

AEROSPATIALE

Division Hélicoptères
Etablissement de MARIGNANE

Paper No. 16

PROBLEME DE RESONANCE AU SOL D'UN HELICOPTERE
EQUIPE D'UN ROTOR "SOUPLE EN TRAINEE"

P. Michel et G. Genoux

Marignane, le 24 Juin 1975
PM/GG/EG

NOTATIONS

- b : Nombre de pales du rotor
 Ω : Vitesse de rotation du rotor
 R : Rayon du rotor
 r : Position en envergure d'une section de pale par rapport au centre du rotor
 $\rho(r)$: Masse de la pale par unité de longueur au point r
 X, Y : Système d'axes absolus de référence dans le plan du rotor
 X_0, Y_0 : Mouvement de translation longitudinal et latéral du centre du rotor
 M_x, M_y : Masses équivalentes à la tête rotor des modes de tangage et de roulis (resp t et r)
 α_x, α_y : Amortissements réduits des modes de t et de r
 ω_x, ω_y : Pulsations propres des modes de t et de r
 $\psi_i(t)$: Azimut de la pale i à l'instant t
 δ_i : Coordonnée généralisée du mode de traînée de la pale i

$$u = \sum_{i=1}^{i=b} \delta_i \cos \psi_i \quad v = \sum_{i=1}^{i=b} \delta_i \sin \psi_i$$
 $h(r)$: Déformée du mode de traînée des pales

$$\mu = \int_0^R h^2 \rho dr = \text{masse généralisée du mode de traînée des pales}$$

$$\lambda = \int_0^R h \rho dr = \text{invariant du mode de traînée des pales}$$
 α_δ : Amortissement réduit du mode de traînée des pales
 ω_δ : Pulsation propre du mode de traînée des pales

INTRODUCTION

De nombreux *papiers* ont traité sous l'aspect théorique le problème de la résonance au sol des hélicoptères équipés de rotor "souple en trainée". Sous cet aspect on peut considérer que les constructeurs maîtrisent le phénomène. La compréhension est satisfaisante et les paramètres fondamentaux qui agissent sur lui sont connus.

L'étude de la résonance au sol pour un hélicoptère déterminé se déroule en général en 3 phases.

1) La phase qui permet de déterminer au stade projet les caractéristiques du train d'atterrissage et du rotor pour éviter le problème.

2) La phase de vérification, sur appareil au sol avant les 1ers vols du prototype, qui permet de s'assurer qu'il n'y a pas de problème fondamental et que les 1ères rotations peuvent s'effectuer sans risque.

3) La phase qui permet au cours du développement de l'appareil de s'assurer qu'aucun problème particulier dans une configuration marginale déterminée ne pose le problème de la Résonance au Sol.

Cette étude se présente évidemment de façons différentes suivant le type de train d'atterrissage utilisé. Nous n'avons pas la prétention d'envisager ici tous les cas, aussi nous nous intéresserons tout spécialement aux trains dits "à patins", sur lesquels notre Société a particulièrement travaillé ces dernières années. De plus nous ne parlerons que des mouvements de l'appareil en roulis, les mouvements de tangage, bien que susceptibles de provoquer aussi une instabilité, sont dans la pratique beaucoup moins sensibles essentiellement pour 2 raisons.

La première est que les fréquences propres de tangage sont en général "bien placées" pour éviter le phénomène.

La seconde est que compte tenu de l'inertie importante de l'hélicoptère en tangage, l'énergie à développer pour rendre l'appareil instable est beaucoup plus importante qu'en roulis.

En pratique nous nous limiterons ici aux problèmes posés par les trains "à patins" en roulis.

Nous distinguons 2 types de trains à patins :

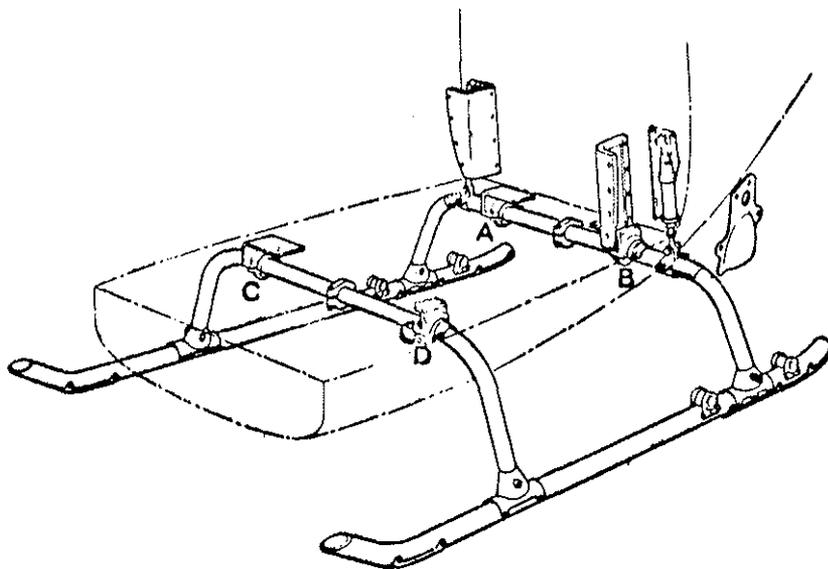


Fig. 1a - Train à patins "rigide"

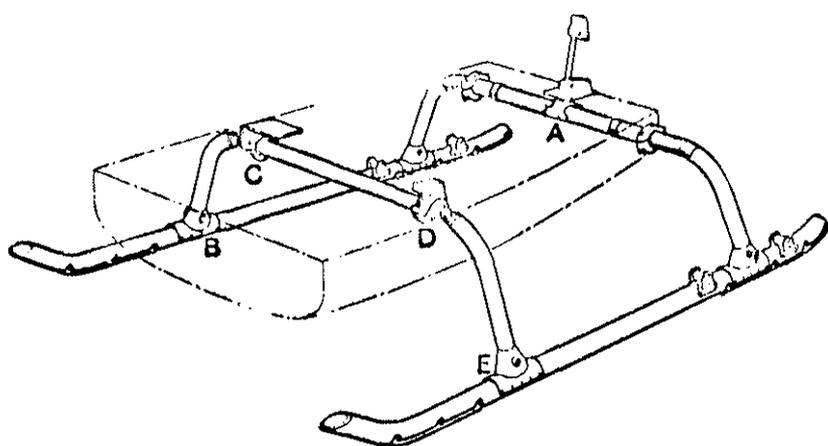


Fig. 1b - Train à patins "souple"

1) Les trains dits "rigides" (fig. 1a). Les 2 traverses Avant et Arrière sont reliées à la structure par l'intermédiaire des 4 points ABCD. La Gazelle au sol équipée de ce train a 2 modes de roulis-lacet combinés. Leurs fréquences propres se situent autour de 2,5 et 3,5 Hz, soit de part et d'autre de la fréquence critique du phénomène au régime nominal, qui est à environ 3 Hz. (fig. 2a).

2) Les trains dits "souples" (fig. 1b). La traverse Arrière est une poutre continue reliée au fuselage en son milieu A par une articulation. La traverse AV est constituée de 3 poutres (BC - CD - DE) reliées entre elles par des articulations en C et D. Le fuselage prend appui sur la poutre CD au voisinage des points C et D.

On voit que le fonctionnement de ce type de train est très différent de celui du train dit "rigide". Dans cette configuration les 2 fréquences propres de roulis-lacet de la Gazelle au sol au régime nominal s'écartent notablement de la fréquence critique du phénomène (1,5 et 4,3 Hz) (fig. 2b).

ETUDE THEORIQUE

L'étude classique de la résonance au sol conduit à écrire les équations qui décrivent les mouvements du fuselage et du rotor.

L'expérience montre que les degrés de liberté en cause sont : le 1er mode de traînée des pales et les 1ers modes de l'appareil sur son train.

L'écriture directe des équations en fonction de ces degrés de liberté conduit à un système d'équations linéaires à coefficients périodiques. En fait l'interprétation de ces équations montre que le couplage s'effectue entre les mouvements du centre rotor dans le plan du moyeu et le mouvement du centre de gravité général des pales dans le même plan. Un changement de variable judicieux transforme donc le système d'équations précédent en un nouveau système d'équations linéaires à coefficients constants :

$$\begin{cases} M_x (\ddot{x}_0 + 2\omega_x \alpha_x \dot{x}_0 + \omega_x^2 x_0) - \lambda \ddot{v} = 0 \\ M_y (\ddot{y}_0 + 2\omega_y \alpha_y \dot{y}_0 + \omega_y^2 y_0) + \lambda \ddot{u} = 0 \\ M_\delta [\ddot{u} + 2\omega_\delta \alpha_\delta \dot{u} + (\omega_\delta^2 - \Omega^2)u + 2\Omega \dot{v} + 2\omega_\delta \alpha_\delta \Omega v] + \frac{1}{2} \lambda \ddot{y}_0 = 0 \\ M_\delta [\ddot{v} + 2\omega_\delta \alpha_\delta \dot{v} + (\omega_\delta^2 - \Omega^2)v - 2\Omega \dot{u} - 2\omega_\delta \alpha_\delta \Omega u] - \frac{1}{2} \lambda \ddot{x}_0 = 0 \end{cases}$$

systeme d'equations (1)

Pour simplifier l'écriture nous avons supposé que l'appareil ne se déplaçait que suivant un mode de roulis (Y) et 1 mode de tangage (X).

La recherche des valeurs propres de système et l'étude du signe de leur partie réelle permet de déterminer la stabilité du phénomène.

Moyennant quelques hypothèses simplificatrices l'étude de Coleman (ref. 1) a permis de dégager un critère simple de stabilité que nous rappelons ici.

L'instabilité n'est susceptible de se produire qu'aux 3 conditions suivantes :

- 1) $\omega_g < \Omega$: le rotor doit être "souple en traînée", la fréquence de traînée des pales est inférieure au régime de rotation du rotor.
- 2) $\Omega - \omega_g \sim \omega_y$ (ou ω_x) la fréquence ($\Omega - \omega_g$) doit être voisine d'une fréquence de l'appareil sur son train.
- 3) $\alpha_y \alpha_g < A$: le produit des amortissements du mode de traînée et du mode appareil doit être inférieur à une certaine valeur critique A.

Le problème fondamental de la résonance au sol consiste donc à placer correctement les fréquences de traînée des pales et de l'appareil sur son train. De doser judicieusement les amortissements sur les pales et sur le train pour éviter dans tous les cas la 3ème condition.

PHASE 1 - ETUDE AU STADE PROJET

Le problème est de déterminer les caractéristiques dynamiques du rotor et de l'appareil sur son train nécessaires au traitement du système (1).

- 1) Caractéristiques du rotor.

Le 1er mode de traînée des pales est relativement bien connu à partir du dessin. Sur Gazelle il est essentiellement conditionné par la présence d'un élément viscoélastique dit "adaptateur de fréquence", dont les propriétés permettent d'ajuster la fréquence et l'amortissement du 1er mode de traînée. L'étude du projet a permis de fixer des caractéristiques de l'adaptateur telle que la fréquence de traînée au régime nominal de rotation du rotor se situe à environ $0,6 \Omega$.

- 2) Caractéristiques de l'appareil sur son train.

Les modes propres de l'appareil à prendre en compte pour étudier le problème de la Résonance au Sol sont à très basses fréquences (< 5 Hz), alors la flexibilité du fuselage peut être négligée. La souplesse du système n'est donc introduite que par le train d'atterrissage. Le mouvement de l'appareil est alors décrit par les 3 translations du centre de gravité et les 3 rotations : tangage, roulis, lacet.

Les équations du mouvement s'écrivent sous la forme :

$$(2) \quad [M] [\ddot{q}] + [K] [q] = 0$$

La matrice colonne $[q]$ représente les 6 degrés de liberté de l'appareil (3 translations, 3 rotations).

La matrice des masses M dépend de la masse de l'appareils, de ses inerties autour de son centre de gravité et du centrage.

La matrice K représente la matrice des rigidités. Elle est calculée à partir d'un modèle d'éléments finis du train.

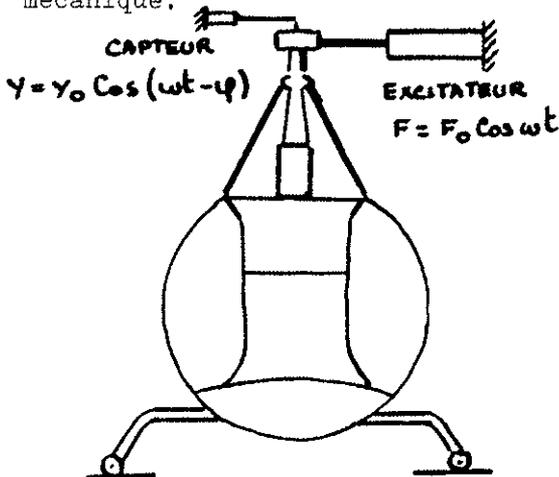
A ce stade de l'étude les amortissements sont négligés.

Un élément fondamental du calcul concerne les conditions d'appui sur le sol. En général nous considérons que le frottement entre le sol et les patins est suffisant pour qu'il n'y ait pas de glissement. Cette dernière hypothèse limite la prévision du phénomène puisqu'elle élimine toutes les possibilités de glissement sur le sol, de posés partiels etc... Cependant elle permet d'éviter tout problème fondamental au cours des 1ères rotations du prototype en excluant que la 2ème condition de Coleman ($\Omega - \omega_x \approx \omega_x$ ou ω_y) soit réalisée au régime nominal de rotation du rotor.

PHASE 2 - ESSAI EN LABORATOIRE DU PROTOTYPE AVANT 1er VOL

Compte tenu des hypothèses faites au cours de l'étude du projet pour la détermination des caractéristiques de l'appareil sur son train (linéarité, amortissement nul, conditions d'appui), il est nécessaire de vérifier par une détermination expérimentale de ces caractéristiques qu'aucun risque de RS n'existe pour les 1ères rotations.

Cette détermination s'effectue à partir d'une mesure d'impédance mécanique.



Une forme sinusoïdale $F_0 \cos \omega t$ est appliquée au centre rotor et nous mesurons la réponse $Y = Y_0 \cos (\omega t - \varphi)$.

En faisant varier ω pour différentes valeurs de F_0 nous obtenons les courbes tracées sur les fig. 2a et 2b. (Voir figures page 8).

Ces courbes peuvent se représenter sous la forme

$$(3) \quad Y_0 \cdot G(\omega, F_0) = F_0$$

Dans la mesure où le comportement dynamique de l'appareil n'est pas linéaire, la fonction G dépend de F_0 , c'est-à-dire de l'amplitude du mouvement.

Les figures 3 montrent cette non linéarité. En particulier les courbes de phase ne se superposent pas lorsque l'amplitude de l'effort d'excitation varie. Ce comportement est dû essentiellement aux conditions d'appuis des patins sur le sol. A faible amplitude, l'hypothèse de calcul (pas de glissement sur le sol) est pratiquement vérifiée, mais au-delà d'un certain seuil il apparaît un mouvement relatif patins-sol qui a tendance à faire baisser les fréquences propres et à augmenter l'amortissement du système.

La fonction G a la forme d'un nombre complexe : $G = G_1 + j G_2$ ($j = \sqrt{-1}$).

G_1 représente les termes de rigidité et d'inertie

G_2 représente les termes d'amortissement.

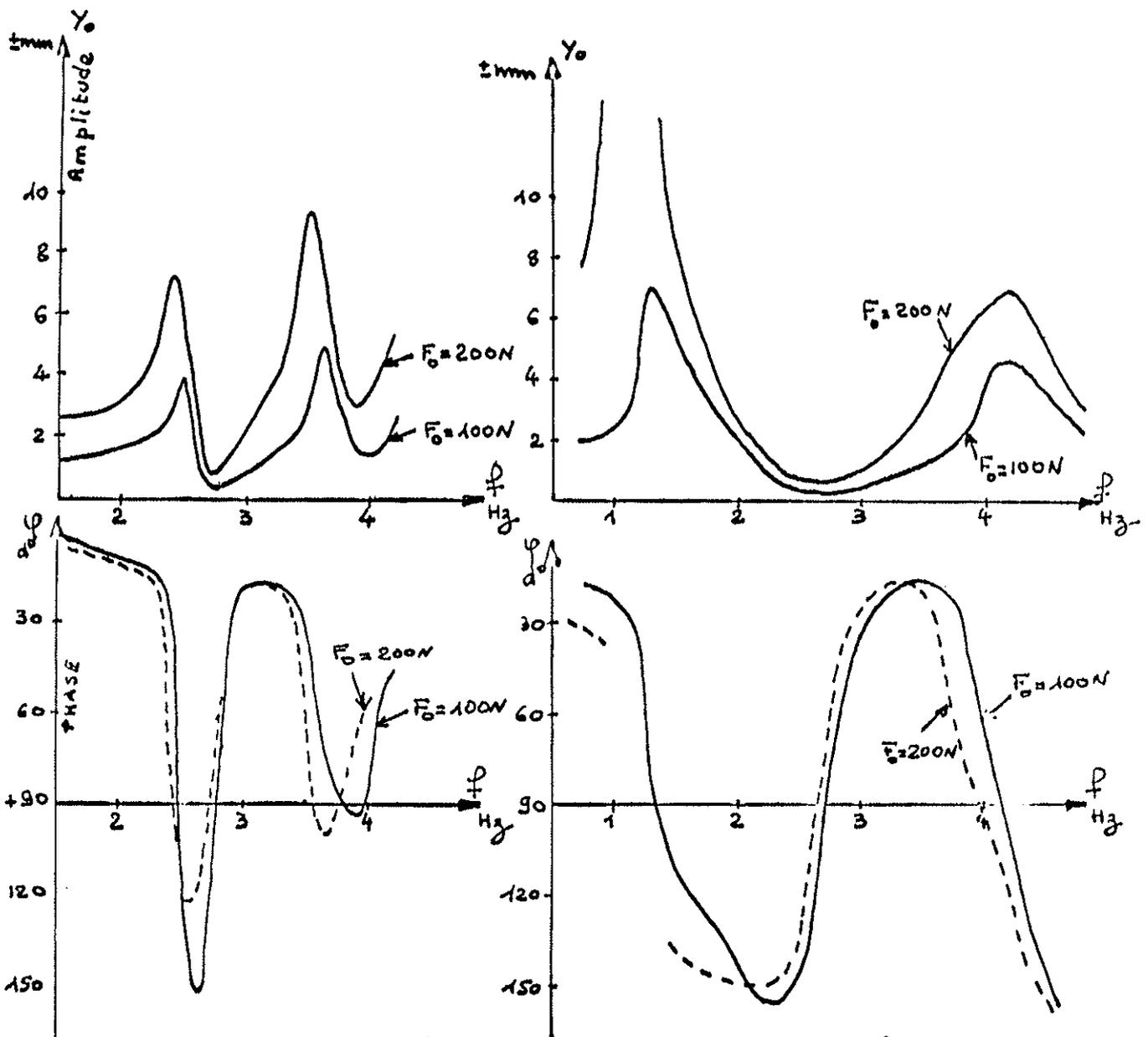


Fig 2a Train à patins "rigide"

Fig 2b Train à patins "souple"

En nous limitant à l'étude du roulis, le système (1) nous montre que la force appliquée au fuselage au centre rotor est la force d'inertie due au mouvement des pales : $-\lambda \ddot{u}$.

Le système (1) peut alors s'écrire :

$$(4) \begin{cases} \gamma_0 \cdot G = -\lambda \ddot{u} \\ \mu \delta [\ddot{u} + 2\omega \delta \alpha \delta \dot{u} + (\omega \delta^2 - \Omega^2) u + 2\Omega \dot{v} + 2\omega \delta \alpha \delta \Omega v] + \frac{b}{2} \lambda \ddot{\gamma}_0 = 0 \\ \mu \delta [\ddot{v} + 2\omega \delta \alpha \delta \dot{v} + (\omega \delta^2 - \Omega^2) v - 2\Omega \dot{u} - 2\omega \delta \alpha \delta \Omega u] = 0 \end{cases}$$

Le problème revient à étudier la stabilité de ce système.

Il est possible de construire un modèle non linéaire ayant la même fonction de transfert que l'appareil sur son train. L'identification de ce modèle permet d'exprimer analytiquement $G(\omega, F_0)$. L'étude de la stabilité du système s'effectue ensuite par intégration numérique pas à pas dans le temps.

Cette méthode permettant de traiter complètement le problème non linéaire (qui peut tenir compte aussi des non linéarités du rotor) n'est pas encore utilisée industriellement à l'AEROSPATIALE.

Nous utilisons la fonction G numériquement point par point sans identification à un modèle mathématique. Mais la mesure de la fonction G étant effectuée en vibrations sinusoïdales entretenues, cette fonction n'est utilisable que dans ces mêmes conditions c'est-à-dire lorsque le phénomène de résonance au sol est indifférent (ni stable, ni instable). Nous ne pouvons donc pas étudier la stabilité du phénomène directement sur le système (4).

Pour rendre le phénomène sinusoïdal entretenu il est nécessaire de fournir de l'énergie au système s'il est stable ou de lui prendre de l'énergie s'il est instable.

Pour obtenir ce résultat nous introduisons dans le système un "amortissement" fictif positif ou négatif.

L'étude de la valeur absolue et du signe de cet amortissement, rendant le mouvement sinusoïdal entretenu, permet de qualifier la stabilité du système.

Cette étude est faite pour différents niveaux d'effort d'excitation pour évaluer la stabilité de l'appareil suivant l'amplitude du mouvement.

APPLICATION AU SA 341 GAZELLE

Les courbes de la figure 2 permettent de déterminer la fonction G pour l'appareil muni d'un train rigide ou d'un train souple.

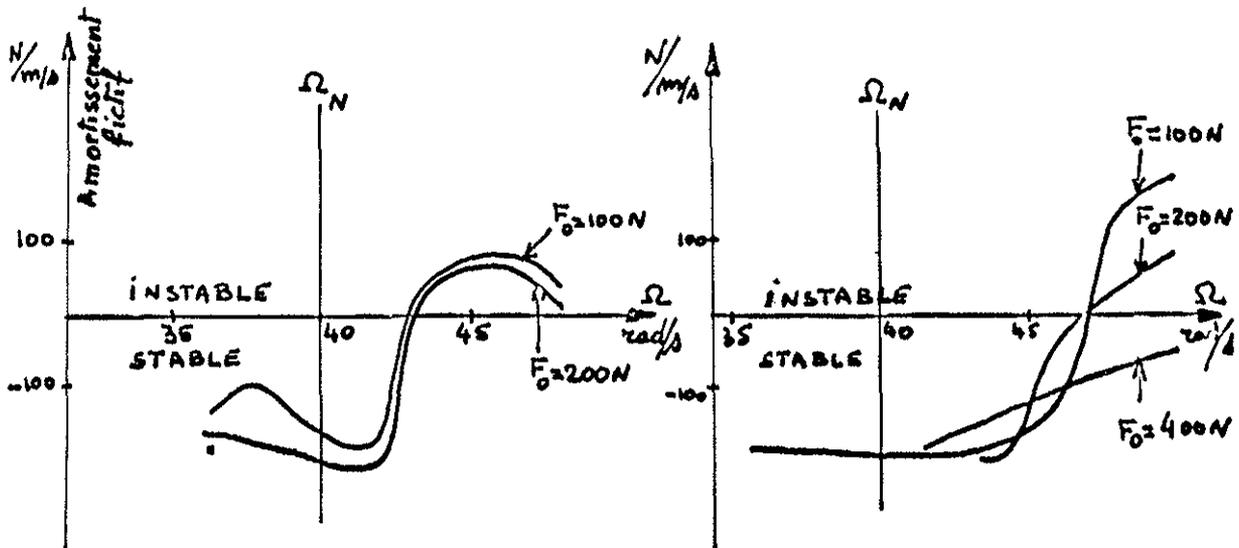


Fig 4 a: Train à patins "rigide" Fig 4. b: Train à patins "souple"

Les figures 4a et 4b donnent le coefficient d'amortissement à introduire dans le système pour le stabiliser. On voit que dans les 2 cas l'instabilité

apparaît pour un régime de rotation très supérieur au régime de rotation nominal du rotor et de plus qu'il évolue en fonction du niveau d'effort F_0 .

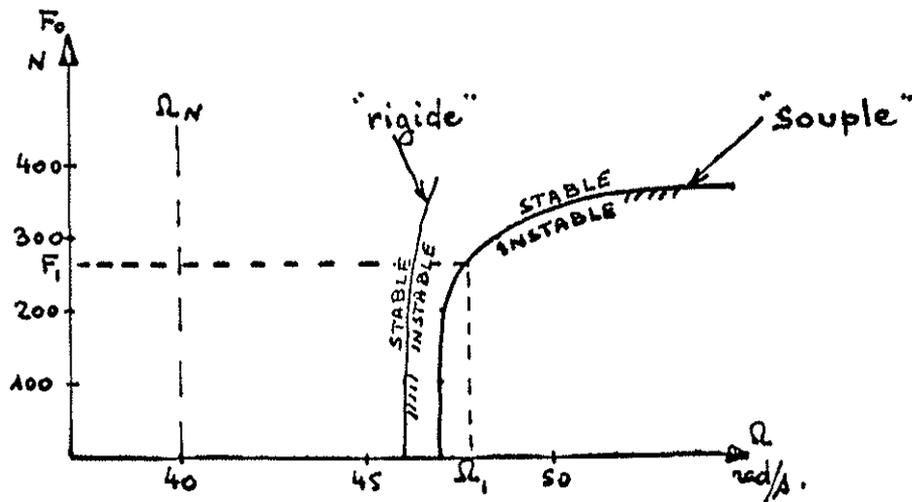


Figure 5

En particulier, pour le train souple, si le niveau d'effort atteint un seuil de 350 N l'instabilité n'est plus atteinte.

En admettant que nous puissions tourner bien au-dessus du régime nominal sur un régime Ω_1 où l'instabilité peut apparaître à faible niveau d'effort (fig. 5b) si l'instabilité se déclenchait, l'amplitude augmenterait jusqu'à ce que l'effort F atteigne le niveau F_1 , où le système se stabiliserait. On observerait ainsi un phénomène de saturation. La non linéarité sur le train souple est donc favorable à la stabilité de l'appareil.

PHASE 3 - PROBLEMES PRATIQUES RENCONTRES, MISE AU POINT

Les calculs théoriques faits sur plan ou à partir d'expériences en laboratoire ne pouvaient pas régler tous les problèmes susceptibles d'être rencontrés en exploitation. Nous avons parlé des non linéarités liées à l'amplitude du mouvement sur un sol déterminé. Mais un certain nombre d'autres paramètres, difficiles à analyser mathématiquement, doivent être considérés au stade des essais en vol. Nous citerons ici quelques exemples.

- Nature du sol : Il est bien évident que le comportement de l'appareil sur le béton peut être complètement différent de ce qu'il est sur l'herbe.

- Portance du rotor : Au cours de la mise de pas général, le train est soulagé progressivement des efforts statiques qui lui sont appliqués. Ce paramètre a 2 conséquences :

. Les conditions de frottement évoluent, la possibilité de glissement des patins augmentant avec le pas général.

. Les déformations statiques du train étant importantes, son comportement dynamique dépend des conditions statiques autour desquelles il évolue.

- Conditions de posé particulières :

L'hélicoptère est amené à se poser sur des sols très irréguliers. Si le train est suffisamment rigide, il arrive fréquemment que le contact de l'appareil avec le sol se fasse en 3 points. Dans ces conditions le comportement dynamique de l'appareil peut varier à l'infini. Globalement la rigidité du train diminue et les fréquences propres descendent. Ce problème a été rencontré sur le SA 341 équipé du train rigide. L'instabilité qui apparaît normalement au-delà de $1,15 \Omega$ nominal peut se produire au régime nominal dans certaines configurations de posé sur un sol irrégulier. Ce dernier problème a cependant été résolu en augmentant l'impédance mécanique de l'appareil sur son train par blocage de la suspension souple de fond de boîte au décollage et à l'atterrissage et augmentation de l'amortissement.

Dans le cas du train "souple" ce type de problème est éliminé compte tenu de sa souplesse et par suite de sa "capabilité" d'adaptation au terrain même en l'absence d'amortisseur.

CONCLUSION

Si le phénomène de la résonance au sol est un problème dont le mécanisme est bien connu, sa résolution sur le plan industriel est parfois difficile. Son étude au stade de la conception de l'appareil permet d'éviter le phénomène d'instabilité dans de saines conditions de posé. Mais un certain nombre de paramètres comme la nature du sol, les conditions de posés partiels sont difficilement analysables sur un modèle mathématique. De plus le nombre de configurations possibles varie à l'infini et il est difficile de toutes les couvrir au stade de la prévision.

Dans ces conditions, dès les 1ers vols d'un appareil il est indispensable d'analyser complètement le problème tant du point de vue des conditions de masse et centrage de l'appareil que de la nature du vol et des conditions de posé.

REFERENCES

1. Theory of Self-Excited Mechanical Oscillations of Helicopter Rotors with Hinged Blades ; National Advisory Committee for Aero, Report 1351, 1958
By COLEMAN, R.P., FERRIGOLD AM

2. Ground and Air Resonance Characteristics of a soft-in-plane rigid rotor system AIAA Paper No 69-205
By R.E. DONHAM, S.V. CARDINALE, I.B. SACHS