

Zeitschrift: Bulletin technique de la Suisse romande
Band: 82 (1956)
Heft: 15: Aviation, fascicule no 1

Artikel: L'aérodynamique supersonique
Autor: Iserland, Klaus
DOI: <https://doi.org/10.5169/seals-62073>

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: 29.06.2025

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



Un radiogoniomètre automatique, installé à la Dôle, indique au contrôleur des voies aériennes, la direction des avions avec lesquels il est en contact.

Le goniomètre automatique

Cet appareil permet de déterminer la direction des avions dans un rayon moyen de 200 km ; grâce à ces deux canaux VHF des relèvements simultanés peuvent être obtenus pour deux avions différents.

Les fréquences utilisées sur le goniomètre étant les mêmes que celles du centre de contrôle, l'opérateur peut connaître la direction d'un avion dès que ce dernier prend contact avec lui. L'appareil principal est installé à la Dôle, il comprend le goniomètre proprement dit ainsi que l'antenne adcock. Les signaux donnant les indications de direction sont transmis par deux émetteurs radio-link de la Dôle à Cointrin et reçus sur deux récepteurs radio-link de même fréquence, puis envoyés sur les deux pupitres indicateurs au centre de contrôle. La figure 4 donne une vue d'ensemble de cette installation.

L'antenne se compose de quatre dipôles dont les bras polarisés verticalement sont orientés vers les quatre points cardinaux (adcock). On associe à ces quatre dipôles une antenne quart d'onde centrale qui sert au lever de doute. La tension haute fréquence induite dans cette antenne est modulée mécaniquement par un condensateur rotatif entraîné par un moteur tournant à 25 tours par seconde. Par sa rotation, ce condensateur couple alternativement les paires de dipôles nord-sud et est-ouest à l'entrée du mélangeur électronique. Le rôle du mélangeur est de combiner les tensions du condensateur rotatif et de l'antenne quart d'onde centrale qui alimente les deux récepteurs. Le récepteur est un super-hétérodyne dont la moyenne fréquence est accordée sur 4,86 MHz. Après démodulation, on obtient une tension de 25 hertz appelée signal à phase variable. Ce signal à phase variable alimente des circuits de mesure, de même qu'un signal de 25 hertz à phase fixe produit par un alternateur couplé au condensateur rotatif de l'antenne.

La différence de phase produite par ces deux signaux permet de lire la direction de l'instrument indicateur. Voyons maintenant comment sont transmis ces signaux de la Dôle à Cointrin.

Etant donné l'impossibilité de moduler des émetteurs radio-links avec des fréquences aussi basses (25 hertz), deux oscillateurs de 1,6 et 3,0 kHz sont modulés avec le signal de référence et le signal de phase variable de 25 hertz. Ces signaux reçus par les récepteurs radio-links de Cointrin sont envoyés par fils sur les pupitres indicateurs. Après démodulation, on retrouve des signaux de référence et de phase variable de caractéristiques absolument identiques à ceux qui alimentent les circuits de mesure à la Dôle, ce qui permet une coïncidence parfaite de lecture dans les indications de direction.

L'introduction de cet appareil dans le système de contrôle des voies aériennes a permis d'augmenter la sécurité et la souplesse du trafic aérien.

L'AÉRODYNAMIQUE SUPERSONIQUE *

par KLAUS ISERLAND, Ing. dipl. E.P.F.

Le 10 mars 1956 le pilote d'essai anglais Peter Twiss établit à bord d'un avion d'essai, le **Fairey Delta 2**, (fig. 1), un nouveau record du monde de vitesse en volant à une vitesse moyenne de **1822 km/h**, soit 1,73 fois la vitesse du son — en langage aérodynamique : à un nombre de Mach de 1,73. Certains avions expérimentaux américains volent depuis deux ans à grande altitude à Mach 2,5, tels que le **Bell X-1A** et le **Douglas « Skyrocket »** (fig. 2) (le nombre de Mach désignant le rapport de la vitesse à celle du son) et même des avions de chasse de série tels que le **Super-Sabre** attei-

gnent en vol horizontal des vitesses légèrement supersoniques, alors que tous les projets actuellement en développement sont prévus pour Mach 1,5 à 2. Le **Lockheed F-104A « Starfighter »** par exemple, révélé tout récemment au public, atteint un nombre de Mach de 2 (fig. 3).

L'aérodynamique supersonique n'est donc plus une science réservée aux laboratoires de recherches mais

* Conférence faite par l'auteur devant la Société Neuchâteloise des Sciences Naturelles, le 23 mars 1956.



Fig. 1. — L'avion de record Fairey Delta 2.

plutôt un domaine, dont la connaissance devient une nécessité absolue pour l'ingénieur aéronautique de nos jours.

Nous voulons dans ce qui suit, non pas donner un aperçu complet de cette science — ce qui nécessiterait l'ampleur d'un livre — mais plutôt indiquer la raison physique et la nature des différences existant entre les domaines subsonique et supersonique de l'aérodynamique.

Lorsqu'un avion se déplace dans l'air, il se crée autour de ses ailes des différences de pression : des *surpressions* sur l'intrados, des *souspressions* sur l'extrados, la force résultante de ces pressions supportant l'avion. Un avion en vol représente donc un champ de pressions s'avancant dans l'air au repos, lui imprimant lors de son passage des perturbations. Mais



Fig. 2. — L'avion expérimental supersonique Douglas D 558/2 « Skyrocket ».

chaque perturbation provoquée dans un fluide se propage comme une onde dans toutes les directions. Quelle sera sa vitesse de propagation dans l'air ? Il est facile de répondre à cette question si nous nous souvenons que chaque son n'est autre qu'une succession de variations de pression de faible amplitude. Une faible perturbation de pression se déplacera donc dans l'air à la *vitesse du son*. Cependant, dans un champ de pressions continu, les variations sont infiniment petites d'un point à l'autre. C'est donc la vitesse du son qui doit être considérée comme vitesse de propagation de tout le champ — d'où le rôle si important que joue la vitesse du son en aérodynamique.

Lorsqu'un avion vole à une *vitesse subsonique*, les ondes de son champ de pressions le devancent comme s'il émettait un signal acoustique. Les molécules d'air se trouvant sur son chemin sont ainsi « averties » de son arrivée, ce qui leur permet d'amorcer un mouvement



Fig. 3. — Le dernier-né des avions de chasse américains Lockheed F-104A « Starfighter » atteignant le double de la vitesse du son.

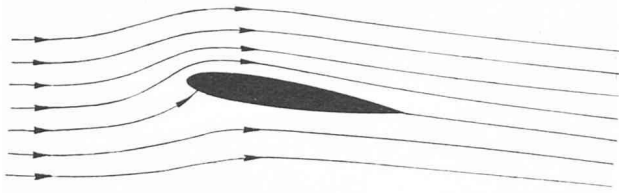


Fig. 4. — Ecoulement subsonique autour d'un profil d'aile.

d'écartement à l'avance. Il en résulte l'allure typique de l'écoulement subsonique, où les filets d'air sont déviés déjà avant l'obstacle (voir fig. 4).

Cependant, le champ de pressions d'un avion volant à une vitesse supersonique ne se propage plus vers l'avant, son déplacement étant plus rapide que sa vitesse de propagation. Les molécules de l'air ambiant sont ainsi prises au dépourvu lors de son apparition soudaine. Leur mouvement d'écartement se fera brusquement, sans préparation préalable, d'où l'allure si différente de l'écoulement supersonique.

Pour comprendre ce qui se passe dans l'espace entier et non seulement sur la trajectoire de l'avion remplaçons — pour simplifier le cas — l'avion par une source émettant à intervalles de temps réguliers une faible perturbation de pression. Lorsque la source se trouve au repos les ondes successives ainsi émises se propagent dans l'air, formant des cercles concentriques qui se déplacent à la vitesse du son (fig. 5, $M = 0$, M désignant le nombre de Mach d'avancement de la source, c'est-à-dire le rapport de sa vitesse à celle du son).

Lorsque la source se déplace vers la gauche à une vitesse subsonique (fig. 5, $M = 0,5$ et $M = 0,75$) les cercles deviennent excentriques puisque, entre l'émission de deux signaux successifs, la source s'est déplacée d'une longueur $v \cdot \Delta t$ (v = vitesse de la source, Δt = intervalle de temps entre deux émissions). Cependant, les cercles restants compris l'un dans l'autre, on voit facilement que, considérés à partir d'un temps suffisamment antérieur, ils rempliront tout l'espace. Remarquons aussi le phénomène de Doppler : les ondes se succèdent plus rapidement à l'avant de la source, alors que vers l'arrière elles sont plus espacées.

Figure 5 : $M = 1$ illustre ce qui se passe alors que la source se déplace exactement à la vitesse du son. L'excentricité des cercles d'ondes ($= v \cdot \Delta t$) et la différence des rayons des cercles successifs ($= a \cdot \Delta t$, où a désigne la vitesse du son) deviennent égales puisque $v = a$. Toutes les ondes ont une tangente commune au point où se trouve la source, celle-ci s'étant déplacée à la même vitesse que les ondes dans sa direction d'avancement. Cette tangente sépare une région n'ayant pas encore été atteinte par les ondes (à gauche) d'une région remplie par celles-ci (à droite). Sur l'axe d'avancement de la source toutes les perturbations émises par elle au cours du vol arrivent en même temps que la source ($v = a$). Si même ces ondes sont très faibles, il suffira que la source vole assez longtemps à la vitesse du son pour que leur sommation résulte en une différence de pression finie, une sorte de choc. Ceci permet d'expliquer le phénomène des « bangs » soniques : lors des démonstrations de vols en piqué avec passage de

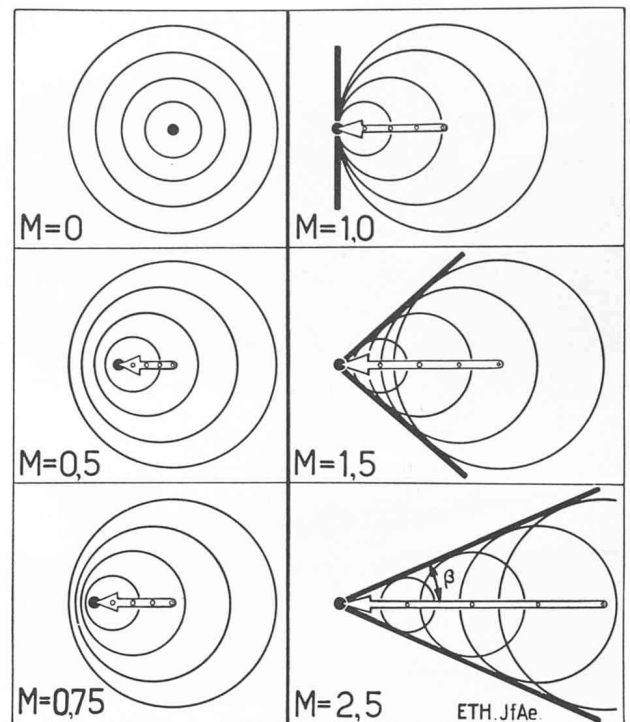


Fig. 5. — Propagation des ondes émises par une source ponctuelle à différents nombres de Mach.

la vitesse du son — pièce de résistance des meetings d'aviation actuels — on entend au sol deux détonations de l'intensité de coups de canon se succédant à quelques dixièmes de seconde. Ce sont précisément les détonations dues à l'accumulation des perturbations lors du vol sonique. Il en existe deux, puisque au cours de son piqué l'avion vole deux fois à la vitesse du son en accélérant en supersonique puis en redécélérant en subsonique.

Dès que la vitesse du son est atteinte dans un écoulement il faut donc s'attendre à des discontinuités de pressions avançant sur un front perpendiculaire à l'écoulement. En considérant le système de coordonnées fixé relativement à l'obstacle, ce front de discontinuités sera attaché à ce dernier et formera un choc droit. La vitesse d'avancement d'un tel front augmentera avec l'intensité du saut de pression produit dans celui-ci — souvenons-nous que la vitesse du son n'est que la vitesse de propagation de faibles différences de pression — c'est-à-dire vu du système relatif, il existera des chocs droits stationnaires aussi à des vitesses supérieures à celle du son. Ils ont la particularité d'amener l'écoulement toujours de l'état supersonique à l'état subsonique. La figure 6 montre des chocs droits — photographiés d'après le procédé Schlieren¹ rendant visibles les différences de densité et par conséquent celles de pression — autour d'un profil d'aile. Bien que l'écoulement à l'infini soit subsonique ($M < 1$), il existe des régions supersoniques sur l'aile à cause de l'accélération locale de l'écoulement, dans lesquelles se forment les chocs.

Enfin, considérons une source avançant à une vitesse supersonique (fig. 5, $M = 1,5$ et $M = 2,5$). Dans ce cas l'excentricité des cercles d'ondes $v \cdot \Delta t$ étant plus

¹ Méthode des stries (optique strioscopique).

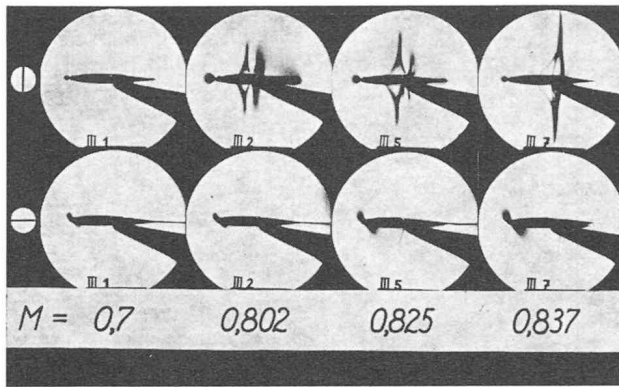


Fig. 6. — Photographies strioscopiques d'un profil d'aile avec écoulement localement supersonique. Dans la rangée supérieure, les chocs droits sont visibles comme ombres noires, dans la rangée inférieure, l'épaississement de la couche limite à travers le choc est rendue visible.

grande que la différence de leur rayon $a \cdot \Delta t$, ceux-ci s'entrecoupent. Ils ont deux tangentes communes formant enveloppe, inclinée d'un angle β par rapport à l'axe d'avancement dont on voit facilement que le sinus vaut

$$\sin \beta = \frac{a \cdot \Delta t}{v \cdot \Delta t} = \frac{a}{v} = \frac{1}{M} \quad \left(M = \frac{v}{a} \right).$$

Ces deux droites partant de la source et séparant les domaines influencé et non influencé par celle-ci (puisque toutes les ondes sont comprises entre elles) s'appellent des lignes de Mach. Plus le nombre de Mach est grand, plus ces lignes sont inclinées par rapport à la verticale, $\sin \beta$ diminuant avec M . Elles avancent avec la source au sommet à la vitesse de celle-ci. Perpendiculairement à elles-mêmes leur vitesse d'avancement est celle du son (= vitesse d'expansion des cercles d'ondes).

Plaçons-nous au point de vue d'un spectateur se déplaçant avec la source, c'est-à-dire dans le système

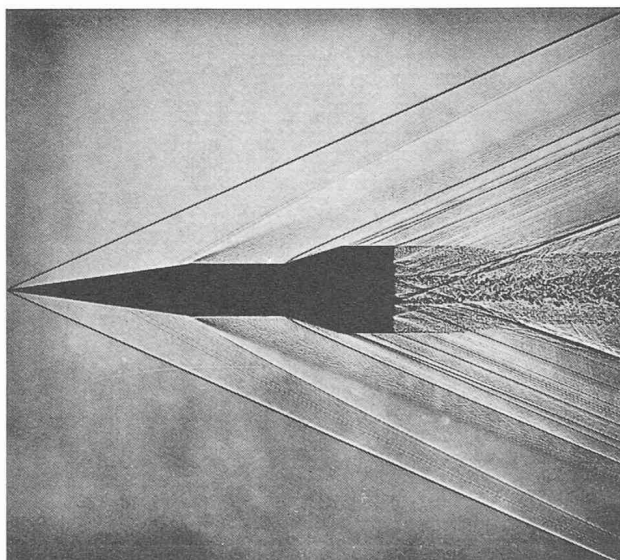


Fig. 7. — Projectile volant à Mach 2,5. La photographie « à ombres » rend visibles les lignes de Mach.

relatif. Les molécules d'air arriveront de la gauche et ne prendront connaissance de la présence de la source qu'au moment où elles traversent une de ces lignes de Mach. Celles-ci « signalent » donc sa présence à l'écoulement.

Appliquons ce résultat à un corps entier se déplaçant à une vitesse supersonique : chaque point de sa surface représente une source de perturbation imprimant sa condition limite à l'écoulement au moyen de sa ligne de Mach (fig. 7).

Chaque point n'influencera donc que la région située derrière lui. Ainsi, il n'aura pas d'influence sur l'écoulement autour de la partie du corps située en amont, caractère essentiel de l'aérodynamique supersonique, puisque les perturbations ne peuvent pas « remonter le courant ». Prenons le cas d'une aile munie d'un volet (par exemple un empennage) : alors qu'en subsonique tout l'écoulement autour de l'aile est altéré en braquant le volet, en supersonique seul l'écoulement autour du volet change, celui autour de la partie de l'aile à l'avant du volet restant inchangé. L'efficacité des gouvernes classiques d'un avion subsonique serait donc fortement réduite en vol supersonique. C'est la raison pour laquelle les avions supersoniques ont des surfaces d'empennage entièrement mobiles (*all moving tail*).

Nous avons vu que l'établissement d'un champ d'écoulement supersonique se fait au moyen des lignes de Mach qui communiquent la condition limite imposée en un point d'un corps ou d'une paroi fixe à l'écoulement. L'ajustement du courant est le même tout au long d'une telle ligne de Mach et est dicté par l'inclinaison de la paroi au point d'où elle part. Une molécule d'air arrivant de l'infini rencontrera au cours de son passage à proximité du corps une infinité de lignes de Mach successives provoquant chacune un ajustement de sa trajectoire « par secousses » puisque chacune lui communique la présence d'une condition limite dont elle n'avait, pour ainsi dire, aucune notion avant de rencontrer cette ligne de Mach. On voit que l'écoulement supersonique s'établit de façon fort différente du subsonique, où la trajectoire d'une molécule, c'est-à-dire un filet d'air, est préparé à l'avance par un champ de pressions s'étendant à l'infini de façon telle que le gradient de pression tient toujours en équilibre les forces centrifuges de la molécule. Il n'est pas étonnant qu'alors les pressions s'établissent d'après d'autres lois que dans le domaine subsonique.

Les conséquences en sont considérables. Imaginons une aile d'une section telle qu'indiquée dans la figure 8.

En subsonique, le champ des pressions s'étendant à l'infini vers l'avant et vers l'arrière, l'écoulement sera symétrique par rapport à l'axe YY' et la répartition des pressions sur l'aile, de même. Considérant les composantes des forces de pression dans la direction XX' (direction de l'écoulement à l'infini), on constate qu'elles s'équilibrent pour tous les points situés symétriquement par rapport à YY' . La force résultante dans la direction XX' , c'est-à-dire par définition la « résistance de pression » sera donc nulle. On peut également démontrer qu'en subsonique pour un corps d'une forme quelconque cette résistance est nulle (en admettant un fluide idéal, c'est-à-dire de viscosité nulle).

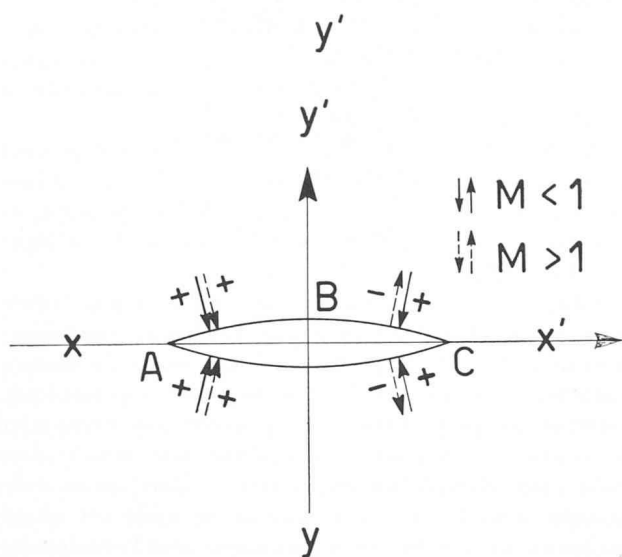


Fig. 8. — Forces de pression agissant sur un profil d'aile symétrique à angle d'attaque nul en écoulement subsonique et supersonique.

En supersonique cependant, les pressions dépendant de l'inclinaison de la paroi, dans la partie AB — d'inclinaison positive — les pressions seront positives, alors qu'en BC — d'inclinaison négative — les pressions seront négatives. Il n'y a plus symétrie de répartition des pressions par rapport à l'axe YY' , celles-ci étant de signe opposé. Dans ce cas les composantes en XX' s'ajoutent produisant une force résultante dans la direction de l'écoulement qu'on appelle *résistance d'ondes*. En aérodynamique supersonique un corps possède donc une résistance déjà dans un fluide à viscosité nulle ! Celle-ci vient s'ajouter aux résistances dues à la viscosité, dépendant du carré de la vitesse, qui elles sont déjà bien supérieures à celles rencontrées en subsonique à cause de la vitesse accrue. La figure 9 montre, pour un profil d'aile supersonique, la naissance de la résistance d'ondes à $M = 1$ et son augmentation avec le nombre de Mach.

La *résistance d'ondes* est, comme toutes les forces aérodynamiques, proportionnelle à la pression dynamique $\rho/2 \cdot v^2$ et la surface d'aile (pour un corps de rotation : au maître couple) mais en plus de cela à l'épaisseur relative au carré $(t/c)^2$. C'est la raison pour laquelle un avion supersonique doit avoir des ailes extrêmement minces. (L'épaisseur relative de l'aile du F-104A est de 3,4 % !)

Le caractère différent des écoulements sub- et supersoniques conduit à des formes de résistance minimum différentes. Alors qu'en subsonique c'est la forme en goutte d'eau classique avec l'avant arrondi et l'arrière allongé qui s'avère avantageuse, en supersonique on rencontrera toujours un avant pointu, souvent des surfaces planes et de façon générale des formes moins courbées, plus anguleuses, tels que les profils composés de deux dièdres, d'arcs de cercles, etc.

Une autre différence concerne la *portance* d'une aile : en subsonique la résultante des forces de pression est située à environ un quart de la profondeur de l'aile. En supersonique cependant elle se trouve à environ

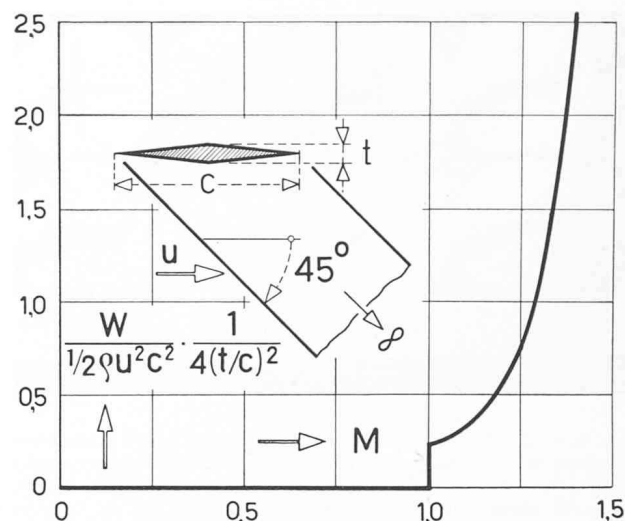


Fig. 9. — Résistance d'ondes d'un profil supersonique en fonction du nombre de Mach.

la moitié de celle-ci. Un avion accélérant à travers la vitesse du son ressent ce déplacement de la portance comme un moment tendant à le faire piquer de l'avant.

L'angle aigu à l'avant des profils d'ailes supersoniques ainsi que la forme pointue des fuselages peut être expliqué lorsque nous considérons ce qui se passe en ces points :

Nous avons vu que de chaque point d'un corps part une ligne de Mach ajustant l'écoulement. Cet ajustement est d'un ordre de grandeur différentiel puisque d'un point à l'autre la variation d'inclinaison de la paroi est différentielle. Ceci n'est plus le cas pour le premier point du corps, c'est-à-dire la pointe. Ici le changement de direction brusque imprimé à l'air est fini et conduit à une discontinuité finie dans l'écoulement qui ne sera plus provoqué par une onde de Mach mais par un *choc oblique*. L'inclinaison et l'inten-

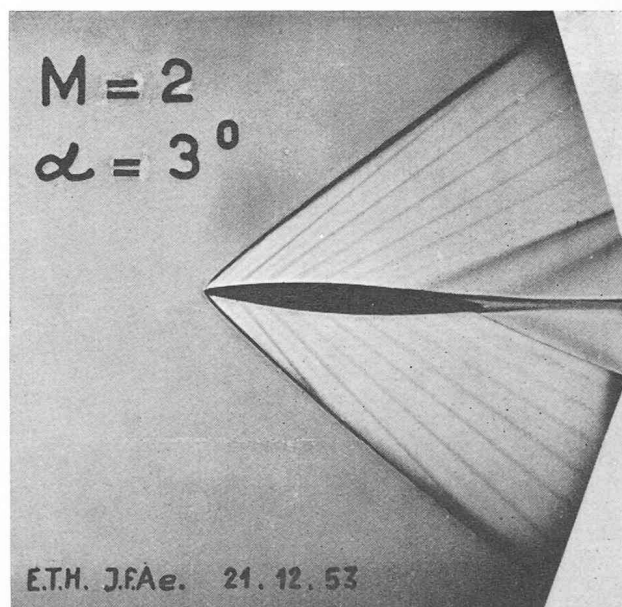


Fig. 10. — Prise de vue strioscopique d'un profil supersonique au nombre de Mach 2.

(Photographie par B. Chaix, Institut d'Aérodynamique de l'EPF.)

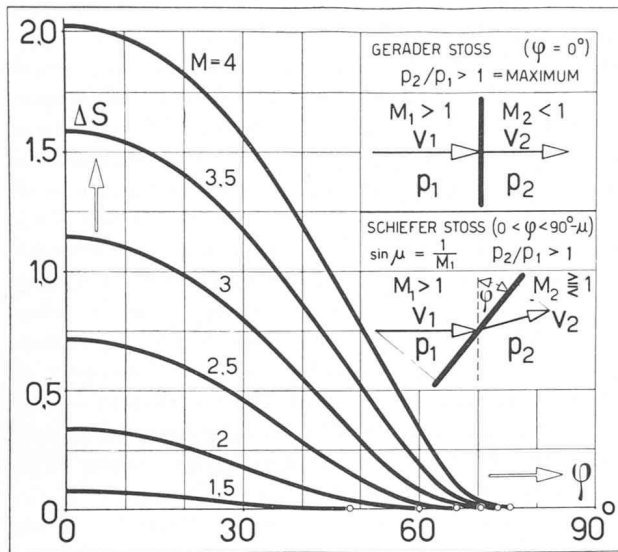


Fig. 11. — Augmentation d'entropie dans un choc en fonction de son inclinaison pour différents nombres de Mach avant le choc.

schiefer Stoss choc oblique
gerader Stoss choc droit

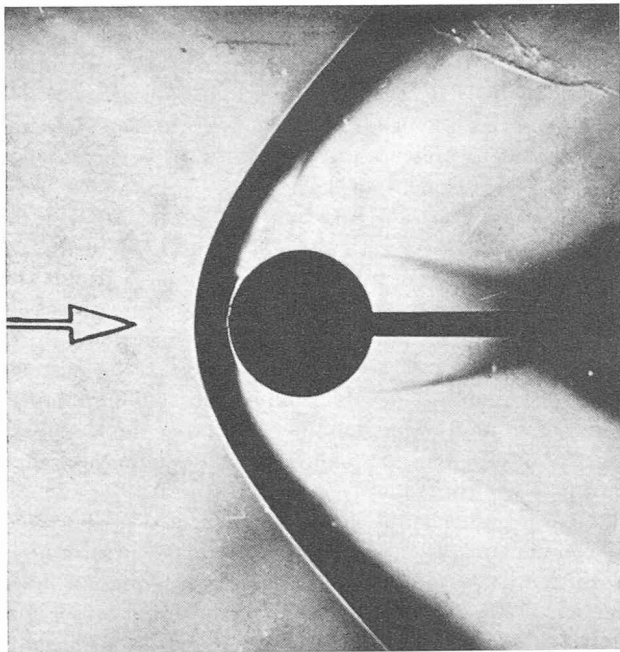


Fig. 12. — Choc détaché à l'avant d'une sphère à $M = 1,65$.
(Photographie par B. Chaix, Institut d'Aérodynamique de l'EPF.)

sité d'un tel choc dépend, en plus du nombre de Mach, aussi de l'angle de déviation, c'est-à-dire du demi-angle du dièdre ou cône formant obstacle. Les deux cas limites sont d'une part le choc droit d'intensité maximum et d'autre part la ligne de Mach d'intensité et de déviation infinitésimale.

Dans la figure 10 on voit un choc oblique à l'avant et à l'arrière d'un profil d'aile — où les changements de direction sont finis, alors que sur la surface de l'aile quelques lignes de Mach ont été rendues visibles. Le foncé des lignes est une mesure de l'intensité du changement provoqué dans l'écoulement.

A travers les chocs, la pression, la température et la densité de l'air subissent une augmentation brusque alors que la vitesse diminue. Les changements d'état du gaz « air » ne peuvent plus, comme pour le reste de l'écoulement, être considérés comme isentropiques. Plus le choc est fort, c'est-à-dire moins il est incliné, et plus le nombre de Mach avant le choc est grand, plus l'augmentation d'entropie est grande, d'où résultent des pertes qui se font sentir comme résistance (fig. 11).

Pour chaque nombre de Mach il existe un angle de déviation maximum provoqué à travers un choc oblique. Si l'angle du dièdre à l'avant d'un corps dépasse cette limite, le choc se détache de l'obstacle et prend une allure courbe, passant successivement d'un choc droit par des chocs obliques d'inclinaison croissante à une ligne de Mach (fig. 12).

Pour réduire les pertes dues aux chocs à un minimum il faut tendre à les incliner le plus possible, d'où les angles aigus à l'avant des formes supersoniques. En général lorsqu'il s'agit de transformer l'énergie cinétique en pression, comme dans les entrées d'air des réacteurs, les chocs sont inévitables. Il est alors plus avantageux de produire l'augmentation de pression par une succession de plusieurs chocs obliques, plutôt que par un seul choc droit, l'augmentation totale de l'entropie étant alors moindre, ce qui conduit à une meilleure récupération de la vitesse en pression (fig. 13).

L'existence de chocs, c'est-à-dire de discontinuité produisant une compression, est une particularité de l'aérodynamique supersonique ; elle a été prévue théori-

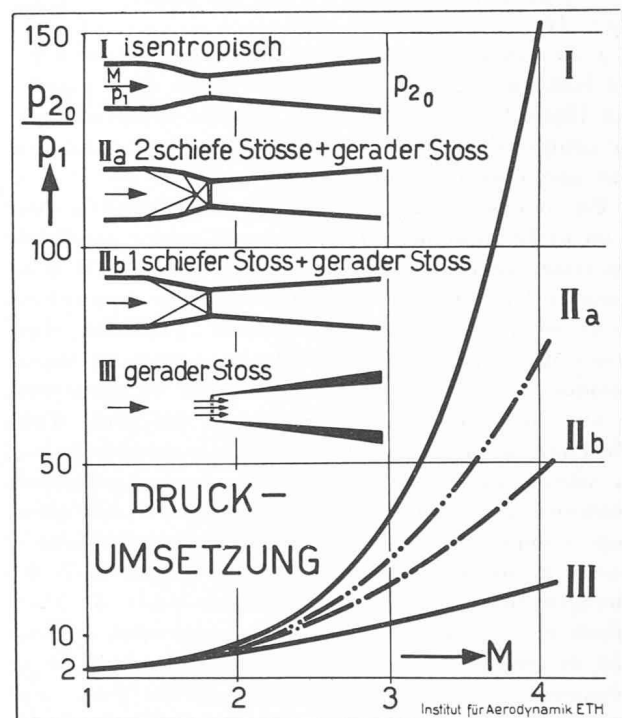


Fig. 13. — Récupération de l'énergie cinétique et sa transformation en pression, par chocs.

Cas I: Isentropique, gain de pression maximum.
» II a: Compression par 2 chocs obliques et 1 choc droit
» II b: » 1 choc oblique et 1 choc droit
» III: » 1 seul choc droit.

isentropisch isentropique
schiefer Stoss choc oblique
gerader Stoss choc droit
Druck-Umsetzung transformation de la pression

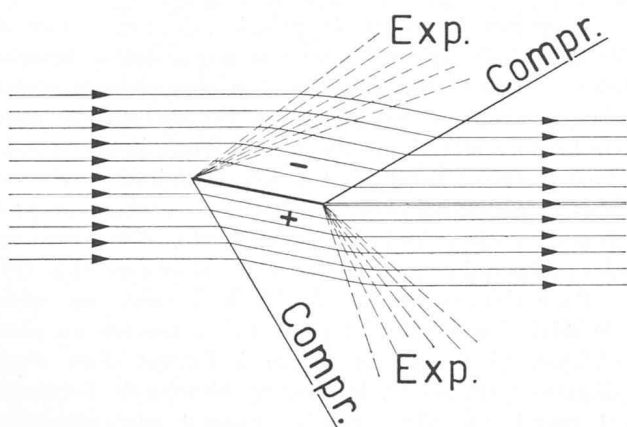


Fig. 14. — Ecoulement supersonique autour d'une plaque plane avec angle d'attaque.

quement déjà au siècle dernier par Riemann, Hugoniot et d'autres.

On peut démontrer théoriquement que des discontinuités produisant une *expansion* mèneraient à une diminution de l'entropie et par conséquent sont physiquement impossibles. En effet, les diminutions de pression se font toujours de façon continue. Lors d'un changement de direction brusque de la paroi d'un corps produisant une *expansion*, celle-ci se fait par un faisceau de lignes de Mach partant du point de discontinuité et produisant de façon continue la déviation de l'écoulement et l'expansion correspondante. Un exemple simple d'un écoulement supersonique est donné par une plaque plane avec un certain angle d'attaque (fig. 14).

L'air venant de gauche est dévié sur l'extrados par un faisceau d'expansion centré à l'avant de la plaque ; sur l'intrados un choc oblique produit la déviation et la compression ; à l'arrière l'écoulement est réajusté par une opération contraire.

En comparant la figure 14 avec l'écoulement autour d'un profil subsonique (fig. 4), nous serons surpris de constater le comportement contraire des filets d'air dans les deux cas : en subsonique ceux-ci se rapprochent dans les zones de souspression et s'écartent dans celles de surpression. Le contraire a lieu en supersonique : à une *souspression* correspond un *écartement*, à une *surpression* un *rapprochement* des filets d'air. Mais dans les deux domaines, lorsque la pression baisse, la vitesse augmente et vice versa. Le comportement contraire des filets d'air s'explique par le fait qu'en supersonique l'unité de volume ne correspond plus à l'unité de masse de l'air, puisque la densité subit des changements importants. Pour un nombre de Mach allant de 0 à 0,5 les variations de pression ne sont que de quelques pour-cents d'une atmosphère et ne dépassent guère 20 % au maximum. On peut donc considérer l'air comme ayant une densité constante, c'est-à-dire comme « incompressible ». A l'unité de masse correspond donc l'unité de volume. Lorsque dans une zone de souspressions la vitesse augmente, il suffit de moins d'espace entre les filets d'air pour transporter l'unité de masse d'air, et ceux-ci se rapprochent. Inversement une surpression avec diminution de la vitesse entraîne un écartement des filets d'air.

Pour M allant de 0,5 à 1 les différences de pression augmentent jusqu'à l'ordre de grandeur d'une atmosphère et la densité n'est plus constante. Cependant l'écoulement ayant toujours un caractère subsonique, on peut en tenir compte par de simples corrections appliquées à l'allure de l'écoulement incompressible. En dessus de la vitesse du son enfin, les variations de densité deviennent telles qu'elles entraînent lors d'une expansion une augmentation de volume considérable de l'unité de masse. Cette augmentation est si importante que pour permettre le transport de la même masse d'air très dilatée entre deux filets d'air il faut, malgré la vitesse accrue, permettant un transport de volume supérieur, que les filets d'air s'écartent encore. Le contraire a lieu lors d'une compression : augmentation de densité, d'où diminution du volume d'air et rapprochement des filets d'air.

En résumé, la dépendance de la vitesse — et par conséquent de la pression — en fonction de l'espace disponible pour l'écoulement est exactement contraire en dessous et en dessus de la vitesse du son. En subsonique un rétrécissement provoque une accélération (diminution de pression), un élargissement un ralentissement (augmentation de pression) du courant. En supersonique, à un rétrécissement correspond un ralentissement (compression) et à un élargissement une accélération (expansion). Un exemple en est donné par l'allure de la veine d'écoulement d'une soufflerie supersonique (fig. 15), où l'air venant du compresseur est d'abord accéléré jusqu'à la vitesse du son par un rétrécissement puis ensuite à des vitesses supersoniques par un élargissement de la section.

Notons en passant une particularité des mesures supersoniques : tout l'écoulement étant rigidement fixé par la géométrie — puisqu'il existe une variable de plus, la densité — la vitesse atteinte, ou plutôt le nombre de Mach, dans la veine de mesure est fixé par le rapport de sa section à celle du col. Pour obtenir différents nombres de Mach dans une soufflerie supersonique, il faut donc modifier la forme de la tuyère soit par des parois flexibles — ce qui permet une variation continue de M — soit en utilisant des tuyères distinctes pour chaque nombre de Mach.

Comme conséquence de la dépendance contraire de la variation des vitesses et des pressions en fonction de la section des deux côtés de la vitesse du son, il est logique qu'à la limite, c'est-à-dire à la vitesse du son même, il y ait indifférence. En effet, dans ce cas, lors d'une augmentation ou diminution de la vitesse les filets d'air restent également espacés ce qui donne une extrême rigidité à l'écoulement dit *transsonique*. Par conséquent la moindre obturation de la section de mesure par un modèle empêche d'atteindre la vitesse du son. Cette difficulté expérimentale a conduit pendant longtemps à un manque de connaissances dans ce domaine. D'autre part, un écoulement transsonique, se composant de régions subsoniques et supersoniques suivant chacune des lois physiques différentes, est difficilement accessible par la voie théorique. Il a été nécessaire de développer des souffleries spéciales transsoniques pour combler cette lacune. (Une telle soufflerie existe aujourd'hui aux Usines fédérales d'aviation à Emmen.) Grâce aux mesures effectuées dans ces souff-

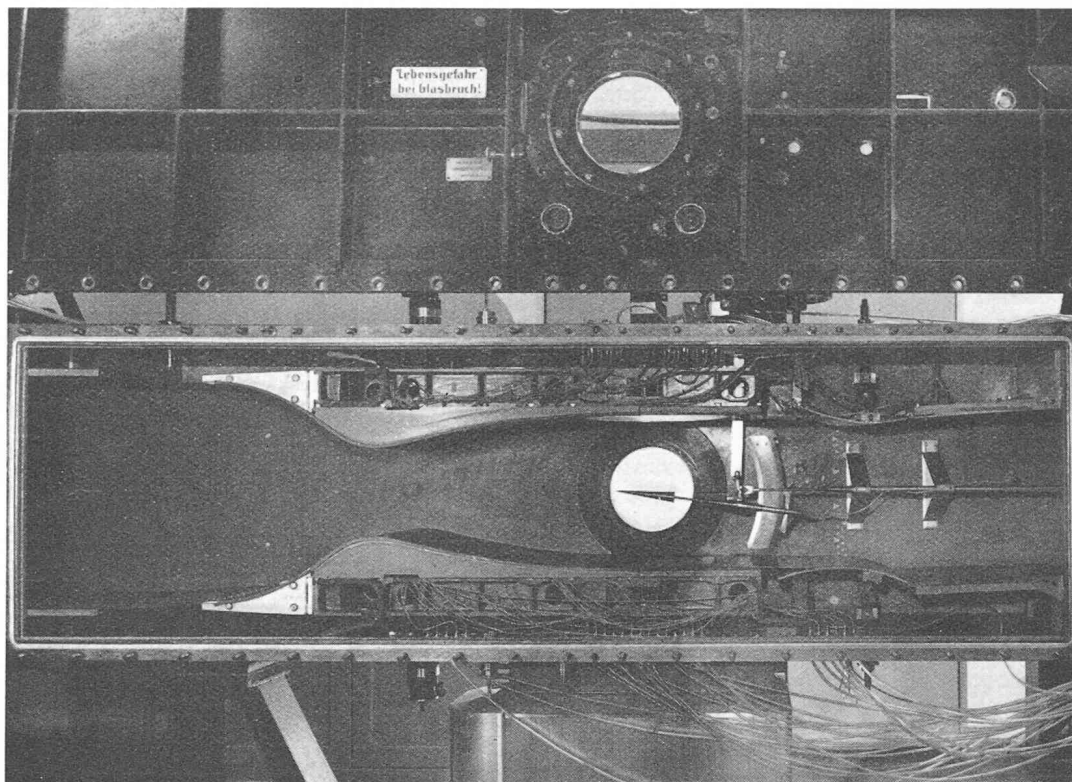


Fig. 15. — Veine d'écoulement de la soufflerie supersonique de l'Ecole polytechnique fédérale à Zurich (ouverte). L'air arrive de la gauche ; la section de mesures se trouve devant la fenêtre d'observation.

fleries, un progrès important a été fait par la découverte de la *règle des surfaces* dévoilée il y a quelques mois en Amérique. Cette règle d'une simplicité étonnante permet de construire un avion, tel qu'à la vitesse du son — où se produit une augmentation de résistance sensible — sa résistance soit minimum. Il suffit de faire le long de l'axe des coupes successives à travers l'avion entier, y compris ailes, cabine, réservoirs auxiliaires etc., de planimétrer la surface de ces coupes et de reporter celle-ci en fonction de leur position axiale. Lorsque la courbe ainsi obtenue prend une certaine allure, proche d'une ellipse, la résistance de l'avion à la vitesse du son est minimum. Cette découverte a permis de modifier certains prototypes ne

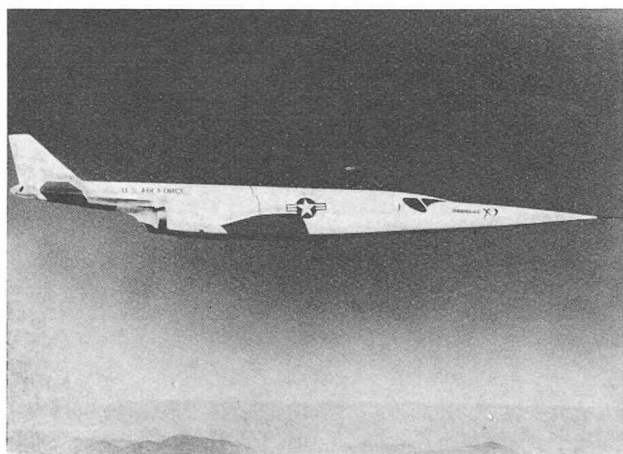


Fig. 16. — L'avion expérimental Douglas X-3 « Stylet volant ».

dépassant pas Mach 1 aux essais de sorte qu'avec le même réacteur la vitesse du son a été dépassée en vol horizontal !

Alors que le fameux « mur du son » est vaincu de nos jours, on entend parler d'un nouveau « mur », celui de la *chaleur*, qui à vrai dire n'en est point un, mais plutôt un obstacle sérieux. Ce mot désigne simplement le fait qu'à des vitesses atteignant un multiple de celle du son, la compression de l'air entraîne d'après la loi adiabatique une augmentation de température considérable. Dans la couche limite entourant l'avion les particules d'air sont freinées jusqu'à l'arrêt et leur énergie cinétique considérable est transformée en chaleur. Un pourcentage élevé (près de 90 %) de la température dite « de stagnation » — que l'on obtiendrait en ralentissant l'écoulement à zéro de façon isentropique — est ainsi produit à la surface de l'avion. Au nombre de Mach $M = 2$ l'augmentation de température par rapport à celle de l'air ambiant à -40°C est de 166°deg. , à $M = 3$ elle atteint 374°deg. et à $M = 4$ 664°deg. ! L'échauffement ainsi produit exige un puissant système de refroidissement de la cabine du pilote et affaiblit la structure de l'avion par le *ramollissement du métal*. Actuellement on est à la recherche de nouveaux alliages légers conservant un maximum de résistance à ces températures, tels que le titane. Le *mur de la chaleur* n'est donc qu'en partie un problème aérodynamique. Pas par pas on s'en approche lors des essais en vol avec des avions de recherches tels que le **X-3 de Douglas** (fig. 16), dont l'allure peu classique donne une idée de l'évolution qu'a prise l'aérodynamique depuis qu'elle a pénétré dans le domaine supersonique.