

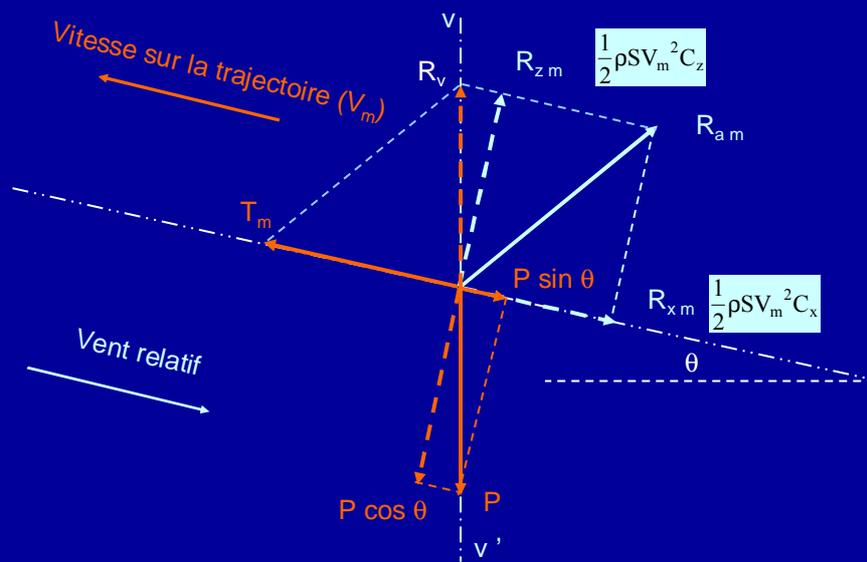
# VOL RECTILIGNE EN MONTEE

16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

1

## VOL EN MONTEE : Forces en présence

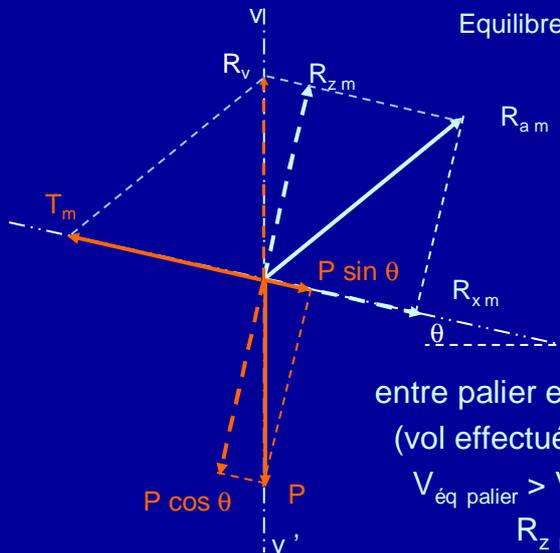


16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

2

## VOL EN MONTEE : équation de sustentation



Equilibre quand  $P \cos \theta = R_{z,m}$

Vitesse d'équilibre en montée  $V_m$

$$P \cos \theta = \frac{1}{2} \rho S V_m^2 C_z$$

$$V_{\text{eq.montée}} = \sqrt{\frac{2 P \cos \theta}{\rho S C_z}}$$

entre palier et montée, à  $C_z$  constant (vol effectué à la même incidence)

$V_{\text{eq palier}} > V_{\text{eq montée}}$  car  $\cos \theta < 1$

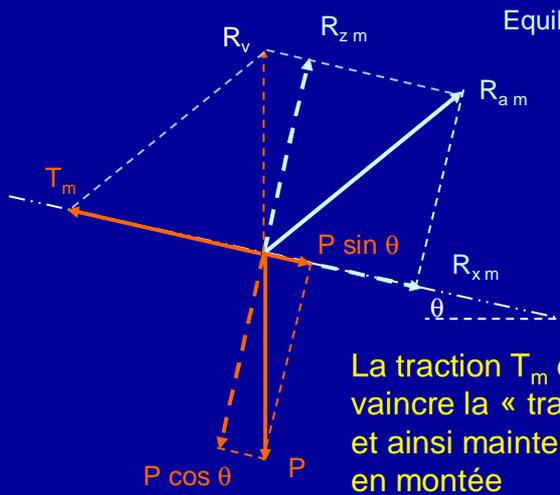
$R_z \text{ montée} < R_z \text{ palier}$

16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

3

## VOL EN MONTEE : équation de propulsion



Equilibre quand  $T_m = R_{x,m} + P \sin \theta$

$$T_m = \frac{1}{2} \rho S V_m^2 C_x + P \sin \theta$$

La traction  $T_m$  doit être suffisante pour vaincre la « traînée »  $[R_{x,m} + P \sin \theta]$  et ainsi maintenir la Vitesse d'équilibre en montée

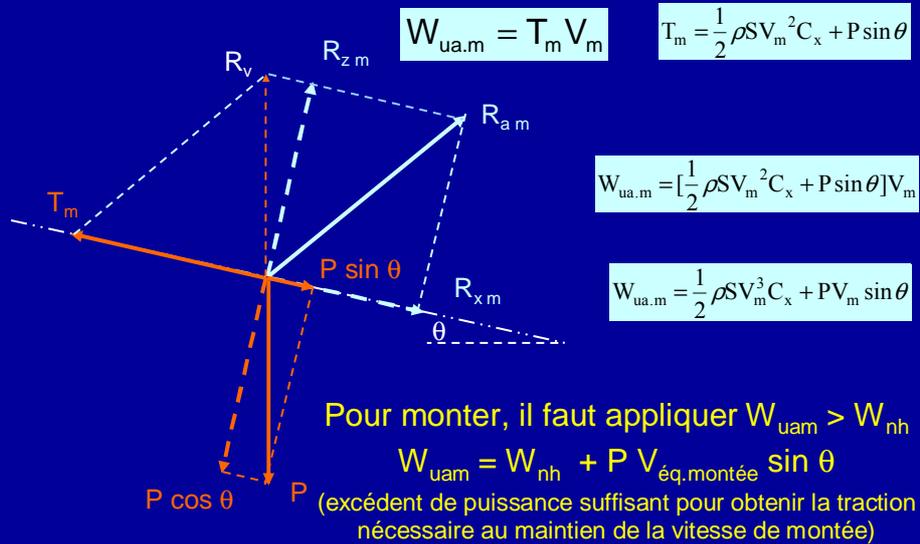
$$V_{\text{eq.montée}} = \sqrt{\frac{2 P \cos \theta}{\rho S C_z}}$$

16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

4

## VOL EN MONTEE : équation de propulsion



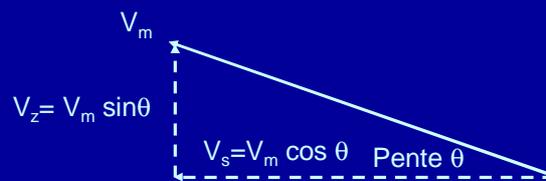
16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

5

## VOL EN MONTEE : vitesse verticale Vz

Vitesse de montée  $V_m = V_{\text{éq.montée}}$



de  $V_z = V_m \sin \theta$  il vient  $P V_z = P V_m \sin \theta$

$W_{uam} = W_{nh} + P V_m \sin \theta$  devient

$W_{uam} = W_{nh} + P V_z$  d'où l'on tire

$$V_z = \frac{W_{uam} - W_{nh}}{P} \text{ avec } V_z > 0$$

16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

6

## EN MONTEE : quelle traction, quelle puissance ?

Quelle traction faut-il exercer pour qu'un avion de 1000 kg de finesse 10 et volant à la vitesse de finesse max de 145 kmh monte avec un taux de montée de 900 ft/mn?

$$T_{\text{montée}} = T_{\text{palier}} + P \sin \theta$$

$$T_{\text{palier}} = \frac{P}{f}$$

$$T_{\text{palier}} = 981 \text{ Newtons}$$

$$\sin \theta = \frac{V_z}{V_{\text{montée}}}$$

$$V_z \text{ (m/s)} = V_z \text{ (ft/mn)} / 200$$

$$V_{\text{montée}} \text{ (m/s)} = V_{\text{montée}} \text{ (kts)} / 2$$

$$\sin \theta = \frac{4,5 \text{ m/s}}{40 \text{ m/s}}$$

$$P \sin \theta = 1000 \times 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2} \times \frac{4,5 \text{ m/s}}{40 \text{ m/s}} = 1103 \text{ Newtons}$$

$$T_{\text{montée}} = 2084 \text{ Newtons}$$

Quelle puissance faut-il appliquer à l'avion dans ce cas ?

Pour monter, il faut appliquer  $W_{\text{uam}} = W_{\text{nh}} + PV_{\text{éq.montée}} \sin \theta$

$$W_{\text{nh}} = 39,25 \text{ KW}$$

(environ 53 CV)

$$PV_{\text{éq.montée}} \sin \theta = 1103 \text{ Newtons} \times 40 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 44,12 \text{ KW}$$

(environ 60 CV)

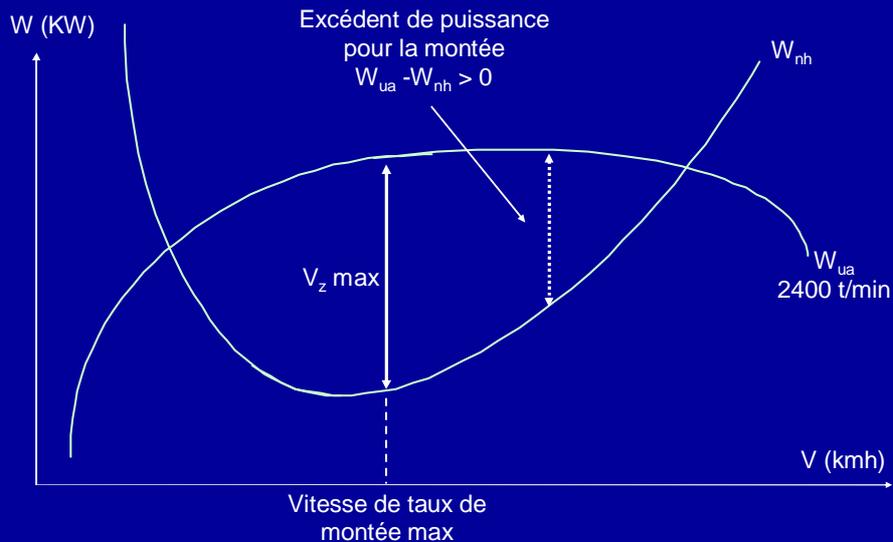
Puissance pour monter à 145 kmh et 900 ft/mn  
83,37 KW (environ 113 CV)

16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

7

## Variation de Vz selon V à régime moteur constant

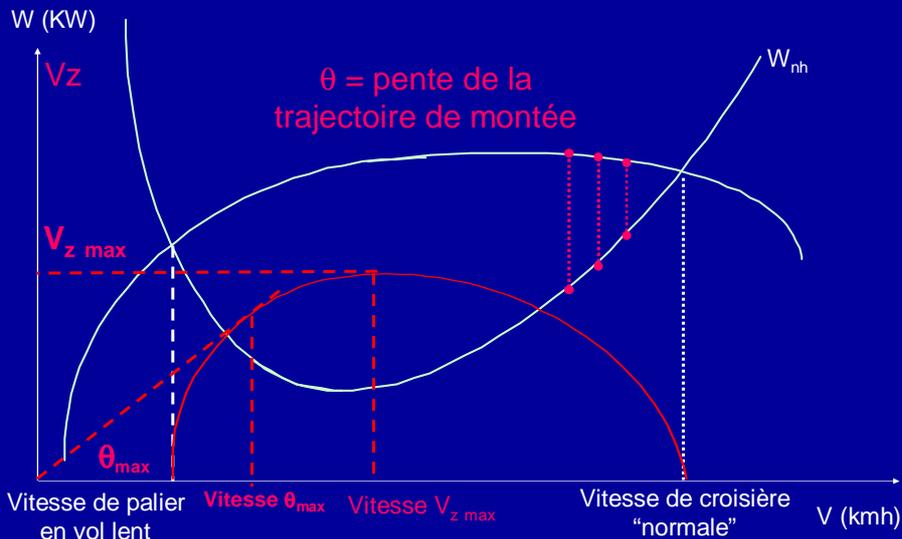


16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

8

## Graphe de Vz en fonction de V à régime moteur constant



16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

9

## Facteurs physiques qui influent sur les performances

### Altitude Z (pression atmosphérique) et Température T °C

Masse volumique de l'air  $\rho$

Densité relative

$$\delta = \frac{\rho_z}{\rho_0}$$

Pression à l'admission  $P_a$

Puissance utile appliquée  $W_{ua}$

### Configuration avion

Surface équivalente S

$C_z \max$

$C_x^2 / C_z^3$

Finesse maximum  $(C_z / C_x)_{\max}$

### Masse avion, répartition chargement, accélérations

Poids P (d'où la charge alaire P/S)

Position du centre de gravité (centrage- influence sur la traînée)

Facteur de charge n ("g")

16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

10

## Influence de l'altitude : évolution de la vitesse d'équilibre et de la puissance nécessaire au vol

$$V_{\text{éq}Z} = \sqrt{\frac{2 P}{\rho_Z S C_z}}$$

$$W_{\text{nh}Z} = \sqrt{\frac{2 P^3 C_x^2}{\rho_Z S C_z^3}}$$

$$\delta = \frac{\rho_Z}{\rho_0}$$

$$V_{\text{éq}Z=z} = V_{\text{éq}Z=0} \frac{1}{\sqrt{\delta}}$$

$$W_{\text{nh}Z=z} = W_{\text{nh}Z=0} \frac{1}{\sqrt{\delta}}$$

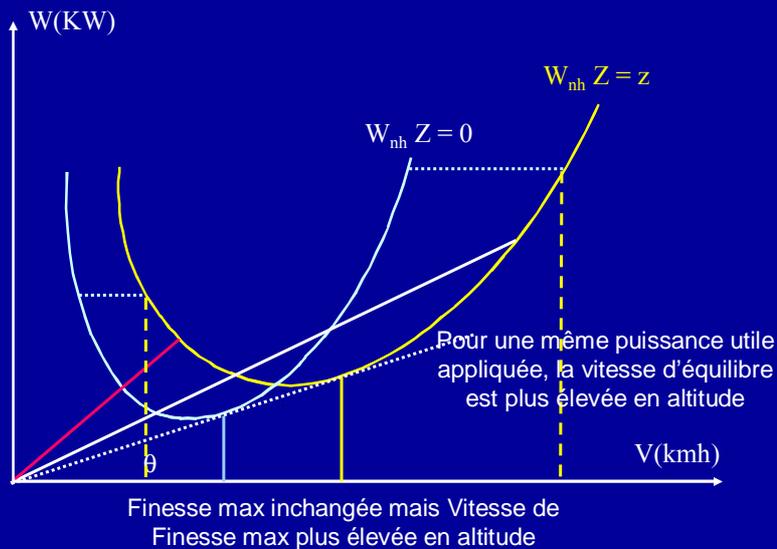
$V_{\text{éq}}$  et  $W_{\text{nh}}$  sont affectés par le même facteur

$$\frac{1}{\sqrt{\delta}}$$

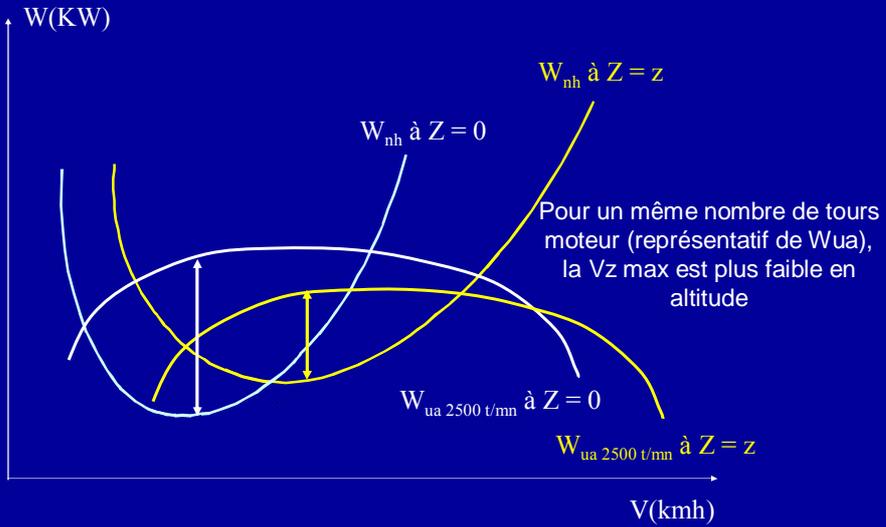
Courbe de puissance selon l'altitude-densité déduite par l'homothétie

$$\frac{1}{\sqrt{\delta}}$$

## Influence de l'altitude : évolution de la courbe de puissance nécessaire au vol



## Influence de l'altitude : évolution de la vitesse verticale ( $V_z$ max)

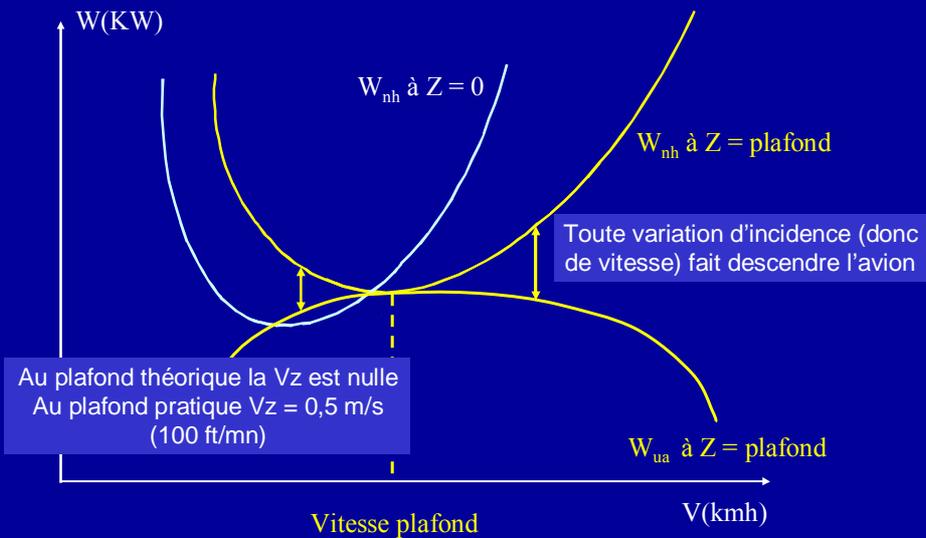


16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

13

## Influence de l'altitude : « le plafond »



16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

14

## Influence de l'altitude : conclusions

Si l'altitude croît, il y a augmentation de :

- Vitesse d'équilibre en palier, en montée et descente
- Vitesse minimale de sustentation ( $V_s$ )
- Vitesses rotation/décollage et approche/atterrissage
- Puissance nécessaire au vol horizontal
- Distances de roulement :
  - décollage (+ de temps pour atteindre  $V$  rotation)
  - atterrissage (+ d'énergie cinétique à perdre)

Ordre de grandeur de la correction sur les distances :

+ 20 % par tranche de 500 m jusqu'à 5000 ft d'altitude

+ 30 % par tranche de 500 m au dessus de 5000 ft d'altitude

## Influence de la température $T^{\circ}\text{C}$

La densité relative de l'air à une altitude  $Z$  varie avec la température qui règne à cette altitude

$$\delta = \frac{\rho_{t^{\circ}\text{C}} Z}{\rho_{\text{ISA}} Z}$$

$\rho_{\text{ISA}} Z$  masse volumique de l'ISA à une altitude donnée  $Z$   
(par exemple,  $+5^{\circ}\text{C}$  à  $Z = 5000$  ft)

$\rho_{t^{\circ}\text{C}} Z$  masse volumique de l'air lorsqu'il est à l'altitude  $Z$   
considérée pour  $\rho_{\text{ISA}} Z$  il est à la température  $t^{\circ}\text{C}$

## INFLUENCE DE LA TEMPÉRATURE : conclusions identiques à celles de l'influence de l'altitude

Si  $t^{\circ C}_{air} > t^{\circ C}_{ISA}$  il y a augmentation (diminution si  $t^{\circ C}_{air} < t^{\circ C}_{ISA}$ )

de :

- Vitesse d'équilibre en palier, en montée et descente
- Vitesse minimale de sustentation ( $V_s$ )
- Vitesses rotation/décollage et approche/atterrissage
- Puissance nécessaire au vol horizontal
- Distances de roulement :
  - décollage (+ de temps pour atteindre  $V$  rotation)
  - atterrissage (+ d'énergie cinétique à perdre)

Ordre de grandeur de la correction sur les distances :

**$\pm 15\%$  pour  $\pm 10^{\circ C}$  d'écart entre  $t^{\circ C}_{air}$  et  $t^{\circ C}_{ISA}$**

## Influence du poids et du facteur de charge: évolution de la vitesse d'équilibre et de la puissance nécessaire au vol

$$V_{\text{éqp}_1} = \sqrt{\frac{2 P_1}{\rho S C_z}}$$

$$V_{\text{éqp}_2} = V_{\text{éqp}_1} \sqrt{\frac{P_2}{P_1}}$$

$$W_{\text{nh}_1} = \sqrt{\frac{2 P_1^3 C_x}{\rho S C_z^3}}$$

$$W_{\text{nh}_2} = W_{\text{nh}_1} \sqrt{\frac{P_2^3}{P_1^3}}$$

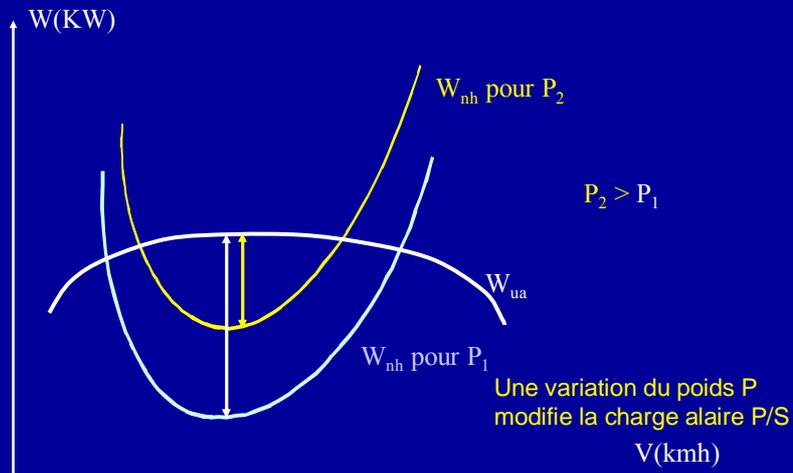
☞ avec plus de poids (et/ou de facteur de charge) :

aux mêmes incidences ( $C_z$  constant), il y a augmentation :

- ☞ de la vitesse minimale de sustentation ( $V_s$ )
- ☞ des distances de décollage et d'atterrissage (voir conclusions pour l'altitude ou la température)
- ☞ de  $W_{nh}$  dans une proportion + grande que  $V_{\text{éq}}$

**Il faut voler plus vite (en vitesse vraie) pour garder le palier, décoller et atterrir !**

## Influence du poids : évolution de la courbe de puissance nécessaire au vol



Sous facteur de charge, attention au second régime :  
La vitesse du point de fonctionnement Vol lent augmente

16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

19

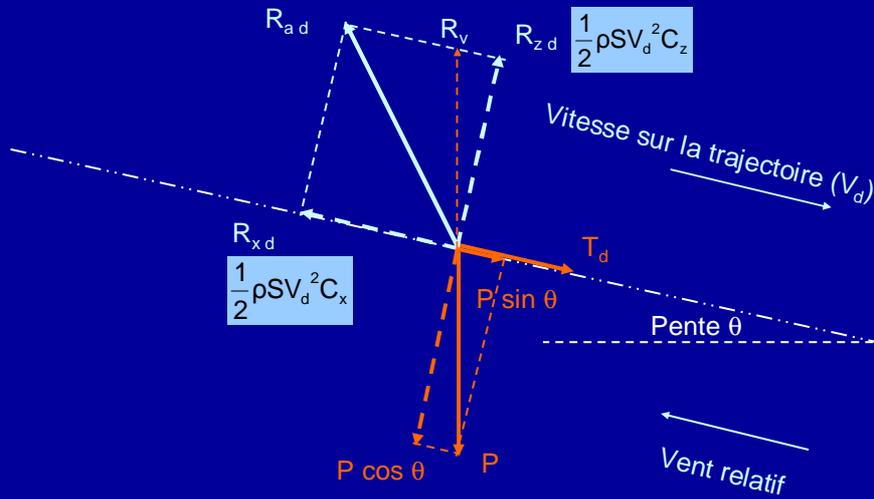
## VOL RECTILIGNE EN DESCENTE

16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

20

## VOL EN DESCENTE AVEC MOTEUR : Forces en présence

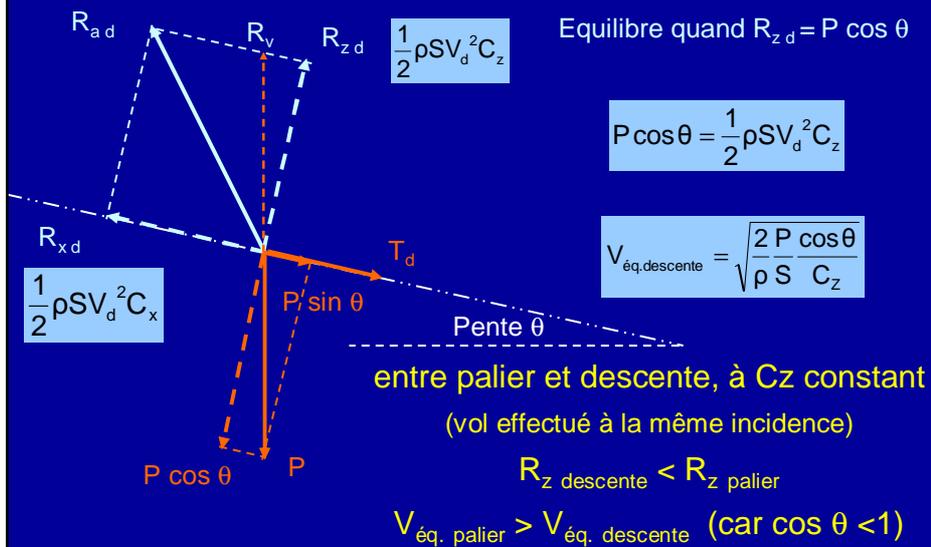


16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

21

## VOL EN DESCENTE AVEC MOTEUR : équation de sustentation

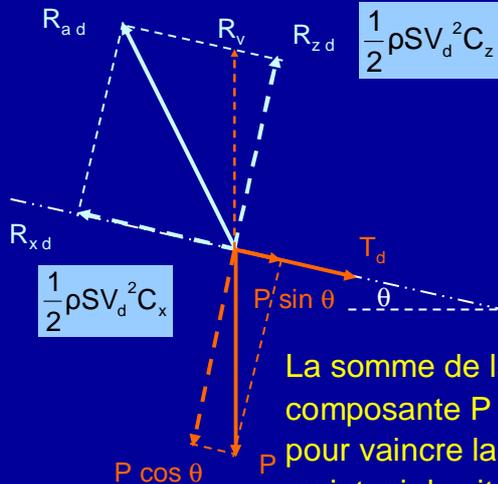


16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

22

## VOL EN DESCENTE AVEC MOTEUR : équation de propulsion



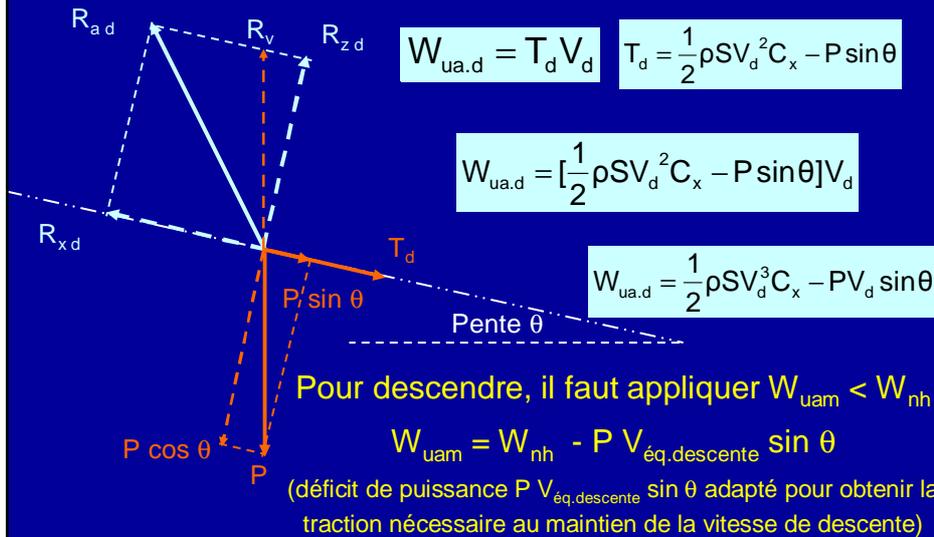
Equilibre quand  $R_{xd} = T_d + P \sin \theta$

$$T_d = \frac{1}{2} \rho S V_d^2 C_x - P \sin \theta$$

$$V_{\text{eq, descente}} = \sqrt{\frac{2 P \cos \theta}{\rho S C_z}}$$

La somme de la traction  $T_d$  et de la composante  $P \sin \theta$  doit être suffisante pour vaincre la traînée  $R_{xd}$  et ainsi maintenir la vitesse d'équilibre en descente

## VOL EN DESCENTE AVEC MOTEUR : équation de propulsion



$$W_{ua,d} = T_d V_d$$

$$T_d = \frac{1}{2} \rho S V_d^2 C_x - P \sin \theta$$

$$W_{ua,d} = \left[ \frac{1}{2} \rho S V_d^2 C_x - P \sin \theta \right] V_d$$

$$W_{ua,d} = \frac{1}{2} \rho S V_d^3 C_x - P V_d \sin \theta$$

Pour descendre, il faut appliquer  $W_{uam} < W_{nh}$

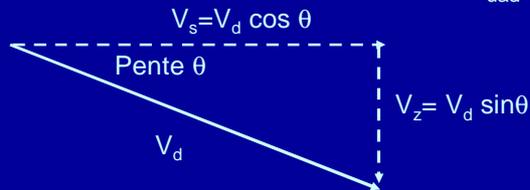
$$W_{uam} = W_{nh} - P V_{\text{eq, descente}} \sin \theta$$

(déficit de puissance  $P V_{\text{eq, descente}} \sin \theta$  adapté pour obtenir la traction nécessaire au maintien de la vitesse de descente)

## VOL EN DESCENTE AVEC MOTEUR : vitesse verticale Vz

Vitesse de descente  $V_d = V_{\text{éq}}$

$$W_{\text{uad}} = W_{\text{nh}} - P V_d \sin \theta$$



de  $V_z = V_d \sin \theta$  il vient  $PV_z = PV_d \sin \theta$

$$W_{\text{uad}} = W_{\text{nh}} - P V_d \sin \theta \quad \text{devient}$$

$$W_{\text{uad}} = W_{\text{nh}} - PV_z \quad \text{d'où l'on tire}$$

$$V_z = \frac{W_{\text{nh}} - W_{\text{uad}}}{P}$$

☞  $+ W_{\text{uad}}$  est faible et  $+ la vitesse de chute  $V_z$  est forte$

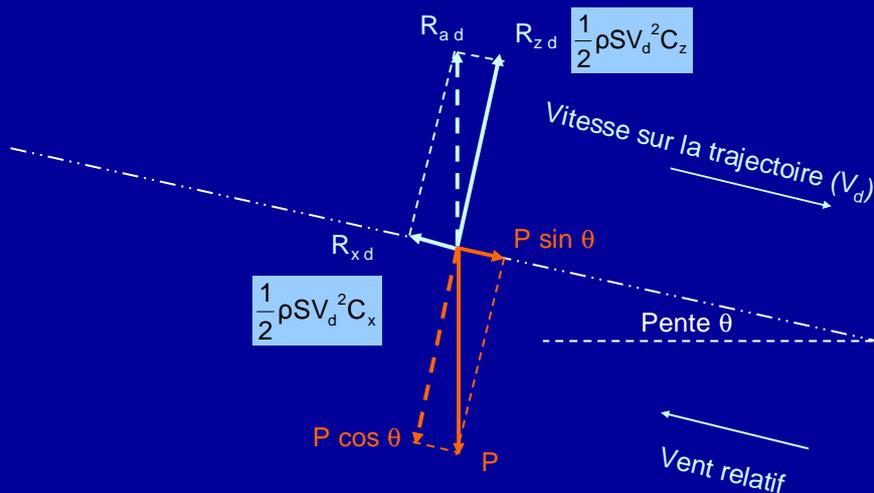
☞ quand  $W_{\text{uad}} = 0$  c'est la descente "moteur réduit" (vol plané)

16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

25

## VOL EN DESCENTE PLANEE (moteur réduit): Forces en présence



16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

26

## VOL EN DESCENTE PLANEE (moteur réduit): équation de sustentation

Equilibre quand  $R_{zd} = P \cos \theta$

$$P \cos \theta = \frac{1}{2} \rho S V_d^2 C_z$$

$$V_{\text{eq, descente}} = \sqrt{\frac{2 P \cos \theta}{\rho S C_z}}$$

→ à l'équilibre, pour un  $C_z$  donné, une seule  $V_{\text{eq}}$  et une seule pente de trajectoire sont possibles

→ si  $C_z$  modifié (par variation d'incidence due à un changement d'assiette ou de la direction du vent relatif), la vitesse s'auto-adapte pour retrouver les conditions de l'équilibre et la pente de trajectoire est modifiée

16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

27

## VOL EN DESCENTE PLANEE (moteur réduit): équation de propulsion

$W_{nd} = P \sin \theta \cdot V_d$        $P \sin \theta = R_{xd}$

$$W_{nd} = \frac{1}{2} \rho S V_d^3 C_x$$

La composante  $P \sin \theta$  est une « traction » qui compense la traînée  $R_{xd}$  et ainsi maintient la vitesse d'équilibre

16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

28

## VOL EN DESCENTE PLANEE (moteur réduit): la polaire !

Polaire = représentation graphique de la vitesse verticale  $V_z$  en fonction de la vitesse d'équilibre  $V_{\text{éq.}}$  sur la trajectoire

$$V_z = f(V_{\text{éq.}})$$

$$V_z = \frac{W_{nh} - W_{uad}}{P} \text{ avec } Vz < 0$$

→ Si le moteur est « tout réduit », la puissance  $W_{uad} = 0$

$$V_{z,\text{moteur.réduit}} = \frac{W_{nh}}{P}$$

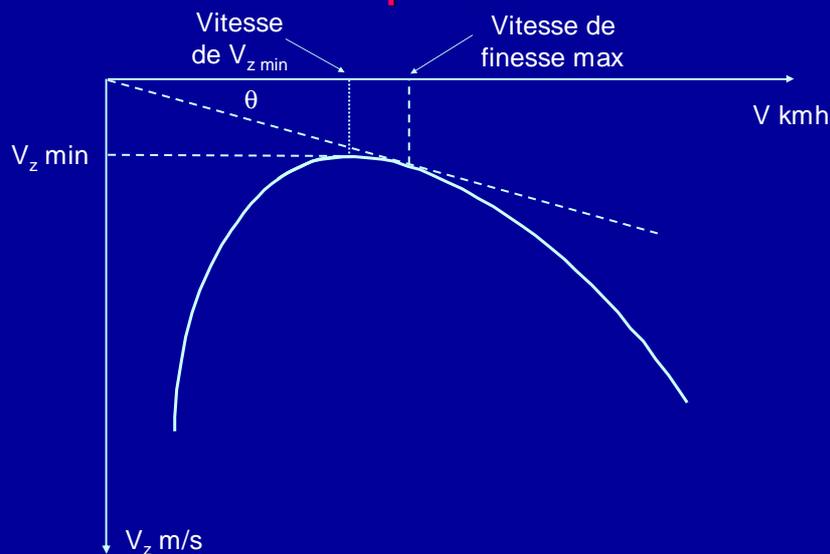
→ La polaire est la représentation graphique de la puissance nécessaire au vol horizontal au facteur  $1/P$  près

16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

29

## VOL EN DESCENTE PLANEE (moteur réduit): la polaire !



16/10/2008

Formation théorique Pilote privé Avion (PPL)  
Aéroclub du CE AIRBUS France Toulouse René Barbaro

30