

L'HELICE

La génération de la force de la propulsion (deuxième et dernière partie)

NOUS avons vu dans le premier volet de cette étude (XP 13) quelles étaient les relations globales qui existaient entre les puissance, rendement, traction, vitesse et diamètre hélice, ainsi que l'importance primordiale que pouvait revêtir (entre autres) la charge alaire du disque de l'hélice sur son rendement dès lors que la vitesse de vol de l'avion était faible ce qui, généralement, est le corollaire d'une aérodynamique dégradée. L'hélice n'est donc pas indépendante de l'aérodynamique de la cellule et c'est une grossière erreur que de ne pas la prendre en compte dès les premières phases de conception de l'avant-projet. Le vrillage des pales, pour prendre un exemple, n'est optimal que pour une seule vitesse donnée de l'avion, pas pour une autre. Or cette vitesse ne peut être calculée que si l'on dispose du rendement hélice, c'est à dire que si cette hélice a été préalablement définie. Etre obligé de disposer des résultats d'un calcul pour pouvoir faire ce calcul, c'est être confronté à un cercle proprement vicieux. Malheureusement, celui-ci n'est pas le seul : à l'autre bout de cette hélice, il y a encore le moteur.

Ce dernier fournit sa puissance à l'hélice à condition bien entendu que celle-ci l'autorise à monter en régime. Un diamètre, un facteur d'activité ou encore un angle de calage trop grand, suffisent pour obliger le moteur à perdre des chevaux surtout aux moments où ils sont les plus précieux : en phase de décollage et de

montée initiale. Comme on peut s'en rendre compte, l'hélice n'est pas du tout ce pour quoi on la prend généralement, à savoir un ustensile qui se choisit au rayon des accessoires. Elle en est même l'extrême opposé puisqu'elle est l'interface qui unit moteur, cellule, et environnement visqueux en un système unitaire dont tous les éléments inter-agissent. C'est sous ces divers angles que nous allons maintenant l'examiner.

CARACTERISTIQUES D'UNE HELICE

Il existe un certain nombre de techniques de calcul des caractéristiques hélice, mais celles-ci ne sont fiables que dans le domaine non décrochés des profils de pale et ne sont donc pas applicables aux faibles vitesses, sauf peut être en ce qui concerne les hélices à pas variable, et encore (problème des portions de pale qui interagissent les unes sur les autres lorsque le vrillage n'est pas adapté à la vitesse considérée). Quoi qu'il en soit, l'amateur utilise presque exclusivement des hélices à pas fixe et lorsque le CNRA impose une distance maximale de 600 m pour passer un obstacle de 15 m, il est préférable, avant de commencer à construire, de savoir si l'avion remplira ces exigences ou si le rideau d'arbres en bout de piste arrêtera le décollage par temps chaud.

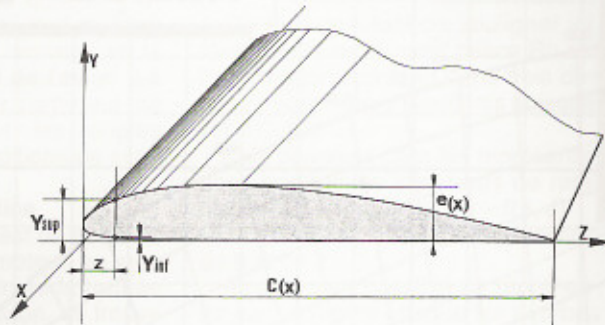
Puisque les techniques de calcul basées sur les théories explicatives (dont celle de Froude que nous avons vue dans la première partie)

ne sont pas en mesure de permettre un dimensionnement ou du moins de vérifier le passage des phases critiques de vol, il s'avère nécessaire de faire appel à l'expérimentation. La solution la plus simple consiste donc à tester en soufflerie des modèles d'hélice et à représenter leurs caractéristiques sous forme graphique en appliquant l'analyse dimensionnelle. Cette façon de procéder permet d'obtenir des courbes utilisables pour toute une famille d'hélices avec la certitude d'avoir des caractéristiques proches de la réalité. C'est la solution que nous adopterons.

Malheureusement, depuis l'avènement (et la mode) du réacteur, l'hélice est tombée en désuétude. Cela veut dire qu'il n'y a plus d'études faites sur l'hélice, et encore moins d'études expérimentales dignes de ce nom. Les seules courbes mesurées que l'on connaisse à "l'Ouest" datent des années trente, ce qui fait que les profils utilisés ne sont pas de la dernière jeunesse (avec la réussite de Kuznetsov, il est à supposer que de telles courbes mesurées existent par contre à "l'Est"). Il y a bien eu une étude faite par Hamilton et financée par la NASA dans les années 50 et 60, mais les courbes produites sont des courbes calculées et non validées. Et bien que la majorité des héliciers (sinon tous) travaillent avec l'un ou l'autre seulement des abaques (et apparemment le même sur une soixantaine produits par Hamilton) auxquels ces courbes ont donné lieu, celles-ci ne possèdent aucune fiabilité surtout dans les régimes décollés

1) Profil des pales Clark Y utilisé par la NACA 640 :

$\bar{Z} = Z/C(x)$	\bar{Y}_{sup}	\bar{Y}_{inf}
0,0000	0,0350	0,0350
0,0125	0,0545	0,0193
0,0250	0,0650	0,0147
0,0500	0,0790	0,0093
0,0750	0,0885	0,0063
0,1000	0,0960	0,0042
0,1500	0,1068	0,0015
0,2000	0,1136	0,0003
0,3000	0,1170	0,0000
0,4000	0,1140	"
0,5000	0,1052	"
0,6000	0,0915	"
0,7000	0,0735	"
0,8000	0,0522	"
0,9000	0,0280	"
0,9500	0,0149	"
1,0000	0,0012	"



$$Z = \bar{Z} \cdot C(x)$$

$$Y_{sup} = \bar{Y}_{sup} \cdot C(x) \cdot e(x) / 0,117$$

$$Y_{inf} = \bar{Y}_{inf} \cdot C(x) \cdot e(x) / 0,117$$

$e(x)$ = épaisseur maxi du profil de pale au rayon relatif normalisé $x = r/R$

2) Forme des pales utilisée par la NACA 640 :

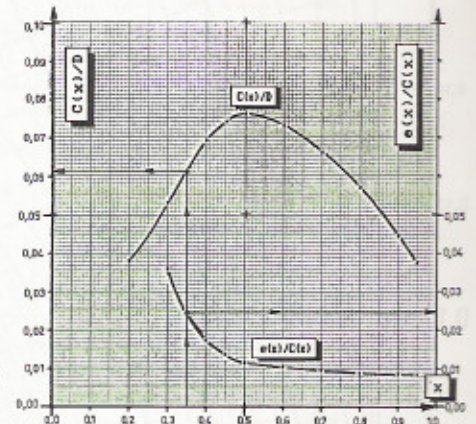
$x = r/R$	$C(x)/D$	$e(x)/C(x)$
0,20	0,038	-
0,30	0,053	0,360
0,35	0,061	0,245
0,40	0,069	0,175
0,45	0,074	0,137
0,50	0,076	0,118
0,60	0,073	0,102
0,70	0,066	0,094
0,80	0,057	0,0875
0,90	0,0445	0,083
0,95	0,0375	0,082

$$C(x) = \left[\frac{C(x)}{D} \right] \cdot D$$

$$e(x) = \left[\frac{e(x)}{C(x)} \right] \cdot C(x)$$

D = diamètre hélice
 R = rayon hélice
 r = rayon de la portion de pale considérée ou rayon relatif

Evolution de l'épaisseur relative et de la corde normalisées \Rightarrow



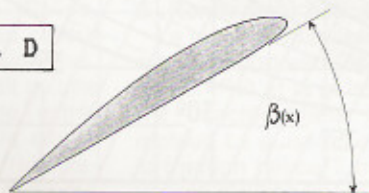
Evolution de l'épaisseur relative et de la corde normalisées

3) Vrillage des pales utilisé par la NACA 640 :

$$\beta(x) = \text{arcTg}\left(\frac{0,201}{x}\right) + \beta_{3/4} - 15$$

$$(P/D)x = \pi \cdot x \cdot \text{Tg}\left[\text{arcTg}\left(\frac{0,201}{x}\right) + \beta_{3/4} - 15\right]$$

$$P(x) = (P/D)x \cdot D$$



P : pas [m]
 D : diamètre hélice [m]
 R : rayon hélice [m]
 r : rayon relatif [m]
 x : rayon relatif normalisé
 $x = r/R$ variant de 0,0 à 1,0
 $(P/D)x$: pas normalisé au diamètre en fonction du rayon relatif normalisé
 $\beta_{3/4}$: calage géométrique de la pale au 3/4 du rayon [°]

HELICE BIPALE

NACA - 640

Profil : Clark Y

A.F. = 80

$$C_p = \frac{P}{\rho \cdot N^3 \cdot D^3}$$

Rendements

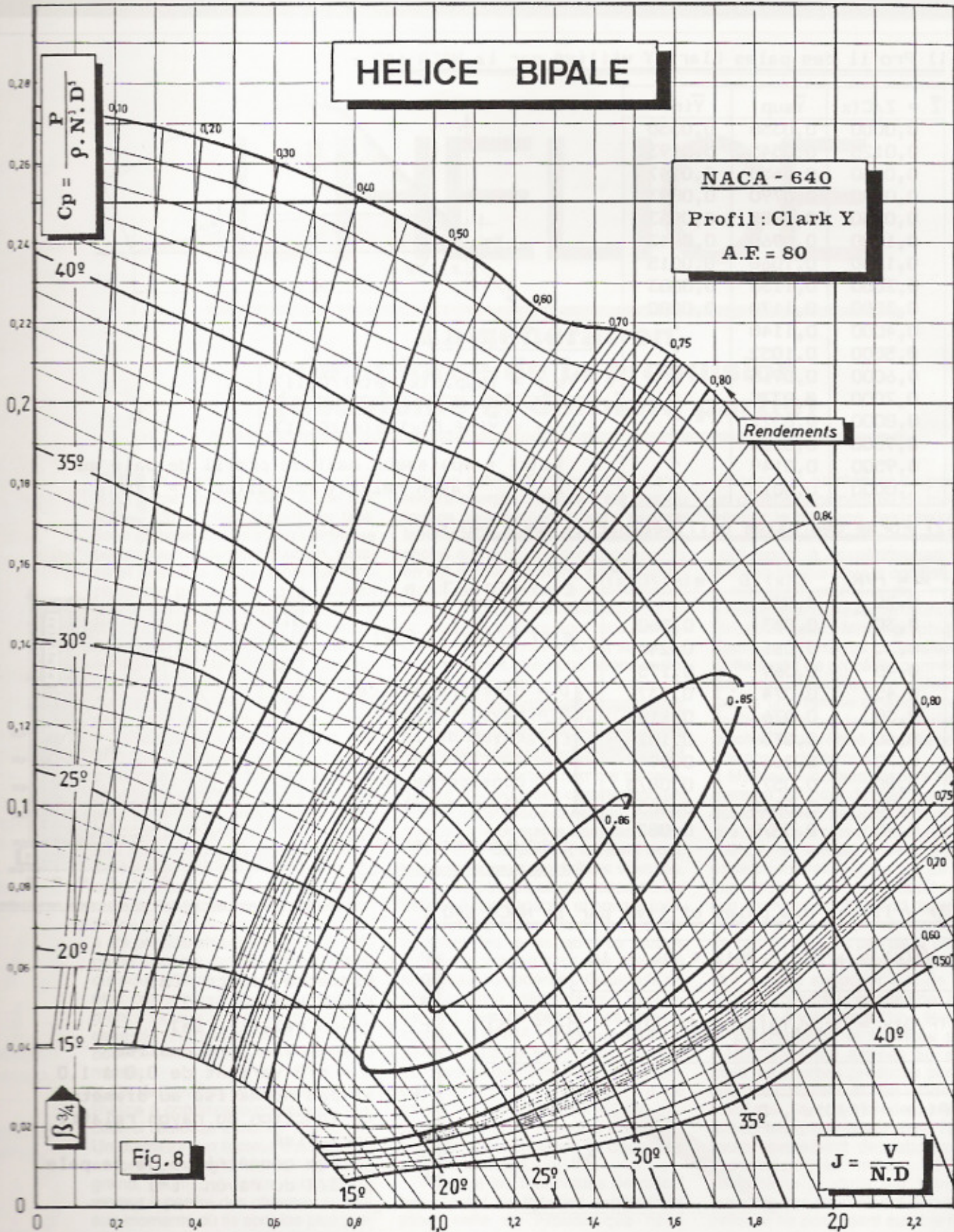


Fig. 8

$$J = \frac{V}{N \cdot D}$$

que l'on rencontre aux faibles vitesses.

C'est la raison pour laquelle nous nous bornerons à présenter les courbes mesurées par la NACA en 1938 sur une hélice de 3 m de diamètre qui utilisent un profil Clark Y (rapport NACA 640). Ces courbes réunies dans l'abaque de la figure 8 sont valables pour toute une famille d'hélice (ici des bipales) à la condition bien entendu que, lors de leur construction, soient respectés les facteurs suivants de similitude :

- 1) le profil utilisé doit être le même que celui de l'hélice testée (ici un Clark Y).
- 2) la forme en plan des pales doit être la même, c'est à dire que les cordes locales normalisées $C(x)/D$ doivent être les mêmes.
- 3) les épaisseurs relatives normalisées locales des profils $e(x)/C(x)$ doivent être les mêmes.
- 4) le vrillage local des pales $\beta(x)$, ou (Pas/Diamètre) en fonction de (x) doit être le même.

"Normalisé" veut dire que les grandeurs maximales ont été ramenées à 1 et que toutes les grandeurs s'expriment par des valeurs comprises entre 0 et 1. L'abaque ainsi présenté n'est utilisable (c'est à dire ne peut avoir de valeur prédictive) que si les conditions de similitude énoncées ont été scrupuleusement remplies (voir en encadré les caractéristiques géométriques normalisées de la NACA 640).

A) Notation et définition de l'hélice

Outre le profil qu'elle utilise, une hélice est définie sur la base des caractéristiques suivantes :

- * le nombre de pales.
- * son diamètre D ou son rayon R.
- * son angle de calage nominal à 75% du rayon $\beta_{3/4}$ qui sert de référence pour les courbes.
- * son facteur d'activité AF.
- * son coefficient de portance intégré C_{li} .

Les deux derniers paramètres aussi importants qu'ils soient, ne sont pas une nécessité absolue pour l'amateur qui veut construire son hélice. Toutefois, comme ils se rencontrent sur la majorité des abaques, il est préférable de les expliciter. Ainsi le facteur d'activité est en quelque sorte un rapport de surface entre la surface en plan des pales, sur la surface balayée par le disque de l'hélice, pondérée par la distance au centre des portions de pale considérées, ceci pour tenir compte du fait qu'une portion de pale située près de l'extrémité travaille plus que celle située près du moyeu. Son calcul relativement complexe n'a d'intérêt que pour des comparaisons entre hélice. Pour l'amateur qui veut simplement

construire son hélice, il suffira seulement de respecter la forme en plan des pales (conditions de similitude $n^{\circ}2$). Le coefficient de portance intégré caractérise pour sa part le vrillage des pales. Il intègre les coefficients de portance locaux de chaque portion de pale qui varient tout au long de celle-ci, selon le vrillage et la vitesse d'avancement de l'avion. Là encore, il suffira pour l'amateur de respecter strictement les angles locaux des pales (conditions de similitude $n^{\circ}4$).

B) les paramètres hélice

L'hélice dont le rôle est de transformer une puissance moteur en une traction destinée à vaincre la traînée aérodynamique d'un avion, se trouve donc confrontée à un certain nombre de paramètres qu'elle devra transformer et marier. Parmi ces paramètres, il faut retenir :

- * la puissance P du moteur ou encore son couple C_m .
- * le régime moteur N.
- * la vitesse d'avancement de l'avion V.
- * la densité ρ de l'air à l'altitude considérée.
- * la traction T résultante.
- * le diamètre D de l'hélice.
- * l'angle $\beta_{3/4}$ de calage de l'hélice.

En tout, sept variables que l'analyse dimensionnelle permet heureusement de regrouper pour en réduire le nombre à quatre, ce qui représente évidemment une simplification notable. Ces quatre paramètres résultants sont les suivants :

- * le coefficient de puissance C_p .
- * le coefficient de traction C_t .
- * le coefficient d'avancement J.
- * l'angle de calage β qui est conservé, tels que :

$$C_p = \frac{P}{\rho \cdot N^3 \cdot D^5}$$

$$C_t = \frac{T}{\rho \cdot N^2 \cdot D^4}$$

$$J = \frac{V}{N \cdot D}$$

Avec :

- P : puissance absorbée (W).
- N : régime moteur en tours/s (l/s).
- D : diamètre hélice (m).
- ρ : masse spécifique de l'air (kg/m³).
- T : traction (N).
- V : vitesse d'avancement (m/s).

C) Rendement hélice Rh

Le rendement hélice est défini comme le rapport entre la puissance utile au vol (P_u) et la puissance sur arbre (P) injectée dans l'hélice par le moteur. La puissance P_u est égale à la traction hélice T multipliée par la vitesse d'avancement :

$$P_u = T \cdot V$$

d'où $R_h = P_u/P = (T \cdot V)/P$

$$= \frac{\rho \cdot C_t \cdot N^2 \cdot D^4 \cdot V}{\rho \cdot C_p \cdot N^3 \cdot D^5}$$

$$= (C_t \cdot J) / C_p \text{ d'où :}$$

$$R_h = \frac{C_t \cdot J}{C_p}$$

Ce qu'il convient de souligner ici, c'est que le rendement hélice R_h est implicitement contenu dans trois des quatre paramètres résultants puisque $R_h = C_t/(C_p \cdot J)$.

Cela permettra dans les représentations graphiques standards de remplacer : $C_t = f(\beta, J)$ par $R_h = f(\beta, J)$ $C_t = f(\beta, J)$ signifie : C_t est fonction de β et de J.

Ainsi, il sera possible de représenter sur un même abaque les courbes de $C_p = f(J)$ pour chaque angle (C_p permettant de calculer le régime d'équilibre moteur/hélice) ainsi que les courbes d'iso-rendement :

$R_h = f(J)$, elles aussi pour chaque angle de calage. Un seul abaque tel que celui représenté figure 8 permet alors de donner toutes les courbes nécessaires à la détermination d'une hélice pour un point donné de fonctionnement.

D) Mise en oeuvre des courbes hélices : figure 1.

En choisissant un point quelconque 1 sur le graphique, on obtient les paramètres suivants :

β_1, J_1, C_{p1} et R_{h1} . En fixant ρ (c'est à dire l'altitude), D et N (le diamètre et le régime) on obtient :

$$P_1 = \rho \cdot C_{p1} \cdot N^3 \cdot D^5$$

$$P_{u1} = P_1 \cdot R_{h1}$$

$$V_1 = J_1 \cdot N \cdot D$$

$$T_1 = P_1 \cdot R_{h1} / V_1$$

En général, le moteur étant déjà choisi, on dispose d'emblée de P (la puissance) et de N (le régime). Ce dernier donne un diamètre maximum, compte tenu du fait que la vitesse en bout de pale ne doit pas dépasser Mach 0,75 soit 250 m/s.

$$D_{max} = 250 / (\pi \cdot N)$$

D_{max} en m.

N en t/s.

à moins que ce ne soit la garde au sol qui limite le diamètre hélice. Ce faisant, on pourra calculer le C_p nécessaire en fonction des paramètres dont on dispose déjà puisque :

$$C_p = \frac{P}{\rho \cdot N^3 \cdot D^5}$$

Ensuite, selon la vitesse que l'on obtiendra avec l'avion (compte tenu de son aérodynamique S.Cxo, de sa puissance P, et du rendement de l'hélice R_h), on pourra calculer un J avec

$$J = V/N \cdot D$$

et trouver le rendement R_h sur le graphique grâce aux coordonnées C_p et J . Comme on peut s'en rendre compte ici, R_h doit être connu pour pouvoir trouver R_h ! Il faudra donc procéder par itérations successives

c'est à dire :

- * estimer un rendement pour obtenir la puissance utile $P_u = P \cdot R_h$ afin de pouvoir...
- * calculer la vitesse de l'avion qui permettra le calcul de J et...
- * relever le nouveau rendement au point de coordonnées C_p et J et...
- * réintroduire la nouvelle valeur de R_h

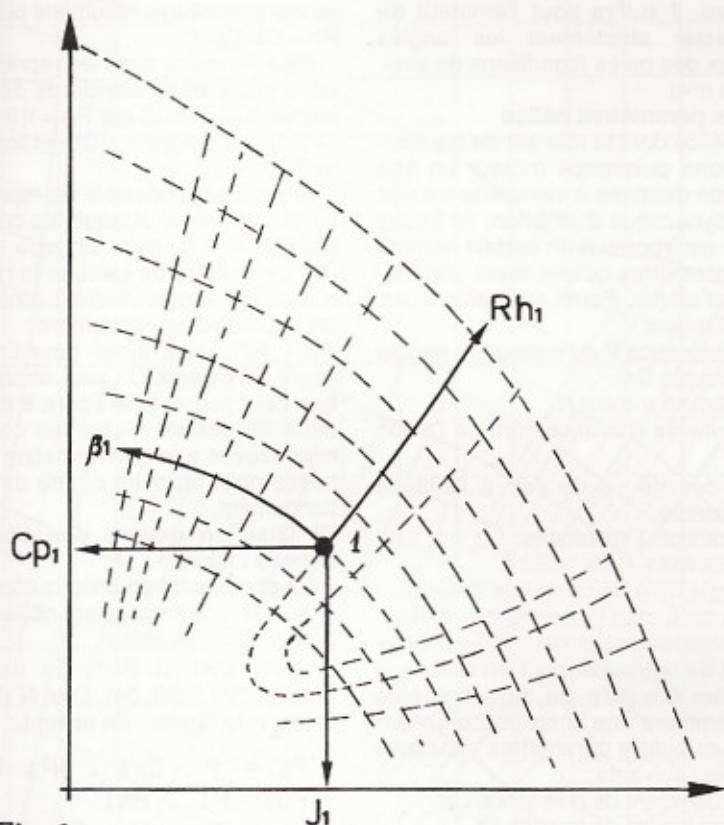


Fig. 1

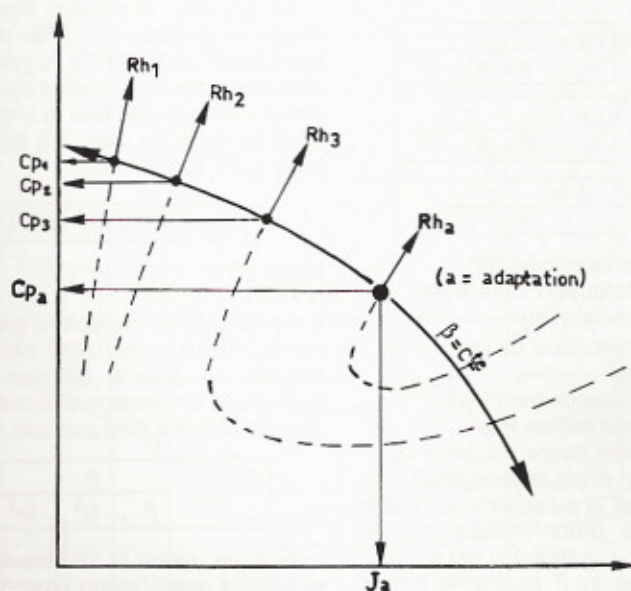


Fig. 2

dans le calcul, l'opération devant être recommencée jusqu'à ce que la vitesse converge vers une valeur fixe.

Ceci étant fait, on aura alors trouvé le point de fonctionnement où l'on adaptera l'hélice. Ce peut être le point de vitesse maximale pour un avion destiné à être optimisé à ce point. Mais en général, ce sera plutôt un point de vitesse de croisière pour un avion de voyage, ou un point de vitesse de montée maximale pour un avion de montagne, ou encore un point de vitesse optimale de remorquage pour un avion remorqueur, ...etc. Une fois que ce point aura été choisi, il faudra encore vérifier que toutes les phases de vol "passent", c'est à dire qu'elles soient compatibles avec une sécurité minimale dans les cas de figure les plus défavorables pour ne pas programmer à l'avance un certain nombre de surprises désagréables... notamment le décollage sur un terrain en altitude et par temps très chaud (2400 m et température standard plus 20° C par exemple). On pourra ainsi être amené à réduire la vitesse du point d'adaptation pour ne pas se retrouver "tangent" au décollage (cas des avions rapides dont les hélices sont à pas fixe) ou à augmenter la hauteur sur le train pour pouvoir augmenter le diamètre hélice (cas du Fieseler Storch qui était capable de décoller en 47 m). Deux cas extrêmes sont donc à envisager : celui de l'hélice à pas fixe et celui de l'hélice à régime constant encore appelée à pas variable, auxquels on ajoutera encore deux autres cas intermédiaires, pour mieux illustrer la manière d'aborder le contrôle.

* **Cas de l'hélice à pas fixe** : (figure 2) une fois que l'angle de calage $\beta_{3/4}$ a été choisi, il est évident que l'on devra se déplacer le long d'une des courbes : $\beta = cte$ (constante) sans pouvoir la quitter et l'on aura donc : $C_p = f(J)$ et $R_h = f(J)$.

* **Cas de l'hélice à pas réglable au sol** : ici, tout le champ du graph est utilisable, mais une fois $\beta_{3/4}$ choisi, il est clair que l'on restera sur une courbe $\beta = cte$ comme précédemment.

* **Cas de l'hélice "constant speed" ou à régime constant** : (figure 3) le régime étant maintenu constant par un automatisme qui modifie le pas en conséquence, implique que $N = cte$ et donc que la puissance P est elle aussi constante. Ceci implique avec :

$$C_p = P / (\rho \cdot N^3 \cdot D^5)$$

que $C_p = cte$. Autrement dit, on se déplacera sur la graphique en suivant une horizontale et l'on aura plus alors comme fonction que $R_h = f(J)$.

* **Cas de l'hélice à pas variable "manuel"** : en fait, il s'agit d'une héli-

ce à pas réglable en vol avec un nombre discret de positions telles que décollage, montée initiale, montée à Vz max et croisière. Une position est choisie et est maintenue sur toute une plage donnée de vitesse, le régime variant alors pour s'adapter aux conditions de la vitesse. Le contrôle des perfos se passe de la manière suivante : procéder comme pour l'hélice à pas fixe en suivant une courbe de β constant, puis changer de courbe comme sur la figure ci-jointe au moment où la vitesse impose un changement de calage.

E) La combinaison moteur-hélice : les itérations successives imposées par la non-connaissance du rendement et de la vitesse de vol, se double d'une autre obligation imposée celle-là par la non-connaissance du régime de rotation de l'hélice qui, lui aussi, va influencer considérablement sur les rendements. En effet, une hélice ne fonctionne pas isolément et pour elle-même, et le nécessaire accouplement qui la lie au moteur implique (on l'oublie trop souvent) :

a) d'une part que le régime de sortie du moteur N_m est égale au régime hélice N : $N_m = N$.

b) et d'autre part que la puissance de sortie du moteur P_m est égale à la puissance absorbée par l'hélice P : $P_m = P$.

Une nouvelle problématique se met en place ici, qui est celle du régime d'équilibre, régime qu'il est impératif de connaître car de lui dépend à la fois la puissance fournie par le moteur ainsi que la résistance que lui oppose l'hélice. Or nouveau cercle vicieux, la connaissance de ces deux paramètres est impérative pour pouvoir calculer le régime. Pour adapter correctement une hélice à l'aérodynamique d'un avion, la seule connaissance des caractéristiques hélice n'est donc pas suffisante. Encore faut-il connaître les caractéristiques moteur, et selon que l'on envisagera d'installer un turboprop, un 4-temps ou un 2-temps rapide, suralimenté ou non, l'adaptation qui en découlera aura chaque fois ses propres spécificités.

* **Les courbes caractéristiques moteur :** un moteur se caractérise au minimum par sa courbe du couple en fonction du régime :

$$C_m = f(N) \quad \text{figure 5.}$$

Comme la puissance dépend du régime selon la relation

$$P = 2 \pi \cdot N \cdot C_m$$

il s'en déduit une seconde courbe :

$$P_m = f(N) \quad \text{figure 6.}$$

A noter que ces courbes, limitées par un régime minimum et par un régime maximum, sont des courbes plein gaz. L'espace ainsi délimité est

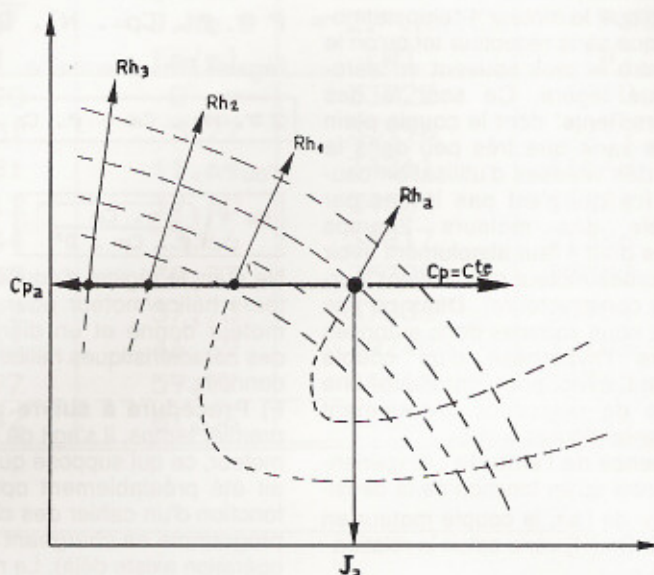


Fig. 3

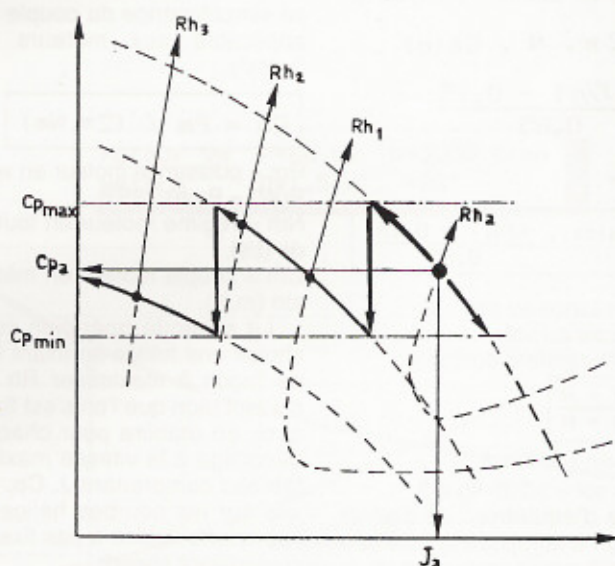


Fig. 4

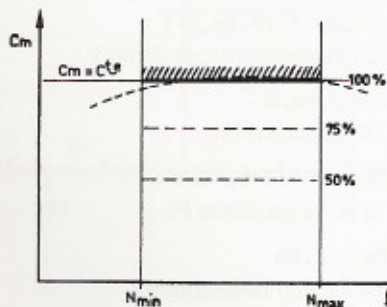


Fig. 5

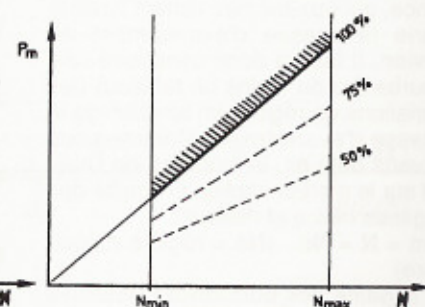


Fig. 6

bien entendu totalement accessible en puissances partielles (courbes discontinues). Nous ne considérons ici que le moteur 4-temps atmosphérique sans réducteur tel qu'on le rencontre le plus souvent en aéronautique légère. Ce sont là des moteurs "lents" dont le couple plein gaz ne varie que très peu dans la plage des vitesses d'utilisation courante (ce qui n'est pas le cas par exemple des moteurs 2-temps rapides dont il faut absolument avoir les courbes moteur que doivent fournir les constructeurs). Dans ce cas précis, nous sommes donc autorisés à faire l'hypothèse d'un couple constant avec pour corollaire une courbe de puissance linéairement croissante (figures 5 et 6).

* **Influence de l'altitude** : l'expérience montre qu'en fonction de la densité ρ/ρ_0 de l'air, le couple moteur en altitude $C_m(H)$ varie selon la relation $C_m(H) =$

$$C_m(H) = C_m(o) \cdot \frac{(\rho/\rho_0) - 0,15}{0,85}$$

la puissance en altitude $P_m(H)$ devenant alors :

$$P_m(H) = 2\pi \cdot N \cdot C_m(o) \cdot \frac{(\rho/\rho_0) - 0,15}{0,85}$$

soit $P_m(H) =$

$$P_m(H) = P_m(o) \cdot \frac{(\rho/\rho_0) - 0,15}{0,85}$$

$P_m(o)$ = puissance au sol.

$C_m(o)$ = couple au sol.

l'atmosphère standard donnant :

$$\rho/\rho_0 = \frac{20 - H}{20 + H}$$

H = altitude en kilomètre.

$\rho_0 = \rho$ au sol = 1,225 kg/m³.

* **Le régime d'équilibre** : ce dernier étant fonction à la fois de la puissance P_m fournie par le moteur et de la résistance en rotation de l'hélice, c'est à dire de la puissance P qu'elle absorbe, ce régime variera chaque fois que varieront puissance et résistance, qui eux-mêmes varient lorsque varie la vitesse d'avancement de l'avion. Il faudra donc construire une courbe (ou du moins un tableau) des variations de régime en fonction de la vitesse d'avancement. Comme nous l'avons déjà dit, le montage de l'hélice sur le moteur implique l'égalité des régimes hélice et moteur :

$N_m = N = N_e$ (N_e = régime d'équilibre)

et l'égalité des puissances (fournies et absorbées) :

$P_m = P$.

P_m étant égal à :

$$P_m = 2\pi \cdot N_m \cdot C_m$$

et P étant égal à :

$$P = \rho \cdot C_p \cdot N^3 \cdot D^5$$

l'égalité $P_m = P$ entraîne :

$$2\pi \cdot N_e \cdot C_m = \rho \cdot C_p \cdot N_e^3 \cdot D^5$$

d'où :

$$N_e = \sqrt{\frac{2\pi \cdot C_m}{\rho \cdot C_p \cdot D^5}}$$

Ne étant le régime d'équilibre du système hélice/moteur pour un couple moteur donné et un diamètre D et des caractéristiques hélice $C_p=f(J, \beta)$ données.

F) Procédure à suivre : dans un premier temps, il s'agit de choisir son moteur, ce qui suppose que la cellule ait été préalablement optimisée en fonction d'un cahier des charges (un programme se chargeant d'une telle opération existe déjà). Le moteur fixé, on dispose au moins du point de fonctionnement nominal (N_m et P_m), à partir duquel on calculera son couple C_m (sur la base de l'hypothèse simplificatrice du couple constant applicable aux moteurs 4-temps "lents").

$$C_m = P_m / (2\pi \cdot N_m)$$

P_m = puissance moteur en watts (W).
 $P(W) = P(ch) \cdot 735,5$.

N_m = régime moteur en tours/seconde (t/s).

C_m = couple moteur en mètres.newton (m.N).

La seconde opération consiste à choisir une hélice en fixant $\beta_{3/4}$ et D de façon à maximiser R_h au point d'adaptation que l'on s'est fixé. Après quoi, on établira pour chaque J (du décollage à la vitesse maximale) un tableau comprenant J, C_p , R_h , relevés sur les courbes hélice selon le cas retenu (hélice à pas fixe, variable ou constant speed).

La troisième opération consiste à compléter ce tableau en calculant pour chaque J :

- le régime d'équilibre N_e :

$$\sqrt{2\pi \cdot C_m / (\rho \cdot C_p \cdot D^5)}$$

- la vitesse correspondante V :

$$V = J \cdot N_e \cdot D$$

- la puissance P_m :

$$P_m = P = 2\pi \cdot C_m \cdot N_e$$

- la puissance utile P_u :

$$P_u = P \cdot R_h$$

- la traction développée :

$$T = P \cdot R_h / V$$

ρ (kg/m³)

N_e (t/s)

D (m)

C_m (m.N)

P, P_m , P_u (W)

V (m/s)

T (N).

Il devient alors possible de construire les courbes de P_u ou de T et la courbe de N_e en fonction de la vitesse V et du couple moteur C_m choisi (en général plein gaz mais aussi à 75% ou 50% de C_m). En choisissant une autre hélice avec un $\beta_{3/4}$ et/ou un D différent, on obtiendra d'autres courbes de traction hélice, puissance et régime d'équilibre en fonction de V.

G) Exemple d'application : soit le moteur VW de 2 litres donnant plein gaz au sol 44,13 kW (60 ch) à 3.000 t/mn (50 t/s) se lequel on monte une hélice de diamètre D=1,5m et de $\beta_{3/4} = 20^\circ$. Nous avons pour le moteur un couple de :

$$C_m = \frac{44130 \text{ [W]}}{2 \cdot \pi \cdot 50 \text{ [t/s]}}$$

$$= 140,5 \text{ [m.N]}$$

Ce qui donnera le tableau ci-contre avec $\rho_0 = 1,225$ kg/m³.

Ce tableau permet de construire la courbe de traction en fonction de la vitesse $T=f(V)$ qui permettra de calculer les perfos de l'avion ainsi que la courbe du régime $N_e=f(V)$ qui permettra le contrôle du décollage puisqu'on aura le régime que devra afficher le moteur dans chaque tranche de vitesse (figure 7). A noter l'indétermination du calcul en ce qui concerne la traction statique (à vitesse nulle) qu'il faudra calculer avec un J de plus en plus petit mais non nul, et au besoin faire une extrapolation graphique. A noter encore le passage en sur-régime entre $J=0,8$ et $J=0,9$ qui donne évidemment une puissance P_m supérieure à la puissance nominale de 44,13 kW. D'où l'importance de connaître les perfos de l'avion (donc son aérodynamique) pour pouvoir adapter au mieux l'hélice qui permettra par sa bonne adaptation d'obtenir encore un gain sur les perfos. C'est la raison pour laquelle, l'hélice doit être prise en compte dès les premiers stades de la conception. Signalons encore que c'est en faisant une adaptation hélice qui laisse monter le moteur en sur-régime et en se gardant bien de signaler le surcroît de puissance ainsi obtenu que certains constructeurs trompent leur monde en annonçant des performances farfelues... Dorénavant, vous saurez différencier le bon grain de l'ivraie !

H) Conclusion : ce trop bref survol de la problématique de l'adaptation hélice/moteur laisse en suspend un certain nombre de procédures qu'il aurait été trop long de développer ici.

NACA 640			N_e	V	$P = P_m$	P_u	T
J	C_p	Rh [%]	$= \sqrt{\frac{2 \cdot \pi \cdot C_m}{\rho \cdot C_p \cdot D^5}}$ [t/s]	$= J \cdot N_e \cdot D$ [m/s]	$= 2 \cdot \pi \cdot N_e \cdot C_m$ [W]	$= P \cdot Rh$ [W]	$= P \cdot Rh / V$ [N]
0	0,065	0	38,20	0	33722	0	indéfini
0,1	0,064	17	38,51	5,77	33996	5779	1002
0,2	0,063	34	38,81	11,64	34261	11648	1001
0,3	0,062	49	39,12	17,60	34534	16981	961
0,4	0,061	62	39,44	23,66	34817	21586	912
0,5	0,058	71	40,45	30,33	35709	25353	835
0,6	0,054	77,7	41,92	37,73	37006	28754	762
0,7	0,048	81,8	44,46	46,69	39248	32105	687
0,8	0,038	84,7	49,97	59,97	44113	37363	623
0,9	0,026	83,9	60,42	81,56	53333	44746	548

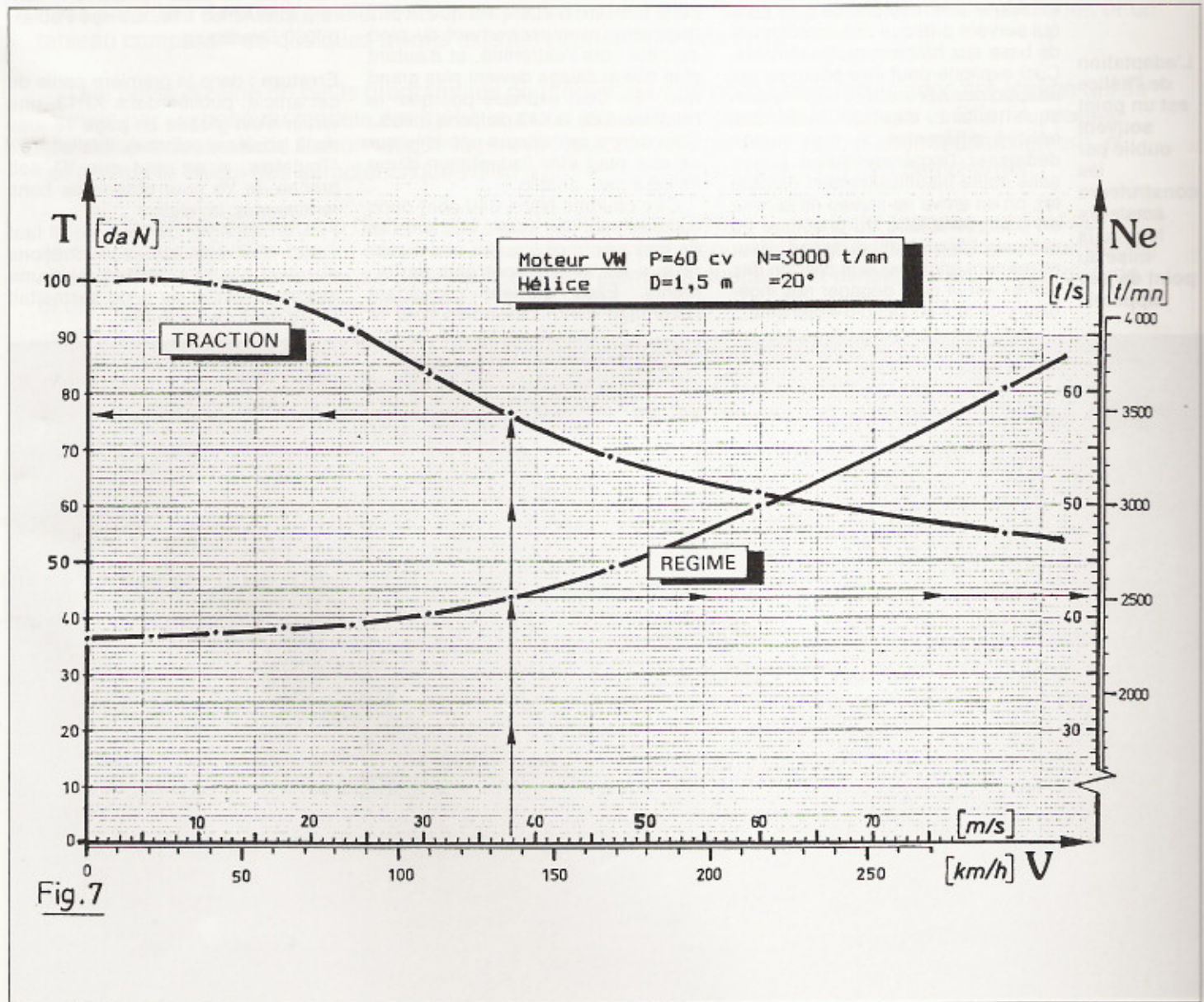


Fig.7

Signalons seulement celle qui permet d'éviter le tâtonnement dans la recherche de l'hélice optimale au point d'adaptation. Car, comme vous ne tarderez pas à vous en rendre compte, en voulant modifier tel paramètre dans l'espoir de vous rapprocher de tel point ou tel autre sur les courbes Naca 640, vous vous en éloignerez le plus souvent. C'est là une des constantes que l'on rencontre dans les phases d'optimisation et c'est en s'y frottant que l'on mesure ce que optimiser signifie.

Toutefois, ces procédures ne sont pas tout, et les méthodes de calcul les plus sophistiquées n'ont aucune valeur si par ailleurs l'expérimentation ne venait pas les confirmer. Or, mis à part la Naca 640 qui date de 1938, c'est le désert. Les courbes de chez Hamilton n'ont reçu à notre connaissance aucune confirmation expérimentale, pourtant ce sont elles qui servent presque universellement de base aux héliciers professionnels. Ceci explique peut être pourquoi les adaptations nécessitent dans la pratique autant d'essais avec des hélices différentes. A trop vouloir dédaigner l'expérimentation (jugée sans doute insuffisamment élégante), on en arrive au niveau de la mise en pratique à faire du bricolage au sens le plus péjoratif du terme. Heureusement encore que la division des tâches est là pour dégager nos ingénieurs de tout soupçon d'empirisme...

L'adaptation de l'hélice est un point souvent oublié par les constructeurs amateurs lors de la mise au point de leur appareil.

Les mentalités n'étant pas prêtes d'évoluer, il ne reste plus aux amateurs qu'à s'armer de courage et à retrousser leurs manches pour faire eux-mêmes ces essais. D'abord, il s'agit de prendre un profil un plus "moderne" que celui utilisé sur la Naca 640, il faudrait ensuite mener ces essais en adaptant chaque fois le vrillage dès lors que l'on modifie l'angle de calage. Cela signifie qu'il faut, pour chaque nouveau $\beta_{3/4}$ expérimenté, une hélice spécifique (en ayant bien pris soin que les profils utilisés soient tous rigoureusement identiques) et non pas une hélice à pas réglable au sol dont on modifierait le calage des pales. C'est là la tâche majeure de la Naca 640 pour laquelle on a procédé ainsi, alors même que le vrillage constant n'est atteint que pour un $\beta_{3/4}$ de 15° ce qui est très faible. Le résultat de cette manière de faire est que le pas augmente progressivement du pied de pale vers l'extrémité, et d'autant plus que le calage devient plus grand que 15° . Ceci explique pourquoi le rendement de la 640 plafonne à 86%. Cela donne par ailleurs une idée sur ce que peut être l'adaptation d'une hélice à pas variable.

Ces courbes Naca 640 sont donc valables pour des avions très lents, et de moins en moins au fur et à mesure que les avions sont plus performants. Elles gardent cependant l'avantage d'être utilisables pour le

calcul des perfos au décollage, c'est à dire en régime partiellement décollé des pales, ce qu'aucune autre courbe n'est en mesure d'assurer.

I) Avis aux amateurs : les essais pour finir, dont nous évoquions l'extrême nécessité, peuvent se faire en vol (donc dans des conditions réelles d'utilisation que n'offre pas la soufflerie), et avec une instrumentation qui reste à la portée de l'amateur. Les procédures à mettre en oeuvre ne sont pas particulièrement compliquées. Il suffit seulement...de se regrouper pour partager le travail. Espérons que ce ne soit pas là l'obstacle qui rende l'entreprise utopique.

**EWALD HUNSINGER
MICHAEL OFFERLIN.**

NB : pour contacter les auteurs, écrire à InterAction : 16, rue des Poules, 67000 Strasbourg.

Erratum : dans la première partie de cet article, publiée dans XP13, une erreur s'est glissée en page 18 (bas de la troisième colonne). Il fallait lire : "Toutefois, si on veut que V_1 soit proche de V_0 pour obtenir de bons rendements, la relation : $Fr = m^\circ \cdot (V_1 - V_0)$ démontre qu'il faut...etc". Par ailleurs les illustrations n'étaient pas numérotées mais une lecture attentive du texte permettait de s'y retrouver aisément...

