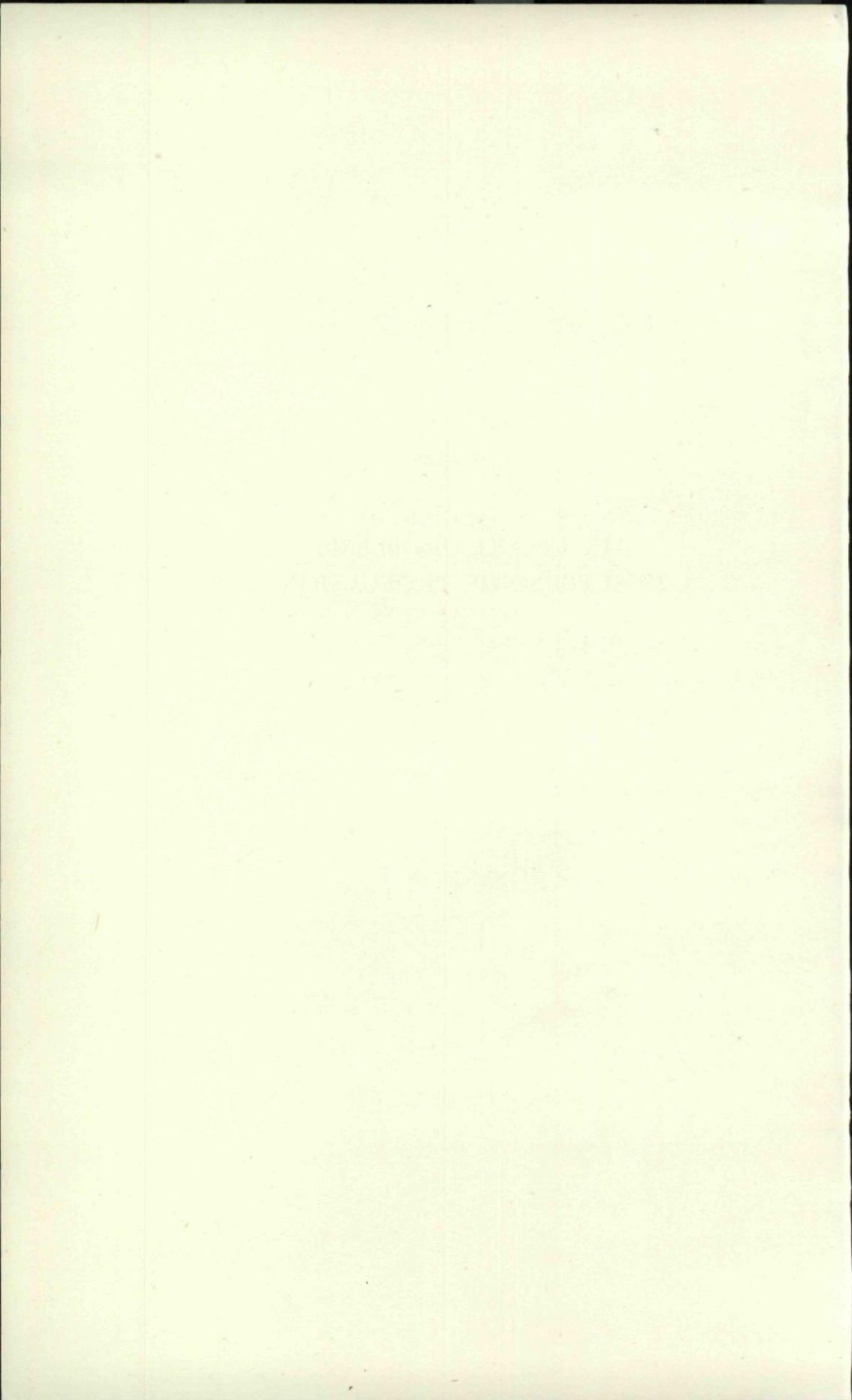
RAF TECHNICAL COLLEGE LIBRARY
CLASS No. ~~621.4.35~~
SERIAL No. 413.447
DATE 29 May 1968

REPORTS SECTION,
MAIN LIBRARY,
ROYAL AEROSPACE ESTAB.
FARNBOROUGH,
HANTS GUI4 6TD.



AGARDograph No. 27

AIR INTAKE PROBLEMS
IN SUPERSONIC PROPULSION



AIR INTAKE PROBLEMS IN SUPERSONIC PROPULSION

*Invited papers presented at the 11th AGARD Combustion
and Propulsion Panel Meeting – Paris, December 1956*

Editor

J. FABRI

Office National d'Études et de Recherches Aéronautiques
Chatillon-sous-Bagneux
France

Published for and on behalf of

ADVISORY GROUP OF
AERONAUTICAL RESEARCH AND DEVELOPMENT
NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION

by

PERGAMON PRESS

LONDON · NEW YORK · PARIS · LOS ANGELES

1958

PERGAMON PRESS LTD.
4 & 5 Fitzroy Square, London, W.1
PERGAMON PRESS INC.
122 East 55th Street, New York 22, N.Y.
P.O. Box 47715, Los Angeles, California
PERGAMON PRESS S.A.R.L.
24 Rue des Écoles, Paris Ve

Copyright

©

1958

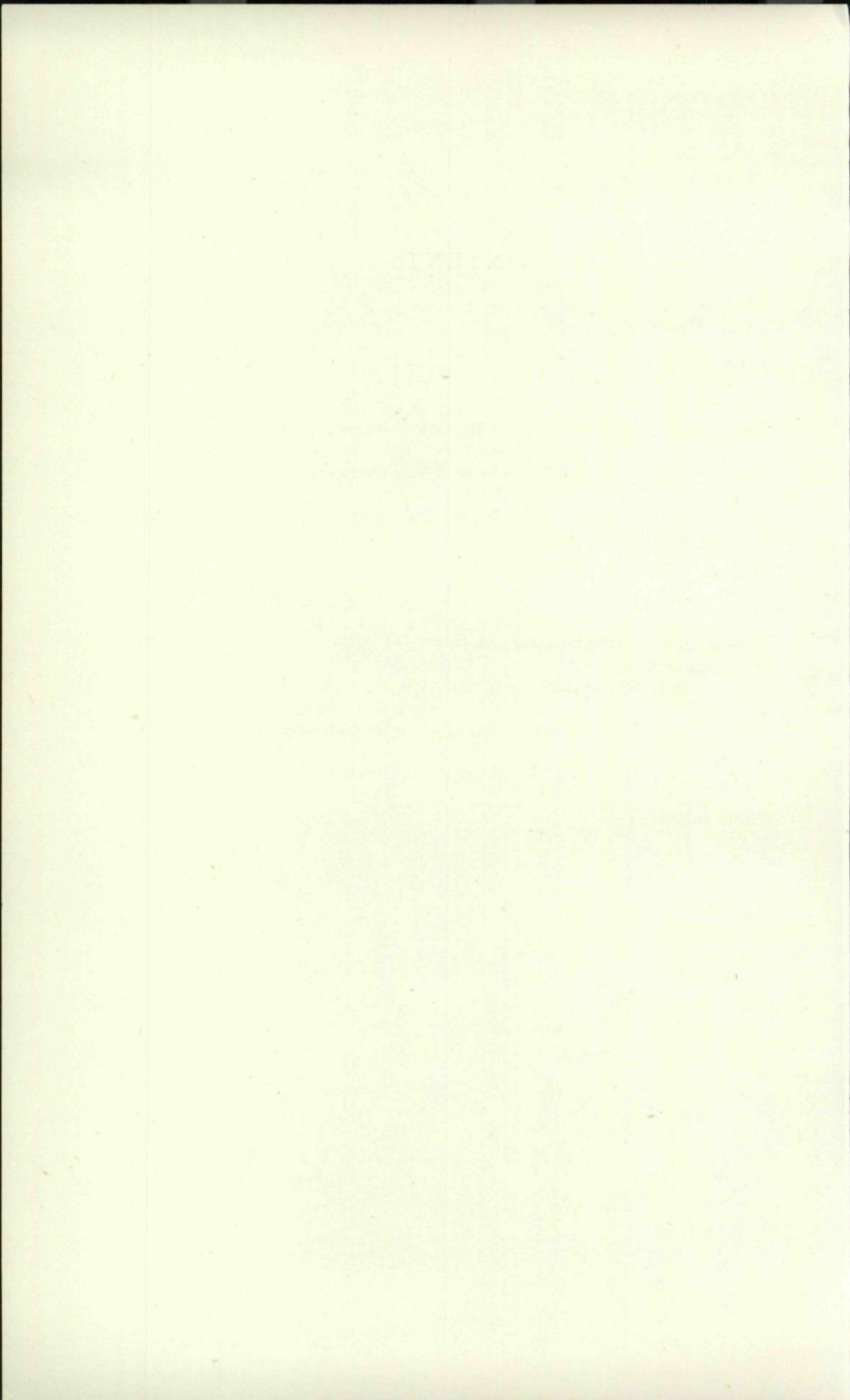
ADVISORY GROUP FOR
AERONAUTICAL RESEARCH AND DEVELOPMENT
NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION

Library of Congress Card No. 58-9689

Made and printed in Great Britain by The Campfield Press, St. Albans

CONTENTS

	PAGE
PREFACE <i>J. Ducarme</i>	vii
INTRODUCTION <i>J. Fabri</i>	ix
1. RÔLE DE LA PRISE D'AIR DANS LE BILAN PROPULSIF D'UN RÉACTEUR <i>P. Carrière,</i> Office National d'Études et de Recherches Aéronautiques	1
2. A REVIEW OF SUPERSONIC AIR INTAKE PROBLEMS - - - <i>D. D. Wyatt,</i> N.A.C.A., Cleveland, Ohio	21
3. PROBLEMS RELATED TO MATCHING TURBOJET ENGINE REQUIREMENTS TO INLET PERFORMANCES AS FUNCTION OF FLIGHT MACH NUMBER AND ANGLE OF ATTACK - - - - - <i>Antonio Ferri,</i> Polytechnic Institute of Brooklyn	48
4. INTERPRÉTATION DES ESSAIS DE PRISES D'AIR SUPERSONIQUES - - <i>L. Viaud,</i> Office National d'Études et de Recherches Aéronautiques	63
NAME INDEX - - - - -	81
SUBJECT INDEX - - - - -	82



PREFACE

L'ÉTUDE d'un avion ou d'un engin volant est une des meilleures illustrations que l'on puisse donner de la nécessité du travail d'équipe qui caractérise, de notre temps, la recherche scientifique et ses applications. Une telle étude requiert la mise en oeuvre d'un grand nombre de techniques, extrêmement différentes, pour arriver à développer un ensemble répondant à un programme déterminé.

Il ne peut d'ailleurs s'agir de la simple juxtaposition d'une cellule d'un dispositif de propulsion et d'appareillages, dont chacun représenterait ce qu'il y a de mieux à l'instant du choix, parce que chaque élément réagit sur ses voisins et que la solution correspondra au choix du meilleur compromis entre des exigences contradictoires.

Il faut donc que chaque spécialiste en son domaine ait des vues suffisantes sur les disciplines avec lesquelles il interfère.

C'est pourquoi l'important problème des entrées d'air des réacteurs a été choisi comme thème de la onzième réunion du Groupe d'Etude de la Combustion et de la Propulsion de AGARD, qui s'est tenue à Paris, à l'Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique, en décembre 1956.

Les quatre communications qui y furent présentées et qui font l'objet de ce volume attirent l'attention sur les questions d'aérodynamique soulevées par le fonctionnement des prises d'air dans les vols à vitesse transsonique et supersonique. Ces travaux sont précédés d'un exposé de M. J. FABRI, qui situe de façon claire et précise le problème et montre comment il influence les caractéristiques de fonctionnement de la turbo-machine ou du stato-réacteur qui suit la prise d'air.

En abordant ce sujet le Groupe de Travail, qui s'était jusqu'à présent limité à l'étude des phénomènes de combustion, a aussi voulu marquer l'élargissement de ses activités qui, depuis 1956, englobe le domaine particulièrement large de la propulsion.

Qu'il me soit permis de remercier mon prédécesseur le Dr B-P. MULLINS, Président en exercice à cette époque et le Lt-Colonel HORRIDGE, Officier Exécutif du Groupe de Travail, dont l'activité et le dévouement ont assuré le succès de cette réunion.

Bruxelles
Belgique
Juillet 1957

J. DUCARME
Président du Groupe d'Etude
de la Combustion et de la
Propulsion—AGARD

INTRODUCTION

(1) A MESURE que les vitesses de vol croissent les problèmes de prises d'air deviennent chaque jour plus difficiles à résoudre. Le grand nombre d'essais de prises d'air en souffleries supersoniques vient souligner la nécessité d'une meilleure connaissance de leur fonctionnement et l'importance de l'amélioration de leurs caractéristiques.

De plus, les performances d'un moteur, adapté au vol supersonique, dépendent de façon très intime de la récupération de pression par la prise d'air, et l'adaptation des performances de captation aux spécifications du moteur devient une des tâches importantes de l'Ingénieur chargé de construire un réacteur supersonique.

(2) Lorsqu'on ne connaissait encore que les avions à hélice, le problème de la prise d'air était inexistant. Avec des puissances de plus en plus grandes, le constructeur a dû prendre en considération le refroidissement des cylindres, car seul un système efficace de refroidissement pouvait assurer une longue vie à ses moteurs. L'alimentation en air des cylindres continuait cependant à ne présenter aucune difficulté.

Puisque par un refroidissement efficace les cylindres supportent des températures élevées, on peut réaliser des rapports air-combustible proches de la valeur *stoechiométrique*, c'est-à-dire que le débit d'air introduit dans chaque cylindre est le débit exact nécessaire pour brûler tout le combustible. Considérons par exemple un moteur d'avion transatlantique; les performances suivantes caractérisent son fonctionnement normal:

Puissance au décollage	3500 cv
Vitesse de rotation	2700 tours/min
Cylindrée	71,5 litres
Surpression d'alimentation	760 mm Hg
Débit d'air	3,9 kg/s

Il est évident qu'il n'y a aucune difficulté à fournir à la machine un aussi faible débit d'air et la seule difficulté du dessin correct du circuit d'air de ces moteurs à pistons de puissance élevée provient de la nécessité de refroidir énergiquement les cylindres. C'est le seul point où une étude aérodynamique complète s'impose et le problème est souvent résolu au moyen de servo-mécanismes qui assurent le débit correct de l'air en fonction du régime du moteur et la vitesse de vol.

En ce qui concerne la propulsion de l'avion, la poussée est obtenue

INTRODUCTION

(1) NOWADAYS air intake problems are becoming more and more difficult as the flight speed increases. The great number of air intake tests run in supersonic wind tunnels emphasizes the need for a better understanding of the air intake operation and the necessity of improvement of air intake performances.

Furthermore the performances of an engine designed for supersonic flight depends intimately on the pressure recovery of the air intake, and matching of the air intake performances to the engine requirements becomes one of the fundamental tasks of the designer of supersonic engines.

(2) In the earlier times of propeller driven aircraft with reciprocating engines only, the air intake problem was unknown. With increasing engine power the designer had to deal with the cooling of the cylinders, since an efficient cooling system is the only guarantee of the life of these engines. But there was still no problem in furnishing to the engine the amount of air necessary to burn the fuel.

Since the cooling allows high burnt gas temperatures, the air-fuel ratio can be close to the *stoichiometric mixture ratio*, that is, the amount of air allowed into each cylinder is just sufficient to burn all the fuel. If one considers for example a typical engine designed for transoceanic flight, the following performances and requirements characterize a normal operation:

Take-off power	3500 h.p.
Rev/min	200
Displacement	4363 in ³
Supercharging pressure	30 in. Hg
Air mass flow	8.6 lb/sec

Of course there is no problem in securing this small amount of air to the engine, the only difficulty in designing the air circuit of such high powered reciprocating engines results from the necessity of providing an efficient cooling of the cylinders. This is the only point where a thorough aerodynamic study becomes necessary, and generally the solution is obtained by means of servocontrolled mechanisms which deliver the correct amount of air according to the régime of the engine and the speed of flight.

Concerning the propulsion of the aircraft, the thrust is obtained by means of the propellers which accelerate a tremendous amount of air:

INTRODUCTION

par l'intermédiaire des hélices qui accélèrent une quantité considérable d'air:

Altitude de vol	5000 m
Vitesse	200 m/s (750 km/h)
Aire frontale du moteur	1,41 m ²
Diamètre des pales	5 m
Débit d'air passant à travers le disque balayé par les pales	2740 kg/s
Traction des hélices	1500 kg
Rendement de l'hélice	85%
Accroissement de vitesse de l'air	6,3 m/s

Ce faible accroissement de vitesse d'une grande quantité d'air passant à travers le disque balayé par les pales produit la variation de quantité de mouvement d'où résulte la traction de l'engin.

(3) Le fonctionnement du turboréacteur diffère considérablement du moteur à pistons ci-dessus, même dans le cas d'un réacteur conçu pour le vol subsonique

Aire frontale	0,68 m ²
Poussée au sol	4170 kg
Consommation spécifique	0,9 kg/kg-h
Rapport air/combustible	67
Débit d'air	68 kg/s

Dans ce cas la poussée de l'appareil est obtenue par l'accélération du flux interne pris à la vitesse du courant non perturbé et rejeté à une vitesse sensiblement sonique.

La comparaison des données concernant le moteur à pistons ci-dessus et le turbo-réacteur démontre la grande importance de la prise d'air dans le calcul des performances du réacteur. Avec une plus petite surface frontale (environ la moitié de celle du moteur à pistons) le réacteur requiert un flux d'air vingt fois plus grand que le moteur à pistons, et donne une force propulsive sensiblement double ou triple.

(4) Une nouvelle difficulté apparaît lorsqu'on considère des vitesses de vol supersoniques. La prise d'air a non seulement la tâche de fournir un débit d'air convenable au propulseur, mais le niveau d'énergie du flux interne doit rester aussi élevé que possible, c'est-à-dire que la récupération de pression de la prise d'air doit être aussi parfaite que possible.

Quand le réacteur fonctionne au nombre de Mach d'adaptation ou à une vitesse peu différente, il est toujours possible de définir une configuration d'ondes de choc qui minimise les pertes par choc. Le nombre, la forme et la disposition des chocs à l'entrée de la prise d'air sont laissés au jugement de l'ingénieur et de nombreuses prises très efficaces ont été proposées pour fonctionner à des nombres de Mach

INTRODUCTION

Flight altitude	16,400 ft
Speed	607 ft/sec (437 m.p.h.)
Engine frontal area	15.2 ft ²
Blade diameter	16.4 ft
Amount of air passing through the blades	6000 lb/sec
Thrust of the propellers	3280 lb.t
Propeller efficiency	85%
Speed increase induced by the propellers	20.6 ft/sec

This small acceleration of the large amount of air passing through the propeller blades gives the momentum change resulting in the thrust of the engine.

(3) The operation of a turbojet engine differs considerably from the operation of the above reciprocating engine, even in the case of a turbojet designed for subsonic flight:

Frontal area	7.4 ft ²
Take-off thrust	9200 lb.t
Specific fuel consumption	0.9 lb/lb.t hr
Air-fuel ratio	67
Air mass flow	150 lb/sec

In this case the thrust of the engine is obtained by acceleration of the internal flow from the free-stream velocity up to sonic velocity in the engine exit section.

Comparison of the data concerning the above reciprocating and turbojet engines illustrates the great importance of the air intake upon the jet engine performance. The jet engine, with a smaller frontal area (about half that of the reciprocating engine), necessitates twenty times the through flow of a reciprocating engine, the driving thrust of which is even less than half the thrust of the turbojet considered.

(4) A new difficulty arises when supersonic flight speeds are considered. The air intake has not only the task of delivering the correct amount of air to the engine, but the energy level of the internal air flow must remain as high as possible, that is, the pressure recovery of the air intake system must be efficient.

When the engine operates at or close to the design flight Mach number, it is always possible to design a shock wave pattern which minimizes the shock losses. Then the number, shape and arrangement of the entrance shock waves depend upon the skill of the designer, and many very efficient air intakes have been proposed for operation at given Mach numbers. However, the off-design operation of these air intakes remains uncertain and hazardous, and it seems difficult, without a careful study of all intermediate operating points, to construct an air

fixés. Cependant le fonctionnement de ces prises d'air, en dehors du régime d'adaptation, reste incertain et même dangereux; il semble difficile sans une étude approfondie des fonctionnements intermédiaires de construire une prise d'air efficace au point d'adaptation et dont le rendement reste convenable pendant le fonctionnement hors d'adaptation.

Une solution souvent préconisée est celle de la prise d'air déformable: il est évident que grâce à un grand nombre de paramètres variables une prise d'air peut être conçue pour fonctionner efficacement dans un large domaine de nombres de Mach de vol. Cependant de telles prises sont souvent encombrantes et leur manoeuvre est difficile pendant les variations rapides du nombre de Mach, par exemple pendant le décollage. Des solutions plus simples sont alors nécessaires, chacune d'elles correspondant à un programme donné de vol.

L'interaction entre les différentes parties du propulseur ne peut pas être négligée dans le projet de ces prises d'air et l'essai en soufflerie d'une maquette, sans l'étude du fonctionnement complet de l'appareil, est susceptible de fournir des valeurs erronées des performances.

C'est dans le dessein de souligner cet aspect du problème des prises d'air que le Groupe de Travail AGARD sur la Combustion et la Propulsion a invité quatre spécialistes des recherches sur les prises d'air à exposer leurs points de vue sur l'appropriation de la prise d'air au réacteur.

Ces exposés ont été présentés à l'Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique (Paris—décembre 1956) à l'occasion de la 11^{ème} réunion du Groupe de Travail AGARD sur la Combustion et la Propulsion.

(5) Le premier exposé " Rôle de la Prise d'air dans le bilan propulsif d'un Réacteur " par P. CARRIÈRE, définit les divers paramètres du fonctionnement supersonique d'une prise d'air.

Le *coefficient de débit* relie le débit réel capté par la prise d'air au débit maximum correspondant à un fonctionnement saturé. Deux régimes peuvent alors être distingués: le fonctionnement *subcritique* correspondant aux débits inférieurs au maximum ou le fonctionnement *supercritique* saturé.

Le *rendement* de la prise d'air est défini au moyen d'une description complète de l'évolution thermodynamique de l'écoulement interne; cependant, pour les essais en soufflerie ou les applications pratiques, le rapport des pressions d'arrêt à la sortie de la prise d'air et dans le courant libre permet une évaluation facile de l'efficacité de la prise d'air.

Les *résistances externes et internes* comprennent l'effet du frottement dont la contribution est pratiquement indépendante de la forme de la prise d'air, la résistance de carène qui au contraire est directement liée à la forme du carénage et une résistance additive conventionnelle qui

intake which is simultaneously efficient at the design point and correct during off-design operation.

A solution often put forward is the use of *variable shape air intakes*: it is obvious that by means of a great number of variable parameters an air intake can be designed to operate efficiently in broad range of flight Mach numbers. However such air intakes are often cumbersome and their operation is difficult during the rapid change of flight Mach number, such as occurs during take-off for example. Simpler solutions are then necessary, each of them designed for a given flight programme.

Interference between the different parts of the engine cannot be neglected in the design of such air intakes, and the testing of the intake alone, without a study of the overall operation of the engine is apt to lead to wrong estimations of the performances.

It was the aim of the AGARD Combustion and Propulsion Panel to emphasize this aspect of the air intake problem, by inviting four scientists, specialized in the air intake research field, to define their viewpoint on the air intake-engine matching problem.

These lectures were delivered at the Ecole Nationale Supérieure de l'Aéronautique (Paris, December 1956) during the Eleventh Meeting of the AGARD Combustion and Propulsion Panel.

(5) The first paper, "Rôle de la prise d'air dans le bilan propulsif d'un réacteur" by P. CARRIÈRE, defines the various parameters of the supersonic operation of an air intake.

The *flow coefficient* relates the actual mass flow rate captured by the air intake to the maximum mass flow corresponding to choked operation. Two régimes are then distinguished: the *subcritical* operation corresponds to mass flow rates smaller than the maximum and the *supercritical* operation to a choked air intake.

The *efficiency* of the air intake is sometimes defined by means of a complete description of the thermodynamic evolution of the internal flow; for wind tunnel tests or practical applications, the ratio of the stagnation pressures at the exit of the air intake and in the free stream gives an easy estimation of the pressure recovery.

The *external* and *internal drags* are made up of the friction drag, the value of which is somewhat independent of the shape of the air intake, the cowl drag directly related to the shape of the cowling, and the so-called additive drag which exists only in the case when a part of the compression is made ahead of the air intake.

A calculation of the design performances of a supersonic ramjet illustrates the important part played by the air intake in the building up of the thrust of the ramjet. It can be shown, however, that for some very efficient air intakes, the downstream part of the engine, combustion chamber, exit nozzle, etc. does not always take advantage of the best performances of the air intake. Nevertheless, at operating

n'existe que dans le cas où une partie de la compression se produit déjà en avant de la prise d'air.

Un calcul des performances d'un statoréacteur supersonique au point d'adaptation montre le rôle important joué par la prise d'air dans l'établissement de la poussée du statoréacteur. Cependant, pour certaines prises d'air très perfectionnées, la partie aval du réacteur, foyer, tuyère, etc . . . n'utilise pas toujours intégralement le haut rendement de la prise. Néanmoins, aux conditions de fonctionnement inférieures au nombre de Mach d'adaptation il est souvent payant d'utiliser des prises d'air déformables ou n'importe quel dispositif susceptible d'éviter les pertes dangereuses dues à la non-adaptation.

(6) L'exposé présenté par DEMARQUIS D. WYATT "A Review of Supersonic Air Intake Problems" est d'abord consacré à l'étude de la récupération de pression. La poussée d'un turbo ou statoréacteur dépend notablement du rendement de compression de la prise d'air. Les pertes dues au frottement, habituelles pour toutes les prises d'air, ne constituent qu'une petite partie des pertes totales qui sont dues principalement aux ondes de choc. La prise d'air à onde de choc frontale dans laquelle les pertes par choc sont les plus importantes, est remplacée actuellement, dans les domaines de nombres de Mach de vol plus élevés, par des systèmes générateurs d'ondes de choc, soigneusement étudiés. Dans le cas des *prises à compression externe*, ces ondes de choc sont dues à la variation de pente d'un corps central placé en avant du carénage. Dans d'autres réalisations, *prises à compression interne*, c'est la convergence progressive des parois de la prise d'air qui crée le système d'ondes de choc. Dans les deux cas, le facteur de récupération de pression est nettement supérieur à celui qu'on obtiendrait avec une prise d'air à onde frontale, quoique ce facteur de récupération ne puisse pas dépasser une valeur maximum, fonction du nombre de Mach de vol et correspondant à une compression isentropique dans la prise d'air, l'écoulement interne étant en équilibre de pression avec le flux externe.

Dans tous les cas la position de la prise d'air sur l'engin joue un rôle important et le cas échéant on est amené à supprimer la couche limite qui s'est formée sur les parois de l'engin en amont de la prise d'air, afin de supprimer les pertes de pression ou de débit qu'elle pourrait induire.

L'influence de la résistance sur les performances du moteur a été étudiée du point de vue énergétique par P. Carrière dans l'exposé précédent. Dans cet exposé on examine les points de vue géométrique et aérodynamique. Naturellement la résistance due au frottement est sensiblement indépendante de la forme de la prise d'air, elle est par ailleurs inévitable. La résistance de carène dépend au contraire de la forme de la prise d'air: nécessairement plus grand que le foyer aux nombres de Mach inférieurs à 3, le carénage d'entrée présente une

conditions below design Mach number, it often pays either to use variable shape air intakes or any other type of arrangements in order to avoid the dangerous off-design losses.

(6) A "Review of supersonic air intake problems" is given by DEMARQUIS D. WYATT. The first problem is of course the pressure recovery. The thrust of an airbreathing engine is strongly dependent on the compression efficiency of the air intake system. The friction losses—usual in any kind of intake—make up only a small part of the total losses, which are due mainly to the shock waves. The normal shock-type air intake, which suffers the most severe losses, is replaced now, in the higher ranges of flight Mach numbers, by more elaborate compression systems, with a succession of oblique shock waves. These shock waves are generated by an adequately designed compression surface placed ahead of the cowl, and one obtains an *external compression intake*. In some other cases, the intake is gradually converging, the shock waves take place inside the cowl, and this is the *internal compression intake*. In both cases the pressure recovery is much greater than in the normal shock-type intake, though there is a maximum value, a function of the flight Mach number, which would correspond to a perfectly isentropic compression in the intake, and to pressure equilibrium, at the boundary of the internal flow, with the outer airflow.

In all cases the location of the air intake on the engine plays an important part, and eventually the boundary layer developed on the engine walls has to be removed ahead of the air intake, in order to avoid pressure or mass flow losses.

The importance of the drag was studied by P. Carrière in the previous paper from the energy standpoint. Its effect on the performances of an engine is now examined from the geometric and aerodynamic points of view. The friction drag is of course nearly independent of the shape of the intake and is unavoidable. The cowl pressure drag depends upon the form of the intake: necessarily larger than the combustor at Mach numbers lower than 3, the inlet cowl presents a frontal area which always generates a pressure drag. At higher Mach numbers, the combustor is smaller than the air intake, and in some designs the cowl drag can be greatly reduced. Finally, the additive drag, due as already stated to the shock waves generated at the front of the air intake, occasionally represents the greatest part of the total drag, at least during off-design operation.

Though the research of maximum efficiency is the ultimate aim of the air intake designer, it is also very important to secure stable internal flows in the engine. For supercritical operation, that is, when the air intake system is choked, there are sometimes low-amplitude fluctuations which are of no importance for a safe operation. The main problem arises at subcritical operation, i.e. at Mach numbers lower

surface frontale induisant toujours une résistance. Aux nombres de Mach plus élevés, le foyer est plus petit que la prise d'air et dans quelques projets on est arrivé à diminuer considérablement la résistance de carène. Enfin, comme on l'a déjà dit, il y a la résistance additive, due aux ondes de choc issues en amont de la prise d'air, représentant dans certains cas la majeure partie de la résistance.

Mais bien que ce soit la recherche du rendement maximum qui constitue le but ultime des efforts de l'ingénieur chargé de l'étude des entrées d'air, l'obtention d'écoulements internes stables ne doit pas être négligée non plus. Dans le fonctionnement supercritique, c'est-à-dire lorsque l'entrée d'air est saturée, il existe parfois des pulsations de faible amplitude qui ne mettent pas en danger le fonctionnement de l'appareil. Le vrai problème ne se pose qu'en fonctionnement subcritique, c'est-à-dire aux nombres de Mach inférieurs à celui d'adaptation par suite des instabilités de basse fréquence qui apparaissent alors. On ne comprend pas encore très bien ce phénomène et il est indispensable d'éviter ces fonctionnements instables.

Le seul moyen pour les éviter est d'utiliser des prises d'air déformables. Ces mêmes prises permettent de résoudre le problème fondamental d'adaptation de la prise d'air aux spécifications du moteur.

(7) C'est dans son exposé " Problems Related to Matching Turbojet Engine Requirements to Inlet Performances as a Function of Flight Mach Number and Angle of Attack " que A. FERRI développe ce problème d'adaptation de la prise d'air au moteur. Le grand nombre de paramètres que l'on doit contrôler afin d'adapter exactement la prise d'air aux caractéristiques du moteur donnerait une prise d'air trop compliquée, dont la mise en oeuvre devient rapidement peu sûre et dangereuse. La tendance actuelle dans la construction des prises d'air consiste à diminuer le nombre des paramètres que l'on contrôle, en les choisissant soigneusement.

Le paramètre principal est naturellement le nombre de Mach en amont de la prise d'air, éventuellement différent du nombre de Mach de vol. La vitesse de rotation du moteur n'est pas un paramètre essentiel, car pour le vol supersonique le moteur fonctionne au régime maximum et la poussée supplémentaire est obtenue au moyen de la rechauffe.

La grande difficulté de l'adaptation des performances de la prise d'air aux spécifications du moteur provient de ce que le fonctionnement subcritique est instable aux nombres de Mach supérieurs à 1,6. La prise d'air est par suite calculée de façon à être saturée en débit, celui-ci restant constant pour des géométries, Mach de vol et angle de vol fixés, indépendamment du régime du moteur. Si ce débit est inférieur au débit maximum accepté par le moteur, il n'y a pas de difficulté, mais la poussée est moindre et la consommation spécifique plus grande. Si au contraire la prise d'air a un débit trop grand il

than the design Mach, when a buzz-type instability occurs. This phenomenon is not well understood, and unstable operations should be avoided by all means.

The only protection against flow instabilities consists in using variable shape air intakes; these features are also of great help in solving the fundamental problem of intake-to-engine matching.

(7) The "Problems Related to Matching Turbo Jet Engine Requirements to Inlet Performances as a Function of Flight Mach Number and Angle of Attack" are treated by A. FERRI. The tremendous number of parameters which have to be controlled if one wishes to match the air intake system exactly to the performance of the turbojet would lead to an overcomplicated air intake system, the operation of which becomes rapidly hazardous and insecure. The present tendency in designing correct air intake systems consists in reducing the number of parameters to be controlled, choosing carefully those which are still retained.

The main parameter of operation remains of course the Mach number ahead of the air intake system, which is not necessarily the flight Mach number. The engine rev/min can be neglected as a parameter, since for supersonic flights the engine operates generally at maximum rev/min, an afterburner giving the supplementary thrust. The second fundamental parameter is then the temperature of the air.

The main difficulty in matching the air intake performance to the engine requirements comes from the fact that subcritical operation is generally unstable at Mach numbers above 1.6. Therefore the air intake is always designed for choked throat operation; and for a given inlet geometry, flight Mach number, and angle of attack the mass flow rate is then independent of the engine operation. There is no problem if this mass flow is less than the maximum possible for the engine, but thrust losses result and the specific fuel consumption increases. On the other hand, if the air intake system delivers too much air, then one has to operate in the unstable subcritical conditions or has to change the geometry of the system.

The variation of the internal geometry of the air intake can be accomplished by several methods. The one strongly recommended is to place the entrance of the air inlet behind a shock wave generated by a wing or the fuselage. In this case, the losses are already taken into account in the design of the airplane. In some cases there results a sufficient decrease of the Mach number to allow the use of a fixed geometry air intake, or at least to allow very simple adjustments. By-passing the excess air is also a safe means of regulation and the by-passed air can be used as secondary flow in the nozzle.

The non-uniformity of the flow may have as much importance as the variation of the flight Mach number. Some air intake systems are over-sensitive to angle of attack variations. Again a variable geometry

faut soit fonctionner au régime subcritique toujours dangereux soit modifier la géométrie du système.

Différents systèmes de variation de la géométrie de la prise d'air ont été proposés. Une des méthodes les plus recommandées est de placer l'entrée de la prise d'air derrière l'onde de choc de l'aile ou du fuselage. Les pertes correspondantes ont déjà été prises en compte dans le bilan total de l'avion. Dans certains cas le nombre de Mach est même suffisamment diminué pour qu'une prise d'air non déformable ou, au moins, faiblement déformable suffise.

La non-uniformité de l'écoulement a tout autant d'effet que la variation du nombre de Mach de vol. Certaines prises d'air sont très sensibles aux variations d'incidence. Une fois de plus l'emploi de prises d'air déformables est recommandé pour diminuer les effets d'incidence et laisser un fonctionnement sain dans un grand domaine d'angles d'attaque.

(8) Les formes de plus en plus compliquées des prises d'air imposent une expérimentation soignée et complète de maquettes de soufflerie. Dans son "Interprétation des essais de prises d'air supersoniques" L. VIAUD définit les meilleures conditions expérimentales ainsi que le principe d'une *prise d'air étalon*. En soufflerie on peut mesurer les grandeurs suivantes: débit, rendement, résistance externe, hétérogénéité de l'écoulement et fluctuation de la pression au cours des instabilités de fonctionnement. Les vues d'ombre, de strioscopie ou d'interférométrie de l'écoulement à l'entrée de la prise d'air donnent des renseignements supplémentaires sur la configuration de l'écoulement.

Une difficulté apparaît cependant si on essaie de comparer des résultats obtenus dans différentes souffleries: la turbulence de l'air, l'humidité ou simplement les techniques expérimentales peuvent modifier les résultats. Afin d'éviter ces difficultés on propose de réaliser une *prise d'air étalon*. Cette prise d'air n'est pas nécessairement la meilleure pour un programme de vol donné, puisque de tels appareils sont souvent couverts par des clauses de secret; ce serait plutôt la configuration la plus simple qui permette la mesure des divers paramètres définissant le fonctionnement d'une prise d'air. Des essais comparatifs conduits sur de telles maquettes permettraient de comparer correctement les résultats expérimentaux obtenus dans diverses souffleries. Ils pourraient également contribuer à améliorer les techniques expérimentales de certains laboratoires.

(9) La difficulté de l'adaptation de la prise d'air aux moteurs fait apparaître la nécessité de l'amélioration des prises d'air non seulement au point de calcul mais aux fonctionnements intermédiaires aussi. Les instabilités de toutes sortes, les pertes par choc aux régimes hors d'adaptation et le fonctionnement en régime subcritique aux faibles nombres de Mach montrent l'importance de réaliser des prises d'air insensibles aux variations du nombre de Mach.

INTRODUCTION

air intake is recommended to reduce these effects and allow safe operation over a large range of flight angles of attack.

(8) The increasingly complicated shapes of air intake systems necessitate accurate and thorough experimentation of wind tunnel models. In his lecture, "Interprétation des essais de prises d'air supersoniques", L. VIAUD aims at the definition of the best experimental conditions and also at the description of a *standard air intake*. In wind tunnel experimentation the following measurements can be made: mass flow rate, efficiency, external drag, non-uniformity of the flow, pressure fluctuations during unstable operations. The shadowgrams, schlieren pictures or interferograms of the flow at the entrance of the air intake give supplementary information on the flow configuration.

A difficulty arises, however, when one tries to compare the results obtained in various wind tunnels: the turbulence of the air, the moisture or simply the experimental techniques can completely change the results. In order to avoid these difficulties it is suggested that a *standard air intake* be designed. This air intake is not necessarily the best air intake suited for a given task, since such designs are usually covered by classification regulations, but is the simplest air intake model allowing measurement of the various parameters defining the operation of the system. Comparative experiments carried out on such a standard air intake could eventually lead to correct comparisons between the experimental results obtained in various wind tunnels. It could also help to improve the experimental techniques of some less well developed laboratories.

(9) The necessity of improving the air-intake systems not only at design point operation but also in off-design conditions appears from the difficulty in matching air intake performances to engine requirements. The instabilities of all kinds, the off-design shock losses, and the subcritical operation at low Mach numbers show the importance of designing air intakes which are insensitive to Mach number variations.

The following four papers present an overall picture of supersonic air intake research. All items presented are unclassified.

JEAN FABRI

Editor

Office National d'Études et de Recherches
Aéronautiques

INTRODUCTION

Les quatre exposés réunis ici présentent une vue d'ensemble des recherches sur les prises d'air. On n'a systématiquement fait appel qu'aux sujets non secrets.

JEAN FABRI

Editeur

Office National d'Études et de Recherches
Aéronautiques

RÔLE DE LA PRISE D'AIR DANS LE BILAN PROPULSIF D'UN RÉACTEUR

P. CARRIÈRE

Directeur Scientifique de l'Aérodynamique
Office National d'Études et de Recherches Aéronautiques, Paris, France

La prise d'air d'un réacteur joue un rôle essentiel dans le bilan propulsif. On se propose d'analyser de ce point de vue les divers aspects du problème, en se plaçant pour fixer les idées dans le cas relativement simple d'un statoréacteur de révolution, aux vitesses supersoniques. On définit d'abord les divers facteurs caractéristiques d'une entrée d'air: coefficient de débit, efficacité, résistance additive et résistance de carène, et on examine dans quelques cas particuliers la variation et les ordres de grandeur de ces paramètres en fonction du nombre de Mach, des formes géométriques et des conditions à la sortie du diffuseur. On établit ensuite les équations fondamentales qui serviront de base à la discussion du problème: équation d'équilibre des débits et équation de la poussée aérodynamique. On discute enfin le cas de l'entrée d'air adaptée à un nombre de Mach donné et à un régime maximum de combustion, puis le cas d'une entrée d'air à un nombre de Mach de vol inférieur au Mach d'adaptation. On montre en particulier qu'il peut exister pour certains types d'entrée à haut rendement une impossibilité d'utiliser au mieux l'efficacité du diffuseur pour des conditions aval imposées a priori. Dans le cas du vol au-dessus du Mach d'adaptation, on discute sur un cas particulier l'intérêt du réglage de la position relative de la pointe et de la carène, lorsqu'on veut rendre maximum la poussée par unité d'aire du maître-couple. Pour alléger l'exposé on a renoncé à étudier les régimes de fonctionnement subcritiques et les phénomènes pulsatoires qui les accompagnent fréquemment; cette question mériterait un examen particulier. On a, pour la même raison, renoncé à discuter le problème très important de la consommation spécifique.

I. INTRODUCTION

LA prise d'air d'un réacteur détermine, pour chaque valeur du nombre de Mach de vol, le débit maximum et la pression maximum de l'écoulement interne; elle conditionne dans une large mesure la résistance externe. Elle peut aussi provoquer ou entretenir des instabilités de l'écoulement (pompage). Elle joue donc un rôle essentiel dans le bilan propulsif.

Nous proposons ici d'analyser de ce point de vue les divers aspects du problème de la prise d'air en nous plaçant pour fixer les idées dans le cas relativement simple de corps de révolution aux vitesses supersoniques, dont nous avons représenté un exemple typique sur la *Fig. 1*, afin de préciser les notations que nous utilisons.

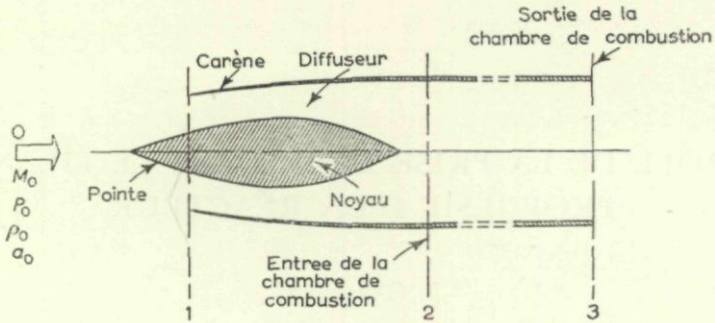


Fig. 1. Définitions.

2. PARAMÈTRES CARACTÉRISTIQUES D'UNE PRISE D'AIR¹

(a) Débit (Fig. 2)

Considérons la surface de courant $JKLJ'K'L'$ qui sépare les particules d'air qui pénètrent dans l'engin de celles qui passent à l'extérieur. Les deux domaines ainsi déterminés s'appellent² écoulement intrinsèque ou écoulement interne, d'une part et écoulement extrinsèque ou externe, d'autre part.

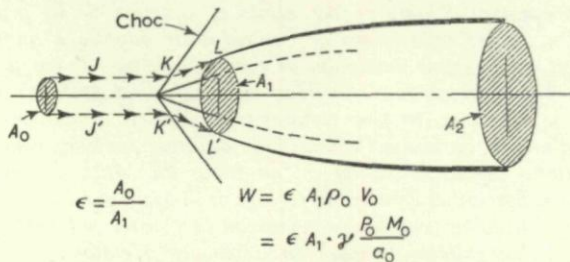


Fig. 2. Définition du coefficient de débit.

Soit A_0 l'aire de la section droite du tube de courant interne, en amont de la limite du domaine d'influence de la prise d'air. Soit A_1 l'aire frontale de la carène de captation.

On appelle coefficient de débit ϵ le rapport

$$\epsilon = A_0/A_1 \quad \dots (1)$$

Le débit de l'écoulement interne est donc égal à

$$W = \epsilon \rho_0 V_0 A_1 \quad \dots (2)$$

Cette expression peut aussi s'écrire, en faisant intervenir la vitesse du son a_0 et le nombre de Mach de vol M_0

$$W = \epsilon \gamma P_0 \frac{M_0}{a_0} A_1 \quad \dots (2')$$

Pour une entrée d'air déterminée, à un Mach M_0 donné, ϵ est maximum lorsque l'écoulement reste supersonique jusque dans la

section d'entrée A_1 , soit $\bar{\varepsilon}$ cette valeur ($\bar{\varepsilon} \leq 1$). Nous l'appellerons valeur critique.

Pour une entrée du type pitot, la valeur de $\bar{\varepsilon}$ est égale à 1 quel que soit le nombre de Mach $M_0 > 1$. Pour des entrées à pointe émergente, $\bar{\varepsilon}$ croît avec le nombre de Mach et se fixe à la valeur 1 dès que M_0 égale et dépasse la valeur pour laquelle l'onde perturbatrice issue de la pointe du noyau atteint les lèvres de la carène de captation. La Fig. 3 indique l'allure de la variation de $\bar{\varepsilon}$ (M) pour une même pointe conique de demi-angle 25° et pour trois positions des lèvres de l'entrée d'air par rapport à la pointe.

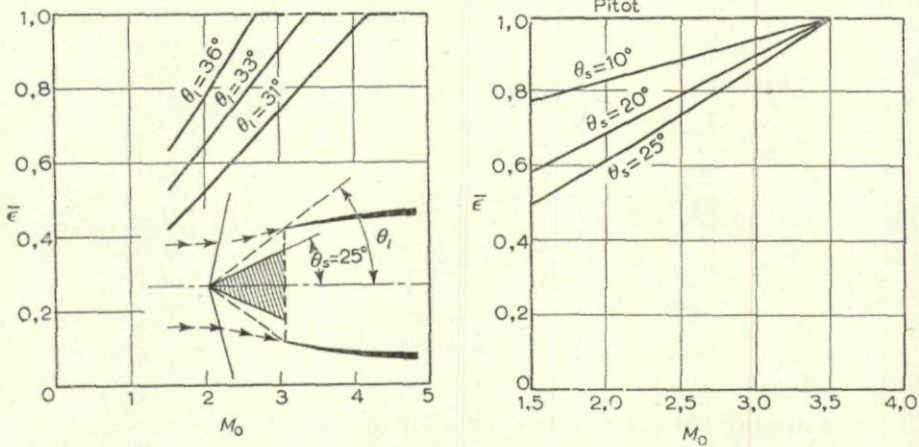


Fig. 3. Coefficient de débit pour une pointe conique de 25° . Influence de la position de la pointe.
 Fig. 4. Influence de la forme de la pointe centrale sur la loi de débit $\bar{\varepsilon} = f(M)$.
 (Mach d'adaptation $M_0 = 3,5$).

La Fig. 4 représente l'influence de la forme du noyau central sur l'allure de la fonction $\bar{\varepsilon}(M_0)$. La comparaison porte sur trois pointes coniques de $\frac{1}{2}$ angle au sommet $\theta_s = 10^\circ, 20^\circ$ et 25° , les lèvres de la carène étant positionnées dans chaque cas pour fournir à $M_0 = 3,5$ le débit maximum ($\bar{\varepsilon} = 1$). Dans le cas de pointes à profil évolutif, on obtient des résultats analogues.

Pour un Mach M_0 et une prise d'air d'un type donné, le coefficient de débit ε peut prendre des valeurs inférieures à $\bar{\varepsilon}$ si une onde de choc frontale se forme en amont de la section (1). La configuration de l'écoulement est alors celle de la Fig. 5 où l'on a représenté le cas de l'entrée pitot et de l'entrée à pointe émergente. On dit alors que le régime est subcritique ($\varepsilon < \bar{\varepsilon}$) par opposition au régime supercritique, correspondant au cas où l'onde de choc frontale pénètre dans le diffuseur, et où, par conséquent $\varepsilon = \bar{\varepsilon}$.

En résumé, on dispose pour régler la loi de variation du débit en fonction du nombre de Mach, de deux facteurs principaux: la forme de la pointe centrale et le régime de fonctionnement.

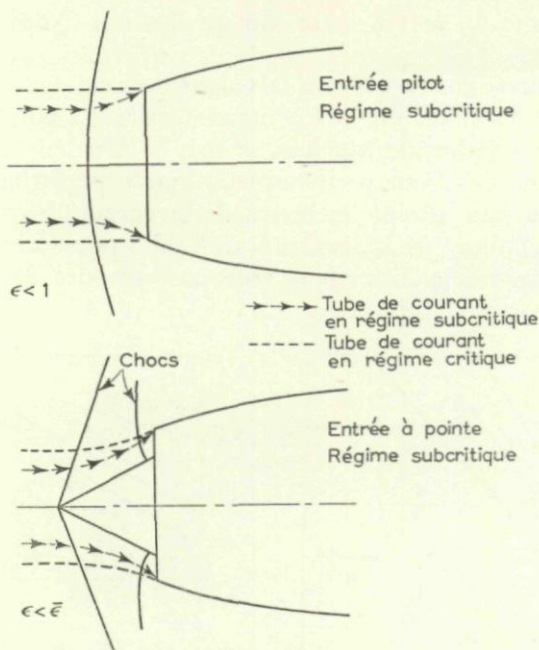


Fig. 5. Régimes subcritiques

(b) Efficacité

On appelle efficacité de la prise d'air le rapport:

$$\eta_D = P_2/P_0 \quad \dots (3)$$

de la pression d'arrêt isentropique P_2 à l'entrée de la chambre de combustion à la pression d'arrêt isentropique P_0 de l'écoulement amont.

L'analyse des irréversibilités successives subies par l'écoulement permet de prévoir la valeur de cette efficacité.

Dans le cas de l'entrée pitot en régimes critique ou subcritique, on pose:

$$\eta_D = \eta_{D_0} \cdot \eta_{D_2}$$

où η_{D_0} représente le rapport des pressions d'arrêt isentropique de part et d'autre d'un choc droit au Mach M_0 ,

et η_{D_2} représente la perte de charge d'un diffuseur subsonique optimum, par exemple un diffuseur conique de 6° de divergence totale, représentée empiriquement par

$$\eta_{D_2} = 1 - 0,13 \frac{q_1}{P_1}$$

où q_1 est la pression dynamique ($\frac{1}{2} \rho_1 V_1^2$) disponible à l'entrée du diffuseur et P_1 la pression d'arrêt isentropique correspondante.

Dans le cas d'une entrée à pointe centrale, en régimes critique ou subcritique, on peut écrire:

$$\eta_D = \eta_{D_0} \cdot \eta_{D_1} \cdot \eta_{D_2}$$

où η_{D_0} représente l'effet du choc de type conique qui se produit à la pointe, η_{D_1} l'effet d'un choc droit se produisant à l'entrée de la carène ou immédiatement en amont,

η_{D_2} représente comme dans le cas du pitot la perte dans le diffuseur subsonique.

La Fig. 6 représente les valeurs optimum $\bar{\eta}_D$ de que l'on peut espérer obtenir dans ces conditions :

La courbe supérieure représente l'efficacité d'une entrée idéale où la recompression serait purement isentropique jusqu'à $M = 1$ ($\eta_2 = 0,96$).

Ce cas idéal se heurte à des difficultés théoriques et pratiques que nous ne pouvons analyser ici.

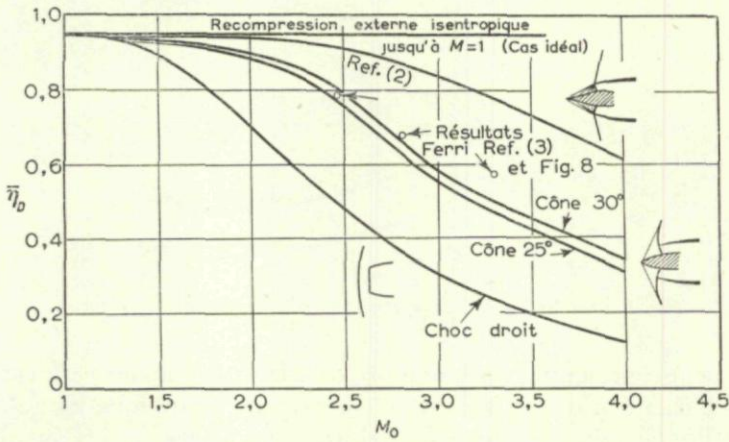


Fig. 6. Efficacité de diffuseurs supersoniques (compte tenu de la perte du diffuseur subsonique optimum).

On sait, par contre, calculer et faire fonctionner des prises d'air à pointe centrale, profilées de manière à ralentir isentropiquement l'écoulement jusqu'à un nombre de Mach $M_1 > 1$ dont la valeur dépend de M_0^3 . Le passage au subsonique s'effectue à travers un choc à l'entrée du diffuseur. Il existe pour chaque valeur de M_0 un tel profil optimum (Fig. 7). La courbe réf. 3 traduit les prévisions

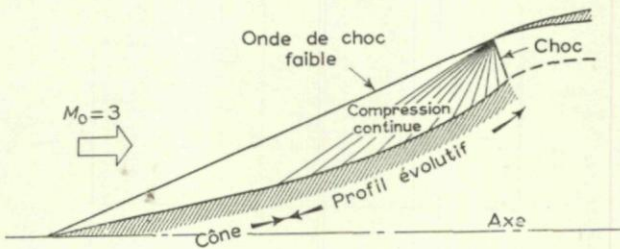


Fig. 7. Schéma d'une pointe à profil évolutif, calculée pour $M_0 = 3$ (Référence 3).

théoriques relatives à cette famille de profils, dont les performances ont pu être convenablement vérifiées dans quelques cas particuliers.^{5,6}

On voit sur la *Fig. 6* que l'emploi de simples pointes coniques de 25° ou 30° avec choc droit à l'entrée du diffuseur donne des résultats nettement supérieurs à ceux du pitot. On peut améliorer leurs performances en utilisant des diffuseurs (*Fig. 8*) comportant une contraction intérieure, le choc droit se formant en aval de cette contraction,⁴ c'est-à-dire à un nombre de Mach assez voisin de l'unité et nettement inférieur au Mach M_1 qui règne dans la tranche d'entrée. Les résultats expérimentaux de Ferri traduisent l'amélioration pratique qu'on peut attendre de cette solution.

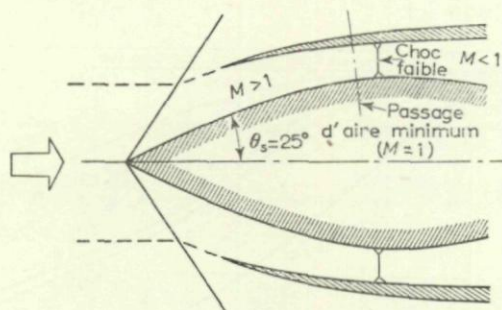


Fig. 8. Entrées à pointe émergente et contraction interne. (A. FERRI)

On peut représenter, à un nombre de Mach donné, les performances débit-efficacité d'une entrée d'air suivant un graphique $\eta_D(\epsilon)$. La *Fig. 9* donne schématiquement l'allure des courbes que l'on obtient pratiquement.

La tranche *TK* représente le régime supercritique; le débit est fixe et égal à $\bar{\epsilon}$, l'efficacité η_D est inférieure au maximum du fait d'un régime de combustion trop pauvre. Si l'on pousse la combustion, le

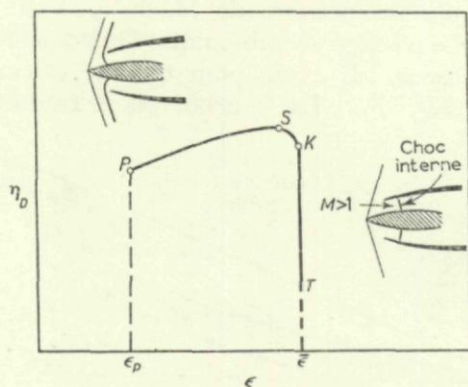


Fig. 9. Diagramme débit-efficacité d'une entrée d'air.

point figuratif s'élève le long de TK ; l'onde de choc interne remonte vers l'entrée et η_D s'approche du maximum. Ensuite (tranche KS) le débit diminue (subcritique), mais souvent η_D continue à croître légèrement, du fait de la réduction des vitesses dans le diffuseur. Enfin, à partir de S l'efficacité décroît au fur et à mesure que l'onde de choc s'éloigne de l'entrée et que le débit diminue. En P apparaissent des pulsations brutales de la pression qui provoquent l'arrêt de la combustion ou dégradent le moteur (pompage).

Pour les nombres de Mach élevés, la tranche PS est peu étendue et souvent P et S sont confondus.

(c) *Résistance de captation, résistance additive*

Un troisième facteur qui intervient dans le bilan propulsif et qui dépend essentiellement de la prise d'air est la résistance due à la captation.

Son calcul résulte immédiatement de l'application du théorème des quantités de mouvement à l'entrée d'air. On sait qu'il suffit à cet effet d'évaluer le flux de dynalpie à travers une surface de contrôle quelconque s'appuyant sur les lèvres de la carène et n'interceptant aucune partie solide de l'engin.

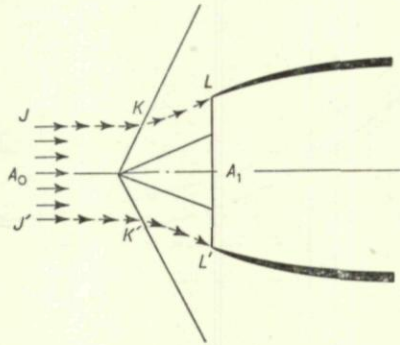


Fig. 10. Calcul de la résistance de captation.

Dans le cas par exemple d'une prise d'air à pointe centrale (Fig. 10), on choisira la surface de méridienne $JKLJ'K'L'$ à travers laquelle le flux de dynalpie axiale est évidemment

$$X_c = p_0 A_0 + W V_0 + \int_{KL} p \, dA$$

qui, par une transformation évidente et compte tenu d'Eq. (1), s'écrit:

$$X_c = \varepsilon p_0 A_1 (1 + \gamma M_0^2) + \int_{A_0}^{A_1} p \, dA$$

Le premier terme se calcule immédiatement pour une entrée donnée, compte tenu de ce qui précède.

Le deuxième n'existe que si K est en amont de L , c'est-à-dire si $\bar{\varepsilon} < 1$. Ce terme a reçu le nom de *résistance additive* X_a .

On appelle coefficient de résistance additive, le nombre sans dimensions

$$C_{x_a} = \frac{2}{\gamma M_0^2} \frac{X_a}{p_0 A_1} \quad \dots (4)$$

Pour une entrée donnée, en régimes critique ou supercritique, ce coefficient est une fonction de M_0 , $\bar{C}_{x_a}(M_0)$. En régime subcritique $C_{x_a} > \bar{C}_{x_a}$ dépend en outre du taux de réduction du débit $\varepsilon/\bar{\varepsilon}$.

On notera que la définition précédente et les résultats numériques qui suivent font intervenir la pression absolue p . De nombreux auteurs

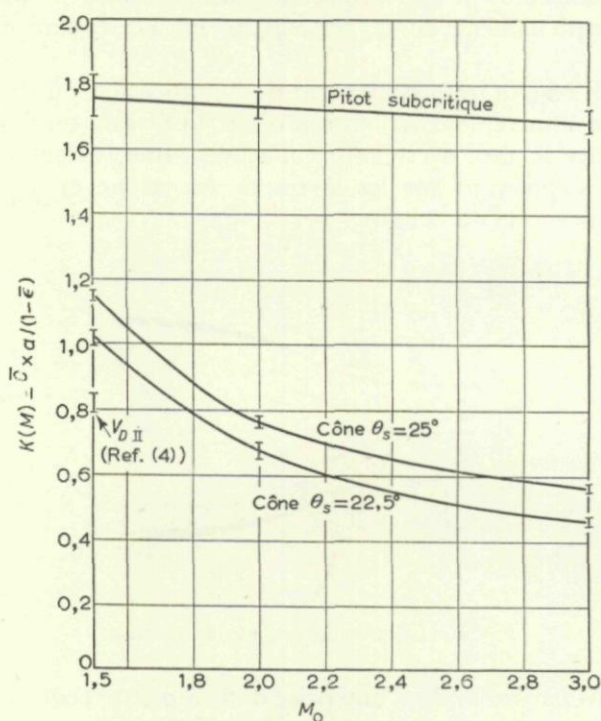


Fig. 11. Relation entre \bar{C}_{x_a} , $\bar{\varepsilon}$, M_0 .

ont coutume d'utiliser les pressions relatives $p-p_0$. Les valeurs C'_{x_a} correspondantes sont alors

$$C'_{x_a} = C_{x_a} - \frac{2}{\gamma M_0^2} (1 - \bar{\varepsilon})$$

Il est intéressant de comparer dans quelques cas connus les valeurs de C_{x_a} à ε donné. Dans la Fig. 11 on a reporté $K = C_{x_a}/(1 - \bar{\varepsilon})$ en

fonction du nombre de Mach pour des entrées type pitot fonctionnant en subcritique et pour des entrées à pointe émergente fonctionnant en régime critique (ou supercritique); les traits verticaux représentent pour chaque type d'entrée la faible variation de l'expression K en fonction de ε , pour M_0 donné. De sorte que, sans attacher à ce résultat empirique plus d'importance qu'il n'en mérite, il est possible dans la discussion préliminaire d'un avant-projet d'écrire en régime critique

$$\overline{C_{x_a}} = K(M) (1 - \varepsilon) \quad \dots (5)$$

$K(M)$ ne dépendant pratiquement que de la forme de la pointe centrale.* La même expression reste valable pour une prise type pitot en régime subcritique. L'erreur de l'expression (5) n'excède pas 5%.

La Fig. 11 montre qu'il y a intérêt, pour obtenir un coefficient de débit $\varepsilon < 1$ à un Mach donné, à utiliser une prise d'air à pointe fonctionnant en régime critique, plutôt qu'une entrée pitot donnant le même ε en régime subcritique. A cet égard une pointe à compression quasi-isentropique telle que la pointe *VD II*⁵ se place très favorablement.

SIBULKIN⁷ a discuté en détail le problème de la résistance additive, et donné une méthode approximative pour son évaluation dans le cas d'une prise d'air à pointe émergente, en régime subcritique, cas inaccessible à une théorie rigoureuse. Les résultats qu'il indique montrent que dans un tel régime, la résistance additive croît très rapidement avec $\bar{\varepsilon} - \varepsilon$ et se rapproche de la valeur correspondant à celle d'un simple pitot fonctionnant au même coefficient de débit.

(d) Résistance externe de carène

L'aire A_1 de la surface de captation, définie par les lèvres de la carène d'entrée est généralement plus petite que l'aire A_2 du maître-couple de la chambre de combustion. Le profil de carène qui permet le raccordement correspondant apporte une contribution non négligeable à la résistance externe. Il est indispensable de préciser l'importance de cette résistance, dans la discussion du rôle de la prise d'air dans le bilan propulsif.

Il est clair d'ailleurs que du point de vue très général où nous nous plaçons ici, il ne saurait être question d'analyser en détail ce problème. Nous noterons toutefois que pour une pointe centrale donnée et une position donnée des lèvres de la carène de captation dans le champ de l'écoulement de cette pointe, on connaît l'angle φ_1 de l'écoulement incident et le nombre de Mach M_1 correspondant.

Ces grandeurs conditionnent le choix de la pente initiale des profils extérieur et intérieur de la carène extérieure.

*En écoulement plan pour un obstacle amont en forme de simple dièdre, $K(M)$ est rigoureusement indépendant de ε .

Pour une entrée d'air destinée à fonctionner dans un large domaine de nombre de Mach, c'est généralement à la limite inférieure de ce domaine que les conditions à respecter sont les plus sévères:

Si la pente du profil intérieur est trop faible, il se formera une onde de choc détachée devant les lèvres et un décollement apparaîtra sur la face externe de la carène; de plus le coefficient de débit sera diminué (régime localement subcritique).

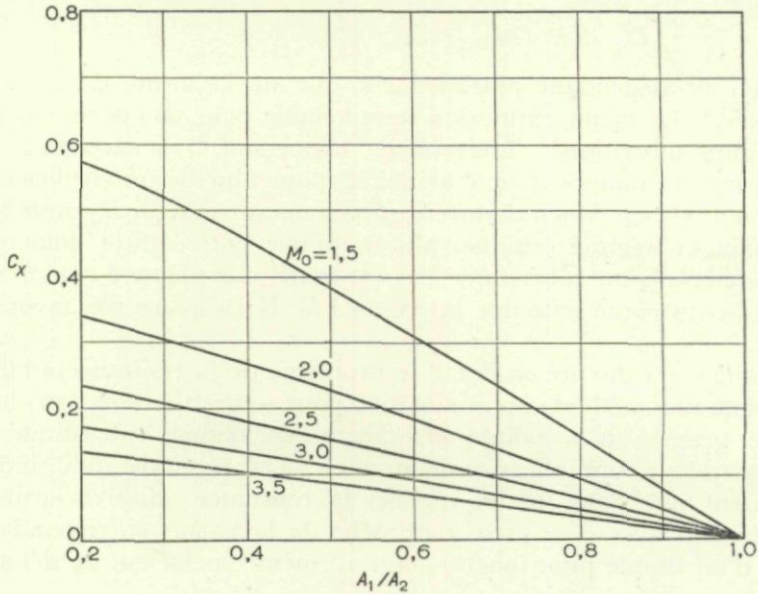


Fig. 12. Résistance de carène-type en fonction du rapport $\frac{A_1}{A_2} = \frac{\text{aire d'entrée}}{\text{aire maître-couple}}$ et du nombre de Mach.

Si la pente intérieure est trop forte, le décollement aura lieu vers l'intérieur et l'efficacité de la prise d'air en sera affectée.

La Fig. 12 représente la valeur du coefficient de résistance

$$C_x = \frac{2}{\gamma M_0^2} \int_{A_1}^{A_2} \frac{p}{p_0} \frac{dA}{A_2}$$

pour une famille type de carènes circulaires, de pente initiale 10° , choisie seulement pour fixer les idées dans la discussion qui va suivre. Les calculs ont été effectués suivant la méthode déjà utilisée.⁸ Ces courbes ne sont valables en toute rigueur que dans le cas où les lèvres sont attaquées par l'écoulement M_0 . Nous les utiliserons néanmoins par la suite dans le cas où les lèvres sont en aval du choc issu de la pointe, en régime critique ou supercritique (ce qui n'est légitime qu'en écoulement plan, dans le cadre de la théorie linéarisée). En régime subcritique, par contre, il est certain que les lois de C_x de carène seront

profondément modifiées, l'écoulement étant alors subsonique devant les lèvres. Nous ne discuterons pas ce cas.

3. ÉQUATIONS FONDAMENTALES

Après avoir analysé les paramètres principaux qui caractérisent la prise d'air, nous allons établir les relations fondamentales qui permettent d'en étudier de rôle dans le fonctionnement du propulseur.

(a) Équation d'équilibre des débits

Considérons un système donné, volant au Mach M_0 . Soit ε le coefficient de débit et η_D l'efficacité de la prise d'air. Si A_{C_0} représente l'aire critique du tube de courant interne en amont du choc, on a

$$\varepsilon A_1 / A_{C_0} = \Sigma(M_0) = \Sigma_0$$

où $\Sigma(M)$ désigne la fonction $\Sigma(M) = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$

De même l'aire critique A_{C_2} de l'écoulement interne à la sortie du diffuseur est liée au Mach M_2 par

$$A_2 / A_{C_2} = \Sigma(M_2) = \Sigma_2.$$

Comme d'après l'Eq. (3)

$$A_{C_0} / A_{C_2} = \eta_D$$

l'équilibre impose

$$\frac{\varepsilon A_1}{A_2} = \frac{\Sigma_0}{\Sigma_2} \eta_D \quad \dots (6)$$

Le Mach M_2 est fixé par le fonctionnement du propulseur. Par exemple, s'il s'agit d'un turboréacteur, M_2 sera pratiquement imposé par la caractéristique du compresseur; s'il s'agit d'un statoréacteur, M_2 sera déterminé par le degré de contraction de l'éjecteur et le taux de combustion.

L'Eq. (6) indique donc que si M_0 et M_2 sont déterminés, et si l'on veut bénéficier du maximum de η_D permis par une prise d'air d'un type donné, il sera nécessaire d'ajuster soit ε , soit A_1 pour satisfaire à l'Eq. (6).

En cas de surdimensionnement ($\bar{\varepsilon} A_1$ trop fort), η_D ne pouvant dépasser le maximum $\bar{\eta}_D$, il faudra ou bien que ε diminue, c'est-à-dire que le régime devienne subcritique, ou bien* que M_2 augmente; dans le cas d'un statoréacteur par exemple, on devra alors réduire le chauffage.

Dans le cas inverse ($\bar{\varepsilon} A_1$ trop petit), ε ne pouvant dépasser sa valeur critique $\bar{\varepsilon}$, η_D devra descendre au-dessous de sa valeur maximum $\bar{\eta}_D$, ce

* On rappelle que si M_2 est faible (de l'ordre de 0,2) la fonction $\Sigma(M_2)$ est sensiblement proportionnelle à $1/M_2$.

qui se produira automatiquement par passage au régime supercritique. Si l'on veut éviter cette perte d'efficacité, il faudra diminuer M_2 , c'est-à-dire accroître le taux de combustion pour revenir au régime critique. Pour un statoréacteur, il faudra alors accroître le chauffage ou diminuer le col de sortie de l'éjecteur.

En résumé, pour une prise d'air d'un type donné fonctionnant à un Mach de vol M_0 donné, il existe une valeur \overline{M}_2 du Mach de sortie du diffuseur parfaitement définie pour assurer le régime critique. Si le M_2 effectif est supérieur à \overline{M}_2 , l'entrée fonctionne en supercritique ($\eta_D < \overline{\eta}_D$). Dans le cas contraire, l'entrée fonctionne en subcritique ($\varepsilon < \overline{\varepsilon}$).

(b) *Équation de la poussée*

Notre étude étant limitée à la prise d'air, nous pouvons définir une poussée aérodynamique obtenue en intégrant les efforts aérodynamiques sur la partie de l'engin comprise en amont de l'entrée de la chambre de combustion.

Cette poussée s'écrit:

$$F_{\text{aéro}} = p_2 A_2 (1 + \gamma M_2^2) - [p_0 \varepsilon A_1 (1 + \gamma M_0^2) + \frac{1}{2} \gamma p_0 M_0^2 A_1 C_{x_a}] - \frac{1}{2} \gamma M_0^2 p_0 A_2 C_x$$

le premier terme représente la dynalpie axiale à la sortie du diffuseur, le deuxième terme la résistance de captation (§2.c), le troisième terme la résistance externe de carène (§2.d).

Nous en déduisons un coefficient de poussée aérodynamique rapporté à A_2

$$C_{F_{\text{aéro}}} = \frac{2}{\gamma M_0^2} \left[\frac{p_2}{p_0} (1 + \gamma M_2^2) - \varepsilon \frac{A_1}{A_2} (1 + \gamma M_0^2) \right] - \frac{A_1}{A_2} C_{x_a} - C_x$$

En introduisant la fonction de Mach

$$\pi(M) = p/P = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-\gamma/(\gamma-1)}$$

et en tenant compte des relations (3) et (6) pour introduire η_D l'expression précédente s'écrit:

$$C_{F_{\text{aéro}}} = \eta_D \Phi(M_0, M_2) - \frac{A_1}{A_2} C_{x_a} - C_x \quad \dots (7)$$

$$\text{avec } \Phi(M_0, M_2) = \frac{2}{\gamma M_0^2} \left[\frac{\pi_2}{\pi_0} (1 + \gamma M_2^2) - \frac{\Sigma_0}{\Sigma_2} (1 + \gamma M_0^2) \right]$$

La courbe Fig. 13 donne pour fixer les idées les valeurs de la fonction Φ pour un statoréacteur volant à une altitude supérieure à 11.000 m ($T_0 = 218^\circ \text{K}$) et fonctionnant à une température de combustion $T_{i_3} = 2200^\circ \text{K}$, le nombre de Mach théorique en fin de combustion étant fixé par l'éjecteur à $M_3 = 0,5$. Ce cas représente un des régimes les plus poussés que l'on puisse réaliser dans la pratique.

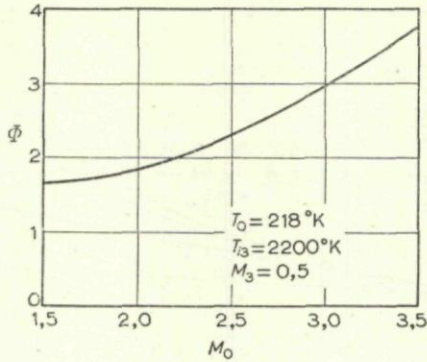


Fig. 13. Facteur de poussée interne $\Phi (M_0, M_2)$ (Éq. 7).

4. DISCUSSION

Nous allons maintenant utiliser les résultats qui précèdent pour discuter le rôle des différents paramètres caractéristiques d'une prise d'air dans le bilan propulsif, en nous limitant au cas où l'on recherche la poussée maximum.

(a) Prise d'air adaptée à un mach de vol donné, régime d'adaptation

On dit qu'une prise d'air est adaptée à un Mach donné, si pour ce nombre de Mach le coefficient de débit est égal à un, en régime critique. Ce résultat est obtenu en positionnant convenablement les lèvres de la carène dans le champ aérodynamique. Si un tel régime est réalisé, le coefficient de poussée s'écrit :

$$C_F = \eta_D \Phi (M_0, M_2) - C_x \quad \dots \quad (8)$$

la traînée additive s'annulant dans ce cas particulier. Il est clair que le coefficient de poussée sera d'autant plus fort que l'efficacité η_D sera élevée.

Étudions la possibilité d'une telle adaptation pour un régime donné de combustion, par exemple celui qui a été défini au §2.b. L'Eq. (6) permet d'établir pour chacun des types de prise d'air envisagés ici et en admettant que l'efficacité est maximum (Fig. 6) une loi de variation du facteur $\varepsilon \frac{A_1}{A_2}$ en fonction de M_0 (Fig. 14). Le coefficient de débit étant par hypothèse pris ici égal à l'unité, les courbes de la Fig. 14 donnent directement les valeurs du rapport A_1/A_2 qui détermine le dimensionnement optimum de la prise d'air d'un type donné.

On voit d'abord apparaître une propriété intéressante :

Si, pour des raisons constructives, la valeur de A_1/A_2 est limitée supérieurement (par exemple $A_1/A_2 \leq 1$), il existe pour les entrées d'air à haute efficacité, un nombre de Mach au-dessus duquel on ne peut pas bénéficier de l'efficacité maximum, à régime de combustion maximum fixé.

RÔLE DE LA PRISE D'AIR DANS LE BILAN PROPULSIF

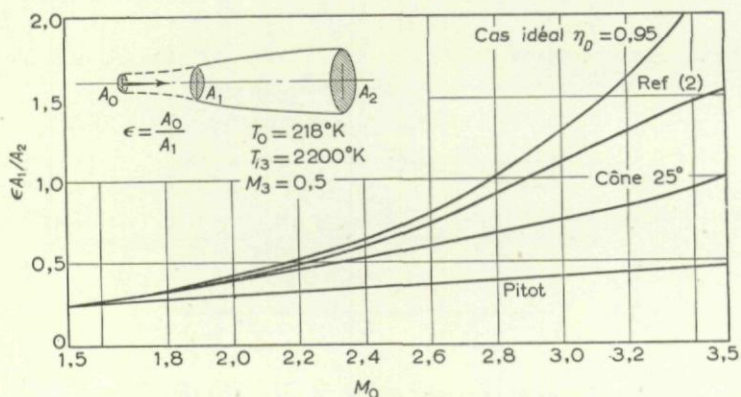


Fig. 14. Dimension optima de l'entrée d'air.

Considérons par exemple une prise d'air type³, pour laquelle l'organisation de la carène externe impose $A_1/A_2 = 0,9$. La Fig. 14 montre qu'au-dessus de $M_0 = 2,8$ et pour le régime de combustion maximum fixé, le régime d'écoulement sera nécessairement supercritique. C'est ainsi que pour $M_0 = 3$, l'Eq. (6) (Fig. 14) indique qu'en régime critique on aurait $\epsilon \frac{A_1}{A_2} = 1,1$. Comme le dimensionnement choisi ne permet à cette expression que la valeur 0,9, il en résultera une réduction de rendement qui passera de la valeur 0,83 à $\frac{0,9}{1,1} \cdot 0,83 = 0,68$.

Si l'on veut utiliser au mieux les propriétés de l'entrée d'air, il faudra alors augmenter le coefficient de contraction de l'éjecteur, ce qui peut conduire à un accroissement de résistance interne réduisant sérieusement le gain de poussée obtenu du côté de l'entrée d'air. Cette solution sera, en outre, défavorable dans le cas de vols très inférieurs au Mach d'adaptation (§4.b).

	Pitot	Cône 25°	Entree isentropique ref. 2	Cas idéal	
η_D	0,48	0,75	0,91	0,95	→Fig. 6
A_1/A_2	0,36	0,56	0,66	0,71	→Fig. 14
$\eta_D \Phi$	1,08	1,69	2,05	2,14	
C_x	0,19	0,13	0,11	0,09	→Fig. 12
C_F	0,89	1,56	1,94	2,05	

Fig. 15. Coefficient de poussée aérodynamique des diverses prises d'air de la Fig 6 adaptées à $M_0 = 2,5$.

Nous allons maintenant préciser sur un cas particulier l'importance du rôle de η_D dans le bilan propulsif.

Comparons, pour $M_0 = 2,5$ les coefficients de poussée des divers types d'entrée que nous avons déjà considérés, en supposant réalisée l'adaptation optimum.

Le tableau Fig. 15 met en évidence les divers facteurs: on vérifie que toute amélioration de $\bar{\eta}_D$ joue un rôle favorable non seulement sur le premier terme de l'Eq. (8), mais encore indirectement sur le deuxième terme C_x , grâce à l'augmentation qu'elle entraîne sur le coefficient A_1/A_2 qui conditionne la résistance de carène.

Il y a lieu de noter enfin, que le seul examen des courbes $\eta_D(M)$ montre que les divers types d'entrée ne commencent à se différencier que pour $M_0 > 1,5$. La Fig. 16 permet de préciser ce résultat.

Cette influence favorable de l'accroissement de η_D conduit à penser qu'il peut y avoir intérêt à faire fonctionner l'entrée d'air en régime

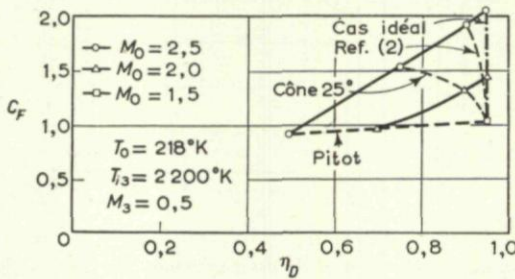


Fig. 16. Variation du coefficient de poussée aérodynamique en fonction de l'efficacité η_D . Cas de l'entrée adaptée, en régime critique.

légèrement subcritique, puisque (Fig. 9) nous avons vu que η_D est généralement maximum dans ce domaine.

En fait, l'accroissement de poussée qui en résulte est compensé approximativement par l'apparition de la résistance additive, et aux nombres de Mach élevés on risque, en outre, de le rapprocher dangereusement de la limite de pompage (§2.b), de sorte que, sauf au voisinage du domaine sonique, on évite généralement ce régime.

(b) *Prise d'air à un Mach de vol inférieur au Mach d'adaptation*

Le coefficient de débit critique étant inférieur à l'unité, l'équation de la poussée en régime critique ou supercritique va contenir le terme de résistance additive C_{x_a}

$$C_F = \eta_D \Phi (M_0, M_2) - \frac{A_1}{A_2} C_{x_a} - C_x$$

Supposons que le dimensionnement A_1/A_2 de l'entrée ait été choisi pour l'adaptation à $M_0 = 3$ ($\bar{\varepsilon}(3) = 1$), au régime de combustion maximum fixé au §2.

Les courbes de dimensionnement de la Fig. 14 montrent alors que pour chaque type d'entrée, ce régime de combustion impose une loi de débit $\varepsilon(M)$ parfaitement déterminée. Considérons pour fixer les idées une prise d'air à pointe conique ($\theta_s = 25^\circ$) adaptée à $M_0 = 3$. La Fig. 14 indique pour A_1/A_2 la valeur 0,745. Pour toute valeur de $M_0 < 3$, on déduit aussitôt de la Fig. 14 la valeur de ε qu'il faudrait

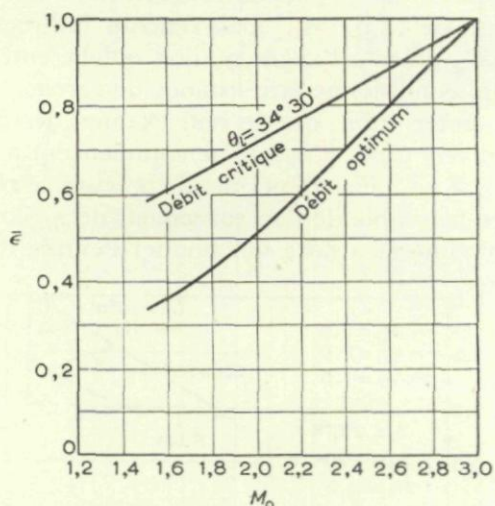


Fig. 17. Comparaison du débit critique et du débit optimum pour $M_0 < \bar{M}_0$ (pointe conique $\theta_s = 25^\circ$, $\theta_c = 34^\circ 30'$ adaptée à $M_0 = 3$).

réaliser pour assurer l'équilibre (Eq. 6). Cette courbe est représentée Fig. 17. Or, une pointe conique $\theta_s = 25^\circ$ est adaptée à $M_0 = 3$ si les lèvres sont vues de la pointe sous l'angle $\theta_c = 34^\circ 30'$, et le coefficient $\bar{\varepsilon}$ de débit critique imposé par ce positionnement, bien que variant dans

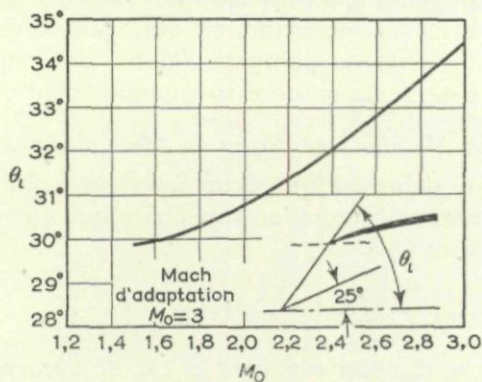


Fig. 18. Réglage de la position de la pointe par rapport à la carène pour assurer en régime critique, le régime de combustion maximum.

le sens convenable, reste supérieur au précédent (Fig. 17), c'est-à-dire qu'avec le régime de combustion le plus poussé le régime à l'entrée sera donc subcritique pour $M_0 < 3$.

Si l'on veut maintenir le régime critique, il faudra :

- ou bien diminuer le chauffage, ce qui, en augmentant M_2 , diminuera la poussée qu'on aurait pu espérer a priori (cas a Fig. 19),
- ou bien modifier la position relative de la pointe et de la carène, de manière à faire coïncider la loi $\epsilon(M)$ avec la loi $\epsilon(M)$ imposée par le régime optimum (cas b Fig. 19).

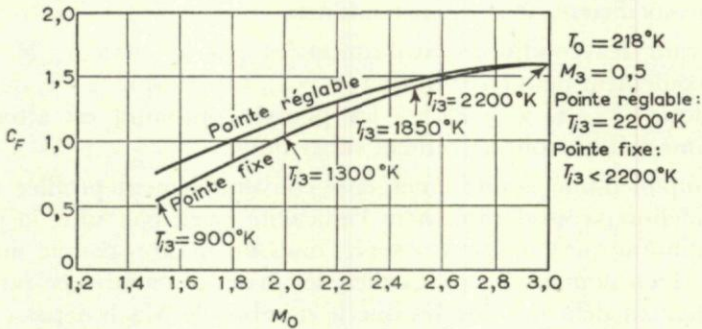


Fig. 19. Comparaison des coefficients de poussée critique pour :
 (a) une pointe fixe adaptée à $M_0 = 3$ ($\theta_s = 25^\circ$, $\theta_c = 34^\circ 30'$)
 (b) et une pointe ajustable ($\theta_s = 25^\circ$, θ_c Fig. 18).

La Fig. 18 indique dans le cas b, la loi de variation de θ_c qu'il faudrait réaliser pour assurer cette compatibilité.

La Fig. 19 permet de comparer les valeurs du coefficient de poussée aérodynamique que l'on obtiendra dans les deux cas a et b. On constate que l'ajustage de la pointe en fonction du nombre de Mach permet un gain substantiel de poussée pour un stato réacteur de maître-couple A_2 donné.

5. CONCLUSION

L'exposé qui précède avait pour but de rappeler brièvement les différents facteurs qui caractérisent une entrée d'air du point de vue du bilan propulsif, en précisant leurs ordres de grandeur ainsi que l'allure de leurs variations suivant les régimes de vol. On a, en particulier, insisté sur les conditions de compatibilité entre l'écoulement dans la zone de l'entrée d'air et le régime imposé par le moteur.

On a montré sur quelques exemples comment pouvaient être discutés le choix et le dimensionnement d'une entrée d'air, en vue d'obtenir un effet propulsif maximum.

On s'est volontairement limité à des cas particulièrement simples et on a écarté la discussion des régimes subcritiques et des phénomènes pulsatoires qui les accompagnent fréquemment, ces problèmes méritant un examen approfondi.

La discussion fort importante du rôle de l'entrée d'air du point de vue de la consommation spécifique n'a pu être abordée dans le cadre de cet exposé.

On peut retenir les conclusions suivantes:

1. La configuration d'une entrée d'air détermine pour chaque valeur du nombre de Mach de vol trois paramètres essentiels qui interviennent dans le bilan propulsif:
 - le coefficient de débit critique $\bar{\varepsilon}$,
 - l'efficacité $\bar{\eta}_D$ maximum de la recompression,
 - le coefficient de résistance additive.
2. Suivant les conditions aval imposées par le moteur, le régime d'écoulement peut être critique ($\varepsilon = \bar{\varepsilon}$), subcritique ($\varepsilon < \bar{\varepsilon}$) ou supercritique ($\varepsilon = \bar{\varepsilon}$, $\eta < \bar{\eta}_D$). La poussée optimum est atteinte en régime critique ou légèrement subcritique.
3. L'emploi d'une pointe émergente convenablement profilée permet d'améliorer considérablement l'efficacité $\bar{\eta}_D$ et, par suite, la poussée maximum que l'on peut obtenir, dans un maître-couple donné, à un Mach donné. En particulier, les prises d'air du type pitot sont nettement défavorables dès que le nombre de Mach dépasse 1,5.

SUMMARY

The air-intake of a jet-engine has an essential part in the balance of propulsion. The various aspects of the problem will be analysed from this point of view in the particular and relatively simple case of a ram-jet with rotational symmetry flying at supersonic speeds. The characteristic parameters of an air-intake will be defined first: flow coefficient, efficiency, additional drag and external drag, and some particular cases of the variation of these parameters and their order of magnitude are examined for various Mach numbers, geometrical shapes and exit conditions from the diffuser. Then the basic equations of the problem are established: equilibrium equation of the flows and equation of the aerodynamical thrust. Finally are discussed the case of an air-intake designed for a given Mach number and a given maximum combustion rate, then the case of an air-intake at a Mach number lower than the design Mach. It is shown in particular that for some types of air-intakes with high efficiency, there is an impossibility of utilizing in the best way the efficiency of the diffuser for beforehand given downstream conditions. For flights at Mach numbers lower than the design Mach, the importance of the relative position of the needle and the body of the air-intake is discussed, when it is desired to render maximum the specific thrust.

For simplicity's sake, the subcritical operation and the pulsatory phenomena related to them are not described—these questions should be examined separately—neither is discussed the very important problem of specific consumption.

- ¹ CARRIÈRE, P. *Méthodes théoriques d'étude des écoulements supersoniques* (Cours du Centre d'Etudes Supérieures de Mécanique) Publication Scientifique et Technique du Ministère de l'Air No 339, Paris 1957
- ² ROY, M. *Synthèse énergétique de l'autopropulsion* Note Technique O.N.E.R.A. no. 14, 1953
- ³ CONNORS, J. F. et MEYER, R. O. *Design Criteria for axisymmetric and Two-dimensional Supersonic Inlets and Exits* NACA T. N 3589, 1956
- ⁴ FERRI, A. et NUCCI, L. M. *Theoretical and experimental Analysis of Lowdrag Supersonic Inlets* NACA R.M. L8H13, 1948
- ⁵ NICOLAS, J. "Ecoulement autour de pointes émergentes d'entrées d'air supersoniques" *Rech. aéro.* no. 49, 1956
- ⁶ OSWATITSCH, K. *Der Druckrückgewinn bei Geschossen mit Rückstoss-Antrieb bei hohen Ueberschallgeschwindigkeiten* Bericht Nr 1005, Forsch. und Entwickl. des Heereswaffenamtes (Göttingen), 1944
- ⁷ SIBULKIN, M. *Theoretical and experimental investigation of additive Drag* NACA RME 51 B 13, 1951
- ⁸ ROY, M., FABRI, J., SIESTRUNCK, R. et LE GRIVÈS, E. *Poussées nettes et consommations spécifiques du statoréacteur supersonique* Note Technique O.N.E.R.A. no. 8, 1952

NOTATIONS

M	nombre de Mach
p	pression locale
P	pression d'arrêt isentropique locale
T	température absolue
ρ	masse spécifique
A	aire d'une section droite (A_1 représente l'aire d'entrée, le noyau étant supposé enlevé)
W	débit interne
ε	coefficient de débit = $\frac{\text{débit entrant}}{\text{débit maximum permis par l'aire } A_1}$
$C_{x_a}^{(*)}$	coefficient de résistance additive, rapporté à A_1
$C_{x_i}^{(*)}$	coefficient de résistance des obstacles internes en aval de (2) rapporté à A_2
$C_x^{(*)}$	coefficient de résistance externe, rapporté à A_2
C_F	coefficient de poussée brute de l'écoulement interne jusqu'en (2) (rapporté à A_2)
η_D	efficacité du diffuseur
γ	rapport des chaleurs spécifiques. Pour l'écoulement en amont de 2, on prend $\gamma = 1,4$
<i>Indices</i>	
0	écoulement amont non perturbé
1	tranche d'entrée du diffuseur interne
2	entrée de la chambre de combustion cylindrique
3	sortie de la chambre de combustion cylindrique.

(*)Les coefficients sont calculés par intégration des pressions absolues.

A REVIEW OF SUPERSONIC AIR INTAKE PROBLEMS

DEMARQUIS D. WYATT

NACA, Lewis Flight Propulsion Laboratory, Cleveland, Ohio

This paper outlines the nature of the more important performance parameters of supersonic air intake systems and indicates promising solutions to intake problems as determined from research.

The first section of the paper treats the problems associated with the attainment of high pressure recoveries. After showing the necessity in incorporating supersonic compression principles in the intake design, methods (and limitations) of improving pressure recoveries through the use of various external and internal compression systems are discussed. The additional complication that fuselage boundary layer introduces in the side-intake system is indicated together with gross boundary-layer removal requirements. The inherent pressure recovery losses that may be encountered at subsonic flight speeds with supersonic air intakes are indicated.

A definition is given of the drag components that must be considered in the design of supersonic air intakes and the magnitude of these drags is indicated. The particular requirements for minimizing drag through the reduction of frontal area is emphasized. Consideration is given to the various internal flow factors which influence this problem.

The nature of flow instability problems encountered with supersonic intakes is outlined together with a qualitative discussion of the origin of instability. Several methods are presented for broadening the stable flow range of isolated intakes and of intake-engine systems.

The deleterious effects of non-uniform discharge profiles are pointed out for turbojet and ram-jet engines. The differing origins of distortions at subsonic and supersonic speeds are examined and methods are presented for minimizing distortions.

The paper is concluded by a discussion of the matching problems between intakes and engines. The nature of the the over-all performance losses that may result from inadequate matching procedures are reviewed together with a discussion of the types of variable geometry systems found useful in improving match performance.

I. INTRODUCTION

As airplanes using air-breathing engines fly into the supersonic speed range, the air intake system becomes an increasingly important factor in determining the adequacy of the powerplant installation. Sufficient research has been conducted on the characteristics of air intake systems to form a fairly firm foundation for their applications in aircraft and missile designs. (The field is sufficiently advanced, in fact, for HERMANN to write a complete, excellent book on this one topic.¹) Unfortunately,

not enough research has been completed to permit an optimum solution of all the design and operating problems of supersonic air intake systems, nor even to admit of a sound technical understanding of some of their problems.

In performing its role as a component of the over-all powerplant installation, the air intake system must satisfy a number of requirements. It should simultaneously (*a*) deliver air to the engine face at a high level of pressure recovery, (*b*) create a minimum of external drag, (*c*) deliver a steady airflow over a fairly wide range, and (*d*) operate with a reasonably uniform discharge velocity profile. This paper will discuss the nature of each of these requirements and will present the results of research studies aimed at their solutions. In addition the paper will consider the problem of matching an air intake system meeting these requirements to an engine. Inasmuch as, in general, these requirements only become severe in high-speed designs, this paper will be devoted exclusively to supersonic air intake systems.

2. PRESSURE RECOVERY

The thrust of an air-breathing jet engine can be shown to be doubly dependent on the pressure recovery delivered by the air intake system.^{2,3} The mass flow ingested by the engine is directly proportional to the total pressure at the engine face. The jet nozzle pressure, and hence jet thrust per unit of mass flow, is also proportional to the engine face pressure. Thus, for each 1 per cent loss in total pressure in the air intake system there will be somewhat more than 1 per cent loss in the engine thrust. The magnitude of the thrust decrement depends upon the nozzle pressure and temperature level and hence varies with engine cycle details. The thrust losses of turbojet engines may be approximated by a factor of 1.25 percent per percent loss in pressure recovery. With thrust losses of this order of magnitude, it is readily apparent that over-all total-pressure losses in the air intake system must be kept to relatively low values if a large fraction of the potential engine thrust is not to be dissipated.

In a well designed subsonic air intake the only total-pressure losses are those due to friction along the duct passage walls. The principal requirement of the inlet is that the lips be adequately contoured so that the air enters the diffuser with a nearly uniform velocity profile. A simple inlet of this type is inadequate at supersonic speeds, however, because of the additional complication of shock losses. In diffusing from supersonic free-stream to subsonic discharge velocities the intake air will pass through a normal shock wave. The total-pressure losses accompanying this shock wave increase in magnitude as the free-stream Mach number increases.

The engine thrust losses that would be unavoidably present for a power-plant installation using a subsonic-type, or normal shock, intake

system are illustrated in *Fig. 1* as a function of flight Mach number. In addition to the normal shock losses it has been herein assumed that friction losses in the subsonic diffuser will amount to 5 per cent of the total pressure behind the shock wave. For low supersonic Mach numbers, up to about 1.5, the normal shock losses are sufficiently low to permit the practical utilization of the normal shock intake. Further increases in flight Mach number result in a rapid increase in thrust loss, however, so that by Mach 2.0 a normal shock intake would reduce the powerplant thrust 40 per cent below its potential maximum value.

Fig. 1 indicates that the shock losses would become so severe by Mach 3.5 that all of the engine thrust would be lost. Actually this is the result of an oversimplification in the analysis. The loss factor

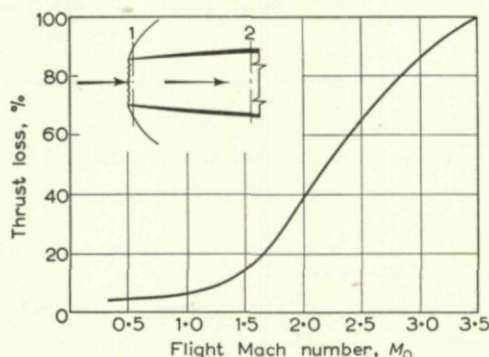


Fig. 1. Thrust loss due to inlet pressure loss. Normal shock inlet, $\frac{\Delta F}{\Delta P} = 1.25$; $\frac{P_2}{P_1} = 0.95$.

$\Delta F/\Delta P$ would tend to reduce to a lower value than 1.25 for the very large pressure losses obtained at the higher Mach numbers and some net thrust would remain. The thrust losses based on a more exact analysis would remain so high, however, as to effectively negate the use of a normal shock inlet.

It is obvious from *Fig. 1* that powerplant installations using air-breathing engines at the higher supersonic Mach numbers must have air intake systems that are more efficient than the simple normal shock system. Inherently, increased efficiencies can only be obtained through a reduction in the Mach number of the intake flow to a value lower than free stream before the terminal normal shock wave occurs. Intake systems achieving these reductions are called supersonic inlets and may be categorized as being either external shock compression inlets, internal channel contraction inlets, or combinations of the two.

External compression inlets—Various types of external compression inlets are illustrated on *Fig. 2*. These inlets may be either axisymmetric or two-dimensional; the basic flow processes are the same in either case. A supersonic flow can be decelerated through the mechanism

of an oblique compression wave with a relatively low total-pressure loss. In application to inlets, therefore, a shock generating surface is extended ahead of the cowling. The impinging supersonic flow is decelerated to a lower supersonic Mach number in passing through this shock and is finally decelerated to subsonic velocities by a normal shock wave standing at or near the cowl lip. Owing to the reduced Mach number at which the normal shock occurs, the over-all deceleration process is accomplished with less total-pressure loss than for a free-stream normal shock.

OSWATITSCH^{4,5} first demonstrated the effectiveness of external compression inlets. In his experimental models, however, he included additional internal channel contraction. FERRI⁶ did a great deal of research on all external compression inlets, so much so that this type

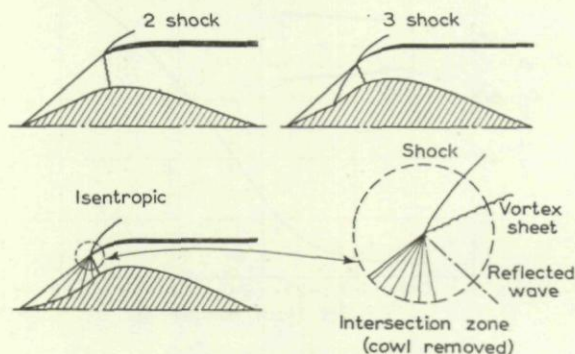


Fig. 2. External compression inlets.

of inlet is frequently referred to as the Ferri inlet in the United States.

The amount of efficient deceleration that is possible with a single oblique shock is limited at higher flight speeds; hence, more sophisticated versions receive attention as flight speeds are increased. These may take the form of multiple oblique shocks or of continuously curved "isentropic" compression surfaces. For two-dimensional flow OSWATITSCH⁴ showed that maximum over-all total-pressure ratio in a multiple shock system would be obtained with a succession of oblique shocks of equal strength. Similar analytic solutions for axisymmetric flow are not generally attempted and optimum axisymmetric multi-shock systems are generally determined graphically (ref. 7, for example). A number of simplifying assumptions have been shown to be applicable to the conical flow fields so that the labor involved in designing axisymmetric inlets is not high (e.g. ref. 8).

Although the total-pressure losses of external compression inlets decrease as the number of oblique shocks is increased, it has been found in practice that the use of discrete oblique shocks in excess of two offers greater flow complication and less satisfactory results than

completely "isentropic" compression. In this latter system the compression surface generates an infinite number of infinitesimally strengthened characteristics which, in theory, decelerate the stream flow with zero total-pressure loss. In practice, an oblique shock of finite amplitude is initially generated by the sharpest practical leading edge and the subsequent compression is isentropic. CONNORS⁷ has calculated both axisymmetric and two-dimensional contours for isentropic compression surfaces up to a design Mach number of 4.0 for an assumed 1 per cent loss across the initial oblique shock.

Formerly it was generally believed that isentropic compression surfaces could be used to reduce the free-stream Mach number to any desired value down to a Mach number of unity. Recently CONNORS⁷ has shown that a compression limitation exists as a result of fundamental flow requirements at the compression focal point or intersection zone. The sketch in the lower right-hand corner of *Fig. 2* illustrates this zone. Briefly stated, Connors noted that the static pressure rise across the strong shock must equal the rise through the isentropic zone and reflected wave and thus balance across the vortex sheet. Because the strong shock cannot exceed a free-stream normal shock in strength, the amount of compression through the isentropic zone is limited. The maximum isentropic inlet pressure recoveries satisfying this condition are presented in *Fig. 3* together with theoretical recoveries of normal shock and two- and three-shock external compression inlets.

Fig. 3 indicates that even the relatively simple two-shock external

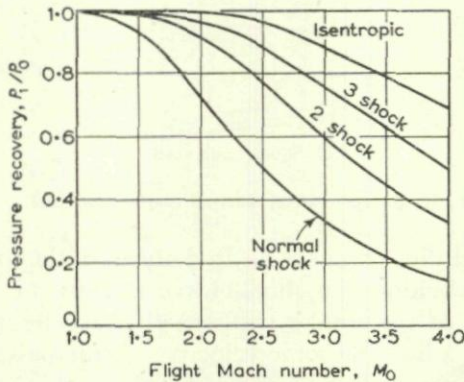


Fig. 3. Maximum pressure recovery, all external compression.

compression inlet exhibits a considerable pressure recovery advantage over the normal shock inlet, throughout the Mach number range above 1.4-1.5. At Mach 2.0, for example, the two-shock inlet operates with a 20 per cent improvement in pressure recovery for a thrust gain of 25 per cent of the ideal maximum. This means that a powerplant installation using the two-shock inlet would actually have almost 40 per cent more thrust than one using a normal shock inlet. At Mach

numbers much above 2.0 even the two-shock inlet yields excessive pressure losses and the more complicated flow geometries appear advantageous. It will be noted that at Mach 4.0 the limiting pressure recovery of the all-external compression "isentropic" inlet is only 68.5 per cent, corresponding to a 40 per cent thrust decrement from the ideal engine value.

Internal compression inlets—An alternative method for improving the pressure recovery of supersonic inlets is to contract the flow passage area after the air has entered the intake system. This amounts largely to an inward rather than outward focusing of oblique shock waves or compression zones. Inlets employing internal contraction do have certain limitations and operating problems, however, that differ from those of external compression inlets. Because the air is contained entirely within the intake system during the compression process, definite limitations exist on the amount of deceleration that can be accomplished with a fixed-geometry inlet. These limitations were enunciated by KANTROWITZ⁹ and are illustrated in Fig. 4.

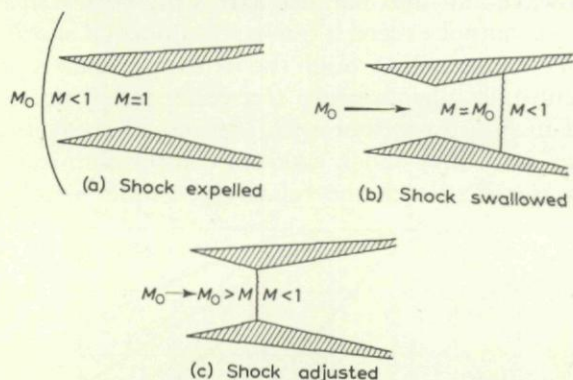


Fig. 4. Operation of internal compression inlet.

When a normal shock wave is located ahead of the intake, the Mach number directly behind the shock wave is subsonic. Any internal area contraction of the intake will serve to accelerate this subsonic Mach number to a limiting sonic velocity. If the passage throat is too small, sonic velocity will be achieved only with the normal shock located far enough ahead of the cowl lips to permit initial deceleration of the entering flow ahead of the cowl lips. When the throat becomes of an adequate size, the requirement for initial deceleration behind the shock wave disappears and the normal shock can be located in the plane of the inlet lips. At this condition the shock moves inside the intake system to an area of equal cross section in the expanding diffuser and the shock is said to be swallowed. The Mach number of the flow immediately upstream of the swallowed shock is equal to the free-

stream value, so that the pressure recovery of the system remains at the normal shock value. Once the shock is swallowed, the back pressure of the system can be increased through adjustments in the engine operating condition so that the normal shock wave is moved forward toward the throat of the intake. Inasmuch as the supersonic entering flow is decelerated by the convergent passage, this forward movement of the shock corresponds to its location in a region of lower than free-stream Mach number and a consequent increase in pressure recovery above the free-stream normal shock value.

For a fixed-geometry inlet of the type just described, the Mach number at the throat is still supersonic. If the back pressure is inadvertently increased to such a value as to cause the normal shock to move upstream of the throat, its motion will continue until it assumes the shock expelled position. Optimum operating conditions can only be re-established by an over-reduction in back pressure to swallow the shock and a subsequent increase for adjustment purposes. This discontinuity results in an unfavorable airflow characteristic as compared with external compression inlets.

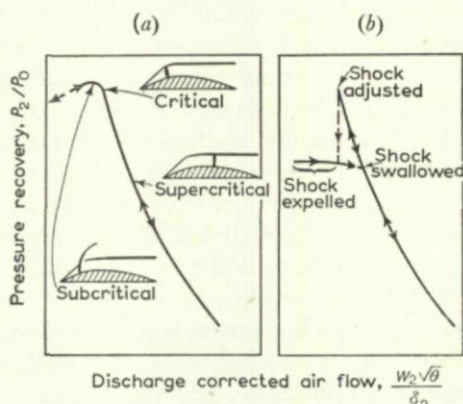


Fig. 5. Comparison of inlet characteristics.

(a) External compression.

(b) Internal compression.

A comparison of typical pressure recovery characteristics of external and internal compression inlets is shown qualitatively on Fig. 5. In this figure the intake pressure recovery is plotted against airflow rate corrected to standard conditions at the diffuser discharge $\frac{W_2\sqrt{\theta}}{\delta_2}$,

where θ is the discharge total temperature divided by sea-level temperature and δ_2 is discharge total pressure divided by sea-level static pressure. (This corrected airflow parameter is constant for an engine at a given set of operating conditions and is independent of the absolute pressure recovery level of the intake system.) The left-hand part of Fig. 5 illustrates conventional nomenclature used in describing inlet

operating conditions. The inlet flow is said to be critical at that point at which the pressure recovery is a maximum for maximum absolute airflow rate W_2 . This condition is normally characterized by normal shock location at, but just inside, the cowl lips. When the normal shock moves ahead of the cowl the absolute mass-flow rate is reduced while the pressure recovery either rises, remains constant, or falls, depending on the inlet design. This entire region of reduced mass flow is called the subcritical region. Conversely, the normal shock may be drawn down into the diffuser passage causing a reduction in pressure recovery but no increase in absolute airflow rate above the critical value. This region of operation is termed supercritical.

External compression inlets typically operate with a continuous pressure recovery—corrected airflow characteristic. The airflow can be varied in either direction from the critical value. Internal compression inlets, on the other hand, have a discontinuous pressure recovery characteristic as previously mentioned. The critical airflow for this type of inlet corresponds to the point labeled "shock adjusted" in the right-hand part of *Fig. 5*. Although the corrected airflow can be increased smoothly from this value by supercritical operation, any reduction in corrected airflow is accompanied by a discontinuous fall in pressure recovery. As previously noted, critical conditions cannot be reattained without an excursion in corrected airflow.

Variable-geometry internal contraction inlets can, in simple theory, be designed to decelerate the entering flow to a Mach number of unity at the throat for a consequent 100 per cent pressure recovery across the shock system. In operation such inlets would require a throat area adjustment of the type just described to permit the swallowing of the normal shock. With the shock swallowed, however, the inlet throat could be reduced in area as the back pressure is increased until sonic velocity and a zero strength shock would occur at the throat. In the event that the back pressure was increased above the critical value, the shock would be expelled as in the fixed-geometry case. The shock could only be reswallowed by an increase in the throat area as well as by an adjustment in back pressure.

The principles of internal contraction can be combined with the external compression inlet so that maximum throat Mach number decrease is obtained. The amount of internal contraction would be subject to the same limitations just discussed and the inlet airflow characteristic would exhibit the same discontinuous features. The governing contraction conditions in such cases would, of course, be determined by the flow field behind the external oblique shock waves.

Maximum theoretical pressure recoveries of fixed-geometry internally contracting convergent-divergent diffusers and of fixed-geometry external compression inlets with maximum internal contraction are shown on *Fig. 6*. The use of internal contraction as the sole

compression device is seen to offer only limited gains in pressure recovery over the normal shock intake system when subject to the fixed-geometry restriction. When combined with optimum external compression inlets, however, the use of internal contraction yields sizeable performance improvements. At Mach 4.0, for example, the isentropic intake system can be improved from a limiting recovery of 0.685 without internal contraction (*Fig. 3*) to 0.815 with maximum contraction. Using the previously quoted thrust factor of 1.25 this 0.12 gain in pressure recovery would yield a 25 per cent increase in engine thrust.

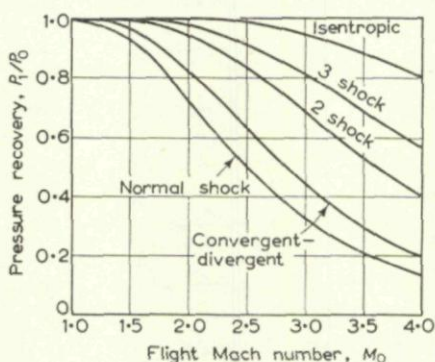


Fig. 6. Maximum pressure recovery, inlets with internal compression.

It should be emphasized that the pressure recovery limits of *Fig. 6* correspond to fixed-geometry intake systems that are capable of swallowing the normal shock at the design Mach number. In theory the incorporation of variable geometry should permit the attainment of pressure recoveries near unity. EVVARD¹⁰ demonstrated an important method for achieving internal flow decelerations to the order of unity without the use of variable geometry through the use of perforations. In this type of inlet the perforations in the convergent section relieve the flow restriction of the reduced throat and permit the shock to enter the inlet. After the shock enters, the perforations automatically operate with a greatly reduced flow coefficient so that the amount of spillage is decreased. Besides affording the opportunities for high pressure recoveries in fixed-geometry intake systems, the perforated inlet eliminates the undesirable flow discontinuity of the internal compression system. These results are obtained, however, at the expense of drag due to spillage during critical and supersonic operation.

Before leaving the topic of pressure recovery capabilities of supersonic intake systems, one additional consideration must be strongly emphasized. The pressure recovery limits shown in *Figs. 3* and *6* are based on inlet flow at the free-stream Mach numbers indicated. If

the intake can be located on an airplane or missile in a flow region which is at a Mach number lower than free stream, the pressure recovery limits are moved accordingly. Such reduced Mach number fields are inherently present on all configurations. The enormous thrust benefits accompanying pressure recovery improvements suggest the advisability of utilizing these compression fields wherever possible. Conversely, extreme caution should be observed to prevent the location of the intake system in an expansion flow field where the Mach number is locally greater than the free-stream value, for in the latter case even lower pressure recovery limits will be encountered than those illustrated.

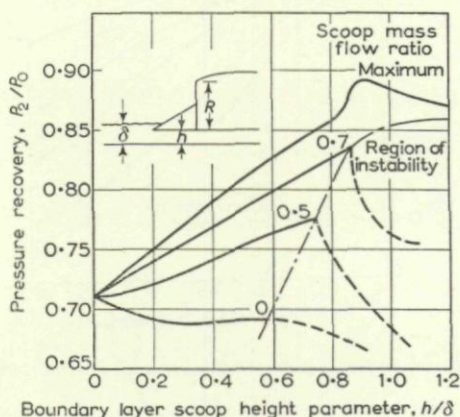


Fig. 7. Effect of boundary layer removal on side inlet performance.

$$M_0 = 1.88; \frac{\delta}{R} = 0.093.$$

Side inlets—When the intake is located immediately adjacent to the aircraft structure, as in the case of the so-called fuselage side inlet, the attainment of high pressure recovery is more complicated than just discussed. The principal complication arises from the effects of the body boundary layer on the inlet performance. Such effects are illustrated on Fig. 7. In this figure the measured pressure recovery is plotted as a function of a boundary-layer scoop height parameter, which is the height of a boundary-layer scoop under the inlet divided by the boundary-layer thickness approaching the inlet. For the case shown the boundary-layer height was less than 10 per cent of the inlet height. The Mach number ahead of the inlet was 1.88.

With no boundary-layer removal (i.e. inlet sitting on the surface or $h/\delta = 0$) a maximum pressure recovery of only 71 per cent was measured. This compares with a theoretical shock recovery of 0.94 for the two-shock external compression system at Mach 1.88. As the inlet was moved away from the boundary-layer generating surface (a flat plate in this instance) the pressure recovery steadily increased. If

the boundary-layer scoop was unrestricted so that it could pass all the boundary layer approaching it, the over-all pressure recovery could be increased to a maximum value of 0.89 for essentially complete removal. Considering the internal friction losses, this value compared favorably with the theoretical maximum value. If, on the other hand, the boundary-layer duct was restricted so that it could handle only a portion of the approaching boundary layer, the pressure recovery benefits of removing the boundary layer were limited. Furthermore, with the restricted duct inlet diffuser instability was observed for all subcritical flows at the higher scoop height settings.

The large pressure recovery decrements associated with the entrance of boundary layer into the intake flow could not be accounted for by a simple mixing analysis. It is obvious that the boundary layer, in addition to being a low energy flow, acts as a triggering mechanism for the induction of large pressure losses through internal shock boundary-layer interactions. Although the desirability of removing the fuselage boundary layer is intuitively obvious from these data, the drag cost of diverting the boundary layer from the intake cannot be ignored. Generally speaking, two methods of boundary-layer removal can be employed. The boundary layer may be scooped into a duct under the inlet to be discharged at some aft station, or it may be diverted to the side by some type of "plow" or wedge system. Either method will create drag forces which may be considerable. The optimum requirements for boundary-layer removal in terms of both pressure recovery and drag must therefore be carefully evaluated for each intake installation.

Subsonic performance—The topic of intake pressure recovery cannot be terminated without a brief discussion of the performance of supersonic intake systems at subsonic flight speeds. In general, inlet cowls for supersonic installations will have relatively sharp lips. FRADENBURGH

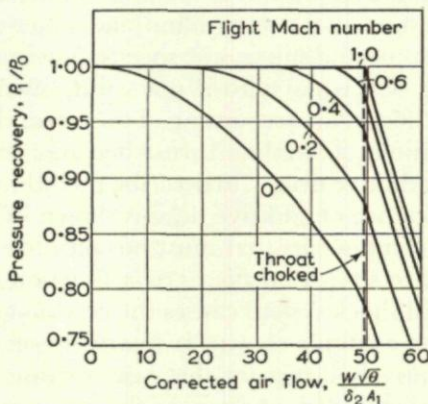


Fig. 8. Theoretical losses of sharp-lip inlets at subsonic speeds.

and WYATT¹¹ have shown that such cowls will generate unavoidable pressure recovery losses at subsonic flight speeds. The magnitude of these losses are shown on *Fig. 8* as a function of the corrected airflow per unit throat area.

At any subsonic flight speed the throat Mach number will eventually exceed the stream Mach number if the mass-flow rate through the intake system is increased indefinitely. When the velocity ratio exceeds unity, total-pressure losses begin to be incurred which increase in magnitude until the throat is choked. If the corrected airflow rate is increased above the choking value, internal shock losses are incurred which increase the rate of pressure loss. A choked inlet operating in quiescent air ($M_0 = 0$) will incur a pressure loss of 21 per cent as a result of the phenomena associated with flow around the sharp lips. As the flight Mach number is increased, the pressure losses are lessened because the corrected airflow rate for unity velocity ratio is increased. In an actual installation additional losses would be expected from internal friction so that even lower pressure recoveries than those shown must be anticipated. Obviously, sharp-lipped intake systems must include some provision to prevent operation at excessive throat airflow rates if reasonable take-off and subsonic performance is to be attained.

3. DRAG

It is customary to define the thrust of an air-breathing powerplant as the difference in momentum from the free-stream to the exhaust nozzle station. If the intake system is operating at a mass-flow ratio different from unity, this definition implies that a portion of the thrust is being carried by the bounding streamline of the entering airflow. At subsonic flight speeds this concept leads to no special difficulty in the drag concept, since it can be presumed that the corresponding drag force on the same streamline is counterbalanced by reduced body forces so that the sum of the streamline and potential body forces is zero.^{12, 13} At transonic and supersonic speeds, however, this assumption that the total drag will equal zero is not valid, owing to the presence of shock drag and, hence, an accounting of the streamline drag counterbalancing the fictitious streamline thrust becomes important. FERRI⁶ coined the term "additive drag" to describe this additional component. The relative importance of additive drag is shown by *Fig. 9*.

The three drag components that must be considered for a supersonic air intake system are shown on *Fig. 9* as a function of inlet mass-flow ratio. The external shock system causes the cowl to generate a pressure drag which, for the example shown, is relatively small. The external friction drag is relatively larger for this case because the friction to the rear of the nacelle is included. At a mass-flow ratio of unity the over-all drag is simply the sum of the cowl pressure and friction drags. If the

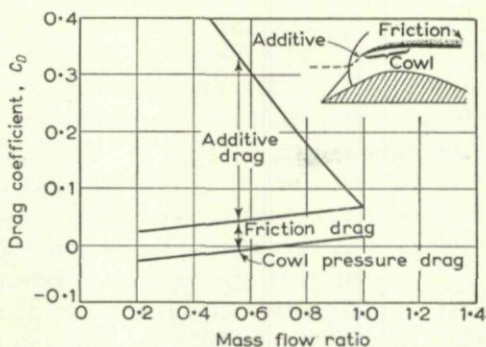


Fig. 9. Typical inlet drag components. $M_0 = 2$.

mass-flow ratio of the inlet is reduced by a forward motion of the terminal shock wave, the cowl pressure drag decreases. This results from a suction force created by the imbedded subsonic flow field behind the bow shock. The nacelle friction remains essentially constant as the mass-flow ratio is reduced, so that the sum of the cowl pressure and friction drags actually decreases as flow is spilled. The additive drag increases so rapidly as to mask this cowl drag reduction, however, and the over-all drag of the system therefore increases rapidly with the additive drag being the predominant term.

The over-riding importance of the additive drag term on Fig. 9 indicates the desirability of avoiding intake spillage through a bow wave whenever possible. Other types of spillage may give less drag, however. Fig. 10 shows the relative magnitudes of additive drags by different spillage mechanisms according to the calculations of SIBULKIN.¹⁴ The drag increment due to spillage through an oblique shock system is seen to be much less than for normal shock spillage ahead of an open-nosed inlet or for mixed shock spillage due to a bow shock ahead of an externally compressing inlet. Thus, if spillage is

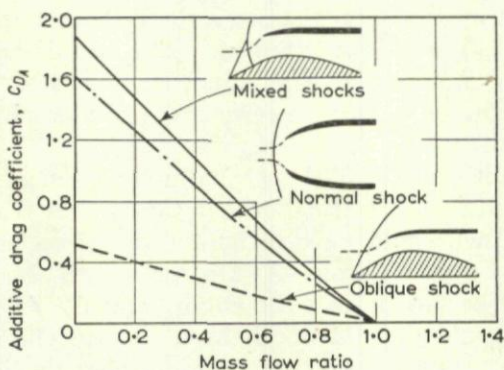


Fig. 10. Magnitude of additive drag. $M_0 = 1.8$.

necessary, the advantage of avoiding a normal or bow shock wave ahead of the inlet is clear. The drag due to oblique shocks is not inconsiderable, however, if large amounts of air are to be spilled.

It should not be presumed that cowl pressure drag is always the relatively minor quantity shown on *Fig. 9*. The magnitude of this drag is a function of the cowl frontal area, the strength of the oblique shock generated by the cowl and the contour of the cowl (which determines the rate of decay of the strength of the external shock). FERRI⁶ and JACK¹⁵ have suggested that the optimum external contour is conical. The cowl frontal area and cowl angle depend upon the flight Mach number and the type of inlet compression employed.

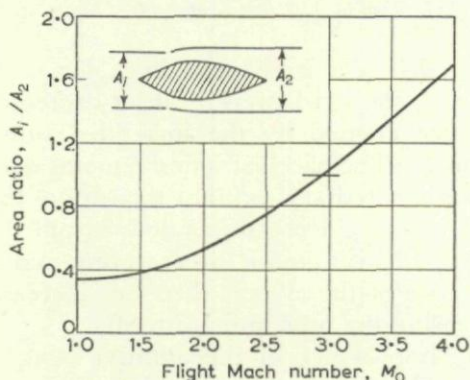


Fig. 11. Relative inlet-combustor proportions for a ram-jet engine.

A typical variation of the ratio of the cowl frontal area to the engine inlet area is shown on *Fig. 11* for a ram-jet engine over a range of design Mach numbers. The magnitude of the area ratio depends upon the assumed pressure recovery schedule and upon the engine-inlet Mach number. It is herein assumed that the ram-jet combustor-inlet Mach number would remain constant over the range of flight speeds and that pressure recoveries equivalent to a three-shock external compression inlet (*Fig. 3*) could be attained. The use of an engine with greater corrected weight flow capabilities (such as a turbo-jet engine) or the attainment of higher pressure recoveries would increase the relative size of the inlet.

It is seen for the example of *Fig. 11* that up to a design Mach number of about 3 the inlet would be smaller than the combustor. Of necessity, therefore, the cowl would have to have some projected frontal area and a finite cowl pressure drag. At Mach numbers above 3, however, the inlet would be larger than the engine and the existence of cowl pressure drag would depend upon the ability to eliminate external cowl curvature. With internal compression inlets this is generally no problem. With external compression inlets, on the other hand, the

amount of cowl frontal projection at high speeds will depend largely upon the detailed handling of the internal flow passages.

If the cowl lip is initially aligned with the outwardly inclined local flow, an unavoidable cowl projection results. *Fig. 12* shows this projection as a function of a parameter describing the rate at which the internal passage is turned back to the stream direction. For the

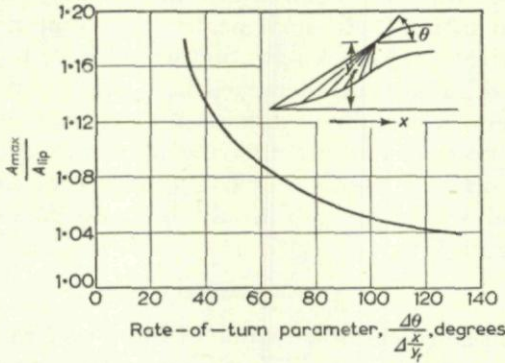


Fig. 12. Effect of cowl turning rate on frontal area. Isentropic ramp, $M_0 = 3$.

example, it was assumed that $d\theta/dx$ was constant. For low rates of curvature, yielding passage shapes known to be favorable to the maintenance of pressure recovery, the frontal area of the cowl lips would have to be as high as 18 per cent of the capture area of the inlet. By turning the internal flow rapidly, this frontal area could be reduced to as low as 4 per cent of the capture area. Pressure recovery would probably deteriorate in these more rapid turns unless corrective boundary-layer control methods were employed.

From an examination of the illustrative sketch on *Fig. 12* it is obvious that the cowl frontal area requirements could be reduced if the initial cowl angle could be lowered. The Mach number of the internal flow at the cowl lip is generally at a high enough supersonic value to sustain

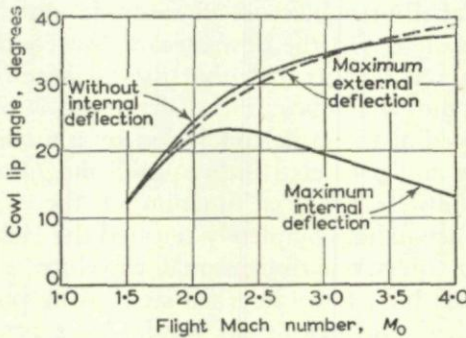


Fig. 13. Cowl angles for optimum isentropic inlets.

an additional compression shock. The magnitude of possible reductions in cowl angle is shown on *Fig. 13*. The upper solid curve shows the required internal cowl angle for an optimum isentropic, external compression intake without internal shock reflection. For comparison, the dashed curve shows the maximum permissible angle for oblique shock attachment to the external lip. Over most of the range of Mach numbers it is seen that the required internal turning exceeds the permissible external turning, although neglecting required lip thickness. Some amount of internal shock reflection would have to be employed, therefore, to avoid a standing detached bow shock and a consequent high drag. The lower solid curve shows the extent to which the cowl lip angle could be reduced by employing maximum shock reflection. By using these lower angles, not only could the frontal area be reduced but the external shock strength would be reduced for a resultant greater lowering of drag.

4. INLET STABILITY

Generally the supercritical flow regime of supersonic intake systems is characterized by a steady flow discharge rate. In some cases there are non-stationary oscillations¹⁶ but these are generally of such a low order of amplitude that serious structural or engine operation problems are unlikely. It is probable that these low-order oscillations arise from unsteady boundary-layer separation in the subsonic diffuser. In many intake designs, however, the steady flow breaks down in the subcritical regime. The terminal shock wave undergoes violent excursions in position from well ahead of the cowl to far down in the subsonic diffuser. This phenomenon is accompanied by severe fluctuations in mass flow and pressure recovery. The general phenomenon has been called buzz in the United States.

The occurrence of buzz was first noted by OSWATTSCH.^{4, 5} He was unable to present a rational explanation of its cause, and, in spite of its encounter by every investigator of supersonic intakes since that time, a completely satisfactory explanation of the phenomenon still does not exist. PEARCE¹⁷ attributed buzz to an unstable match condition between the intake system and the downstream flow control device when the diffuser characteristic was such that the pressure recovery tended to decrease as the mass-flow ratio decreased. STERBENTZ and EVVARD^{18, 19} arrived at the same conclusion by a modified Helmholtz resonator analysis and predicted the required magnitudes of pressure recovery—mass flow slope as a function of the system variables. TRIMPI, on the other hand, completely rejected the Helmholtz concept and substituted a quasi-one-dimensional traveling wave theory.^{20, 21} DAILEY²² attributed buzz to an inlet throat choking phenomenon.

None of the cited analyses of the intake buzz problem, with the exception of ,²² yields a physical picture of the condition under which

buzz is initiated. An earlier picture proposed by FERRI and NUCCI²³ still appears most satisfying in many aspects. A modified, qualitative picture of the Ferri criterion is presented on *Fig. 14*. Prior to buzz (*Fig. 14(a)*), a velocity and total-pressure discontinuity exists across the vortex sheet originating at the intersection of the oblique and normal shocks ahead of the cowl. The system throttle is positioned to maintain a diffuser-discharge Mach number of 0.2 for an inlet pressure recovery of 0.91. If the throttle is reduced slightly, the bow shock will move farther ahead of the cowl and the vortex sheet will enter the inlet. Outside the vortex sheet the pressure recovery is only 0.72, inasmuch as this air column only passes through a normal shock wave. If mixing in the diffuser is assumed to be negligible, the requirement for a static pressure balance across the vortex sheet will lead to a diffuser static pressure limit equal to the total pressure of the infinitesimal stream tube outside the vortex. The main mass-flow portion entering the inlet will therefore have to undergo a rapid acceleration.

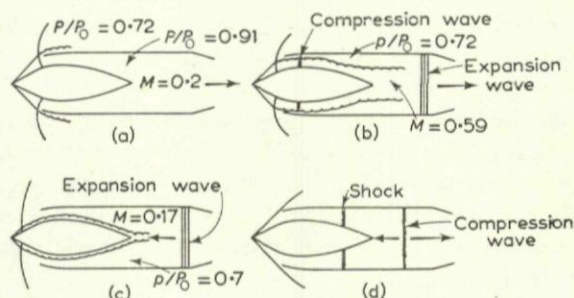


Fig. 14. Buzz due to flow discontinuity.

As shown in *Fig. 14(b)*, the main air column would have to accelerate to a Mach number of 0.59 to satisfy static pressure uniformity. The core of air in this column acts as an inertia plug resisting the acceleration. As a result a compression wave travels forward, eventually driving the bow shock farther ahead of the inlet. At the same time an expansion wave travels rearward toward the exit.

When the bow shock is pushed ahead, the mass flow entering the inlet is reduced until the diffuser is predominantly occupied with low pressure recovery air (*Fig. 14(c)*). The rearward travelling expansion wave has by this time been reflected from the choked nozzle and travels forward until it meets and sucks the bow shock far into the inlet.

With the shock located inside the inlet (*Fig. 14(d)*), the shock structure ahead of and the mass flow into the inlet correspond to supercritical flow conditions. The correspondingly higher mass-flow rate and the potentially higher pressure recovery generate compression waves that reverberate back and forth between the exit and the normal

shock. These build up the pressure and force the shock forward until the vortex sheet again passes the cowl and the cycle is repeated.

The requirements for the introduction of a sudden flow discontinuity into the diffuser, leading to the buzz cycle just described, can be met by several inlet conditions. In addition to the vortex sheet arising at the junction of the bow and oblique shocks, a vortex sheet will originate at the intersection of a lambda shock structure formed at the base of the bow shock where it intersects the centerbody boundary layer. If this vortex crosses the cowl a sufficient discontinuity would result. Abrupt separation of the boundary layer on the compression surface could also introduce a sudden discontinuity into the inlet flow.

To the extent that the flow discontinuity hypothesis of buzz is correct, buzz can be eliminated by the avoidance of discontinuity producing mechanisms. The outer vortex sheet can be kept from crossing the cowl if the initial oblique shock is either caused to fall inside the cowl lips or is caused to fall far outside the lips. The first corrective generally results in a reduced maximum pressure recovery and the second in increased additive drag. The discontinuities arising from the shock-boundary-layer interaction can be minimized through boundary-layer control in critical regions.

Inasmuch as the flow discontinuity picture requires an absence of mixing of the main high-pressure and secondary low-pressure streams, the promotion of mixing inside the intake system should reduce the effects of such discontinuities as are generated. Under certain conditions the incorporation of a constant area passage just inside the inlet has proved to be beneficial.

As might be implied, the mechanism of the buzzing process is insufficiently understood at present to permit the prediction and control of buzz on all intake system designs. While efforts will continue in an attempt to further understand the problem, it may be advantageous at present to accept the possibility that the intake will have limited stable subcritical flow ranges but to avoid operating the intake-engine system in the unstable regions. To do so will require the incorporation of variable geometry features together with adequate inlet control systems so that the inlet can be varied to yield a stable inlet operating condition for any engine requirement. These variable features may well be present in the design for the purpose of obtaining optimum inlet-engine performance, as will be discussed in the section on Inlet-Engine Matching.

5. FLOW DISTORTION

The velocity profiles delivered from the discharge of the air intake system must not vary too greatly across the passage. For ram-jet engine applications the fuel injection and flame-holding designs must be tailored to the velocity profile for maximum efficiency. If the

profile undergoes radical changes during engine or vehicle variations, not only will combustor efficiency change, but premature lean or rich blowout limits may occur. For the turbojet engine, the introduction of a markedly nonuniform velocity profile into the compressor inlet may result in engine stall and surge.

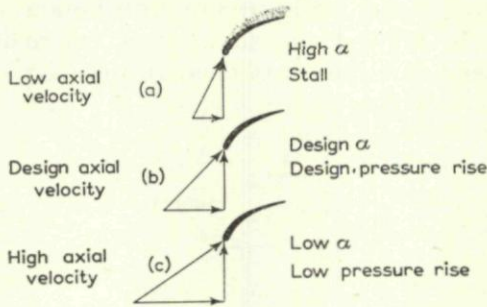


Fig. 15. Effect of distortion on rotor blades.

Velocity diagrams for the first rotor stage of a turbojet engine are shown on Fig. 15. The stage is designed for a specified axial velocity which, together with the wheel speed, produces a design angle of attack and a design pressure rise. In those regions of the flow in which the axial velocity is lower than the design value the angle of attack of the first stage will be increased. If the axial velocity is sufficiently low and the extent sufficiently large, the blade will stall. Such stalling may manifest itself as either partial or complete compressor stall, depending on the extent of the low-velocity region.

In those regions of the flow in which the velocity is higher than the design value, the angle of attack on the first rotor stage will be reduced. As a consequence of the resultant reduction in the first-stage blade loading, the rear stages of the compressor may choke and thereby cause abrupt compressor stall.

In addition to the hazards of unexpected engine stall and surge, the introduction of velocity distortions into the compressor may result in turbine hot spots. Large circumferential velocity gradients may not be mixed within the compressor and in carrying through the combustor may cause locally overrich combustion. The resultant hot streaks through the turbine may require a derating of the average turbine temperature level if premature turbine failures are to be avoided.

Velocity distortions are difficult to measure accurately. The total-pressure distortion can, on the other hand, be measured directly. For the remainder of this discussion distortion will refer to variations in total pressure.

In a well designed subsonic air intake system it may be presumed that the air enters the intake with a uniform total-pressure distribution. Such distortions as manifest themselves at the diffuser discharge

therefore arise from local boundary-layer accretions and separations near the duct walls. As might be expected, the bulk of the discharge flow will therefore exist at a high level of pressure recovery and the distortion will be confined to local zones of subaverage total pressure. At supersonic speeds quite the opposite may appear.

Fig. 16 illustrates the total-pressure distribution that would be encountered at the inlet of an axisymmetric externally compressing inlet. The upper figure illustrates one-half the inlet at zero angle of attack.

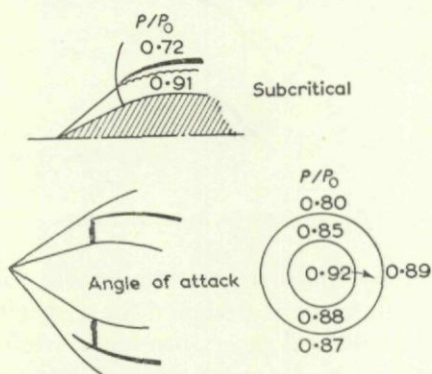


Fig. 16. Origin of flow distortions at supersonic speeds.

attack for a subcritical flow condition. As previously discussed, a total-pressure variation will exist across the vortex sheet. For the example shown, this discontinuity amounts to 19 per cent of the free-stream total pressure. Unless this inlet distortion can be eliminated by some form of mixing it will persist back to the diffuser discharge. The lower figure illustrates a critical inlet condition at angle of attack. The strength of the oblique shock compression is weakened on the upper surface and strengthened on the lower surface while remaining essentially unchanged on the sides of the inlet. As a consequence of this nonuniform compression a pronounced circumferential total-pressure gradient exists at the inlet. This will also appear at the diffuser discharge in the absence of mixing. Actually even more pronounced distortions may be present at the inlet as a result of shock-boundary-layer interactions. In addition, the normal subsonic types of distortion must be expected to manifest themselves in the subsonic diffuser. If inadequate mixing takes place, the distortion at the diffuser outlet may be characterized by local zones of unmixed high-pressure flow which may deviate farther from the average value than do the low-pressure regions.

One obvious way to reduce the distortions of supersonic intakes is to incorporate provisions for the reduction of the distortion near the inlet. Boundary-layer control has proven advantageous in some

instances in reducing distortions arising from shock-boundary-layer interactions. Judicious location of the inlet in shielded regions of the body flow and the use of inlet shapes having relatively low sensitivity to angle of attack effects are helpful aids in the reduction of distortion effects due to angle of attack.

It is unlikely, in the case of most intake designs, that distortion at the inlet can be completely eliminated for all operating conditions of the aircraft. Reliance will therefore have to be placed on adequate internal mixing for the reduction of distortion to acceptable values. In a given length duct between the inlet and the diffuser outlet maximum mixing will occur with the lowest average velocities. Not only is the residence time thereby maximized, but the absolute shear is thereby heightened for a given initial distortion. Thus, as a principle, the subsonic diffuser should expand as rapidly as possible to the largest practical diameter.

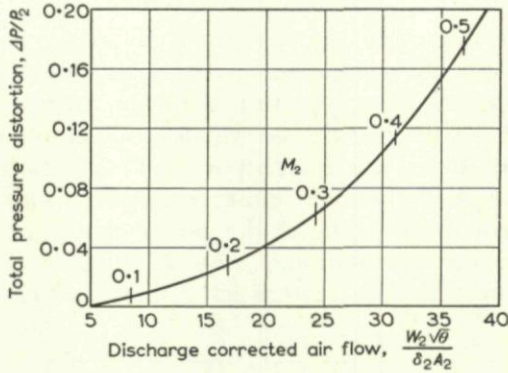


Fig. 17. Distortion in three-dimensional pipe flow (to 98 per cent radius).

For installations in which the required diffuser discharge Mach number is relatively high, not only would it be expected that the amount of natural mixing to be realized might be low, but efforts to increase mixing by extending the duct might be undesirable. Fig. 17 shows the total-pressure distortions that would accompany fully developed pipe flow for a range of discharge corrected airflow rates. These distortions correspond to the total-pressure variations in a $1/7$ power profile from the centerline to the 98 per cent radius station. (It is assumed that the outer annulus of the passage would be filled with boundary layer, the total-pressure decrement of which would not be considered as a distortion.) The pipe flow profile would be the end result of a long duct run of uniform entering flow. The distortions indicated on Fig. 17 would occur as a result of degradation of energy due to friction. In the case of a non-uniform entering flow of the supersonic type, these distortions may be viewed as limiting minimum values. Thus, if the initial distortion is lower than the values indicated,

it might be expected that a long mixing length would actually increase distortion level. These values suggest the desirability of initially over-expanding the duct for installations delivering air at high discharge Mach numbers. By so doing, the mixing could be improved and the limiting distortion could be kept to a low value.

Mixing can be promoted by auxiliary flow control devices. Subsonic-type distortions arising from boundary-layer disturbances can be improved in some cases through suction or injection at critical points in the passage. Vortex generators may also be advantageous in such flows. Unfortunately, these types of control are likely to have little effect on the high energy cores characteristic of supersonic intake distortions. In the latter case, the insertions of rods or screens can be helpful in breaking up the cores. Not only do such devices present hazardous operational problems, however, but they introduce total-pressure losses of considerable magnitude at high duct Mach numbers.²⁴

6. INLET-ENGINE MATCHING

Thus far in this discussion the supersonic air intake system has been viewed as an isolated component. In application, of course, the system must operate in conjunction with the engine at a common operating point. This condition at which the inlet and the engine are compatible is known as the match point. Out of the wide range of conditions at which the isolated intake component may operate, only those conditions corresponding to the engine match points will be of consequence in the installation. *Fig. 18* illustrates one basis for examining the matching characteristics of inlets and engines.²⁵

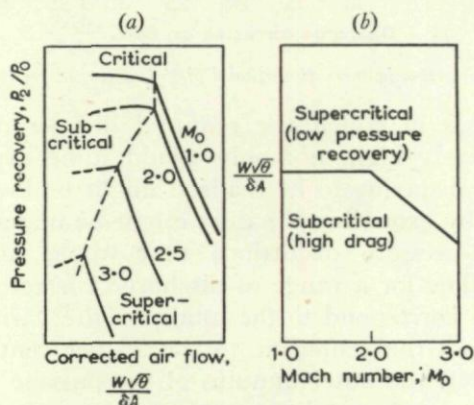


Fig. 18. Matching diagram for inlets.
(a) Inlet characteristic. (b) Matching diagram.

The left-hand figure shows the typical form of the inlet pressure recovery-corrected airflow characteristic previously discussed. The locus of critical operating points is indicated. To a first order, maximum power-plant effectiveness will be obtained if the match points of

the inlet-engine combination fall along this critical line. The right-hand portion of *Fig. 18* shows the resultant variation of inlet critical corrected airflow as a function of flight Mach number. The inlet assumed for this example was a three-shock external contraction type. As the flight Mach number is reduced below the design value of 3.0, the critical corrected airflow would initially increase. (Because the inlet is of fixed geometry, the mass-flow ratio would reduce as the Mach number is reduced, corresponding to oblique shock spillage.) At a flight Mach number of 2.0 the external compression angles would become excessive so that a bow shock would detach. At lower Mach numbers the maximum corrected airflow would be limited by the condition of a choking throat Mach number and, to the extent that the subsonic losses are only dependent on the throat Mach number, the critical corrected airflow would remain constant for all Mach numbers below 2.0.

The matching diagram shown on *Fig. 18(b)* is useful because the engine requirements can also be presented in the same set of parameters. A qualitative picture of the inlet-engine match can therefore be obtained by superimposing the engine airflow requirements on the critical inlet characteristic. Whenever the engine requirements exceed the critical inlet capacity the match point will fall on the supercritical portion of the inlet characteristic where the pressure recovery would be less than maximum. Conversely, if the engine requirements at a given Mach number are less than the critical capacity of the inlet, the match point would fall in the subcritical regime with bow shock spillage and increased additive drag.

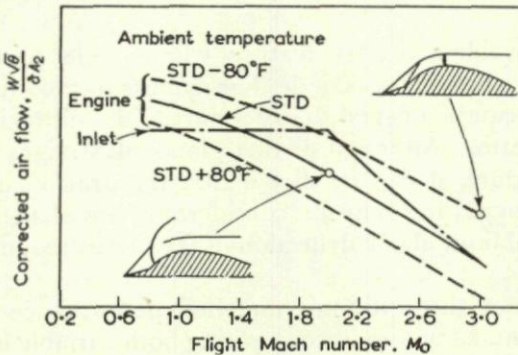


Fig. 19. Matching problem with fixed inlet.

A typical matching problem between a fixed-geometry inlet and a turbojet engine is shown on *Fig. 19*. Three engine requirement lines are indicated. The solid curve shows the engine airflow schedule for a standard NACA temperature of -67° F in the atmosphere. The dashed curves indicate the requirements for ambient temperatures of

80° F above and below the standard temperature. The inlet size has been chosen so that the critical capacity corresponds to the standard day engine requirements at Mach 3.0. At this flight condition, therefore, the inlet-engine combination would be operating at peak efficiency.

As the flight Mach number is reduced on a standard day, the engine requirement line falls below the critical inlet curve. Thus, the inlet would have to operate in a high drag condition from Mach numbers just below 3.0 down to about 1.4. For Mach numbers less than 1.4, the engine requirement would exceed the critical inlet capacity and supercritical inlet operation with lowered pressure recoveries would result. On a cold day the match point would fall in the supercritical inlet region over all but a fraction of the flight Mach numbers shown and reduced engine thrusts would result. On a hot day, on the other hand, the engine airflow requirement would be reduced to a value such that external air spillage would be required even at the design Mach number.

The powerplant performance penalties that can be deduced from *Fig. 19* are the rule for installations utilizing fixed-geometry intake systems. Serious propulsion system losses on non-standard day or off-design Mach number operation can only be minimized through the use of variable-geometry systems. Two general classes of variation have been proposed. The intake hardware in the vicinity of the inlet may be made adjustable. Such adjustments might include variations in the cowl-lip area or in the compression surface geometry. In the latter case the compression surfaces might be translated fore or aft as required to provide for optimum location of the oblique shock system or the angles of the compression surfaces might be adjustable for the same purpose.

Another variable-geometry feature which looks promising is the bypass system. This consists of discharge ports located in the subsonic diffuser which can be opened to expel part of the diffuser airflow back to the free stream. Although at first glance this might seem to be a wasteful procedure, it can be shown that the drag incurred through diffusion and bypassing may be considerably less than that incurred through even oblique shock deflection of the same amount of air ahead of the inlet.

In many cases the optimum matched performance can only be obtained with intake systems incorporating both variable inlet geometry and variable bypass arrangements. Such systems naturally require close evaluation from a weight and complexity viewpoint before it can be certain that a net performance advantage exists. For the example of *Fig. 19*, a combination system could permit an increase in the critical inlet airflow capacity at low flight speeds, thus eliminating supercritical operation, and afford a method of efficient spillage of the excess air in the intermediate flight speed region.

Inasmuch as the difficulty of the matching problem increases as the speed range demanded of the inlet increases, the judicious location of the inlet in interference fields which restrict the maximum inlet Mach number to less than the flight Mach number will ease the solution of the matching problem.

SOMMAIRE

L'auteur définit les paramètres les plus importants, affectant les performances, des prises d'air supersoniques et indique les solutions les plus favorables que la recherche permet d'apporter aux problèmes posés par les prises d'air.

La première partie du rapport est consacrée à la réalisation de grands facteurs de récupération de pression. Après avoir démontré que les principes fondamentaux de la compression supersonique doivent être appliqués dans le dessin des prises d'air, l'auteur analyse les méthodes (ainsi que les limitations qu'elles comportent) propres à améliorer la récupération de pression par l'introduction de divers systèmes de compression tant internes qu'externes. Il signale la complication supplémentaire introduite par la couche limite du fuselage dans le dispositif de prise d'air latéral, ainsi que les conditions élémentaires de suppression de la couche limite. Il indique les pertes inhérentes à la récupération de pression qui peuvent se manifester aux vitesses de vol subsoniques avec des prises supersoniques.

L'auteur définit les composantes de la traînée dont il y a lieu de tenir compte dans le dessin des prises supersoniques et indique l'ordre de grandeur de cette résistance. Il fait ressortir les exigences particulières imposées par la réduction de la traînée par diminution de la surface frontale du moteur aux très grandes vitesses de vol. Il examine les divers facteurs de l'écoulement interne qui interviennent dans ce problème. L'auteur étudie les instabilités d'écoulement que l'on rencontre avec des prises supersoniques et présente une discussion d'ordre qualitatif sur l'origine de ces instabilités. Il expose plusieurs méthodes d'étendre le domaine de stabilité des prises isolées et des complexes prise-moteur.

Les effets nuisibles de profils des vitesses du flux capté non uniformes sont mis en lumière pour les moteurs de turbo-réacteurs et de stato-réacteurs. Les différentes origines de cette distorsion qui se produit aux vitesses subsoniques et supersoniques sont examinées et des méthodes présentées pour la limiter.

L'exposé se termine par une discussion des problèmes d'adaptation entre prises et moteurs. La baisse des performances globales qui peut résulter d'associations inadéquates est examinée, avec discussion des types de systèmes à géométrie variable qui se sont révélés propres à assurer de bonnes performances à l'ensemble prise-moteur.

REFERENCES

- ¹ HERMANN, RUDOLF *Supersonic Inlet Diffusers and Introduction to Internal Aerodynamics* Minneapolis-Honeywell Regulator Co., Minneapolis 1955
- ² MEYER, C. A. and FAUGHT, H. F. "A Method of Presenting the Performance of Turbojet Engines" *Aeronaut. Engng. Rev.* Vol. 10, no. 1, pp. 33-41, 1951
- ³ LUSKIN, H. and KLEIN, H. *High Speed Aerodynamic Problems of Turbojet Installations* REP. SM-13830, Douglas Aircraft Co., 1950
- ⁴ OSWATITSCH, K. L. *Pressure Recovery for Missiles with Reaction Propulsion at High Supersonic Speeds (The Efficiency of Shock Diffusers)* NACA TM 1140, 1947. *Der Druckruckgewinn Bei Geschossen Mit Ruckstossantrieb Bei Hohen Uberschallgeschwindigkeiten (Der Wirkungsgrad Von Stossdiffusoren)* Forschungen und Entwicklungen des Heereswaffenamtes, Bericht. Nr. 1005, 1944
- ⁵ OSWATITSCH, K. L. and BOHM, H. *Luftkrafte und Strömungsvorgänge Bei Angetriebenen Geschossen* Bericht. Nr 1010, Nr 1010/2, Forschungen und Entwicklungen des Heereswaffenamtes, Kaiser Wilhelm Inst. f. Strömungsforschung, Göttingen, AUC, 1944. (Air Forces and Flow Phenomena on Propelled Projectiles, trans. by Douglas Aircraft Co., 1946)
- ⁶ FERRI, ANTONIO and NUCCI, LOUIS M. *Preliminary Investigation of a New Type of Supersonic Inlet* NACA Rep. 1104, 1952. (Supersedes NACA TN 2286)
- ⁷ CONNORS, JAMES F. and MEYER, RUDOLPH C. *Design Criteria for Axisymmetric and Two-Dimensional Supersonic Inlets and Exits* NACA TN 3589, 1956
- ⁸ MOECKEL, W. E., CONNORS, J. F. and SCHROEDER, A. H. *Investigation of Shock Diffusers at Mach Number 1.85. II—Projecting Double-Shock Cones* NACA RM E6L13, 1947
- ⁹ KANTROWITZ, ARTHUR and DONALDSON, COLEMAN DuP. *Preliminary Investigation of Supersonic Diffusers* NACA WR L-713, 1945. (Supersedes NACA ACR L5D20)
- ¹⁰ EVVARD, JOHN C. and BLAKEY, JOHN W. *The Use of Perforated Inlets for Efficient Supersonic Diffusion* NACA TN 3767, 1956. (Supersedes NACA RM E51B10)
- ¹¹ FRADENBURGH, EVAN A. and WYATT, DEMARQUIS D. *Theoretical Performance Characteristics of Sharp-Lip Inlets at Subsonic Speeds* NACA Rep. 1193, 1954. (Supersedes NACA TN 3004)
- ¹² KLEIN, HAROLD *The Calculation of Scoop Drag for a General Configuration in a Supersonic Stream* REP. SM-13744, Douglas Aircraft Co., 1950.
- ¹³ WYATT, DEMARQUIS D. "Aerodynamic Forces Associated with Inlets of Turbojet Installations" *Aeronaut. Engng. Rev.* Vol. 10, no. 10, pp. 20-23, 1951

- ¹⁴ SIBULKIN, MERWIN. *Theoretical and Experimental Investigation of Additive Drag* NACA Rep. 1187, 1954. (Supersedes NACA RM E51B13)
- ¹⁵ JACK, JOHN R. *Theoretical Wave Drags and Pressure Distributions for Axially Symmetric Open-Nose Bodies* NACA TN 2115, 1950
- ¹⁶ HERMANN, R. and HSU, C. T. *Free Flight Simulation of the Testing of Supersonic Inlet Diffusers in a Free Jet Wind Tunnel with 50 per cent Area Ratio in the Mach Number Range from 1.5 to 3.0* Res. Rep. 117, Rosemount Aero. Labs., Univ. Minnesota, 1955
- ¹⁷ PEARCE, R. B. "Causes and Control of Powerplant Surge" *Aviat. Week*, Vol. 52, no. 3, pp. 21-25, 1950
- ¹⁸ STERBENTZ, WILLIAM H. and EVVARD, JOHN C. *Criteria for Prediction and Control of Ram-Jet Flow Pulsations* NACA TN 3506, 1955. (Supersedes NACA RM E51C27)
- ¹⁹ STERBENTZ, WILLIAM H. and DAVIDS, JOSEPH *Amplitude of Supersonic Diffuser Flow Pulsations* NACA TN 3572, 1955. (Supersedes NACA RM E52I24)
- ²⁰ TRIMPI, ROBERT L. *An Analysis of Buzzing in Supersonic Ram Jets by a Modified One-Dimensional Nonstationary Wave Theory* NACA TN 3695, 1956. (Supersedes NACA RM L52A18)
- ²¹ TRIMPI, ROBERT L. *A Theory of Stability and Buzz Pulsation Amplitude in Ram Jets and an Experimental Investigation Including Scale Effects* NACA RM L53G28, 1953.
- ²² DAILEY, CHARLES LEE "Supersonic Diffuser Instability" *J. Aero. Sci.*, Vol. 22, no. 11, pp. 733-749, 1955
- ²³ FERRI, ANTONIO and NUCCI, LOUIS M. *The Origin of Aerodynamic Instability of Supersonic Inlets at Subcritical Conditions* NACA RM L50K30, 1951
- ²⁴ ADLER, ALFRED A. *Variations with Mach Number of Static and Total Pressures Through Various Screens* NACA WR L-23, 1945. (Supersedes NACA CB L5F28)
- ²⁵ WYATT, DEMARQUIS D. *An Analysis of Turbojet-Engine-Inlet Matching* NACA TN 3012, 1953

PROBLEMS RELATED TO MATCHING TURBOJET ENGINE REQUIREMENTS TO INLET PERFORMANCES AS FUNCTION OF FLIGHT MACH NUMBER AND ANGLE OF ATTACK

ANTONIO FERRI

Polytechnic Institute of Brooklyn

The presentation is unclassified, therefore problem areas are discussed more than specific solutions. Only supersonic flight conditions are considered, it is assumed that the subsonic range is known.

Engine requirements: in order to transform the engine requirements as given by engine manufacturers, the parameters $W\sqrt{\theta}/\delta$ or W/δ , function of $N/\sqrt{\theta}$ and θ , are transformed in inlet parameters, A_0 , free stream tube captured area, as a function of pressure recovery, and free stream temperature (hot, standard and cold day). A curve of A_0 required as a function of Mach number for each assumed possible variation of pressure recovery as a function of flight Mach number is derived. Consequences of mismatching the requirements of the engine and the inlet performances are presented. As conclusion of this analysis it results that the required values of A_0 as a function of M are given by a region of the diagram and not by a single line. Therefore for best performances an inlet with some A_0 regulation is required. Possibility of compromises is discussed.

Entrance inlet design, basic criteria: (a) Possibility of large regulations, this direction usually produces large external drag and interference or flow instability. (b) Use of by-pass. (c) The best criteria is to design entrance that tends to follow the trend required by the engine and uses as final regulation the by-pass. Examples of two-dimensional and axially-symmetric designs having different variation of A_0 as a function of M are given.

Effect of angle of attack; three effects are mentioned: (a) Change of Mach number in front of the inlet. (b) Change in captured area A_0 at any given Mach number. (c) Distortion, decrease in pressure recovery, and decrease in regulations. The first does not produce any serious problem, the other two can increase the difficulties of inlet design. Installations are discussed that increase or decrease the effect of angle of attack.

Contraction ratio design: the contraction ratio is a function of entrance Mach number and entrance pressure recovery. By assuming the value of supersonic pressure recovery and subsonic diffuser pressure recovery, the contraction ratio as a function of entrance Mach number can be determined for any given value of required pressure recovery. Then a chart determining minimum throat area as a function of entrance M can be obtained.

Conclusion: (a) For $M < 1.6$ it is possible to have fixed geometry inlet. (b) For higher Mach numbers usually two controls are required. (c) Convenient engine design which takes into account inlet and airplane installation will permit one to obtain fixed inlet above $M = 1.6$.

1. INTRODUCTION

The problem of designing an air intake for a supersonic airplane becomes more and more involved as the maximum speed of the airplane increases. Generally speaking, the air intake for a supersonic airplane must be of variable geometry and the variation of the geometry in flight must be such that it is possible to change the free stream tube cross-section that enters the inlet A_0 , and the contraction ratio of the inlet A_{\min}/A_0 (Fig. 1). The law of variation of these parameters depends on flight conditions such as flight Mach number and angle of

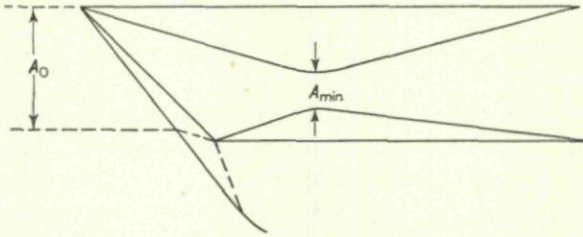


Fig. 1. Contraction ratio of an air inlet.

attack of the airplane; on engine performance and engine regulation such as engine RPM, combustion chamber temperature and exhaust nozzle area; on ambient conditions such as flight altitude and ambient static temperature; and on the performance of the inlet such as inlet pressure recovery and inlet stability margin. In principle it is possible to design an air intake installation which would satisfy all these parameters. However, the result would be that the inlet performance would not be very attractive because of the large mechanical complication of such a variable geometry inlet and of the large number of compromises required in order to take into account all the errors related to the insensitivity of the instruments, the tolerances in production, etc. Therefore, in practical engine installations the tendency exists to try to reduce the number of parameters which can effect the air intake to a minimum. In this discussion some of general directives followed by designers will be presented. No attempt will be made to enter in any detail of design because of the classified nature of such work.

2. ENGINE REQUIREMENTS AS A FUNCTION OF MACH NUMBER

The air weight flow requirements for turbojet engines are usually given by specifying the variation of W/δ as a function of the stagnation temperature of the entering air for a given rev/min. Typical engine data for a given rev/min of the engine is shown in Fig. 2. The quantity W is the weight flow, δ is the ratio between the stagnation pressure at the entrance to the compressor and a reference pressure, and T_0 is the stagnation temperature of the air. These parameters can be transformed into geometrical parameters of the air intake, which are

INLET - ENGINE MATCHING

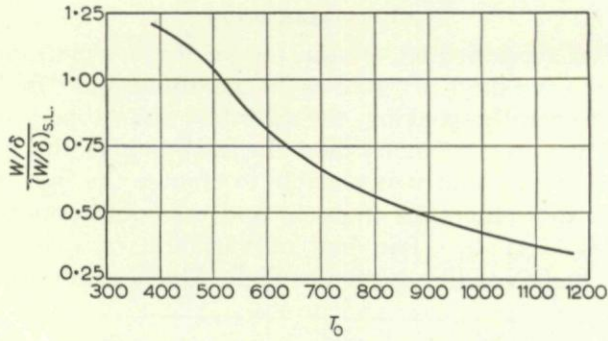


Fig. 2. Typical engine data for given rev/min.

functions of flight Mach number, when the pressure recovery of the inlet and the ambient temperature are determined. The important geometric parameters for inlet design are the cross-sectional area of the free stream tube entering the inlet A_0 , and the minimum area of the stream tube entering the inlet A_{min} . The variation of W/δ as a function of T_0 can be transformed into the variation of A_0 as a function of flight Mach number M_0 by means of the law of continuity when the pressure recovery of the inlet and the ambient temperature are specified. In Fig. 3 the variation of A_0 with M_0 for the representative turbojet engine of Fig. 2 is presented for a standard day at sea-level and also at flight altitudes in the isothermal region above 35,000 ft. It is assumed that $A_0 = 1 \text{ ft}^2$ when $P_2/P_0 = 1$ and $M_0 = 1$ at sea-level for a standard day. The dotted curves in Fig. 3 represent the engine requirements for constant values of inlet pressure recovery for the

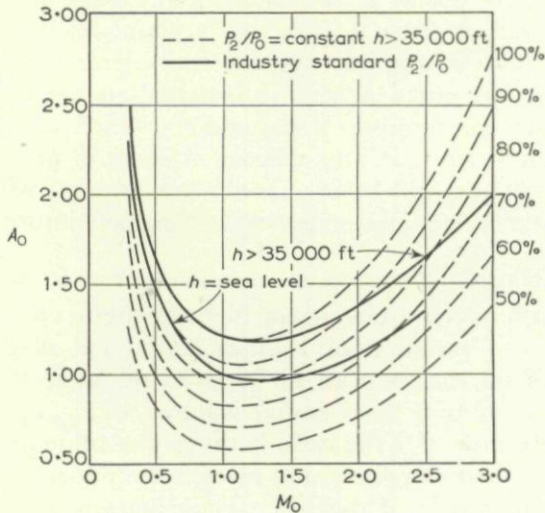


Fig. 3. Free stream tube area variation with flight Mach number.

flight altitudes above 35,000 ft. The solid curves represent the engine requirements when the inlet pressure recovery is assumed to vary with Mach number. The assumed values of the inlet pressure recovery are the "Industrial Standard" inlet pressure recovery* which is given by the equation

$$P_2/P_0 = 1 - 0.1 (M_0 - 1)^{1.5}$$

where P_2 is the stagnation pressure at the entrance to the compressor and P_0 is the free stream stagnation pressure. The requirements change when the engine rev/min changes; however, for Mach numbers above one the thrust required by the aircraft can only be attained with the use of an afterburner, and for these flight conditions it is possible to operate the engine at a constant rev/min corresponding to the maximum rev/min of the engine. Any variation of thrust for supersonic flight conditions is usually obtained by controlling the afterburner temperature, therefore, in the design of the supersonic inlet the engine rev/min can be neglected as a parameter. Since the ambient temperature changes when the flight altitude decreases below 35,000 ft, the law of

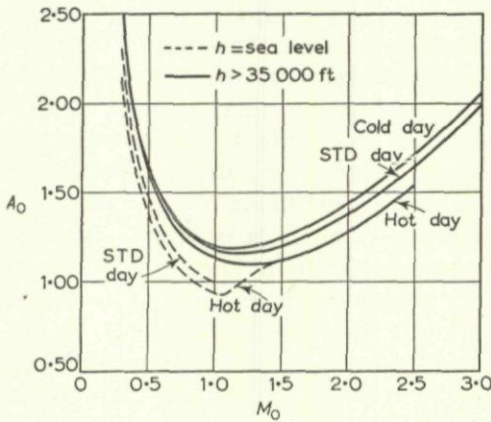


Fig. 4. Engine requirements plotted as free stream tube area variations with flight Mach number.

variation of A_0 with M_0 also changes as indicated in Fig. 3, where the requirements for sea level and a flight altitude above 35,000 ft are presented. In the lower range of flight Mach numbers the airplane usually can fly at supersonic speeds at altitudes below 35,000 ft; however, because of the stress limitations of the airplane and of the engine, flight at high supersonic flight Mach numbers is usually limited to altitudes above 35,000 ft. For a typical turbojet engine, the engine requirements for A_0 as a function of M_0 is shown in Fig. 4 where the

*The "Industrial Standard" pressure recovery has been established by aircraft engine manufacturers in order to present practical engine performance data in the Mach number range 1 and 3.

region of high supersonic flight Mach numbers is considered only for flight altitudes above 35,000 ft. If standard day atmospheric conditions are assumed in the analysis, the engine requirements are represented by a single line for a given altitude; however, some variation of air temperature must be considered in the analysis. By assuming a minimum and maximum possible value of the ambient temperature, the cold day and hot day engine requirement curves can be determined. Because of the temperature variations the engine requirements are not single valued when the flight Mach number is determined, and the inlet regulation must be sensitive to both flight Mach number and ambient temperature.

Any supersonic air intake can operate in two distinct conditions. The first corresponds to supercritical operation in which the flow inside the duct is supersonic in some region of the duct near the minimum section. In this case the downstream conditions cannot effect the flow entering the inlet, and the mass flow entering the inlet is completely defined by the geometry of the inlet and from flight conditions. The second condition corresponds to subcritical operation. In this case the flow inside the duct is completely subsonic, and the engine can effect the flow in front of the inlet. The mass flow entering the inlet during subcritical operation corresponding to a given geometry and flight conditions can vary, and its value depends on the engine requirements. The possibility of subcritical operation would simplify the inlet design; however, subcritical operation of the inlet is usually unstable for supersonic flight Mach numbers above 1.6. The only practical operation of an inlet is supercritical operation, where, for a given inlet geometry, flight angle of attack and flight Mach number, there corresponds a single value of the entering mass flow. A small amount of stable subcritical operation is highly desired at high Mach numbers, not as an operational requirement but as a safety margin for the operation of the inlet at peak pressure recovery. When subcritical operation of the inlet is completely unstable, the inlet must operate below maximum pressure recovery in order to avoid transient subcritical operation. Subcritical operation of an inlet is usually connected with increased external drag. If the point on the line which represents the inlet performance at a given Mach number is below the point that represents the engine requirements for the maximum value of the pressure recovery that the inlet can produce for the configuration and angle of attack considered, then the inlet can still match the engine; however, the inlet must operate below the maximum pressure recovery value in this case (*Fig. 5a*). This condition is achieved automatically and the transition from supersonic to subsonic flow moves downstream in the subsonic diffuser. The mass flow entering the inlet in this case is less than the maximum possible for the engine for the optimum pressure recovery, and the specific impulse of

the engine also decreases with resulting lower total thrust and larger specific fuel consumption. When the engine requirements for maximum pressure recovery are below the inlet performances at the supercritical conditions then the stream tube entering the inlet must be decreased by changing the geometry of the inlet or bypassing some of the entering mass flow or operating with subcritical conditions and by producing some regulation of the mass flow by a throttling process (Fig. 5b).

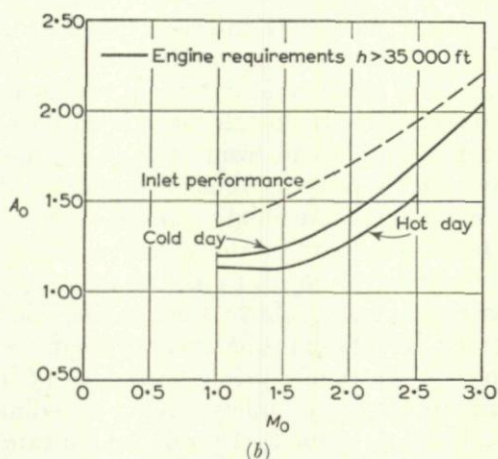
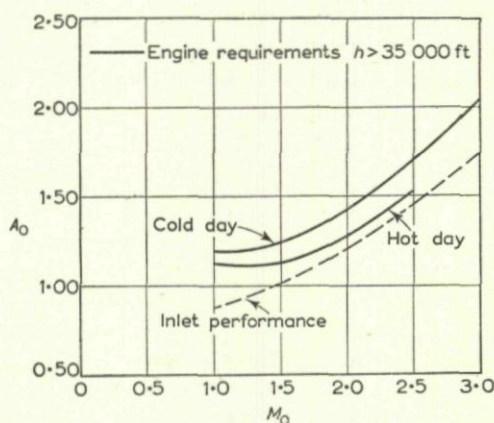


Fig. 5. Matching engine requirements to inlet performances.

3. INLET ENTRANCE DESIGN

Because of the impossibility of obtaining stable flow in a sufficient range of subcritical conditions and because of the large penalty in drag usually encountered in subcritical inlet operation, the criteria followed today in the design of supersonic inlets consists of considering supercritical operation of the inlet for high Mach numbers.

In this case any inlet geometry corresponds to a line on the diagram A_0 as a function of M_0 and angle of attack. This curve is also a function of the geometry of the entrance and of the contraction ratio. The inlet can be choked because of an existing contraction ratio larger than the contraction ratio required to establish supersonic flow inside the duct. In this case the flow in the converging part of the duct is subsonic and downstream of the throat again becomes supersonic in a limited region. Choked conditions produce stable flow; therefore, a first possible means of mass flow regulation consists of having an inlet design with variable minimum area and fixed entrance geometry. A typical example of such an inlet is shown in *Fig. 6*. By selecting the value of A_{\min} below the minimum value required by the starting

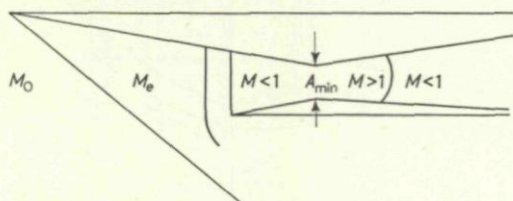


Fig. 6. Choked air inlet.

conditions for a particular value of M_e , a strong shock can be produced in front of the inlet. The position of the shock changes when the value of A_{\min} changes and the mass flow entering the inlet is proportional to the value of A_{\min} . This scheme is simple, as it requires a change of only one geometric parameter, and can be of practical interest if the value of M_e is smaller than M_0 for all flight conditions. In this case the presence of a strong shock in front of the inlet does not produce large losses of pressure recovery in front of the inlet and by a suitable design it can be made to produce only a small increase in drag. For this type of a design the part of the airplane which produces the reduction of Mach number from M_0 to M_e can be conveniently chosen, so that the variation of A_{\min} above the starting values (unchoked inlet) follows a trend very close to the average engine requirement.

In *Fig. 7* simple examples of possible variations of A_0 with M_0 for started conditions are given for inlets having two-dimensional compression surfaces ahead of the inlet. In order to indicate the possibility of obtaining different variations of A_0 with M_0 three cases are considered. The first case considered corresponds to a simple wedge. The second case corresponds to two compression surfaces, while the third case corresponds to a compression surface generating a shock wave followed by an expansion. By conveniently selecting the shape of the surface from the leading edge to the entrance it is possible to obtain a variation of A_0 with M_0 which follows a trend very close to the average engine requirement.

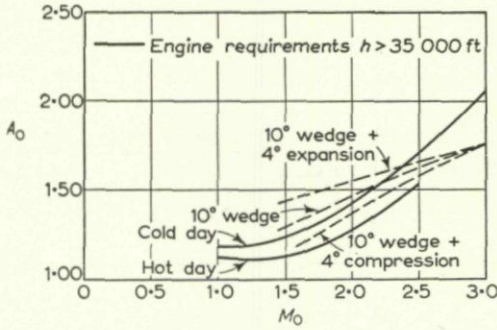


Fig. 7. Performances of air inlets with two-dimensional compression surfaces ahead of the inlet.

This design can be made efficient from the point of view of inlet pressure recovery and from the point of view of external drag. For example, if the compression surface considered is a wing at an angle of attack then the reduction of Mach number from M_0 to M_e does not penalize the design because the resultant drag is already utilized in order to produce lift, and therefore, this drag must not be associated with the inlet. The presence of a strong shock in front of the inlet increases the drag but this increase can be kept small if the increase in pressure is utilized by advantageous interference design.

A similar design is shown in Fig. 8 where the nose of the fuselage is used as the compression surface. For Mach numbers of the order of 1.5 or below the flow in front of the inlet is slightly supersonic or subsonic, therefore, a variation of inlet mass flow is possible without a severe penalty in drag and without inlet instability. In this case fixed geometry inlets are practical.

A second possibility consists of using a variable geometry scheme which changes the entrance region in such a way that the correct stream tube is captured for each flight Mach number and value of the static temperature. In this case it is also convenient to install the inlet in a region where the local Mach number is lower than the free stream Mach number. The variation of inlet geometry can be designed to

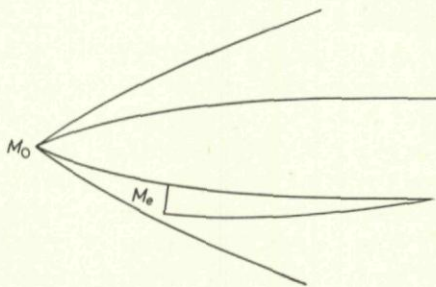


Fig. 8. Air inlet placed behind the fuselage shock wave.

INLET - ENGINE MATCHING

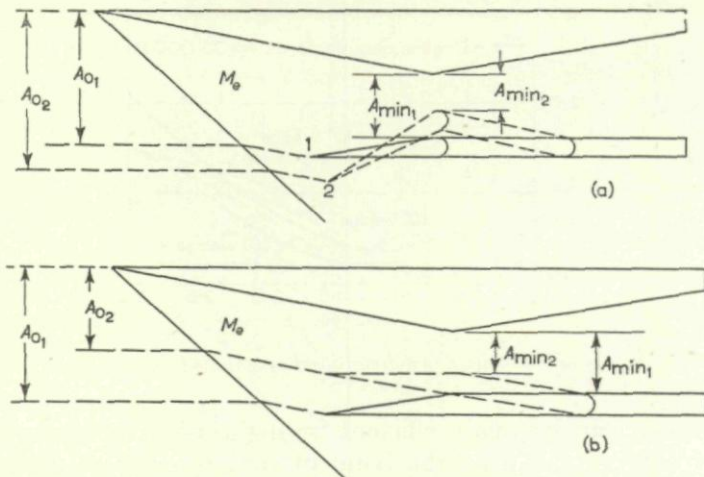


Fig. 9. Variable shape air inlets.

produce variations of A_e and A_{min} which are independent (Fig. 9a). With this type of design the variation of A_e follows the engine requirements, while the variation of A_{min} fixes the transition from supersonic flow to subsonic flow as close to the minimum section as is practically possible in order to obtain maximum inlet pressure recovery. This type of inlet requires a variable geometry having two independent parameters and two separate controls, and, therefore, is somewhat more complicated than the variable geometry inlet having only one parameter variable. In some applications the variation of A_e and A_{min} can be related and can be obtained by a single control. Specifically if the value of M_e is small, a variation of the value of A_{min} from the optimum value does not produce a severe penalty in pressure recovery and, therefore, a single value of A_{min} can be used for a given value of A_e . In the first case the mechanical design is simple but some compromise is required in the aerodynamic design. A typical example of such a configuration is shown in Fig. 9b. By changing the position of the minimum area and the geometry of the inlet, the variation of the ratio A_{min}/A_e as a function of A_e can be designed to match approximately the requirements of the engine.

A third direction often considered practical consists of using a fixed inlet entrance and bypassing the amount of entering air in excess of the engine requirements. In this case it is also convenient to install the inlet in a region where the variation of M_e produces a variation of A_o close to the required variation of the engine (Fig. 10). The bypassed air can usually be discharged at the exhaust and used as secondary flow in the nozzle. If the value of M_e is small, a fixed geometry inlet can be used, or if M_e is sufficiently large a variable geometry inlet having a control of A_{min} is required. The bypass solution can be

practical when the airplane must make large maneuvers because the inlet can be designed to handle a large amount of mass flow without too large a penalty in airplane performance.

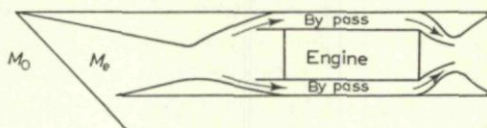


Fig. 10. Fixed air inlet with by-pass of the excess air.

All the solutions considered must have a variation of geometry dependent upon the flight Mach number and ambient temperature, therefore, at least two controls are required.

4. CONTRACTION RATIO DESIGN

Depending on the value of the maximum Mach number in front of the inlet, a converging or converging-diverging inlet is required. In the Mach number range below 2, the amount of internal compression required is usually small because a large deceleration of the flow can be obtained in front of the inlet without a large penalty in drag. In this case no internal contraction is used and the minimum area is located at the entrance. This type of design simplifies the engine control because by controlling the entrance area, a variation of mass flow entering the inlet is obtained. An example of such a scheme is shown in Fig. 11. For higher Mach numbers it is more difficult to produce a sufficient amount of external compression without a large

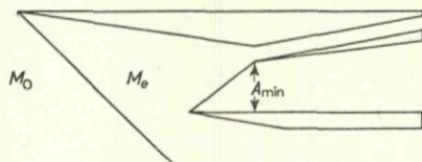


Fig. 11. Air inlet with no internal contraction.

increase in drag. In this case the use of internal compression can be a convenient means of obtaining good pressure recovery of the inlet. When internal compression is used, all the considerations related to starting problems become valid. Because variable geometry inlets are required for other reasons, contraction ratios above those dictated by starting requirements can be obtained, and, therefore, pressure recovery values above those obtained with fixed geometry inlets can be expected. In this case the variation of throat area must be scheduled very accurately because large variations of airplane performance and operation will result if the strong shock moves in front of the inlet due to a delay between the variation of minimum throat area and the variation of Mach number in front of the inlet.

5. THE EFFECT OF ANGLE OF ATTACK

A serious problem encountered in the engine installation is the effect of angle of attack on the inlet performance. A variation of angle of attack affects the performance of any of the inlets discussed. This variation changes the mass flow entering the inlet and the optimum pressure recovery, and can produce flow distortion at the engine entrance. These effects can be very large for some inlet designs and installations; however, they can be minimized in some inlet installations.

Consider, for example, the four inlets shown in *Fig. 12*. For the inlet shown in *Fig. 12a*, a variation of angle of attack produces a variation of shock strength and position as indicated, and produces a

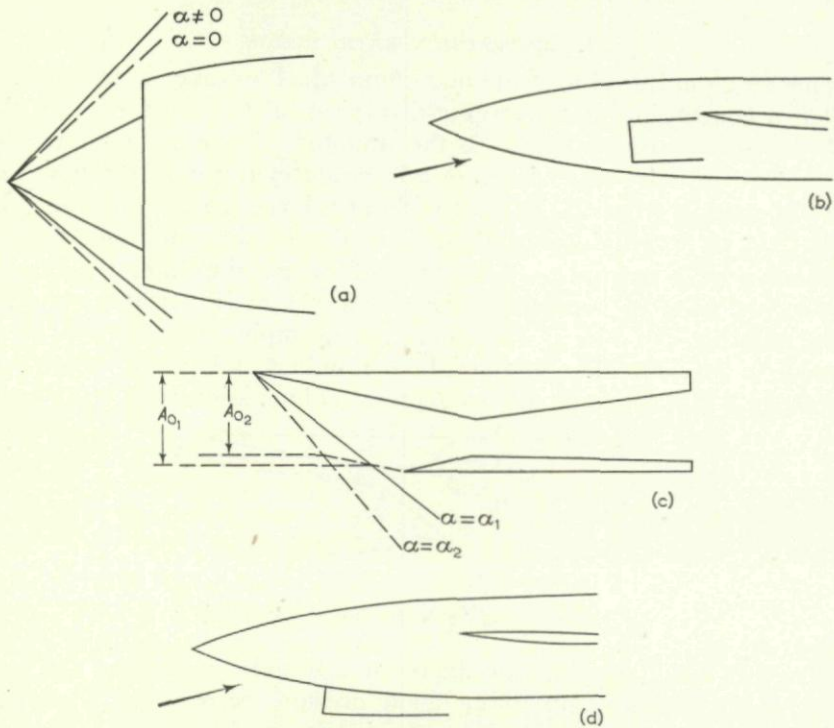


Fig. 12. Air inlet operation at various angles of attack.

cross flow on the central body which tends to cause the boundary layer to accumulate on one side of the body. For the inlet shown in *Fig. 12b* the cross flow of the fuselage produces a large effect on the inlet and tends to produce a large non-uniformity of the flow. For the inlets shown in *Figs. 12c* and *12d* the variation of angle of attack corresponds to a variation of the Mach number in front of the inlet, without a variation of flow direction ahead of the inlet. The inlet installations shown in *Figs. 12a* and *12b* are sensitive to angle of attack. A variation

of angle of attack for these inlets usually produces flow distortion and losses in pressure recovery. The inlet installations shown in *Figs. 12c* and *12d* are less sensitive to angle of attack with respect to pressure recovery or flow distortion; however, they have a variation of mass flow entering the inlet as a function of angle of attack. For the case of high flight Mach numbers, this can be easily corrected by the variable geometry that is required in the design, while for the lower range of flight Mach numbers this variation does not require any additional provision.

The losses in pressure recovery due to the building up of the boundary layer or to local separation due to angle of attack can be very large, while the flow distortion can introduce difficulties in the operation of the engine.

Especially at high Mach numbers any non-uniformity in the supersonic pressure recovery can produce large losses in pressure recovery. This is also the case if the non-uniformity affects only a very small

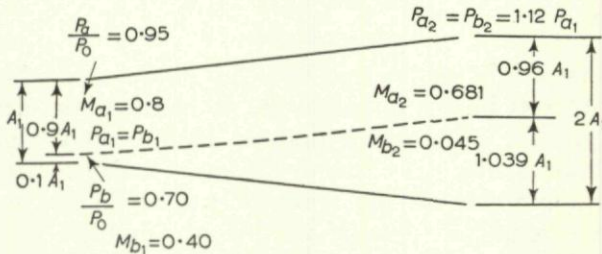


Fig. 13. Non-uniformity effects on internal flow.

percentage of the mass flow entering the inlet, as in the instance of non-uniformity related to local separation or to an envelope of shock waves. The importance of non-uniform supersonic pressure recovery in the flow field can be easily explained by simple one-dimensional flow considerations. Consider, for example, a supersonic inlet producing 95 per cent pressure recovery in 90 per cent of the mass flow and 70 per cent pressure recovery in 10 per cent of the mass flow at the beginning of the subsonic part of the diffuser. The mass averaged pressure recovery in the supersonic region is high and if an efficient subsonic diffuser could be designed for these initial conditions, the inlet would give good performance. However, due to the large reduction in pressure recovery of a small part of the flow the efficient deceleration of such a stream is extremely difficult. Assume, for example, that the Mach number at the beginning of the subsonic diffuser is equal to $M = 0.8$ in the high pressure recovery part of the stream and $M = 0.4$ in the other region; the static pressure in both streams being the same (*Fig. 13*). If a diffuser having an expansion ratio of 2 is considered and the mixing between the two streams is neglected, the

amount of diffusion for these initial conditions corresponds to a pressure ratio of 1.12 and the Mach numbers at the end of the diffusion are 0.68 and 0.045 for the high energy and low energy streams, respectively. The size of the different streams at the end of the diffuser are shown in *Fig. 13*. If the initial conditions were uniform and equal to the high pressure recovery conditions the diffusion in the duct would correspond to a pressure ratio of 1.43 and a Mach number at the end of the diffusion of 0.3. Mixing of the high energy and low energy streams decreases these differences, however, the mixing length in diffusers of practical interest is small, therefore, these effects still exist in front of the engine. The engine requirements fix the Mach number at the entrance of the engine; therefore, if losses are produced in a small part of the stream due to a variation of angle of attack, then a large variation of inlet geometry is required in order to correct the large effects in the diffusion process due to this non-uniformity and in order to avoid large losses in pressure recovery. This non-uniformity of flow conditions is also dangerous for the performance of the compressor for some of the flight operations.

6. CONCLUSIONS

The problem of inlet design and inlet installation are related to each other. By correct inlet installation the problem of inlet design can be simplified greatly. The Mach number in front of the inlet can be reduced to values which can permit the use of fixed geometry inlets for flight Mach numbers on the order of 1.6, while for higher Mach numbers this reduction permits the use of simplified inlet schemes. The effect of angle of attack variation can also be simplified by convenient inlet installation, and is of primary importance in the inlet design. The problem of matching the inlet and engine usually requires variable geometry inlets for Mach numbers somewhat above 1.6. In this Mach number range inlets having only a single variable parameter are of practical interest if the installation of the inlet is carefully considered, otherwise two parameters must be changed. The use of a bypass as a control of one of the parameters appears to be attractive in many airplane applications.

SOMMAIRE

Ne pouvant faire état dans cet exposé que d'éléments techniques non secrets, l'auteur s'en tient à la discussion des problèmes généraux sans aborder l'examen de solutions particulières. L'étude ne s'étend qu'aux conditions de vol à des vitesses supersoniques, le cas des vitesses subsoniques étant supposé connu.

Spécification des moteurs: afin de transformer les spécifications des moteurs telles qu'elles sont données par les constructeurs, le paramètre $W\sqrt{\theta}/\delta$ ou W/δ connu en fonction de $N\sqrt{\theta}$ et θ est traduit en valeurs du paramètre de prise d'air, A_0 , de l'écoulement libre capté par l'engin, en fonction de la pression d'arrêt récupérée dans la prise d'air et de la température de l'écoulement relatif (journée chaude, froide ou normale). On en déduit la variation de A_0 en fonction du nombre de Mach considéré. L'auteur signale les conséquences résultant de l'inadaptation des performances de la prise d'air aux exigences du moteur. La conclusion de cette analyse fait ressortir que les valeurs requises pour A_0 en fonction de M se situent dans tout un domaine du plan et non sur une courbe unique. Par conséquent pour obtenir les meilleures performances il est nécessaire d'avoir une prise qui permette un certain réglage de A_0 . Des solutions intermédiaires sont examinées.

Configuration de l'entrée de la prise d'air; exigences fondamentales:

(a) Possibilité de réglages de grande amplitude— en s'y conformant, on crée en général une forte traînée extérieure, des interactions ou des instabilités de l'écoulement; (b) Emploi de conduits de décharge; (c) La meilleure solution est de choisir une configuration d'entrée qui tende à suivre la demande générale du moteur et fasse appel aux décharges pour le réglage final. L'auteur donne des exemples de prises à deux dimensions et de révolution, pour différentes variations de A_0 en fonction de M .

Influence de l'angle d'attaque: Trois conséquences sont indiquées: (a) Changement du nombre de Mach en amont de la prise; (b) Changement de la section captée A , à chaque nombre de Mach; (c) Déformation, diminution du facteur de récupération de pression et baisse de sensibilité des modes de réglage. La première ne soulève aucun problème important, les deux autres peuvent augmenter les difficultés rencontrées dans le dessin de la prise. L'auteur analyse les montages susceptibles d'augmenter ou de diminuer l'influence de l'angle d'attaque.

Choix du rapport de contraction: le rapport de contraction est fonction du nombre de Mach et de la récupération de pression à l'entrée. Les valeurs du facteur de récupération dans la partie supersonique de l'écoulement et dans le diffuseur subsonique étant données, le rapport de contraction peut être déterminé en fonction du nombre de Mach à l'entrée pour chaque valeur particulière du facteur de récupération total nécessaire. On peut ensuite établir un diagramme donnant les valeurs de la section du col en fonction de M à l'entrée.

Conclusions: (a) Pour $M < 1,6$, il est possible d'avoir une prise de caractéristiques géométriques fixes; (b) Pour des nombres de Mach plus élevés deux contrôles sont en général nécessaires; (c) Un moteur de conception convenable tenant compte de la fixation de la prise et de la conformation de l'avion permettra de conserver une prise fixe au-dessus de $M 1,6$.

INLET - ENGINE MATCHING

LIST OF SYMBOLS

A_0	Cross-sectional area of the free stream tube entering the inlet.
A_{\min}	Minimum cross-sectional area of the stream tube entering the inlet.
A_e	Cross-sectional area of the entrance to the inlet.
h	Altitude.
M_0	Flight Mach number.
M_e	Mach number at the entrance to the inlet.
N	Engine rev/min.
P_0	Free stream stagnation pressure.
P_2	Stagnation pressure at the entrance to the compressor.
T_0	Stagnation temperature of the air.
W	Weight flow.
α	Angle of attack.
δ	Ratio between the stagnation pressure at the entrance to the compressor and a reference pressure.
θ	Ratio between the stagnation temperature at the entrance of the compressor and a reference temperature.

INTERPRÉTATION DES ESSAIS DE PRISES D'AIR SUPERSONIQUES

L. VIAUD

Chef de Division de Recherches
Office National d'Études et de Recherches Aéronautiques, Paris, France

En raison du nombre élevé des paramètres qui définissent les formes d'une prise d'air et les régimes de fonctionnement, on est conduit, pour les recherches expérimentales sur la captation, à utiliser des maquettes assez schématiques, dont on donne quelques exemples. Après avoir rappelé quelques définitions du rendement de la prise d'air et de sa résistance aérodynamique, on examine les difficultés que l'on peut rencontrer au cours des expériences et dans leur interprétation. On insiste particulièrement sur le débit capté qui est l'une des grandeurs les plus importantes et parmi les plus difficiles à déterminer avec précision. Sa mesure est d'autant plus délicate que, par suite des dimensions souvent très réduites des souffleries mises à la disposition des expérimentateurs on est conduit à opérer sur des maquettes à très petite échelle. Afin de pouvoir comparer entre eux des résultats obtenus dans des conditions fort différentes, il est intéressant de définir une maquette de prise d'air étalon aussi simple que possible. Il nous a paru nécessaire dans une première étape de chercher uniquement à confronter les rendements de captation, sans faire intervenir la résistance externe, celle-ci étant trop liée aux formes générales de l'appareil sur lequel est placée la prise d'air. La forme proposée est celle d'une entrée en pitot simple suivie d'un divergent qui conduit à des réalisations faciles même à échelle très réduite.

1. IMPORTANCE DES RECHERCHES SUR LA CAPTATION DE L'AIR

L'accroissement de la poussée des réacteurs fonctionnant avec l'air ambiant comme fluide moteur entraîne un développement correspondant de la dimension des prises d'air. Ces dimensions sont telles sur un avion supersonique qu'elles conditionnent le tracé même de l'avion.

Mais ce n'est pas uniquement par leurs dimensions que les prises d'air sont importantes. Destinées à capter et diriger l'air vers le moteur, elles ont également comme fonction de faire subir à cet air des transformations: notamment de réduire la vitesse en augmentant sa pression; comme telles, elles constituent donc un organe de la machine propulsive au même titre que le compresseur, le foyer ou la turbine.

Il arrive même que la prise d'air constitue l'élément moteur essentiel. C'est le cas des statoréacteurs par exemple où la poussée propulsive est appliquée presque entièrement dans le divergent de la prise d'air, la force propulsive de la tuyère d'éjection étant comparativement très faible sinon négligeable.

Naturellement, il ne saurait être question d'établir une hiérarchie

entre les éléments constitutifs de la machine propulsive, celle-ci forme un tout que l'on décompose, de façon parfois arbitraire d'ailleurs, en éléments pouvant être étudiés séparément. Nous insistons seulement sur le fait que pour les avions supersoniques, la prise d'air ne doit absolument pas être considérée comme un auxiliaire, d'ailleurs très encombrant, que l'on cherche à placer en un point de l'appareil où il sera le moins perturbateur aussi bien de l'aérodynamique générale que de la structure ou des aménagements. Un tel point de vue était tolérable sur des avions dont le réacteur consommait une quantité d'air relativement faible et dont la prise d'air de faibles dimensions avait un simple rôle de conduit d'alimentation. Mais il en est tout autrement lorsque la prise d'air devient un élément moteur essentiel. Elle doit être prise en considération au stade initial de l'avant-projet.

On dit parfois que *l'avion doit être dessiné autour de la prise d'air*; c'est absolument certain pour un appareil propulsé par statoréacteur et fort peu éloigné de la réalité lorsque la machine propulsive est un turbo-réacteur destiné à la propulsion supersonique.

Le rôle fondamental des prises d'air de réacteurs supersoniques a conduit au développement de recherches correspondantes, recherches qui sont en grande partie d'ordre expérimental bien qu'il soit souvent fait appel à la théorie des écoulements supersoniques et des ondes de choc en particulier pour guider l'expérimentation.

Or, ainsi que nous venons de le voir, la prise d'air faisant partie intégrante non seulement de la machine propulsive, mais de l'avion lui-même, on devrait en toute rigueur expérimenter sur la machine complète. Outre les difficultés matérielles que cela entraînerait, on ne pourrait, par un tel procédé, qu'étudier des cas particuliers. Si l'on désire au contraire atteindre des lois de caractère général, il est nécessaire de procéder à une certaine schématisation des prises d'air. Naturellement, il importe de prendre beaucoup de précautions lors de cette schématisation si l'on veut que les résultats obtenus soient transposables à des cas concrets. Ce sont ces conditions de validité des essais de prise d'air que nous nous proposons d'examiner ici.

2.1 *Les prises d'air*

2. DÉFINITIONS

Les fonctions d'une prise d'air sont bien définies: capter de l'air atmosphérique, lui faire subir des transformations de pression, vitesse, etc. et le conduire jusqu'au compresseur ou au foyer. Par contre, la prise d'air, en tant qu'objet se prête beaucoup plus difficilement à une définition, puisque en plus de conduites qui canalisent l'air vers le réacteur, la prise d'air comprend des éléments de surfaces situés en amont qui imposent aux filets d'air des déviations et les dirigent vers l'entrée de la prise d'air. Toutefois, nous serons amenés par la suite à une définition de la section de captation telle que la prise d'air pourra être définie comme un

ensemble de conduites, les parois de certaines d'entre elles étant immatérielles.

Il peut être parfois commode de distinguer deux parties dans la prise d'air. La première appelée entrée d'air permet de séparer l'air pénétrant dans la machine de celui qui la contourne. La seconde est constituée par le canal qui conduit cet air capté vers le foyer et que l'on désigne par divergent ou manche selon qu'il est sensiblement rectiligne ou présente des coudes. L'expérimentation pourra être faite sur un seul des deux éléments ou sur l'ensemble. Elle consiste essentiellement à étudier comment la prise d'air remplit les fonctions qui lui sont demandées :

- assurer un certain débit;
- transformer la vitesse en pression;
- amener l'air dans un certain état à l'entrée du foyer.

Mais de plus, le prélèvement d'air en un point de l'avion entraînant généralement une perturbation de l'écoulement externe il convient qu'une étude complète de prise d'air comporte également l'évaluation de cette perturbation.

2.2 Débit capté

Le débit capté par une prise d'air de géométrie donnée est une fonction d'une part de :

- la vitesse de vol,
- l'altitude de vol,
- l'attitude de l'avion (incidence, dérapage);

et, d'autre part, du régime du réacteur.

Ce débit, pour une vitesse de vol et une altitude données est inférieur ou égal à une limite, fonction de ces paramètres et correspondant à l'apparition d'un col sonique dans une section interne de la prise. On appelle *régime subcritique* tout fonctionnement pour lequel le débit varie avec le régime du moteur et est inférieur au débit critique. Le *régime supercritique* correspond aux fonctionnements pour lesquels la prise d'air est saturée et le débit reste égal à sa valeur maximum.

La première caractéristique d'une prise d'air sera donc le débit maximum permis par cette prise, en fonction de la vitesse, l'altitude et l'attitude.

En réalité, on utilisera un coefficient de débit maximum obtenu en divisant le débit capté par un débit de référence :

$$\varepsilon = \frac{W}{\rho_0 V_0 A_1}$$

- ρ_0 étant la masse spécifique à l'altitude donnée,
- V_0 la vitesse,
- A_1 une surface de référence dite section de captation.

2.3 Section de captation

Le choix de la section de captation de référence est parfois assez délicat. Nous proposons de prendre la section droite du cylindre dont les génératrices sont parallèles à V_0 et qui s'appuient sur le contour de la section d'entrée. Cette définition ne soulève

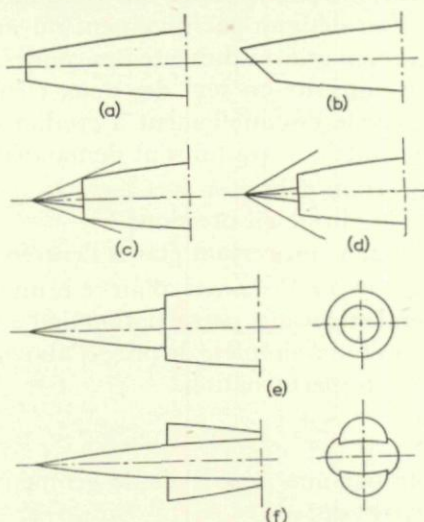


Fig. 1. Schémas de différents types de prises d'air.

pas de difficultés dans le cas où la section d'entrée se présente comme sur les figures 1a et 1b. Il en est de même dans les cas 1c et 1d où il est logique d'inclure les pointes émergentes dans la section de captation. Par contre, pour les prises annulaires (Fig. 1e) ou en écope (Fig. 1f), ce n'est que par analogie que nous pensons préférable de faire entrer dans la section de captation la section de fuselage au droit de la section d'entrée de la prise d'air. Nous verrons d'ailleurs que cette définition s'harmonise avec celle que nous prendrons pour la résistance externe.

Avec cette définition de la section de captation, le coefficient de débit maximum aura toujours des valeurs inférieures ou égales à l'unité.

2.4 Efficacité d'une prise d'air

La seconde fonction de la prise d'air est d'amener l'air capté vers l'entrée du compresseur ou du foyer dans un état bien déterminé.

La vitesse moyenne doit être inférieure à une certaine valeur, largement subsonique, et cette vitesse doit être répartie dans la section de façon aussi uniforme que possible.

Il n'est malheureusement pas commode de chiffrer le degré d'homogénéité de la vitesse, car il faudrait caractériser à la fois

les inégalités locales et les dissymétries. On devra donc se contenter d'établir les courbes de répartition de vitesses à la sortie des prises d'air afin de s'assurer qu'elles sont compatibles avec un fonctionnement correct du compresseur ou du foyer.

La transformation globale de l'énergie cinétique de l'air capté en pression est en revanche beaucoup plus facile à qualifier et on peut définir son rendement qui est la seconde caractéristique importante de la prise d'air.

Si nous désignons par :

p_0, ρ_0 les valeurs de la pression et de la masse spécifique de l'air ambiant à l'altitude considérée et V_0 la vitesse de vol, et par p_f, ρ_f, V_f ces mêmes grandeurs à la sortie de la prise d'air, la conservation de l'énergie nous permet d'écrire que la température d'arrêt est restée inchangée durant la transformation. Toutefois, lorsque les vitesses de vol seront très élevées et que la compression dans la prise d'air s'accompagnera d'une élévation importante de température, il pourra y avoir échange d'énergie sous forme de chaleur entre l'air et les parois de la conduite.

La pression d'arrêt serait également constante si la transformation était isentropique et le rendement serait alors égal à l'unité. Une transformation réelle avec accroissement d'entropie sera caractérisée par un certain rendement tel que celui défini par MAURICE ROY¹ et dénommé *rendement isentropique*, à savoir :

Rapport entre l'augmentation isentropique d'enthalpie pour passer de la pression initiale p_0 à la pression finale p_f , augmentée de l'énergie cinétique résiduelle et divisée par l'énergie cinétique initiale :

$$\eta = \frac{H_{p_0}^{p_f} + E_f}{E_0} .$$

En introduisant les pressions d'arrêt initiale et finale P_0 et P_f et les nombres de Mach M_0 et M_f l'expression du rendement isentropique s'écrit :

$$\eta = 1 - \frac{\left[1 - \left(\frac{P_f}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right]}{\frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_f^2 \right]} .$$

On emploie fréquemment pour caractériser la transformation subie par le fluide dans une prise d'air le rapport des pressions d'arrêt P_f/P_0 qui s'introduit naturellement dans les calculs. L'examen de la formule précédente montre que ce rapport n'est toutefois pas suffisant pour définir le rendement puisqu'il faut connaître également le nombre de Mach M_f .

Il en résulte que pour comparer entre elles les efficacités des prises d'air à un nombre de Mach M_0 donné, il est indispensable de fournir simultanément un ensemble de deux valeurs caractéristiques, le rendement isentropique ou le rapport des pressions d'arrêt d'une part, et le nombre de Mach à la sortie de la prise d'air d'autre part.

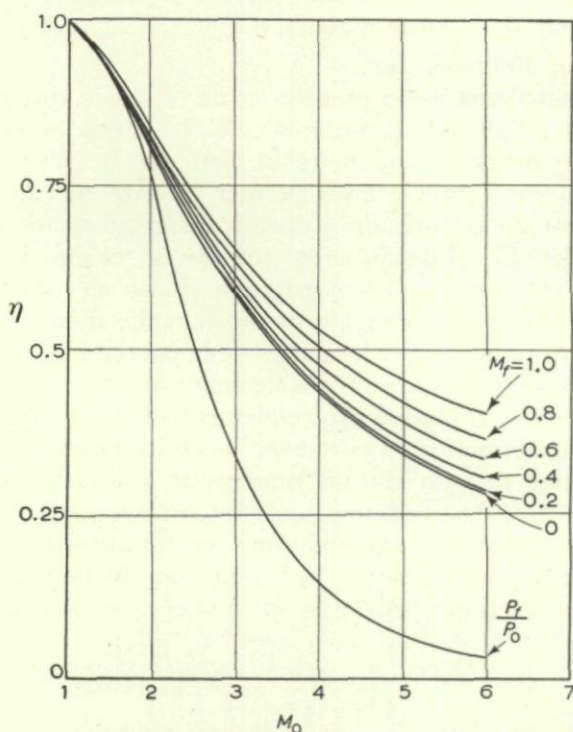


Fig. 2. Comparaison du rendement isentropique d'une prise d'air avec l'efficacité définie à partir du rapport des pressions d'arrêt.

Nous avons représenté sur la Fig. 2 le rendement isentropique d'une prise d'air en fonction du nombre de Mach de vol: nous avons supposé un schéma aérodynamique comportant une onde de choc frontale et une évolution isentropique entre l'aval du choc et la section de sortie de la prise où le nombre de Mach est M_r . Nous avons également représenté sur cette figure l'évolution du rapport des pressions d'arrêt de l'écoulement sortant de la prise d'air et de l'écoulement amont non perturbé: on voit que ce rapport généralement utilisé comme indice d'efficacité de la prise donne un renseignement nettement pessimiste, bien que son évolution soit très semblable à celui des rendements isentropiques.

2.5 *Résistance externe d'une prise d'air*

La résistance d'une prise d'air pourrait se définir comme l'accroissement de résistance externe d'une carène par suite de l'adjonction d'une prise d'air. En réalité, on est amené à une définition sensiblement différente pour des raisons d'ordre pratique.

La définition de la résistance aérodynamique d'un corps creux est donnée comme différence entre la poussée nette, résultante suivant la direction de la vitesse de tous les efforts appliquée à la machine tant par l'écoulement externe qu'interne, et la poussée brute ou interne. La poussée nette est pratiquement la seule force pouvant être mesurée de façon directe soit par un dynamomètre sur maquette en soufflerie, soit par un accéléromètre en vol.

La poussée brute est égale à la variation de quantité de mouvement ou plus exactement de dynalpie entre les sections de sortie et d'entrée. S'il est relativement aisé de déterminer, à partir de mesures de pression, la dynalpie de sortie, il n'en est pas de même de celle d'entrée. En effet, très souvent dans cette section, la grandeur et la direction des vitesses sont variables d'un point à un autre et la section d'entrée elle-même est parfois fort mal définie. Pour lever cette difficulté, on introduit une section d'entrée fictive A_0 définie comme rapport entre le débit W traversant la machine et le produit $\rho_0 V_0$ de la masse spécifique de l'air ambiant par la vitesse de vol.

C'est dans cette section qu'est calculée la dynalpie d'entrée, avec la vitesse V_0 et la pression p_0 . La poussée brute est définie comme différence des dynalpies entre la sortie du réacteur et la section A_0 .

Naturellement, en retranchant de la poussée nette la poussée brute ainsi définie, on obtient pour la résistance externe une définition conventionnelle.

En d'autres termes, pour définir la résistance externe, nous avons :

- 1°—prolongé l'entrée d'air vers l'amont par le tube de courant séparant le fluide pénétrant dans la machine de celui qui la contourne. Cela justifie ce que nous avons dit précédemment lors de la définition des prises d'air;
- 2°—ajouté à la poussée brute réelle la composante axiale de la poussée exercée par le fluide interne sur ce tube de courant;
- 3°—ajouté à la résistance externe la composante axiale de la poussée du fluide externe sur ce même tube.

Naturellement, ces poussées et résistances additives étant égales et opposées, la poussée nette reste inchangée et cette dernière grandeur étant en définitive la seule grandeur intéressante, il ne sera pas nécessaire de procéder au calcul des poussées ou résistances additives, mais seulement de la poussée brute et de la résistance globale, ce qui simplifie considérablement l'expérimentation.

Le caractère artificiel de ces définitions est la conséquence directe de la distinction également artificielle faite entre les écoulements interne et externe et ne doit donc pas surprendre.

3. EXPÉRIMENTATION DES PRISES D'AIR

L'expérience des prises d'air en soufflerie, très semblable à celle de corps fuselés, présente cependant quelques particularités qu'il convient de mentionner.

3.1 *Simulation du réacteur*

En premier lieu, nous avons dit que les caractéristiques de la prise d'air dépendent du régime du réacteur qu'elle alimente. Si nous faisons abstraction de certaines interactions possibles entre le compresseur ou le foyer et la prise d'air et provoquant en particulier des pulsations, le régime du réacteur est, pour la prise d'air, essentiellement caractérisé par son débit.

Ne pouvant généralement pas introduire de réacteur dans la maquette d'essai, le montage expérimental devra donc comporter des dispositifs assurant les variations de débit dans les limites qu'exigerait le réacteur.

Le débit W à travers la section A d'un écoulement s'exprime par le produit

$$W = \rho VA$$

et peut s'écrire en introduisant les valeurs à l'arrêt P , T et la section sonique A_c

$$W = B \frac{P}{\sqrt{T}} A_c$$

B désignant une constante.

Cette relation montre que la variation du débit peut être obtenue en agissant sur la pression d'arrêt P ou la section sonique de l'écoulement A_c , en éliminant une variation de la température d'arrêt T qui supposerait la présence d'un foyer.

Concernant la pression d'arrêt, si l'on exclut la présence d'un compresseur, la variation correspondra à une modification de pertes de charge, ce qui est relativement aisé à obtenir.

Toutefois, comme nous le verrons par la suite, il est nécessaire, non seulement de régler le débit, mais aussi de le mesurer. Or la création de pertes de charge se traduit souvent par des perturbations de l'écoulement peu compatibles avec des mesures correctes, c'est pourquoi la section sonique variable est le dispositif de réglage de débit le plus souvent adopté.

3.2 *Dimensions des maquettes*

Les dimensions d'une maquette dans une soufflerie doivent être choisies de façon que les mesures ne soient pas perturbées par la

présence des parois limitant la veine fluide. Cette condition est satisfaite dans une soufflerie supersonique lorsque les ondes de choc créées par la maquette ne viennent pas frapper celle-ci après s'être réfléchies sur les parois.

Cette condition s'applique évidemment aux maquettes de prises d'air et permet de déterminer leurs dimensions maximums dans la direction de l'écoulement.

Une seconde condition peut également limiter les dimensions transversales. Lorsque l'espace libre entre la maquette et les parois est insuffisant pour assurer le débit de la soufflerie, la tuyère ne peut être amorcée, mais par suite de sa perméabilité, un corps creux pourra avoir un diamètre sensiblement plus important qu'un corps fuselé.

La limitation des dimensions des maquettes en fonction de celles de la soufflerie se présente tout autrement lorsqu'on se limite à l'étude de l'écoulement interne. La seule condition étant alors de ne pas perturber le tube de courant aboutissant à la section d'entrée, on peut augmenter dans de grandes proportions les dimensions relatives de la maquette et de la veine.

L'expérience confirme que dans une veine libre, on peut expérimenter une prise d'air dont la section d'entrée est égale ou supérieure à la moitié de la section de veine.

3.3 *Nombre de Reynolds*

Comme pour tous les essais à échelle réduite, on peut s'interroger sur la validité des résultats obtenus en soufflerie sur des maquettes de prises d'air; on peut toutefois observer que l'influence du nombre de Reynolds d'essai, sera fort différente selon le type d'entrée d'air considéré.

Dans une prise d'air en pitot simple ou à pointe émergente, le rendement d'entrée de la prise d'air sera sans doute peu sensible au nombre de Reynolds.

Il en sera tout autrement d'une entrée du type écope placée sur les parois d'un fuselage, car il faudra alors tenir compte de la présence de la couche limite sur ce fuselage, son influence sur la captation pouvant être considérable par suite d'interaction possible entre les ondes de choc prenant naissance au voisinage de l'entrée de la prise d'air et la couche limite.

Concernant les divergents ou les manches, on doit trouver une influence du nombre de Reynolds analogue à celle qui se manifeste dans toute conduite parcourue par un écoulement fluide.

Enfin, par suite de la présence du système d'ondes de choc plus ou moins complexe en amont de la prise d'air, il est vraisemblable que la couche limite sur la carène est toujours turbulente en aval de la section de captation. Cette circonstance devrait conduire

à une influence beaucoup moins grande du nombre de Reynolds sur la résistance externe d'un corps creux que d'un corps fuselé ordinaire.

4. MESURES

Pour déterminer les caractéristiques des prises d'air, on est conduit à faire essentiellement des mesures de pression soit statique, soit d'arrêt. Seule la résistance externe exige une mesure d'effort. Toutes ces mesures ne présentent aucun caractère particulier, exception faite toutefois de celles correspondant aux régimes pulsatoires de la prise d'air. Nous nous limitons à indiquer quelques unes des difficultés rencontrées pour calculer à partir de mesures, le débit, le rendement ou la résistance externe.

4.1 Débit

Le débit capté est l'une des données fondamentales car non seulement il représente le régime du réacteur alimenté par la prise d'air, mais de plus il sert à déterminer la section fictive d'entrée A_0 permettant le calcul de la poussée brute et de la résistance externe. Nous insistons donc particulièrement sur les précautions à prendre pour sa mesure qui est malheureusement très délicate.

L'une des façons les plus précises de déterminer le débit à travers une section, consiste à intégrer les débits par éléments de section, ces derniers étant déterminés à partir de mesures de pression.

Si nous appelons dW le débit à travers l'élément dA on a :

$$dW = \rho V dA$$

ce qui s'écrit encore :

$$dW = \frac{P}{\sqrt{RT}} \sqrt{\gamma} \frac{M}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} dA,$$

M étant relié à p et P par la relation $M = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P}{p}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}$.

L'erreur relative sur le débit élémentaire en fonction des erreurs sur la pression s'exprime par :

$$\frac{\Delta(dW)}{dW} = \frac{\Delta P}{P} + \frac{1-M^2}{\gamma M^2} \left(\frac{\Delta P}{P} + \frac{\Delta p}{p} \right).$$

Cette expression montre que cette erreur relative dépend essentiellement du nombre de Mach M au point de mesure; elle est minimum lorsque le nombre de Mach est égal à 1.

Nous avons représenté sur la Fig. 3 cette erreur relative en

fonction de M et des erreurs relatives sur les mesures de pressions supposées identiques pour p et P .

On constate que pour obtenir une bonne précision sur le débit il ne faut pas effectuer la mesure dans une section où le nombre de Mach est inférieur à 0,5 et à condition que l'erreur sur la mesure des pressions soit inférieure à 2/1.000ème.

A cette imprécision sur la mesure du débit élémentaire s'ajoute l'erreur introduite par l'intégration dans toute la section des débits locaux, du fait que ceux-ci ne sont réellement mesurés qu'en un nombre de points souvent très limité. Cette erreur sera d'autant plus faible que l'écoulement sera plus uniforme dans la section et également que le nombre de Mach moyen sera plus voisin de 1, ce qui résulte des considérations précédentes.

En résumé, la mesure du débit devra généralement se faire dans

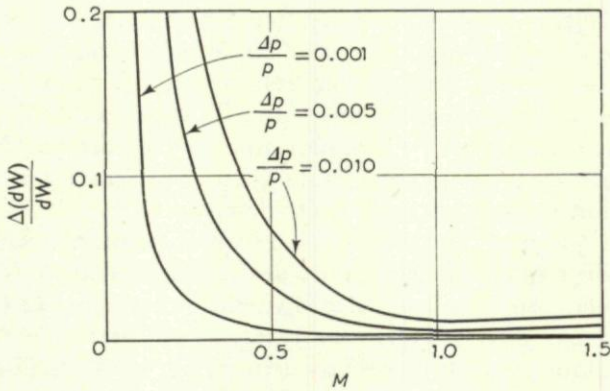


Fig. 3. Recherche de la section optimale de mesure du débit dans une prise d'air.

une section à vitesse aussi uniforme que possible et de préférence sonique; lorsque l'on peut disposer de la place nécessaire il est possible également d'effectuer la mesure du débit par les méthodes classiques du diaphragme ou du Venturi et à vitesse beaucoup plus faible.

Mais nous avons vu que le réglage du débit était souvent obtenu par variation de l'aire d'une section sonique, aussi est-on amené à utiliser la même section pour régler le débit et le mesurer-Ceci peut toutefois présenter l'inconvénient d'une mauvaise définition de la section sonique servant au calcul du débit. Cette imprécision provient d'une part des jeux introduits par le mécanisme servant à la variation de section, et d'autre part, de la possibilité d'établissement de la vitesse du son dans une section qui n'est pas le col géométrique. Il est donc préférable, lorsque c'est possible, de séparer la mesure du débit de son réglage.

4.2 Rendement moyen

La connaissance en un point d'un écoulement de la pression statique et de la pression d'arrêt permet de déterminer immédiatement le nombre de Mach local par la relation :

$$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}$$

Et supposant connues également les conditions infini amont, on peut déterminer le rendement local η par :

$$\eta = 1 - \frac{\left[1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right]}{\frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]}$$

Ces valeurs locales sont généralement suffisantes pour définir le nombre de Mach puisque l'essai d'une prise d'air doit permettre en particulier de connaître la répartition du nombre de Mach dans la section de sortie. Par contre, il est nécessaire de connaître le rendement moyen. Cette moyenne doit se faire par intégration des rendements locaux affectés du débit masse traversant l'élément de section où le rendement a été déterminé.

Ainsi que nous l'avons dit, on utilise fréquemment sous l'appellation de rendement le rapport des pressions d'arrêt P/P_0 et par conséquent, on aura à calculer sa valeur moyenne. Cette moyenne ne doit pas être calculée par intégration comme le rendement isentropique, mais tirée de la valeur moyenne de celui-ci.

En effet, les valeurs moyennes sont reliées par :

$$\bar{\eta} = 1 - \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right) \left(1 - \left(\frac{\bar{P}}{P_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)}{\frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} \bar{M}^2 \right)}$$

qui fait intervenir le nombre de Mach moyen \bar{M} . Si celui-ci est faible comme c'est le cas à la sortie d'une prise d'air, l'expression

$$1 + \frac{\gamma-1}{2} \bar{M}^2$$

est voisine de 1 et l'on écrira :

$$\frac{\bar{P}}{P_0} = \left[\frac{1 + \bar{\eta} \frac{\gamma-1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

4.3 Sondes de pressions moyennes

Il est souvent difficile par suite des faibles dimensions des maquettes, de multiplier les points de mesures dans une section, de sorte que l'obtention des valeurs moyennes par intégration est fort délicate.

On peut, dans certains cas, et en sacrifiant un peu la précision, obtenir directement la valeur moyenne de la pression d'arrêt en utilisant des sondes de pression moyenne.

De telles sondes sont constituées de sondes élémentaires classiques débouchant dans un canal unique. L'expérience montre que, avec quelques précautions, la pression dans ce canal est égale à la moyenne des pressions d'arrêt.² Cette moyenne s'écarte elle-même très peu de celle déduite du rendement moyen.

Connaissant cette pression d'arrêt moyenne on peut en déduire immédiatement le nombre de Mach moyen et le rendement moyen sous réserve que la pression statique soit uniforme dans la section et qu'elle ait été mesurée également.

Naturellement, l'utilisation d'une telle sonde doit être réservée à la détermination de valeurs moyennes (rendement, débit, nombre de Mach) et ne saurait convenir à la connaissance d'une répartition de la vitesse dans une section.

4.4 Mesure de la résistance aérodynamique

La résistance aérodynamique est obtenue au cours d'essais en soufflerie par différence de deux grandeurs ainsi qu'il résulte de sa définition même: la poussée nette et la poussée interne.

Généralement, on ne cherche pas à mesurer la résistance externe de la totalité de l'avion, mais on se limite à la partie avant comportant les prises d'air jusqu'à une certaine section droite dont le choix dépend de la forme générale de l'appareil étudié (Fig. 4).

Une balance aérodynamique permet de mesurer directement la

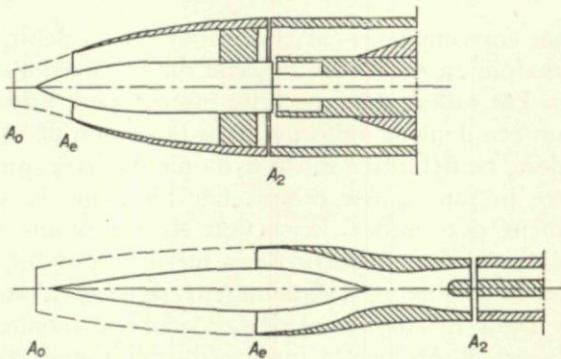


Fig. 4. Schémas de prise d'air pour la mesure de la résistance aérodynamique.

composante axiale de tous les efforts sur la portion limitée à la section A_2 soit R_b . En corrigeant cette force des efforts de pression sur les surfaces solides de la *Fig. 4* considérées comme différence entre la surface totale A_2 et celle de l'écoulement interne A_{i_2} on obtient la poussée nette.

$$R = R_b - \int_{A_2 - A_{i_2}} p dA$$

A partir de mesures de pressions, on détermine par ailleurs, d'une part le débit W permettant de calculer la section d'entrée fictive et la dynalpie d'entrée $p_0 A_0 (1 + \gamma M_0^2)$, d'autre part, la dynalpie dans la section A_2

$$\int_{A_{i_2}} p(1 + \gamma M^2) dA$$

de sorte que la résistance R_x est obtenue par la relation:

$$R_x = R_b - \int_{A_2 - A_{i_2}} p dA - \int_{A_{i_2}} p(1 + \gamma M^2) dA + p_0 A_0 (1 + \gamma M_0^2)$$

La précision avec laquelle la résistance externe est connue par cette méthode ne peut être bonne que si un soin très minutieux est apporté à l'expérimentation.

Si nous examinons successivement les différents termes de l'expression ci-dessus, on peut remarquer que:

— la précision sur R_b peut être bonne par un choix approprié de la sensibilité de la balance, celle-ci, à une seule composante, peut être simple et précise,

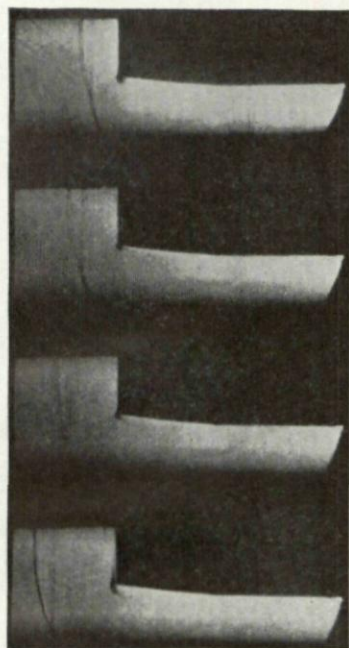
— la correction sur les culots $\int_{A_2 - A_{i_2}} p dA$ peut être également

bien connue car les pressions sont assez faciles à mesurer.

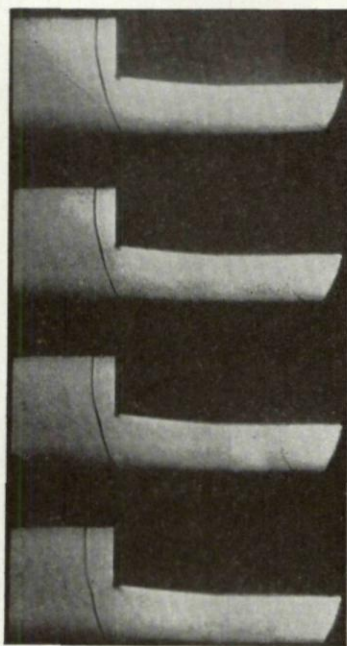
De même, la dynalpie de sortie $\int_{A_{i_2}} p(1 + \gamma M^2) dA$ peut être

déterminée correctement, car contrairement au débit, la précision sur la dynalpie est de l'ordre de celle sur les pressions servant à la calculer. Par ailleurs, la conduite interne peut être tracée pour obtenir un écoulement uniforme dans la section de mesure.

C'est donc en définitive sur la dynalpie d'entrée que l'on pourra commettre la plus grosse erreur, car bien que p_0 et M_0 soient correctement déterminés, la section A_0 est moins bien connue puisqu'elle est définie à partir de la mesure du débit, mesure qui, ainsi que nous l'avons fréquemment signalé, n'est jamais très précise. Dans le cas actuel, il convient de remarquer que les difficultés présentées par la mesure du débit sont encore accrues du fait des fuites qui se produisent dans la coupure 2.



(a)



(b)

*Fig. 5. Photos prises à 3000 images/seconde de l'onde de choc devant une prise d'air du type Pitot ($M = 1,47$)
a—régime de pompage b—régime stable*

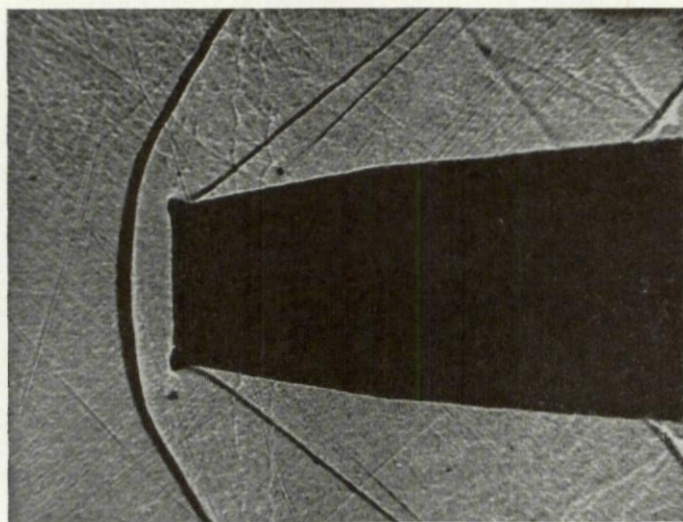
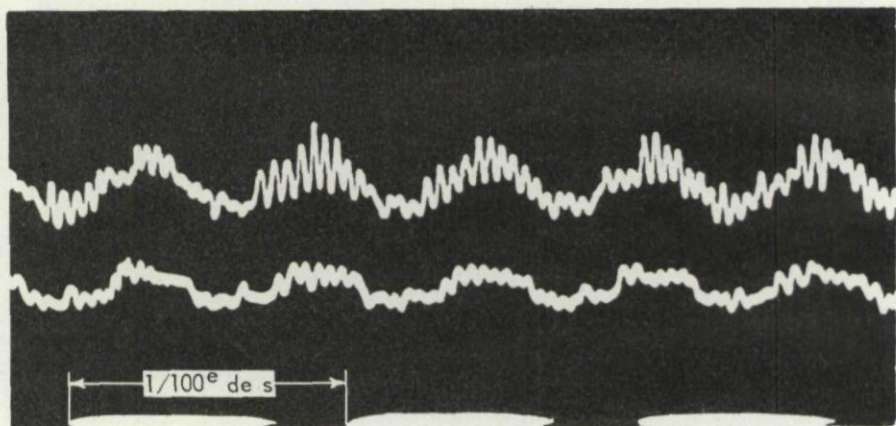


Fig. 6. Photo prise au demi-millionième dans le cas du pompage ($M = 1,47$).

(Facing page 76)



*Fig. 7. Enregistrement de capteurs instantanés de pression.
signal supérieur : pression de paroi au voisinage de l'entrée
signal inférieur : pression de paroi au col de la maquette.*

4.5 Visualisation

La visualisation de l'écoulement au voisinage de l'entrée de la prise d'air par la méthode des ombres ou par strioscopie constitue un moyen d'investigation très utile pour l'examen des configurations des ondes de chocs au voisinage de la prise d'air. Cette méthode est actuellement tout à fait classique.

4.6 Mesures instantanées

Il apparaît dans certains régimes de fonctionnement de la prise d'air des pulsations de l'écoulement dont l'étude est très importante et qui exigent un appareillage de mesure particulier. On utilise principalement la cinématographie ultra-rapide et des capteurs de pressions à très court temps de réponse.

Les photographies de la *Fig. 5* sont extraites d'un film pris à 3000 images par seconde³ et montrent les positions successives de l'onde de choc en amont d'une prise d'air en pitot au nombre de Mach $M = 1,47$, en régime stable (*Fig. 5b*) et au moment du pompage (*Fig. 5a*). A la *Fig. 6* la photo prise au demi millionième de seconde donne l'aspect instantané du choc et de la couche limite.

L'enregistrement simultané de la pression instantanée représenté à la *Fig. 7* permet de déterminer la fréquence et l'amplitude du phénomène.

4.7 Nécessité des essais sur les prises d'air

Les remarques que nous avons faites à propos des mesures servant à déterminer les caractéristiques d'une prise d'air, tendent à montrer que les valeurs obtenues par expérimentation à échelle réduite en soufflerie sont généralement assez peu précises.

Cependant, le but essentiel de telles expériences est beaucoup moins l'obtention de valeurs absolues que la comparaison de différents types d'entrées d'air. Un tel objectif sera à coup sûr plus facilement atteint en utilisant toujours les mêmes méthodes d'essais, réglage du débit en particulier, et les mêmes procédés de mesure des débits et pressions, qu'en recherchant une très grande précision par des procédés très bien adaptés, mais variables d'un essai à l'autre.

Pour cette raison, il nous paraît intéressant de définir une maquette étalon pour servir de base de comparaison à l'efficacité de prises d'air de types différents.

5. PRISES D'AIR ÉTALON

La grande diversité de forme des prises d'air exclut la conception d'une prise d'air étalon considérée comme un modèle plus ou moins idéal. Nous proposons donc d'adopter une prise d'air particulièrement simple

et donc reproductible même à très petite échelle et qui permettrait uniquement de préciser les conditions d'essai, ce qui rendrait possible la comparaison de résultats obtenus à partir de méthodes parfois fort différentes.

Comme première étape nous pensons que la comparaison doit se limiter à la seule efficacité des prises d'air en excluant leur résistance externe.

5.1 *Principe d'un montage expérimental*

Tout montage d'essai de prise d'air en soufflerie comporte en aval d'une section considérée comme la fin du diffuseur de la prise d'air, le dispositif de réglage du débit, d'une part, les différentes prises de pressions permettant la mesure de ce débit et du rendement de la prise d'air d'autre part.

En fonction des dimensions de la soufflerie les dispositifs adoptés sont très différents et la précision obtenue dans la détermination du débit en particulier n'est pas toujours très grande. Ainsi, comme nous l'avons dit, cet inconvénient n'empêche pas l'étude comparative de prises d'air sur le même montage mais rend difficile et souvent impossible la confrontation de résultats obtenus sur des montages différents.

5.2 *Prise d'air étalon*

Nous proposons donc de définir une prise d'air susceptible de s'adapter sur les différents montages expérimentaux. Les résultats obtenus sur cette prise étalon rendraient alors possible la comparaison de performances de prises d'air obtenues dans des conditions différentes.

Une telle prise étalon pourrait être constituée d'un simple pitot sans corps central.

Le rapport des sections d'entrée et de sortie A_e/A_f est égal à 0,5 l'allongement $L/\Phi_e = 4$ correspond à une divergence moyenne de 3° .

La génératrice intérieure pourrait être représentée par un polynôme tel que la pente au bord d'attaque serait de 1° , la pente et la courbure étant nulles à la sortie.

La génératrice extérieure serait libre de façon à permettre l'adaptation de différents montages. Seule la pente de la lèvre serait fixée à 8° par exemple.

6. CONCLUSION

Nous avons exposé les conditions d'expérimentation des prises d'air supersoniques et proposé une maquette étalon permettant de comparer leurs performances; pour terminer, nous mentionnons quelques indications concernant la présentation des résultats d'essais de prises d'air.

Les principales caractéristiques d'une prise d'air sont:

- le coefficient de débit maximum en fonction du nombre de Mach;
- le rendement moyen et le coefficient de résistance externe en fonction du nombre de Mach et du coefficient de débit ϵ ;

elles sont complétées par les courbes de répartition du nombre de Mach M_f dans la section de sortie de la prise d'air ainsi que sa valeur moyenne M_f en fonction de M_0 et ϵ .

Enfin, les modifications de ces caractéristiques sous l'influence de l'incidence et du dérapage doivent également être représentées.

Ainsi que nous l'avons signalé, pour être comparables, les rendements moyens devraient correspondre au même nombre de Mach final M_f . Cette condition ne pouvant jamais être remplie expérimentalement, on est conduit, si l'on désire réellement comparer les prises d'air, à introduire dans l'expression du rendement un nombre de Mach M conventionnel à la place du nombre de Mach final réel.

Cette convention exige qu'au cours de la transformation qui permettrait de passer du nombre de Mach réel au nombre de Mach choisi, la variation de la pression d'arrêt soit négligeable, ce qui suppose que ces nombres de Mach sont assez voisins.

Il nous semble que l'on pourrait adopter 0,25 comme valeur du nombre de Mach conventionnel, le nombre de Mach réel devant toujours être inférieur à 0,4. De telles conditions semblent réalisables dans tous les montages expérimentaux. Cela permettrait d'une part d'éviter la comparaison de rendements obtenus à des vitesses par trop différentes, et d'autre part, d'employer comme caractéristiques de la prise d'air le rapport des pressions d'arrêt au lieu du rendement, ce qui est parfois beaucoup plus simple.

SUMMARY

Due to the great number of parameters which define the shape of an air-intake and its operating-regimes, the experiments on air-intakes are made only on quite schematic models, some of which are described. First some definitions are given for the air-intake efficiency and its aerodynamic drag, then the difficulties encountered during the experimentation and the interpretation of the tests are described. Thus, the internal mass flow rate is one of the data the most difficult to obtain with accuracy. This measurement is even more difficult in the small sized wind-tunnels, often the only ones available, where the scale of the models is very small. In order to compare the results obtained in very different conditions, it is interesting to define a standard air-intake as simple as possible. In a first stage, it is interesting to confront the air-intake efficiencies only, without taking into account the external drag which is too much related to the whole body of the engine. A ram-type standard air-intake followed by a divergent is proposed, the accurate realization of both being easy even on a small scale.

RÉFÉRENCES

- 1 ROY, M. *Thermodynamique des systèmes propulsifs à réaction et de la turbine à gaz*, Dunod, Paris, 1947
- 2 VIAUD, L. "Sondes de pressions moyennes" *Rech. aéro*, no. 48, p. 23, 1955
- 3 NICOLAS, J. "Etude expérimentale des écoulements pulsatoires dans une prise d'air supersonique" *Rech. aéro.*, no. 58, 1957

NOTATIONS

A	Surface d'une section
Φ	Diamètre
L	Longueur
p	Pression statique
P	Pression d'arrêt
ρ	Masse spécifique
T	Température d'arrêt
V	Vitesse
M	Nombre de Mach
γ	Rapport des chaleurs spécifiques
W	Débit
ε	Coefficient de débit
A_1	Section de captation de référence
A_0	Section fictive d'entrée
A_c	Section sonique
\bar{J}	Dynalpie, $\bar{J} = pA (1 + \gamma M^2)$
η	Rendement isentropique
o	Indice des valeurs à l'infini amont
f	Indice des valeurs dans la section de sortie de la prise d'air
H	Enthalpie
E	Énergie cinétique

NAME INDEX

- ADLER, A. A., 42
- BLAKEY, J. W., 29
- BOHM, H., 24, 36
- CARRIÈRE, P., xii, xiii, 1-20
- CONNORS, J. F., 5, 14, 24, 29
- DAILEY, C. L., 36
- DAVIDS, J., 36
- DONALDSON, C. DU P., 26
- DUCARME, J., vii
- EVVARD, J. C., 29, 36
- FABRI, J., viii, 10
- FAUGHT, H. F., 22
- FERRI, A., xvi, xvii, 6, 24, 32, 34, 37, 48-62
- FRADENBURGH, E. A., 31, 32
- HERMANN, R., 21, 36
- HORRIDGE, R. M., vii
- HSU, C. T., 36
- JACK, J. R., 34
- KANTROWITZ, A., 26
- KLEIN, H., 22
- LE GRIVÈS, E., 10
- LUSKIN, H., 32
- MEYER, C. A., 22
- MEYER, R. C., 5, 14, 24, 29
- MOECKEL, W. E., 24
- MULLINS, B. P., vii
- NICOLAS, J., 6, 9, 77
- NUCCI, L., 6, 24, 32, 34, 37
- OSWATITSCH, K. L., 6, 24, 36
- PEARCE, R. B., 17
- ROY, M., 2, 10, 67
- SCHROEDER, A. H., 24
- SIBULKIN, M., 9, 33
- SIESTRUNCK, R., 10
- STERBENTZ, W. H., 36
- TRIMPI, R. L., 36
- VIAUD, L., xviii, xix, 63-80, 75
- WYATT, D. D., xiv, xv, 21-47, 32, 42

SUBJECT INDEX

- Air intake (see also Inlet)
 engine matching, 42, 48-62
 experimentation, 70
 Pitot type, 3, 4
 relative size, 14, 34
 side inlet, 30
 stability, 36, 77
 standard, 77
 variable shape, 28, 56
 wind tunnel model, 70
 with central body, 3, 23
 with external compression, 23, 27
 internal compression, 26, 27, 29, 57
- Boundary layer removal, 30
- Buzz, 36
- Distortion (flow), 38, 58
- Drag
 additive, 7, 32
 external, 9, 29, 32, 69, 75
 friction, 32
- Efficiency (air intake), 4, 22, 29, 66, 74
- Engine
 matching, 42, 48-62
 requirements, 49
 thrust, 12
- Flow
 coefficient, 2, 16, 65
 distortion, 38, 58
 measurement, 72
 stability, 36, 77
- Inlet (see also Air intake)
 choking, 54
 engine-matching, 42, 48-62
 entrance design, 53
 variable shape, 28, 56
- Model (wind tunnel), 70
- Operation
 subcritical, 4, 27
 supercritical, 4, 27
- Pressure recovery, 4, 22, 29
- Pressure loss, 23
- Stability, 36, 77
- Standard air intake, 77
- Subcritical operation, 4, 27
- Supercritical operation, 4, 27
- Thrust, 12, 23
- Thrust coefficient, 14
- Variable shape air inlet, 28, 56

