



ANALYSE SYNTHÉTIQUE DE L'AÉRONEF « PARAMOTEUR »

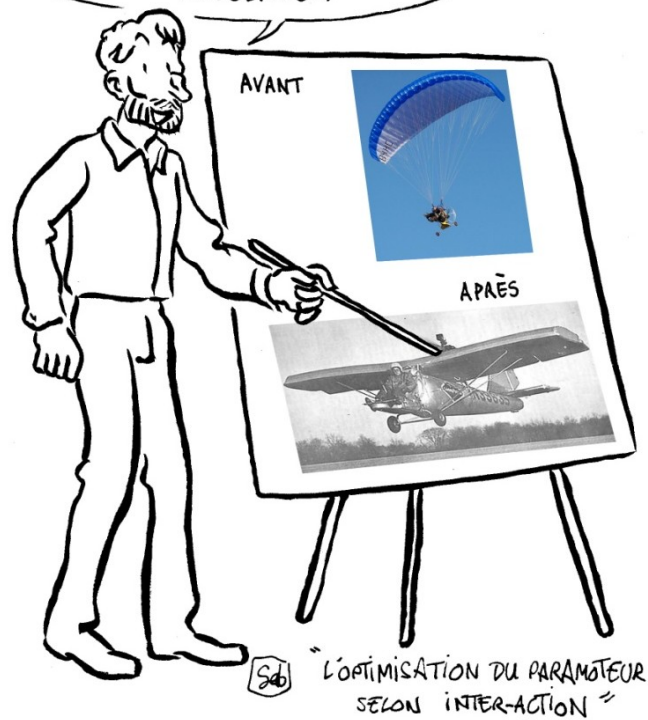
De la toile, des ficelles, et un venti-moteur...

Michaël OFFERLIN
Systémicien, Fondateur d'I-A

Suivi de :

ANALYSE D'UN CONCEPT : « LE DRONE PARAMOTEUR »

À NOTER QU'IL Y A ENCORE
DES AXES D'OPTIMISATION À ÉTUDIER:
UNE CELLULE RIGIDE, LE GROUPE MOTO-
PROPULSEUR MONTÉ À L'AVANT DU
FUSELAGE...



De la toile, des ficelles, une enclume et un ventilateur qui pédale dans la semoule ...

SOMMAIRE

1 - LA DEMANDE ORIGINALE

1.1 - Le problème posé	373
1.2 - La résolution de ce problème	373
1.3 - Particularités liées aux voilures souples	373
1.4 - Symboles utilisés	374
1.5 - Quelques valeurs issues de mesures en soufflerie	375

2 - L'ÉTAT DES LIEUX ET L'APPORT DES STATISTIQUES

2.1 - Caractéristiques moyennes de VOILURE, et performances	377
2.2 - Éléments de Cahier des Charges (CdC).	377
2.3 - Caractéristiques moyennes de MOTORISATION	378
2.4 - Un nouveau venu : la motorisation électrique	378

3 - L'ANALYSE OU LE TRAVAIL DE DISSECTION

3.1 Analyse de la situation Aérodynamique	379
3.1.1 - L'approche Globale	379
3.1.2 - L'approche détaillée	380
3.1.2.1 - La voile	380
3.1.2.2 - La nacelle (avec son pilote)	380
3.1.2.3 - Les suspentes	381
3.1.3 - Comparaison des approches	382
3.1.4 - L'établissement des polaires	382
3.1.4.1 - La Surface de Traînée Induite "SCxi"	382
3.1.4.2 - Les ordres de grandeurs des forces en jeux	383
3.1.4.2.1 - La Traînée parasite "Fxo"	383
3.1.4.2.2 - La Traînée induite "Fxi"	383
3.1.4.2.3 - La Traînée globale "Fx"	384
3.1.4.3 - Les polaires	385
3.1.4.3.1 - La Polaire des puissances	385
3.1.4.3.2 - Caractéristiques de la Polaire des puissances	386
3.2 Analyse de la situation ÉNERGÉTIQUE	388
3.2.1 - L'approche Globale	388
3.2.2 - L'approche détaillée	
3.2.2.1 - Le Rendement de forme "Rf"	389
3.2.2.2 - Le Rendement d'installation "Ri"	389
3.2.2.3 - Le Rendement propulsif "Rp"	390
3.2.3 - Comparaison des approches	391

4 - CONSIDÉRATIONS MÉTHODOLOGIQUES

4.1 - Analyse <u>vs</u> Synthèse	392
4.2 - Profil de mission (PdM) & Cahier des Charges (CdC)	392
4.3 - Concrètement...	383
4.3.1 - Le Profil de Mission de notre paramoteur moyen	383
4.3.2 - Le Cahier des Charges de notre paramoteur moyen	393
4.3.3 - Adaptation d'un abaque à une utilisation synthétique	393

5 - LA SYNTHÈSE OU LE RETOUR CONCEPTUEL

5.1 - Améliorations de la situation ÉNERGÉTIQUE	395
5.1.1 - Les implications de cette amélioration	397
5.1.1.1 - Hélice traditionnelle	397
5.1.1.2 - Hélice monopale	397

5.1.1.3 - Hélices latérales	397
5.1.1.4 - Hélice carénée	398
5.1.1.5 - Conclusions d'étape	398
5.1.2 - La procédure d'adaptation hélice-moteur-cellule-milieu	398
5.1.2.1 - Utilisation de l'abaque dit "Naca-640"	399
5.1.2.2 - Utilisation de la Naca-640 HORS diamètre hélice	400
5.1.2.3 - 1 ^{ère} itération d'adaptation hélice	401
5.2 - Amélioration de la situation AÉRODYNAMIQUE	402
5.2.1 - Incidence de l'allègement du GMP	402
5.2.2 - Amélioration de la qualité aérodynamique de la nacelle	403
5.2.3 - Amélioration de la qualité aérodynamique des suspentes	404
5.2.4 - Amélioration de la qualité aérodynamique de la voile	406
5.2.4.1 - Une idée intéressante le concept WOOPY	406
5.2.4.2 - L'autre artifice : le boudin gonflable	408
5.3 - Le processus ITÉRATIF et l'effet "boule de neige"	408
5.3.1 - Le GMP	408
5.3.2 - La traînée induite	409
5.4 - Prospection au delà du Cahier des Charges	410
6 - CONCLUSIONS	413
<hr/>	
7 - ANNEXE : ANALYSE D'UN CONCEPT : LE DRONE PARAMOTEUR	
7.1 - Le Profil de Mission (PdM)	414
7.2 - Reconstitution et analyse du drone	415
7.2.1 - La collecte des données techniques	415
7.2.2 - Analyse aérodynamique du drone	417
7.2.3 - Calcul des puissances nécessaires au vol	418
7.2.4 - Analyse de la motorisation	419
7.2.5 - Réflexions critiques sur la méthode et la solution proposée	420
7.3 - Le Cahier des Charges supposé (CdC)	422
7.4 - Le choix de la formule la mieux adaptée à ce CdC	423
7.4.1 - Première alternative : l'autogire classique	424
7.4.2 - seconde alternative : l'autogire à 2 rotors latéraux	424
7.4.3 - Troisième alternative : le combiné avion-autogire	425
7.5 - Éléments de modélisation à fin de comparaison des formules	425
7.5.1 - le paramoteur d'origine	425
7.5.2 - La solution de l'autogire classique	425
7.5.3 - La solution de l'autogire birotor latéraux	426
7.5.4 - la solution du combiné avion-autogire	426
7.5.5 - Graphe comparatif des polaires des diverses configurations	428
7.6 - La question des rafales	429
7.6.1 - Les rafales verticales	430
7.6.2 - Les rafales horizontales	431
7.6.3 - L'implication des rafales	432
7.7 - CONCLUSIONS	432
7.7.1 - L'effet spirale (ou effet "boule de neige")	433
7.7.2 - Les questions qui fâchent	434
7.7.3 - Et ce n'est pas fini !	434
7.7.4 - Pour qui voudrait se lancer gagnant sur ces créneaux	436
7.7.5 - Le pré contre-projet	437

1 - LA DEMANDE ORIGINALE.

Le présent travail trouve son origine dans une demande qui nous a été faite par les organisateurs du Mondial paramoteur 2010 à propos des hélices montées sur leurs machines. La demande comportait encore quelques souhaits de thèmes à aborder, notamment ceux concernant :

- La force de propulsion
- le nombre de pales
- leur calage et
- les matériaux utilisés pour leur fabrication

1.1 - LE PROBLÈME POSÉ :

Manifestement les utilisateurs de ces engins, souhaitent améliorer leurs performances, mais l'augmentation des puissances à installer avait un coût, non pas seulement pécuniaire, mais surtout massique : courir pour décoller, avec une enclume et un hachoir sur le dos, n'est pas chose aisée. N'y avait-il donc pas d'autres moyens pour améliorer cette situation ?

C'est du moins dans ces termes que nous avons reçu cette demande.

Ayant toujours défendu l'idée qu'un aéronef est un "TOUT" est non pas un assemblage de "PARTIES" (voilure, cellule, moteur, hélice), c'est à dire un agrégat, nous savions qu'il était vain d'aborder la question de l'hélice seule, sans aborder la question de l'aéronef dans sa globalité.

Le problème était que nous n'avions pas grande compétence en matière d'aéronef à voilure souple (delta planes, pendulaires) et carrément aucune en matière de parapentes, et autres paramoteurs. Voilà donc une demande, "originale" en ce sens qu'elle nous obligeait à sortir du cadre habituel de nos objets d'étude.

1.2 - LA RÉOLUTION DE CE PROBLÈME :

Rien ne nous étant familier en ce domaine, il s'agissait d'abord et avant tout d'aller explorer le "marché" pour recenser en gros ce qui se fabriquait, et voir sur quels aspects se manifestaient les concurrences. Autrement dit, un état des lieux s'imposait.

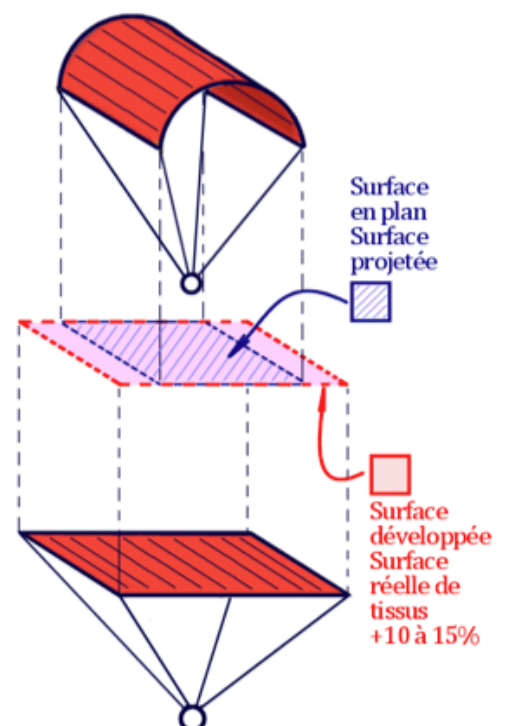
Appliquant nos méthodes statistiques habituelles, nous avons donc commencé par établir un modèle d'aéronef "moyen" dont l'analyse devait permettre à la fois d'établir le Cahier des Charges (CdC) supposé en admettant *a priori* les performances obtenues comme étant celles recherchées, et de poser un diagnostic par rapport à la façon dont ce CdC avait été rempli.

Dans un second temps, et avec pour toile de fond le CdC ainsi défini, nous avons procédé à une exploration conceptuelle, afin de dégager des axes de recherche et de développement, à destination notamment des fabricants de matériels.

1.3 - PARTICULARITÉS LIÉES AUX VOILURES SOUPLES :

Les voilures souples en général et *a fortiori* les voiles de parachute-pente-moteur en particulier, sont sujettes à déformation suffisamment importantes, pour qu'elles ne puissent pas être négligées.

Cette déformation, intrinsèquement nécessaire, n'est pas sans conséquence, tant sur la stabilité des vols (et la sécurité) que sur les caractéristiques aérodynamiques, en portance comme en traînées, par aillères multiples.



Ainsi, et contrairement aux voilures rigides, une voilure souple présente une envergure, une surface et un allongement qui ne sont pas les mêmes selon que l'on considère la portance ou que l'on considère la traînée !

En effet, la surface de voile qui traîne, est la surface réelle du tissu en frottement avec l'air. En revanche, la surface qui sustente l'aéronef, est la surface en plan, c'est à dire la surface projetée, qui est donc plus faible, d'une valeur non négligeable puisqu'il s'agit d'une réduction de l'ordre de 10 à 15 % (les gens de la profession parlant alors d'aplatissement).

Bien évidemment il en est de même pour l'envergure, et donc pour l'allongement...

On spécifiera donc les diverses grandeurs ainsi "découplées" par des symboles différenciés par l'ajout d'un indice.

1.4 - SYMBOLES UTILISÉS :

S :	Surface voileure	[m ²]
	Sd = "S" développée de la voile (Surface réelle du tissus)	[m ²]
	Sp = "S" projetée de la voile (surface en plan)	[m ²]
b :	Envergure	[m]
	bd = "b" développée (envergure de la voile mise à plat)	[m]
	bp = "b" projetée (envergure voile gonflée)	[m]
A :	Allongement $A = b^2 / S$	[-]
	Ad = "A" développé $Ad = bd^2 / Sd$	[-]
	Ap = "A" projeté $Ap = bp^2 / Sp$	[-]
cma :	corde moyenne aérodynamique ($cma = S / b$)	[m]
e :	Coefficient d'Osswald de correction d'Allongement	[-]
Dh :	Diamètre hélice	[m]
Pmot :	Puissance nominale du moteur	[kW] ou [ch]
Nmot :	Régime moteur	[t/s] ou [t/min]
Nh :	Régime hélice	[t/s] ou [t/min]
Tr0 :	Traction statique (1 daN \approx 1 kg force)	[daN]
g :	accélération terrestre	[m/s ²] ou [N/kg]
Md :	Masse maxi au décollage	[kg]
Mv :	Masse "à vide" $Mv = Md - \text{Masse (pilote + carburant)}$	[kg]
Mc :	Masse de carburant (masse "nécessaire")	[kg]
Mmot :	Masse moteur	[kg]
Mu :	Masse utile (réellement) $Mu = Md - Mv - Mc$	[kg]
Vmax :	Vitesse maximale "plein gaz"	[m/s] ou [km/h]
Vcr :	Vitesse de croisière	[m/s] ou [km/h]
Vmin :	Vitesse minimale de sustentation	[m/s] ou [km/h]
Vzmin :	Taux de chute minimal	[m/s]
Fmax :	Finesse maximale (distance parcourue / altitude perdue)	[-]
Cx :	Coefficient de traînée globale	[-]
Cxo :	Coefficient de traînée parasite Pure (c'est à dire à $Cz = 0$)	[-]
Cxi :	Coefficient de Traînée induite (par la portance)	[-]
Cxf :	Coefficient de traînée de frottement	[-]
Cxp :	Coefficient de traînée de pression	[-]
SCxo :	Surface de Traînée pure	[m ²]
SCxi :	Surface de Traînée induite	[m ²]

Il est à noter qu'un coefficient de traînée, ou de pression, n'a de signification comparative, que si les surfaces auxquelles se réfèrent ces coefficients sont strictement identiques. Comme cela est rarement le cas, il convient alors de comparer les produits "Surface x Coefficient", car c'est la surface de traînée parasite qui est représentative de l'appareil considéré. C'est cette surface SC_{xo} qui, pour une puissance donnée, limitera la vitesse maximale qui sera atteinte.

On comprendra aisément que l'opération (purement intellectuelle) qui consiste à changer la référence de surface ne changera en rien les caractéristiques aérodynamiques (SC_{xo}) de l'appareil, et que donc ce produit "S" fois "C_{xo}" n'aura pas changé. En conséquence, si "S" augmente, "C_{xo}" diminue automatiquement et dans les mêmes proportions.

Pour cette même raison, toute opération faite sur les seuls coefficients est illégitime, alors que les surfaces de traînée peuvent le plus simplement du monde être additionnées, soustraites, multipliées, etc...

1.5 - QUELQUES VALEURS ISSUES DE MESURES EN SOUFFLERIE :

Pour ce qui est des traînés, il y a 3 types de traînés :

- une traînée dite "de pression" "C_{xp}" dont la limite maximale est celle donnée par une plaque plane placée perpendiculairement à l'écoulement.
- une traînée dite "de frottement" "C_{xf}" dont la limite inférieure est celle donnée par une plaque plane placée parallèlement à l'écoulement.
- une traînée dite "induite", qui est le prix à payer pour obtenir de la portance, qui est variable en fonction notamment de la vitesse.

Ce qu'il convient de retenir ici, c'est que la traînée parasite présente 2 LIMITES :

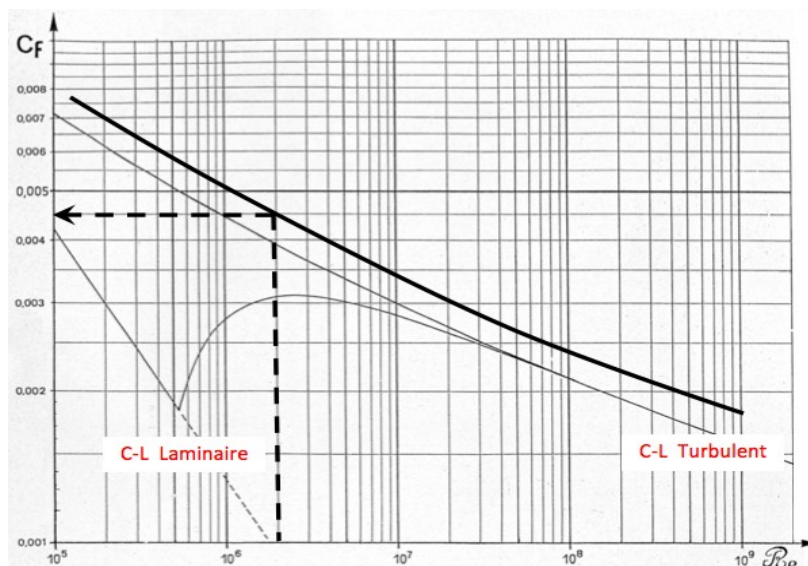
- une limite maximale au-delà de laquelle on ne peut aller, et
- une limite inférieure en deçà de laquelle il n'est pas possible de descendre.

Autrement dit, tous les coefficients que l'on rencontrera se situeront obligatoirement entre ces 2 limites : limite de pression "C_{xp}" maxi lorsque l'écoulement est totalement décollé, et limite de frottement "C_{xf}" mini, lorsque l'écoulement est totalement adhérent à la paroi. Bien entendu, dès lors que l'on a à faire à des corps volumiques et non plus à des plaques planes, il y aura toujours un mixte entre frottement et pression.

Pour ce qui est de la traînée de frottement, celle-ci est malheureusement variable en fonction d'une grandeur appelée "nombre de Reynolds". Celui-ci est un nombre sans dimension qui se calcule de la façon simpliste suivante : $Re = L \cdot V / (14,7 \cdot 10^{-6})$ (pour les puristes $Re = L \cdot V / \nu$) avec "L" la longueur du corps (dans le sens de l'écoulement) mesurée en mètres, "V" la vitesse de l'écoulement en m/s, et " ν " la viscosité cinématique de l'air à 15° C et 1013 hPa de pression atmosphérique où $\nu = 14,7 \cdot 10^{-6}$.

Le graphique ci-contre a été établi en soufflerie avec des plaques planes bien plus lisses que ne le sont les textiles utilisés pour les voiles.

Ce faisant, la couche limite, non seulement ne sera pas laminaire, mais sa qualité "turbulente", sera en outre dégradée, ce que représente la courbe noire légèrement décalée vers le haut.

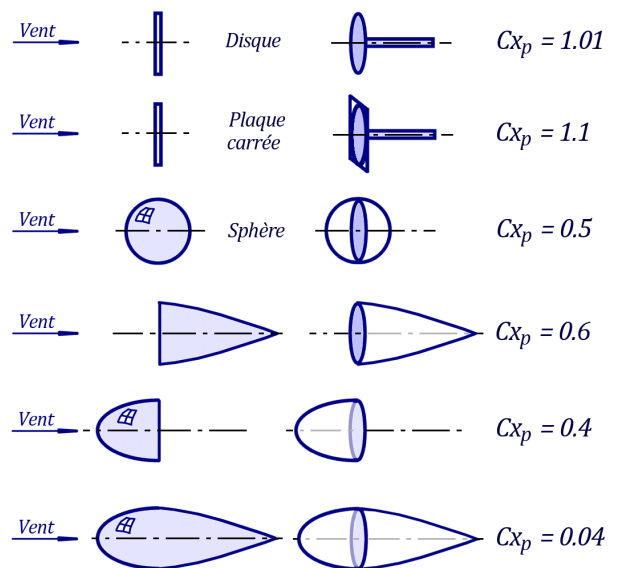


Exemple : une aile de corde 3 m volant à une vitesse de 10 m/s (36 km/h) aura pour Reynolds :

$$Re = 3 \times 10 / (14,7 \cdot 10^{-6}) = 2 \cdot 10^6$$

et l'on relèvera sur ce graphique une valeur de coefficient de frottement de : $C_{xf} = 0,0045$ environ.

Pour ce qui est des traînées de pression, c'est à dire des coefficients référencés à la surface frontale, des mesures expérimentales menées en soufflerie ont donné les valeurs ci-contre, fonction évidemment de la forme du corps. Il est clair que le corps fuselé du bas, ne présente quasiment pas de décollement et que sa valeur très faible est essentiellement due à du frottement. Néanmoins, elle est référencée à la surface frontale de son maître-couple, et peut donc être traitée comme une traînée de pression. On notera la forte variation entre les valeurs extrêmes puisque leur rapport est de : $1,1 / 0,04 = 25$!



Les valeurs données ci-dessus, concernent des corps volumiques de surface frontale circulaire, plongés dans des écoulements que les aérodynamiciens qualifient de "3D" par opposition aux écoulements "2D" qui caractérisent les écoulements autour de corps (également volumique), mais infiniment longs (ou cloisonnés) pour n'autoriser le contournement que par une déviation sur un seul plan seulement (droite-gauche ou haut-bas). Ces écoulements 2D concerneront principalement des corps élancés tels que tubes ou suspentes, attaqués perpendiculairement par l'écoulement.

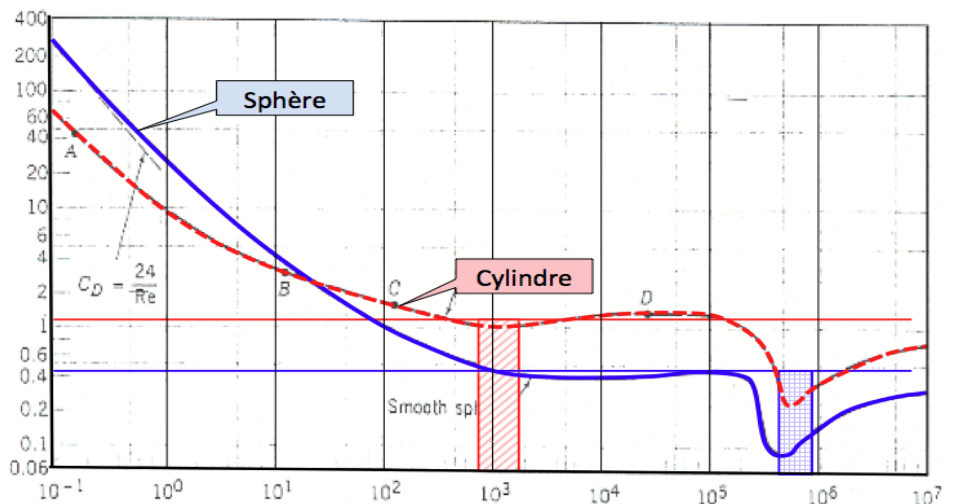
Bien entendu, les valeurs de C_x , référencées à la surface frontale, seront très dépendantes de l'élancement du corps volumique, c'est à dire de son rapport Diamètre "D" sur la longueur "L".

Comme on peut le voir dans le tableau ci-contre, lorsque la longueur du cylindre est égale à son diamètre ($L = D$), la valeur de C_{xp} (0,63) est relativement proche de celle du C_{xp} de la sphère ($C_{xp} = 0,5$). Cela signifie que l'écoulement est plus proche du 3D que du 2D (la différence venant de l'arrête anguleuse qu'il y a dans une des dimensions). Toujours est-il que cette valeur de C_{xp} présente une limite maximale (1,02) lorsque l'élancement devient infini.

L / D	C_{xp}
1	0,63
2	0,68
5	0,74
10	0,82
40	0,98
∞	1,02

Pour nos suspentes (qui sont de longueur finie), nous retiendrons comme valeur : $C_{xp} = 1,01$ (valeur intéressante car très facilement repérable dans un calcul).

Toutes ces valeurs, relevées expérimentalement dans d'antiques souffleries, sont bien entendu dépendantes du nombre de Reynolds, comme cela avait été montré ultérieurement, notamment par ce graphique qui donne la variation du C_{xp} en fonction du Reynolds, pour un corps sphérique, et cylindrique.



Pour des vitesses de 10 à 15 m/s (36 à 54 km/h), les suspentes fonctionneront à des Reynolds de :

- suspenste de 1,1 mm : $Re = 10 \times 0,0011 / 14,7 \cdot 10^{-6} = 0,75 \cdot 10^3$
- suspenste de 1,8 mm : $Re = 15 \times 0,0018 / 14,7 \cdot 10^{-6} = 1,8 \cdot 10^3$



De même, une sphère de la taille de la nacelle ($D = 0,8m$) fonctionnera à un Reynolds de :

- $Re = 10 \times 0,8 / 14,7 \cdot 10^{-6} = 0,5 \cdot 10^6$
- $Re = 15 \times 0,8 / 14,7 \cdot 10^{-6} = 0,8 \cdot 10^6$



Évidemment, la poche laminaire que présentent ces courbes concerne des corps parfaitement lisses, ce qui n'est le cas ni des suspentes, ni de la nacelle.

En tout cas, ce graphique justifie pleinement les valeurs expérimentales retenues pour nos suspentes et nacelle.

2 - L'ÉTAT DES LIEUX ET L'APPORT DES STATISTIQUES

2.1 - CARACTÉRISTIQUES MOYENNES DE VOILURE ET PERFORMANCES :

La visite de divers sites de constructeurs de voiles pour paramoteurs, nous a fourni l'éventail des diverses caractéristiques dimensionnelles, duquel nous avons retenu les valeurs qui allaient caractériser notre "paramoteur moyen" :

Variabilités des caractéristiques concernées	moyenne retenue
Surface développée : 24 à 33 m ²	Sd = 28 m ²
Surface projetée : 19 à 26 m ²	Sp = 22,5 m ²
Envergure développée : 10,6 à 13,5 soit un Allongement développé de : $(12)^2 / 28 =$	bd = 12 m Ad = 5,14
Envergure projetée : 8,5 à 10,8 soit un Allongement projeté de : $(9,6)^2 / 22,5 =$	bp = 9,6 m Ap = 4,1
Longueur des suspentes : entre 8 et 11 m	Ls = 9,5 m
Nombre de caissons : 35 à 79	Nc = 57
Mv = 32 kg (voile 5 kg + sellette 3 kg + moteur 19 kg + châssis 5 kg)	Mv = 32 kg
Md = 130 kg (Mv + pilote 87 kg + 15 litres carburant = 11 kg)	Md = 130 kg
V _{max} = 50 km	
V _{cr} = 40 km/h	
V _{min} = 22 km/h	
Vz _{min} : 1,1 à 1,3 m/s	Vz _{min} = 1,2 m/s
F _{max} : 7,2 à 8,2	F _{max} = 7,7

2.2 - ÉLÉMENTS DE CAHIER DES CHARGES (CdC)

Des caractéristiques ci-dessus, il ressort que le CdC se résume à ce qui suit :

- Mu = 87 Kg
- Masse maxi portée (course de décollage) < 125 kg (130 kg - 5 kg de voile)
- Vmax = 50 km/h
- Vz_{min} < 1,2 m/s
- F_{max} > 7,7

A cela se rajoute une évidence pour les pratiquants de cette activité : le tout doit être facilement transportable dans un coffre de voiture, ne pas exiger un temps de mise en œuvre exagéré, et coûter le moins cher possible.

2.3 - CARACTÉRISTIQUES MOYENNES DE MOTRISATION

Là aussi, la visite de divers sites de constructeurs de paramoteurs, nous a fourni l'éventail des diverses motorisations utilisées, duquel ont été retenues les valeurs qui allaient caractériser notre "paramoteur moyen" :

Variabilités des caractéristiques concernées	moyenne retenue
Puissance : de 15 à 25 ch	$P_{mot} = 20$ ch
Régime : de 7000 à 9400 t/min	$N_{mot} = 8000$ t/min
Rapport de transmission : 2,4 à 3	$R = 2,7$
Masse du GMP (moteur + hélice) : 14 à 22 kg	$M_{mot} = 18$ kg
Diamètre hélice : de 1,00 à 1,30 m	$D_h = 1,15$ m
Poussée statique: 40 à 75 daN (1 daN \approx 1 kg force)	$Tr_0 = 58$ daN

Il est à noter que les hélices de paramoteur, ont cette particularité de posséder un diamètre (plus ou moins grand), un pas qui est fixe ou réglable, des pales dont le nombre peut parfois être impressionnant, elles peuvent être en bois en verre ou en carbone, elles peuvent avoir des protections de B.A. en plastique ou en inconel, des extrémités de pale parfois sophistiquées, des moyeux avec divers entraxes, etc....

Elles ont surtout, un prix. En revanche, ce qu'elles n'ont jamais (du moins sur tous les sites consultés), c'est une Masse, même si, parfois, elles sont caractérisées d'ultralégères ! Fait curieux pour cet indispensable accessoire qui se surajoute à tout ce qu'il faut déjà porter durant la course au décollage...

2.4 - UN NOUVEAU VENU : LA MOTORISATION ÉLECTRIQUE

Relevé sur la plaquette publicitaire du principal constructeur d'aéronef électrique :



Puissance : $P_{mot} = 10$ kW (13 ch)

Diamètre hélice : $D_h = 1,20$ m

Poussée statique : $Tr_0 = 50$ daN

Masse totale

(moteur + module de contrôle + batterie) = 30 kg ...

... pour 25 minutes de vol !

Rappelons que pour une même masse de 30 kg consacrée à la "source de puissance"

$M_{mot} = 18$ kg (pour 20 ch)

+ $M_c = 12$ kg (16 litres de carburant)

total = 30 kg

La durée de vol atteint 2h30, soit 5 fois plus en propulsion thermique qu'en propulsion électrique.



3 - L'ANALYSE OU LE TRAVAIL DE DISSECTION

3.1 - ANALYSE DE LA SITUATION AÉRODYNAMIQUE

... de notre "paramoteur moyen" :

3.1.1 - 1^{ère} manière d'aborder la question : l'approche GLOBALE

$S_p = 22,5 \text{ m}^2$ (surface projetée)

$b_p = 9,6 \text{ m}$ (envergure projetée)

$A_p = 4,1$ et une charge alaire projetée de $M_d/S_p = 5,78 \text{ kg/m}^2$

$F_{\max} = 7,7$

C'est sur la base de cette finesse max que nous allons déduire la valeur de la traînée globale de notre paramoteur moyen.

La finesse max est donnée par la formule suivante :

$$F_{\max} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\pi \cdot A \cdot e}{C_{x_0}}}$$

Avec

e : coefficient d'Oswald ¹ [-]

A : Allongement = b^2 / S [-]

C_{x_0} : Coef. de traînée pure (sans traînée induite) [-]

Comme c'est la surface de traînée pure " SC_{x_0} " qui caractérise l'aéronef, (et non son coefficient " C_{x_0} "), on remplace l'Allongement A par ses composants " b^2/S ", ce qui donne pour la finesse max la formule suivante :

$$F_{\max} = \frac{b}{2} \sqrt{\frac{\pi \cdot e}{S \cdot C_{x_0}}}$$

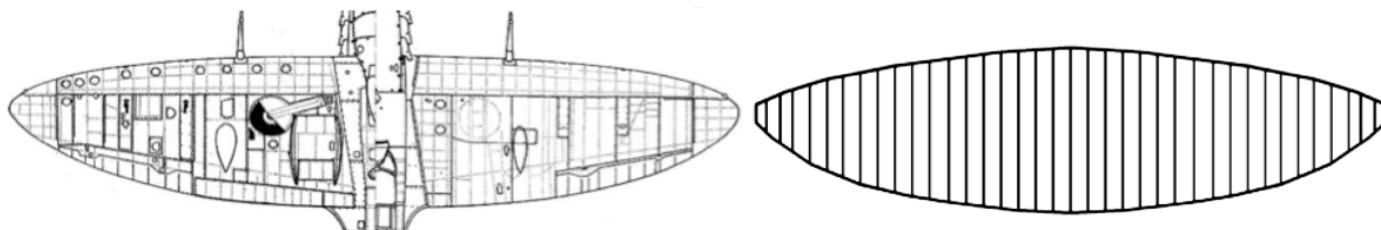
Avec

avec " b " = Envergure [m]

Formule de la quelle on tire " SC_{x_0} " qui est alors :

$$SC_{x_0} = \frac{(\pi \cdot e)}{4} \cdot \frac{b^2}{F_{\max}^2}$$

La forme en plan de la voile des paramoteurs étant fort ressemblante à celle du célèbre Spitfire dont on se plaît à dire qu'elle est "parfaite"... nous lui accorderons la même valeur pour son coefficient d'Oswald : " e " = 0,95



Ce faisant, le produit $(\pi \cdot e) = \pi \times 0,95 \approx 3$

et la formule devient directement fonction du rapport envergure / finesse max. $SC_{x_0} = \frac{3}{4} \cdot \left(\frac{b}{F_{\max}} \right)^2$

$$SC_{x_0} = 0,75 \times (9,6 / 7,7)^2 = 1,166 \text{ m}^2$$

C'est là, la **signature aérodynamique** de notre "paramoteur moyen" ... équivalente à la traînée d'une plaque plane circulaire de 1,22 m de diamètre placée perpendiculairement à l'écoulement !

¹ " e " est un coefficient de correction de l'allongement géométrique pour non répartition idéalement elliptique de la portance en envergure ($e = 1$ pour une aile elliptique, non vrillée et sans fuselage). Dès lors que la répartition de portance en envergure n'est plus elliptique, ce coef. " e " diminue, et le produit " $A \cdot e$ " représente alors un "Allongement aérodynamique".

3.1.2 - Seconde manière d'aborder la question : l'approche DÉTAILLÉE :

Un aéronef de type "paramoteur" ou "parapente" présente 3 éléments qui engendrent de la traînée : la voile, la nacelle (avec son pilote), et les suspentes.

3.1.2.1 - La Voile :

On considèrera ici la voile gonflée comme étant rigide, et donc relativement propre sur le plan du frottement aérodynamique de l'écoulement. La surface soumise au frottement visqueux, est bien entendu la surface développée de l'aile, et plus précisément sa surface mouillée "S_{Ma}" c'est à dire le dessus de la voile et le dessous, soit 2 fois la surface développée. $S_{Ma} = S_d \times 2$

On négligera les surfaces internes de la voile qui ne voient qu'une pression dynamique et pas (ou très peu) de circulation d'air et donc pas de frottement.

Si la surface projetée de notre paramoteur moyen est de $S_p = 22,5 \text{ m}^2$ la surface développée, elle, est de : $S_d = 28 \text{ m}^2$

Avec un coefficient de frottement de 0,0045 (voir § 1.5) la surface de traînée de la voile est donc de :

$$SC_{x0_{voile}} = S_{Ma} \times C_f = 28 \times 2 \times 0,0045 = 0,252 \text{ m}^2$$

$$SC_{x0_{voile}} = 0,25 \text{ m}^2$$

3.1.2.2 - La nacelle (avec son pilote) :

Une nacelle n'étant pas un corps aérodynamique, nous la traiterons comme présentant un écoulement fortement décollé, et donc soumis à des coefficients de pression, avec pour référence une surface frontale de section approximative (lorsque le pilote minimise sa prise au vent en remontant ses jambes) de 0,60 m x 0,90 m, soit une surface frontale de :

$$S_f = 0,54 \text{ m}^2$$

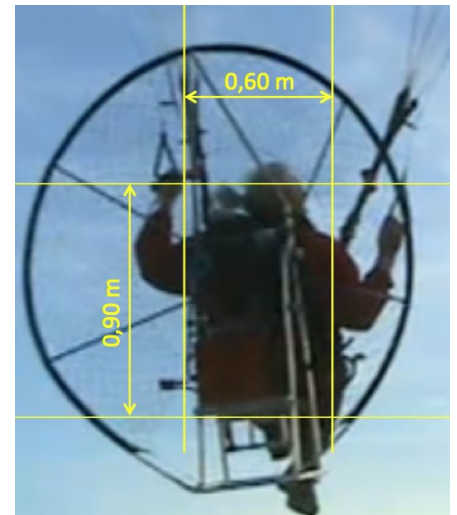
N'étant pas à proprement parlé une plaque plane perpendiculaire à l'écoulement, en raison de l'absence d'angles vifs sur les pourtours, nous adopterons le coefficient de traînée de pression des sphères à savoir :

$$C_{xp} = 0,5 \text{ (voir § 1.5)}$$

En conséquence, la surface de traînée de la nacelle a pour valeur :

$$SC_{x0_{nacelle}} = 0,54 \times 0,5 = 0,27 \text{ m}^2$$

$$SC_{x0_{nacelle}} = 0,27 \text{ m}^2$$



3.1.2.3 - Les suspentes :

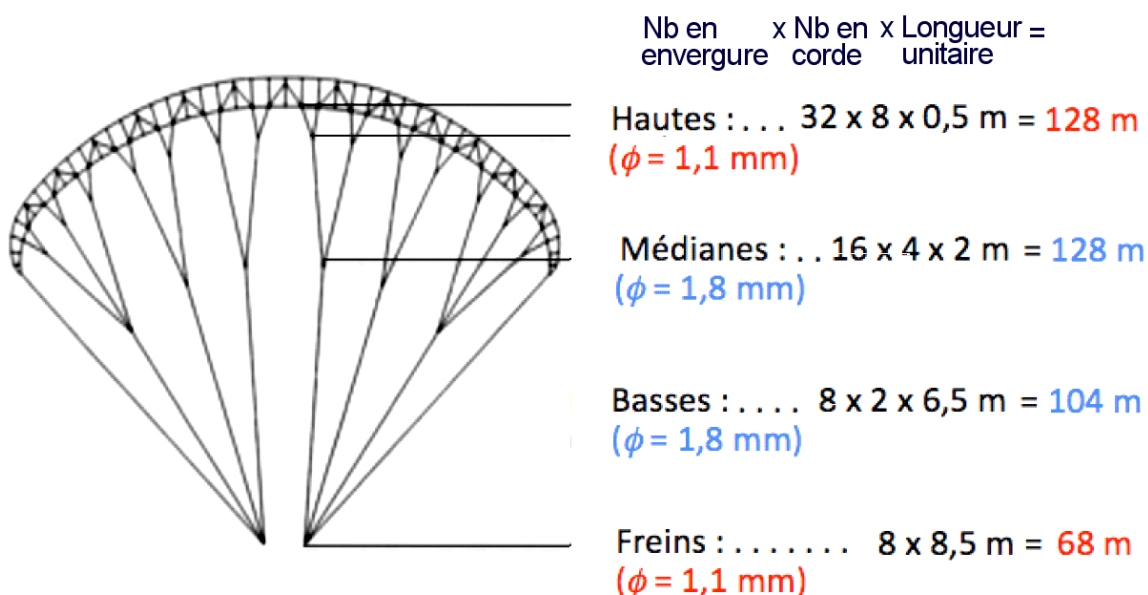
Problématique :

Le nombre de suspentes est lié à l'envergure, donc à l'allongement. Plus l'allongement est important, plus il y a donc de suspentes. Par ailleurs, plus il y a d'Allongement, plus grande est la longueur des suspentes, faute de quoi, l'angle des suspentes extérieurs serait trop grand, et la forme "en tonneau" trop prononcée, avec pour conséquence une instabilité latérale encore plus grande, et un rapport projeté / développé encore plus important.

Il y a donc une limite maximale à l'allongement au delà duquel l'accroissement de traînée dû à la multiplication et l'allongement des suspentes, devient supérieur à la diminution de la traînée induite procurée par les grands allongements, la qualité aérodynamique globale se dégrade donc, l'aéronef paramoteur devenant moins performant...

Bien entendu, les suspentes sont réunies autant qu'il est possible afin de limiter les longueurs exposées au vent relatif. De fait, elles ne sont pas toutes sollicitées de la même façon, aussi, trouvent-on 2 diamètres de suspentes : des suspentes de 1,1 mm de diamètre, et des suspentes de 1,8 mm de diamètre. Ces suspentes sont composées de fibres de kevlar, et d'une gaine de protection qui les solidarise. A noter que certains compétiteurs choisissent des suspentes sans cette gaine de protection, afin de minimiser un peu plus leurs surfaces frontales.

Comme indiqué sur le dessin ci-dessous, il y a des suspentes hautes, médianes et basses, d'épaisseur et de longueurs différentes.



Au final, la surface frontale totale s'établit donc comme suit :

- suspentes hautes : $128 \text{ m} \times 0,0011 \text{ m} = 0,141 \text{ m}^2$
- suspentes médianes : $128 \text{ m} \times 0,0018 \text{ m} = 0,230 \text{ m}^2$
- suspentes médianes : $104 \text{ m} \times 0,0018 \text{ m} = 0,187 \text{ m}^2$
- suspentes freins : $68 \text{ m} \times 0,0011 \text{ m} = 0,074 \text{ m}^2$

Soit un total de : $0,632 \text{ m}^2$

... pour une longueur cumulée de près de 0,5 km !

Ce qui nous donnera avec un $C_{xp} = 1,01$ (voir § 1.5)

Une surface de Traînée de : $SC_{xo_{suspentes}} = 0,632 \times 1,01 = 0,638 \text{ m}^2$

$$SC_{xo_{suspentes}} = 0,638 \text{ m}^2$$

3.1.3 - Comparaison des approches :

La traînée parasite de notre "parapente moyen" obtenue avec l'approche détaillée est donc la suivante :

$$SC_{x0} = SC_{x0\text{voile}} + SC_{x0\text{nacelle}} + SC_{x0\text{suspente}}$$

$$SC_{x0} = 0,25 + 0,27 + 0,638 = 1,158 \text{ m}^2$$

L'approche globale obtenue au moyen de la finesse (vraisemblablement mesurée en vol) et de la caractéristique d'allongement (projeté) étant de 1,166 m², cela nous laisse un petit différentiel de 1,166 - 1,158 = 0,008 m² (un peu moins d'un dm²) pour les bras, les sangles, l'arceau, etc...

La concordance des résultats entre ces 2 approches fait qu'elles se valident mutuellement. La mesure expérimentale de la finesse est ainsi confortée, de même que sont confortés les valeurs retenues pour les coefficients.

On retiendra surtout que la traînée d'un paramoteur est due :

- Pour moitié aux suspentes
- Pour un quart à la voile et
- Pour le dernier quart à la nacelle avec son pilote.

A cela, se rajoute encore la traînée induite (par la portance) pour avoir une image globale de ce que la motorisation devra vaincre pour rendre le vol possible.

Ces diverses sources de traînées, et leurs variations éventuelles, pourront alors être représentées par une polaire qui résumera à elle seule les caractéristiques aérodynamiques de l'aéronef analysé, et qui permettra de calculer l'ensemble de ses performances.

3.1.4 - L'établissement des Polaires :

3.1.4.1 - La Surface de Traînée Induite "SC_{xi}" :

Problématique : si la traînée parasite pure est une grandeur indépendante de la portance, il n'en est pas de même de la traînée induite qui, elle, varie continûment en fonction du carré de cette portance, cette dernière étant elle-même dépendante de la vitesse. Cette traînée parasite est donnée par la formule :

$$SC_{X_i} = \frac{S \cdot C_z^2}{\pi \cdot A \cdot e}$$

Avec

S : Surface de l'aile [m²]

A : Allongement [-]

e : coefficient d'Oswald¹ [-]

C_z : Coef. de portance [-] que l'on "tire" de la formule de la portance :

$$F_z = M_d \cdot g = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z$$

$$C_z = \frac{M_d \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}$$

Avec

M_d = Masse au décollage [kg]

g = accélération terrestre = 9,81 N/kg ou m/s²

ρ = (rho) = masse spécifique de l'air = 1,225 kg/m³ (au sol en standard)

S = S_p = Surface aile (projetée) [m²]

V = Vitesse de vol [m/s]

Attention : s'agissant de portance (et non plus de traînée), les valeurs de surface et d'allongement qu'il conviendra de prendre ne seront plus celles, réelles, de la voile, mais les valeurs de leur projection.

Avec une surface projetée de 22,5 m² et une vitesse de 10 m/s (36 km/h), le coefficient de portance "Cz" aura pour valeur :

$$C_z = \frac{130 \times 9.81}{1/2 \times 1.225 \times 10^2 \times 22.5} = 0.925$$

Ce qui donnera une Surface de Traînée induite "SCxi" de :

$$SC_{X_i} = \frac{22.5 \times (0.925)^2}{3.14 \times 4.1 \times 0.95} = 1.574 \text{ m}^2 \quad (\dots \text{ à } 36 \text{ km/h})$$

3.1.4.2 - Les ordres de grandeurs des forces en jeu :

Pour donner une idée des Forces en jeu, nous allons calculer quelques valeurs des forces de traînée qu'il faudra vaincre pour accéder au vol. Ces efforts étant fonction de la vitesse de vol, nous retiendrons arbitrairement celle de 10 m/s (soit 36 km/h), en raison de sa facilité de calcul.

3.1.4.2.1 - La Traînée Parasite "Fxo":

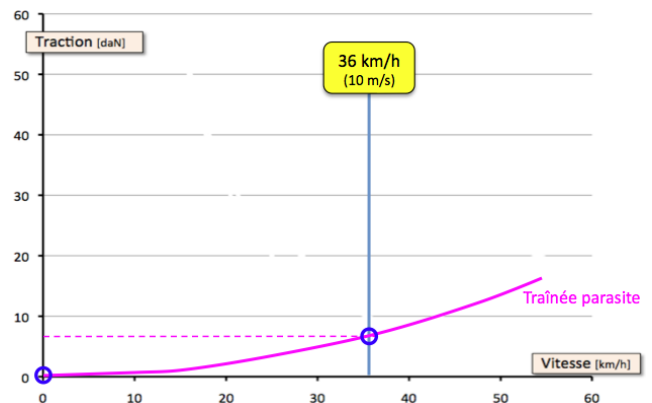
Celle-ci est donnée par la formule :

$$F_{xi} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot SC_{x0} \quad [\text{N}]$$

Avec $SC_{x0} = 1,166 \text{ m}^2$ (§ 3.1.1) à une vitesse de 10 m/s (36 km/h), la force de traînée est égale à :

$$F_{x0} = 0,5 \times 1,225 \times (10)^2 \times 1,166$$

$$F_{x0} = 71,4 \text{ N} \quad \boxed{F_{x0} \approx 7 \text{ daN}}$$



Quelle est la forme de cette courbe ? Si l'on range dans une boîte "□" tous les paramètres qui restent fixes, on a :

$$F_{x0} = 0,5 \times 1,225 \times (10)^2 \times 1,166$$

$$F_{x0} = \square \times \square \times V^2 \times \square \quad \text{soit :} \quad F_{x0} = \square \cdot V^2$$

Nota : pour cette opération de recherche de forme d'une courbe, le contenu de la "boite" n'a aucune importance. La seule condition est que la valeur de chacun des éléments qu'elle contient ne soit pas modifiable.

La courbe "Fxo" est donc une parabole, puisque seul "V" varie selon un carré.

Par ailleurs, si $V=0$ alors $F_{x0} = 0$: La courbe passe donc par l'origine.

3.1.4.2.2 - La Traînée Induite "Fxi":

Celle-ci nous est donnée par la même formule (à l'indice près) soit :

$$F_{xi} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot SC_{xi} \quad [\text{N}]$$

Quelle est la forme de cette courbe ?

$$F_{xi} = 0.5 \cdot 1,225 \cdot V^2 \cdot SC_{xi}$$

$$F_{xi} = \square \cdot \square \cdot V^2 \cdot \boxed{SC_{xi}}$$

$$\boxed{SC_{xi} = \frac{S \cdot C_z^2}{\pi \cdot A \cdot e}}$$

$$C_z = \frac{M_d \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}$$

$$C_z = \frac{\square \cdot \square}{\square \cdot \square \cdot V^2 \cdot \square} = \frac{\square}{V^2}$$

$$\boxed{SC_{xi} = \frac{\square}{\square \cdot \square \cdot \square} \cdot \frac{\square}{V^2 \cdot V^2} = \frac{\square}{V^4}}$$

$$F_{xi} = \square \cdot \square \cdot V^2 \cdot \frac{\square}{V^4}$$

$$\boxed{F_{xi} = \frac{\square}{V^2}}$$

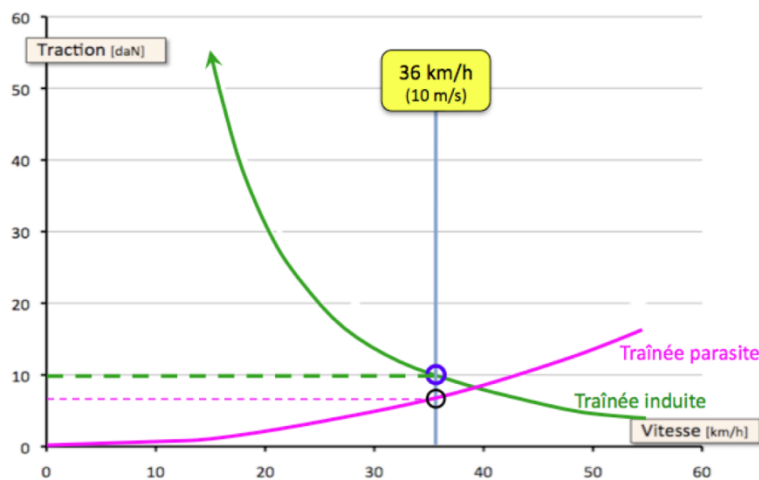
Ainsi, avec "V" au dénominateur, plus "V" grandit, plus Fxi devient petit (Fxi devient nul lorsque "V" tend vers l'infini). Inversement plus la vitesse "V" diminue, plus Fxi devient grand (à V = 0, Fxi est infini).

La courbe (hyperbolique) est donc asymptotique aux axes.

Pour la positionner, il faut encore connaître un point de passage, qui sera celui de la valeur de Fxi pour V = 10 m/s (36 km/h), pour lequel nous connaissons la valeur de la surface de traînée induite qui est :

$$SC_{xi} = 1,574 \text{ m}^2 \text{ (voir § 3.1.4.1)}$$

$$\text{par conséquent : } F_{xi} = 0,5 \times 1,225 \times (10)^2 \times 1,574 = 96,4 \text{ N} \quad \boxed{F_{xi} \approx 10 \text{ daN}}$$



3.1.4.2.3 - La Traînée Globale "Fx" :

Celle-ci n'est, ni plus ni moins, que la somme point par point des 2 traînées précédentes :

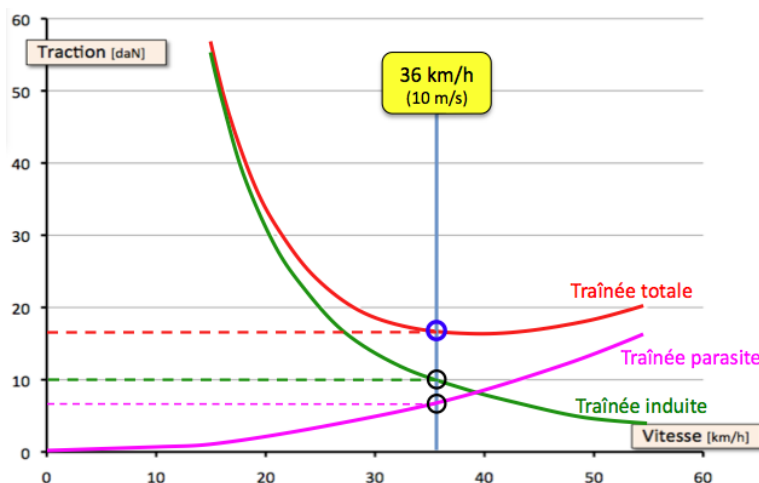
$$F_x = F_{x0} + F_{xi}$$

et, à la vitesse retenue de 10 m/s (36 km/h), Fx aura pour valeur la somme des 2 traînées soit :

$$F_x = 7 + 10 = 17 \text{ daN}$$

Cela dit, cette traînée globale est aussi fonction des mêmes paramètres que ses composantes et l'on peut aussi l'exprimer de la même façon, à la différence que la surface de traînée prise en compte lui sera spécifique :

$$F_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot SC_x \quad [\text{N}] \quad \text{avec } SC_x = SC_{x0} + SC_{xi}$$



Pour ce qui est de la forme de la courbe, on voit bien que si la vitesse augmente au delà de la vitesse où les courbes se croisent, c'est la traînée parasite "Fxo" qui devient dominante et qu'en deçà de cette vitesse de croisement des courbes, c'est la traînée induite "Fxi" qui, devient dominante. Autrement dit, à ce point de vitesse où les courbes se croisent, la traînée globale "Fx" est minimale. Voler plus vite ou voler moins vite demande plus de traction pour vaincre la traînée.

Calculons la valeur de la traction minimale que devra fournir le GMP pour que notre paramoteur moyen puisse se sustenter. Pour cela il convient d'abord de calculer la vitesse où les courbes de traînée se croisent, et où Fxo = Fxi

$$F_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot SC_{x0} = F_{xi} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot SC_{xi}$$

$$SC_{x0} = SC_{xi} = \frac{S \cdot C_z^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad \text{avec } C_z = \frac{M \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}$$

$$SC_{x0} = \left(\frac{M \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S} \right)^2 \cdot \frac{S}{\pi \cdot A \cdot e} \cdot \frac{1}{V^4}$$

D'où, on tire V :

$$V = \sqrt{\frac{Md \cdot g}{1/2 \cdot \rho \cdot S}} \cdot \sqrt{\frac{S}{SCX_0 \cdot \pi \cdot A \cdot e}}$$

Avec :

$$Md = 130 \text{ kg}$$

$$g = 9,81 \text{ m/s}^2$$

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

$$S = 22,5 \text{ m}^2$$

$$SCx_0 = 1,166 \text{ m}^2 ; A = 4,1 \text{ et } e = 0,95$$

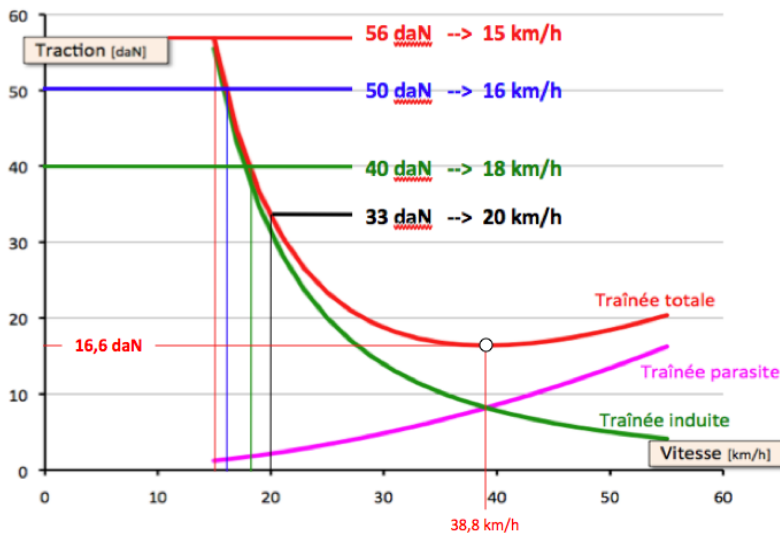
V = 10,78 m/s (38,8 km/h) qui est donc la vitesse où la puissance nécessaire pour maintenir le vol de notre "paramoteur moyen" est minimale.

A cette vitesse, la Traction que doit encore fournir le GMP est de : $F_x = 2 \times F_{x0}$ (puisque $F_{x0} = F_{xi}$)

$$F_x = 2 \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot SCx_0 \text{ [N]}$$

$$F_x = 1,225 \times (10,78)^2 \times 1,166$$

$$F_x = 166 \text{ N (soit 16,6 daN)}$$



Quelques autres valeurs de traînée globale ont été calculées, pour diverses vitesses de vol à forte traînée induite, et placées sur le graphique.

Parmi ces points nous en retiendrons un : celui qui est à la limite du décrochage... ou de l'envol à pied à 18 km/h (5 m/s) et pour lequel la Traînée globale a pour valeur 40,6 daN.

3.1.4.3 - Les polaires :

Un moteur ne délivrant qu'une puissance, et non une traction qui, elle, est le fruit d'une transformation opérée par l'hélice, traction qui par ailleurs est variable en fonction notamment de la vitesse d'avancement, la représentation sous forme de courbes de Forces (de traction et de traînée), est moins parlante (comme nous le verrons plus loin) qu'une représentation sous forme de courbes de puissance.

La puissance étant le produit d'une Force par une vitesse : $P = F \cdot V$

Il s'en suit que la puissance nécessaire au vol "Pn" est égal à $P_n = F_x \cdot V$

$$\text{et que donc : } P_n = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot SCx \cdot V = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^3 \cdot SCx$$

Autrement dit, là où la traînée était fonction du **carré** de la vitesse, la puissance nécessaire, elle, est fonction du **cube** de la vitesse.

3.1.4.3.1 - La Polaire des puissances :

Si l'on reprend notre point de décollage à 5 m/s (18 km/h) qui nécessite pour la sustentation une traction hélice de 406 N (40,6 daN), la puissance nécessaire pour fournir ces 40,6 daN de traction est donc de :

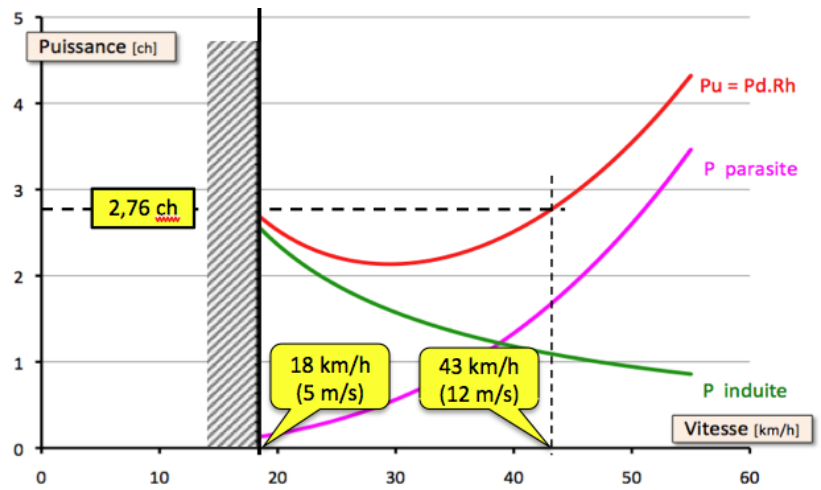
$$P = \text{Force} \times \text{Vitesse}$$

$$P = 406 \times 5 = 2.030 \text{ W (2 kW), soit encore } 2030 / 735,5 = 2,76 \text{ ch}$$

Une petite remarque s'impose : si les mathématiques adorent les points caractéristiques (les infinis, les égalités et les nuls lorsqu'une courbe traverse les axes par exemple), la physique, autrement dit la "nature" n'aime pas ça du tout (elle a, dit-on, horreur du vide !), et les infinis sont toujours synonymes de rupture, d'effondrement, bref de catastrophe.

En l'occurrence, si la traînée induite "Fxi" tend vers l'infini, alors que S, π , A, "e" et Md sont fixes, c'est que c'est "Cz" (le coefficient de portance) qui varie. Or, au delà d'un angle d'incidence qui le caractérise, tout profil décroche.

Le Cz ne monte pas à l'infini et ne dépasse pas un maximum (le fameux "Cz_{max}") limitant de fait le domaine de vol à une vitesse supérieure à sa vitesse de décrochage... ou "d'accrochage" au décollage (zone hachurée).



On remarquera également que si le début du vol nécessite une puissance de 2030 W (2,76 ch), ce besoin de puissance est moindre une fois le vol établi, puisqu'à la vitesse de 10,78 m/s (38,8 km/h), la traînée globale descendue à 166 N ne nécessite plus qu'une puissance de :

$$P = 166 \times 10,78 = 1.789 \text{ W} \quad (1,8 \text{ kW}), \text{ soit encore } 1789 / 735,5 = 2,43 \text{ ch}$$

La puissance de 2030 W autorise donc le vol sur une plage de vitesse allant de 5 m/s (18 km/h) jusqu'à une vitesse de 12 m/s (43 km/h). Au delà, la puissance nécessaire au vol devient évidemment plus importante.

3.1.4.3.2 - Caractéristiques de la Polaire des puissances :

Si l'on reprend la formulation simplifiée de nos diverses forces de traînées (parasite et induite)

$$F_{x0} = \square \cdot V^2 \quad \text{et} \quad F_{xi} = \square / V^2$$

Nous remarquerons qu'en passant en représentation puissance, les équations se modifient de la façon suivante :

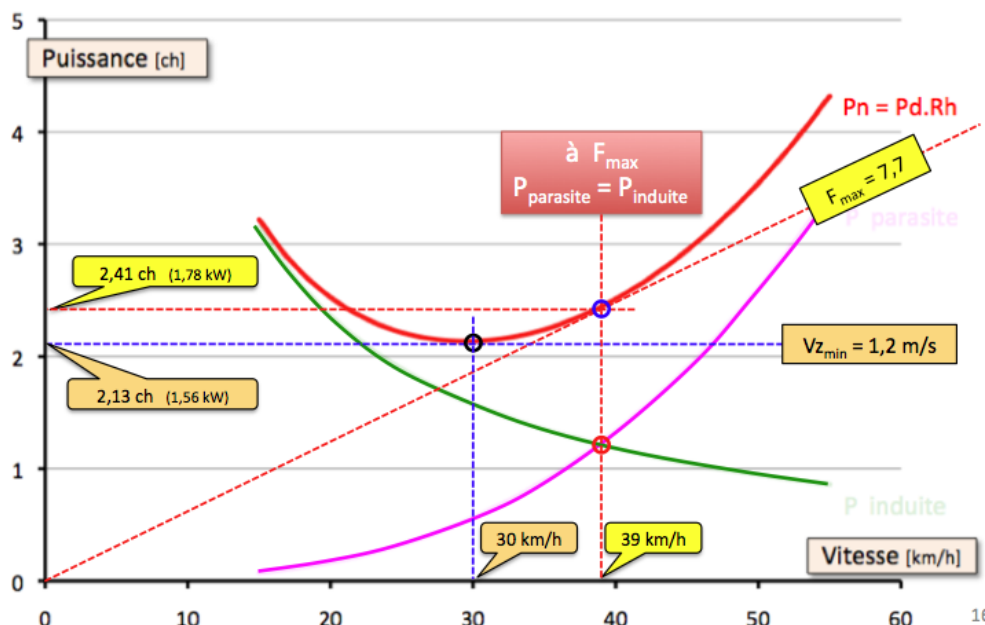
- pour la "puissance parasite" : $P_{x0} = F_{x0} \cdot V = \square \cdot V \cdot V^2 = \square \cdot V^3$
- pour la "puissance induite" : $P_{xi} = F_{xi} \cdot V = \square \cdot V / V^2 = \square / V$

La puissance nécessaire globale "Pn" restant toujours égale à la somme point par point des puissances parasite et induite : $P_n = P_{x0} + P_{xi}$

Le fait que nous ayons des courbes qui passe de V^2 en V^3 pour l'une et de $1/V^2$ à $1/V$ pour l'autre entraîne une déformation de la représentation graphique à l'origine de quelques confusions.

En effet le croisement des courbes se fait toujours à $V = 10,78 \text{ m/s}$ (38,8 km/h), qui est l'abscisse du minimum de FORCE de traînée global "Fx", mais n'est plus l'abscisse du minimum de PUISSANCE nécessaire. En revanche, c'est à cette abscisse que se situe le point de tangence d'une droite passant par l'origine, dont la pente est représentative de la finesse maximale de l'aéronef. Autrement dit lorsque les courbes composantes se croisent, l'aéronef vole à sa finesse maximale.

En représentation FORCE, la finesse max se situe au minimum des forces de traînée, alors qu'en représentation PUISSANCE, la finesse max se situe au point de tangence de la droite passant par l'origine. En revanche, c'est la vitesse de chute mini qui, elle, se situe au minimum de puissance.



Par ailleurs, on sait qu'il y a un rapport constant entre la vitesse de taux de chute mini et la vitesse de finesse max. Ce rapport est de : $3^{1/4}$ soit 1,316 (Jacques MARTI - colloque Joigny 1993 p.91). Ainsi, si la vitesse de finesse max est de 10,78 m/s (38,8 km/h), la vitesse à laquelle aura lieu le taux de chute mini sera de : $10,78 / 1,316 = 8,19$ m/s (29,5 km/h).

Pour exemple nous allons calculer, par étapes, la puissance minimum minimorum nécessaire pour maintenir le vol de notre paramoteur moyen à cette vitesse de 8,19 m/s (29,5 km/h).

1) calcul du C_z de vol

$$C_z = \frac{M_d \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} = \frac{130 \times 9,81}{0,5 \times 1,225 \times (8,19)^2 \times 22,5} = 1,38$$

2) calcul de la surface de traînée induite

$$SC_{xi} = \frac{S \cdot C_z^2}{\pi \cdot A \cdot e} = \frac{22,5 \times (1,38)^2}{3,1416 \times 4,1 \times 0,95} = 3,5 \text{ m}^2$$

3) calcul des forces de traînée :

a) induite : $F_{xi} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot SC_{xi} = 0,5 \times 1,225 \times (8,19)^2 \times 3,5 = 143,8 \text{ N}$

b) parasite : $F_{xo} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot SC_{xo} = 0,5 \times 1,225 \times (8,19)^2 \times 1,166 = 47,9 \text{ N}$

c) globale : $F_x = F_{xo} + F_{xi} = 47,9 + 143,8 = 191,7 \text{ N}$

4) calcul de la puissance nécessaire pour maintenir le vol : ($P = F \cdot V$)

$$P = 191,7 \times 8,19 = 1.570 \text{ W (1,6 kW)}, \text{ soit encore } 1.570 / 735,5 = 2,13 \text{ ch}$$

On notera que ce point étant le point de puissance minimum, toute augmentation de vitesse, ou toute diminution de vitesse, se traduira par : une nécessité de puissance supplémentaire pour maintenir le vol, faute de quoi on aura une augmentation du taux de chute. Autrement dit ce point marque le point d'entrée dans le vol au second régime...

Afin de compléter les données sur ces 2 points caractéristiques, calculons encore leurs taux de chutes respectifs (moteur calé) : donnés par la formule $V_z = P / M_d \cdot g$

A la finesse max

$$P_n = 1.789 \text{ W (2,43 ch)} \text{ pour } V = 10,78 \text{ m/s (38,8 km/h)} \quad (\S 3.1.4.3.1)$$

$$V_z = 1.789 / (130 \times 9,81) = 1,40 \text{ m/s}$$

A V_z mini $P_n = 1.570 \text{ W (2,13 ch)} \text{ pour } V = 8,19 \text{ m/s (29,5 km/h)}$

$$V_z = 1.570 / (130 \times 9,81) = 1,23 \text{ m/s}$$

Remarque et réserve : Encore une fois, notre compétence en matière de voile souple est limitée. C'est la raison pour laquelle nous nous cantonnons dans la zone centrale de la polaire qui suit une loi d'évolution "normale". Il n'est pas exclu, qu'en raison de déformations de la voile, la polaire présente des points de divergence notamment à ses extrémités : près du décrochage, ou à grande vitesse. Ce sont là des aspects qu'il serait judicieux de vérifier en soufflerie.

3.2 - ANALYSE DE LA SITUATION ÉNERGÉTIQUE ...

... de notre "paramoteur moyen" :

3.2.1 - 1^{ère} manière d'aborder la question : L'approche Globale :

Comme nous l'avons vu dans le § 3.1, les puissances minimales nécessaires pour le vol sont relativement modestes :

$P = 2,13 \text{ ch}$ pour le vol à $V = 8,19 \text{ m/s}$ (29,5 km/h) ($V_z \text{ mini}$)

$P = 2,43 \text{ ch}$ pour le vol à $V = 10,78 \text{ m/s}$ (38,8 km/h) (F_{max})

$P = 2,76 \text{ ch}$ pour le vol à $V = 5 \text{ m/s}$ (18 km/h) (décollage)

Or, les puissances communément installées sont de l'ordre de 15 à 25 ch (20 ch pour notre paramoteur moyen).

Comment se fait-il que, à poussée (statique) équivalente (40 à 75 daN), les puissances installées soient de 6 à 10 fois supérieures aux puissances réellement nécessaires ?

1^{er} élément de réponse :

Entre "Pu" la puissance utile fournie par le GMP (qui doit au moins être égale à "Pn" la puissance nécessaire au vol), et "Pd" la puissance disponible sur l'arbre (donc après le réducteur), il y a un rendement hélice installée "Rhi",

... installée derrière un mur !

$$P_n = P_u = P_d \cdot R_{hi}$$

$R_{hi} = P_u / P_d = 2,43 / 20 = 0,1215$ $R_{hi} = 12 \%$! (rendement du réducteur inclus). Si l'on admet un rendement de 0,9 pour ce réducteur,

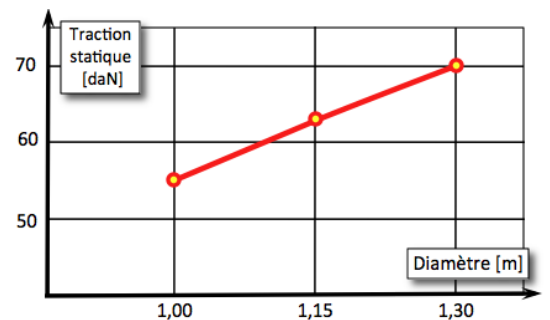
$P_u = 20 \times 0,9 = 18 \text{ ch}$ et donc $R_{hi} = 2,43 / 18 = 0,135$ soit

$$R_{hi} = 13,5 \%$$

2^{ème} élément de réponse :

Voici les poussées statiques annoncées (et vraisemblablement mesurées) par un constructeur sur la base d'un même moteur de 22 ch muni de diverses hélices :

- Bipale de 1,30 m : 70 daN
- Bipale de 1,15 m : 63 daN
- Tripale de 1,00 m : 55 daN
-



1^{er} constat : la poussée augmente avec le diamètre hélice.

2^{ème} constat : la dépendance de la poussée au diamètre n'est pas perturbée par le nombre de pales.

Les questions qui se posent sont donc les suivantes :

- Que signifie un rendement de 12 % ?
- Y a-t-il une relation entre le très (trop ?) faible diamètre hélice et le très faible rendement ?

Réponse à la première question :

Un rendement de 13 % signifie simplement que 87 % de l'énergie est transformée :

- En fumées (CO_2 et autres)
- En bruit, en chaleur
- en vent

Autrement dit, si le GMP est un **propulseur** médiocre, c'est en revanche un excellent **ventilateur** !

La réponse à la seconde question nécessite de passer à l'approche détaillée.

3.2.2 - 2^{ème} manière d'aborder la question : L'approche Détaillée :

"Rhi", le rendement de l'hélice installée est composé de 3 rendements partiels :

- Un Rendement Propulsif "Rp" (dit encore rendement de Froude, du nom de celui qui l'a formalisé). Il s'agit d'un rendement théorique maximum... indépassable.
- Un Rendement de Forme "Rf" (qui résulte de pertes dues aux traînées de frottement et induite des pales, du profil utilisé, de la mise en rotation du flux d'air, des tourbillons marginaux, etc...). Bref, c'est ce qui différencie le rendement théorique du rendement pratique...
- Un Rendement d'Installation "Ri" qui est fonction de tout ce qui gêne l'écoulement aussi bien devant que derrière le disque hélice.

$$R_{hi} = R_p \cdot R_f \cdot R_i$$

Examinons de plus près ces divers rendements :

3.2.2.1 - Le Rendement de Forme "Rf" :

Commençons par "Rf", puisque c'est celui qui fait l'objet de toutes les attentions de la part des constructeurs... C'est malheureusement aussi celui dont il y a le moins à attendre en terme d'amélioration !

"Rf" varie faiblement (entre 85 et 90 %). Autrement dit, il y a 10 à 15 % de pertes très faiblement compressibles dues au nombre de pales, leur profil, leurs tourbillons marginaux, la non homogénéité des vitesses induites, la mise en rotation du flux d'air, etc...). Ce rendement est une donnée physique incontournable sur laquelle il n'y a que très peu à gagner (3 à 4 % au maximum).

C'est dans cette catégorie d'améliorations que l'on rangera les extrémités de pale avec winglet, windbreak, windspoon, extrémité à flèche prononcée, à flèche inverse, formes en plan, droite, brisée, courbe en serpette, nombre de pales variant jusqu'à 6, voire plus (soufflantes), profils divers, dispositifs à fente, biplane à extrémité jointive, etc...



3.2.2.2 - Le Rendement d'Installation "Ri" :

Ce rendement peut varier de façon très significative... surtout si :

- la surface de traînée "SCxo" de la nacelle est grande et
- la surface "Sh" du disque hélice est petite.

$$R_i = 1 - \frac{SC_{xo}}{Sh}$$

Le rendement "Ri" est directement fonction du rapport entre la surface du disque propulseur et la surface de traînée du corps qui s'oppose à l'écoulement

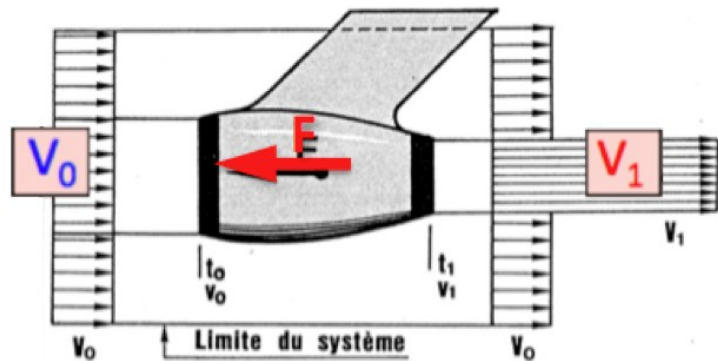
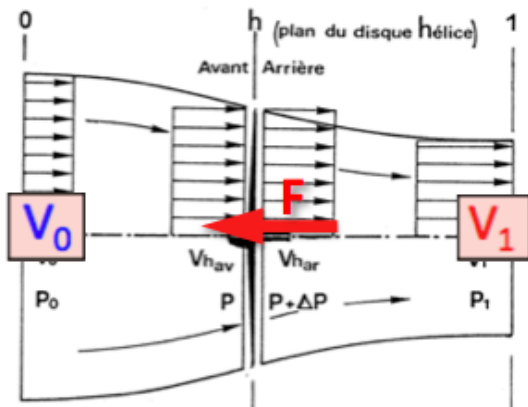
3.2.2.3 - Le Rendement Propulsif "Rp" : ou rendement idéal (sans perte aérodynamique)

Bien que théorique, ce rendement peut varier du tout au tout... puisqu'il est en mesure de varier de 0(+) % à 100(-) %

C'est le point fondamental à ne surtout pas négliger !
 Mais qu'est ce donc que ce Rendement Propulsif ?

Du point de vue propulsif, il n'y a aucune différence entre un réacteur et une hélice :

- Tous deux sont des transformateur d'énergie
- tous deux accélèrent (de V_0 à V_1) un flux d'air vers l'arrière pour obtenir (par réaction) une force orientée vers l'avant.



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

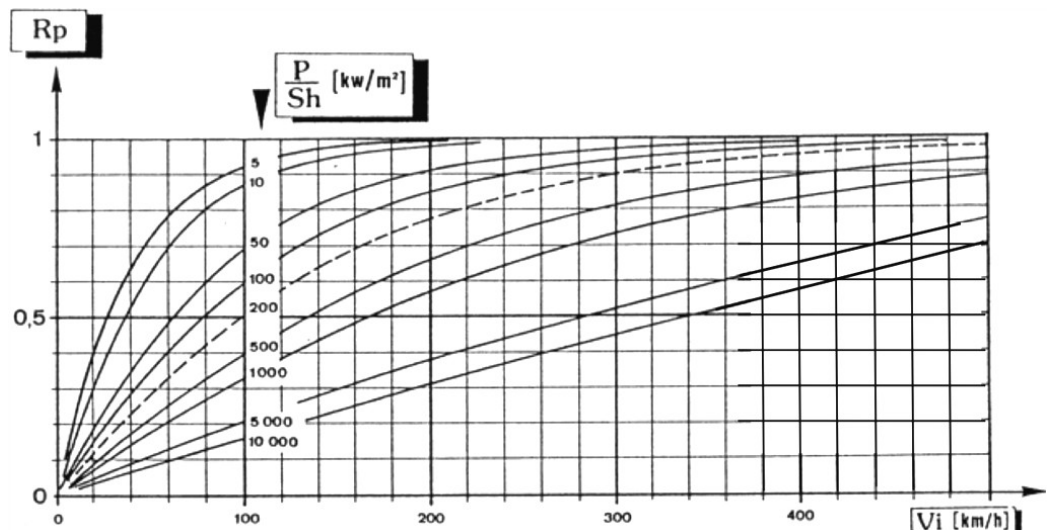
Le rendement Propulsif (ou rendement de Froude) est donné par la formule dans laquelle seule est prise en compte la différence de vitesse.

On notera que si V_0 tend vers zéro, le rapport (V_1/V_0) tend vers l'infini, en conséquence de quoi "Rp" tend vers zéro. C'est la raison pour laquelle le rendement propulsif, en statique, est nul.

On notera aussi que moins V_1 est accéléré (et donc proche de V_0) plus "Rp" se rapprochera de 100 %. En d'autres termes, le rendement propulsif devient maximal lorsque **la masse d'air la plus grande possible est accélérée le plus faiblement possible...** c'est juste l'inverse de la problématique du ventilateur !

Le graphique qui suit a été construit sur la base de la formule ci-dessus avec quelques transformations pour le paramétrer avec une autre grandeur facilement manipulable : la puissance alaire (kW / m^2) injectée sur le disque hélice.

Ce graphique donne l'évolution du rendement propulsif en fonction de la vitesse d'avancement pour diverses puissances alaire. Très rapidement, on se rend compte que plus cette puissance alaire est importante plus l'aéronef doit voler vite pour retrouver des rendements propulsif acceptables (avec un réacteur simple flux dont la puissance alaire est



de l'ordre de 10.000 kW/m², des rendements correctes ne peuvent s'obtenir qu'au voisinage des vitesses soniques). Inversement, plus la vitesse d'avancement est lente, plus faible doit être la puissance alaire.

Revenons à l'analyse de notre paramoteur moyen, et voyons ce qu'il en est des divers rendements.

3.2.3 - Comparaison des approches :

1) Rendement propulsif :

Avec son hélice de 1,15 m de diamètre, la surface du disque fait :

$$Sh = \pi \cdot D^2 / 4 = 3,14 \times (1,15)^2 / 4 = 1,04 \text{ m}^2$$

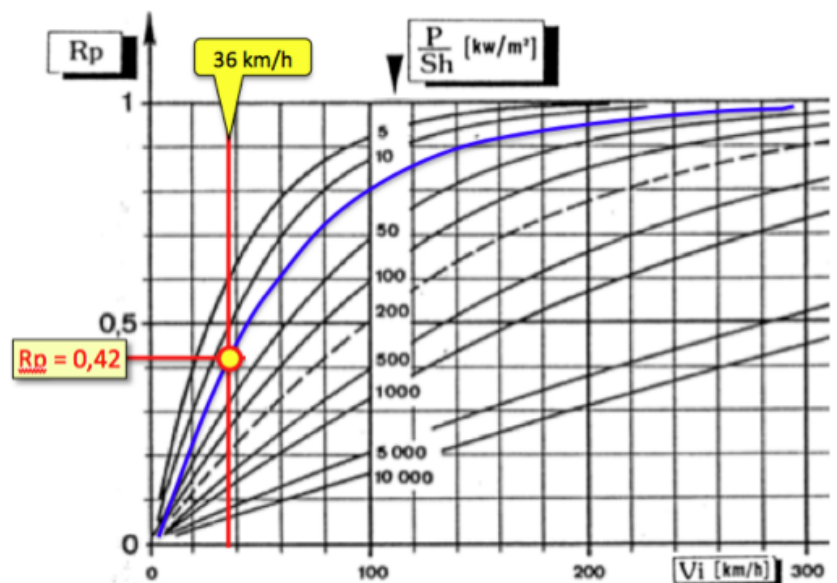
La puissance injectée est de 14,71 kW (20 ch x 0,7355), et la puissance alaire est donc de

$$P/Sh = 14,71 / 1,04 = 14,1 \text{ kW/m}^2$$

Notre paramoteur va donc se trouver sur une courbe intermédiaire située entre les courbes de 10 et de 50 kW/m². On fera évidemment attention au fait que ces courbes s'étagent de façon logarithmique, et que la courbe de 14 kW/m² se situe grosso modo à mi-chemin entre celles de 10 et de 50 kW/m².

En traçant une verticale à 36 km/h (10 m/s), celle-ci coupe notre courbe des rendements propulsifs à environ Rp = 0,42.

Autrement dit, notre paramoteur présente un rendement propulsif de 42 %, qui reste un maximum théorique...



2) rendement de forme :

On restera dans des valeurs classiques et l'on admettra des pertes aérodynamiques pour 15 % soit un rendement de forme Rf = 0,85

3) Rendement d'installation :

Si l'hélice avait été montée devant la nacelle (ou loin derrière), le SCxo qu'on aurait pu retenir, aurait été de : SCxo = 0,27 m² (Sf = 0,54 m² x Cxp = 0,5) c'est à dire avec un Cxp de "sphère"

Or, l'hélice est collée juste derrière le pilote, et elle ne voit qu'un mur devant elle. On retiendra donc un Cxp de plaque plane, soit : Cxp = 1,1 ce qui donne :

$$SCxo = 0,54 \text{ m}^2 \times 1,1 = 0,59 \text{ m}^2$$

Ce faisant le rendement d'installation aura pour valeur :

$$Ri = 1 - (SCxo / Sh) = 1 - (0,59 / 1,04) = 0,43$$

4) Rendement de l'hélice installée :

$$Rhi = Rp \cdot Rf \cdot Ri = 0,42 \times 0,85 \times 0,43 = 0,153$$

$$\boxed{Rhi = 15 \%}$$

Comme dans l'analyse de la situation aérodynamique où les résultats obtenus par l'approche globale confortaient ceux obtenus par l'approche détaillée, nous avons ici également, dans l'analyse de la situation énergétique, obtenu des résultats très concordants. Avec un rendement d'hélice installée Rhi = 12 à 13,5 % pour l'approche globale (selon que l'on prend la puissance en sortie du moteur ou celle en sortie de réducteur), et Rhi = 15 % pour l'approche détaillée, nous avons un niveau de concordance qui fait que ces 2 approches, se valident mutuellement.

4 - CONSIDÉRATIONS MÉTHODOLOGIQUES

4.1 - ANALYSE VERSUS SYNTHÈSE :

Tout ce qui précède constitue un travail de dissection, purement analytique (si l'on veut se payer de mots, on parlera de "rétro engineering", en français rétro conception !) : on prend un objet, on le décompose en autant d'éléments que nécessaire et on évalue chacun des composants dans ses relations avec les autres. C'est la méthode de rêve pour l'enseignement, d'autant qu'elle autorise (favorise) un travers largement répandu : celui du saucissonnage du savoir.

Si la méthode analytique est indispensable pour la compréhension et la diffusion du savoir élémentarisé, elle se trouve rapidement limitée lorsqu'il s'agit de faire appel au stock des savoirs pour générer quelque chose de nouveau qui ne soit pas reproduction sous une forme plus ou moins différente de quelque chose de déjà connu.

Il se trouve (ici comme ailleurs, mais en aéronautique la chose est bien plus sensible), que l'objet conçu est souvent considéré comme un agrégat d'éléments pris "sur étagère". On s'imagine souvent qu'un "bon moteur", avec une "bonne cellule", et une "bonne hélice", débouchera fatalement sur un "bon aéronef". La pensée dominante, mono factorielle, sera même persuadée qu'amener à ses limites qualitatives un facteur (même s'il s'agit du facteur dominant) aboutira, tout aussi fatalement sur la résolution du problème que l'on se sera posé, en oubliant que dans le même temps tous les autres facteurs se seront dégradés parce que, précisément, on avait oublié qu'ils étaient tous interdépendants. Les déconvenues en la matière sont légions...

Dans ce qui va suivre, et bien qu'il ne s'agisse que de simples "améliorations" (et non de "conception ab initio"), nous allons mettre en œuvre les principes de la méthode synthétique qui consiste à considérer l'objet dans sa globalité, c'est à dire essentiellement comme un ensemble d'éléments en interactions équilibrées permanentes, sans jamais perdre de vue l'objectif final à l'origine de l'opération.

A la différence de ce qui est communément pratiqué, ce n'est pas l'objet en devenir qui va déterminer des perspectives d'utilisation, mais c'est l'utilisation préalablement définie, ainsi que les contraintes du Cahier des Charges, qui vont déterminer l'objet en devenir, en définissant les équilibres d'interactions entre les éléments constitutifs.

4.2 - PROFIL DE MISSION (PDM) & CAHIER DES CHARGES (CdC) :

Bien que ne s'agissant que d'améliorations (terme relatif, et a priori subjectif), cela suppose néanmoins :

- que soit préalablement défini l'objet de l'amélioration qui ne peut être que ceux du PDM (profil de mission) et/ou de son coût, et
- que soit posé un CdC (Cahier des Charges) si possible chiffré afin de réduire l'aspect subjectif.

Le vol ayant été inventé depuis plus d'un siècle, être simplement "en l'air" ne constitue plus un PDM suffisant dès lors qu'il est question d' "amélioration" (en l'absence de CdC explicite, on peut évidemment retenir les caractéristiques issues de l'analyse comme étant celles que le concepteur est supposé avoir poursuivi quand il a produit sa machine).

Cela suppose également que soit défini des CRITÈRES de qualité qui sont nos outils de mesure avec lesquels l'appareil analysé est évalué, et avec lesquels seront explorés les diverses solutions d'améliorations.

Cela suppose enfin que soient définies les LIMITES de qualités à atteindre, faute de quoi l'opération d'amélioration perdrait tout sens.

4.3 - CONCRÈTEMENT ...

4.3.1 - Le Profil de Mission de notre paramoteur moyen :

S'agissant d'un aéronef destiné à une activité purement de loisir, comme tel celui-ci devra pouvoir : être le plus facilement mis en œuvre, être facilement pilotable, être facilement transportable dans un coffre de voiture et... naturellement offrir le vol au moindre coût, et avec le moins de tracasseries possible (règlement, entretien, sécurité).

Le profil de mission est donc des plus rudimentaires puisqu'il se résume en gros à mettre "en l'air" un individu de 87 kg pour une durée raisonnable, qui devra commencer à courir avec 38 kg sur le dos (130 kg - 5 kg voile - ses 87 kg)

On notera que la distance franchissable et l'altitude vol qui complètent généralement les PdM de type "voyage", sont ici remplacés par une durée de vol, l'altitude se résumant le plus souvent à "raser les pâquerettes".

4.3.2 - Le Cahier des Charges de notre paramoteur moyen :

Celui-ci étant équipé d'un moteur 2 temps de 20 ch, et d'un réservoir contenant 15 litres de carburant, soit 10,8 kg (15 x 0,72 de densité pour l'essence), nous en déduisons (compte tenu que la consommation spécifique d'un 2 temps de cette puissance qui est de l'ordre de 0,35 kg/ch.h) qu'il a été conçu pour voler durant une durée de vol de : $DdV = 10,8 / (20 \times 0,35) = 1,54 \text{ h}$ (1 h 32'), soit en gros une heure et demie, ce qui est largement suffisant, la très grande majorité des vols n'excédant pas l'heure de vol, et la sécurité en cas de panne se limitant à l'acceptation du fait que l'on était déjà sous un... parachute.

Pour le reste notre CdC supputé, reprend les données déjà évoquées au § 2.2 et se présentera donc comme suit :

- | | |
|---|---------------------------------------|
| • Masse utile | Mu= 87 kg |
| • Masse maxi portée (course de décollage) | < 38 kg |
| • Vitesse maximale | V _{max} = 50 km/h (13,9 m/s) |
| • Taux de chute minimal | Vz _{min} < 1,2 m/s |
| • Finesse maximale | F _{max} > 7,7 [-] |
| • Durée de vol | ≈ 1 h 30' |

On notera que la Masse maxi au décollage "Md" ne fait pas parti du CdC, sauf si une contrainte supplémentaire (d'ordre généralement réglementaire), venait s'y surajouter, de même que n'y figure pas la puissance motrice à installer. Ce sont là des "retombées" qui seront plus ou moins importantes selon le savoir-faire (ou le non savoir-faire) du concepteur.

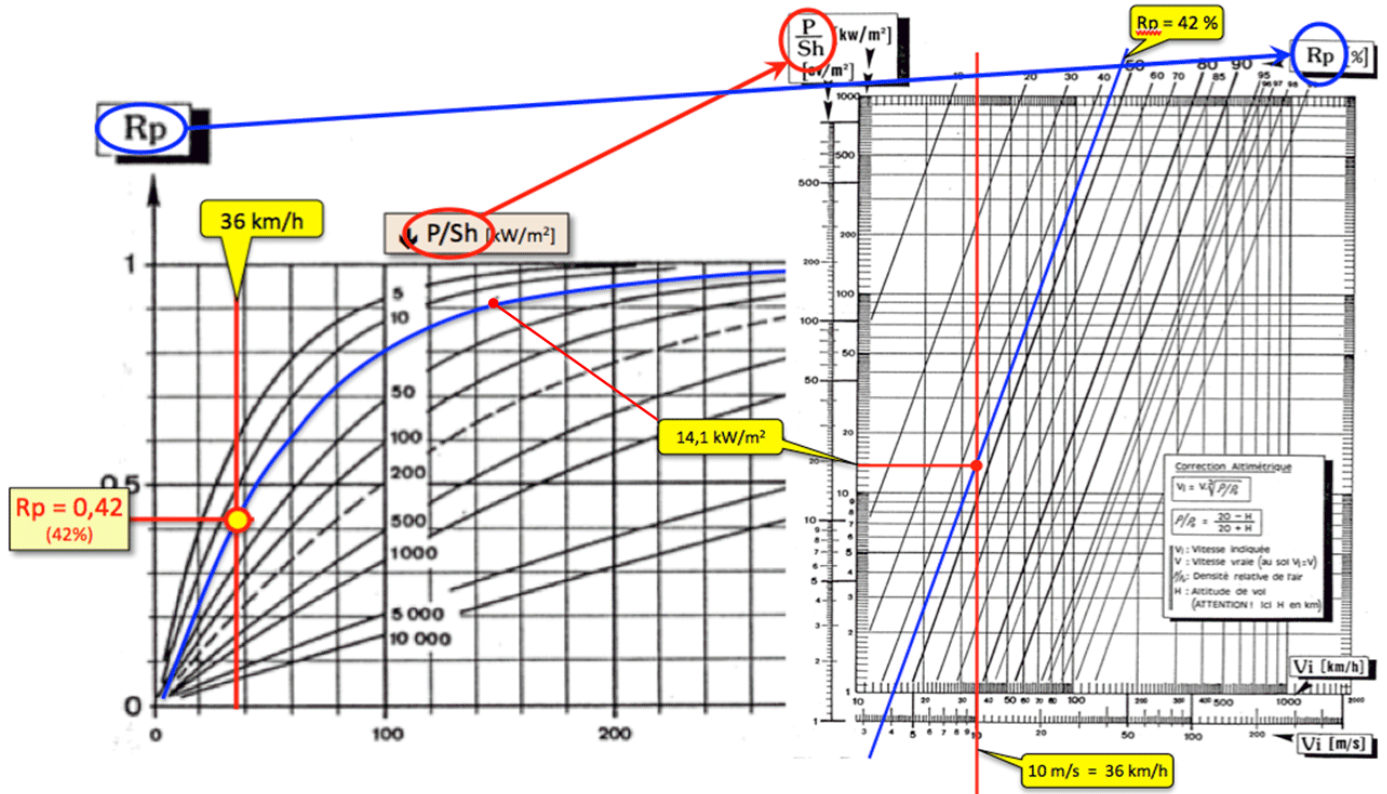
4.3.3 - Adaptation d'un abaque à une utilisation synthétique :

Avant de poursuivre cet exposé, et pour bien préciser la différence d'approche, nous allons interchanger 2 paramètres sur notre dernier graphique qui, de simple représentation explicative va devenir un véritable outil de conception.

Les modifications apportées sont donc les suivantes :

- L'échelle paramétrique "P/Sh" (puissance alaire sur le disque hélice) devient la nouvelle ordonnée. On notera que l'étagement logarithmique des courbes aura été conservé puisque l'on aura adopté une échelle logarithmique pour la nouvelle ordonnée.
- Le paramètre "Rp" du rendement propulsif qui était l'ordonnée de "sortie", devient un paramètre d'entrée ;

- L'échelle linéaire des vitesses en abscisse, a également été transformée en échelle logarithmique. Le grand avantage de cette représentation log-log, étant que les courbes "Rp" de rendement propulsif ont été transformées en droites, par ailleurs toutes parallèles.



Ce type de représentation présente un certain nombre d'avantages :

- Contrairement à une courbe, une droite n'est définie que par 2 points.
- Si l'on sait par ailleurs, que ces droites sont parallèles, un seul point suffit alors pour positionner les "courbes" suivantes.
- Les échelles logarithmiques ne possédant pas de zéro, celle-ci peuvent être prolongées autant que nécessaire par rajout d'un module comme nous allons le voir ultérieurement dans un exemple.

Les mêmes paramètres ($V=36 \text{ km/h}$; $R_p = 42 \%$; $P/Sh = 14,1 \text{ kW/m}^2$), ont été reportés sur les 2 graphiques afin de bien montrer la similitude de leurs rapports, mais surtout pour souligner la différence qu'il y a dans l'utilisation de l'abaque.

A la différence de ce qui se pratique dans l'analyse, on choisit à présent le rendement propulsif que l'on veut obtenir et l'on obtient en sortie les conditions qu'il faudra réunir pour que soit effectivement atteint ce rendement. Bien évidemment ces conditions à réunir auront des conséquences qui seront alors à discuter. En cas de non acceptation, la diminution des exigences initiales en termes de rendement propulsif, amènera un nouveau de tableau de conséquences... et ce, jusqu'à acceptation définitive.

A ce stade aura été fixé d'emblée le niveau de qualité de l'adaptation hélice avant même que ne soit connus tous les autres paramètres dimensionnant de l'aéronef en devenir !

5 - LA SYNTHÈSE OU LE RETOUR DU CONCEPTUEL

5.1 - AMÉLIORATION DE LA SITUATION ÉNERGÉTIQUE :

Bien que la situation aérodynamique de l'aéronef ne soit guère brillante, sa situation énergétique, avec moins de 15 % de rendement global pour l'hélice installée est franchement catastrophique.

Ces plus de 85 % de pertes dans l'adaptation de l'hélice vont donc constituer notre tout premier GISEMENT D'ÉNERGIE.

Sachant que "Rf" (le rendement aérodynamique de "forme") est quasiment incompressible au delà de 90 %, il nous faudra d'emblée tabler sur un rendement propulsif "Rp" de 92% pour tenter d'obtenir un rendement d'hélice installée "Rhi" d'au moins 80 %.

$$R_{hi} = R_p \cdot R_f \cdot R_i$$

Quelles sont alors les conditions qu'il faudra réunir pour obtenir un "Rp" correct de 92 %, pour une vitesse de 12 m/s (43 km/h) ? (la vitesse de 12 m/s est la vitesse qui nécessite la même puissance que celle du décollage à 5 m/s (18 km/h)).

-1- « Rp » Le Rendement propulsif

Pour commencer, on tracera une oblique parallèle à Rp = 92 %, puis une verticale à V = 12 m/s... pour se rendre compte que le point d'inter-section est en dehors du graphique !

C'est là que la représentation log-log trouve tout son intérêt, car il suffit alors de rajouter un module sur l'ordonnée, pour pouvoir obtenir la valeur de "P/Sh" du point d'intersection qui est ici de :

$$P/Sh = 0,48 \text{ ch/m}^2$$

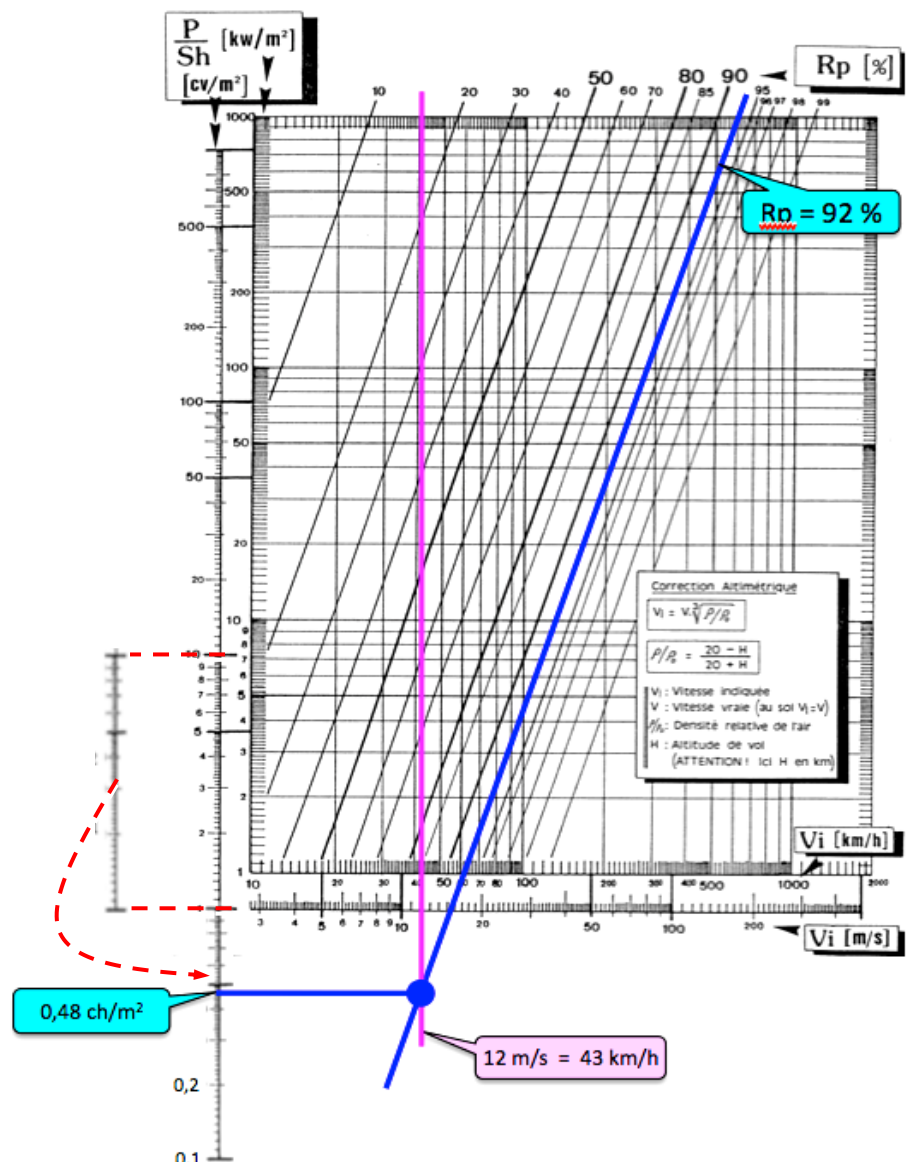
Pour une puissance de 20 ch, une puissance alaire aussi faible nécessite donc une énorme surface de disque hélice de :

$$Sh = 20 / 0,48 = 41,7 \text{ m}^2,$$

Soit un diamètre hélice de :

$$Dh = 7,28 \text{ m} !$$

On se rappellera (§ 3.1.4.3.1) que notre "paramoteur moyen" n'a nullement besoin de 20 ch pour se mouvoir, mais de seulement 2,76 ch (2030 W) pour couvrir toute la plage de 18 à 43 km/h.



Ainsi, en optant pour un moteur de 4 ch (soit 2,9 kW) disponible en sortie de réducteur, la surface du disque hélice n'est plus alors que de :

$$Sh = 4 / 0,48 = 8,33 \text{ m}^2, \text{ soit un diamètre hélice de : } Dh = 3,25 \text{ m}$$

Ce n'est évidemment pas rien, et cela nécessite un axe d'hélice qui soit au moins à hauteur de tête d'homme. Cette situation est-elle rédhibitoire ? C'est ce que nous allons voir.

Pour l'heure, rappelons simplement qu'il y a déjà eu des tentatives chez les parapentistes pour installer des hélices à propulsion musculaire (Puissance disponible continue : $P_d = 300 \text{ W}$, soit 0,4 ch

Dans cet exemple :

$D_h = 3,05 \text{ m}$; $N_h \approx 160 \text{ t/min}$;
poussée statique 7 daN... bien entendu insuffisant pour notre paramoteur moyen qui nécessite un peu plus du double de traction.

Pour information, ce système avec pales repliables pesait 12 kg, et ne permettait que de ralentir le taux de chute en augmentant de 3 à 4 point la finesse de l'ensemble.



-2- Rendement aérodynamique de forme "Rf" :

En soignant la forme des pales (vrillage optimal), et en réduisant la vitesse périphérique (bruit), entre 50 et 150 m/s (contre les 200 m/s habituels), les pertes aérodynamiques peuvent être ramenées à moins de 10 %, soit $R_f = 0,9$ (ou 90 %)

-3- Rendement d'installation "Ri" et rendement global hélice installée "Rhi" :

Selon la configuration qui sera retenue pour le positionnement de l'hélice par rapport à la nacelle, les coefficients de pression "Cxp" à appliquer à la nacelle de surface frontale de $0,54 \text{ m}^2$ s'étaleront de 1,1 à 0,01. Ce faisant les surfaces de traînée parasite "SCxo" de la nacelle varieront comme suit :

$$R_i = 1 - \frac{SC_{x0}}{Sh}$$

- $SC_{x0} = 0,54 \times 1,1 = 0,594 \text{ m}^2$ (hélice plaquée dans le dos)
- $SC_{x0} = 0,54 \times 0,5 = 0,270 \text{ m}^2$ (hélice devant la nacelle ou dégagée en arrière)
- $SC_{x0} = 0,54 \times 0,01 = 0,006 \text{ m}^2$ (hélice totalement dégagée)

Et, avec $Sh = 8,33 \text{ m}^2$ des "Ri" puis des "Rhi" (rendement hélice installée) seront respectivement de :

- $R_i = 1 - (0,594 / 8,33) = 0,929$ soit $R_{hi} = 0,92 \times 0,9 \times 0,929 = 0,77$
- $R_i = 1 - (0,270 / 8,33) = 0,967$ soit $R_{hi} = 0,92 \times 0,9 \times 0,967 = 0,80$
- $R_i = 1 - (0,006 / 8,33) = 0,999$ soit $R_{hi} = 0,92 \times 0,9 \times 0,999 = 0,83$

Le diamètre hélice de 3,25 m, générant une surface du disque très largement plus importante que la surface frontale de la nacelle, fait que la traînée de cette dernière n'a que peu d'impacte sur le rendement d'installation (Rhi variant de 77 à 83 %).

Autrement dit une grande hélice de 3,25 m de diamètre couplée à un moteur donnant 4 ch en sortie de réducteur, donne des puissances utiles "Pu" (puissance de propulsion en "sortie d'hélice") de respectivement : 3,08 ch ; 3,20 ch et 3,31 ch toutes largement suffisantes pour contrer "Pn" la puissance nécessaire pour vaincre l'ensemble des traînées.

Reste que cela pose deux questions : celle, majeure, de la configuration d'ensemble pour placer une telle hélice, et celle du taux de réduction.

5.1.1 - Problématique de la configuration

5.1.1.1 - Hélice traditionnelle :

Avec un diamètre hélice de 3,25 m, la configuration habituelle avec hélice dans le dos est évidemment à exclure. Si l'hélice est placée en avant du pilote (moteur dans le dos avec l'axe d'hélice passant au dessus de sa tête), l'affaire reste jouable (cercle jaune ci-contre).

Avantage de la configuration : pas de protection nécessaire pour les suspentes (mais attention au couple gyroscopique !).

Le régime optimal étant de 600 t/min (voir plus loin la méthode d'optimisation), la vitesse périphérique n'est plus alors que de 102 m/s, avec pour avantage immédiat une réduction très importante du bruit généré.

Le réducteur en revanche devra présenter un taux de réduction conséquent puisque, avec le moteur moyen retenu (§ 2.3) de 20 ch pour un régime nominal est de 8000 t/min, le taux de réduction sera de $8000 / 600 = 13,33$

Reste également la problématique de l'encombrement de l'hélice lors du transport...



5.1.1.2 - Hélice monopale :

L'encombrement de l'hélice pour des raisons de transport, peut être solutionné avec une hélice monopale, articulée et équilibrée par contrepoids... Cette solution déjà utilisée sur avion... et même sur hélicoptère (!), aurait notamment ces avantages :

- Moindre encombrement pour le transport,
- à l'arrêt l'hélice s'arrête pale haute (pale articulée),
- l'articulation (de battement) couche la pale automatiquement à l'arrêt (moins de traînée)



5.1.1.3 - Hélices latérales :



Une autre solution consiste à partager la charge sur 2 hélices latérales qui ne font plus alors que 2,30 m de diamètre. Avantages de cette solution :

- le couple de renversement peut être supprimé... si le sens de rotation des hélices est opposé
- les hélices n'ayant plus de corps volumineux, ni devant, ni derrière, le rendement d'installation "Ri" est proche de l'unité et donc des "Rhi" supérieurs à 80 % deviennent possible
- la nacelle devient carénable.

On notera qu'en matière de paramoteur, l'inventivité des pratiquants n'est pas en reste, qui ont même conçu des bimoteurs (!), malheureusement de même sens de rotation et avec de bien trop petits diamètres d'hélice.



5.1.1.4 - et la fausse "bonne solution" : celle de l'hélice carénée.

A première vue, cette solution est alléchante, car avec les 15 ch utilisés par chacune de ces 2 plateformes volantes, l'hélice carénée de 1,20 m de diamètre, développe la même poussée statique de 160 daN que son équivalent non caréné de 8,50 m de diamètre.

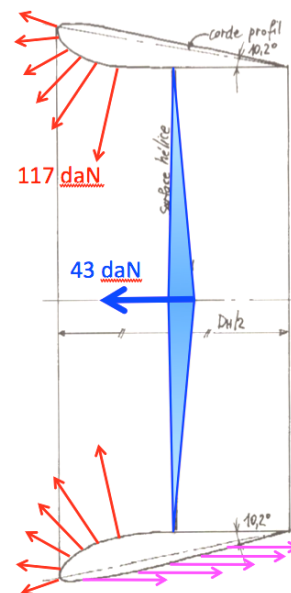


L'explication du phénomène est simple :

Avec 15 ch, une hélice de 1,20 m de diamètre est en mesure de fournir 43 daN de traction statique (avec évidemment un calage d'hélice très faible), et avec la dépression qu'elle crée sur sa face amont, le carénage fournit les 117 daN restant !

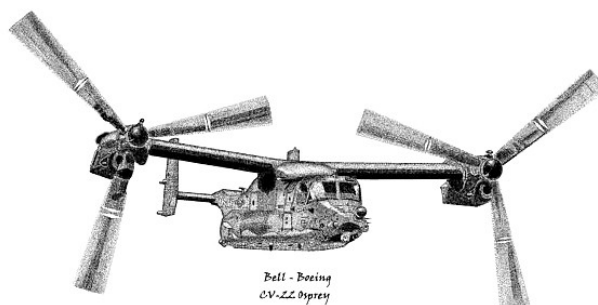
On imagine facilement ce qu'il serait possible de faire avec ce système... surtout s'il est orientable.

Malheureusement, il y a du déplacement, et à 10 km/h, le carénage ne fournit déjà plus que 37 daN sur les 117 daN initiaux, alors que la traction propre de l'hélice n'a quasiment pas bougé, comme le montre le tableau ci-contre.



Avec notre moteur de 4 ch entraînant 2 hélices de 1,00 m on a :			
Vitesse	Hélice	Carénage	Total
0 km/h	10 daN	24 daN	68 daN
5	10	8	36
10	10	6,5	33
20	10	4	28
30	10	2	24
40	10	1,2	22

L'intérêt du carénage d'hélice est donc marginal, d'autant que la traînée propre des carénages n'a pas été pris en compte dans le calcul.



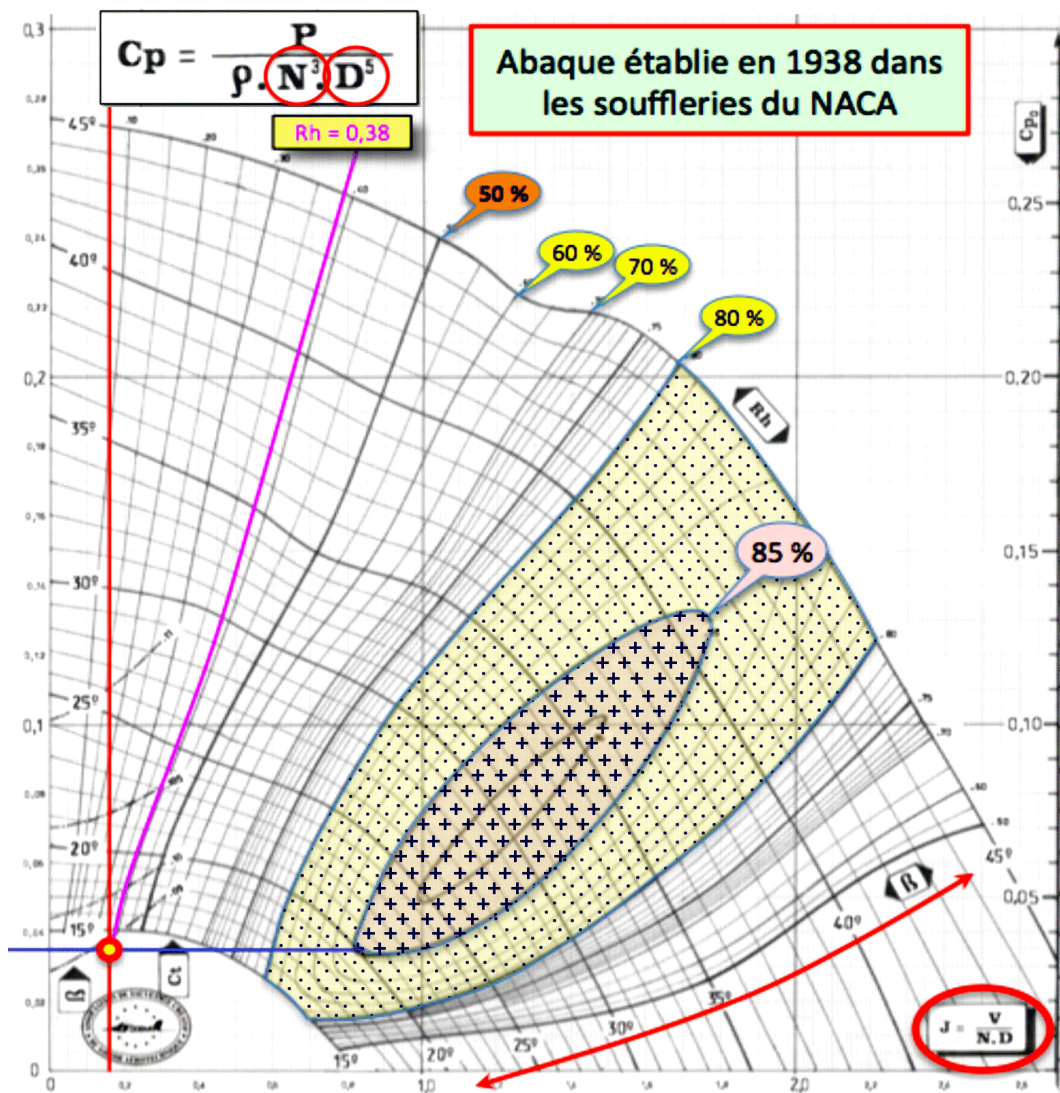
5.1.1.5 - Conclusions d'étape :

- Si le vol n'est pas proche du stationnaire, le carénage d'hélice est inutile (sinon nuisible).
- Si le vol est lent, de grands diamètres s'imposent naturellement.
- On aura remarqué qu'il n'a été question jusqu'ici, ni du matériaux, ni du profil des pales, ni de leur nombre (hormis la mention de l'existence de monopales), ni de leur calage...

5.1.2 - La procédure d'adaptation hélice-moteur-cellule-milieu :

Maintenant que nous avons bien mis en évidence la notion essentielle, mais souvent négligée, du rendement propulsif, voyons en pratique comment procéder pour adapter correctement une hélice à sa fonction de propulsion.

Encore une fois, un aéronef n'est pas un agrégat d'organes pris sur étagère, mais un ensemble d'éléments en interactions multiples et permanentes, organisés (et c'est là qu'intervient tout l'art du concepteur) en fonction d'un but à atteindre : le Cahier des Charges issu du Profil de Mission à remplir. Le graphique suivant, établi en 1938 dans les souffleries du NACA, avec des hélices à profils Clark Y, donne les rendements mesurés pour des familles d'hélices. Ces rendements mesurés, intègrent donc le rendement propulsif "Rp" et le rendement de forme "Rf". Il n'intègre pas le rendement d'installation qui, lui, est une caractéristique qui dépend des choix faits par le concepteur.



5.1.2.1 - Utilisation de cet abaque dit "Naca-640" (issu du rapport de même nom) :

Après avoir fourni la valeur de l'abscisse "J" et de l'ordonnée "Cp" (en entrée), cet abaque hélice donne (en sortie) le rendement "Rh" d'une hélice (ici, bipale), ainsi que le calages "β" des pales au ¾ du rayon. A la façon des "courbes de niveau", les courbes iso-rendement évoquent un paysage avec une colline (les hauts rendements) émergeant d'une plaine de bas rendement. Ces courbes iso-rendement, croisent les courbes d'iso-calage.

La grandeur combinée "J" en abscisse, est un "**coefficient d'avancement**" (non dimensionnel donc) qui caractérise le pas réel de l'hélice.

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

Avec :

- "V" la vitesse en [m/s] ;
- "N" le régime hélice en [t/s]
- "D" le diamètre hélice en [m].

La grandeur "Cp" en ordonnée, est un "**coefficient de Puissance**" (également non dimensionnel) qui caractérise la puissance absorbée pour une hélice donnée, et donc fournie par le moteur (en sortie de réducteur).

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

Avec :

- "P" la puissance fournie en [W],
- "ρ" la masse volumique de l'air en [kg/m³]
- "N" le régime hélice en [t/s]
- "D" le diamètre hélice en [m].

On remarquera que le régime hélice "N" apparaît à la puissance 3, et le diamètre à la puissance 5 ! Autant dire que ces 2 paramètres ont une importance majeure dans une adaptation hélice, et qu'en cas de loupé sur ceux-ci, aucun autre paramètre ne pourra y suppléer...

A noter que notre "paramoteur moyen", avec son hélice de 1,15 m tournant à 50 t/s (3.300 t/min) et volant à 12 m/s (43 km/h) a été positionné sur cet abaque,

$$\text{à } J = V / N \cdot D = 12 / (55 \times 1,15) = 0,19 \quad \text{et}$$

$$\text{à } C_p = P / (\rho \cdot N^3 \cdot D^5) = 14.710 / (1,225 \times 55^3 \times 1,15^5) = 0,0359,$$

$$\text{avec } P = 20 \text{ ch} \times 735,5 = 14.710 \text{ W} \quad \text{et} \quad \rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

Au point d'intersection à $J = 0,19$ et $C_p = 0,0359$ (légèrement en dehors de la plage réellement soufflée, le Naca s'étant limité à un calage minimal de 15°), on relèvera que ce point se trouve sur une ligne iso-rendement de $R_h = 0,38$ pour un angle de calage à $\frac{3}{4}$ du rayon de β légèrement inférieur à 15°

Avec $R_i = 0,43$ (§ 3.2.3), on obtient bien le rendement global de l'hélice installée suivant :

$$R_{hi} = R_h \cdot R_i = 0,38 \times 0,43 = 0,163 \quad \text{soit} \quad R_{hi} = 16 \%$$

5.1.2.2 - Utilisation de la Naca-640 HORS diamètre hélice :

La procédure qui consiste à calculer le coefficient d'avancement "J" et le coefficient de puissance "Cp" afin d'obtenir le rendement d'une hélice (et le calage de ses pales), est une procédure de vérification, basée sur la connaissance de tous les paramètres (diamètre, régime, vitesse).

On peut, bien entendu, procéder par balayage du diamètre, et positionner les points successifs. Ce serait une façon "analytique" de travailler, longue et fastidieuse, et qui aboutirait à tracer une ligne pointillée sur laquelle on n'aurait aucune maîtrise, car elle aura beaucoup de chance de passer en dehors de la zone qui nous intéresse le plus (celle du sommet de la "colline" des bons rendements), à savoir : la zone orange tramée "+" des rendements supérieurs à 85 % et à défaut, la zone jaune tramée "." des rendements supérieurs à 80 %.

Une façon plus "synthétique" consiste à se rendre indépendant du diamètre en utilisant un autre coefficient : le "**coefficient de vitesse**" dénommé "Cs" ("s" pour speed) qui, lui, caractérise l'aérodynamique de l'aéronef.

$$C_s = V \cdot \left(\frac{\rho}{P_d \cdot N h^2} \right)^{0,2}$$

Avec :

"V" la vitesse en [m/s] ;

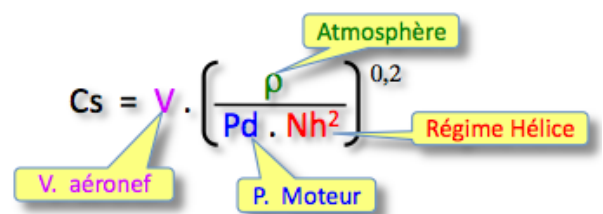
"Pd" la puissance fournie en [W],

"ρ" la masse volumique de l'air en [kg/m³]

"Nh" le régime hélice en [t/s]

On notera qu'effectivement le diamètre hélice n'apparaît pas dans la formule de "Cs" qui est donc bien indépendant du diamètre hélice.

On notera ensuite que chacun des termes représente un des éléments en interaction du "système aéronef".



Sur la base de la relation on peut alors tracer toute une série de courbes pour divers "Cs" constants, calculés pour la puissance du moteur et divers régimes hélice (ou divers rapports de transmission).

Sur l'abaque Naca-640 qui suit, nous avons tracé pour notre "paramoteur moyen" 5 courbes pour 5 régimes de rotation sur la base d'une configuration bi-hélices et un moteur de 4 ch (2,9 kW) en sortie de réducteur, soit 1471 W (2 ch) injectés sur chacune des hélices. Nous avons ainsi retenu les 5 régimes suivants : 2000, 1500, 1000, 700 et 450 t/min.

Pour 2000 t/min (Nh = 33,3 t/s) ; V = 12 m/s (43 km/h) et $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$

$$C_s = V \cdot \left(\frac{\rho}{P_d \cdot N_h^2} \right)^{0,2} \quad C_s = 12 \times \left(\frac{1,225}{1.471 \times (33,3)^2} \right)^{0,2} = 0,717$$

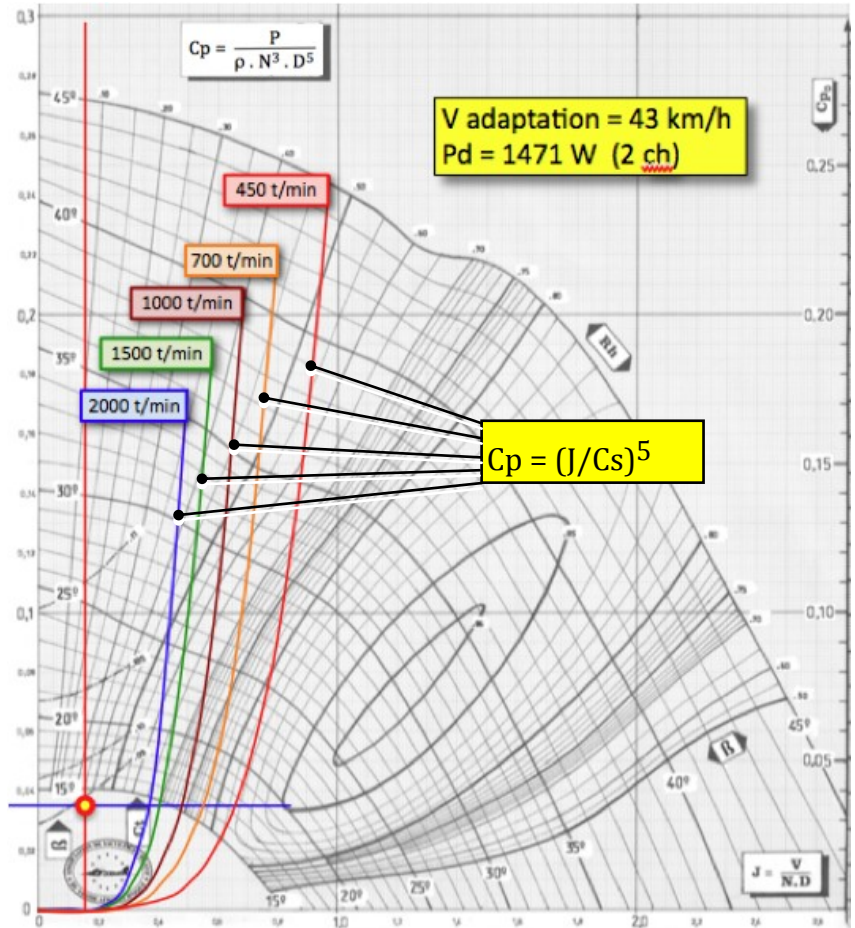
- 2000 t/min ; Nh = 33,3 t/s Cs = 0,717
- 1500 t/min ; Nh = 25,0 t/s Cs = 0,802
- 1000 t/min ; Nh = 16,7 t/s Cs = 0,943
- 700 t/min ; Nh = 11,7 t/s Cs = 1,088
- 450 t/min ; Nh = 7,5 t/s Cs = 1,298

Première remarque :

Chaque point de ces courbes remplit les conditions de puissance de vitesse et de régime, indépendamment du diamètre hélice.

Seconde remarque :

Une fois le régime fixé, autrement dit une fois le rapport de transmission choisi, "Cs" est figé de même que la courbe Cp=f(J;Cs). Si celle-ci passe en dehors de la zone des "bons rendements" (la colline), il n'y aura plus rien à faire, et les rendements seront médiocres quelque soit le diamètre choisi. C'est ainsi que le point cerclé (ci-contre) de notre paramoteur moyen avec son moteur de 20 ch et son régime hélice de 3300 t/min se retrouve dans le "marais" à 38 % de rendement...



5.1.2.3 - Première itération d'adaptation hélice de notre paramoteur :

Comme il apparaît sur cet abaque, il faut réduire le régime hélice à 450 t/min (7,5 t/s) pour voir la courbe des "Cs" (Cs = 1,298) couper la courbe iso-rendement de 80 %, et même tangenter celle des 82 %.

Pour Rh = 80 %, il y a donc 2 points d'intersection (voir représentation suivante) :

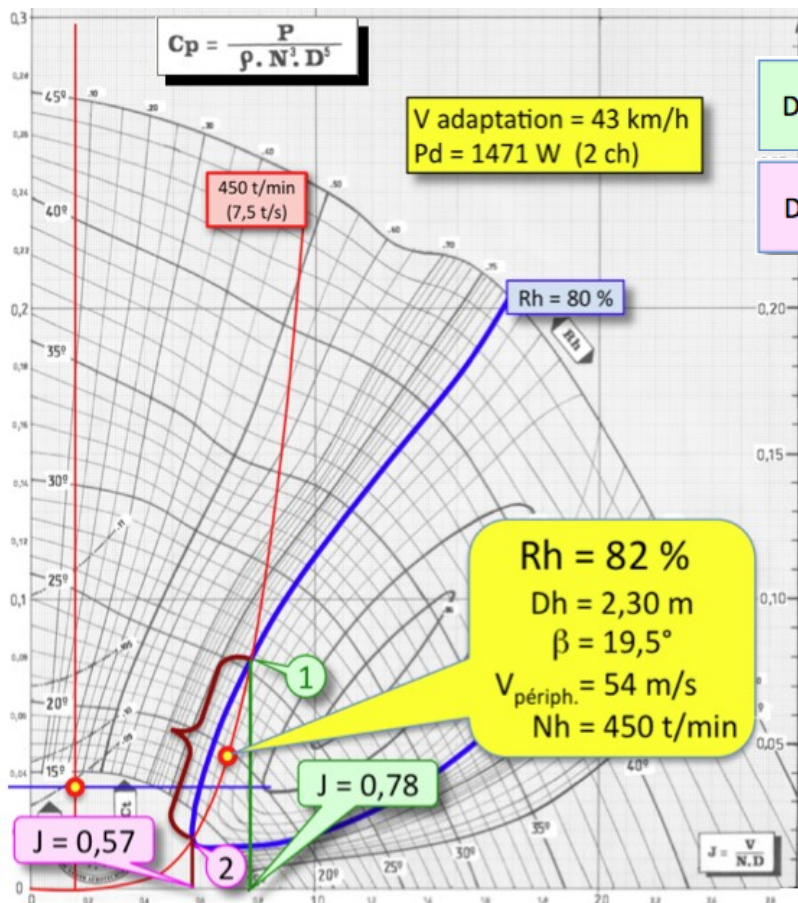
- Point 1 à J = 0,78 et Cp = 0,784
- Point 2 à J = 0,57 et Cp = 0,016

à partir de $J = \frac{V}{N \cdot D}$ on calcule $D = \frac{V}{N \cdot J}$

Le calcul peut également se faire à partir de la formule de Cp...

$$C_p = \frac{P}{\rho \cdot N^3 \cdot D^5} \quad D = \left(\frac{P}{\rho \cdot N^3 \cdot C_p} \right)^{0,2}$$

... sauf qu'il est un peu plus fastidieux à réaliser.



Les points 1 et 2 donnent les résultats suivants :

$$D1 = \frac{12}{7,5 \times 0,78} = 2,05 \text{ m } (\beta = 26^\circ ; V_{\text{periph.}} = 49 \text{ m/s})$$

$$D2 = \frac{12}{7,5 \times 0,57} = 2,80 \text{ m } (\beta = 13^\circ ; V_{\text{periph.}} = 66 \text{ m/s})$$

Le point de tangence avec la courbe des iso-rendements à 82 % constitue l'optimum pour l'adaptation de cette puissance (2 x 2 ch). Ce point à l'avantage sur les 2 autres de permettre une petite exploration tout en restant dans des rendements supérieurs à 80 %.

Les points 1 (Dh = 2,05 m) et 2 (Dh = 2,80 m) sont équivalents en terme de rendement hélice. Ils diffèrent sur la vitesse périphérique (bruit), et sur la traction statique, l'hélice de 2,80 m (point 2) offrant une plus grande traction au décollage et donc une plus forte accélération. Ces divergences constituent des éléments qui motivent les choix que le concepteur sera amené à faire lors des adaptations hélice.

Dans le cas de notre paramoteur, l'encombrement étant un facteur limitatif, le choix se portera évidemment sur l'hélice de plus faible diamètre.

A ce stade, ce qu'il convient de retenir en matière d'adaptation hélice moteur, c'est d'abord que la puissance installée est faible, et que la vitesse en bout de pale est particulièrement faible (moins de 60 m/s). Autrement dit, les 2 hélices seront particulièrement silencieuses.

Ces 2 facteurs, (faible puissance et silence) désigne la propulsion électrique comme idéalement adaptée à la propulsion des paramoteurs, À LA CONDITION *SINE QUA NON* que régime et puissance restent dans le cadre ici défini.

La faible puissance des moteurs entraîne 2 conséquences :

- leur masse propre est plus faible
- la "masse de l'énergie" (essence ou batterie) est également plus faible.

Entre un moteur de 20 ch (15 kW) avec son énergie (30 kg au total), et un moteur de 4 ch (3 kW) avec son énergie, on peut raisonnablement estimer un gain de masse de 20 kg, ce qui nous amène à examiner la nouvelle situation aérodynamique.

5.2 - AMÉLIORATION DE LA SITUATION AÉRODYNAMIQUE :

5.2.1 - Incidence de l'allègement du GMP :

Si l'on garde la même charge alaire, et la même envergure, la diminution de masse de 20 kg (soit 15 %), impacte géométriquement la voile puisque la corde diminuant entraîne automatiquement une augmentation des allongements (développé et projeté), avec pour première conséquence une diminution du taux de chute et une augmentation de la finesse.

Parapente "moyen" initial	
développé	Projeté
$S = 28 \text{ m}^2$	$= 22,5 \text{ m}^2$
$b = 12 \text{ m}$	$= 9,6 \text{ m}$
corde moy	$= 2,33 \text{ m}$
$A = 5,14$	$= 4,1$
$Md = 130 \text{ kg}$	
$Md/S = 130 / 22,5 = 5,78 \text{ kg/m}^2$	
$Vz_{\min} = 1,23 \text{ m/s}$	
$F_{\max} = 7,68$	

Amélioration 1 : allègement GMP	
développé	Projeté
$S = 23,6$	$= 19 \text{ m}^2$
$b = 12 \text{ m}$	$= 9,6 \text{ m}$
corde moy	$= 1,98 \text{ m}$
$A = 6,1$	$= 4,85$
$Md = 110 \text{ kg}$	
$Md/S = 110 / 19 = 5,78 \text{ kg/m}^2$	
$Vz_{\min} = 1,12 \text{ m/s}$	
$F_{\max} = 7,81$	

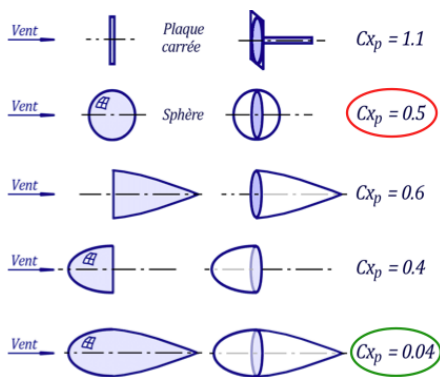
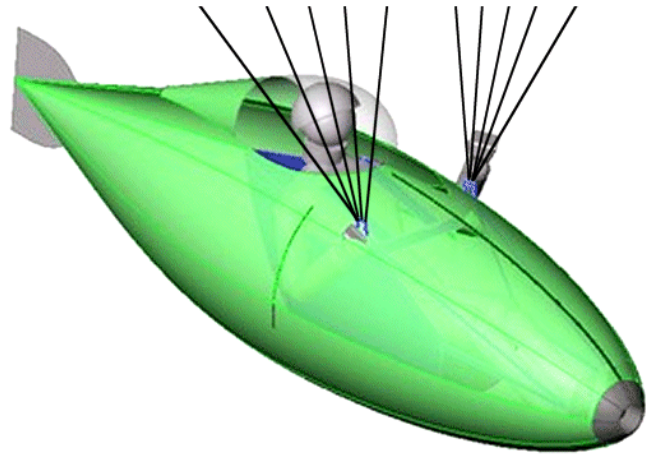
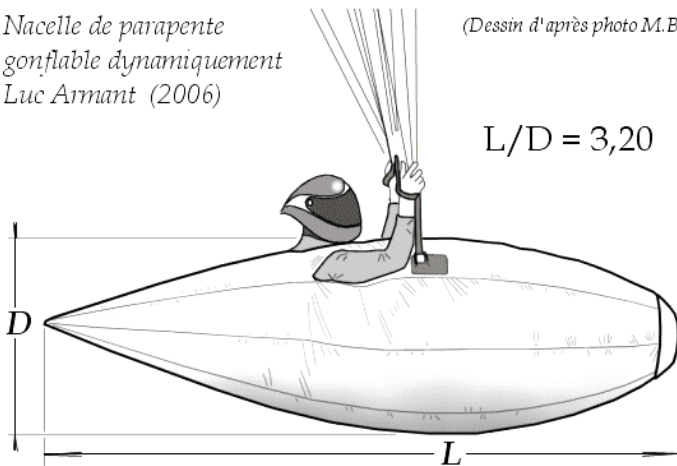
Cette discrète amélioration (due à la diminution de traînée induite), n'est discrète que parce que les autres sources de traînée sont proportionnellement énormes... et donc potentiellement source d'importantes améliorations. Rappelons que la traînée parasite d'un paramoteur est due pour moitié aux suspentes, pour un quart à la voile et pour le dernier quart à la nacelle.

5.2.2 - Amélioration de la qualité aérodynamique de la nacelle :

Si l'hélice (de 3,25 m), est positionnée en avant de la nacelle et non à l'arrière, cette nacelle devient "carénable"...

Nacelle de parapente gonflable dynamiquement
Luc Armant (2006)

(Dessin d'après photo M.E)



Initialement la nacelle avait au mieux une aérodynamique de sphère avec un $Cx_p = 0,5$

$$SCx_{O_{nacelle}} = 0,54 \text{ m}^2 \times 0,5 = 0,27 \text{ m}^2$$

Le carénage fait chuter ce "Cx_p" à 0,04. Toutefois on adoptera un Cx_p de 0,05

$$SCx_{O_{nacelle}} = 0,54 \text{ m}^2 \times 0,05 = 0,027 \text{ m}^2$$

Un simple carénage, dès lors qu'il est correctement réalisé, est donc en mesure de faire chuter la traînée parasite de la nacelle dans un rapport de 1 à 10 !

Sur les tableaux qui vont suivre, les paramètres qui auront été modifiés seront soulignés, alors que les paramètres qui n'auront pas varié resteront en noir.



Luc Armant

Parapente "moyen" INITIAL	AMELIORATIONS Successives (situation à V = 43 km/h)	
-----	1) GMP	2) Nacelle
S développé = 28 m ²	Sd [m ²] : 23,5	23,5
"S" projetée = 22,5 m ²	Sp [m ²] : 19	19
"b" projetée = 9,6 m	bp [m] : 9,6	9,6
corde moyenne = 2,33 m	cma [m] : 1,98	1,98
"A" projeté = 4,1	A : 4,85	4,85
Md = 130 kg	Md [kg] : 110	110
Md/Sp = 130 / 22,5 = 5,78 kg/m²	Md/Sp[kg/m ²] : 5,78	5,78
SCxo _{nacelle} = 0,270 m ²	SCxo _{nacelle} [m ²] : 0,270	0,027
SCxo _{suspentes} = 0,638 m ²	SCxo _{suspentes} [m ²] : 0,638	0,638
SCxo _{voile} = 0,252 m ²	SCxo _{voile} [m ²] : 0,211	0,211
SCxi (43 km/h) = 0,554 m ²	SCxi [m ²] : 0,554	0,554
P nécessaire = 2,76 ch	Pn [ch] : 2,39	2,04
Dh = 1,15 m	Dh [m] : 2 x 2,30	2 x 2,30
Rhi = 0,12	Rhi : 0,82	0,82
Pmot = 20 ch	Pmot [ch] : 4	4
Vz_{min} = 1,23m/s	Vz _{min} [m/s] : 1,12	1,06
F_{max} = 7,68	F _{max} : 7,81	8,82

On notera que au point de référence à V = 12 m/s (43 km/h), la baisse de traînée de la seule nacelle a entraînée une baisse de la puissance nécessaire "Pn" qui continue donc à diminuer. Parallèlement, la finesse et le taux de chute sont améliorés d'environ 14% par rapport à leurs valeurs initiales.

5.2.3 - Amélioration de la qualité aérodynamique des suspentes :

(la moitié de la traînée parasite)

Rappelons quelques valeurs de coefficients de traînée :

- Cxf = 0,0045 pour le frottement sur la toile de la voile
- Cxp = 1,01 pour le culot derrière les suspentes, soit un rapport de 1 à 224 !

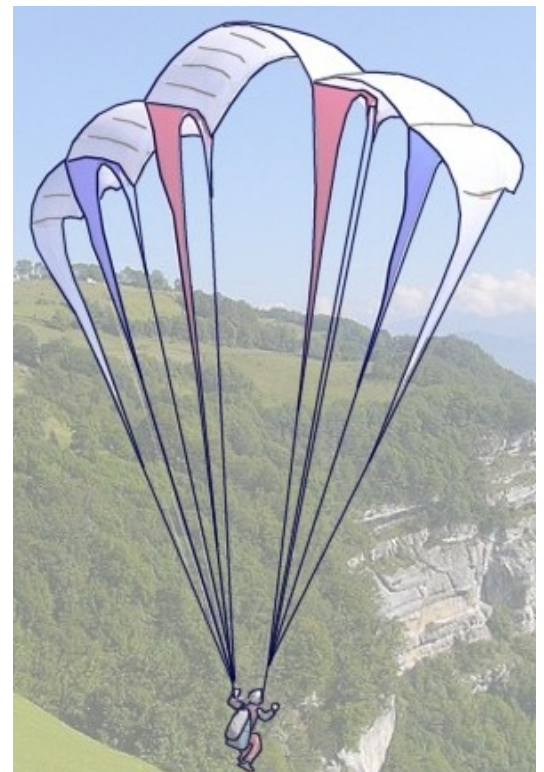
Première piste d'amélioration :

Le remplacement d'une partie des suspentes par des cloisons de toile de forme triangulaire.

<i>Rappel :</i>	Nombre	Long.	diam	Cxp =	SCxo
Hautes :	32 x 8	x 0,5	x 0,0011	x 1,01 =	0,1422 m ²
Médianes :	16 x 4	x 2,0	x 0,0018	x 1,01 =	0,2326 m ²
Basses :	8 x 2	x 6,5	x 0,0018	x 1,01 =	0,1890 m ²
Freins :	8 x	8,5	x 0,0011	x 1,01 =	0,0755 m ²
Total					= 0,638 m²

8 cloisons planes de forme triangulaire :		Cxf			
8 x (3,0 x 1,45/2) x 2 _(SM)		x 0,0045 = 0,1566 m ²			
Nombre	Long.	diam	Cxp =	SCxo	
Basses avant :	8 x 1	x 9,0	x 0,0018	x 1,01 =	0,1308 m ²
Basses arrière :	8 x 1	x 6,0	x 0,0018	x 1,01 =	0,0872 m ²
Freins :	8 x	9,0	x 0,0011	x 1,01 =	0,0800 m ²
Total					= 0,455 m²

Le gain sur la traînée initiale des suspentes est ici d'environ 30 %.



Seconde piste d'amélioration :

L'habillage aérodynamique des suspentes au moyen d'une gaine profilée libre en rotation.

On peut considérer que cet habillage augmentera l'épaisseur de la suspenste de 40 %

Par ailleurs, les C_{xp} en "2D" (c'est à dire en allongement infini) étant approximativement le double des C_{xp} en "3D" des corps de révolution, la traînée des suspentes par unité de longueur est de : $d \times 1,4 \times 0,08 = d \times 0,11$

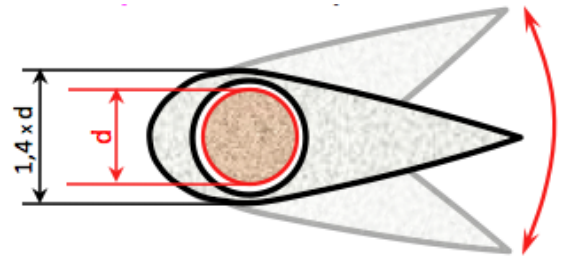
On notera que par rapport au C_{xp} de 1,01 de la suspenste non profilée, le C_{xp} de 0,11 de la suspenste profilée (référéncé à l'épaisseur de la suspenste), diminue dans un rapport de 1 à 10.

Le précédent tableau est donc modifié en conséquence.

En remplaçant une partie des suspentes par des cloisons et en profilant le reste des suspentes par un habillage adapté, un gain de 70 % en traînée parasite peut encore être fait sur ce poste!

Au point de référence à $V = 12$ m/s (43 km/h), la baisse de traînée des suspentes entraîne évidemment une nouvelle baisse de la puissance nécessaire "Pn", qui est de l'ordre de 30 %. Parallèlement, la finesse est améliorée de 40 %, et le taux de chute de 16% par rapport aux valeurs précédentes.

Par rapport aux valeurs initiales, la finesse a été améliorée de 64 % et le taux de chute diminué de 30 %.



			en 3D...	soit en 2D
Vent	Plaque carrée		$C_{xp} = 1.1$	
Vent	Sphère		$C_{xp} = 0.5$	1,01
Vent			$C_{xp} = 0.6$	
Vent			$C_{xp} = 0.4$	
Vent			$C_{xp} = 0.04$	0,08

8 cloisons planes de forme triangulaire :		Cxf	
$8 \times (3,0 \times 1,45/2) \times 2_{(SM)} \times 0,0045 = 0,1566 \text{ m}^2$			
Nombre	Long.	diam	$C_{xp} = SC_{xo}$
Basses avant :	8 x 1	9,0 x 0,0018	0,11 = 0,0142 m ²
Basses arrière :	8 x 1	6,0 x 0,0018	0,11 = 0,0095 m ²
Freins :	8 x	9,0 x 0,0011	0,11 = 0,0087 m ²
		Total	= 0,189 m²

Parapente "moyen" INITIAL	AMELIORATIONS Successives (situation à V = 43 km/h)		
	1) GMP	2) Nacelle	3) Suspentes
S développé = 28 m ²	Sd [m ²] : 23,5	23,5	23,5
"S" projetée = 22,5 m ²	Sp [m ²] : 19	19	19
"b" projetée = 9,6 m	bp [m] : 9,6	9,6	9,6
corde moyenne = 2,33 m	cma [m] : 1,98	1,98	1,98
"A" projeté = 4,1	A : 4,85	4,85	4,85
Md = 130 kg	Md [kg] : 110	110	110
Md/Sp = 130 / 22,5 = 5,78 kg/m²	Md/Sp[kg/m ²] : 5,78	5,78	5,78
SCxo _{nacelle} = 0,270 m ²	SCxo _{nacelle} [m ²] : 0,27	0,027	0,027
SCxo _{suspentes} = 0,638 m ²	SCxo _{suspentes} [m ²] : 0,638	0,638	0,189
SCxo _{voile} = 0,252 m ²	SCxo _{voile} [m ²] : 0,211	0,211	0,211
SCxi (43 km/h) = 0,554 m ²	SCxi [m ²] : 0,554	0,554	0,554
P nécessaire = 2,76 ch	Pn [ch] : 2,39	2,04	1,40
Dh = 1,15 m	Dh [m] : 2 x 2,30	2 x 2,30	2 x 2,30
Rhi = 0,12	Rhi : 0,82	0,82	0,82
Pmot = 20 ch	Pmot [ch] : 4	4	4
Vz_{min} = 1,23m/s	Vz _{min} [m/s] : 1,12	1,06	0,89
F_{max} = 7,68	F _{max} : 7,81	8,82	12,57

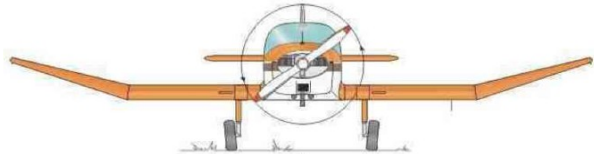
"Pn" continue de diminuer

5.2.4 - Amélioration de la qualité aérodynamique de la voile :

Une des caractéristiques d'une voilure souple est son nécessaire gonflement qui entraîne à la fois :

- Un surcroît de surface mouillée... qui augmente la traînée et
- Un déficit d'envergure et d'allongement... qui diminue les performances.

Sur le plan de stabilité de vol, ce gonflement est équivalent à un très fort dièdre négatif qui est fortement déstabilisant, à l'opposé du dièdre stabilisant des Jodel.



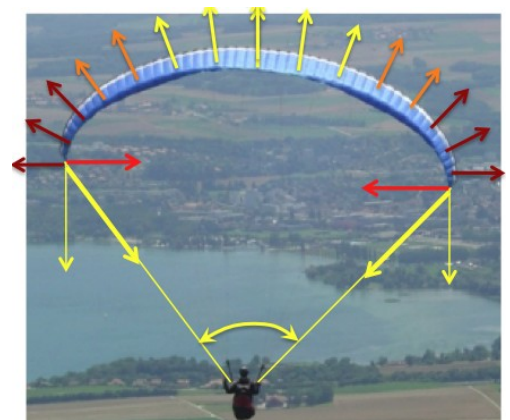
Il est connu des aficionados de ce sport que plus la voile est performante (entendez plus elle a d'allongement), plus elle est délicate à piloter et plus elle est sensible au phénomène de "fermeture" (sous l'effet des turbulences).

Il suffit d'assister à des décollages de paramoteurs pour rapidement se rendre compte de l'instabilité latérale des voiles qui dandinent de droite et de gauche, et que seule le long bras de "pendulation" arrive à contrer.

La longueur de ce bras est, du reste, nécessaire pour diminuer l'angle d'ouverture des suspentes extrêmes (qui ont tendance à fermer la voile) et maintenir la voile gonflée.

Cette forme en tonneau est donc nécessaire pour tendre la voile en envergure... A moins que l'on remplace cette forme par un artifice.

Quel peut donc être cet artifice ?



5.2.4.1 - Une idée intéressante le concept WOOPY :

Initié par des skieurs suisses, ce concept a été repris par quelques pratiquants de pendulaire, ou du moins utilisé comme tel.

De quoi s'agit-il ? Tout simplement d'une voile de paramoteur (21 m² ; 35 caissons ; allongement 3,2 et profil "réflexe"), sauf que cette voile n'a pas d'ouïe de bord d'attaque et que son gonflement est assuré par 2 petits ventilateurs électriques de 8 W alimentés par 2 batteries leur assurant 2 à 3 heures de fonctionnement... au cas où, car dès que l'aile est en vol, ces ventilateurs sont inutiles, la pression interne étant assurée par 2 prises de pression totale sous voilure, complétées par un clapet anti-retour.

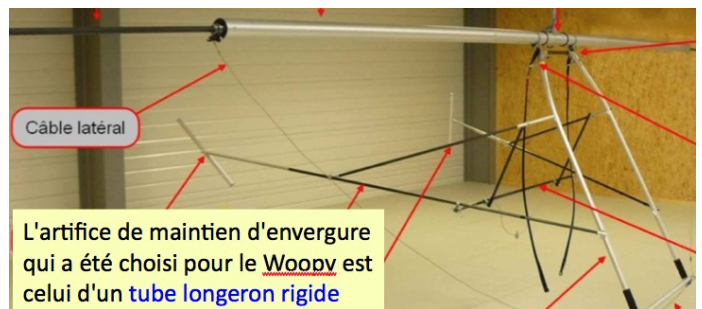




On aura remarqué l'absence presque totale de suspentes...

L'idée à retenir évidemment c'est celle de l'artifice utilisé pour le maintien de l'aile en envergure, et non ses caractéristiques aérodynamiques dont l'allongement de 3,2 qui explique la faible finesse de 6.

On notera néanmoins que pour une $Md = 165 \text{ kg}$ (proche de nos paramoteurs) et une motorisation identique de 20 ch (et la même inadaptation hélice, cela va de soi) la vitesse maximale est quand même de 75 km/h, due principalement à l'absence de suspente.



Inconvénient majeure de cette solution : l'existence de tubes longeron (central, secondaires et terminaux), d'arbalètes et de contrefiches, bref de divers éléments, à monter, à démonter et à transporter.

Le grand avantage de la solution "longeron", est l'abandon de la forme en tonneau, avec pour conséquence immédiate un gain de surface puisque "Sd" passe de 22,5 m² à 19 m² (Sd = Sp = 19 m²) soit une diminution de 7 m² de surface mouillée et donc un gain de 15 % sur la traînée de frottement.

Parapente "moyen" INITIAL	AMELIORATIONS Successives (situation à V = 43 km/h)			
	1) GMP	2) Nacelle	3) Suspentes	4) Voile
"Sd" développé = 28 m ²	Sd [m ²] : 23,5	23,5	23,5	19
"S" projetée = 22,5 m ²	Sp [m ²] : 19	19	19	-
"b" projetée = 9,6 m	bp [m] : 9,6	9,6	9,6	9,6
corde moyenne = 2,33 m	cma [m] : 1,98	1,98	1,98	1,98
"A" projeté = 4,1	A : 4,85	4,85	4,85	4,85
Md = 130 kg	Md [kg] : 110	110	110	110
Md/Sp = 130 / 22,5 = 5,78 kg/m ²	Md/Sp[kg/m ²] : 5,78	5,78	5,78	5,78
SCxo _{nacelle} = 0,270 m ²	SCxo _{nacelle} [m ²] : 0,27	0,027	0,027	0,027
SCxo _{suspentes} = 0,638 m ²	SCxo _{suspent} [m ²] : 0,638	0,638	0,189	0,189
SCxo _{voile} = 0,252 m ²	SCxo _{voile} [m ²] : 0,211	0,211	0,211	0,171
SCxi (43 km/h) = 0,554 m ²	SCxi [m ²] : 0,554	0,554	0,554	0,554
P nécessaire = 2,76 ch	Pn [ch] : 2,39	2,04	1,40	1,35
Dh = 1,15 m	Dh [m] : 2 x 2,30	2 x 2,30	2 x 2,30	2 x 2,30
Rhi = 0,12	Rhi : 0,82	0,82	0,82	0,82
Pmot = 20 ch	Pmot [ch] : 4	4	4	4
Vz_{min} = 1,23m/s	Vz _{min} [m/s] : 1,12	1,06	0,89	0,86
F_{max} = 7,68	F _{max} : 7,81	8,82	12,57	13,19

"Pn" continue de diminuer

On remarquera que la puissance nécessaire au vol continue de diminuer en même temps que les performances s'améliorent...

5.2.4.2 - L'autre artifice : le boudin gonflable :

Pour commencer, voyons la plausibilité du concept. Une voile de 19 m² et de 9,6 m d'envergure présente une corde moyenne de $19 / 9,6 = 1,98$ m.

Cette voile étant plus ou moins elliptique, son effilement sera :

$C_e/C_i = 0,571$ ($0,571 = \pi/2 - 1$; C_e = corde externe ; C_i = corde interne)

Avec $C_{moy} = 1,98$ on a : $C_e = 1,43$ m et $C_i = 2,51$ m ($1,43/2,51 = 0,571$)

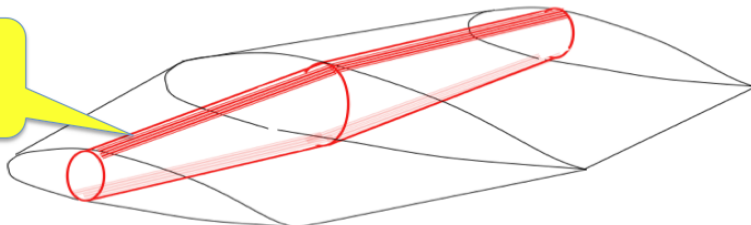
Avec un profil de 15 % d'épaisseur, le diamètre du boudin gonflé sera de :

- $2,51 \times 0,15 = 0,376$ m soit 37 cm au centre et
- $1,43 \times 0,15 = 0,214$ m soit 21 cm aux extrémités.

Voilà déjà de quoi assurer une bonne rigidité en torsion...

Reste à choisir entre quelques cloisons de suspension OU une accroche directe, c'est à dire entre "Pendulaire long" (parachute) OU "pendulaire court" (Woopy)

On notera le renforcement façon "semelle de longeron" (fibres souple kevlar ?) (technique de la pré-contrainte)



En l'occurrence l'accroche directe permet de remplacer les suspentes par 20 m de câbles (ou tubes) profilés, d'épaisseur 2,5 cm, ce qui ramène le SC_{Xo} des suspentes à :

$$SC_{Xo_{suspentes}} = 20 \times 0,025 \times 0,11_{(C_{xp})} = 0,055 \text{ m}^2$$

Parapente "moyen" INITIAL	AMELIORATIONS Successives (situation à V = 43 km/h)				
	1) GMP	2) Nacelle	3) Suspentes	4) Voile	5) Directe
28	Sd [m ²] : 23,5	23,5	23,5	19	19
22,5	Sp [m ²] : 19	19	19	-	-
9,6	bp [m] : 9,6	9,6	9,6	9,6	9,6
2,33	cma [m] : 1,98	1,98	1,98	1,98	1,98
4,1	A : 4,85	4,85	4,85	4,85	4,85
130	Md [kg] : 110	110	110	110	110
5,78	Md/Sp [kg/m ²] : 5,78	5,78	5,78	5,78	5,78
0,270	SCxo _{nacelle} [m ²] : 0,270	0,027	0,027	0,027	0,027
0,638	SCxo _{suspentes} [m ²] : 0,638	0,638	0,189	0,189	0,055
0,252	SCxo _{voile} [m ²] : 0,211	0,211	0,211	0,171	0,171
0,554	SCxi [m ²] : 0,554	0,554	0,554	0,554	0,554
2,76	Pn [ch] : 2,39	2,04	1,40	1,35	1,16
1,15	Dh [m] : 2 x 2,30	2 x 2,30	2 x 2,30	2 x 2,30	2 x 2,30
0,12	Rhi : 0,82	0,82	0,82	0,82	0,82
20	Pmot [ch] : 4	4	4	4	4
1,23	Vz _{min} [m/s] : 1,12	1,06	0,89	0,86	0,78
7,68	F _{max} : 7,81	8,82	12,57	13,19	16,23

"Pn" continue de diminuer

A ce stade de notre exploration, on peut d'ore et déjà noter que la finesse a plus que doublé, que le taux de chute s'est amélioré de 36% pendant que la puissance nécessaire a encore diminué...

5.3 - LE PROCESSUS ITERATIF ET L'EFFET "BOULE DE NEIGE":

Compte tenu des importantes améliorations apportée à notre paramoteur, 2 remarques sont à formuler :

- la première concerne le GMP avec son diamètre hélice
- la seconde concerne l'aéronef et sa traînée induite.

5.3.1 - Le GMP :

On aura remarqué que si "Pn", la puissance nécessaire au vol, est passée de 2,76 ch (2,03 kW) pour notre paramoteur moyen à 1,16 ch (0,85 kW) après moult améliorations, la puissance installée est toujours restée à 4 ch (3 kW).

Or, si une puissance de 1,16 ch (0,85 kW) est suffisante pour passer les phases critiques du vol (dont le décollage), une puissance installée de 2 ch (1,5 kW) est donc largement suffisante.

Autrement dit, à adaptation identique (même charge du disque hélice, et donc même rendement), cette puissance de 2 ch (1,5 kW), peut être injectée :

- soit sur une seule (et même) hélice de $D_h = 2,30$ m
- soit sur 2 hélices de ... $D_h = 1,62$ m

... Avec pour conséquence de ramener la V_{max} à une valeur raisonnable !

En effet, avec 4 ch (3 kW), il y avait une forme de sur-motorisation qui amenait la V_{max} à 92 km/h. Avec 2 ch (1,5 kW), cette V_{max} est encore de 68 km/h largement suffisante puisque nombre de paramoteurs ne les atteignent pas avec une puissance installée 10 fois supérieure.

Parapente "moyen" INITIAL	AMELIORATIONS Successives (situation à $V = 43$ km/h)					
	1) GMP	2) Nacelle	3) Suspentes	4) Voile	5) Directe	6) GMP
28	Sd [m ²] : 23,5	23,5	23,5	19	19	19
22,5	Sp [m ²] : 19	19	19	-	-	-
9,6	bp [m] : 9,6	9,6	9,6	9,6	9,6	9,6
2,33	cma [m] : 1,98	1,98	1,98	1,98	1,98	1,98
4,1	A : 4,85	4,85	4,85	4,85	4,85	4,85
130	Md [kg] : 110	110	110	110	110	110
5,78	Md/Sp [kg/m ²] : 5,78	5,78	5,78	5,78	5,78	5,78
0,270	SCxo _{nacelle} [m ²] : 0,270	0,027	0,027	0,027	0,027	0,027
0,638	SCxo _{suspente} [m ²] : 0,638	0,638	0,189	0,189	0,055	0,055
0,252	SCxo _{voile} [m ²] : 0,211	0,211	0,211	"Pn" reste identique	0,171	0,171
0,554	SCxi [m ²] : 0,554	0,554	0,554	0,554	0,554	0,554
2,76	Pn [ch] : 2,39	2,04	1,40	1,35	1,16	1,16
1,15	Dh [m] : 2 x 2,30	2 x 2,30	2 x 2,30	2 x 2,30	2 x 2,30	2 x 1,62
0,12	Rhi : 0,82	0,82	0,82	0,82	0,82	0,82
20	Pmot [ch] : 4	4	4	4	4	2
1,23	Vz _{min} [m/s] : 1,12	1,06	0,89	0,86	0,78	0,78
7,68	F _{max} : 7,81	8,82	12,57	13,19	16,23	16,23

et si "Pu" est divisée par 2
Vmax est encore de 68 km/h

alors qu'elle était de 92 km/h avec 4ch

Une remarque s'impose ici :

Une motorisation 2 fois moins puissante, va évidemment amener sa part d'allègement, et donc sa part de réduction de surface aile (on considère que l'on reste dans un processus d'optimisation à objectif fixé : le maintien du même cahier des charges). Si la surface mouillée aile est moindre, la traînée est moindre et la puissance nécessaire au vol est également moindre.

Dans le cas de notre paramoteur, la diminution de surface de voile ne fait que diminuer le poste des traînées et n'amène pas de diminution notable sur celui de masse comme pour un avion. L'effet "boule de neige" est donc moins spectaculaire, et devient rapidement asymptotique, et nous ne le poursuivrons pas plus loin.

Il reste, que cet effet "boule neige" est à la source de la spirale masse-puissance dont les effets sont dévastateurs si la spirale est prise dans le mauvais sens. Or, la meilleure manière de la prendre dans le mauvais sens, est de se dire que la puissance nécessaire "économisée" pourrait bien être utilisée pour accroître les performances... ce qui se ramène à changer subrepticement le CdC !

Il faut bien se rendre compte que changer de CdC signifie : déplacer le point d'optimalité ultime et donc écarter l'appareil de son point de moindre énergie.

5.3.2 - La traînée induite :

On aura remarqué que les baisses successives de puissance nécessaire au vol "Pn", étaient principalement dues à la baisse des traînées parasites (surface voilure, suspentes et nacelle). Pendant ce temps là, la traînée induite, elle, n'avait pas bougé, devenant au fur et à mesure la traînée dominante, puisque tout est question de proportionnalité.

$$SCx_{o\text{global}} = SCx_{o\text{nacelle}} + SCx_{o\text{suspent}} + SCx_{o\text{voile}}$$

$$= 0,027 + 0,055 + 0,211 = 0,293 \text{ m}^2$$

SCxo _{nacelle} [m ²]	0,270	0,027	0,027	0,027	0,027
SCxo _{suspent} [m ²]	0,638	0,638	0,189	0,189	0,055
SCxo _{voile} [m ²]	0,211	0,211	0,211	0,171	0,171
SCxi [m ²]	0,554	0,554	0,554	0,554	0,554
Pn [ch]	2,39	2,04	1,40	1,35	1,16

Avec ses 0,554 m², "SCxi" est donc devenue 1,9 fois supérieure à la somme des "SCxo", et représente à présent 65 % de la traînée totale (toujours à V = 12 m/s soit 43 km/h). Bien entendu, cette traînée induite peut être réduite en volant plus vite... Mais c'est changer, là aussi, de CdC (voir les remarques du paragraphe précédent).

Pour une surface de voilure "S" constante, seul l'allongement "A" est en mesure de modifier cette traînée induite. Or, l'allongement, reste du ressort du concepteur de la voile qui en fera le choix, pour remplir au mieux son CdC.

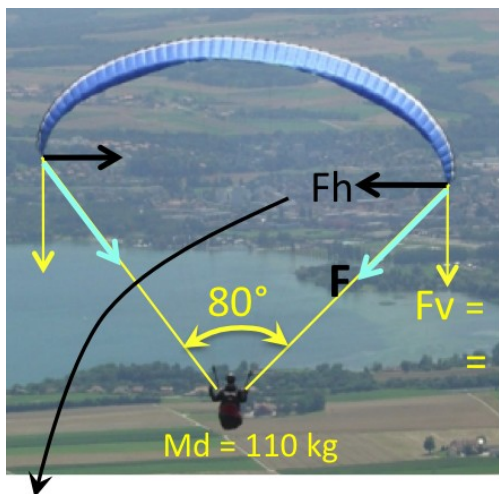
$$SCxi = \frac{S \cdot Cz^2}{\pi \cdot A \cdot e}$$

C'est ce à quoi nous allons maintenant nous consacrer... en gardant toujours, non pas le même CdC, mais le même PdM (profil de mission), car nous sortons la contrainte de "même envergure" du CdC initial, qui y était inscrite pour les seuls besoins de l'exposé.

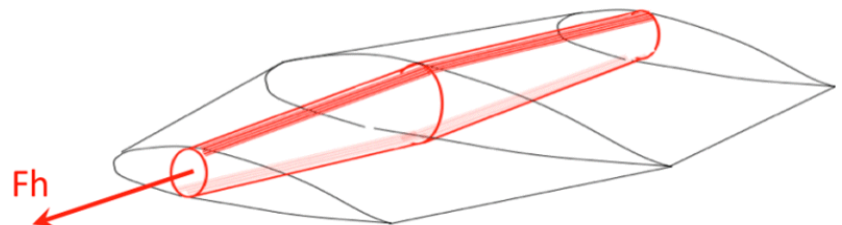
5.4 - PROSPECTION AU DELÀ DU CAHIER DES CHARGES :

L'augmentation de l'allongement (et donc de l'envergure), nécessite que la question de la tenue de cette envergure soit réglée, ce qui impose un système de longeron. Nous adopterons pour ce faire le longeron gonflable en raison de sa facilité de mise en œuvre et de transport.

Bien que l'accroche ne se fasse plus avec des suspentes limitées par un angle d'ouverture d'environ 80°, nous garderons les efforts d'un tel angle comme ordre de grandeur initial. Rien n'interdit ensuite, après essais et mesures, de modifier les valeurs ici retenues.



$$Fh = Fv \cdot \tan(40^\circ) = 540 \times 0,84 = 453 \text{ N}$$



$$Fv = (110/2) \times 9,81$$

$$= 540 \text{ N}$$

Avec une pression de gonflage de 0,1 bar et un diamètre au centre de 37 cm, le boudin offre un effort d'écartement en envergure de :

$$Fh = (0,1 \times 100\,000) \times (\pi \times 0,37^2/4) = 1.075 \text{ N}$$

$$(1 \text{ bar} = 100.000 \text{ Pascal} = 100.000 \text{ N/m}^2)$$

Pour info : - Gonflage (à la bouche) d'un matelas pneumatique : 0,1 à 0,15 bars
- Pression habituelle de gonflage d'un zodiac : 0,25 bars (0,8 bars avec un gonfleur électrique)

En passant d'un "gonflage matelas pneumatique" à un "gonflage Zodiac", un même effort "Fh" peut être obtenu avec une section de boudin de :

$$1075 / (0,25 \times 100\ 000) = 0,043\ \text{m}^2$$

Soit un diamètre au centre de 23 cm (contre 37 cm initialement)

Avec un même profil de 15 % d'épaisseur relative, un boudin de 23 cm au centre peut être logé dans l'aile dès lors que la corde ne descend pas au dessous de :

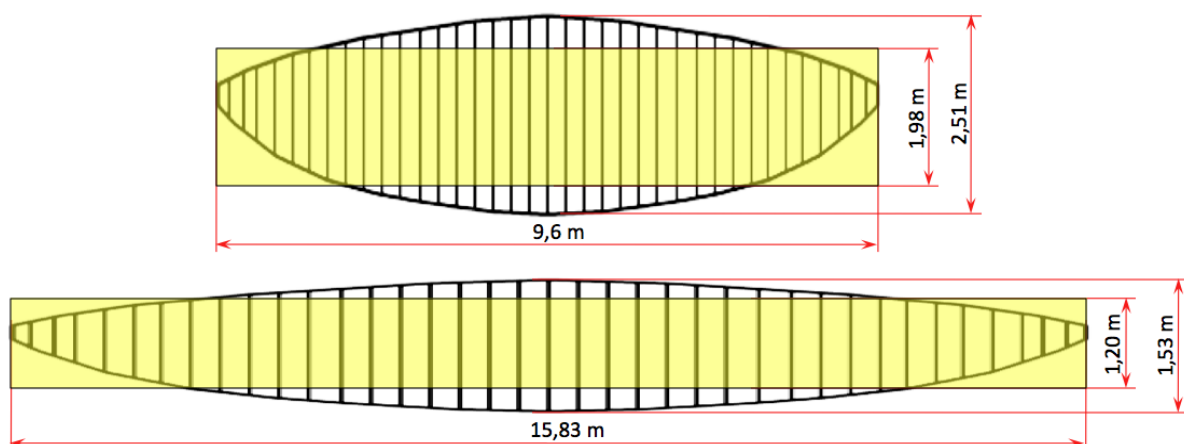
$$0,23 / 0,15 = 1,53\ \text{m} \text{ (contre 2,51 m initialement), soit une "corde moyenne aérodynamique"}$$

$$cma = 1,20\ \text{m} \text{ (contre 1,98 m initialement).}$$

A surface d'aile identique (19 m²), l'envergure (initialement de 9,6 m) pourra alors être augmenté jusqu'à :

$$b = S / cma = 19 / 1,20 = 15,83\ \text{m} \text{ ce qui permet à l'allongement d'être augmenté de 4,85}$$

$$\text{à : } A = b^2 / S = (15,83)^2 / 19 = 13,2 \text{ (pour une pression de gonflage de 0,25 bars)}$$



Parapente "moyen"	AMELIORATIONS Successives (situation à V = 43 km/h)							
	INITIAL	1) GMP	2) Nacelle	3) Suspent.	4) Voile	5) Directe	6) GMP	7) Compète
28	Sd [m ²] :	23,5	23,5	23,5	19	19	19	19
22,5	Sp [m ²] :	19	19	19	-	-	-	-
9,6	bp [m] :	9,6	9,6	9,6	9,6	9,6	9,6	15,83
2,33	cma [m] :	1,98	1,98	1,98	1,98	1,98	1,98	1,20
4,1	A :	4,85	4,85	4,85	4,85	4,85	4,85	13,2
130	Md [kg] :	110	110	110	110	110	110	110
5,78	Md/Sp[kg/m ²] :	5,78	5,78	5,78	5,78	5,78	5,78	5,78
0,270	SCxo _{nacelle} [m ²] :	0,27	0,027	0,027	0,027	0,027	0,027	0,027
0,638	SCxo _{suspent} [m ²] :	0,638	0,638	0,189	0,189	0,055	0,055	0,055
0,252	SCxo _{voile} [m ²] :	0,211	0,211	0,211	0,171	0,171	0,171	0,171
0,554	SCxi [m ²] :	0,554	0,554	0,554	0,554	0,554	0,554	0,204
2,76	Pn [ch] :	2,39	2,04	1,40	1,35	1,16	1,16	0,66
1,15	Dh [m] :	2 x 2,30	2 x 2,30	2 x 2,30	2 x 2,30	2 x 2,30	2 x 1,62	2 x 1,62
0,12	Rhi :	0,82	0,82	0,82	0,82	0,82	0,82	0,82
20	Pmot [ch] :	4	4	4	4	4	2	2
1,23	Vz _{min} [m/s] :	1,12	1,06	0,89	0,86	0,78	0,78	0,37
7,68	F _{max} :	7,81	8,82	12,57	13,19	16,23	16,23	26,77

Bien que "Pn" diminue encore, les caractéristiques de vol sont nettement améliorées !

On notera que le simple fait d'augmenter l'allongement "A" (sans toucher à la charge alaire, donc à la surface aile), permet de très nettement améliorer les performances (+ 65 % sur la finesse précédente; + 248 % sur la finesse initiale ! Taux de chute divisé par 2,1 par rapport au taux précédent et divisé par 3,3 par rapport au taux initial), en même temps que la puissance nécessaire a diminué de 43 %.

Voilà de quoi envisager des versions de compétition...

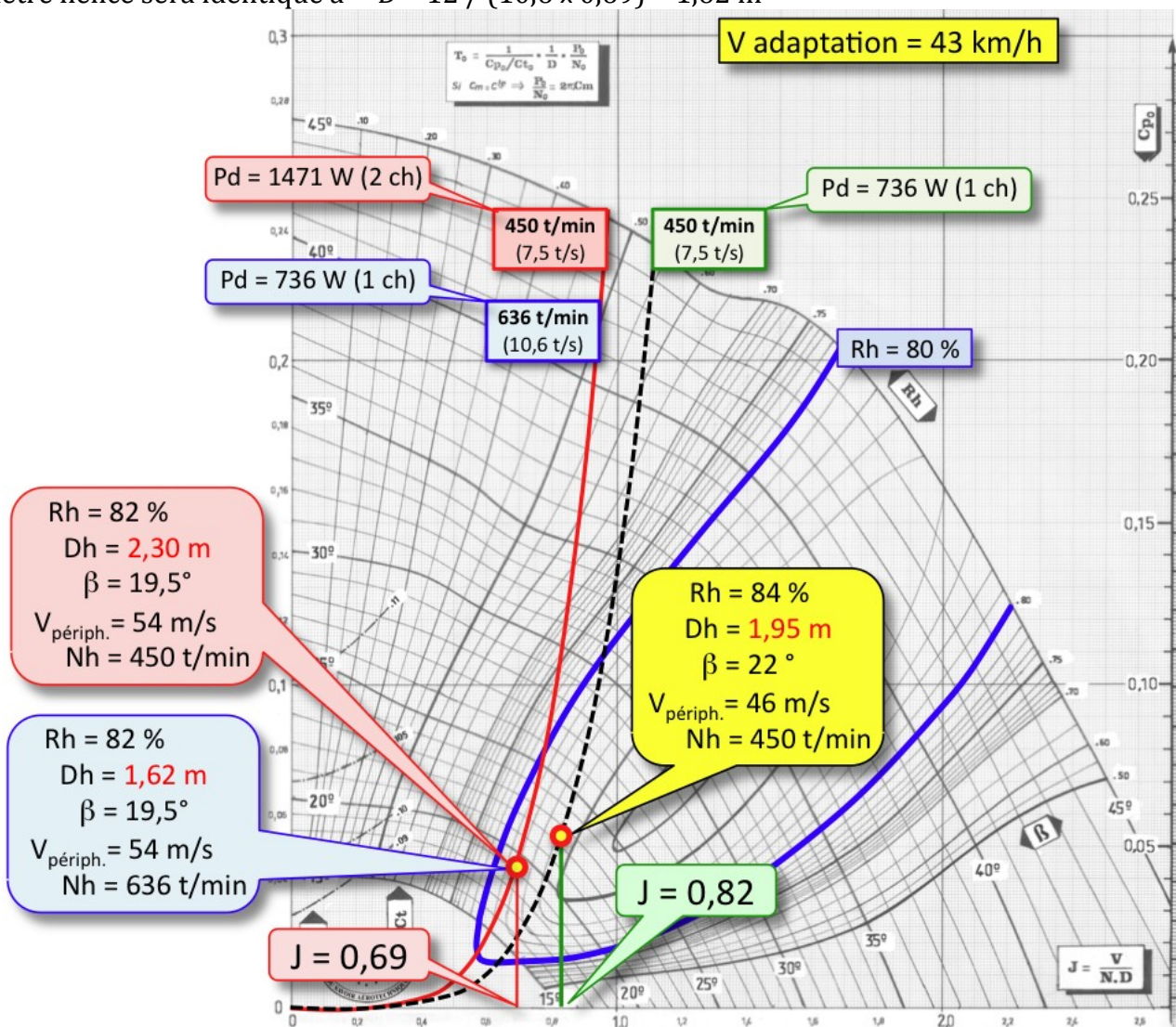
Et, pourquoi pas, repartir dans une itération supplémentaire ? Car maintenant, le besoin de puissance n'est plus que de 1 ch à partager sur 2 hélices, avec encore un peu moins de masse et moins de surface, et moins de traînée...

La limite, en fait, n'est pas théorique, mais tout simplement de bon sens. Les améliorations étant d'ordre asymptotique, on entre vite dans "l'épaisseur du trait". Il ne faut pas oublier que "Mu", la masse utile, reste pour sa part inchangée à 87 kg. Et comme tout est affaire de proportionnalité, continuer à "gratter" le petit pourcent, perd beaucoup d'intérêt, d'autant que la perfection fait croître de façon inconsidérée un autre paramètre, très souvent limitatif : celui du coût pécuniaire.

Dernière petite parenthèse pour les compétiteurs :

Pour $V = 12 \text{ m/s}$ (43 km/h) et $P = 1471 \text{ W}$ (4ch / 2) par hélice, nous avons avec $N_h = 450 \text{ t/min}$ (7,5 t/s), la courbe continue rouge "Cs" (abaque ci-dessous).

Si la puissance motrice est ramenée à $P = 736 \text{ W}$ (2ch / 2) par hélice, on obtient la même courbe "Cs" (à $C_s = 1,298$) et donc le même point optimal à $R_h = 82\%$ si $N_h = 636 \text{ t/min}$ (10,6 t/s), auquel cas le diamètre hélice sera identique à $D = 12 / (10,6 \times 0,69) = 1,62 \text{ m}$



$$C_s = V \cdot \left(\frac{\rho}{P_d \cdot N_h^2} \right)^{0,2} \qquad C_s = 12 \times \left(\frac{1,225}{736 \times (7,5)^2} \right)^{0,2} = 1,49$$

En revanche, si l'on garde le même régime $N_h = 450 \text{ t/min}$ (7,5 t/s), on obtient la courbe "Cs" discontinue ($C_s = 1,49$ - calcul et abaque ci-dessous) qui ouvre la voie à un rendement hélice encore amélioré avec $R_h = 84 \%$, au prix de l'installation de 2 hélices de plus grand diamètre : $D = 12 / (7,5 \times 0,82) = 1,95 \text{ m}$.

6 - CONCLUSIONS

1) AU TERME DE CETTE EXPLORATION CONCEPTUELLE (énergétique et aérodynamique) de l'aéronef paramoteur, il convient de remarquer que nous n'avons abordé :

- ni la question des profils (d'aile ou de pale d'hélice),
- ni celle du nombre de pales ou du nombre de caissons,
- ni celle des matériaux,
- ni celle de formes particulières sensées être plus performantes...

2) GRÂCE AUX QUELQUES FORMULES PRÉSENTÉES, nous avons vu quels étaient les paramètres dominants, c'est à dire ceux sur lesquels il convenait d'agir.

3) GRÂCE AUX ABAQUES, nous avons vu (de façon synthétique) comment, et dans quelle direction agir.

4) AINSI, TOUT EN GARDANT UN CdC SIMILAIRE (même masse utile, même vitesse minimale de vol, même encombrement),

- la puissance installée a été divisée par 10,
- tout en améliorant les performances de base (V_z mini et finesse max).

5) LA MODÉLISATION DE SYSTÈME, montre que le paramoteur, comme les autres aéronefs, est sensible à l'EFFET SPIRALE (l'effet "boule de neige"), qui peut être convergent (ce qui a été démontré ici), mais aussi divergent... si l'on ignore les interactions entre paramètres.

6) CETTE EXPLORATION CONCEPTUELLE nous a également permis de situer "*l'état de l'art*" en matière de vol économique.

7) LES POTENTIALITÉS ÉVOLUTIVES fabuleuses dont est capable cet aéronef souligne la distance qui le sépare des LIMITES possibles envisageables.

8) RESTE À SAVOIR (et cela ne dépend que des considérations philosophiques de chacun), s'il importe de conserver la filiation "parachute" :

- en abandonnant (ou pas) la forêt de suspentes si préjudiciable,
- en carénant (ou pas) la nacelle et son pilote,
- en mettant (ou non) l'hélice devant ou 2 hélices sur les côtés,
- en augmentant substantiellement (ou non) son diamètre.

Un débat similaire s'est posé en matière de nautisme entre mono et multicoques, ces derniers "trop" performants faisant l'objet d'une classification à part dans les courses... afin de ne pas exclure de fait les monocoques des courses et régates.

9) LA VÉRITABLE AVIATION VERTE À 2 CH (2 x 736 W) est tout à fait possible. Il suffit juste d'oser aller à contre-courant des idées dominantes, et de résister à ce travers infantile du "toujours plus".

10) SI UNE RÉVOLUTION ÉLECTRIQUE DEVAIT S'IMPOSER DANS L'AÉRIEN, elle ne se fera jamais mieux que dans le vol à très, très, faible puissance.

ANALYSE D'UN CONCEPT : LE DRONE PARAMOTEUR

Le travail qui suit s'appuie sur les publications suivantes référencées comme suit :

- Réf.1 : <http://www.lejournaldesentreprises.com/editions/67/actualite/entreprise-du-mois>
Ajouté le 3 décembre 2010
- Réf.2 : 30 avril 2008 par Rédaction : L'Usine Nouvelle
- Réf.3 : <http://www.robotimpact.com/news/17/422/> Lundi, 14 Avril 2008 : "des robots volants humanitaires"
- Réf.4 : <http://cicr.blog.lemonde.fr/2008/04/13>
- Réf.5 : <http://www.duc-helices.com/technique/windspoon.htm>
- Réf.6 : Publication Scientifique et Technique du ministère de l'Air - Bulletin des services techniques : "Aérodynamique expérimentale" R. PRIS - 1938.
- Réf.7 : plaquette constructeur (conclusions)
- Réf.8 : "Cours d'Aérodynamique des Voilures Tournantes" Prof. Walter JUST - Université de Stuttgart - 1960

7.1 - LE PROFIL DE MISSION (PDM) :

Maintenant que la mode est au drone couplé GPS et au télépilotage, y compris dans le monde du jouet, la presse spécialisée et la "toile" se sont faites l'écho d'un concept particulier qui consistait à installer un tel système d'asservissement sur un aéronef de type paramoteur, le but avoué étant d'offrir :

"... un outil d'une grande polyvalence, capable d'acheminer 250 kilogrammes de charge humanitaire dans des zones isolées, ou d'embarquer des caméras de surveillance militaire et civile". (Ref.1)

"... ce modèle à décollage et atterrissage automatique, peut voler jusqu'à 80 km/h sur une distance de 800 kilomètres en emportant 250 kilos de charge utile (...) ce drone possède des caractéristiques séduisantes pour assurer les missions de surveillance, scientifiques ou de communications. Il peut aussi assurer des missions de secours avec largage de charges." (Ref. 2)

"Sans pilote, ce bestiau des airs sous voile de 40 m² et guidé à grand renfort de points GPS peut acheminer à 80 kms/h (...) 250 kilos de fret, se poser, livrer la marchandise et s'en retourner comme il est venu : il suffit de le remettre face au vent, de faire le plein et d'appuyer sur le bouton "retour maison". (Ref. 3)

"Il sera également visible en juin, au Salon aéronautique du Bourget, dans l'espace "vert". Il est vrai qu'en plus du coût, [celui-ci] est beaucoup moins gourmand en carburant et donc moins polluant, que ses aînés, avions ou hélicoptères." (Ref. 4)

Le Pdm semble donc pour le moins partir tout azimuts... entre des missions aussi différentes que l'acheminement de fret, le largage, la surveillance, la communication, jusqu'au "*transport d'urnes en période électorale*" (sic), voilà un panel qui dénote déjà une absence de discernement synthétique, puisque par principe une optimisation se fait pour un point bien précis du domaine de vol, et non sur de multiples points. Autrement dit l'appareil a toutes les chances de n'être adapté à aucun d'entre eux...

On passera sur la surveillance avec un engin aussi peu discret (tant sur le plan visuel que sonore) comparativement à tous les drones spécialisés, et quasi furtifs, dont certains sont si peu couteux qu'on peut les considérer comme des consommables...

On passera également sur le largage de charges que n'importe quelle solution "avion" aménagé et asservi, est en mesure d'assurer de façon très nettement plus efficace pour un coût disons d'aéro-club. Reste l'acheminement de marchandise avec rapatriement éventuelle de charges... après appui sur le bouton "Retour Maison" en admettant toutefois que la zone enclavée du fin fond de l'Afrique possède

sa pompe à essence pour "faire le plein"... faute de quoi la "distance franchissable" risque simplement de se transformer en "rayon d'action" !

La question qui se pose est donc de savoir si cette solution en termes d'adaptation des moyens aux fins est pertinente ou pas.

7.2 - RECONSTITUTION ET ANALYSE DU DRONE PARAMOTEUR :

7.2.1 - LA COLLECTE DES DONNÉES TECHNIQUES :

Cette entreprise ayant pour principe de "com" d'éviter toute divulgation de données techniques, commençons par rassembler ce qui a déjà été publié (presse ou internet), et tâchons de reconstituer le puzzle à la lumière de ce que nous avons appris sur les aéronefs de type paramoteur.

Pour commencer, on admettra que "charge utile de 250 kg" (Ref.2) est bien équivalent à "charge humanitaire de 250 kg" (Ref.1), autrement dit, que la masse de carburant en est exclue.

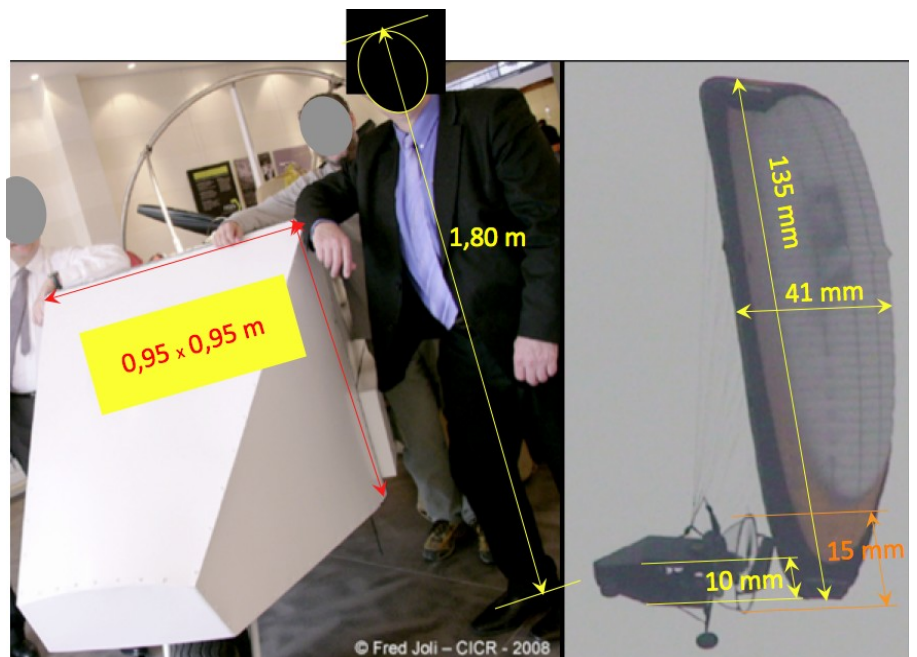
La distance franchissable est de 800 km, et la vitesse de croisière rapide en continue est de 80 km/h à moins qu'il ne s'agisse de la V_{max} ("peut voler jusqu'à 80 km/h" - Ref.2), ce que l'on tâchera de vérifier.

Reste ce que révèlent encore les photos publiées :

- La "nacelle-caisse" : (il est difficile d'appeler cette structure autrement, compte tenu de la forme anti-aérodynamique adoptée) offre une surface frontale $0,95 \times 0,95 = 0,90 \text{ m}^2$ environ si l'on admet une taille moyenne de 1,80 m pour le personnage dans le plan de son maître couple (un ordre de grandeur étant préférable... à pas d'ordre du tout).

Sa surface de traînée a donc pour valeur :

$$S_{Cxonacelle} = 0,9 \times 1,1 = 0,99 \text{ m}^2.$$



Ref 3 & Ref 4

- La voile : sa surface serait de 40 m^2 (Ref. 3), sans que l'on sache trop s'il s'agit de sa surface développée ou de sa surface projetée (point à vérifier).

Mesurée sur la photo (à une échelle "x") la voile présente une envergure de 135 mm et une corde interne de 41 mm. L'effilement d'une aile elliptique étant de $0,571 (\pi/2 - 1)$, la cma (corde moyenne aérodynamique) est de :

$$cma = C_i \cdot (1 + 0,571) / 2 = 41 \times 0,7855 = 32,2 \text{ mm}$$

$$\text{soit une surface de : } S = 32,2 \times 135 = 4\,347 \text{ mm}^2$$

$$\text{soit encore un allongement projeté de : } A_p = b^2 / S = 135^2 / 4347 = 4,19$$

En admettant un rapport développé/projeté identique à celui de notre paramoteur moyen (de quasiment même allongement projeté) soit $A_d/A_p = 5,14 / 4,1 = 1,25$ l'allongement développé sera de : $A_d = 4,19 \times 1,25 = 5,23$

Sur la base d'une surface annoncée de 40 m^2 , l'envergure selon l'allongement sera de :

- avec $A_d = 5,23$ $b = (A \cdot S)^{0,5} = (5,23 \times 40)^{0,5} = 14,46 \text{ m}$
- avec $A_p = 4,19$ $b = (A \cdot S)^{0,5} = (4,19 \times 40)^{0,5} = 12,94 \text{ m}$

Sur la base de la photo, et en estimant l'erreur de fuite à 10 % (la voile se trouvant à une douzaine de mètres du fond de la nacelle, et la hauteur de survole à 100 - 120 m), les 10 mm de la largeur de la caisse ramenés à la voile, seraient de 11 mm pour 0,95 m. D'après la photo, l'envergure de la voile serait alors de $0,95 \times 135 / 11 = 11,7$ m ... Relativement proche des 12,94 m obtenue avec l'allongement projeté de 4,19.

La surface annoncée de 40 m^2 , semble donc être en toute vraisemblance une surface projetée.

$S_p = 40 \text{ m}^2$, et donc la surface développée serait de :

$S_d = 40 \times 1,25 = 50 \text{ m}^2$ (c'est la surface développée qui traîne)

La surface de traînée de la voile est donc de :

$SC_{x0\text{voile}} = 50 \times 2 \times 0,005 = 0,5 \text{ m}^2$

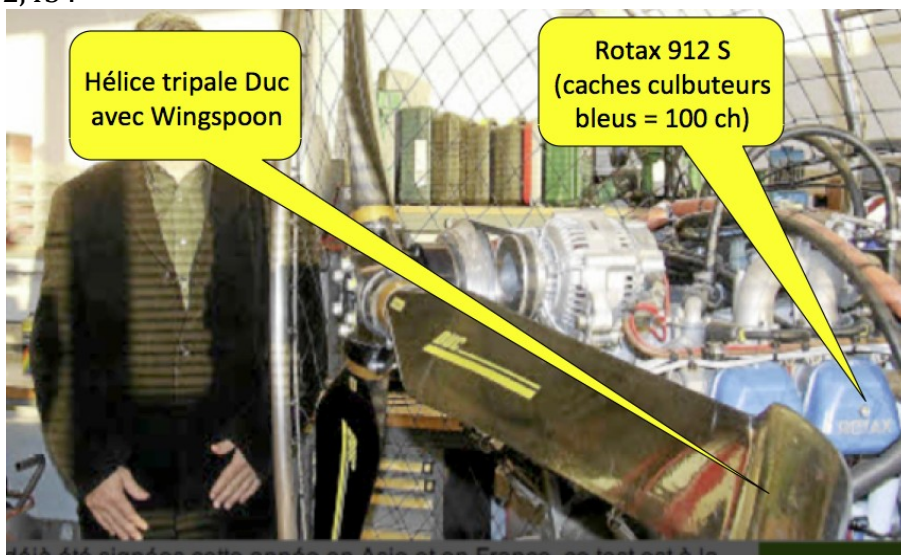
- Les suspentes : Le nombre des suspentes et leurs épaisseurs étant *a priori* proportionnels à la surface de voile, nous extrapolerons les valeurs de notre paramoteur moyen de $0,638 \text{ m}^2$ de surface de traînée de suspentes pour une surface développée de 28 m^2 , ce qui nous donne :

$SC_{x0\text{suspentes}} = 0,638 \times 50 / 28 = 1,14 \text{ m}^2$

La Traînée parasite globale sera donc de : $SC_{x0} = 0,99 + 0,5 + 1,14 = 2,63 \text{ m}^2$.

Concernant la motorisation : la photo suivante (Ref.1) nous renseigne d'emblée sur la puissance. S'agissant d'un Rotax 912 à caches culbuteurs bleus le type est 912-S et $P = 100$ ch (73,5 kW) à 5800 t/min, donné par le constructeur pour une puissance maxi continue de 95 ch (69 kW) à 5500 t/min. De plus le type d'alternateur, montre qu'il s'agit de la version certifiée Far-33.

Il faut encore noter que le Rotax 912 S n'est disponible qu'avec un seul rapport de réduction qui est de 2,43.

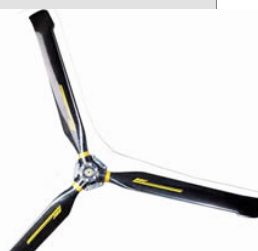


Décollage des ventes impératif en 2011

(Ref 1)

Pour ce qui est de l'hélice Windspoon, le constructeur Duc-Hélices indique que ce modèle n'est disponible qu'en un seul diamètre de 1,727 m (avec, en outre, l'indication de masse : 3,115 kg pour la tripale soit en gros 5 kg avec la visserie ...

Un seul diamètre disponible, et un seul taux de réduction pour un moteur parfaitement identifié, voilà qui réduit singulièrement nos hypothèses de travail.



Cette hélice est disponible en :		
	•	Bipale.
	•	Tripale.
Diamètres disponibles :		
		1727 mm
Poids :	Bipales :	2.380 kg
	Tripales :	3.115 kg

(Ref 5)

Qu'en est-il des masses ?

Nous avons 2 indications : Masse utile de 250 kg et celle-ci : «*Quand nous obtiendrons sa certification, au printemps prochain, les ventes pourront vraiment démarrer*»

L'appareil étant certifié (ce qui semble déjà être le cas pour le Rotax 912 S), et le penchant naturel des constructeurs étant d'exploiter tout ce qu'une certification autorise, il n'y a pas 36 masses au décollage possibles. Il y en a 2 :

- LSA : 600 kg ou CS-VLA : 750 kg

Pour mieux cerner la question, voyons ce que le détail des masses nous apporte :

- $M_u = 250$ kg
- $M_c = 190$ kg (carburant pour 800 km à 80 km/h soit 10 h de vol à P_{max} continue de 95 ch et une consommation spécifique de 0,195 kg/ch/h soit : $95 \times 0,195 \times 10 = 185$ kg soit encore 257 litres (sans réserve).
- $M_{voile} = 8$ kg + $M_{suspentes}$ et sangles 3 kg soit = 11 kg pour la sustentation
- $M_{mot} = 79$ kg en ordre de marche + hélice et visserie 5 kg soit $M_{GMP} = 84$ kg
- Train : 3 roues à 3 kg + jambes et triangulation 9 kg soit $M_{Train} = 18$ kg
- Electronique 10 kg + vérins de commande 3 kg soit $M_{elect} = 13$ kg
- Caisse : 7 m^2 de tôle alu 5/10 => $700 \text{ dm}^2 \times 0,005 \text{ dm} \times 2,7 \text{ kg/dm}^3 = 9$ kg + structure tube carré alu 25 m à 0,48 kg/m = 12 kg soit total caisse = 21 kg
- réservoir de 260 litres (cube de 6,4 dm de côté en tôle 5/10 =>
 - $6,4 \times 6,4 \times 6 \times 0,005 \times 2,7 = 3,3$ kg... + renforts + cloisonnage) soit : 4 kg
- dérive anti-couple de renversement : $2 \text{ m} \times 0,5 \text{ m}$ soit 2 m^2 en 4/10 = 2 kg
- Parachute pyrotechnique de récupération : 10 kg
- divers accastillage : 2 kg

Soit $M_v = 11 + 84 + 18 + 13 + 21 + 4 + 2 + 10 + 2 = 165$ kg

Récapitulons : $M_d = M_u + M_v + M_c = 250 + 165 + 185 = 600$ kg

Réponse : le règlement choisi pour ce modèle semble être le règlement LSA. L'estimation de sa polaire (avec $M_d = 600$ kg) devient donc possible avec une relative bonne précision

7.2.2 - ANALYSE AÉRODYNAMIQUE DU DRONE :

$M_d = 600$ kg ; $M_v = 165$ kg ; $M_u = 250$ kg ; $M_c = 185$ kg

$S_p = 40 \text{ m}^2$; $M_d/S = 15 \text{ kg/m}^2$; $A_p = 4,19$; $e = 0,95$; $SC_{x0} = 2,63 \text{ m}^2$

Envergure projetée : $b_p = (A_p \cdot S_p)^{0,5} = (4,19 \times 40)^{0,5} = 12,94$ m

Finesse max : $F_{max} = \frac{b}{2} \cdot \sqrt{\frac{\pi \cdot e}{SC_{x0}}} = \frac{12,94}{2} \cdot \sqrt{\frac{3,14 \times 0,95}{2,63}} = 6,89$

Vitesse de Fmax : $V_{Fmax} = \sqrt{\frac{M_d \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S}} \cdot \sqrt{\frac{S}{SC_{x0} \cdot \pi \cdot A \cdot e}}$ $V_{Fmax} = 16,28 \text{ m/s} = 58,6 \text{ km/h}$

$F_{max} = 6,89$ à 58 km/h

Taux de chute minimal : $V_{zmin} = \sqrt{\frac{M_d \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot \left(\frac{C_z^3}{C_x^2}\right)}}$

$$\text{Avec } \left(\frac{Cz^3}{Cx^2} \right) = 0.325 \cdot \sqrt{(\pi \cdot A \cdot e)^3 \cdot \frac{S}{SCx_0}} = 0.325 \cdot \sqrt{(\pi \times 4.19 \times 0.95)^3 \times \frac{40}{2.63}} = 56.05$$

$$V_{zmin} = \sqrt{\frac{600 \times 9.81}{0.5 \times 1.225 \times 40 \times 56.05}} = 2.07 \text{ m/s}$$

Vitesse du taux de chute mini :

$$V_{Vzmin} = \sqrt{\frac{Md \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot \sqrt{\frac{3 \cdot \pi \cdot A \cdot e \cdot SCx_0}{S}}}} = \sqrt{\frac{600 \times 9.81}{0.5 \times 1.225 \times 40 \times \sqrt{\frac{3 \times \pi \times 4.19 \times 0.95 \times 2.63}{40}}}} = 12.37 \text{ m/s}$$

$$V_{zmin} = 2,07 \text{ m/s à } 45 \text{ km/h (12,37 m/s)}$$

Vitesse minimale de vol (en admettant un Czmax de 1,7)

$$V_{min} = \sqrt{\frac{Md \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot Cz_{max}}} = \sqrt{\frac{600 \times 9.81}{0.5 \times 1.225 \times 40 \times 1.7}} = 11.89 \text{ m/s soit } 43 \text{ km/h}$$

Polaire : $Cx = Cx_0 + Cz^2 / (\pi \cdot A \cdot e)$

$$Cx_0 = SCx_0 / Sp = 2,63 / 40 = 0,06575 \quad Cx = 0,06575 + 0,08 Cz^2$$

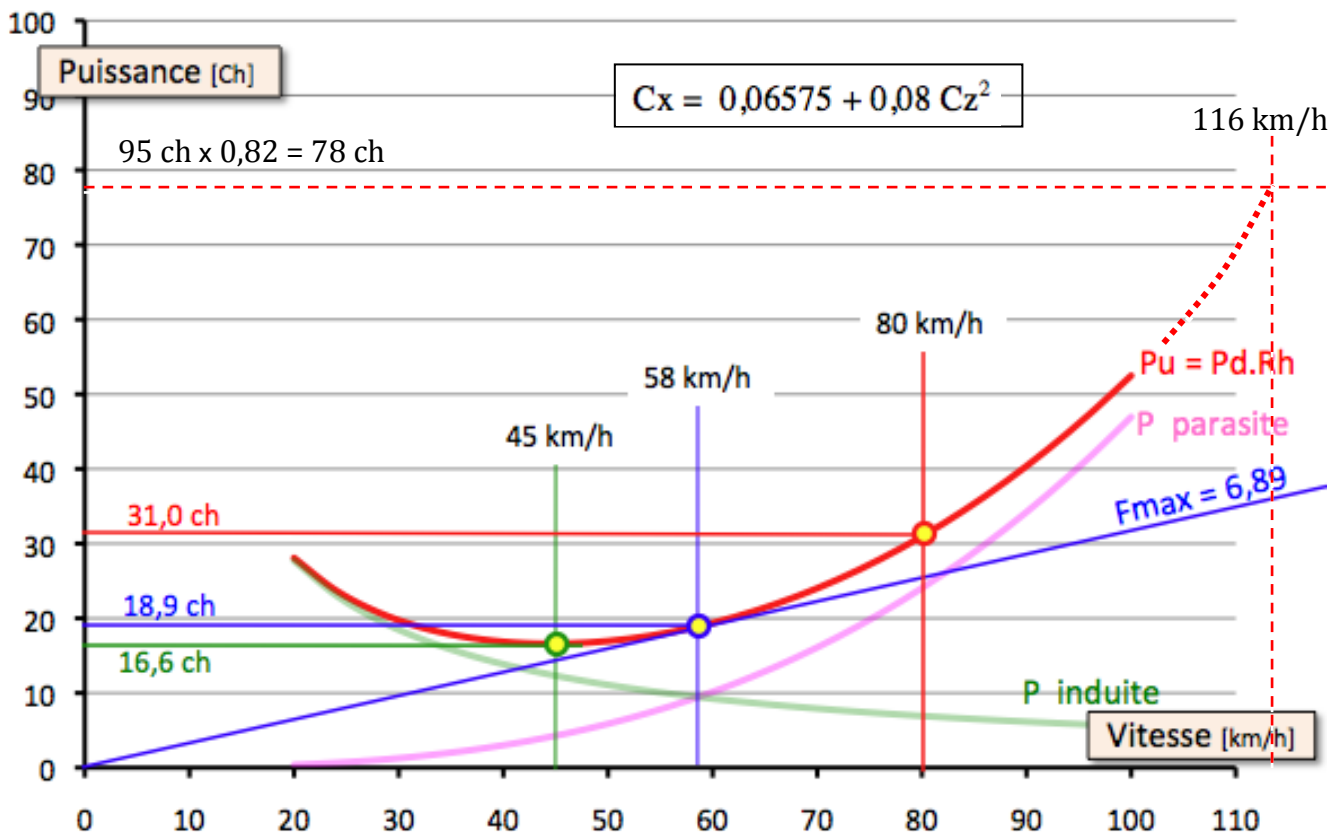
7.2.3 - CALCUL DES PUISSANCES NÉCESSAIRES AU VOL :

$$Pn = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^3 \cdot S \cdot Cx \quad \text{et} \quad Cz = \frac{Md \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} = \frac{600 \times 9.81}{0.5 \times 1.225 \times V^2 \times 40}$$

$$Pn = 0,5 \times 1,225 \times V^3 \times (0,06575 + 0,08 Cz^2)$$

- à la vitesse de chute minimal de 45 km/h :
V = 12,37 m/s (44,5 km/h) Pn = 12,2 kW (16,6 ch)
- à la vitesse de finesse max de 58 km/h :
V = 16,28 m/s (58,6 km/h) Pn = 13,9 kW (18,9 ch)
- à la vitesse de croisière maxi de 80 km/h :
V = 22,22 m/s (80,0 km/h) Pn = 22,8 kW (31,0 ch)

On notera qu'avec une hélice correctement adaptée (Rhi = 82 %) et ses 95 ch de puissance continue, la vitesse aurait due atteindre les 116 km/h (malgré l'aérodynamique déplorable de l'ensemble)



Ainsi, comme on peut s'en rendre compte sur le graphe de la polaire de cette machine, à la vitesse de croisière maxi de 80 km/h, la puissance nécessaire au vol n'est que de 31 ch (22,8 kW). La question qui se pose alors est la suivante : pourquoi faut-il installer un Rotax 912 S de 100 ch ? ... D'autant que l'appareil est destiné à faire du transport économique de fret sur de longues distances !

On notera au passage qu'un Aller-Retour pour déposer la charge de 250 kg dans l'enclave africaine située à 800 km, nécessite quand même de brûler $2 \times 257 = 514$ litres d'essence, soit un peu plus de 1,140 tonne de CO₂...

Avec 4,56 kg de CO₂ par kg déposé à 800 km de distance (1140/250), il faut une bonne dose d'aplomb pour invoquer l'argument écologique !

7.2.4 - ANALYSE DE LA MOTORISATION :

Ainsi, à 80 km/h (22,22 m/s) et "Pd" = 69 kW (95 ch), là où "Pn" = 22,8 kW (31 ch) sont nécessaires, cela signifie que le rendement hélice installée "Rhi" est particulièrement faible, et cette hélice particulièrement inadaptée à sa fonction.

Voyons où se situe le problème :

$$P_n = P_d \cdot R_{hi} = P_d \cdot R_h \cdot R_i$$

$$R_{hi} = P_n / P_d = 22,8 / 69 = 0,33$$

Le rendement global de l'hélice installée n'est donc que de $R_{hi} = 33 \%$. Autrement dit 67 % des 500 litres d'essence sont directement converti en fumées !

Mais voyons de plus près le détail : à 69 kW (95 ch), le régime hélice est de :

$$N_h = 5500 / 2,43 = 2263 \text{ t/min} \text{ soit } 37,72 \text{ t/s.}$$

$$C_p = \frac{P}{\rho \cdot N^3 \cdot D^5} = \frac{69000}{1.225 \times (37.72)^3 \times (1.727)^5} = 0.0683 \quad \text{et} \quad J = \frac{V}{N \cdot D} = \frac{22.22}{37.72 \times 1.727} = 0.341$$

Placés sur l'abaque tripale (Naca 640) page suivante, on s'aperçoit que le point d'adaptation de l'hélice ($J = 0,341$ et $C_p = 0,0683$) se situe totalement en dehors des rendements intéressants, puisque le rendement d'hélice (seul) plafonne à 56 % avec un calage de pale au 3/4 du rayon de $\beta = 17,2$ degrés. Si $R_h = 0,56$ et $R_{hi} = 0,33$, on en déduit que le rendement d'installation "Ri" est de :

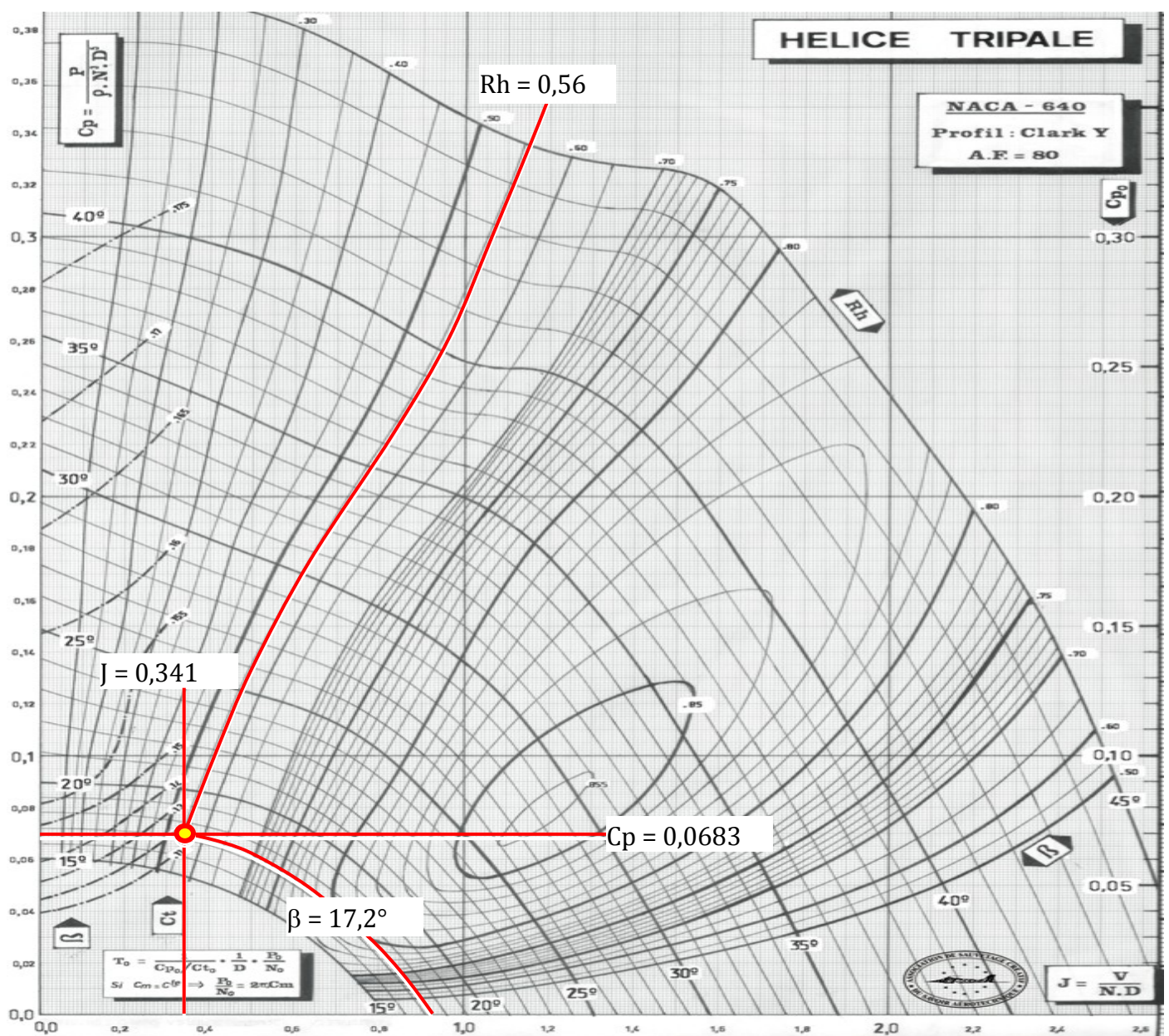
$$R_i = R_{hi} / R_h = 0,33 / 0,56 = 0,59$$

Connaissant précisément le diamètre hélice $D_h = 1,727$ m on peut encore vérifier nos hypothèses sur l'aérodynamique de la nacelle :

$$\text{Avec une surface du disque hélice de : } S_h = \pi \cdot (1,727)^2 / 4 = 2,34 \text{ m}^2$$

$$R_i = 1 - \frac{SC_{x_0}}{S_h} \rightarrow SC_{x_0} = S_h \cdot (1 - R_i) = 2,34 \times (1 - 0,59) = 0,960 \text{ m}^2$$

... très proche de $SC_{x_0 \text{ nacelle}} = 0,99 \text{ m}^2$ que nous avons retenu. Cela confirme à 3 % près notre estimation de la traînée de la nacelle, mais aussi les estimations dimensionnelles frontale de la nacelle, comme celle du coefficient C_{xp} retenu (et, accessoirement, à 3 % près également la taille du personnage de la photo !). Cela confirme surtout les estimations de traînée pour la voile et les suspentes. Merci donc aux accessoiristes Duc-hélice et Rotax !



7.2.5 - RÉFLEXIONS CRITIQUES SUR LA MÉTHODE ET LA SOLUTION PROPOSÉE :

Au terme de cette analyse, il apparaît que, malgré l'absence sévère d'éléments chiffrés, il est possible de reconstituer de façon assez précise l'ensemble de la constellation des éléments constitutifs d'un système dès lors que l'on dispose d'un modèle synthétique auquel le rattacher. Nul besoin donc de signer un "NDA" (prononcez "ène-di-aïe"... pour No Disclosure Agreement - en français : convention de discrétion) pour accéder à ce qui nous intéressait à savoir : un PdM (profil de Mission) et l'objet produit censé le remplir.

Comme il apparaît assez clairement ici, et comme c'est très souvent le cas, l'objet produit ne trouve pas son origine dans un PdM à remplir (une fin), mais dans tout autre chose (un moyen), de nature plutôt subjective qu'objective, et comme telle portée par un individu. PdM et CdC n'apparaissent qu'après coup, une fois l'objet devenu plus ou moins opérationnel et, en la matière, le signe qui trompe le moins est le foisonnement des possibilités avancées, histoire d'offrir le maximum de chances et de débouchés... Notre drone paramoteur n'échappe malheureusement pas à la règle, et l'*a priori* de cette formule (qui garde toute sa pertinence dans le domaine des loisirs) devient un écran mental qui entrave toute réponse logique adaptée à la résolution du problème posé qu'exige le champ concurrentiel dans lequel il a été choisi de le positionner.

Dernière remarque sur l'absence de méthode de conception et la manière rudimentaire de procéder qui semble avoir été la suivante :

S'il faut 20 ch en moyenne pour propulser la charge de 130 kg que constitue un paramotoriste et son équipement, un moteur 5 fois plus puissant (100 ch) devrait alors être en mesure de propulser $130 \times 5 = 650$ kg. Le règlement LSA autorisant 600 kg, ce sera donc 600 kg avec une petite marge de sécurité. La voile est taillée par le spécialiste tailleur de voile qui fait une péréquation sur la charge alaire ; idem pour les sangles et idem pour le GMP : on va donc voir les spécialistes qui, *a priori*, savent...

Pour le moteur ce sera l'incontournable Rotax 912 S (pour la fiabilité du 4T), et pour l'hélice, on va voir un hélicier. Chacun travaille dans son coin, et personne n'est en mesure de "manager" le concept (les hommes si, le concept non).

Pour sa part l'hélicier connaît le moteur, il fournit l'hélice qui va bien avec, et qui fonctionne bien, quels que soient les appareils sur lesquels il les a déjà monté. Du reste, cette hélice est à pas réglable au sol, et (rapidement pensé) il suffit d'adapter le pas à la vitesse de vol pour se tirer d'affaire ! C'est ce qui s'appelle "prendre les éléments sur étagères". On fait des essais, et on corrige les erreurs... du moins quand on le peut !

Dans le cas présent, il suffit de regarder la position du point d'adaptation sur l'abaque de la tripale pour voir qu'il y a un problème majeur, et pire, que ce problème n'a même pas été identifié ! Autant dire que ce ne sont pas les windspoons et autres gris-gris qui le solutionneront.

"Après 6 années consacrées à la R & D (...) et un peu moins d'une dizaine de millions d'Euros" investit dans ce projet (Ref.1), il est certain que si le problème avait été effectivement identifié, à savoir celui d'un rapport de réduction inapproprié, il y aurait belle lurette qu'un nouveau réducteur aurait été conçu, testé et certifié. Voilà ce qu'il en coûte d'ignorer les fondamentaux de la conception.

Petite pensée à destination du motoriste : il est pour le moins curieux de proposer un moteur avec réducteur... qui ne possède qu'un seul et unique rapport de réduction, d'autant que ce réducteur apporte sa propre masse (qui aurait été bien mieux investie dans la cylindrée plutôt que dans le régime, mais c'est là un autre débat), qu'il apporte son prix et son taux associé de défaillances... Comme on le voit, l'indigence conceptuelle semble loin d'être un monopole...

7.3 - LE CAHIER DES CHARGES SUPPOSÉ (CDC) :

De tous les PdM avancés, nous ne retiendrons donc que celui qui semble le mieux correspondre à la nature de l'engin : décollage court, atterrissage encore plus court, transport d'une charge de 250 kg, si possible en conditions atmosphériques limites puisque le vol occupe une part très importante du cycle nyctéméral en raison de la distance franchissable annoncée de 800 km et de sa trop faible vitesse de vol (80 km/h) qui impose une longue durée de vol : 10 h dans le cas où l'appareil épuise son énergie à tenir cette vitesse de 80 km/h ; plus de 14 h si l'appareil maximise sa distance franchissable (pour atteindre péniblement 850 km) en volant à sa finesse max à 58 km/h (et moins vite lorsqu'il se sera allégé de ses 190 kg de carburant, afin de tenir le Cz optimum de Finesse max, soit environ 48 km/h !).

Comme on le voit l'effroyable traînée de cet engin entraîne de multiples implications... Commençons donc par sérier les problèmes.

Qui dit transport longue distance, dit :

- appareil à grande finesse et fort rendement aérodynamique, mais aussi
- appareil rapide, et donc...
- appareil fortement chargé au mètre carré pour 2 raisons :
 - placer le point de finesse max le plus loin possible en vitesse
 - limiter les facteurs de charge.
- Vol en altitude pour 3 raisons :
 - diminuer la résistance à l'avancement et la consommation
 - augmenter la vitesse de finesse max
 - sortir de la turbulence des basses couches.
-

Qui dit décollage et atterrissage court dit :

- faible charge alaire
- fort Cz max et donc hypersustentation efficace
- forte puissance surfacique et faible charge au cheval.
-

Bref, on se retrouve là avec des exigences diamétralement opposées... ce qui impose une étude d'optimisation.

En résumé, le PdM se résume tout simplement à transporter une masse utile de 250 kg sur une distance franchissable de 800 km, à se poser puis être en mesure de revenir de façon autonome (avec une exigence d'avitaillement sur place).

La vitesse de croisière de 80 km/h ne constituant pas un plafond de vitesse (sauf logique occulte), il y a tout lieu de croire qu'une vitesse très nettement supérieure démultiplierait l'attrait d'une telle machine.

Les contraintes primordiales pour un engin de loisir de type paramoteur étant d'être facilement transportable, ne pas exiger un temps de mise en œuvre exagéré, et coûter le moins cher possible, n'étant plus aussi drastiques pour un drone mis en œuvre par des professionnels, on se contera des contraintes suivantes :

- mise en œuvre aussi facile que le drone paramoteur actuel
- contrainte de transport identique à savoir : petit camion
- coût d'exploitation de type "aéro-club" (et non de type "hélicoptère", comme les 6 années de R & D semble vouloir les y amener).

7.4 - LE CHOIX DE LA FORMULE LA MIEUX ADAPTÉE À CE CDC :

Le principal obstacle à la configuration "paramoteur" destinée à remplir le PdM défini (250 kg/800 km), se résume à l'effroyable traînée que présente cette formule dont la seule justification semble bien rester dans le domaine du vol de loisir (par exemple : vol sur circuit court pour 4 personnes, selon des trajets programmables à la demande, dans le cadre d'un quelconque Disney-Land...avec la restriction suivante : temps calme impératif).

L'Afrique (puisqu'il semble que ce soit là le principal "marché" visé), subtropical pour l'essentiel, se caractérise par des températures extrêmes (élevées le jour, et basses la nuit), et donc par des atmosphères plutôt agitées (en zones équatoriales c'est plutôt les précipitations qui prévalent). Or, pour des durées de vol envisagées de 10 à 15 heures, la tenue de la voile constitue un autre point critique qui limite nécessairement l'envergure et l'allongement pour éviter les incidents de "fermeture". C'est la raison pour laquelle les paramotoristes, comme les adeptes du vol libre (ailes pendulaires), et de toutes les formules à voilure souple, limitent en été leurs vols aux moments de la journée les moins sujets à convection, à savoir le matin de bonne heure, et en fin de journée.

Pour cette raison, l'appel à une formule à voilure souple (quelle qu'elle soit) ne constitue pas un choix des plus heureux, dans la mesure où la contrainte "météo" limite singulièrement la disponibilité réelle du drone paramoteur à un nombre limité de "fenêtre météo" en raison principale de sa trop faible vitesse de vol.

Ceci dit, même la formule du chariot à aile pendulaire souple aurait mieux rempli ce PdM. Qu'on se rappelle la traversée de l'Atlantique Sud par Guy Delage en 1991 avec ce type de machine (encore qu'il avait bien pris soin de largement l'empenner), de masse au décollage sensiblement équivalente (Md=650 kg dont 350 litres de carburant) mais pour une distance (2600 km), évidemment, nettement supérieure. La traversée avait été faite en 26 h, soit à 100 km/h de moyenne, c'est à dire à une vitesse très probablement proche de la finesse max de l'appareil, puisque la distance franchissable était un facteur critique (sans doute plus que la durée d'éveil du pilote).

Quel choix de configuration adopter alors ? Pour répondre à cette question, le plus simple est de procéder par élimination.

Les configurations "paramoteur", comme (dans une moindre mesure) celle du pendulaire, sont à exclure pour cause combinée de durée de vol excessive, et de sensibilité aux perturbations atmosphériques.

La formule de l'hélicoptère (la mieux appropriée au décollage court), est à exclure en raison de ses coûts (achat, entretien, exploitation) et de sa mise en œuvre.

La formule "avion commuter" est sans doute la formule la mieux appropriée en termes de coût à la tonne transportée, qui est parfaitement apte (et infiniment mieux d'ailleurs que celle du paramoteur) à des opérations de largage de charges diverses (et si l'on tient au vol sans pilote, rien ne s'oppose à ce que ce véhicule soit appareillé en conséquence). Reste que le retour par simple appui sur le bouton "retour maison" n'est guère envisageable en l'absence d'un personnel averti.

La formule "avion d'aéroclub dronisé" beaucoup moins "lourde" que la précédente, est, elle aussi, sujette à la même restriction du retour automatique.

Nous oublierons la formule du dirigeable, qu'il faut bien citer, mais il suffit de constater l'extrême vulnérabilité de ces machines à la moindre bourrasque pour comprendre qu'elles sont en fuite météorologique perpétuelle ...

Reste la configuration autogire ou plus précisément "gyravion", qui est la plus apte à répondre à ce PdM bien spécial et aux exigences aussi contradictoires qui en découlent. Pour ce qui est des vitesses

minimales d'atterrissage et de décollage celles-ci sont aussi courtes que celle du paramoteur, sinon plus courtes¹ en raison de la très faible charge alaire du disque rotor. Quant aux vitesses de croisière, elles sont de fait bien largement supérieures.

Note 1 : Pour peu que le rotor soit efficacement pré-lancé. Citons encore le "décollage sauté" qui nécessite une commande de pas cyclique, mais qui propulse verticalement le gyro à une trentaine de mètres de hauteur après avoir pré-lancé le rotor avec une légère sur-vitesse... le redécollage depuis un trou végétal d'une forêt équatoriale devenant alors possible !

7.4.1 - PREMIÈRE ALTERNATIVE : L'AUTOGIRE CLASSIQUE



Sur le plan de la sensibilité aux rafales, une voilure tournante est incontestablement sans équivalence dans la mesure où ce qui prime est la charge alaire sur les pales du rotor. Or, avec une charge alaire proche de celle des intercepteurs supersoniques (200 à 300 kg/m²) l'appareil devient quasi transparent aux perturbations.

Le point faible de l'autogire réside dans son manque d'allongement qui le limite singulièrement en finesse maximum. Toutefois, la finesse étant un rapport entre Allongement et traînée aérodynamique, ce que l'autogire perd en Allongement, il le compense en partie par les gains de traînée : sur le fuselage, mais surtout par l'absence de la forêt de suspentes.

$$F_{\max} = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{\pi \cdot A \cdot e}{C_{x_0}}} = \frac{b}{2} \cdot \sqrt{\frac{\pi \cdot e}{S C_{x_0}}}$$

Bien entendu, s'agissant d'un drone devant être opérationnel, et non d'un objet de loisir, la formule d'autogire qu'il convient de retenir, n'est évidemment pas celle dite de "Bensen" (sorte de succédané d'hélicoptère), mais bien celle à moteur tractif (dite de "La Cierva") pour les 2 raisons suivantes :

- le fuselage doit offrir une traînée aérodynamique la plus faible possible, et donc ne pas présenter de culot.
- l'hélice doit pouvoir travailler dans les meilleures conditions qui soient, et être adaptée au vol à faible vitesse, et donc ne pas être limité en diamètre.



Pitcairn PA-36 "Whirlwing" 1939

7.4.2 - SECONDE ALTERNATIVE : L'AUTOGIRE À 2 ROTORS LATÉRAUX

Pour pallier au manque d'allongement du disque rotor (qui est de 1,273 seulement), une première solution consiste à partager la charge entre 2 rotors positionnés latéralement. L'envergure étant alors le double du diamètre, l'allongement est alors doublé. L'allongement d'un bi-rotor étant de : $A = 2,456$

$$A = \frac{b^2}{S} = \frac{D^2}{\pi \cdot \frac{D^2}{4}} = \frac{4}{\pi} = 1.273$$

On notera que le fait de mettre 2 rotors latéraux à la place d'un seul, présente accessoirement 2 effets bénéfiques : celui de dégager l'arrière du fuselage qui peut alors recevoir un empennage vertical digne de ce nom, et celui de dégager à l'avant du fuselage un large champ pour l'hélice tractive qui n'est plus limitée en diamètre (par ailleurs, les rotors ne travaillent plus qu'en différentiel "avant-arrière" et n'ont plus de nécessité de s'incliner sur les côtés droite-gauche).

7.4.3 - TROISIÈME ALTERNATIVE : LE COMBINÉ AVION-AUTOGIRE

Autre solution sans conteste la plus appropriée aux exigences diamétralement opposées du CdC, consiste en une formule hybride associant une voilure tournante classique (à un ou deux rotors) pour les décollages et les atterrissages ultra-courts, et une voilure fixe uniquement adaptée à la croisière, donc de faible surface, et dépourvue de volets, le (ou les) rotor(s) étant en croisière totalement déchargé(s) et maintenu(s) en rotation (pour conserver leur rigidité) par prélèvement d'une part réduite de puissance (3 à 4 kW, environ 5 ch).

Du fait de son extrême simplicité, cette voilure fixe, pourra alors être montée et démontée par simple emboîtement en fonction du profil de mission (long ou court) du moins dans le cas du monorotor. Dans le cas du birotor, cette voilure fixe pourra venir avantageusement caréner les bras tenant les têtes de rotor latéraux. Dans ce cas, la voilure fixe sera nécessairement en position haute.

7.5 - ELÉMENTS DE MODÉLISATION À FIN DE COMPARAISON DES FORMULES :

7.5.1 - LE PARAMOTEUR D'ORIGINE :

Rappelons sa polaire qui est (§ 7.2.2) : $C_x = 0,06575 + 0,08 C_z^2$

et ses caractéristiques qui sont les suivantes :

$$M_d = 600 \text{ kg} ; b = 12,94 \text{ m} ; S_p = 40 \text{ m}^2 ; e = 0,95 ; S_{C_{x0}} = 2,63 \text{ m}^2$$

P_n = puissance nécessaire [W] représentée en [ch] sur le graphique

$$P_n = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^3 \cdot S_{C_{x0}} + \frac{S \cdot C_z^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad \text{avec} \quad C_z = \frac{M_d \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S}$$

$$P_n = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^3 \cdot S_{C_{x0}} + \frac{2 \cdot (M_d \cdot g / b)^2}{\pi \cdot e \cdot \rho \cdot V}$$

Avec $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$; $g = 9,81 \text{ N/kg}$; et V [m/s] on obtient la polaire représentée par la courbe en pointillée rouge de la puissance nécessaire au vol. Le moteur fournit bien 95 ch à 5500 t/min, mais le rendement de l'hélice installée ($R_{hi} = 0,33$) ramène la puissance utile à :

$P_u = P_{mot} \cdot R_{hi} = 95 \times 0,33 = 31,3 \text{ ch}$, ce qui évidemment limite la vitesse de croisière à 80 km/h...

De toutes façons, même en adaptant correctement l'hélice pour obtenir un rendement de 80 %, et donc une puissance utile de $95 \times 0,8 = 76 \text{ ch}$, la vitesse de croisière ne dépasserait pas les 115 km/h compte tenue de la pente extrême de la polaire (voir graphique synthétique en fin de chapitre 7.5).

Par ailleurs, la distance franchissable (formule dite de Bréguet - voir plus loin) étant directement fonction à la fois de la finesse, et du rendement d'hélice, ce n'est pas avec un rendement hélice installée de 33 % à 80 km/h et une finesse de 5,2 en croisière (ou avec les 58 km/h à la finesse max de 6,9 avec un rendement hélice encore plus faible de 24 %) qu'il faut espérer aller bien loin. Une masse de carburant supérieure à la masse à vide témoigne d'ailleurs d'une certaine forme d'aberration dans le concept.

7.5.2 - LA SOLUTION DE L'AUTOGIRE CLASSIQUE :

Aussi simple de conception que le paramoteur, l'autogire a pour lui l'avantage de l'insensibilité aux rafales. Malheureusement, son défaut intrinsèque de finesse par manque d'allongement obère largement ses potentialités en matière de distance franchissable. Néanmoins, avec la formule "La Cierva", l'adaptation hélice permet d'obtenir un rendement en croisière de 82 % dès lors que l'on prend la peine de mettre au point le bon rapport de transmission afin d'adapter correctement le régime au point de croisière.

La polaire que nous avons tracée (courbe pleine bleue à marquages ronds - voir plus loin) a été produite avec les paramètres suivants :

- Surface Mouillée fuselage $SM_f = 20 \text{ m}^2$;

- Diamètre rotor $D_R = 11$ m soit une Charge alaire sur le rotor de $Md/S = 6,3$ kg/m² pour $Md = 600$ kg.

La polaire du rotor retenue est celle établie en soufflerie en 1938 (réf. 6 page 279), et l'équation (obtenue avec un coefficient de corrélation $r = 0,997$) est la suivante : $C_{xR} = 0,0177 + 05827 \cdot C_z^2$

Avec un allongement de 1,273 pour le disque rotor, la finesse de l'appareil plafonne à 4,76 malgré une aérodynamique du fuselage soignée ($SC_{x0_{fus}} = 0,12$ m²; $C_{fe_{fus}} = 0,006$). L'appareil n'est donc pas plus apte *a priori* à faire de la distance franchissable que son congénère paramoteur. Toutefois, l'adaptation non problématique d'une hélice de 3,5 m de diamètre (à 750 t/min), lui permet d'obtenir un rendement d'hélice installée de $R_{hi} = 0,82$ ce qui lui laisse une puissance utile de $P_u = 95 \times 0,82 = 78$ ch qui lui confère une vitesse de croisière de 126 km/h et une finesse de croisière malheureusement bien faible de 3,6...

Néanmoins, les 800 km, seront alors parcouru en 6 h 20 pour une consommation de 165 litres (119 kg) de carburant (contre 250 litres et 190 kg pour le paramoteur). A la finesse max de 4,76 et malgré une baisse de rendement ($R_{hi} = 73$ %), la distance franchissable maxi sera plus importante (1 037 km parcourus en 13 h 40').

7.5.3 - LA SOLUTION DE L'AUTOGIRE BIROTOR LATÉRAUX :

Le défaut criant d'allongement peut être quelque peu atténué par cette solution, qui double l'allongement, et la finesse max qui passe de 4,76 à 6,73 (proche de celle du paramoteur, pour une vitesse de finesse max plus élevée (72 km/h contre 58 km/h).

Les autres paramètres restant les mêmes (même aérodynamique du fuselage, même charge alaire sur les disques rotors) l'appareil est simplement doté de 2 rotors de diamètre sensiblement plus faible puisque $D_R = 7,78$ m.

L'adaptation de son hélice pouvant se réaliser dans de bien meilleures conditions, le rendement hélice maximum peut être atteint ($R_{hi} = 0,86$ avec $D_h = 4,73$ m pour $N_h = 470$ t/min). La puissance utile sera alors de $P_u = 95 \times 0,86 = 82$ ch qui lui confèrera une vitesse de 133 km/h. Les 800 km seront alors parcouru en 6h 04' avec une consommation de 157 litres, soit une masse de carburant de 113 kg.

La différence de performance entre autogire monorotor et birotor est somme toute faible... en croisière rapide. Mais là où la différence se creuse, c'est aux faibles vitesses, puisque le birotor retrouve les vitesses minimales de vol du paramoteur (notons qu'avec 2 rotors de 13,5 m de diamètre, les polaires du paramoteur et de l'autogire birotor sont parfaitement confondues...), mais surtout l'augmentation de 2 points de finesse lui permet d'accroître encore un peu plus sa distance franchissable maxi qui passe à 1400 km parcourus en un peu plus de 19 heures, malgré une baisse de rendement hélice qui passe à $R_{hi} = 74$ %.

Néanmoins, cette finesse demeure encore insuffisante pour répondre correctement aux exigences contradictoires de ce PdM si particulier.

7.5.4 - LA SOLUTION DU COMBINÉ AVION-AUTOGIRE :

En effet, pour qu'une réponse satisfaisante soit apportée à un tel PdM, il convient de traiter séparément les exigences de performances : une solution autogire (ou paramoteur) pour les décollages-atterrissages à très faible vitesse, en plus d'une solution à voilure rigide fixe, optimisée pour la partie croisière longue distance avec, en croisière, désactivation nécessaire des organes dédiés aux faibles vitesses, ce qui reste possible avec l'autogire (il suffit d'annuler l'incidence du rotor, et de le maintenir en rotation afin de lui conserver sa rigidité), mais ne l'est plus (sinon de façon scabreuse) avec une voile souple de paramoteur...

Pour permettre une exploration simple de faisabilité, nous modéliserons un tel engin en considérant séparément les 2 solutions ("basse" et "haute" vitesse), la "basse vitesse" ayant déjà dans sa besace les 2 configurations : mono et bi-rotor.

Pour la configuration "haute vitesse" (ou de croisière), l'adjonction d'ailes spécifiquement adaptées à la croisière est relativement simple dans la mesure où l'aile n'est plus tenue (comme sur un avion normal) à passer les phases cruciales du décollage et de l'atterrissage. Les volets sont également inutiles et sa surface peut être réduite substantiellement de façon à la faire travailler à son meilleur "Cz". Les questions du "Cz_{max}", comme celles du moment piqueur, ou du type de décrochage, ne se posant plus, le choix du profil pourra se porter sur un profil symétrique à laminarité étendue et d'épaisseur relative aussi faible que possible compatible avec les exigences annexes de tenue structurelle, ou de carénage.

Dans l'exemple qui suit, nous avons retenue comme envergure, la valeur du diamètre d'un rotor de la version birotor, soit $b = 7,78$ m ce qui permet (dans le cas du choix de cette configuration) de se servir de la voilure fixe pour caréner les mats latéraux de support des rotors. Les autres paramètres sont donc les suivants :

$Md = 600$ kg ; $Sa = 5,50$ m² ; $b = 7,78$ m ; $Md/S = 109$ kg/m² ; $A = 11$; la corde moyenne aérodynamique $c_{ma} = 0,7$ m pour une voilure de préférence trapézoïdale pour une simple question de tenue structurelle (les têtes de rotor se trouvant aux extrémités), et pour ne pas trop dégrader le coefficient d'Oswald en raison d'une prédominance du fuselage par rapport à la surface réduite de l'aile (meilleure répartition de portance en envergure). Compte tenu de tout ceci nous avons retenu pour ce coefficient la valeur de : $e = 0,7$.

Bien que nous ayons prélevé sur la puissance motrice disponible, 5 ch pour le maintien du ou des rotor(s) en rotation, nous avons en outre considéré un surcroit de traînée des pales en leur conférant une surface de frottement fonction d'une largeur de pale (corde constante) $c = 0,20$ m ; avec un (des) rotor(s) qui, bien entendu, ne présente(nt) plus de traînée induite.

Les coefficients équivalent plaque plane appliqués aux diverses parties de l'appareil sont les suivantes :

$$C_{f_{fus}} = 6 \text{ ‰} ; C_{f_{aile}} = 5 \text{ ‰} ; C_{f_{pales}} = 7 \text{ ‰}$$

Ainsi chiffré, l'appareil présente dans sa configuration "croisière" les caractéristiques suivantes :

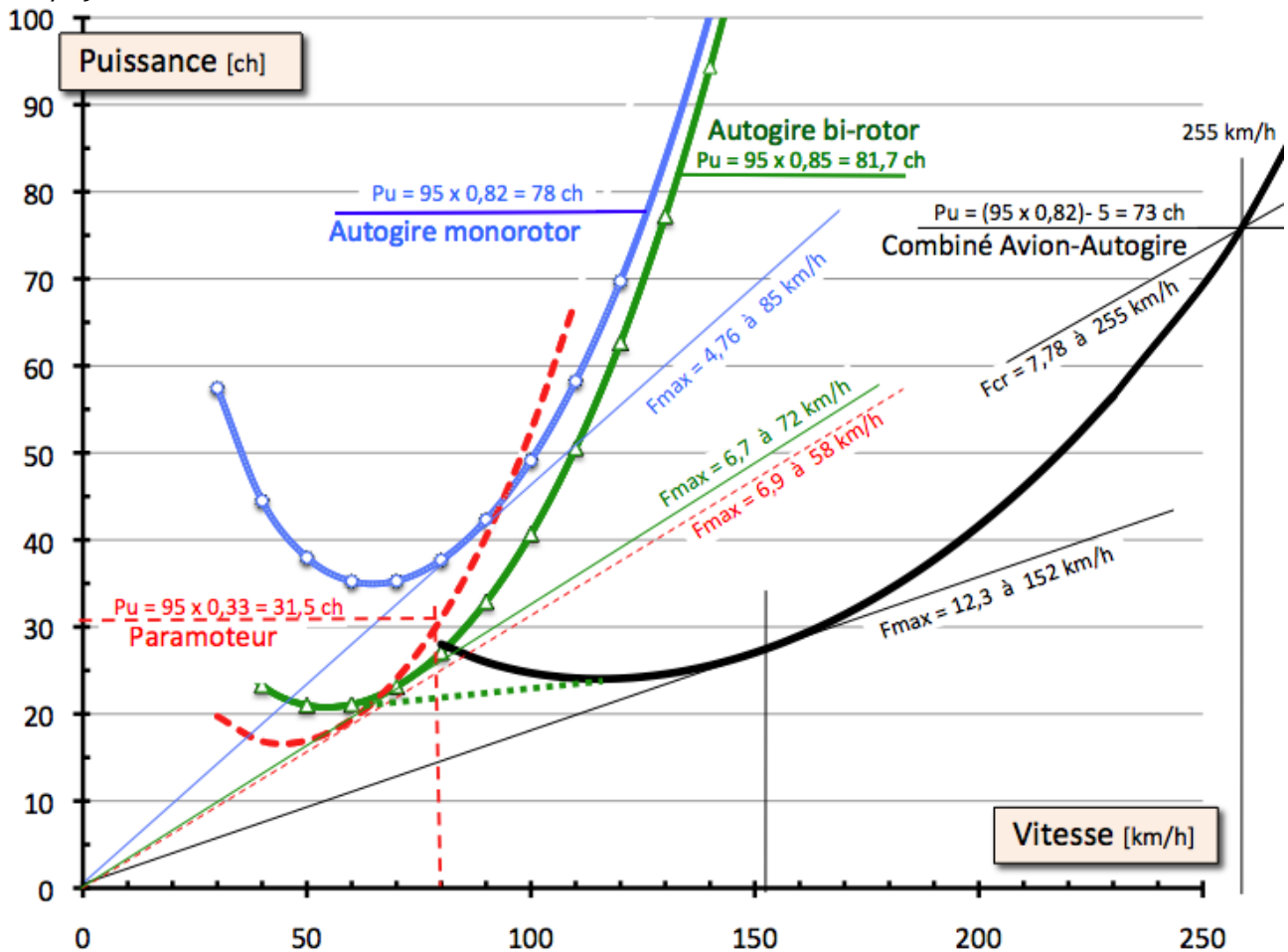
- Finesse max = 12,3 à 152 km/h
- $V_{cr_{max}} = 255$ km/h pour une puissance utile de $P_u = (95 \times 0,82) - 5 = 73$ ch

Le CdC de 800 km de distance franchissable est rempli en volant, non plus à 80 km/h et en consommant 264 litres d'essence comme pour le parapente, mais en volant 3,2 fois plus vite (255 km/h) tout en consommant 3,26 fois moins (81 litres d'essence), ceci avec un temps de vol divisé par 3 (3h08 contre 10h).

En volant à sa finesse maxi de 12,3 à 152 km/h, la distance franchissable passe alors à 1196 km qui seront parcourus en moins de 8 h, toujours avec 81 litres de carburant ce qui réduit l'emprunte carbone de 4,4 à 0,72 kg de CO² par kilogramme de masse utile transportée (sur 800 km ou 1200 km selon le régime de vol adopté)...

7.5.5 - GRAPHE COMPARATIF DES POLAIRES DES DIVERSES CONFIGURATIONS ENVISAGÉES :

On notera le passage très progressif de la polaire de l'autogire bi-rotor à la polaire du combiné (ligne grasse verte pointillée) qui font que cette combinaison est la mieux appropriée (transition entre 80 et 110 km/h).



Le tableau suivant présente les caractéristiques des 3 configurations proposées d'autogire en comparaison de celle du paramoteur actuel.

	Paramot.	monorot.	birotor	combiné	Unités
Masse décollage $M_d =$	600	600	600	600	[kg]
Surface voileure $S =$	40	95,03	95,03	5,5	[m ²]
Envergure $b =$	12,94	11	15,5563	7,78	[m]
Allongement $A =$	4,19	1,27	2,55	11,01	[-]
Coef. Osswald $e =$	0,95	0,42904	0,42904	0,7	[-]
HELICE : $D_h / N_h =$	1,72 / 2263	3,50 / 750	4,73 / 470	1,78 / 2263	[m] / [t/min]
Rendement hélice $R_{hi} =$	0,33	0,82	0,86	0,82	[-]
Traînée parasite $SC_{xo} =$	2,63	1,8021	1,8021	0,2186	[m ²]
Finesse max =	6,89	4,76	6,73	12,34	[-]
C_z de $F_{max} =$	0,91	0,18	0,26	0,98	[-]
Vitesse de $F_{max} =$	58,6	85,2	71,7	151,9	[km/h]
Chute mini $V_{zmin} =$	2,07	4,37	2,60	3,00	[m/s]
Vitesse de $V_{zmin} =$	44,5	64,8	54,5	115,5	[km/h]
Vitesse croisière max =	80,0	126,0	133,0	255,0	[km/h]
Finesse de croisière =	5,20	3,60	3,65	7,78	[-]

La formule de Breguet du calcul de la distance franchissable (ci-dessous), montre clairement les paramètres qui sont influents, notamment le rendement hélice qui doit donc impérativement être maximisé, de même que la finesse, ce qui veut dire : une propreté aérodynamique irréprochable, accompagné d'un allongement relativement important.

$$Df_{cr} = K \cdot \frac{Rh}{C_{sp}} \cdot Fin_{cr} \cdot \ln \left(\frac{Md}{Md - Mc} \right) \quad \text{avec} \quad Fin_{cr} = \left(\frac{Cz}{Cx} \right)_{cr}$$

$$K = 367 = 3600 / 9,81 \quad \text{si } C_{sp} \text{ [kg/kW.h]}$$

$$K = 270 = 367 \times 0,7355 \quad \text{si } C_{sp} \text{ [kg/ch.h]}$$

Avec (Ln = Logarithme Népérien)

Le tableau suivant, construit sur la base de cette équation, reprend les caractéristiques de perfo, et compare les appareils entre eux notamment sur 2 types de vol :

- le vol au point d'adaptation (Df = 800 km ; Vcr maxi), et
- le vol à finesse max et distance franchissable maximum
-

POINT de VOL	Finesse [-]	Vitesse [km/h]	Csp [kg/ch.h]	Rhi [-]	Mc [kg]	Dist.fr. [km]	Durée [hh:mm]
Paramoteur (264 litres)							
Finesse max	6,89	58,6	0,2	0,24	190	850	14:30
croisière maxi	5,2	80	0,22	0,33	190	802	10:01
Autogire monorotor (165 litres)							
Finesse max	4,76	85,2	0,2	0,73	119	1 037	13:40
croisière maxi	3,6	126	0,22	0,82	119	801	06:21
Autogire bi-rotor (157 litres)							
Finesse max	6,73	71,7	0,2	0,74	113	1 403	19:34
croisière maxi	3,65	133	0,22	0,86	113	804	06:04
Combiné avion-autogire (81 litres)							
Finesse max	12,34	151,9	0,2	0,7	58,5	1 196	07:52
croisière maxi	7,78	255	0,22	0,82	58,5	803	03:08

On notera que les hélices de traction ont été adaptées à la croisière rapide pour une distance franchissable (sans réserve) de 800 km. Les versions autogires pures (mono et bi-rotor) exigent des diamètres très importants en raison de la faible vitesse de ces appareils, et donc l'étude d'un réducteur spécifique pour le moteur Rotax 912 S que nous avons conservé pour les besoins des comparaisons. Le paramoteur, qui vole encore plus doucement que les autogires purs démontre (sur objet) et de façon éclatante l'inadaptation foncière de cette configuration puisque les rendements de son hélice installée (derrière un mur) oscillent entre 24 % (pour la finesse max) et 33 % pour la croisière "rapide".

On notera aussi que la configuration du combiné, de par sa vitesse (255 km/h), retrouve une situation d'adaptation hélice habituelle puisqu'elle permet de conserver le rapport de réduction du Rotax 912 S de 2,43 pour un diamètre hélice très proche de celui proposé par Duc-Hélice. Ceci démontre, au passage, le bon choix du diamètre hélice par l'hélicier, comme du bon rapport de réduction par le motoriste... mais seulement pour des appareils performants, ayant une bonne aérodynamique ! Pas de cadeau donc, et pas d'autre choix possible pour ceux qui se sont déjà pénalisés par une aérodynamique médiocre !

7.6 - LA QUESTION DES RAFALES :

Tout aéronef candidat à la certification se doit de démontrer sa tenue structurelle aux conditions normales de vol (ce qui est la moindre des choses), mais aussi à des conditions plus sévères que les règlements (de sécurité) ont définis et systématisés. Même le règlement "libéral" régissant les ULM, impose la démonstration d'une tenue structurelle à + 4 g et -2 g (fois 1,5 pour la rupture, c'est à dire + 6 g et -3 g). Mais le problème n'est pas là !

Contrairement aux voilures fixes qui se contentent de décrocher (ce qui peut déjà être dramatique dans certaines phases de vol), les voilures souples, peuvent en outre se "fermer" (para-chute-pente-

moteur), ou "tomber" verticalement à la même vitesse que le corps pendulé qui sert au pilotage (pendulaires). C'est la raison pour laquelle les règlements imposent de démontrer certaines aptitudes à se sortir de ces situations. Lorsque cette sortie n'est naturellement pas possible, il est imposé un système supplémentaire de récupération (en général un parachute pyrotechnique) qui, accessoirement, amène sa propre masse et sa propre probabilité de défaillance.

Rarement calme, l'atmosphère est sujette à des mouvements plus ou moins violents dénommés "rafales". Il y a des rafales verticales positives (que les vélivoles appellent des "pompes"), et des rafales verticales négatives que ce même jargon vélivole dénomme de façon très imagée "dégueulantes", et que le commun des voyageurs aériens dénomme de façon tout aussi imagée des "trous d'air".

Un appareil à voilure rigide qui pénètre dans de telles rafales, subit ainsi des accélérations positives et négatives d'autant plus intense que l'appareil vole vite. Le règlement FAR-23 (duquel se sont inspirés tous les autres règlements) définit plusieurs types de rafales "forfaitaires" auxquelles les appareils se doivent de résister : 7,6 m/s jusqu'à "VD" (la vitesse de piqué), 15,25 m/s jusqu'à "VC" la vitesse de croisière, et 20 m/s pour les appareils de transport volant près du sol. La FAR-23 donne encore les formules qui tiennent compte de la distribution des vitesses aux seins des rafales (voir exemple traité in "Abrégé" p. 46).

Mais il y a aussi des rafales horizontales (les bourrasques), notamment près du sol lorsque la rafale négative dévie sa trajectoire face au sol. Or, ces rafales peuvent tout autant venir de face... que de derrière ! Raison pour laquelle, tout pilote qui se respecte majore sa vitesse en final, non seulement en raison du gradient de vent à l'approche du sol, mais également pour ne pas risquer de se retrouver en dessous de la vitesse de décrochage si la rafale vient de derrière, ni de risquer de subir des facteurs de charges trop importants si la rafale vient de face alors qu'il vole à un Cz d'autant plus proche de son Cz_{max} qu'il vole à une vitesse proche du décrochage.

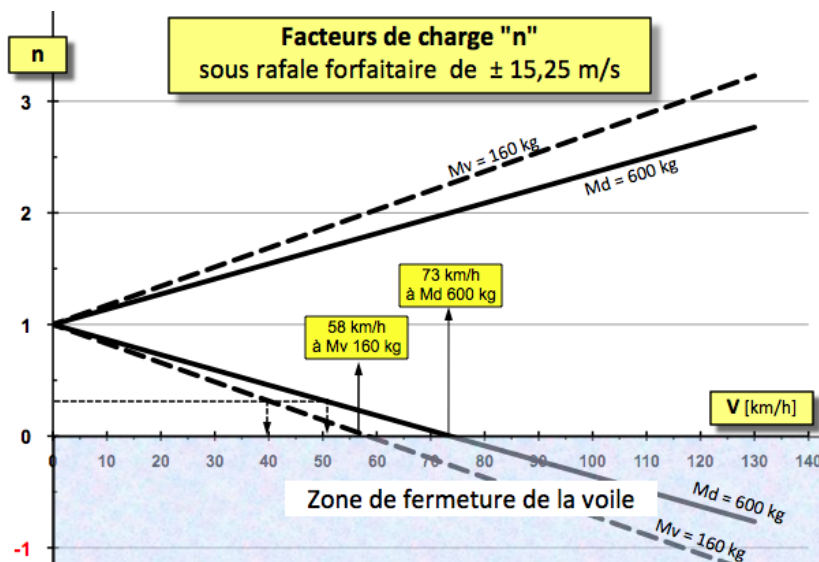
7.6.1 - LES RAFALES VERTICALES :

La vitesse de croisière déclarée étant de 80 km/h, nous ne nous intéresserons qu'à la rafale de vitesse verticale **Ude** = 15,25 m/s.

Cette vitesse étant particulièrement faible pour une vitesse de croisière, la rafale positive de 15,25 m/s ne posera aucun problème, dans la mesure où les 3,8 g du facteur de charge positif du règlement VLA ne sont atteints qu'à la vitesse bien inaccessible de 205 km/h (et les 4 g du règlement CSA à 221 km/h). En croisière à 80 km/h ce facteur de charge n'est donc que de $n = 2,09$.

Le problème vient surtout de la rafale négative car, si une aile souple de paramoteur tient bien les charges "n" positives, les choses s'arrêtent net dès lors que le facteur de charge devient négatif : la voile se referme avec les conséquences que l'on peut imaginer.

Or, à pleine charge (Md = 600 kg) la fermeture de la voile se produit dès 73 km/h. Autrement dit sur un vol devant couvrir plus de la moitié du cycle nyctéméral, la vitesse de croisière annoncée de 80 km/h ne pourra même pas être exploitée... Pire, au bout de 10 heures de vol, les 190 kg de carburant de l'appareil ayant été brûlés l'aéronef ne pèsera plus que 600 - 190 = 410 kg. A cette masse, la fermeture de la voile se produira à 67 km/h. Bien entendu, un retour à vide se terminant une fois le carburant consommé à



$M_d = M_v = 160 \text{ kg}$, la rafale négative de $15,25 \text{ m/s}$ fermera la voile à une vitesse encore plus faible : 58 km/h !

Si maintenant on veut garder une petite marge de sécurité en évitant que "n" ne descende, disons au dessous de $0,3 \text{ g}$, les vitesses maximales de vol seront respectivement de :

- 51 km/h à $M_d = 600 \text{ kg}$
- 46 km/h à $M_d = 600 - 190 = 410 \text{ kg}$ et
- 40 km/h à $M_d = M_v = 160 \text{ kg}$

Voilà assurément un bien bel aéronef-cargo de transport au long cours qui naviguera à une vitesse encore plus faible que celle des portes-conteneurs !



7.6.2 - LES RAFALES HORIZONTALES :

En admettant un $C_{z_{max}}$ de $1,7$ la vitesse de décrochage de notre drone-paramoteur est de :

$$V_{min} = \sqrt{\frac{M_d \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_{z_{max}}}} = \sqrt{\frac{600 \times 9.81}{0.5 \times 1.225 \times 40 \times 1.7}} = 11.89 \text{ m/s soit } 43 \text{ km/h}$$

43 km/h à $M_d = 600 \text{ kg}$ et de 22 km/h à $M_d = M_v = 160 \text{ kg}$.

Une rafale horizontale de $15,25 \text{ m/s}$, c'est quand même une bourrasque brutale de 55 km/h qui arrive avant même que l'appareil n'ait pu réagir.

On comprend aisément que pour résister à une telle rafale venant de l'arrière, l'aéronef de $M_d = 600 \text{ kg}$ devra au minimum voler à $55 + 43 = 98 \text{ km/h}$... bien au delà de ses possibilités ! et $22 + 55 = 77 \text{ km/h}$ à $M_d = M_v = 160 \text{ km/h}$.

Si maintenant, l'appareil prend cette rafale de face, et que son incidence de vol n'a pas pu être modifiée, celui-ci subira un facteur de charge d'autant plus important que sa vitesse de vol sera faible (et donc que son C_z de vol sera important).

Encore une fois, n'étant pas spécialiste des voilures souples, nous considérons la polaire du paramoteur comme une polaire d'avion, alors qu'il est possible qu'elle s'en écarte à ses extrémités (ce que des mesures en soufflerie devraient éclairer), notamment aux très basses vitesses près du décrochage. Par mesure conservatoire, nous avons retenu un $C_{z_{max}}$ de $1,7$ puisque l'aile souple permet de modifier sa courbure à la manière d'un volet sur une aile.

(Nota : Si l'on se réfère aux vitesses de décollage des paramotoristes, le $C_{z_{max}}$ d'une voile serait bien plus important, entre 3 et 3,7 ! Ce qui devrait aggraver de façon très notable la situation décrite ici)

Ainsi, avec une rafale de $15,25 \text{ m/s}$ venant de face les vitesses (selon la charge) vont respectivement passer à :

$$43 + 55 = 98 \text{ km/h (27,2 m/s) à } M_d = 600 \text{ kg et}$$

$$22 + 55 = 77 \text{ km/h (21,4 m/s) à } M_d = M_v = 160 \text{ kg}$$

et les facteurs de charge vont respectivement passer à :

$$F_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{z_{max}} = 0.5 \times 1.225 \times (27.2)^2 \times 40 \times 1.7 = 30.814 \text{ N}$$

$$n = \frac{F_z}{M_d \cdot g} = \frac{30.814}{600 \times 9.81} = 5.23 \text{ pour } M_d = 600 \text{ kg}$$

... et $n = 12,1$ pour $M_d = M_v = 160 \text{ kg}$ (2 fois plus qu'un avion de voltige : + 6 g) !

Aussi, afin de ne pas dépasser le facteur de charge maxi de $n = 3,8$ du règlement, en cas de rafale horizontale prise de face, le drone devra voler à un C_z plus faible et donc à une vitesse plus importante qui ne devra pas descendre au dessous de :

$$V = \sqrt{\frac{n \cdot M_d \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_{z_{\max}}}} = \sqrt{\frac{3,8 \times 600 \times 9,81}{0,5 \times 1,225 \times 40 \times 1,7}} = 2317 \text{ m/s soit } 83 \text{ km/h}$$

pour $M_d = 600 \text{ kg}$ soit voler à un C_z de :

$$C_z = \frac{M_d \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S} = \frac{600 \times 9,81}{0,5 \times 1,225 \times (23,17)^2 \times 40} = 0,45$$

(et 43 km/h pour $M_d = M_v = 160 \text{ kg}$ avec le même C_z de 0,45)

7.6.3 - L'IMPLICATION DES RAFALES :

Le moins que l'on puisse dire sur ce drone paramoteur, c'est que la question des rafales semble ne pas avoir été abordée du tout. Voici un appareil qui postule à une certification, qui doit (pour satisfaire à ses exigences sécuritaires), à la fois :

- voler moins vite que 73 km/h à pleine charge pour éviter la fermeture de sa voile en cas de rafale verticale négative de 15,25 m/s imposée par les règlements (58 km/h à vide)
- voler plus vite que 98 km/h à pleine charge pour ne pas décrocher en cas de rafale horizontale venant de l'arrière (77 km/h à vide), et
- voler plus vite que 83 km/h à pleine charge pour ne pas dépasser le facteur de charge de 3,8 en cas de rafale horizontale frontale (43 km/h à vide).

Devoir à la fois voler à une vitesse inférieure à 73 km/h et plus vite que 98 km/h à pleine charge pour satisfaire aux conditions réglementaires de rafales, voilà une contradiction qui rend tout simplement le choix du paramoteur non certifiable.

7.7 - CONCLUSIONS

De toutes les configurations possibles susceptibles de remplir le PdM tel que celui-ci a été déclaré, celle du paramoteur est (de loin) la configuration qui est la moins apte à le remplir, tant sur le plan des performances que celui de la sensibilité aux rafales... déterminante dans les conditions d'absence d'opérateur humain.

Cela dit, et à l'échelle du continent africain, de ses conditions météorologiques, et de sa situation géopolitique, la vraie question qui se pose est la suivante :

La distance franchissable de 800 km du PdM a-t-elle réellement du sens ?

Pour notre part, il ne fait aucun doute que cette distance franchissable a été fixée *a posteriori* parce que c'était la distance maximale que ce drone paramoteur était en mesure d'accomplir. Nous l'avons admis en tant que cas d'école afin de démontrer qu'il suffisait de changer de configuration pour apporter une amélioration notable. Le fait que le véhicule soit télépilotable avec un bouton "retour maison" (ce qui constitue la trouvaille marketing susceptible d'emporter la décision), ne relève pas de l'art aérotechnique, mais seulement de l'ingénierie électronique et informatique. Du reste, rien n'interdit d'installer de tels systèmes, sur n'importe quelle machine existante, sauf peut-être une certaine forme de sagesse des services officiels...

Au delà de ces considérations, on comprendra qu'une "machine polyvalente" (que bon nombre de décideurs semblent naturellement privilégier) est fondamentalement un non sens : Lorsqu'une machine est optimisée et correctement adaptée à son PdM, il n'est plus possible, par principe, de l'améliorer, et il n'y a donc aucune raison pour justifier son abandon sauf par disparition du PdM du

champ des nécessités. En conséquence, une machine polyvalente, ne peut donc être que mal adaptée à l'éventail de ses fonctions.

Bien qu'une paire, voire 2 paires, de pales d'autogire, plus une aile fixe, pèsent plus lourd qu'une simple voile de paramoteur, ce dernier ne sera pas pour autant plus léger que les configurations que nous venons de proposer, sauf dans le rôle duquel il n'aurait jamais dû sortir : celui du loisir à durée de vol courte (balade familiale de type "Disney Land"). En effet, dès lors que la distance franchissable impose des masses de carburant qui dépassent la masse à vide, tout gain de masse sur la structure devient une aberration en soi car ce n'est pas la structure qui est en cause, mais la nature du concept lui-même.

En tout cas, ce seul aspect des choses aurait dû éveiller l'attention de tous ceux qui se sont associés au projet (ingénieurs, investisseurs), ou qui ont été sollicités (experts d'organismes publics et privés) pour permettre la démonstration sur objet de ce qu'il était possible d'explorer, pour un coût dérisoire, sur le papier !

7.7.1 - L'EFFET SPIRALE (DIT PROSAÏQUEMENT "EFFET BOULE DE NEIGE") :

Ainsi, là où il faut 190 kg de carburant (264 litres) avec le paramoteur, la configuration "combinée" n'a besoin que de 59 kg (81 litres) de carburant. Cela fait une économie de 131 kg qui surcompense très largement le différentiel qu'il y a entre les masses voile-tissu et voilure fixe + pales. Ce différentiel ne devrait d'ailleurs pas dépasser les 30 kg. Or, nous avons fait notre démonstration à Md constante soit à 600 kg.

En admettant un gain net de 100 kg sur la masse au décollage (avec les 250 kg de masse utile inclus), la masse maxi ne sera donc plus de 600 kg, mais de 500 kg.

Mais ce n'est pas tout : En acceptant une légère baisse en vitesse de croisière (210 à 220 km/h au lieu de 255 km/h) le besoin de puissance ne sera plus que de 40 ch. Le GMP sera lui aussi plus léger d'au moins 30 kg et sa consommation d'autant plus faible (gain d'au moins 25 kg sur le carburant à CdC constant). Une première itération amène donc un gain notable sur la masse maxi qui n'est plus que de :

$$Md = 600 - 100 - 30 - 25 = 445 \text{ kg.}$$

En gardant les mêmes charges alaires, la surface aile pourra être réduite à : a

- $435 / 109 = 4 \text{ m}^2$ pour l'aile fixe
- $435 / 6,31 = 69 \text{ m}^2$ soit 2 rotors de 6,62 m de diamètre.

Soit un gain de 27 % sur les surfaces portantes et donc un gain du même ordre sur leur traînée parasite et donc sur le besoin de puissance "Pn"...

Pour ce qui est de la masse, le gain peut se chiffrer :

- $1,5 \text{ m}^2$ de moins sur l'aile fixe économise $1,5 \times 4 \text{ kg/m}^2 = 6 \text{ kg}$
- $2,30 \text{ m}$ de pales en moins économise $2,3 \times 3 \text{ kg/m} = 7 \text{ kg}$

Au total encore une bonne dizaine de kilogrammes d'économisé (Md = 435 kg), en plus de la traînée économisée sur le frottement ...

Bref, on aura compris qu'en réfléchissant un peu (de façon synthétique quand même), on s'engageait dans le bon sens dans une spirale qui devenait alors vertueuse... On aura compris aussi que les promoteurs du drone paramoteur qui affirment en parlant de leur produit : "... en plus du coût, [celui-ci] est beaucoup moins gourmand en carburant et donc moins polluant, que ses aînés, avions ou hélicoptères." (Ref. 4), est purement et simplement une contre-vérité (bien que vraisemblablement de bonne foi !).

7.7.2 - LES QUESTIONS QUI FÂCHENT :

"Nous arrivons au terme de six années de développement. Nous avons investi un peu moins d'une dizaine de millions d'euros dans ce projet, avec le soutien précieux de structures comme la Région, Oséo, les fonds Airfi et New York Finance Innovation" et...

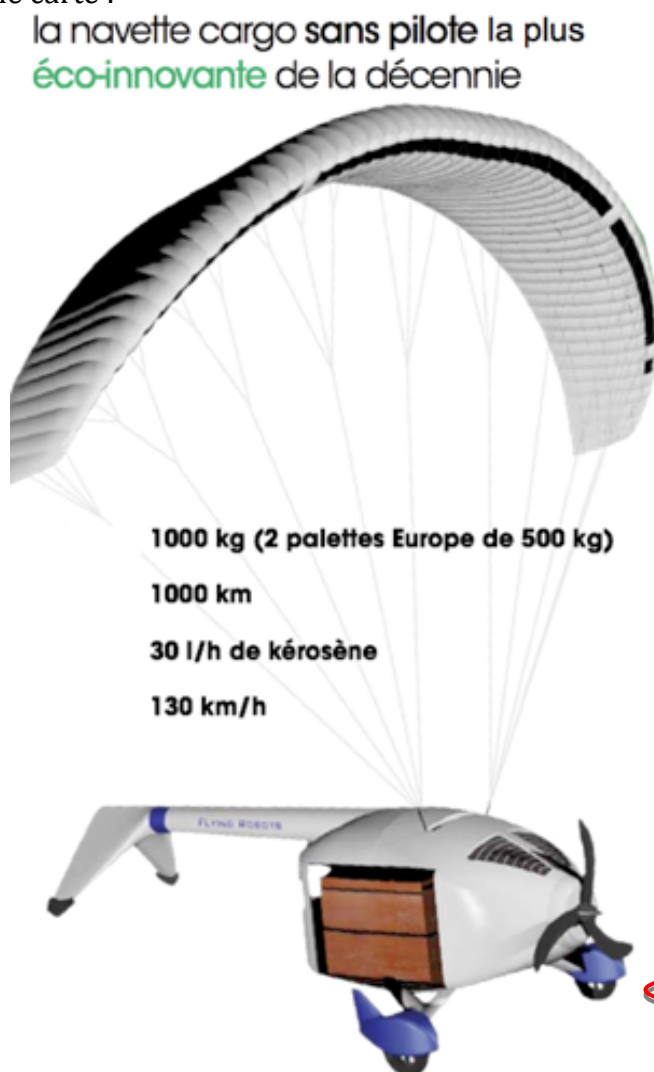
"Une convention vient d'ailleurs d'être signée avec l'Onera, le Laboratoire français spatial et aéronautique, pour accélérer le lancement de ce...". (Ref.1)

10 millions d'euros investis sur 6 années de R & D, le "soutien précieux" de la collectivité, d'Oseo... Cela pose quelques questions : Qui décide des fonds alloués ? Sur quels critères ? Pour quels objectifs ? Quels ont été les organismes consultés pour l'expertise du concept ? Si expertise il y a, comment a-t-elle été menée ? Quelles en ont été les conclusions ? Dans quel moule commun, concepteurs et experts ont-ils été "formatés" ? Y aurait-il un problème au niveau de l'enseignement en général, et technique en particulier ? Ou s'agit-il d'une question plus profonde et plus insidieuse d'éthique ?

Suffisamment citoyen pour s'offusquer de ce qui précède, nous nous garderons bien de répondre à ces questions. Néanmoins elles méritent d'être posées ; et mieux elles se doivent même d'être posées car, conscient d'avoir la chance de vivre en un lieu et une époque où, à défaut de pain on peut tranquillement se contenter de brioche, il n'est pas sûr qu'en accumulant les gaspillages, notre modèle sociétal perdure encore longtemps.

7.7.3 - ET CE N'EST PAS FINI !...

"L'expert (autoproclamé) en UAV à voile souple" (UAV = Unmanned Aerial Vehicle, ou drone), qui "après 6 années et 10 millions d'euros" n'a toujours pas (à ce jour) concrétisé de vente... dévoile déjà sa prochaine carte :



Simplicité et innovation

- Rapport poids total de l'aéronef / charge embarquée sous voile très favorable
- Simplification maximale de la mise en œuvre (temps, espace, personnel)
- Communications réduites à la stricte sécurité du système
- Formation du personnel rapide
- Transportable en remorque de voiture

Economie et écologie

- Moteur diesel
- Coûts d'acquisition, d'utilisation et de maintenance réduits
- Infrastructures nécessaires à l'exploitation minimales (bâtiments, pistes, parkings...)
- Prix de revient du kg embarqué et consommation au km exceptionnellement bas

Sécurité

- Impossibilité de modifier la route de vol sans autorisation
- Sécurisation maximale des vols avec parachute de secours, suivi permanent
- Châssis solide

Intelligence

- Une intelligence artificielle poussée
- Zone de vol ségréguée
- Gestion météo

"Une intelligence artificielle poussée"... certes, mais semble-t-il qu'artificielle car, mis à part les arguments commerciaux de la colonne de droite, qui relèvent tous, soit de contre-vérités aérotechniques, soit de domaines non aéronautiques (notamment électronique et informatique) parfaitement applicables à tout autre aéronef, cette image et les 4 caractéristiques annoncées (1000 kg sur 1000 km à 130 km/h et 30 l/h de kérosène) en disent déjà beaucoup... du moins "devraient" en dire beaucoup aux experts des organismes sollicités pour le soutien de ce nouveau projet. Commençons par l'image qui fait apparaître :

- outre l'emblématique voile de paramoteur, de surface augmentée en conséquence,
- la réduction drastique du nombre des suspentes qui montre que ce point a fini par être identifié comme source importante de traînée (ce qui explique en partie l'augmentation de vitesse),
- l'apparition d'une queue et d'un empennage papillon inversé (qui nécessitera une remorque un peu plus conséquente), mais qui montre accessoirement que le modèle précédent avait peut-être quelques problèmes de stabilité...,
- un énorme culot (que ne justifie plus la présence d'un GMP arrière), avec une traînée de pression conséquente bien supérieure à la traînée des suspentes, détail qui laisse perplexe (pourquoi réduire certaines sources de traînée si c'est pour en créer de nouvelles ?),
- une hélice (tripale, et en "serpette" svp !) passée à l'avant, certes, mais de diamètre visiblement inférieur au maître-couple du volume qui la suit, ce qui indique que :
 - les rendements, d'hélice et d'installation, restent inconnus
 - que le véritable problème d'adaptation n'a toujours pas été identifié.
- l'accès à la "palette Europe", bien ouverte pour générer un maximum de traînée supplémentaire... Il reste que si cette vue d'artiste représente bien le projet, la question se pose de la suffisance du volume devant recevoir les 2 "palettes Europe de 500 kg",
- enfin le carénage des trains avec aileron de requin qui, ici n'a aucune fonctionnalité autre que cosmétique... en rapport sans doute avec sa destination aux "brousses africaines" !

Ensuite les 4 malheureuses caractéristiques annoncées qui ont également leur lot de révélations à faire :

- du kérosène suppose un moteur diesel dont la masse spécifique est nettement plus importante que celle d'un moteur à allumage commandé (les taux de compression étant doublés, la quantité de matière pour tenir les efforts est fatalement plus importante...)
- le Kérosène (plutôt que gasoil) désigne (surtout s'il y a exigence de certification) le moteur SMA SR-305 de 230 ch. Celui-ci n'est pas réducté (car le motoriste a ses propres problèmes de tenue du réducteur aux ondulations du couple du diesel), mais il est suralimenté et est muni d'une hélice à pas variable (avec la monomanette du FADEC, facile à télépiloter...),
- 30 l/h de kérosène soit 24 kg/h (avec une masse volumique de 0,8 kg/litre à 15°C), et une consommation spécifique de 0,17 kg/ch.h, cela donne une puissance motrice utilisée de 140 ch, c'est à dire que le moteur n'est utilisé qu'à 60 % de sa puissance (croisière économique ?).
- un moteur diesel (taux de compression de 20) suppose un gros démarreur susceptible de passer la première compression, et susceptible d'atteindre une vitesse de rotation suffisante pour atteindre la température d'autoallumage...
- Le gros (et lourd) démarreur, suppose aussi une batterie en conséquence pour l'alimenter, ce qui fait que les avions qui sont équipés de ce moteur, voient généralement leur capacité d'emport diminuée d'une place.
- 1000 km à 130 km/h, cela fait 7,7 heures de vol soit $24 \times 7,7 = 185$ kg de carburant (230 litres). La question qui se pose au vu de l'utilisation à 60 % de la puissance disponible est la suivante : les 130 km/h annoncés se font-ils à 75 % de la puissance continue comme il est habituel en aéronautique ? Auquel cas la consommation serait de 30 kg/heure (et non 30 litres/h), ce qui amènerait la masse de carburant à 230 kg (290 litres) pour parcourir les 1000 km.

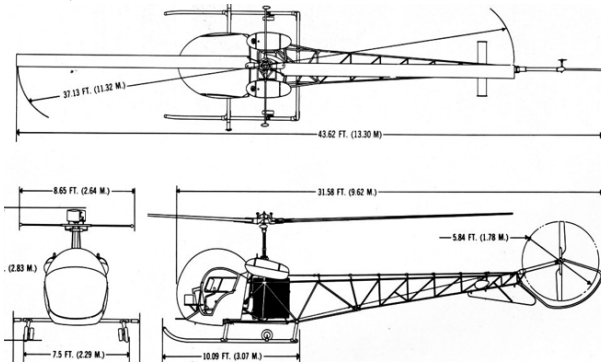
7.7.4 - POUR QUI VOUDRAIT SE LANCER GAGNANT SUR CES CRÉNEAUX :

Bien que les PdM annoncés (250 kg sur 800 km, et maintenant 2 "palettes Europe" de 500 kg sur 1000 km) nous semblent sans fondement réellement justifié autre que de "coller" à une machine déjà existante, il ne nous appartient pas d'en discuter.

En revanche, ce qui nous paraît certain, c'est que toutes les configurations d'appareil autres que celle du "paramoteur" rempliront ce PdM avec un coût énergétique inférieur, et une vitesse supérieure.

Seule la solution de l'hélicoptère dépasse en coût énergétique (et encore de très peu), celui du paramoteur. En contre-partie il répond bien mieux que lui au PdM, dans la mesure où il est capable de posés ponctuels...

Ainsi, du Bell-47 de 1945 :



$P_{mot} = 200$ ch soit (à 75 % et $C_{sp} = 0,21$ kg/ch.h) une consommation de 31,5 kg/h.

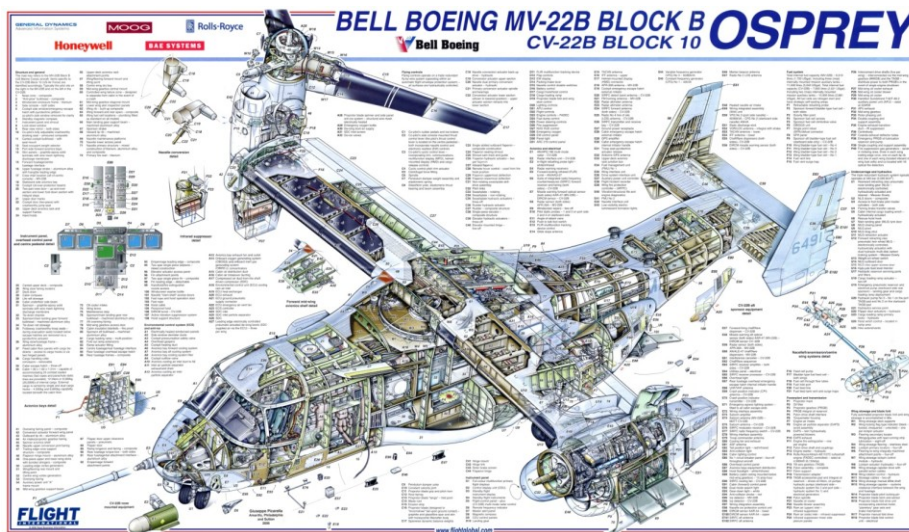
$M_d = 1066$ kg ; $M_v = 626$ kg ; $M_u = 250$ kg ; $M_c = 190$ kg (autant que notre paramoteur ! dès lors qu'il est "dronisé" ...), soit un temps de vol de :

$TdV = 190 / 31,5 = 6,03$ h soit à 124 km/h de croisière, une distance franchissable de :

$D_f = 124 \times 6,03 = 747$ km ; les 800 km pouvant être atteints en l'état en se rapprochant de la vitesse de finesse max, ou en allégeant la structure puisque nul besoin d'habitacle pour un drone... Cela dit, avec l'hélico, on ne joue plus dans la même cour...

Généralités	
Constructeur :	Bell Aircraft Corporation (USA)
Premier Vol :	8 décembre 1945
Type :	hélicoptère utilitaire et d'entraînement à usages multiples
Motorisation :	Un moteur Franklin 6V4-200-C32, 6 cylindres horizontaux opposés de 200 ch
Capacité :	1 pilote + 2 passagers
Nombre d'appareils produits :	Plus de 5000
Dimensions	
Longueur hors tout :	12.6 m
Hauteur :	2.9 m
Diamètre rotor :	10.71 m
Masse à vide :	626 kg
Masse maxi :	1 066 kg
Performances	
Vitesse maxi :	145 km/h
Vitesse de croisière :	124 km/h
Plafond opérationnel :	3 322 m
Autonomie :	346 km

source : "ALAT et stabilisation" in "Cahier de la recherche doctrinale" p.77 *Hélicoptères militaires*. Bordas. 1981



Ainsi, dès lors que le PdM comporte 2 exigences opposées (décollage très court, et Distance franchissable importante) à remplir simultanément, la solution du combiné s'impose naturellement. Le monde des hélicoptères n'y échappe pas, puisqu'il a déjà produit quelques exemples dont le plus abouti pour le moment est le Boeing V-22 "Osprey".

« Respect et chapeau bas pour les ingénieurs qui ont réussi à mettre au point cet engin ! »

A la différence du "combiné hélicoptère" à qui l'on rajoute des ailes pour ne plus être limité en Vitesse de croisière par sa voilure tournante, le "combiné avion" se voit rajouter une voilure tournante pour ne plus être limité en Vitesse minimale par le décrochage des ailes. Considérée du seul point de vue de cette fonction, cette voilure tournante n'est rien d'autre qu'une hypersustentation équipant un avion, qui peut alors être spécifiquement optimisé à sa vitesse de croisière sans aucune autre considération, et être réduit à sa plus simple expression.

La configuration la mieux adaptée à ce PdM particulier est donc incontestablement celle du combinée avion-autogire.

Ainsi, les promoteurs mêmes du concept de "navette cargo sans pilote", en optant pour la solution paramoteur, se placent d'emblée en position perdante. Tout constructeur concurrent qui viendrait à se profiler sur ce créneau avec une solution autre prendrait à coup sûr l'avantage. A ce titre, le contre-projet qui suit constitue la meilleure base de départ pour cet enjeu.

7.7.5 - LE CONTRE-PROJET :

Profil de Mission :

Le même, en admettant qu'il ait un sens, à savoir celui du drone programmable.

Mu = 250 kg sur 800 km (sans réserve) en conditions météo turbulente.

Cahier des charges :

Combiné-avion autogire birotor à "décollage semi-sauté" (pour retours à vide)

- croisière supérieure à 200 km/h, rotors bipale composite à extrémités lestées ;
- hélice bipale ;
- ailes haubanées ;
- train classique caréné ;
- Optimisation à moyen fixé : le moteur HKS 700 E 60 ch à 6200 t/min)

Avant-projet :

- Md = 450 kg donc, bénéficiaire si nécessaire du règlement ULM...
- Mv = 161 kg ; Mc = 39 kg (54 litres).
- Pmax continue = 56 ch à 5800 t/min. Masse en ordre de marche : 45 kg.
- Rapport de réduction : 4,5 à réaliser (rapports disponibles : 2,58 et 3,47).
Caractéristiques croisières (aile) :
- Sa = 4,0 m² ; b = 9,0 m ; A = 20,2 ; Ce/Ci = 0,5 ; Ci = 0,60 m ; Ce = 0,30 m
- SCxo = 0,2028 m² ; e = 0,6

Caractéristiques basse vitesse (Rotors) : DR = 6,62 m ; e = 0,43

Hélice adaptée à

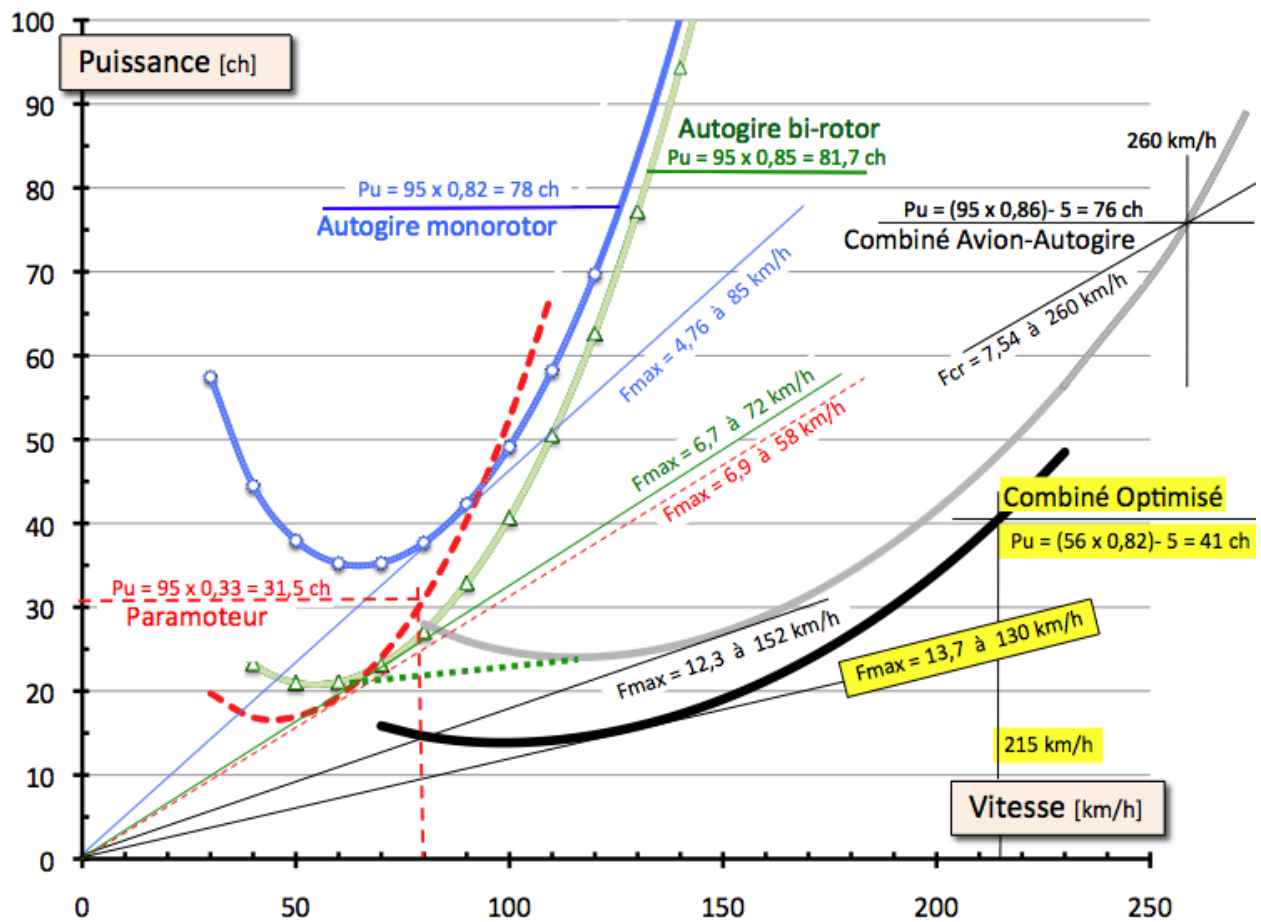
- Vcr max = 215 km/h : Dh = 2,27 m ; Nh = 1289 t/min
- et partiellement à V 130 km/h (Fmax) si pas variable.
- Rh = 85,5 % ; Ri = 96 % ; Rhi = 82 %
- Pu = 56 x 0,82 = 45,9 ch, soit 40,9 ch en prélevant 5 ch pour la tenue en rotation des rotors en vol de croisière
- Maintien en rotation des rotors : 2 moteurs électriques de 2 kW

Endurance :

- 800 km à 215 km/h (3h 44')
- 1048 km à 130 km/h avec 54 litres de carburant.

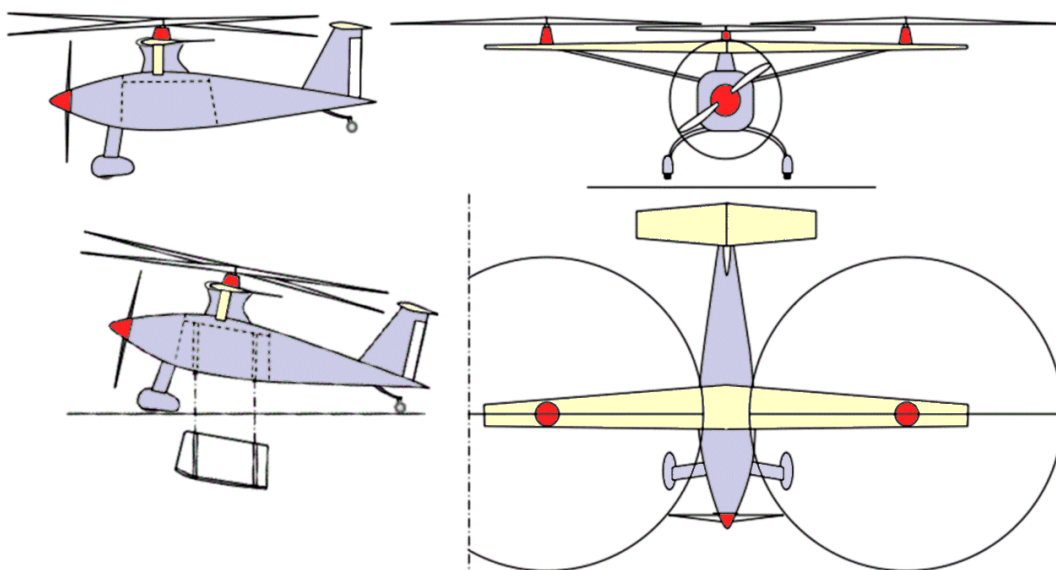
Ci-dessous :

- La polaire du contre-projet comparée aux diverses solutions examinées précédemment
- triptyque succinct



On notera :

- la présence d'une soute à palette, façon soute à bombes ;
- la voilure pouvant servir de réservoir de carburant par gravité
- le haubanage pour la légèreté
- l'empennage en "T" pour préserver la profondeur de la végétation et de la circulation des personnes autour.
- l'aile parasol (minimiser les inter-actions préjudiciables à "e").
- l'adjonction possible de rallonges d'aile pour accroître l'allongement...



PS : le bouton "Retour maison" n'a pas été dessiné...

Composition & mise en page : Michaël OFFERLIN & Matthieu BARREAU
Illustrations : Michaël OFFERLIN & Matthieu BARREAU