Zeitschrift: Bulletin technique de la Suisse romande
Band: 82 (1956)
Heft: 16: Aviation, fascicule no 2

Artikel: Les souffleries supérsoniques
Autor: Aellen, Gilbert
DOI: https://doi.org/10.5169/seals-62076

Nutzungsbedingungen
Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften auf E-Periodica. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen sowie auf Social Media-Kanälen oder Webseiten ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Mehr erfahren

Conditions d'utilisation
L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. La reproduction d'images dans des publications imprimées ou en ligne ainsi que sur des canaux de médias sociaux ou des sites web n'est autorisée qu'avec l'accord préalable des détenteurs des droits. En savoir plus

Terms of use
The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. Publishing images in print and online publications, as well as on social media channels or websites, is only permitted with the prior consent of the rights holders. Find out more

Download PDF: 02.07.2025

ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, https://www.e-periodica.ch

Le diagramme de la fig. 4 permet de se représenter facilement les effets décrits ci-dessus. On y voit, portées sur Re, les courbes de c_{w_o}, le paramètre étant la position relative du point de transition. Pour une faible valeur de Re, le point de transition se trouve à environ 40 % de la corde de profil. Plus le nombre de Reynolds devient grand, et plus le point de transition se déplace vers l'avant. On quitte alors la courbe de 40 % pour passer successivement à celles de 30, 20, 10 et 0 %. A ce moment, la couche-limite est entièrement turbulente. Une réduction de c_{w_o} est parfois encore possible, mais un effet s'interpose qui rend c_{w_o} indépendant du nombre de Reynolds : l'effet de rugosité et de sinuosité de surface. Le tracé définitif de la traînée de frottement est alors celui indiqué par un trait gras.

Cette méthode, apparemment compliquée, est encore aujourd'hui mal connue et diversement interprétée. C'est toutefois la seule, à notre connaissance, et ses résultats sont excellents. Le mérite en revient essentiellement à Gruschwitz, qui a mis en évidence les deux éléments vitaux : le critère de $(Re_q)_{\text{crit.}}$ et le calcul direct de la couche-limite, compte tenu des gradients de pression.

533.6.07

LES SOUFFLERIES SUPERSONIQUES

par Gilbert AELLEN, ingénieur E.P.F., Emmen

Le développement des souffleries a pris une ampleur sans cesse grandissante pendant ces vingt dernières années et il est à peine pensable que l'aviation eût atteint son niveau actuel sans leur présence.

Il arrive encore assez souvent qu'on se pose dans les milieux étrangers à l'aéronautique la question légitime de leur nécessité ou tout au moins de la réduction des frais qu'elles entraînent.

On se représente difficilement que le projet de construction d'une soufflerie supersonique équipée normalement et ayant une section de mesure de 0,5 × 0,5 m, soit 0,25 m², aboutisse à la construction d'un bâtiment aux dimensions imposantes abritant une machinerie dont la puissance atteint 20 000 ch, avec tous les accessoires et installations de sécurité, pompe à eau, pompes à vide, dessicateurs, radiateurs, ateliers de mécanique et de menuiserie pour l'entretien de l'installation la fabrication des modèles à étudier.

Le but de ce texte est de présenter les éléments d'une soufflerie supersonique, et de montrer les problèmes principaux qui sont à résoudre jusqu'au jour où l'installation est déclarée propre aux mesures de série.

A. Définitions

Nous distinguerons deux grands groupes de souffleries :

1. *Les souffleries à basse vitesse :* 0-150 m/sec.
2. *Les souffleries à grande vitesse :* 150 m/sec et plus.

Nous parlons d'une soufflerie à grande vitesse lorsque la vitesse atteinte par la veine fluide fait apparaître des phénomènes dus à la compressibilité de celui-ci. Ces phénomènes commencent à se manifester par des nombres de Mach supérieurs à 0,5 (c'est-à-dire 0,5 fois la vitesse du son dans le fluide à l'état considéré).

Dans les souffleries à grande vitesse, nous distinguons quatre sous-groupes principaux :

1. Souffleries subsoniques : $0{,}5 < Ma < 0{,}85$
2. Souffleries transsoniques : $0{,}85 < Ma < 1{,}3$
3. Souffleries supersoniques : $1{,}3 < Ma < 5{,}0$
4. Souffleries hypersoniques : $5{,}0 < Ma < \ldots\ 20$

On retrouve dans chacun de ces groupes les quelques caractères généraux suivants :

a) Elles sont en général du *type à retour* (exception pour les souffleries à buts spéciaux ou des constructions répondant à des spécifications locales).
b) Les dimensions des sections de mesures sont réduites et dépassent rarement 1-2 m².
c) Le système est étanche et permet de faire varier le niveau de pression.
d) Les parois de la section de mesure sont déformables.
e) Présence d'un système d'instrumentation très complet, très onéreux : balances à 3 et 6 composantes, manomètres spéciaux, optiques striométriques ou interférométriques.
f) Equipement pour la déshydratation poussée du gaz ou de l'air employé.
g) Machinerie importante et très puissante (de 1000 — 20 000 ch) suivant les dimensions.

B. Types de souffleries supersoniques

Nous en distinguerons deux :

1. *Soufflerie à action intermittente*

Elle fonctionne soit par aspiration d'air atmosphérique dans un réservoir à vide, cet air passant à travers la section de mesure *(fig. 1)*

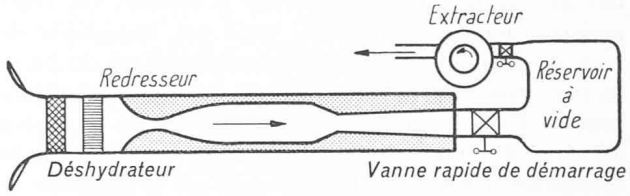


Fig. 1. — Soufflerie supersonique intermittente (fonctionnant par aspiration d'air atmosphérique).

soit par éjection d'air comprimé sortant d'un réservoir à travers la section de mesure et s'échappant à l'air libre *(fig. 2)*.

Le temps de marche de ces deux types est limité et ne dépasse jamais quelques minutes. Elles nécessitent la présence d'une instrumentation spéciale permettant la lecture rapide des résultats désirés. *Leur grand avantage est d'être relativement bon marché* puisque la puissance nécessaire est seulement fonction du temps que

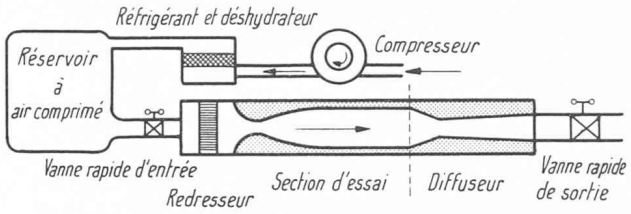


Fig. 2. — Soufflerie supersonique intermittente (fonctionnant par éjection d'air comprimé).

l'on peut sacrifier entre deux essais pour le remplissage ou la vidange des réservoirs.

Il faut naturellement prendre quelques précautions pour obtenir un bon fonctionnement de la veine d'expérience, en particulier, sécher l'air avant son passage dans la section de mesure. Des vannes rapides sont indispensables à une utilisation rationnelle de l'énergie accumulée. Remarquons encore que la soufflerie à éjection d'air comprimé possède l'avantage non négligeable de fournir de très grands nombres de Reynolds avec des dimensions très réduites.

2. *Souffleries à action continue*

Nous y distinguons :

a) des souffleries *à circuit ouvert* : elles servent principalement à l'étude des moteurs (statoréacteurs). Le renvoi des gaz dans la section de mesure n'est pas admissible (turbulence, température, valeurs de z, etc.) ;

b) des souffleries *à circuit semi-fermé*, échangeant une partie de l'air chaud contre de l'air froid afin de maintenir la température d'entrée au niveau désiré pour l'essai ;

c) de nombreuses souffleries *à circuit fermé*, étanches, permettant de faire varier le niveau de pression ou même l'emploi de gaz autre que l'air (Fréon ou Helium, p. ex.).

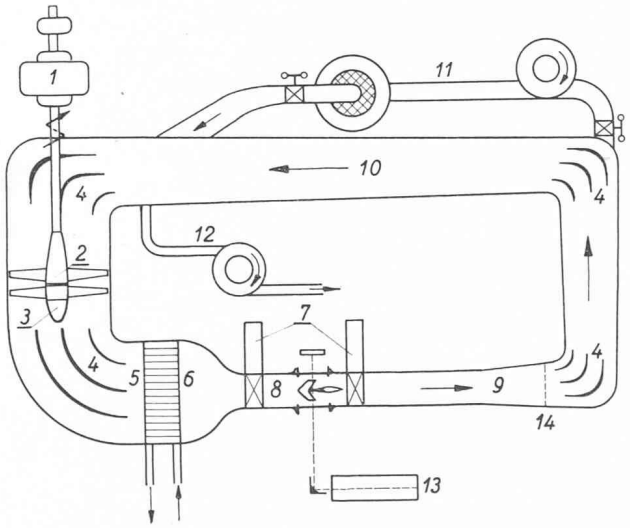


Fig. 3. — Soufflerie supersonique à marche continue.

1 et 2. Moteur et soufflante.
3. Cône support avec engrenages.
4. Aubes de guidage.
5. Redresseur et réfrigérant combinés.
6. Confuseur subsonique.
7. Vannes à isoler la section de mesure.
8. Section de mesure et modèle.
9. Diffuseur supersonique.
10. Diffuseur subsonique.
11. Système de déshydratation.
12. Pompe de réglage de pression.
13. Optique.
14. Grille de sécurité.

C. Fonctionnement d'une soufflerie à retour telle que celle présentée à la figure 3, et description des opérations et phénomènes principaux

Toute opération commence par *le séchage du fluide* contenu dans le circuit. Le système de déshydratation (11) est mis en marche et refoule peu à peu tout l'air du circuit à travers un filtre contenant un produit très déshydratant (Silicagel par exemple). L'opération est répétée jusqu'au moment où le degré voulu d'humidité est atteint. Au besoin le filtre est régénéré, c'est-à-dire que l'eau qu'il a absorbée lui est enlevée par envoi d'air chaud relativement sec qui est ensuite évacué à l'air libre (ce détail d'installation n'est pas tracé sur la fig. 3).

L'instrumentation (manomètres, balances, optique) et la section de mesure contenant le modèle sont contrôlés une dernière fois. Le moteur peut être mis en marche, le fluide comprimé par la soufflante (2) décrit alors le circuit indiqué par le sens des flèches ; une tuyère appropriée lui permet d'atteindre en (8) une vitesse supersonique ; les deux diffuseurs supersonique (9) et subsonique (10) le ralentissent jusqu'au moment où il revient à la soufflante, où le circuit recommence.

Pendant la marche, on contrôle constamment la constance du degré d'humidité et des pression et température au point (6). Pour cela, on dispose du groupe de déshydratation (11) qui peut être remis en circuit, de la pompe (12) (c'est en général un système de pompe et soupape automatiques) qui contrôle la pression P (6) et du réfrigérant (5) qui contrôle la température T (6). Le réfrigérant qui sert de redresseur en même temps est une unité très puissante qui doit éliminer toute la chaleur de frottement du circuit, soufflante y compris.

Il y a plusieurs manières d'utiliser la possibilité de contrôle de P (6) et T (6) suivant le but de l'étude entreprise :

1. *A nombre de Mach constant :*
   - 1.1 On se contente de garder P et T constants, ce qui facilite les dépouillements.
   - 1.2 On fait varier la pression ou la température ou les deux : le nombre de Reynolds change.
2. *A nombre de Mach variable :*
   - 2.1 On garde P et T constants pour faciliter les dépouillements.
   - 2.2 On fait varier P et T de telle manière que Re soit constant pour chaque nombre de Mach.
   - 2.3 On fait varier P pour que $P_{(8)}$ = pression statique reste constante dans la section de mesure pour chaque nombre de Mach (correspond à une étude à altitude constante de l'influence de la vitesse seule).

Pour tous les travaux sur modèles à la section de mesure (8) (par exemple changement de tuyère pour obtenir un autre nombre de Mach) on ferme les deux vannes (7), isolant ainsi le circuit.

(On évite l'introduction d'air humide, ou éventuellement la mise à pression atmosphérique de tout le circuit si celui-ci travaillait en dépression ou surpression.)

La puissance motrice est fournie par un moteur électrique ou directement par des turbines hydrauliques.

Il est important de disposer d'un système de réglage du nombre de tours très fin permettant l'ajustage des valeurs désirées de l'écoulement. Electriquement, ce problème est résolu avec un réglage système Ward-Léonard, hydrauliquement par commande des aiguilles des jets principaux (il s'agit en général de turbines Pelton) et l'adjonction d'un jet réglable de dimension plus petite pour le réglage fin.

Pour les nombres de Mach élevés demandant un rapport de pression plus élevé, un ventilateur, même double, ne suffit plus et il faut le remplacer par une soufflante axiale à étages multiples.

Dans les grandes installations, la machinerie devient très compliquée et lourde, et les températures de marche ne se stabilisant qu'après un temps assez long, on préfère alors laisser tourner la soufflante ou compresseur (entraîné par un moteur électrique) à nombre de tours constant et faire varier la puissance absorbée en changeant l'incidence des aubes d'un même étage !

Il est superflu de décrire les complications constructives que ce problème peut poser.

Le circuit de retour n'est pas seulement une tuyauterie étanche qui doit supporter les pressions ou dépressions intérieures pendant la marche, c'est, de sa forme, de ses dimensions que dépendra le rendement et le bon fonctionnement de l'installation au point de vue mécanique, aérodynamique et acoustique. Sa construction consiste à trouver *le meilleur compromis au point de vue coût, place et rendement.*

Les moyens pour y arriver sont nombreux et connus en général, mais leur emploi judicieux constitue chaque fois un problème nouveau. Il n'est pas rare de voir la mise en service pratique d'une soufflerie retardée par des problèmes de mise au point du diffuseur, élimination de zone de turbulence, égalisation des vitesses dans la veine, réglage des aubes aux coudes de l'installation, etc...

Tout est mis en œuvre pour éliminer les décollements et les turbulences. Ils occasionnent des pertes de pression et de puissance et mettent une installation compliquée et coûteuse en danger, en provoquant des vibrations, voire des ruptures d'aubes de la soufflante pouvant entraîner sa destruction. Après la soufflante, une zone morte provoquera des perturbations difficiles à éliminer et qui peuvent s'étendre jusque dans la veine d'expérience.

Les moyens employés pour lutter contre ces phénomènes sont :

1. Emploi de diffuseurs à faible angle d'ouverture, 3-10° d'angle total.
2. Dessins soignés des aubes de guidage dans les coudes. Le bord de fuite de ces aubes est en général réglable.
3. Aspiration des couches limites et réinjection d'air *sain*.
4. Etude des zones de passage des sections carrées aux sections cylindriques.
5. Diminution des pertes de frottement par traitement des parois.

Cette dernière mesure est particulièrement importante dans les zones à grande vitesse (section de mesure et diffuseur supersonique). La qualité des parois peut y devenir dans certains cas comparable au poli miroir.

Section de mesure et diffuseur supersonique

C'est le cœur de notre installation. Le croquis *(fig. 4)* représente schématiquement son allure. Nous y trouvons trois parties :

1. Le confuseur subsonique.
2. La tuyère supersonique avec à l'arrière le modèle et son support. Remarquons que l'on désigne souvent par tuyère supersonique les parties 1 et 2.
3. Le diffuseur supersonique convergent puis divergent ensuite.

Dans la tuyère en marche, l'écoulement aura l'allure suivante :

Dans le confuseur subsonique, accroissement régulier de la vitesse jusqu'au 1er col où la vitesse du son est atteinte.

Dans la tuyère supersonique, nouvel accroissement de la vitesse jusqu'à la vitesse nominale de la duse.

Dans le diffuseur supersonique, ralentissement saccadé (par chocs) de la vitesse, la vitesse du son est de nouveau théoriquement atteinte au 2e col. Dans la deuxième partie du diffuseur ralentissement progressif subsonique.

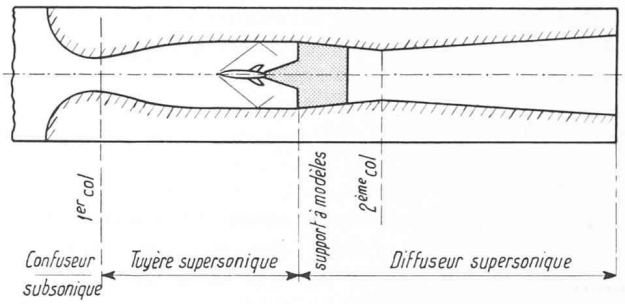


Fig. 4. — Schéma de la section de mesure.

Fonctionnement de la tuyère

Représentons-nous, fermée entre deux parois planes, une tuyère ayant la forme indiquée sur le schéma *(fig. 5)*. Cette tuyère porte le nom de son inventeur, l'ingénieur de Laval qui l'employa pour la première fois dans la construction de machines à vapeur.

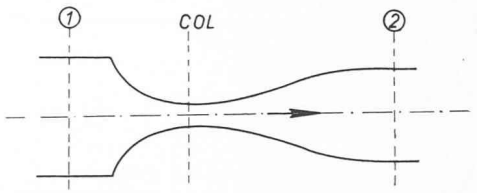


Fig. 5. — Tuyère de Laval.

Sous l'influence d'une différence de pression $P_1 - P_2$ l'air ou le gaz s'écoule, la vitesse de l'écoulement augmentant avec la dépression. Elle est maximum au col de la tuyère puis diminue de nouveau dans la deuxième partie. Si nous augmentons suffisamment la différence de pression, il arrive un moment où la vitesse du son est atteinte au col (pour $P_{col} \cong P_1/2$). La tuyère fournit son débit maximum (en kg/s) pour des conditions fixes en ①. Ce débit vaut :

$$G_{kg/s} = \text{const.} \frac{S \cdot P_o}{\sqrt{T}}.$$

Il est donc proportionnel à la surface S au col, à la pression d'arrêt P_o en amont et inversement proportionnel à la racine carrée de la température absolue (nous voyons ici l'effet de la température qui tend à diminuer le débit comme c'est par exemple le cas dans la post-combustion des turbo-réacteurs).

Si nous diminuons encore la pression en ②, il s'établit dans la deuxième partie de la tuyère un écoulement supersonique dont l'étendue dépend de la valeur de la dépression, cette dépression étant créée par la géométrie de la tuyère, c'est-à-dire le rapport de surface $\frac{S_{col}}{S_②}$.

Dans le cas idéal (sans frottement et en l'absence de chocs (on est d'ailleurs assez près de ce cas en soignant la construction), la détente est isentropique, donc sans frottement et sans échange de chaleur. La pression et la température totale sont toujours les mêmes qu'en amont ; si le contour de la tuyère a été dessiné correctement, l'écoulement est parallèle et uniforme.

Les choses se compliquent lorsqu'il faut *ralentir* l'écoulement ; il y a divorce complet entre les cas subsoniques et supersoniques.

En effet, nous avons à compter avec un phénomène nouveau, inconnu des écoulements subsoniques à ralentissement progressif, *le ralentissement par chocs isolés ou successifs*, le fluide pouvant passer brusquement (sur une distance ne dépassant pas une fraction de millimètre ? !) du nombre de Mach nominal à une vitesse subsonique. Les chocs provoquent des pertes importantes et sont en partie responsables des énormes puissances nécessaires dans les souffleries supersoniques.

Il est intéressant de noter encore quelques chiffres correspondant à la détente isentropique dans la tuyère pour mettre en lumière certaines difficultés pour les réalisations pratiques (basses températures, liquéfaction...).

La veine isolée ne peut pas, pendant la détente, recevoir de l'énergie de l'extérieur. Il y aura donc pour chaque augmentation de vitesse une diminution correspondante de la pression statique et de la température. Supposons que la pression à l'entrée soit 10 000 kg/m² et la température 50° C. Le tableau ci-dessous donne les valeurs de P et T pour les nombres de Mach de 1 à 5.

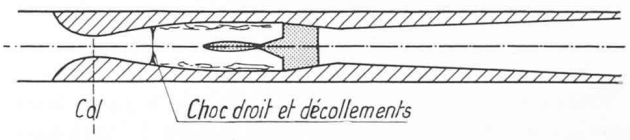
Nombre de Mach	Pression statique	Température
$Ma = 0$	$P_o = 10\,000$ kg/m²	$t = 50°$ C
1	5 280	— 4°
2	1 277	— 94°
3	273	—158°
4	66,6	—197°
5	19,27	—220°

A Mach 5,0 il nous reste donc 19,27 kg/m² de pression statique et l'air qui circulerait dans la tuyère aurait atteint un état très proche de l'état liquide

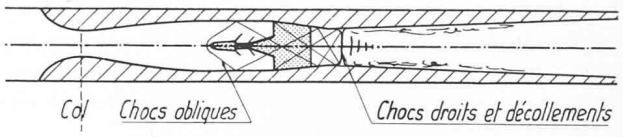
($t_{\text{condensation air}} \approx$ —193° C à 10 000 kg/m²).

On distingue, lors de la mise en marche, trois phases par lesquelles la tuyère et le diffuseur doivent passer :

1. *Phase I :* La quantité d'air passant par le premier col est trop petite pour que la vitesse du son soit atteinte ; toute la tuyère, y compris le diffuseur, fonctionne à un régime subsonique.
2. *Phase II :* La vitesse du son est atteinte au 1er col, mais la différence de pression n'est pas suffisante pour chasser l'onde de choc dans le diffuseur. Une partie de la détente est supersoniqueet il y a un brusque passage par choc droit au régime subsonique. Le choc provoque d'importants décollements dans la tuyère. L'emplacement du choc droit dépend de la dépression fournie par les machines.
3. *Phase III :* La différence de pression a chassé l'onde de choc droite dans la partie divergente du diffuseur. La tuyère est alors complètement amorcée, des ondes de choc obliques se forment sur la tête du corps, sur les crêtes du support à modèle et sur les angles du diffuseur, ces ondes réfléchies aboutissent au col et finissent bientôt en onde droite simple ou multiple, suivies elles aussi d'importants décollements dans le diffuseur.



Phase II



Phase III

Fonctionnement du diffuseur

La tâche du diffuseur supersonique n'est pas différente de celle du diffuseur subsonique, c'est-à-dire transformer le plus possible de l'énergie de vitesse en énergie de pression ; plus son rendement sera élevé, moins il nous faudra de puissance.

Que se passerait-il tout d'abord dans le cas où nous n'aurions pas de diffuseur mais seulement un tuyau s'évasant légèrement derrière la section de mesure. Une onde de choc droite se formerait quelque part provoquant un décollement et le compresseur aurait à fournir la différence de pression totale correspondant aux pertes à travers cette onde de choc droite.

Voici calculés théoriquement les rapports de pressions correspondant à l'onde de *choc droite seule.*

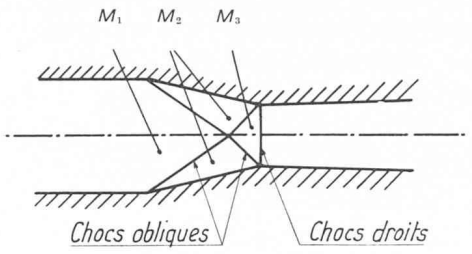
Nombre de Mach	P_2/P_1
1	1,0
2	1,39
3	3,04
4	7,2
5	16,5

Pratiquement, on remplace la tuyauterie évasée par deux parois mobiles entre les deux parois verticales de la section de mesure. Dans la première partie convergente, la vitesse est supersonique et doit diminuer. Il se forme bien à l'endroit de la cassure une onde de choc, mais elle est oblique et entraîne des pertes beaucoup moins importantes ; derrière cette onde de choc le nombre de Mach a diminué et les pertes dues à une onde de choc droite auront diminué elles aussi.

On règlera le diffuseur soit en tournant les parois mobiles autour du premier coude (dans ce cas, c'est l'angle de paroi qui change), soit en déplaçant ces

parois parallèlement à un angle fixe déterminé à l'avance (dans ce cas, c'est simplement le 2e col qui devient plus petit) de telle façon que le choc qui avait été aspiré dans la 2e partie du diffuseur remonte peu à peu en direction du col aussi près que possible de celui-ci.

Théoriquement et dans le cas où la tuyère serait vide, nous aurions l'image suivante des chocs *(fig. 7)* :



Pratiquement ce ne sera jamais le cas, le choc droit provoquera des décollements et il faudra le stabiliser plus bas sur la droite pour que la tuyère reste amorcée.

Le nombre de Mach après chaque choc devient plus petit $M_3 < M_2 < M_1$, il est subsonique après le choc droit. On peut, avec ce système, déterminer pour chaque nombre de Mach l'angle optimum du diffuseur supersonique ainsi que sa longueur. Cet angle correspond aux pertes de choc minimum du dispositif. La hauteur du 2e col est donnée par le rapport

$$\frac{H_{\text{1er col}}}{H_{\text{2e col}}} = \frac{P_{o\ \text{total}}}{P_{\text{total}}}_{\text{diffuseur}}$$

c'est-à-dire que le rapport des hauteurs, ou des surfaces aux deux cols est égal au rapport des pressions totales (ou des pertes).

Dans le cas du choc droit, ce rapport de surface correspond aux chiffres des rapports de pression indiqués dans la colonne de droite de la tabelle ci-dessus.

Mise en place de l'écoulement dans la tuyère et le diffuseur

Le but de cette mise en place est l'obtention d'une veine homogène sur une certaine longueur (définie d'après la grandeur présumée du modèle à mesurer).

Dans la zone définie, il faut un courant parallèle aux axes du canal, un nombre de Mach constant et un gradient de pression nul.

Des difficultés peuvent provenir :

1° des irrégularités dans la distribution de la vitesse en amont de la tuyère ;
2° de la qualité et la forme du confuseur subsonique ;
3° de la présence d'eau dans l'air ;
4° des inégalités dans la forme de la tuyère supersonique ;
5° de la liquéfaction de l'air ;
6° de l'influence de la couche limite ;
7° de l'insensibilité toujours plus grande de l'appareillage de mesure de pression et des systèmes optiques.

1° et 2° *Distribution des vitesses*

Le redresseur a la tâche de débiter à l'entrée de la tuyère un courant parallèle, à turbulence réduite, et surtout à profil de vitesse aussi régulier que possible. Ce résultat dépend de la nature de la veine à la sortie du compresseur (composantes de rotation, décollements), et du rendement de la grille du dernier coude. Par ajustage du bord de fuite des aubes, on arrive à distribuer correctement la vitesse sur la surface du confuseur d'entrée. Le contrôle de la couche limite, par aspiration ou soufflage, l'amélioration de la qualité des parois sont également des moyens efficaces pour obtenir des conditions suffisantes à l'entrée.

Le rapport de contraction $\frac{\text{(Surface devant le confuseur)}}{\text{Surface au col}}$ est en général très grand (et dépend du nombre de Mach — débits variables) et aide aussi à égaliser les vitesses en provoquant un remplissage important à condition toutefois que le contour de la tuyère d'entrée soit dessiné soigneusement.

Si ces conditions sont remplies, nous aurons à l'endroit du col une répartition homogène de la vitesse, c'est-à-dire que la vitesse du son sera atteinte le long de la ligne droite joignant les deux points les plus rapprochés des deux demi-tuyères.

Nous pourrons alors attendre de la détente qu'elle se fasse selon les lois théoriques. Au cas contraire, la vitesse du son est atteinte à travers le col sur une ligne courbe s'inclinant vers l'extérieur de la tuyère et il y aura retard à l'expansion. Ce retard peut gêner considérablement la mise en place de l'écoulement.

3° *Présence d'eau dans l'air*

Nous savons que la détente entraîne avec elle une baisse considérable de la température. Cette baisse est telle que pour des restes minimes d'eau dans l'air, le point de rosée peut être atteint. La vapeur d'eau se condense brusquement. Il y a diminution instantanée du volume et cette diminution provoque un choc que nous appelons *choc de condensation.*

Les effets de ces chocs sont divers et dépendent de l'homogénéité de la répartition et de la quantité d'eau restante dans l'air. Au cas ou l'humidité est répartie uniformément dans la veine, le choc provoquera un changement du nombre de Mach sans influencer beaucoup la qualité de la veine. Une répartition non uniforme de l'humidité provoque des dissymétries dans l'écoulement qui ne sera plus parallèle à l'endroit du modèle.

Un inconvénient supplémentaire du choc de condensation peut être la formation de *brouillard* gênant l'observation optique du modèle. (Remarquons qu'il peut y avoir brouillard sans choc de condensation et réciproquement.)

Pour beaucoup de souffleries de dimensions réduites, ces phénomènes ne se manifestent pas, bien que le point de rosée soit dépassé depuis longtemps. La condensation ayant besoin d'un certain temps pour se déclencher n'arrive plus à temps pour influencer l'écoulement sur le modèle. (Pour une température totale d'entrée de +50° C, le temps moyen pour passer du col à la fin d'une tuyère de 5 m de long ne dépasse pas $^1/_{100}$ s à Mach = 4.)

4° *Inégalités dans la forme de la tuyère*

L'influence de ces inégalités est difficilement déterminable et dépend des dimensions de la tuyère, c'est-à-dire de l'épaisseur de la couche limite. Il faut veiller en premier lieu à conserver la valeur de la tangente en un point donné.

5° *Liquéfaction de l'air*

On y remédie en remplaçant l'air par de l'hélium à point de liquéfaction très bas ou en chauffant l'air à de hautes températures à l'entrée. Comme pour la vapeur d'eau, il y a pour l'air aussi retard à la liquéfaction et certaines souffleries ont mesuré à des nombres de Mach où elle devait apparaître sans remarquer de changements notables dans la nature des résultats.

6° *Influence de la couche limite*

Il est impossible de donner une idée même approchée de tous les phénomènes qui accompagnent la présence de la couche limite compressible dans une soufflerie supersonique.

Pendant la détente, on cherche à la maintenir la plus petite possible, en l'aspirant à l'entrée du confuseur subsonique et en améliorant la qualité de la surface des tuyères et parois verticales.

Son épaisseur reste limitée, grâce au fort gradient de pression négatif de la tuyère et pour autant que les densités ne deviennent pas trop faibles. Son effet se réduit alors à un amortissement des inégalités de la tuyère et à un léger changement du nombre de Mach nominal correspondant à la surface qu'elle occupe à la place de l'écoulement sain.

7° *Insensibilité des instruments*

Nous avons divers moyens de contrôler la répartition des vitesses dans la section de mesure.

a) *Contrôle des pressions statiques.*
Celles-ci deviennent peu sensibles pour les nombres de Mach dépassant 3,0.
A 4,0, une faute de lecture de 1 mm d'H_2O correspond déjà à une erreur de lecture du nombre de Mach de 0,03 unités (soit de 4,0 — 4,03) en supposant la pression totale d'entrée égale à 3 at. Cette erreur monte à

0,05 pour 2 at. et à 0,1 pour 1 at. à l'entrée du confuseur. Cela ne vaut naturellement que dans le cas où la prise de pression statique est parfaite (bords sans aspérités, etc.).

b) *Contrôle de la pression totale.*
Nous introduisons dans la section de mesure un tube à pression totale. Il se forme en amont de celui-ci une onde de choc qui est droite juste à l'avant de l'instrument et se courbe sur les côtés pour prendre l'inclinaison de la ligne de Mach régionale.
On mesure le rapport des pressions totales en amont du choc (on admet généralement un écoulement sans pertes depuis le diffuseur d'entrée) et après le choc (indication du Pitot).
Le rapport de ces deux pressions est univoque pour chaque nombre de Mach.
La sensibilité de cette méthode est cinq à six fois supérieure à celle qui précède, pour un nombre de Mach de 4.

c) *Contrôle des lignes de Mach.*
On provoque à la paroi du canal de légères perturbations qui dessinent un réseau de lignes de Mach dont on peut mesurer l'angle.

d) *Contrôle de l'angle de l'onde de choc d'un cône placé dans l'écoulement et mesure de l'angle total du choc de pointe.*
La sensibilité des deux dernières méthodes dépend de la densité de la veine et de la qualité du système optique. A Mach 4,0 la densité est inférieure à 3 % de celle à l'entrée du confuseur. La déviation des rayons lumineux d'une optique devient faible, l'image produite est floue, et la lecture précise des angles difficile.

On ne se contentera en général pas d'employer une seule méthode mais c'est par comparaison des résultats de plusieurs d'entre elles qu'on arrivera au but recherché.

Dessin et construction de la section de mesure

Il ne suffit pas, pour obtenir une détente propre et un courant parallèle et uniforme, de prendre un pistolet et un crayon et de dessiner une courbe continue. Nous avons déjà dit que le nombre de Mach de la tuyère ne dépendait que du rapport des surfaces au col et dans la partie parallèle. Ceci n'est cependant vrai que si le contour de la tuyère est dessiné selon les lois prescrites, dans le cas contraire la détente continuera et nous aurons un gradient de pression dans la partie parallèle de la section de mesure.

Nous remplaçons pour cela le contour de la tuyère par une série de segments de droite dont la direction s'écarte de plus en plus de celle de l'axe jusqu'à concurrence d'un angle donné qui ne dépend que du nombre de Mach à atteindre ; depuis ce moment, on referme la tuyère jusqu'à ce que l'horizontale soit de nouveau atteinte *(fig. 8 a)*.

La détente complète est alors considérée comme la somme de détentes élémentaires autour des coins formés par les segments de droite. Chacune de ces détentes élémentaires est traitée par la méthode de *Prandtl-Meyer*. Nous parlerons de détentes élémentaires de 1° ou ½° suivant que l'angle que forment les divers segments de droite entre eux est de 1° ou ½°.

La détente autour de chacun des dièdres élémentaires se présente de la manière suivante :

Le fluide arrive avec la vitesse M_1 le long du premier élément de paroi ; à partir du coude, il se propage dans le champ de vitesse primitif une onde de Mach. Derrière elle, la vitesse commencera à s'incliner en même temps que sa grandeur croît. Ce mouvement continue jusqu'au moment où le filet fluide rencontre l'onde de Mach finale provenant du dièdre et correspondant à la vitesse M_2 donnée par l'inclinaison du deuxième élément de paroi.

Nous avons dessiné sur la figure *8 b*, en pointillé, l'angle correspondant à l'état moyen qui est celui que nous considérons dans la pratique pour de petits angles dièdres (1° ou plus petits).

Pour dessiner notre tuyère nous allons maintenant, à partir de chacun des points 1-5, faire partir les ondes de Mach correspondant à l'état moyen et les réfléchir sur l'axe (le dessin d'une moitié suffit).

Notre tâche va se compliquer singulièrement par le fait que les ondes réfléchies sur l'axe vont croiser celles qui viennent de la paroi et qu'à chacun de ces croisements correspond un changement de direction de l'onde ou mieux, des deux ondes se croisant. A chacun de ces croisements correspond en outre un changement de la vitesse en grandeur ou en direction ou les deux, suivant la nature des ondes.

Nous avons reporté sur notre esquisse *8 c* des numéros correspondant au nombre de déviations élémentaires qu'a subi le fluide passant dans un losange. Nous en avons limité le nombre à quatre pour éviter de compliquer la figure.

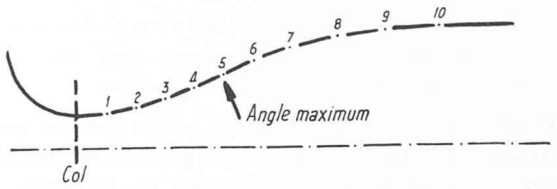


Fig. 8 a. — Tuyère divisée en éléments de détente.

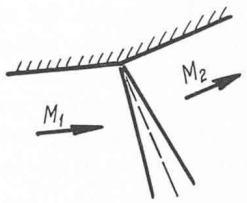


Fig. 8 b. — Element de détente autour d'un dièdre.

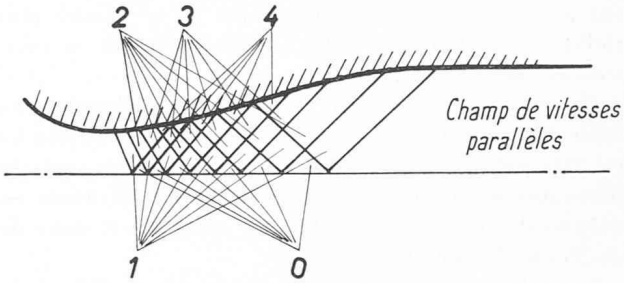


Fig. 8 c. — Schéma de la détente dans la tuyère.

Si nous suivons le chemin de l'onde 1, nous voyons qu'elle part de la paroi, vient sur l'axe, est réfléchie à la paroi, revient sur l'axe et retourne à la paroi où elle est absorbée. Ceci n'est possible que si nous refermons la paroi d'une déviation élémentaire (dans le sens contraire de l'ouverture). Nous constatons d'ailleurs que le champ situé derrière cette onde porte le chiffre 3 = 4 — 1 et qu'à partir de ce moment, la tuyère se referme. Nous continuons cette opération avec toutes les ondes jusqu'au moment où la dernière est absorbée.

Nous avons alors, théoriquement du moins, derrière cette onde un champ parallèle à l'axe et de vitesse uniforme.

Cette représentation, juste en principe, ne donne pas une idée du travail que demande le dessin d'une tuyère pour un grand nombre de Mach. Reprenons le cas de $M = 4{,}0$. Ce sont 33 ondes élémentaires qu'il faudra dessiner avec tous leurs croisements et toutes leurs réflexions, dans le cas où nous prenons 1° de déviation élémentaire (ce chiffre double pour ½°). Il faudra souvent des semaines pour y arriver avec quelque précision.

Dans les souffleries actuelles, les tuyères sont de deux sortes :

1. *Fixes*, en bois ou métal.
Elles ne donnent qu'un seul nombre de Mach. On construit la section de mesure de façon à permettre un changement rapide des tuyères dont on possède

un jeu pour quelques nombres de Mach choisis à l'avance.

2. *Déformables.*
   Ce sont des plaques d'acier de haute qualité à déformation continue sous l'action d'un mécanisme approprié. Elles permettent de faire varier le nombre de Mach d'une façon continue entre les deux valeurs minimum et maximum fixées par la construction. Ces constructions sont en général très compliquées, chères et brevetées.

Il est intéressant de constater pour terminer que la précision dans l'exécution de ces tuyères est encore à l'heure actuelle l'objet de bien des controverses. Les deux extrêmes y sont représentés : ceux qui travaillent au centième de millimètre les contours et les autres qui prétendent pouvoir se contenter d'une plaque à courbure continue dont le contour est assez différent de celui déterminé par la méthode indiquée plus haut.

Comme nous l'avons déjà dit, la considération des tangentes joue un rôle plus grand que celle des cotes absolues, peut-être aussi la couche limite vient-elle dans certaines installations réparer ce que la machine n'a pas pu faire.

D. Conclusion

Il resterait beaucoup à dire sur les systèmes de mesure, les phénomènes dus à la couche limite, l'écoulement sur les corps à vitesse supersonique. Il me semble plus indiqué en terminant de dire quelques mots de la *construction des modèles pour les souffleries supersoniques.*

Ils sont en général en métal léger, quelquefois en acier. Ils ne donnent satisfaction que si l'exécution en est très soignée. On cherche à limiter pour les surfaces portantes en tout cas les erreurs de fabrication en dessous du centième de millimètre (pour des modèles de 25-35 cm d'envergure).

Voici la suite des travaux élémentaires utiles à la construction et à la fabrication d'un modèle.

1. Dessin du projet.
2. Etude des profils des divers éléments et assemblages, calcul des cotes.
3. Dessin du modèle, choix du nombre de gabarits.
4. Dessin des gabarits sur papier spécial ne se déformant pas, avec un fort agrandissement (10 à 40 fois).
5. Photographie du gabarit sur métal et réduction à l'échelle 1 : 1.
6. Découpage à la lime du gabarit (précision environ $^1/_{100}$ mm).
7. Préparation et fraisage préliminaire des différents éléments (fuselage, aile, engrenage, etc.).
8. Ajustage à la lime du contour à l'aide des gabarits. Cette opération se poursuit jusqu'au moment où la qualité de surface voulue est atteinte.
9. Montage du modèle, traitement pour durcir les surfaces.

Cette énumération ne contient pas l'étude, la construction et la fabrication des gabarits auxiliaires de montage.

La maquette d'un avion de chasse moderne avec entrée d'air et écoulement interne exige souvent une centaine de gabarits, des milliers d'heures de travail à la machine à dessiner, à la fraiseuse et puis à la lime, et une patience infinie pour l'ajustage précis jusqu'au moment où la petite merveille est prête pour entrer en soufflerie.

Le coût d'un modèle de 30 cm d'envergure peut atteindre 20 000 fr. Le programme des mesures sera peut-être de 10 heures et puis la maquette ayant joué son rôle rentrera dans son écrin.

Cette dernière constatation pourrait nous faire penser que nous sommes arrivés à une conclusion à l'encontre de celle que nous nous proposions. Il peut sembler que la récolte n'est pas en proportion des moyens mis en œuvre. Il ne serait cependant pas sage d'oublier que la soufflerie est notre outil le plus souple, que grâce à elle nous épargnons à des pilotes les risques des essais. Elle nous permet de recréer les conditions de vol, de visualiser, de palper et de se faire une idée des phénomènes et de leur évolution.

Elle permet *de gagner du temps*, de diminuer, malgré son prix élevé, le coût des essais, d'en augmenter le rendement.

La soufflerie supersonique est donc une installation rentable non seulement pour les recherches aéronautiques, mais aussi pour toutes les machines ou parties de machines en contact avec des écoulements à grande vitesse (turbocompresseurs, statoréacteurs, projectiles, etc.)

VERS L'AÉROBUS A TURBINE

Comparaison entre le moteur à pistons et la turbhélice

par JEAN-PAUL DARMSTETER

Notre comparaison n'intéresse ici que l'avion de ligne, bi ou quadrimoteur. Laissant de côté l'avion à réaction pure (équipé de turbo-réacteurs), nous n'étudierons que l'aérobus à hélice, que celle-ci soit entraînée par un moteur conventionnel ou par un turbo-propulseur, plus justement appelé turbhélice.

L'aéroplane moderne ne cesse de grandir. Son tonnage, ses dimensions, ses performances, sa puissance n'arrêtent pas de croître. Mais — comme l'a dit justement un ingénieur humoriste — l'avion augmente de tout sauf de moteur. Ce sont toujours deux ou quatre moteurs qui tirent (puisqu'il s'agit d'hélices) le plus lourd que l'air. Ainsi la course à la puissance est-elle considérable. Selon une progression, depuis un quart de siècle, assez régulière (encore que nos chiffres soient approximatifs, indiquant la puissance unitaire[1] maximum des avions commerciaux) : 1930 : *500 ch* ; 1935 : *1000 ch* ; 1940 : *1500 ch* ; 1945 : *2000 ch* ; 1950 : *2500 ch* ; 1955 : *3000/3500 ch* ; 1960 : *4000/5000/6000 ch*...Il apparaît que nous assistons à un redressement de la courbe, rendu possible par l'apport de certains perfectionnements *(système compound)* et, surtout, de la turbhélice, dont la puissance atteindra

[1] Par turbopropulseur, ou par moteur à pistons.