

0 NOV. 1970



ICAS Paper No. 70-44

**ESSAIS DE ROTOR D'HELICOPTERE DANS LA GRANDE
SOUFFLERIE DE MODANE**

by

Michel Lecarme, Ingenieur a la S. N. I. A. S. -Marignane

and

**Claude Armand, Ingenieur au Centre d'Essais O. N. E. R. A. de Modane
France**

The Seventh Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences

CONSIGLIO NAZIONALE DELLE RICERCHE, ROMA, ITALY / SEPTEMBER 14-18, 1970

Price: 400 Lire

7^e CONGRES INTERNATIONAL DES SCIENCES AERONAUTIQUES (ICAS)
ROME, 14 - 18 SEPTEMBRE 1970

ESSAIS DE ROTOR D'HELICOPTERE DANS
LA GRANDE SOUFFLERIE DE MODANE

M. Lecarme, Ingénieur
Société Nationale Industrielle Aérospatiale (SNIAS)
13 - Marignane

et

C. Armand, Ingénieur
Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA)
73 - Modane

Résumé

Dans la veine d'expérience de diamètre 8 mètres, le rotor de diamètre 4 mètres peut basculer de 120 degrés, de la position hélice à la position hélicoptère. Une balance interne mesure les six composantes des efforts sollicitant le rotor, et un collecteur à 110 pistes transmet les signaux électriques des capteurs de contraintes et de pressions qui équipent les pales. Les valeurs du paramètre d'avancement varient de 0,30 à 0,60 et le nombre de Mach maximum, en bout de pales, est voisin de 1.

Les exemples de résultats présentés portent sur les efforts globaux moyens, les efforts instantanés dans les pales, les pressions différentielles et absolues sur les pales en cours de rotation, des visualisations de l'écoulement par émission de fumée et des mesures du bruit du rotor.

Helicopter rotor tests in the large
MODANE Wind tunnel

Summary

In the 8-meter diameter test section, the 4-meter diameter rotor can be tilted by 120°, from the propeller to the helicopter positions. An internal balance measures the six components of the forces acting on the rotor and a 110-channel ring transmits the electric signals originated in the stress and pressure pick-up installed in the blades. The values of the advance ratio may vary from 0.30 to 0.60, and the maximum Mach number, on blade tip, is very near 1.0.

The examples of results presented concern the mean overall efforts, the instantaneous efforts on the blades, the differential and absolute pressures on the rotating blades, flow visualizations by smoke emission and rotor noise measurements.

1. Introduction

La recherche de l'augmentation de la vitesse de vol pour les hélicoptères et les combinés conduit à étudier un domaine de fonctionnement des rotors dans lequel les résultats expérimentaux sont rares et les théories incertaines.

La Société Nationale Industrielle Aérospatiale (SNIAS) a entrepris une recherche à long terme, avec l'appui du Service Technique Aéronautique, en collaboration avec l'Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA) qui dispose d'une installation d'essais de rotors d'hélicoptères (1) dans la grande soufflerie de MODANE-AVRIEUX. (2)

La première phase de cette recherche est présentée dans cet exposé. Elle consiste en l'étude du domaine maximal d'un rotor classique complètement articulé, mais sans commande de pas cyclique, de profil NACA 0012 et vrillage linéaire de -8 degrés.

Des essais antérieurs avec un rotor sans articulation de traînée et sans commande de pas cyclique n'ont pu aboutir en raison de violentes vibrations en traînée.

Les objectifs de cette première phase d'essais sont : l'étude des performances, par les pesées globales du rotor avec une balance à six composantes, l'étude du comportement dynamique des pales, par les mesures des angles de battement et de traînée et les mesures des contraintes le long des pales, l'étude des pressions différentielles et absolues sur les pales en vue de l'analyse du fonctionnement aérodynamique en fonction de l'azimut et l'étude de la signature acoustique du rotor dans divers cas de fonctionnement.

2. Notations

- R** : rayon du rotor (mètres).
b : nombre de pales.
C : corde de la pale (mètres).
 σ : plénitude = $bC/\pi R$
V : vitesse du vent (mètres/seconde).
 Ω : vitesse angulaire du rotor (en radians/seconde pour les vitesses ou en Hertz pour les phénomènes vibratoires).
 $V/\Omega R$: paramètre d'avancement.
 ρ : masse volumique de l'air (kilogramme/mètre cube).
 CL_R/σ : force normale au vent / $\rho \pi R^2 (\Omega R)^2 \sigma$ = coefficient de portance.
 CX_R/σ : traction parallèle au vent / $\rho \pi R^2 (\Omega R)^2 \sigma$ = coefficient de traction (positif vers l'amont).
 CY_R/σ : force latérale / $\rho \pi R^2 (\Omega R)^2 \sigma$ = coefficient de force latérale (positif vers la pale avançante).
 CP/σ : puissance / $\rho \pi R^2 (\Omega R)^3 \sigma$ = coefficient de puissance, égal au coefficient de couple = couple / $\rho \pi R^3 (\Omega R)^2 \sigma$
 CP/σ : $\frac{CP}{\sigma} - \left(\frac{CL_R}{\sigma}\right)^2 \frac{\sigma}{2V/\Omega R} - \frac{CX_R}{\sigma} \cdot \frac{V}{\Omega R}$ = coefficient de puissance de profil.
 α_Q : inclinaison de l'arbre moteur par rapport à la verticale (en degrés) positive vers l'aval.
 α_D : inclinaison du plan décrit par les extrémités de pales par rapport à un plan horizontal (en degrés), positive en cabré ; cet angle est défini dans l'approximation du premier harmonique de battement.
 β : angle de battement (en degrés) positif vers le haut.
 ψ : angle d'azimut de la pale, origine en position extrême aval.
 a_1 : basculement longitudinal du rotor.
 b_1 : basculement latéral du rotor.
 θ : pas des pales à $0,75 R$ (en degrés).
 γ : nombre de LOCK, caractérisant le rapport des forces aérodynamiques aux forces d'inertie = $\frac{1}{I} \rho C R^4 \frac{\partial C_L}{\partial t}$
I : moment d'inertie de la pale par rapport à l'axe de battement ($kg.m^2$).
 p_0 : pression statique dans la veine (millibars).
 p : pression statique locale sur la pale (millibars).
 Δp : pression différentielle locale (p intrados - p extrados) en millibars.
M : nombre de MACH en extrémité de pale avançante.
 $\frac{V + \Omega R}{c}$: vitesse du son dans la veine
(1, 90°) : signifie : point au rayon relatif 1 et à l'azimut 90°.

3. Moyens d'essais

Les essais sont effectués dans la soufflerie S1MA du Centre d'essais de MODANE-AVRIEUX sur le dispositif créé par l'ONERA pour étudier les rotors d'hélicoptère et les hélices de convertible. (1)(2)

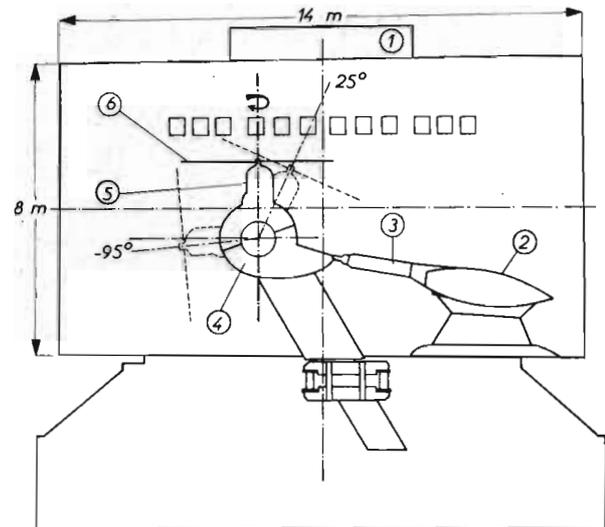


Figure 1. Dispositif d'essai

Dans la veine d'essai d'un diamètre de 8 mètres et d'une longueur de 14 mètres (indice 1, figure 1) les vitesses atteignent le domaine transsonique ; pour les essais de rotor, la plus grande vitesse d'écoulement utilisée a été de 120 mètres/seconde.

L'entraînement du rotor est assuré par un groupe moteur formé de deux turbines qui fournissent, au niveau du rotor, une puissance de 700 kw (indice 2, figure 1). Cette installation est surpuissante pour le rotor étudié, qui absorbe au plus 300 kw.

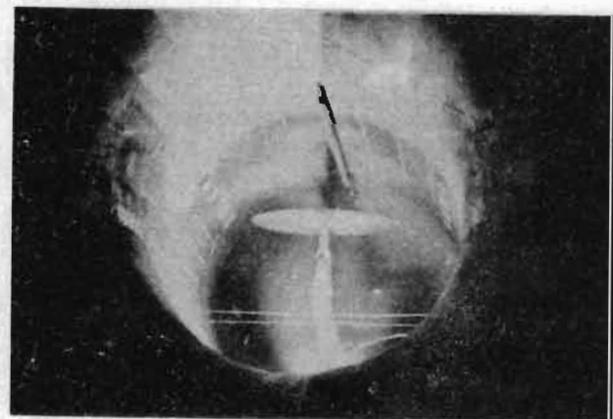


Figure 2. Rotor en rotation, axe vertical

La transmission (indice 3) est équipée d'un frein électrique qui permet le réglage fin du régime, les essais en autorotation ou à couple faiblement négatif. La transmission peut être modifiée pour adapter le sens de rotation au rotor ou à l'hélice essayé.

Le dispositif de mise en incidence du rotor (indice 4) permet un débattement angulaire en cours de rotation de + 25 à - 95 degrés, l'angle d'incidence étant nul lorsque l'axe est vertical.

Sur le dispositif de mise en incidence une pyramide carénée (indice 5) contient :

- le torsiomètre qui mesure le couple transmis au rotor,
- le collecteur à 110 pistes qui transmet les mesures effectuées sur la partie tournante,
- la balance à six composantes mesurant les efforts et moments globaux développés par le rotor. Le moyeu du rotor est monté sur le plateau supérieur de la balance.

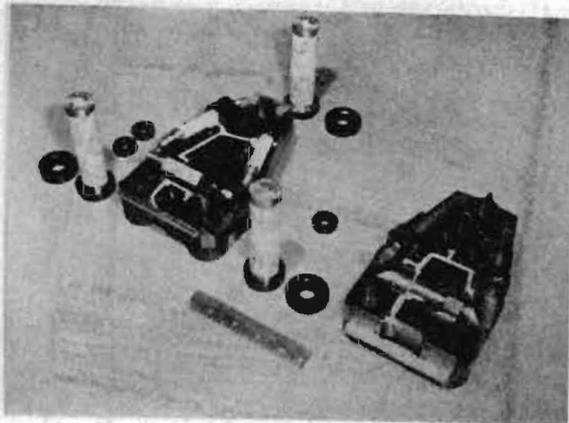


Figure 3. Balance démontée

Les dynamomètres de la balance sont interchangeables ; ils sont choisis pour donner à la fois une bonne précision de mesure et une grande résistance aux importantes sollicitations dynamiques auxquelles le rotor soumet le montage.

Au niveau du rotor, les régimes de rotation possibles vont de 800 à 2200 tours par minute. Les régimes effectivement utilisés sont compris entre 850 et 1100 tours par minute donnant des vitesses périphériques de 180 à 240 mètres par seconde.

Le pas général est réglable en cours de rotation. Le rotor n'a pas de pas cyclique, mais il est possible en soufflerie de fixer mécaniquement l'incidence de l'axe du rotor.

Le dispositif est tel que les essais ne sont limités ni par les vitesses de la soufflerie, ni par les couples et régime du rotor (figure 4).

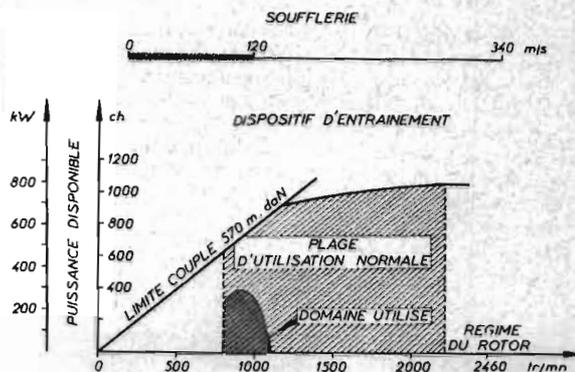


Figure 4. Caractéristiques du dispositif d'essai

Les essais sont organisés de façon à permettre simultanément l'acquisition des grandeurs mesurées et les surveillances de sécurité du rotor et du montage (figure 5).

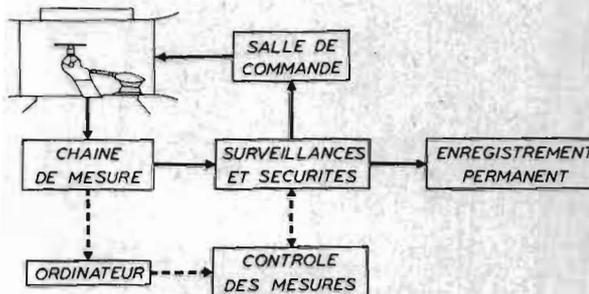


Figure 5. Organisation des essais

Les mesures en provenance du rotor et de la soufflerie sont traitées par une chaîne de mesure qui les présente sous trois formes :

- grandeurs dynamiques brutes et valeurs moyennes filtrées immédiatement disponibles, pour les surveillances permanentes nécessaires à la sécurité. Les grandeurs essentielles sont enregistrées en permanence pendant tout l'essai.
- grandeurs numérisées pour un traitement par ordinateur.
- mesures analogiques sur bandes magnétiques qui seront utilisées en temps différé, soit sous forme analogique, soit après échantillonnage numérique et traitement par ordinateur.

Les essais sont caractérisés par la grande attention accordée à toutes les mesures de sécurité. Ils sont précédés par une étude approfondie

des caractéristiques dynamiques du montage d'essai et des pales. Cette étude peut éventuellement conduire à modifier les fréquences propres d'une partie du montage ; c'est le cas des essais présentés pour lesquels une rigidification du bâti-support a permis d'éliminer le risque d'un couplage dangereux entre le rotor et le bâti (résonance au sol).

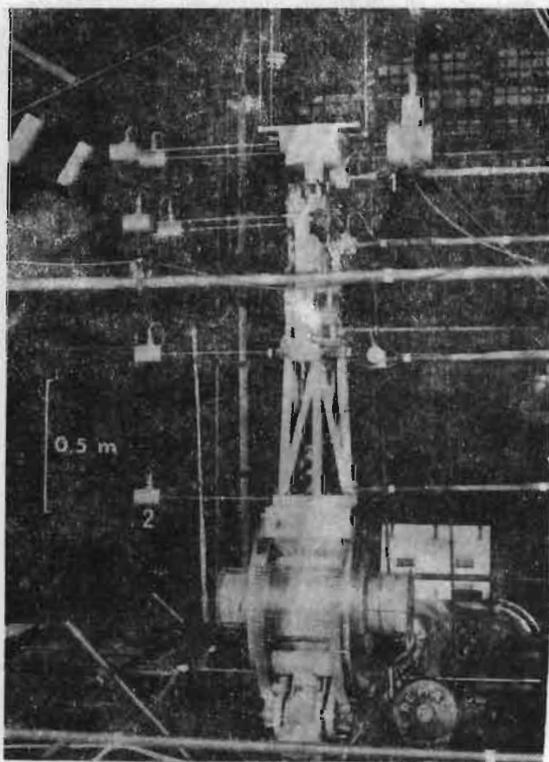


Figure 6. Détermination des caractéristiques vibratoires du banc d'essai :

1. Pot d'excitation
2. Capteurs de vitesse

L'étude dynamique des pales fixe les différentes limites de contrainte et le nombre d'alternances au-delà desquelles le rotor risquerait d'être détruit par l'accumulation des fatigues. Le taux d'endommagement du rotor est constamment déterminé au cours de l'essai.

Pendant l'essai, de nombreuses grandeurs sont surveillées en permanence. Ce sont les charges dynamiques et statiques sur le montage, la valeur du couple appliqué au rotor, les angles de battement et de traînée des pales, les contraintes de flexion en battement et en traînée, ainsi que les contraintes de torsion aux points les plus sollicités des pales, les efforts sur la commande de pas.

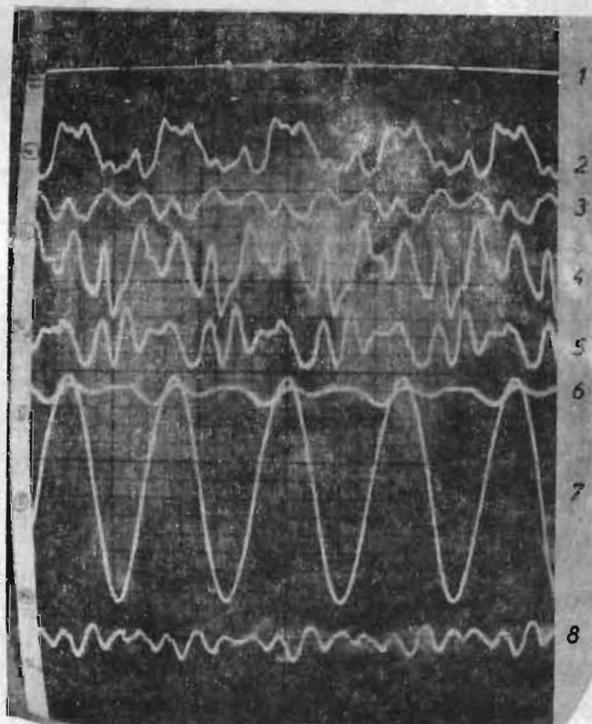


Figure 7. Signaux dynamiques surveillés en cours d'essai :

1. Topage de l'azimut
2. Moment de battement à 0,24 R
3. Effort dans l'étrépillon
4. Moment de traînée à 0,24 R
5. Moment de torsion à 0,24 R
6. Angle de traînée
7. Angle de battement
8. Effort dans la biellette de pas

4. Caractéristiques du rotor

Le rotor est tripale, son rayon de 2,075 m et sa corde de 0,210 m lui donnent une plénitude $\sigma = 0,0966$. Il est entièrement articulé : axe de battement à 0,0775 m de l'axe du rotor, axe de traînée à 0,1525 m de l'axe du rotor, axe de pas au-delà de l'articulation de traînée. La commande de pas ne comporte ni variation cyclique du pas, ni couplage entre le pas et le battement.

Les pales, vrillées de 4 degrés par mètre, ont un profil NACA 0012 du rayon relatif 0,24 jusqu'au bout de pale, la partie proche au moyeu étant formée par l'attache de la pale et les articulations. Elles sont en résine polymère avec un longeron en fibre de verre, équilibrées à 25 % en profondeur de la corde (sur le prolongement de l'axe de pas).

La différence essentielle entre ce rotor et un rotor d'hélicoptère concerne le nombre de LOCK : 2 pour le rotor d'essai, 5 à 9 pour les rotors réels.

Les essais furent effectués avec deux jeux de pales, l'un, dit "efforts" équipé de jauges de contraintes de battement, traînée et torsion, l'autre, dit "pressions" équipé de capteurs de pressions différentielles et absolues et de sondes de température. Tout l'équipement des pales en capteurs et en câbles est interne. Le jeu de pales "pressions" est en outre équipé de jauges de contraintes à 0,24 R, pour la surveillance en cours d'essais.

Pour une vitesse périphérique de 200 m/s, correspondant à un régime de rotation $\Omega = 15,3$ Hertz, les fréquences qui caractérisent le comportement vibratoire des pales sont les suivantes : 1,05 Ω pour le 1er mode de battement (oscillation de la pale autour de l'axe de battement ou mode rigide), 2,5 et 4,3 Ω pour les 2eme et 3eme modes de battement, 0,39 Ω pour le 1er mode de traînée (mode rigide), 6,25 Ω pour le 2eme mode de traînée et 4,4 pour le 1er mode de torsion. Dans les mêmes conditions, le 1er mode transversal et le 1er mode longitudinal du banc d'essais sont situés entre 1,2 et 1,3 Ω (variables avec l'incidence α_Q) le 2eme mode transversal du banc est voisin de 3,3 Ω .

5. Pesées globales

Le jeu de pales "efforts" a permis de déterminer les performances du rotor dans un large domaine de coefficients d'avancement.

Domaine des essais.

Le rotor étant dépourvu de commande cyclique du pas, l'inclinaison α_D de son plan est obtenue par l'inclinaison de l'arbre α_Q ; le plan du rotor bascule en aval sous l'effet du vent de l'angle a , de sorte que $\alpha_D = \alpha_Q + a$; les essais sont conduits à iso- α_Q .

La plupart des essais furent effectués à la vitesse périphérique de 200 m/s ($\Omega = 15,33$ Hz), la figure 8 présente le domaine d'essais dans ce cas particulier. Les limites de ce domaine sont définies par un coefficient d'avancement $V/\Omega R = 0,60$, une inclinaison $\alpha_Q = -32$ degrés (α_D voisin de -20 degrés), un nombre de Mach en bout de pale avançante de 0,97.

Pour quelques configurations, l'influence de la compressibilité fut étudiée à iso $V/\Omega R$ en utilisant des régimes inférieurs ou supérieurs à $\Omega = 15,33$ Hz, le nombre de Mach maximum en bout de pale avançante atteignant alors 1,01.

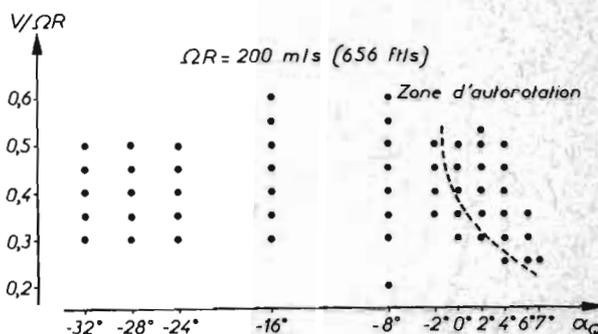


Figure 8. Domaine des essais

Le domaine des essais n'est pas limité par les vibrations des pales, mais par des raisons technologiques : butées de commande de pas, butées de l'angle de battement, régimes rotor possibles ; d'autre part, les essais à couples moteurs nettement négatifs n'étaient pas autorisés par le dispositif d'essais. Quelques modifications technologiques mineures permettront à l'avenir d'agrandir encore le domaine, notamment vers les $V/\Omega R$ élevés à faibles vitesses périphériques.

Performances du rotor.

Les résultats fournis ne sont pas corrigés des effets de parois, la théorie en veine circulaire n'étant pas suffisamment avancée. Il semble qu'avec un rotor dont le diamètre est égal à 52 % du diamètre de la veine, ces corrections soient faibles vis à vis des autres sources d'interactions. Le dispositif d'essais est peu encombrant et ne doit pas avoir d'influence ; par contre, le moyeu est relativement gros et conduit à des corrections importantes qui sont effectuées au moyen de pesées du moyeu sans pales en rotation pour diverses vitesses du vent, inclinaisons de l'arbre et valeurs du pas. Les pas ne sont pas corrigés de la déformation moyenne de torsion, car, si les jauges de contraintes sur matériau plastique donnent des indications valables en déformations oscillatoires, elles ne permettent pas d'accéder à la valeur statique moyenne de la déformation.

Le domaine des essais pesés étant très étendu, il sera seulement possible, dans le cadre limité de cet exposé, de fournir quelques brefs extraits des résultats.

Pour faciliter la comparaison de ces résultats avec ceux de la grande soufflerie de la NASA, sur d'autres rotors, les réseaux sont tracés à iso-inclinaisons du plan du rotor (α_D) qui, dans les conditions particulières des essais de AMES sont notées α_S .

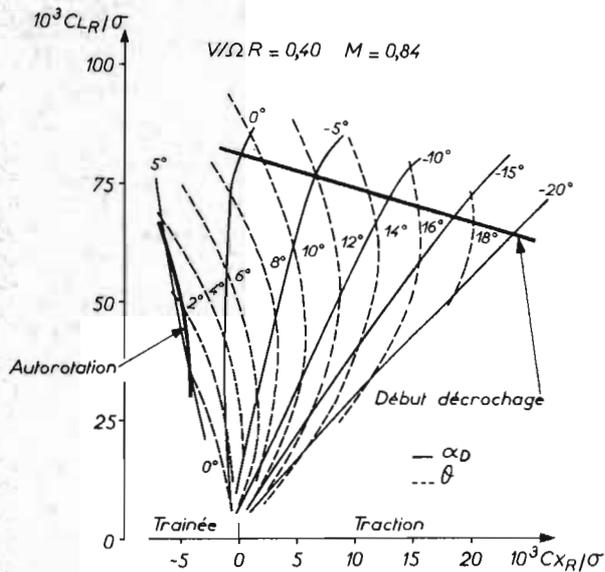


Figure 9. Portance en fonction de la traction

Les courbes de portance-traction en fonction de α_D et du pas sont présentées par la figure 9 pour un coefficient d'avancement $V/\Omega R = 0,40$ et un nombre de Mach en extrémité de pale avançante de 0,84. Dans les mêmes conditions d'essais, la figure 10 montre les courbes de portance-puissance.

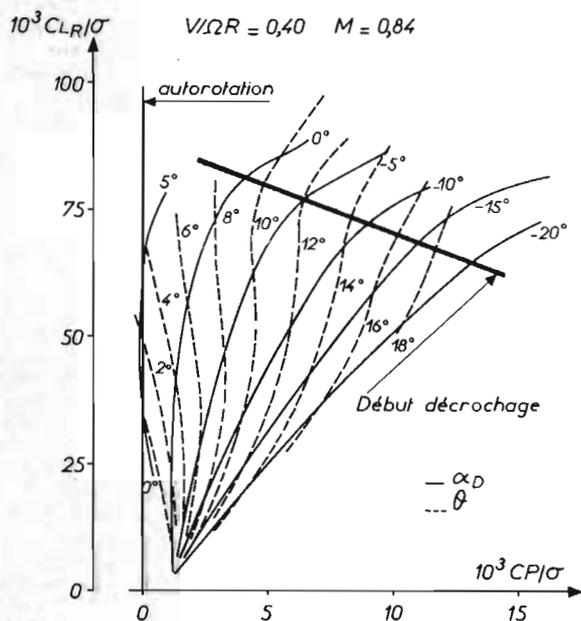


Figure 10. Portance en fonction de la puissance

Un mode de représentation intéressant consiste à éliminer toute référence géométrique en portant sur un diagramme portance-traction les courbes iso-puissances. Ces coordonnées intrinsèques facilitent les comparaisons ; d'autre part, il est possible de tracer les courbes du rotor idéal à puissance de profil nul. Un tel réseau est représenté par la figure 11 sur laquelle sont reportés en pointillé les résultats du rotor SIKORSKY H34 à ANES publiés par la NASA (3).

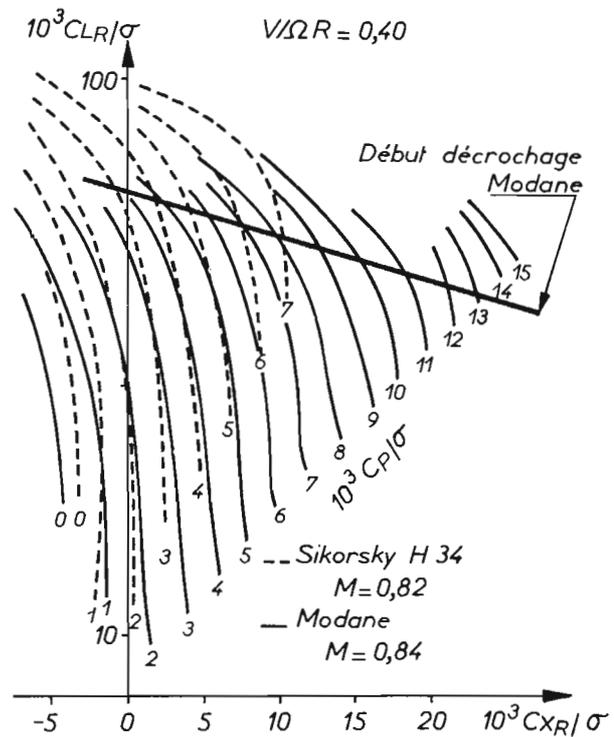


Figure 11. Coordonnées intrinsèques

La figure 12 montre l'effet de divers paramètres sur les courbes de coefficient de portance en fonction du coefficient de puissance du profil :

$$\frac{C_{P_0}}{\sigma} = \frac{C_P}{\sigma} - \left(\frac{C_{L_R}}{\sigma}\right)^2 \cdot \frac{\sigma}{2V/\Omega R} - \frac{C_{X_R}}{\sigma} \cdot \frac{V}{\Omega R}$$

Les influences de l'inclinaison du rotor, de la compressibilité et du coefficient d'avancement sont mises en évidence. Une comparaison avec le rotor H34 laisse supposer que le rotor essayé à MODANE décroche, en pale reculante, à portance plus basse que le rotor H34. Le nombre de Reynolds en bout de pale avançante est voisin de $3 \cdot 10^6$, la moitié de celui obtenu à ANES sur H34.

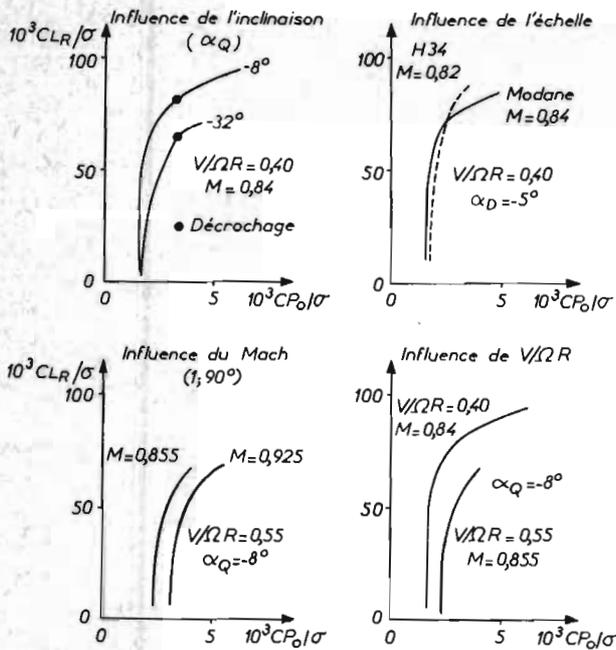


Figure 12. Puissance de profil

Un grand nombre de mesures avec la pale reculante décrochée fut effectué. Le paragraphe suivant examine la façon dont se manifeste ce décrochage. Pour ce qui concerne les performances, l'influence du décrochage est décelable mais très faible sur la portance, la traction et l'inclinaison du rotor ; le couple augmente avant le décrochage, de même que la traînée de profil d'une aile.

6. Comportement dynamique du rotor

Les comportements dynamiques du rotor et du dispositif d'essais sont surveillés en permanence pendant les essais sur deux oscilloscopes multi-canaux (figure 7) ; les indications des postes de surveillance et des autres postes sont enregistrées sur bande magnétique.

Comportement général.

Le nombre de LOCK des pales étant très petit, l'influence des forces centrifuges et des forces de Coriolis est grande. Par exemple, l'amplitude des moments alternés de traînée est en première approximation proportionnelle au carré de l'angle de basculement longitudinal ; comme d'autre part, la conicité est très petite, on peut estimer que l'essentiel des moments de traînée provient des forces de Coriolis.

La variation azimutale de l'angle de battement est sinusoïdale avec très peu d'harmoniques, à l'exception du voisinage de la portance nulle, aux faibles inclinaisons de l'arbre. Le basculement longitudinal est souvent élevé, ce qui conduit fréquemment au voisinage immédiat de la butée haute de battement (basculement de 12 à 13 degrés). Le basculement latéral est très petit, à peine décelable. L'angle de traînée a de faibles variations, $\pm 1^\circ$ au maximum. Le comportement du rotor en essai stabilisé est stationnaire, tous les phénomènes étant parfaitement répétitifs d'un tour à l'autre ; par contre lorsque l'on passe d'un point de mesure à un autre, la conduite du rotor est difficile, surtout au-delà de $V/\Omega R = 0,50$.

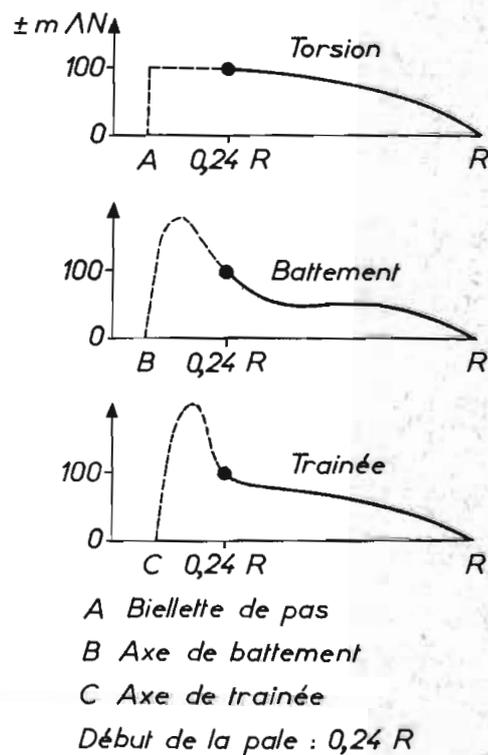


Figure 13. Répartition en envergure des contraintes sur la pale.

La figure 13 montre la répartition le long de la pale des amplitudes des moments alternés de torsion, de battement et de traînée ; l'allure de ces courbes est semblable dans tout le domaine.

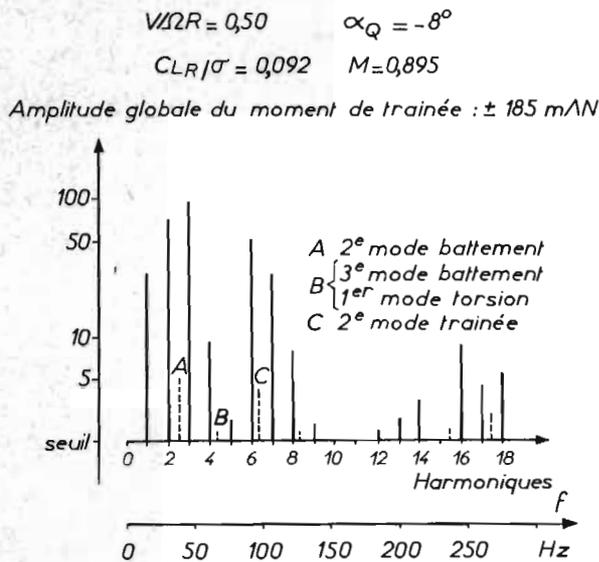


Figure 14. Analyse spectrale de la réponse en traînée à 0,24 R d'une pale.

Un exemple d'analyse spectrale de la réponse en traînée est donné par la figure 14. On distingue deux types de raies : les raies harmoniques (où dominent les rangs 1, 2, 3, 6, 7) et les raies non harmoniques caractéristiques des divers modes propres de vibrations des pales et du dispositif d'essais, les trois premières raies de la planche sont identifiées.

Influence du décrochage et de la compressibilité.

Les phénomènes accompagnant l'apparition du décrochage de la pale reculante diffèrent suivant que l'essai est effectué à nombre de Mach modéré ($< 0,85$ en extrémité de pale avançante) ou à nombre de Mach élevé, voisin de 1. L'analyse ci-dessous ne sépare pas l'influence du paramètre d'avancement de celle du nombre de Mach, de sorte qu'en plus de la compressibilité intervient l'influence du cercle d'inversion.

Nombres de Mach modérés (figure 15).

Deux phénomènes accompagnent le décrochage : augmentation brusque des vibrations de torsion et changement (brusque également) de l'évolution de la force latérale (figure 15). L'écoulement fut observé par visualisation de fils fixés sur la pale sous un éclairage stroboscopique pour $V/\Omega R = 0,30$ et $0,40$; le décrochage apparaît soudainement lors d'une montée en pas, sur toute la pale, à l'exception de l'extrémité qui reste saine, en même temps qu'augmente la torsion en un point quelconque de la pale. L'effort dynamique dans la biellette de pas augmente $0,5^\circ$ à $0,8^\circ$ plus tard ; il faut remarquer que la biellette de pas et le pont de torsion ne sont pas sur la même pale.

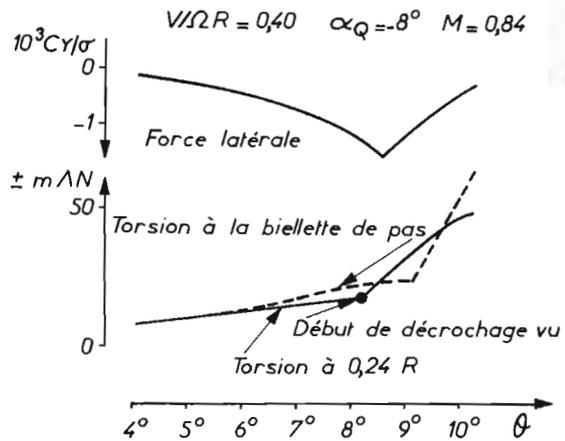


Figure 15. Exemple de décrochage à faible nombre de Mach

Nombre de Mach élevés (figure 16).

Les déplacements du centre de poussée aux nombres de Mach élevés sont la cause d'importantes vibrations de torsion dès la portance nulle, de sorte que l'examen des postes de torsion pendant l'essai n'apporte pas de renseignements sur le décrochage. Il n'y a pas eu de visualisations aux grands nombres de Mach et l'apparition du décrochage est déterminée en extrapolant les réseaux de courbes à $V/\Omega R$ croissant et en supposant que le coude des courbes représentatives des forces latérales caractérise toujours le décrochage. Il est possible que la grande étendue du cercle d'inversion au-delà de $V/\Omega R = 0,50$ diminue la soudaineté des effets du décrochage.

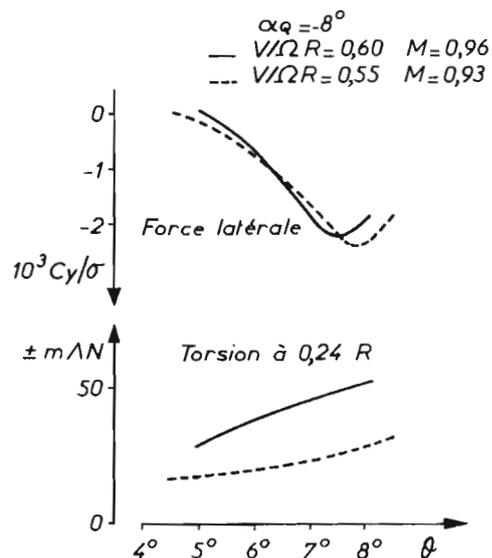


Figure 16. Exemple de décrochage à nombre de Mach élevé.

7. Pressions locales

Le jeu de pales, fabriqué spécialement pour la mesure des pressions locales, comporte 22 capteurs de pressions différentielles ONERA inclus dans les pales et six capteurs de pressions absolues "Kulite" fixés de manière à ne pas créer de protubérances sur le profil.

Les capteurs de pressions sont répartis sur les trois pales et concernent quatre sections : 0,52 R - 0,71 R - 0,855 R et 0,952 R. Les pales s'échauffant en cours de rotation, la température de chaque capteur est mesurée en cours d'essai afin d'effectuer les corrections nécessaires sur les signaux des capteurs ; l'influence de la température sur les signaux délivrés est déterminée préalablement. L'influence de la force centrifuge sur les signaux des capteurs a pu être mesurée, elle est très faible ; les vibrations des pales n'ont pas d'effet mesurable.

Les enregistrements des signaux sont effectués sous forme analogique sur bandes magnétiques en modulation de fréquence ; ils sont ensuite numérisés 100 fois par tour sur trois tours successifs. La numérisation et le traitement des signaux sont effectués par un ordinateur IBM1800. L'expérience a montré qu'avec les nombreux fronts raides des évolutions azimutales, le découpage d'un tour en 100 parties était un minimum nécessaire.

Les essais ont comporté trois phases : 100 configurations en pressions différentielles, 69 configurations en pressions absolues extradados (en bouchant les prises intrados) et 10 configurations en pressions absolues intrados ; la comparaison des configurations identiques dans les trois phases a permis des recoupements satisfaisants.

De la quantité considérable d'informations fournies par ces essais, dont le dépouillement est en cours au moment de la rédaction de cet exposé, sont extraits quelques exemples très succints.

Sillage du moyeu.

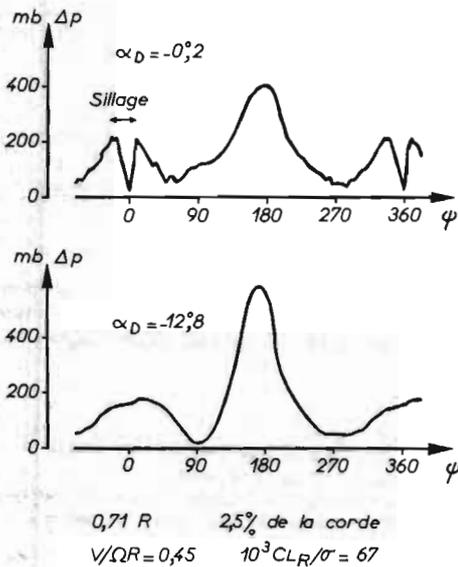


Figure 17. Sillage du moyeu

En dehors de la part des efforts globaux dus au moyeu, dont il est tenu compte pour corriger les pesées du rotor complet, il existe une interaction non mesurable du moyeu sur les pales mise en évidence par l'étude des pressions locales. La figure 17 montre l'effet du sillage du moyeu au voisinage de l'azimut zéro, lorsque le rotor n'est pas incliné vers l'amont ; quand l'inclinaison négative du rotor est suffisante, la pale avant est sortie du sillage et l'interaction a disparu. La zone d'influence, environ 30° à 0,7 R, est en accord avec les mesures de sillage effectuées au cours d'essais de pesées du moyeu sans pales.

Décrochage.

La figure 18 montre l'influence du décrochage de la pale reculante sur la répartition en corde des pressions différentielles à 0,71 R et 0,952 R, en extrémité de pale, le décrochage est à peine amorcé, ce qui est confirmé par les observations d'écoulements, tandis qu'à 0,71 R apparaît une configuration classique de décrochage instationnaire à portance élevée : coefficient de portance locale voisin de 1,45 pour un nombre de Reynolds de $1,1 \cdot 10^6$, accompagné d'un moment piqueur important.

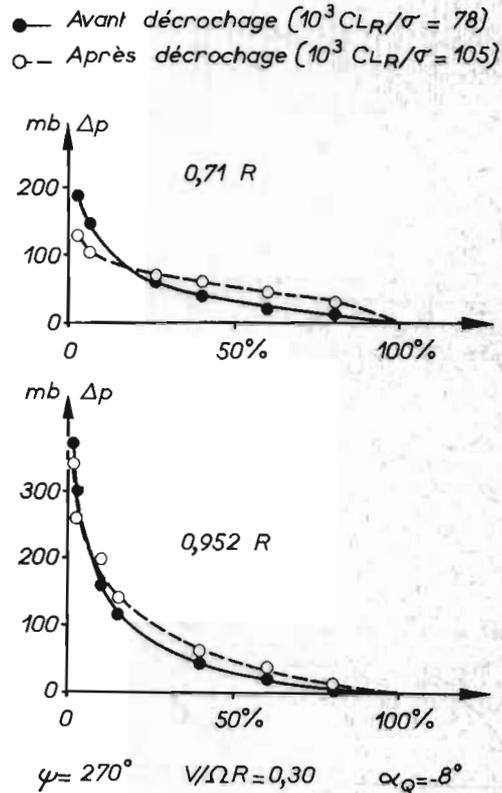


Figure 18. Répartition des pressions différentielles sur la pale avançante avant et après décrochage.

Compressibilité.

L'influence de la compressibilité se manifeste essentiellement par l'apparition d'ondes de choc qui commencent à partir d'un nombre de Mach en extrémité de pale avançante de 0,85 (dans le domaine d'essais). Lorsque la pale avance, le nombre de Mach local relatif à un point donné augmente puis diminue très rapidement et l'on passe d'une configuration sans choc à une configuration avec choc et retour à une configuration sans choc. Le passage d'un choc sur une prise de pression différentielle ou absolue se traduit dans l'évolution de la pression en fonction de l'azimut par des fronts raides, dont la figure 19 donne un exemple.

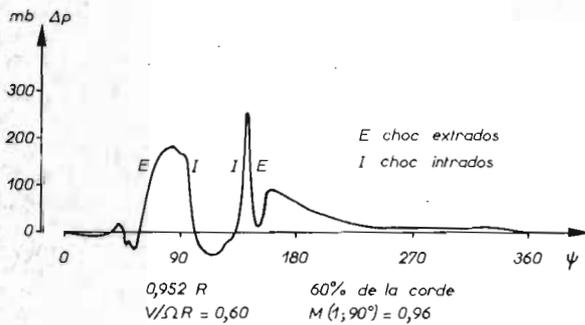


Figure 19. Exemple d'évolution de la pression différentielle en fonction de l'azimut, avec chocs.

La position en corde des chocs associée aux valeurs locales de l'incidence et du nombre de Mach, présente en général un bon accord avec une série d'essais en courant plan du profil NACA 0012 à la soufflerie S3 de MODANE, effectués aux mêmes nombres de Reynolds. Cependant, quelques répartitions sont difficiles à raccorder aux schémas bidimensionnels stationnaires, mais d'une manière générale, les résultats sont plus proches du courant plan classique que certains résultats américains relatifs au rotor CH34.

8. Visualisations

Des visualisations du sillage du rotor furent effectuées pour fournir les éléments expérimentaux susceptibles de contribuer à la mise au point d'une méthode de calcul des performances des rotors (4). Les tourbillons d'extrémité de pale, qui se développent dans la zone périphérique du sillage sont rendus visibles par les fumées émises dans l'écoulement à l'amont du rotor. Ils sont observés sous un éclairage stroboscopique et photographiés (figure 20).

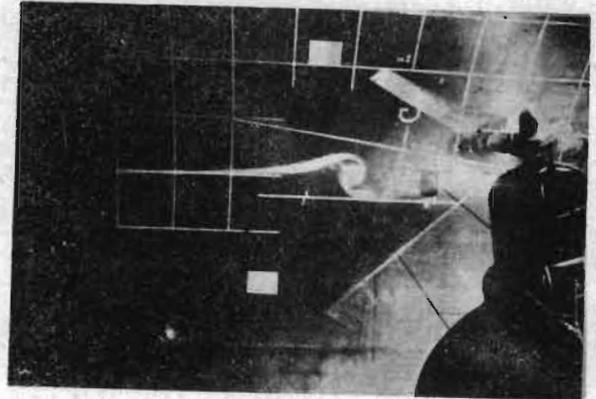


Figure 20. Visualisation d'un tourbillon de bout de pale sur l'avant du disque à 60 m/s. $V/\Omega R = 0,30$.

Les visualisations furent effectuées avec succès jusqu'à des vitesses d'avancement de 80 m/s et il serait possible de les utiliser à des vitesses nettement supérieures.

Une restitution stéréoscopique donne les positions respectives des tourbillons et du rotor, la déflexion et le pas du sillage tourbillonnaire.

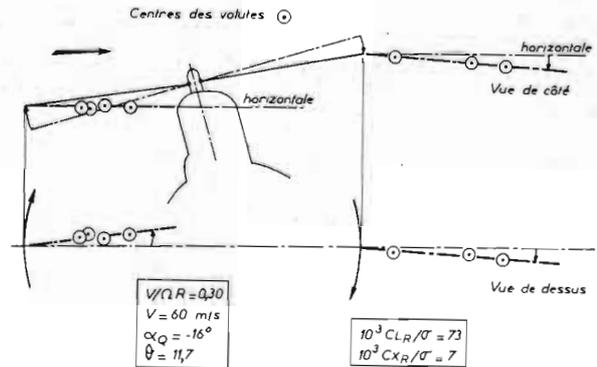


Figure 21. Positions relatives des volutes de fumée et du rotor

La figure 21 présente un exemple de restitution stéréoscopique pour une vitesse d'écoulement de 60 mètres/seconde, une inclinaison de l'arbre du rotor α_Q de -16 degrés et un coefficient de portance correspondant à un cas de vol réaliste. L'émetteur de fumée est placé dans le plan médian vertical qui passe par l'axe du rotor. Les points représentatifs sont les centres des volutes de fumée, traces des zones centralisées des tourbillons de bout de pale ; ils sont pointés en vue de côté et en vue par dessus.

La déflexion du sillage est faible, de quelques degrés seulement ; cette observation est valable dès que le paramètre d'avancement $V/\Omega R$ dépasse 0,25. Les déflexions sont différentes dans les zones avant et arrière du disque. Le calcul montre que la vitesse de déplacement vers l'aval des tourbillons de bout de pale est faiblement supérieure, dans la zone explorée, à la vitesse de l'écoulement général. Le sens du déplacement des volutes dans la vue par dessus montre que la zone périphérique du sillage est animée d'un mouvement de rotation, de même que la rotation du rotor.

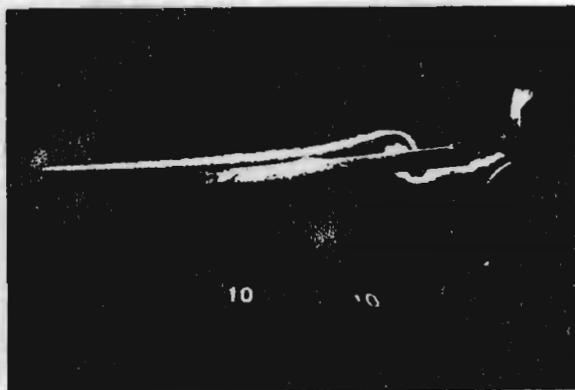


Figure 22. Interaction entre une pale et un tourbillon de bout de pale, sur l'avant du disque à 60 m/s $V/\Omega R = 0,30$.

Par ailleurs, les visualisations montrent que dans la partie amont du disque, pour certains cas de fonctionnement, il existe des interactions entre les pales et les tourbillons marginaux. Ces interactions perturbent les répartitions de pression sur la pale et les forces globales de portance et de traînée (figure 22).

9. Mesures de bruit

Le bruit du rotor fut mesuré par des capteurs microphoniques placés en différentes positions par rapport au rotor. Les seuls résultats présentés sont extraits des mesures effectuées avec un capteur placé à 21 mètres à l'amont du rotor, dans la chambre de tranquillisation de la soufflerie. Ce capteur est sensible globalement à la signature acoustique de l'ensemble du rotor et aux bruits parasites de la soufflerie et de l'entraînement (figure 23). Les bruits parasites étant mesurés par ailleurs, en l'absence du rotor, il est possible de déterminer la part du bruit induite par le rotor seul et d'étudier les différents paramètres qui agissent sur son évolution.

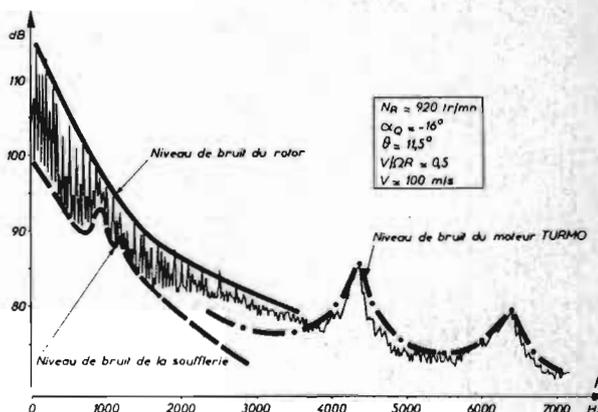


Figure 23. Bruit du rotor, de la soufflerie et du groupe d'entraînement.

Le dépouillement des mesures utilise deux méthodes complémentaires :

- une analyse spectrale à bande étroite (la bande est, par exemple, de 6 Hertz pour les fréquences comprises entre 0 et 2000 Hertz,
- une analyse par octaves, l'un des octaves ayant une fréquence centrale de 1000 Hertz.

Sur la figure 23, le trait fin représente le résultat de l'analyse spectrale à bande étroite du bruit global du rotor et de l'installation. Les niveaux de bruit de la soufflerie et du groupe d'entraînement sont portés en traits forts. Pour les fréquences inférieures à 2500 Hz, le niveau du bruit du rotor est supérieur de plusieurs décibels au niveau des autres ; il impose, en première approximation, le niveau du bruit global.

Le bruit du rotor présente un spectre de raies où les fréquences discrètes sont essentiellement les harmoniques supérieurs de la fréquence fondamentale du bruit du rotor, 45 Hz, résultant du produit de la fréquence de rotation (15 Hertz) par le nombre de pales.

L'influence du nombre de Mach en bout de pale est mis en évidence sur les figures 24, 25 (analyse à bande étroite) et 26 (analyse par octaves). Le niveau du bruit augmente globalement dans de fortes proportions quand le nombre de Mach passe de 0,85 à 0,96 (5). Aux fréquences les plus basses, pour le nombre de Mach le plus élevé, le niveau sonore atteint 125 décibels (décibels acoustiques rapportés à la référence de $2 \cdot 10^{-10}$ bar). L'importance relative des harmoniques de rang élevé augmente avec le nombre de Mach (figures 24 et 25). A Mach 0,96, au quarantième harmonique (1800 Hertz) le niveau sonore est encore voisin de 100 décibels (6).

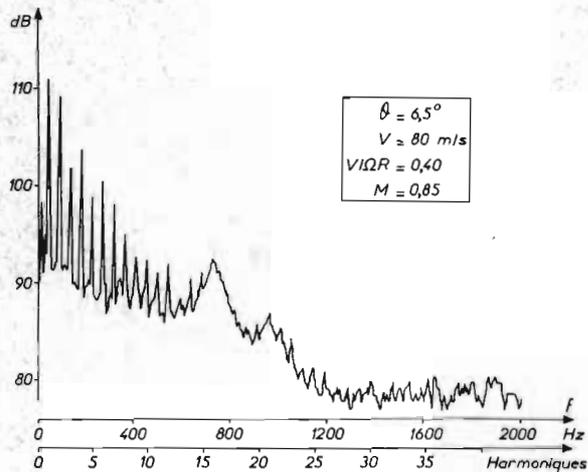


Figure 24. Analyse spectrale à bande étroite du bruit - $M = 0,85$ $V/\Omega R = 0,40$

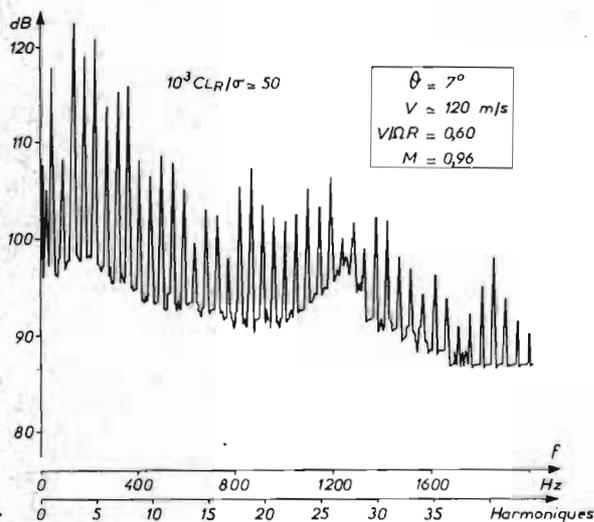


Figure 25. Analyse spectrale à bande étroite du bruit - $M = 0,96$ $V/\Omega R = 0,60$

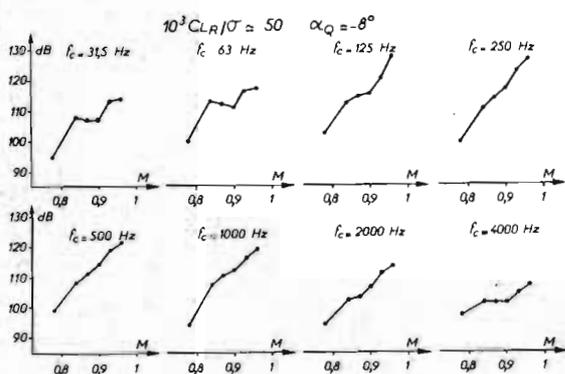


Figure 26. Effet du nombre de Mach et du paramètre d'avancement sur le niveau de bruit. Analyse par octaves.

Cette évolution apparaît également dans l'étude du bruit par octaves (figure 26), qui montre une augmentation générale du niveau sonore avec le nombre de Mach. Dans cette étude, les effets respectifs de la compressibilité et du paramètre d'avancement $V/\Omega R$ ne sont pas dissociés, les essais ayant été conduits avec un régime de rotation constant. L'accroissement de la charge du rotor affecte les basses fréquences ; son effet sur l'ensemble du spectre est faible.

10. Conclusion

Le cadre de cet exposé n'a permis de présenter que quelques extraits de l'important volume de résultats obtenus lors de la première phase d'une étude à long terme entreprise par la SNIAS. La complexité du comportement des rotors d'hélicoptères à grande vitesse exigera encore de longues recherches théoriques et expérimentales pour qu'en soient bien compris les différents aspects. Les moyens puissants mis à la disposition des constructeurs par l'ONERA donnent une bonne espérance de progression dans cette voie.

Références

1. A. SCHWEISCH
Installation d'essais de rotors d'hélicoptères dans la grande soufflerie de MODANE-AVRIEUX
Fluid dynamics of rotor and fan supported aircraft at subsonic speeds. Agard conf. Proc. n° 22 (réunion de Göttingen, 11-13 sept. 1967).
2. M. PIERRE
Caractéristiques et possibilités de la grande soufflerie sonique de MODANE-AVRIEUX.
Note Technique ONERA n° 134 (1968)
3. J.L. Mc CLOUD, J.C. BIGGERS and R.H. STROUB
An investigation of full-scale helicopter rotors at high advance ratios and advancing tip MACH numbers.
NASA T.N. n° D 4632 (july 68)
4. A.J. LANDGREBE
An analytical method for predicting rotor wake geometry.
Journal of the American helicopter society.
Vol 14 n° 4 - October 1969.
5. C.R. COX
Rotor Noise measurements in wind tunnels.
Bell helicopter Company - Fort worth - Texas - USA. 3rd CAL/AVLABS Symposium 1969
6. C.R. COX
Helicopter noise reduction and its effects on operations.
25th Annual National Forum Proceedings n° 352 - WASHINGTON D.C. - USA - 14 - 16 May 1969.