

L'INSTABILITE DE FLOTTEMENT À MACH RAPIDEMENT VARIABLE

ROLLAND DAT

Chef de Section de Recherches à l'Office National d'Etudes et de
Recherches Aéronautiques

NOTATIONS

- a = célérité du son
 A = amplitude de l'enregistrement effectué pendant le flottement
 B = matrice des forces aérodynamiques en quadrature avec les déplacements
 C = matrice des forces aérodynamiques en phase avec les déplacements
 f = fréquence
 f_1 = fréquence du mode 1 dans le vent
 f_2 = fréquence du mode 2 dans le vent
 f_{01} = fréquence du mode 1 sans vent
 f_{02} = fréquence du mode 2 sans vent
 f_{01*} = fréquence du mode 1 sans vent modifiée par les contraintes thermiques
 f_{02*} = fréquence du mode 2 sans vent modifiée par les contraintes thermiques
 L = longueur de référence
 M = nombre de Mach
 \mathfrak{M} = masse de la maquette
 p = pression statique à l'infini amont
 p_{cr} = pression statique critique de flottement
 t = temps
 T = température
 T_i = température génératrice
 α_1 = amortissement réduit du mode 1
 α_2 = amortissement réduit du mode 2
 μ_1 = masse généralisée du mode 1
 μ_2 = masse généralisée du mode 2
 ω = pulsation
 ω_1 = pulsation du mode 1 dans le vent

- ω_2 = pulsation du mode 2 dans le vent
 ω_{01} = pulsation du mode 1 sans vent
 ω_{02} = pulsation du mode 2 sans vent
 ω_{01}^* = pulsation du mode 1 sans vent modifiée par les contraintes thermiques
 ω_{02}^* = pulsation du mode 2 sans vent modifiée par les contraintes thermiques

INTRODUCTION

Des essais de flottement thermique, réalisés en soufflerie sur des maquettes constituées par des plaques minces, ont permis de vérifier que les contraintes thermiques transitoires qui se produisent sur une aile lors d'un échauffement cinétique rapide, en régime fortement accéléré, pouvaient diminuer la sécurité au flottement.

L'existence théorique de ce danger a été démontrée depuis plusieurs années et des expériences ont même déjà été réalisées, en particulier par H. L. Runyan et N. H. Jones à Langley Field¹ et par R. Mazet et E. Bonneau et par E. Bonneau en France.² Les essais décrits ici confirment les constatations de ces auteurs et apportent des renseignements quantitatifs permettant de chiffrer la diminution de la sécurité au flottement dans les conditions particulières de l'expérience.

CONDITIONS EXPERIMENTALES

MAQUETTES

La Fig. 1 montre les 2 types de maquettes utilisées. Elles ont été découpées dans des tôles d'acier 25 CD 4 S et les maquettes d'un même type diffèrent entre elles par l'épaisseur. Un cylindre d'acier, soudé à l'extrémité libre du bord de fuite, permet d'accentuer la tendance au flottement, en déplaçant vers l'arrière la ligne de noeuds du mode propre de torsion.

Les essais ont porté sur un assez grand nombre de maquettes, mais seulement 6 d'entre elles ont été retenues, après essais, pour une étude quantitative.

Le Tableau 1 donne les caractéristiques de ces 6 maquettes et les Figs. 2 et 3 montrent les formes des 2 premiers modes de vibration dont le couplage a provoqué le flottement.

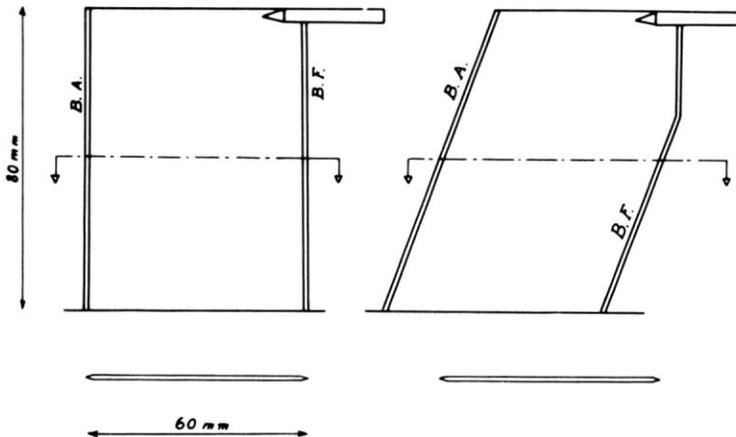
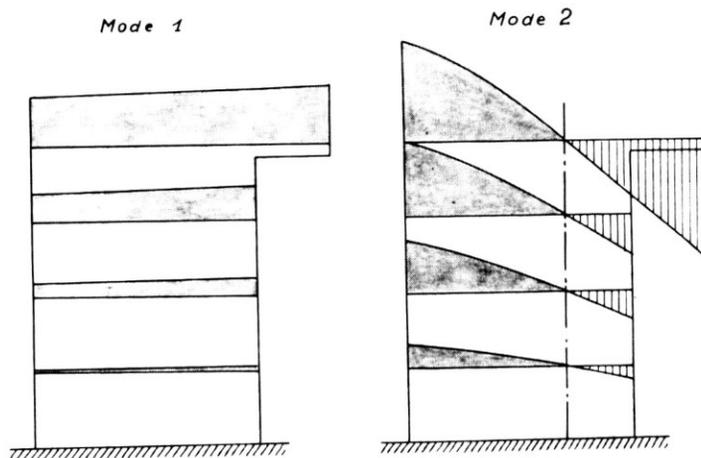


Fig. 1.

TABLEAU 1

Numéro de maquette	Type	Epaisseur, mm	Fréquences propres sans vent, Hz	
			f_{01}	f_{02}
1	droite	0.750	78	243
2	"	0.725	77	207
3	"	0.725	76.3	205
4	"	0.700	74	200
5	flèche	0.750	79	239
6	"	0.625	62	190



Formes propres des ailes droites.

----- Ligne de noeuds

Mode 1 *Mode 2* Fig. 2.

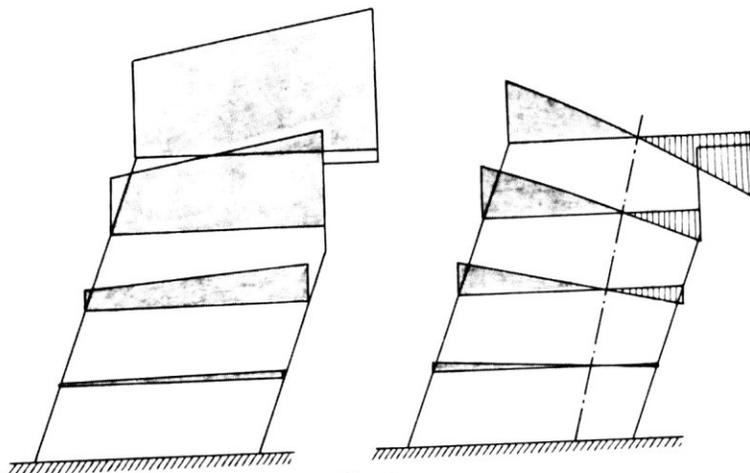


Fig. 3.

SOUFFLERIE

Les essais ont été effectués à Mach 2.55 dans une veine guidée de 110 mm de largeur alimentée par la centrale d'air comprimé de l'ONERA à Palaiseau.

Les températures élevées nécessaires pour cette expérimentation étaient obtenues par combustion de kérosène dans le courant d'air, en amont de la veine.

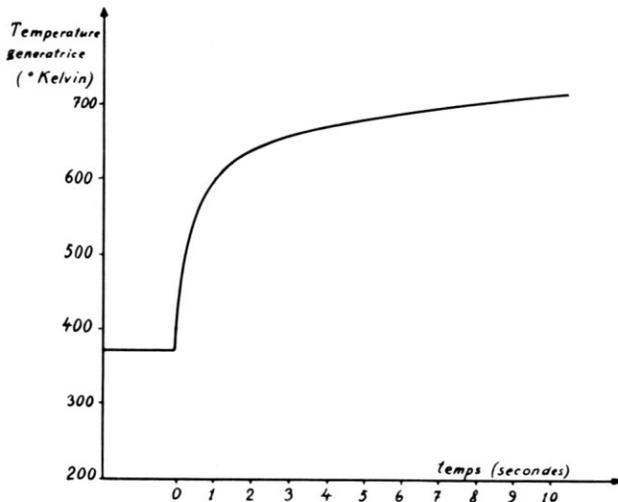
Le circuit d'alimentation en kérosène est double et une électro-vanne permet de passer brusquement du circuit à faible débit au circuit à grand débit, ce qui entraîne des variations rapides de la température génératrice. Le réglage séparé des 2 circuits permet de prédéterminer la température initiale et la température supérieure obtenues après stabilisation.

La Fig. 4 montre l'évolution de la température génératrice obtenue pendant les 10 secondes suivant la commutation des circuits.

MONTAGE DES MAQUETTES

Le support de maquettes est lié à un piston, mû par un vérin à air comprimé, qui permet de maintenir les maquettes en dehors de la veine pendant l'amorçage et le désamorçage de celle-ci (Fig. 5).

Les fréquences et amortissements dans le vent sont déterminés grâce à un dynamomètre muni de strain-gages et à un système d'excitation opérant par lâcher.



Evolution de la température génératrice du courant d'air.

Fig. 4.

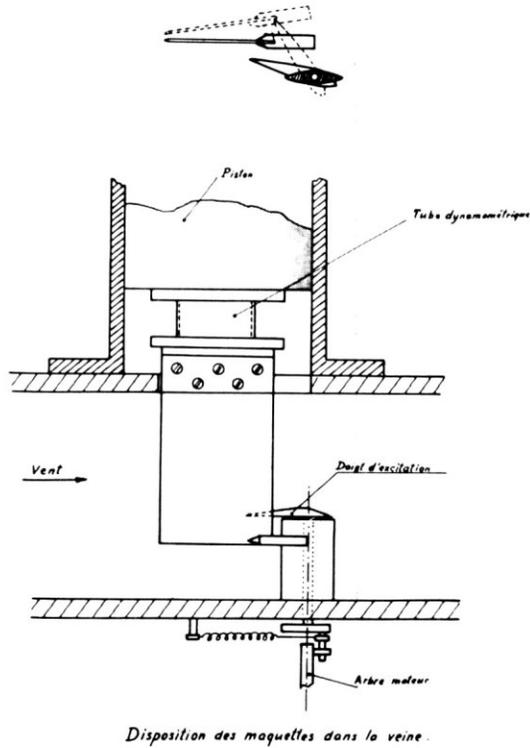


Fig. 5.

PRINCIPE DES ESSAIS

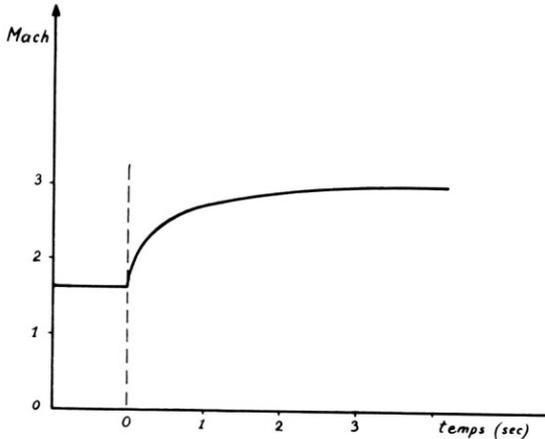
Dans le programme qui a été réalisé, les essais de chaque maquette comprenaient les 3 phases suivantes:

Première phase—palier 373° K.—Après amorçage de la veine et introduction de la maquette dans le courant d'air, la température est maintenue à 373°K jusqu'à ce que la stabilisation des températures soit obtenue (durée 1 min.).

Deuxième phase: transitoire. A l'instant $t = 0$, les circuits d'alimentation en combustible sont commutés et la température génératrice évolue suivant la loi de la Fig. 4, provoquant d'importantes contraintes pendant les premières secondes.

Troisième phase: palier 673°K.—Après un temps de l'ordre de une minute, un nouvel état de températures stables est obtenu sur l'aile, dans le courant d'air dont la température génératrice est d'environ 673°K.

L'étude porte plus spécialement sur la période transitoire, jusqu'au moment où la rigidité de torsion des maquettes atteint sa valeur minimale, c'est-à-dire la partie de la phase 2 comprise entre $t = 0$ et $t = 3$ secondes.



*Evolution de Mach simulée par
la température génératrice.*

Fig. 6.

En supposant un mobile dans une atmosphère dont la température serait de 240°K , la Fig. 6 montre quelle serait l'évolution du nombre de Mach simulée par la courbe de température de la Fig. 4.

Le nombre de Mach réalisé dans la veine, 2.55, correspond donc à une valeur moyenne de l'évolution simulée en température.

RESULTATS OBTENUS

Les Figs. 7 à 12 montrent l'évolution des fréquences au cours des différentes phases.

Sur les ailes droites (Figs. 7 à 10), la fréquence du mode 2 (torsion) diminue de façon importante puis augmente après être passée par un minimum 2 ou 3 secondes après le début de la phase transitoire.

Dans le nouvel état stable atteint plus tard (palier 673°K), la rigidité est supérieure à sa valeur initiale.

Il faut cependant noter que dans ce dernier état, les transmissions de chaleur par conductibilité et rayonnement ont une importance primordiale dans la détermination de la répartition de la température des maquettes. Or, en ce qui concerne ces modes de transmission de la chaleur, le montage ne peut être considéré comme très significatif car la chaleur rayonnée et la chaleur perdue par conductibilité dépendent de la température des parois de la veine qui, dans cette phase, peut être très différente de celle de la maquette.

Au contraire, au début de la phase transitoire, ces 2 modes de transmission de chaleur interviennent peu et l'expérience est beaucoup plus significative.

Sur les ailes 3 et 4 il y a eu flottement pendant une partie de la phase transitoire, ce qui met en évidence la réalité du flottement thermique.

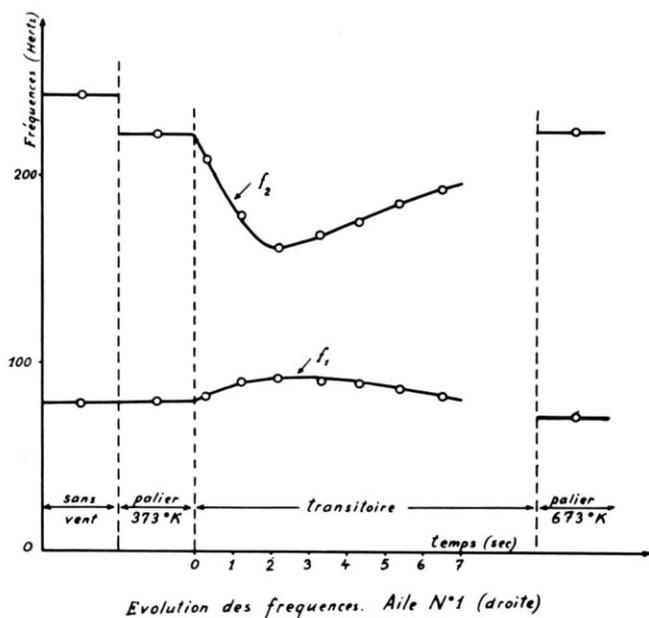


Fig. 7.

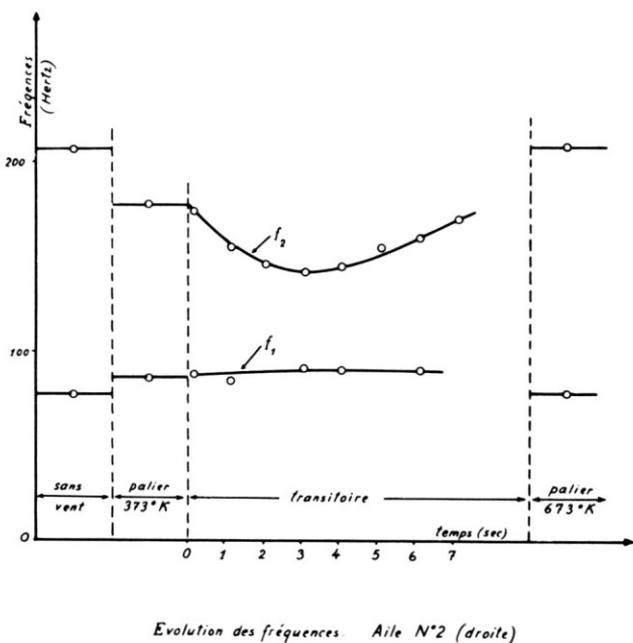


Fig. 8.

Grâce aux nonlinéarités des forces aérodynamiques et surtout de la structure (la nonlinéarité des tôles en torsion est un phénomène connu), la vibration au flottement se stabilisait à une amplitude qui évoluait au cours de la phase transitoire.

Les Figs. 9 et 10 donnent, en fonction du temps, la double amplitude de l'enregistrement de la vibration de flottement.

Les Figs. 11 et 12 sont relatives aux deux ailes en flèche. Aucune diminution de fréquence du mode 2 n'a été enregistrée avec ce type d'aile. Dans ces conditions, le flottement thermique ne peut pas se produire et l'augmentation de température aurait plutôt tendance à augmenter la sécurité au flottement. C'est d'ailleurs ce que confirme la Fig. 12 relative à la maquette 6. Sur cette maquette, le flottement classique a eu lieu dans la première phase. La courbe de double amplitude en fonction du temps montre que le flottement s'atténue et disparaît rapidement pendant la phase transitoire.

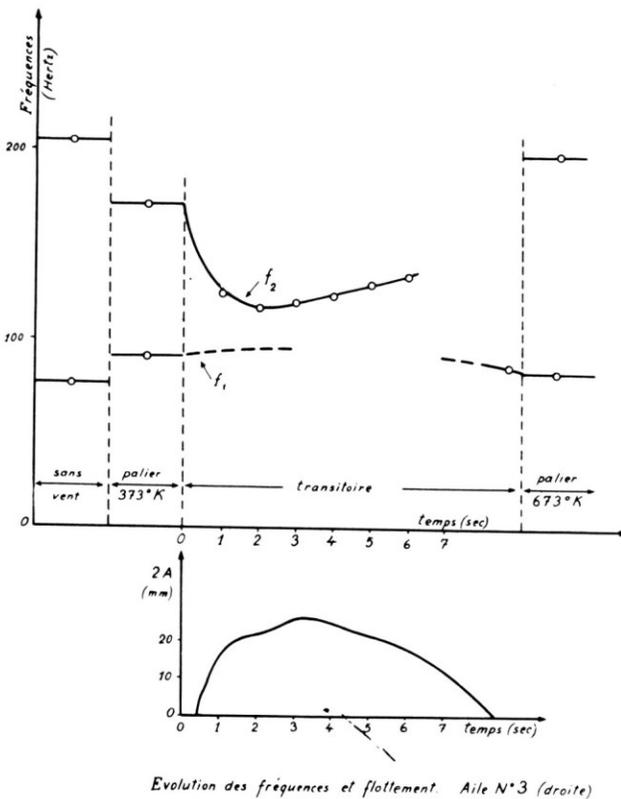
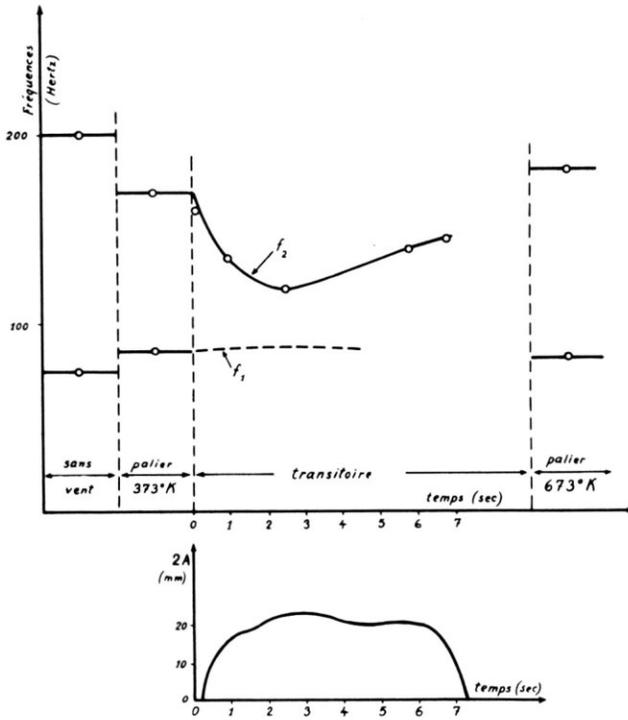
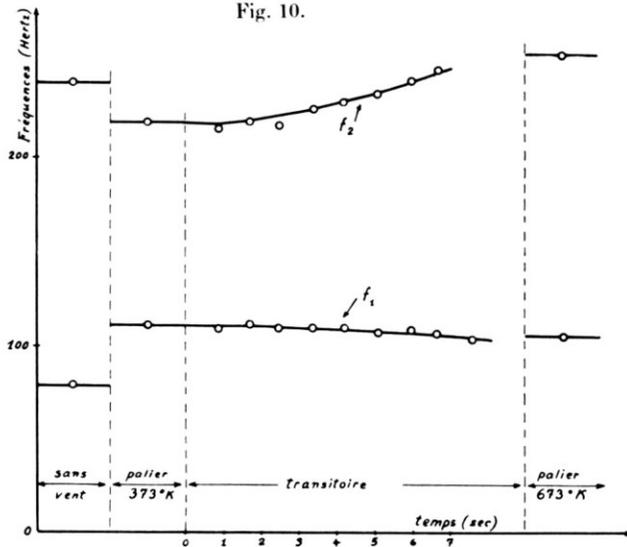


Fig. 9.



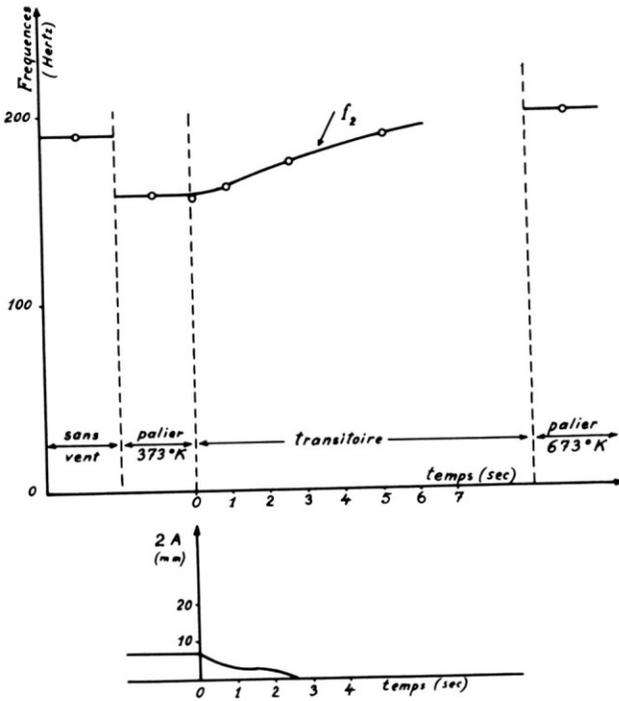
Evolution des frequences et flottement. Aile N°4 (droite)

Fig. 10.



Evolution des frequences. Aile N°5 (flèche)

Fig. 11.



Evolution des fréquences et flottement.
Aile N°6 (flèche)

Fig. 12.

DETERMINATION SOMMAIRE DES TEMPERATURES

La détermination sommaire de l'évolution de la température des différents points des maquettes a été faite en utilisant deux peintures pyrométriques virant l'une entre 453°K et 458°K , l'autre à 518°K .

Il a été possible, par une série d'essais systématiques de suivre l'évolution, en fonction du temps, des isothermes correspondants. Les renseignements obtenus sont essentiellement qualitatifs car les conditions normales d'emploi des peintures pyrométriques n'ont pu être respectées, mais la comparaison des résultats obtenus dans les mêmes conditions sur aile droite et sur aile en flèche reste valable. Cette comparaison montre que les isothermes évoluent plus rapidement sur l'aile droite que sur l'aile en flèche (Fig. 13).

La flèche atténue donc le transfert de chaleur dans la zone voisine du B.A., surtout vers l'extrémité libre, et cet effet est probablement la cause principale de la différence de comportement des 2 types d'ailerons du point de vue de flottement thermique.

EXPLOITATION DES RESULTATS

Il faut 3 paramètres indépendants pour caractériser les conditions aérodynamiques à l'infini amont du vol libre ou de l'essai en soufflerie.

Les paramètres choisis ici sont: le nombre de Mach, M , la pression statique, p , et la célébrité du son, a .

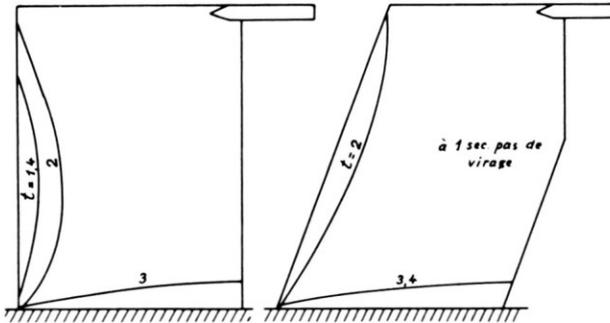
Une maquette ou un avion présentant un danger de flottement devient instable pour une valeur critique, p_{cr} , de la pression statique. Cette valeur est fonction de M et de a :

$$p_{cr}(M,a)$$

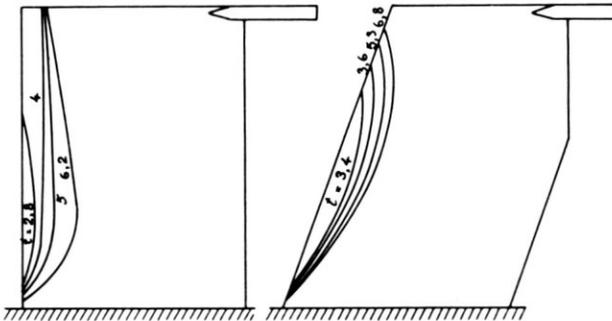
Dans les conditions pratiques de vol d'un avion, les valeurs extrêmes de a sont relativement peu différentes et les conditions de sécurité au flottement sont suffisamment bien définies par une courbe $p_{cr}(M)$ établie en donnant à a une valeur moyenne.

Dans les conditions des essais décrits ici, le calcul a montré qu'il en était de même, bien que les variations de a entre les valeurs extrêmes fussent relativement importantes. Cependant ici p_{cr} dépend en outre de l'état dans lequel se

1- Peinture blade. Virages: $\left\{ \begin{array}{l} \text{vert: } 453^{\circ}K \\ \text{khaki: } 458^{\circ}K \end{array} \right.$



2.- Peinture orange. Virage presque noir: $518^{\circ}K$



Essais de peintures pyrométriques.

Fig. 13.

trouve la maquette du point de vue thermique, état qui évolue dans le temps pendant la phase transitoire.

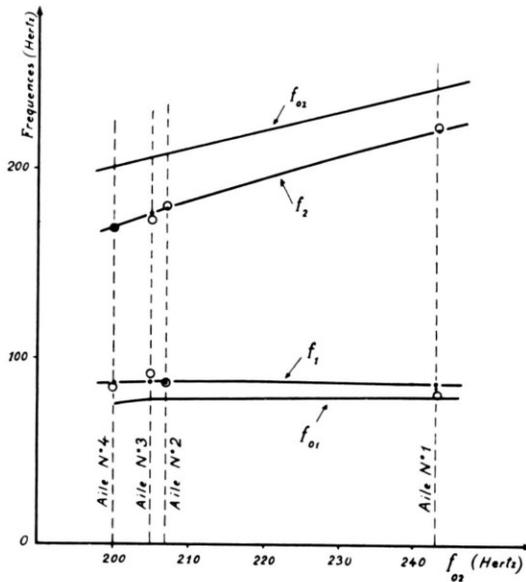
L'exploitation des mesures de fréquences et d'amortissement dans le vent comporte les trois étapes suivantes:

1. Vérification des forces aérodynamiques instationnaires utilisées dans les calculs.
2. Calcul, en utilisant les résultats expérimentaux, de l'évolution de la rigidité de structure pendant la phase transitoire.
3. Détermination par le calcul de la pression statique critique en palier et pendant la phase transitoire.

Cette exploitation systématique n'a été faite que pour les ailes droites, c'est-à-dire dans les cas où il y a eu aggravation du danger de flottement.

VERIFICATION DES FORCES AERODYNAMIQUES INSTATIONNAIRES UTILISEES DANS LES CALCULS

Les fréquences mesurées dans le vent diffèrent des fréquences sans vent par suite de l'action des forces aérodynamiques et des contraintes thermiques. Pour pouvoir déterminer l'influence de ces dernières, il était nécessaire de s'assurer que les premières étaient bien connues.



Palier 373°K. Comparaison des fréquences calculées et mesurées.

f_{01} et f_{02} : valeurs initiales (sans vent)

f_1 et f_2 : valeurs stabilisées en palier.

• — valeurs calculées pour $M = 2,55$ et $T_i = 373^\circ K$

○ — " mesurées "

Fig. 14.

Les mesures effectuées dans le palier 373°K ont été utilisées à cet effet. Pendant cette phase, il y a relativement peu de différences entre la température génératrice, la température des parois de la veine et celle de la maquette, et on pouvait espérer que les contraintes thermiques resteraient relativement faibles.

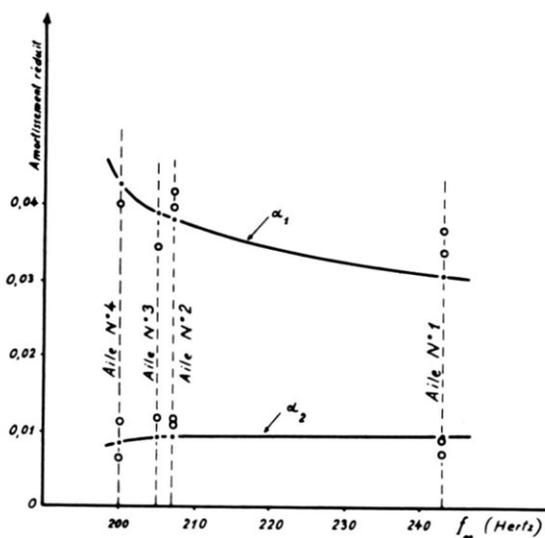
Un premier calcul de fréquences et amortissements fait en utilisant, pour les forces aérodynamiques, la méthode du piston, ne donnait pas une concordance suffisamment précise entre valeurs calculées et valeurs expérimentales.

Un deuxième essai a alors été fait en tenant compte de l'affaiblissement de l'efficacité de l'aile dans la zone située dans le cône de Mach issu de l'extrémité libre du bord d'attaque.

Cette correction a pour effet d'affaiblir la force résultante et de la déplacer vers le bord d'attaque.

Le calcul effectué dans ces conditions donne alors, pour le palier 373°K, des résultats en très bon accord avec les valeurs expérimentales, ce qui semble confirmer l'opinion selon laquelle les contraintes thermiques auraient une influence négligeable dans la première phase et constitue une vérification des forces aérodynamiques instationnaires utilisées par la suite.

Sur les Figs. 14 et 15 les valeurs calculées et les valeurs expérimentales, relatives aux 4 maquettes, sont portées en fonction de la fréquence de torsion sans vent, f_{02} .



Palier 373°K. Comparaison des amortissements calculé et mesuré.

- Valeurs calculées pour $M = 2,55$ et $T_t = 373^\circ K$
- " " mesurées " " "

Fig. 15.

CALCUL DE L'EVOLUTION DE LA RIGIDITE DE STRUCTURE PENDANT LA PHASE TRANSITOIRE

En l'absence de contraintes thermiques, les 2 pulsations complexes dans le vent sont les solutions de l'équation caractéristique:

$$\det \left(-\omega^2 \begin{bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mu_1 \omega_{01}^2 \\ \mu_2 \omega_{02}^2 \end{bmatrix} + bM \begin{bmatrix} C \end{bmatrix} + j\omega \frac{b}{a} \begin{bmatrix} B \end{bmatrix} \right) = 0 \quad (1)$$

Les valeurs μ_1 , μ_2 , ω_{01} et ω_{02} sont fournies par l'essai de vibrations sans vent et les matrices B et C sont calculées comme indiqué.

La référence 3 montre que dans la plupart des cas pratiques de couplage de 2 modes propres, le calcul des fréquences propres peut être effectué en négligeant la matrice B , si l'on ne s'intéresse pas aux valeurs des amortissements. Les conditions pour que cette simplification soit valable étant ici largement réalisées, elle a été admise.

Les pulsations dans le vent, ω_1 et ω_2 , sont alors les solutions de l'équation:

$$\det \left(-\omega^2 \begin{bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mu_1 \omega_{01}^2 \\ \mu_2 \omega_{02}^2 \end{bmatrix} + bM \begin{bmatrix} C \end{bmatrix} \right) = 0 \quad (2)$$

Au cours de la phase transitoire, les contraintes thermiques ont pour effet de modifier les 2 rigidités $\mu_1 \omega_{01}^2$ et surtout $\mu_2 \omega_{02}^2$. Elles peuvent également modifier les 2 formes propres, mais des essais effectués par ailleurs ont montré que ce dernier effet était négligeable.^{2,4}

Dans ces conditions, μ_1 et μ_2 , qui ne dépendent que des formes propres, ne sont pas modifiées, et l'équation caractéristique valable à un instant donné de la phase transitoire est obtenue en remplaçant ω_{01} par ω_{01}^* et ω_{02} par ω_{02}^* dans les Eqs. (1) et (2).

Les valeurs de ω_{01}^* et ω_{02}^* à l'instant considéré peuvent être calculées: ce sont celles qui donnent aux solutions de l'Eq. (2) les valeurs ω_1 et ω_2 mesurées dans le vent.

La Fig. 16 montre l'évolution de ω_{01}^* et ω_{02}^* déterminée de cette façon pour les 3 maquettes.

En ordonnée sont portés les rapports

$$f_{01}^*/f_{02} = \omega_{01}^*/\omega_{02} \quad \text{et} \quad f_{02}^*/f_{02} = \omega_{02}^*/\omega_{02}$$

La valeur minimale de f_{02}^*/f_{02} varie suivant les maquettes: elle est comprise entre 0.79 et 0.87.

DETERMINATION DE LA PRESSION STATIQUE CRITIQUE

ω_{01}^* et ω_{02}^* étant connus, l'équation caractéristique complète, valable à un instant donné s'écrit:

$$\det \left(-\omega^2 \begin{bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mu_1 \omega_{01}^{*2} \\ \mu_2 \omega_{02}^* \end{bmatrix} + bM \begin{bmatrix} C \end{bmatrix} + j\omega \frac{b}{a} \begin{bmatrix} B \end{bmatrix} \right) = 0$$

Le critère de stabilité de Routh appliqué à cette équation donne la valeur de β pour laquelle l'un des amortissements s'annule. Soit β_{cr} cette valeur: elle limite un domaine d'instabilité.

Les Figs. 17 et 18 montrent l'évolution de β_{cr} calculée de cette façon jusqu'à la valeur minimale.

Sur ces diagrammes, l'état zéro est celui qui correspond à l'absence de contraintes thermiques, c'est-à-dire l'état caractérisé par $\omega_{01}^* = \omega_{01}$ et $\omega_{02}^* = \omega_{02}$.

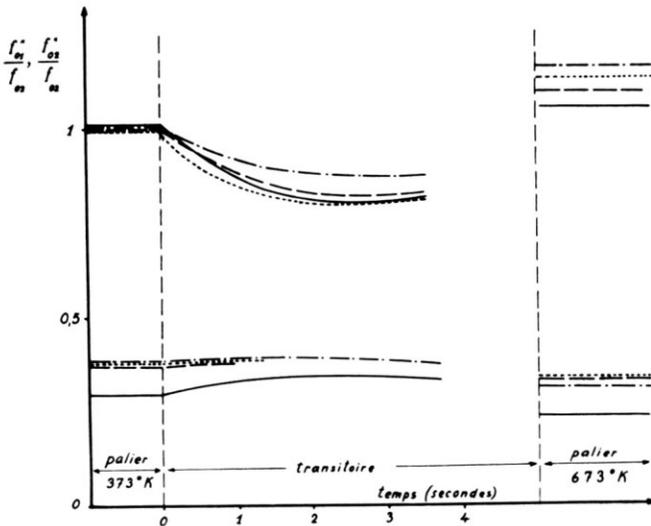
L'état (1) est celui de la 1ère phase (palier 373°K). Les différences entre ces 2 états sont très peu sensibles.

Dans la phase transitoire, au contraire, la diminution de ω_{02}^* entraîne une diminution très importante de la pression critique.

Le rapport:

$$\frac{\beta_{cr} \text{ minimum}}{\beta_{cr} \text{ état zéro}}$$

est significatif de la diminution de la sécurité au flottement due aux contraintes thermiques.



Influence des contraintes thermiques sur la rigidité des maquettes.

f_{01}, f_{02} = fréquences mesurées sans vent et sans contraintes thermiques.

f'_{01}, f'_{02} = fréquences sans vent modifiées par les contraintes thermiques.

—————	Maquette N°1	($f_{02} = 243$ Hertz)
- - - - -	"	2 207
.....	"	3 205
- · - · -	"	4 200

Fig. 16.

En considérant les résultats des 4 maquettes, on a :

$$0.58 < \frac{b_{cr \text{ minimum}}}{b_{cr \text{ état zéro}}} < 0.70$$

Sur les mêmes Figs. 17 et 18, est représentée l'évolution de la pression statique dans la veine, pratiquement constante dans l'intervalle de temps considéré.

Chaque maquette doit être en flottement lorsque la courbe de pression statique se trouve à l'intérieur du domaine d'instabilité. Cette éventualité se produit sur les maquettes 3 et 4 et n'existe pas sur les maquettes 1 et 2.

En fait le flottement thermique ne s'est produit que sur les maquettes 3 et 4. La période pendant laquelle ces maquettes étaient en flottement est indiquée sur la Fig. 18. On voit que le résultat expérimental confirme bien celui qui peut être prévu à partir du diagramme d'instabilité.

Du fait des nonlinéarités, il existe cependant une difficulté concernant l'appréciation de l'entrée en flottement.

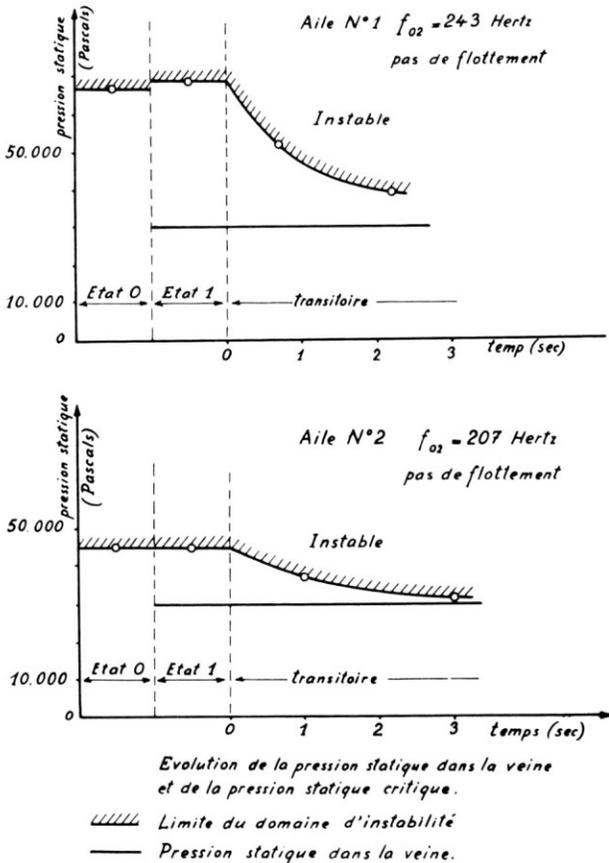


Fig. 17.

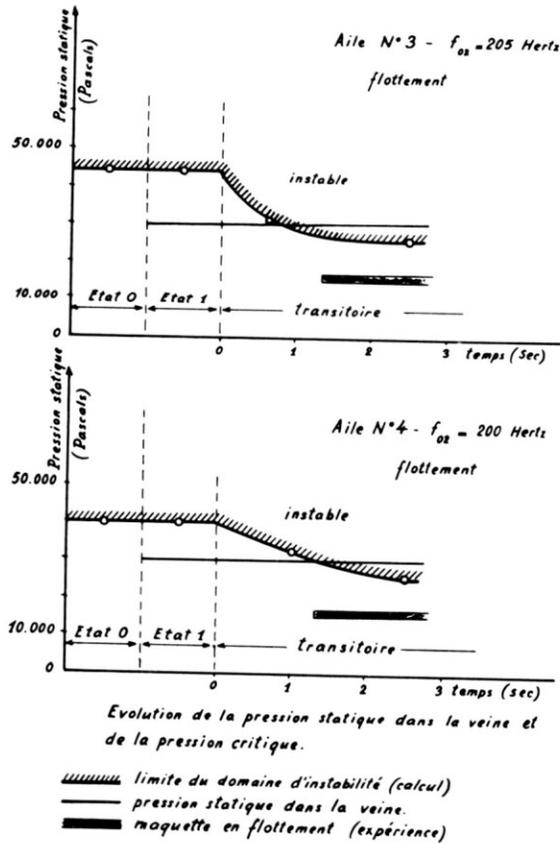


Fig. 18.

En effet, en tenant compte des nonlinéarités, une seule courbe $p_{cr}(t)$ ne suffit pas, en toute rigueur, à caractériser le domaine d'instabilité. Il faudrait en réalité une série de courbes $p_{cr}(t)$ valables chacune pour une amplitude de vibration donnée.

Un tel réseau de courbes expliquerait pourquoi lorsque les limites de stabilité correspondant aux petites amplitudes sont dépassées il y a une vibration harmonique dont l'amplitude évolue avec le temps.

Le diagramme d'instabilité calculé est valable à une amplitude donnée: celle autour de laquelle ont été effectuées les mesures de fréquences sans vent. Il a donc été admis que l'instant d'entrée en flottement qui devait être comparé au diagramme d'instabilité était celui où la vibration atteignait cette amplitude. C'était admettre que les nonlinéarités résidaient essentiellement dans la structure des maquettes.

DOMAINE COMPLET D'INSTABILITE

Si un avion pouvait évoluer comme les maquettes en soufflerie, c'est-à-dire à pression constante et à température rapidement variable, l'aggravation du

danger de flottement par les contraintes thermiques serait chiffrée directement par le rapport

$$\frac{p_{cr} \text{ minimum}}{p_{cr} \text{ état zéro}}$$

Le problème est moins simple dans le cas d'un avion évoluant en air libre et dont les performances maximales en nombre de Mach dépendent de l'altitude.

La Fig. 19 permet d'évaluer la sécurité au flottement en tenant compte de la courbe des performances.

En abscisse a été porté le nombre de Mach, M , et en ordonnée une grandeur sans dimension proportionnelle à la pression statique, $p(LM/3\pi\omega_0^2)$. Le domaine d'instabilité au flottement classique est limité par la courbe $p_{cr}(LM/3\pi\omega_0^2)(M)$. Il a été déterminé par le calcul pour une des maquettes ayant fait l'objet des essais de flottement thermique.

Les essais effectués à Mach 2.55 ont montré que les contraintes thermiques transitoires diminuaient la pression critique et que le rapport $\frac{p_{cr} \text{ minimum}}{p_{cr} \text{ état zéro}}$ pouvait descendre jusqu'à 0.58.

En appliquant ce coefficient à la limite de stabilité du flottement classique, on obtient le point A qui représente donc la limite de sécurité au flottement thermique. Ce point fait partie d'une frontière au-delà de laquelle le flottement thermique est possible. Cette frontière se rapproche d'ailleurs de celle du flottement classique lorsque le nombre de Mach diminue et, dans la zone transsonique,

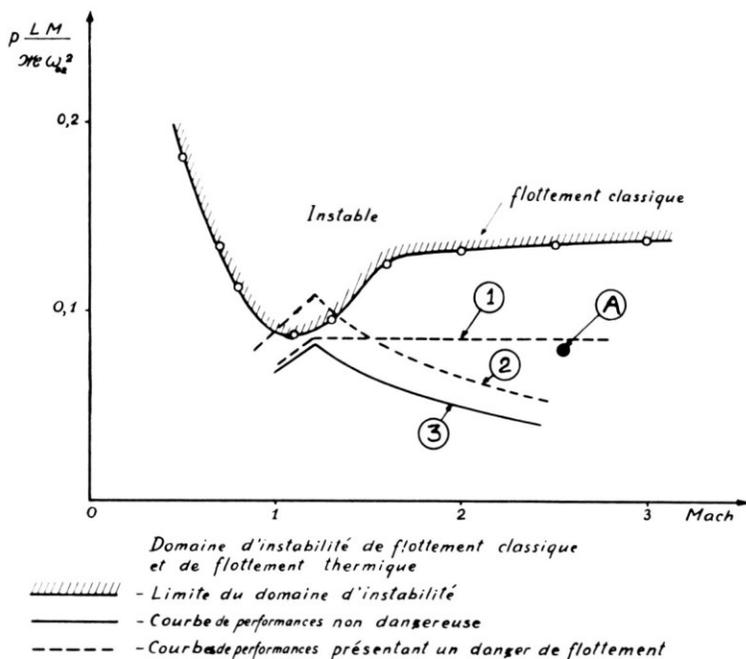


Fig. 19.

les 2 frontières sont pratiquement confondues, puisque l'échauffement cinétique a peu d'influence dans cette zone.

Supposons un avion ayant, du point de vue du flottement, les mêmes caractéristiques que la maquette. Pour que le risque de flottement thermique existe seul, il faut que sa courbe de performances passe au-dessus du point *A*, tout en restant partout au-dessous de la limite d'instabilité au flottement classique.

Parmi les courbes de performances tracées à titre d'exemple sur la Fig. 19, une courbe telle que 1 remplit cette condition. La courbe 2 est inacceptable parce qu'elle passe dans le domaine d'instabilité en transsonique; la courbe 3, seule, ne présente aucun danger.

DISCUSSION

Le diagramme d'instabilité de flottement classique de la Fig. 19 a une allure bien connue qui montre l'aggravation du danger de flottement en transsonique.

Les courbes de performances 2 et 3 ont été tracées en supposant β constant jusqu'à Mach 1.2, ce qui revient à admettre que l'avion peut faire Mach 1.2 au niveau du sol. Pour Mach > 1.2 , il a été admis que la vitesse était limitée par la pression dynamique, ce qui donne $\rho V^2 = \gamma \beta M^2 = C^{ste}$

La courbe 1 a été tracée en supposant β constant pour $M < 1.2$ et $\gamma \beta M = C^{ste}$ pour $M > 1.2$.

Or, les courbes 2 et 3 sont celles qui se rapprochent le plus du cas général. On voit qu'avec cette forme de courbe, le flottement classique dans la zone transsonique se présente avant que le risque de flottement thermique soit effectif.

Pour que ce dernier risque se présente sans que la courbe de performance passe dans le domaine d'instabilité de flottement classique, il faudrait donc que l'abaissement de β_{cr} par les contraintes thermiques soit plus important que celui qui a été trouvé dans les essais. Aussi convient-il de se demander, en comparant les conditions de ces essais avec celles du vol libre d'un avion, si l'abaissement sommairement évalué de β_{cr} a été sous-estimé ou surestimé.

Sans aller jusqu'à conclure à une disparition complète du flottement thermique avec la flèche, comme cela s'est produit dans les conditions particulières de ces essais, on peut du moins admettre une diminution considérable du danger qui s'explique par un transfert de chaleur plus faible au bord d'attaque. Le cas des ailes en flèche étant actuellement général aux vitesses supersoniques, les conclusions établies avec des ailes droites sont donc pessimistes à ce point de vue.

Pour passer de 373°K à 673°K, l'évolution de température la plus défavorable aurait été celle de l'échelon mais des calculs effectués par M. L. Dryden⁵ ont montré que la valeur minimale atteinte par la rigidité de torsion était peu affectée par la durée de la montée en température à condition que cette durée reste suffisamment faible.

Dans le cas des essais décrits ici, il semble que l'on puisse admettre que le minimum atteint est peu différent de celui qu'aurait donné l'échelon de température.

La Réf. 5 montre que l'abaissement relatif maximum de la rigidité de torsion diminue lorsque l'épaisseur relative augmente et qu'il est indépendant de l'échelle dans la mesure où les couches limites sont de même nature sur les maquettes comparées.

Des considérations générales montrent également que sur un profil plein, l'influence relative des contraintes thermiques est plus importante que sur un profil creux à revêtement travaillant.

Le fait d'avoir pris un profil plein et très mince (épaisseur relative comprise entre 0.0116 et 0.0125) constitue donc une circonstance aggravante.

Mais les ailes d'avion ont des profils et des structures très variés dont le comportement ne peut pas être prévu par des considérations générales. En particulier les hétérogénéités de la structure, les semelles de longerons et de nervures, qui présentent une inertie thermique plus grande que le revêtement peuvent provoquer d'importants gradients de température dans la phase transitoire.

Enfin le nombre de Reynolds réalisé dans ces essais est seulement de 10^6 pour $T_i = 673^\circ\text{K}$ et il est peu probable que la couche limite soit de même nature que sur une aile d'avion en vol libre. Or une couche limite turbulente, comme c'est le cas sur la plus grande partie du profil d'une aile d'avion, augmente le transfert de chaleur et risque d'aggraver l'abaissement de la rigidité de torsion.

CONCLUSION

Les essais réalisés sur petites maquettes ont montré la possibilité d'existence du flottement thermique et permis de déterminer la diminution de la pression statique critique due aux contraintes thermiques.

Cependant, le graphique 19 a montré, sur un exemple, que l'abaissement de la pression statique critique obtenu dans ces essais n'était pas suffisant pour que le danger de flottement thermique soit réel, si on impose à l'avion la condition d'avoir toute sa courbe de performances en-dessous du domaine d'instabilité au flottement classique.

En essayant de voir si cette conclusion pouvait être étendue à des cas plus généraux, la discussion a montré que la plupart des conditions réalisées dans ces essais tendaient à aggraver l'influence des contraintes thermiques; toutefois, le nombre de Reynolds et les hétérogénéités de structure ont une influence mal connue, ce qui empêche la généralisation des conclusions.

Il faut donc admettre que le danger dû aux contraintes thermiques en période de vol accéléré a des chances de ne pas être réel dans beaucoup de cas, mais que, cependant, l'étude de ce phénomène doit être poursuivie.

En particulier, l'influence de la flèche, qui a paru très importante, mériterait d'être étudiée tout spécialement.

REFERENCES

1. Runyan, H. L., and N. H. Jones, "Effect of Aerodynamic Heating on the Flutter of a Rectangular Wing at Mach Number 2," NASA, TN D 460.

2. Mazet, R., and E. Bonneau, "Flottement thermique d'une plaque rectangulaire brusquement plongée dans un courant d'air chaud," Communication à la VIIIème session du groupe de travail "Structures et Matériaux" de l'A.G.A.R.D., Copenhagen, octobre 27, 1958.
3. Dat, R., "Détermination expérimentale des forces aérodynamiques instationnaires sur voilures déformables aux fréquences réduites élevées," *Recherche Aéronautique* No. 77.
4. Mazet, R., and E. Bonneau, "Détermination des vitesses critiques d'un engin supersonique," International Series on Aeronautical Sciences and Space Flight, vol. 4.
5. Bonneau, E., "Influence de l'échauffement cinétique sur la réponse vibratoire d'un mode de torsion d'une voilure," *Recherche Aéronautique* No. 61.

Author: Rolland Dat

Discussor: David John Johns, College of Aeronautics

I would like to ask the lecturer whether he can explain the increases in bending frequency obtained by the unswept wings as their temperature is increased. This effect seems to be contrary to what one would have expected.

The point should also be made that because of the extreme thinness of the wings considered in the experiments, then there will be some degree of nonlinearity in the plate behavior. This will depend upon the modal shape, amplitude of vibration, etc., and could be of such importance that the correlation of results shown between the various wings may be invalid. Would the speaker care to comment on this?

Author's reply to discussion:

1. L'augmentation de fréquence obtenue sur les ailes en flèche est en effet contraire à ce que nous attendions et aucune explication satisfaisante n'a encore pu être fournie. Il semble d'ailleurs que cette explication ne pourrait être obtenue qu'à la suite d'une série d'essais et de calculs systématiques qui n'ont pas encore été faits.

2. Les nonlinéarités des plaques minces qui existent déjà en isotherme, se trouvent accentuées de façon considérable en présence d'un gradient thermique.

Les expériences ont permis de mesurer la fréquence à différentes amplitudes: les différences constatées restent relativement faibles, mais elles suffisent à provoquer une variation sensible de la pression statique critique. Aussi a-t-on pu constater que les flottements obtenus se stabilisaient et tendaient vers une amplitude limite au cours de la période transitoire. Ce phénomène introduisait un certain flou dans l'appréciation des conditions critiques et il a fallu, pour diminuer la dispersion, choisir une amplitude de référence.

Le manque de rigueur de cette façon de procéder ne nous a pas échappé, mais elle a cependant permis d'obtenir des résultats cohérents. Le teste écrit fait d'ailleurs mention de ces nonlinéarités et les graphiques relatifs aux maquettes ayant présenté du flottement montrent l'évolution de l'amplitude de vibration pendant la période transitoire.