ANALYSE STATISTIQUE DU RENDEMENT AERODYNAMIQUE GLOBAL ET DE LA QUALITE MASSIQUE DES AVIONS LEGERS

MATTHIEU BARREAU

(AVEC L'AIDE DU COMITE DIRECTOIRE D' INTERACTION)

EWALD HUNSINGER

MICHAËL OFFERLIN

LAURENT BOUTIN

PIERRE ROUSSELOT

SEBASTIEN EXTIER

ANALYSE STATISTIQUE DU RENDEMENT AERODYNAMIQUE GLOBAL ET DE LA QUALITE MASSIQUE DES AVIONS LEGERS[1]

La mission d'un avion léger est de transporter une certaine charge utile sur une distance donnée (ou pendant une certaine durée) au moindre coût et dans des conditions de sécurité acceptables.

On est amené naturellement à énoncer des **critères de qualité** permettant de mesurer la plus ou moins grande réussite des productions existantes. Ces critères seront d'ordre massique (qualité de transport) et d'ordre aérodynamique (coût énergétique de transport).

La revue « Mondial de l'aviation » présente sommairement la plupart des ULM, VLA et autres avions disponibles sur le marché de l'aviation légère. Il est possible avec les données recensées (hélas, d'après des documents constructeurs), d'établir simplement des graphes statistiques d'analyse de la qualité aérodynamique et de la qualité massique.

Caudron Simoun 1935

1. LES CRITERES DE QUALITE.

• Qualité massique (QM).

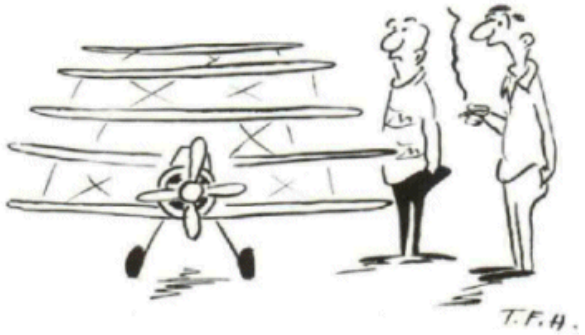
On définit la qualité massique de la structure à l'aide du critère « fraction de masse » :

$$QM = \frac{Mv}{Md}$$

Avec :

Mv : Masse à vide [kg].
Md : Masse maxi au décollage [kg].

Les limites pratiques de ce rapport ont été atteintes dès 1935 par Riffard et son Caudron simoun (QM=0,43) puis plus récemment par M. Colomban et son MC100 (QM =0,43). Les avions bien conçus devraient avoir une fraction de masse comprise entre 0,43 et mettons 0,5. Dans certains cas particuliers, elle devrait même être inférieure à 0,43.



"Une chose appelée 'traînée' a détruit tous mes rêves"

• Surface de traînée globale (STG).

En partant de l'équation énergétique du vol en palier :

$P_m . \eta_h = ½.\rho.V^3.SCx$

On peut définir une surface de traînée globale :

$STG = SCx / \eta_h = 2.Pm / \rho.V^3$ [m^2]

Avec :

SCx :	Surface de traînée parasite [m^2]
SCx0 :	Surface de traînée parasite pure (lorsque Cz = 0) [m^2]
SCxi :	Surface de traînée induite par la portance $SCxi = Sa.Cz^2/(\pi.\lambda.e)$ [m^2]
η_h :	Rendement hélice
P_m :	Puissance sur l'arbre moteur [Watt]
ρ :	Masse volumique de l'air à l'altitude de croisière [1,225 kg/m^3 à h = 0 m]
V :	Vitesse de vol [m/s]

$STG = SCx / \eta_h = (SCx0 + SCxi) / \eta_h$ Si l'on définit k tel que $SCxi = k.SCx0$. (Pour les avions légers courants, on pourra prendre k=0,1)

$STG = [(1+k) .SCx0] / \eta_h$ Et sachant par ailleurs que SCx0 = SMT . Cfe (par définition) on aura :

$$STG = \frac{SMT \times Cfe \times (1+k)}{\eta_h} \quad [m^2]$$

$$STG = \frac{2.P_m}{\rho.V^3} \quad [m^2]$$

[1] D'après le mondial de l'aviation 2002.

Ce critère dont l'unité est le mètre carré représente à peu de chose près **la surface d'un disque placé perpendiculairement à l'écoulement**. C'est une **surface de traînée** qui de plus est corrigée par le rendement de l'hélice, caractérisant ainsi la qualité de l'adaptation du groupe motopropulseur. Plus cette surface est petite, meilleurs sont l'**aérodynamique** (**Cfe**), l'éventuelle **hypersustentation** (qui permet la diminution de **Sa ou SMT**) et le **rendement hélice** (η_h). Évidement les comparaisons n'ont de sens qu'à charge utile et à vitesse minimum équivalentes et donc à cahier des charges équivalent, d'où la nécessité d'introduire la correction (1 + k) pour tenir compte de la traînée induite.

- **Le Rendement aérodynamique (η_{Aero})**

$$\eta_{Aéro} = \frac{STG_{limite}}{STG}$$

Il est très pertinent de référer la surface de traînée globale (STG) réelle d'un avion donné à la surface de traînée globale « limite », celle d'une avion idéal « plaque plane » d'épaisseur nulle, de **même surface mouillée que l'avion réel**, d'état de surface parfait (poli aérodynamique) placé dans le lit du vent, ayant **la même traînée induite et un rendement hélice limite de 0,86**. Cette valeur de rendement d'hélice maximal provient d'essais de soufflerie d'hélices réelles correctement adaptées.

On obtient ainsi un « **Rendement Aérodynamique**» ($\eta_{Aéro}$; le mot rendement se justifie car il s'agit bien *in fine* d'un rapport de puissances) qui permet de chiffrer la plus ou moins bonne réussite aérodynamique d'un projet. On rappelle que ce rendement aérodynamique intègre le rendement aérodynamique de la cellule, le rendement d'hélice et le rendement d'installation : $\eta_{Aéro} = \eta_{Aéro\ cellule} \times \eta_{Hélice} \times \eta_{Installation}$

Sachant que le coefficient de frottement mesuré en soufflerie réelle pour une telle plaque plane est d'environ 0,003 (soit 3‰ en régime de couche limite typique d'avion léger), et qu'il est quasiment constant pour un nombre de Reynolds de 1 à 10 millions soit la plage dans laquelle se trouvent tous les avions légers et les ULMs, la surface de traînée "idéale"d'une plaque plane de même surface mouillée que l'avion réel s'écrira de la façon suivante:

$ST_{plaque\ plane}$ = $Cfe_{plaque\ plane}$ x SMT = **0,003 x SMT**

La surface de traînée de l'appareil considéré s'écrivant : STG = 2.Pm / $\rho.V^3$

Le **Rendement Aérodynamique global** s'écrira :

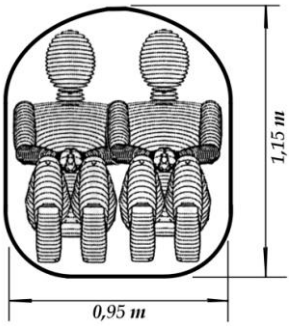
$$\eta_{Aéro} = \frac{\left(Cfe_{plaque\ plane} \times SMT\right) x (1+k)}{\frac{\eta h_{max}}{\frac{2.Pm}{\rho.V^3}}}$$

Avec :

$Cfe_{plaque\ plane}$:	Coefficient de frottement de la plaque plane (0,003 par défaut)
SMT :	Surface mouillée totale [m^2]
k :	Supplément dû à la traînée induite (cf. plus haut)
η_{hmax} :	Rendement hélice maximal possible (0,86 par défaut)
P_m :	Puissance sur l'arbre moteur [Watt]
ρ :	Masse volumique de l'air à l'altitude de croisière [kg/m^3]
V :	Vitesse de vol [m/s]

---

2. L'ETAT DE L'ART.



Quel rendement aérodynamique est il possible d'obtenir pour un biplace ULM de Vmc = 65 km/h et de M_{max} = 450 kg ?

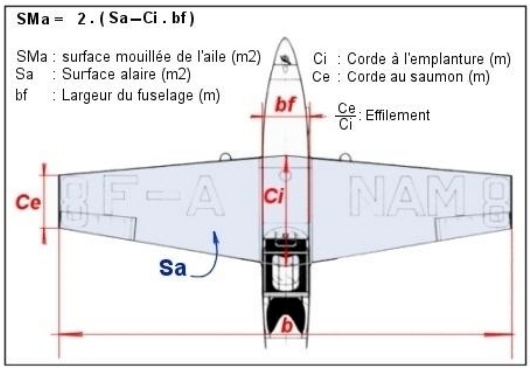
Hypothèses :
biplace ULM côte-à-côte décalé, train classique fixe.
Largeur = 0,95 m ; hauteur = 1,15 m ; rapport longueur fuselage / diamètre moy = 6
M_{max} = 450 kg
Vmc = 65 km/h = 18 m/s
Cz_{max} volets = 2,1 ; Allongement λ = 7

- **Estimation des surfaces mouillées :**

Surface mouillée du fuselage (SMf):

Les cotes d'encombrement de la cabine permettent d'établir une esquisse du maître couple de l'avion. De cette esquisse on tire le diamètre moyen du fuselage au moyen du périmètre:
Périmètre P = Π . Df_{moy} = 3,6 m d'où Df_{moy} = P / Π = 3,6 / 3,14 = 1,14 m
Parce que le fuselage doit à la fois minimiser sa surface mouillée sans pour autant présenter de décollement (L/D optimal pour un corps aérodynamique = 3 à 3,6), et à la fois procurer du bras de levier pour l'efficacité des empennages (stabilité), le rapport optimum relevé statistiquement pour Lf/Df est de 6 (voir également Hoerner).
Notre fuselage aura donc une longueur de : $L_f = 6.D_f$ = 6,87 m
Cette enveloppe devant être correctement fuselée, on prendra donc une forme aérodynamique de 17% d'épaisseur relative (L_f/D_{fmoy} = 6) selon les critères établis expérimentalement par Eiffel il y a plus d'un siècle ; à savoir un corps fuselé en tout point convexe (sans rétreint ni concavité). La surface mouillée projetée de cette forme fuselée est calculée par approximation de troncs de cônes.
SMf = 2,094 . Dmf .Lf
SMf = 2,094. 1,14 . 6,87 = 16,4 m^2 **SMf = 16,4 m²**

Surface mouillée des ailes (SMa).

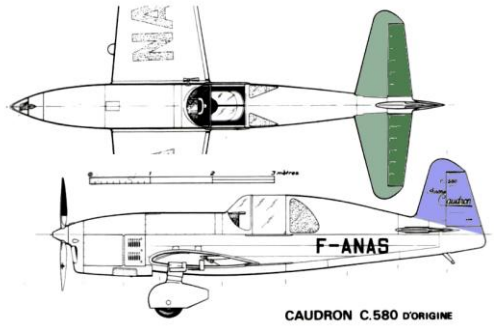


L'utilisation de volet hypersustentateurs simples bien conçus sur 60% de l'envergure permet d'atteindre des Cz_{max} équilibrés de : 2,1
La vitesse minimum de contrôle de 65 km/h (imposée par la réglementation ULM) impose donc une surface alaire minimum :

$Sa = (2.m.g) / (\rho.V^2.Cz_{max})$
$Sa = (2 \times 450 \times 9,81) / (1,225 \times (18)^2 \times 2,1) = 10,6\ m2$

On trouve pour un allongement moyen de 7 une envergure de :
$\lambda = b^2/Sa$ d'où $b = (\lambda .Sa)^{0,5} = (7x10,6)^{0,5} = 8,61$ m
On en déduit la corde moyenne :
$C_{moy} = Sa/b = 10,6/8,61 = 1,23$ m
En prenant un effilement Ce/Ci = 0,6 on obtient une corde interne
$Ci = 2.C_{moy} / (1 + Ce/Ci) = 2 \times 1,23 / (1 + 0,6) = 1,53$ m
Ci = 1,53 m
et une corde externe de : Ce = Ci .Ce/Ci = 1,53 x 0,6 = 0,92 m
On obtient donc une surface mouillée d'aile :
SMa = 2 . (Sa – Ci. bf)
SMa = 2 x (10,6 – 1,53 x 0,95) = 18,3 m2

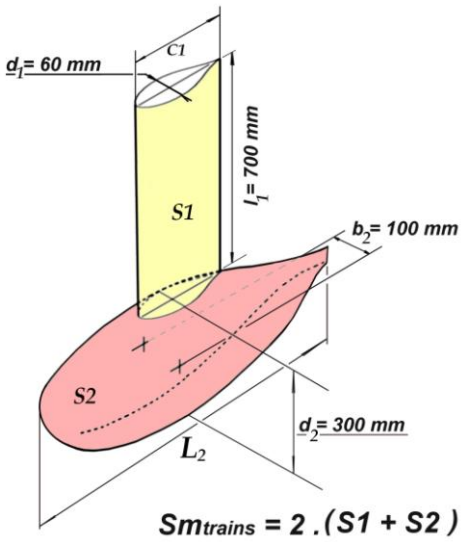
SMa = 18,3 m²



Surface mouillée des empennages (SMe).

Statistiquement la surface des empennages représente environs 30% de Sa.
Surface mouillée des empennages :
$SMe = 2 \times 0,3 \times Sa = 6,4\ m^2$

SMe = 6,4 m²



Surface mouillée du train (SMtrain) :

Il s'agit de caréner correctement deux jambes de train.
Pour cela, on enveloppe la jambe de train (S1 : d_1=60 mm, l_1 = 700 mm) et la roue (S2 : ϕ 300 x 100 soit d_2 = 300mm et b_2 = 100 mm) dans une forme fuselée en tout point convexe (L/D_{moy} = 3,6 ; proportion optimale pour minimiser la traînée des formes fuselées).

Calcul de S1 :
La corde C_1 de la surface S1 est égale à $C_1 = 3,6 \times d_1$
$S1 = 2.C_1.l_1 = 2 \times 3,6 \times d_1\ L_1$
$S1 = 7,2 \times d_1 . L1$
$S1 = 7,2 \times 0,06 \times 0,7 = 0,302\ m^2$

Calcul de S2 :
On calcul la surface mouillée du carénage de roue de la même manière que pour une forme fuselée :
D_{moy} = Périmètre/π = $2.(d_2 + b_2) / \pi$ $D_{moy} = 2 \times (0,3 + 0,1) / \pi = 0,254$ m
$L_2 = L/D_{moy} . D_{moy} = 3,6 \times 0,254 = 0,916$ m
$S2 = 2,094 . D_{moy} . L_2 = 2,094 \times 0,254 \times 0,916 = 0,487\ m^2$

Surface mouillée de l'ensemble du train
$SM_{train} = 2.(S1 + S2) = 2 \times (0,302 + 0,487) = 1,58\ m^2$

SM_{train} = 1,58 m²

Surface mouillée totale :

$SMT = SMf + SMa + SMe + SM_{train} = 16,4 + 18,3 + 6,4 + 1,58$

$$SMT = 42,70 \quad m^2$$

0n remarquera avantageusement que statistiquement, la surface mouillée totale pour des avions classiques est d'environ quatre fois la surface alaire.

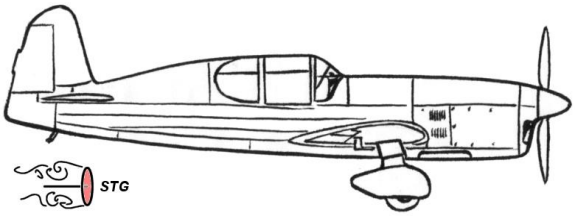
- **Calcul de la surface de traînée globale (STG) acceptable pour un ULM biplace**

En soignant un peu l'aérodynamique on peut atteindre assez facilement des coefficients de frottement équivalent à la plaque plane de 4,5 à 5,5 pour mille (atteints dès les années 30 par Riffard sur C640 ; C641 ; C684).

Nous prendrons un Cfe réaliste de 5‰.

En prenant par défaut k = 0,1 (traînée induite forfaitairement prise à 10% de la traînée pure), on obtient donc une surface de traînée de :

$$SMT \cdot Cfe \cdot (1+k) = 42{,}7 \times 0{,}005 \times 1{,}1 = 0{,}235 \quad m^2$$



Caudron C684

Le rendement d'hélice sera choisi à 0,80 pour tenir compte du rendement de l'installation sur l'avion.

La STG acceptable est donc de :

$$STG_{acceptable} = \frac{[SMT \cdot Cfe \cdot (1+k)]}{\eta_h} = \frac{0{,}235}{0{,}8} = 0{,}29 \ m^2$$

- **Calcul du rendement aérodynamique ($\eta_{Aéro}$) acceptable pour un ULM biplace**

$$\eta_{Aéro_{acceptable}} = \frac{\frac{(SMT \cdot Cfe_{plaqueplane}) \cdot 1{,}1}{0{,}86}}{STG} = \frac{\frac{42{,}7 \times 0{,}003 \times 1{,}1}{0{,}86}}{0{,}29} = 0{,}56$$

$$\eta_{Aéro_{acceptable}} = 56\ \%$$

Ce rendement caractérise uniquement la qualité aérodynamique de l'avion. Les 44% de pertes représentent le prix énergétique à payer pour passer de la plaque plane à l'enveloppe réelle d'un avion raisonnablement faisable.

---

3. RENDEMENT GLOBAL GENERALISE.

Poursuivons un peu plus loin la réflexion et introduisons maintenant la notion de rendement global généralisé qui permettra de comparer la surface de traînée globale d'un avion à la surface de traînée globale de référence.
Cette surface de traînée globale de référence serait celle d'un avion dont tous les paramètres seraient simultanément optimisés, soit :

- État de l'art massique et aérodynamique (SMT_{limite})
- État de l'art aérodynamique (Cfe_{limite})
- État de l'art propulsif (ηh_{limite})

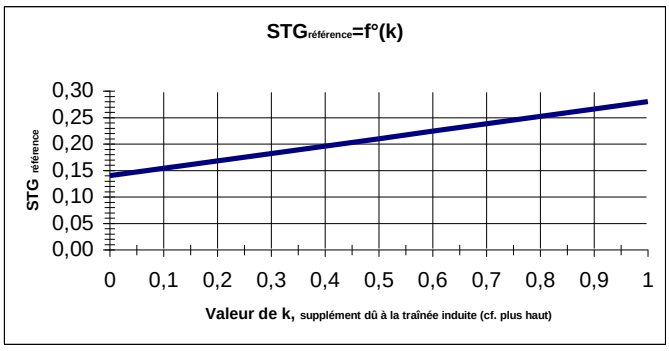
- **Calcul préliminaire de la surface de traînée globale de référence ($STG_{référence}$) pour un ULM biplace**

- Michel Colomban à démontré qu'en soignant particulièrement la masse et l'hypersustentation, il était possible de faire un ULM de SMT = 32,16 m^2 (MC100 UL 1998).
- Ernst Heinkel (He70), Marcel Riffard (C641) dans le passé et Mike Arnold (AR5), Steve Jones (White Lightning) plus récemment ont démontré qu'il était possible d'obtenir des Cfe de l'ordre de 3,7‰.
- Enfin les rendements d'hélices les mieux adaptées peuvent atteindrent 0,86 (Rapport NACA 640).

SMT_{limite} = 32,16 m^2
Cfe_{limite} = 3,7‰ = 0,0037
ηh_{limite} = 0,86

$$STG_{référence} = \frac{[SMT_{limite} \cdot Cfe_{limite} \cdot (1+k)]}{\eta_h} = \frac{32{,}16 \times 0{,}0037 \times (1+k)}{0{,}86} = 0{,}14 \times (1+k) \ m^2$$

Il n'y a pas de règle pour une estimation de k. On peut le négliger ou prendre k = 0,1 dans le cas des avions légers qui volent classiquement dans les basses couches à une vitesse sensiblement supérieure à leur vitesse de finesse max. Dans certains cas particuliers (avions de grand rayon d'action, planeurs etc…) il est impossible de négliger ce facteur qui vaut 1 par définition à la vitesse de finesse max.



- **Calcul de la limite pratique du Rendement Global Généralisé actuellement obtenu ($\eta_{GGréférence}$).**

$$\eta_{GG\,référence} = \frac{\frac{(SMT_{limite} \cdot Cfe_{plaqueplane}).(1+k)}{\eta h_{max}}}{STG_{référence}} = \frac{\frac{(32{,}16 \cdot 0{,}003).(1+0{,}07)}{0{,}86}}{STG_{référence}} = \frac{\mathbf{0{,}120}}{\mathbf{0{,}150}} = \mathbf{0{,}80}$$

$$\eta_{GG\,référence} = \mathbf{80\%}$$

Ce rendement Global Généralisé $\eta_{GG\ référence}$**= 80%** constitue la limite pratique actuellement obtenue dans la mesure où chacun des paramètres pris pour le calculer ont été réellement obtenus. Il s'agit là d'une limite qui fixe de nouveaux objectifs de qualité… à dépasser. Le progrès se trouve au delà de cette limite; mais nécessairement en deçà de la limite théorique, infranchissable, qui est celle de la plaque plane. Dans ce cas de figure, le champ du progrès se réduit donc au fur et à mesure de la progression du savoir-faire en la matière, en même temps que les coûts s'envolent…

Calcul du Rendement Global Généralisé acceptable ($\eta_{GGacceptable}$).

$$\eta_{GG\,acceptable} = \frac{\frac{(SMT_{limite} \cdot Cfe_{plaqueplane}).(1+k)}{\eta h_{max}}}{STG_{acceptable}} = \frac{\frac{(32{,}16 \cdot 0{,}003).(1+0{,}07)}{0{,}86}}{STG_{acceptable}} = \frac{\mathbf{0{,}120}}{\mathbf{0{,}290}} = \mathbf{0{,}41}$$

$$\eta_{GG\,acceptable} = \mathbf{41\%}$$

La valeur raisonnablement faisable pour la $STG_{acceptable}$ est celle du paragraphe 2 ($STG_{acceptable}$ = 0,29 m²). Elle correspondrait par exemple à un avion de technologie courante et de coûts acceptables.

Entre ces deux valeurs de ηGG **80 % (**$\eta GG_{référence}$**)** et 41 **% (**$\eta GG_{acceptable}$**)** devrait se trouver la majorité des avions légers actuels. Les tableaux de la page suivante montrent que c'est loin d'être le cas !

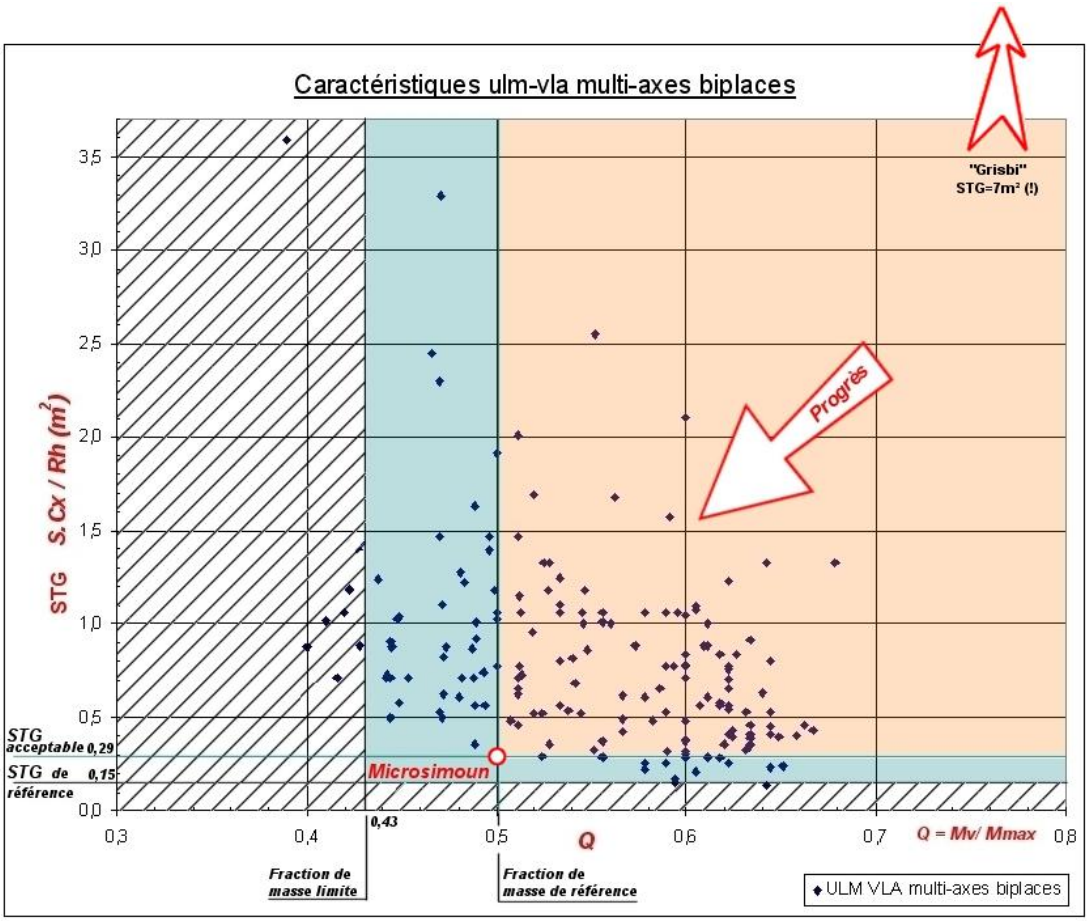
4. ÉTUDE STATISTIQUE.

Si les fractions de masses **Q=Mv/Md** sont relativement bien tenues par les constructeurs d'ULM et de VLA (ils n'ont pas le choix car Md et Mutile sont imposées par le règlement), en revanche la qualité aérodynamique n'est absolument pas au rendez-vous puisque certains ULM atteignent des **STG** comprises entre 2,5 et 3,5 m² c'est à dire des rendements η_{GG} compris entre 3 et 5%.

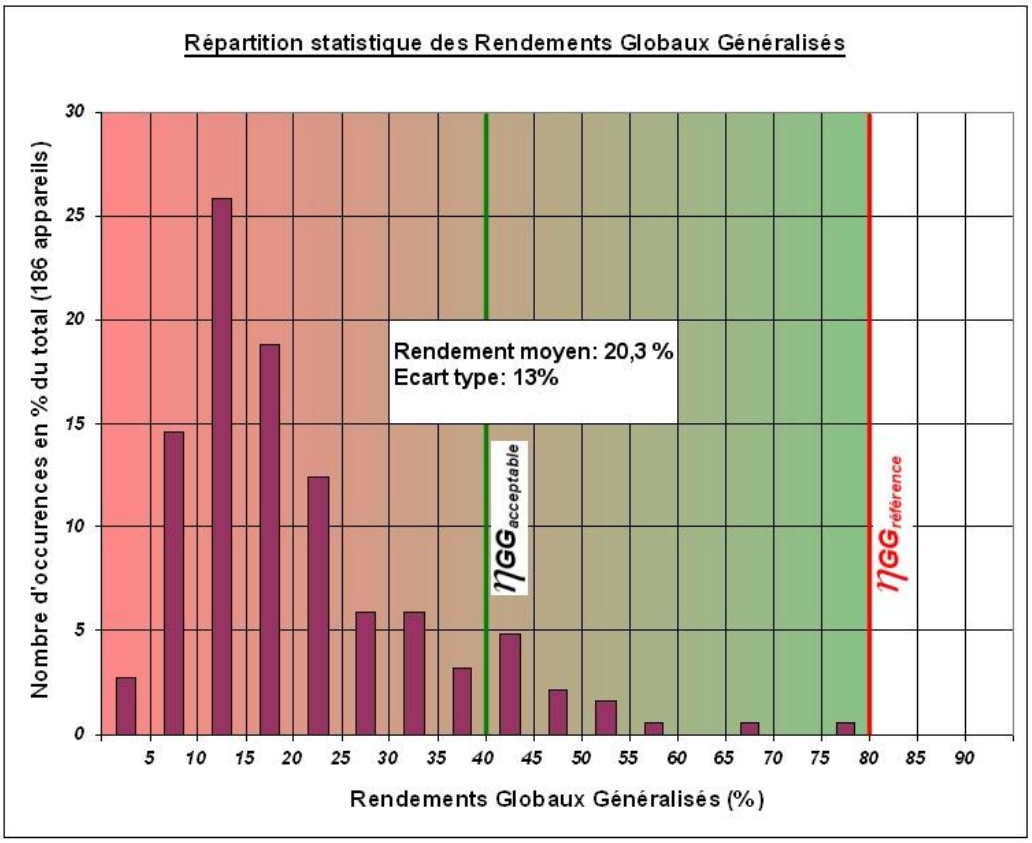
Certes ces rendements pitoyables sont obtenus sur des machines dont la performance énergétique n'est pas inscrite dans le cahier des charges. Mais de telles déficiences entraînent à la longue de telles surconsommations qu'elles finissent pas grever considérablement les coûts d'utilisation.

On mesure d'autant plus l'étendue de la perte de savoir-faire dans ce domaine.

La moindre des choses lorsqu'on veut faire voler des portes de granges est de les placer dans le lit du vent !



Pour faire plaisir à notre camarade Boutin, nous avons gentiment essayé de placer son dirigeable « *Grisbi* » dans le tableau ci-dessus. Malheureusement, avec une STG de 7 m² (rendement global généralisé de 1,7% !) et une fraction de masse de 0,77 il débordait du cadre. Les rédacteurs se demandent pourquoi ce camarade n'a pas encore été convoqué devant le comité de salut public d'Inter- Action.



© Matthieu BARREAU (matthieu.barreau@u-psud.fr) & Inter Action,
Juin 2004 (Mes remerciements aux étudiants de l'IUT de CACHAN, à Laurent Boutin, Michaël Offerlin et Sebastien Extier)