

# La spirale infernale !

**Coefficient spirale (Cs) ou  
coefficient d'amplification des masses  
(version allégée)**



[www.HKW-aero.fr](http://www.HKW-aero.fr)



[inter.action.free.fr](http://inter.action.free.fr)

**COCYANE**

[www.COCYANE.fr](http://www.COCYANE.fr)

## **1ère partie : coefficient spirale ( $C_s$ )**

- 1- Rappel de quelques fondamentaux
- 2- Auto similitude
- 3- Définition coefficient spirale
- 4- Détermination du coefficient spirale
- 5- Applications du coefficient spirale
- 5- Conclusion

## **2ème partie : autres exploitations du $C_s$**

- 6- Autre exploitation du coefficient spirale
- 7- Coefficient spirale en fonction de la finesse
- 8- Conclusion

# **1<sup>ère</sup> partie : coefficient spirale**

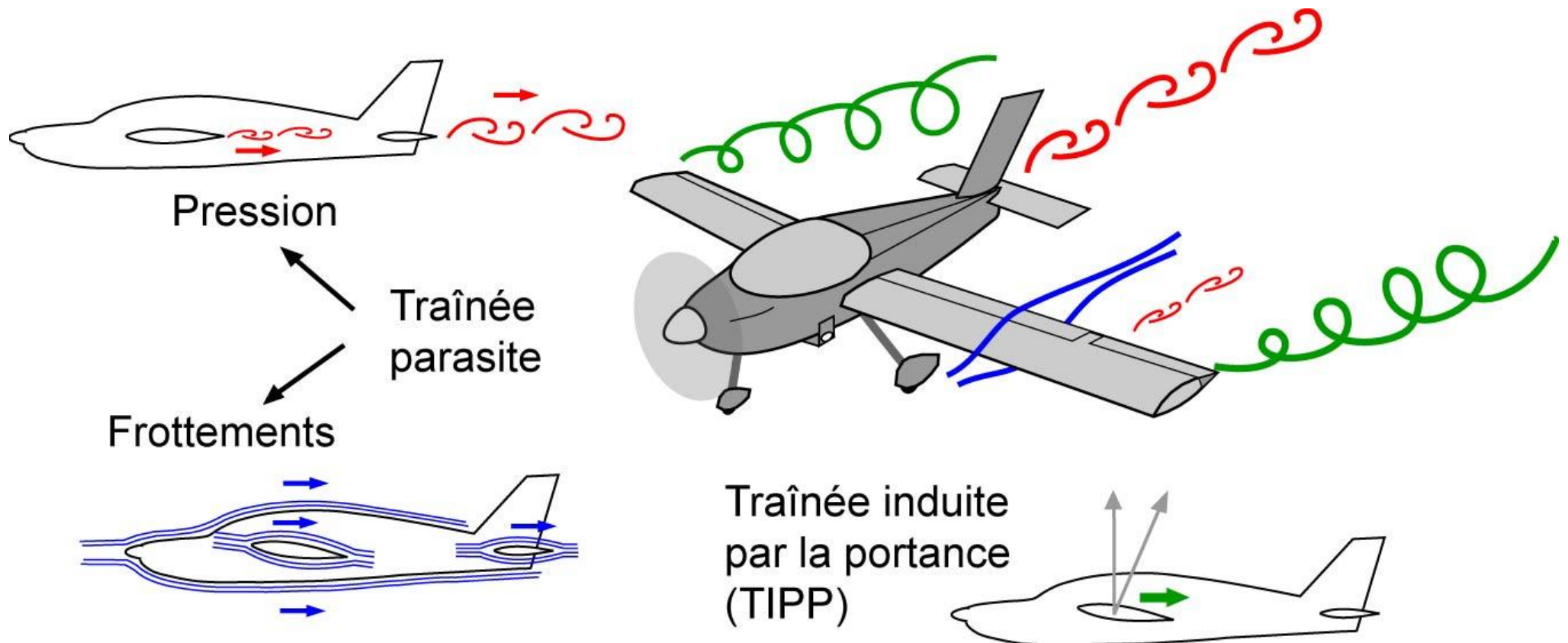
# 1- Rappel de quelques fondamentaux

Pour bien comprendre ce qui suit, rappelons tout d'abord quelques notions :

Pour réussir un avion économique, il faut réussir les qualités massiques, aérodynamiques et propulsions... tout en développant des solutions simples et économiques.



**Surface de traînée.** La traînée aérodynamique, ou SUTRA, se décompose comme suit :



Parmi ces trois traînées, les mauvaises surprises sont à chercher avant tout du côté de la traînée de pression, l'effet de ventouse associé pouvant être très couteux en énergie !

Avion "ventousé"



La SUTRA totale s'exprime par le produit  $Sa.Cx$ , ce terme se décomposant en  $Sa.Cxo$  (traînée parasite à portance nulle) et  $Sa.Cxi$  (traînée induite par la portance). C'est-à-dire :

$$\begin{aligned}
 \text{SUTRA}_{\text{totale}} &= \text{SUTRA}_{\text{traînée parasite}} + \text{SUTRA}_{\text{traînée induite}} \Leftrightarrow \\
 Sa.Cx &= Sa.Cxo + Sa.Cxi \\
 &= SMT.Cfe + Sa.Cxi
 \end{aligned}$$

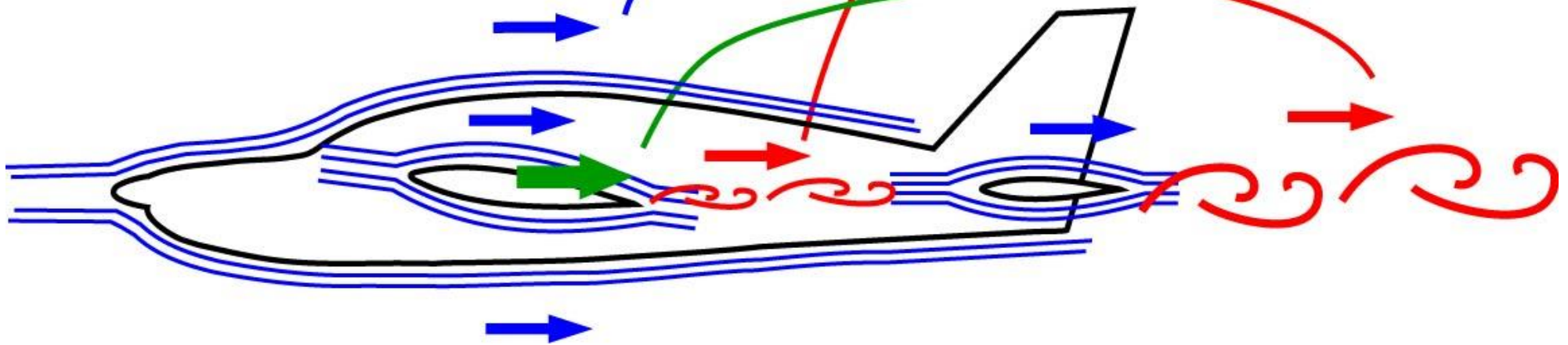
Puissance nécessaire au vol  $P_n = f(\text{SUTRA})$  :

$$(1) \rightarrow P_n = P_d.R_{hi} = \frac{1}{2} \rho.v^3.(S_a.C_{x_0} + S_a.C_{x_i}) \Leftrightarrow$$

$$C_z = \frac{M_D.g}{\frac{1}{2}.\rho.v^2.S_a} \Rightarrow$$

$$(1a) \rightarrow P_n = P_d.R_{hi} = \frac{1}{2} \rho.v^3.\left(SMT.C_{fe} + \frac{S_a.C_z^2}{\pi.A.e}\right)$$

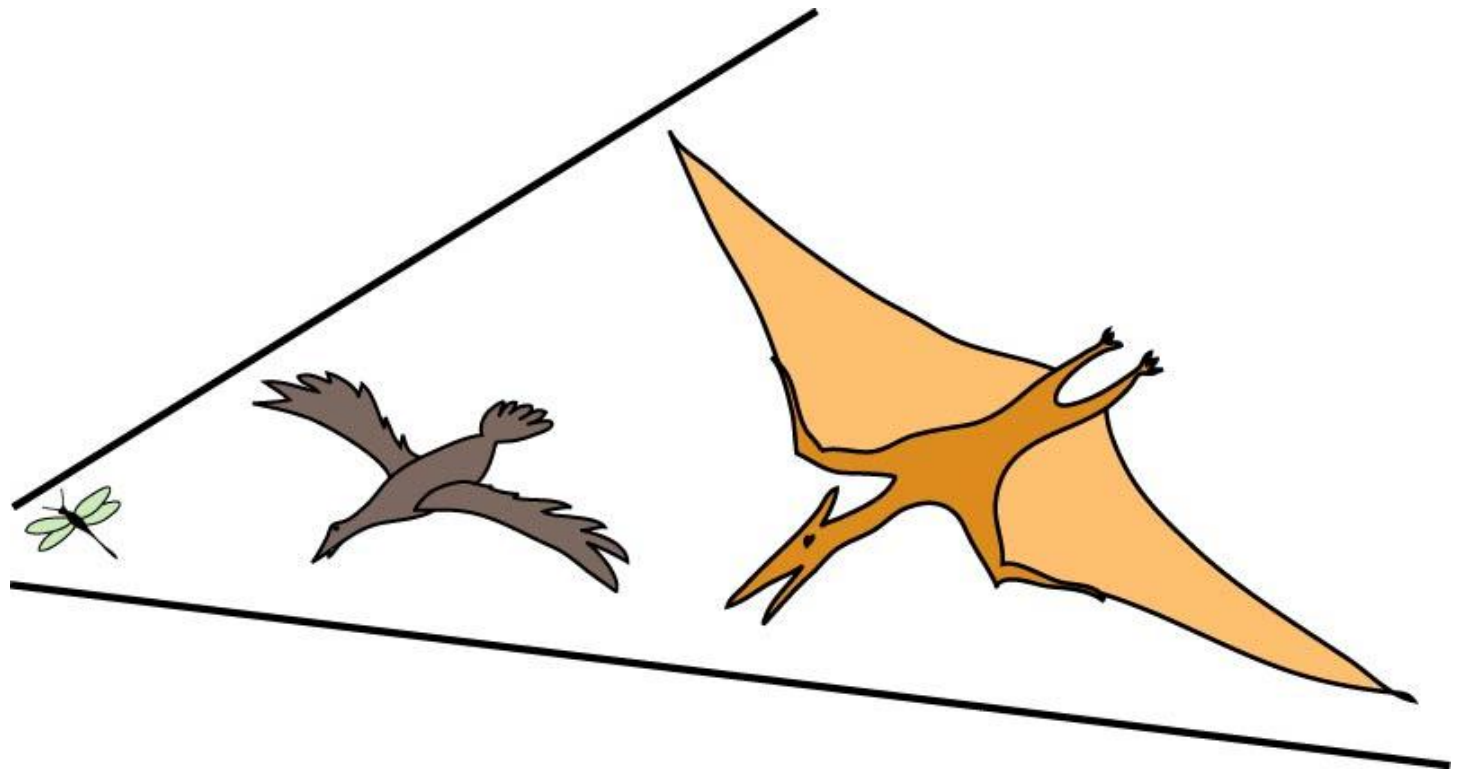
$$(1b) \rightarrow P_d.R_{hi} = \frac{1}{2} \rho.v^3.\underbrace{SMT.C_{fe}} + \frac{2.(M_D.g.n)^2}{\rho.v.S_a.\pi.A.e}$$





## 2- Auto-similarité

Définition : un objet **auto-similaire** est un objet qui conserve sa forme quelle que soit l'échelle à laquelle on l'observe..C'est -à-dire que les animaux ci-contre sont beaucoup plus proches qu'il n'y paraît...

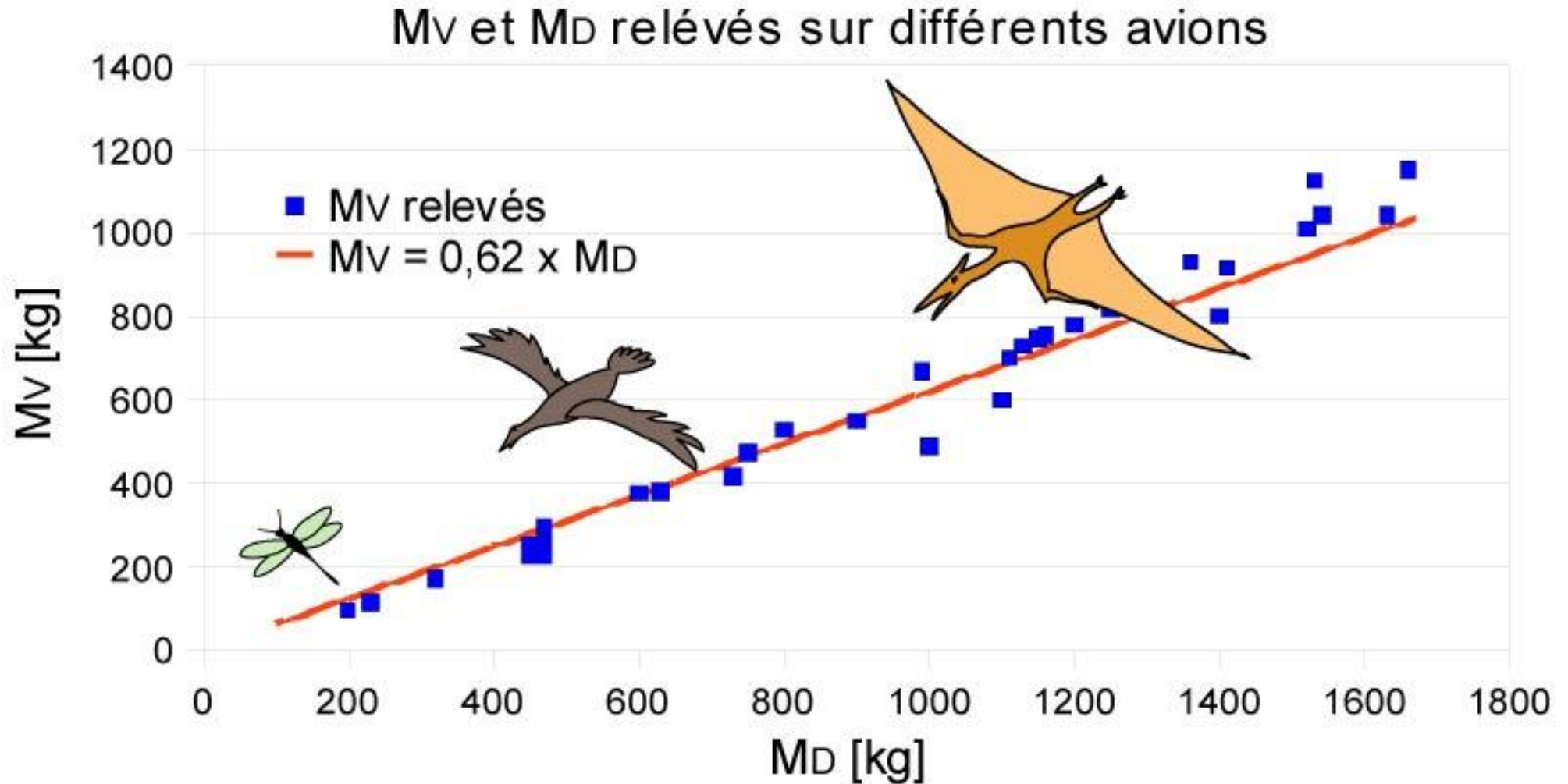


En aviation il-y-a plusieurs lois d'auto-similarité, en particulier : (1)  $M_V = Q_M \cdot M_D^\alpha$

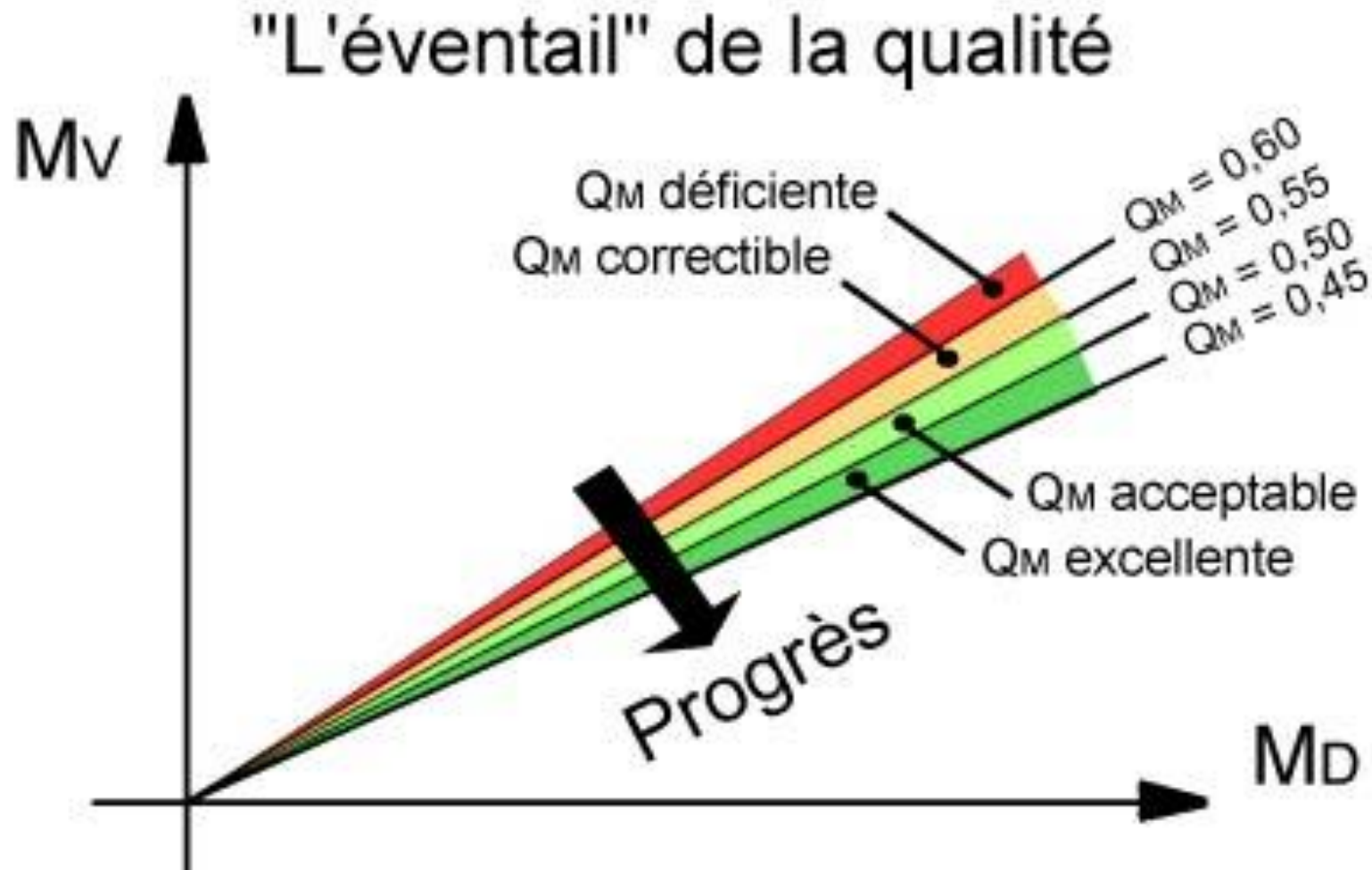
L'analyse d'avions de caractéristiques similaires (monomoteurs, non pressurisé...) du monoplace de 200 kg au multiplace de 2000 kg souligne que le rapport  $M_V/M_D$  est à peu près constant : (1)  $M_V = Q_M \cdot M_D^\alpha$  avec  $Q_M \approx 0,62$  et  $\alpha = 1,02$  soit  $\approx 1$ . C'est-à-dire que nous avons une équation de droite passant par zéro :

$$M_V = Q_M \cdot M_D \text{ avec } Q_M = 0,62 \text{ en moyenne}$$

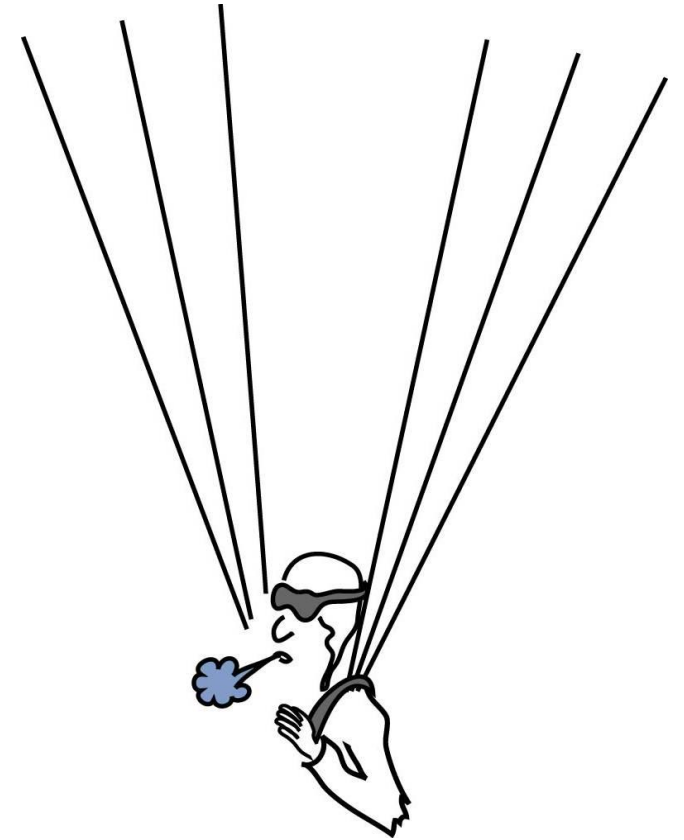
... par exemple de la LUCIOLE au BEECH BONANZA nous avons bien une loi auto-similaire :



Par ailleurs, nous pouvons définir de manière empirique différentes classes de qualités massiques ( $Q_M$ ) comme suit :



Attention toutefois, une  $Q_M$  excellente ne doit pas se faire au détriment de la résistance structurelle de l'avion.



### 3- Définition coefficient spirale (Cs)

Lorsque le concepteur d'un avion rajoute ou enlève une masse  $\Delta\mathbf{M}$  quelle qu'en soit la nature (masse utile et inutile (!), équipements, cellule, carburant...), il est essentiel que le concepteur chiffre l'impact de  $\Delta\mathbf{M}$  sur la masse au décollage  $M_D$ .

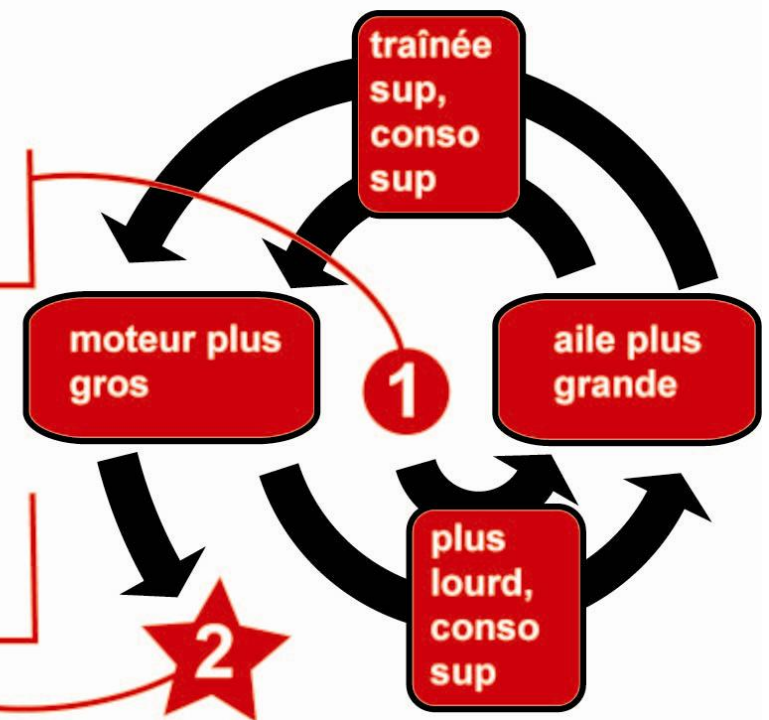
Pratiquement, rajouter une masse  $\Delta M$  nécessite un renforcement de la cellule, un moteur plus puissant, du carburant en plus, des ailes plus grandes... Ceci conduisant, à mission maintenue, à augmenter la masse au décollage

$\Delta M_D$  :

## Avions et "spirales divergentes"

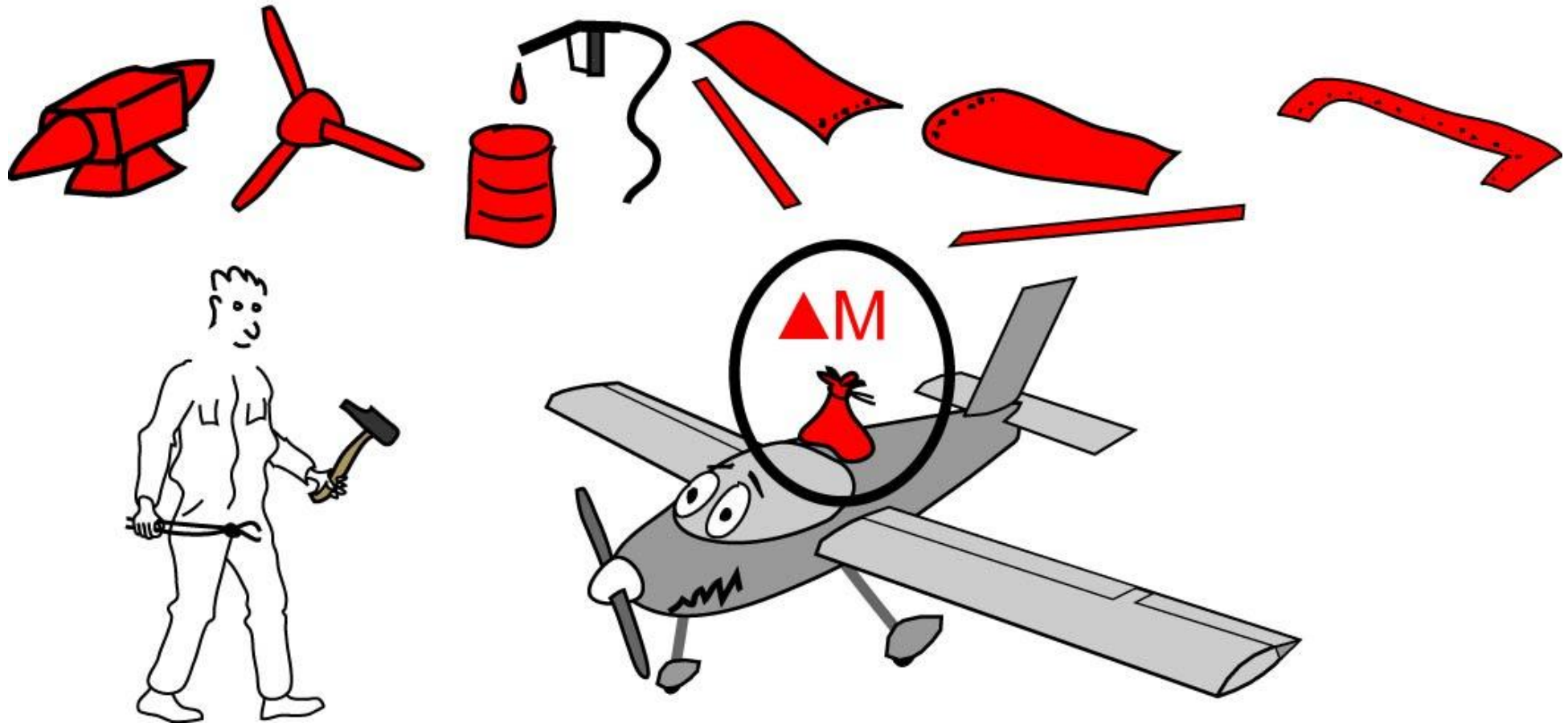
*Masse trop élevée,  
aérodynamique  
déficiente*

*Surmotorisation  
et consommations  
exagérées*



## En clair, $\Delta M$ a un prix...

Moteur "enclume" surpuissant + accessoires associés + carburant + surface alaire en plus + renforts de structure...



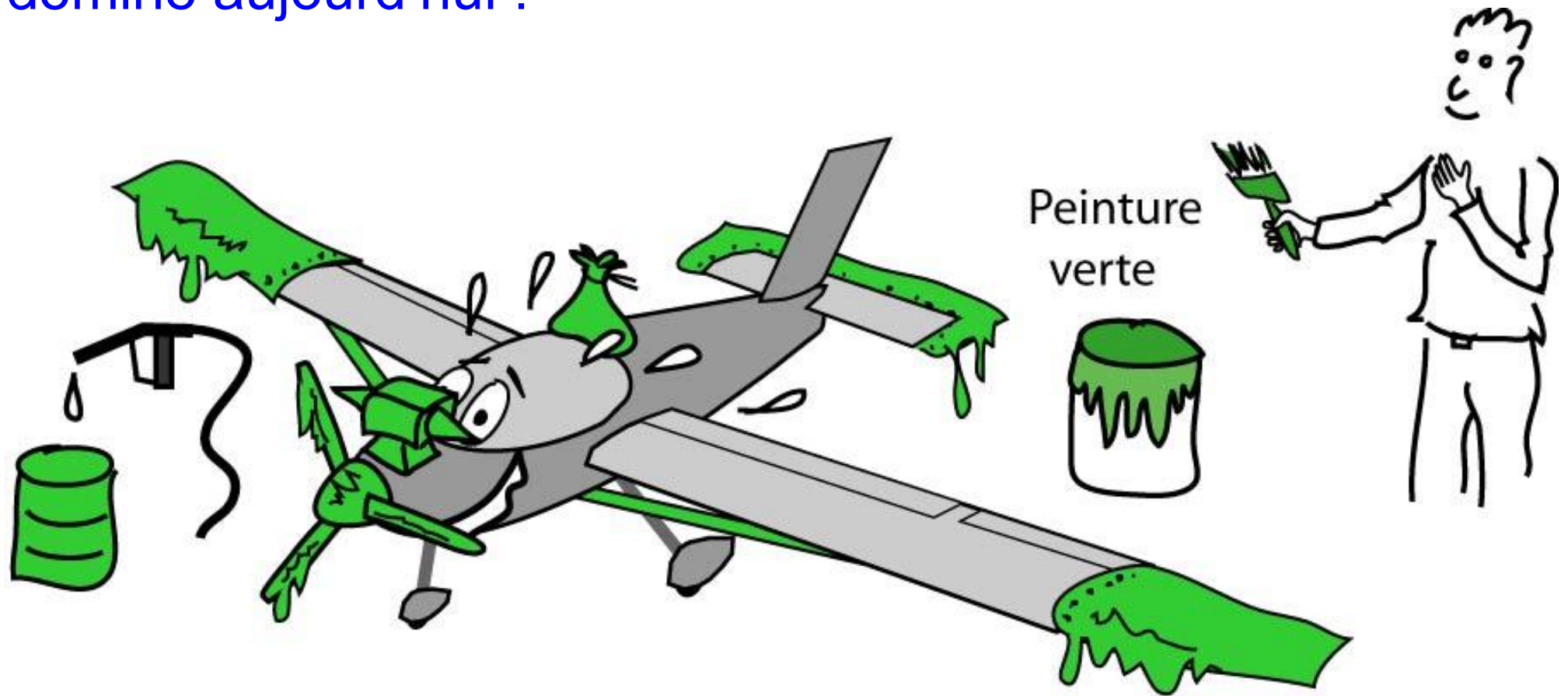


Reste à vendre cette belle machine...



Appareil haut de gamme "aïlle teck"

...et il-y-a encore mieux, exploiter le discours vert qui domine aujourd'hui !



Appareil écologique "plus vert plus propre"

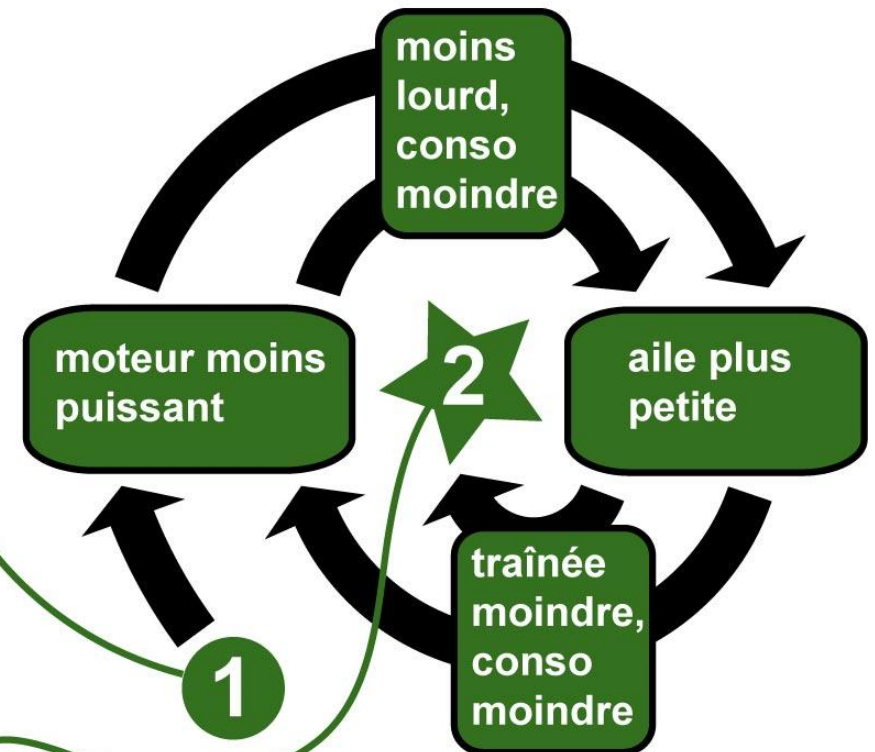
...mais heureusement, nous pouvons inverser ce schéma :

## Avions et "spirale convergente"



*Aérodynamique  
TOP + légèreté*

*Puissances et  
consommations  
réduites*



Pour chiffrer l'impact de  $\Delta M$ , nous allons proposer au concepteur un coefficient dit « coefficient spirale » ( $C_s$ ). La relation entre  $\Delta M$  et  $\Delta M_D$  s'établit comme suit :

$$(1) \quad \Delta M_D = C_s \cdot \Delta M \Leftrightarrow C_s = \Delta M_D / \Delta M$$

Le coefficient spirale  $C_s$  comprend la variation (en + ou en -) de masse de l'ensemble « cellule + moteur + carburant » que nécessite la variation de masse initiale  $\Delta M$ .

Aussi, la variation de la masse au décollage a pour origine  $\Delta M$  à laquelle il faut rajouter la variation de la masse à vide ( $\Delta M_V$ ) et de la masse de carburant ( $\Delta M_{Ctr}$ ) nécessaire pour transporter  $\Delta M$  sur la distance initiale. Nous pouvons alors écrire :

$$(2) \quad \Delta M_D = \Delta M + \Delta M_V + \Delta M_{Ctr}$$

Nous remarquons que  $\Delta M$  représente la CAUSE de la variation de  $\Delta M_V + \Delta M_{Ctr}$  , ces deux derniers termes représentent donc les EFFETS.

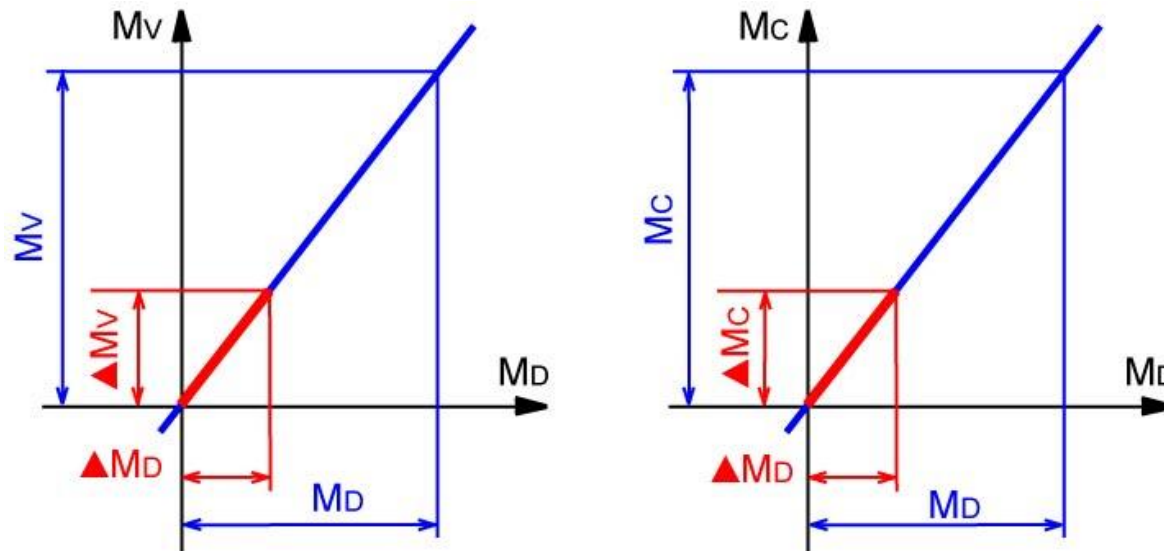
## 4- Détermination du coefficient spirale

$$(2) \quad \Delta M_D = \Delta \mathbf{M} + \Delta M_V + \Delta M_{\text{Ctr}} \Leftrightarrow$$

....  $\Leftrightarrow$

$$(3) \quad \Delta M_D / \Delta \mathbf{M} = 1 / (1 - \Delta M_V / \Delta M_D - \Delta M_{\text{Ctr}} / \Delta M_D) = \mathbf{Cs} \quad \mathbf{cf. (1)}$$

Les rapports  $\Delta M_V/\Delta M_D$  et  $\Delta M_{Ctr}/\Delta M_D$  étant respectivement identiques aux rapports  $M_V/M_D$  et  $M_{Ctr}/M_D$  (équations de droites passant par zéro, cf. auto-similarité) :



...nous pouvons écrire :

$$(3) \Delta M_D/\Delta M = 1 / (1 - \Delta M_V/\Delta M_D - \Delta M_{Ctr}/\Delta M_D) \Leftrightarrow$$

$$(4) \Delta M_D/\Delta M = 1 / (1 - M_V/M_D - M_{Ctr}/M_D) = \mathbf{Cs} \quad \mathbf{cf. (1)}$$

Pour une valeur donnée  $M_{\text{Ctr}}/M_{\text{D}}$  , nous disposons de la fonction  $C_s = f(M_{\text{V}}/M_{\text{D}})$  :

$$(4) \quad C_s = \Delta M_{\text{D}}/\Delta M = f(M_{\text{V}}/M_{\text{D}}) = 1 / (1 - M_{\text{V}}/M_{\text{D}} - M_{\text{Ctr}}/M_{\text{D}})$$

Nous déclinerons la fonction  $C_s$  avec les valeurs  $M_{\text{Ctr}}/M_{\text{D}}$  suivantes :

- planeurs :  $M_{\text{Ctr}}/M_{\text{D}} = 0$
- avions :  $M_{\text{Ctr}}/M_{\text{D}} = 0,05 ; 0,10 ; 0,15 ; 0,20.$

Interprétation : 0,10, soit 10%, sous entend un avion de 900 kg qui emporte 90 kg (122 litres) de carburant.

$M_{\text{D/V/U/C}}$  = respectivement masses décollage, vide, utile, carburant (kg).

Aussi :

$$(4) C_s = \Delta M_D / \Delta M = 1 / (1 - M_V / M_D - M_{Ctr} / M_D) \Leftrightarrow$$

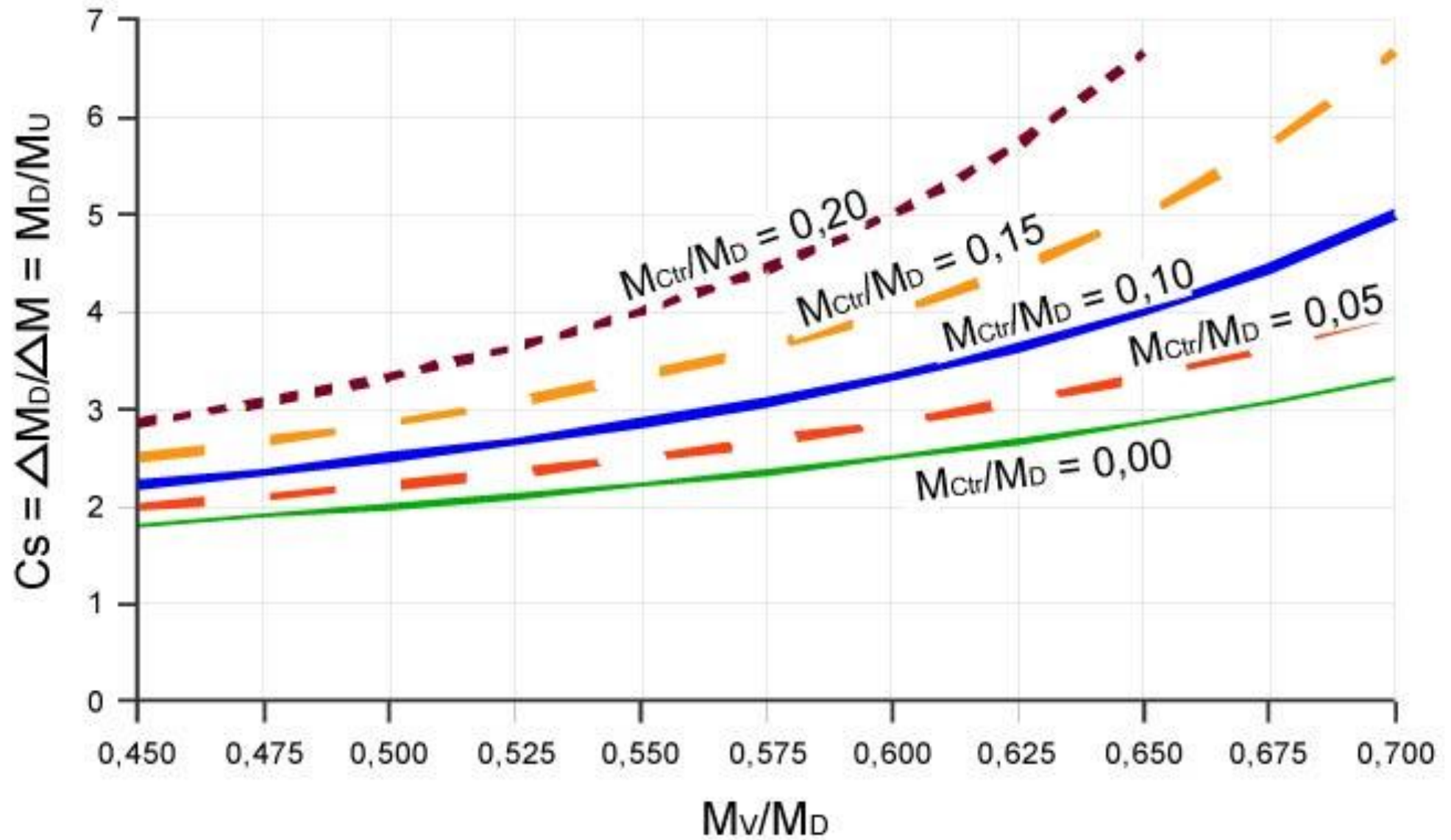
$$C_s = \Delta M_D / \Delta M = 1 / (M_D / M_D - M_V / M_D - M_{Ctr} / M_D) \Leftrightarrow$$

$$C_s = \Delta M_D / \Delta M = M_D / (M_D - M_V - M_{Ctr})$$

$$\text{Sachant que } M_D = M_U + M_V + M_{Ctr} \Leftrightarrow M_U = M_D - M_V - M_{Ctr} \Rightarrow$$

$$(5) C_s = \Delta M_D / \Delta M = M_D / M_U$$

Résumons, l'expression 5 permet de déterminer très rapidement le  $C_s$  et l'expression 4 permet d'en comprendre l'origine :  $M_V / M_D$  et  $M_{Ctr} / M_D$ .

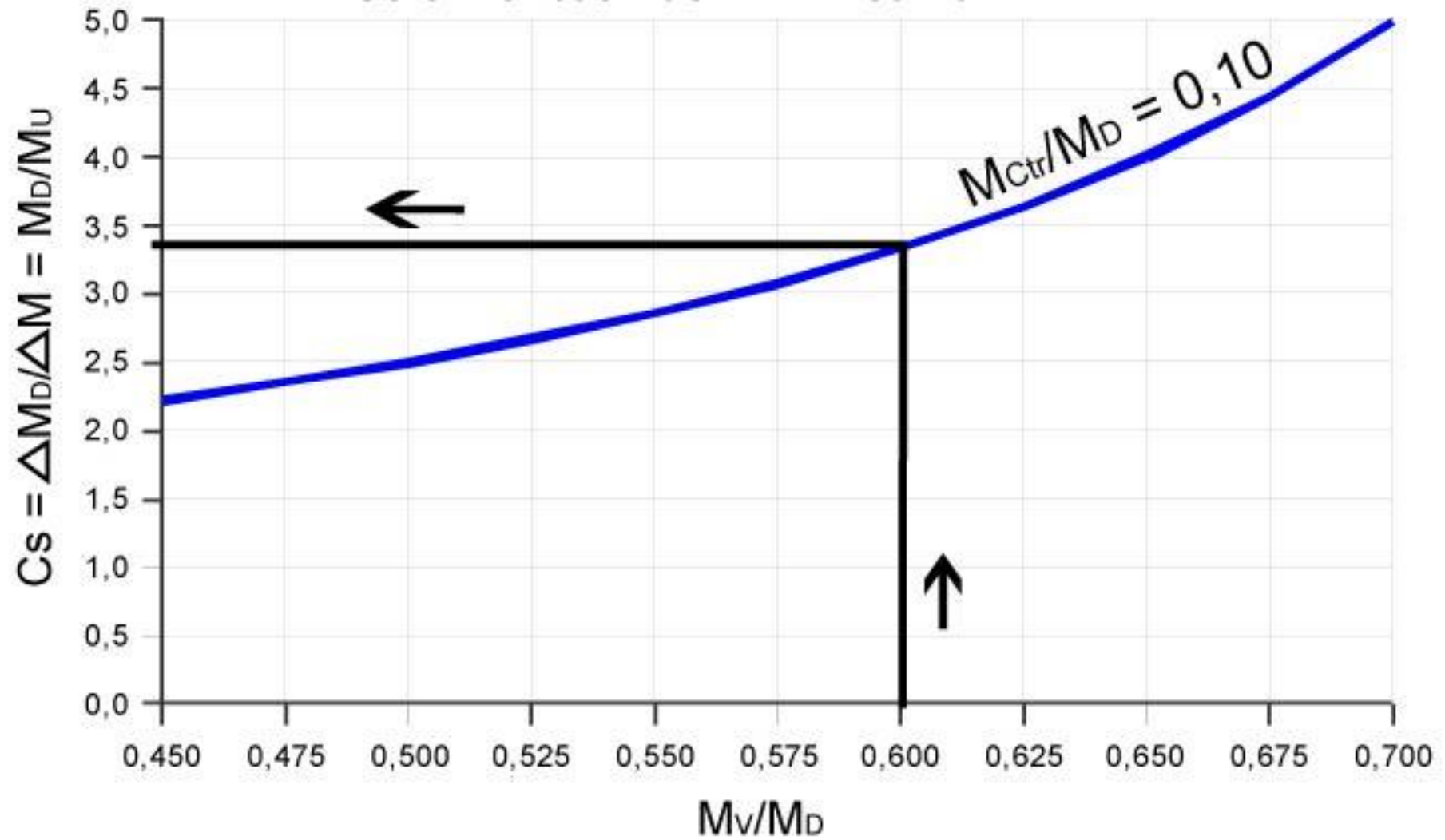
Cs en fonction de  $M_V/M_D$  et  $M_{Ctr}/M_D$ 

## 5- Applications du coefficient spirale

Exemple 1 : prenons par exemple un ULM dont la masse de carburant représente 45 kg et la masse au décollage 450 kg ( $M_{\text{Ctr}}/M_{\text{D}} = 0,10$  soit 10%).

A ceci, associons un rapport  $M_{\text{V}}/M_{\text{D}} = 0,60$  ce qui dénote un avion très moyen.

Le graphique précédent nous donne un  $C_s$  de 3,3 (nous pouvons aussi directement déterminer  $C_s$  avec l'équation 4 définie précédemment).

Cs en fonction de  $M_v/M_D$  et  $M_{ctr}/M_D$ 

Exemple 2, nous souhaitons réaliser un LSA à partir de notre ULM défini précédemment ( $C_s = 3,3$ ).

LSA...

▲M = 45 kg



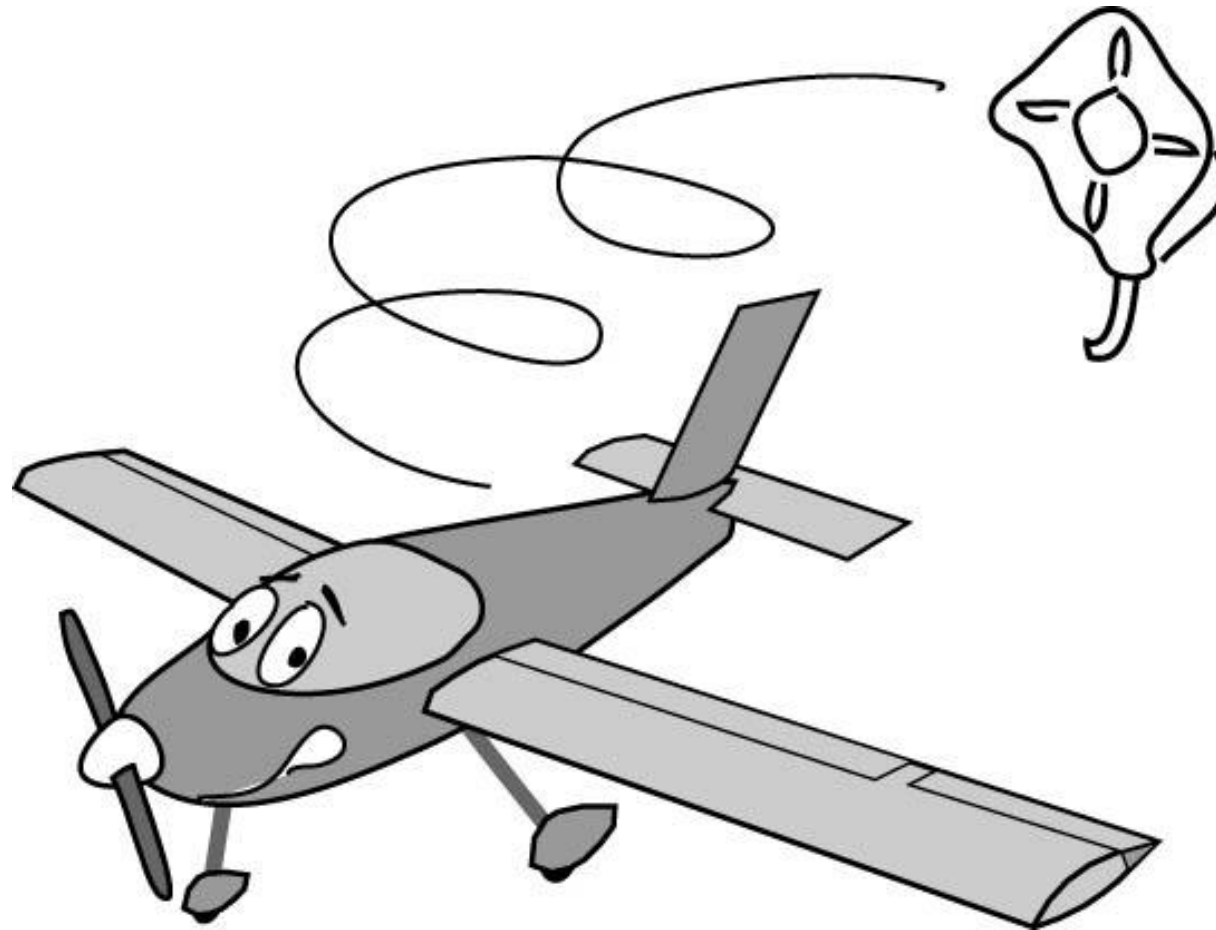
...et les  
"ventouses" se  
réjouissent !

▲M<sub>D</sub> = 150kg

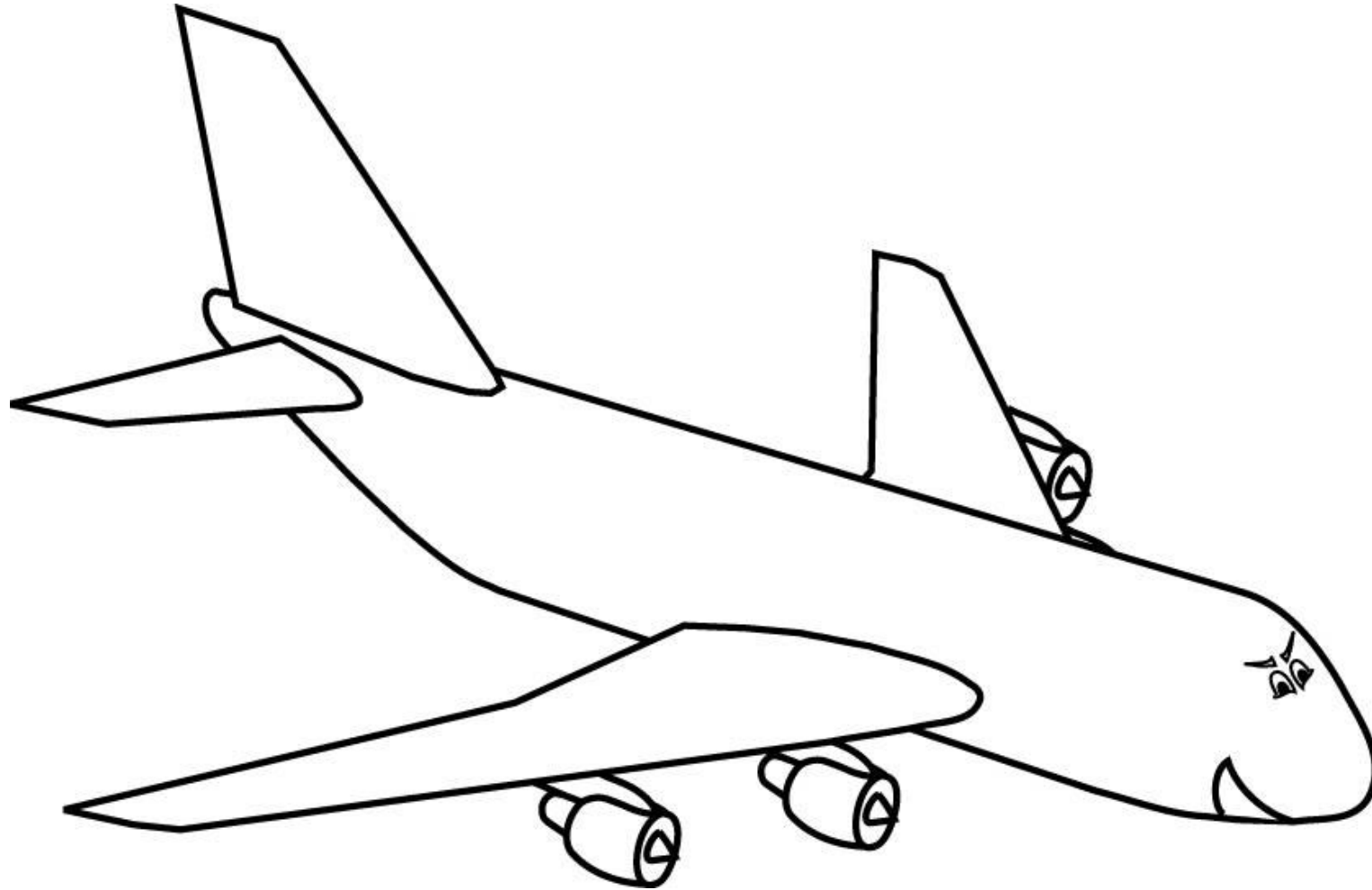
Exemple 3 : toujours à partir de notre appareil défini initialement (exemple 1,  $M_{D1} = 450$  kg...), si nous considérons qu'un parachute et les renforts de cellule associés représentent 10 kg ( $\Delta M$ ), quelle serait la nouvelle masse au décollage ( $M_{D2}$ ) avec  $C_s = 3,3$  ?

483 kg, soit sensiblement plus que la limite de 472,5 kg autorisée par la réglementation.

...il nous faut donc modifier le cahier des charges, par exemple en réduisant l'autonomie !



Exemple 4 : un avion long courrier emblématique, l'A380 :



Prenons les conditions extrêmes qui vont permettre de dimensionner cette belle machine :  $M_D$  maxi et  $M_{Ctr}$  à autonomie maxi. Dans ses conditions, les caractéristiques de l'A380 sont :

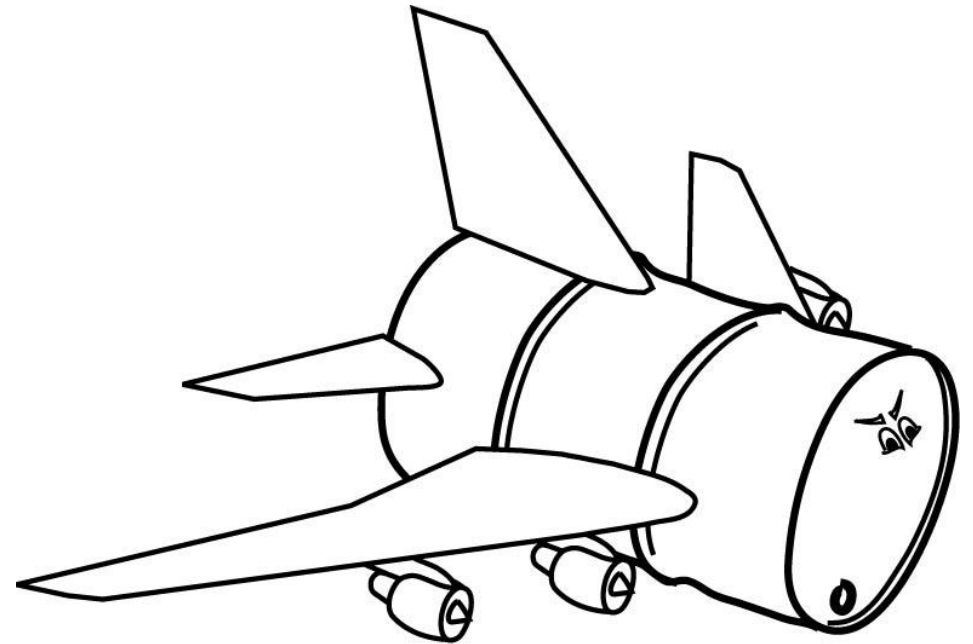
$$M_D = 560^E3 \text{ kg}$$

$$M_{Ctr} = 310^E3 \text{ litres} \times 0,80 = 248^E3 \text{ kg}$$

$$M_V = 270^E3 \text{ kg}$$

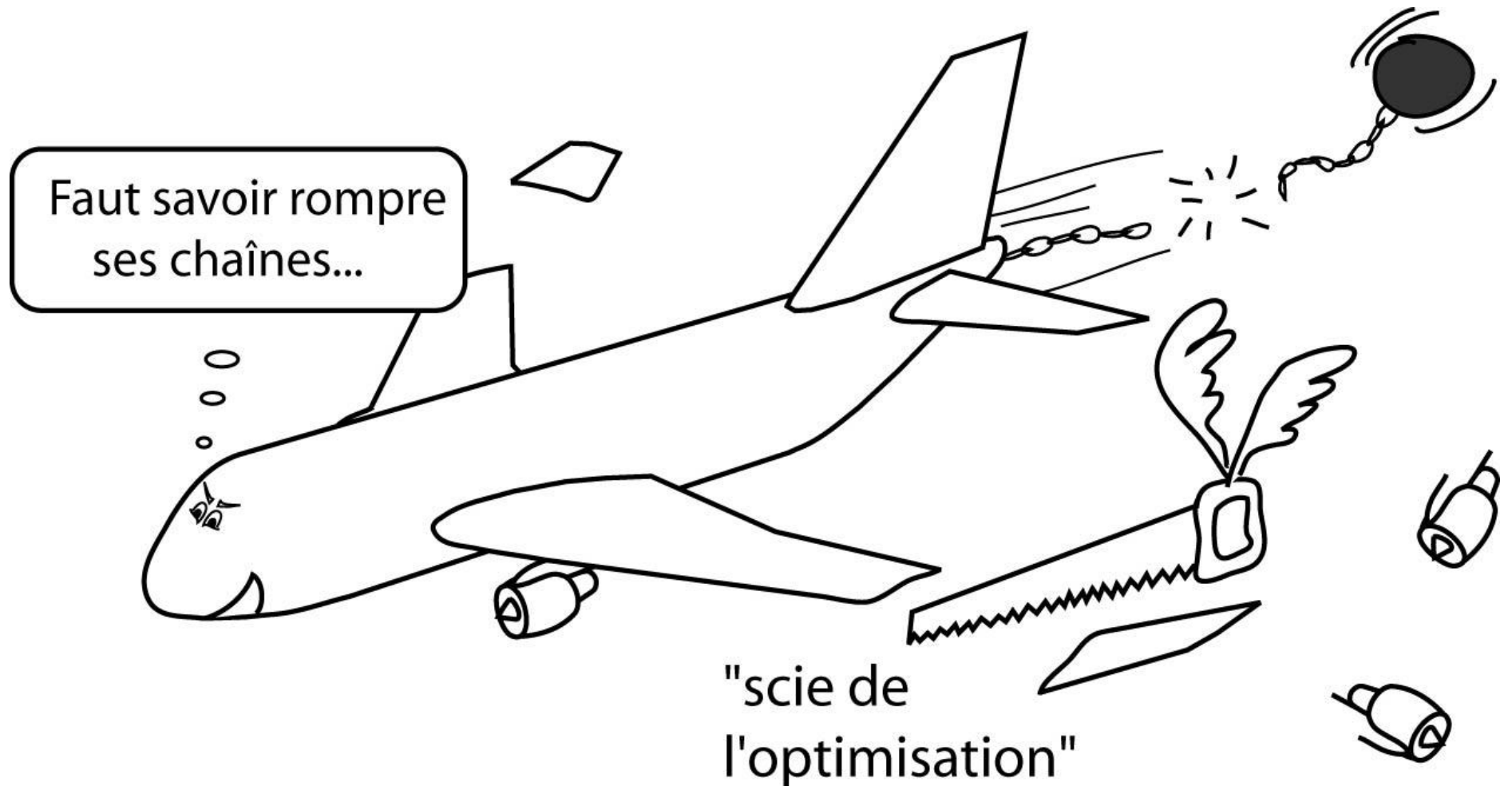
Nous obtenons le Cs avec l'équation (4) :  $Cs = 13,3$

C'est-à-dire qu'une surmasse  $\Delta M$  de 1100 kg conduit à une augmentation de masse au décollage de 15000 kg ! Ceci s'explique par la quantité phénoménale de carburant embarquée par un avion long courrier quel qu'il soit. Heureusement que l'excellent rapport  $M_V/M_D = 0,48$  (A380) compense en partie ceci !



"Baril" de 320000 litres !

Mais la variation de masse est telle qu'il est tentant de ré-optimiser les avions longs courriers quels qu'ils soient à mi-parcours...

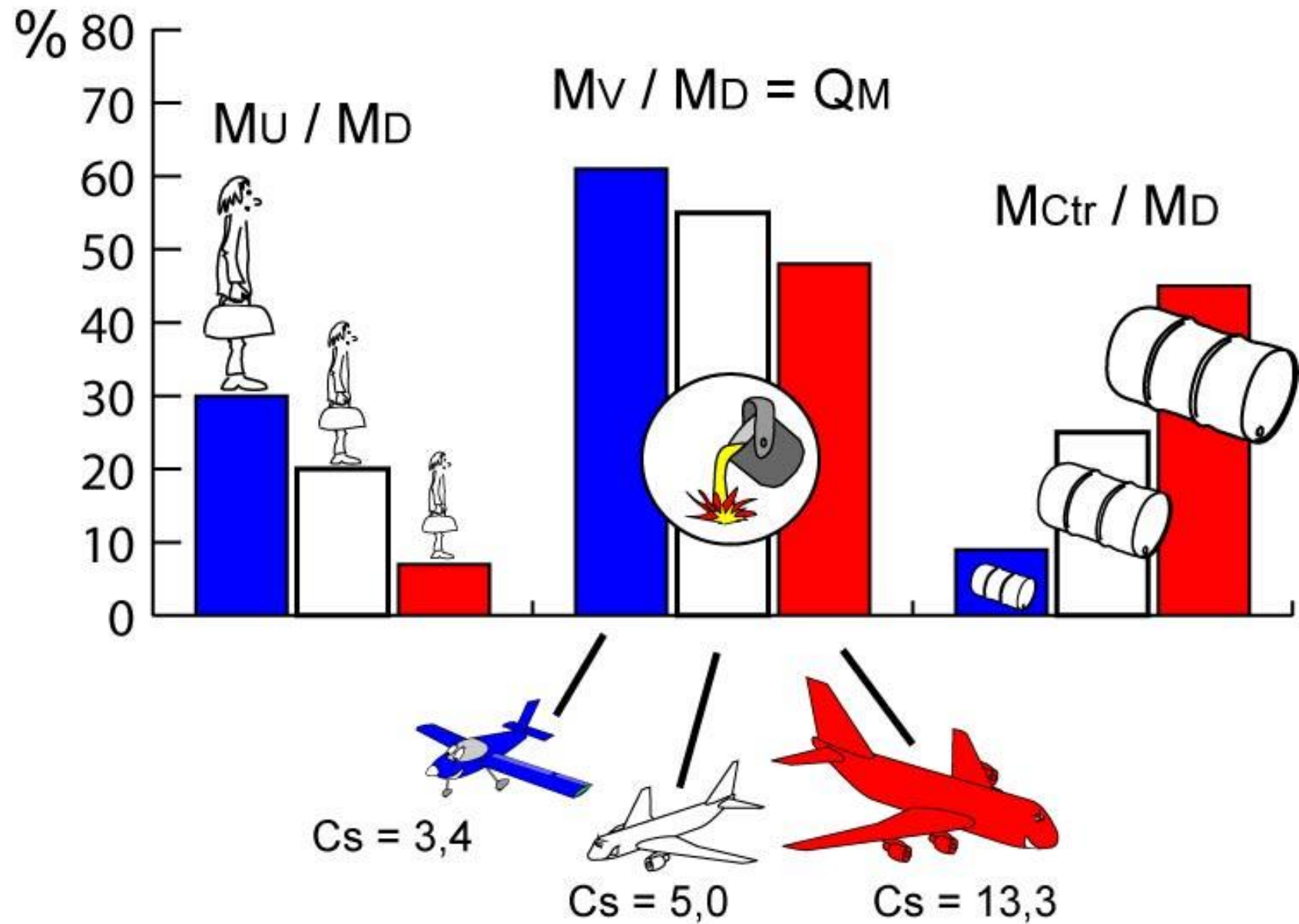


Exemple 5 : avec un avion court moyen courrier de type A320, nous obtenons :

$C_s = 5,0$  ...soit nettement moins que le  $C_s$  d'un avion long courrier, et ce, malgré un rapport  $M_V/M_D$  moins favorable (0,55 au lieu de 0,48) !

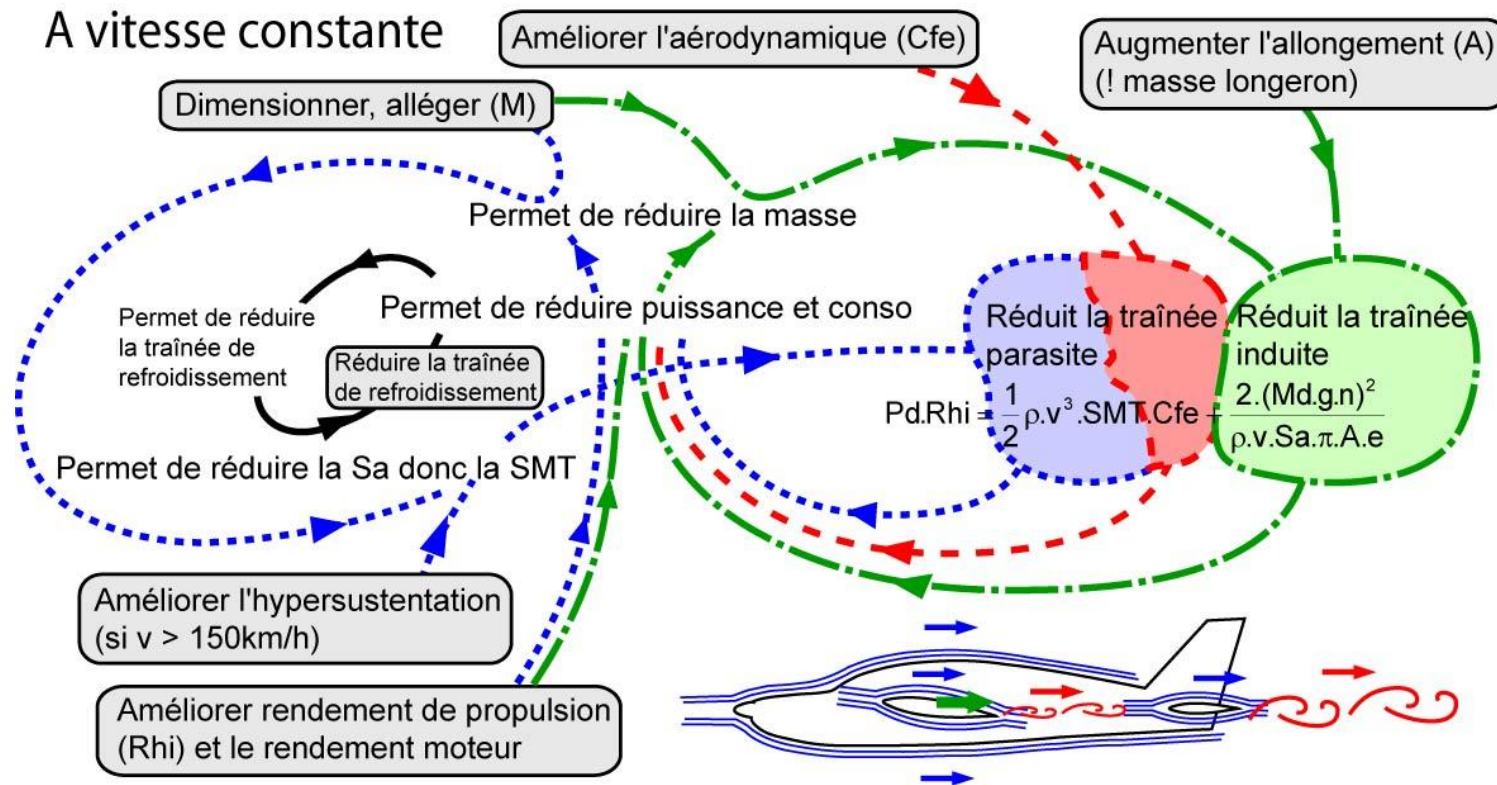


## Bilan

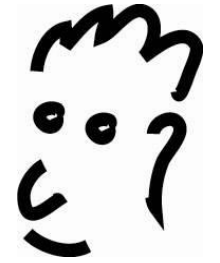


## 6- Conclusion de la première partie

Le coefficient spirale traduit d'une manière extrêmement simple une réalité extrêmement complexe :



Aussi, le Cs met en évidence qu'une bonne qualité de conception structurelle minimise Cs. C'est-à-dire...

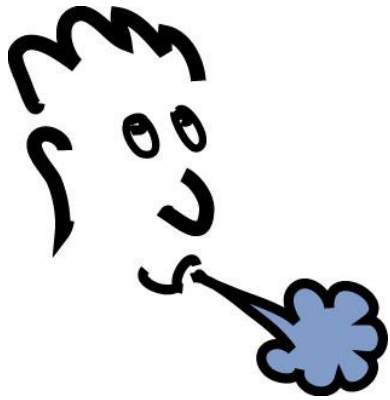


*« Meilleure est la conception initiale, encore meilleur sera l'avion final ! »*

Mais l'inverse est « terrible »...

*« Moins bonne est la conception initiale, encore plus nul sera l'avion final ! »*





C'est-à dire qu'une même erreur de conception est beaucoup moins pénalisante pour le bon concepteur que pour « l'autre » !

Nous pouvons aussi noter que l'augmentation de masse max autorisée par la réglementation LSA par exemple conduit à une augmentation de charge utile sommes toutes plutôt faible.

Quant aux avions longs courrier, la quantité extravagante de carburant embarqué rend la moindre erreur de conception extrêmement couteuse en perte de masse utile.

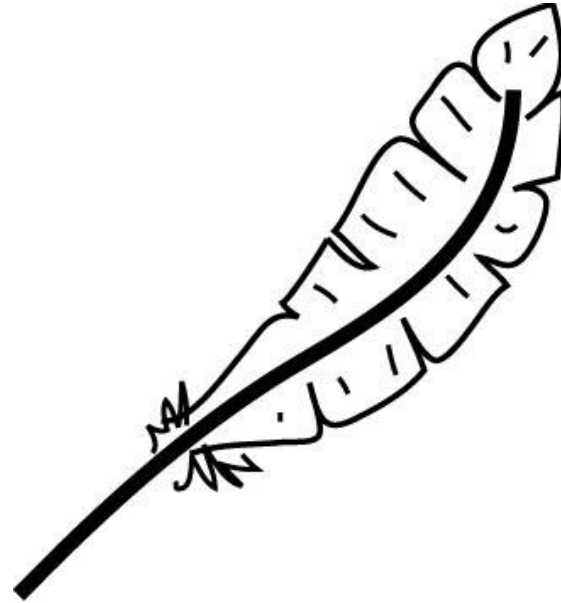


## 9- Conclusion de la 2<sup>ème</sup> partie non développée ici

Nous constatons que la finesse peut en partie compenser une mauvaise qualité massique ( $Q_M$ ).

En conclusion, le développement d'un avion doit impérativement prendre en compte le coefficient spirale (ou coefficient d'amplification des masses) et ses éléments constitutifs.

C'est-à-dire, plus que jamais, l'avenir appartient à la légèreté !



**FIN**