

10 NOV. 1970



ICAS Paper No. 17

PROBLÈMES DE STABILITÉ ET DE CONTRÔLE D'AVIONS HYPERSONIQUES

par

René CÉRÉSUELA
Office National d'Etudes
et de Recherches Aérospatiales
92 - Châtillon - France.

The Seventh Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences

CONSIGLIO NAZIONALE DELLE RICERCHE (CNR), ROME - ITALY, SEPTEMBER 14-18, 1970

Price : 400 Lire

PROBLEMES DE STABILITE ET DE CONTROLE D'AVIONS HYPERSONIQUES

par René CERESUELA

OFFICE NATIONAL D'ETUDES ET DE RECHERCHES AEROSPATIALES

92 - CHATILLON - France

RESUME

Outre les problèmes technologiques nouveaux qu'ils posent, les projets de futurs avions hypersoniques doivent conserver des caractéristiques aérodynamiques satisfaisantes dans un très large domaine de vol. L'O.N.E.R.A. a entrepris une recherche expérimentale en soufflerie comportant des mesures d'efforts aérodynamiques sur quelques formes schématiques d'avions capables de Mach 7, depuis le domaine incompressible jusqu'aux vitesses hypersoniques (Mach 5 et 7). On a étudié l'influence des formes résultant du choix de types de moteurs différents - turbostato volumineux ou stato-réacteur à combustion supersonique plus discret - sur les stabilités longitudinale et transversale. On examine les problèmes de compatibilité des écoulements interne et externe, notamment ceux posés par des entrées et sorties d'air de géométries fortement variables.

I - INTRODUCTION -

L'objet de cette communication est de présenter quelques problèmes d'aérodynamique du vol hypersonique soutenu, illustrés lorsque c'est possible par des résultats expérimentaux.

On discutera d'abord le problème de la finesse maximale, puis ceux des stabilités longitudinale et transversale liés à la présence des volumineux moteurs; on évoquera enfin des difficultés aérodynamiques particulières que pourront soulever les déformations de structures légères et chaudes.

II - FINESSE AERODYNAMIQUE -

Il a été démontré qu'un projet d'avion hypersonique souffre d'une extrême sensibilité à différents paramètres tels que l'efficacité structurale ou l'efficacité de propulsion, et la finesse aérodynamique réalisable. Dans de nombreuses études paramétriques parues ces dernières années les valeurs adoptées pour cette finesse varient énormément d'un auteur à l'autre, par manque de résultats expérimentaux publiés.

La figure 1 compare par exemple les finesesses maximales considérées par FERRI [1] et par HELDENFELS [2] dans des études générales, et les valeurs expérimentales obtenues à l'O.N.E.R.A. sur une forme très schématique avec un profil d'aile très mince (NACA 64 A 002,5), démunie de gouvernes, dérives et moteurs. Les valeurs mesurées sont notablement inférieures aux estimations antérieures; on peut craindre que pour une forme complète l'écart ne soit accentué.

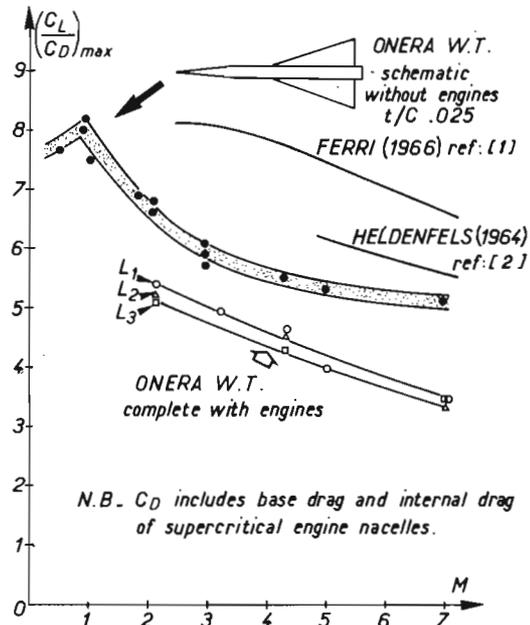


FIG. 1 - FINESSE AERODYNAMIQUE MAXIMALE D'AVIONS HYPERSONIQUES

On a pu avancer que sur les projets actuels d'avions de transport supersoniques, les finesesses réalisées sur des formes sophistiquées sont supérieures à celles des formes envisagées initialement. Les améliorations ont été obtenues, comme on le sait, par des courbures longitudinales élaborées, accompagnées de vrillage et de cambrure conique des parties avant des ailes en delta, et par le dessin général conforme à la loi des aires. On sait aussi que ces améliorations visant à optimiser la forme au Mach de croisière conduisent à un bénéfice faible ou nul aux autres vitesses de vol.

Dans le cas de l'avion Mach 3 "XB 70" on applique au maximum le concept d'interaction favorable - appelé "wave-riding", selon lequel l'onde de choc de l'immense nacelle motrice donne par son action sur l'aile un supplément de portance, tandis qu'une partie de la résistance d'onde se trouve annulée. Mais il a été montré que cette disposition, préconisée naguère par EGGERS à partir de considérations de théorie linéaire, ne donne pas grand bénéfice aux vitesses élevées. La figure 2 est extraite d'une revue d'essais effectués à LANGLEY, faite par BECKER [3]; il est clair qu'aux nombres de Mach supérieurs à 3 un écart croissant apparaît entre les prévisions des calculs linéaires

et les valeurs mesurées, et qu'au delà de Mach 7 les configurations à intrados plat (FB = flat-bottom) sont plus efficaces.

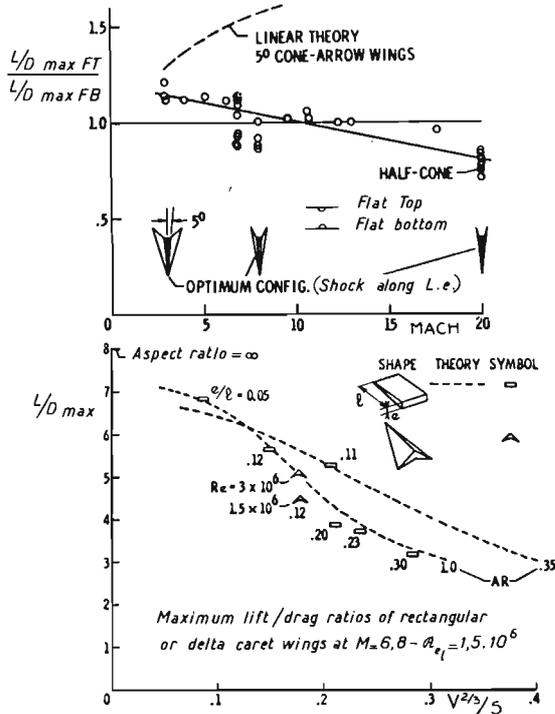


FIG. 2 - FINESSES COMPAREES DE CONFIGURATIONS A AILES HAUTES ET AILES BASSES A MACH VARIABLE ; INFLUENCE DU PARAMETRE DE VOLUME A M = 6, 8.

En vue de mettre en évidence les finesesses maximales que l'on pouvait espérer aux nombres de Mach élevés, une autre série de mesures à M = 6, 8 a été recueillie par BECKER [3] sur des ailes rectangulaires, en delta autre type "caret", toutes munies de simples profils en coin-courbes du bas de la figure 2 ; les finesesses maximales se regroupent en fonction du seul paramètre de logeabilité $V^{2/3} S^{-1}$. Ces indications, jointes aux difficultés d'utiliser le volume des ailes comme réservoirs cryogéniques laissent peu d'espoir pour des gains de finesse notables en hypersonique.

Les recherches structurales qui se sont poursuivies depuis 1965, notamment à LANGLEY, ont cependant conduit à rechercher des formes intégrées, où les fonctions aile et fuselage n'étaient plus séparées, en vue d'une meilleure efficacité volumétrique. Un premier pas dans cette voie est représenté par le dessin de la figure 3 représentant la forme HT 4 étudiée à LANGLEY ; bien que les sections transversales soient très évolutives, on reconnaît encore la présence d'ailes séparées relativement minces et à bords d'attaque assez aigus.

Un dessin encore plus radical, photographie inférieure de la figure 4, a été proposé par le Centre de AMES.

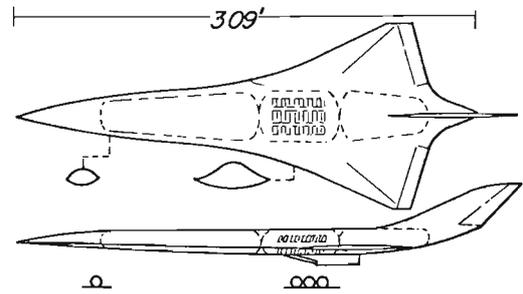


FIG. 3 - CONFIGURATION DU TRANSPORT HYPERSONIQUE HT 4 DE LANGLEY.

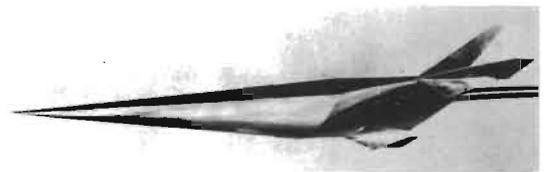


FIG. 4 - (Haut) ESSAI EN SOUFFLERIE DU MODELE HT 4 DE LANGLEY

(Bas) CONFIGURATION INTEGREE ESSAYEE A AMES

La forme générale [4] où la vue en plan est un delta pur, est définie par une section elliptique située environ au 2/3 de la longueur. La partie avant est une surface conique appuyée sur cette ellipse ; de même la partie arrière est un conoïde appuyé sur l'ellipse et sur le bord de fuite rectiligne et aigu.

Les résultats aérodynamiques obtenus sur l'une et l'autre de ces formes ne sont pas publiés ; il est cependant indiqué [5], concernant la seconde, que la suppression des ailes réduit le poids de structure avec une perte de finesse modeste ; les calculs de sensibilité de la charge utile pour ce projet figure 5 extraite de la réf. [6] montrent en effet qu'une réduction de 1 % du poids de structure compense 2,5 % de perte sur la finesse aérodynamique.

On peut escompter que cette seconde forme, dont la définition conduit à des rayons variables le long du bord d'attaque sera difficilement optimisée du point de vue de l'échauffement, et que l'écoulement à l'intrados, irrégulier pour la même raison, posera des problèmes d'adaptation des entrées d'air dans le cas d'une propulsion aérobie.

Ces deux formes sont basées sur le concept de structure chaude - ou non refroidie - considéré antérieurement aux dernières études de LANGLEY sur les structures refroidies.

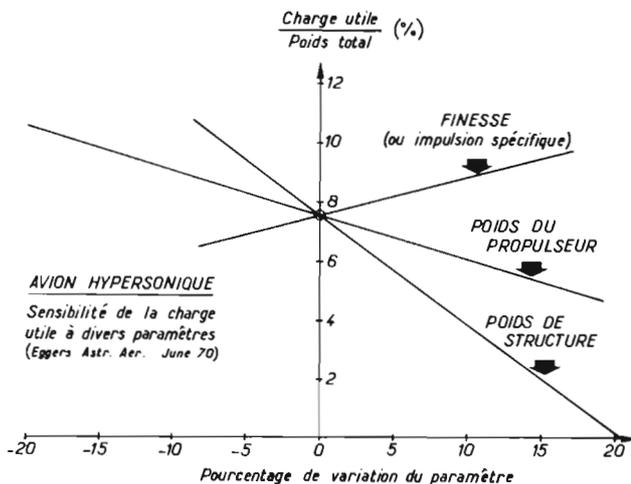


FIG. 5 - AVION HYPERSONIQUE.

Sensibilité de la charge utile à divers paramètres

Quel que soit le projet, la prédiction de la finesse aérodynamique se heurte à des difficultés non rencontrées pour les avions supersoniques de la génération précédente : il s'agit du calcul de champs aérodynamiques non visqueux sur des formes tridimensionnelles où la théorie linéarisée n'est pas applicable.

Les formes intégrées sont plus difficiles à calculer, à cet égard, que les formes à fuselage rond et aile mince séparée. L'examen de ces aspects théoriques fait l'objet de la réf. [7].

Le calcul de la couche limite tridimensionnelle sur l'avion en incidence peut être tenté à l'intrados, par la méthode de prévalence par exemple ; mais à l'extrados on observe, même aux nombres de Mach très élevés des écoulements tourbillonnaires, accompagnés d'échauffements intenses, qui mettent en échec les calculs simples. La réf. [8] est consacrée à cette étude des écoulements tourbillonnaires d'extrados sur une aile en delta 75° aux nombres de Mach 2, 4 et 7 ; elle comporte de nombreuses visualisations de l'écoulement à la paroi ainsi que des stries de l'écoulement général, avec une importante bibliographie sur les décollements aux bords d'attaque des ailes en delta.

La seconde difficulté concerne la transposition des résultats des mesures en soufflerie, au cas du vol. Les souffleries hypersoniques actuelles réalisent des nombres de Reynolds tels que l'écoulement sur les maquettes est, soit laminaire, soit transitionnel, alors que les nombres de Reynolds correspondant au vol d'avions de 60 m de longueur seront environ 100 fois supérieurs, les chiffres respectifs étant par exemple 2 à 3 millions pour le cas d'une soufflerie Mach 7 et 200 à 300 millions en vol. On sait par ailleurs que le déclenchement de la transition par rugosités en soufflerie hypersonique est inefficace, et exige des dimensions de rugosités telles que l'écoulement extérieur à la couche limite en est fortement perturbé. Des solutions à ces difficultés ont été recherchées. Une étude expérimentale conduite à LANGLEY [5] utilise la soufflerie à choc de CORNELL avec à la fois des hautes pressions et des températures réduites à la

limite de liquéfaction pour obtenir des nombres de Reynolds élevés, ainsi que le montre la figure 6 relative à la forme HT 4 ; essayée ainsi à Mach 8

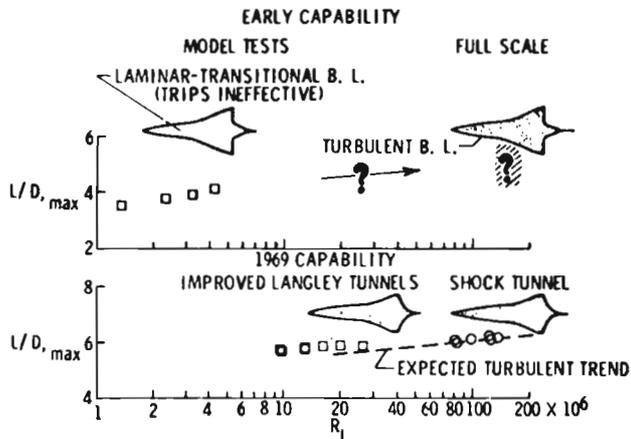


FIG. 6 - PROGRES RECENTS DANS LA PREVISION DE LA FINESSE MAXIMALE EN VOL A PARTIR DES ESSAIS EN SOUFFLERIE (Référence 5)

il n'est pas certain cependant que la tendance turbulente escomptée pour les essais en soufflerie sur des maquettes lisses soit réalisée en vol sur des avions réels comportant des imperfections de surface.

Bien que la création de souffleries à très grand nombre de Reynolds soit souhaitable - les essais n'iront pas sans problèmes de déformation des maquettes - de nombreuses études aérodynamiques utiles au projet d'avions hypersoniques restent possibles dans les souffleries aérodynamiques actuelles. Il s'agit en particulier des études de configurations qui vont être évoquées plus bas.

III - STABILITE LONGITUDINALE -

Un avion hypersonique devant nécessairement traverser un large domaine de nombres de Mach, sa configuration doit pouvoir être équilibrée du décollage au nombre de Mach maximum. Le déplacement du centre de poussée doit donc être bien connu, et limité autant que possible. La forme en plan joue un rôle fondamental à cet égard. La figure 7 compare les foyers de trois

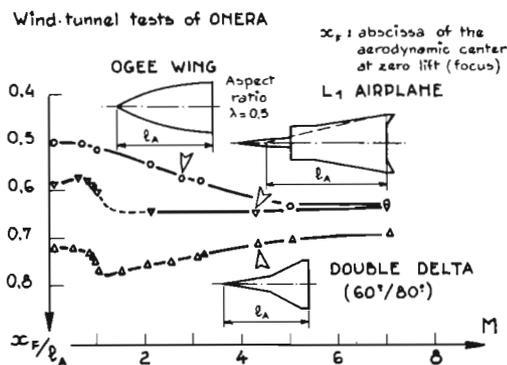
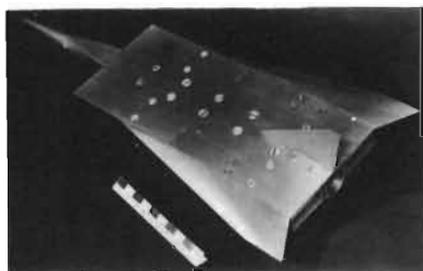


FIG. 7 - INFLUENCE DE LA FORME EN PLAN SUR LE DEPLACEMENT DU FOYER EN SUPERSONIQUE ELEVE $0 < M \leq 7$

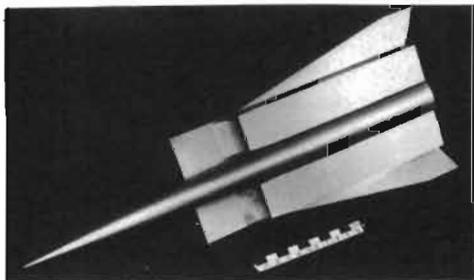
formes différentes du subsonique à Mach 7. L'une des formes est une aile ogivale, la seconde un double delta et la troisième une configuration hypersonique L₁ étudiée à l'O.N.E.R.A.

Le déplacement observé du foyer est très différent pour les différentes formes : pour l'aile ogivale il est continu du subsonique à l'hypersonique, sans variation rapide aux vitesses transsoniques. Pour les autres formes on observe le recul transsonique brutal habituel ; sur le double delta le foyer avance ensuite de nouveau vers sa position subsonique, et c'est en fait l'avantage revendiqué pour cette forme.

La configuration L₁, dont la photographie est donnée sur la figure 8 ne présente pas de déplacement de foyer en supersonique.



Upper side view.



Underside view.

FIG. 8 - AVION HYPERSONIQUE AEROBIE ENTREES ET SORTIES D'AIR BIDIMENSIONNELLES - MAQUETTE AU 1/175 POUR ESSAIS DE CONFIGURATIONS EN SOUFFLERIE.

On pourrait alors penser qu'un choix judicieux de la forme en plan - par exemple le delta pur - assurera un déplacement minimum du centre de poussée en supersonique mais en réalité, selon les courbures des ailes considérées le centre de poussée à l'incidence du vol peut être différent du foyer. De plus, aux nombres de Mach élevés, et sur des ailes épaisses envisagées parfois les phénomènes cessent d'être linéaires, on ne pourra donc plus continuer à traiter séparément les effets de cambrure du squelette pour fixer la position du centre de poussée, et les effets symétriques d'épaisseur. En effet, à Mach croissant c'est l'intrados de l'avion qui régit progressivement portance et moment, la variation du rapport $\frac{C_{L\text{ extrados}}}{C_{L\text{ total}}}$ pour une plaque mince à 10° d'incidence à Mach croissant (fig. 9) met cet effet en évidence.

Le déplacement du centre de poussée à Mach variable est déjà, comme on sait, une préoccupation majeure dans les projets d'avions supersoniques civils actuels ; pour lesquels on doit prévoir par exemple des installations de pompage complexes pour déplacer du carburant,

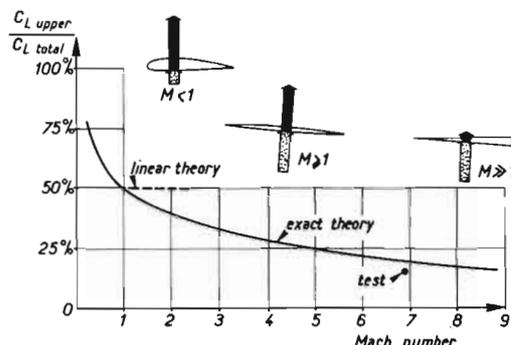


FIG. 9 - CONTRIBUTION DE L'EXTRADOS A LA PORTANCE DES AILES EN SUPERSONIQUE ELEVE (Incidence 10°)

ou de l'eau, de l'avant à l'arrière de l'avion afin de maintenir en permanence le centre de gravité à distance convenable du centre de poussée. Sur un avion hypersonique le problème sera compliqué par l'environnement thermique plus sévère.

IV - INFLUENCE DES MOTEURS SUR L'AERODYNAMIQUE GENERALE -

Dans le cas des avions de transport supersoniques actuels les considérations d'échauffement et de longévité de la structure ont dicté le choix du métal, de sa nuance et même de ses procédés d'usinage. Ces problèmes difficiles peuvent être résolus sans grande répercussion sur le dessin aérodynamique. De même le propulseur est développé indépendamment et la solution aérodynamique peut être élaborée assez librement.

Dans le cas d'un avion hypersonique, chaque domaine de développement est intimement lié aux autres : le type de structure, et son type de refroidissement seront différents pour des scramjets à hydrogène, ce qui exige un fuselage important et fragile (l'hydrogène liquide est 2,5 fois plus énergétique que le pétrole et environ 10 fois plus léger) et pour des turbo-statos - fusée logée dans de grandes carènes accolées à un fuselage de dimensions plus modérées contenant du pétrole et de l'oxygène liquide.

Il paraît difficile dans les conditions actuelles d'entreprendre valablement une étude générale d'optimisation.

Mais on peut, sans prétendre à l'optimisation, attaquer les problèmes aérodynamiques en choisissant un ou plusieurs projets représentant de préférence des configurations extrêmes et les soumettre à une recherche comportant calculs et essais en soufflerie. On peut ainsi espérer mettre en évidence les limites de validité des méthodes de calcul existantes, découvrir des problèmes insoupçonnés et recueillir des résultats expérimentaux de portée assez générale pour aider au dessin de nouveaux projets.

Cette voie est suivie comme on sait par la NASA dans ses deux centres principaux de LANGLEY et d'AMES ; la figure 4 représente en haut un modèle dit HT 4 essayé à LANGLEY et en bas le modèle à ailes intégrées essayé à AMES. Sur le premier modèle la nacelle matrice

parait de dimensions modérées : cette impression est due à la grandeur relative du fuselage contenant l'hydrogène liquide. Dans tous les dessins les moteurs sont situés sous l'aile pour bénéficier de la compression d'extrados ; un autre avantage évident de cette disposition est l'atténuation presque complète des incidences locales devant l'entrée d'air au cours des variations d'incidence de l'avion. Ces bénéfices apparents doivent cependant être comparés aux inconvénients dus :

- a) à la présence de la couche limite de l'aile
- b) au champ d'écoulement non parfaitement uniforme
- c) aux effets d'une onde de choc courbe sur l'écoulement interne.

L'étude de ces trois effets intéresse les spécialistes des entrées d'air, et ne sera pas faite ici.

La figure 10 montre les dimensions relatives des sections d'entrée et de sorties d'air nécessaires pour un turboréacteur ou un statoréacteur utilisant du pétrole, exprimées en pourcentage de la surface d'une aile sous laquelle serait disposé le moteur.

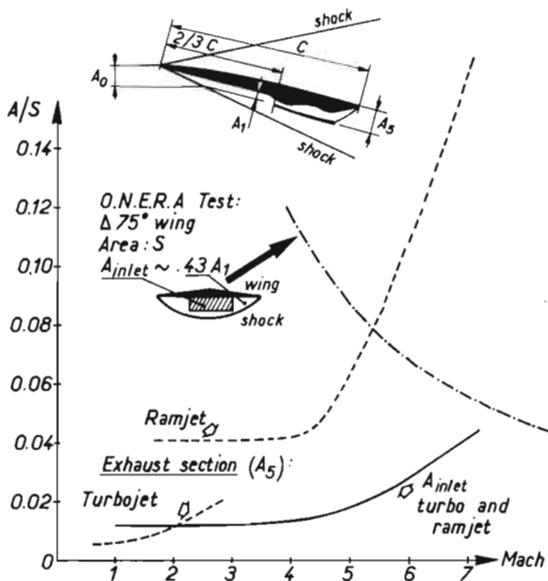


FIG. 10 - AVION AEROBIE - ACCROISSEMENT DES SECTIONS DE CAPTATION ET D'EJECTION DE TURBO ET STATO REACTEURS A NOMBRE DE MACH ELEVE.

On leur compare la section disponible, prise égale à 43 % de la section entre l'aile et le choc. Il s'agit d'une aile delta 75° volant à $C_z = 0,1$. Le plan des entrées d'air est situé aux $2/3$ de la corde centrale ; la charge alaire est 300 kg/m^2 (61 PSF). Les hypothèses concernant la finesse aérodynamique de l'avion et les poussées unitaires des moteurs jusqu'à Mach 3 sont celles d'un avion de transport supersonique actuel ; les poussées unitaires estimées d'un statoréacteur et les finesses escomptées au delà de Mach 3 sont données dans le tableau colonne ci-contre :

On note sur la figure 10 une augmentation importante de la surface de captation pour $M > 4$, au point

M	3	4	5	6	7	8
C_z/C_x	6,8	6	5,5	5	4,5	4
T/A^*	4000	3500	2700	2300	1700	1150

$$* T/A = \frac{\text{Poussée}}{\text{aire frontale}} \text{ en kg/m}^2$$

que vers $M = 7,5$ la captation intéresserait pratiquement toute la section disponible supposée égale à 43 % de la section entre aile et choc.

La figure 11 montre la photographie d'un véhicule hypersonique expérimental étudié en soufflerie à l'O.N.E.R.A. La strioscopie réalisée à Mach 7, à l'incidence de 5° correspondant à la finesse maximale, montre que l'onde de choc de l'aile se rapproche déjà de l'entrée d'air du statoréacteur à combustion supersonique, malgré sa position très reculée. Dans ce projet les essais ont montré que le statoréacteur suffisait à assurer la stabilité de route.

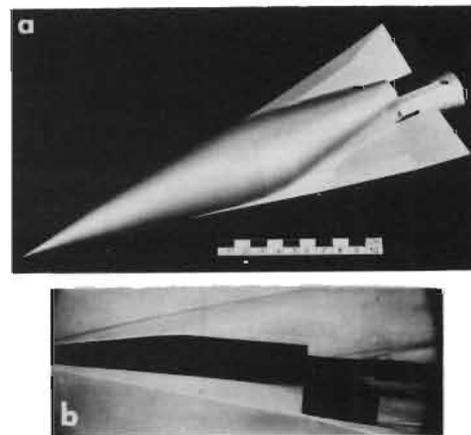


FIG. 11 - VEHICULE HYPERSONIQUE EXPERIMENTAL ESSAYE A L'O.N.E.R.A.

- a) photographie de la maquette
- b) strioscopie à Mach 7, à l'incidence 5°

Il a donc paru intéressant d'essayer en soufflerie quelques configurations d'avions hypersoniques à moteurs aériens de différents types, pour mettre en évidence la contribution des volumineux moteurs à l'aérodynamique générale. La figure 8 représente une maquette d'un tel avion muni de quatre turbo-statoréacteurs disposés par paires en deux grandes nacelles. Les nacelles de la maquette sont "transparentes", c'est-à-dire comportant un canal de section constante entre l'entrée et la sortie, en vue d'assurer au cours des mesures en soufflerie, une configuration supercritique simulant le fonctionnement normal des entrées d'air.

Le fuselage est très élancé et le bord d'attaque des ailes a une flèche de 79° pour réduire échauffement et traînée. Une rampe de précompression rectangulaire est disposée devant les entrées d'air. Cette

maquette a été essayée de $M = 0,6$ à $M = 7$ par l'ONERA [9] (un second modèle plus grand a été essayé aux vitesses d'atterrissage et de décollage dans une soufflerie subsonique). La figure 12 représente la striescopie de l'écoulement à Mach 7 dans la soufflerie R2 Chalais de l'ONERA ; il est significatif que les seules ondes de choc visibles sont celles issues des lèvres des entrées d'air ; les calculs ont montré qu'effectivement leur contribution à la traînée totale était très importante, et que les rayons de bord d'attaque des entrées d'air devaient être réduits au minimum si on voulait réaliser une finesse aérodynamique acceptable pour l'avion. Il est possible d'y arriver au moyen du refroidissement actif, ainsi qu'il a été prouvé expérimentalement, voir par exemple les références [10] et [11].

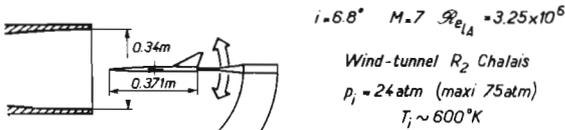
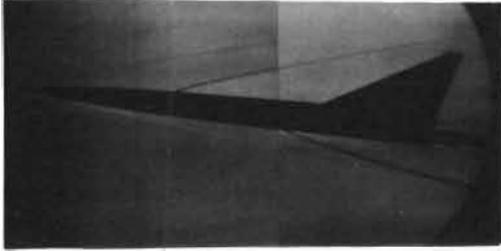


FIG. 12 - AVION HYPERSONIQUE L 1.
STRIOSCOPE A MACH 7.

V - INFLUENCE DES MOTEURS SUR LA STABILITE TRANSVERSALE

La maquette a été soumise a des essais de stabilité de route avec et sans les nacelles motrices, à différents angles d'incidence, et à différents nombres de Mach pour isoler la contribution des moteurs. La figure 13 montre qu'à Mach 2,12, ainsi qu'aux nombres de Mach inférieurs, la présence des nacelles accroît la stabilité de route en incidence. A $M = 4,29$ l'effet des nacelles est faible, et peu sensible à l'incidence ; à $M = 7$ l'augmentation d'incidence accroît l'effet défavorable des moteurs. Pour chaque nombre de Mach le centre de mesure était fixé pour que l'avion soit légèrement stable longitudinalement.

Une autre conception du même projet a été essayée :

- La figure 14 montre que les grandes nacelles des turbo-stato-réacteurs ont été remplacées par quatre stato-réacteurs à combustion supersonique. L'aile est en delta 68° , pour offrir une section d'entrées d'air suffisante entre l'intrados et l'onde de choc jusqu'à 10° d'incidence. Les extrémités d'aile sont rabattues vers le bas pour accroître la stabilité de route en incidence, tandis que la surface de la dérive a été réduite de moitié.

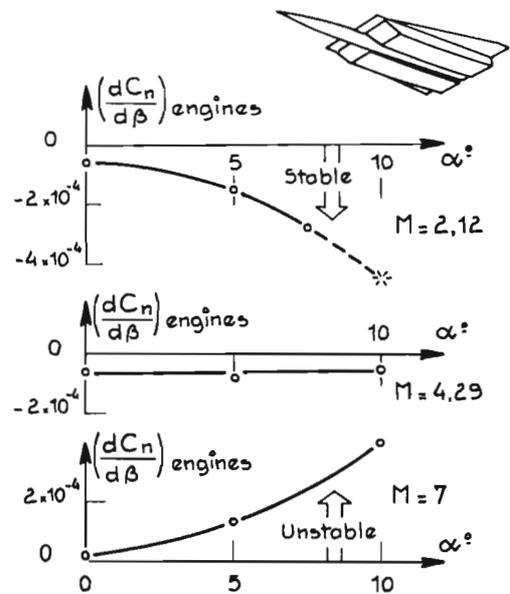


FIG. 13 - INFLUENCE DES CARENES MOTRICES SUR LA STABILITE DE ROUTE D'UN AVION HYPERSONIQUE.
Essais de l'O.N.E.R.A.

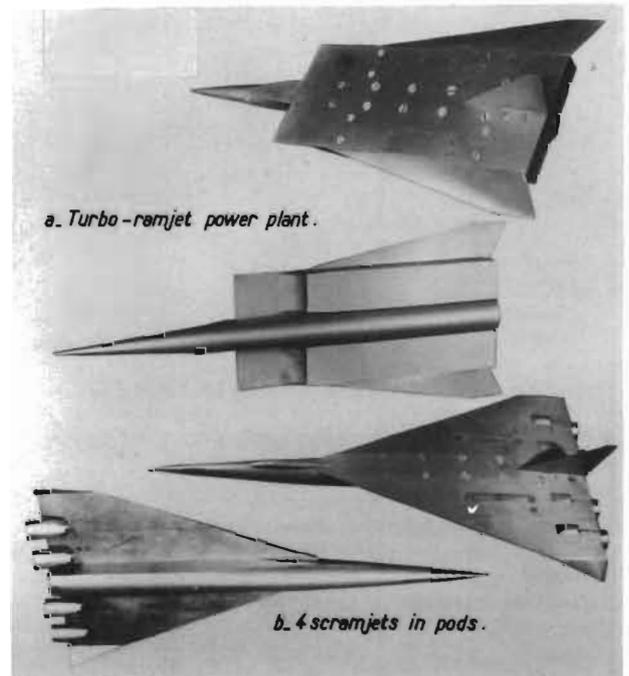


FIG. 14 - AVIONS HYPERSONIQUES ; REPERCUSSION DE L'OPTION MOTEUR SUR LA CONFIGURATION

- turbo-statos accolés au fuselage
- stato-réacteurs à combustion supersonique (SCRAMJETS), pendus sous l'aile.

La figure 15 compare les courbes de stabilité de route, en retenant pour les deux configurations l'exigence d'une marge statique longitudinale acceptable.

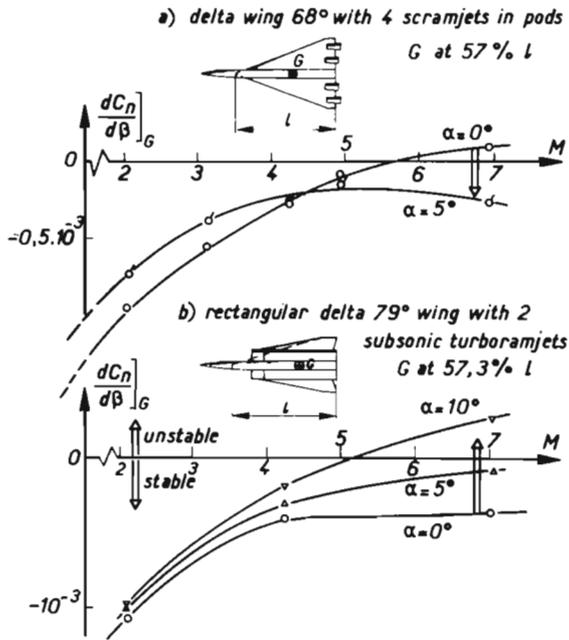


FIG. 15 - INFLUENCE DU TYPE DE MOTEUR SUR LA STABILITE DE ROUTE. Essais de l'O.N.E.R.A.

La comparaison des résultats montre que la configuration à scramjets perd sa stabilité à incidence nulle pour M voisin de 6, mais demeure stable à l'incidence de vol voisine de 5°. A cette incidence la présence des scramjets paraît défavorable pour M < 4 et favorable au delà. L'avion à turbo-statos au contraire, est stable à l'incidence nulle, mais en incidence l'effet des nacelles motrices est toujours défavorable, et au delà de Mach 5 une manoeuvre à fort facteur de charge serait catastrophique.

La figure 16 compare à Mach 7 la stabilité de route des deux configurations avec et sans leurs moteurs. L'influence des scramjets montés sous l'arrière de l'aile est clairement confirmée comme source de la stabilité en incidence. Au contraire les turbo-statos réduisent la stabilité. Les essais ont été répétés sur cette dernière configuration sans dérive et avec des dérives de surfaces différentes. Sans les moteurs, l'avion muni de la grande dérive voit sa stabilité de route décroître progressivement, mais reste stable jusqu'aux incidences maximales essayées. Cette influence des moteurs sur la stabilité de route rappelle les résultats de la théorie des corps élancés. Dans cette théorie la portance d'un cylindre creux est localisée sur sa face avant. Ainsi, si l'entrée d'air des moteurs (supercritique) est située très en avant du centre de gravité de l'avion, la force latérale résultant de la mise en dérapage va entraîner un gradient de stabilité de route défavorable ; inversement les entrées d'air des scramjets, reculées derrière le centre de gravité, entraînent un gradient favorable du couple de lacet. De même l'influence de l'incidence peut être ramenée à celle de la pression cinétique locale sous l'aile : q_1 ;

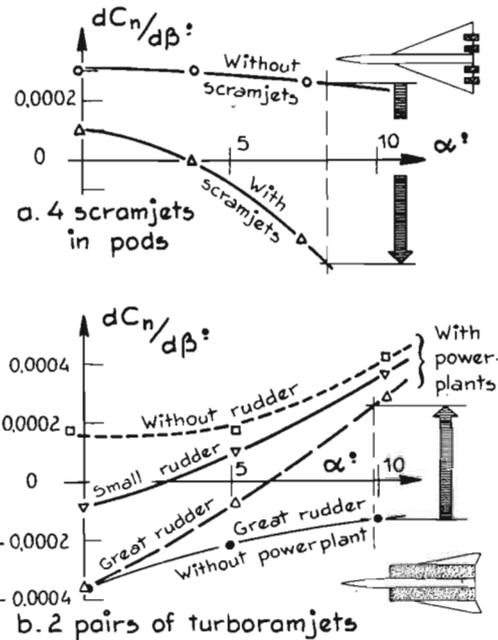


FIG. 16 - INFLUENCE DES CARENES MOTRICES SUR L'EVOLUTION EN INCIDENCE DE LA STABILITE DE ROUTE A M = 7

- a) 4 Scramjets pendus
- b) 2 paires de turbo-statos accolés

cette pression s'accroît avec l'incidence dans le rapport* : $q/q_0 = p_1/p_0 \cdot (M_1/M_0)^2$ où p et M sont la pression statique et le nombre de Mach, et les indices 0 et 1 sont relatifs aux conditions amont et locale, respectivement.

Ces remarques suggèrent, pour réduire la traînée, de choisir la position des nacelles motrices pour contribuer au mieux à la stabilité de route, la surface de dérive pouvant alors être réduite au minimum imposé par les exigences de stabilité du vol subsonique.

On peut souhaiter au contraire réduire l'influence des entrées d'air sur la stabilité de route en les situant alors au voisinage immédiat du centre de gravité. Sur des moteurs relativement courts comme ceux des projets d'avions à hydrogène liquide, cela pose alors le problème de l'influence du jet des tuyères sur la partie arrière de l'avion.

VI - PROBLEMES D'INTERACTION DES TUYERES PROPULSIVES

Pour les avions supersoniques actuels, l'adaptation des tuyères éjectrices aux différentes altitudes et vitesses de la mission exige déjà des variations importantes de la forme et de la section du jet. Ces variations visent naturellement à obtenir le meilleur rendement propulsif ; la section étant maximale au nombre de Mach de vol maximal, on doit donc rétrécir

* on admet implicitement que le rapport des chaleurs spécifiques ne varie pas : $\gamma_1 = \gamma_0$.

le jet aux vitesses transsoniques et subsoniques. Si ce rétroint ne suit pas des lois judicieuses, et notamment s'il viole trop grossièrement la loi des aires il peut entraîner des troubles transsoniques bien connus.

Pour un avion hypersonique le problème posé par cette nécessaire variation des formes arrière prend une nouvelle sévérité pour deux raisons :

- voler du subsonique à un nombre de Mach élevé, par exemple $M = 7$ exige des variations de section telles qu'elles ne pourront plus être obtenues par les systèmes actuels à symétrie axiale (dits à "iris"), mais par des tuyères bidimensionnelles avec un seul panneau variable.
- le champ aérodynamique local est plus compliqué. La figure 17 représente schématiquement les parties arrière d'un chasseur actuel et d'un avion hypersonique hypothétique. La pression régnant autour

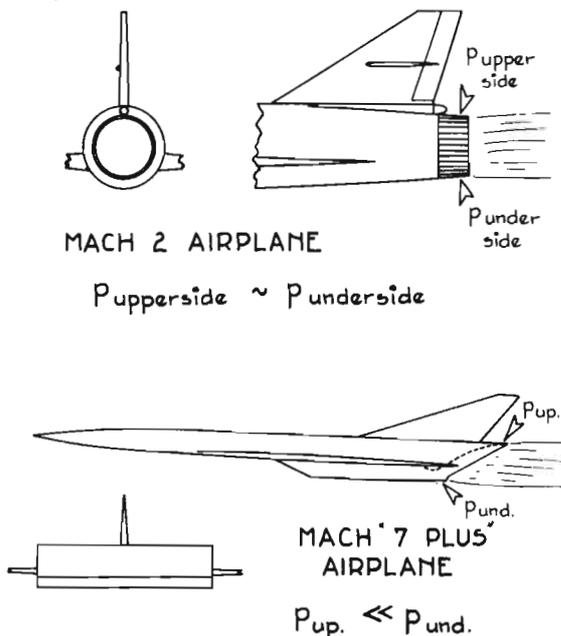


FIG. 17 - ADAPTATION DES TUYERES PROPULSIVES AU CHAMP AERODYNAMIQUE EXTERIEUR

du culot du chasseur Mach 2 ne s'écarte pas sensiblement de la pression infini amont, et l'adaptation peut rester axisymétrique ; dans le cas de l'avion à grand Mach, à Mach 7 et à une incidence de vol de 5° , les pressions locales à l'intrados et à l'extrados de l'aile, donc au droit d'une tuyère bidimensionnelle située à l'arrière de l'avion peuvent différer d'un facteur de 5 ($p_{intrados}/p \approx 2,3$; $p_{extrados}/p \approx 0,4$) ; l'adaptation conduit alors à une forme en sifflet dans la vue de profil, ainsi que le représente le schéma.

Le changement de Mach de vol, ou des manoeuvres à fort facteur de charge, devraient donc être accompagnés de déformations dissymétriques de la tuyère d'éjection. Or les forces aérodynamiques qui agissent sur les entrées et sur les sorties d'air sont très importantes ; En particulier, les forces appliquées sur la tuyère éjectrice, à grand nombre de Mach, peuvent être de l'ordre du poids de l'avion. Les

moments de ces forces peuvent donc devenir un élément très important de la stabilité longitudinale de l'avion ; des variations de ces moments liées aux changements de régime des moteurs, à des décollements dissymétriques en cas de manoeuvres, ou, à la limite, à l'extinction accidentelle (flame-out) devront pouvoir être contrôlées par les gouvernes de l'avion.

La figure 18 reproduit le résultat de calculs du vecteur poussée de différentes tuyères bidimensionnelles, et montre l'influence de l'angle d'ouverture sur la direction de ce vecteur. On note que la

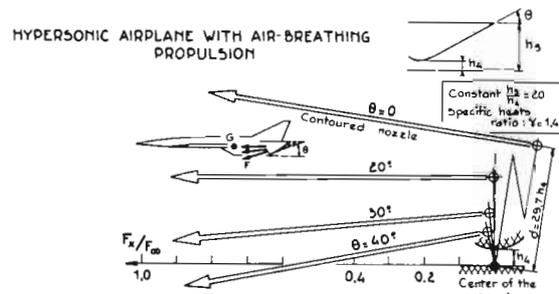


FIG. 18 - INFLUENCE DE L'ANGLE DE LA TUYERE BIDIMENSIONNELLE SUR LA DIRECTION DE SA POUSSEE.

tuyère à champ uniforme conduit à un vecteur poussée incliné (par suite de la suppression d'une partie du plan inférieur), et dont la ligne d'action passe à environ 30 hauteurs de col au dessus du plan inférieur. Les calculs sont relatifs à un gaz parfait avec $\gamma = 1,4$ et F_∞ désigne la poussée idéale dans le vide.

La meilleure intégration du moteur à la cellule devra donc, dans chaque cas particulier, reposer sur des essais en soufflerie avec représentation des jets propulsifs ; on trouvera dans la réf. [12] un exemple de tels essais effectués à LANGLEY et qui mettent en évidence l'influence du jet sur les moments de l'avion.

Plus encore que dans les projets d'avions supersoniques modernes, les grandes dimensions relatives des moteurs de futurs avions hypersoniques imposeront que les circulations internes soient représentées avec une grande fidélité lors des essais en soufflerie, car les actions et les interactions du fluide propulsif joueront un rôle important dans les forces et moments agissant sur l'avion.

VII - EFFETS AERODYNAMIQUES DE L'ELASTICITE -

Les dernières années ont vu apparaître un certain nombre de problèmes liés à des différences importantes entre les propriétés aérodynamiques déduites d'essais en soufflerie sur des maquettes rigides et celles observées en vol sur le véhicule élastique réel.

On peut citer les écarts constatés sur le moment de lacet induit par le braquage des ailerons ($\frac{dC_n}{d\delta_a}$) sur le bombardier Mach 3 XB 70 A [13], où le signe du moment observé en vol à $M = 0,95$ - voir la figure 19 était opposé à celui mesuré en soufflerie, et même le cas des capsules APOLLO où l'angle d'équilibre observé

en vol diffèrait de celui mesuré en soufflerie par suite de la déformation sous charge du bouclier thermique, ainsi que le montre la figure 20, extraite de [14].

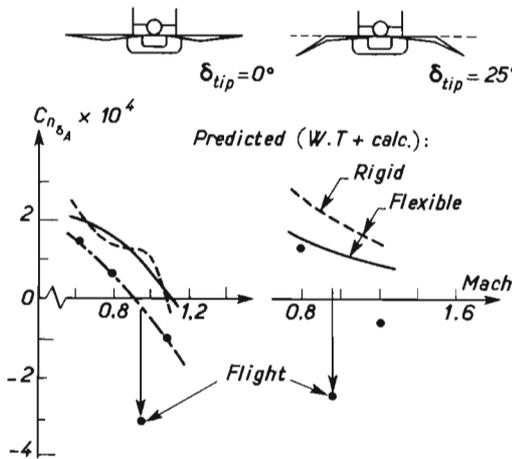


FIG. 19 - AVION XB 70 A - INFLUENCE DE L'ELASTICITE DE LA STRUCTURE SUR LE LACET INDUIT PAR LES AILERONS,

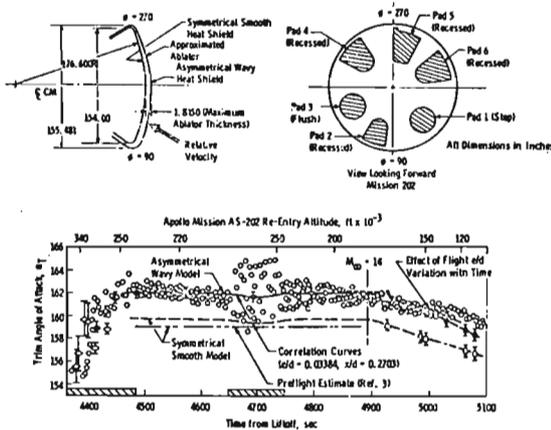


FIG. 20 - DEFORMATION DU BOUCLIER THERMIQUE APOLLO ; INFLUENCE SUR L'INCIDENCE D'EQUILIBRE

Après avoir mis en cause les effets du nombre de Mach, puis du nombre de Reynolds, on fabriqua des maquettes correctes de la capsule APOLLO, où était représentée la déformation élastique du bouclier thermique et les nouvelles valeurs de l'angle d'équilibre tombèrent exactement au milieu des points de vol.

Dans le cas d'avions de grandes dimensions munis de structures très légères, et en présence d'une ambiance thermique sévère, on peut prévoir que ce problème sera encore plus important, et que les essais en soufflerie devront, pour être significatifs, utiliser des maquettes représentant au mieux les déformations attendues en vol.

VIII - PROBLEMES DE BASE -

En dehors des questions d'aérodynamique posées par les configurations d'avions hypersoniques, un certain nombre de problèmes élémentaires restent posés, qui exigeront solution avant de passer au dessin de configurations.

Parmi ceux-ci le plus important peut être, est celui des gouvernes.

Le problème de l'efficacité et de l'échauffement des gouvernes aérodynamiques des planeurs de rentrée aux vitesses hypersoniques et aux grandes incidences est étudié depuis plusieurs années, et reconnu comme très difficile : cela provient, en partie de la complexité théorique des champs d'écoulements visqueux et non visqueux envisagés, et pour le reste, des possibilités de simulation insuffisantes des souffleries hypersoniques actuelles.

Mais ces difficultés existent même dans le cas apparemment plus simple d'un avion hypersonique, à bords d'attaque relativement aigus, ailés minces, et volant à faible incidence, conditions obligatoires pour obtenir des finesesses élevées. Un avion de 60 mètres de longueur, avec une charge alaire normale, sera baigné par une couche limite turbulente sur la quasi totalité de sa surface. Par ailleurs, les considérations classiques basées sur la théorie du simple choc oblique sont insuffisantes pour estimer les compressions et détente sur les gouvernes attaquées par d'épaisses couches limites. On peut penser que les couches limites locales régiront en fait le processus de compression et détente, et donc l'efficacité et l'échauffement des gouvernes.

Malheureusement l'essai en soufflerie sur des maquettes à faible échelle présente inévitablement des décollements laminaires. La figure 21 a regroupé un certain nombre de résultats relatifs à des décollements de l'écoulement sur des volets braqués : on peut

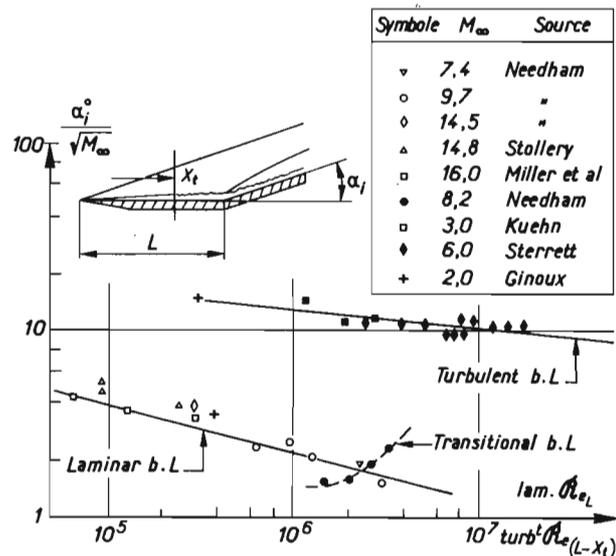


FIG. 21 - BRAQUAGE MAXIMAL (α_i) D'UN VOLET AVANT APPARITION D'UN DECOLLEMENT.

noter deux groupements bien séparés lorsqu'on porte, en fonction du nombre de Reynolds à la charnière le facteur $\alpha_i M^{-1/2}$ où α_i est l'angle de braquage où apparaît le décollement, et M est le nombre de Mach local, à l'extérieur de la couche limite. On peut constater que dans les conditions d'écoulement turbulent correspondant au cas du vol, des braquages importants, de l'ordre de 30 degrés sont possibles, sans décollement, alors que dans le cas d'un essai en soufflerie, en présence d'une couche limite laminaire - par exemple pour $Re \approx 2.10^6$ et $M = 8$ le braquage permis reste limité à 5 ou 6 degrés.

Ces circonstances expliquent que la plupart des recherches sur l'échauffement et l'efficacité des gouvernes aux vitesses hypersoniques, ont dévié rapidement vers l'étude des décollements laminaires devant les dièdres, tandis que l'étude des gouvernes dans des conditions réalistes avançait peu. Pour tenter de faire progresser cette question, l'ONERA a entrepris une étude de la compression de couches limites turbulentes hypersoniques sur une gouverne. [15].

L'étude théorique a consisté à appliquer, à la couche limite abordant le volet, la méthode des caractéristiques ; la couche limite est pour cela considérée comme couche rotationnelle non visqueuse.

L'idée de considérer que l'évolution brusque d'une couche limite turbulente pouvait être assimilée à un phénomène non visqueux parce que les effets de pression y sont prépondérants, a été exprimée par P. CARRIERE et M. SIRIEUX [16] et appliquée par divers auteurs pour traiter des réflexions de chocs [17] ou des compressions sur une rampe [18].

Une étude expérimentale a été conduite dans la soufflerie R3 de Chalais-Meudon, à Mach 10, pour vérifier ce point de vue. Elle utilise une longue plaque plane, figure 22, disposée dans le plan de symétrie de la soufflerie ; les plaquettes équipées représentant les volets braqués sont fixées au bord arrière de cette plaque, où sont réalisées d'épaisses couches limites turbulentes correspondant à des nombres de Reynolds de 13 à 20 millions. Les détails théoriques

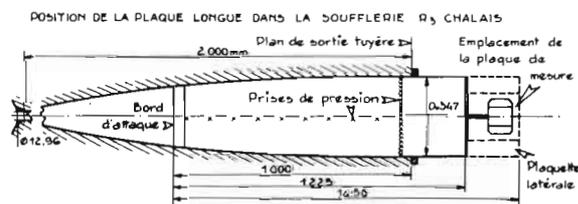
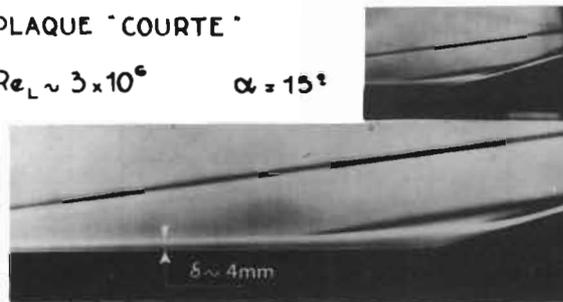


FIG. 22 - PLAQUE MEDIANE LONGUE

et expérimentaux sont donnés dans la réf. [15]. La figure 23 permet d'apprécier les conditions d'essais. La strioscopie en haut à droite, est extraite d'une étude précédente [19] effectuée en 1966 dans la même soufflerie R3 sur une plaque courte, étude marquée par les inévitables décollements laminaires : la photographie agrandie située au-dessous met en évidence la couche limite laminaire que l'on peut suivre jusqu'à son recollement sur le volet.

PLAQUE "COURTE"

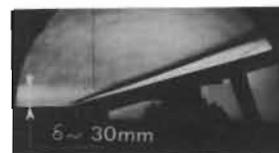
$Re_L \sim 3 \times 10^6$ $\alpha = 15^\circ$



PLAQUE "LONGUE"

$Re_L \sim 20 \times 10^6$

$\alpha = 15^\circ$



$\alpha = 10^\circ$



FIG. 23 - COMPRESSION SUR UN VOLET BRAQUE A MACH 10 - (Soufflerie R3 Chalais)

en haut : couche limite laminaire décollée
en bas : couche limite turbulente non décollée.

Les deux strioscopies inférieures mettent au contraire en évidence une configuration très pure, où l'on distingue bien, à l'intérieur même de la couche limite turbulente épaisse, la naissance du choc dont rend compte le calcul des caractéristiques. La frontière extérieure de la couche limite, bien visible sur les clichés originaux, a été renforcée ici pour la clarté de la reproduction ; cette frontière rencontre le choc oblique d'autant plus loin de la charnière du volet, que le braquage est faible ; ainsi s'expliquent les recompressions très étalées relevées par les mesures de répartition de pressions.

La figure 24 compare les résultats des calculs ainsi effectués par la méthode des caractéristiques avec ceux de la théorie du choc oblique bidimensionnel, et les premières mesures de pression effectuées au cours de ce programme. On note que la compression sur le volet est d'autant plus étalée que l'angle est faible ; c'est donc dans ce domaine des faibles braquages qu'est la plus marquée la différence entre l'efficacité réelle du volet et celle déduite d'un

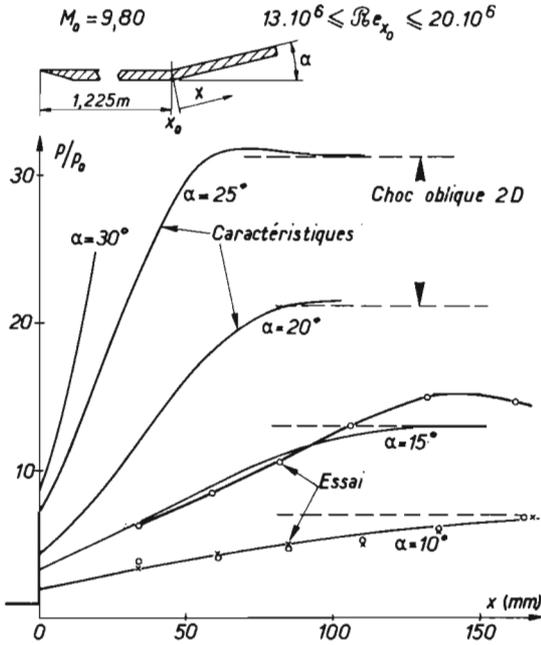


FIG. 24 - RECOMPRESSION SUR UN VOILET BRAQUE
COUCHE LIMITE TURBULENTE : $\delta_0 = 27$ mm

calcul par choc oblique. Aux grands braquages au contraire la compression est plus rapide : pour $\alpha = 25^\circ$ par exemple elle est acquise sur une longueur de 60 mm soit environ 2 épaisseurs de la couche limite à la charnière ($\delta_0 \approx 30$ mm) dans les présentes conditions expérimentales.

Le calcul pour $\alpha = 30^\circ$ a été interrompu par l'apparition d'un nombre de Mach local inférieur à 1, à la frontière inférieure de l'écoulement, ce qui arrête le programme actuel de calcul sur ordinateur.

La figure 25 compare deux mesures et deux calculs effectués dans des conditions expérimentales (de longueurs de plaque et de pressions génératrices) conduisant à des épaisseurs de couches limites différentes ; on note que les longueurs de compression sur le volet sont différentes. Portés en fonction de l'abscisse réduite x/δ_0 les deux résultats expérimentaux se regroupent assez bien en une seule courbe, mettant en évidence que la couche limite fixe bien l'échelle de la recompression comme l'implique d'ailleurs le schéma théorique.

Une expérience destinée à recouper des mesures d'efficacité de volets sur une maquette d'avion hypersonique essayée à Mach 7 par l'ONERA, a été effectuée dans la soufflerie R2 de Chalais-Meudon.

La figure 26 montre un dessin de la maquette où les volets sont équipés de prises de pression. Les calculs par la méthode des caractéristiques ont pour point de départ la couche limite calculée supposée turbulente* à partir du bord d'attaque aigu.

* Les strioscopies non reproduites ici ont montré, par l'absence de décollement à la charnière des volets, que c'était effectivement le cas.

- (a) $x_0 = 1,225$ m - $Re_{x_0} = 16 \cdot 10^6$ - $\delta_0 = 27$ mm
- (b) $x_0 = 1,45$ m - $Re_{x_0} = 12,7 \cdot 10^6$ - $\delta_0 = 38$ mm

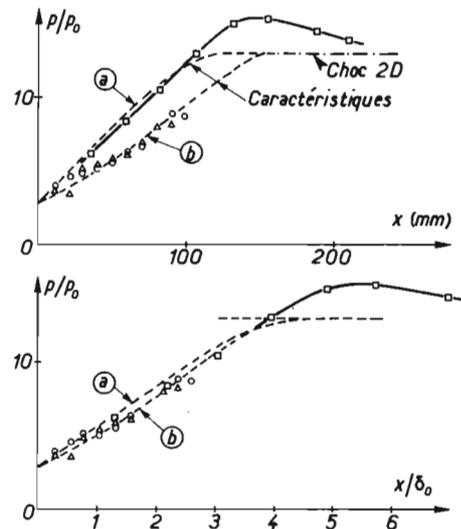
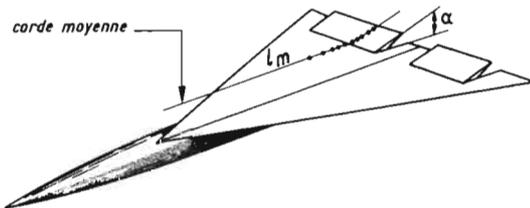


FIG. 25 - PRESSIONS SUR UN VOILET BRAQUE A $\alpha = 15^\circ$
SOUFFLERIE R3 CHALAIS M = 9,80



Soufflerie R 2 Chalais
M = 7 $Re_{lm} = 2,7 \cdot 10^6$

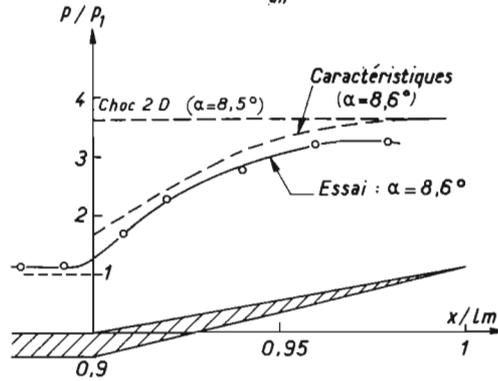


FIG. 26 - AVION HYPERSONIQUE L 3 - FLECHE 70°
(incidence nulle)

On note un bon accord entre calculs et mesures ; là encore l'efficacité réelle est très inférieure à celle prédite par le calcul par simple choc oblique.

Echauffement -

Les mesures d'échauffement, exécutées parallèlement aux mesures de pressions à Mach 10 sur des plaquettes à paroi mince ($e = 0,5 \text{ mm}$) munies de thermocouples de $0,1 \text{ mm}$ de diamètre, sont reproduites sur la figure 27 ; on note une allure sinuieuse du flux de chaleur contrastant avec l'allure monotone des pressions.

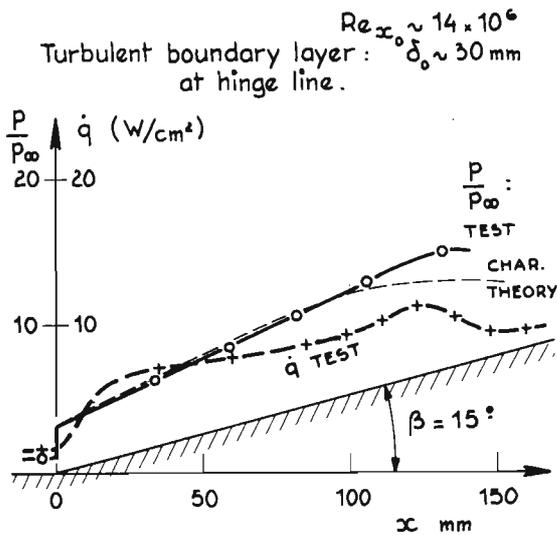


FIG. 27 - DISTRIBUTION DE PRESSIONS ET DE FLUX THERMIQUE SUR UN VOLET BRAQUE A 15° A MACH 9,8. SOUFFLERIE R3 CHALAIS DE L'ONERA

Les essais repris pour un braquage plus important ($\alpha = 20^\circ$) figure 28 ont montré que l'échauffement avait provoqué une déformation sinusoïdale de la paroi mince, dont les effets sont visibles sur cette strioscopie.

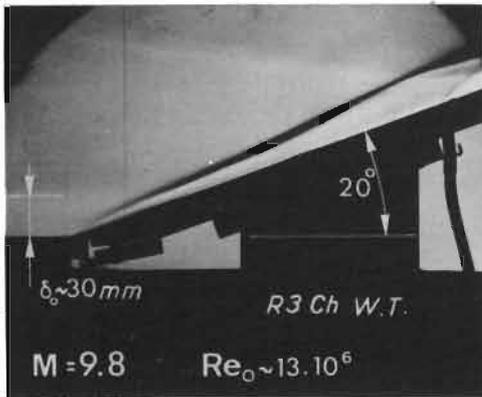


FIG. 28 - STRIOSCOPIE DE L'ECOULEMENT A $M = 9,8$ SUR UN VOLET BRAQUE A 20° , AVEC PAROI DEFORMEE.

Cette déformation mesurée en laboratoire est retracée sur la figure 29 ; les calculs des pressions locales ont donc été repris en considérant cette forme

R3 Ch W-T $M = 9.80$ $Re_{x_0} \sim 14 \cdot 10^6$
Turbulent boundary-layer : $\delta_0 \sim 30 \text{ mm}$
at hinge line.

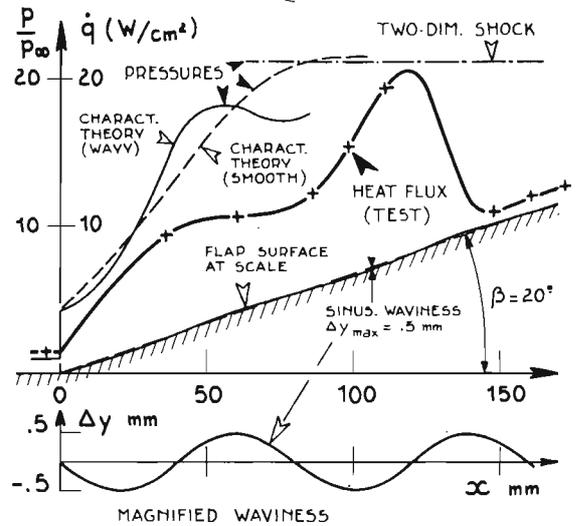


FIG. 29 - PRESSIONS ET FLUX THERMIQUES A $M = 9,8$ SUR UN VOLET BRAQUE A 20° ; INFLUENCE D'UNE DEFORMATION DE LA SURFACE

sinuieuse (le volet est ici représenté en vraie grandeur) ; on note la profonde influence de cette faible sinuosité sur les pressions calculées, dont l'allure suit bien celle des flux. L'étude se poursuit au moment de rédiger la présente communication ; elle tentera de calculer la couche limite visqueuse à partir des pressions calculées, ou au moins d'aboutir à une évaluation des flux. Mais on peut déjà penser, sur la base des présents résultats, que les irrégularités de surface d'un véhicule hypersonique peuvent, bien que faibles devant l'épaisseur de la couche limite, perturber notablement les transferts de chaleur qui pourront s'écarter alors des valeurs théoriques "plaque plane lisse".

Connaissance de la couche limite hypersonique -

Les propriétés physiques exactes des couches limites turbulentes hypersoniques sont loin d'être complètement comprises, même dans les cas les plus simples de plaques planes bidimensionnelles, ainsi que l'indique le nombre des travaux publiés sur ce sujet.

La prévision du développement de la couche limite sur des formes tridimensionnelles en incidence, sera bien plus compliquée. La connaissance, même approchée, des couches limites locales sur le véhicule sera nécessaire, non seulement pour évaluer l'efficacité des gouvernes, comme on vient de le voir, mais encore pour estimer la carte des flux thermiques sur tout l'avion.

A cet égard le problème de la transition aux vitesses hypersoniques jouera un grand rôle dans la prévision des contraintes thermiques dans une structure métallique non ablative. La connaissance des valeurs numériques exactes des nombres de Stanton locaux sera

nécessaire pour définir l'isolement des réservoirs cryogéniques et conserver une efficacité structurale maximale.

L'état actuel des études des couches limites hypersoniques en Europe a fait l'objet d'une récente revue par R. MICHEL [20] ; il apparaît que ces études y sont très actives et pourront contribuer très efficacement au développement d'avions hypersoniques.

IX - CONCLUSION -

La réalisation d'avions hypersoniques pose de formidables problèmes de propulsion et de structure ; ils ne doivent cependant pas masquer les problèmes d'aérodynamique qu'on aurait tort de considérer comme secondaires ou triviaux.

Aux études aérodynamiques de configurations, exécutées de façon classique pour tout projet, viendront en effet s'ajouter des études nouvelles :

- réalisation de mesures à des nombres de Reynolds élevés pour tenter d'obtenir des couches limites turbulentes réalistes et connaître les finesses réelles qui régissent l'économie de l'avion,
- conception et mise au point de montages spéciaux d'essais en souffleries incorporant une représentation correcte des jets propulsifs, sur des maquettes représentant les formes exactes du véhicule déformé en vol,
- amélioration des connaissances sur l'échauffement cinétique,
- études dynamiques et thermiques des gouvernes en présence de couches limites turbulentes épaisses.

Ces travaux longs et difficiles doivent précéder la définition de projets précis, car c'est leurs résultats qui serviront de base à ces études.

LISTE DES REFERENCES

- [1] A. FERRI -
Goals of hypersonic aerodynamics.
Astronautics and Aeronautics - Octobre 1966
- [2] R.R. HELDENFELS -
Structural prospects for hypersonic air vehicles
5 th Congress ICAS - LONDON - Sept. 1966
- [3] John V. BECKER -
Studies of high lift/drag ratio hypersonic configurations.
4ter Congress ICAS - PARIS 1964
- [4] T.J. GREGORY, L.J. WILLIAMS, D.E. WILCOX
The airbreathing launch vehicle for earth orbit Shuttle-performance and opération.
A.I.A.A. Paper 70-270 - CAPE CANAVERAL -
Feb 4/6.1970
- [5] J.R. HENRY, C.H. McLELLAN -
The airbreathing launch vehicle for earth-orbit Shuttle-New technology and development approach
A.I.A.A. Paper 70-269
A.I.A.A. Advanced Space Transportation Meeting
CoCoa Beach, FLORIDA - Feb. 4/6.1970.
- [6] A.J. EGGERS, R.H. PETERSEN, N.B. COHEN -
Hypersonic Aircraft Technology and applications.
Astronautics and Aeronautics - June 1970
- [7] Richard D. NEUMAN -
Special topics in hypersonic flow ; Section VII :
Development of analytical techniques for
generalized three dimensional bodies.
AGARD V.K.I. Short Course on Aerodynamic problems
of hypersonic aircraft
RHODE ST GENESE - Belgium - 19-23 january 1970
- [8] B. MONNERIE, H. WERLE -
Etude de l'écoulement supersonique et hypersonique
autour d'une aile élancée en incidence
AGARD Conference Proceeding n° 30 - LONDON - May 68
- [9] R. CERESUELA -
Aérodynamique d'un avion propulsé à Mach 7.
Veème Colloque AFITAE d'Aérodynamique Appliquée-
POITIERS - Septembre 1968
T.P. ONERA n° 657
- [10] S.E. GRENLESKY, F.S. BILLIG -
Investigation of an actively cooled leading edge
for hypersonic ramjet engine
Journal of Aircraft. Vol. 5 n° 4 -
July-August 1968
- [11] M.L. HILL -
Materials for small radius leading edges for
hypersonic vehicles.
Journal of Spacecraft Vol. 5 n° 1 - January 1968
- [12] P.J. JOHNSTON, J.M. CUBBAGE, J.P. WEIDNER -
Studies of engine-airframe integration on
hypersonic aircraft.
A.I.A.A. Paper 70-542 - TULLAHOMA - May 1970
- [13] C.H. WOLOWICZ, L.W. STRUTZ -
Preliminary flight evaluation of stability and
control derivatives and dynamic characteristics
of the unaugmented XB 70 A airplane, including
comparisons with predictions.
NASA T.N. D. 4578 - May 1968
- [14] B.J. GRIFFITH, D.E. BOYLAN -
Reynolds number and Mach number simulation of
APOLLO and GEMINI re-entry ; comparison with
flight.
AGARD Conference Proceedings n° 30 - LONDON -
May 1968.
- [15] R. CERESUELA, J. COULOMB -
Etude théorique et expérimentale de l'efficacité
de gouvernes en supersonique.
Colloque AFITAE d'Aérodynamique Appliquée -
TOULOUSE - Novembre 1969
- [16] P. CARRIERE, M. SIRIEIX -
Facteurs d'influence du recollement d'un écoule-
ment supersonique.
10ème Congrès de Mécanique Appliquée - STRESA -
(1960)
Publication ONERA n° 102 (1961).
- [17] W.C. ROSE and al -
Interaction of an oblique shock wave with a
turbulent boundary layer.
AIAA Journal - Septembre 1968 - Vol. 6 n° 9
p. 1792.

- [18] A. ROSHKO, G.J. THOMKE
Supersonic, turbulent boundary-layer interaction
with a compression corner at **very high Reynolds**
number.
DOUGLAS Paper 10 163 - Mai 1969 -
WRIGHT-PATTERSON 7-8 May 1969
- [19] Ph. POISSON-QUINTON, R. CERESUELA -
Efficacité et échauffement de gouvernes en
hypersonique
5ème Congrès ICAS - LONDRES - Septembre 1966
T.P. ONERA 365 (1966)
- [20] R. MICHEL -
European work on hypersonic flows.
Section I - Boundary layers.
Prepared for EUROHYP Meeting COLOGNE -
October 15 - 1969.
ONERA T.P. n° 770 (1969).