

Influence de l'altitude* sur les performances en montée.

* Altitude densité.

Considérons un avion léger ayant les caractéristiques suivantes :

Moteur de 100Hp.

A Vi 60kts ; Son vario plein gaz au niveau de la mer est +1000 pieds par minute.
Son altitude maximale est de 5000m.

Au niveau de la mer la puissance disponible est de 100hp.

Il utilise une partie de cette puissance pour voler à Vi 60kts et l'autre partie pour monter avec un vario de 1000 pieds par minute.

A 5000m, il est à son altitude maximale..

La puissance disponible a diminué et il en utilise la totalité pour simplement maintenir sa vitesse de Vi 60kts à vario 0.



Entre les deux que s'est il passé ?

Le moteur a perdu environ 10% de sa puissance par 1000m.

A 5000m, sa puissance disponible n'est plus que de 50% de celle qu'il avait au niveau de la mer et surtout il a besoin de la totalité de cette puissance pour maintenir la Vi à 60kts.

Que peut on en conclure ?

1. Que la puissance nécessaire pour maintenir en palier une Vi60 kts représente 50 % de la puissance disponible du moteur au niveau de la mer , soit 50Hp.
1. Que les performances de montée sont passées de 1000'/' à 0'/' du fait de la perte de puissance liée à l'altitude de 5000m. Soit une perte de 100 % des performances de montée.

En effet sur les 100Hp, 50Hp représentaient la puissance nécessaire pour se maintenir en palier à 60kts et les autres 50Hp servaient à atteindre un vario de 1000'/' au niveau de la mer.

Au fur et à mesure que la puissance disponible a diminué, la part servant à maintenir la vitesse est restée la même, donc la perte s'est concentrée uniquement sur les performances de montée.

Dans ce cas , la perte en performance de montée a été le double de la perte de puissance.

A 2000m, le moteur a perdu 20 % de sa puissance mais les performances en montée ont été diminuées de 40 %.....

Bien y penser quand on va se poser sur une altisurface dite « facile » !

Les valeurs utilisées sont des ordres de grandeur, se référer au manuel de vol pour les valeurs exactes.

L'exemple du Cessna 172R à 2450lbs :

Perf au niveau de la mer T0° VZ 770 ft'

A 6000' T-10° ; 445 ft' soit moins 42%

A 10 000' T-20° ; 310 ft' soit moins 60%

**A retenir : Pour 1000m => -10% de la puissance
mais -20% des performances en montée.**

Annexe 1

Cessna 172R

TAUX DE MONTEE MAXIMAL A 2450 lb (1111 kg)

CONDITIONS : Volets rentrés - Plein gaz

Altitude pression		Vitesse de montée Vi kt	TAUX DE MONTEE - ft/mn (m/s)							
			-20° C		0° C		20° C		40° C	
			ft/m	m/s	ft/m	m/s	ft/m	m/s	ft/m	m/s
Niveau mer		79	830	4,22	770	3,91	705	3,58	640	3,25
2000	610	77	720	3,66	655	3,33	595	3,02	535	2,72
4000	1219	76	645	3,28	585	2,97	525	2,67	465	2,36
6000	1829	74	530	2,69	475	2,41	415	2,11	360	1,83
8000	2438	72	420	2,13	365	1,85	310	1,57	250	1,27
10000	3048	71	310	1,57	255	1,30	200	1,02	145	0,74
12000	3658	69	200	1,02	145	0,74	---	---	---	---

NOTA :

1. Appauvrir le mélange pour obtenir la puissance maximale au-dessus de 3000 ft (915 m).

FIGURE 5-6. Taux de montée maximal

1 20° 117 nsc 770 1 125 1. 248

Annexe 2 :

Rappel de l'altitude densité. Particulièrement l'été...

Un décollage l'été de Méribel avec une température de seulement 24° (std+20)
C'est comme un décollage à 8000' en standard...

