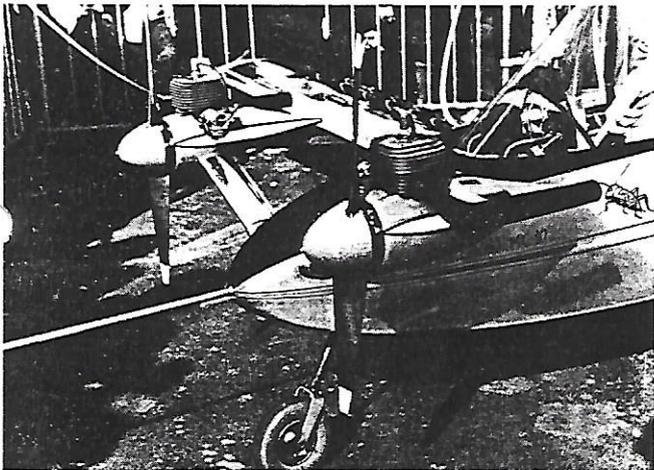


NOTE SUR LE VOL A PETITE PUISSANCE

En août 1972 au rassemblement d'Egletons, je présentais un des deux moteurs ROWENA de 9 cv qui devait équiper le mini-bimoteur métallique "CRICRI MC 10". J'annonçais également les caractéristiques et performances de ce dernier, ce qui suscita la curiosité générale; curiosité intéressée mais sceptique.

- Intérêt ? Bien sûr; ah ! si seulement on parvenait à voler avec 18 cv aussi bien qu'avec 40 ou 50...



- Scepticisme, évidemment. On ne peut pas, par l'annonce de quelques performances théoriques, effacer le souvenir des résultats trop souvent décevants de ceux qui depuis fort longtemps avaient expérimenté la petite puissance.

Alors ?

Alors, il fallut attendre l'année suivante, pour voir le CRICRI au rassemblement de Montargis, pour voir comment il était passé du domaine du papier à celui de la réalité.

Et l'on vit ...



A plusieurs reprises, le CRICRI, bien que n'ayant pas encore une heure de vol, évolua devant les amateurs, les techniciens, les curieux venus nombreux ce jour-là. Et les prévisions de l'année précédente, aussi farfelues qu'elles aient pu paraître, se révélèrent correctes. Bon nombre de vieilles croyances furent ébranlées:

- un bimoteur de 63 kg !
- enlevé à 4 m/s avec 2 moteurs de tronçonneuses de 8 cv !
- qui emporte 170 % de son poids à vide à 180 km/h !
- des hélices qui tournent à plus de 6000 tr/mn avec un excellent rendement !

Miracle ? Tour de passe-passe ?

Pas du tout !

Une simple optimisation des dimensions pour répondre à un programme donné. L'application directe de méthodes très classiques, mais étendues à un domaine allant au-delà des préjugés, donc pratiquement inexploré.

Toujours est-il qu'il fût démontré, qu'avec un nombre de chevaux très inférieur à ce que l'on croyait jusqu'alors nécessaire, il était possible de voler, et même de bien voler.

Actuellement, ici et là, apparaît une nouvelle génération de petits avions. Elle enthousiasme les constructeurs, car elle semble très accessible. De nombreux projets risquent de surgir; mais aussi des difficultés. Et là, l'amateur doit être mis en garde : si la construction proprement dite est, en effet, très abordable, un avion de petite puissance pardonnera beaucoup moins les erreurs de conception qu'un appareil plus motorisé.

- Il y aura des problèmes d'aérodynamique et de dimensions (surface - allongement) pour tirer le meilleur parti d'un nombre restreint de chevaux.

- Il y aura des problèmes de masse structurale qui devront être résolus par des conceptions saines et par le dimensionnement scrupuleux des moindres pièces, afin de parvenir à une construction aussi légère que possible.

- Il y aura pour les tout petits avions, des problèmes de qualités de vol qui devront être supérieures à celles des avions classiques. Plus un avion est petit, plus ses mouvements sont rapides et surprennent le pilote. Il doit donc être très stable, statiquement et dynamiquement, sur les 3 axes, être bien amorti et voler... tout seul.

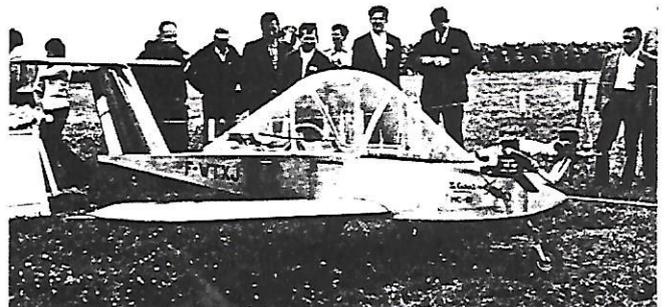
Un avion petit, tel un racer, s'il est bien conçu, peut contrairement à certaines croyances, être sûr, sans que cela nuise à ses performances.

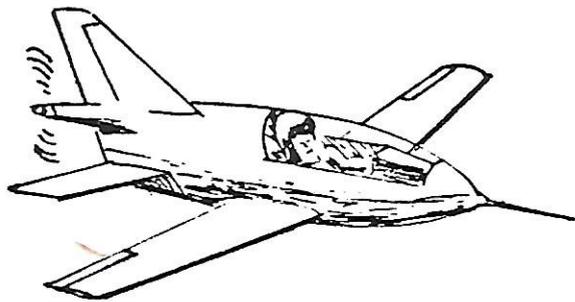
- Il y aura des problèmes de manoeuvrabilité pour les mêmes avions que ci-dessus. Les cinématiques seront à traiter de façon particulière (efforts, déplacements, débattements) si l'on veut retrouver un pilotage à peu près classique.

- Il y aura des problèmes d'adaptation des moteurs à haut régime (vibrations - fatigue - fiabilité).

La présente note a pour objet de traiter le premier de ces problèmes; celui des dimensions. Certaines règles élémentaires qu'il n'est pas possible de transgresser, sous peine de rester cloué au sol (ce qui après tout serait un moindre mal), seront présentées dans les pages suivantes.

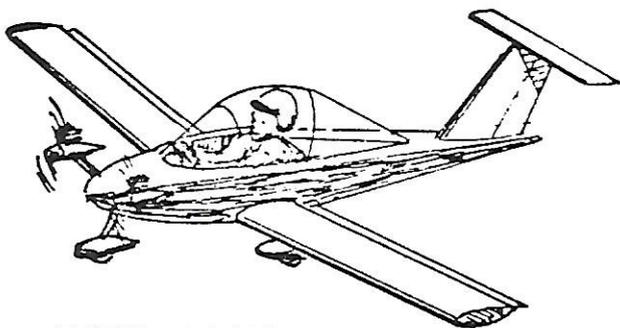
Quelques exemples chiffrés donneront une idée de la façon d'accommoder un moteur de cyclomoteur ou de tronçonneuse.





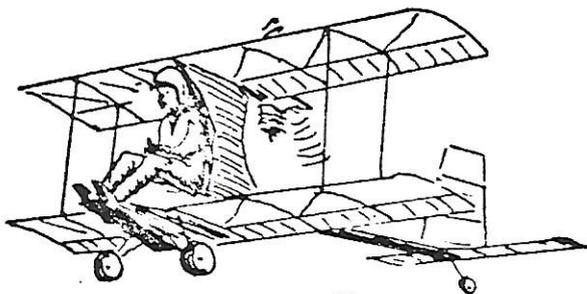
U.S.A. - BD 5 Micro

Surface	2,8 m ²
Puissance	40 cv (moto)
Poids max.	270 kg
Vitesse max.	300 km/h



FRANCE - MC 10 CriCri

Surface	3,1 m ²
Puissance	18 cv (tronçonneuse)
Poids max.	170 kg
Vitesse max.	210 km/h

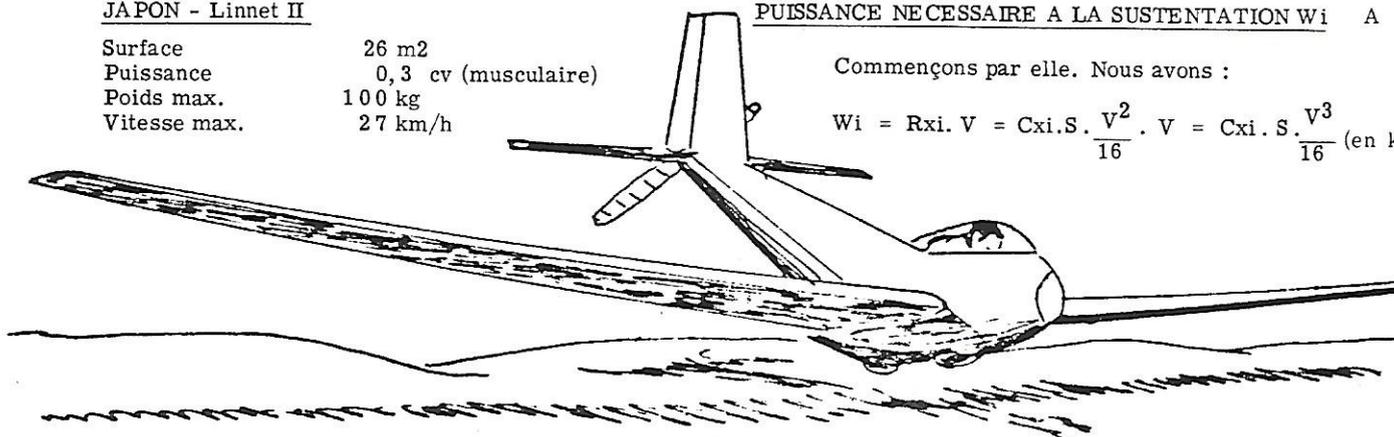


U.S.A. - Whing - Ding

Surface	9 m ²
Puissance	15 cv (kart)
Poids max.	140 kg
Vitesse max.	80 km/h

JAPON - Linnet II

Surface	26 m ²
Puissance	0,3 cv (musculaire)
Poids max.	100 kg
Vitesse max.	27 km/h



D'abord que peut-on attendre de la petite puissance ? Pour toutes réponses, citons quelques exemples.

Je pense que le MICRO de BEDE et "Le LINNET 2" représentent actuellement les deux extrêmes de ce que l'on peut faire. Dans l'intervalle, il y a place pour bien des élucubrations volantes, beaucoup moins décourageantes à entreprendre que les avions habituels, trop lourds, trop chers, trop longs à construire, trop encombrants, trop... etc.

Ajoutons que jusqu'à maintenant, les avions les plus accessibles à l'amateur courant devaient se situer vers les 30 à 50 cv. En deçà et au-delà de cette gamme de puissance, bien que différentes, les difficultés réaument. L'utilisation de techniques plus récentes, doit permettre de diminuer sensiblement cette puissance et, on peut l'espérer, rendre le petit avion plus accessible encore.

Alors, venons - en tout de suite à la puissance nécessaire au vol. Dans n'importe quel manuel de mécanique du vol, on apprend que la puissance nécessaire au vol en palier est égale au produit de la traînée par la vitesse :

$$W = R_x \cdot V$$

formule dans laquelle W est la puissance exprimée en kgm/s, R_x la traînée en kg, V la vitesse en m/s (le point remplace le signe x). La traînée étant elle-même égale à :

$$R_x = C_x \cdot S \cdot V^2 / 16 \quad (\text{au niveau de la mer})$$

dans laquelle, S est la surface de référence de l'avion en m² (en général la surface projetée de la voilure y compris la partie interne au fuselage) et C_x le coefficient de résistance à l'avancement sur lequel nous allons revenir plus loin.

Ce C_x, pour un engin qui se sustente à l'aide de sa voilure, peut se diviser en deux parties distinctes :

- 1 - Le C_{xp} qui englobe tout ce qui provient du frottement, de la forme, des interactions, des décollements... etc, mais qui n'a rien à voir avec la sustentation.

- 2 - Le C_{xi} qui est induit par la portance. C'est le prix que fait payer la masse d'air que l'on oblige à s'enfoncer sous l'aile à son passage pour assurer la sustentation.

Chacun de ces C_x conduit à des R_x que nous appellerons R_{xp} et R_{xi} et à des puissances W_p et W_i. Ce sont celles nécessaires au vol en palier. Mais il y a en plus, un troisième besoin de puissance qui est dû à la montée. Appelons cette puissance W_m.

Nous nous trouvons alors en présence des trois composantes de la puissance, malheureusement quelquefois toutes trois nécessaires en même temps, soit :

- A - W_i = puissance nécessaire à la sustentation
- B - W_p = puissance nécessaire à la translation
- C - W_m = puissance nécessaire à la montée.

Si la puissance totale a été décomposée, c'est que chaque partie évolue de façon particulière, et fait appel dans chaque cas, à des solutions qui peuvent être très différentes.

PUISSANCE NECESSAIRE A LA SUSTENTATION W_i A

Commençons par elle. Nous avons :

$$W_i = R_{xi} \cdot V = C_{xi} \cdot S \cdot \frac{V^2}{16} \cdot V = C_{xi} \cdot S \cdot \frac{V^3}{16} \quad (\text{en kgm/s})$$

Mais nous avons également :

$$C_{xi} = \frac{C_z^2}{17 \cdot \lambda} \cdot (1 + \sigma) \quad \text{et} \quad C_z = \frac{16 \cdot P}{S \cdot V^2} \quad (\text{au niveau de la mer})$$

dans lesquelles :

λ est l'allongement géométrique de l'aile
 $(1 + \sigma)$ un coefficient de majoration qui dépend de l'allongement, de l'effilement, du fuselage... Pour un avion classique il est de l'ordre de 1,2 à 1,3.

P est le poids de l'avion (en kg).

Finalement en adoptant $(1 + \sigma) = 1,25$ et en combinant ces diverses équations, nous en arrivons à la formule simple qui nous intéresse.

$$W_i = \left(\frac{P}{b}\right)^2 \cdot \frac{1}{V} \cdot 0,3$$

avec W_i = puissance (en cv)
 b = envergure de l'aile (en mètres)
 v = vitesse (en km/h).

Cette formule peut s'appliquer à un avion de type courant possédant une aile principale qui assure la plus grosse partie de la sustentation et un stabilisateur relativement petit.

On peut l'appliquer aussi à un biplan sans décalage, avec ailes d'envergures égales.

Pour les tandems c'est un peu plus compliqué et je n'aborderai pas le sujet ici. Que les "Pouilleux" me pardonnent !

On constate immédiatement sous cette forme, deux principes fondamentaux : la puissance W_i nécessaire à la sustentation est :

- inversement proportionnelle à la vitesse
- proportionnelle au carré de la charge par mètre d'envergure.

Les constructeurs d'engins destinés à voler lentement, auront donc à se préoccuper particulièrement de ce genre de phénomène. La solution, on le voit, consiste soit à augmenter l'envergure b , - c'est à dire l'allongement - soit à diminuer le poids total, ce qui est intéressant dans tous les cas.

La planche 1 donne la valeur de cette puissance (en cv) en fonction de la vitesse (en km/h) pour plusieurs valeurs de la charge par mètre d'envergure $\frac{P}{b}$ (en kg/m)

N.B. Il s'agit là de la puissance à fournir à l'engin et non de la puissance du moteur. Entre les deux il y a encore une histoire de rendement d'hélice sur lequel nous reviendrons plus loin.

PUISSANCE NECESSAIRE A LA TRANSLATION W_p B

Comme pour la précédente nous avons :

$$W_p = R_{xp} \cdot V = C_{xp} \cdot S \cdot \frac{V^3}{16} \quad (\text{en kgm/s au niveau de la mer})$$

$$\text{ou} \quad W_p = C_{xp} \cdot S \cdot \frac{V^3}{1200} \quad (\text{en CV au niveau de la mer})$$

mais dans ce cas le C_{xp} n'est fonction de rien d'autre que de la qualité de fini des surfaces et du profilage de l'engin.

Comment calculer le C_{xp} de l'avion ?

En principe c'est simple; il suffit de faire la somme des C_{xp} de chaque élément et de leurs interactions. Mais en fait c'est là un travail qui fait intervenir le Reynolds, la transition, la rugosité, les coefficients de forme et d'épaisseur et l'estimation des interactions qui est toujours assez délicate.

Le but de cette note étant avant tout de dégrossir le problème, bornons-nous à donner quelques valeurs du C_{xp} qui permettront aux non-initiés de se situer.

Aile seule à profil laminaire	$C_{xp} = 0,006$ à $0,008$
Aile seule à profil épais ou rugueux	$C_{xp} = 0,010$ à $0,015$
Planeur soigné	$C_{xp} = 0,010$ à $0,020$
Racer bien étudié	$C_{xp} = 0,025$ à $0,030$
Avion avec roues, haubans, tubes...	$C_{xp} = 0,050$ à $0,080$

Ces C_{xp} sont rapportés à la surface de référence voilure S .

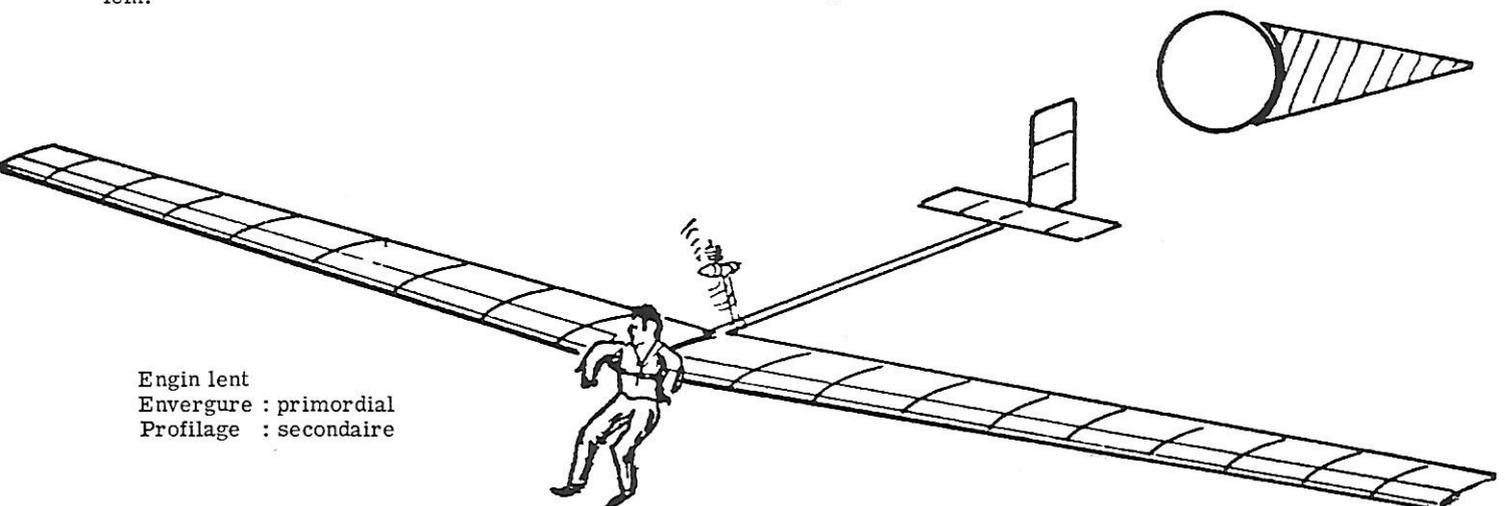
Pour les amateurs de Chanute ou Flex-wing signalons que le $C_{xp} \cdot s$ (pour obtenir le C_{xp} sur l'avion, diviser cette valeur par la surface de référence voilure S) d'un pilote debout face au vent est d'environ 0,80; assis 0,60; horizontal 0,12 et s'il est assis dans un corps bien profilé et fermé, cette valeur peut descendre jusqu'à 0,02.

Signalons encore que tous les fils, câbles, tubes de section circulaire placés perpendiculairement au vent, trafent énormément : $C_{xp} = 1,2$ (rapporté à la surface frontale du tube).

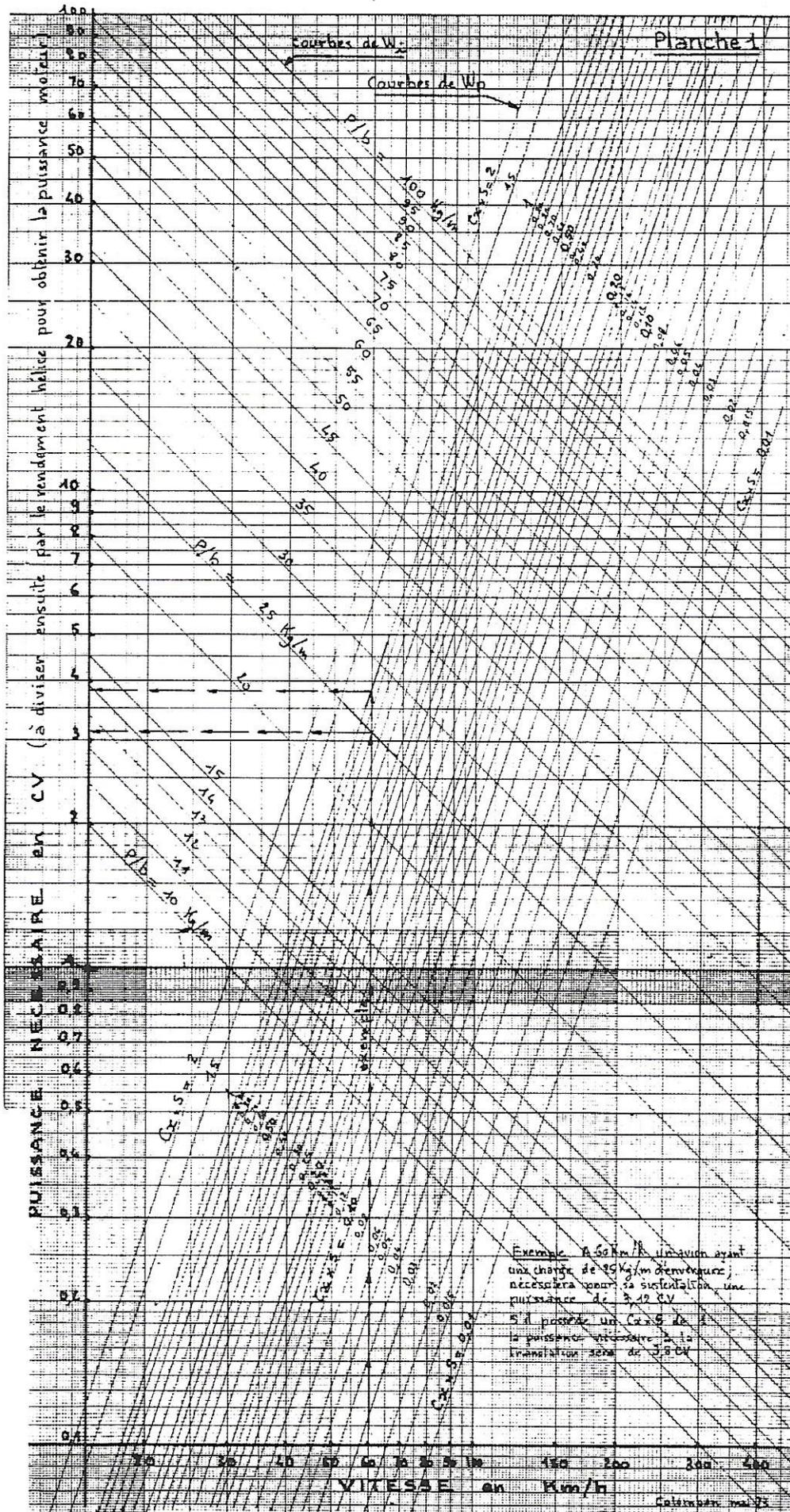
L'augmentation du C_{xp} de l'avion due à des tubes est alors de :

$$C_{xp} = \frac{1,2 \times \text{surface frontale tubes (m}^2\text{)}}{S \text{ (m}^2\text{)}}$$

Profilés même sommairement, cette valeur peut devenir 10 à 20 fois plus faible. Le profilage est toujours payant.



Engin lent
 Envergure : primordial
 Profilage : secondaire



La planche I donne les valeurs de W_p (en cv) en fonction de la vitesse (en km/h) et pour plusieurs valeurs de Cxp.S. On voit tout de suite que la vitesse coûte cher en puissance (V^3).

Si donc, on s'impose une vitesse, il faudra (notre but étant, rappelons-le, de voler avec le minimum de cv) diminuer le Cxp.S, ce qui se traduit par :

- d'une part, réduction de toutes les surfaces mouillées, signalons à ce propos, que sur un appareil bien caréné, le frottement de l'air à lui seul absorbe 60 à 80 % de la puissance et que les plus belles formes n'y peuvent rien. Il faut alors construire plus petit (ce qui est également bénéfique pour le poids).

- d'autre part, réduction du Cxp. Il faut dès le départ du projet, être intransigeant sur le profilage, le fini des surfaces, les fuites, le refroidissement ... etc.

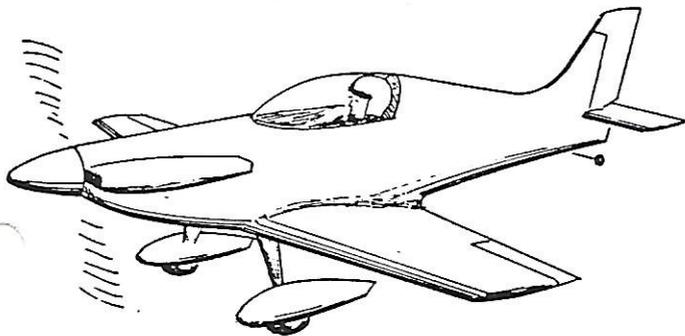
J'insiste particulièrement sur les fuites. Elles peuvent être la source de traînées relativement importantes dont on ne parle jamais.

Un avion en vol est un volume entouré d'un champ de pressions extrêmement variables entr'un point et un autre. S'il existe deux fuites (ou plus) en communication dans ce volume, l'air entre à coup sûr par l'un et ressort par l'autre. Côté entrant c'est peu grave. Mais côté sortant, la fuite, si elle n'est pas convenable en intensité et direction, peut occasionner un décollement qui s'élargit sur la surface située en aval. Ce décollement coûte cher en Cx.

Donc, veiller à boucher de façon étanche, les joints de verrière, de portes de visites, trous de rivets POP, fentes d'ailerons, échancrures de paliers... etc.

Ceux qui pourront se procurer l'ouvrage de Hoerner "Fluid dynamic drag" y trouveront une mine de renseignements concernant la traînée (il existe une traduction en français).

Engin rapide
Profilage : primordial
Envergure : secondaire



PUISSANCE NÉCESSAIRE A LA MONTÉE W_m C

Simple formule de mécanique. Cette puissance est égale au produit du poids total de l'engin P, par sa vitesse verticale de montée Vz.

$$W_m = \frac{P \cdot V_z}{75} \quad \text{avec}$$

W_m = puissance (en CV)

P = poids (en kg)

Vz = vitesse verticale (en m/s)

Là, hélas, il n'y a pas grand chose à faire. On ne descendra jamais le poids au dessous du poids du pilote, et on ne pourra pas non plus, pour des raisons de sécurité, faire tendre Vz vers des valeurs trop faibles.

PUISSANCE MOTEUR W_a

Comme il a été dit plus haut, les puissances lues sur la planche 1 sont des puissances nécessaires à fournir à l'avion. La puissance du moteur est obligatoirement plus élevée, puisqu'entre les deux, se trouve l'hélice et son rendement.

Sa valeur est :

$$\text{Puissance du moteur } W_a = \frac{\text{Puissance nécessaire}}{\text{Rendement hélice}}$$

Il serait utile de revenir un jour sur ce problème de rendement qui est beaucoup trop mal connu.

Pour l'instant, le sujet étant la petite puissance, je me bornerai, pour appliquer à l'exemple qui va suivre à indiquer le rendement max qu'on peut obtenir d'une hélice bien adaptée, entraînée par un moteur de 10 cv à l'arbre.

La planche 2 représente l'évolution de ce rendement pour plusieurs valeurs de la vitesse de rotation et diamètre adapté.

Précisons que ces courbes sont calculées à partir du diagramme de l'hélice bipale 5868 - 9 (NACA n° 640) pour laquelle la vitesse de rotation, le diamètre, la vitesse avion et le pas sont combinés de telle sorte que la puissance de 10 cv soit absorbée avec le meilleur rendement possible.

On ne peut donc compter sur ce rendement que pour la valeur de ces quatre paramètres, particulière à chaque point. Aux vitesses situées de part et d'autre de ce point, c'est essentiellement le régime moteur qui variera si la puissance est maintenue constante. Le rendement, lui, s'écartera très peu de celui de la courbe. Il est difficile de préciser le "très peu" car il dépend de la forme de la courbe de puissance du moteur et des conditions de fonctionnement de l'hélice dans chaque cas. Mais on peut, en première approximation utiliser les rendements de la courbe, de part et d'autre du point choisi, sans faire d'erreur importante.

J'ouvre ici une parenthèse pour signaler qu'il faut absolument se défaire de l'idée qu'au delà de 2500 ou 3000 t/mn, le rendement d'une hélice devient mauvais. Ce préjugé vient probablement du fait que depuis des dizaines d'années, les avions dits "légers" ont toujours eu, en gros, la même gamme de puissances et de vitesses, qui a conduit aux hélices auxquelles nous sommes habitués.

Les modélistes qui sortent carrément de ce domaine, le savent bien eux. Leurs hélices tournent jusqu'à 30.000 t/mn dans certains cas, avec un rendement fort correct.

Les hélices que nous voyons équiper beaucoup de "gros avions sérieux" sont très souvent essayés en soufflerie sous forme de maquette, dont les diamètres sont de l'ordre de 0,400 m à des vitesses de 3000 à 10.000 t/mn et plus, avec sensiblement le même rendement que les grandes.

En fait le rendement est fonction avant tout de certains rapports qui doivent exister entre la puissance, le diamètre, le nombre de tours la vitesse, la largeur de pale et le pas.

J'espère y revenir dans une autre note. Fermons la parenthèse.

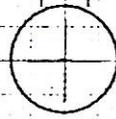
L'examen des courbes de la planche 2 permet de constater qu'entre une hélice de 0,7 m tournant à 6000 t/mn et une de 1,61 m tournant à 1500 t/mn, la différence bien qu'au bénéfice du grand diamètre au dessous de 190 km/h, n'est pas énorme. Cela vaut-il la peine de monter un réducteur (dans ce cas particulier) et une grande hélice, avec tout ce que cela entraîne : complication, poids, rendement réducteur, Cx, fiabilité ? A voir...

COURBES DE RENDEMENT

DE L'HELICE BIPALE 5869-9

(Extrait du rapport NACA n° 640)

Rendement hélice



Forme de pale 5869-9
Profil Clark-Y

Caractéristiques de l'hélice dessin

Diamètre: 3,05 m

Facteur d'activité: A.F. 81

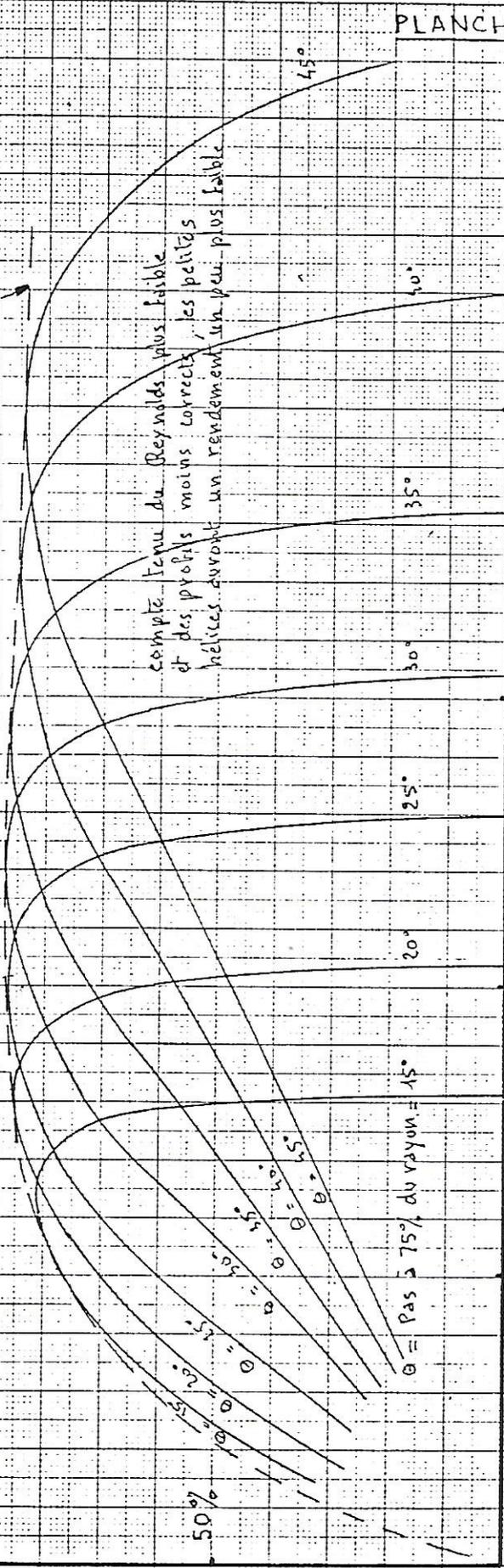
Profil: Clark-Y 2% d'épaisseur en bout

Vitesse en bout de pale: $M = 0,6$ environ

θ moteur = 33% de θ hélice

Pas constant pour $\theta = 15^\circ$

Enveloppe = Lieu des rendements max



Compte tenu du Reynolds plus faible et des profils moins corrects, les petites hélices auront un rendement un peu plus faible

Coefficient de vitesse	$\theta = 10^\circ$	$\theta = 15^\circ$	$\theta = 20^\circ$	$\theta = 25^\circ$	$\theta = 30^\circ$	$\theta = 35^\circ$	$\theta = 40^\circ$	$\theta = 45^\circ$
0,5	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1
1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9
1,5	0,3	0,5	0,7	0,8	0,9	0,9	0,9	0,9
2	0,4	0,6	0,8	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9
2,5	0,5	0,7	0,8	0,9	0,9	0,9	0,9	0,9

Coefficient de vitesse $\theta = \frac{V}{ND}$

Vitesse avion (m/s)

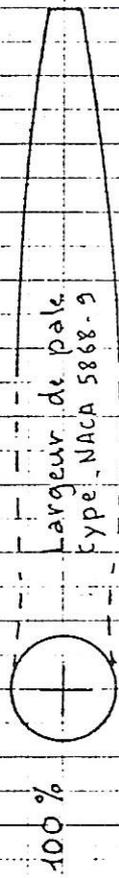
nombre de tours hélice (Tr/s) x diamètre (m)

RENDEMENT MAX D'UNE HELICE BIPALE POUR UNE PUISSANCE DE 10 CV

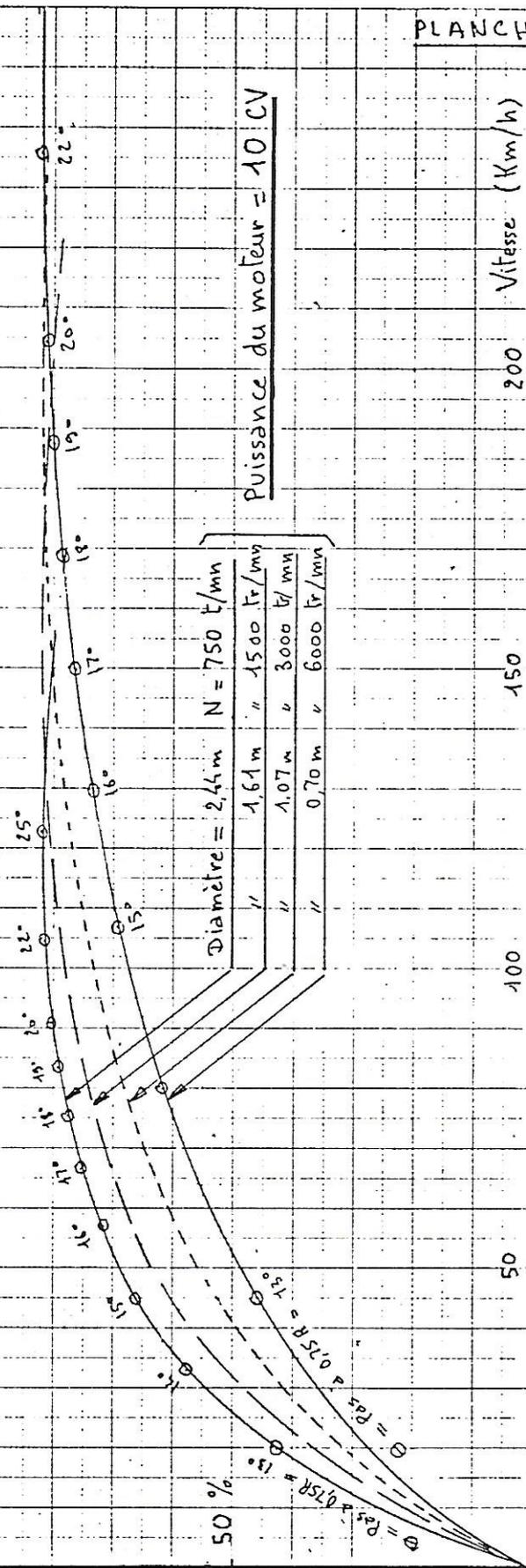
Les rendements donnés ci dessous
sont valables dans les conditions
suivantes :

Helice bipale type NACA 5868-9 (A.F. = 8,1)
Profil de pale Clark Y de 8 à 10% d'épaisseur en bout
Mach de bout de pale inférieur à 0,7
Pas adapté à chaque vitesse

Rendement max Hélice



100 %
Largeur de pale
type NACA 5868-9



Diamètre = 2,44 m N = 750 t/mn

"	1,61 m	1500 tr/mn
"	1,07 m	3000 tr/mn
"	0,70 m	6000 tr/mn

Puissance du moteur = 10 CV

Vitesse (Km/h)

LONGUEUR DE DECOLLAGES

Au même titre que la montée, c'est une performance qui nécessite un minimum de puissance si on ne veut pas traverser le terrain avant de décoller. Une formule simple permet une estimation grossière de cette longueur.

$$L = 0,4 \cdot \frac{P^2}{S \cdot W_a}$$

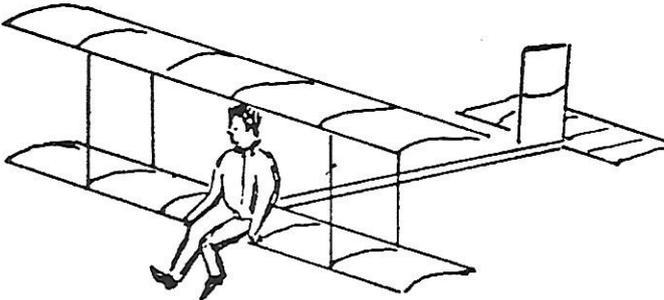
L = longueur de roulement au décollage (m)
 P = poids de l'engin au décollage (kg)
 S = surface voilure (m²)
 W_a = puissance moteur au décollage (cv)

Cette formule est valable pour les avions de type courant c'est à dire ayant un C_z max de décollage de l'ordre de 1,3, une traction au cv de l'ordre de 2,5 kg/cv au point fixe, un coefficient de roulement de l'ordre de 0,05 et un C_x normal. Si le C_z max ou la traction au point fixe sont supérieurs à ces valeurs, la longueur sera diminuée dans des proportions inverses. Les coefficients de roulement et le C_x ont un effet d'autant plus sévère que le rapport traction hélice/poids avion est plus faible.

Il est donc important de ne pas négliger ces derniers paramètres si l'on veut diminuer la longueur de décollage, surtout sur les avions faiblement motorisés

APPLICATION NUMERIQUE

1 - Soit un engin du type Chanute biplan :



Envergure b = 4 m
 Surface S = 10 m²
 Poids total en vol P = 100 kg

d'où P/b = 25 kg/m d'envergure
 Pilote assis à l'air libre : C_x . s = 0,60
 C_x, engin sans pilote = 0,04
 Soit un C_x . S total de 0,60 + 0,04 . 10 = 1,00

Si on se fixe un C_z max de 1,3 environ, la vitesse de décrochage peut-être estimée à :

$$V_{\text{mini}} = \sqrt{\frac{16 P}{S C_{z\text{max}}}}$$

au niveau de la mer, soit dans ce cas :

$$V_{\text{mini}} = \sqrt{\frac{16 \cdot 100}{10 \cdot 1,3}} = 11,1 \text{ m/s} = 40 \text{ km/h}$$

Prévoyons alors de voler à 60 km/h pour avoir suffisamment de sécurité. Sur la planche 1, la verticale issue de 60 km/h coupe la courbe de P/b de 25 kg/m à une puissance de 3,12 cv et la courbe de C_x . S = 1 à une puissance de 3,8 cv

$$\text{Soit } W_i = 3,12 \text{ cv} \\ W_p = 3,80 \text{ cv}$$

$$W_{\text{total}} = 6,92 \text{ cv en palier}$$

Si on utilise une hélice en prise directe de 0,70 m à 6000 t/mn, on lit sur la planche 2, pour une vitesse de 60 km/h un rendement de 54 %. D'où la puissance moteur nécessaire.

$$W_a = \frac{6,92}{0,54} = 12,8 \text{ cv}$$

La puissance étant un peu différente de celle de la planche 2, le rendement de l'hélice sera également légèrement différent de 0,54 ; mais la conclusion ne sera pas modifiée pour autant.

Inversement, possédant un ensemble moteur + hélice et un planeur définis, il est possible de calculer la vitesse verticale (de montée ou de descente) de l'engin motorisé, sachant que :

$$\text{Vitesse de montée } V_z = \frac{(W_a \times \text{rendement hélice}) - W_i - W_p}{\text{Poids total de l'engin}} \times 75$$

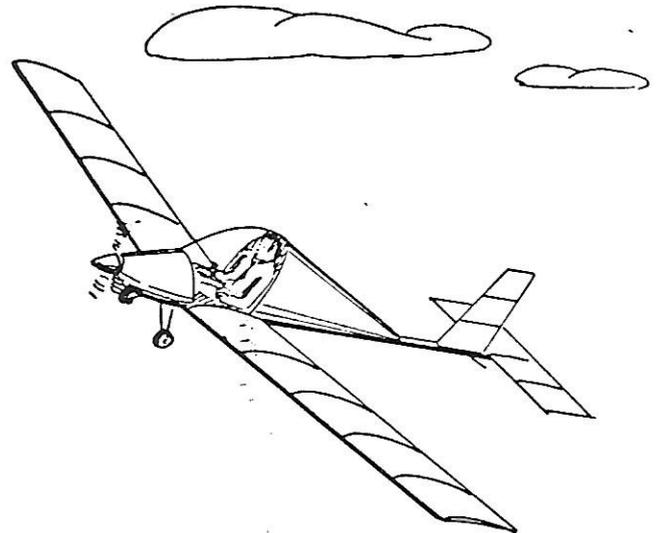
avec V_z en m/s
 W_a, W_i et W_p en cv
 Poids en kg

soit dans notre cas

$$V_z = \frac{10 \text{ cv} \cdot 0,54 - 3,12 \text{ cv} - 3,8 \text{ cv}}{100 \text{ kg}} \cdot 75 = \\ = \frac{-1,52}{100} \cdot 75 = -1,14 \text{ m/s.}$$

Résultat : à 60 km/h cet engin propulsé par 10 cv ne réussirait qu'à descendre à 1,14 m/sec. environ.

2 - Soit un engin de même surface, 10 m² même poids, même C_x, mais ayant une envergure de 8 m, et un pilote assis caréné ; on a :



P/b = 100 : 8 = 12,5 kg/m
 (C_x . s) du pilote caréné = 0,10 environ
 d'où un (C_x . S) total de 0,10 + 0,04 . 10 = 0,50

Dans ce cas on peut lire, planche 1, toujours à 60 km/h :

$$W_i = 0,78 \text{ cv} \\ W_p = 1,90 \text{ cv}$$

$$W_{\text{total}} = 2,68 \text{ cv en palier}$$

soit moins de la moitié que pour l'engin précédent.

De la même façon calculons le Vz :

$$V_z = \frac{10 \text{ cv} \times 0,54 - 0,78 - 1,9 \text{ cv}}{100} \cdot 75 =$$

$$= \frac{2,72 \text{ cv}}{100} \cdot 75 = 2,04 \text{ m/s.}$$

On voit que la modification a permis de passer d'un Vz de -1,14 m/sec. à un autre de +2,04 m/sec.

On pourrait modifier encore l'envergure, le profilage, le poids et recommencer le calcul. Ce serait là un début "d'optimisation".

On peut aussi recommencer le calcul pour plusieurs valeurs de la vitesse en tenant compte du rendement d'hélice à chaque vitesse ; par exemple 60, 70, 80, 90, km/h. A chacune de ces vitesses correspond un Vz. Dans le cas présent on obtient :

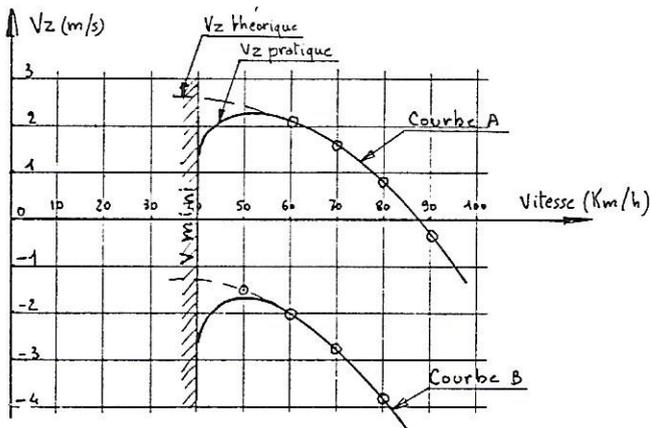
$$V_z = 2,04 \text{ m/s pour } V = 60 \text{ km/h}$$

$$V_z = 1,59 \text{ m/s pour } V = 70 \text{ km/h}$$

$$V_z = 0,80 \text{ m/s pour } V = 80 \text{ km/h}$$

$$V_z = -0,32 \text{ m/s pour } V = 90 \text{ km/h}$$

On peut alors, à l'aide de ces valeurs, tracer la courbe de Vz en fonction de la vitesse (courbe A).



Lorsque cette courbe coupe l'axe horizontal, c'est à dire quand $V_z = 0$, on obtient la vitesse en palier ; ici un peu moins de 90 km/h.

On peut aussi faire le calcul du Vz de l'engin non motorisé. Il suffit pour cela, de remplacer dans la formule, la puissance moteur par 0. soit :

$$V_z \text{ plané} = \frac{-W_i - W_p}{\text{poids total}} \cdot 75$$

Dans notre cas on obtient en vol plané :

$$V_z = -1,53 \text{ m/s à } 50 \text{ km/h}$$

$$V_z = -2,01 \text{ m/s à } 60 \text{ km/h}$$

$$V_z = -2,76 \text{ m/s à } 70 \text{ km/h}$$

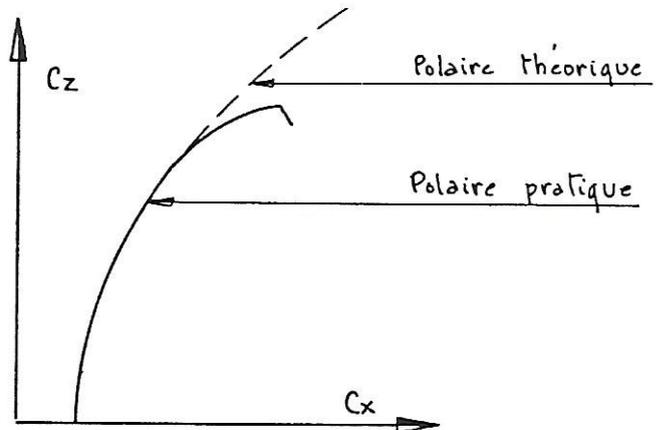
$$V_z = -3,82 \text{ m/s à } 80 \text{ km/h}$$

d'où la courbe "B".

Attention : Ne pas appliquer cette méthode pour des vitesses inférieures à 1,2 ou 1,3 V_{mini} . Cette zone correspond à la partie haute de la polaire, et ne suit plus tout à fait la formulation théorique. En réalité, à l'intérieur de cette zone, le Vz réel serait de plus en plus inférieur au Vz calculé au fur et à mesure que l'on se rapproche de V_{mini} .

Quant à la longueur de roulement au décollage, elle serait, dans ce cas, de :

$$L = 0,4 \cdot \frac{100^2}{10 \cdot 10} = 40 \text{ m}$$



CONCLUSION

Ces quelques lignes ne permettront pas de fixer de façon précise les caractéristiques du parfait petit avion.

Néanmoins, et c'est là le but recherché, elles pourront aider à dégrossir un projet sans plus de difficultés dans le domaine des moins de 10 cv que dans celui mieux connu des plus de 50 cv.

En tout cas, plus de question "volera, volera pas". Y aurait-il encore quelques hésitants devant un moteur de mobylette ?

Amateurs, bon courage....

M. COLOMBAN

RÉFLEXES ET VITESSE

On entend souvent parler de "rapidité de réflexes" autorisant des évolutions hasardeuses mais on oublie trop souvent qu'il faut au minimum :

- 1/10 de seconde pour penser à ce que l'on voit.
- 2/10 de seconde pour agir et pour que le système nerveux commande les muscles.
- 2/10 de seconde pour que ceux-ci obéissent.
- 3/10 de seconde au moins pour que l'avion effectue la manoeuvre qu'on vient de lui demander.

On peut donc estimer qu'il s'écoule 8/10 de seconde à une seconde pendant lesquels rien ne s'est passé depuis l'apparition réelle de l'obstacle, bien que pour le pilote tout soit déjà décidé et résolu.

Si l'avion vole à 200 km/h il a le temps de parcourir une cinquantaine de mètres avant de réagir.

Si l'obstacle est avant.....