

vitesses sur la portance. Mais attention, n'oublions pas qu'en augmentant  $S$ , la traînée devient, elle aussi, plus importante.

D'autre part, il est à noter qu'aux vitesses très faibles ( $Re$  petit), les coefficients de portance généralement obtenus sont très mauvais. Le graphique de la figure 2 illustre ce phénomène en montrant l'évolution du  $C_L$  en fonction de  $Re$  pour différents profils standard (sources [NASG]). Comme référence, pour notre avion en vol, le nombre de Reynolds vaut environ 30'000 alors qu'il est facilement supérieur à 200'000 pour un avion télécommandé "normal".

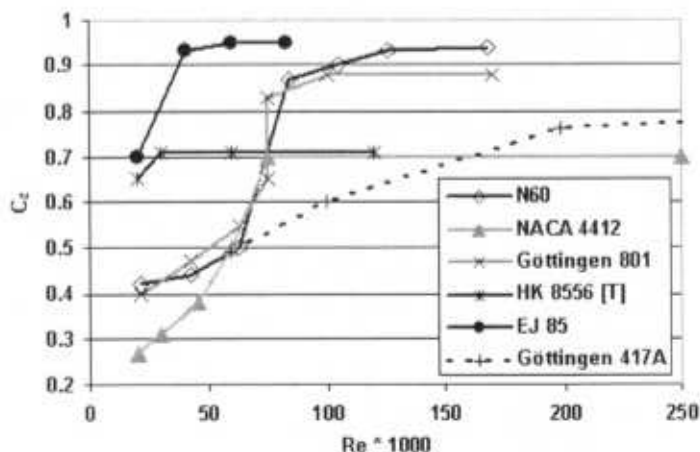


Figure 1 - Coefficients de portance en fonction de  $Re$

Au vu de ces considérations, il devient évident que la clé de la réussite réside dans la légèreté, ou, plus précisément, dans une charge alaire minimum. Cette tendance est parfaitement mise en valeur par le graphe de la figure 3 qui montre la dépendance entre le poids et la charge alaire de plusieurs modèles d'intérieur à vol lent (adapté de [JMCCA]).

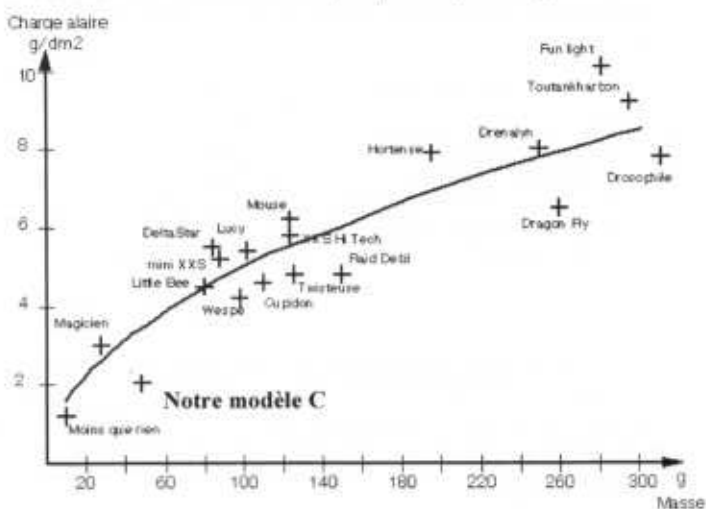


Figure 2 - Poids en fonction de la charge alaire pour plusieurs "indoor slow flyers"

### La maîtrise du poids

Dans une optique de diminution maximale de poids, il est bon d'analyser la répartition des masses pour les différentes parties de l'avion afin de déterminer les éléments qu'il est le plus payant d'optimiser. La figure 4 démontre, toujours pour notre modèle C, que les batteries représentent une part importante du poids de l'avion. L'alimentation électrique est donc un des sujets principaux de développement futur. La réduction du nombre de cellules peut représenter, avec l'aide d'un convertisseur DC/DC pour obtenir un voltage suffisant, une idée plus qu'intéressante, bien que problématique du point de vue de l'autonomie.

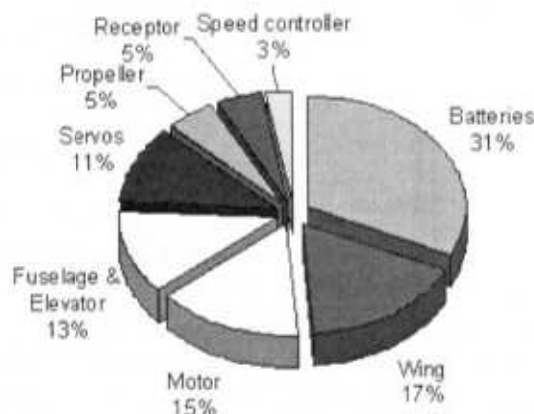


Figure 3 - Répartition des masses pour le modèle C

Revenons au développement de notre modèle. Après la réalisation d'un premier prototype opérationnel, le processus d'optimisation a consisté en une succession de petites modifications et d'essais en soufflerie.

### Expériences en soufflerie

Concernant la commande de l'avion (direction et profondeur), une de nos premières idées fut de travailler sur la déformation des surfaces portantes. Malheureusement, les servos linéaires légers ne permettent pas, aux faibles vitesses, d'obtenir un effet suffisant. Pour la commande en tangage, nous sommes donc revenus à un concept classique avec un plan de profondeur horizontal. Celui-ci est incurvé vers le haut (en forme de "U") pour assurer la stabilité autour de l'axe de lacet. Pour la commande de direction (lacet et roulis), la meilleure maniabilité a été obtenue en remplaçant le gouvernail mobile par un moteur hélice orientable. Cette solution s'avère très efficace à faible vitesse et peu gourmande en poids. La figure 5 montre le système de propulsion avec ses deux axes à roulements : l'axe de l'hélice (sortie du réducteur, parallèle au moteur) et l'axe de direction (vertical, au premier plan).

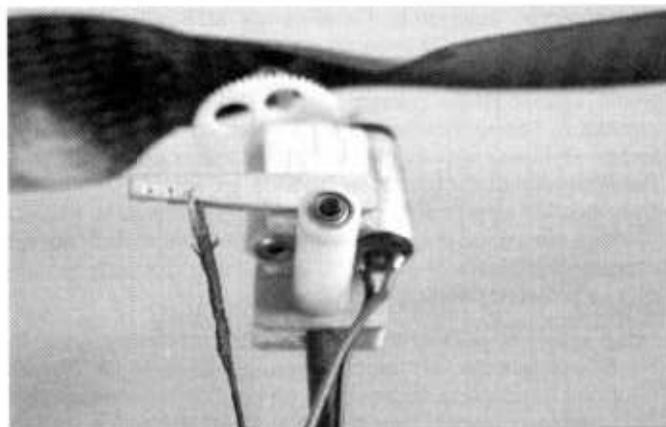


Figure 4 - Système de propulsion orientable

Finalement, plusieurs essais en soufflerie nous ont permis d'établir des polaires et de visualiser l'écoulement d'air pour détecter des zones à problèmes. La soufflerie à veine fermée utilisée est suffisamment spacieuse pour accueillir le modèle réel. Ceci représente un avantage considérable sur les expériences standard où des avions réels sont remplacés par une maquette. Dans notre cas, il n'y a pas de nécessité d'utiliser les fameuses lois de similitude ( $Re$  constant) pour analyser les résultats. D'autre part, puisque cette installation appartient au département de génie civil, le vent qu'on y produit peut être très faible, ce qui n'est souvent pas le cas pour les souffleries à veine libre utilisées en aérodynamique.