Puissances et vitesses d'utilisation

CROISIERE

En atmosphère standard, à la masse maxi de 1000 kg :

Alti. (ft)	Puissance à 75%			Puissance à 65%		
	RPM	Vp km/h	L/h	RPM	Vp km/h	L/h
0	2560	225	38	2440	207	33
3000	2600	229	38	2480	212	33
5000	2620	232	39	2500	214	33
7500	2690	237	39	2520	215	33
10000	-	-	-	2580	223	34

Essence Quantité utilisable	Puissance – Conso horaire	
	75%-39 L/h	65%-33 L/h
Si Alarme bas niveau **15 Litres** (17)	Autonomie **23** mn (26)	Autonomie **27** mn (30)
109 Litres	**2** h **47** mn	**3** h **18** mn
+ **50 Litres**	+ **1** h **17** mn	+ **1** h **30** mn

VITESSES D'UTILISATION (en KIAS)	Flaps	Vi
Finesse maximum[31]	CRUISE	73
Vi début de rotation pour TOD min[32]	T/O	44
Vitesse atteinte au décollage	T/O	52
Vitesse de montée jusqu'à 50 ft	T/O	58
Panne après décollage (mini : 67 à Ø 37°)	T/O	70
Montée à pente maximum Θ_{max}	T/O	62
Montée au taux maximum Vz_{max}	T/O	68
	CRUISE	75
Approche (vent arrière-base)	T/O	78
Finale-Atterrissage normal	LDG	60

Vitesses minima de sustentation (décrochage)

Inclinaison Ø°	**0°**	30°	45°	60°
V_S volets "Cruise"	**42**	47	55	68
V_{S1} volets Take-off" (T/O)	**40**	44	52	65
V_{S0} volets "Landing" (LDG)	**34**	39	46	58

Vitesses maxima

A ne jamais dépasser	$\mathbf{V_{ne}}$	164
En évolution dans une atmosphère agitée	$\mathbf{V_{no}}$	118
Pour sortir les volets : $\mathbf{V_{fe}}$	T/O : 100	LDG : 78
Limite démontrée du **Vent de travers**	**20 kt**	

Vitesses minima d'évolution à inclinaison Ø°= 37°

Volets	**1,45 Vs** à 0°d'inclinaison
"Cruise"(0°)	**70**
"Take-off" (T/O)	**67**

"Take-off" (T/O)	**67**
"Landing" (LDG)	**60**

Vi minima d'évolution à ≠ Ø° et positions des volets

		Finale vent calme		**Vi opérationnelles minima** (arrondies à la ½ dizaine supérieure)					
V/Vs ([2])	1.1	1.2	**1.3**	1.31	1.34	1.40	1.45	1.55	1.83
Ø°	**0°**	**0°**	**<5°**	**10°**	**20°**	**30°**	**37°**	**45°**	**60°**
Cruise	50	55	63	65	65	70	70	80	95
T/O	45	50	58	60	60	65	70	75	90
LDG	40	50	52	55	55	60	60	65	~~81~~

[1] TOD = take-off distance - Cf. Manuel de vol § 4.4.7

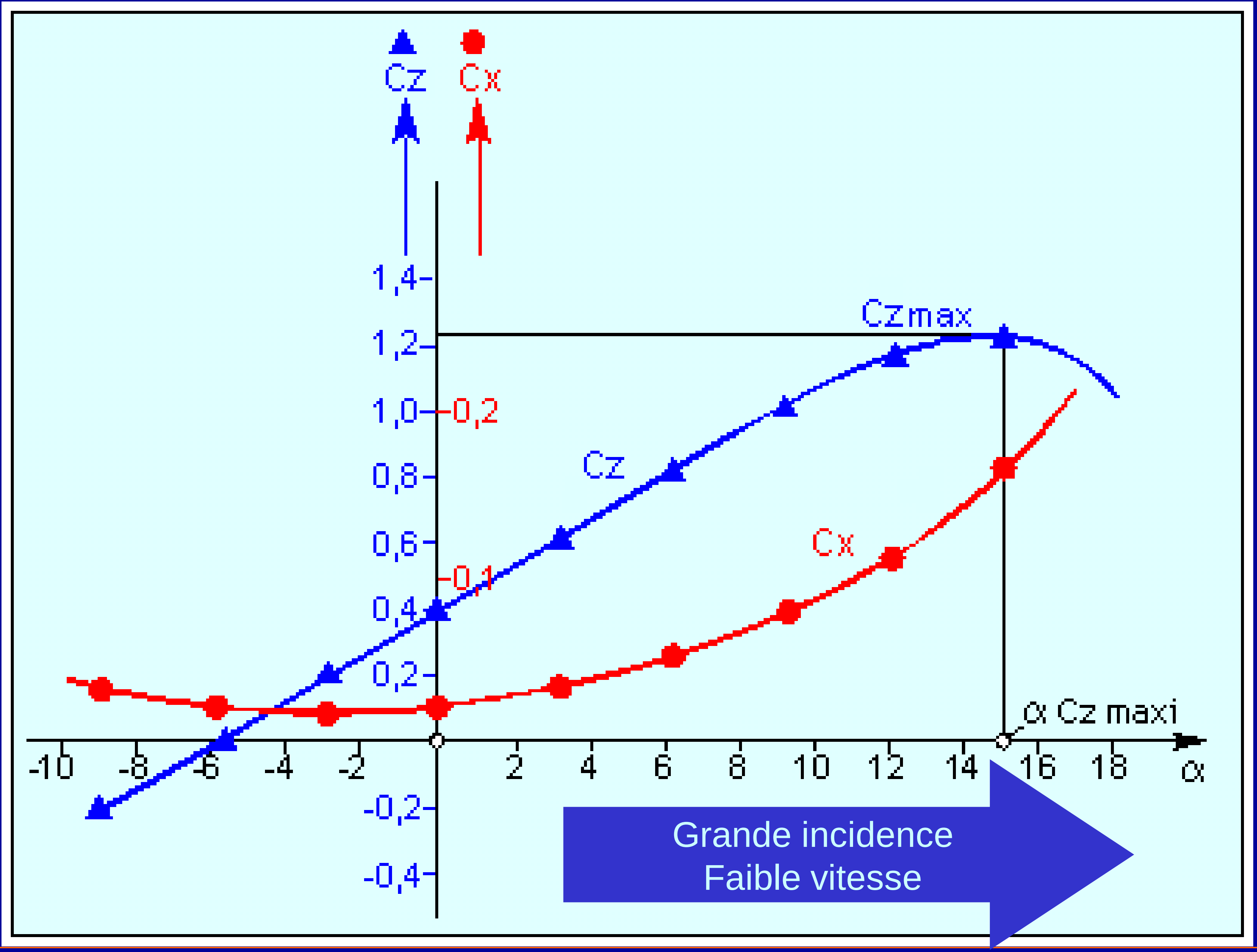
[2] Rapport V/Vs à $Ø = 0°$ appliqué à KCAS puis conversion en KIAS selon Table 1 du §5.3.1 Airspeed System Calibration

Rédacteur : J. Loury

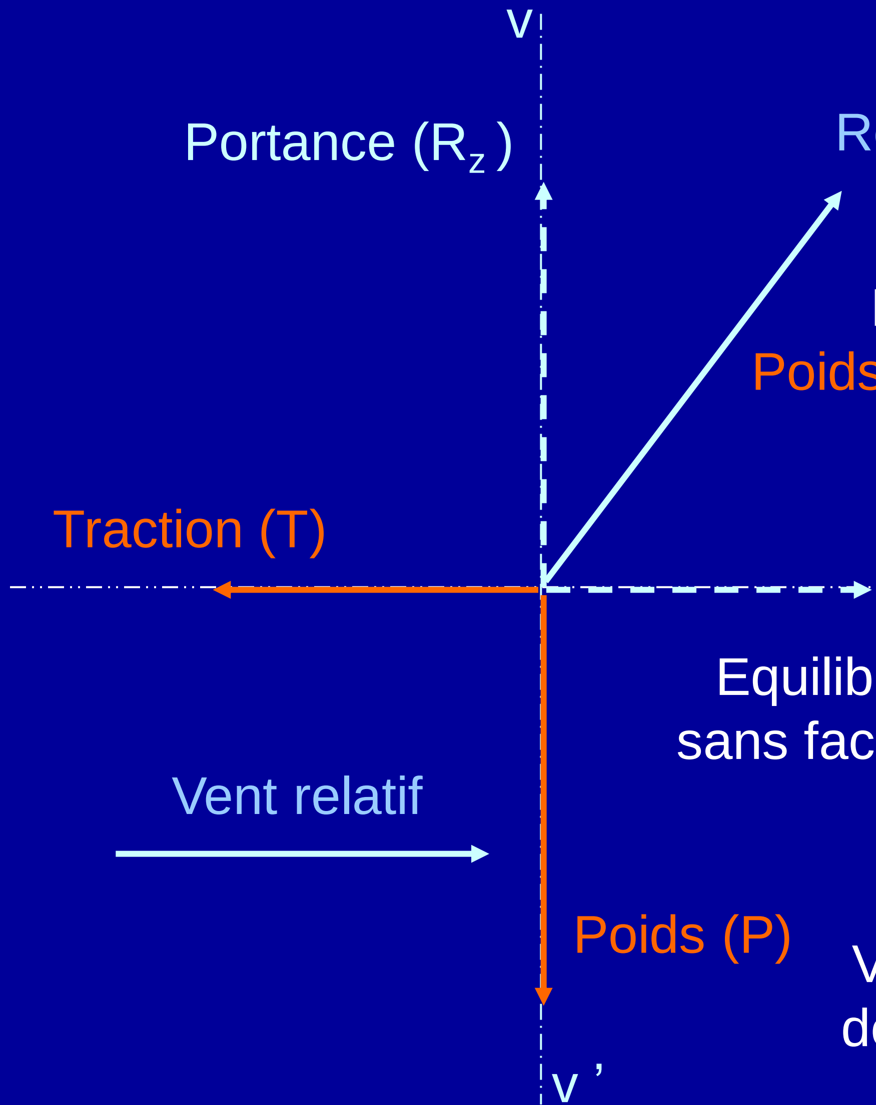
Formules de la Portance et de la Traînée

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

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


Cz
Cx
1,4
1,2
1,0
0,2
0,8
0,6
0,1
0,4
0,2
-0,2
-0,4
Cz max
Cz
Cx
α Cz maxi
-10
-8
-6
-4
-2
2
4
6
8
10
12
14
16
18
α
Grande incidence
Faible vitesse

VOL EN PALIER : équation de sustentation



Equilibre quand
Poids (P) = Portance (R_z)

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

Equilibre à vitesse stabilisée,
sans facteur de charge, atteint à

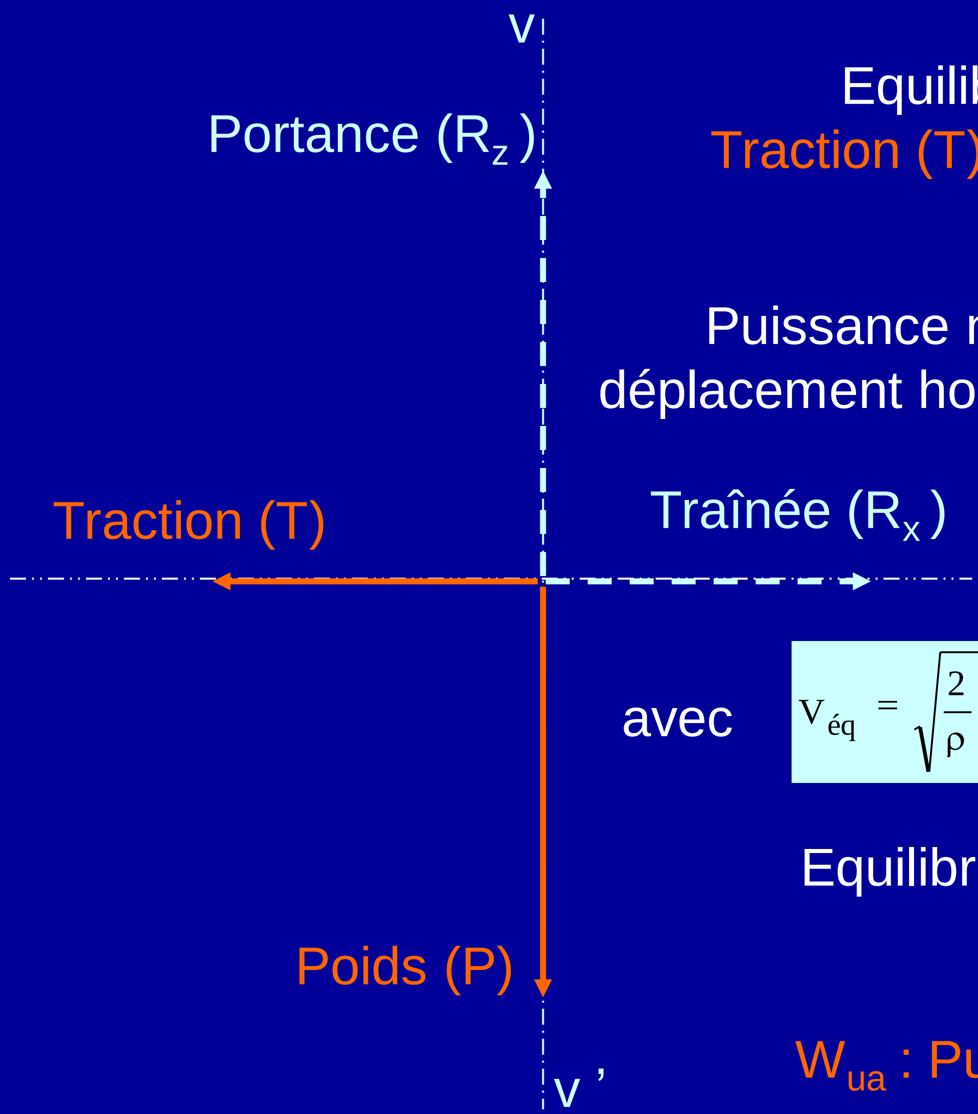
$$V_{éq} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{P}{S} \frac{1}{C_Z}}$$

Vitesse minimum
de sustentation V_s

$$V_s = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{P}{S} \frac{1}{C_{Z\,max}}}$$

Le terme P/S est appelé "charge alaire"

VOL EN PALIER : équation de propulsion



Equilibre quand
Traction (T) = Traînée (R_x)

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

Puissance nécessaire au déplacement horizontal $W_{nh} = T\,V$

$$W_{nh} = \frac{1}{2} \rho S V^3 C_x$$

avec

$$V_{éq} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{P}{S} \frac{1}{C_Z}}$$

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

Equilibre de puissance à vitesse stabilisée, sans facteur de charge :
$W_{nh} = W_{ua}$

W_{ua} : Puissance utile appliquée, fournie par le moteur via l 'hélice

VOL EN PALIER : autonomie maximum

Autonomie = temps de vol effectué avec l'énergie disponible

$$\text{Puissance} = \frac{\text{Energie}}{\text{Temps}} \qquad \text{Temps} = \frac{\text{Energie}}{\text{Puissance}}$$

L'énergie disponible à bord est limitée : le temps de vol effectué sera maximum si la puissance nécessaire au vol est minimum

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

terme $\frac{2}{\rho}\frac{P^3}{S}$ constant, au délestage près

Wnh minimum si $\frac{C_X^2}{C_Z^3}$ est minimum ; ce qui est obtenu à la vitesse "plafond"

Autonomie maximum à la VITESSE D'ATTENTE

VOL EN PALIER : rayon d ’action maximum

Rayon d’action = déplacement effectué avec énergie disponible

L ’énergie disponible E_{disp} est consommée pour fournir le travail moteur T.d (travail de la traction T pendant son déplacement d)

$$d = \frac{E_{disp}}{T}$$

Rayon d'action d maximum si T minimum

En palier

$T = R_x$ et $R_z = P$

Finesse $f = \frac{R_Z}{R_X}$

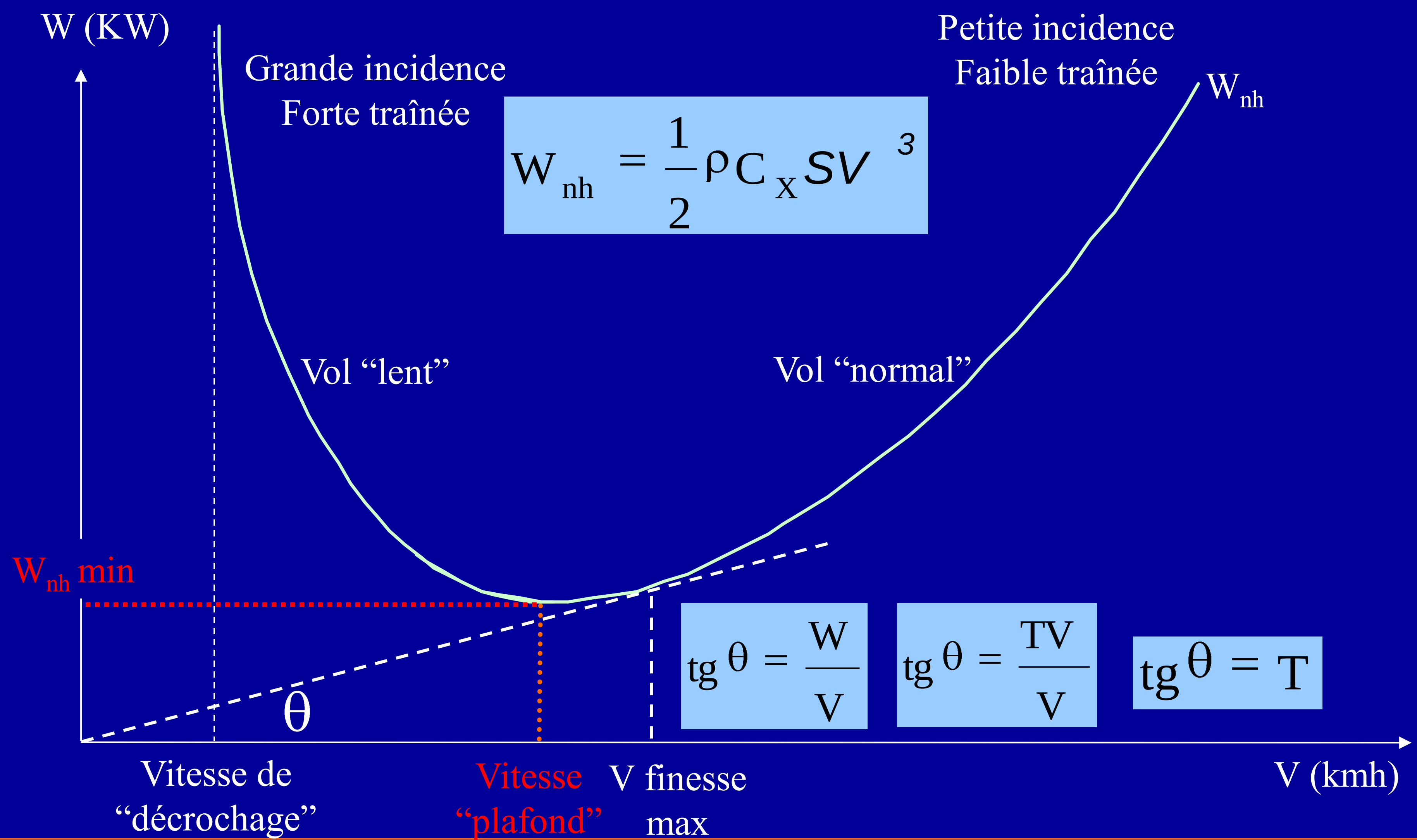
$$R_x = \frac{R_Z}{f}$$

$$T = \frac{P}{f}$$

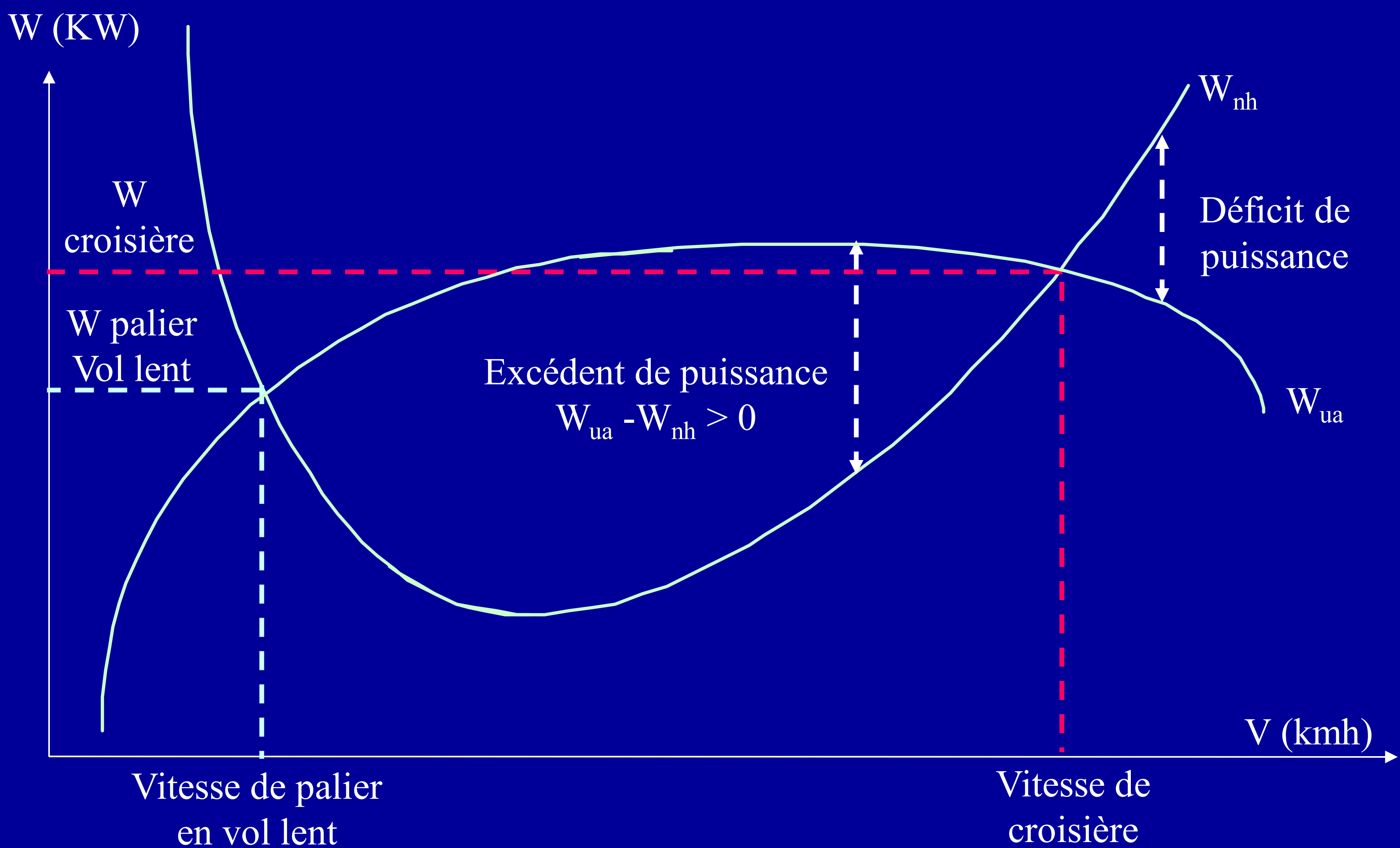
Traction minimum quand la Finesse est maximum.

Rayon d'action maximum à la VITESSE DE FINESSE MAX.

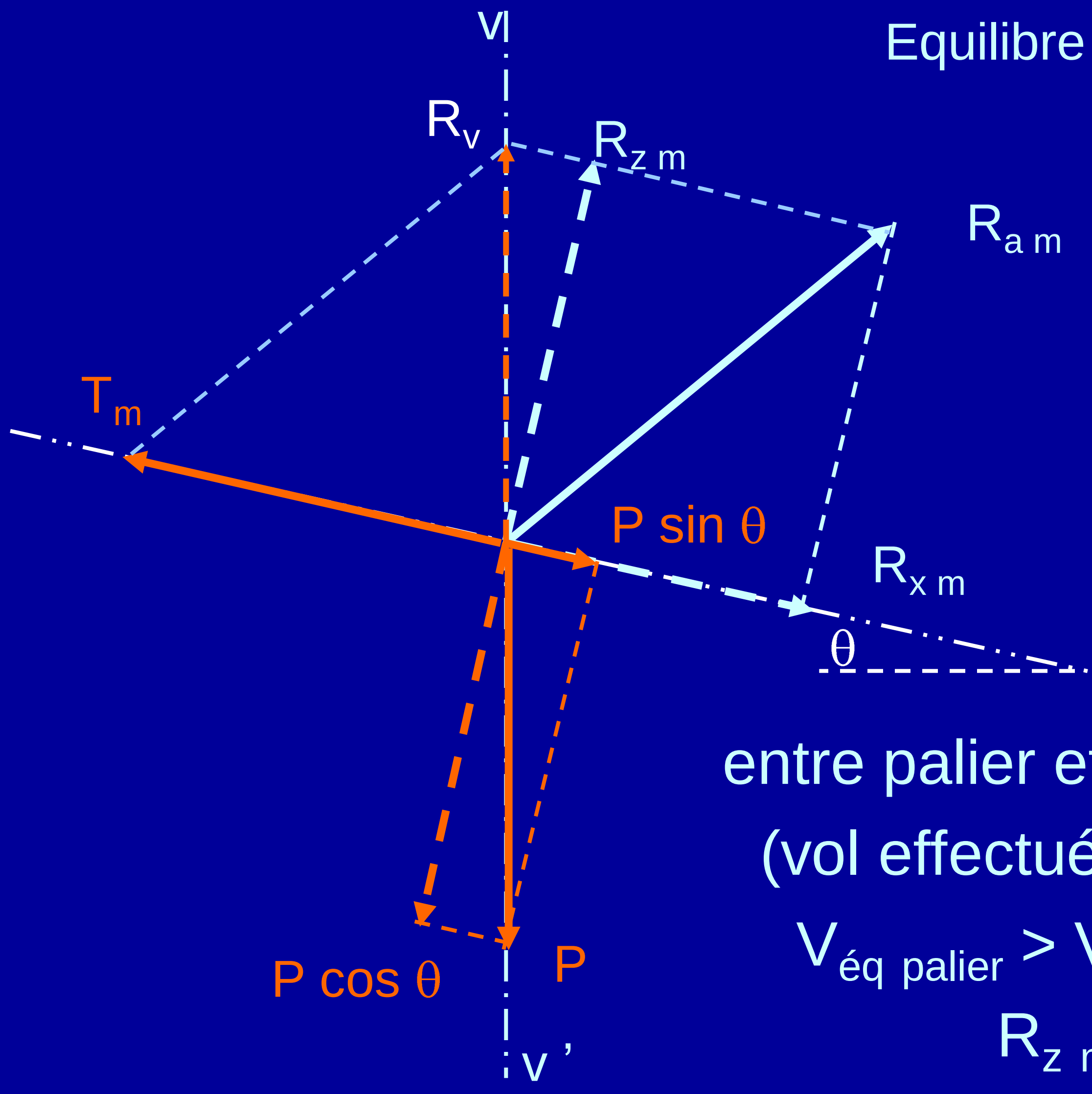
Variation de la Puissance nécessaire au vol horizontal selon la Vitesse d 'équilibre



Points « équipuissance » (en palier)



VOL EN MONTEE : équation de sustentation



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

Vitesse d 'équilibre en montée V_m

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

$$V_{éq\,.montée} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{P}{S}\frac{\cos\theta}{C_Z}}$$

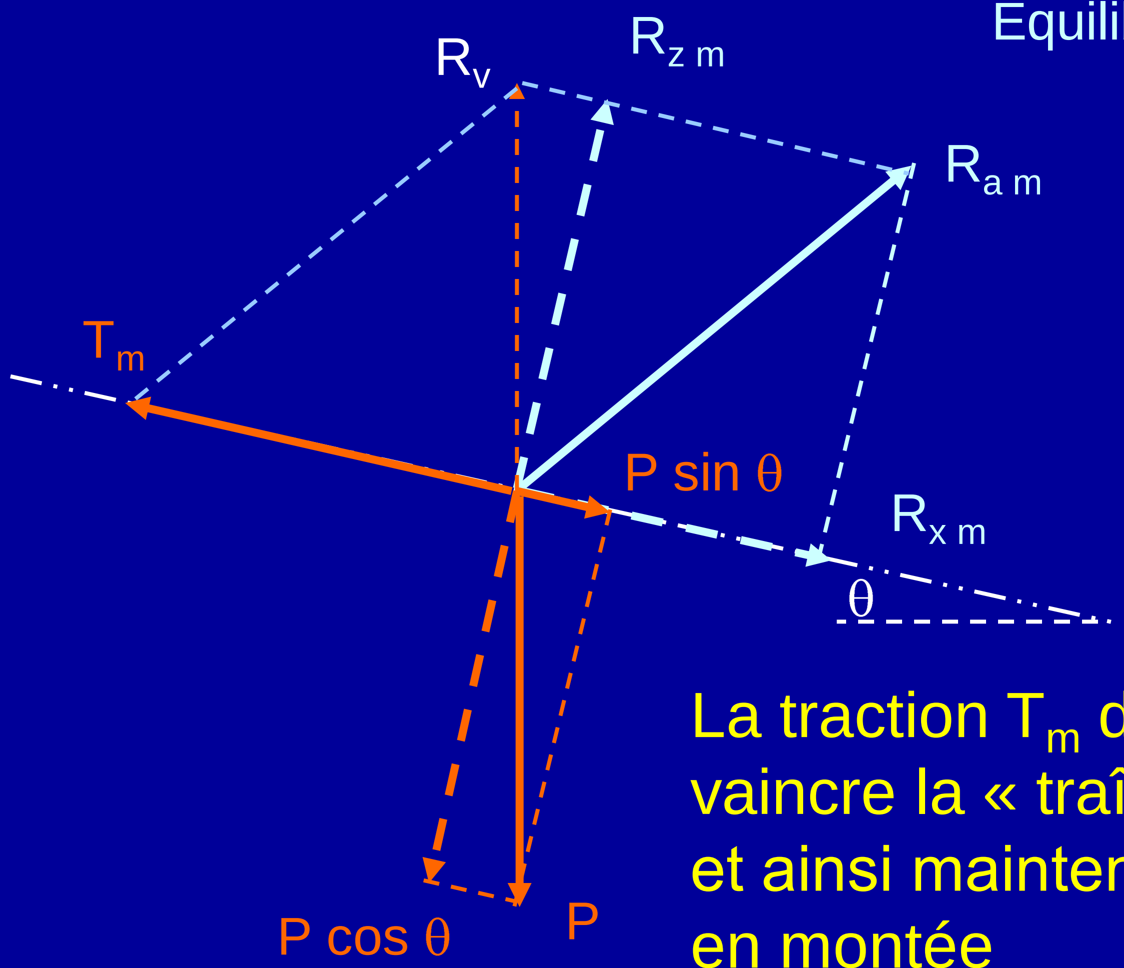
entre palier et montée, à Cz constant

(vol effectué à la même incidence)

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

$R_{z\ montée} < R_{z\ palier}$

VOL EN MONTEE : équation de propulsion



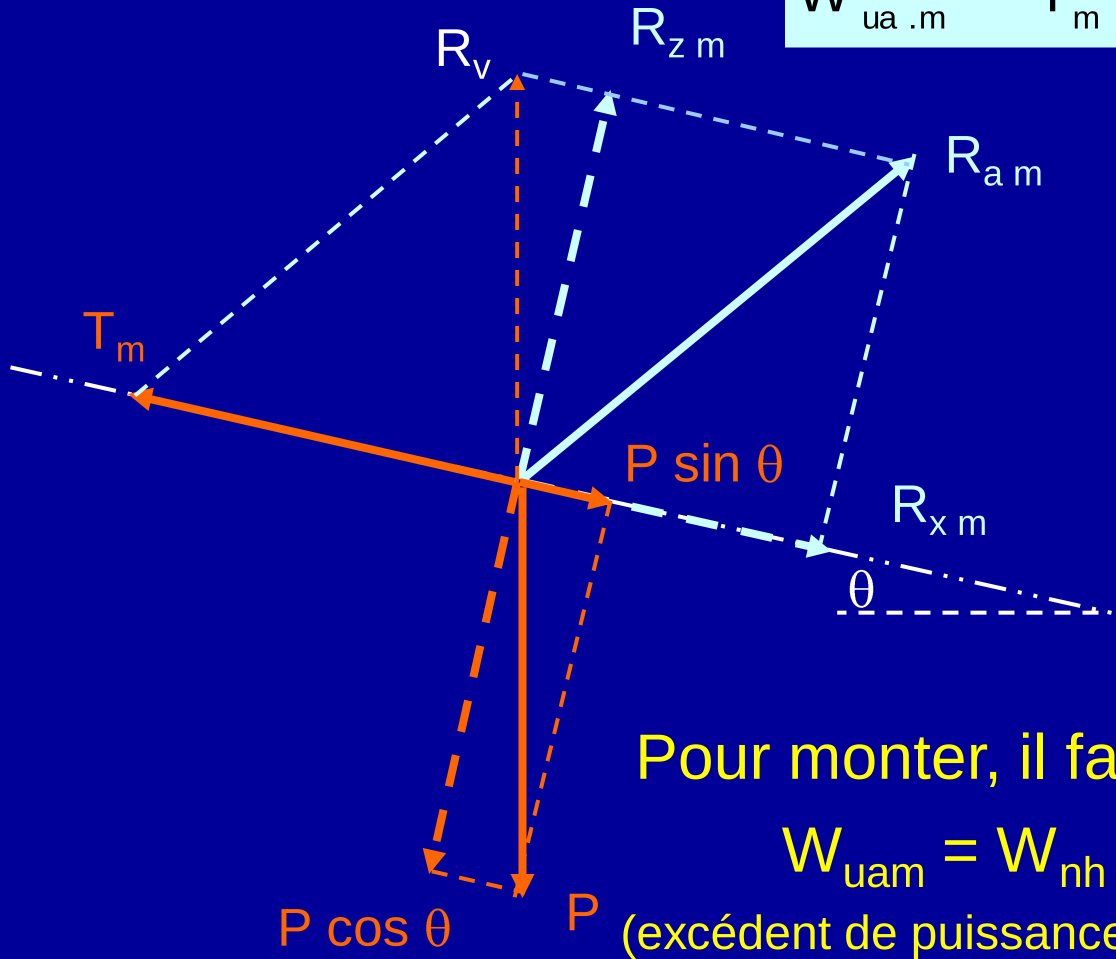
Equilibre quand $T_m = R_{x\,m} + P \sin\theta$

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

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

$$V_{\text{éq .montée}} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\,\frac{P}{S}\,\frac{\cos\theta}{C_Z}}$$

VOL EN MONTEE : équation de propulsion



$$W_{ua.m} = T_m V_m$$

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

$$W_{ua.m} = [\frac{1}{2}\rho S V_m^2 C_x + P \sin\theta] V_m$$

$$W_{ua.m} = \frac{1}{2}\rho S V_m^3 C_x + P V_m \sin\theta$$

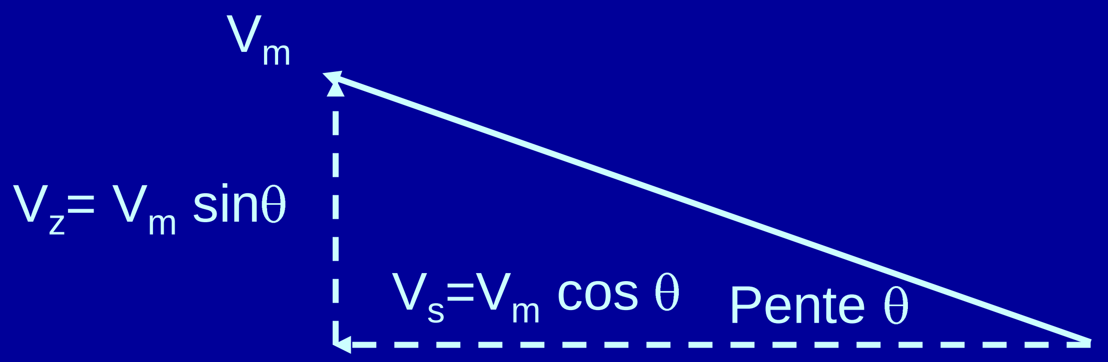
Pour monter, il faut appliquer $W_{uam} > W_{nh}$

$$W_{uam} = W_{nh} + P\,V_{éq.montée} \sin\theta$$

(excédent de puissance suffisant pour obtenir la traction nécessaire au maintien de la vitesse de montée)

VOL EN MONTEE : vitesse verticale Vz

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



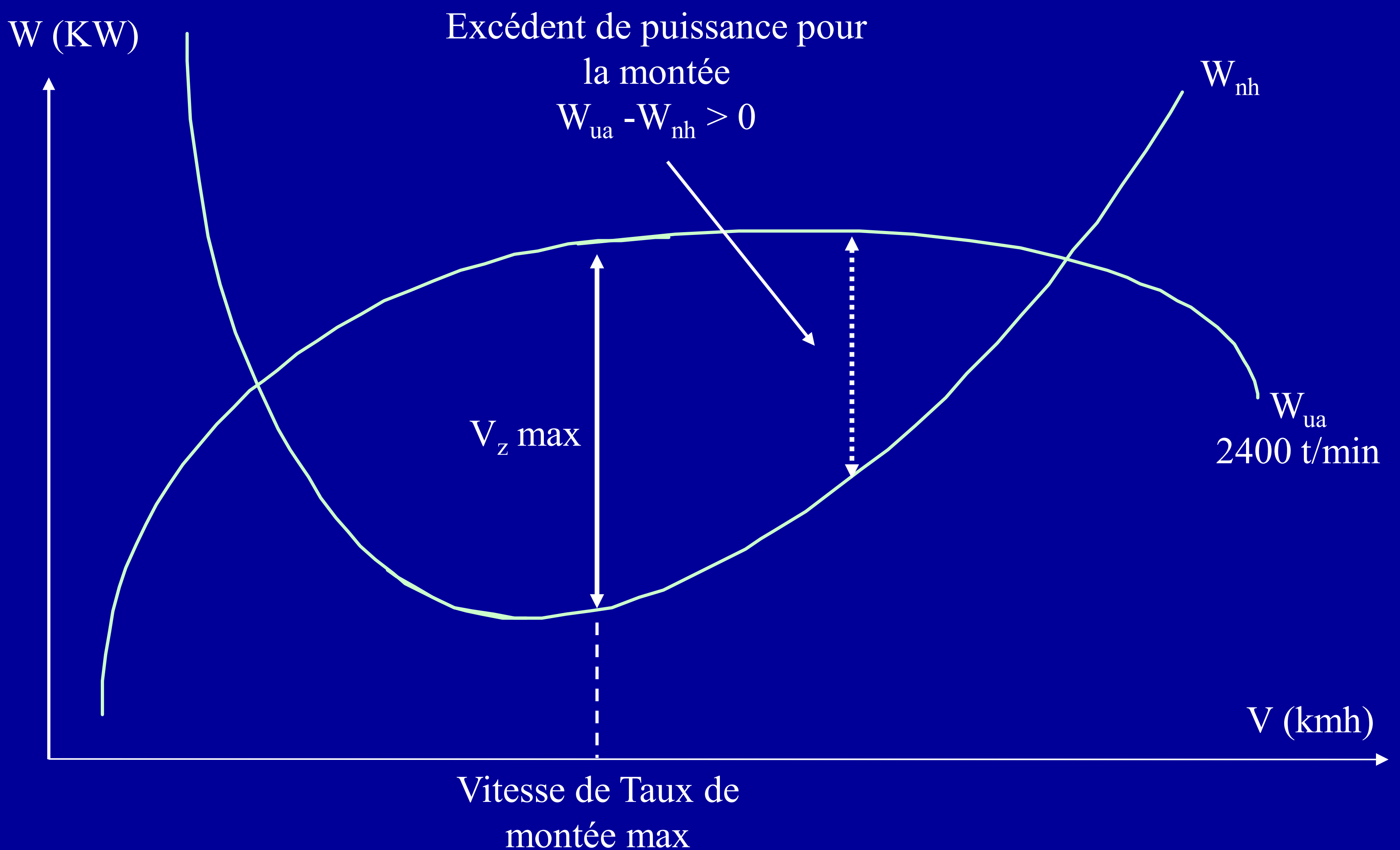
de $V_z = V_m \sin\theta$ il vient $PV_z = PV_m \sin\theta$

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

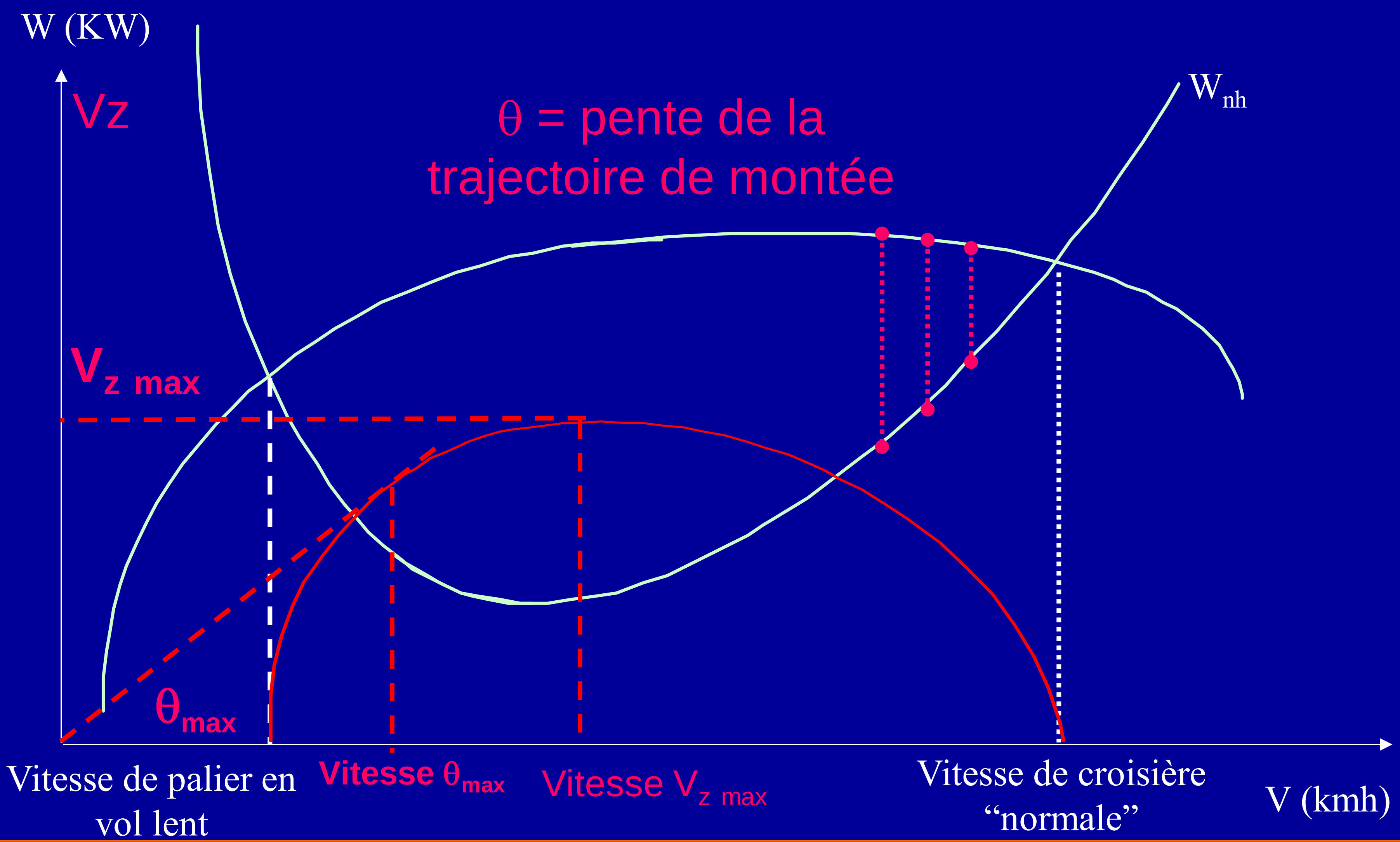
$W_{uam} = W_{nh} + PV_z$ d'où l'on tire

$$V_z = \frac{W_{uam} - W_{nh}}{P} \quad \textit{avec } Vz > 0$$

Variation de Vz selon V à régime moteur constant



Graphe de Vz en fonction de V à régime moteur constant



Facteurs physiques qui influent sur les performances

Altitude Z (pression atmosphérique) et Température T °C

Masse volumique de l'air ρ

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")

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

$$V_{\acute{e}q\,Z} = \sqrt{\frac{2}{\rho_Z}\frac{P}{S}\frac{1}{C_z}}$$

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

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

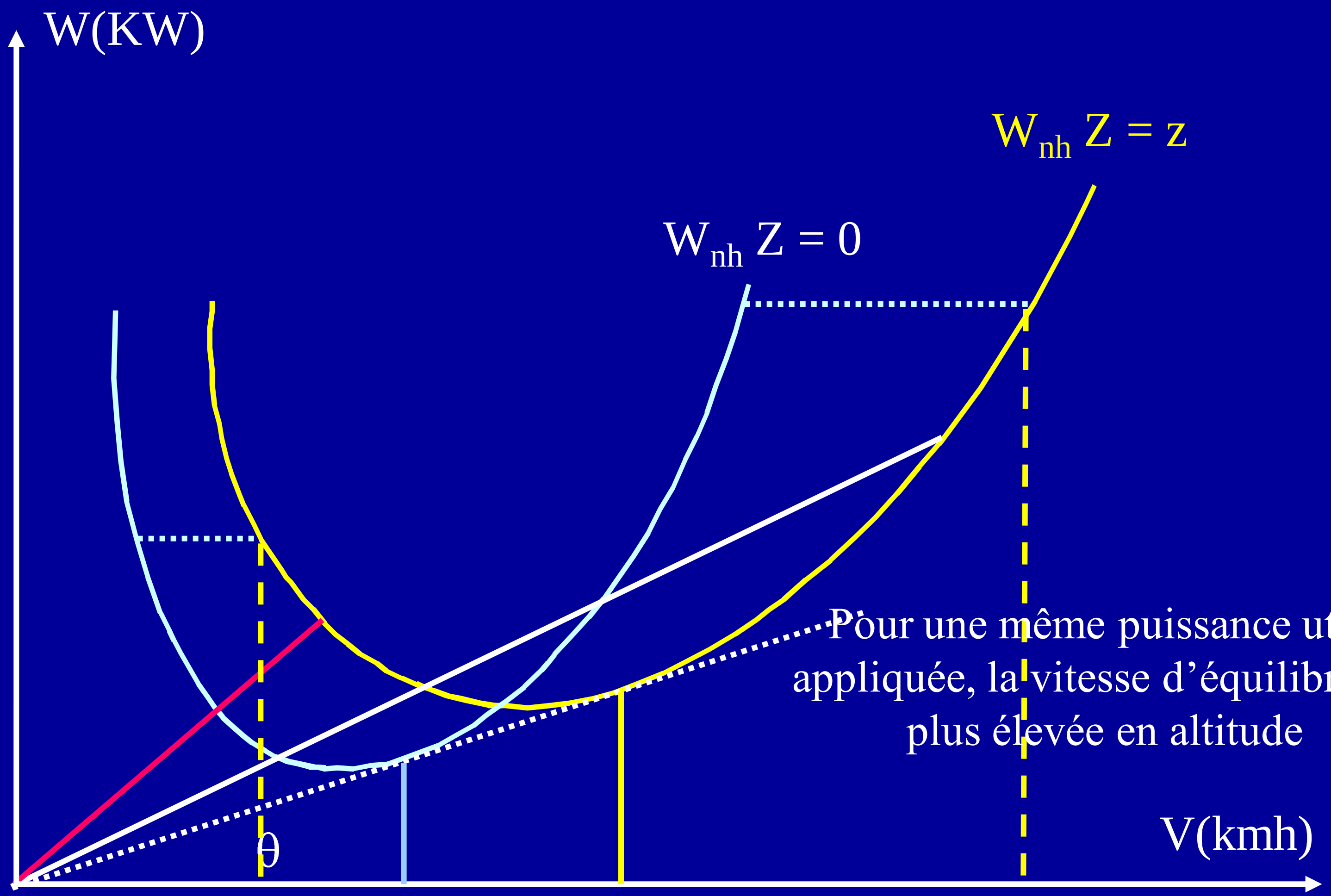
$$V_{\acute{e}qZ=Z} = V_{\acute{e}qZ=0}\frac{1}{\sqrt{\delta}}$$

$$W_{nhZ=Z} = W_{nhZ=0}\frac{1}{\sqrt{\delta}}$$

$V_{\acute{e}q}$ et W_{nh} sont affectés par le même facteur $\frac{1}{\sqrt{\delta}}$

Courbe de puissance selon l'altitude déduite par l 'homothétie $\frac{1}{\sqrt{\delta}}$

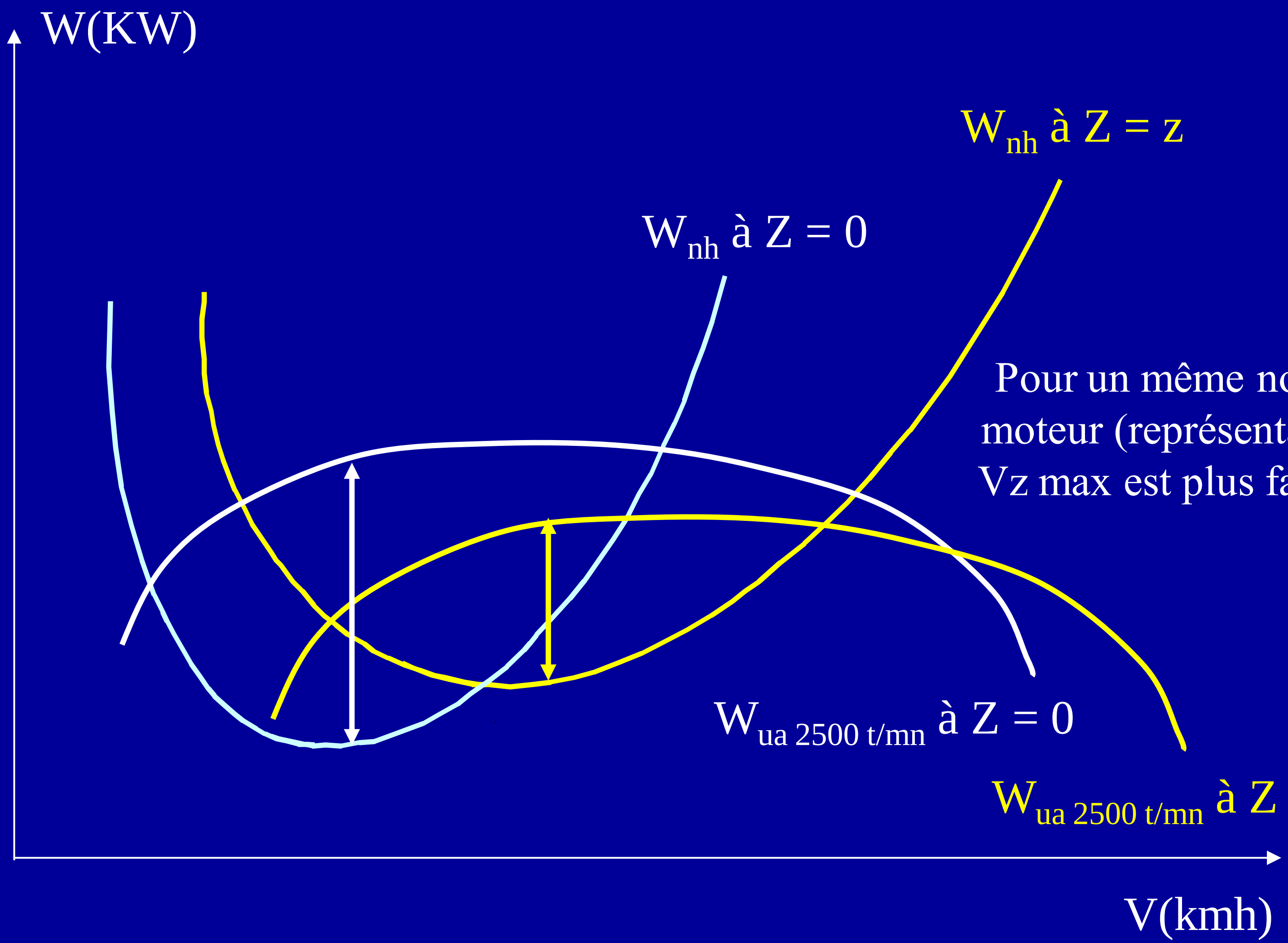
Influence de l ’altitude : évolution de la courbe de puissance nécessaire au vol



Pour une même puissance utile appliquée, la vitesse d’équilibre est plus élevée en altitude

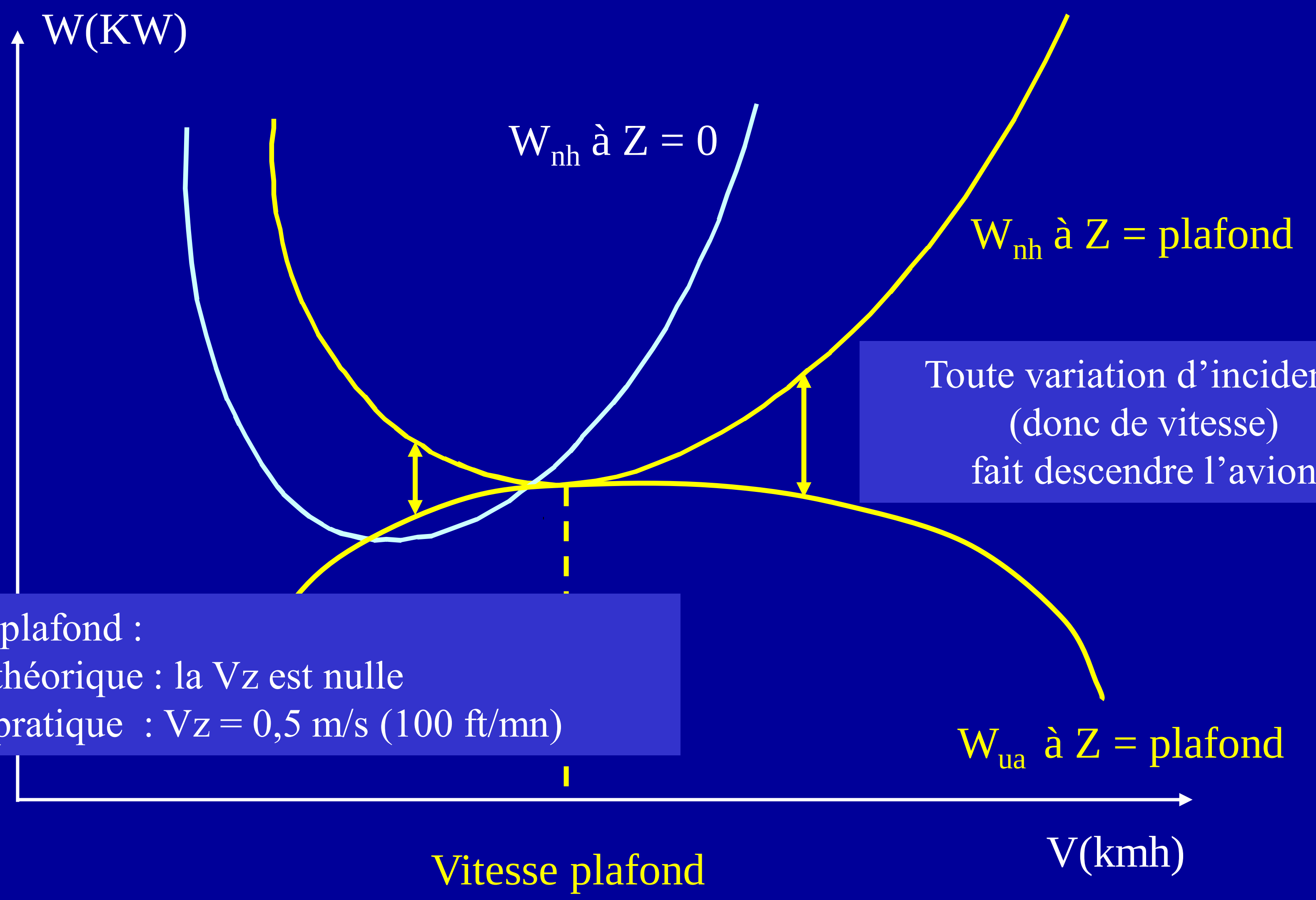
Finesse max inchangée mais Vitesse de Finesse max plus élevée en altitude

Influence de l ’altitude : évolution de la vitesse verticale (Vz max)



Pour un même nombre de tours moteur (représentatif de Wua), la Vz max est plus faible en altitude

Influence de l ’altitude : « le plafond »



Toute variation d’incidence
(donc de vitesse)
fait descendre l’avion

Au plafond :

- théorique : la Vz est nulle
- pratique : Vz = 0,5 m/s (100 ft/mn)

Influence de l ’altitude : conclusions

Si Altitude croît, il y a augmentation de :

- Vitesse d’équilibre en palier, en montée et descente
- Vitesse minimale de sustentation (Vs)
- 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)

Influence de la température T°C

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

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

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

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

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

Si t°C$_{air}$ > t°C$_{ISA}$ il y a augmentation (diminution si t°C$_{air}$ < t°C$_{ISA}$) de :

- Vitesse d'équilibre en palier, en montée et descente
- Vitesse minimale de sustentation (Vs)
- 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)

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

$$V_{\acute{e}q\ P_1} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{P_1}{S}\frac{1}{C_z}}$$

$$V_{\acute{e}q\ P_2} = V_{\acute{e}q\ P_1}\sqrt{\frac{P_2}{P_1}}$$

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

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

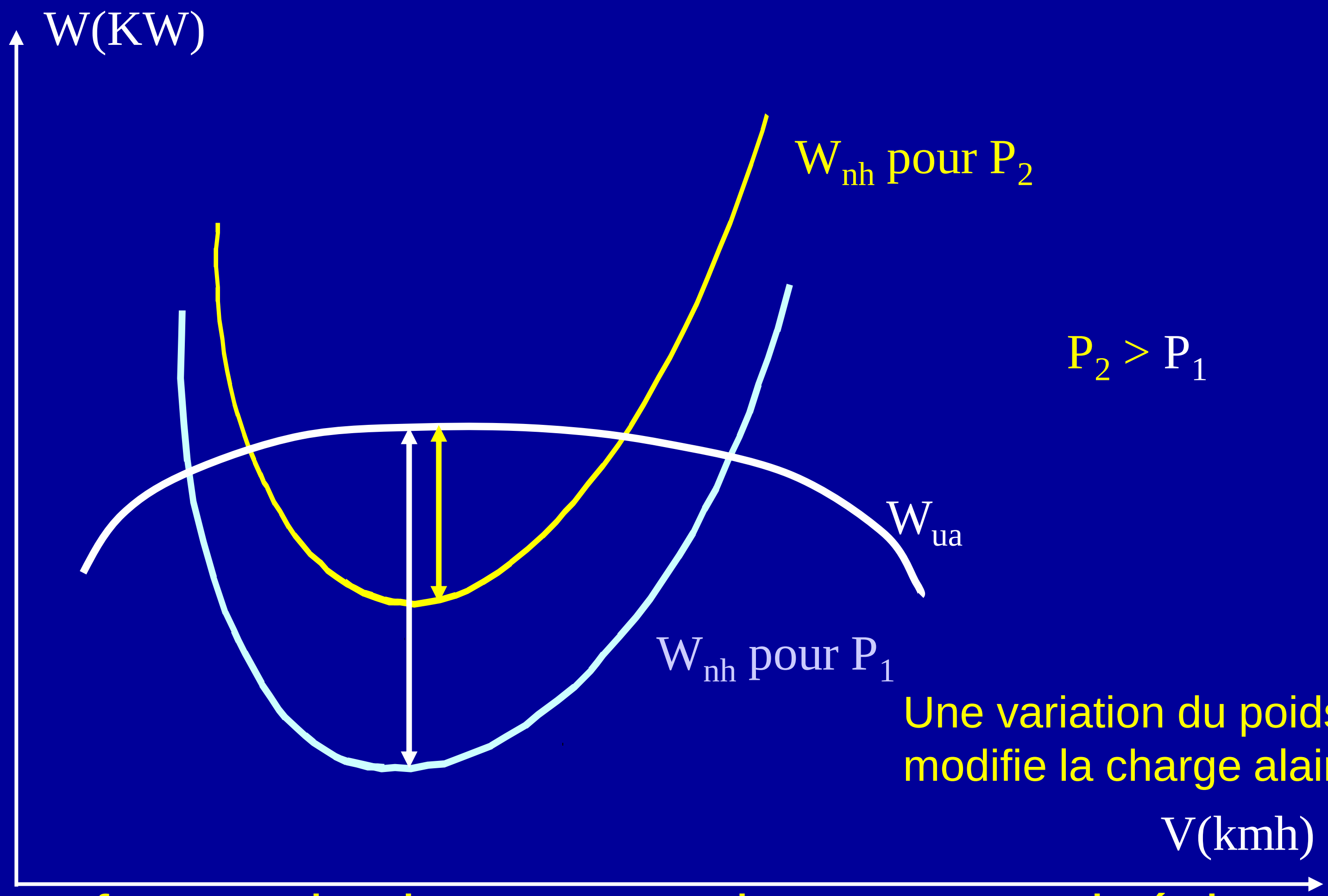
☞avec plus de poids (et/ou de facteur de charge) :

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

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

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

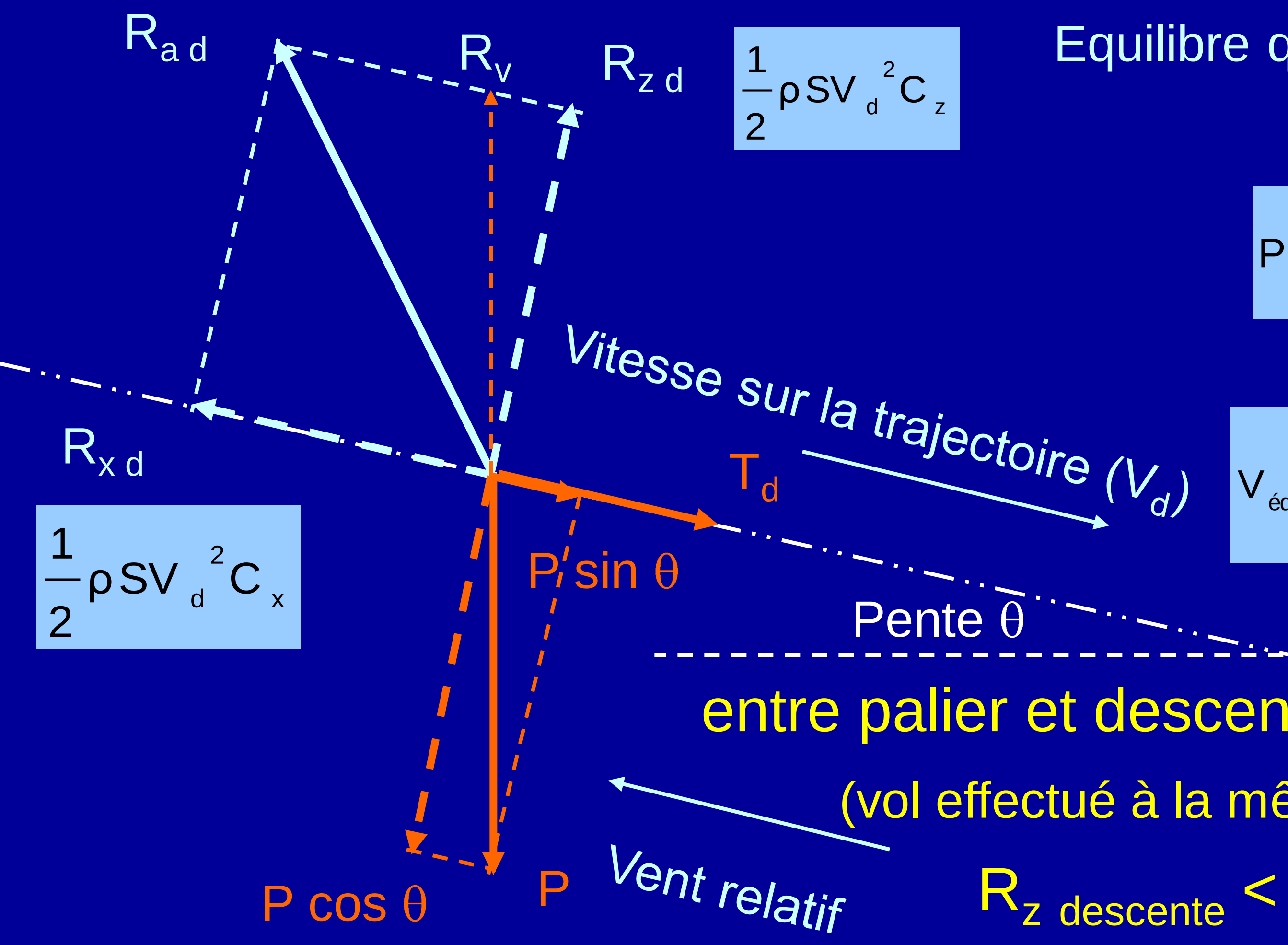
Influence du poids : évolution de la courbe de puissance nécessaire au vol



Une variation du poids P modifie la charge alaire P/S

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

VOL EN DESCENTE AVEC MOTEUR : équation de sustentation



$R_{z\,d}$: $\frac{1}{2}\rho S V_d^2 C_z$

$R_{x\,d}$: $\frac{1}{2}\rho S V_d^2 C_x$

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

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

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

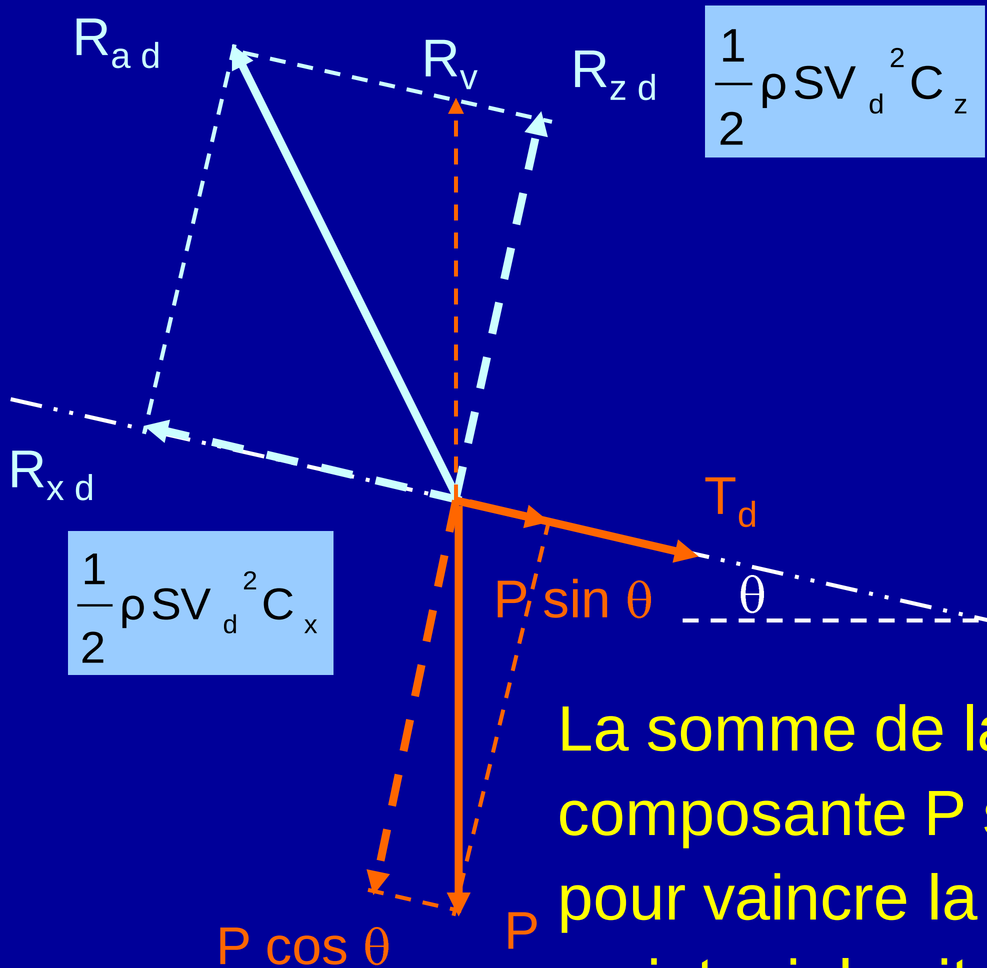
entre palier et descente, à Cz constant

(vol effectué à la même incidence)

$R_{z\text{ descente}} < R_{z\text{ palier}}$

$V_{\text{éq. palier}} > V_{\text{éq. descente}}$ (car cos θ <1)

VOL EN DESCENTE AVEC MOTEUR : équation de propulsion



Equilibre quand

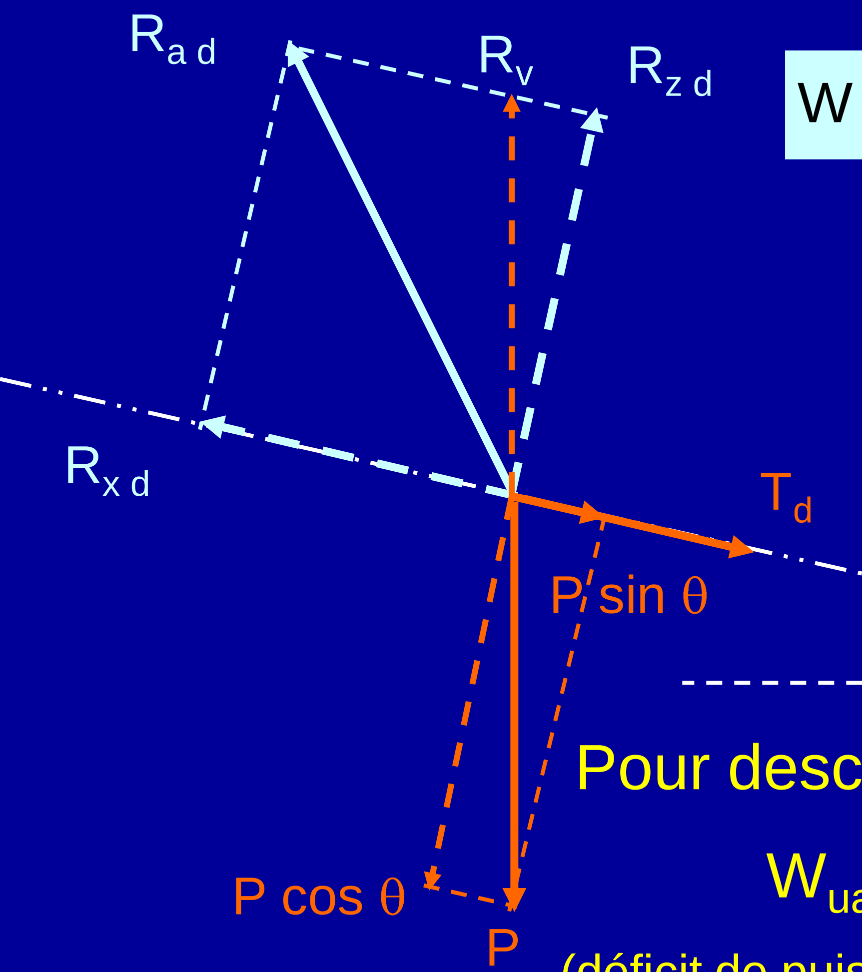
$$R_{x\,d} = T_d + P \sin\theta$$

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

$$V_{\acute{e}q\,.descente} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\,\frac{P}{S}\,\frac{\cos\theta}{C_z}}$$

La somme de la traction T_d et de la composante P sin θ 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



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

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

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

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

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

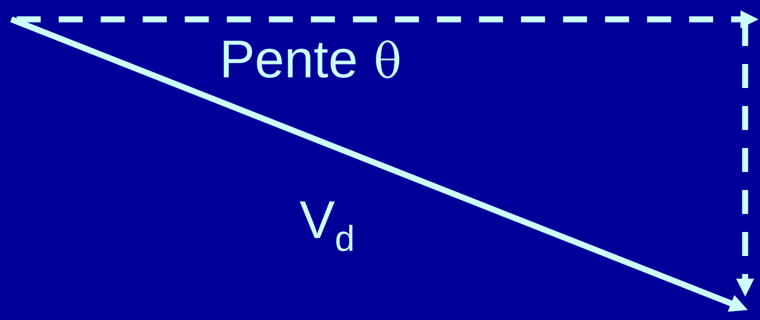
$$W_{uam} = W_{nh} - P\, V_{éq.descente} \sin\theta$$

(déficit de puissance $P\, V_{éq.descente} \sin\theta$ 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 = $V_{éq}$

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



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

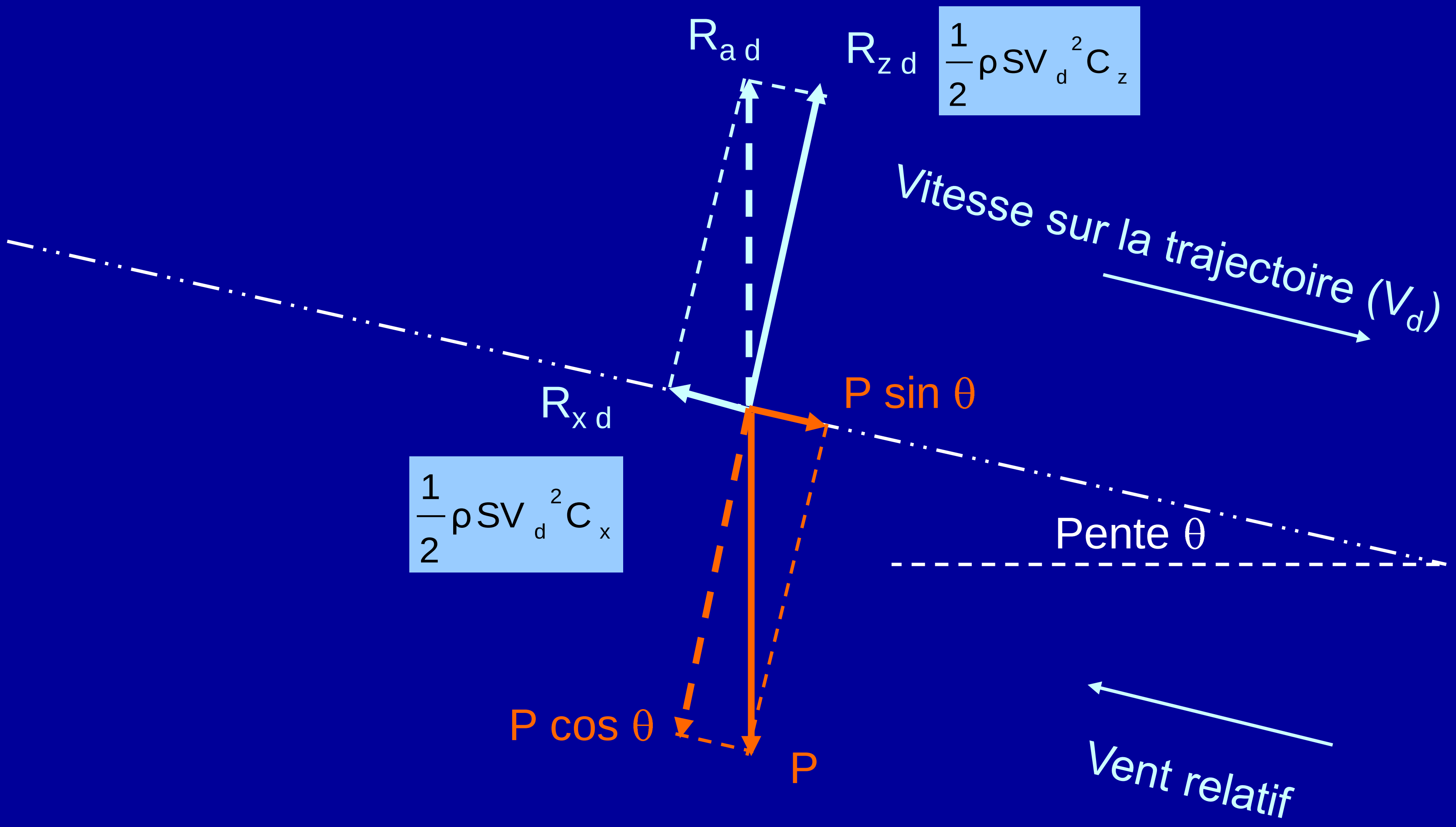
$W_{uad} = W_{nh} - P\,V_d \sin\theta$ devient

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

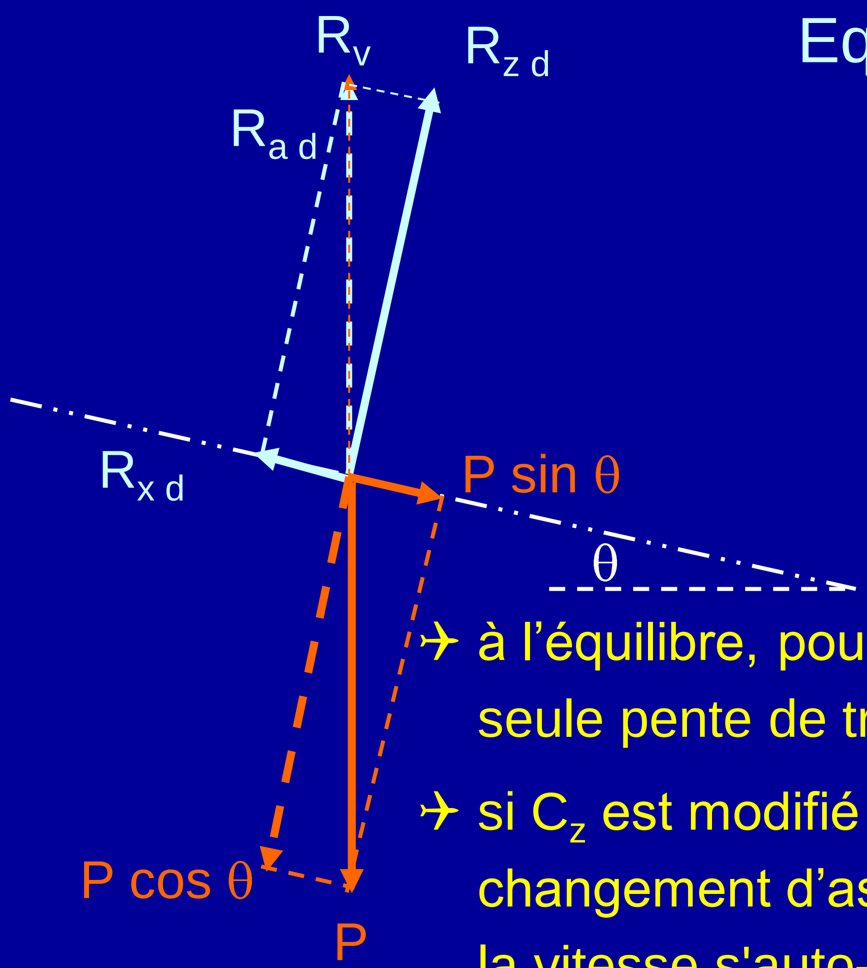
$$\boxed{V_z = \frac{W_{nh} - W_{uad}}{P}}$$

- + W_{uad} est faible et + la vitesse de chute V_z est forte
- quand W_{uad} = 0 c'est la descente "moteur réduit" (vol plané)

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



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



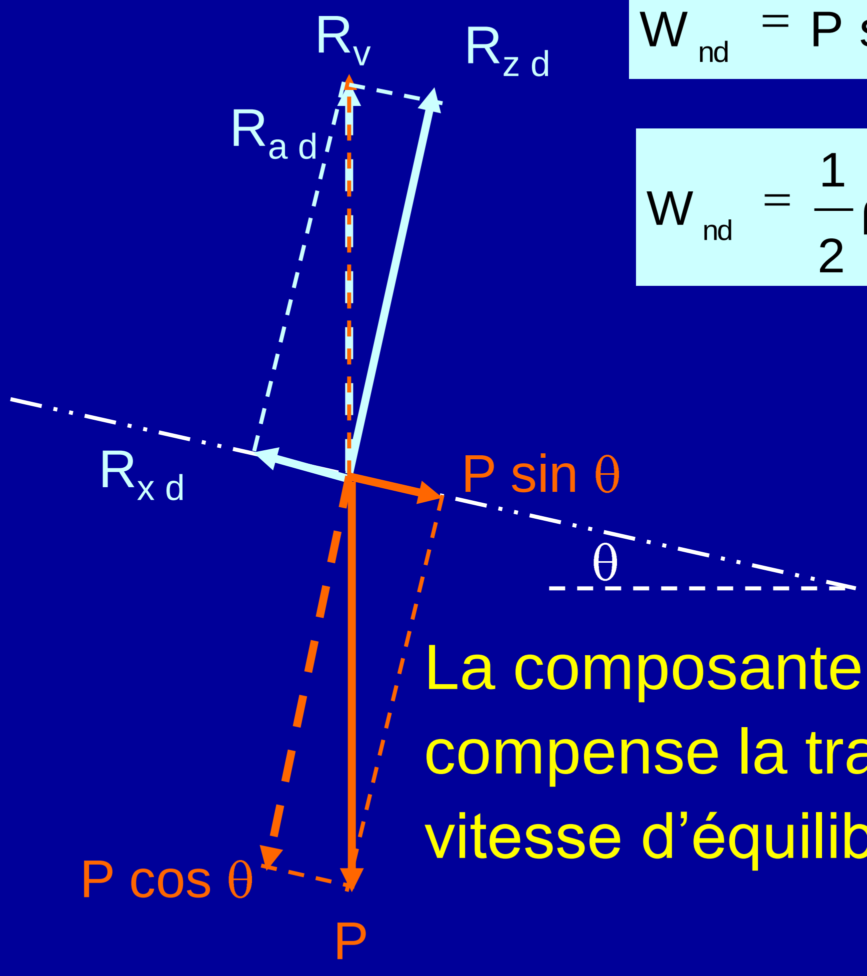
Equilibre quand $R_{zd} = P\cos\theta$

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

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

- à l'équilibre, pour un C_z donné, une seule $V_{éq}$ et une seule pente de trajectoire sont possibles
- si C_z est 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

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



$$W_{nd} = P \sin \theta . V_d$$

$$P \sin \theta = R_{xd}$$

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

La composante Psinθ est une « traction » qui compense la traînée R_{xd} et ainsi maintient la vitesse d'équilibre

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

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

$$V_z = f(V_{éq.})$$

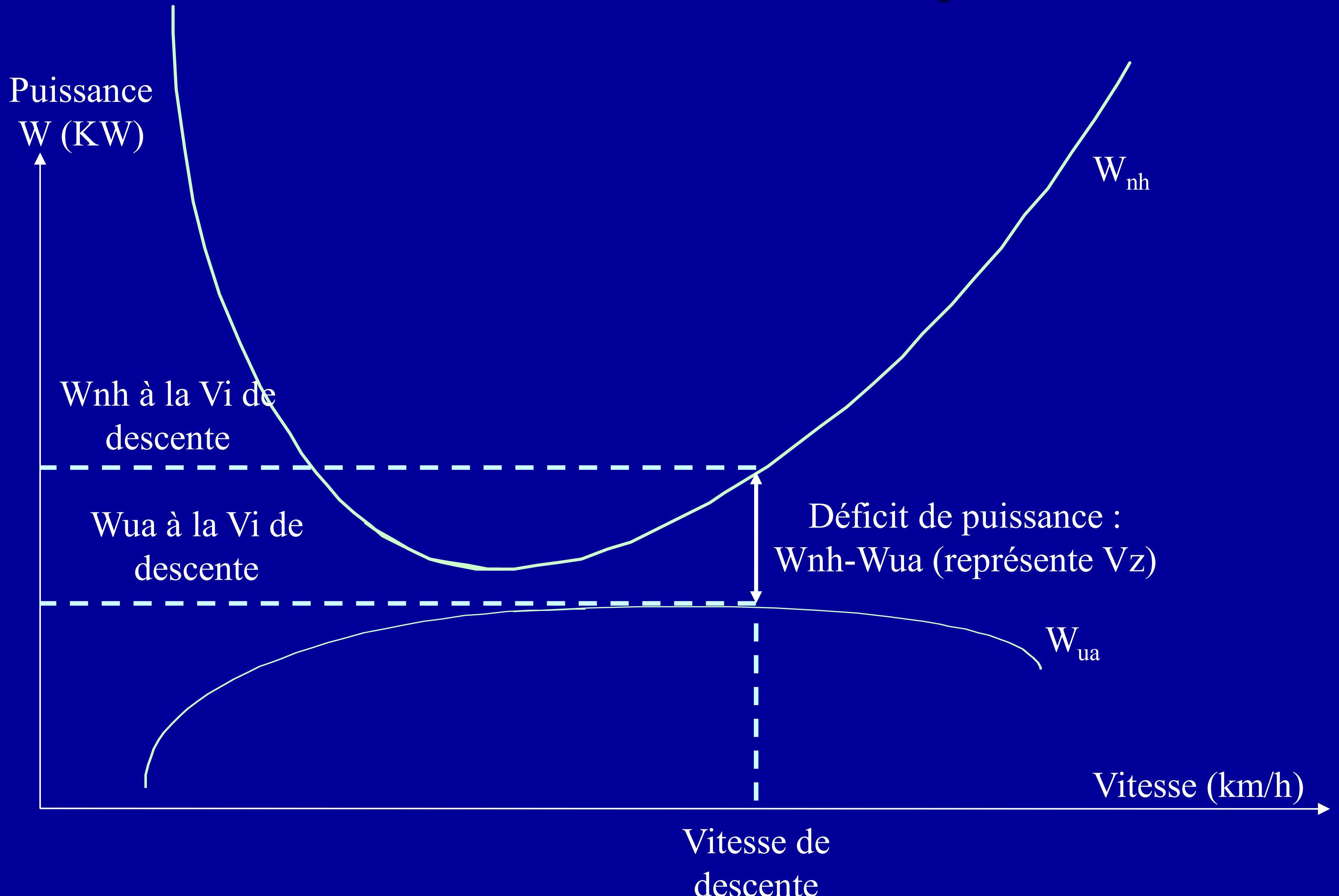
$$V_z = \frac{W_{nh} - W_{uad}}{P} \text{ avec } Vz < 0$$

✈ Si le moteur est « tout réduit », la puissance $W_{ua.d} = 0$

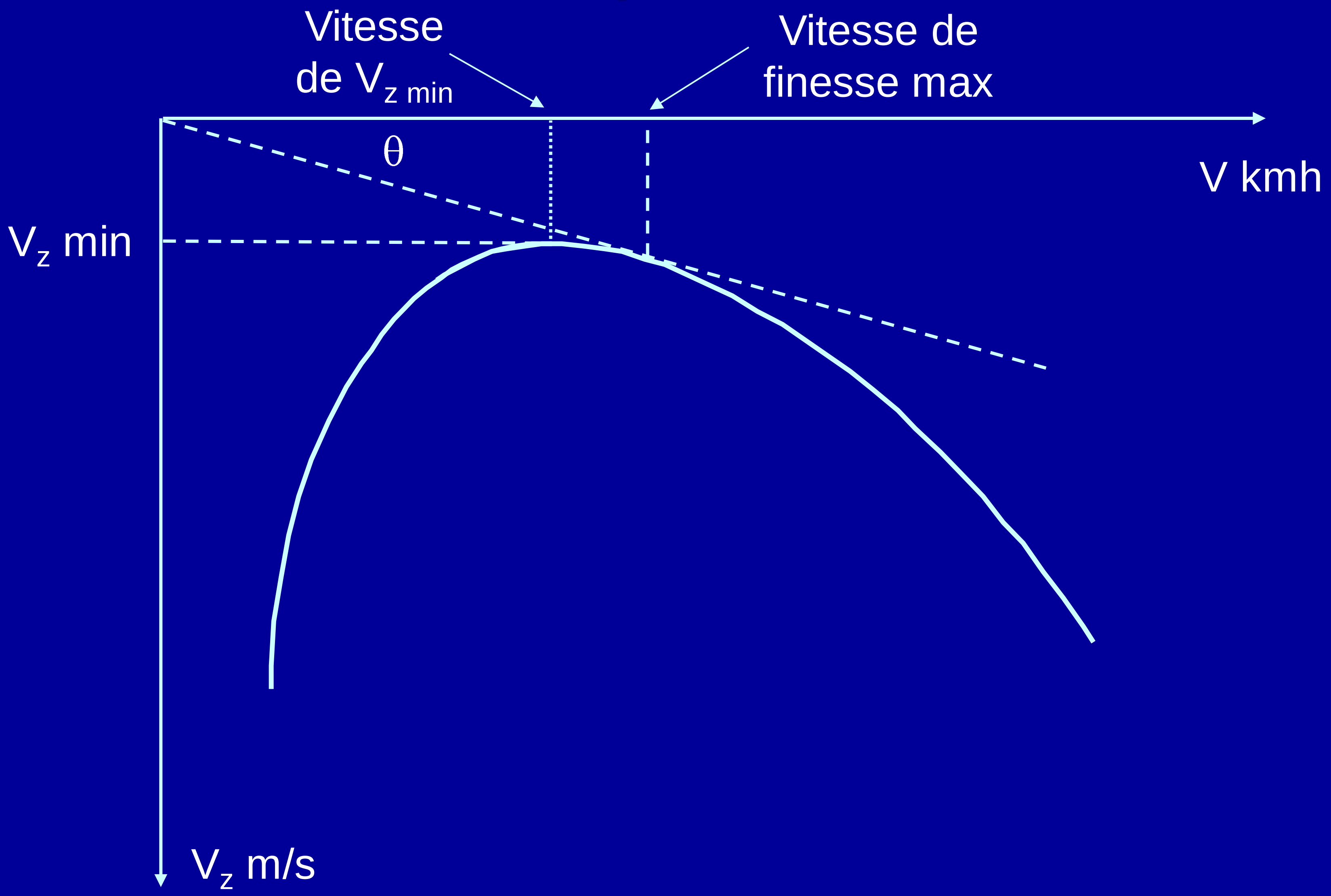
$$V_{z.moteur\ .réduit} = \frac{W_{nh}}{P}$$

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

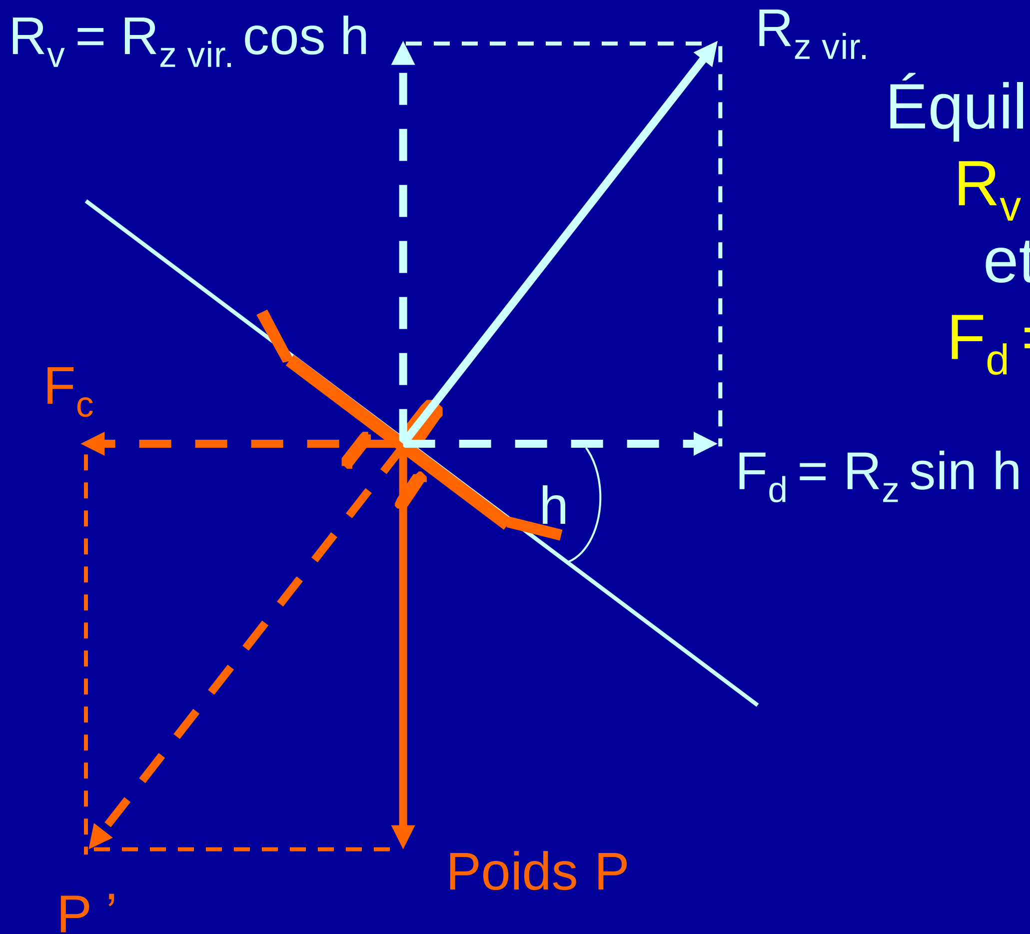
VOL EN DESCENTE : bilan des puissances



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



VIRAGE EN PALIER : équation de sustentation

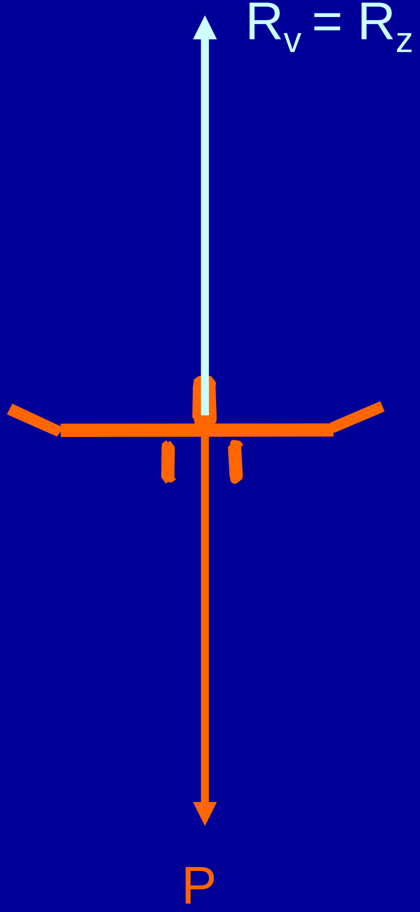


Équilibre si

$R_v = P$

et si

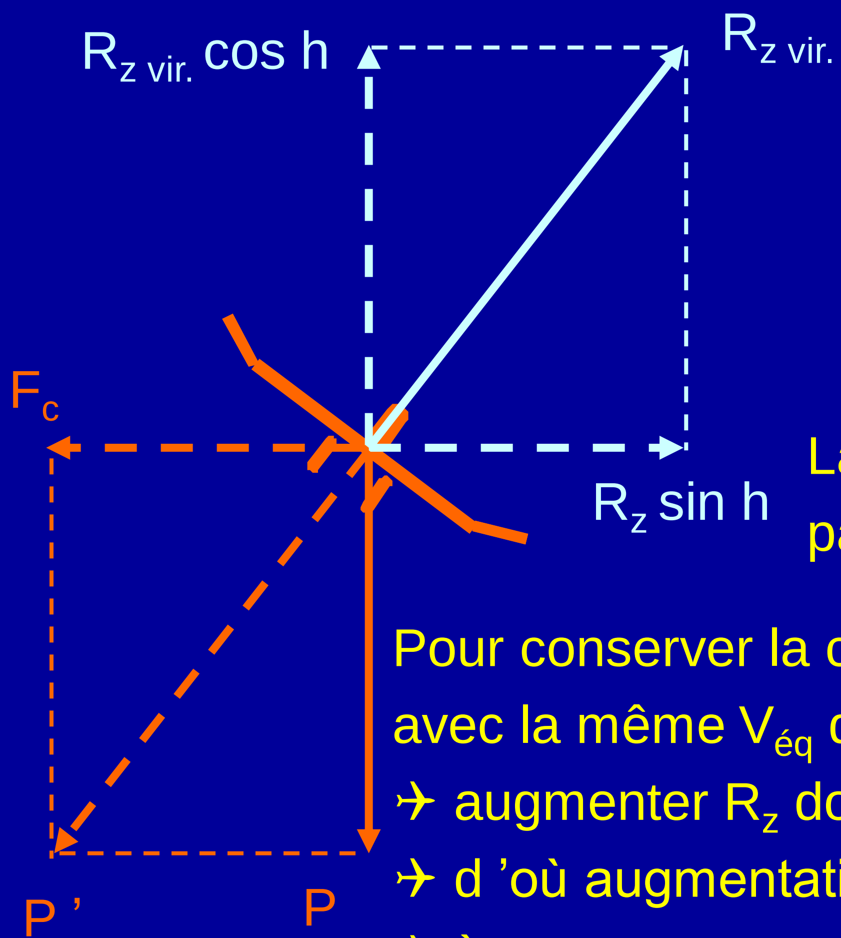
$F_d = F_c$



facteur de charge $n = \frac{P'}{P}$

$n = \frac{1}{\cos h}$

VIRAGE EN PALIER : équation de sustentation



$$n = \frac{1}{\cos h}$$

$$P' = nP$$

$$V_{éq\,.virage} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{nP}{S}\frac{1}{C_Z}}$$

La vitesse d 'équilibre du virage en palier est multipliée par $\sqrt{n}$

Pour conserver la condition $R_v = P$

avec la même $V_{éq}$ qu 'en ligne droite, il faut :

- ✈ augmenter R_z donc le C_z (i.e. l'incidence) d'un facteur n
- ✈ d 'où augmentation de la traînée
- ✈ à compenser par augmentation de la traction (apport de puissance utile appliquée)

VIRAGE EN PALIER : limitation de l'inclinaison par le Facteur de charge maximum et la règle de sécurité en évolution Vi > 1,3 Vs

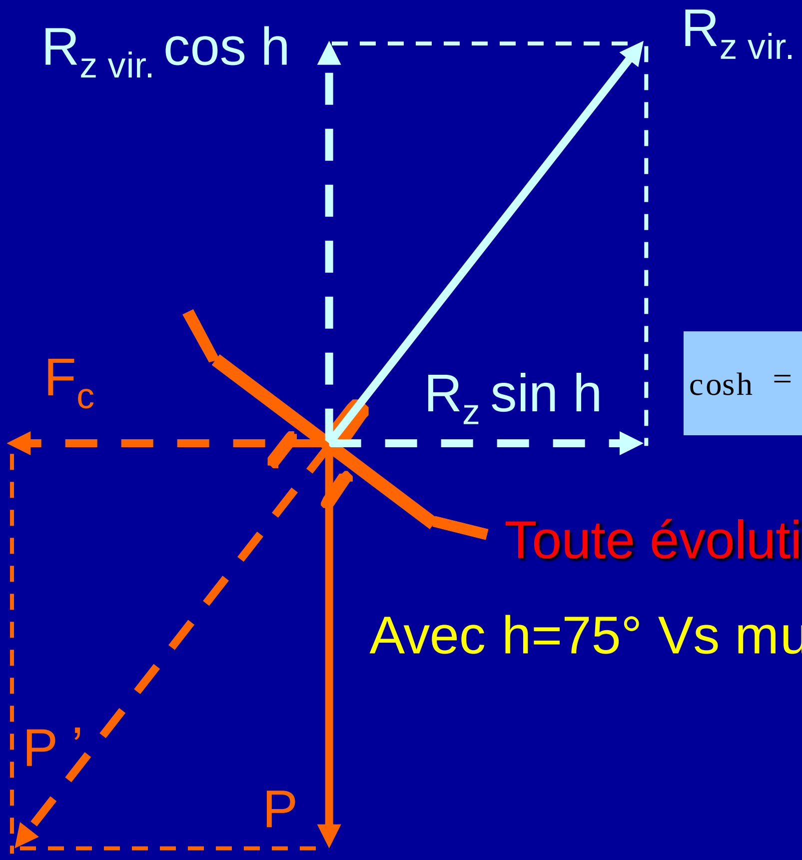
Le Facteur de charge maximum est défini
dans le manuel de vol

En Catégorie « N » il est généralement compris
entre +3,8 et - 1,9 g

Toute évolution doit être exécutée à V > 1,3 Vs

Vs augmentant avec l'inclinaison

VIRAGE EN PALIER : limitation de l'inclinaison



Facteur de charge maximum :

DR400-140B

Catégorie « N » volets rentrés

n entre +3,8 et - 1,9 g

$\cos h = \frac{1}{n}$ $n = \frac{1}{\cos h}$

n = 3,8

cosh = 1/3,8= 0,263 soit h = 75°

Toute évolution doit être exécutée à V > 1,3 Vs

Avec h=75° Vs multiplié par $\sqrt{3,8}$ soit par 1.95

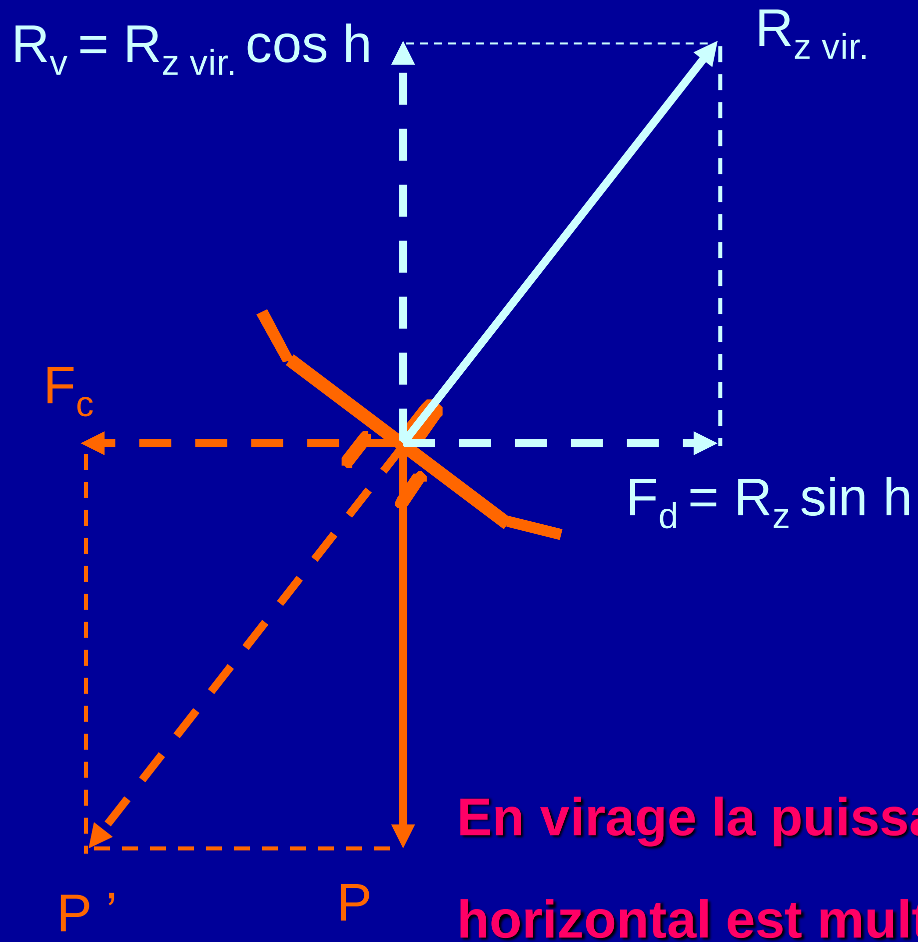
Vs = 99 kmh x 1,95

soit Vs = 193 kmh

1,3 Vs : 1,3 x 193 = 250 kmh !!!!

impossible en palier avec la puissance utile appliquée disponible !

VIRAGE EN PALIER : équation de propulsion



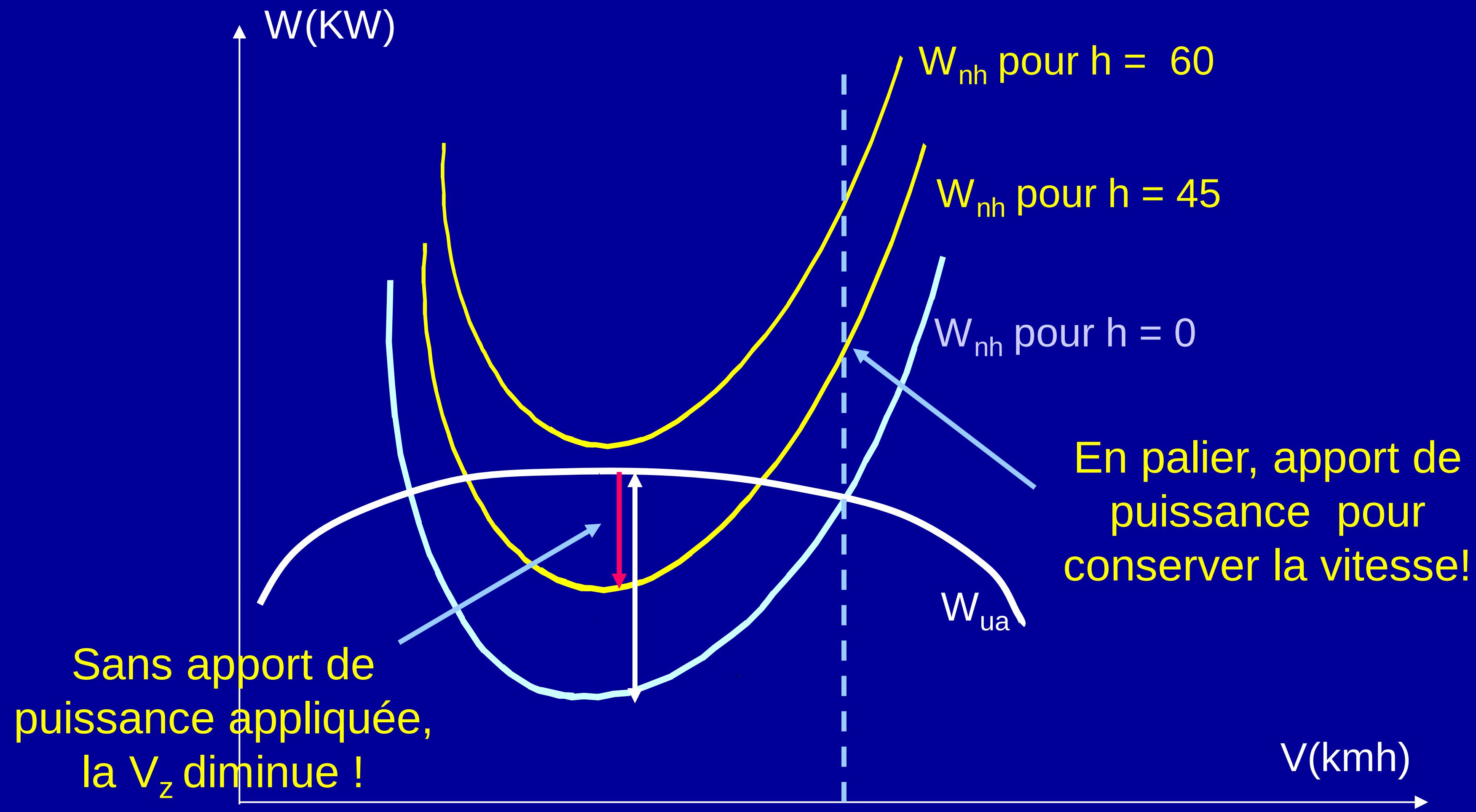
$$n = \frac{1}{\cos h}$$

$$P' = nP$$

$$W_{nh\,.virage} = \sqrt{\frac{2}{\rho}\frac{(nP)^3}{S}\frac{C_x^2}{C_z^3}}$$

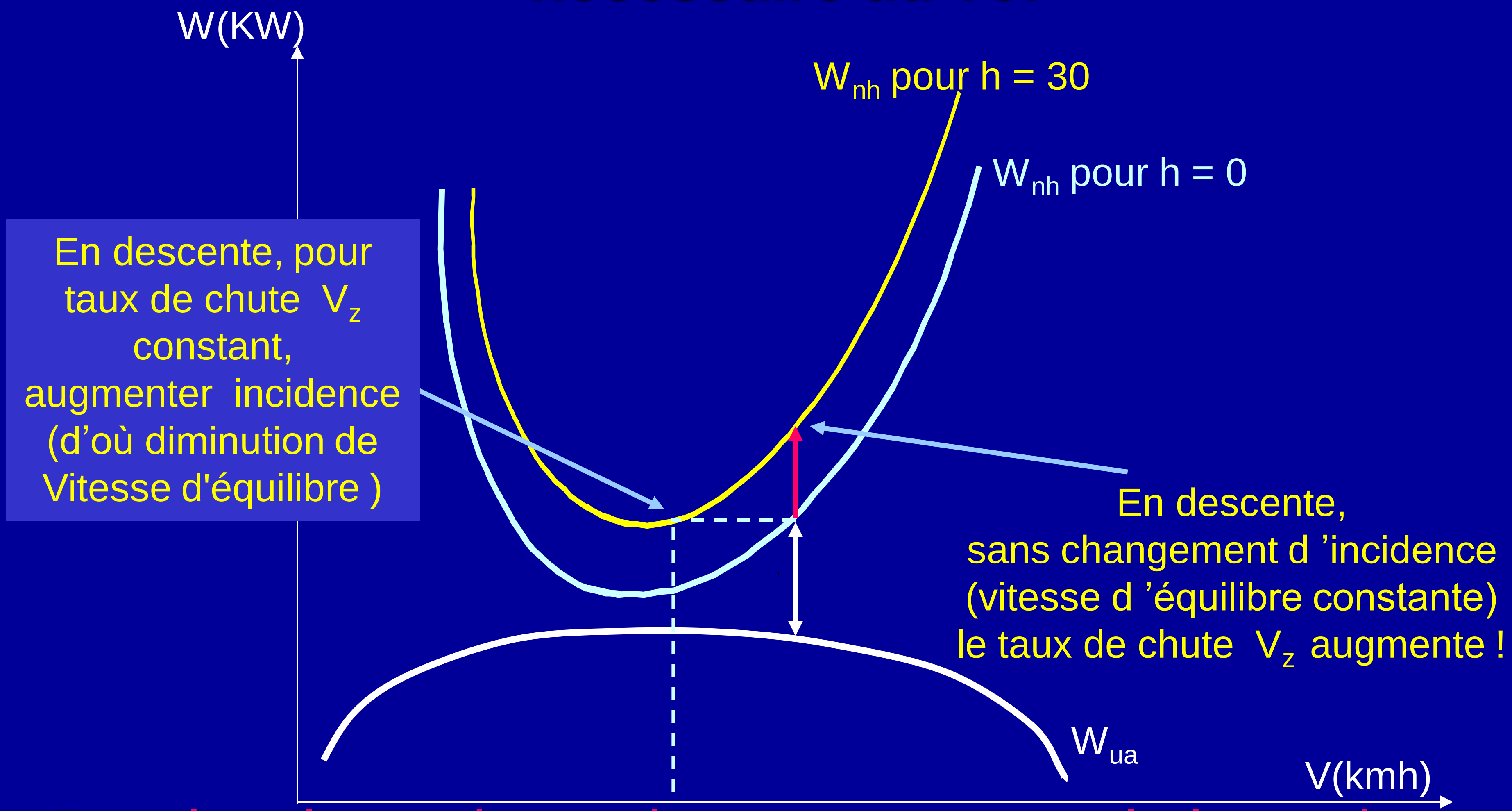
En virage la puissance nécessaire au vol horizontal est multipliée par $\sqrt{n^3}$ **ou** $n\sqrt{n}$

VIRAGE : évolution de la courbe de puissance nécessaire au vol



☎ **limiter l'inclinaison pour garder un bon taux de montée Vz**

VIRAGE : évolution de la courbe de puissance nécessaire au vol

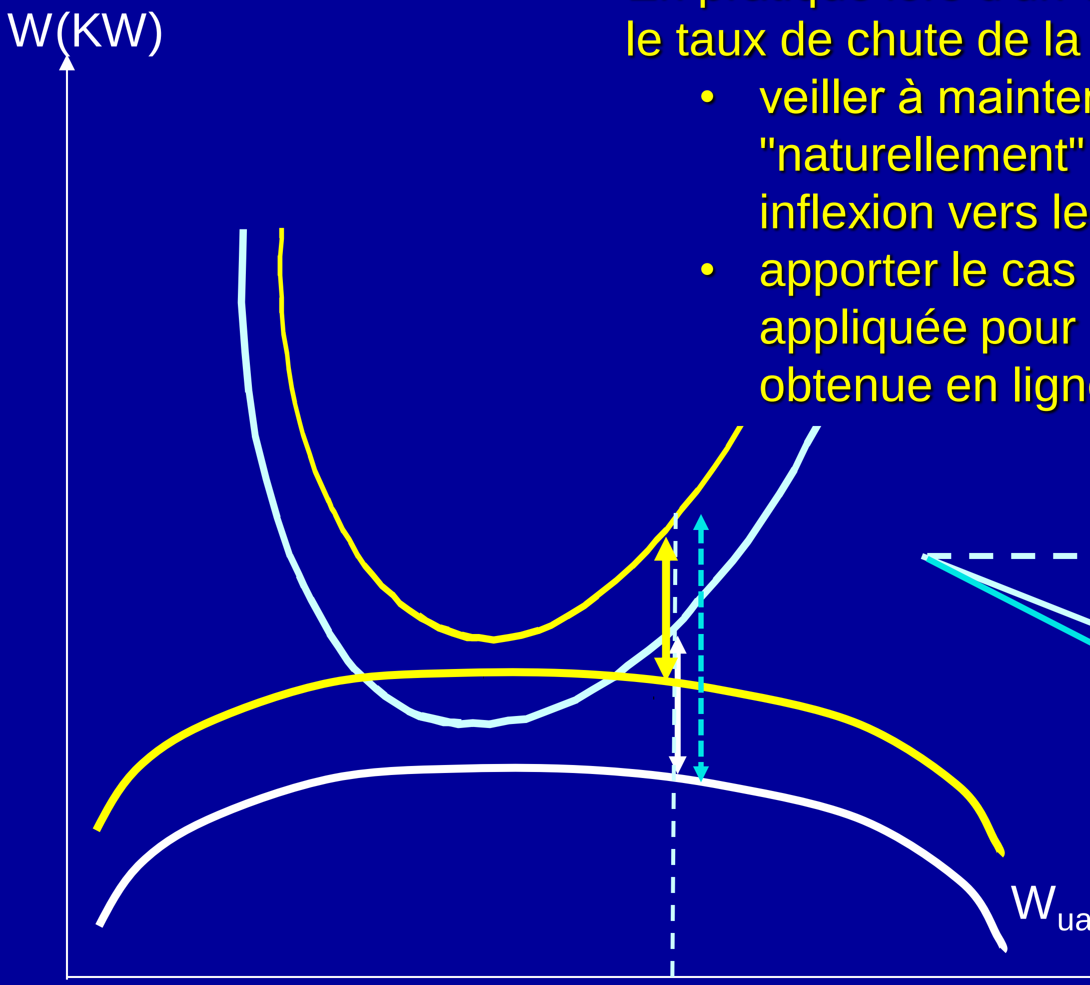


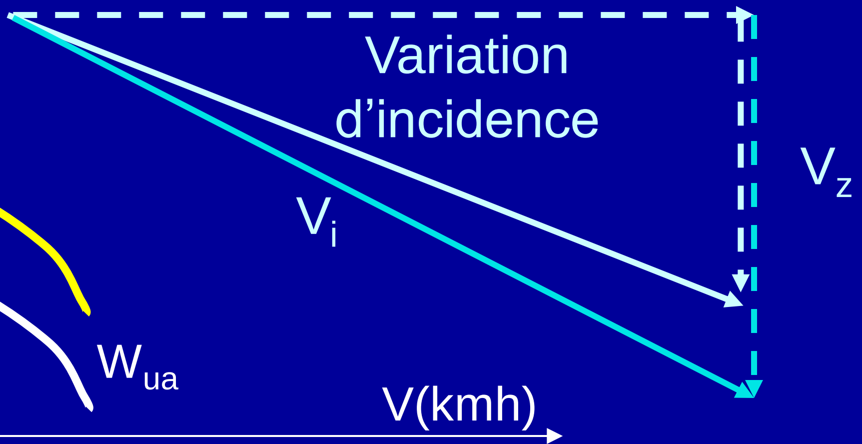
En pratique, dans un virage en descente, pour conserver la vitesse et le taux de chute (de la ligne droite) il faut garder la même incidence et augmenter la puissance utile appliquée (i.e. remonter le plateau de puissance Wua)

VIRAGE : évolution de la courbe de puissance nécessaire au vol

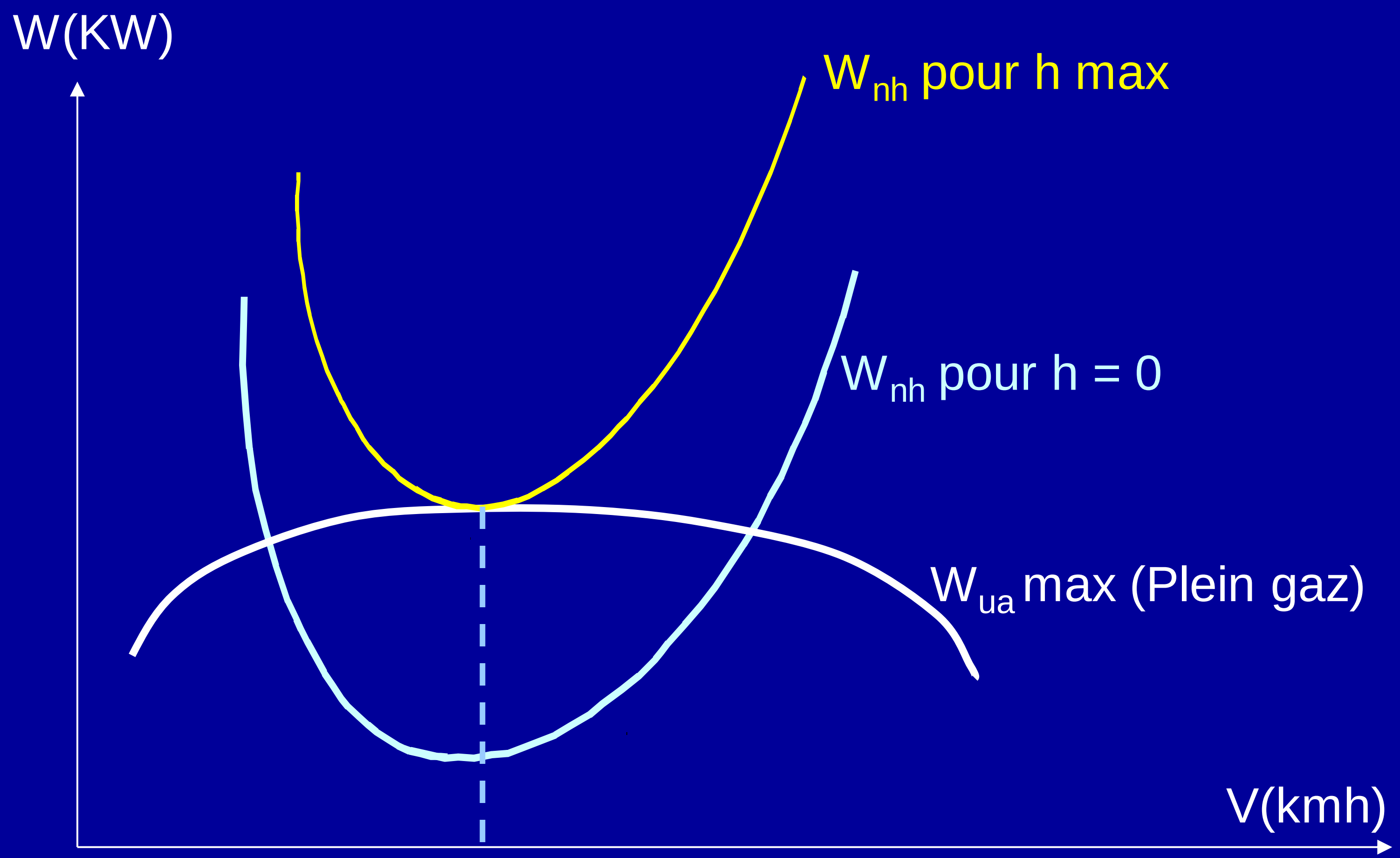
En pratique lors d'un virage en descente, pour conserver le taux de chute de la ligne droite :

- veiller à maintenir l'assiette (l'incidence augmente "naturellement" par l'effet de stabilité en tangage – inflexion vers le bas du vecteur Vitesse)
- apporter le cas échéant un peu de puissance appliquée pour conserver la vitesse d'équilibre obtenue en ligne droite (vitesse sur trajectoire)





VIRAGE EN PALIER : inclinaison maximum, hors facteur de charge limite et décrochage



☎ **Plein gaz, l 'inclinaison maximum est obtenue à la vitesse plafond**

Quelques documents à consulter

- Les performances se dégradent avec les beaux jours (Conseil Sécurité 04/2011)
- Bientôt l'été : le régie minceur équilibré s'impose ! (Conseil Sécurité 05/2011)
- De quelle vitesse parlons nous ? (Conseil Sécurité 11/2011)
- 1,3 Vs : le « talisman » du pilote (Conseil Sécurité 07/2012)
- Le second régime : un passage obligé et délicat (Conseil Sécurité 02/2016)
- Le décrochage "revenir aux incidences de vol" (DSAC)