

**COURS THÉORIQUES PPL**

**MÉCANIQUE DU VOL**  
**APPLICATIONS AU DR 400 - 120**



# S O M M A I R E

**LES ANGLES PARTICULIERS (ASSIETTE, INCIDENCE, PENTE)**

**LA POLAIRE ET CALCULS DÉRIVÉS** (PORTANCE, TRAÎNÉE, FINESSE, ...)

**LE VOL EN PALIER (PUISSANCES UTILE ET NÉCESSAIRE)**

**LE VOL EN MONTÉE (COURBES ET APPLICATIONS)**

**LE VOL EN DESCENTE (MOTEUR RÉDUIT ET EN PLANÉ)**

**LE VOL EN VIRAGE (APPLICATION AU DR 400-120)**

**APPLICATIONS DR 400-120 : PERFOS DÉCOLLAGE**

**APPLICATIONS DR 400-120 : PERFOS EN MONTÉE**

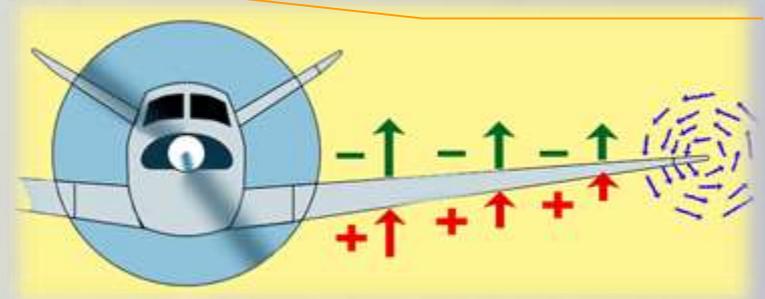
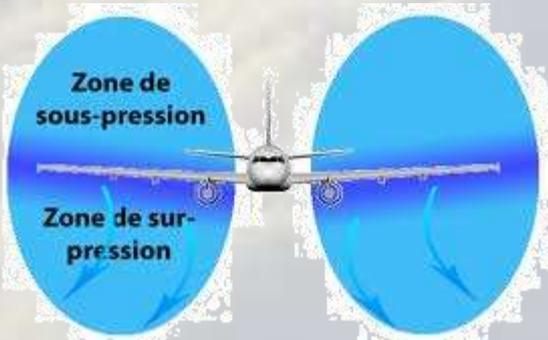
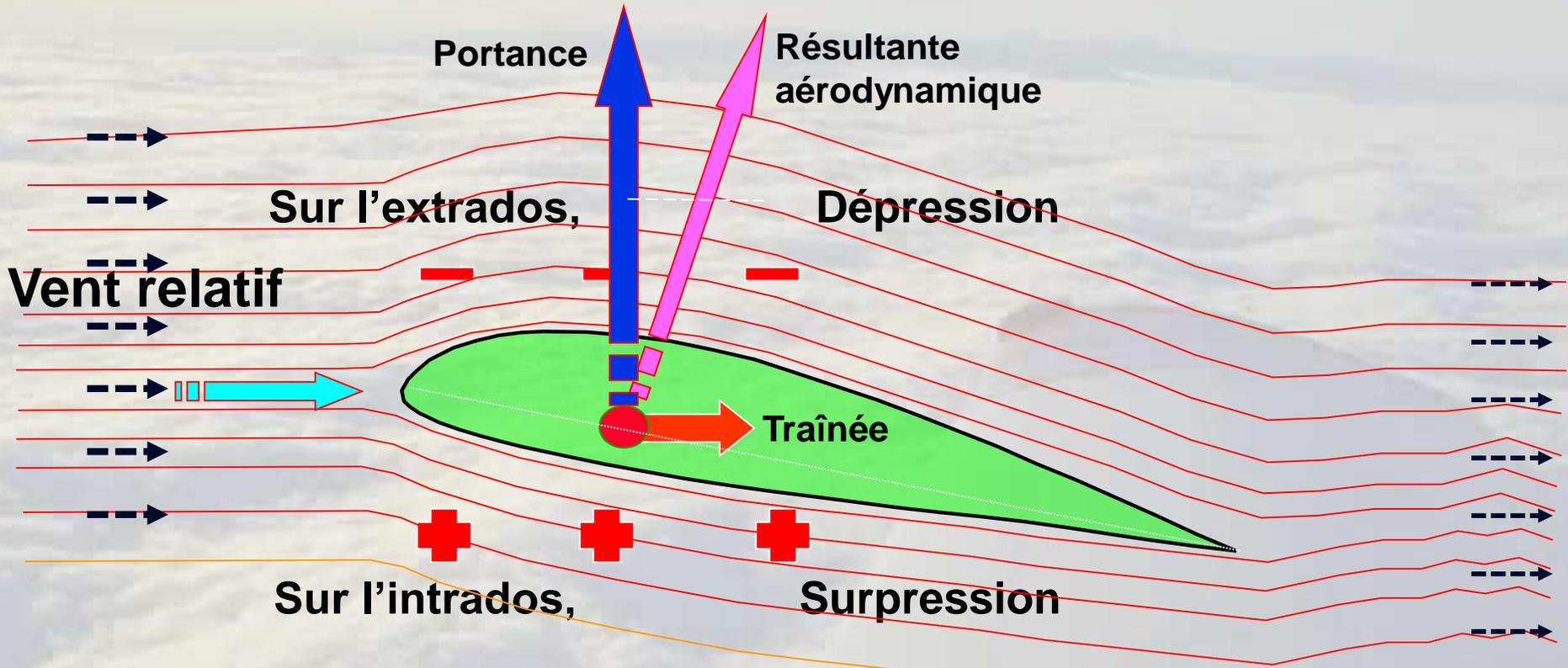
**APPLICATIONS DR 400-120 : PERFOS EN PALIER**

**APPLICATIONS DR 400-120 : PERFOS ATERRISSAGE**

**PISTES LIMITATIVES : CONSCIENCE DU RISQUE**

**APPLICATIONS DR 400 - 120 : MASSE ET CENTRAGE**

# FLUX D'AIR SUR UN PROFIL

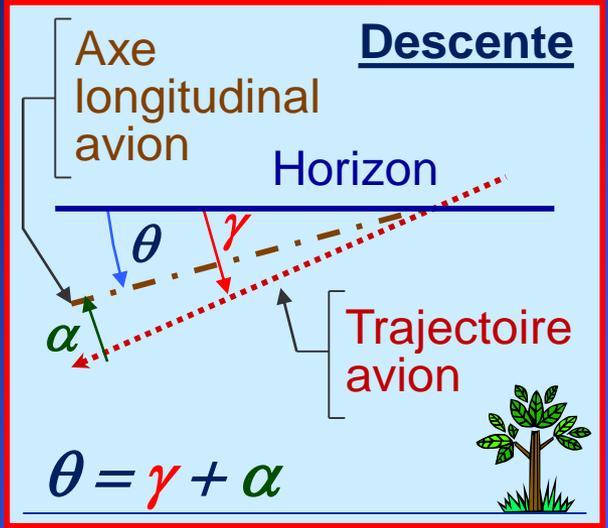
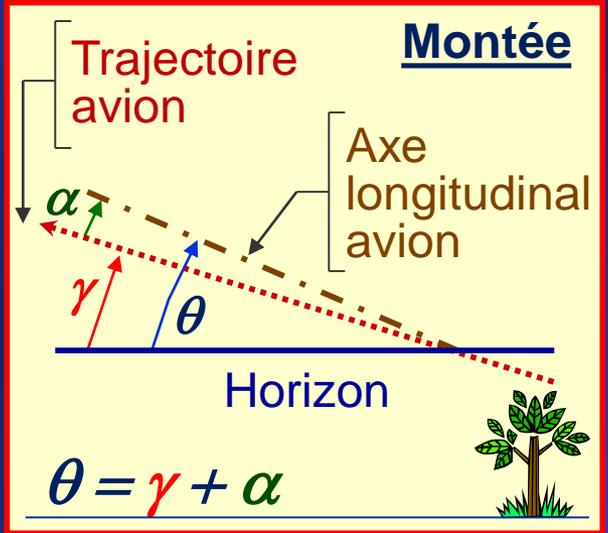
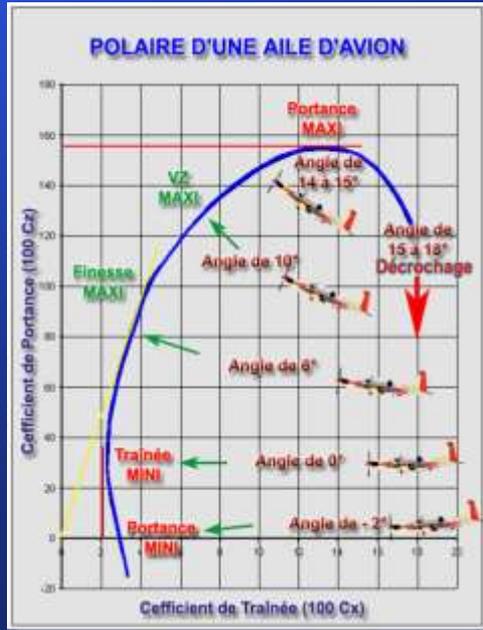


# LES BASES : Incidence - Pente - Assiette

Profil

Aile

Avion



**Références**

- / horizon
- / axe long. avion
- / trajectoire

**Angles**

- Incidence ( $\alpha$ )
- Pente ( $\gamma$ )
- Assiette ( $\theta$ )

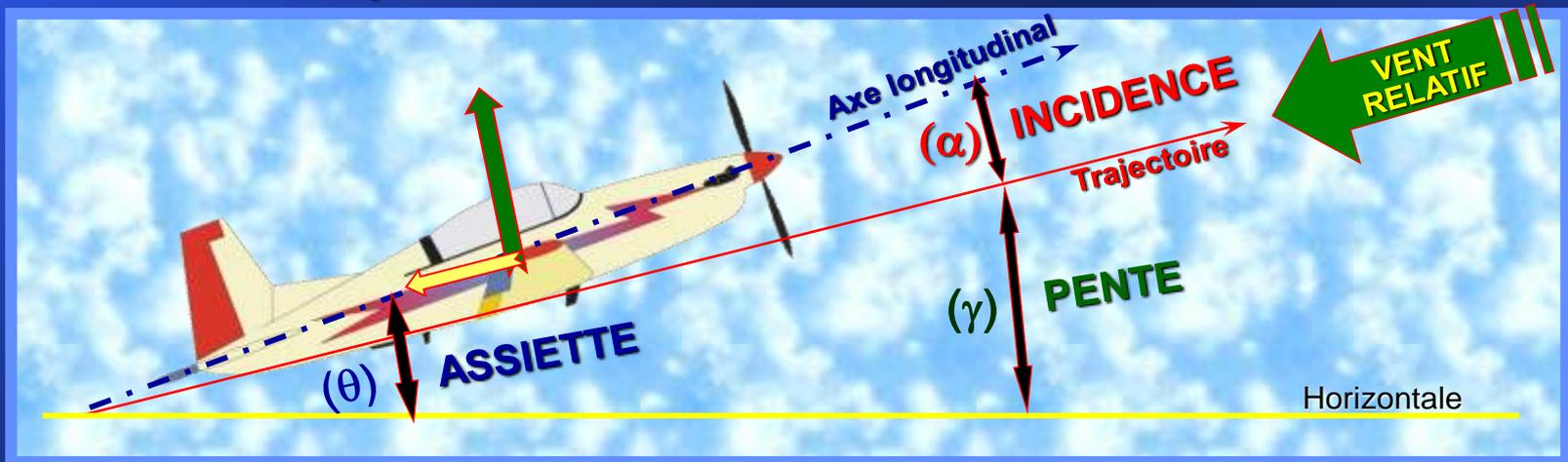
**ASSIETTE = PENTE + INCIDENCE**

# ANGLES CARACTÉRISTIQUES ET FACTEURS DÉCISIFS

## DES FACTEURS INTERDÉPENDANTS POUR LA PERFORMANCE

$$\text{PORTANCE} = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z$$

$$\text{TRAÎNÉE} = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x$$



L'aptitude à sustenter dépend :

- d'une pression dynamique d'un fluide ( $\frac{1}{2} \rho \cdot V^2$ ),  
diminuant avec l'altitude jusqu'à un minimum, le plafond de propulsion ;
- d'une contrainte de forme (S et les coefficients  $C_z$  et  $C_x$ ),  
variable avec l'incidence, la forme et la surface des ailes .

# PARTICULARITÉS GÉOMÉTRIQUES DE L'AILE

L'angle de calage est l'angle compris, à la construction, entre l'axe longitudinal de l'avion et la corde de référence de l'aile.



De l'ordre de  $2^\circ$  sur les ROBIN DR 400 - 120,  
Il favorise ainsi une plus grande portance pour le décollage.

# PARTICULARITÉS GÉOMÉTRIQUES DE L'AILE

En vue de limiter des turbulences, toujours génératrices de traînée (frein aérodynamique), une pièce métallique est disposée à l'emplanture de l'aile. Elle porte le nom de l'ingénieur aérodynamicien qui l'a défini, c'est le KARMAN de voilure.



L'aile des DR 400 possède un dièdre positif sur une partie de sa longueur afin d'arriver à un compromis acceptable entre stabilité et maniabilité. On parle alors de semi-dièdre.



Le dièdre du DR400 est de  $+14^\circ$

# COURBES DES COEFFICIENTS DE PORTANCE ET TRAÎNÉE SUIVANT INCIDENCE

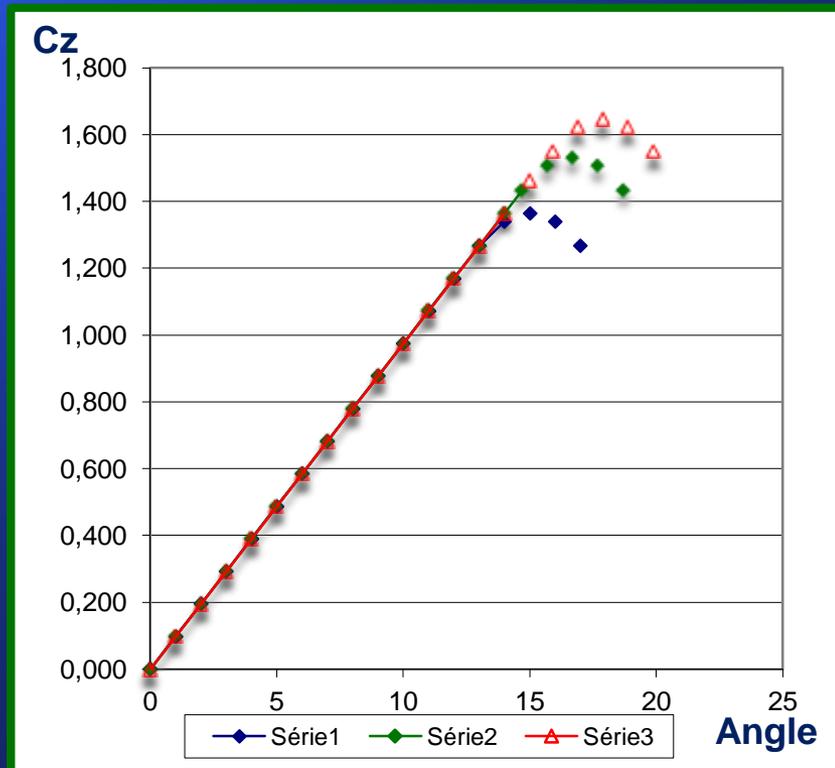


## ROBIN DR 400 - 180

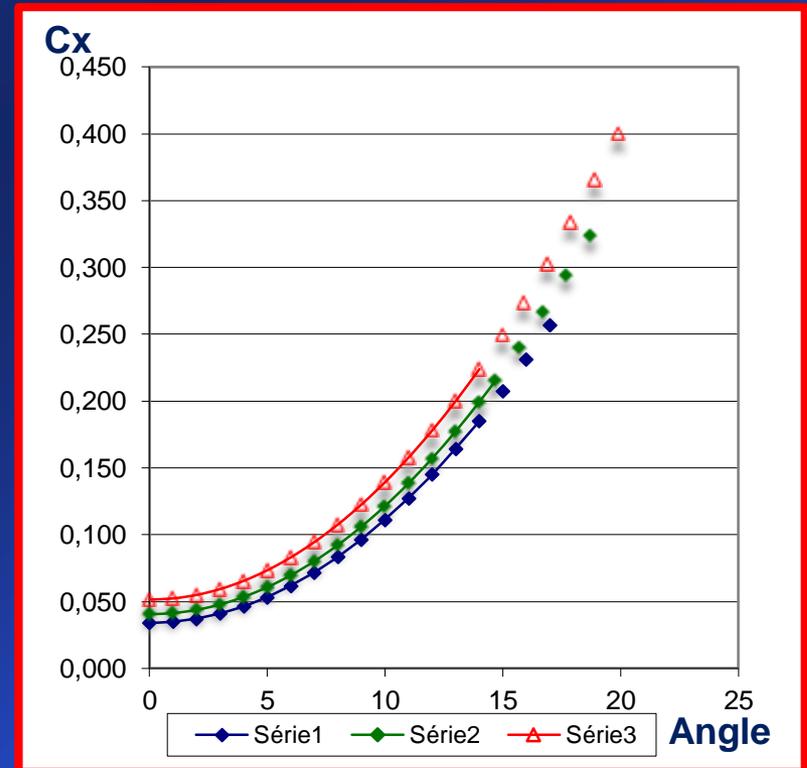


Pas de données fournies par le constructeur sur DR400-120, seule différence sur structure (hors moteur)  
surface alaire : 14,2 m<sup>2</sup> sur le 180 Cv pour 13,6 m<sup>2</sup> sur le 120 Cv,  
d'où parti pris personnel de vous présenter comme exemple ces courbes.

### COEFFICIENT DE PORTANCE



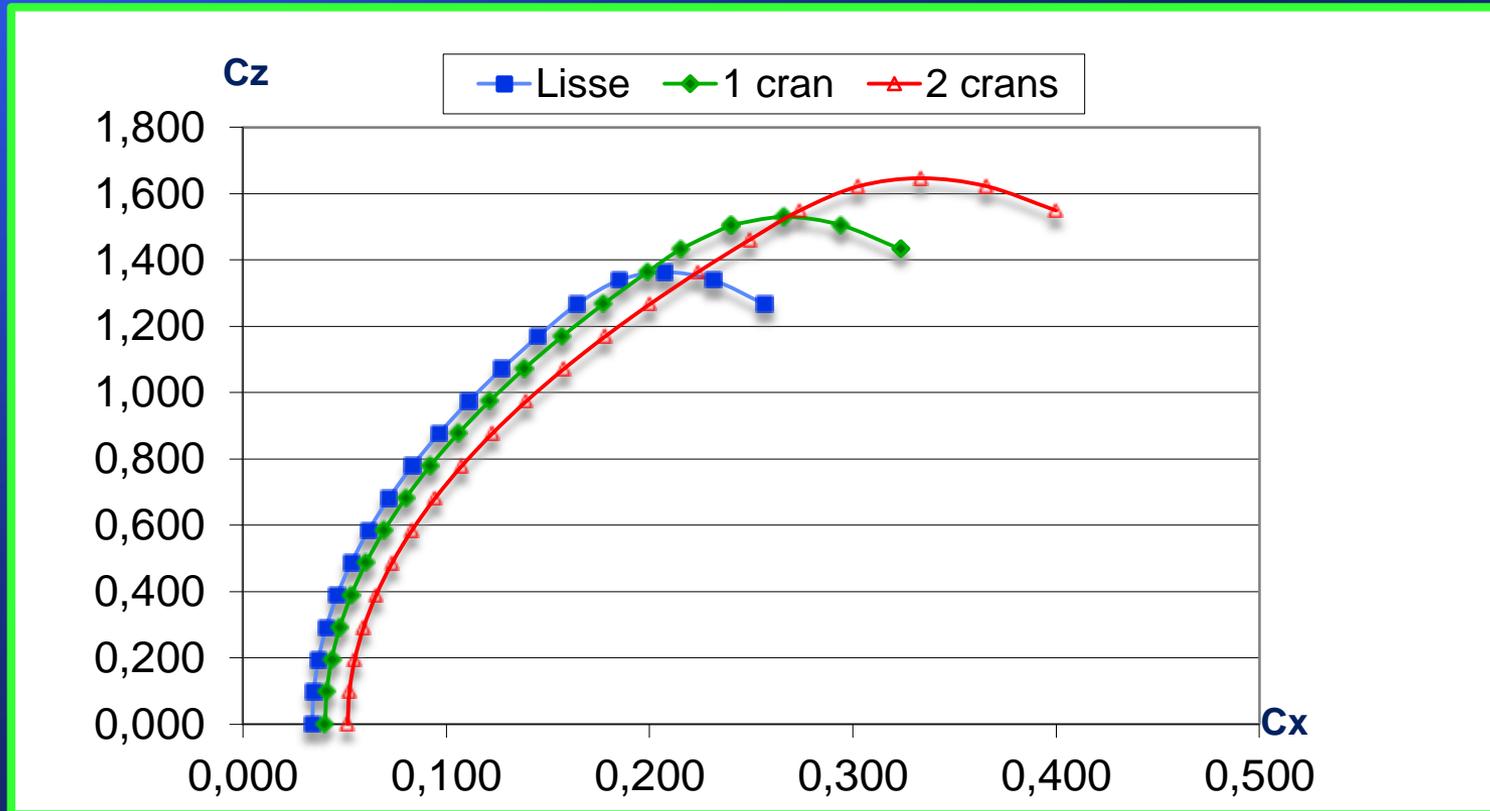
### COEFFICIENT DE TRAÎNÉE



Ces courbes non accessibles (protection industrielle) sont le fruit de calculs théoriques réalisés par M Claude GOUMAIN.

# COURBES DES COEFFICIENTS DE PORTANCE ET TRAÎNÉE SUIVANT INCIDENCE

## ROBIN DR 400 - 180 POLAIRE D'IEFFEL



# LES ENSEIGNEMENTS DU RAPPORT DES COEFFICIENTS DE PORTANCE ET DE TRAINÉE

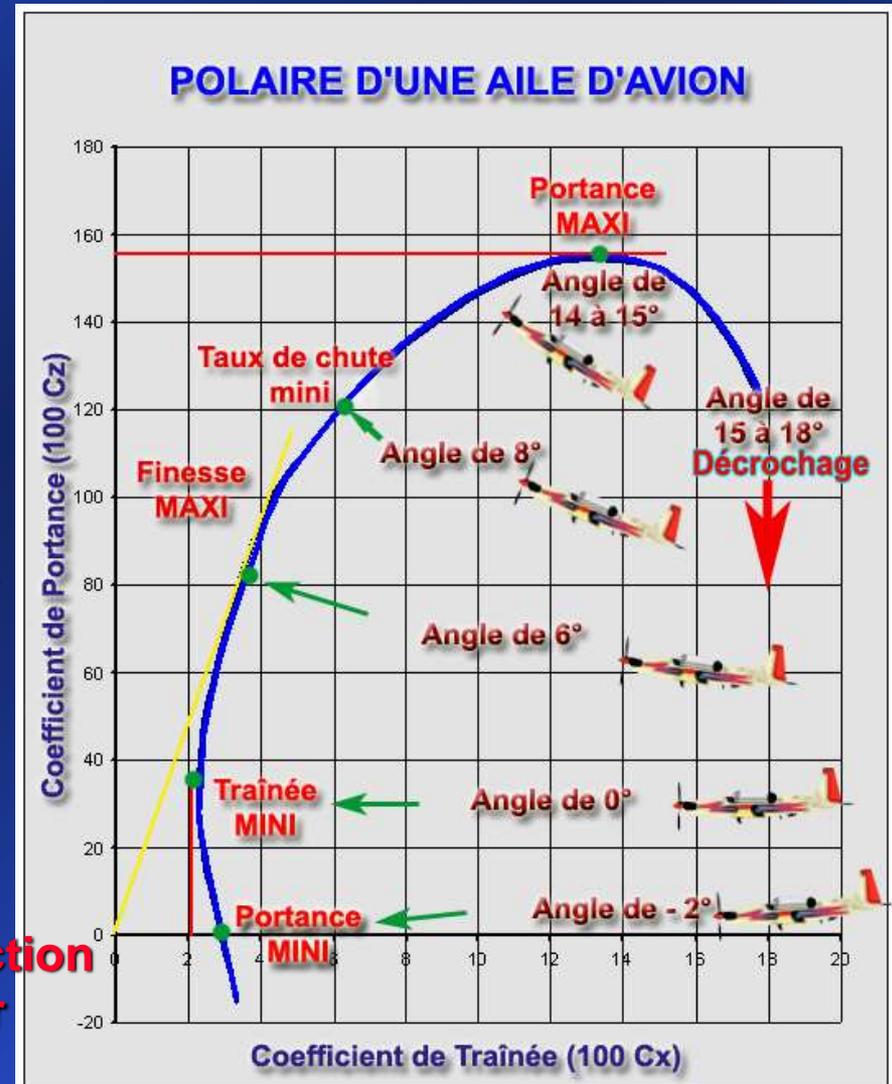
La polaire Cz par rapport à Cx montre 5 points caractéristiques correspondant à :

- cinq valeurs d'angles d'attaque donc à
- cinq vitesses bien définies.

La polaire permet également de définir :

- Des valeurs de sécurité (vitesse, incidence) ;
- Des autonomies, des durées max et des distances franchissables variées
- Des vitesses de plané optimisées (vitesse de finesse max, ...)
- Des valeurs adaptées à la montée (Pente max soit  $V_x$ , VZ max soit  $V_y$ )
- Des puissances particulières (Conso spécifiques : autonomie, rayon d'action).

**Finesse =  $R_z / R_x = C_z / C_x = \text{Masse} / \text{Traction}$**   
**=  $V_{it\ sol} / V_z = \text{Distance} / \text{Hauteur}$**   
de l'ordre de 8 à 12 pour les avions légers  
pouvant atteindre 60 pour certains planeurs.



## Polaire : Courbe du rapport

Coefficient de portance / Coefficient de traînée

$$C_z = f(C_x)$$

Ces deux coefficients interviennent dans le calcul des forces de portance et de traînée dont les formules sont :

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

$$R_x = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x$$

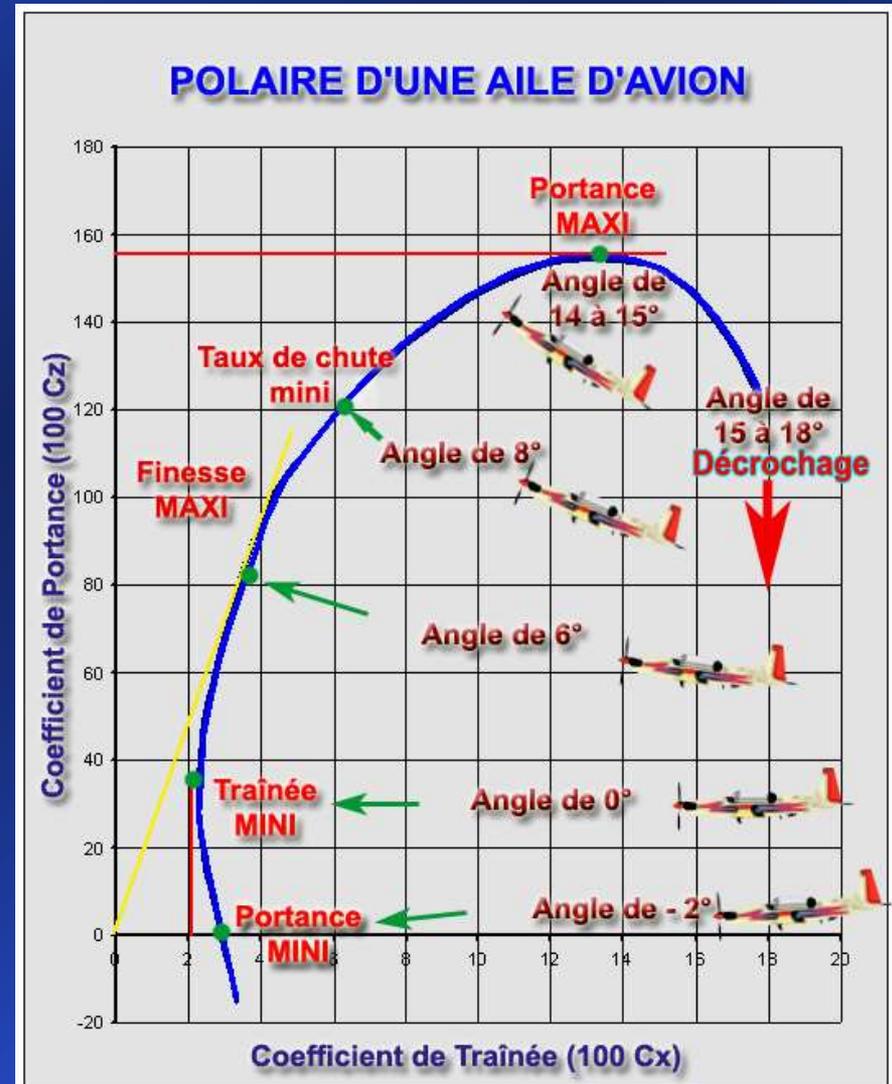
Remarque : Dans le rapport  $R_z / R_x$ , en simplifiant par les mêmes facteurs,

On peut en déduire que :

LA POLAIRE EST ÉGALEMENT  
LA COURBE DU RAPPORT  
DE LA PORTANCE SUR LA TRAÎNÉE

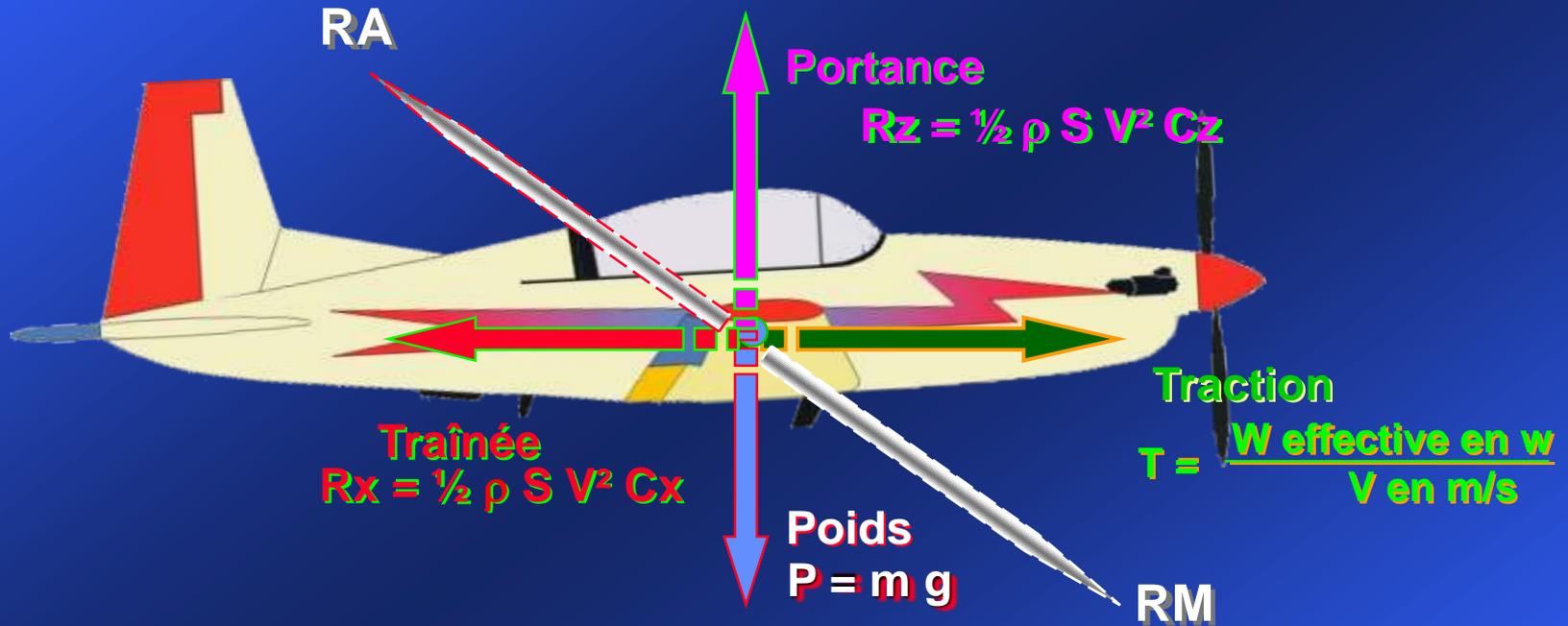


Donc  $C_z = f(C_x)$  équivalent à :  
 $R_z = f(R_x)$



# Représentation des forces générées lors d'un vol en palier

UN ÉQUILIBRE POUR CHAQUE VITESSE OU PRESQUE ...



En palier et à vitesse constante,  
LES RÉSULTANTES

- aérodynamique (portance - traînée) et
  - mécanique (traction - poids)
- sont égales mais de sens opposés.

$$R_z = P$$
$$\frac{1}{2} \rho S V^2 C_z = m g$$

$$R_x = T$$
$$\frac{1}{2} \rho S V^2 C_x = T$$

# COMPOSANTES ET ÉQUATIONS DES FORCES DE PORTANCE ET DE TRAINÉE

**LA PORTANCE (en Newtons)**

$$R_z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z$$

**LA TRAINÉE (en Newtons)**

$$R_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x$$



$\rho$  (rho) est la masse volumique de l'air en  $\text{kg/m}^3$   
1,225  $\text{kg/m}^3$  au sol, ce facteur diminue avec l'altitude.

$S$  la surface de référence de l'avion en  $\text{m}^2$   
Surface alaire de l'avion

$V$  la vitesse par rapport à la masse d'air en  $\text{m/s}$   
Facteur le plus influent car intervenant au carré dans la formule.  
Attention conversion unité

$C_x$  et  $C_z$  sont des coefficients sans unité

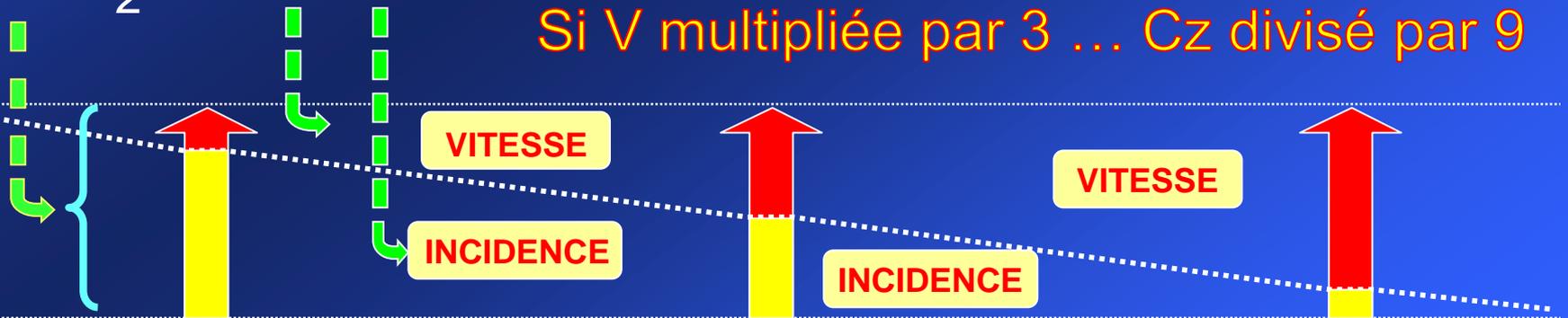
Dépend de la forme de l'avion et de son incidence (vitesse sur trajectoire)

# RAPPORT VITESSE - INCIDENCE

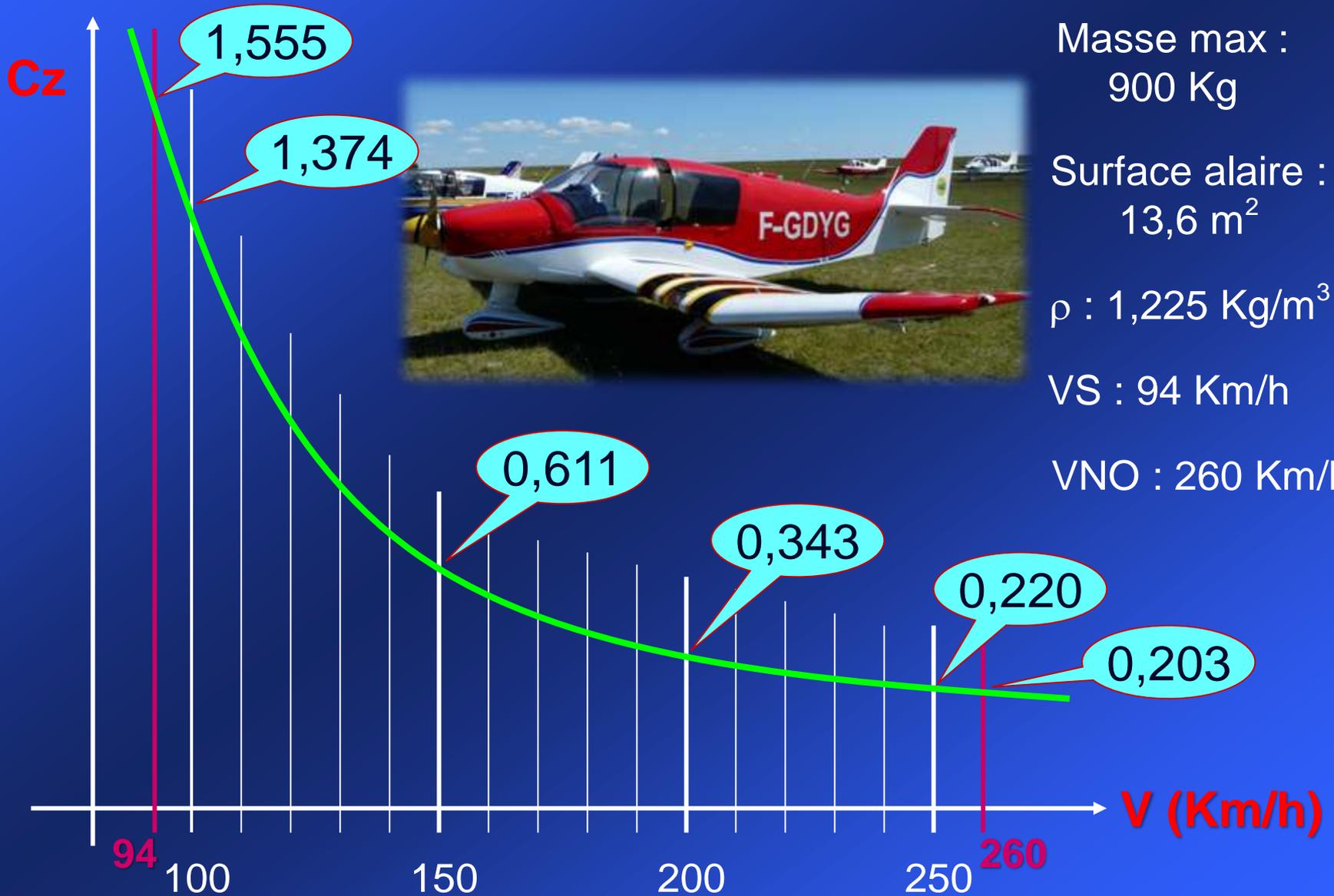


En palier  $R_z = P = mg$  (Cste)

$R_z = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z$   $\Rightarrow$   $V$  augmente ...  $C_z$  diminue ...  $\alpha$  diminue  
Si  $V$  multipliée par 3 ...  $C_z$  divisé par 9



# RAPPORT VITESSE - COEFFICIENT PORTANCE



Masse max :  
900 Kg

Surface alaire :  
13,6 m<sup>2</sup>

$\rho$  : 1,225 Kg/m<sup>3</sup>

$V_S$  : 94 Km/h

$V_{NO}$  : 260 Km/h



# COMPOSANTES ET ÉQUATIONS DES FORCES DE PORTANCE ET DE TRAINÉE

## EXEMPLE D'APPLICATION DES EQUATIONS

$$R_a = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_a$$

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

$$R_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x$$



Dans les formules  
on utilise les unités suivantes :

**Newton (N)**

**kg/m<sup>3</sup>**

**m<sup>2</sup>**

**m/s**

**nombre sans dimension**

La portance d'un avion en vol à la vitesse de 360 km/h est de 24 000 Newtons et sa surface alaire est de 20 m<sup>2</sup>.

Si l'avion reste en palier, calculez son  $C_z$  (on prendra  $\rho = 1,2 \text{ kg/m}^3$ ).

Que devient le  $C_z$  si l'avion ralentit à 180 km/h?

**Résolution:** Simple application de la formule précédente, mais il ne faut pas oublier de convertir la vitesse en m/s.  $360 \text{ km/h} = 100 \text{ m/s}$  ( $360\,000 \text{ m/h} / 3600 \text{ s} = 100 \text{ m/s}$ ).

➤  $24000 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 20 \cdot 100^2 \cdot C_z$ , donc  $C_z = 24000 / (0,5 \cdot 1,225 \cdot 20 \cdot 100^2) = 0,2$ .

➤ Pour la seconde partie de la question, la vitesse est passée à 180 km/h soit 50 m/s donc  $C_z = 24000 / (0,5 \cdot 1,225 \cdot 20 \cdot 50^2) = 0,8$ .

On constate l'influence du carré de la vitesse ( $V$  divisée par 2 =  $C_z$  multiplié par 4).

# COMPOSANTES ET ÉQUATIONS DES FORCES DE PORTANCE ET DE TRAINÉE

## EXEMPLE D'APPLICATION

### DES EQUATIONS

$$R_a = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_a$$

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

$$R_x = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x$$

Dans les formules

on utilise les unités suivantes :

**Newton (N)**

**kg/m<sup>3</sup>**

**m<sup>2</sup>**

**m/s**

**nombre sans dimension**



Caractéristiques du DR 400-120 : poids max 900 kg, vitesse Fin max = 9,5 à 135 km/h.

Quelle est sa portance ? Quel coefficient de traînée ? Quel coefficient de portance ?

(Prendre masse volumique de l'air = 1,225 kg/m<sup>3</sup>. Utiliser la formule de meilleure pente de plané : Fin max = C<sub>z</sub> / C<sub>x</sub> ).

Résolution : A l'équilibre , **R<sub>z</sub> = Poids = mg = 900 . 9,81 = 8829 N** et T = R<sub>x</sub>.

Application de l'équation de sustentation : **R<sub>z</sub> = ½ . ρ . S . V<sup>2</sup> . C<sub>z</sub>**

$$8829 = \frac{1}{2} \cdot 1,225 \cdot 13,6 \cdot (37,5)^2 \cdot C_z ;$$

$$\text{d'où } \mathbf{C_z = 8829 / 0,5 \cdot 1,225 \cdot 13,6 \cdot 1406 = 0,66}$$

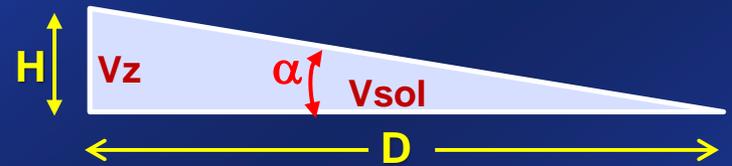
Or on sait que Fin max = C<sub>z</sub> / C<sub>x</sub>, d'où **C<sub>x</sub> = C<sub>z</sub> / Fin max = 0,66 / 9,5 = 0,069.**

# FINESSE MAX ET PLAN DE DESCENTE

$$\text{Fin max} = D / H = R_z / R_x = C_z / C_x$$

Angle de plané  $\alpha$  :  $Tg \alpha = H / D$

Or  $\text{Fin max} = D / H$  donc égale à l'inverse de la  $Tg \alpha$ . D'où  $Tg \alpha = 1 / \text{Fin max}$ .  
et **Pente en % = (Angle x 10) / 6**



## Application sur planeur Schempp Duodiscus

Envergure = 20 m Fin max = 45 Masse = 750 kg

$Tg \alpha = 1 / \text{Fin max} = 1 / 45 = 0,022$  ; donc  $\alpha = 1,3^\circ$   
la pente est donc :  $(1,3 \times 10) / 6 = 2,16\%$



## Application sur avion Robin DR 400/120

Envergure = 8,72 m Fin max = 10 Masse = 900 kg

$Tg \alpha = 1 / \text{Fin max} = 1 / 10 = 0,10$  ; donc  $\alpha = 6^\circ$   
la pente est donc :  $(6 \times 10) / 6 = 10\%$



## Application sur avion Dassault Rafale

Envergure = 10,9 m Fin max = 5 Masse = 24500 kg

$Tg \alpha = 1 / \text{Fin max} = 1 / 5 = 0,2$  ; donc  $\alpha = 12^\circ$   
la pente est donc :  $(12 \times 10) / 6 = 20\%$

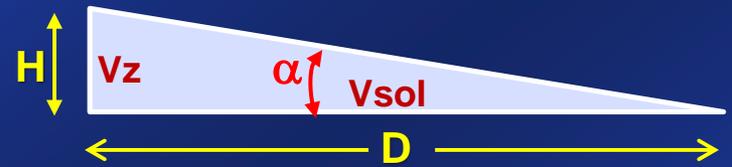


# FINESSE MAX ET PLAN DE DESCENTE

$$\text{Fin max} = D / H = V_{\text{sol}} / V_z$$

Applications sur avion Robin DR 400/120

Fin max = 10. Vitesse = 135 km/h. Vent nul



A quelle altitude dois-je voler sans avoir à déposer un plan de vol et être sûr de ne pas amerrir ?  
(Distance Quiberon-côte à Belle-Ile côte = 8 Nm)

Conversion 8 Nm = 15 km ;

Distance la plus défavorable pour une panne

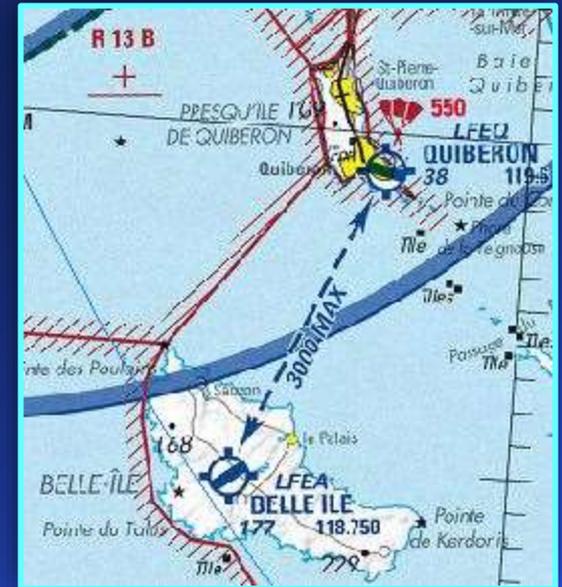
Point le plus éloigné d'une côte =  $15 / 2 = 7,5$  km

Fin max =  $D / H = 10$  d'où **Hauteur =  $D / \text{Fin max}$**

Sur mer : **Altitude = Hauteur.**

**Altitude de traversée =  $7500 \text{ m} / 10 = 750 \text{ m}$**

Soit convertie en pied :  $700 \text{ m} \cdot 3,28 = \mathbf{2300 \text{ ft}}$



**LA THÉORIE NOUS DONNE UNE BONNE ESTIMATION  
MAIS SE DONNER UNE MARGE DE SÉCURITÉ  
EST NETTEMENT PRÉFÉRABLE**

# FINESSE MAX ET PLAN DE DESCENTE

$$\text{Fin max} = D / H = V_{\text{sol}} / V_z$$

## ETUDE DE LA FINESSE AVEC VENT

Le meilleur rapport de la vitesse sol par rapport au taux de chute est la tangente de l'angle de plané  $\alpha$  sur la courbe de puissance nécessaire au vol :

$$\text{tg } \alpha = H / D = V_z / V_{\text{sol}}$$

Si Vent arrière, cette nouvelle tangente (en vert) prend contact avec la courbe de puissance nécessaire au vol en un autre point A1.

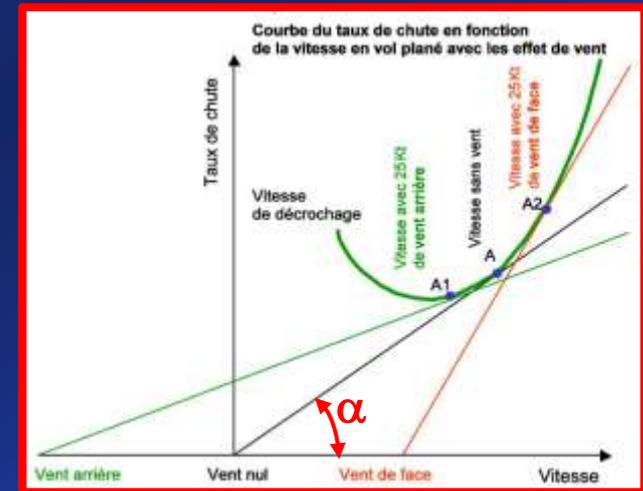
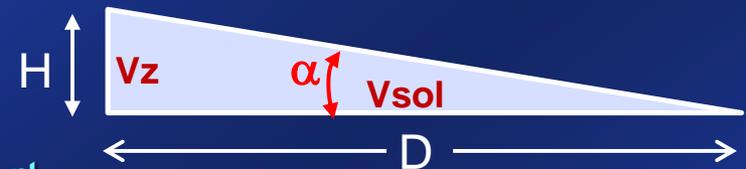
On remarque ainsi que par **vent arrière**,

**la vitesse de finesse max doit être inférieure** (5% par 10Kt de vent effectif arrière).

Si Vent de face, cette nouvelle tangente (en marron) prend contact avec la courbe de puissance nécessaire au vol en un autre point A2.

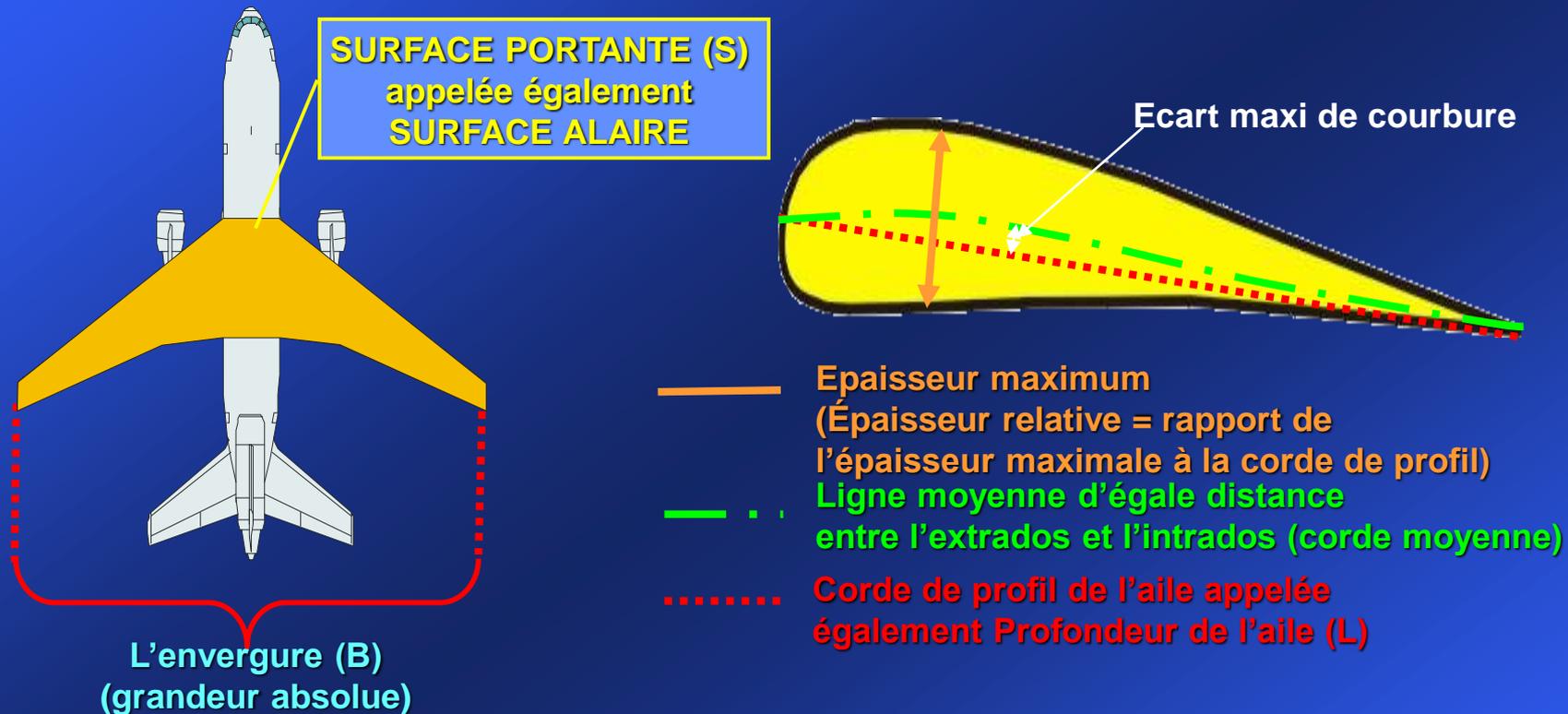
On remarque ainsi que par **vent de face**,

**la vitesse de finesse max doit être supérieure** (5% par 10Kt de vent effectif arrière).



**Les corrections de vitesse de finesse max sont en rapport avec la vitesse du vent**

# NOTIONS D'ALLONGEMENT DE L'AILE



**ALLONGEMENT ( $\lambda$ )** (grandeur relative) : c'est le rapport de

- l'envergure sur la longueur de la corde moyenne
- ou
- du carré de l'envergure sur la surface de l'aile

$$\lambda = B / L$$

$$\lambda = B^2 / S$$

Les planeurs ont des voilures à fort allongement environ 20 à 25,  
les avions classiques de 6 à 12 en moyenne et les avions rapides de l'ordre de 3 à 5.

# CALCULS AÉRODYNAMIQUES

## ALLONGEMENT DU DR 400-120

DONNÉES CONSTRUCTEUR  
(Manuel de vol Section 1 Description)

Envergure =  $B = 8,72$  m

Surface alaire =  $13,6$  m<sup>2</sup>

Quel est l'allongement du DR 400-120 ?

Allongement du DR 400-120

$$\lambda = B^2 / S = (8,72)^2 / 13,6$$

$$\lambda = 5,59 \text{ (calcul théorique)}$$

\*\*\*

$$\lambda = 5,35 \text{ (déclaré compte tenu d'autres paramètres).}$$



# CALCULS AÉRODYNAMIQUES

Principe de base: À partir de la connaissance de deux valeurs données par l'énoncé, déterminer une 3<sup>ème</sup> dimension par le calcul.

**Un avion militaire à ailes médianes et voilure delta offre les caractéristiques suivantes:**

- fuselage cylindrique de diamètre 1,50 m ;
- bords de fuite strictement perpendiculaires au fuselage ;
- longueur de chaque bord de fuite 3 m ;
- longueur de chaque emplanture 4 m.

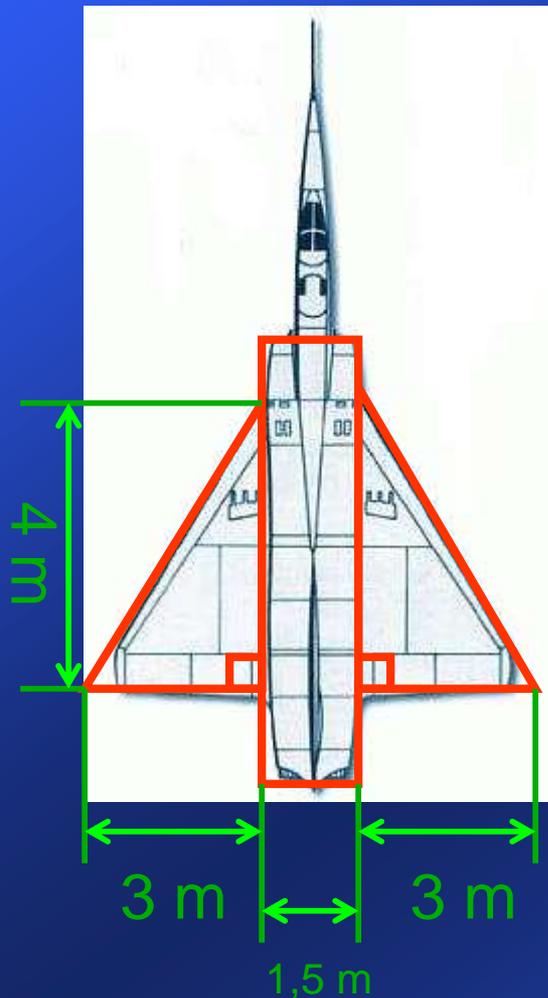
Sauriez-vous trouver successivement :

- L'envergure de l'appareil ?
- La longueur de chaque bord d'attaque ?
- La corde moyenne de l'aile ?
- La surface alaire de la voilure ?
- L'allongement de l'avion ?
- La flèche de chaque aile ?

# CALCULS AÉRODYNAMIQUES

Méthodologie de résolution: commencer par avoir une idée de la forme générale de la voilure, identifier des surfaces simples et faire un schéma. L'avion présenté comprendra un ensemble de surfaces connues, puis :

- reporter les dimensions données par l'énoncé ;
- réfléchir au moyen le plus simple d'effectuer le calcul : application directe d'une formule connue, méthode purement mathématique, graphiques, ... ;
- terminer par l'application numérique.



Résultats : 1°/ envergure :

$$B = 3 + 1,5 + 3 = 7,5 \text{ m}$$

2°/ long. de chaque bord d'attaque :

On utilise le théorème de Pythagore ce qui donne:

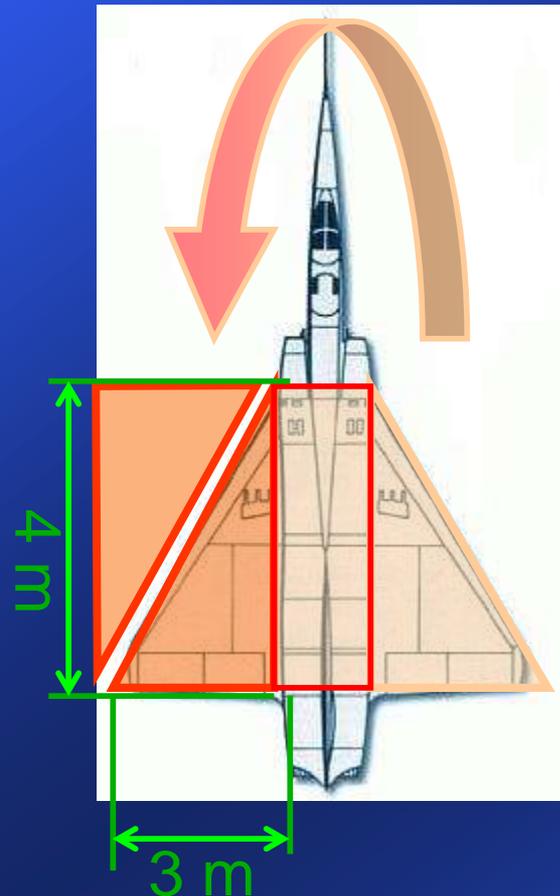
$$\text{Bord d'Attaque}^2 = \text{Bord de Fuite}^2 + \text{Emplanture}^2$$

$$\text{Bord d'Attaque}^2 = 3^2 + 4^2 = 9 + 16 = 25$$

$$\text{D'où Bord d'Attaque} = \sqrt{25} = 5 \text{ m}$$

# CALCULS AÉRODYNAMIQUES

3°/ Corde moyenne de l'aile : Sur une voilure, la corde moyenne correspond à la moyenne des valeurs à l'emplanture et au saumon de l'aile. Pour l'aile delta, celle-ci se réduisant à un point égale donc 0. La corde moyenne vaut :  $C m = (4 + 0) / 2 = 2,00 m$ .



4°/ La surface alaire prend en compte la somme des zones coloriées, (fuselage + ailes).

On s'aperçoit qu'en juxtaposant les ailes, on obtient un rectangle de dimensions 3 m x 4 m, donc de surface = 12 m<sup>2</sup>.

Quand au fuselage, c'est un second rectangle de 1,5 m x 4 m, donc de surface = 6 m<sup>2</sup>.

La **surface alaire** est de :  $12 + 6 = 18 m^2$ .

5°/ L'allongement est donné par la formule

$$\lambda = B^2 m / S m^2 = 7,5^2 / 18 = 3,125$$

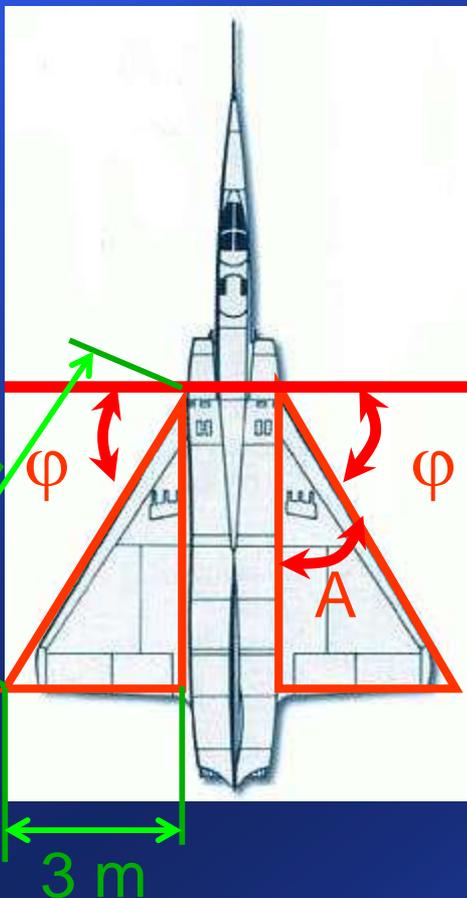
$\lambda$  de 3,125 est un nombre sans dimension.

# CALCULS AÉRODYNAMIQUES

Cohérence et vérification rapide des résultats :

Exemple pour l'allongement : l'ordre de grandeur de la valeur à trouver :

- Avion de chasse : de 3 à 5
- Avions classiques de 6 à 12 et
- Planeurs de 20 à 25.



**6°/ Flèche de l'aile**: elle est ici égale au complément à  $90^\circ$  de l'angle A formé par l'emplanture de l'aile avec son bord d'attaque.

En déterminant cet angle, on pourra en déduire  $\varphi$ .

$\sin \text{Angle A} = 3 / 5 = 0,6$  d'où Angle A =  $36^\circ$

Donc **la Flèche =  $90^\circ - 36^\circ = 54^\circ$** .

• on aurait pu également passer par le calcul suivant

$\cos \varphi = 3 / 5 = 0,6$  d'où  $\varphi = 54^\circ$

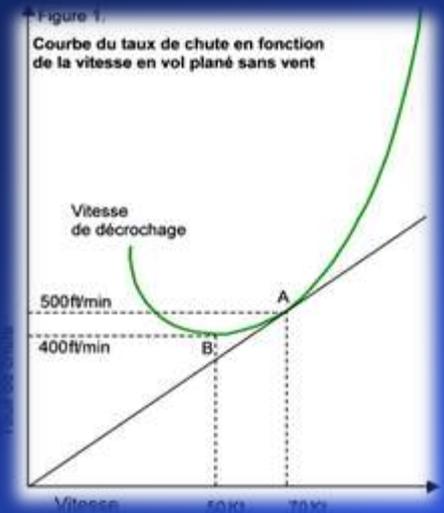
# PARTICULARITÉS DU VOL EN PALIER

## VOL EN PALIER AVEC TRACTION MINIMUM

Le point A caractérise la meilleure pente de plané (finesse max), donc la vitesse permettant de parcourir la plus grande distance sans moteur (plus petit rapport Traînée / Vitesse)

$$\text{Comme Finesse max} = R_z / R_x = m \cdot g / T$$
$$\text{D'où } T = mg / \text{Fin max}$$

Dans la formule précédente  $m$  et  $g$  sont constants,  
Donc pour avoir  $T$  mini, il faut avoir Finesse au max.



En palier, on obtient la Traction minimum  
lorsque la finesse est maxi.

**Vol à Traction mini = Vol à Finesse maxi**

**Finesse =  $(C_z / C_x)$  maxi → Rayon d'action maxi**

**CONSOMMATION KILOMÉTRIQUE LA PLUS FAIBLE**

# PARTICULARITÉS DU VOL EN PALIER

## VOL EN PALIER AVEC TRACTION MINIMUM DU DR 400-120

Vol à Traction mini = Vol à Finesse maxi

Fin max =  $D / H = R_z / R_x + C_z / C_x$

Comme  $R_z = mg$  et  $R_x = T$ ,

Fin max =  $mg / T$  d'où  $T = mg / \text{Fin max}$

### DONNÉES CONSTRUCTEUR

(Manuel de vol Section 5 Performances)

Fin max = 9,5    Masse max = 900 kg

**Vi de fin max = 135 km/h (37,5 m/s)**

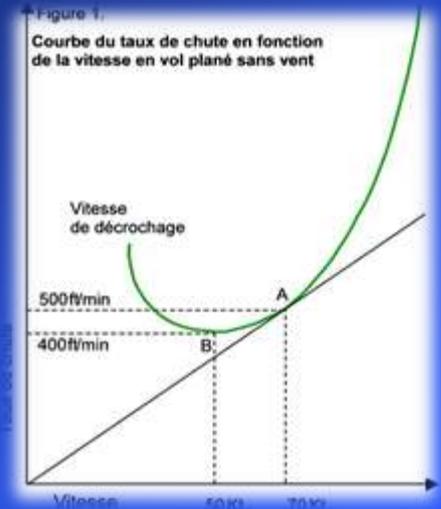
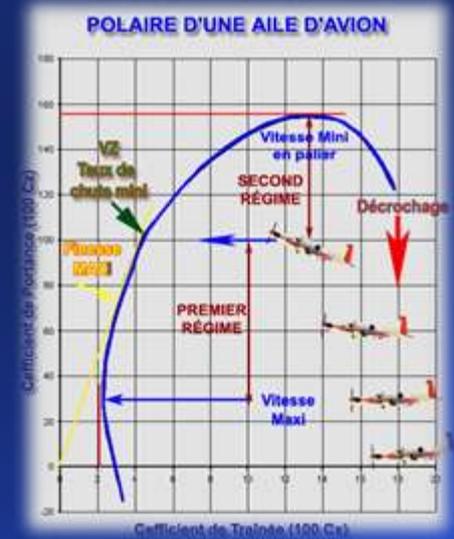
$$T \text{ (en Newtons)} = (900 \cdot 9,81) / 9,5 = 930 \text{ N}$$

**Puissance utile correspondante**

$$W \text{ (en watt)} = T \text{ (en Newtons)} \cdot V \text{ (en m / s)}$$

$$W = 930 \cdot 37,5 = 34\,875 \text{ w soit } 47 \text{ Cv}$$

(soit environ 60% de la puissance utile délivrée par le moteur)



# PARTICULARITÉS DU VOL EN PALIER

## VOL EN PALIER AVEC PUISSANCE MINIMUM

Le point B détermine la puissance nécessaire minimale pour être en vol donc la vitesse correspondante au taux de chute minimum (rapport mini  $C_x^2/C_z^3$ )

$$\text{or } R_z = m \cdot g = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z$$

$$\text{D'où l'on tire } V = \sqrt{\frac{2 m \cdot g}{\rho S C_z}}$$

**VOL EN PALIER :**

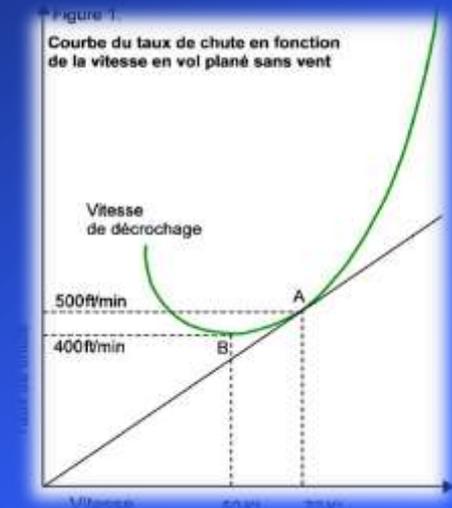
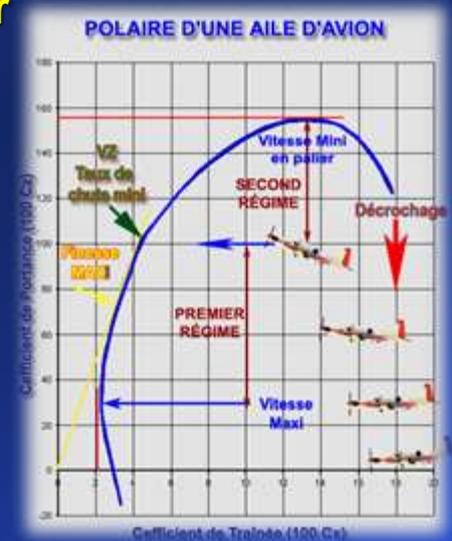
**PUISSANCE TRACTION :**  $W_u = R_x \cdot V = \frac{1}{2} \rho S V^3 C_x$

$$\text{donc } W = \frac{1}{2} \rho S \cdot \left( \frac{2 m \cdot g}{\rho S C_z} \right)^{3/2} \cdot C_x \quad \left| \begin{array}{l} \text{Constantes :} \\ \rho ; S ; m ; g \end{array} \right.$$

**W mini pour  $\left( \frac{C_x^2}{C_z^3} \right)$  Mini (Point B en palier)**

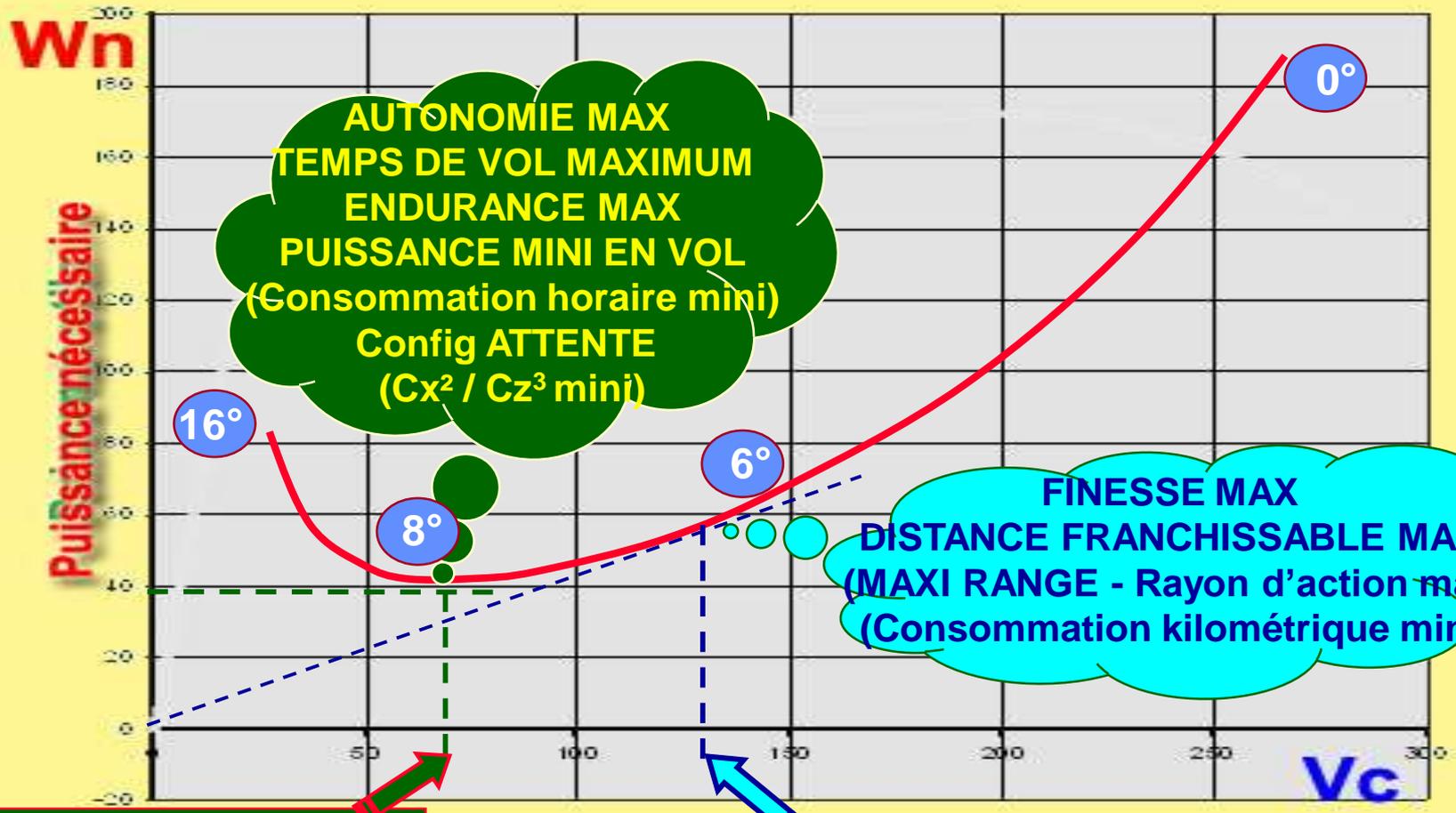
**Vol à W mini = Durée de Vol maxi**

**VOL A AUTONOMIE MAX : 125 km/h pour DR 400-120**  
(soit environ 55% de la puissance utile délivrée par le moteur)



# POINTS REMARQUABLES DES POLAIRES DE PUISSANCE

## PUISSANCE NÉCESSAIRE - VITESSE - ALTITUDE



**AUTONOMIE MAX  
TEMPS DE VOL MAXIMUM  
ENDURANCE MAX  
PUISSANCE MINI EN VOL  
(Consommation horaire mini)  
Config ATTENTE  
( $C_x^2 / C_z^3$  mini)**

**FINESSE MAX  
DISTANCE FRANCHISSABLE MAXI  
(MAXI RANGE - Rayon d'action max)  
(Consommation kilométrique mini)**

**Vitesse de l'ordre de 1,3 Vs  
Optimisation en basse altitude**

**Vitesse de l'ordre de 1,45 Vs.  
Si masse conséquente, prendre altitude moyenne.**

# INTERACTION DES PUISSANCES ( $W_n$ - $W_u$ )

**VOL POSSIBLE EN PALIER SI  $W_n$  A MÊME VALEUR QUE  $W_u$**

Deux croisements des courbes de puissance :

- Vol possible à deux vitesses
- Deux régimes de vol (déterminés par le point de  $W_n$  le plus bas)

$W_n$   
 $W_u$  Si puissance utile tangente la puissance nécessaire

- Une seule vitesse de  $W_n$  minimale
- Une seule trajectoire possible : le palier



# LES RÉGIMES DE VOL



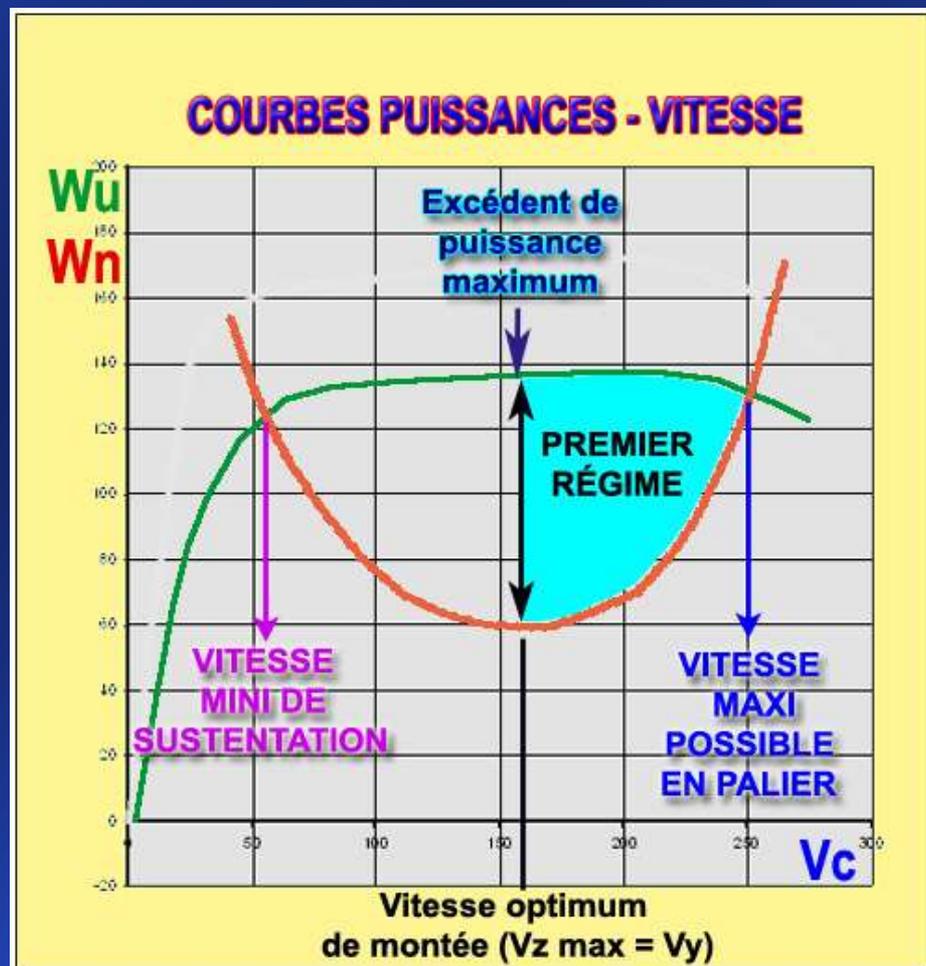
## PREMIER RÉGIME

La puissance nécessaire et la vitesse varient dans le même sens

Toute variation de la vitesse, entraîne une auto-régulation avec la puissance nécessaire.

RÉGIME STABLE

Si vitesse diminuée par ascendance, puissance utile devient supérieure à la puissance nécessaire d'où accélération et stabilisation des trajectoires et vitesses jusqu'à équilibre.



# LES RÉGIMES DE VOL



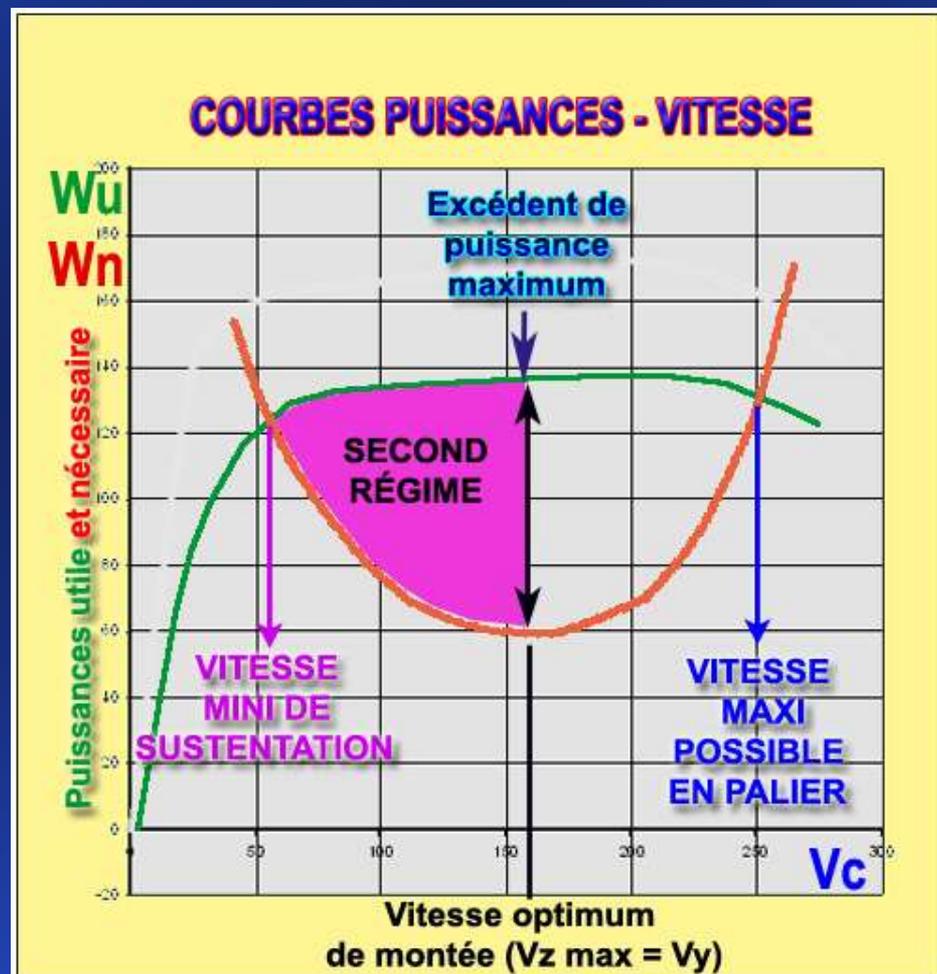
## SECOND RÉGIME

La puissance nécessaire et la vitesse varient en sens inverse.

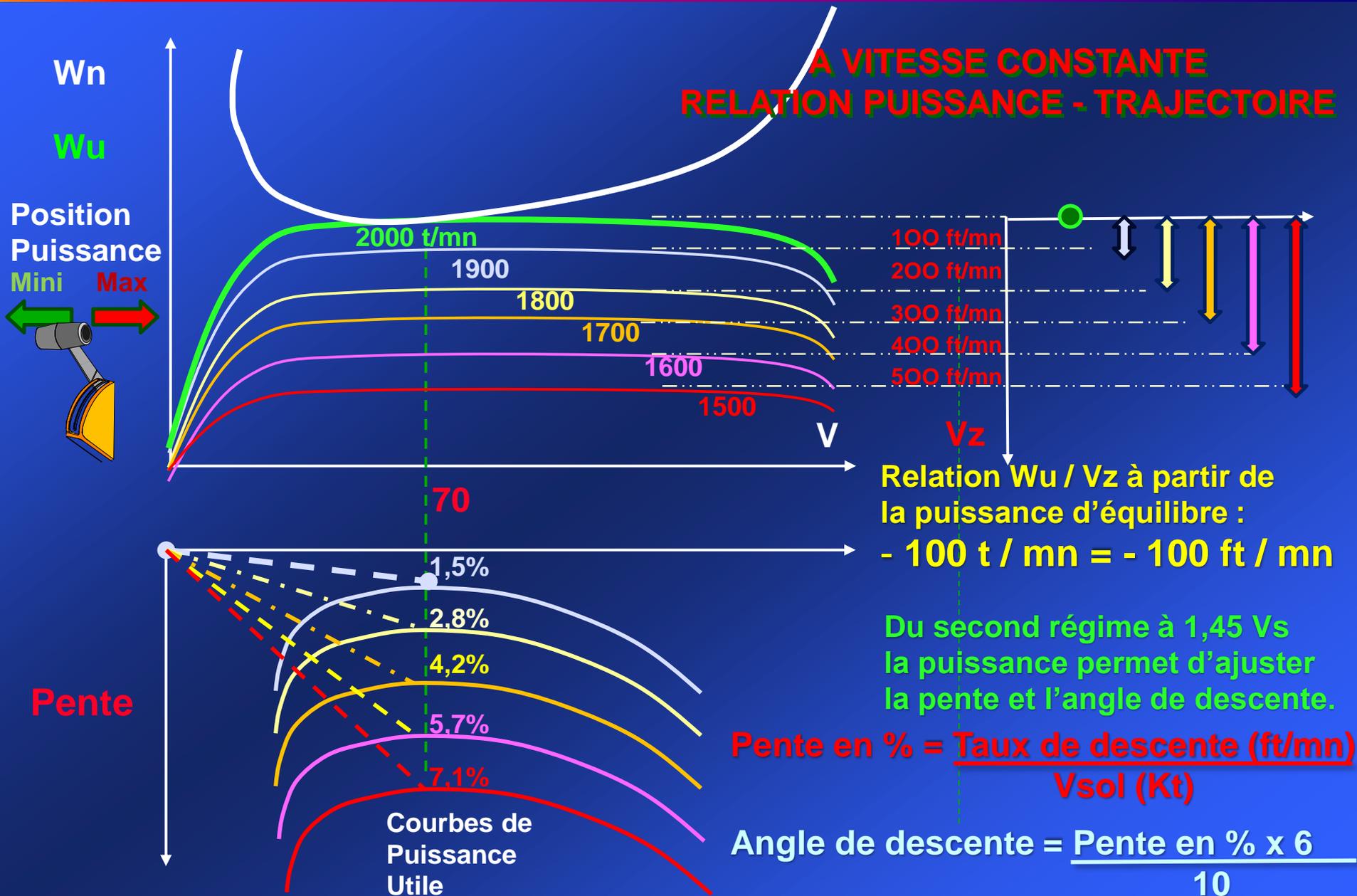
Toute variation de la vitesse, avec la puissance nécessaire entraîne une amplification du phénomène.

**RÉGIME INSTABLE**

Si vitesse diminuée par ascendance, puissance nécessaire augmente et puissance utile diminue, d'où obligation de réagir ou l'instabilité augmente et aboutit au décrochage. Action sur le manche à piquer et augmentation de la puissance.

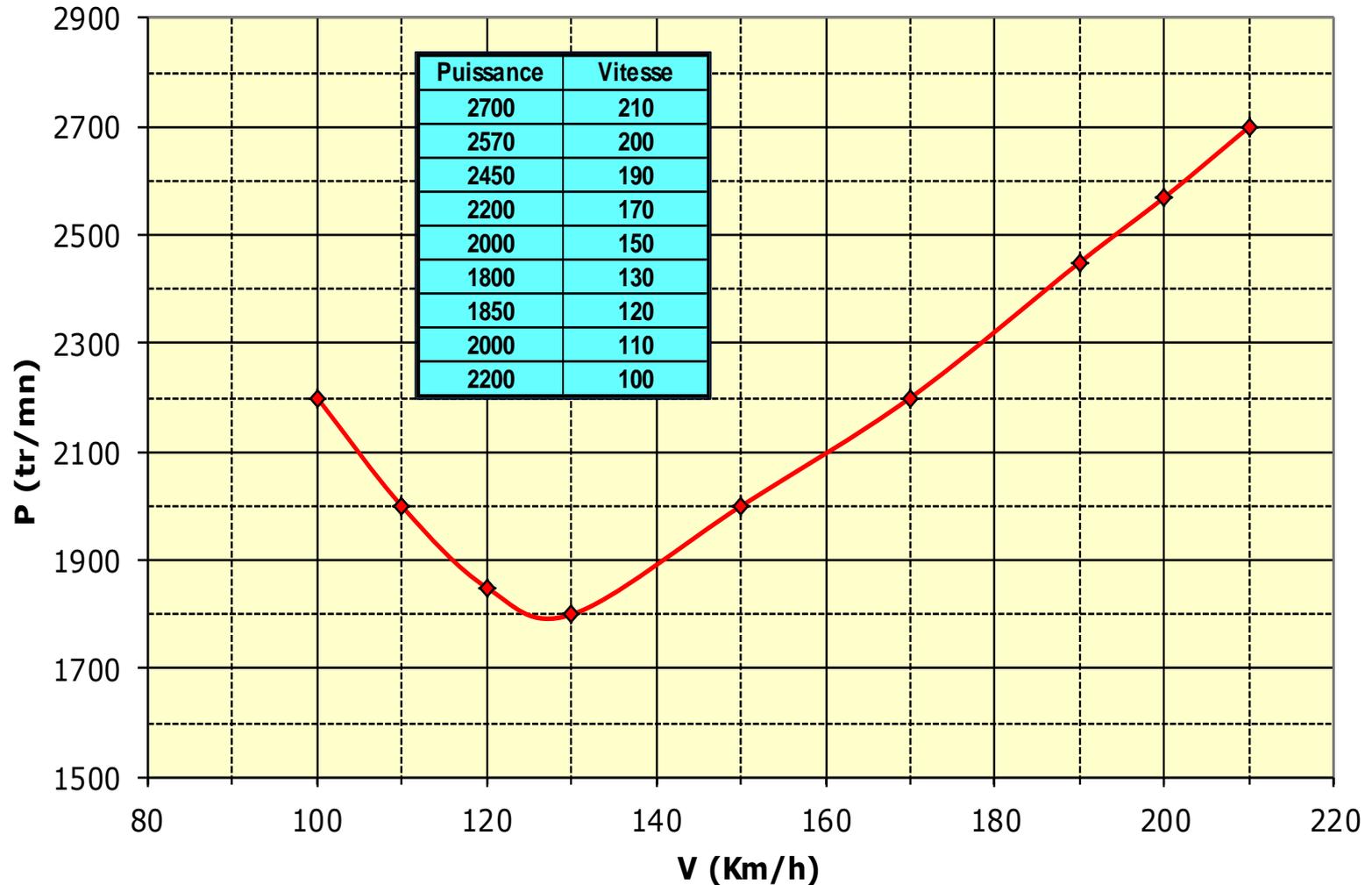


# INTERACTIONS PUISSANCES – PENTE DE DESCENTE EN APPROCHE



# VOL EN PALIER A DIFFÉRENTES PUISSANCES

## Relation Puissance / Vitesse - DR400-120



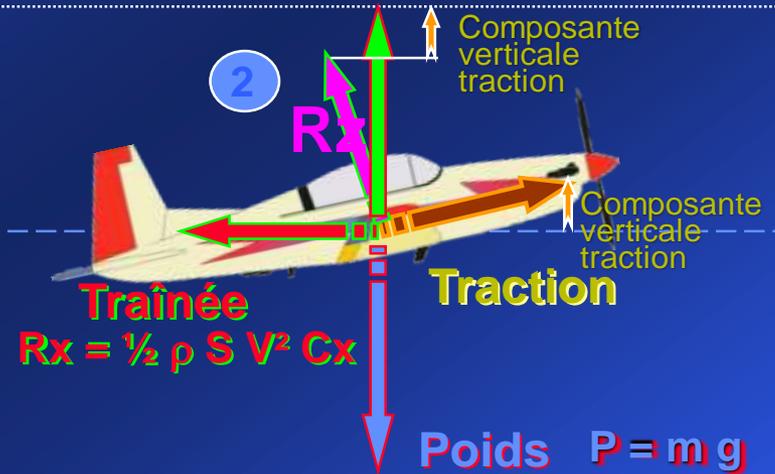
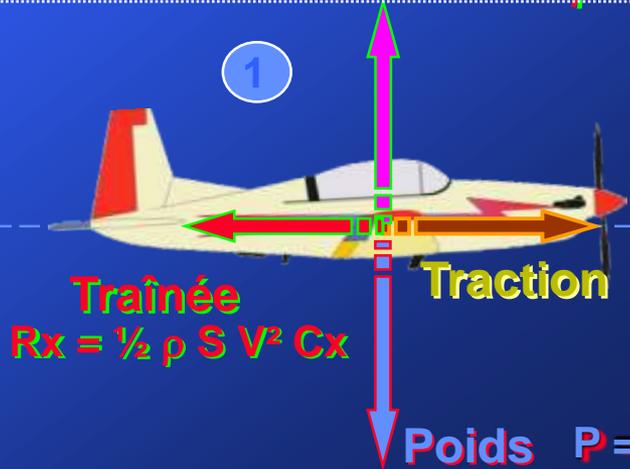


# L'ÉQUILIBRE DES FORCES EN PALIER

## UN ÉQUILIBRE POUR CHAQUE VITESSE OU PRESQUE ...

### VOL EN PALIER A INCIDENCE CROISSANTE DONC A VITESSE DÉCROISSANTE

Portance  $R_z = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z$



1

$$R_z = P$$

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

$$R_x = T$$

$$\frac{1}{2} \rho S V^2 C_x = T$$

2

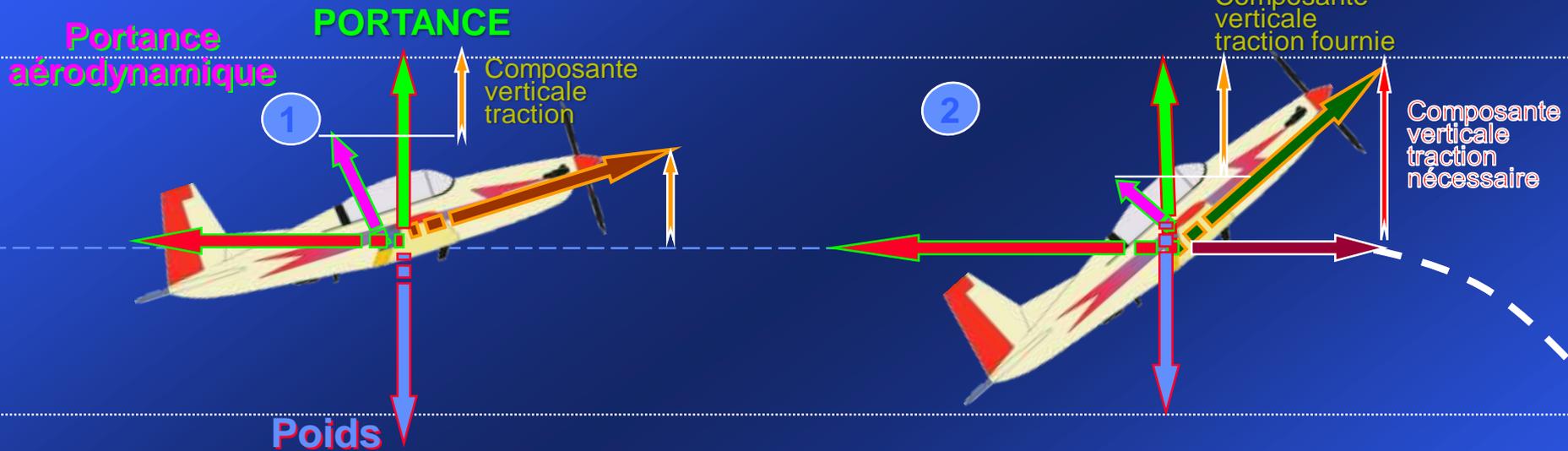
Le poids constant doit être compensé par une portance de même valeur  
 Cette portance est composée de la Portance aérodynamique + Composante traction  
 Puissance diminue, Vitesse diminue  $R_z$  diminue mais Incidence et  $C_x$  augmentent.  
 La Composante verticale traction est dépendante de la puissance et de l'angle de trajectoire  
 La Portance aérodynamique est inférieure au poids. La puissance est inférieure.



# L'ÉQUILIBRE DES FORCES EN PALIER

UN ÉQUILIBRE POUR CHAQUE VITESSE OU PRESQUE ...

## VOL LENT ET LIMITES DU PALIER A VITESSE DÉCROISSANTE



1

A grande incidence, le  $C_x$  est très important, la vitesse diminue donc  $R_z$  diminue .  
Le poids constant devant être compensé par une portance de même valeur en palier,  
la composante verticale traction est plus forte, donc augmentation de la puissance.

2

A très grande incidence (sup 15 à 18°),  $C_z$  et  $C_x$  sont très importants, puis  $C_z$  et  $R_z$  décrochent.  
La puissance au maxi ne peut compenser la composante verticale traction nécessaire.  
La trajectoire s'incurve vers le bas, l'avion est en décrochage aérodynamique.



# VOL RECTILIGNE EN MONTÉE

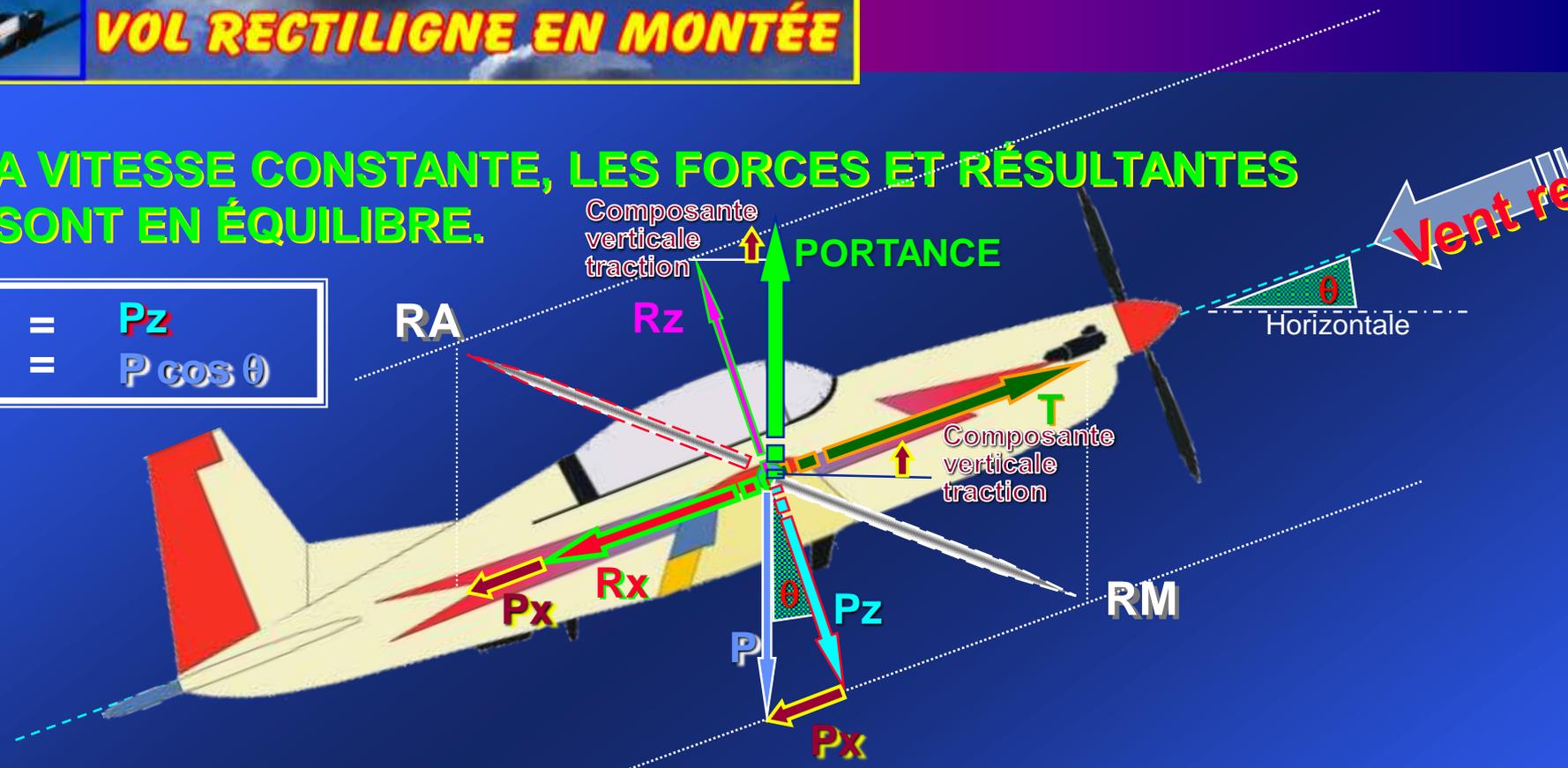
A VITESSE CONSTANTE, LES FORCES ET RÉSULTANTES SONT EN ÉQUILIBRE.

$$R_z = P_z$$

$$R_z = P \cos \theta$$

$$T = R_x + P_x$$

$$T = R_x + P \sin \theta$$



Le poids P toujours dirigé verticalement est décomposé en deux forces :

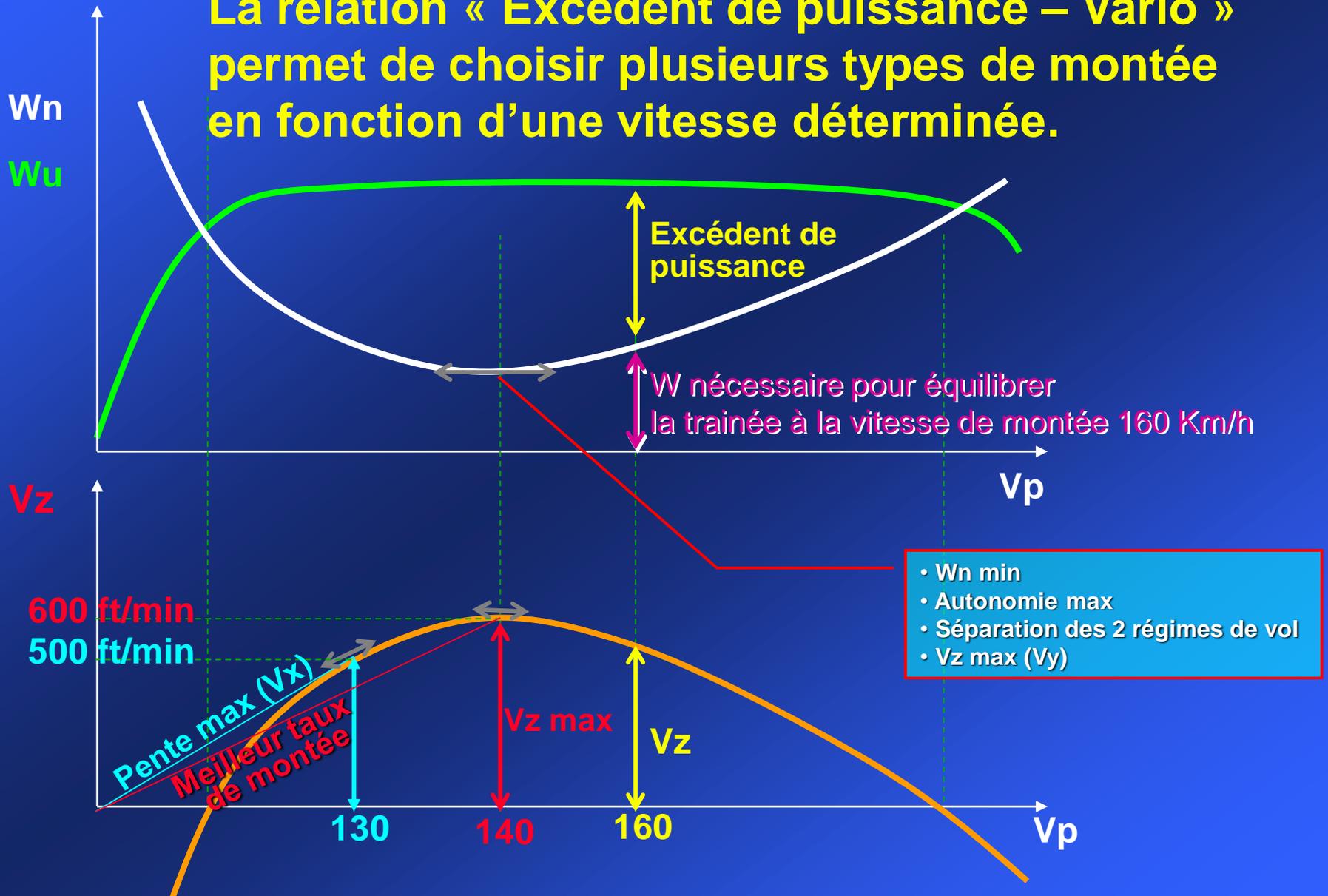
- Pz perpendiculaire à la trajectoire et en opposition avec la portance perpendiculaire au vent relatif
- Px valeur du poids en trajectoire oblique

## Conclusion :

La portance aérodynamique  $R_z$  est plus faible en montée qu'en palier ( $R_z < P$ )  
 La traction doit être augmentée en montée afin de compenser la valeur de la composante verticale de traction et la composante du poids en oblique.

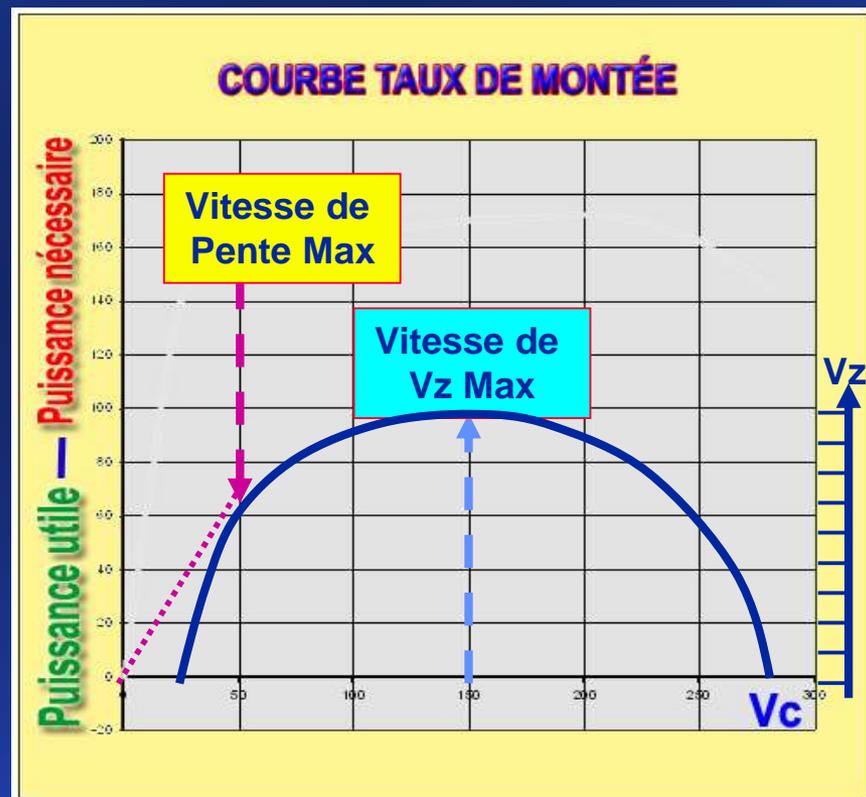
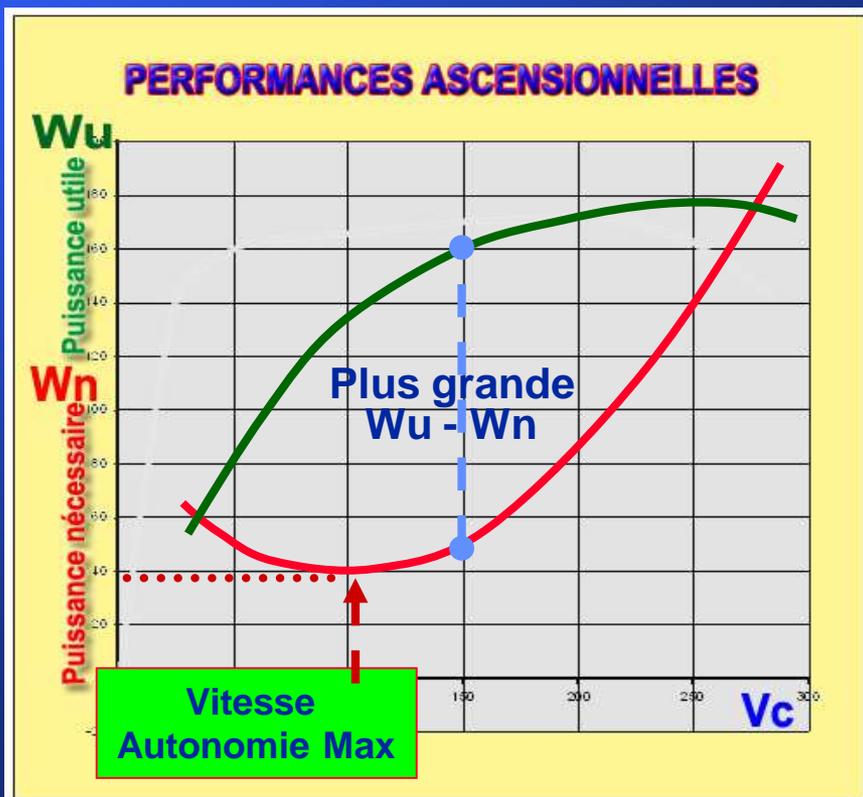
# RAPPORT EXCÉDENT PUISSANCE - TAUX DE MONTÉE

La relation « Excédent de puissance – Vario » permet de choisir plusieurs types de montée en fonction d'une vitesse déterminée.



# RAPPORT EXCÉDENT PUISSANCE - TAUX DE MONTÉE

LA DIFFÉRENCE ENTRE  $W_u$  ET  $W_n$  = RÉSERVE DE PUISSANCE DISPONIBLE POUR MONTER OU ACCÉLÉRER

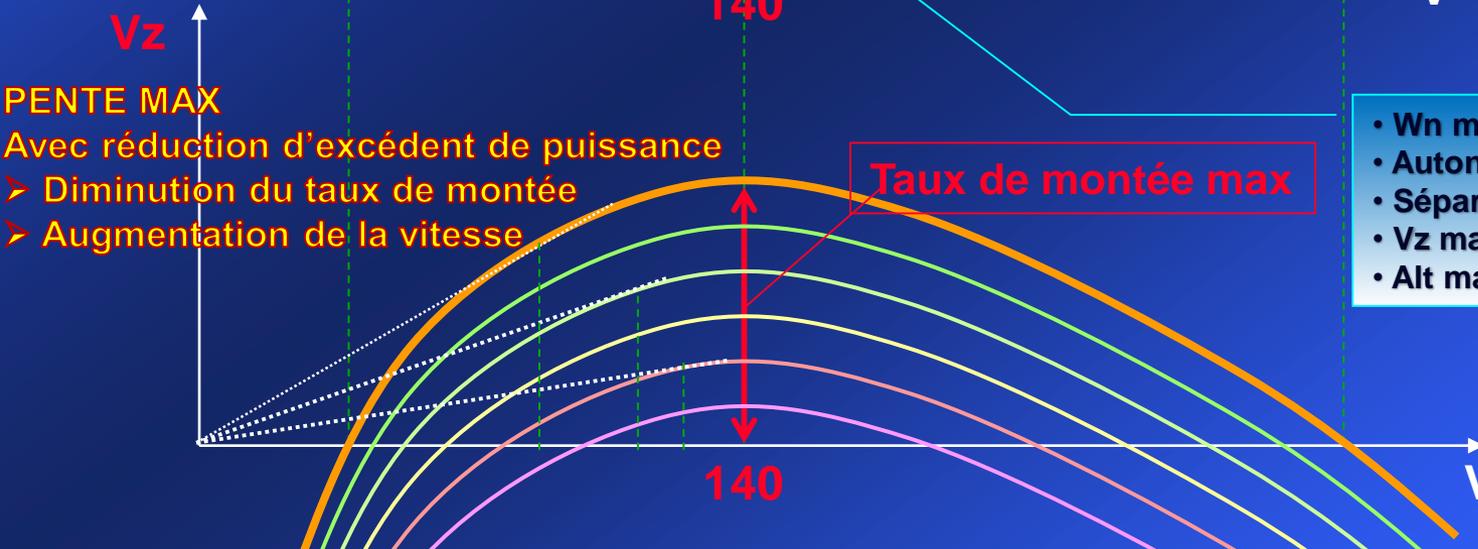
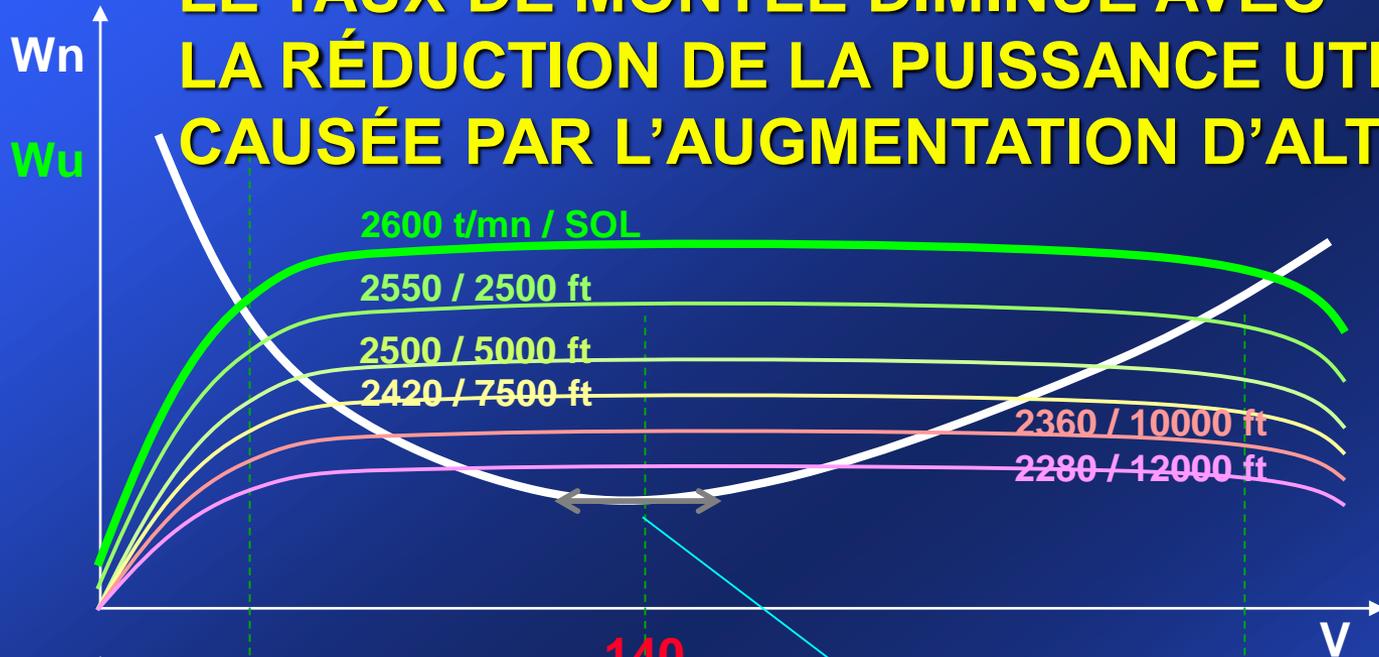


La plus grande valeur  $W_u - W_n$   
Indique la vitesse de  $V_z$  max ( $V_y$  ou VOM)  
Meilleur taux de montée

La plus grande valeur du rapport  $V_z / V_c$   
Indique la plus grande pente de montée ( $V_x$ )  
Meilleur angle de montée

# RAPPORT EXCÉDENT PUISSANCE - TAUX DE MONTÉE

LE TAUX DE MONTÉE DIMINUE AVEC LA RÉDUCTION DE LA PUISSANCE UTILE CAUSÉE PAR L'AUGMENTATION D'ALTITUDE (densité air)



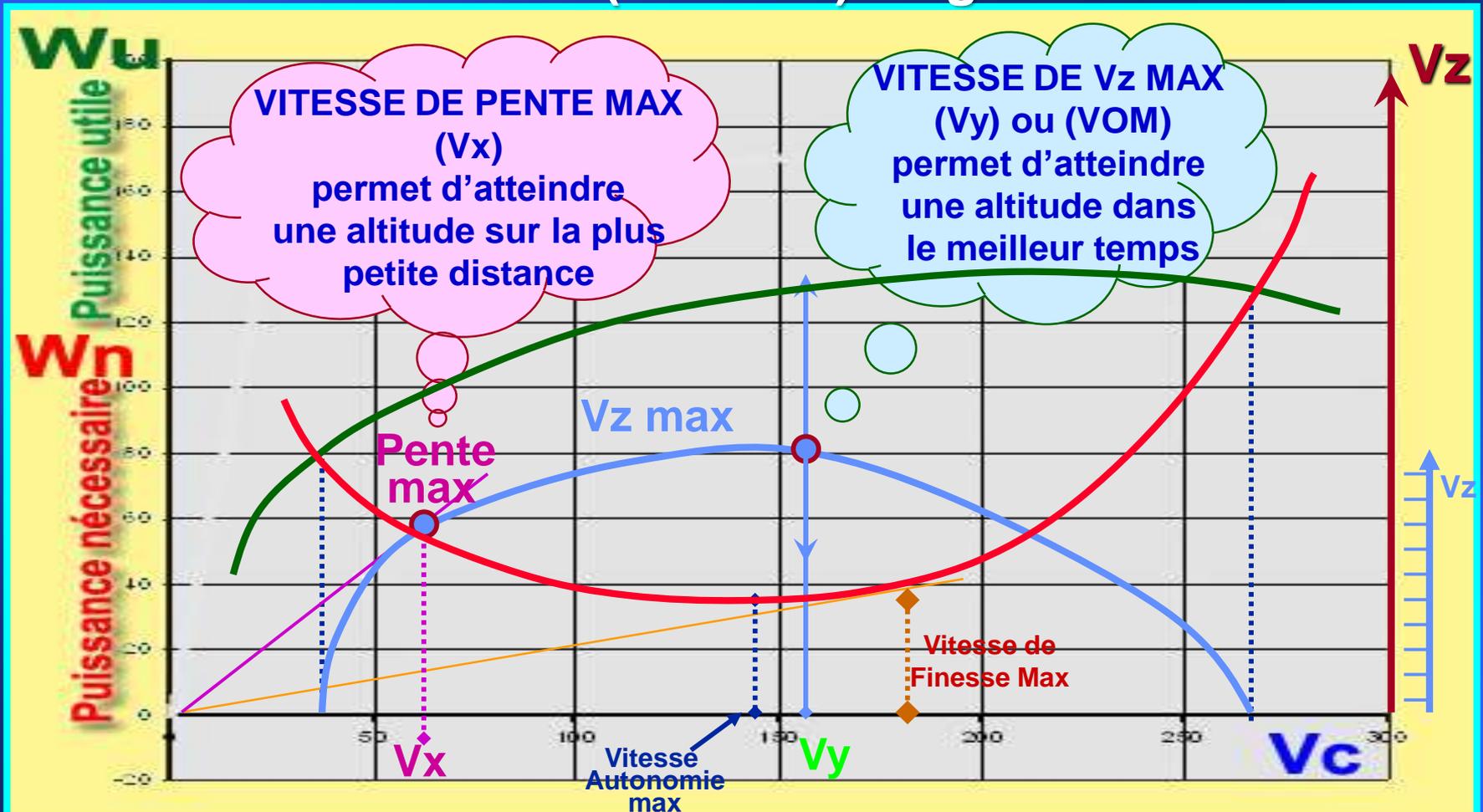
**PENTE MAX**  
Avec réduction d'excédent de puissance  
> Diminution du taux de montée  
> Augmentation de la vitesse

- $W_n$  min
- Autonomie max
- Séparation des 2 régimes de vol
- $V_z$  max
- Alt max: plafond de propulsion

# PERFORMANCES ASCENSIONNELLES

A altitude donnée, l'excédent de puissance maxi ( $W_u - W_n$ ) détermine la meilleure vitesse verticale de montée ( $V_z$  max).

$$V_z = (W_u - W_n) / mg$$



Remarque : A la vitesse  $V_x$ , le taux de montée est inférieur à celui de la vitesse de  $V_y$ .

# VOL EN MONTÉE : Vz MAX ET TAUX MAX

## RELATION VITESSE POUR AVOIR LE MEILLEUR TAUX DE MONTÉE

(Passer d'un niveau à un autre dans le meilleur temps : Vz max ou Vy)



$$P_u = P_n + m.g.V_z$$

Donc **Vz maxi** pour **(Pu - Pn) maxi**

## RELATION VITESSE POUR RÉUSSIR LE FRANCHISSEMENT D'UN OBSTACLE

(Obstacle en bout de piste donc trajectoire de pente maxi : Vx)



$$V_z = V \cdot \sin(\gamma) = \frac{(P_u - P_n)}{m.g} \quad \rightarrow \quad \sin(\gamma) = \frac{(P_u - P_n)}{V \cdot m.g}$$

$0^\circ < \gamma < 90^\circ$  ;  $\gamma$  **maxi** pour  $\sin(\gamma)$  **maxi** soit  $\frac{(P_u - P_n)}{V}$  **maxi**

# PARAMÈTRES DU DR 400-120 : VOL EN MONTÉE



Manuel de vol → A masse max (900 Kg)

**Vz maxi à Z = 0 ft**                      **570 ft/mn (2,9 m/s)**

Puis diminution de 43 ft / mn (0,22 m/s) par 1000 ft

**V (Vz maxi) = 140 Km/h (75 Kt) volets rentrés**

**V (fin maxi) = 135 Km/h (73 Kt) volets rentrés**

**V (Vx maxi) = 130 Km/h (70 Kt) volets rentrés**

# EQUATION D'ÉQUILIBRE : MONTÉE VERTICALE

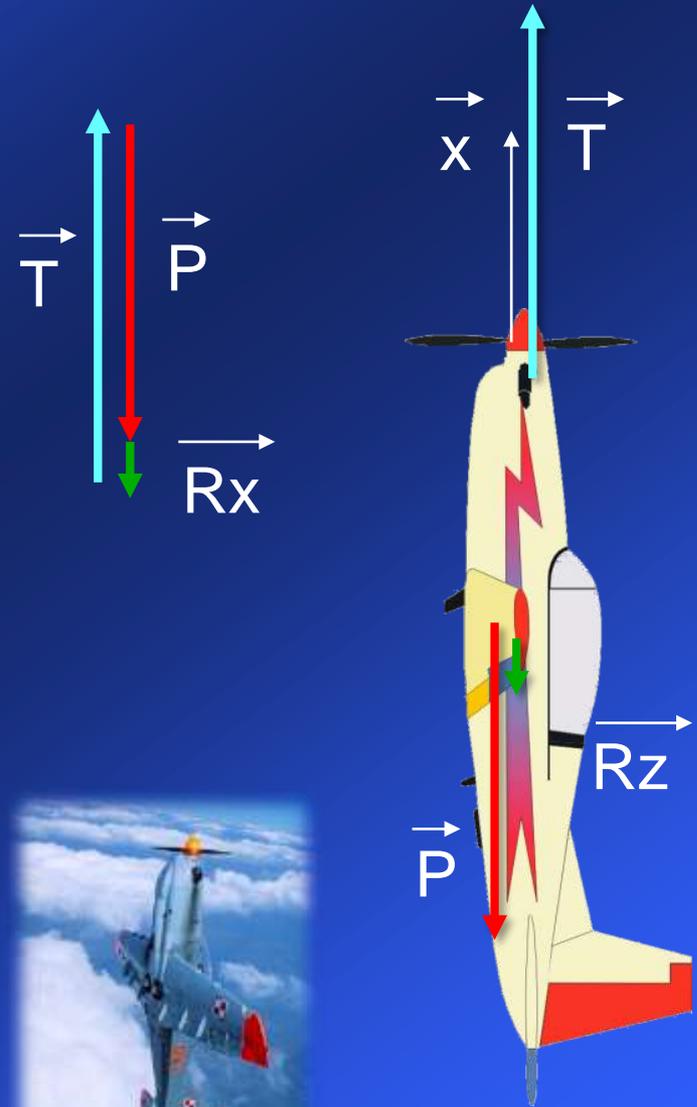
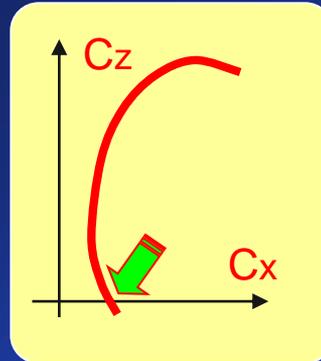
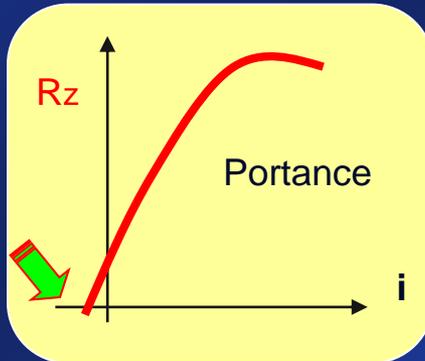
$$\vec{T}; \vec{P}; \vec{R}_z$$

Coplanaires  
Concourants  
Coaxiaux

$$\vec{T} + \vec{P} + \vec{R}_z = \vec{0}$$

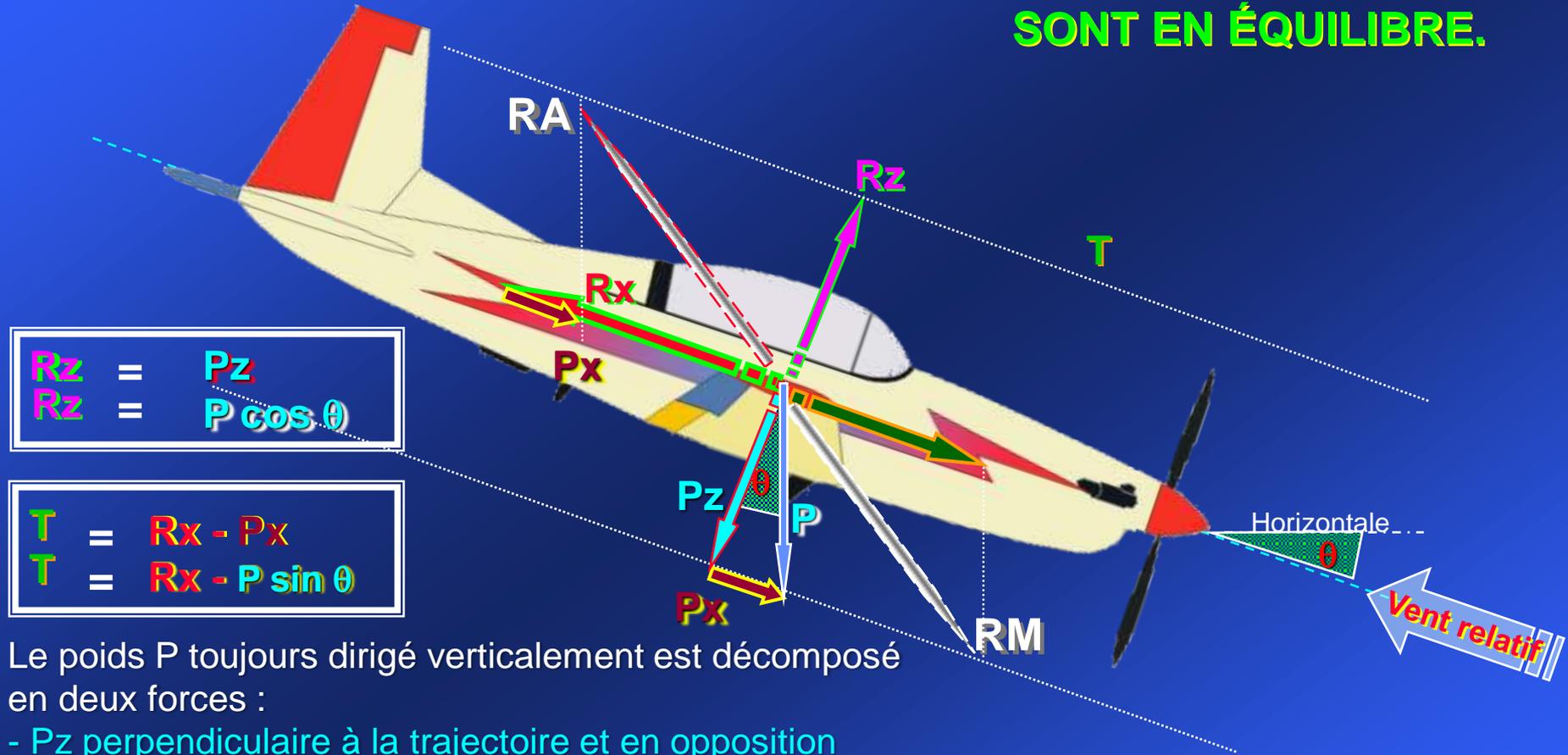
Donc :

$$\begin{array}{l} \vec{x} \quad \vec{T} + \vec{R}_x + \vec{P} = \vec{0} \\ \vec{x} \quad \vec{T} + \vec{R}_x = \vec{P} = mg \\ \vec{z} \quad \vec{R}_z = 0 \end{array}$$



# EQUATION D'ÉQUILIBRE : VOL EN DESCENTE

A VITESSE CONSTANTE, LES FORCES ET RÉSULTANTES SONT EN ÉQUILIBRE.



Le poids  $P$  toujours dirigé verticalement est décomposé en deux forces :

- $Pz$  perpendiculaire à la trajectoire et en opposition avec la portance perpendiculaire au vent relatif
- $Px$  valeur du poids en oblique

Conclusion : La portance est plus faible en descente qu'en palier ( $Rz < P$ )  
La traction doit être diminuée en descente de la valeur  $Px$  ( $T = Rx - Px$ )

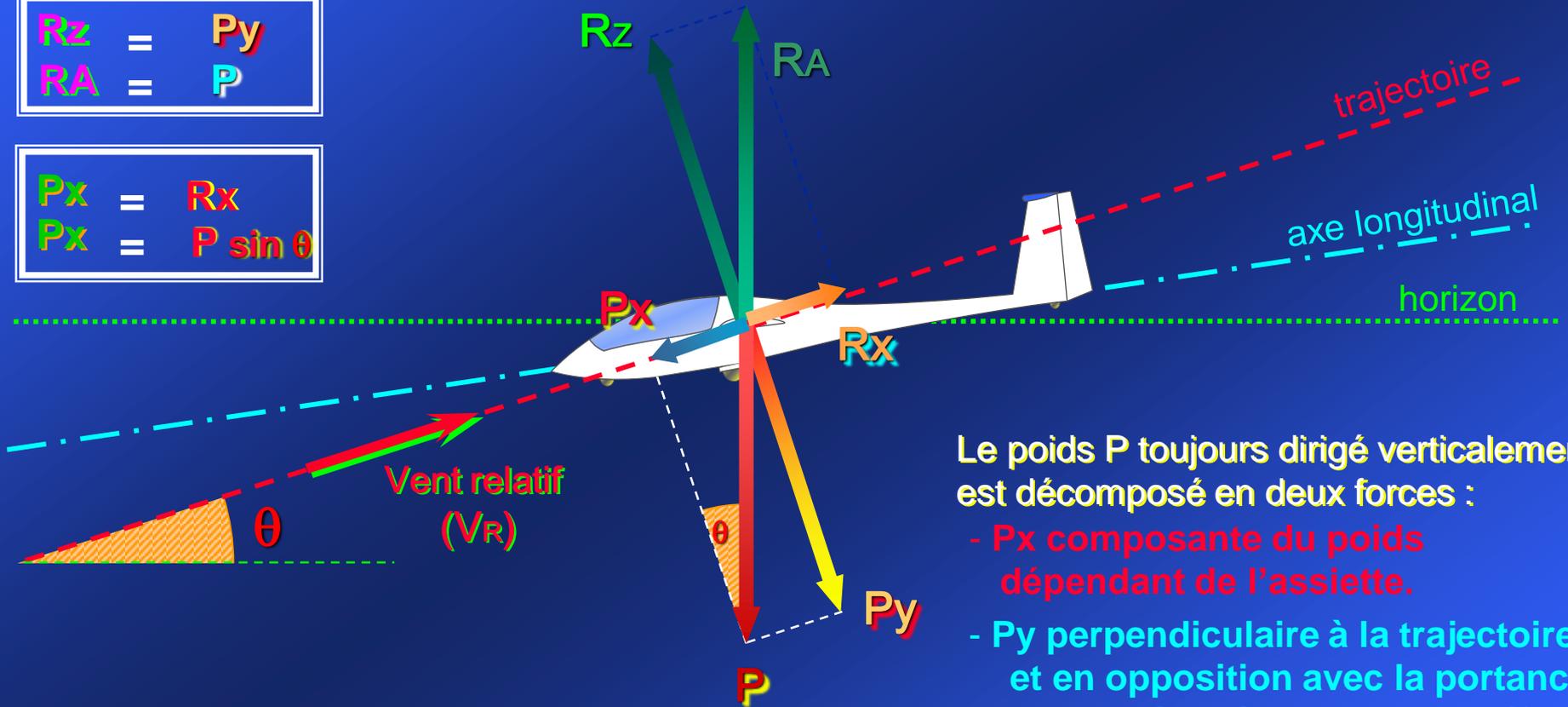
# EQUATION D'ÉQUILIBRE : VOL EN DESCENTE

A VITESSE CONSTANTE, LES FORCES ET RÉSVLTANTES SONT EN ÉQUILIBRE.

CAS DU PLANEUR EN DESCENTE A VITESSE CONSTANTE

$$\begin{aligned} R_z &= P_y \\ R_A &= P \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} P_x &= R_x \\ P_x &= P \sin \theta \end{aligned}$$



Le poids P toujours dirigé verticalement est décomposé en deux forces :

- Px composante du poids dépendant de l'assiette.
- Py perpendiculaire à la trajectoire et en opposition avec la portance perpendiculaire au vent relatif ;

**Conclusion :** Sans ascendance, descente irrémédiable afin de maintenir une valeur acceptable de portance.

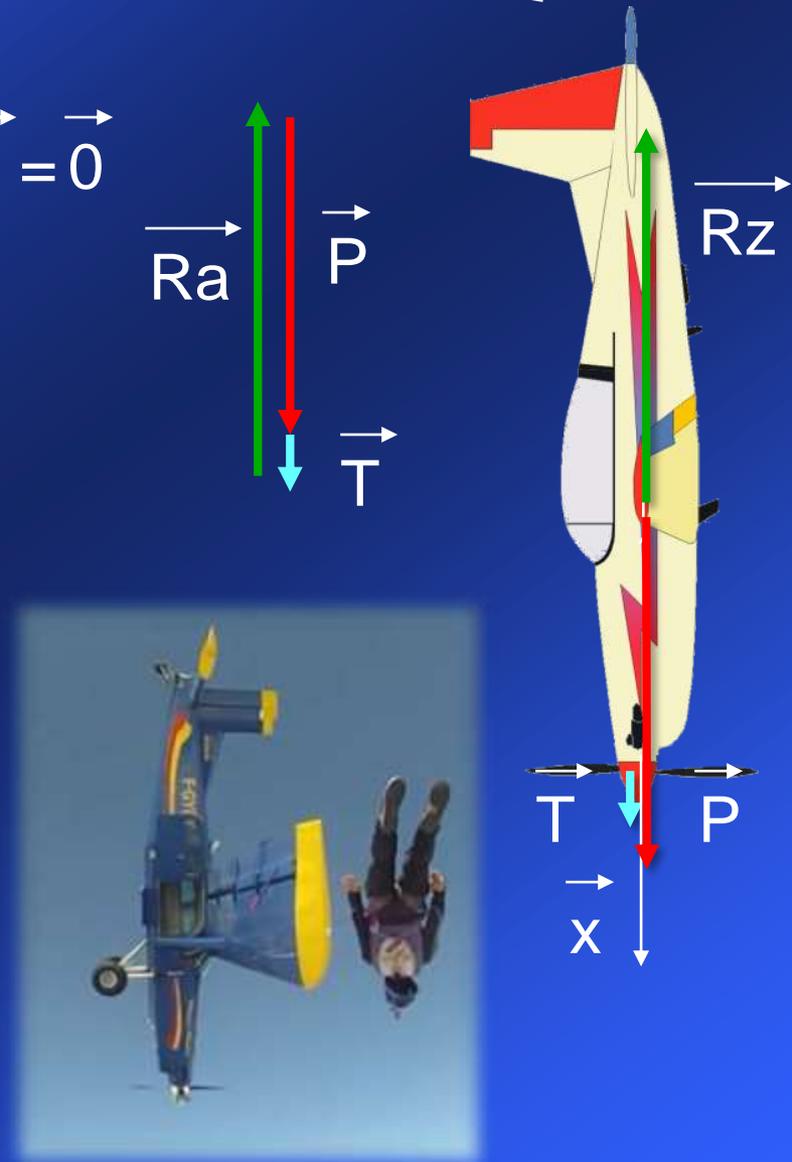
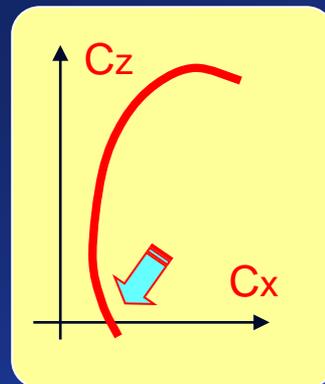
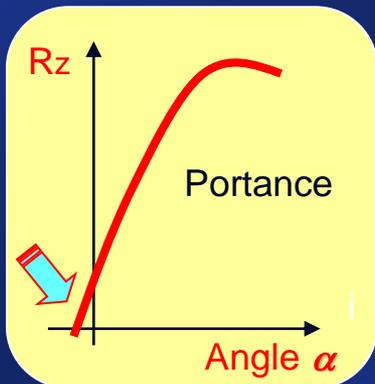
# EQUATION D'ÉQUILIBRE : VOL EN DESCENTE

$\vec{T}; \vec{P}; \vec{R}_a$ 
 $\vec{T} + \vec{P} + \vec{R}_z = \vec{0}$

Coplanaires,  
concourants, coaxiaux,

Donc :

$$\begin{array}{l}
 \times \quad \vec{T} + \vec{R}_x + \vec{P} = \vec{0} \\
 \vec{P} + \vec{T} = \vec{R}_x ; \quad mg + \vec{T} = \vec{R}_x \\
 z \quad \vec{R}_z = \vec{0}
 \end{array}$$



# NOTION DE FACTEUR DE CHARGE

## FORCE CENTRIFUGE ET POIDS APPARENT

Toute masse en trajectoire circulaire est soumise à une force tendant à l'éloigner du centre de la trajectoire.

Cette force prend le nom de force centrifuge

$$F_c = \frac{m V^2}{R}$$

Lorsqu'un corps est soumis à une force centrifuge, son poids apparent diffère de son poids réel.

$$P_a = P_z + F_c$$

Le rapport Poids apparent sur Poids réel prend le nom de Facteur de Charge (n).

$$n = \frac{P_a}{P} = 1 + \frac{V^2}{Rg}$$



# NOTION DE FACTEUR DE CHARGE

## Influence du FACTEUR DE CHARGE SUR LA VITESSE DE DÉCROCHAGE

En vol en palier, l'équilibre des forces donne :

$$R_z = P \text{ donc } \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z = mg.$$

$$\text{d'où : } V^2 = \frac{mg}{\frac{1}{2} \rho S C_z} = m \left( \frac{2g}{\rho S C_z} \right).$$

Comme  $\left( \frac{2g}{\rho S C_z} \right)$  est constant à l'équilibre, on le remplace par le facteur  $k$  pour mettre en évidence que :

La vitesse de sustentation est fonction de la masse de l'avion

$$V = k \sqrt{m}$$

Sous Facteur de charge, la masse réelle prend une valeur supérieure appelée : masse apparente. Donc  $V_{fc} = k \sqrt{m_{fc}}$ .

$$\frac{V_{fc}}{V} = \frac{\sqrt{m_{fc}}}{\sqrt{m}} = \sqrt{n}$$

La vitesse de décrochage en facteur de charge est :

$$V_{sfc} = V_s \sqrt{n}$$

Rayon du changement de trajectoire ou de la ressource

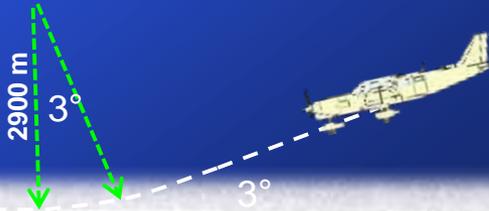


# NOTION DE FACTEUR DE CHARGE

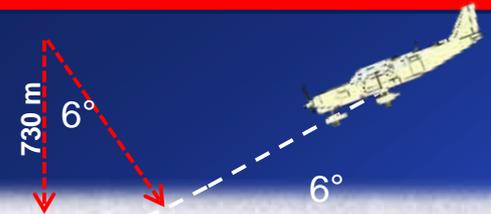
Les données : Vitesse finale =  $V_{s_0} \times 1,3 = 120 \text{ km/h}$  soit  $33,33 \text{ m/s}$  - Arrondi à  $4 \text{ m}$  de hauteur (h)  
La formule de l'accélération en changement de trajectoire est :  $a = g + V^2 / r$  avec  $g = 9,81 \text{ m/s}^2$  et r en m

**Le rayon de courbure :  $r = h / (1 - \cos \alpha)$**

**Pente standard de la finale = 5% ( $3^\circ$ )**



**Pente moteur réduit de la finale = 10% ( $6^\circ$ )**



## FACTEURS DE CHARGE : PRÉCAUTIONS A L'ATTERRISSAGE

**À 5% :  $r = 4 / (1 - \cos 3^\circ) = 4 / (1 - 0,9986) = 2900 \text{ m}$ .**

$$a = 9,81 + 33,33^2 / 2900 = 10,19 \text{ m/s}^2$$

D'où  $n = 1 + (V^2 / rg) = 1 + (33,33^2 / 2900 \cdot 9,81)$

$$n = 1,04.$$

Soit une augmentation du facteur de charge de 0,039

$$V_{s_{0FC}} = V_{s_0} \times \sqrt{1,04} \cong 1,02.$$

La vitesse de décrochage est augmentée de **2%**.

**À 10% :  $r = 4 / (1 - \cos 6^\circ) = 4 / (1 - 0,9945) = 730 \text{ m}$ .**

$$a = 9,81 + (33,33^2 / 730) = 11,34 \text{ m/s}^2$$

D'où  $n = 1 + V^2 / rg = 1 + 33,33^2 / 730 \cdot 9,81$

$$n = 1,16.$$

Soit une augmentation du facteur de charge de 0,039

$$V_{s_{0FC}} = V_{s_0} \times \sqrt{1,16} \cong 1,08.$$

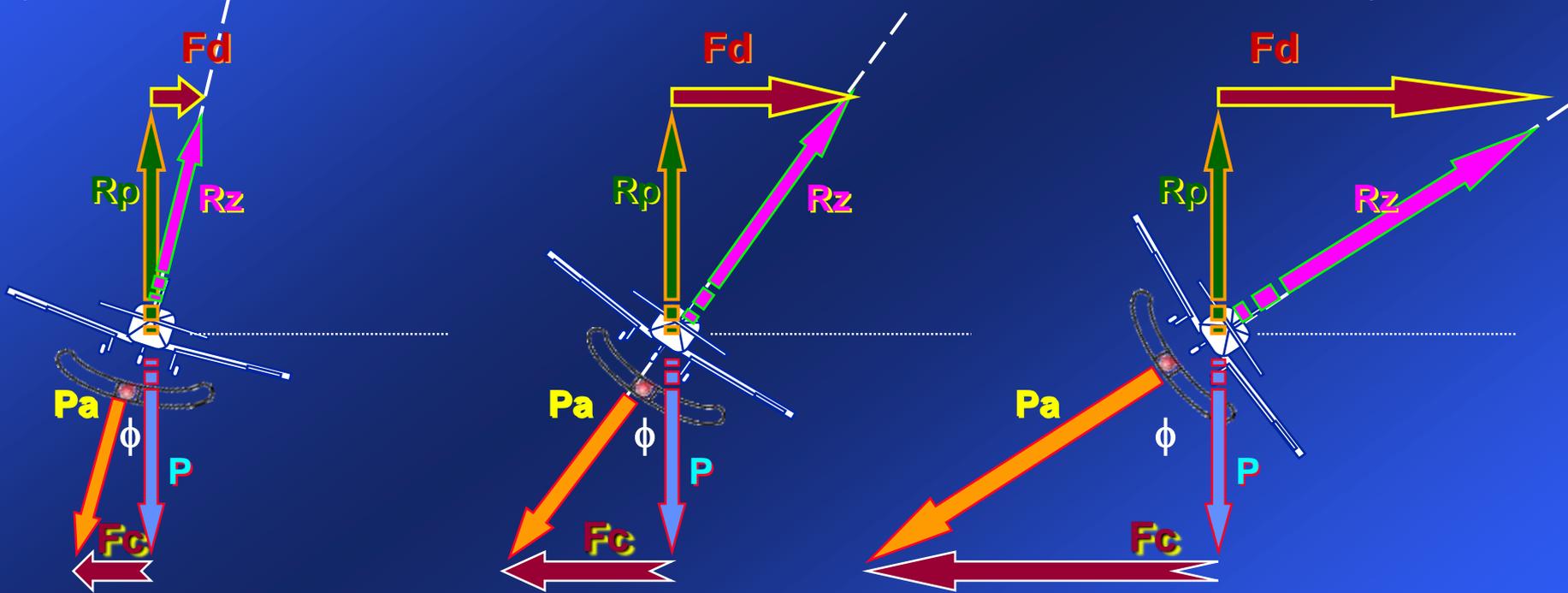
La vitesse de décrochage est augmentée de **8%**.

**POUR PENTE DE DÉCÉLÉRATION AVANT TOUCHER DES ROUES  
ANTICIPER L'ARRONDI ET ACTION PROGRESSIVE SUR MANCHE**

# LES FORCES EN VIRAGE

EN PALIER, L'AUGMENTATION DE L'INCLINAISON NÉCESSITE :

- L'AUGMENTATION DE LA PORTANCE (DONC DE L'INCIDENCE, ACTION MANCHE) ET
- L'AUGMENTATION DE LA PUISSANCE A MOYENNE ET GRANDE INCLINAISON (CONSÉQUENCE DE L'AUGMENTATION DE TRAÎNÉE DUE A L'INCIDENCE CROISSANTE).



$$R_p = P = R_z \cos \phi$$

$$F_d = F_c = R_z \sin \phi$$

Facteur de charge : rapport du poids apparent sur poids réel

$$n = \frac{P_a}{P} = \frac{P / \cos \phi}{P} \quad n = \frac{1}{\cos \phi}$$

# LES FORCES EN VIRAGE

**LA PORTANCE**  
est perpendiculaire  
au plan des ailes  
Le **POIDS APPARENT**  
doit être en  
direction opposée

**Solution :**  
Augmenter  
l'inclinaison +  
palonnier gauche

**DÉRAPAGE**

**VIRAGE  
SYMÉTRIQUE**

**GLISSADE**

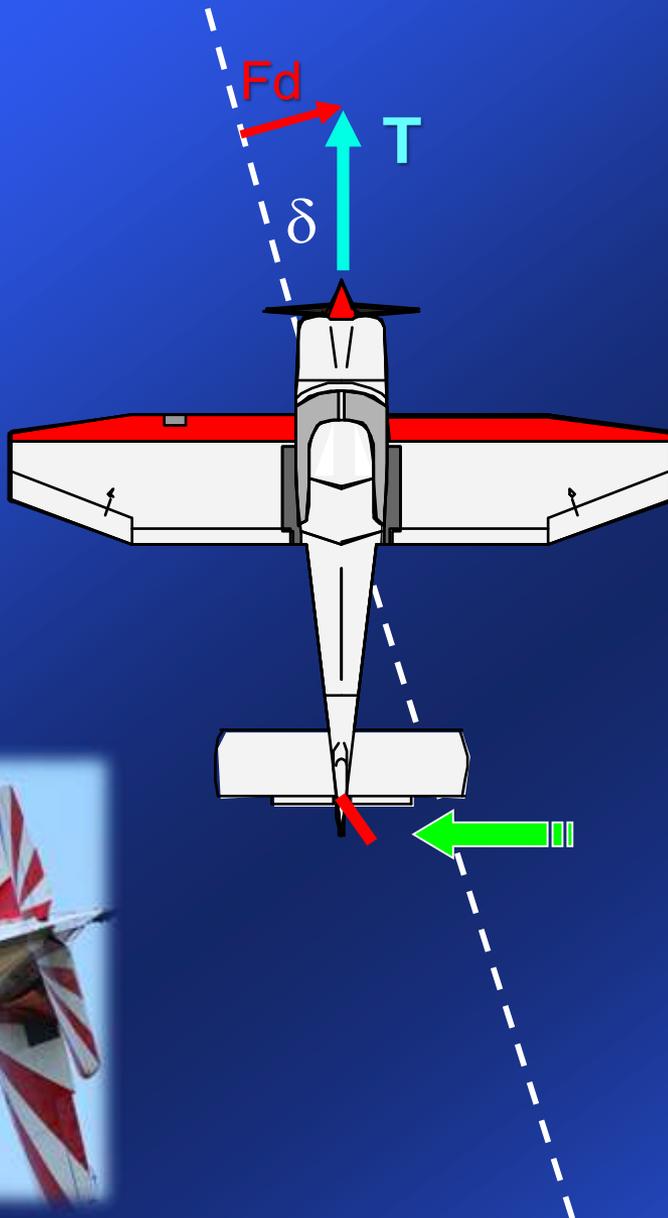
Inclinaison ( $\phi$ )	Facteur de Charge (N)
0°	1
15°	1,03
30°	1,15
45°	1,4
60°	2
75°	4
90°	infini

**Solution :**  
Diminuer l'inclinaison  
+ palonnier droit



**Facteur de charge (n) =  $P_a / P = 1/\cos \phi$**

# FORCES DE DÉVIATION



## PREMIÈRE SOLUTION

POUR CHANGER DE DIRECTION  
UTILISATION DE LA SEULE DÉRIVE

$$W = 120 \text{ Cv} ; V = 180 \text{ Km/h}$$

$$W = 88000 \text{ w} ; V = 50 \text{ m/s}$$

Rendement global moteur + hélice) = 75 %  
d'où puissance utilisable = 66250 w

$$W_n = T \cdot V \text{ donc } T = W_n / V$$

$$T = 66250 / 50 = 1325 \text{ N}$$

Variation de cap ( $\delta$ ) de  $30^\circ$

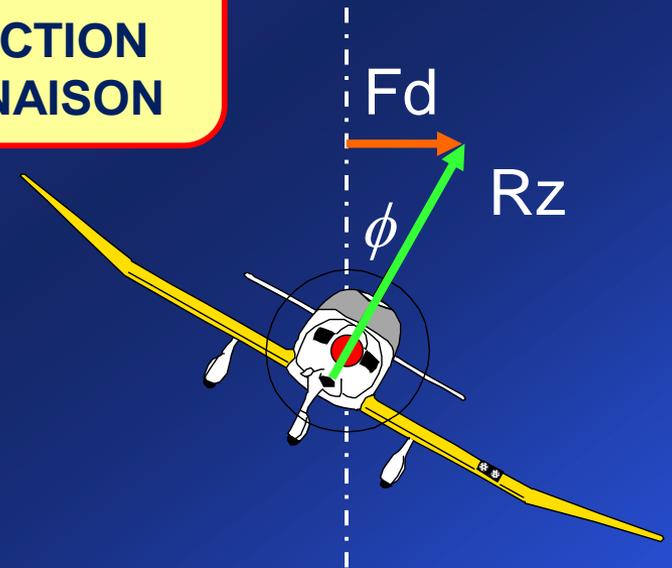
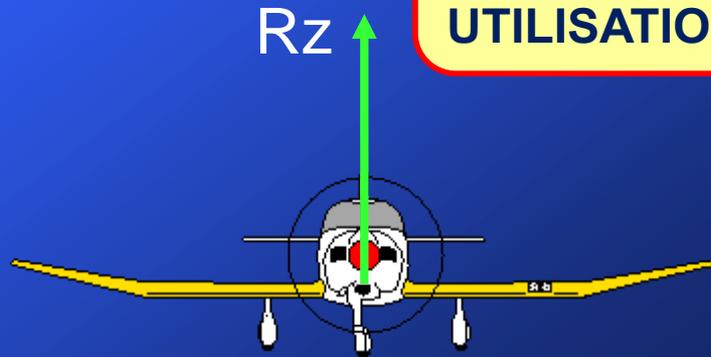
$$F_d = T \cdot \sin(30^\circ) = 662,5 \text{ N}$$

Force déviatrice de  
l'avion vers la droite  
662,5 N

# FORCES DE DÉVIATION

## SECONDE SOLUTION

POUR CHANGER DE DIRECTION  
UTILISATION D'UNE INCLINAISON



Masse max : 900 Kg Gravité : 9,81

⇒  $Rz = mg = 8830 \text{ N}$

⇒ Inclinaison de  $30^\circ$

$Fd = Rz \cdot \sin(30^\circ) = 4415 \text{ N}$

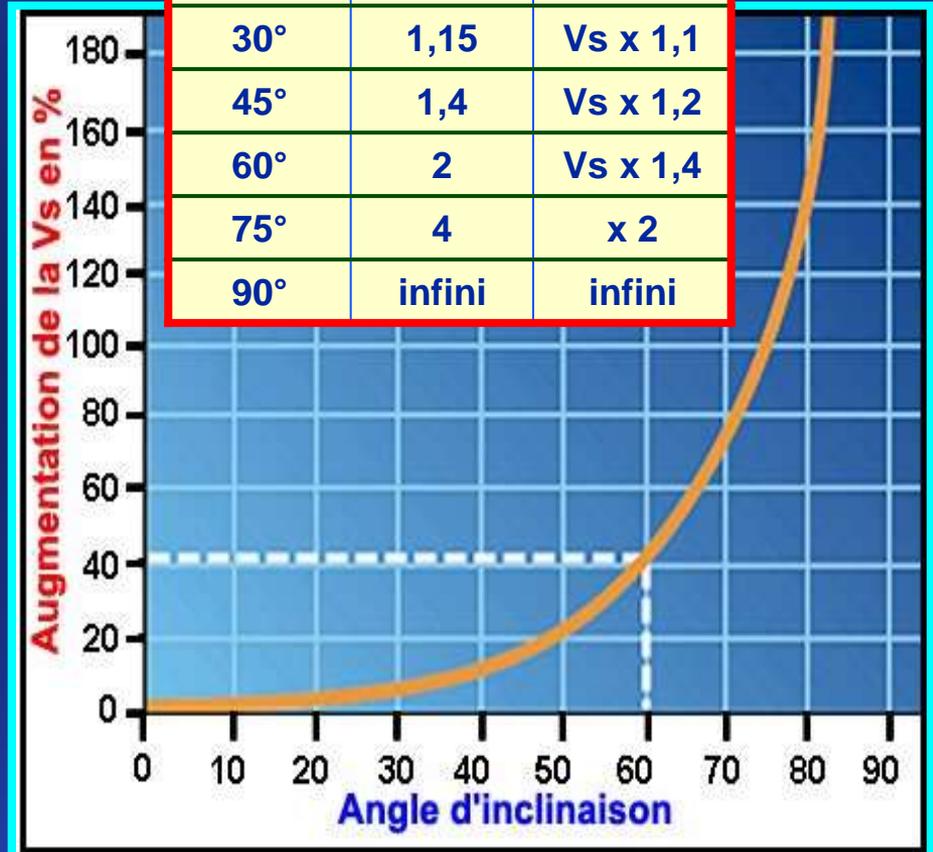
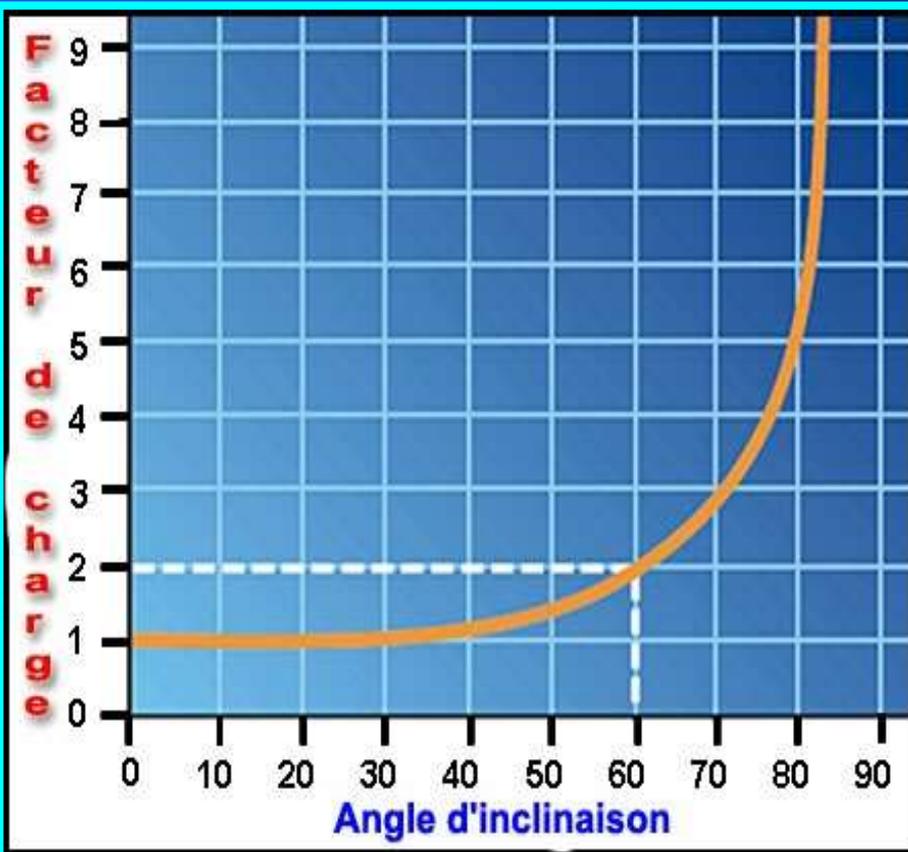
Force déviatrice de  
l'avion vers la droite  
**4415 N**  
soit 6,66 fois plus

C'est naturellement cette solution (inclinaison + symétrie)  
qui est utilisée pour effectuer un virage

# FACTEUR DE CHARGE ET DÉCROCHAGE

La vitesse de décrochage augmente avec l'inclinaison et avec le facteur de charge

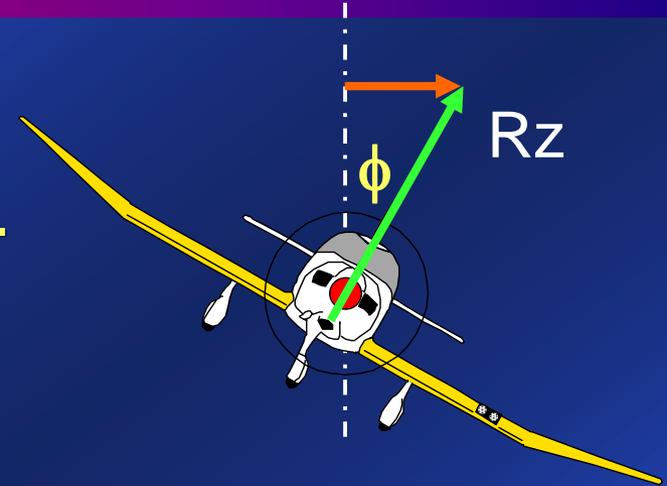
Inclinaison ( $\phi$ )	Facteur de Charge (N)	Vitesse Décrochage
0°	1	$V_s$
15°	1,03	$V_s$
30°	1,15	$V_s \times 1,1$
45°	1,4	$V_s \times 1,2$
60°	2	$V_s \times 1,4$
75°	4	$\times 2$
90°	infini	infini



$$V_s \text{ (sous facteur de charge)} = V_s \times \sqrt{n}$$

# FACTEUR DE CHARGE ET DÉCROCHAGE

Vitesse de décrochage du DR 400 - 120  
et Facteur de charge  
en fonction de l'Inclinaison du virage ( $\phi$ ).



$$n = \frac{Rz}{P}$$

$$n = \frac{Rz}{Rz_0}$$

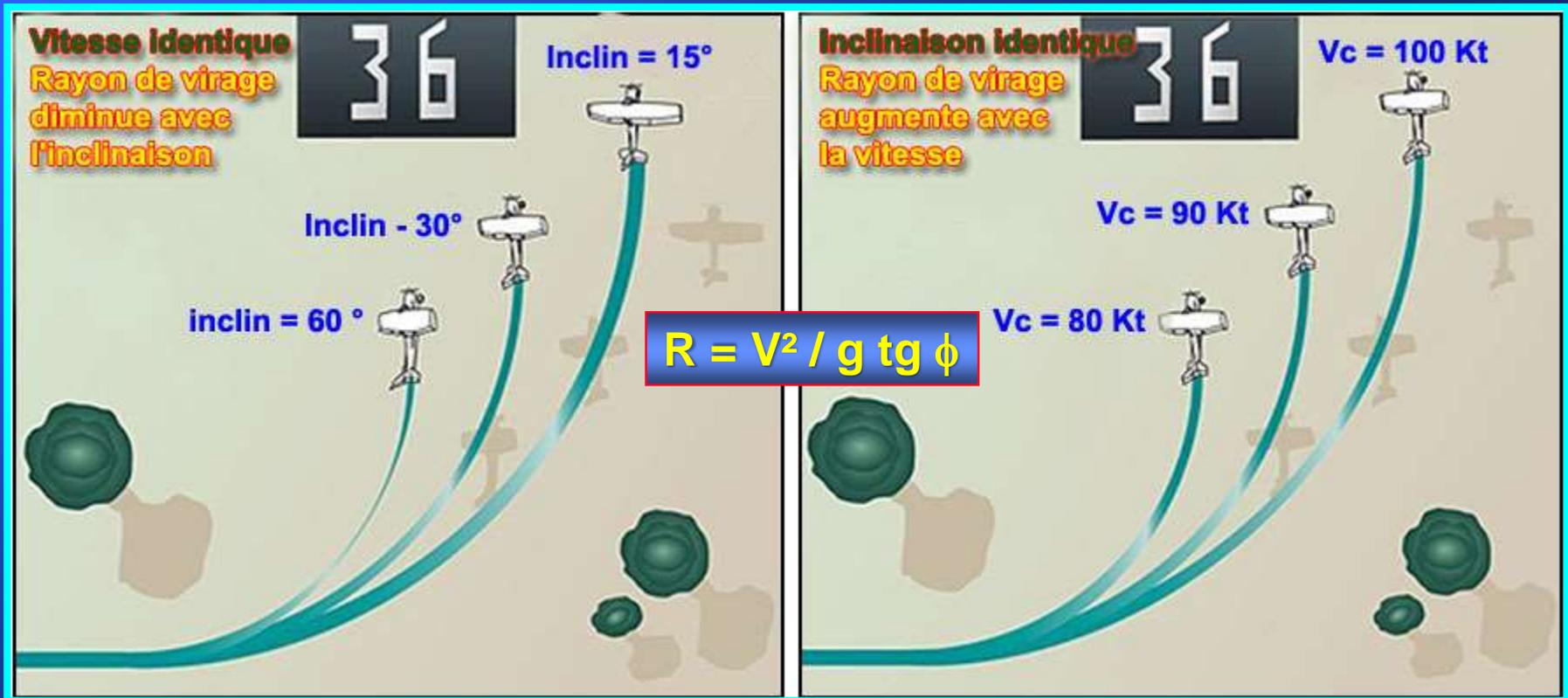
~~$$n = \frac{\frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot v^2 \cdot C_z}{\frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot v_0^2 \cdot C_z}$$~~

⇒  $V = V_0 \cdot \sqrt{n}$

Inclinaison ( $\phi$ )	Facteur de Charge (N)	Facteur Décrochage	Vitesse Décrochage
0°	1	Vs	94
15°	1,03	Vs	96
30°	1,15	Vs x 1,1	101
45°	1,4	Vs x 1,2	112
60°	2	Vs x 1,4	133
75°	4	x 2	185
90°	infini	infini	//

**Vs (sous facteur de charge) = Vs x  $\sqrt{n}$**

# INCLINAISON ET RAYON DE VIRAGE



Les virages dits « standard » en aviation permettent de réaliser un 360° en deux minutes soit un taux de virage de 3° / seconde.

**RÉALISATION : Inclinaison en ° = Vc en Kt x 15 %**  
VIRAGE STANDARD (Si anémomètre en km/h, inclinaison en ° = Vc x 8%).

Rayon de virage standard en Mètres = V Kt x 10 et en Nm = V Kt /200

# INCLINAISON ET RAYON DE VIRAGE

## FACTEUR DE CHARGE

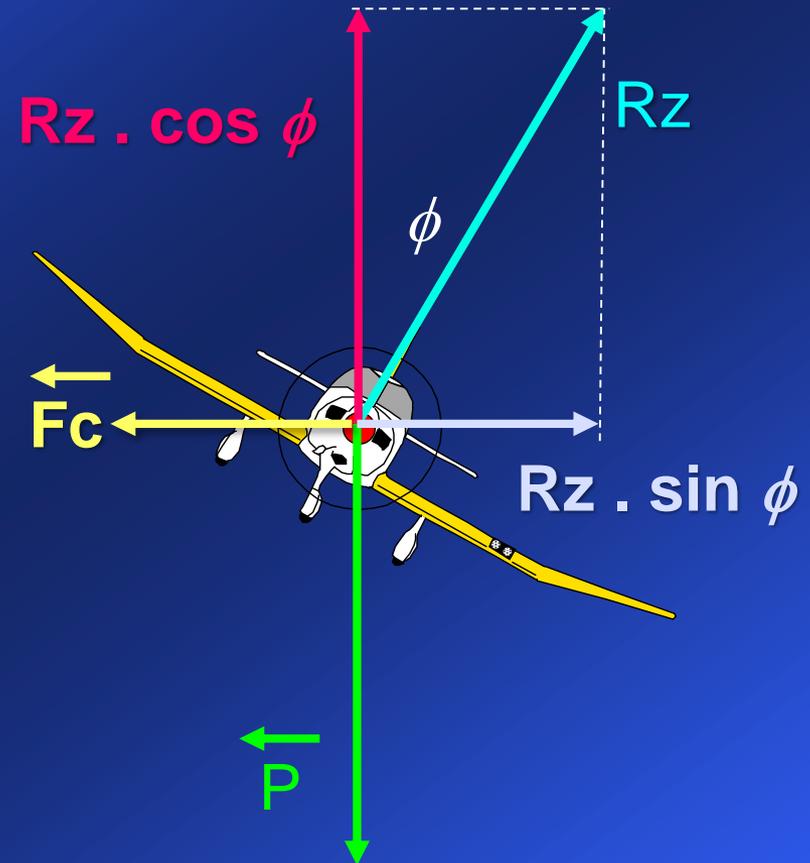
$$F_c = m \cdot \gamma = m \cdot \frac{v^2}{r}$$

FACTEUR INTERMÉDIAIRE DE CALCUL

$$\tan \phi = \frac{F_c}{P} = \frac{F_c}{m \cdot g}$$

## RAYON DE VIRAGE

$$\Rightarrow r = \frac{v^2}{g \cdot \tan \phi}$$



DR 400 - 120 en palier ( 190 km/h - 52,77m/s) à 30° d'inclinaison

$$r = 52,77^2 / 9,81 \cdot \tan 30^\circ = 491 \text{ m}$$

DR 400 - 120 en palier ( 190 km/h - 52,77m/s) à 15° d'inclinaison (standard)

$$r = 52,77^2 / 9,81 \cdot \tan 15^\circ = 1050 \text{ m}$$

# PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES



## APPLICATIONS AU DR 400 - 120

UTILISATION DES ABAQUES DU MANUEL DE VOL CHAPITRE 5

# PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

## DISTANCE DE DÉCOLLAGE

**Quelle distance faut-il pour décoller  
et franchir un obstacle de 15 m :**

- à masse max (900 Kg),
- au niveau de la mer,
- par une température extérieure de 15°C ?
- avec 10 Kt de vent de face,
- sur une piste en herbe,



# PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

## PERFORMANCES DE DECOLLAGE

A la masse maximale de 900 kg (1984 lb),  
Par vent nul, volets 1<sup>er</sup> cran, moteur plein gaz

Vitesse de décollage ..... (54 kt) 100 km/h  
Vitesse de passage 15 m (50 ft) ..... (70 kt) 130 km/h

## UTILISATION EN PRATIQUE

ALTITUDE (ft)	TEMPERATURE °C (°F)	MASSE 900 kg (1984 lb)		MASSE 700 kg (1543 lb)	
		Distance de roulement m (ft)	Distance de décollage passage 15m(50ft) m (ft)	Distance de roulement m (ft)	Distance de décollage passage 15m(50ft) m (ft)
0	Std	225 (739)	535 (1756)	130 (427)	285 (935)
	5 (23)	235 (772)	535 (1756)	145 (476)	315 (1034)
	15 (66)	235 (772)	535 (1756)	165 (542)	345 (1132)
4000	Std	305 (1001)	645 (2117)	175 (575)	375 (1231)
	7 (45)	345 (1132)	720 (2363)	195 (640)	415 (1362)
	27 (81)	390 (1280)	800 (2625)	220 (722)	460 (1570)
8000	Std	425 (1394)	890 (2920)	235 (771)	500 (1641)
	-1 (30)	475 (1559)	1000 (3281)	265 (870)	560 (1838)
	19 (66)	535 (1756)	1125 (3691)	300 (985)	620 (2035)

Influence du vent de face: Pour 10 kt multiplier par 0,85  
Pour 20 kt multiplier par 0,65  
Pour 30 kt multiplier par 0,55

Influence du vent arrière:

Par tranche de 2 kt, rajouter 10% aux distances

Pour piste sèche en herbe, rajouter 15%

## Données du problème

Masse = 900 Kg  
Altitude = 0 ft (mer)  
Température = 15°C (Std)  
Vent de face effectif = 10 Kt  
Piste sèche en herbe courte

## Distances

Roulement

235 m

Piste sèche  
en herbe

230 m

Décollage  
(passage 15 m)

535 m

Ajout de 30 m  
du à la piste  
Sèche en herbe

455 m

485 m

Vent de face de 10 Kt

200 m

455 m

# PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

## PERFORMANCES DE DECOLLAGE

A la masse maximale de 900 kg (1984 lb),  
Par vent nul, volets 1<sup>er</sup> cran, moteur plein gaz

Vitesse de décollage ..... (54 kt) 100 km/h  
Vitesse de passage 15 m (50 ft) ..... (70 kt) 130 km/h

## APPLICATION EN THÉORIE

ALTITUDE (ft)	TEMPERATURE °C (°F)	MASSE 900 kg (1984 lb)		MASSE 700 kg (1543 lb)	
		Distance de roulement m (ft)	Distance de décollage passage 15m(50ft) m (ft)	Distance de roulement m (ft)	Distance de décollage passage 15m(50ft) m (ft)
0	5 (23)	225 (739)	535 (1757)	130 (427)	285 (935)
	Std = 15 (59)	235 (772)	535 (1756)	145 (476)	315 (1034)
	35 (95)	235 (935)	535 (1936)	165 (542)	345 (1132)
4000	- 13 (7)	305 (1001)	645 (2117)	175 (575)	375 (1231)
	Std = 7 (45)	345 (1132)	720 (2363)	195 (640)	415 (1362)
	27 (81)	390 (1280)	800 (2625)	220 (722)	460 (1570)
8000	- 21 (-6)	425 (1394)	890 (2920)	235 (771)	500 (1641)
	Std = - 1 (30)	475 (1559)	1000 (3281)	265 (870)	560 (1838)
	19 (66)	535 (1756)	1125 (3691)	300 (985)	620 (2035)

Influence du vent de face: Pour 10 kt multiplier par 0,85  
Pour 20 kt multiplier par 0,65  
Pour 30 kt multiplier par 0,55

Influence du vent arrière:

Par tranche de 2 kt, rajouter 10% aux distances

Pour piste sèche en herbe, rajouter 15%

LE FACTEUR CORRECTIF DU SOL NE DEVRAIT S'APPLIQUER QU'AU ROULEMENT.

**DISTANCE DE ROULEMENT**  
EFFET DE L'HERBE

$$235 \times 1,15 = 270 \text{ m}$$

soit + 35 m par rapport au tableau

EFFET DU VENT (phase roulement)

$$270 \times 0,85 = 230 \text{ m}$$

**COMPOSANTES DU DÉCOLLAGE**

DISTANCE DE LA ROTATION A 50 ft

$$535 - 235 = 300 \text{ m}$$

EFFET DU VENT (phase en vol)

$$300 \times 0,85 = 255 \text{ m}$$

**DISTANCE DE DÉCOLLAGE**

ROULEMENT PLUS MONTÉE 50 ft

$$230 + 255 = 485 \text{ m}$$

EN TOUTE RIGUEUR, CE CALCUL EST CORRECT  
EN PRATIQUE ON PRIVILÉGIE LA SÉCURITÉ DONC  
APPLICATION D'UN SUPPLÉMENT DE 30% A CETTE DISTANCE

# PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

## DISTANCE DE DÉCOLLAGE

Quelle distance faut-il pour décoller et franchir un obstacle de 15 m :

- à masse (850 Kg) ;
- à 3000 ft d'altitude ;
- par une température extérieure de 14°C ;
- sans vent ;
- sur une piste en bitume.



Trois difficultés :

- ❑ Pas de valeur de masse donnée par le tableau pour 850 kg ;
- ❑ Pas d'altitude pour 3000 ft ;
- ❑ Pas de température 14°C.

ALTITUDE (ft)	TEMPERATURE °C (°F)	MASSE 900 kg (1984 lb)				MASSE 700 kg (1543 lb)			
		Distance de roulement		Distance de décollage		Distance de roulement		Distance de décollage	
		m	(ft)	passage 15m(50ft) m	(ft)	m	(ft)	passage 15m(50ft) m	(ft)
0	- 5 (23)	225	(739)	480	(1575)	130	(427)	285	(935)
	Std = 15 (59)	235	(772)	535	(1756)	145	(476)	315	(1034)
	35 (95)	285	(935)	590	(1936)	165	(542)	345	(1132)
4000	- 13 (7)	305	(1001)	645	(2117)	175	(575)	375	(1231)
	Std = 7 (45)	345	(1132)	720	(2363)	195	(640)	415	(1362)
	27 (81)	390	(1280)	800	(2625)	220	(722)	460	(1570)
8000	- 21 (-6)	425	(1394)	890	(2920)	235	(771)	500	(1641)
	Std = - 1 (30)	475	(1559)	1000	(3281)	265	(870)	560	(1836)
	19 (66)	535	(1756)	1125	(3691)	300	(985)	620	(2035)

# PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

## Deux solutions pour résoudre des valeurs intermédiaires

### CALCULS

#### Application des règles de trois

L'abaque nous indique :

- qu'une différence de masse de 200 kg (900 - 700) amplifie
- la longueur de décollage de 220 m (535 m - 315 m).

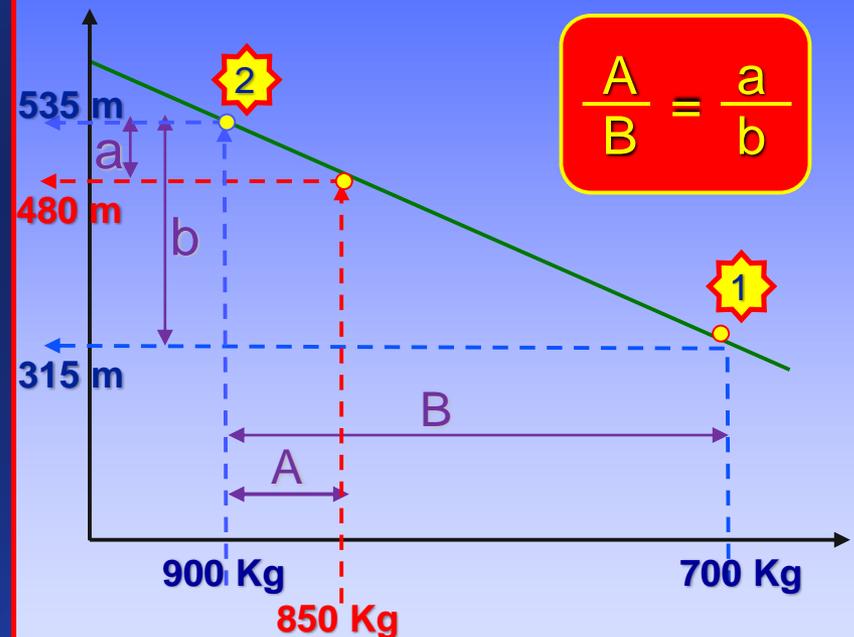
Si la masse de l'avion passe à 850 kg soit 150 kg de plus que la valeur de base (700 kg) présentée dans le tableau du manuel de vol, l'augmentation de la distance de décollage sera de :

$$\frac{220 \cdot 150}{200} = 165 \text{ m}$$

**Distance de décollage à 850 kg**  
**315 + 165 = 480 m**

### GRAPHIQUE

Régression linéaire basée sur l'évolution régulière entre deux points



La connaissance des points 1 et 2 suffit à la détermination graphique de tout point intermédiaire.

Ces valeurs s'entendent à l'altitude 0 ft et à 15°C (suivant abaque)

# PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

Pour trouver la distance de décollage à 3000 ft, à 14°C, on peut également utiliser les deux méthodes présentées à la page précédente pour correction des altitudes et des températures.

Tableau des valeurs intermédiaires

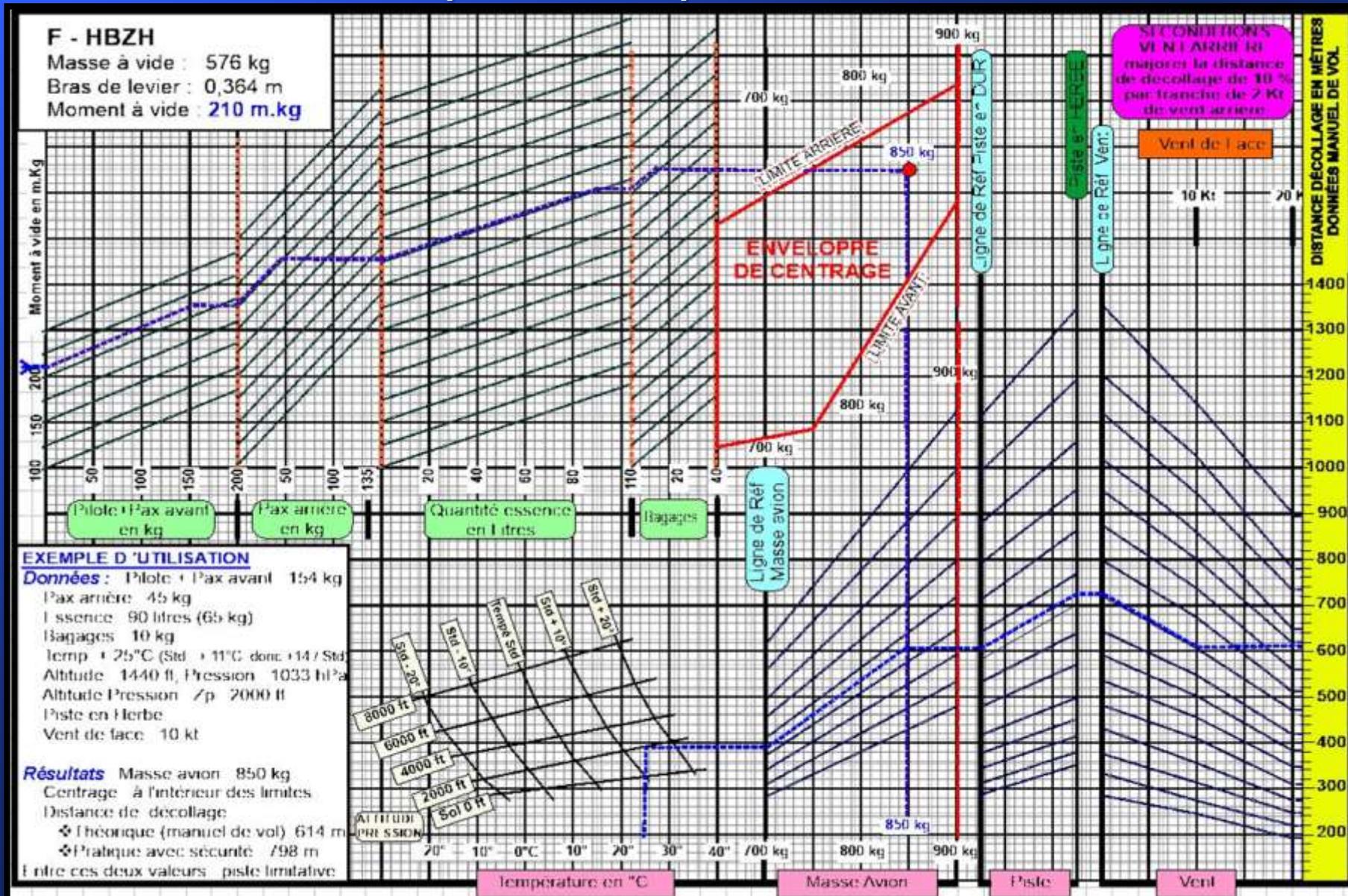
Masse = 900 Kg

		Masse = 900 Kg	850 Kg	700 Kg
0 ft	- 5°C	480 m	431 m	285 m
	15°C (Std)	535 m	480 m	315 m
	35°C	590 m	529 m	345 m
3000 ft →	- 11°C			
	9°C (Std)	674 m	603 m	390 m
	14°C (Std+5) →		619 m	
	29°C	748 m	668 m	431 m
4000 ft	- 13°C	645 m	578 m	375 m
	7°C (Std)	720 m	644 m	415 m
	27°C	800 m	715 m	460 m

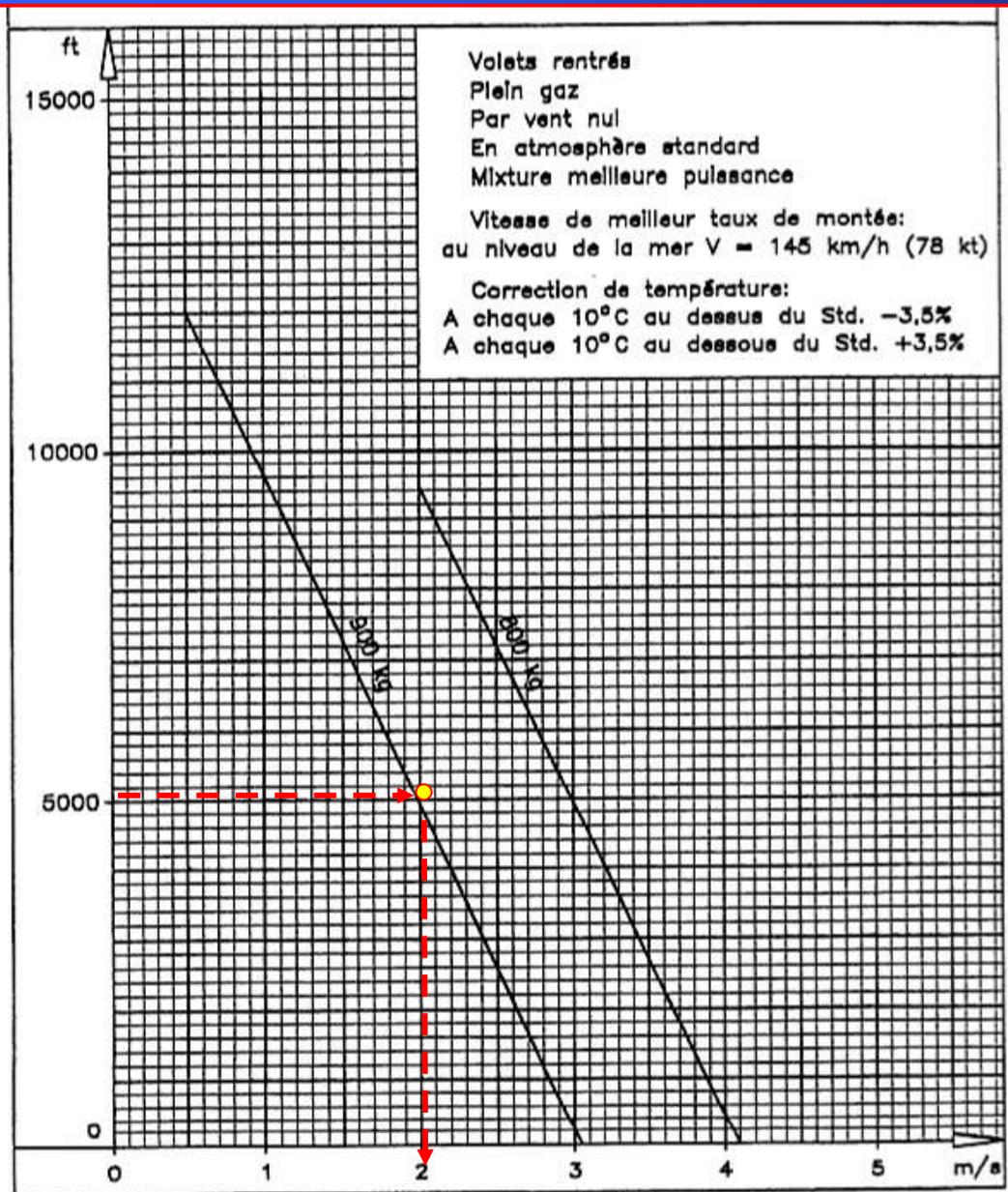
Une estimation approchée et de bon sens vaut mieux que l'absence de calcul, mais on gardera toujours une marge supplémentaire de sécurité.

# PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

Autre solution : l'emploi d'un abaque de distances de DÉCOLLAGE



# PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES



## Taux de Montée

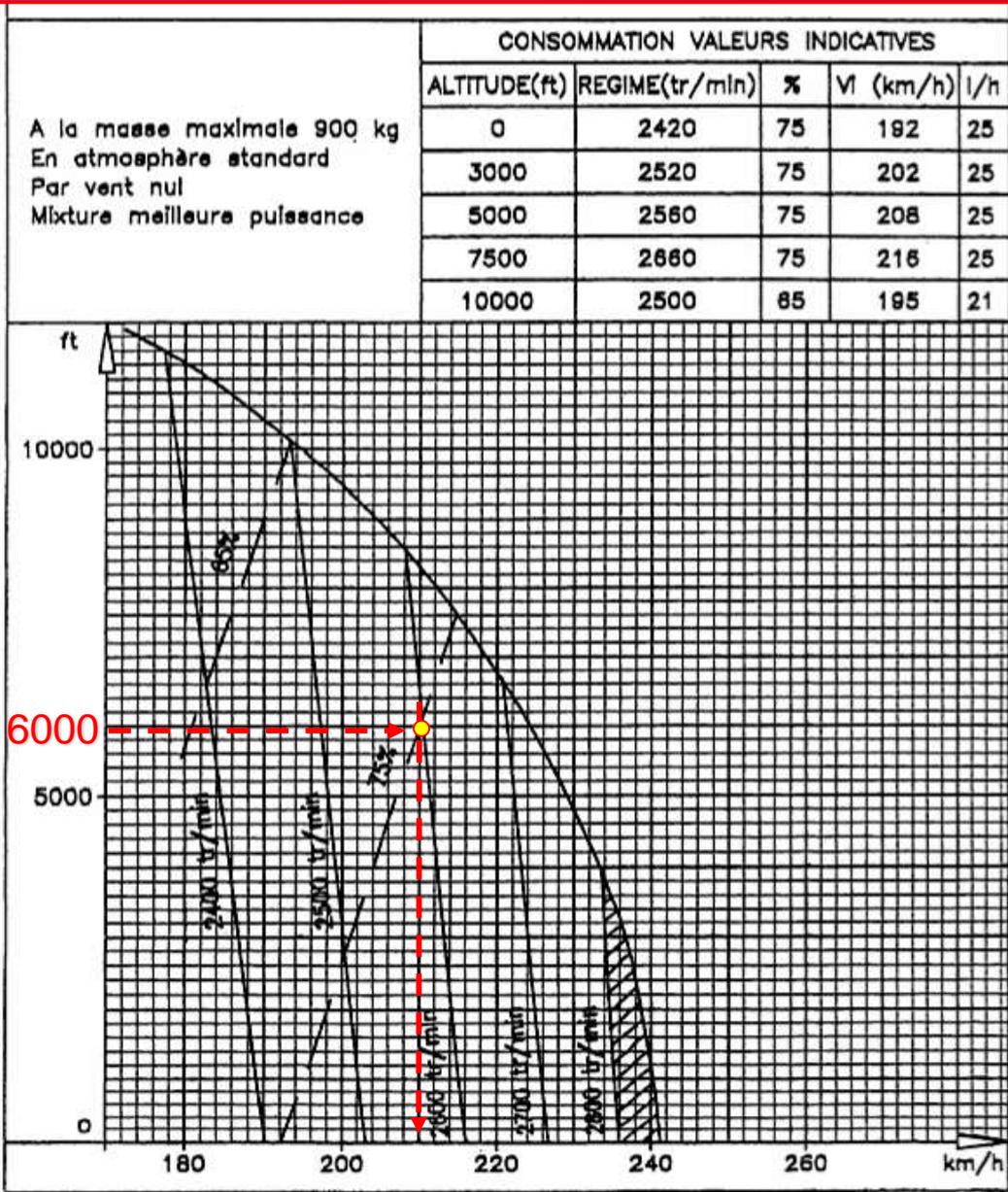
Quel taux de montée  
puis-je espérer à 5000 ft,  
en conditions standard,  
à la masse de 900 Kg ?



2 m/s soit  
400 ft/mn

# PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

## Paramètres de palier



A 6000 ft,  
Quel régime moteur  
correspond à 75% de puissance ?  
Quelle sera ma vitesse ?  
Quelle sera ma consommation ?

2600 tr/mn  
210 Km/h  
25 litres/h

# PUISSANCES ET MÉLANGES EN CROISIÈRE

## MEILLEURE PUISSANCE

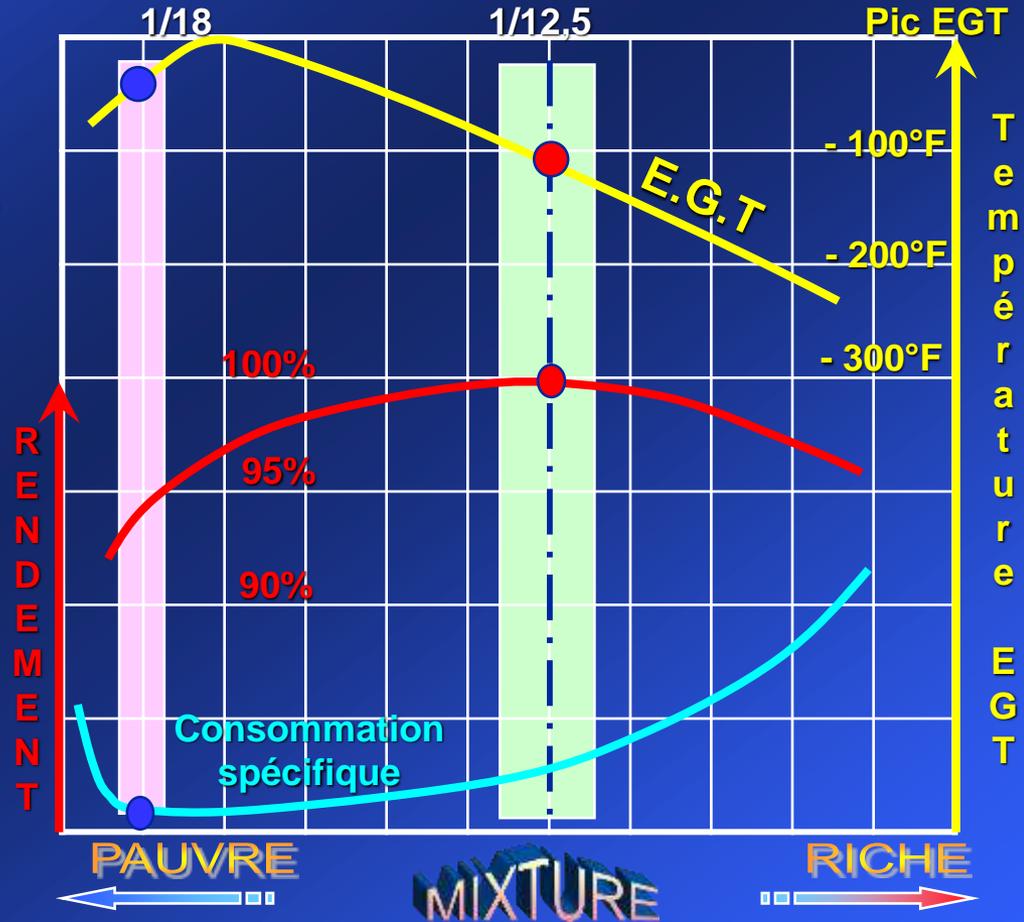
Le réglage de meilleure puissance du moteur (EGT à - 100°F vers riche) pour un type d'utilisation choisi par le pilote (croisière économique 65% ou croisière rapide 75%) a pour conséquences :

- une plus grande vitesse mais
- une consommation supérieure (rapport essence/air 1/12,5).

## MEILLEURE ÉCONOMIE

Ce réglage (EGT à - 50°F vers pauvre) pour le type de d'utilisation choisi (65% ou 75%) induit :

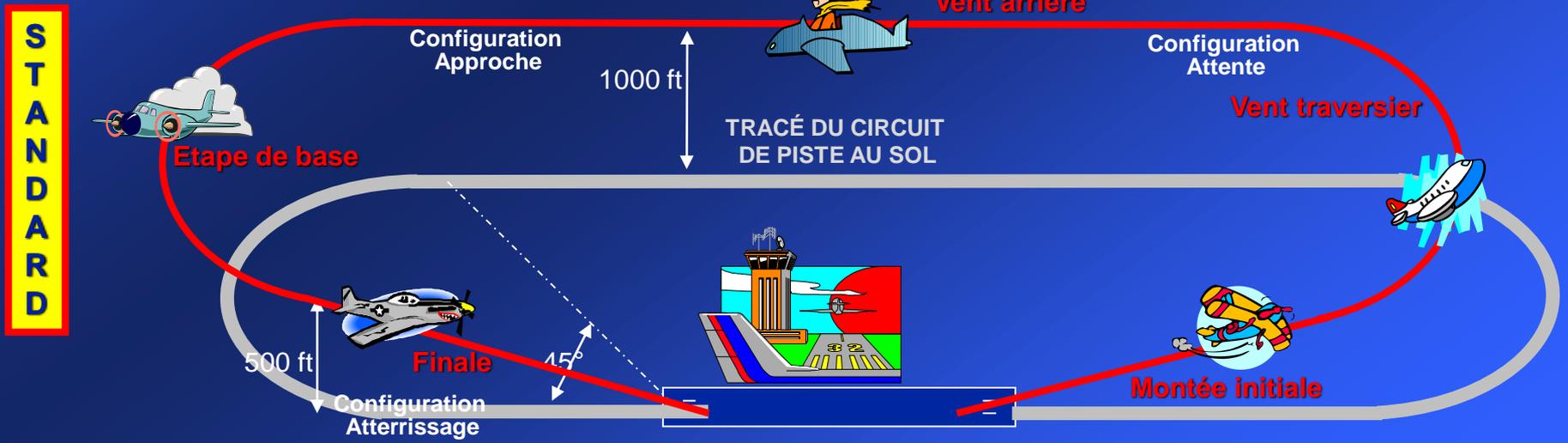
- une vitesse plus faible mais
- une consommation spécifique minimum (rapport essence/air 1/18).



# VITESSES DE SÉCURITÉ EN TOUR DE PISTE

VOLETS	Décrochage	V x 1,45	V x 1,3	V x 1,2
0°	94 km/h	137 km/h Config Attente	123 km/h	113 km/h
15°	88 km/h	128 km/h Config Approche	114 km/h Finale vent	106 km/h
60°	83 km/h	121 km/h	108 km/h Config Atterrissage	100 km/h Atterro Précaution
Si Inclinaison maxi		37°	20°	10°
Coefficient Sécurité en virage		30%	25%	19%

Pour des raisons de sécurité et de facilité, ces vitesses ont été arrondies et légèrement amplifiées.



# PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

## DISTANCE D'ATTERRISSAGE

**Quelle est la distance d'atterrissage et de roulement :**

- à masse max (900 Kg),
- au niveau de la mer,
- par une température extérieure de 15°C ?
- avec 10kt de vent de face,
- sur une piste en herbe,



# PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

## PERFORMANCES D'ATERRISSAGE

A la masse maximale d'atterrissage de 900 kg (1984 lb),  
 Par vent nul, volets 2<sup>e</sup> cran, gaz réduits  
 Piste en dur sèche et plane,

Vitesse de passage des 15 m (50 ft) ..... (60 kt) 110 km/h  
 Vitesse d'impact ..... (45 kt) 83 km/h

ALTITUDE Zp (ft)	TEMPERATURE °C (°F)	MASSE 900 kg (1984 lb)		MASSE 700 kg (1543 lb)	
		Distance de roulement m (ft)	Distance d'atterrissage passage 15m(50ft) m (ft)	Distance de roulement m (ft)	Distance d'atterrissage passage 15m(50ft) m (ft)
0	Std = 5 (9) 15 (59) 25 (95)	185 (606)	435 (1426)	145 (475)	365 (1197)
		200 (656)	460 (1509)	155 (508)	385 (1262)
		210 (688)	485 (1590)	165 (560)	400 (1312)
4000	Std = -13 (7) 7 (45) 27 (81)	205 (672)	475 (1557)	160 (524)	395 (1295)
		225 (737)	505 (1656)	175 (573)	420 (1377)
		240 (787)	535 (1754)	185 (606)	440 (1443)
8000	Std = -21 (-6) -1 (30) 19 (66)	235 (770)	525 (1722)	180 (590)	430 (1410)
		250 (820)	555 (1820)	195 (639)	460 (1509)
		270 (885)	590 (1935)	210 (688)	485 (1590)

Influence du vent de face: Pour 10 kt multiplier par 0,78  
 Pour 20 kt multiplier par 0,63  
 Pour 30 kt multiplier par 0,52

Influence du vent arrière:

Par tranche de 2 kt, rajouter 10% aux distances

Pour piste sèche en herbe, rajouter 15%

Masse = 900 Kg  
 Altitude = 0 ft (mer)  
 Température = 15°C (Std)

### Distances

roulement

200 m

Piste sèche  
 en herbe

230 m

Atterrissage  
 (passage 15 m)

460 m

Vent de face  
 de 10 Kt

359 m

Différence due  
 à la Piste sèche  
 en herbe

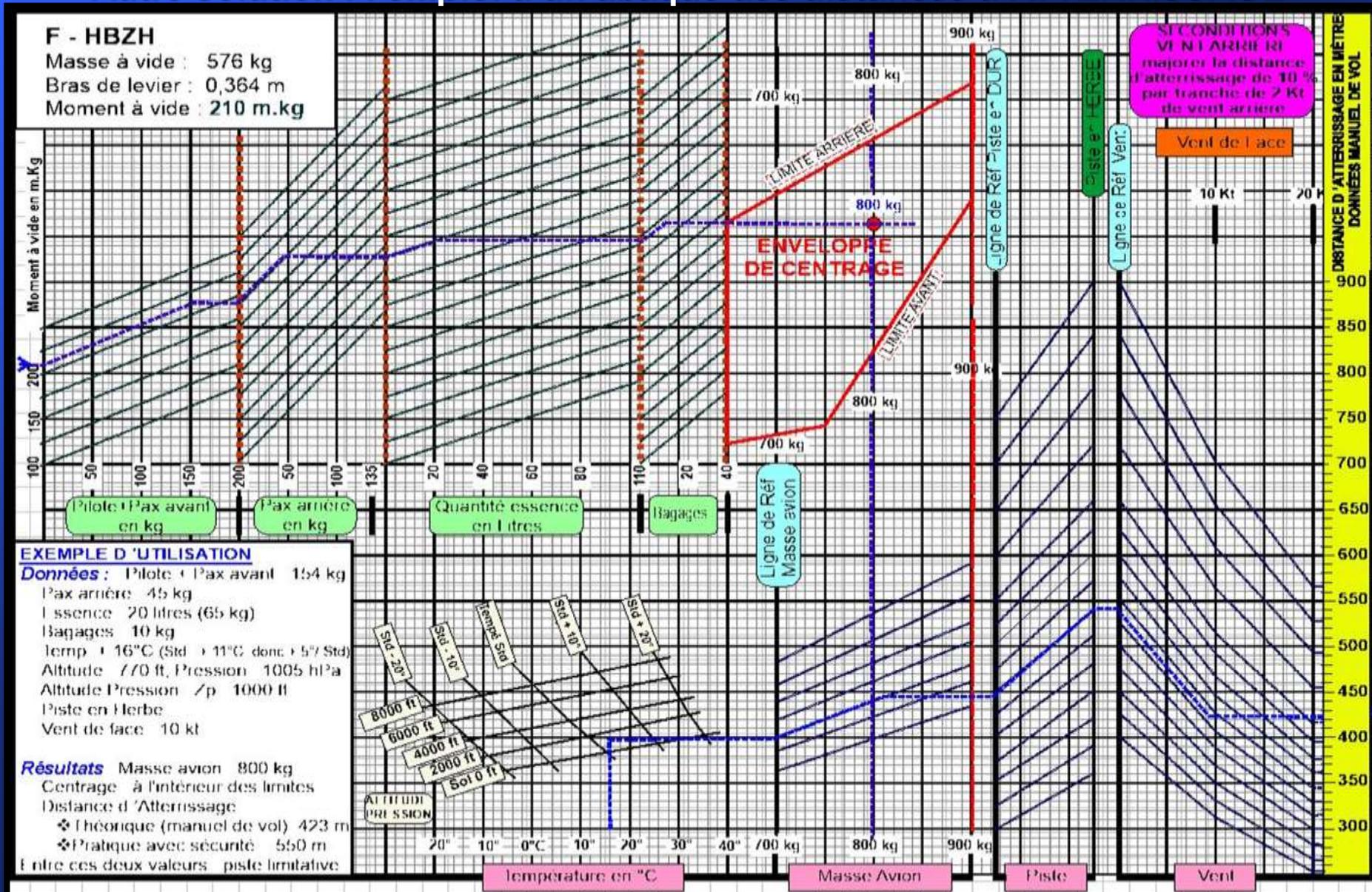
+

30 m

389 m

# PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

Autre solution : l'emploi d'un abaque des distances d'ATERRISSAGE



# PRÉCAUTIONS D'UTILISATION DU MANUEL DE VOL

Lors de la préparation d'une navigation, ou en vol sur décision d'un déroutement, consulter les distances déclarées d'un aérodrome et les abaques du chapitre 5 du « Manuel de Vol »

MAIS ATTENTION LES PARAMETRES PRÉSENTÉS  
NE SONT PAS LES VÔTRES...

## Conditions du jour

Vétusté du moteur (avancement dans potentiel, réglages, performances, ...)?

Etat de votre avion (rugosité surface, frottement roulement, ...)?

Structure de la piste ( altitude, en dur, herbe, profil, longueur, contaminée,...)?

Paramètres météo (pression, température, ...) ?

Habilité du pilote sur cet avion (entraînement, expérience, ...)?

Procédures particulières (connue, improvisée, relief, ...)?

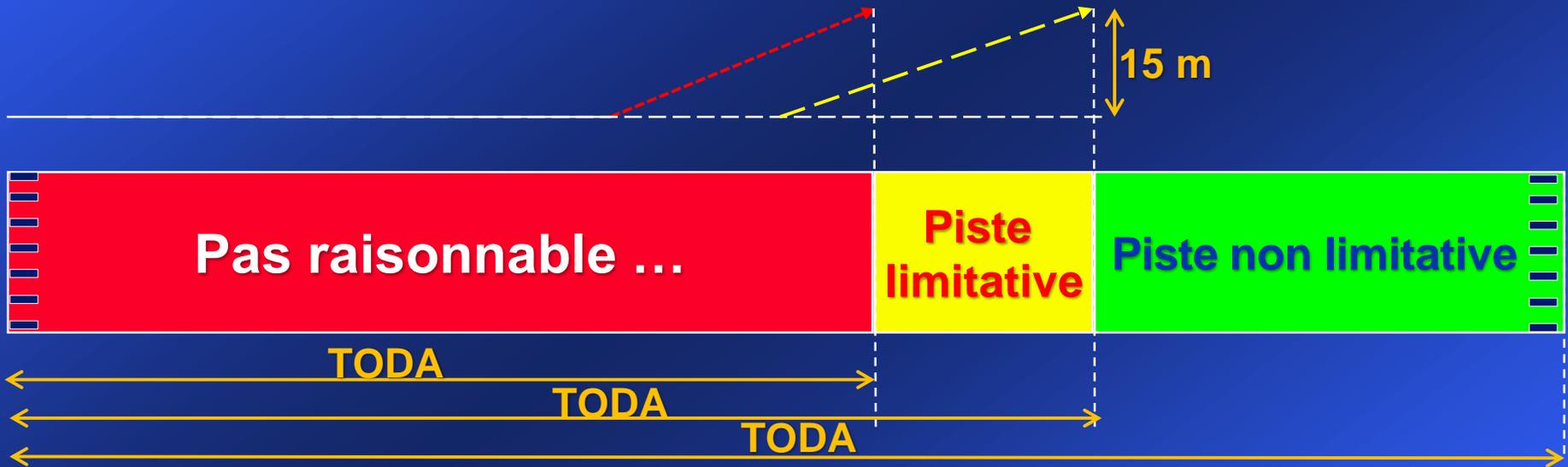
**DANS TOUS LES CAS, IL N'EST PAS INUTILE DE MAJORER DE 30%  
LES DISTANCES DE DÉCOLLAGE ET D'ATTERRISSAGE DU MANUEL DE VOL**

Critère de décision : La distance de décollage est toujours plus pénalisante que la distance d'atterrissage.  
**UNE MAJORATION PERSONNELLE EST INDISPENSABLE.**

# CONSCIENCE DU RISQUE AU DÉCOLLAGE

## NOTION DE PISTE LIMITATIVE AU DÉCOLLAGE

Valeurs issues du Manuel de vol : **DD** **DD x 1,3**



Valeurs issues des distances déclarées sur carte VAC





# CONSCIENCE DU RISQUE A L'ATTERRISSAGE

## NOTION DE PISTE LIMITATIVE A L'ATTERRISSAGE

Valeurs issues du Manuel de vol : **DA** **DA x 1,3**



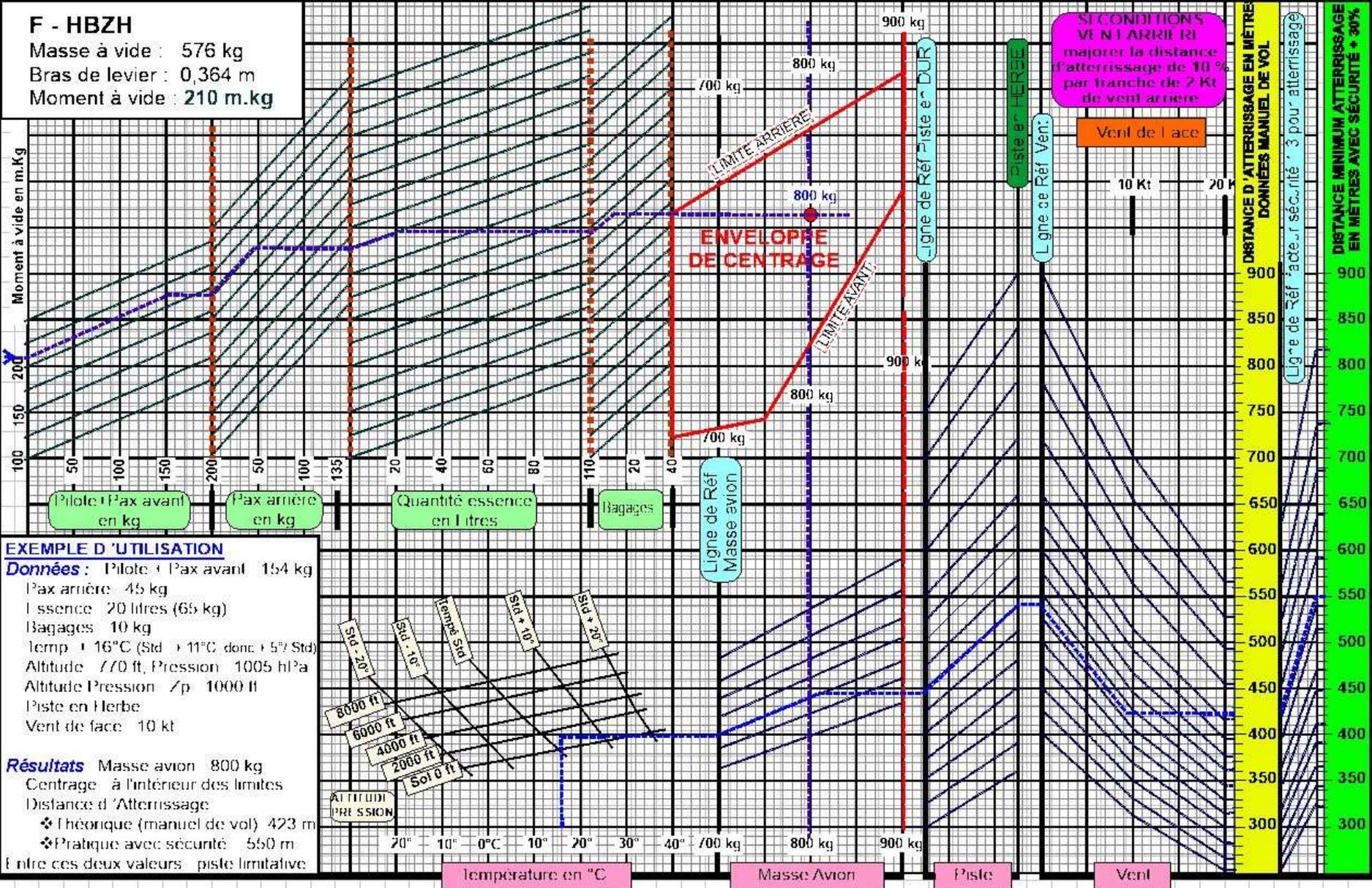
Valeurs issues des distances déclarées sur carte VAC



# CONSCIENCE DU RISQUE A L'ATTERRISSAGE

**F - HBZH**

Masse à vide : 576 kg  
 Bras de levier : 0,364 m  
 Moment à vide : 210 m.kg



**EXEMPLE D'UTILISATION**  
**Données :** Pilote + Pax avant : 154 kg  
 Pax arrière : 45 kg  
 Essence : 20 litres (65 kg)  
 Bagages : 10 kg  
 Temp : 16°C (Std) → 11°C donc + 5° Std  
 Altitude : 770 ft, Pression : 1005 hPa  
 Altitude Pression : p 1000 ft  
 Piste en Herbe  
 Vent de face : 10 kt

**Résultats** Masse avion : 800 kg  
 Centrage : à l'intérieur des limites  
 Distance d'Atterrissage  
 ❖ Théorique (manuel de vol) : 423 m  
 ❖ Pratique avec sécurité : 550 m  
 Différence des deux valeurs : piste limitative

SI CONDITIONS  
 VE NE L'ARRI RE  
 majorer la distance  
 l'atterrissage de 10 %  
 par tranche de 7 Kt  
 de vent arriere

Vent de face

Piste en HERBE

Ligne de Réf Vent

Ligne de Réf Masse avion

Ligne de Réf Piste en DUR

ENVELOPPE DE CENTRAGE

LIMITE ARRIERE

LIMITE AVANT

DISTANCE D'ATTERRISSAGE EN METRE  
 DONNEES MANUEL DE VOL

Ligne de Réf "accélération" sécurité + 3 pour atterrissage

DISTANCE MINIMUM ATTERRISSAGE  
 EN METRES AVEC SECURITE + 30%

Température en °C

Masse Avion

Piste

Vent

# CONSCIENCE DU RISQUE : TOUCHER-DÉCOLLER

## ÉLÉMENTS DE DÉCISION POUR RÉALISATION D'UN TOUCHER - DÉCOLLER EN TOUTE SÉCURITÉ

- Que faut-il manipuler pour reconfigurer l'avion ?
- Combien de temps faut-il pour reconfigurer l'avion ?
- Quelle est l'expérience de l'élève ou du pilote ?
- Qui et quand les tâches seront réparties ?
- Quelles sont les conditions MTO du jour ?
- Quelle est la longueur de la piste ?
- Quel est l'état de la piste ?



**Quelle sera la distance d'atterrissage  
et la distance de décollage  
à prendre en compte ?**

IL EST CONSEILLÉ DE LIMITER LES TOUCH AND GO SUR PISTE < 1000 M

# DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

LES AVIONS SONT SOUMIS A DES LIMITATIONS DE RÉSISTANCE DES MATÉRIAUX ET D'ÉQUILIBRE

## LA FICHE DE PESÉE

Afin de respecter les normes de résistance des matériaux et des assemblages, le constructeur a défini des masses maxi à ne pas dépasser en fonction de l'utilisation et des séquences de vol (roulage, décollage, réservoirs vides, atterrissage).

Le calcul prend en compte tous les éléments du vol (poids de l'avion à vide, des pilotes, des passagers, de l'essence, des ingrédients divers, des bagages). De plus des limites de chargement sont apportées dans certains espaces.

## LE DIAGRAMME DE CENTRAGE

Chaque élément de masse est positionné par rapport à une référence de mesure. Le moment de force de chaque élément peut donc être calculé et permettre de trouver le moment global de l'avion ainsi que la position du centre de gravité.

La position de ce centre de gravité incluse dans le diagramme de centrage de l'avion permet de vérifier instantanément si le vol est réalisable dans les conditions d'équilibrage et de sécurité définies par le constructeur.

# DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

## INFLUENCE SUR LE VOL

Plage autorisée  
du déplacement  
du centre de gravité



### CENTRAGE ARRIÈRE

**INSTABILITE LONGITUDINALE**  
**MANIABILITÉ ACCRUE**  
**FAIBLE ACTION SUR GOUVERNES**  
**TRAINÉE DIMINUÉE**  
**CONSOMMATION MOINDRE**

### CENTRAGE AVANT

**GRANDE STABILITE LONGITUDINALE**  
**MANIABILITÉ LIMITÉE**  
**FORTE ACTION SUR GOUVERNES**  
**TRAINÉE AUGMENTÉE**  
**CONSOMMATION ACCENTUÉE**

LA POSITION DU CENTRAGE INFLUE SUR LES RÉACTIONS ET LES PERFORMANCES DE L'AVION

# DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

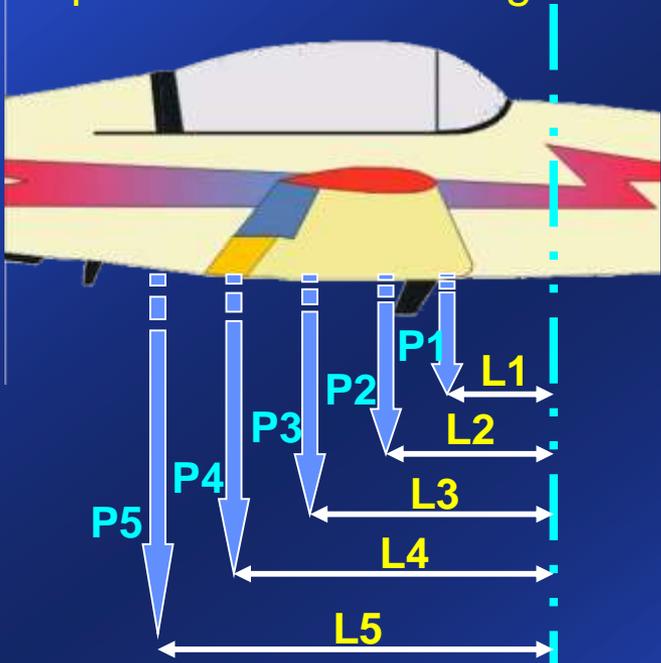
TOUT EFFORT SUR UNE STRUCTURE SE MESURE EN FONCTION DE :

- L'INTENSITÉ ET DE LA DIRECTION DE LA FORCE (ou POIDS) ET DE
- LA LONGUEUR DU BRAS DE LEVIER.

Son évaluation s'appelle Moment d'une force ;  $M_t = P \times L$  en mètres

Facilité de calcul et de contrôle :

Identification d'un point de référence (cloison pare-feu, bord d'attaque, ...) commun à toutes les composantes des poids compris dans l'avion permettant de déterminer la position du moment global sur un abaque constructeur.



MASSE	Bras de Levier	Moment
P1 = Avion à vide	L1	$P1 \times L1$
P2 = Équipage	L2	$P2 \times L2$
P3 = PAX	L3	$P3 \times L3$
P4 = Essence	L4	$P4 \times L4$
P5 = Bagages	L5	$P5 \times L5$
<b>MASSE TOTALE</b> (Attention limitations)	<b>Bras de levier global = <math>M_t / P</math></b>	<b>Somme des moments</b>

# DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

## APPLICATION DE CONFORMITÉ :

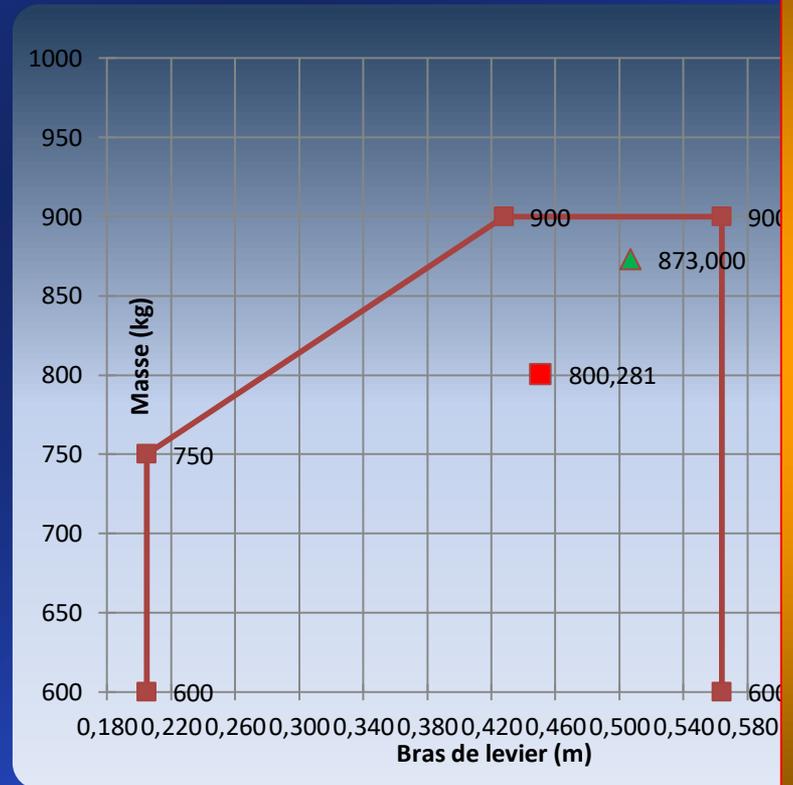
Vérification avant vol du poids total et de la position de son point d'application sur l'abaque fourni par le constructeur.

MÉT HOD E S D E C A L C U L S

	MASSE ET CENTRAGE AU DEPART		
	Masse (kg)	Bras levier (m)	Moment (m.kg)
Masse Avion à vide	575	0,365	209,875
Equipage "Avant"	154	0,41	63,140
Passagers "Arrière"	60	1,19	71,400
Bagages	5	1,9	9,500
Essence au départ	79	1,12	88,480
<b>Total</b>	<b>873</b>	<b>0,507</b>	<b>442</b>

	MASSE ET CENTRAGE A L'ARRIVEE		
	Masse (kg)	Bras levier (m)	Moment (m.kg)
Masse Avion à vide	575	0,365	209,875
Equipage "A/V"	154	0,41	63,140
Passagers "A/R"	60	1,19	71,400
Bagages	5	1,9	9,500
Essence à l'arrivée	6,28	1,12	7,035
<b>Total</b>	<b>800</b>	<b>0,451</b>	<b>361</b>



Calcul de la masse et centrage avec les pleins et après délestage complet.

# MASSE ET CENTRAGE

Résolution par calculs  
(masses - bras de levier - moments)



Masse et Centrage ROBIN DR 400 - 120				
Masse maxi : 900 Kg (MTOW et MLW)				
Limites de centrage Avant 0,205 Arrière : 0,564 m				
	Capacité (Litres)	Masse (Kg)	Bras de levier	Moment (m x Kg)
Avion + Fonds	1	575,000	0,380	218,500
CDB + Pass AV		154,000	0,410	63,140
Pass AR		77,000	1,190	91,630
Bagages		15,000	1,900	28,500
Essence utilisable théoriquement	109	78,480	1,120	87,898
<b>Total</b>	<b>110</b>	<b>899,480</b>	<b>0,544</b>	<b>489,668</b>

Masse et Centrage ROBIN DR 400 - 120				
Masse maxi : 900 Kg (MTOW et MLW)				
Limites de centrage Avant 0,205 Arrière : 0,564 m				
	Capacité (Litres)	Masse (Kg)	Bras de levier	Moment (m x Kg)
Avion + Fonds	1	575,000	0,380	218,500
CDB + Pass AV		154,000	0,410	63,140
Pass AR		135,000	1,190	160,650
Bagages		5,000	1,900	9,500
Essence utilisable théoriquement	42	30,240	1,120	33,869
<b>Total</b>	<b>43</b>	<b>899,240</b>	<b>0,540</b>	<b>485,659</b>

**Si plein d'essence : OK pour trois personnes au poids standard de 77 kg plus 15 kg de bagages (154 kg à l'avant, 77 kg à l'arrière, 15 kg bagages).**

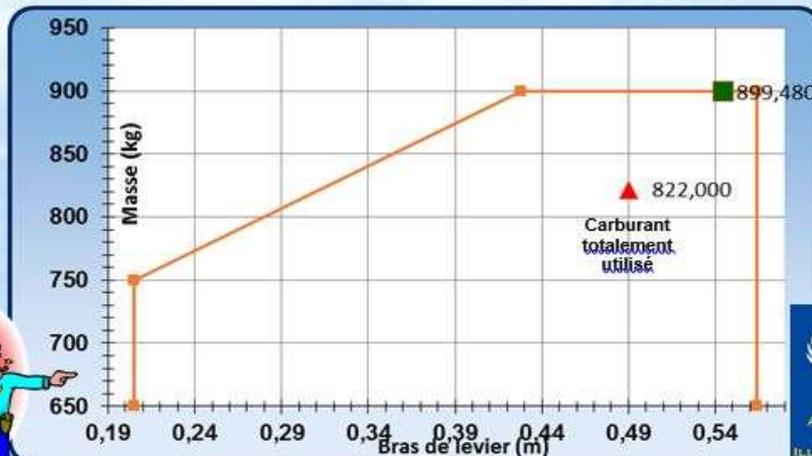
**Soit une autonomie maxi de 4 H 20 et 420 Nm**

(Calcul pratique de sécurité : prendre 100 L comme référence de calcul pour éviter tout risque de désamorçage, soit 4 H 00 d'autonomie max).

**Si quatre personnes, attention poids max arrière 135 kg soit un poids total de 289 kg, possibilité de 43 litres d'essence max**

**Soit une autonomie maxi de 1 H 43 et 143 Nm**

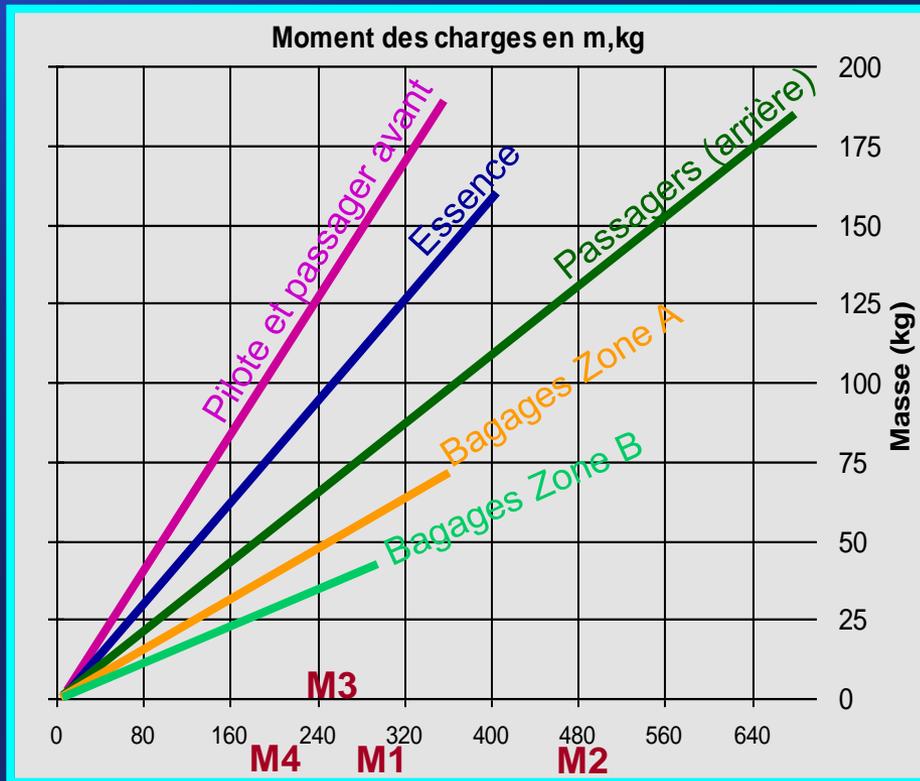
(Calcul pratique de sécurité : prendre 33 L comme référence de calcul pour éviter tout risque de désamorçage, soit 1 H 19 d'autonomie max).



# DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

Graphique fourni par le constructeur dans le Manuel de vol (CESSNA)

Avion à vide	
Pilote + Copi	
Passagers arrière	
Essence	
Bagages Zone 1	
Bagages Zone 2	



MÉT H O D E S  
A B A Q U E S

MASSE TOTALE =                      kg

SOMME DES MOMENTS

Avion à vide =                      (fiche de pesée)  
+ M1 + M2 + M3 + M4 =                      mkg.

D'où l'on tire le bras de levier : Somme des moments / Masse maxi

..... / ..... = ..... m

VÉRIFICATION FINALE SUR DIAGRAMME DE CENTRAGE

# DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

Graphique fourni par le constructeur dans le Manuel de vol (CESSNA)

Avion à vide 794 kg

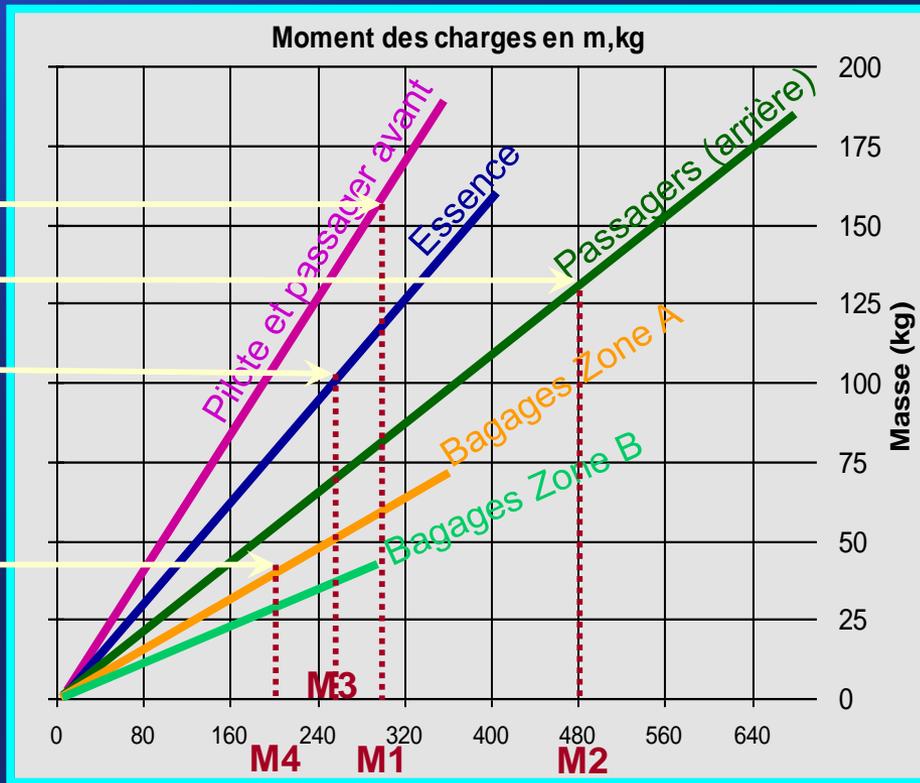
Pilote + Copi 154 kg

Passagers arrière 130 kg

Essence 105 kg

Bagages Zone 1 40 kg

Bagages Zone 2 0 kg



MÉT H O D E S  
A B A Q U E S

MASSE TOTALE = 1223 kg

SOMME DES MOMENTS Avion à vide 2100 (fiche de pesée)  
+ M1 + M2 + M3 + M4 = 3350 mkg.

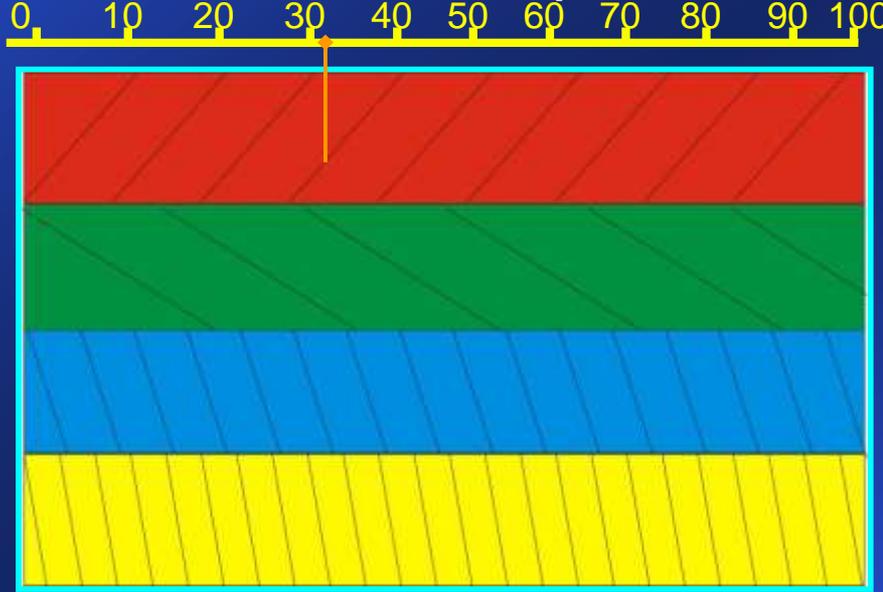
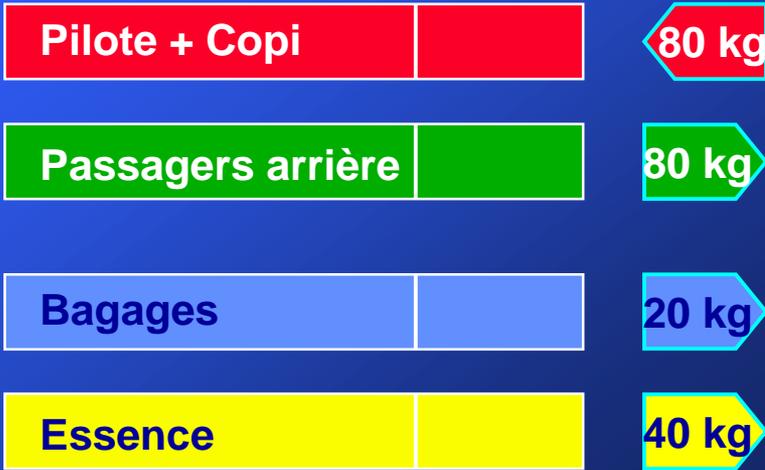
D'où l'on tire le bras de levier : Somme des moments / Masse maxi  
 $3350 / 1223 = 2,73 \text{ m}$

VÉRIFICATION FINALE SUR DIAGRAMME DE CENTRAGE

# DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

Poids à vide de l'avion et bras de levier déterminent un indice donné par le constructeur

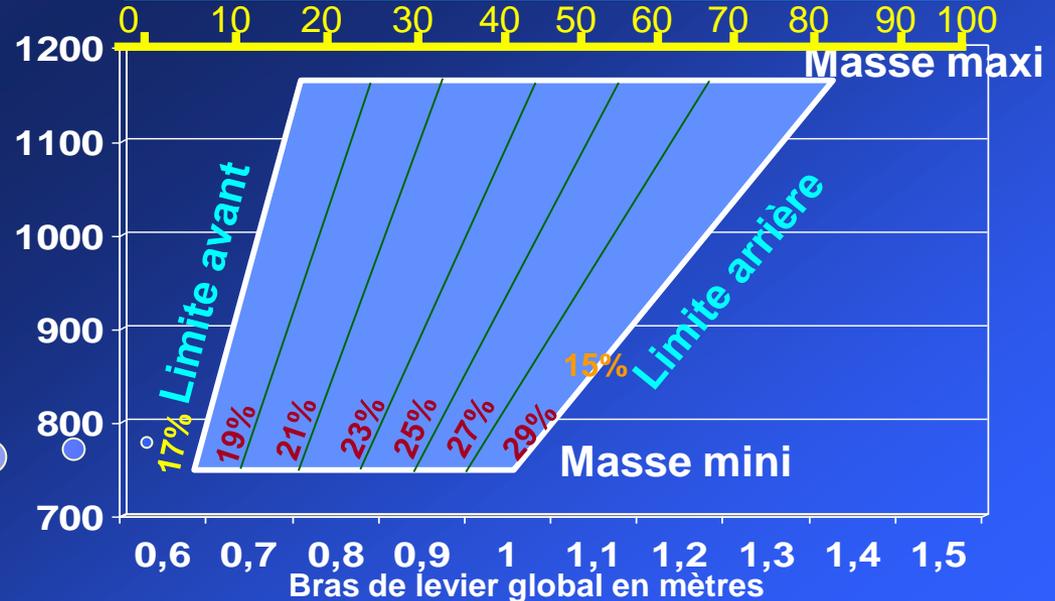
Poids à vide = 630 kg ; indice 32 (Manuel de vol)



MASSE TOTALE = ..... kg  
AU DÉCOLLAGE (TOW)

MASSE TOTALE = ..... kg  
A L'ATTERRISSAGE (LW)

Corde moyenne aérodynamique  
**% de MAC**



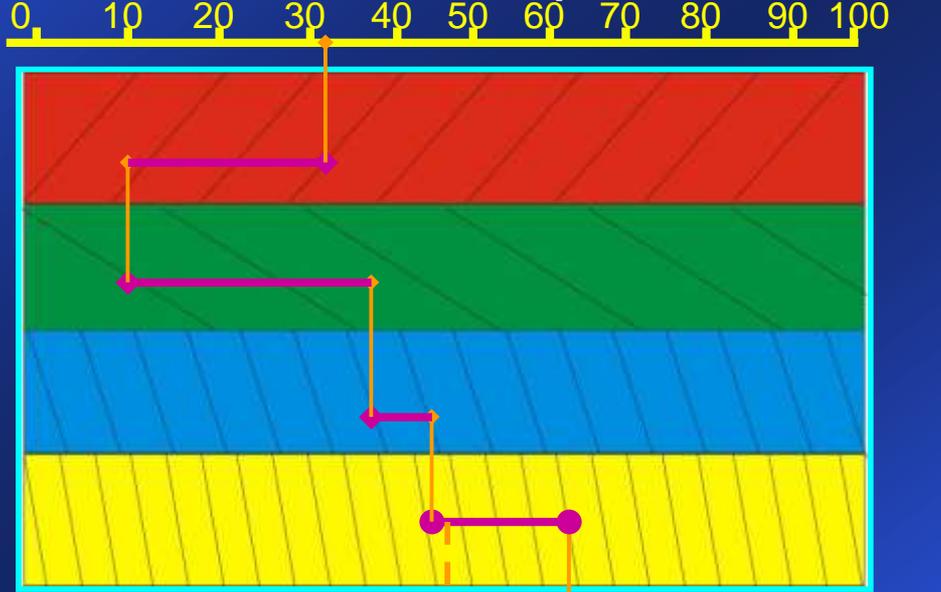
S E C - D Z - S M D - E T H O M É M

# DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

Poids à vide de l'avion et bras de levier déterminent un indice donné par le constructeur

Poids à vide = 630 kg ; indice 32 (Manuel de vol)

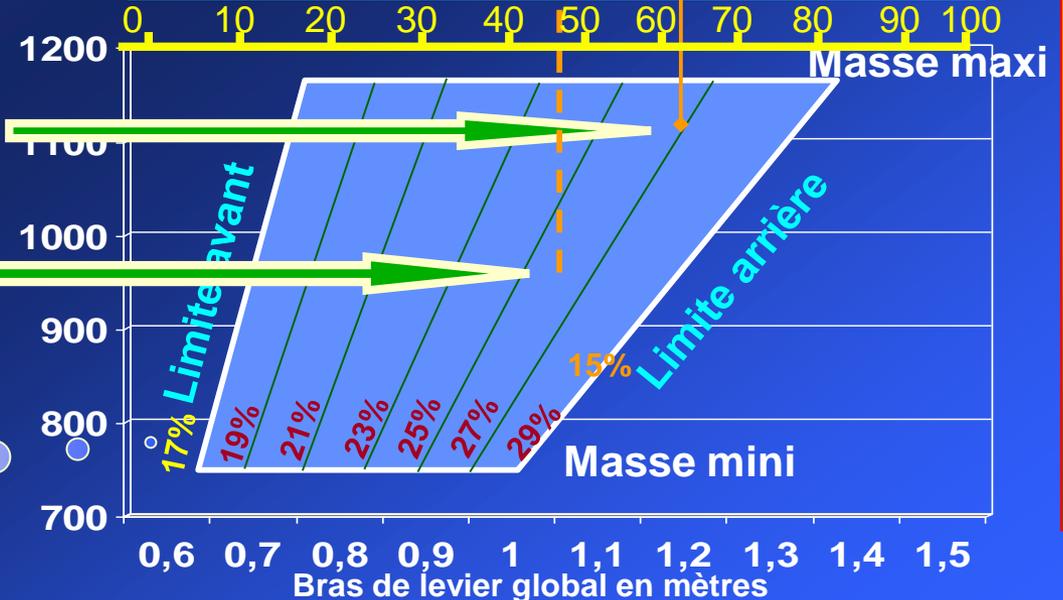
Pilote + Copi	170 kg	80 kg
Passagers arrière	140 kg	80 kg
Bagages	20 kg	20 kg
Essence	160 kg	40 kg



MASSE TOTALE = 1120 kg  
AU DÉCOLLAGE (TOW)

MASSE TOTALE = 960 kg  
A L'ATERRISSAGE (LW)

Corde moyenne aérodynamique  
**% de MAC**

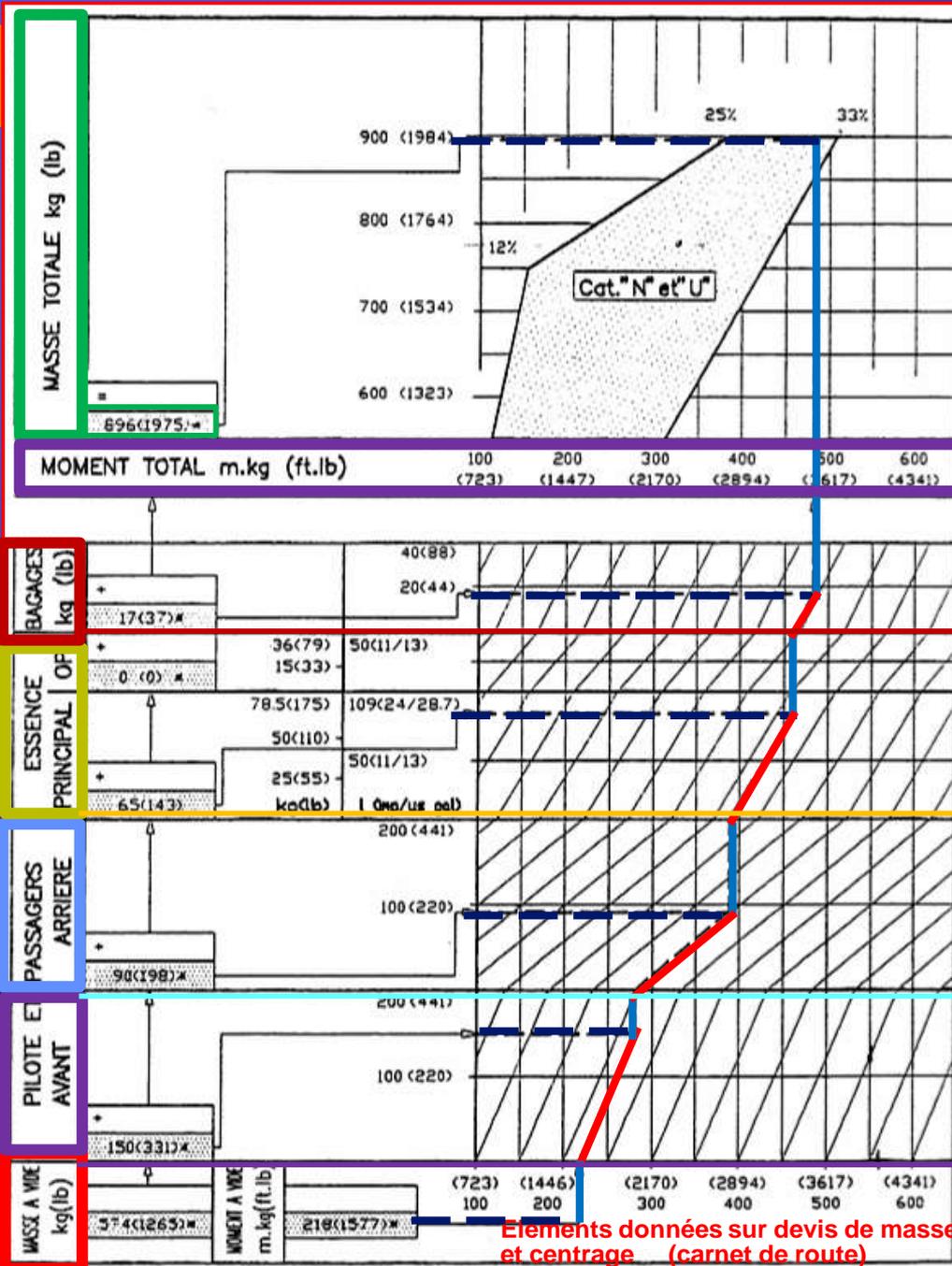


S E C - D N - S M D - T H O M É

# MASSE ET CENTRAGE

## CENTROGRAMME ROBIN DR 400-120

Résolution graphique  
(méthode des abaques)



Départ du bas vers le haut



**Merci  
de votre attention**

REMERCIEMENTS A ERIC SAVATERRO ET CLAUDE GOUMAIN POUR CERTAINES DONNÉES ET CALCULS

