



Performance avion et moteur en altitude

Performances avion et moteur en altitude



Date dernière mise à jour: 24/04/2019

Par: Axel VALAT

Contributeur(s): Guillaume REMIGI / Axel VALAT





Sommaire

- 1. L'avion de montagne - Caractéristiques**
- 2. Notion d'altitude-densité**
- 3. Evolution de la puissance moteur en altitude**
- 4. Evolution de la vitesse propre avec l'altitude**
- 5. Effets sur les performances avion**
- 6. Influence de la pente piste sur les performances de DEC et ATR**
- 7. Synthèse**
- 8. Questions**



1. L'avion de montagne

Caractéristiques des avions employés en montagne

- Capacité de **décollage et atterrissage sur terrain courts**
=> bon rapport masse/puissance et faible charge alaire
- Quelques ordres de grandeur
 - D140 : 6,6 kg/cv Jodel D113 : 6,2 kg/cv PA18-150 : 5,3 kg/cv TB9 : 6,6 kg/cv
 - D140 : 65 kg/m² Jodel D113 : 48 kg/m² PA18-150 : 48 kg/m² TB9 : 89 kg/m²
- Robustesse structure / moteur. Diamètre des roues important.
- Train classique préférable sur roues (indispensable sur skis) pour :
 - Robustesse (une roulette de nez est souvent plus fragile)
 - Eloignement de l'hélice du sol (cailloux, sol irrégulier, neige,...)
 - Capacités de manœuvre au sol sur plateformes exigües (déverrouillage roulette permettant un demi-tour sur place)

Hypothèses pour la suite de ce cours :

- Moteur à piston atmosphérique (non suralimenté)
- Moteur à carburateur
- Hélice à pas fixe
- Puissance inférieure à 200cv
- Moteurs les plus courants : Lycoming O-360 (180cv), O-320 (150-160cv), O-235 (120cv) et Continental O-200 (100Cv)



1. L'avion de montagne

Les avions les plus employés en montagne :



Jodel D140 (Mousquetaire / Abeille)



Jodel D119 / D113



ULM Tetras



Piper PA18 / PA19



Rallye MS893

Association Française des Pilotes de Montagne

Ces documents ont été élaborés bénévolement par des instructeurs montagne expérimentés. Ils sont au service de l'ensemble des pilotes de montagne membres de l'AFPM.
Propriété intellectuelle de l'Association Française des Pilotes de Montagne : toute reproduction, utilisation partielle ou totale hors du cadre défini ci dessus sans l'accord de l'AFPM est interdit.



2. Notion d'altitude-densité

Atmosphère standard = modèle théorique

® formules issues de la thermodynamique et qui permettent de définir les paramètres en fonction de l'altitude.

Altitude- pression	Température	Pression statique	Masse volumique de l'air	Densité (= ρ/ρ_0)
Zp (ft)	T (°C)	Ps (hPa)	ρ (kg/m ³)	σ
0	15	1013,25	1,225	1
2000	11	942,1	1,154	0,942
4000	7	875,0	1,088	0,888
6000	3	811,9	1,023	0,835
8000	-1	752,6	0,963	0,786
10000	-5	696,8	0,904	0,738
12000	-9	644,3	0,875	0,715

Mais l'atmosphère est rarement standard !



2. Notion d'altitude-densité

Décollage temps chaud + altitude élevée = **DANGER**

Raison : Les performances de l'avion dépendent de l'altitude-densité

Intuitivement, l'altitude-densité représente la quantité de molécules d'air entourant l'avion

Altitude-densité élevée = air peu dense, peu porteur, moins de puissance moteur

Altitude – densité ($Z\sigma$) = Altitude pression que l'on aurait dans atmosphère standard correspondante à la densité du jour.

Comment calculer l'altitude-densité ?

=> formules approchées $Z\sigma = Zp + 600 \frac{T - T_{isa}}{5}$ ou voir courbe

Exemple: l'Alpe d'Huez : 22°C à 6000ft

=> ($T_{isa} = 15 - (2 \times 6) = +3^\circ\text{C}$ => $Z\sigma = 6000 + 600 \times ((22 - 3) / 5) = 8280\text{ft}$

Du point de vue des performances, tout se passe comme si le terrain était situé à 8280ft et qu'il y régnait une température standard.

Formule approchée à retenir :

+1°C d'écart / standard => +120ft d'altitude-densité



2. Notion d'altitude-densité

Vidéo : décollage d'un STINSON 108-3 aux USA

Lien :

https://www.youtube.com/watch?v=S7r_LS7b2qc



=> Altitude terrain = 6370ft et 27°C

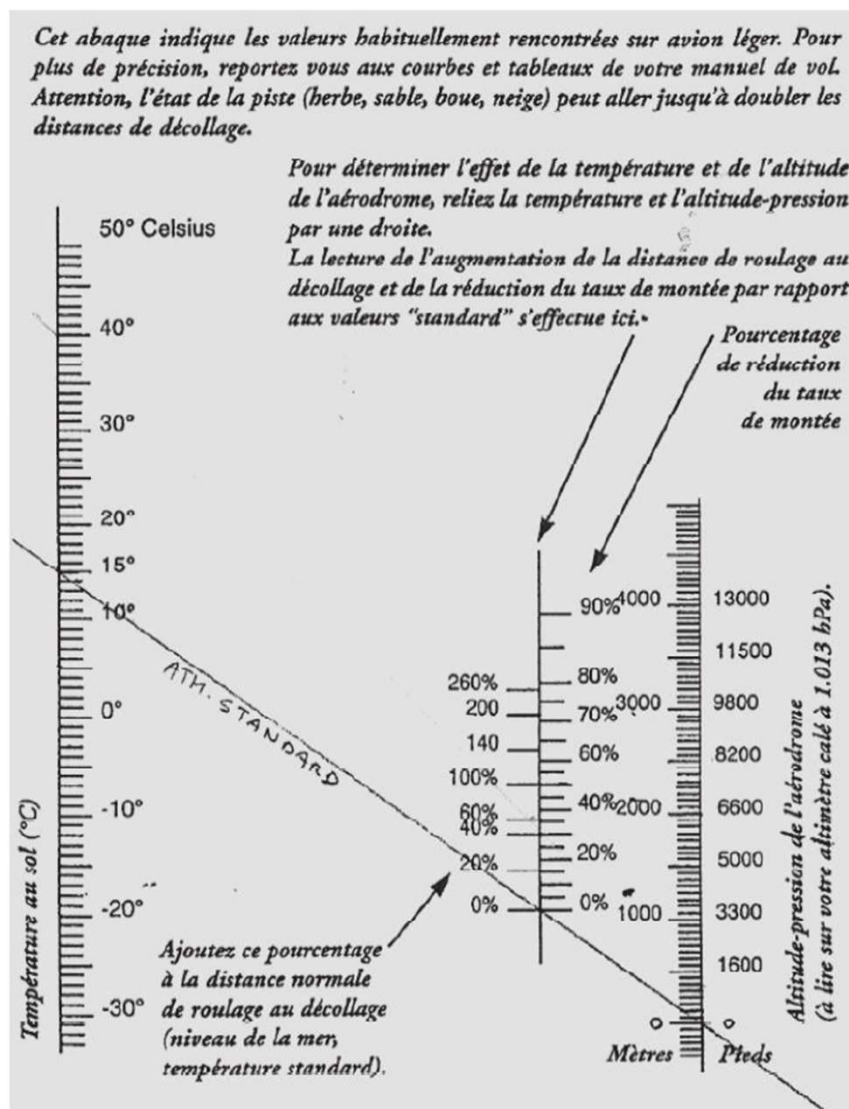
=> Altitude densité de 9167ft !!

=> **décollage impossible à pleine charge !**

Aspect FH dans cet accident

Le pilote doit connaître les performances de son avion aux Z₀ envisagées

L'utilisation de l'abaque ci-contre permet d'avoir une rapide estimation des conséquences d'une altitude densité élevée.





3. Performances moteur

Performances du moteur en altitude

- La majorité des avions utilisés en vol montagne utilisent des moteurs à pistons atmosphériques (sans turbo) hélice calage fixe.
- La puissance fournie est proportionnelle à la masse du mélange air-carburant admise dans le moteur

=> Donc proportionnelle à la densité de l'air ambiant qui alimente le moteur.

$$P(\sigma) = P_{nom}(1, 1\sigma - 0, 1)$$

Formule approchée à retenir: **Perte puissance \approx -10%/3000ft**

Exemple : Un moteur qui délivre 180cv au niveau de la mer ne délivrera plus que 140cv à 6000ft (-20%)...

...à condition que :

- \Rightarrow l'hélice soit bien adaptée
- \Rightarrow la mixture soit bien réglée



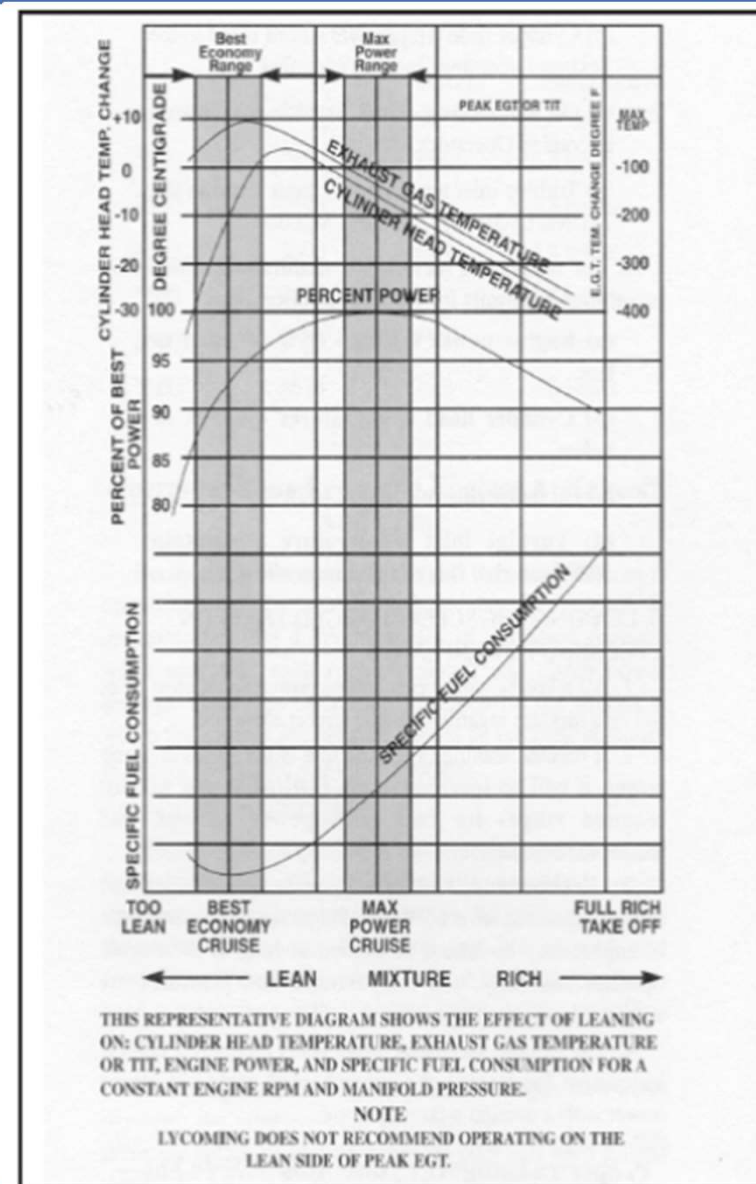
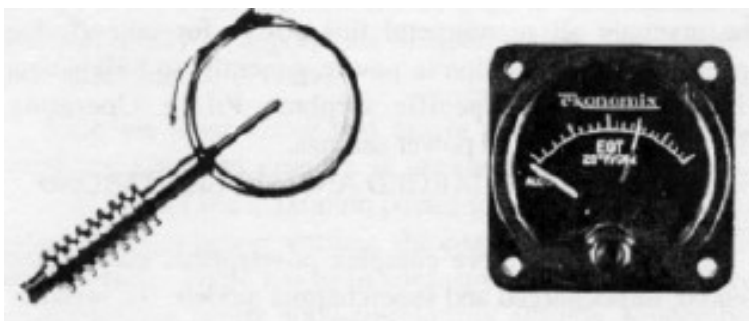
Attention: ne pas confondre puissance et régime. Le régime moteur plein gaz est pratiquement constant avec l'altitude. Importance de la pression d'admission !



3. Performances moteur

Réglage de la mixture

- Réglage de mixture pour conserver une proportion optimale du mélange air/essence en masse : 1/15
- Meilleure économie vs meilleure puissance
- Réglage à «l'oreille»: appauvrir progressivement pour constater un léger «ratatouillage» puis ré-enrichir légèrement pour retrouver un fonctionnement correct.
- Réglage à l'EGT: rechercher le pic EGT en appauvrissant puis ré-enrichir de 2-3 graduations.





3. Performances moteur (*)

Pour approfondir... utilisation des courbes de puissance

Courbes disponibles dans les manuels utilisateur du motoriste.

Ex. ci-dessous pour un Lycoming O-360

- Quelle puissance aura-t-on à 4 000 Ft en affichant 24" Hg à l'admission et 2400 Tr/min. ?

- Lire la puissance correspondant à 24" Hg et 2400 Tr/min.

1°) au sol 137 BHP

2°) en altitude, à pleins gaz 144 BHP à 5 100 pieds

Sur le graphique en altitude, tracer la ligne joignant les deux points figuratifs (137 et 144 BHP) et lire à l'intersection 4.000 Ft la puissance cherchée soit 142 BHP.

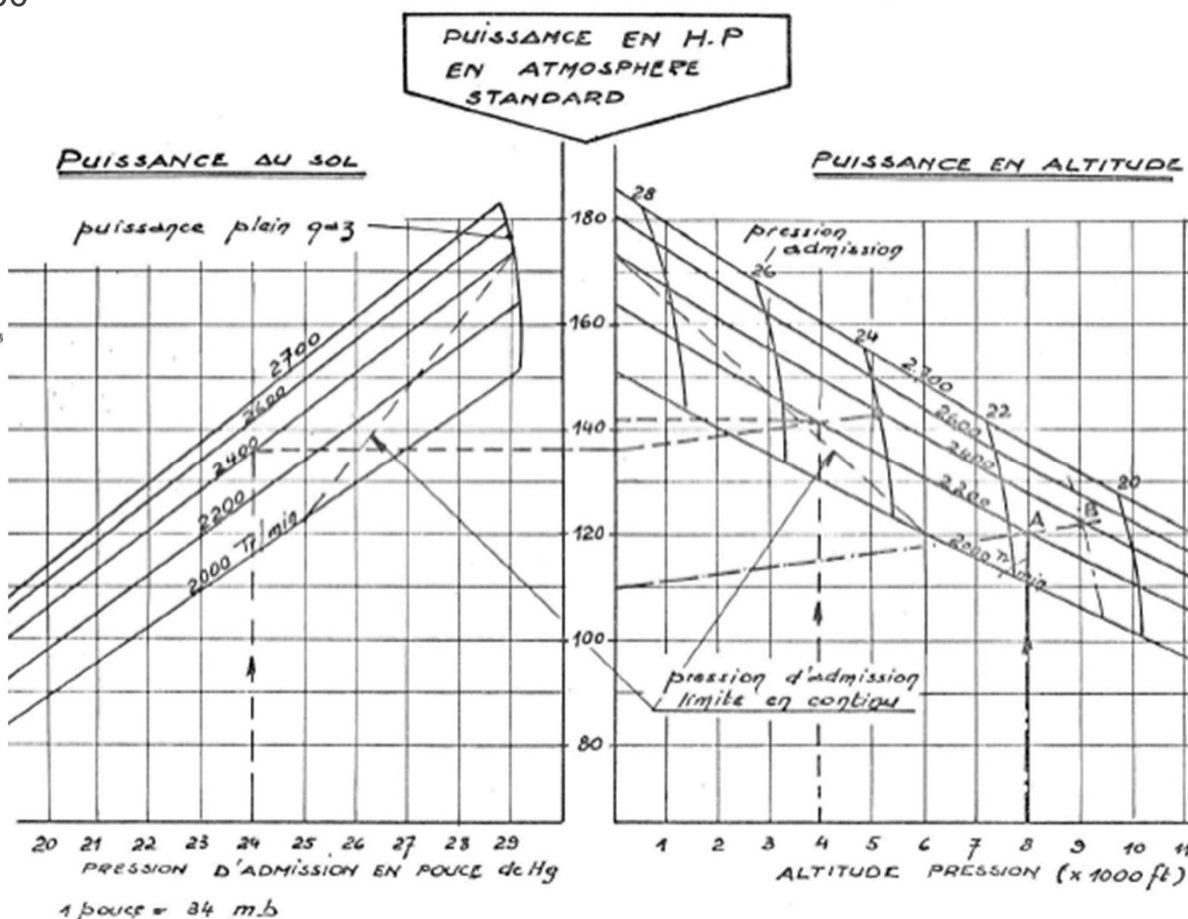
- Quelle pression d'admission afficher pour obtenir à 8000 Ft 120 HP avec 2400 Tr/min ?

- Il s'agit de construire sur le graphique en altitude, la courbe "Tr/min. et pression d'admission constante" passant par un point A (correspondant à 120 BHP et 8.000 Ft).

- Ces courbes sont parallèles entre elles, il suffit de déterminer l'une d'elles pour avoir la direction.

Par exemple 2.400 Tr/min et 24" Hg, procéder comme indiqué précédemment en 1.2.1)-

- La parallèle construite passant par A, coupe la courbe 2.400 en un point B qui est celui de fonctionnement pleins gaz correspondant à la pression d'admission cherchée soit 20,6" Hg.





4. Vitesse propre

Notion de vitesse indiquée (Vi) / vitesse propre (Vp)

- La vitesse propre est la vraie vitesse par rapport à l'air
- L'anémomètre est calibré pour une densité = 1. Et donc, uniquement dans ce cas, $V_i = V_p$
- Or, les performances sont fonction de la V_p

$$V_i = V_p \sqrt{\sigma} \quad \text{ou} \quad V_p = V_i / \sqrt{\sigma}$$

Formules approchées à retenir : $\frac{1}{\sqrt{\sigma}}$

- **Majorer Vi de 10% par 6000ft ou 1%/600ft pour obtenir Vp**
 - **Majorer Vi de 1% par 5°C d'écart / T°C ISA**
- *Exemple : à 6000ft à Huez, 23°C, on approche à 110km/h indiqués*
- $\Rightarrow +10\% = +11\text{km/h}$
 - $\Rightarrow \text{ISA} + 20^\circ\text{C} \Rightarrow +4\%$
 - *La Vp d'approche est de 125 km/h, soit 15 km/h de plus qu'un atterrissage au niveau de la mer. Autant d'énergie en plus à résorber...*



5. Effets sur les performances

Question: quels sont les paramètres inchangés avec l'altitude ?

Réponse : les paramètres liés à la vitesse indiquée

- la vitesse indiquée est une image de l'incidence avion et donc du point de fonctionnement sur la polaire.
- A iso V_i , le C_x et le C_z sont identiques à toutes les altitudes
- Donc sont inchangées :
 - La vitesse indiquée de décrochage
 - La vitesse indiquée d'approche
 - La vitesse indiquée de finesse max
 - La vitesse indiquée de pente max
 - La vitesse indiquée de V_z max (\approx)





5. Effets sur les performances

Question: quels sont les paramètres modifiés avec l'altitude ?

Réponse : les paramètres liés à la vitesse propre et ceux faisant intervenir la puissance moteur.

La vitesse propre augmente et la puissance diminue avec l'altitude, donc:

- ① **Augmentation du rayon de virage**
- ① **Diminution du taux de montée (V_z max)**
- ① **Augmentation des distances d'atterrissage et décollage**



Association Française des Pilotes de Montagne



5. Effets sur les performances

Effet de l'altitude sur le rayon de virage

$$R = \frac{Vp^2}{g \tan \phi}$$

R: rayon de virage , $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ et $\phi = \text{inclinaison}$

On voit que le rayon de virage est proportionnel à la Vp^2

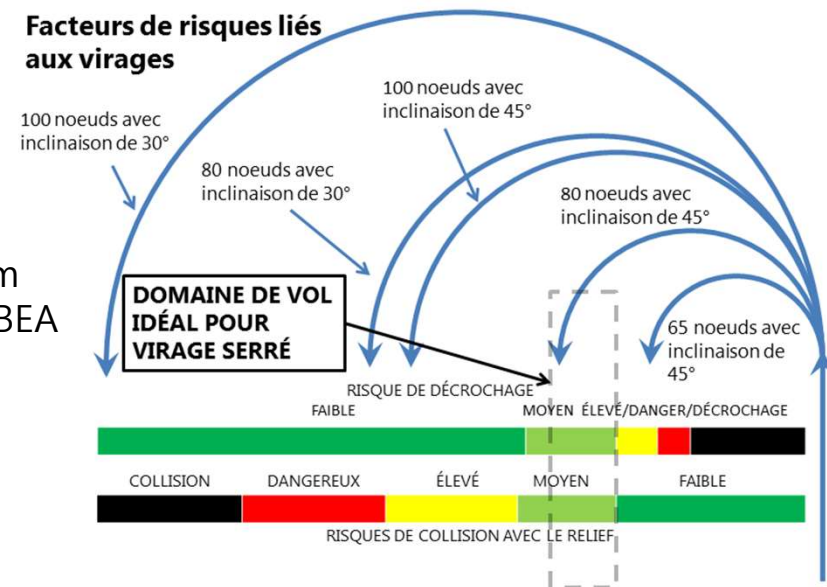
Et comme Vp augmente de 10% / 6000ft

⇒ R augmente de 20% / 6000ft

Utile de connaître le couple (vitesse ; inclinaison) optimum
Cf. figure ci-contre extraite d'un rapport d'accident BEA
Canadien

<http://www.bst-tsb.gc.ca/fra/rapports-reports/aviation/2011/a11p0106/a11p0106.asp#figure-02>

Facteurs de risques liés aux virages





5. Effets sur les performances

Effet de l'altitude sur le taux de montée (V_z)

La V_z est le reflet de l'excédent de puissance, or avec l'altitude :

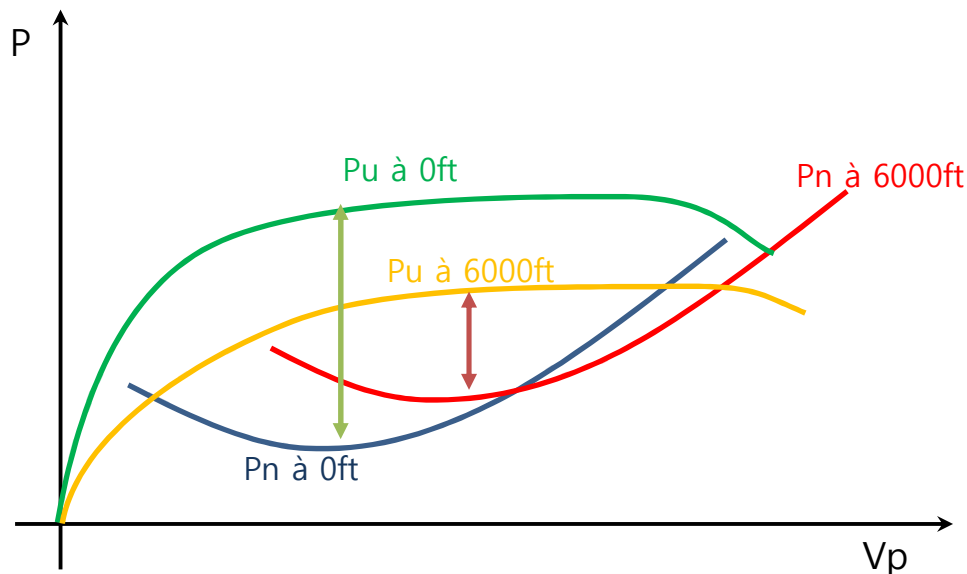
- La puissance mini nécessaire (P_n) au vol augmente (comme la V_p)
- La puissance disponible diminue (P_d) (voir planche moteur)
=> l'excédent de puissance diminue

A 6000ft, la puissance moteur est réduite de 16 % et la puissance mini nécessaire augmente 10%,

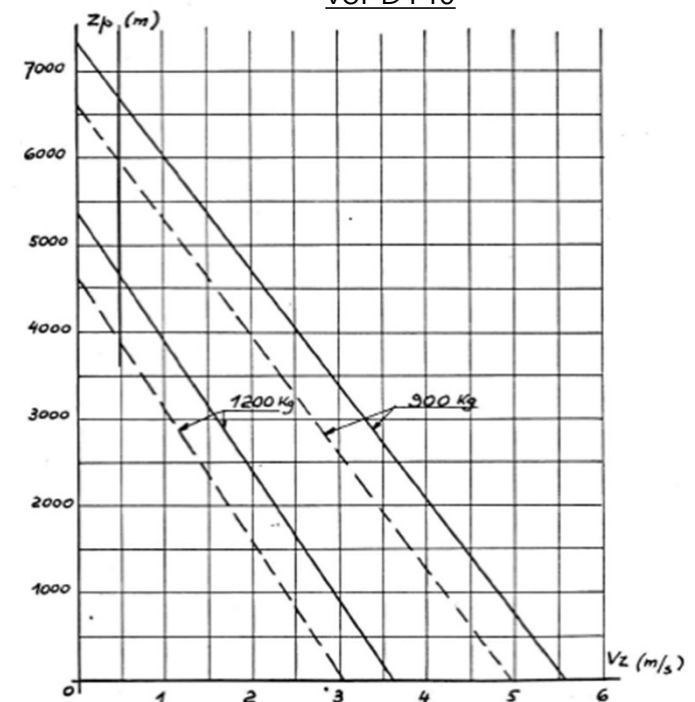
=> **L'excédent de puissance fortement réduit**

® **V_z max diminue fortement**

D140: à 0ft: $V_z=3,6$ m/s (600ft/min) et à 10000ft: $V_z=1,6$ m/s (200ft/min)



Extrait du
manuel de
vol D140





5. Effets sur les performances

Distance d'atterrissage

Attention: on parle de distance de roulage du toucher des roues jusqu'à l'arrêt complet. A ne pas confondre avec la distance d'atterrissage avec passage des 15m fournie dans le manuel de vol.

Cette distance est proportionnelle à l'énergie cinétique de l'avion et donc à la V_p^2 ...

Formules approchées :

+3% / 1000ft

+ 10% / 3000ft

+20% / 6000ft

Exemple :

- À 6000ft
- $V_i = 110\text{km/h}$
- $V_p = 121\text{ km/h}$
- A 0ft => 390m
- A 6000ft = 460m
- +18%



Cette distance est supérieure à la longueur utilisable de la plupart des altisurfaces.

=> Une pente est donc nécessaire!



5. Effets sur les performances

Distance de décollage

Attention: on parle de distance de roulage du lâcher des freins jusqu'à l'envol ou la vitesse de rotation. A ne pas confondre avec la distance de passage des 15m fournie dans le manuel de vol.

Cette distance est proportionnelle à

- l'énergie cinétique de l'avion donc à la V_p^2 à acquérir
- la baisse de la puissance moteur disponible

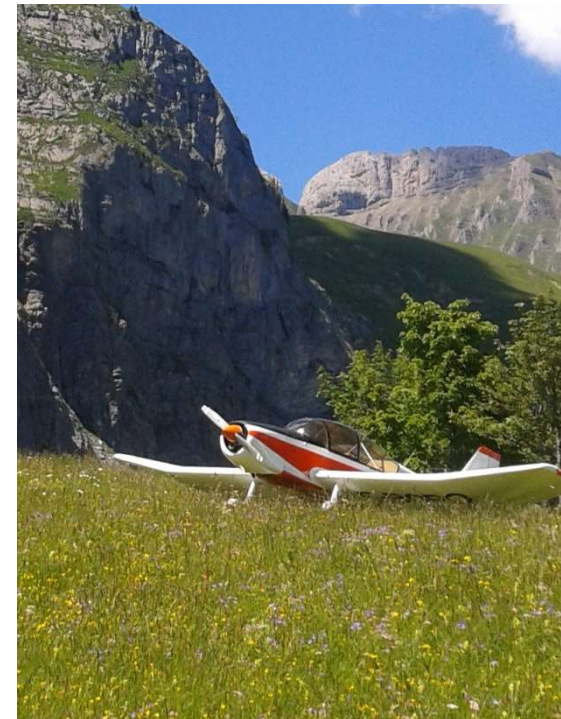
Formules approchées :

+10% / 1000ft + 30% / 3000ft +60% / 6000ft

Exemple :

- À 6000ft
- $V_i = 90\text{km/h}$
- $V_p = 121\text{ km/h}$
- A 0ft => 160m
- A 6000ft =256 m
- **+60%**

=> La pente est indispensable



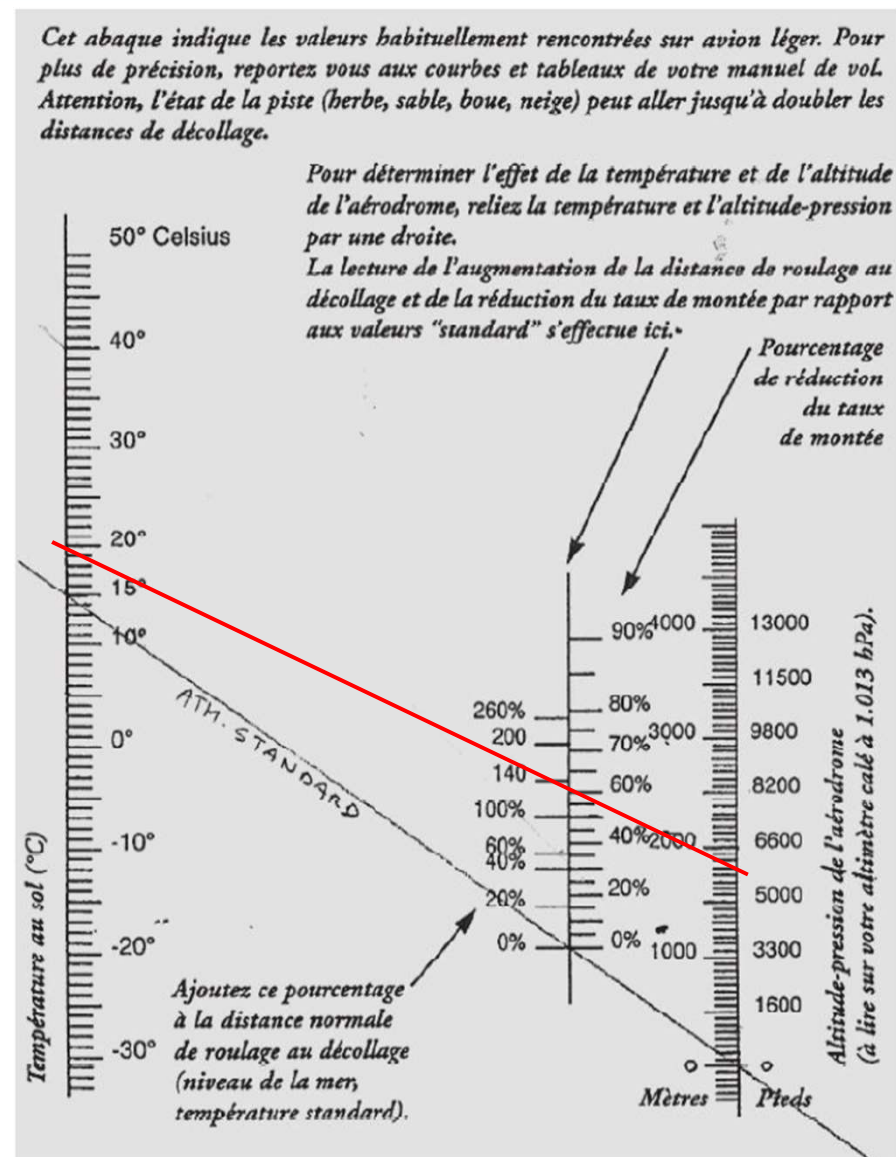


5. Effets sur les performances

Distance de décollage

Vérification avec l'abaque d'altitude-densité => permet d'avoir rapidement une idée des performances en fonction de l'altitude et de la température

Exemple à Huez en été
À 6000ft et 20°C
+140% d'augmentation de distance de roulage !!
60% de réduction du taux de montée
=> pente indispensable





6. Influence de la pente piste

Effet de la pente piste sur les performances de décollage

Approche basée sur l'accélération – distance d'envol

Les données du manuel de vol permettent de calculer l'accélération moyenne a au décollage $a = \frac{(V_{p rotation})^2}{2 \cdot d_{roulage}}$

Ex D140 : décollage en 260m $V = 100\text{km/h} \Rightarrow a = 1,5 \text{ m/s}^2$

Remarque: ces données peuvent être obtenues avec une bonne précision par un essai sur un terrain plat.

Avec une pente α , la composante du poids permet d'augmenter l'accélération au décollage qui est majorée de $g \cdot \sin \alpha$. En supposant $\sin \alpha = \alpha$ et pente% = pente°/100, on obtient l'accélération corrigée de la pente $a' = a + 0,1 \cdot \text{pente}(\%)$ et on calcule le coefficient de correction : coeff. = a/a' .

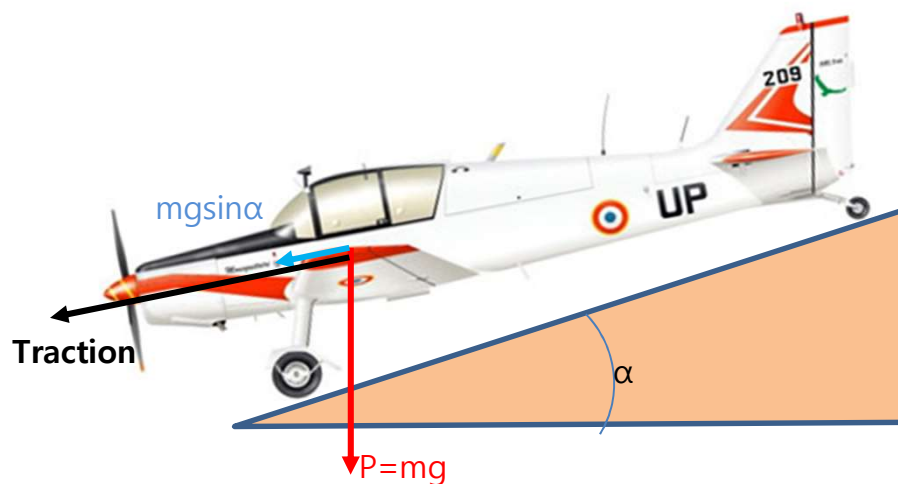


Tableau à retenir

Pente piste	Coeff = a/a'
6 %	0,7
10 %	0,6
15 %	0,5
20 %	0,4

Exemple :

À 6000ft \Rightarrow +60% de distance de décollage.
10% de pente permet de retrouver les perfs de décollage à 0ft.

Nota: ce calcul est assez conservatif...

En première approximation:

+5% de pente / 3000ft permet de compenser la perte de performance due à l'altitude



6. Influence de la pente piste

Autre solution: utilisation des courbes fournies par le SEFA:

Données à titre informatif => prendre des marges

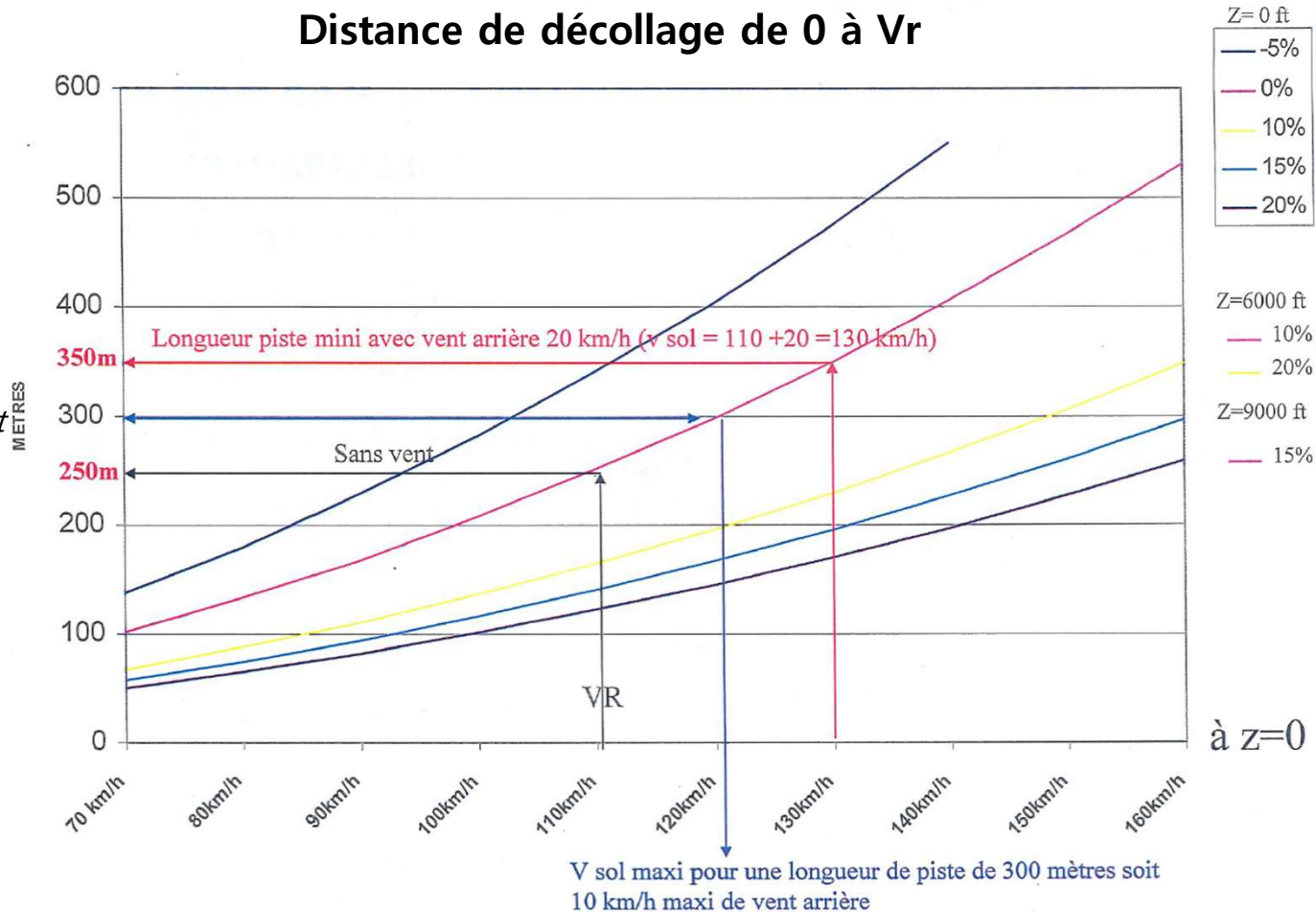
Hypothèse de calcul:

- Charge au cheval : 5,9kg/cv
- $a = 1,86 \text{ m/s}^2$ diminuée de $0,4\text{m/s}^2$ par 3000ft

Mode d'emploi:

- Calculer V_p avec formules
- Courbe rouge 0% à utiliser aussi pour $Z=6000\text{ft}$ et 10% et $Z=9000\text{ft}$ et 15%
- Courbe jaune 10% à utiliser aussi pour $Z=6000\text{ft}$ et 20%

En ajoutant le vent à la V_p , on obtient la distance, Pour une longueur donnée, on a vent max admissible.





6. Influence de la pente piste

Effet de la pente piste sur performances d'atterrissage

Approche basée sur l'accélération – distance d'arrêt

Les données du manuel de vol permet de calculer la décélération moyenne ***d à l'atterrissage*** $d = \frac{(V_{p \text{ arrondi}})^2}{2 \cdot d_{roulage}}$

Ex. D140 : arrêt en 400m (avec freinage léger) $V = 110\text{km/h} \Rightarrow d = 1,2 \text{ m/s}^2$

Remarque: ces données peuvent être obtenues avec une bonne précision par un essai sur un terrain plat.

Avec une pente α , la composante du poids permet d'augmenter la décélération qui est majorée de $g \cdot \sin \alpha$.

En supposant $\sin \alpha = \alpha$ et $\text{pente}\% = \text{pente}^\circ / 100$, on obtient la décélération corrigée de la pente $a' = a + 0,1 \cdot \text{pente}(\%)$ et on calcule le coefficient de correction : $\text{coeff.} = a/a'$.

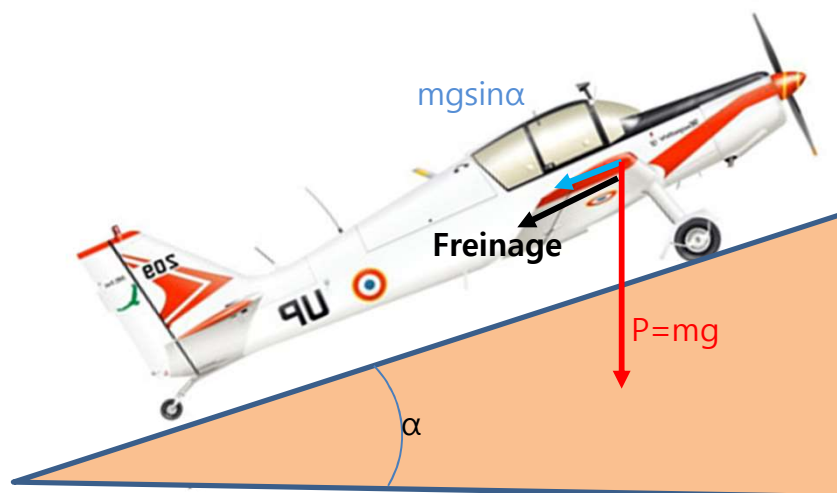


Tableau à retenir

Pente piste	Coeff = a/a'
6 %	0,7
10 %	0,6
15 %	0,5
20 %	0,4

Exemple :

Si distance d'arrêt à 0% = 300m,

À 10%, on aura 180m,

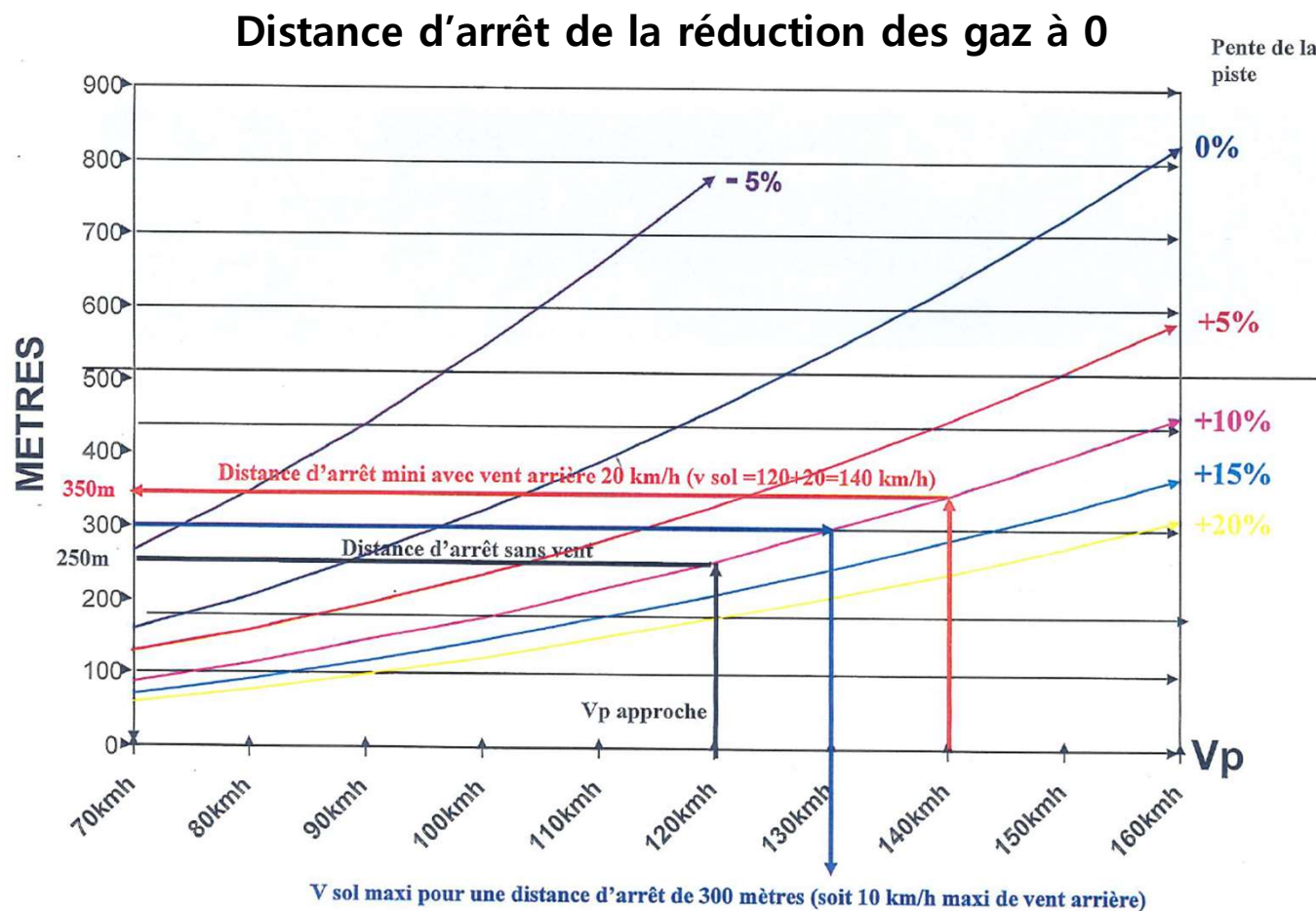


6. Influence de la pente piste

Autre solution: utilisation des courbes fournies par le SEFA:

Données à titre informatif => prendre des marges

*En ajoutant le vent à la V_p ,
on obtient la distance,
Pour une longueur donnée,
on a vent max admissible.*





7. Synthèse

Les performances de notre avion dépendent de l'altitude DENSITE et non de l'altitude PRESSION...

Calcul de l'altitude densité :

- $+1^{\circ}\text{C}$ d'écart / standard $\Rightarrow +120$ ft d'altitude densité

Perte de puissance moteur = -10% / 3000ft

Calcul de la vitesse propre :

- Majorer V_i de 10%/6000ft ou 1%/600ft pour obtenir V_p
- Majorer V_i de 1% par 5°C d'écart / $T^{\circ}\text{C}$ ISA

Rayon de virage : +3% / 1000ft (à V_i égale)

Distance d'atterrissage : +3% / 1000ft (à V_i égale)

Distance de décollage : +10% / 1000ft (à V_i égale)

Pente piste : +5% / 3000ft pour retrouver les perfos décollage à 0ft

Pente piste	Coeff reduction
6 %	0,7
10 %	0,6
15 %	0,5
20 %	0,4



DANS TOUS LES CAS PRENEZ DES MARGES !!



QUESTIONS?