

L'HELICE

La génération de la force de propulsion.

UN avion peut se définir comme étant le lieu d'application de forces diverses dont l'équilibre est à l'origine des comportements dudit avion. A toute force s'oppose donc une autre force (cas du vol rectiligne horizontal stabilisé) ou plusieurs autres forces (tous les autres cas : virage, montée, accélération, ...etc). Du fait de son nécessaire déplacement générateur de portance, un avion produit malheureusement de la traînée (proportionnelle au carré de la vitesse) qu'il convient par conséquent de vaincre en lui opposant la traction de l'hélice. La fonction fondamentale de l'hélice apparaît donc d'emblée : celle de transformer la puissance du moteur en une traction utile pour l'avancement de l'avion.

Quoique très ancienne (Léonard de Vinci), l'hélice voit certains de ses domaines de fonctionnement toujours résister à l'investigation précise. Il suffit pour s'en convaincre de se référer aux recherches sur les propfans pour lesquels le calcul exact du comportement à faible vitesse n'est toujours pas obtenu de manière satisfaisante malgré la débauche des moyens informatiques mis à contribution. L'expérimentation et les mesures sont donc nécessaires et toujours d'actualité. Or qui, mieux que l'amateur, est-il le plus apte à expérimenter en variant les paramètres ?

Dans les lignes qui vont suivre, nous tâcherons, dans un premier volet, de rendre compréhensible le phénomène complexe de la génération de la traction en évitant les élé-

gances mathématiques dont, soit dit en passant, les bureaux d'étude n'ont que faire ; dans un second volet, nous exposerons les moyens de déterminer les caractéristiques d'une hélice en fonction d'un cahier des charges donné, et dans un troisième volet enfin, nous aborderons l'aspect pratique du transfert des caractéristiques géométriques et dimensionnelles d'une telle hélice.

LA THEORIE

Trois lois issues de la physique expérimentale s'appliquent dans le cas de l'hélice. Ce sont les Lois de Newton :

- 1) toute masse soumise à une force (ou action) oppose à celle-ci une force qui lui est égale et de sens opposé (encore appelée réaction).
- 2) toute masse non soumise à une force est soit au repos, soit en mouvement uniforme et rectiligne (sa vitesse est constante).
- 3) inversement, toute masse soumise à une force subit une variation de sa vitesse en respectant la relation :

$$F = d(m.v)/dt = dp/dt$$

avec :

F = force (Newton).

p = m.v = quantité de mouvement (kg.m/s).

m = masse (kg).

v = vitesse (m/s).

d = différence de... (dt, dp, ...etc).

Cette relation constitue le principe fondamental de la Mécanique. Si l'on considère maintenant la masse indépendamment du temps t, on aura alors la relation suivante :

$$F = m.dv/dt = m.a$$

avec :

a = dv/dt = accélération (m/s² ou m/s/s)

* **Le phénomène propulsif** : soit un système propulsif Q (Q pour "Quelconque" : réacteur simple ou double-flux, prop-fan, hélice carénée ou non, moteur-fusée, ...etc). Q se déplace à une vitesse Vo et est traversé par un flux d'air de masse m qui met un temps t1 - to pour traverser le système. Le flux d'air ressort du système Q à la vitesse V1 (pour le moteur-fusée, Vo = 0. Le flux d'air n'étant pas prélevé dans l'environnement, sa vitesse d'entrée par rapport à Q est nulle).

Ainsi, par rapport à Q, la masse d'air m subit, durant son passage à travers le système, un accroissement de vitesse de Vo à V1. En d'autres termes, une force F lui est appliquée durant toute la durée de ce passage. Cette action implique automatiquement une force de réaction Fr de la masse m sur le système Q (voir dessin en bas de la page 18), tel que :

Fr = - F (1er principe de Newton).

Pour le calcul de la force F à appliquer pour accélérer la masse d'air de la vitesse Vo à V1, on applique le troisième principe de Newton, soit :

$$F = m . dv/dt \Leftrightarrow F . dt = m . dv$$

dt = intervalle de temps (t1 - to).

dv = différence de vitesse (V1 - Vo) entre l'entrée et la sortie du système.

La relation devient donc :

$$F . (t1-to) = m . (V1-Vo)$$



Autrement dit, la variation d'impulsion :

$$F \cdot (t_1 - t_0)$$

est égale à la variation de la quantité de mouvement :

$$m \cdot (V_1 - V_0)$$

Cette relation peut encore se transformer :

$$F = \frac{m}{(t_1 - t_0)} \cdot (V_1 - V_0)$$

Sachant que $(t_1 - t_0)$ est le temps mis par la masse d'air m pour traverser le système Q , $m/(t_1 - t_0)$ est donc le débit massique d'air noté \dot{m} (kg/s).

du vol, il suffit d'en changer le signe et l'on aura alors l'équation fondamentale de la propulsion à réaction (que ce soit celle à hélice ou celle du moteur dit "à réaction") :

$$F_r = \dot{m} \cdot (V_1 - V_0)$$

Cette relation met en relief le fait que toute génération de force propulsive réside fondamentalement dans une accélération d'un débit massique de fluide. On notera en passant que, globalement considérée, la force de portance trouve, elle aussi, son origine dans une accélération vers le bas d'un débit massique de fluide (appelée déflexion), ou encore selon une

porte pas les pertes dues à la traînée des profils d'hélice, ni celles dues à la mise en rotation du flux d'air traversant l'hélice (celles que récupère en partie l'hélice contra-rotative). Le rendement hélice R_h est le produit du rendement propulsif R_p par le rendement R_f (dessin ci-dessus).

$$R_h = R_p \cdot R_f$$

Le rendement propulsif R_p se définit comme étant le rapport entre la puissance utilisée effectivement pour la propulsion d'un avion donné, P_u , et la puissance disponible, P_d , à la sortie du propulseur.

$$R_p = \frac{P_u}{P_d} = \frac{\text{Puissance utile}}{\text{Puissance disponible}}$$

avec :

$P_u = F_r \cdot V_0$ = force de propulsion x vitesse de vol.

P_d = différence de puissance cinétique entre l'entrée et la sortie du propulseur.

$$P_d = \left(\frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot V_0^2 \right) - \left(\frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot V_1^2 \right) = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot (V_0^2 - V_1^2)$$

$$\text{comme : } F_r = \dot{m} \cdot (V_1 - V_0)$$

$$\text{on a : } P_u = \dot{m} \cdot (V_1 - V_0) \cdot V_0$$

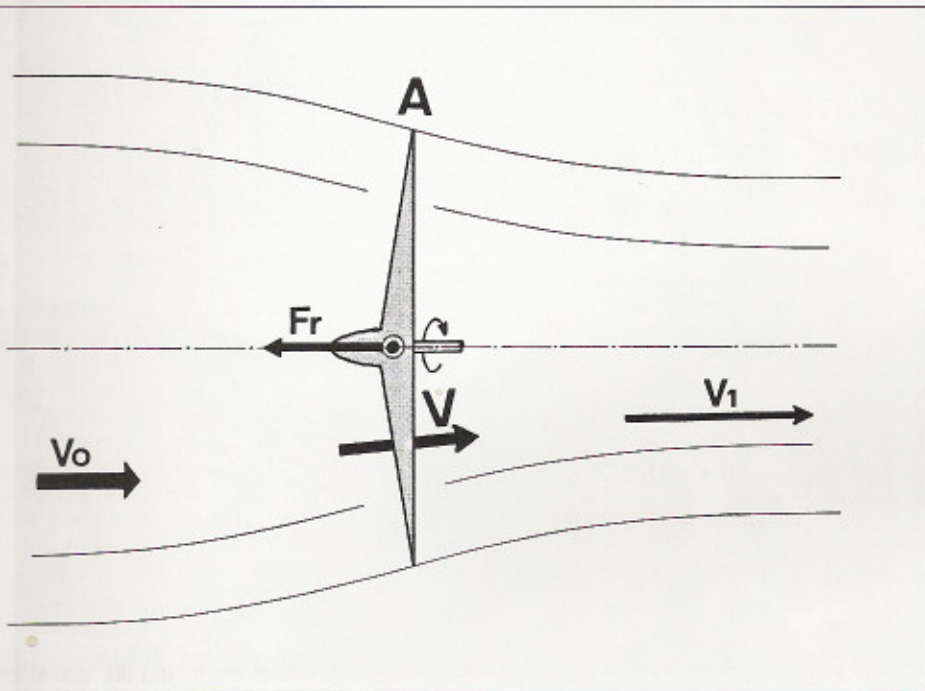
$$\text{d'où } R_p = \frac{P_u}{P_d} = \frac{\dot{m} \cdot (V_1 - V_0) \cdot V_0}{\frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot (V_0^2 - V_1^2)}$$

$$= \frac{2 \cdot (V_1 - V_0) \cdot V_0}{(V_0 - V_1) \cdot (V_0 + V_1)} = \frac{2 \cdot V_0}{V_0 + V_1}$$

$$R_p = \frac{2}{1 + V_1/V_0}$$

Cette relation simple montre clairement que le rendement propulsif R_p est d'autant meilleur que la vitesse du jet de propulsion V_1 est proche de la vitesse de vol V_0 . C'est donc une relation à méditer car elle explique bon nombre des inadaptations faites pourtant par des ingénieurs patentés. Toutefois, si on veut que V_1 soit proche de V_0 pour obtenir de bons rendements, la relation :

démontre qu'il faut alors augmenter le premier terme \dot{m} (le débit massique) par augmentation de section utile, si



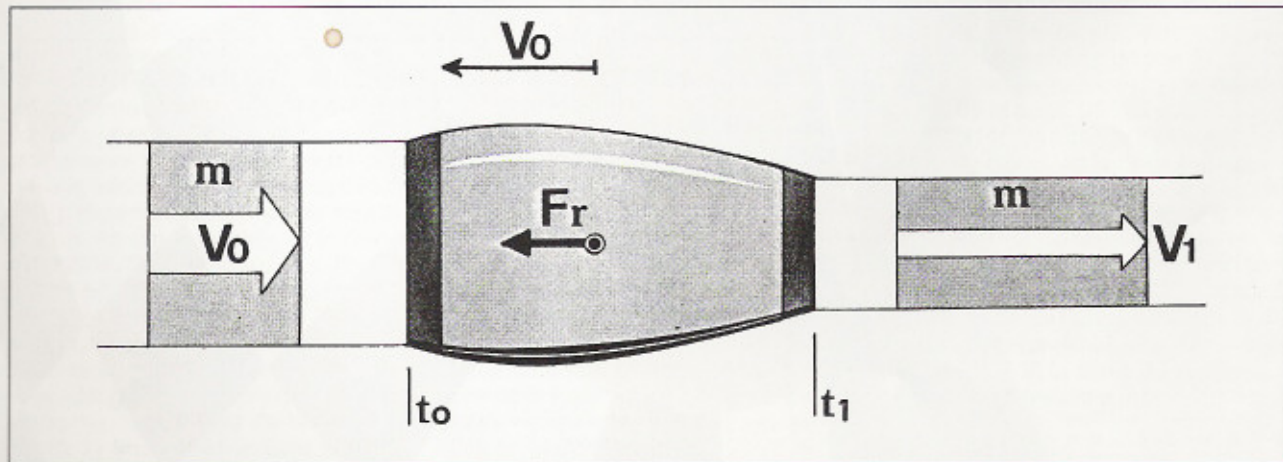
Ce faisant :

$$F = \dot{m} \cdot (V_1 - V_0) = -F_r$$

indiquant par là que F_r est dirigée dans le sens opposé au flux d'air. Si l'on veut considérer F_r selon le sens

autre théorie, dans une accélération d'une circulation (là encore d'un débit massique).

* **Le rendement propulsif** : ce dernier se différencie du rendement hélice proprement dit en ce qu'il ne com-



l'on ne veut pas voir la force propulsive Fr s'effondrer. Il est facile ici de mesurer l'effet décisif que revêt le diamètre d'un système propulseur sur son rendement propulsif. Cela explique aussi l'évolution des réacteurs dont les diamètres n'ont cessé de croître pour des raisons d'économie de carburant depuis le simple-flux jusqu'aux prop-fans qui ne sont rien d'autres que des hélices dont on savait déjà dans les années trente qu'elles permettaient, lorsqu'elles étaient contra-rotatives, d'atteindre des rendements propulsifs dépassant 95 %.

* **L'hélice et son flux d'air :** on démontre que l'augmentation de vitesse à travers l'hélice se fait pour moitié devant le disque hélice, d'aire :

$$A = \pi \cdot D^2 / 4$$

et pour moitié derrière ce disque. La vitesse d'entrée de l'air dans l'hélice est donc de :

$$V = (V_0 + V_1) / 2$$

Par ailleurs, le débit massique m° à travers l'hélice étant :

$$\dot{m} = \rho \cdot A \cdot V = \rho \cdot A \cdot (V_0 + V_1) / 2$$

ρ = masse spécifique de l'air.

$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ au sol.

la formule de la force de traction hélice (de réaction) :

$$Fr = \dot{m} \cdot (V_1 - V_0)$$

devient :

$$\begin{aligned} Fr &= \rho \cdot A \cdot (V_0 + V_1) / 2 \cdot (V_1 - V_0) \\ &= 1/2 \cdot \rho \cdot A \cdot (V_1^2 - V_0^2) \\ &= 1/2 \cdot \rho \cdot A \cdot V_0^2 \cdot ((V_1/V_0)^2 - 1) \end{aligned}$$

Toutefois, Fr est aussi égale à la différence de pression Δp entre les deux faces du disque hélice, que multiplie la surface A de ce disque.

$$Fr = A \cdot \Delta p$$

$$\text{d'où } \Delta p = Fr / A$$

ce qui donne avec la dernière formule de Fr :

$$\Delta p = 1/2 \cdot \rho \cdot V_0^2 \cdot ((V_1/V_0)^2 - 1)$$

d'où l'on peut tirer

$$\begin{aligned} ((V_1/V_0)^2 - 1) &= \Delta p / (1/2 \cdot \rho \cdot V_0^2) \\ &= (Fr/A) / (1/2 \cdot \rho \cdot V_0^2) \end{aligned}$$

soit :

$$(V_1/V_0) = \sqrt{\frac{Fr/A}{1/2 \cdot \rho \cdot V_0^2} + 1}$$

On peut remplacer, dans la formule du rendement propulsif, (V_1/V_0) par le second terme de la relation précédente :

$$Rp = \frac{2}{1 + V_1/V_0}$$

devient alors :

$$Rp = \frac{2}{1 + \sqrt{\frac{Fr/A}{1/2 \cdot \rho \cdot V_0^2} + 1}}$$

UN EXEMPLE : LE MICROJET 200B



Le Microjet 200B est un avion à réaction équipé de deux réacteurs simple-flux. Les données constructeur indiquent une vitesse de vol V_0 de 450 km/h soit 125 m/s. On sait par ailleurs que la vitesse d'éjection des gaz V_1 est de l'ordre de 530 à 560 m/s. Cela donne un rendement propulsif de :

$$Rp = 2 / (1 + 530/125) = 0,38$$

soit un rendement dérisoire de 38 %. Cela veut dire que 62 % du carburant mis dans les réservoirs ne sert strictement à rien sinon à faire de la fumée ! Autre manière de voir : en transformant un réacteur en turbo-prop, un seul de ceux-ci aurait donc suffi pour obtenir une vitesse de vol supérieure avec la moitié de la consommation, c'est à dire une autonomie plus que doublée pour une même quantité de carburant. Tel est le prix qu'il faut payer pour une non-adaptation correcte de la propulsion. Cet exemple n'est pas là pour signifier qu'un réacteur est par

essence inadapté. Chaque solution possède (généralement) un domaine d'adaptation et cela relève de l'optimisation que de trouver le moyen le plus rentable pour atteindre une fin qui doit alors être préalablement définie dans un cahier des charges précis. C'est le rôle de l'optimisation que d'adapter les moyens aux fins. Il existe bien ainsi un domaine d'adaptation du réacteur simple-flux, mais celui-ci se situe dans les vitesses supersoniques. En effet à 340 m/s de vitesse de vol (1.224 km/h), le rendement propulsif devient :

$$Rp = 2 / (1 + 530/340) = 0,78$$

soit 78 %. Il est clair que pour atteindre 1.224 km/h avec la cellule du Microjet 200B, il faudrait une poussée qui soit de huit à dix fois supérieure à celle développée par les deux réacteurs qui l'équipent. Cela nécessiterait un gros réacteur, et l'avion bien entendu n'aurait plus rien à voir avec le Microjet 200B : c'est d'un chasseur dont il s'agirait alors...

Quoiqu'un peu plus compliquée, cette nouvelle formule du rendement propulsif n'est pas inintéressante dans la mesure où elle permet de voir et de comprendre un autre aspect du phénomène propulsif. En effet, on peut étudier l'évolution de ce rendement propulsif en fonction de la charge au mètre carré (Fr/A) du disque de l'hélice (ou du réacteur) et de la vitesse de vol (voir le tableau et les courbes de la figure). On s'aperçoit ainsi que pour obtenir un rendement propulsif Rp supérieur à 90 % avec les vitesses habituellement obtenues en aviation légère (180 km/h soit 50

m/s), il ne faut pas dépasser sur le disque hélice une charge alaire de 50 à 70 daN/m² (avec 1 daN = 0,981 kg). Avec des réacteurs simple-flux, on obtient plus de 10.000 daN/m², ce qui implique par conséquent des rendements inférieurs à 20 %. Autant dire qu'il vaut mieux abandonner l'idée de motoriser, à l'aide d'un réacteur, un avion lent (genre VariViggen, BD-5 ou Sommer-Kendall SK-1) ou pire encore, un planeur (Fouga Sylphe).

Il est pour le moins curieux de constater le grand cas que font généralement les concepteurs et construc-

teurs de la charge alaire des ailes, alors qu'en ce qui concerne l'hélice et son adaptation, il semble que ce soit là le dernier de leurs soucis. Du moins pensent-ils que ce problème sera résolu en son temps avec l'aide d'un spécialiste. C'est là une grave erreur de jugement car souvent la géométrie est telle qu'elle interdit toute adaptation par augmentation du diamètre hélice. On ne le répètera jamais assez : un avion est un système dont tous les éléments (moteur, hélice, aérodynamique et devis de masse de la cellule) inter-agissent. Une cellule, par exemple, implique

un diamètre hélice d'autant plus grand que son aérodynamique est dégradée car cette dégradation de l'aérodynamique impose soit une vitesse plus faible, soit une motorisation plus importante, donc une charge alaire de l'hélice plus grande. C'est donc dès le stade de l'avant-projet qu'il importe de prendre en compte non seulement les problèmes de motorisation et d'adaptation hélice, mais encore la qualité aérodynamique que l'on est capable d'obtenir et le devis de masse que l'on est capable de tenir...

Pour le vol lent, et surtout pour les

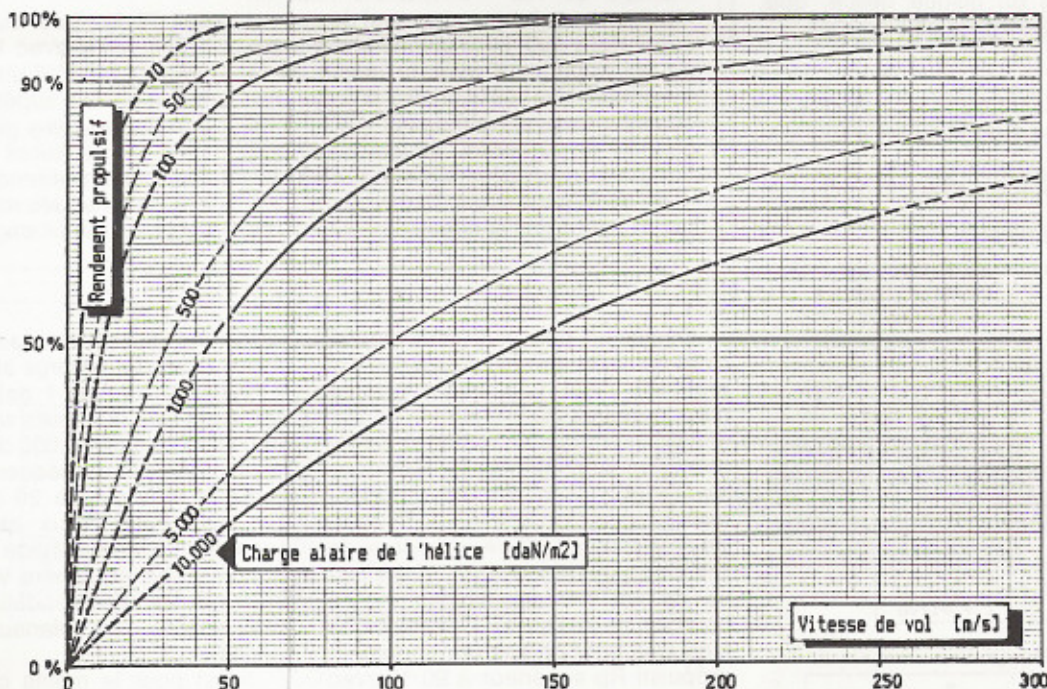
phases de décollage et de montée, il faut donc d'emblée veiller à se garder une marge suffisante (côté garde au sol) pour pouvoir installer une hélice de diamètre important, qui permette d'obtenir un rendement hélice acceptable. Et si d'aventure, vous avez des problèmes de roulette de nez, ne faites pas comme certains constructeurs qui diminuent le diamètre hélice pour augmenter la garde au sol. Même si des journalistes "spécialisés" présentent cela comme un "avantage", les "professionnels" ne sont pas toujours des exemples à suivre...

EVOLUTION DU RENDEMENT PROPULSIF EN FONCTION DE LA CHARGE HELICE ET DE LA VITESSE (au sol : $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$) :

$$R_p = \frac{2}{1 + \sqrt{\frac{Fr/A}{1/2 \cdot \rho \cdot v_0^2} + 1}}$$

Vitesse [m/s]	Charge alaire de l'hélice "Fr/A" [daN/m ²]						
	10	50	100	500	1000	5000	10000
50	0,984	0,930	0,875	0,653	0,534	0,294	0,219
100	0,996	0,980	0,962	0,852	0,763	0,497	0,387
150	0,998	0,991	0,983	0,922	0,864	0,635	0,516
200	0,999	0,995	0,990	0,954	0,915	0,729	0,615
250	0,999	0,997	0,994	0,969	0,942	0,794	0,690

(Voir graphique)



UN EXEMPLE : LE TUPOLEV "BEAR"

* **Caractéristiques expérimentales des hélices** : les explications abordées jusqu'ici, si elles permettent de comprendre l'origine des forces de propulsion, ne permettent pas d'obtenir une prédiction utilisable en bureau d'étude car le problème de la puissance sur arbre et du régime d'équilibre de l'hélice n'est pas abordable avec les théories précédentes. Il existe un certain nombre d'autres théories que nous ne ferons que mentionner ici. Il est préférable par contre de s'attacher aux mesures et aux caractéristiques expérimentales qui sont seules garantes d'une précision acceptable en bureau d'étude.

Parmi ces autres théories, on peut mentionner :

* **la théorie de l'élément de pale** : qui décompose la pale en tranches et calcule les efforts appliqués sur chaque tranche, la sommation des efforts permettant d'obtenir la traction hélice en fonction du couple, du régime et de la vitesse de l'avion.

* **la théorie tourbillonnaire** : combinée avec le calcul de la vitesse induite (par la théorie précédente), elle permet une précision acceptable pour le vol en croisière ou pour l'hélice à pas variable, mais reste cependant inutilisable pour l'hélice à pas fixe dans les phases (ô combien importantes !) du décollage et de montée.

Il est donc nécessaire de recourir à des déterminations expérimentales :

* d'abord parce que le calcul est peu fiable en régime de fonctionnement décroché des pales.

* ensuite parce que les courbes obtenues sont applicables à toute une famille d'hélices, ce qui autorise les adaptations dans un vaste domaine d'application.

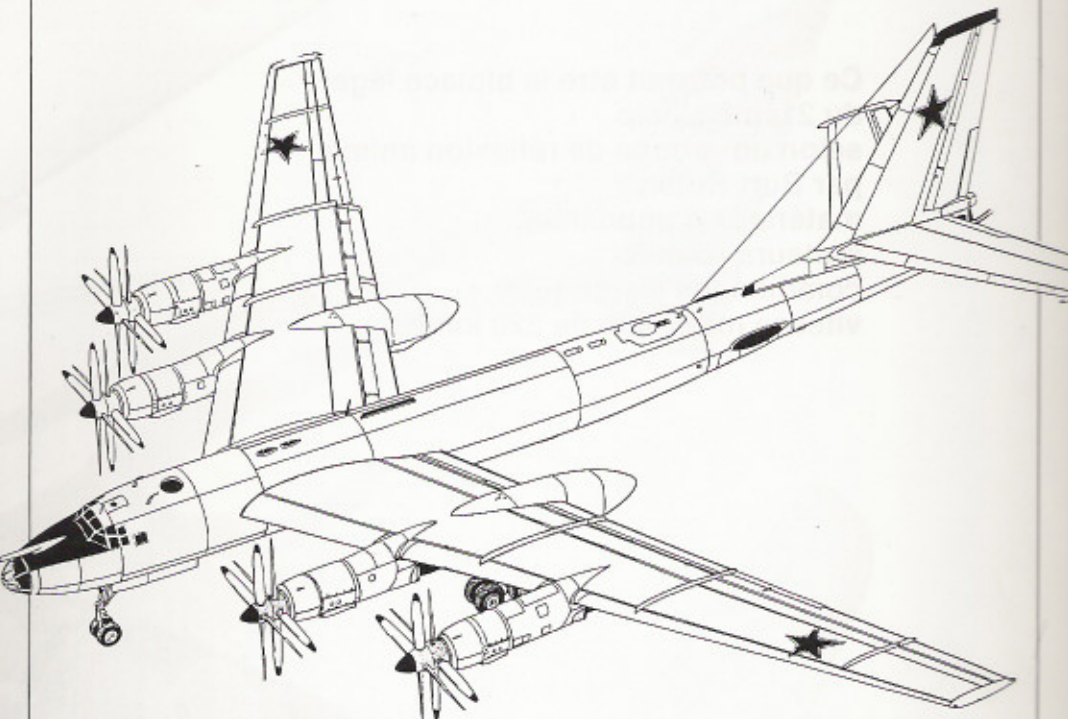
* mais aussi parce que les techniques de calculs de ces caractéristiques hélice restent difficiles à mettre en oeuvre, alors que le calcul d'après les courbes hélice est à la portée de l'amateur.

* enfin, parce que ces courbes d'hélices sont mesurées sur des hélices de grandeur réelle donc sans effet d'échelle.

Quoi qu'il en soit, l'expérience restera toujours le nécessaire banc d'essais de confirmation des théories et des calculs. Cela, malheureusement, nombreux sont les théoriciens des propulseurs "en papier" qui ignorent actuellement.

Le calcul des hélices sur la base des relevés expérimentaux sera un des points que nous aborderons dans un prochain numéro d'Expérimental.

**EWALD HUNSINGER.
MICHAEL OFFERLIN.**



Encore construit, plus de 35 ans après le premier vol du prototype en 1951, le Kuznetsov NK-12 témoigne de la capacité d'adaptation/optimisation de l'équipe allemande "rafflée" à la fin de la guerre par les Soviétiques et dirigée par l'Autrichien Ferdinand Brandner, concepteur du moteur. Celui-ci, un turbo-prop, entraîne des hélices contra-rotatives de 5,6 m de diamètre à un régime de 750 t/mn, et leur fournit une puissance de 11.185 kW (soit 15.207 ch) qu'il maintient jusqu'à 8.000 m (dont il reste 66 % de puissance à 11.000 m). Le Kuznetsov NK-12 croise à 850 km/h (soit 236 m/s) avec des hélices autour desquelles la gent journalistique n'est pas restée béate comme elle a pu l'être (par ignorance ou par mode) devant cette nouvelle mouture d'hélice que sont les prop-fans. Il est vrai qu'à l'époque, l'hélice n'était rien moins que le signe évident d'une incapacité à rester dans la course...

Pourtant le rendement propulsif de cette motorisation est spectaculaire. En effet, si l'on admet un rendement hélice de 90 % (conservatif pour l'hélice contra-rotative), on a :

$$Fr = \frac{P \cdot Rh}{v} = \frac{11.185 \times 0,9}{236} = 42.635 \text{ N}$$

avec :

Rh = rendement hélice.

P = puissance moteur.

Fr = force de réaction.

l'aire balayée par l'hélice étant de :

$$A = \pi \cdot D^2/4 = \pi \times 5,6^2/4 = 24,63 \text{ m}^2$$

et la pression dynamique de :

$$q = 1/2 \cdot \rho \cdot v^2 = 1/2 \times 1,225 \times (236)^2 = 34.146 \text{ N/m}^2$$

le rendement propulsif devient alors :

$$Rp = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + \frac{Fr}{A} / \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2}} = \frac{2}{1 + \sqrt{1 + \frac{42.635/24,63}{34.146}}}$$

Rp = 0,988 soit 98,8 % (à comparer aux 59 % des réacteurs simple-flux dans les mêmes conditions de vol tel que sur l'oc-toréacteur B-52).

Il est clair qu'avec un tel rendement propulsif, les Tupolev Bear à moteurs Kuznetsov NK-12, surpassent nettement leurs concurrents subsoniques à réactions, surtout à basse altitude, car il est encore une autre caractéristique qui différencie l'hélice du réacteur, c'est que la distance franchissable diminue avec la baisse d'altitude pour un réacteur, alors qu'elle est indépendante de l'altitude pour une hélice.

Ceci explique pourquoi les Bear sont toujours produits (alors que la production du B-52 est arrêtée depuis longtemps). Ceci laisse encore à prévoir que la réinvention de l'hélice n'est pas toujours finie et que la coûteuse mise au point des prop-fans ne sert que d'étape intermédiaire...