

STAGES THÉORIQUES PPL

# PERFORMANCES AVION PRÉPARATION DU VOL





- **Rappel des caractéristiques aérodynamiques**
- **Puissance nécessaire et puissance utile**
- **Les régimes de vol**
- **L'exploitation des polaires de puissance**
- **Les performances ascensionnelles**
- **Les performances de décollage**
- **Les performances de montée**
- **Performances de croisière et puissances moteur**
- **Performances d'atterrissage et distances déclarées**
- **Les effets moteur**
- **Les conditions de chargement et de centrage**
- **Les précautions et le calcul du carburant**
- **Les procédures de panne en campagne**



# FACTEURS D'INFLUENCE DES PERFORMANCES

## ALTITUDE, PRESSION, VITESSE, FORME ET CONFIGURATION

Ces facteurs sont prépondérants en termes de performance de l'avion

Ils interviennent dans trois secteurs :

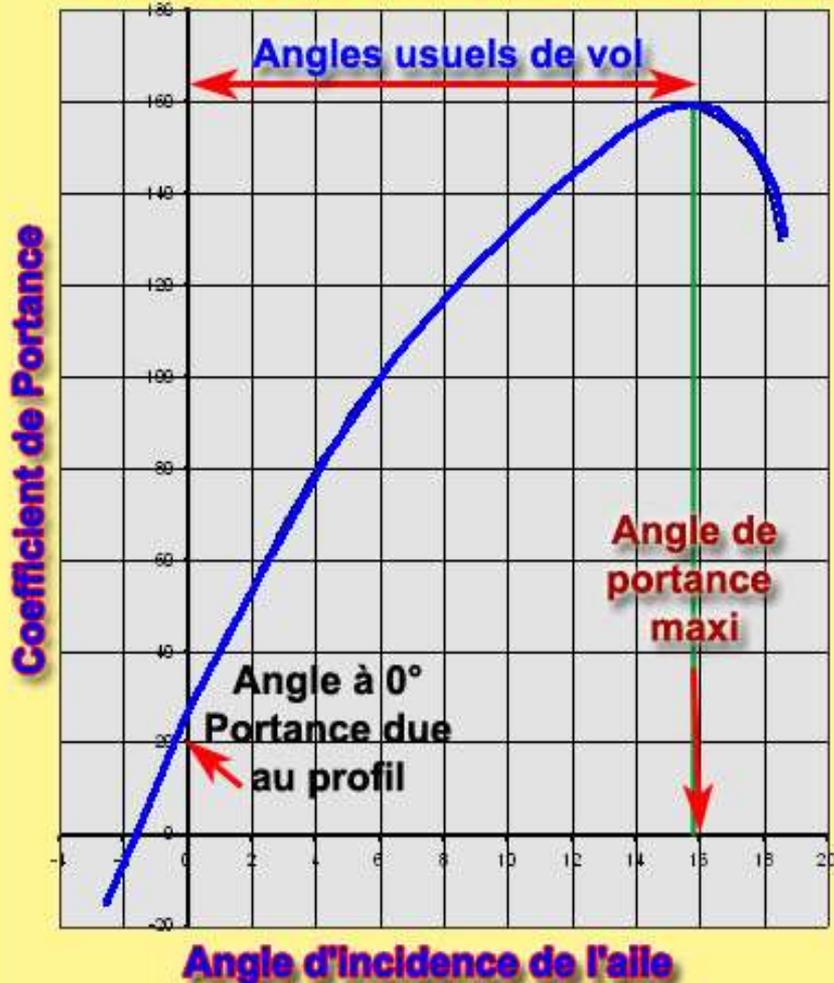
- **L'AÉRODYNAMIQUE**  
Variations de la Portance, de la Traînée, des configurations et de l'altitude.
- **LA PUISSANCE DES MOTEURS**  
Variations dues aux différences de pression, de température et de vitesse.
- **LES CONDITIONS D'EXPLOITATION**  
Définies par le constructeur dans le Manuel de Vol, seule référence valable pour l'utilisation de l'aéronef dans des limites acceptables et démontrées.



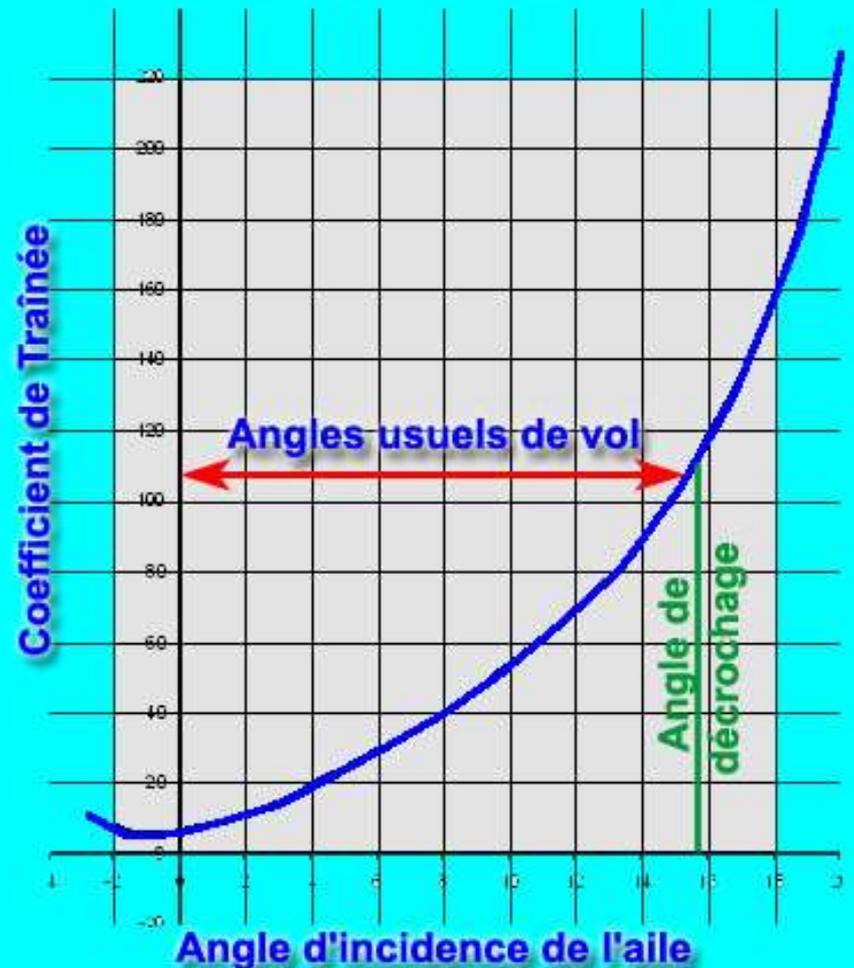
# RAPPELS SUCCINCTS EN AÉRODYNAMIQUE

## Importance des profils et angles d'utilisation

### COURBE DE PORTANCE D'UNE AILE



### COURBE DE LA TRAINÉE D'UNE AILE



# RAPPELS SUCCINCTS EN AÉRODYNAMIQUE

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

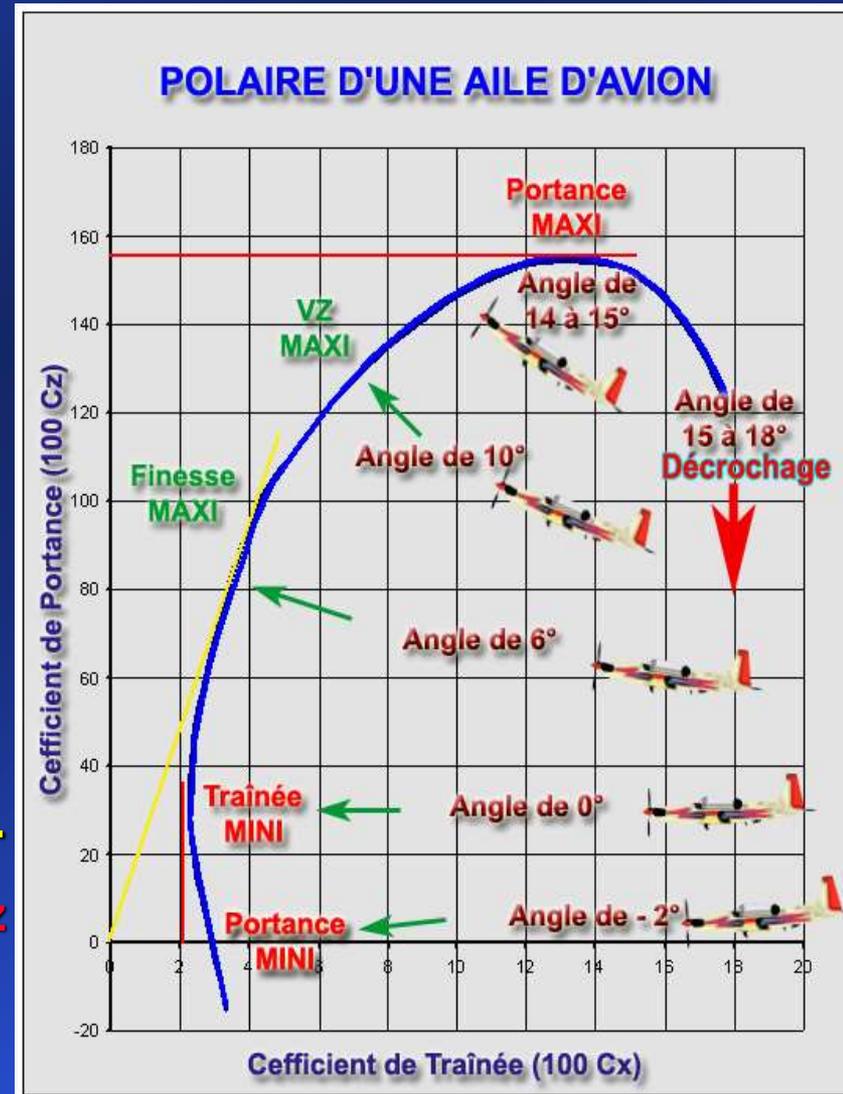
- cinq valeurs d'angles d'attaque donc à
- cinq vitesses bien définies.

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  $V_x$ ,  $V_Z$  max soit  $V_y$ )
- des puissances particulières (Conso spé) .

$$\text{Finesse} = R_z / R_x = C_z / C_x = P / T = V_{\text{sol}} / V_z = \text{Distance} / \text{Hauteur}$$

de l'ordre de 8 à 12 pour les avions légers pouvant atteindre 60 pour certains planeurs.



# RAPPELS SUCCINCTS EN AÉRODYNAMIQUE

## DES FACTEURS INTERDÉPENDANTS POUR LA PERFORMANCE

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

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

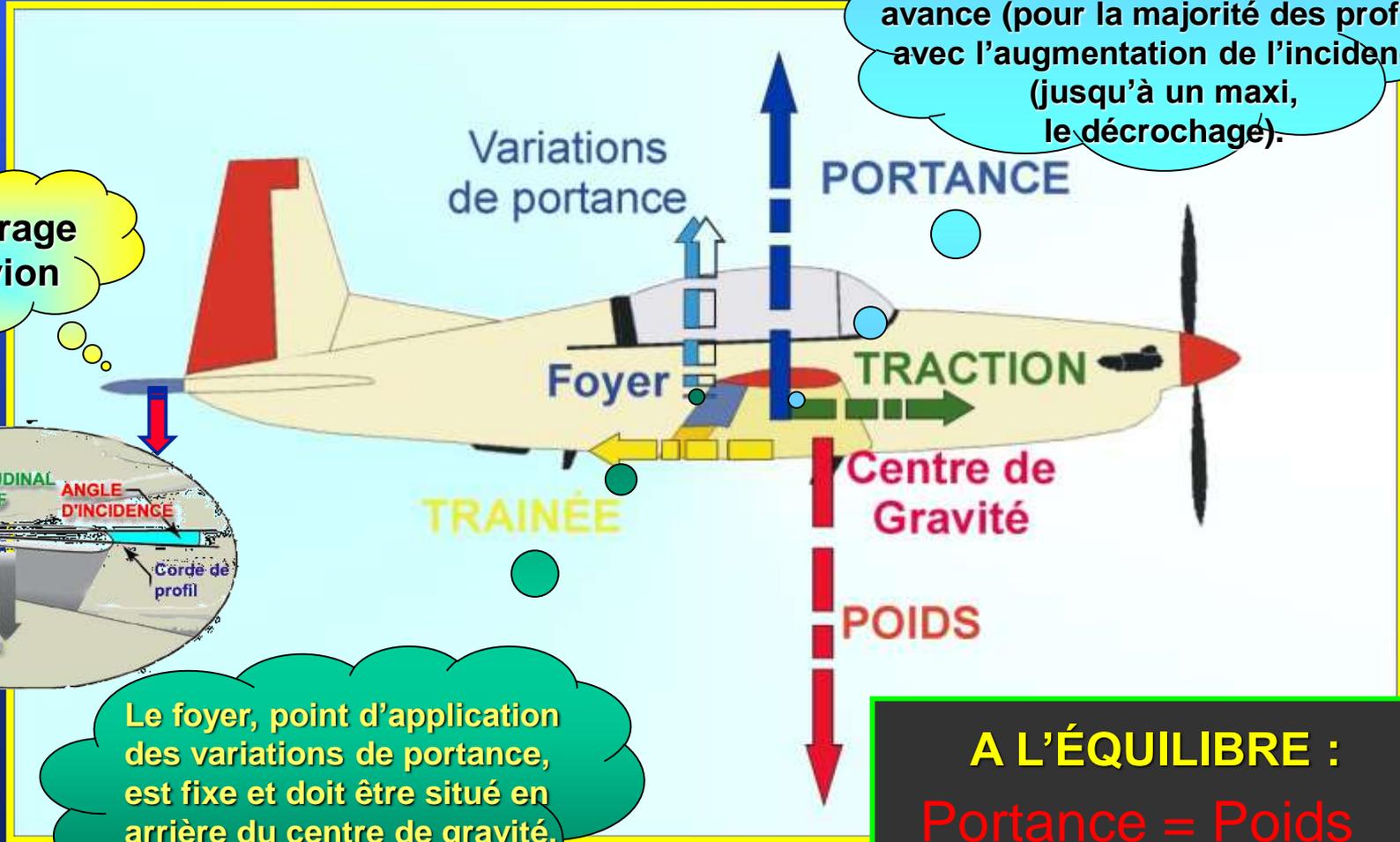


L'aptitude à sustenter dépend :

- d'une pression dynamique d'un fluide ( $\frac{1}{2} \rho V^2$ ),  
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 .

# RAPPELS SUCCINCTS EN MÉCANIQUE DU VOL

## UN ÉQUILIBRE ET DES LIMITATIONS



# RAPPELS SUCCINCTS DE L'ATMOSPHÈRE TYPE

## ATMOSPHÈRE STANDARD

### TEMPÉRATURE

Décroissance linéaire  
jusqu'à la tropopause

**2°C / 1000 FT**

### PRESSION

Décroissance logarithmique

1 hPa / 28 Ft (sol / 2500 Ft)

1 hPa / 30 Ft (3300 Ft)

1 hPa / 37 Ft (10000 Ft)

1 hPa / 81 Ft (30000 Ft)

### Valeurs caractéristiques

1013 hPa au Niveau de la mer

850 hPa vers 5000 Ft

700 hPa vers 10000 Ft

500 hPa vers 18000 Ft

300 hPa vers 30000 Ft



**1013 hPa 15° C au niveau de la mer**

**Diminution pression atmosphérique induit  
Diminution des portances, traînées ET de la puissance moteur.**

# RAPPEL SUR LES PUISSANCES

En physique :

$$\text{Puissance} = \text{Force} \times \text{Vitesse}$$

Précision d'importance, en aéronautique plusieurs vitesses caractérisent un vol :  
Vitesse indiquée, Vitesse conventionnelle, Equivalent vitesse, Vitesse propre.

En termes de puissance, seule

**la VITESSE PROPRE (Vitesse vraie en palier)**

est à considérer.

Deux puissances spécifiques conditionnent les phases du vol :

👉  **$W_n$  : puissance nécessaire pour équilibrer la traînée de l'avion en palier**

👉  **$W_u$  : puissance utile délivrée par le Groupe Moto Propulseur**

# PUISSANCE NÉCESSAIRE AU VOL

Elle doit compenser la traînée. Sa composante principale est la vitesse.

$$W_n = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x \cdot V = \frac{1}{2} \rho S V^3 C_x. \text{ (Équation de traction)}$$

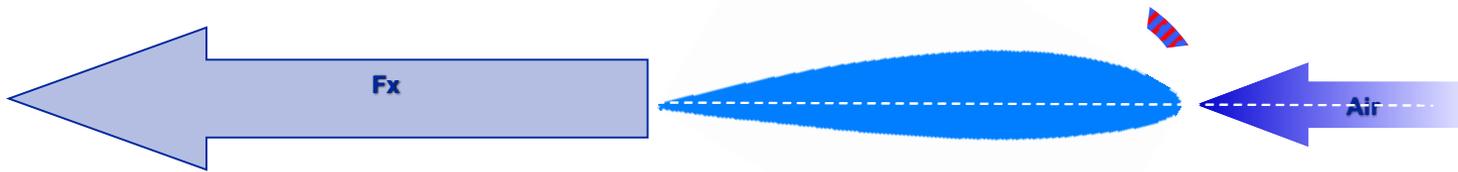
La traînée est la résultante de 2 composantes :

- Trainée parasite de forme due à la vitesse
- Trainée induite ou marginale (tourbillons de bout d'aile) due à l'incidence de l'aile

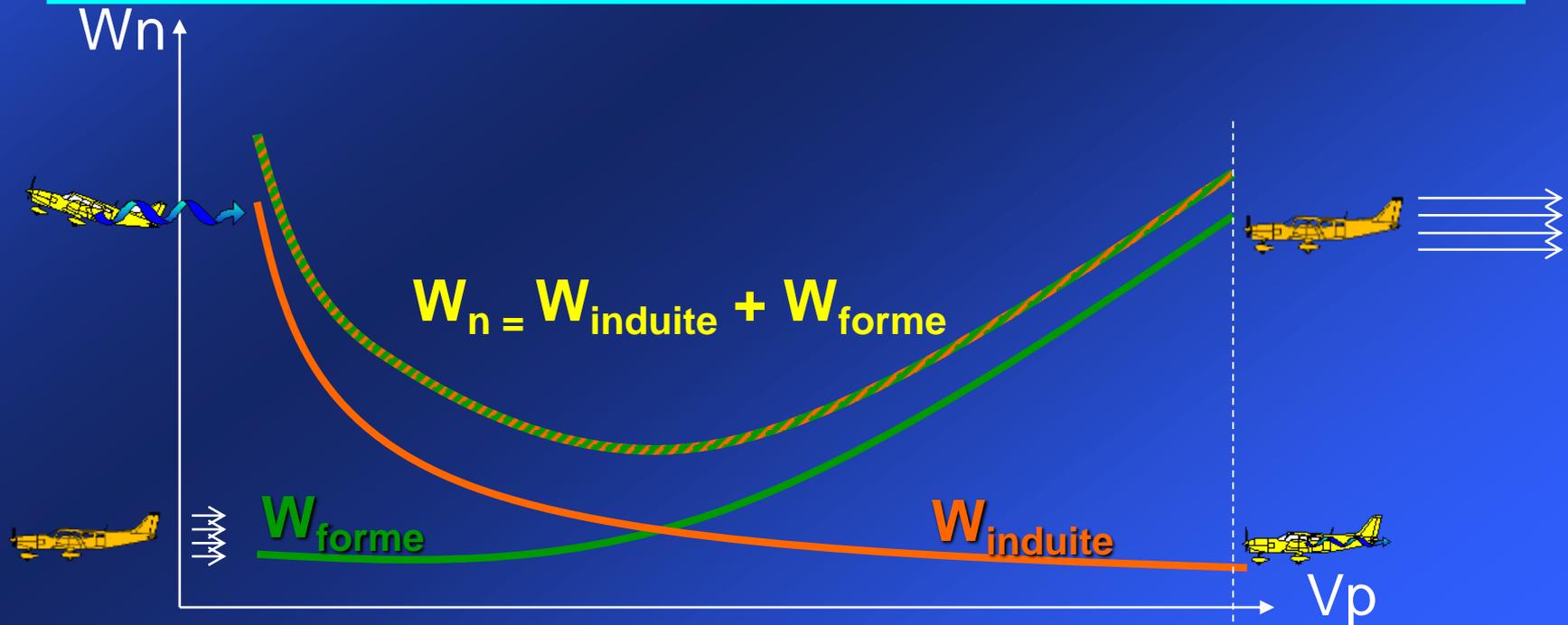


# PUISSANCE NÉCESSAIRE AU VOL

## ANALYSE DE LA TRAÎNÉE EN FONCTION DE L'INCIDENCE



RAPPORT INCIDENCE – VITESSE

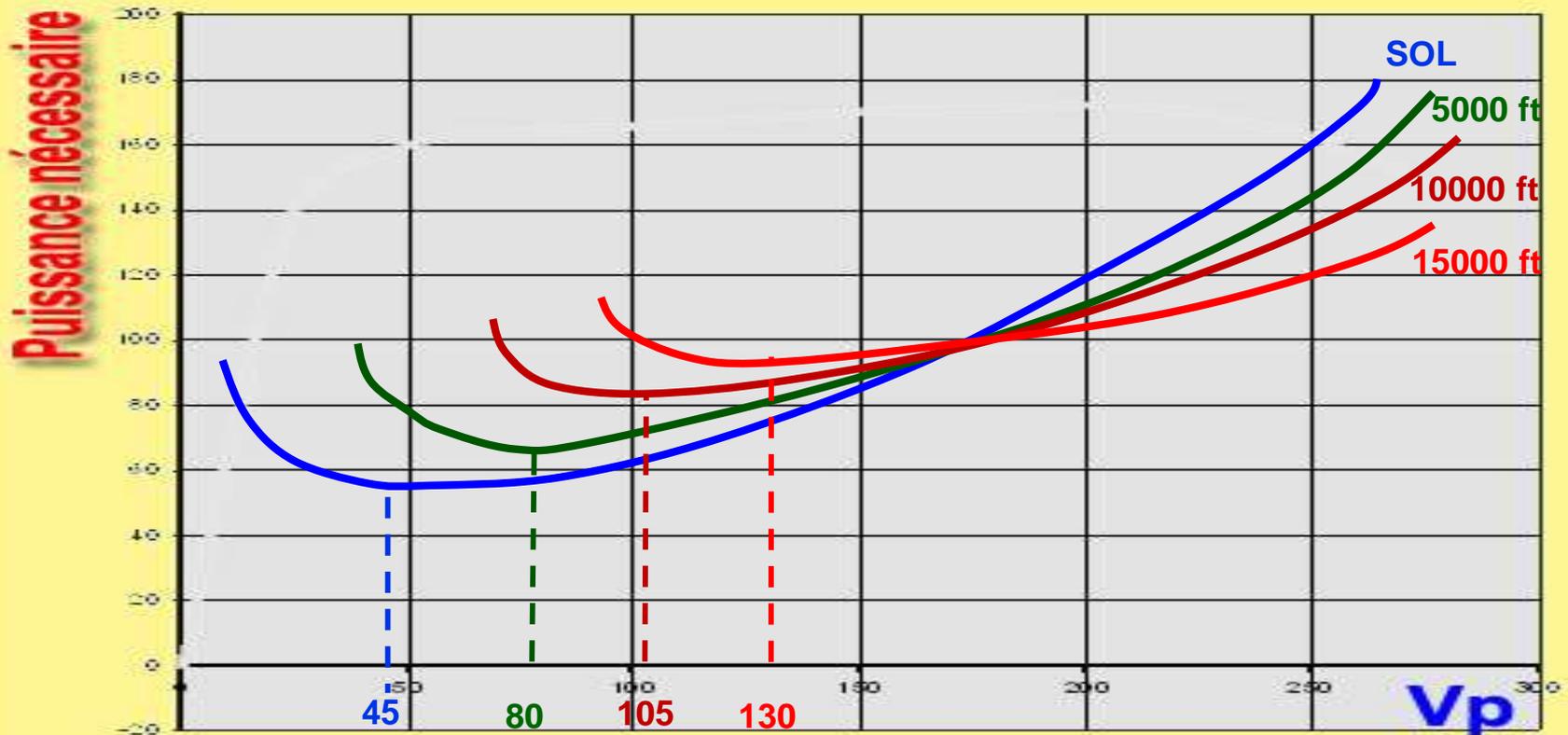


# PUISSANCE NÉCESSAIRE AU VOL

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

Une augmentation d'altitude implique une diminution de densité d'air ( $\rho$ ) d'où influence sur incidence et traînée, et comportement différent suivant l'altitude.

## Évolution de la $W_n$ / Altitude



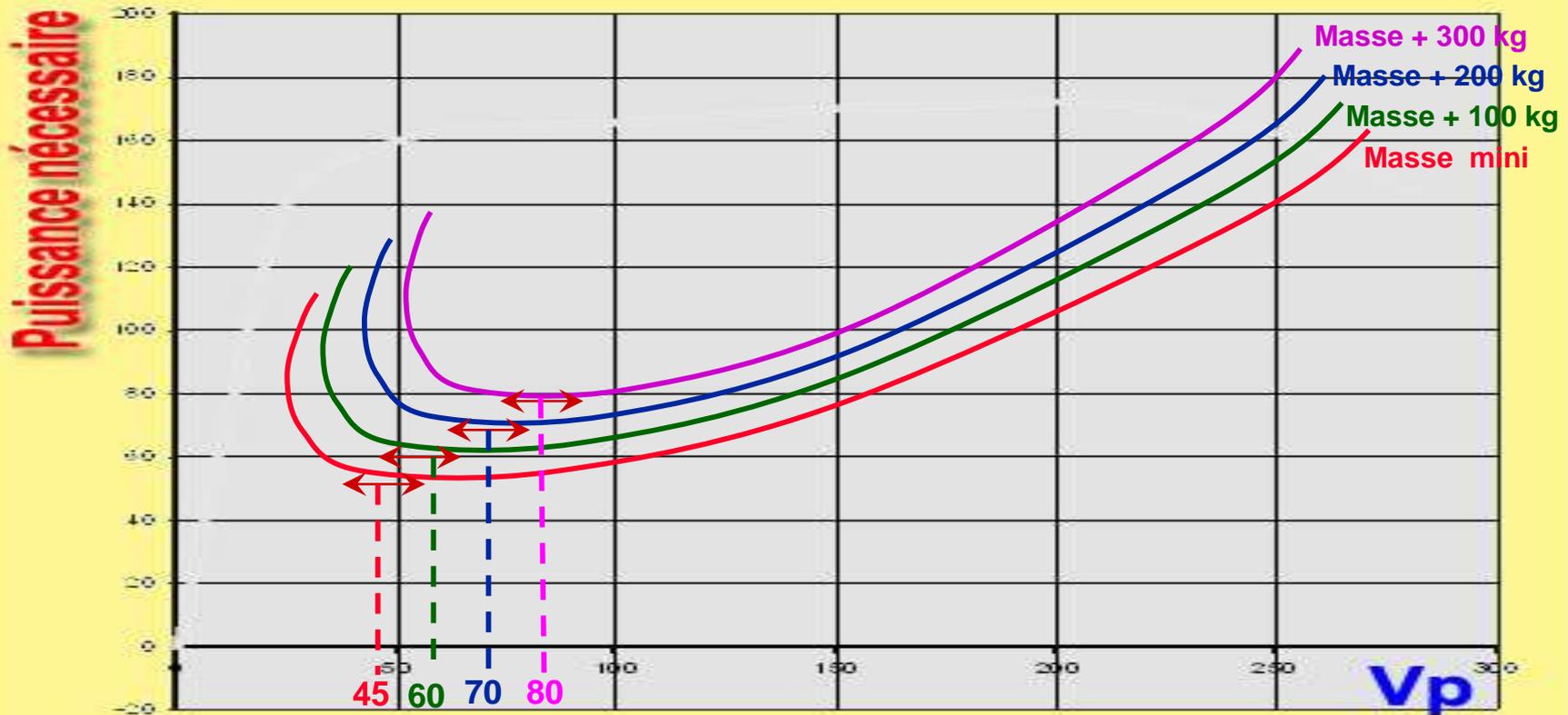
Avec l'altitude, la vitesse minimum de sustentation augmente et la vitesse maxi d'équilibre en vol diminue (puissance moteur en diminution).

# PUISSANCE NÉCESSAIRE AU VOL

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

Augmentation du poids implique augmentation de portance (Rz)  
donc à altitude constante, la  $W_n$  et la  $V_p$  de sustentation sont supérieures.

## Évolution de la $W_n$ / Poids

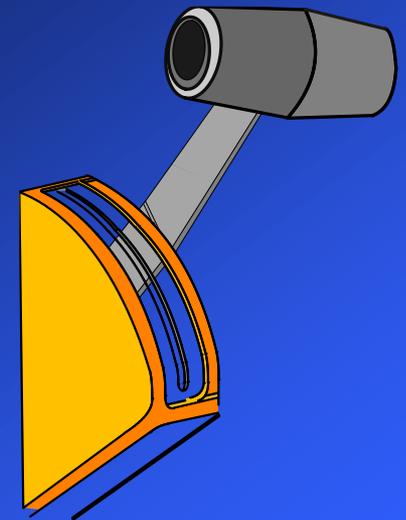
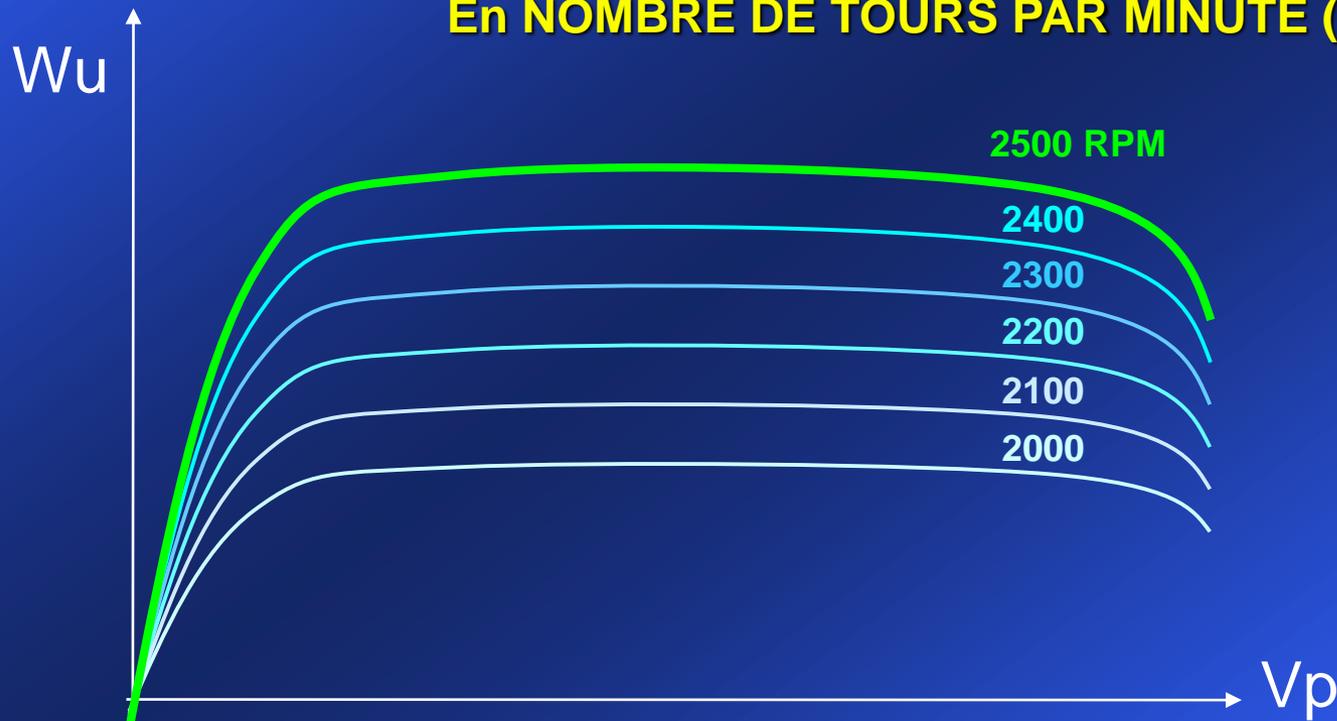


Masse de l'avion augmentée : légère réduction de la vitesse de croisière,  
réduction du taux de montée,  
augmentation de la vitesse minimum de sustentation

# PUISSANCE UTILE DU MOTEUR

La puissance utile n'est pas mesurée directement, elle est convertie en pourcentage de la puissance maxi du moteur.

**L'obtention du pourcentage de puissance désirée (autonomie max = 55%, croisière éco = 65%, croisière rapide = 75%) est donnée sur le manuel de vol (chapitre 5 Performances), en fonction de l'altitude - densité et de la température, En NOMBRE DE TOURS PAR MINUTE (RPM)**

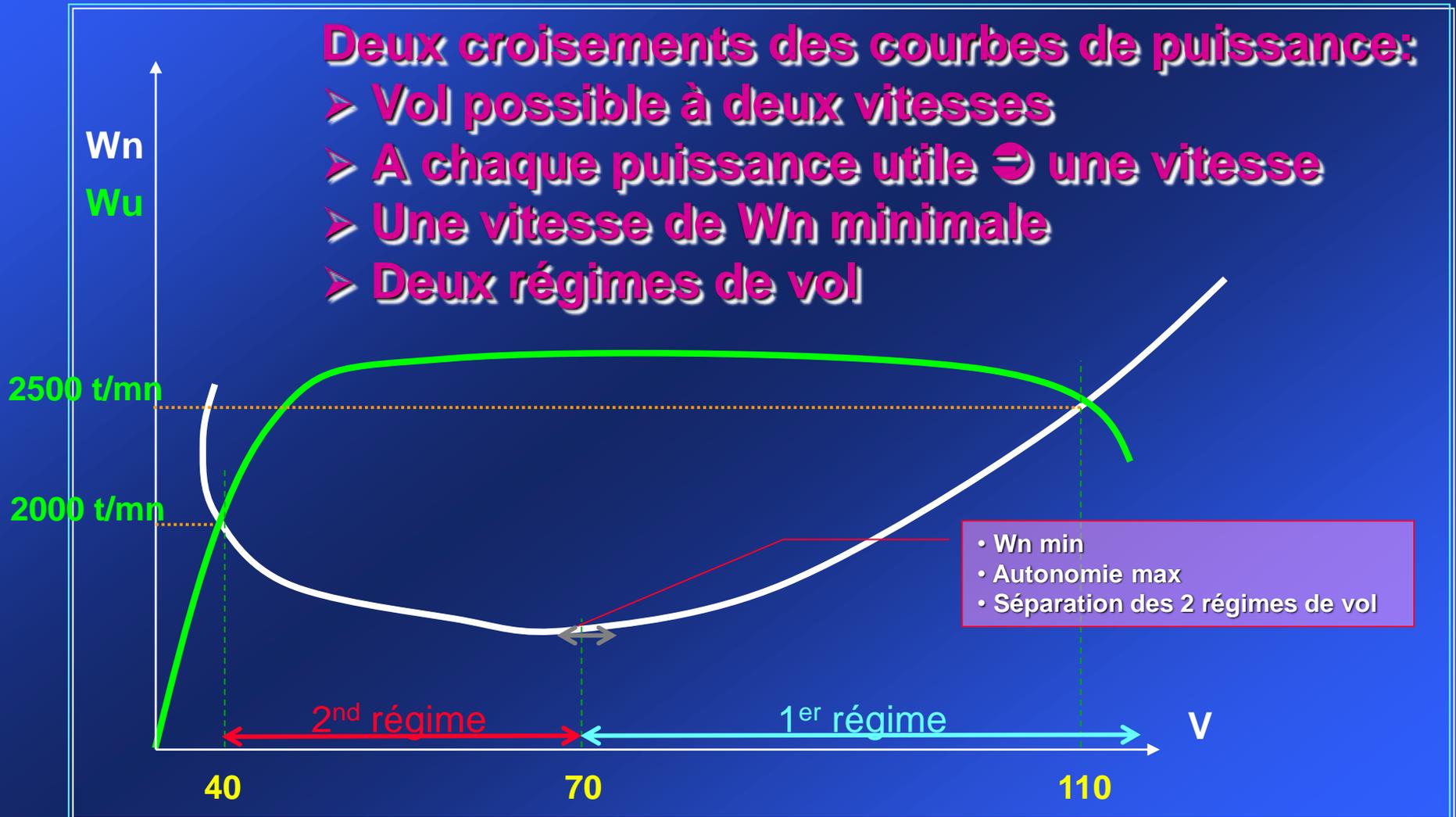


# INTERACTION DES PUISSANCES

**VOL POSSIBLE UNIQUEMENT SI  $W_n$  a même valeur que  $W_u$**

**Deux croisements des courbes de puissance:**

- Vol possible à deux vitesses
- A chaque puissance utile  $\Rightarrow$  une vitesse
- Une vitesse de  $W_n$  minimale
- Deux régimes de vol

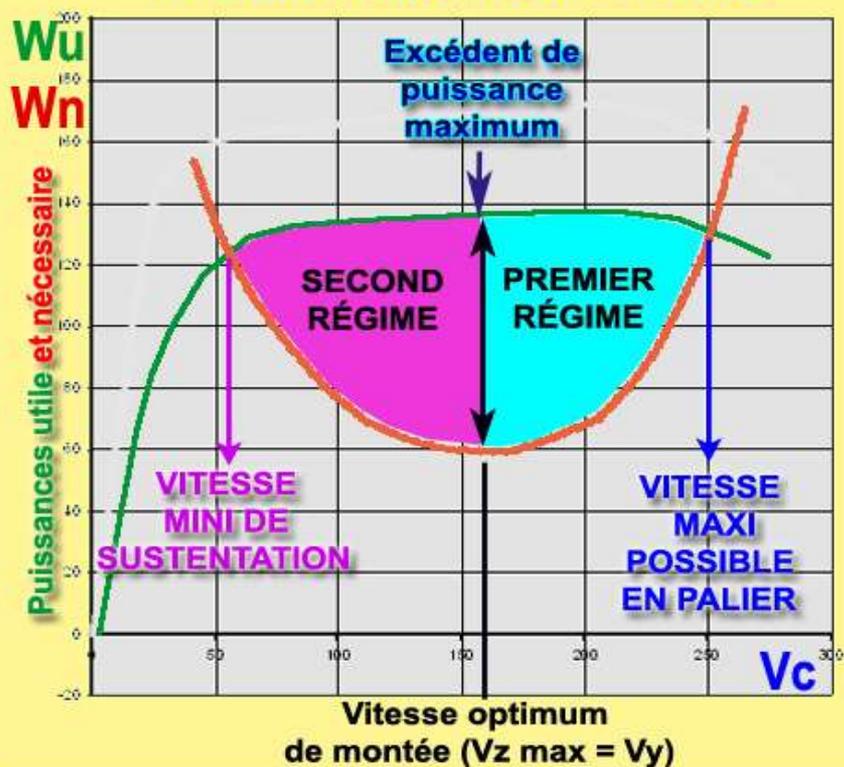


# LES RÉGIMES DE VOL

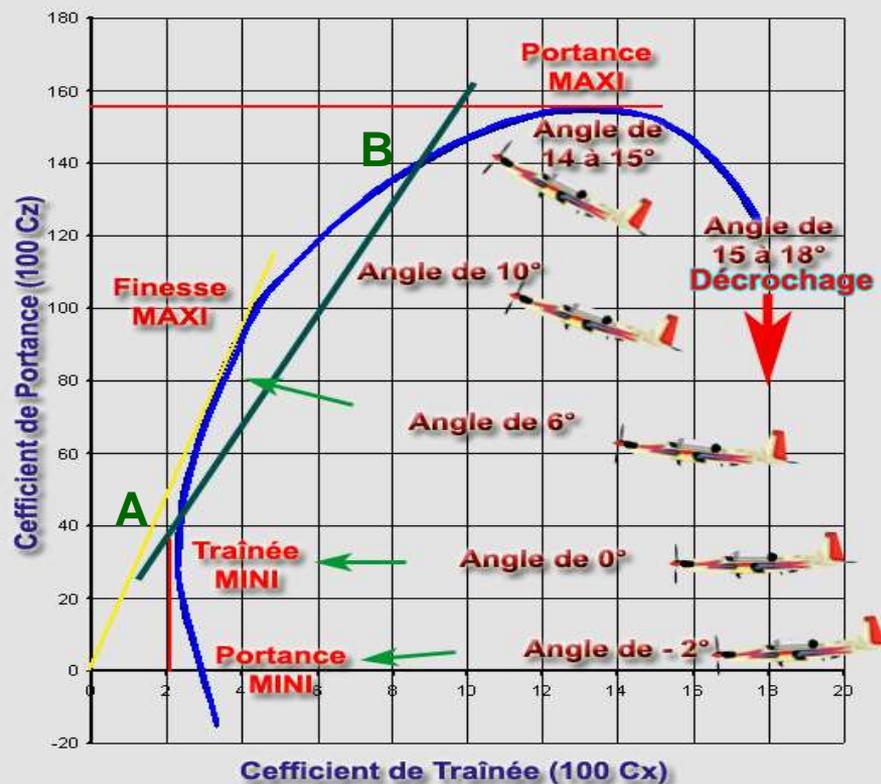
A MÊME ALTITUDE, LORSQUE UN EXCÉDENT DE PUISSANCE EXISTE, LES DEUX COURBES DE PUISSANCE ONT DEUX POINTS COMMUNS.

- Vitesse minimum de sustentation et
- Vitesse maxi en palier.
- Vol lent (A) et
- Vol à vitesse élevée (B).

## COURBES PUISSANCES - VITESSE



## POLAIRE D'UNE AILE D'AVION



La plus grande différence entre les deux puissances (Vz max) détermine la frontière entre deux comportements de vol différents.

# LES RÉGIMES DE VOL



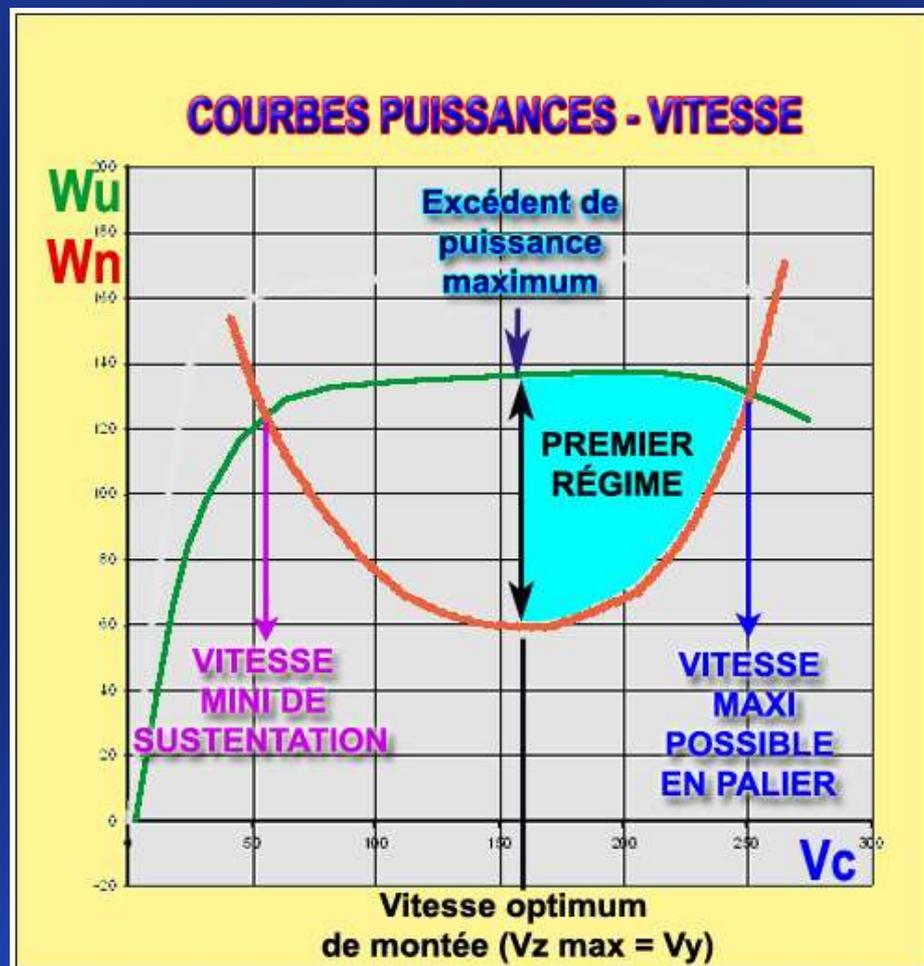
## PREMIER RÉGIME

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



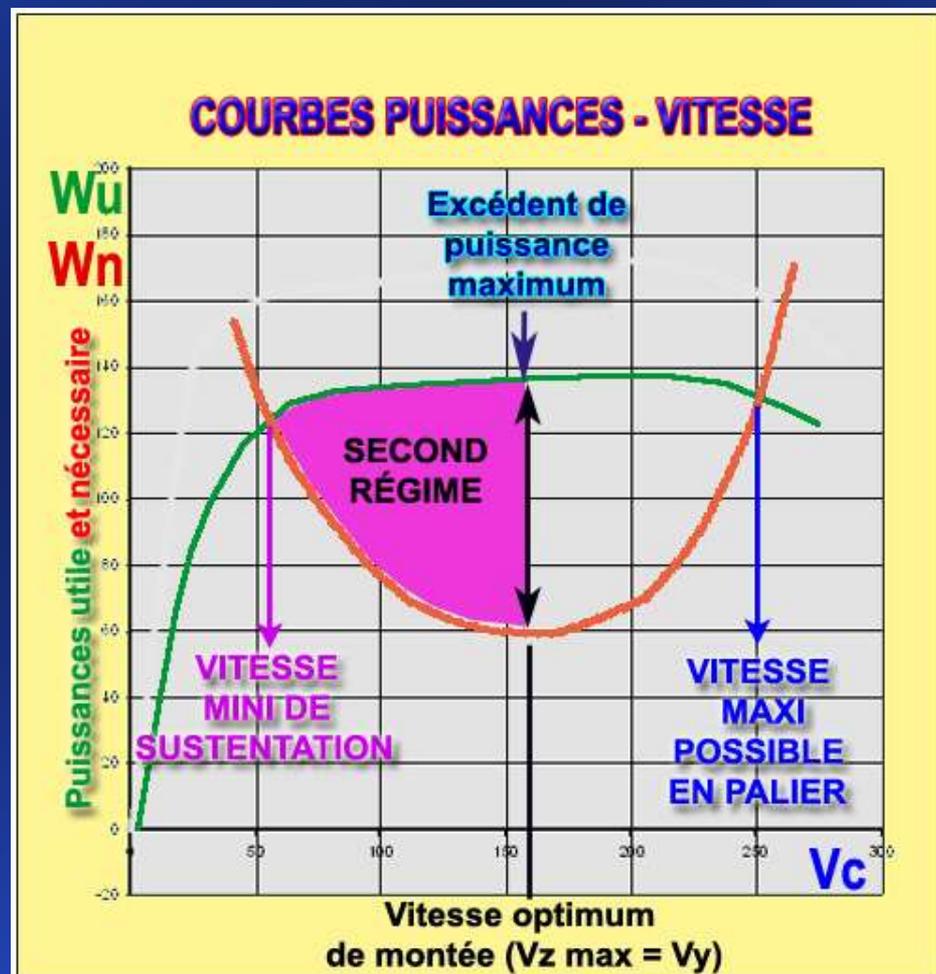
## SECOND RÉGIME

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.



# CONSÉQUENCES SUR LE VOL LENT

DEUX PRÉCONISATIONS : GRANDE ATTENTION ET RÉACTIVITÉ

## AU SECOND RÉGIME

### Relation VITESSE - INCIDENCE

A chaque vitesse correspond une incidence

➤ action sur manche ;

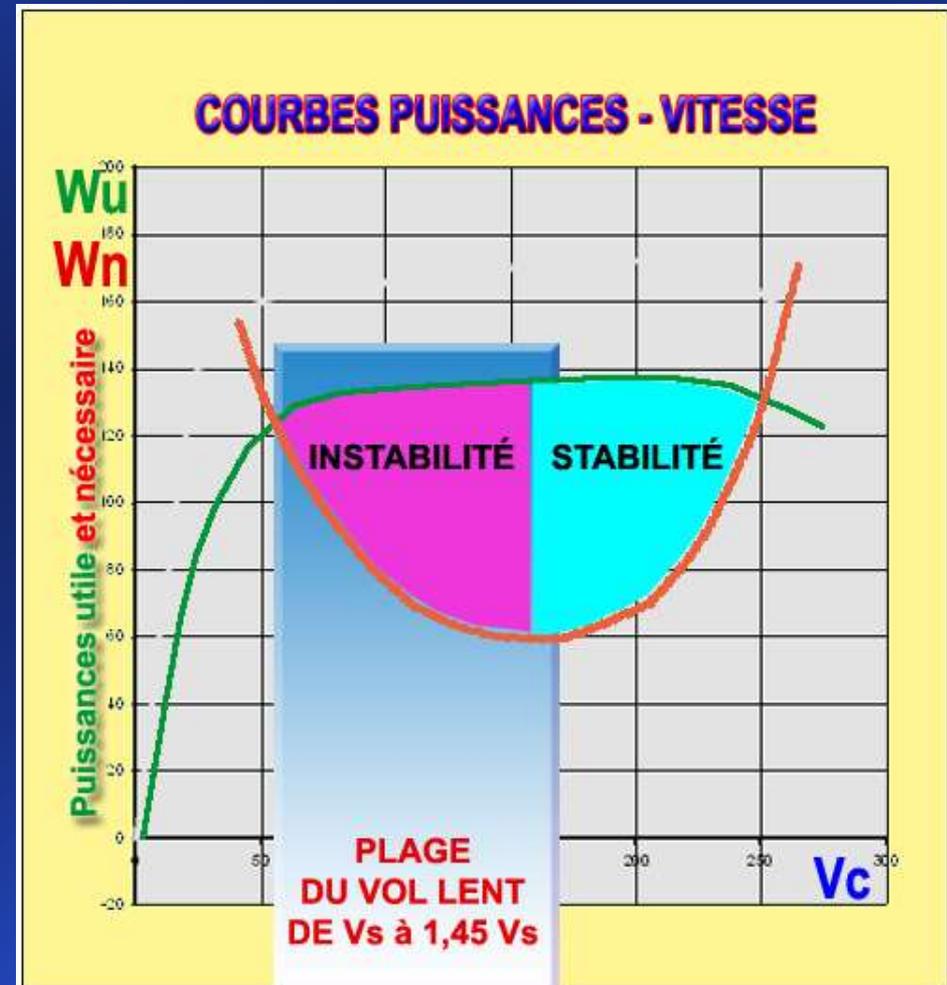
### Relation ALTITUDE - PUISSANCE

Plus ou moins de puissance utile par rapport à la puissance nécessaire occasionne une modification de la trajectoire

➤ action sur manette des gaz.

Utilisation du vol lent entre autres :  
configuration attente ( $1,45 V_s$ ) et  
configuration approche ( $1,45 V_{s1}$ ).

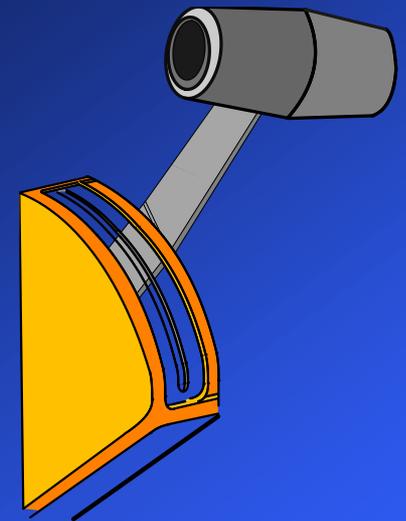
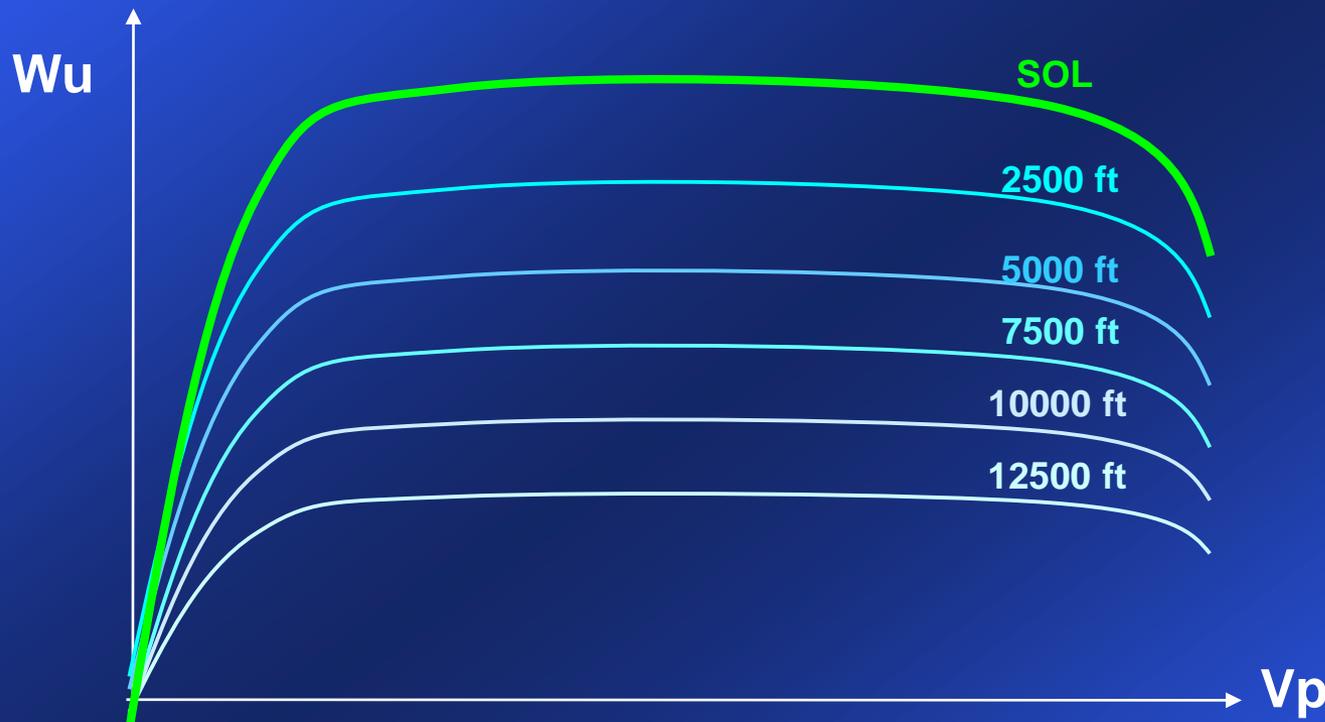
D'où grande attention en vent  
arrière d'autant plus que cette  
phase de vol se déroule à  
BASSE ALTITUDE.



# PUISSANCE UTILE DU MOTEUR

LA PUISSANCE UTILE ( $W_u$ ) DIMINUE AVEC L'ALTITUDE  
(diminution de la densité de l'air)

Possibilité technique pour compenser cette diminution de puissance  
l'utilisation de GMP turbocompressé qui accroît son alimentation en air



EN MONTÉE, LORSQUE MANETTE DES GAZ TOTALEMENT POUSSÉE  
ET IMPOSSIBILITÉ DE MAINTENIR LA VALEUR DE PUISSANCE DE MONTÉE,  
L'ALTITUDE EST DITE DE RÉTABLISSEMENT

# PUISSANCES MOTEUR ET ALTITUDE

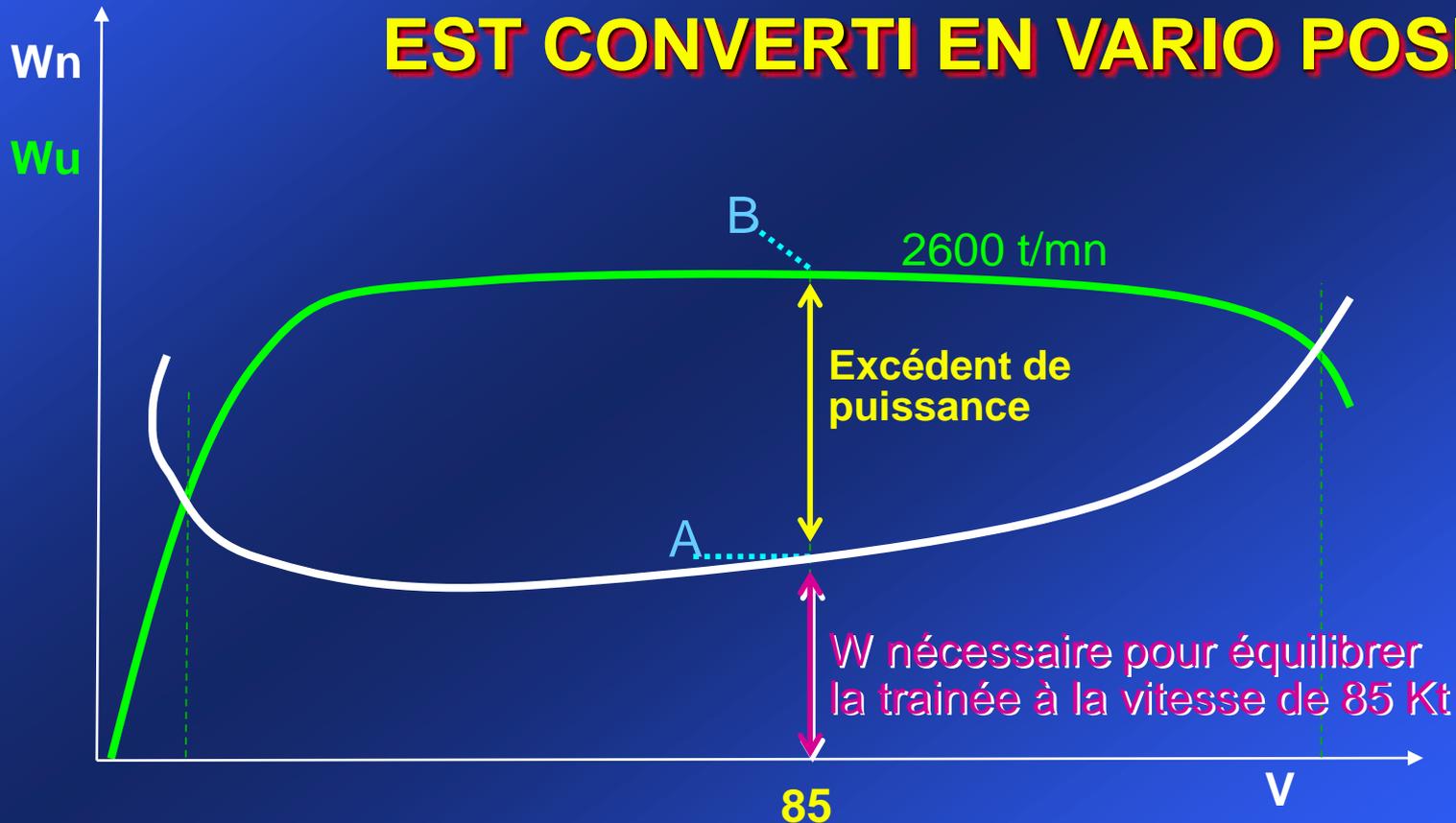
ALTITUDE (en Feet)	PRESSION ADM (Pouces de Mercure)	% de puissance moteur nominale
10000	18,7	70,8
9000	20,2	73,5
8000	21,0	76,2
7000	21,9	78,9
6000	22,8	81,7
5000	23,7	84,6
4000	24,6	87,5
3000	25,6	90,5
2000	26,6	93,6
1000	27,7	96,8
Niveau de la mer	28,7	100,0

**PUISSANCE PLEIN GAZ SUR MOTEUR ATMOSPHÉRIQUE**

# CONSÉQUENCE DES DIFFÉRENCES DE PUISSANCE EN MONTÉE

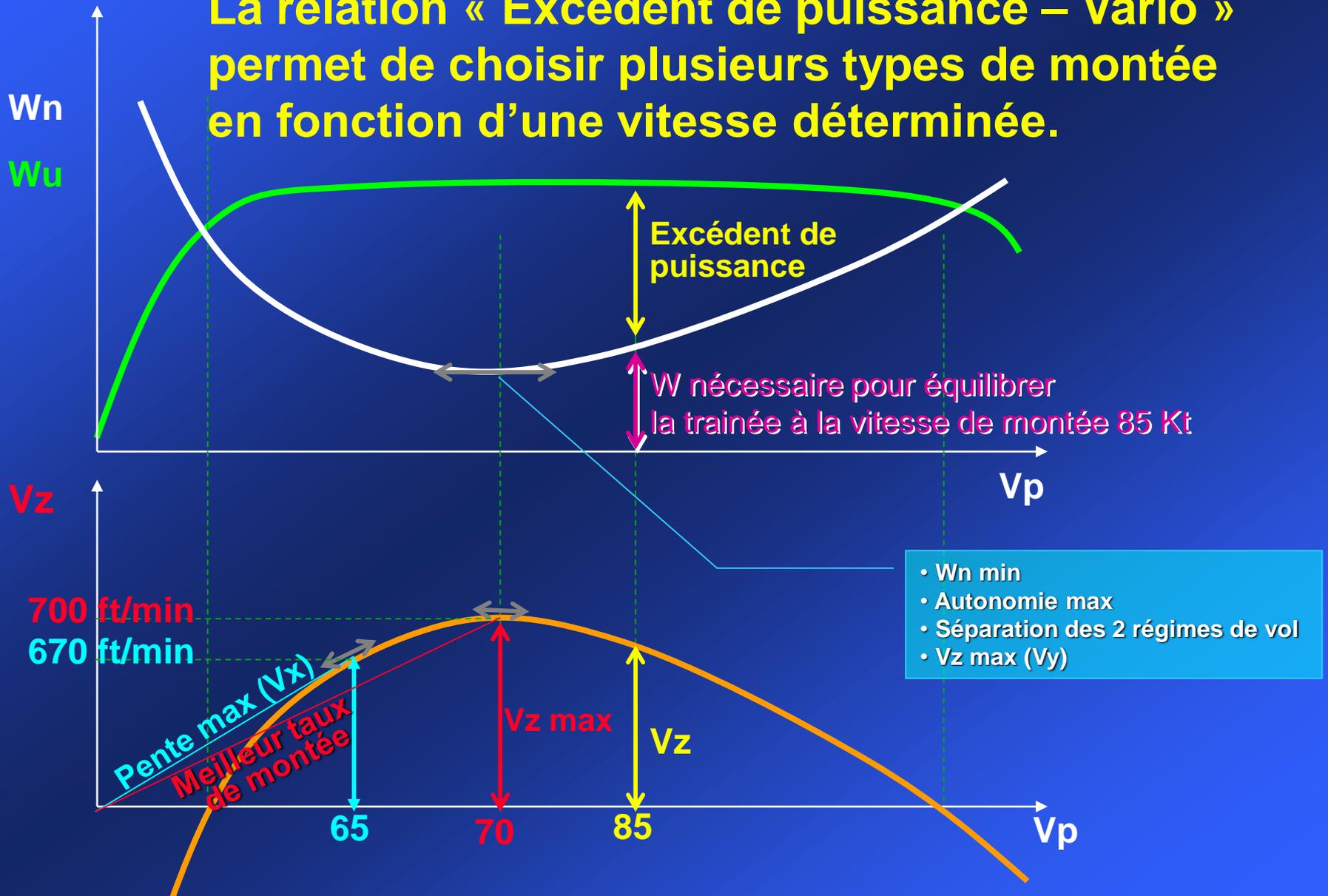
- 1) Mise en montée à vitesse 85 Kt  $\Rightarrow$   $W_n$  est en A
- 2) Puissance utile à 2600 t / mn  $\Rightarrow$   $W_u$  est en B

## L'EXCÉDENT DE PUISSANCE EST CONVERTI EN VARIO POSITIF



# RAPPORT EXCÉDENT PUISSANCE VARIO

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

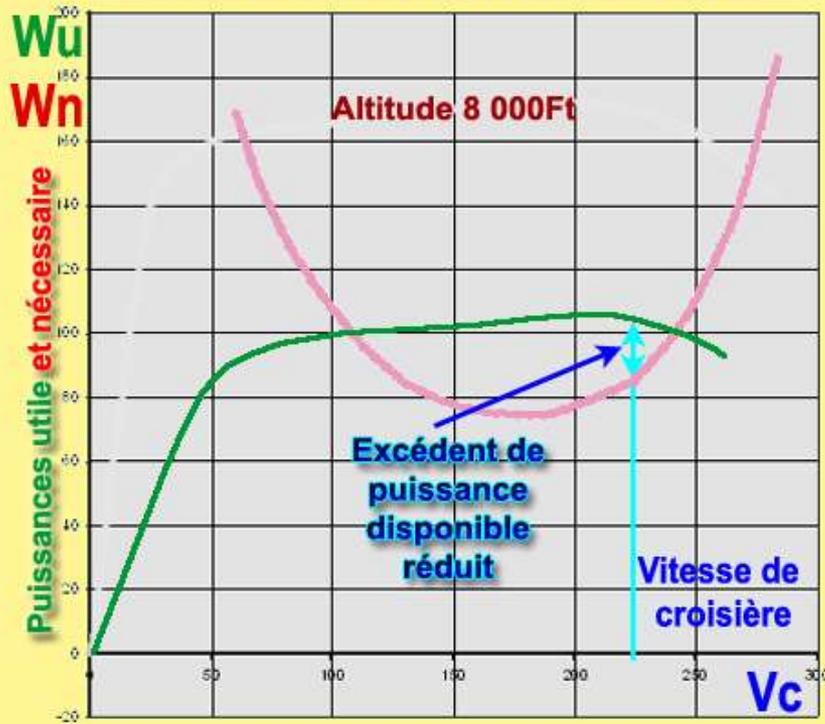


# LIMITES EN ALTITUDE

## VOL EN PALIER A DIFFÉRENTES ALTITUDES

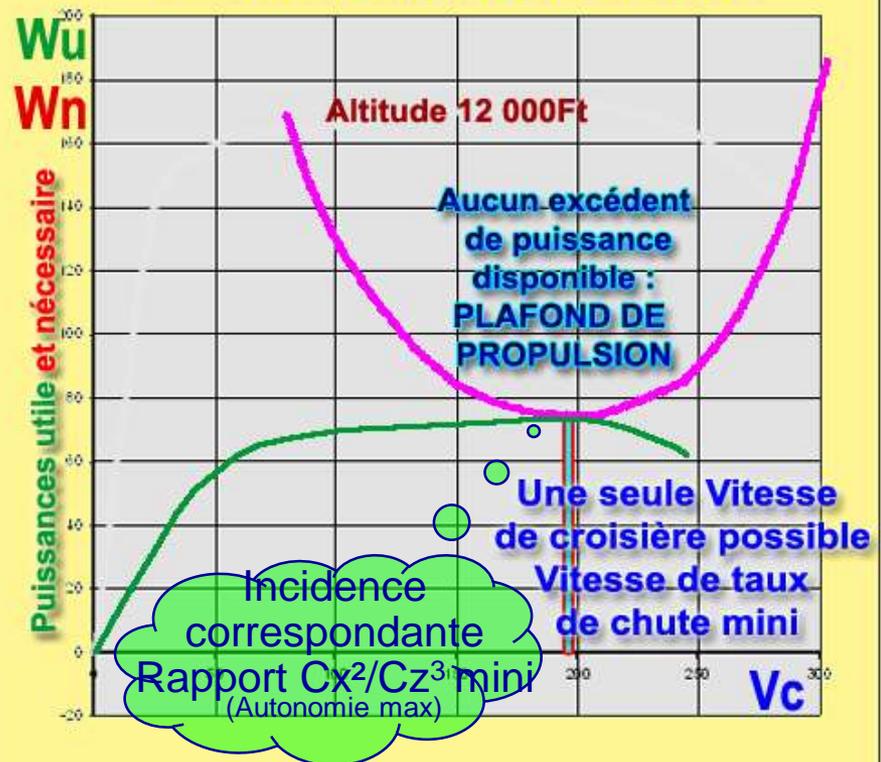
$$W_n = \frac{1}{2} \rho S V^3 C_x = W_u = \text{Force de traction} \times \text{Vitesse.}$$

### COURBES PUISSANCES - VITESSE



Plafond pratique = Altitude ou la Vz max se limite à 0,5 m/s (100 ft/mn).

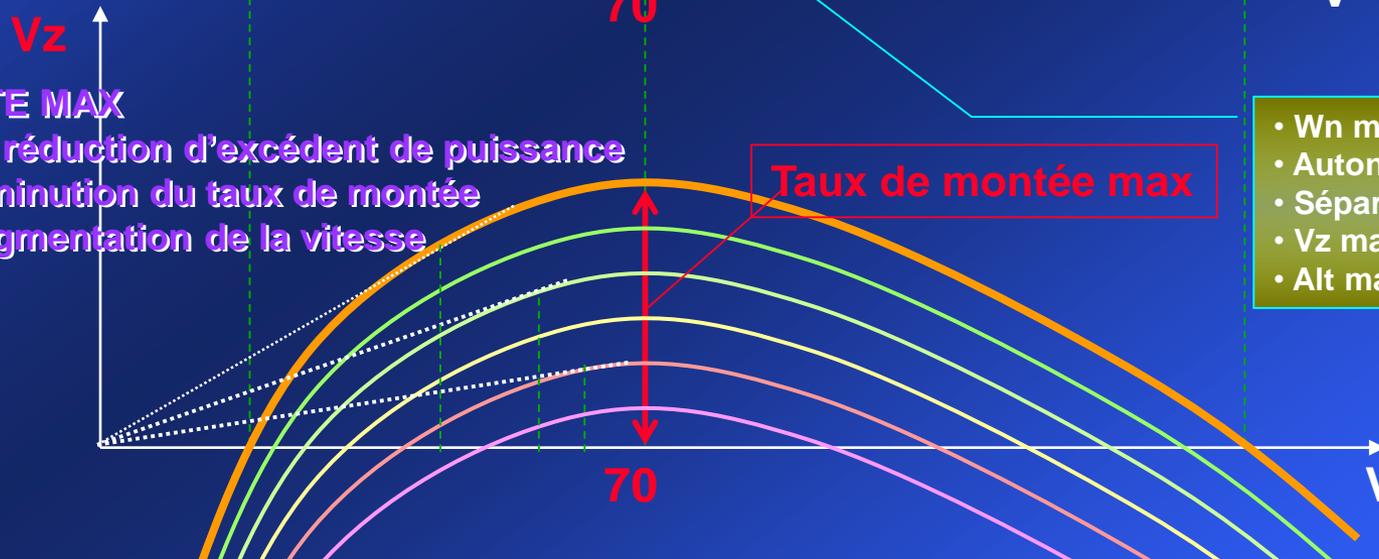
### COURBES PUISSANCES - VITESSE



A puissance max et au plafond théorique (0 ft/s), il n'existe qu'une vitesse en palier.

# ÉVOLUTION DES PUISSANCES EN MONTÉE

A UNE MÊME VITESSE ( $V_z$  max par exemple),  
LE TAUX DE MONTÉE DIMINUE AVEC  
LA DIMINUTION DE LA PUISSANCE UTILE (densité air)



PENTE MAX

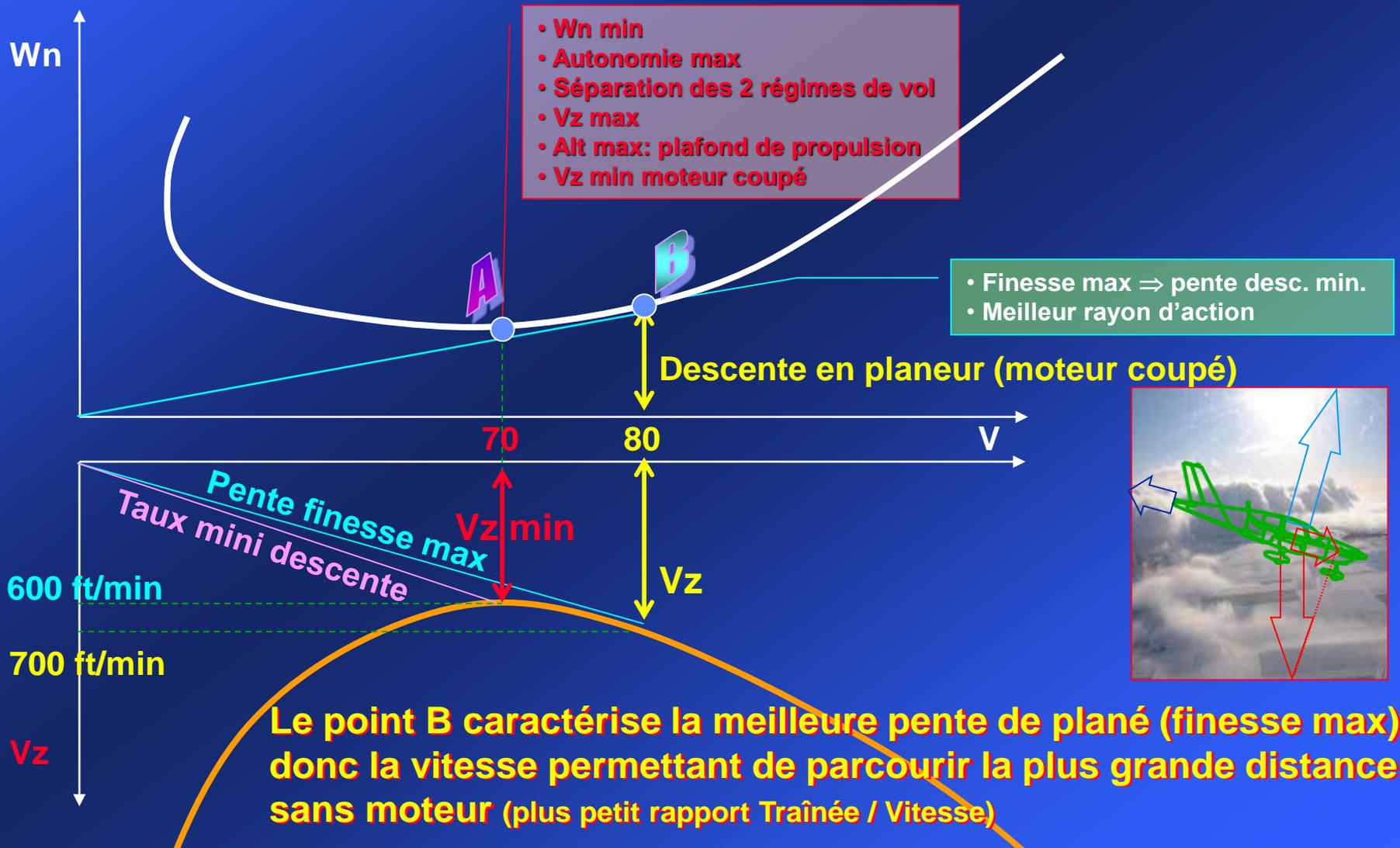
Avec réduction d'excédent de puissance

- 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

# DESCENTES SPÉCIFIQUES

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



# DESCENTES SPÉCIFIQUES

La vitesse de finesse max dépend de la direction et de la force du vent.

Vent de face, pour franchir la plus grande distance, tangente de la pente indique :

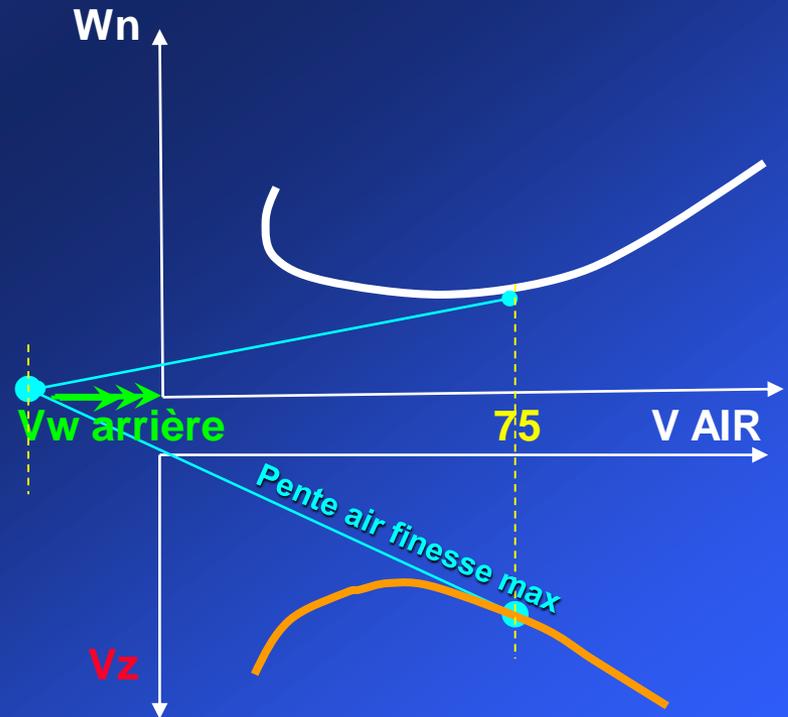
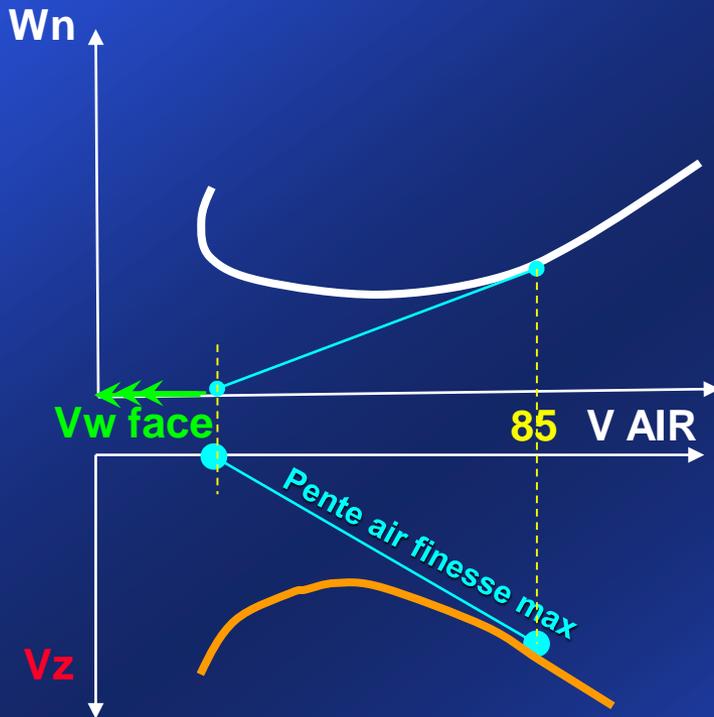
**VITESSE DE FINESSE MAX SUPÉRIEURE**

(limitation du temps avec vent de face donc diminution de distance).

Vent arrière, pour franchir la plus grande distance, tangente de la pente indique :

**VITESSE DE FINESSE MAX INFÉRIEURE**

(augmentation du temps avec vent arrière donc augmentation de distance).



DESCENTE AVEC MOTEUR COUPÉ OU EN PANNE

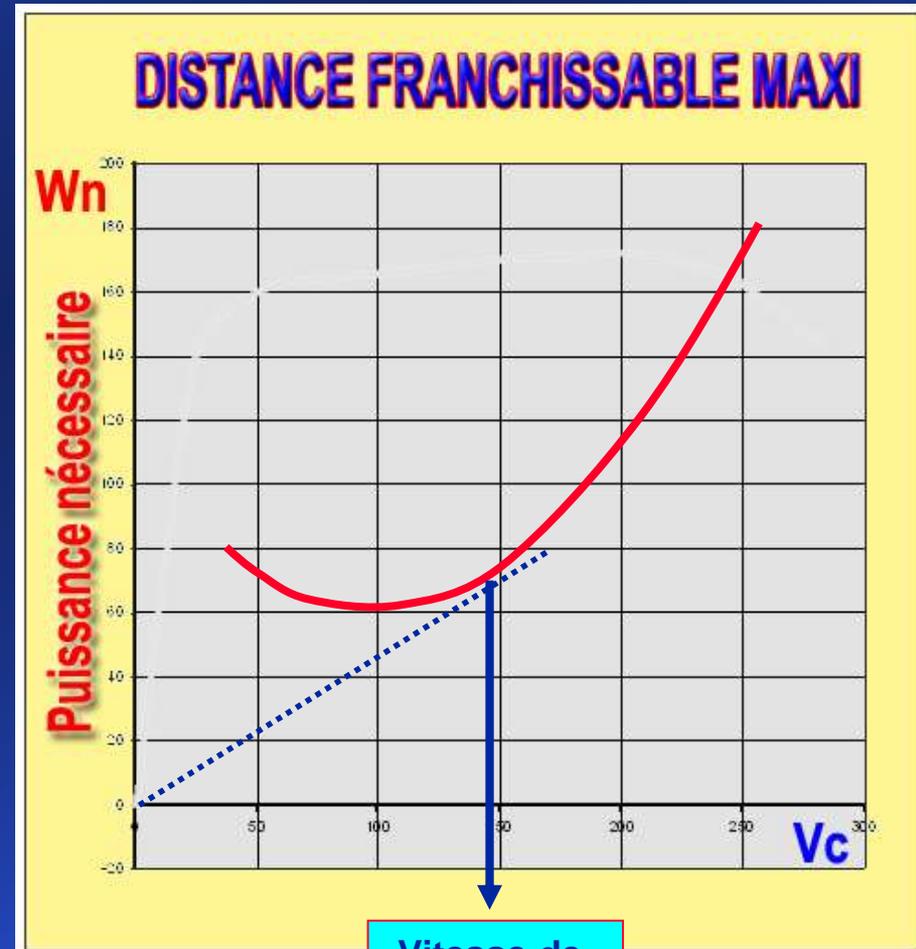
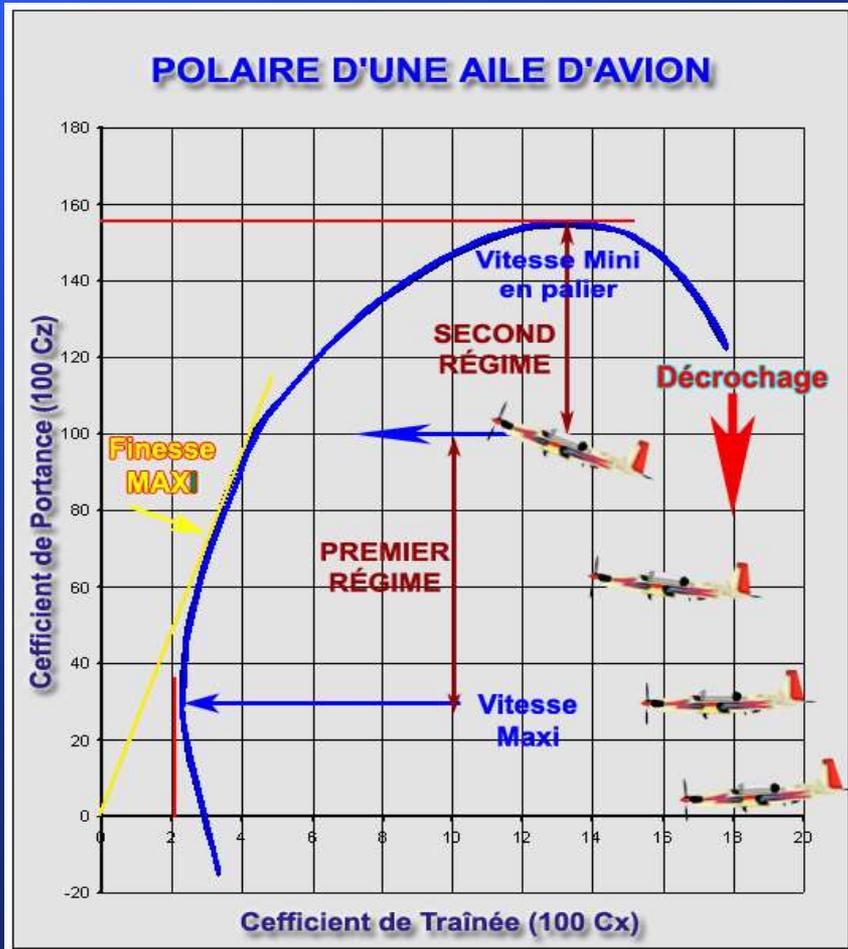
# RAYON D'ACTION

LA CONSOMMATION KILOMÉTRIQUE MINIMALE S'OBTIENT LORSQUE :

PORTANCE / TRAÎNÉE  
EST LE PLUS IMPORTANT

OU

PUISSANCE / VITESSE  
EST LE PLUS FAIBLE



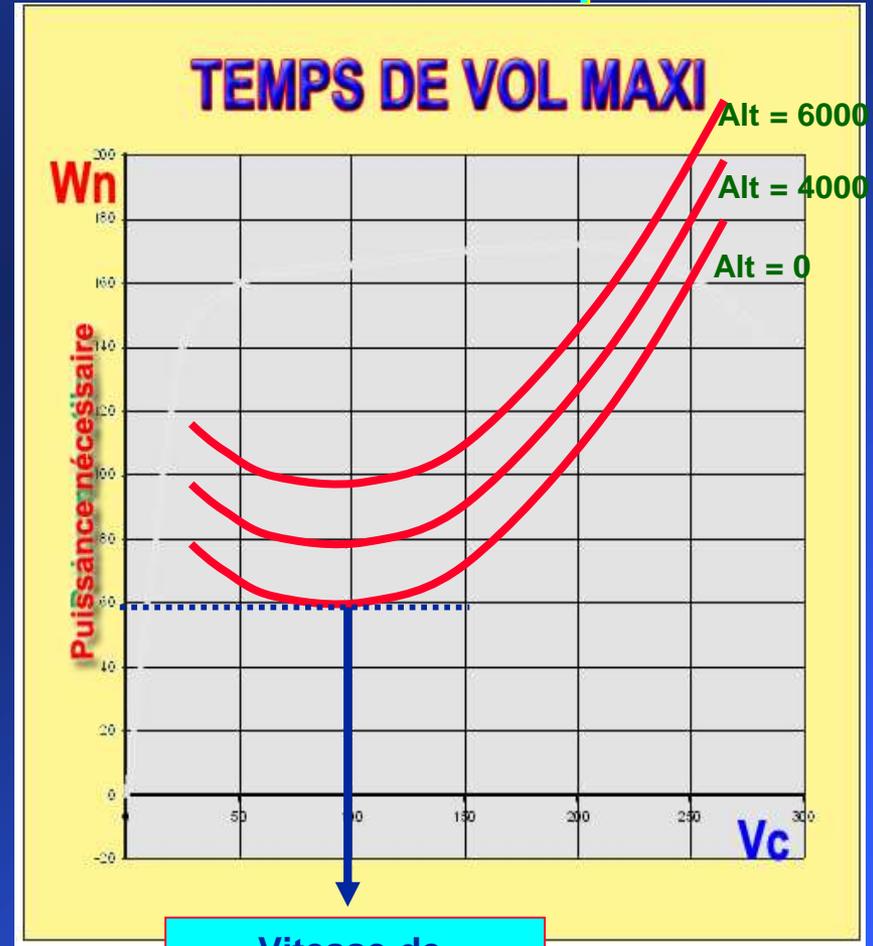
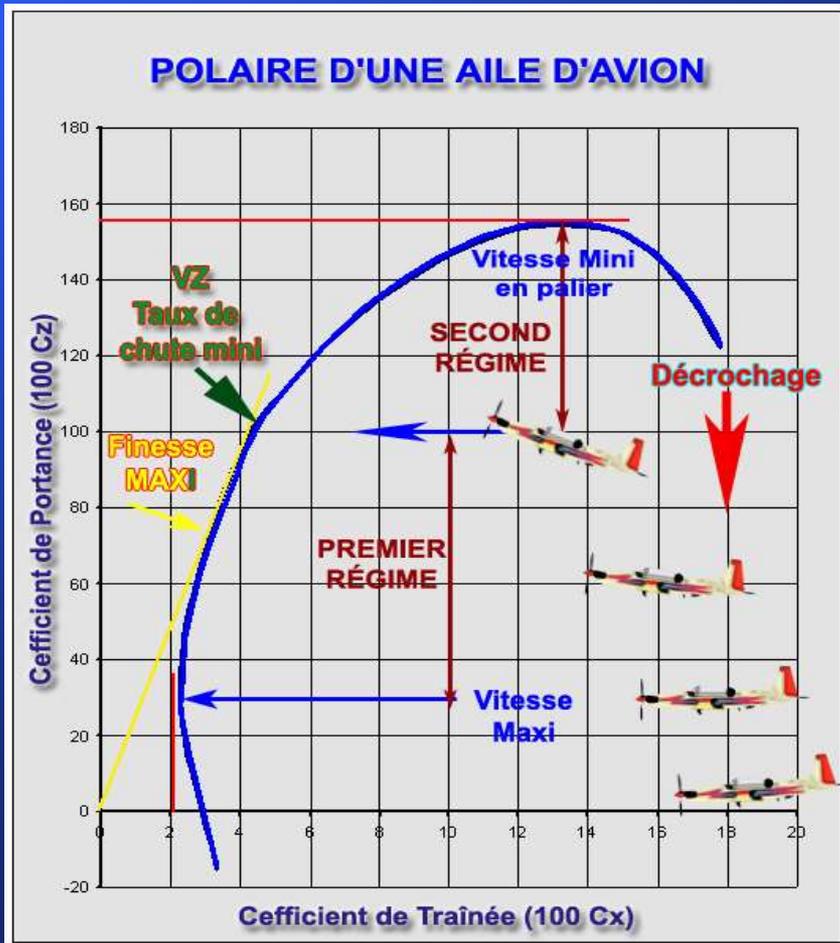
# AUTONOMIE MAXI

LE TEMPS DE VOL MAXIMAL S'OBTIENT LORSQUE LA CONSOMMATION HORAIRE EST LA PLUS FAIBLE.

SOIT : PUISSANCE NÉCESSAIRE LA PLUS FAIBLE

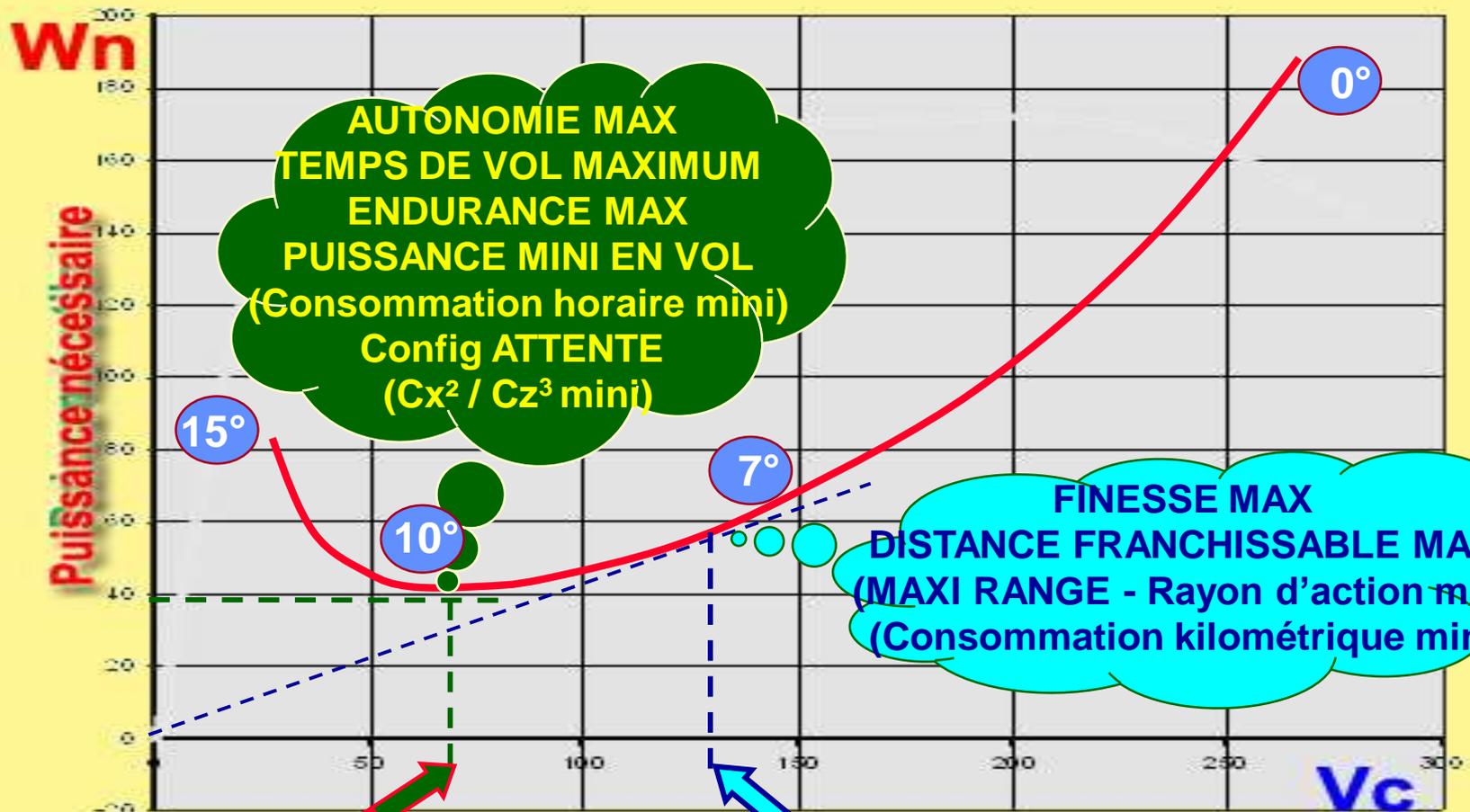
ET

ALTITUDE LA PLUS FAIBLE avec moteur à explosion



# POINTS REMARQUABLES DES POLAIRES DE PUISSANCE

## PUISSANCE NÉCESSAIRE - VITESSE - ALTITUDE



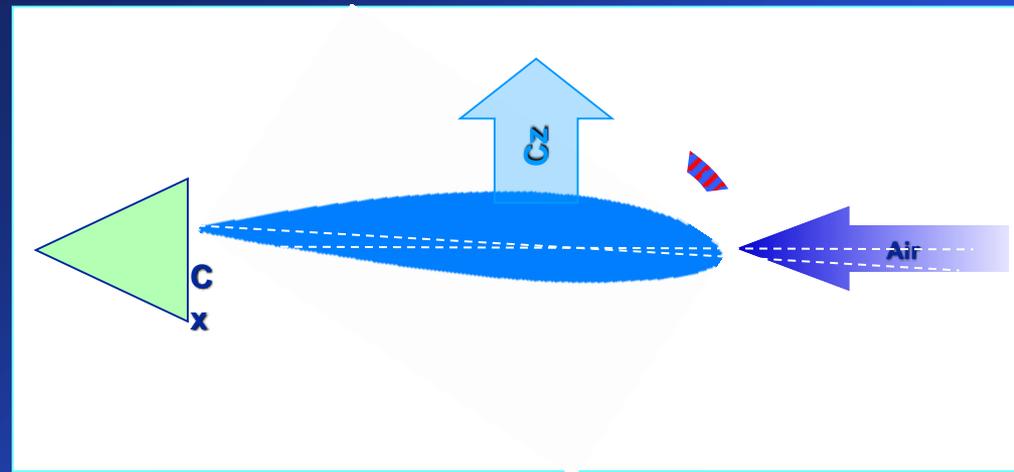
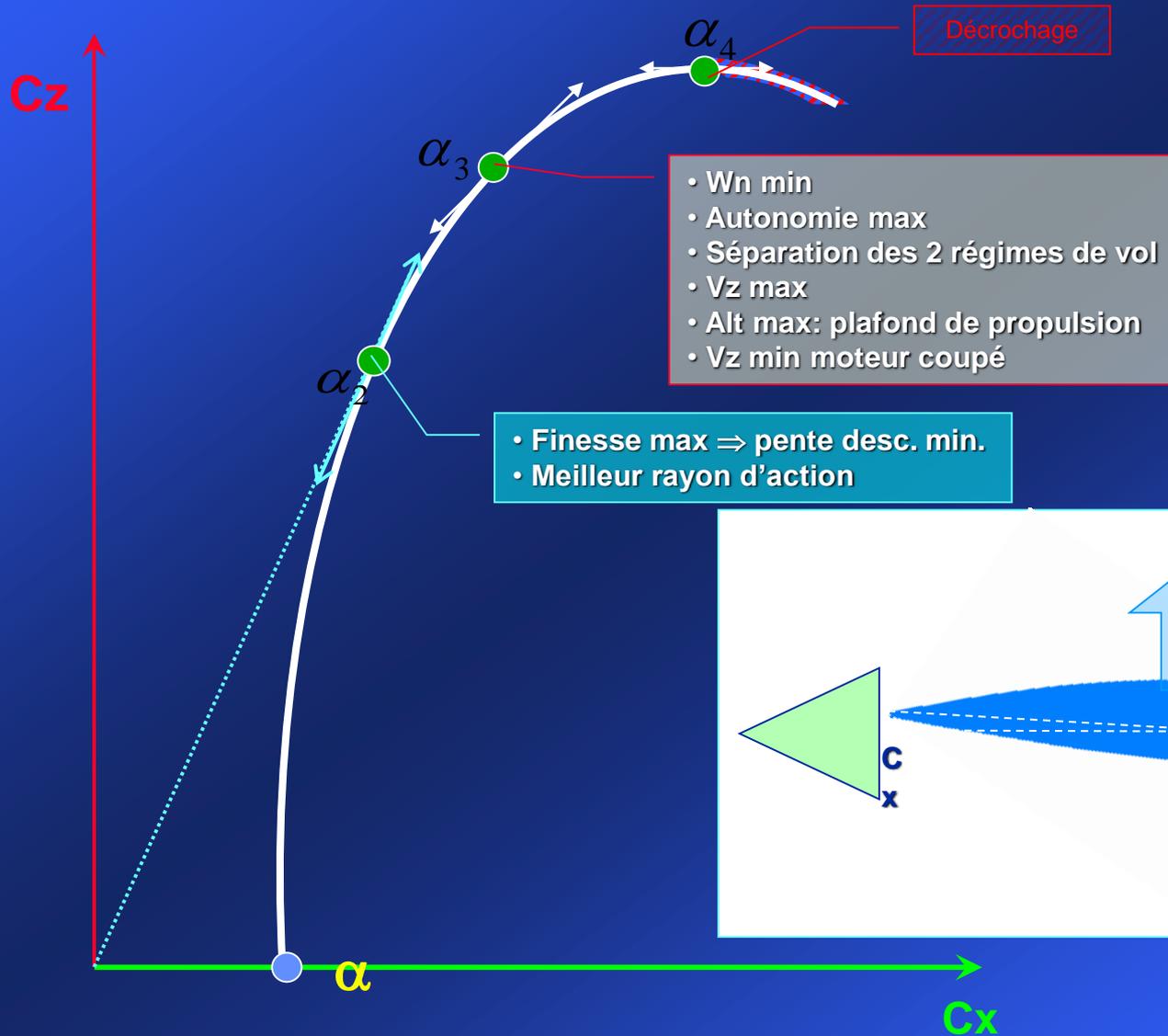
**AUTONOMIE MAX**  
**TEMPS DE VOL MAXIMUM**  
**ENDURANCE MAX**  
**PUISSANCE MINI EN VOL**  
(Consommation horaire mini)  
Config ATTENTE  
( $C_x^2 / C_z^3$  mini)

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

Vitesse de l'ordre de 1,45  $V_s$   
Optimisation en basse altitude

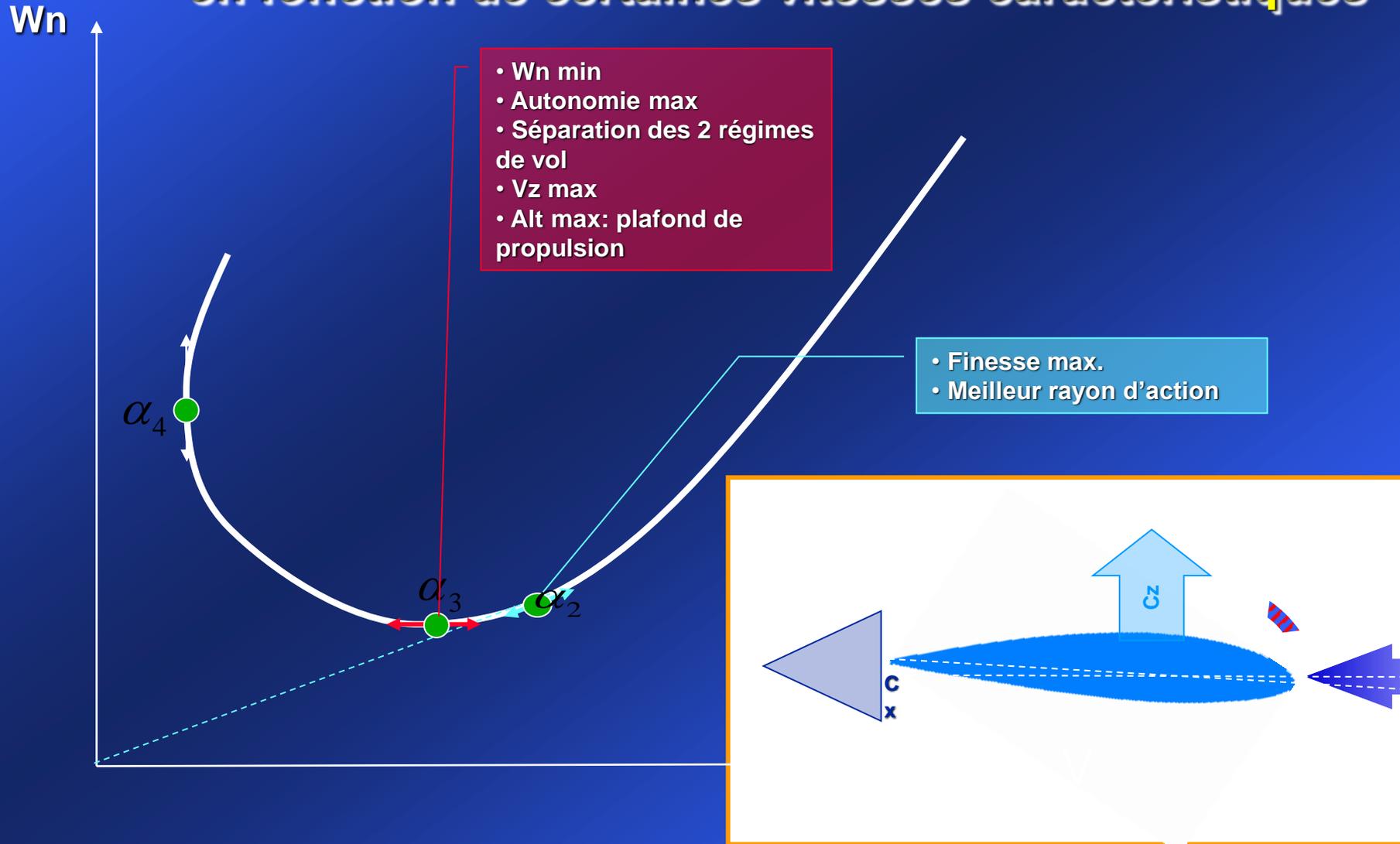
Par vent de face, Vitesse légèrement supérieure  
Par vent arrière, Vitesse légèrement inférieure

# TRANSPOSITION SUR LA POLAIRE



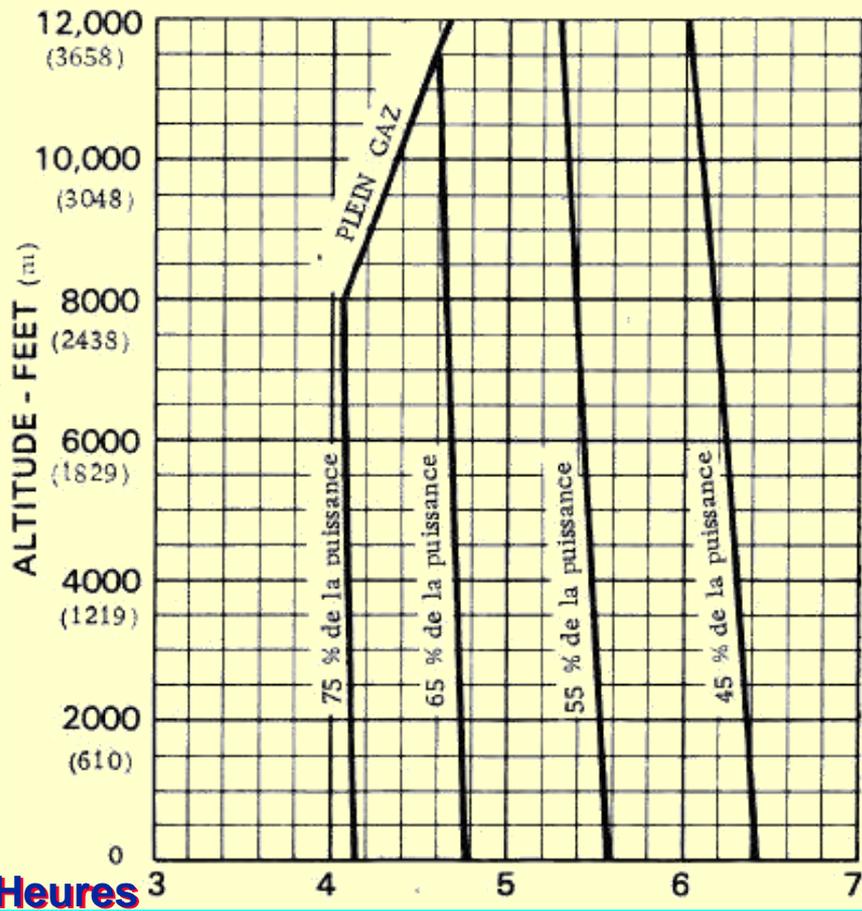
# TRANSPOSITION SUR LA COURBE DES $W_n$

Valeurs de la puissance nécessaire  
en fonction de certaines vitesses caractéristiques

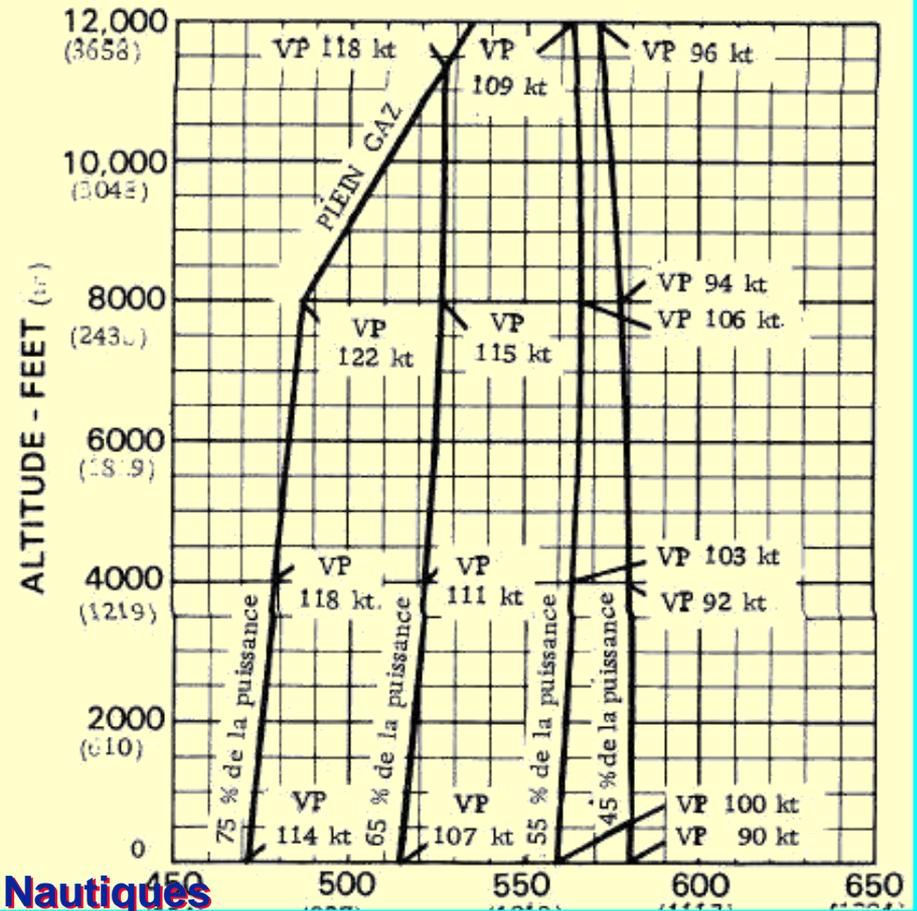


# AUTONOMIE ET DISTANCE FRANCHISSABLE

## ABAQUES DU MANUEL DE VOL D'UN CESSNA 172



Heures



Nautiques

Importance du choix de la puissance  
à 2000 ft, en croisière rapide 4 H 10  
en régime d'attente 6 H 40  
Différence en autonomie : + 2 H 30

Importance du choix de la puissance  
à 2000 ft, en croisière rapide 475 Nm  
en régime d'attente 580 Nm  
Différence en rayon d'action : + 105 Nm

# PUISSANCES ET VITESSES EN CROISIERÈRE

Pour une meilleure fiabilité, l'avionneur recommande d'utiliser le moteur en régime continu entre 55 et 75% de la puissance max.

Pratiquement, les voyages s'effectuent suivant les réglages du type

- Croisière économique correspondant à 65% ou
- Croisière rapide se rapportant à 75% de la puissance max.

Naturellement les deux facteurs décisifs du choix sont

- la consommation et donc l'autonomie pour l'un (65%) et
- la vitesse donc le rayon d'action pour l'autre (75%).



Moteur 200 Cv – 242 litres – Même niveau FL 75 – Même réglage mixture (-100°F)

# CROISIÈRE : PUISSANCE - CONSOMMATION

## MÉTHODE DU TABLEAU

CONDITIONS : Masse maximale : 1043 kg - Mélange appauvri recommandé. **CESSNA 172**

Altitude Pression		Régime t/mn	20° C AU-DESSOUS DE LA TEMPERATURE STANDARD					TEMPERATURE STANDARD					20° C AU-DESSUS DE LA TEMPERATURE STANDARD							
			% Puis- sance	Vitesse propre			Consom- mation		% Puis- sance	Vitesse propre			Consom- mation		% Puis- sance	Vitesse propre			Consom- mation	
				km/h	kt	mph	US gal/h	l/h		km/h	kt	mph	US gal/h	l/h		km/h	kt	mph	US gal/h	l/h
2000	610	2500	-	-	-	-	-	75	215	116	134	8,4	31,8	71	213	115	138	7,9	29,9	
		2400	72	206	111	128	30,3	67	206	111	128	7,5	28,4	63	204	110	127	7,1	26,9	
		2300	64	196	106	122	26,9	60	195	105	121	6,7	25,4	56	195	105	121	6,3	23,8	
		2200	56	187	101	115	23,8	56	185	100	115	6,1	23,1	50	183	99	114	5,8	22	
		2100	48	176	95	109	22	47	174	94	107	5,6	21,2	45	172	93	107	5,4	20,4	
4000	219	2500	-	-	-	-	-	75	219	118	134	8,4	31,8	71	219	118	136	7,9	29,9	
		2400	76	215	116	134	32,2	71	213	115	132	8,0	30,2	67	213	115	132	7,5	28,4	
		2300	60	195	105	121	25,7	64	204	110	127	7,1	26,9	60	202	109	125	6,7	25,4	
		2200	54	185	100	115	23,1	57	195	105	121	6,4	24,2	54	193	104	120	6,1	23,1	
		2100	48	174	94	108	21,2	51	183	99	114	5,9	22,3	48	182	98	113	5,7	21,6	
								46	172	93	107	5,5	20,8	44	170	92	106	5,3	20,1	

1

**CHOIX DE L'ALTITUDE DE CROISIÈRE**  
(relief, obstacles, nébulosité, direction du vent ...).

2

**CHOIX DU TYPE DE CROISIÈRE DONC DE LA PUISSANCE**  
(rapide, économique, endurance maxi, ...).

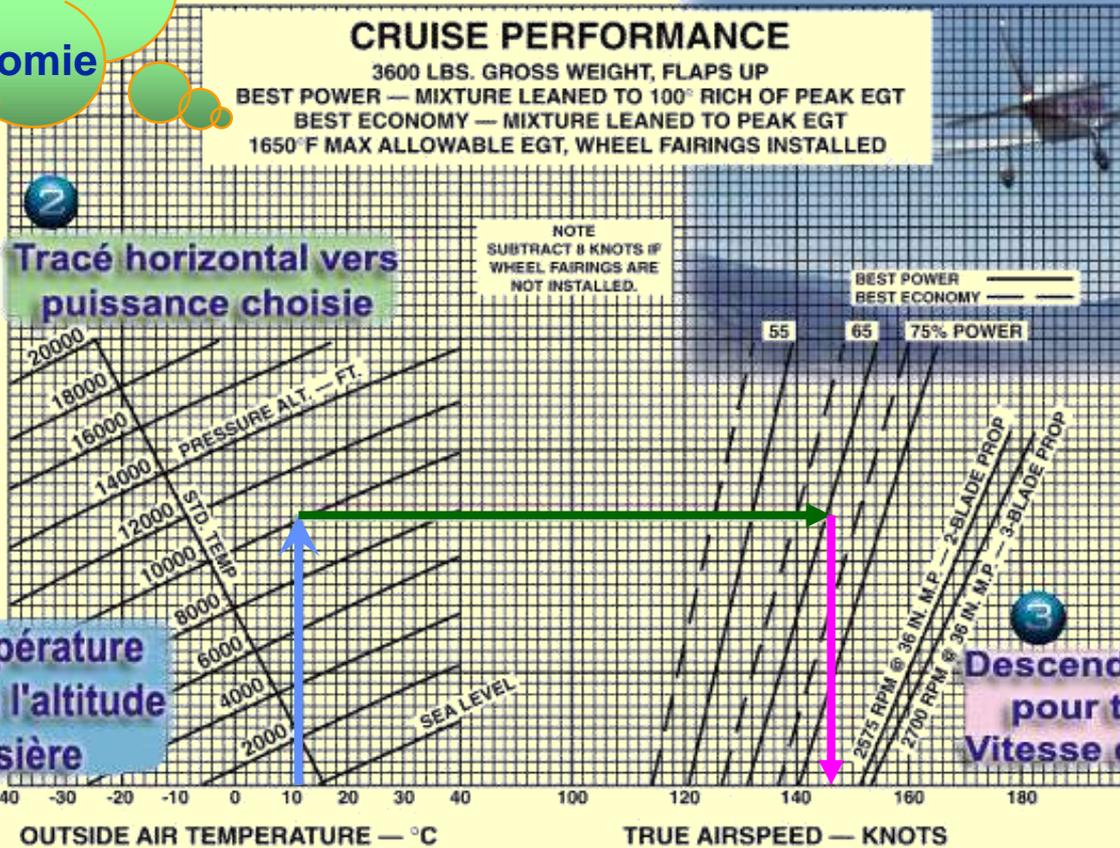
3

**Résultat : RÉGIME DU MOTEUR, CONSOMMATION ET VITESSE**  
(attention choix de l'abaque fonction de la température, poids).

# PUISSANCES ET VITESSES EN CROISIÈRE

## MÉTHODE DE L'ABAQUE

Conditions  
de réalisation pour  
Meilleure puissance  
ou  
Meilleure économie

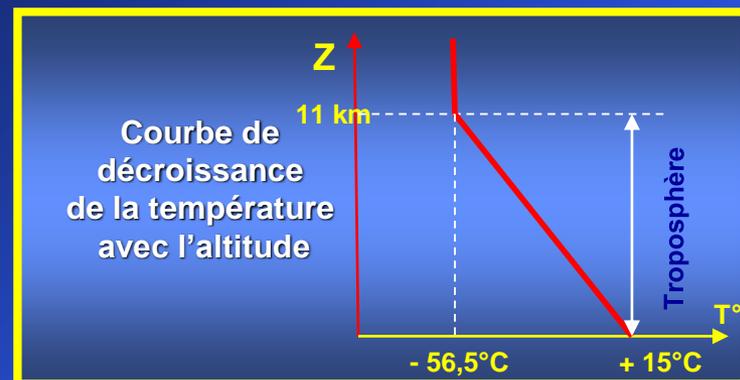
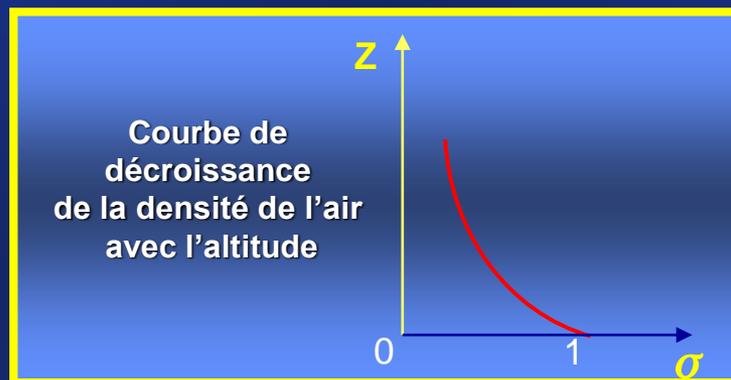


# PUISSANCES ET ATMOSPHÈRE EN CROISIÈRE

Pour chaque moteur, le pilote fournit les éléments de conduite du moteur issus de réglages et de mesures effectués au **NIVEAU DE LA MER ET EN ATMOSPHERE STANDARD.**

Dans la pratique, ces deux références deviennent des variables :

- La pression décroît avec l'altitude, donc le mélange s'enrichit tout au long de la montée.
- La pression et la température diffèrent généralement du standard :
  - **pression plus basse,**
  - **température plus basse,**
  - **degré hygrométrique plus fort,**
  - **puissance diminuée ;**
  - **puissance augmentée ;**
  - **puissance diminuée.**



# PUISSANCES ET MÉLANGES EN CROISIÈRE

## MEILLEURE PUISSANCE

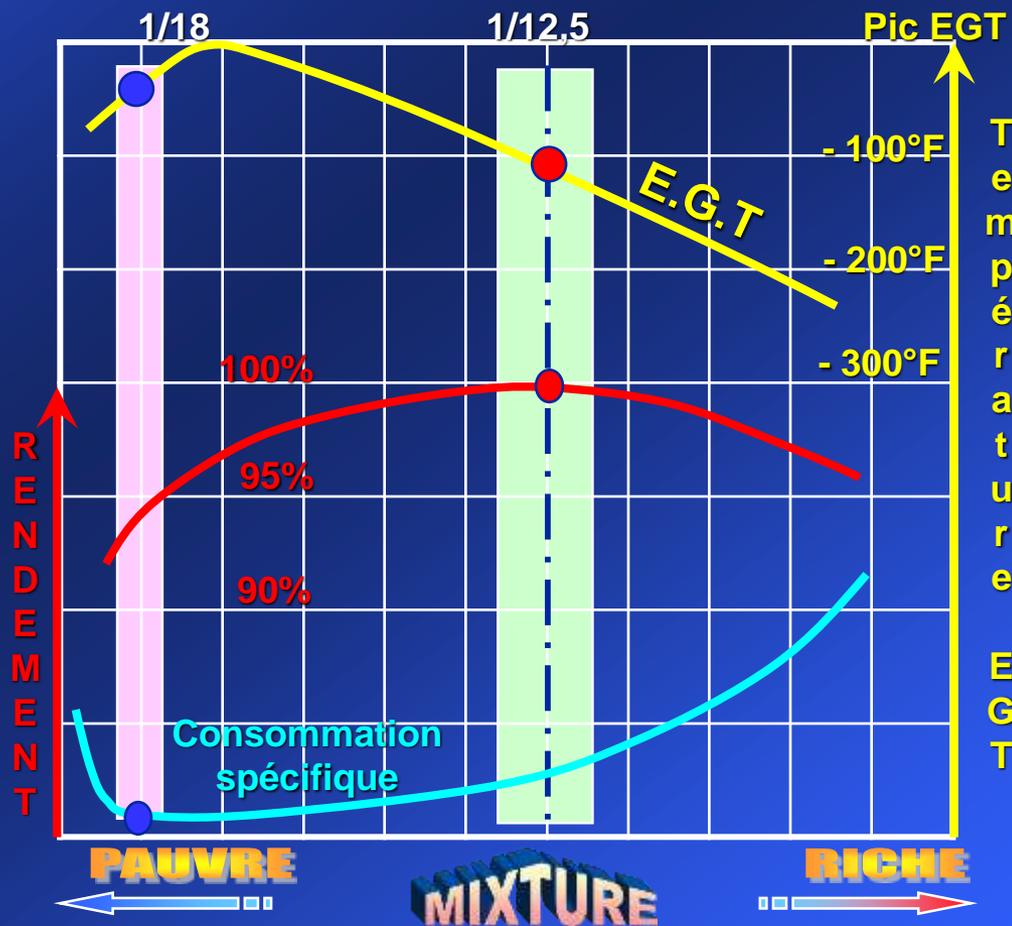
Le réglage de meilleure puissance du moteur (EGT à - 100°F vers riche) pour un type d'utilisation choisi par le pilote (croisière économique 65% ou croisière rapide 75%) a pour conséquences :

- 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).



# PUISSANCES ET MÉLANGES EN CROISIÈRE

## PERFORMANCES DE CROISIÈRE

Exemple de paramètres pour Mooney M20F



Altitude	Puissance en %	Pression Admission	Régime	Conso G/h (l/h)	Vp en Kt
2500	67	23 "	2400	10 (38)	134
2500	75	24 "	2500	10,9 (41)	141
5000	66	22 "	2400	9,8 (37)	135
5000	74	24 "	2400	10,8 (41)	143
7500	68	21 "	2400	9,6 (38)	137
7500	73	23 "	2400	10,6 (41)	145
10000	65	20 "	2500	9,7 (37)	142
10000	74	21 "	2600	10,7 (41)	149

### RÉGLAGE MIXTURE

Meilleur réglage  
**PUISSANCE/VITESSE**  
Depuis le pic EGT  
enrichir jusqu'à  
un écart de 100° F sur EGT  
(4 déviations)

Meilleur réglage  
**ÉCONOMIE/AUTONOMIE**  
Depuis le pic EGT  
appauvrir jusqu'à  
un écart de 50° F sur EGT

### INTERDICTION

Utilisation continue des  
puissances supérieures  
à 75 %

Régime compris entre  
2100 et 2350 t/mn.

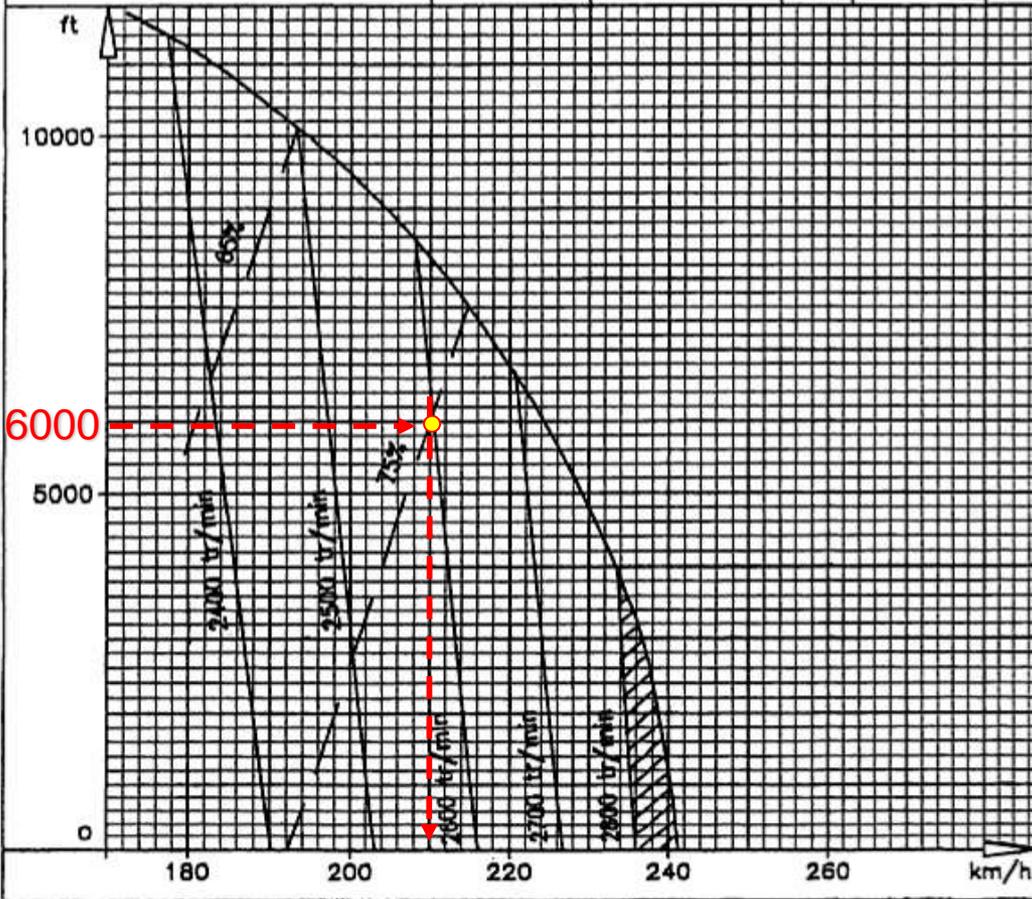
# PUISSANCES ET MÉLANGES EN CROISIÈRE

## Paramètres de palier

### DR 400 - 120

#### Méthode des abaques

A la masse maximale 900 kg En atmosphère standard Par vent nul Mixture meilleure puissance	CONSUMMATION VALEURS INDICATIVES				
	ALTITUDE(ft)	REGIME(tr/min)	%	Vl (km/h)	l/h
	0	2420	75	192	25
	3000	2520	75	202	25
	5000	2560	75	208	25
	7500	2660	75	216	25
	10000	2500	85	195	21



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

# DISTANCES DÉCLARÉES DE PISTE

**TORA** Distance de roulement utilisable au décollage

**TODA** Distance utilisable au décollage

**ASDA** Distance utilisable pour l'accélération - arrêt

**LDA** Distance utilisable pour l'atterrissage

## APPLICATIONS POUR SENS GAUCHE - DROITE



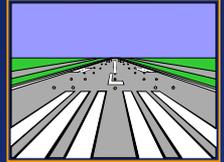
# CARACTÉRISTIQUES DES PISTES

## INDICATION DE LA PISTE

Direction magnétique en dizaines de degrés ou QFU

Ex : piste 15 pour les directions de 145° à 154°

piste 16 pour les directions de 155° à 164°



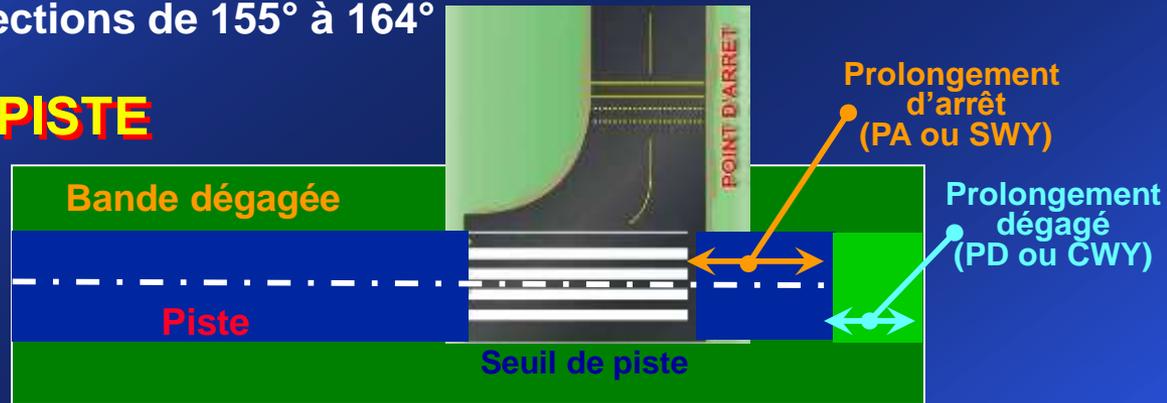
## CONSTITUTION D'UNE PISTE

Bande aménagée :

Piste +

Prolongement d'arrêt +

Prolongement dégagé (abord)



## RÉSISTANCE D'UNE PISTE

Charge admissible en tonnes par catégorie d'atterrisseur principal

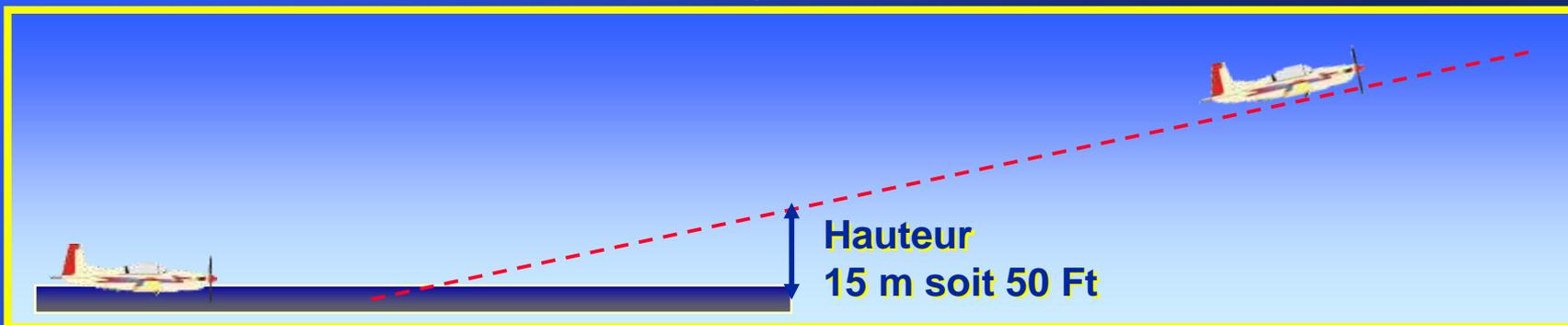
TRSI	Atterrisseur à roue simple isolée	Ex : 15 TRSI
TJ	Atterrisseur jumelé	Ex : 25 TJ
TB	Atterrisseur à boggie	Ex : 35 TB

Normes OACI (Ex : PCN 50 / F / C / W / T)

Classification de chaussée	PCN (de 1 à 100)	Ex : PCN 50
Type de revêtement	F pour souple et R pour rigide	
Résistance du sol	A = fort B = moyen C = faible D = très faible	
Limitation de gonflage pneus	W = aucune X = 217 psi Y = 145 psi Z = 73 psi	
Mode d'évaluation	T = technique U = expérience autres aéronefs utilisateurs	

# PERFORMANCES DE DÉCOLLAGE

## Rappel des distances de décollage



**TORA** Distance de roulement utilisable au décollage

**TODA** Distance utilisable au décollage

## DÉCOLLAGES PARTICULIERS

**Piste limitative** : Si performance avion égale ou supérieure aux valeurs de TODA

➤ Puissance max sur freins et volets suivant Manuel de vol (ex : 10° ou 20°).

**Piste caillouteuse ou en mauvaise état** :

➤ Volets 10° à 20°. TORA plus court mais pente de montée plus faible.

**Trouée d'envol** : Obligation d'afficher une pente définie ou passer un obstacle

➤ Puissance max sur freins, volets 0° et montée à pente max pour obstacle ou à Vitesse optimum de montée (Vy) pour limiter les nuisances.

Pente en % = Vz en ft/mn / Vp en Kt. d'où Vz = Pente en % / Vp en Kt.

# PERFORMANCES DE DÉCOLLAGE

**ATTENTION** : La puissance d'un moteur est dépendante de l'ALTITUDE DENSITÉ.

**PERTE de 10% par 1000 m ou 3000 ft**

**Rappel calcul Altitude Densité :**

**Ex : Plateforme Alpe d'Huez 6100 ft, 448 m**

**Conditions du jour : +23°C QNH = 1003 hPa**

**Conversion en Altitude Pression (1013 hPa)**

**Correction pression :**

**1013 – 1003 = 10 hPa                      soit 10 x 30 ft = 300 ft**

**Altitude Pression = 6100 + 300 = 6400 ft**

**Conversion en Altitude Densité :**

**ISA à 6000 ft = 15° - (2° x 6) = + 3°C**

**Différence tempé : +23°C - +3°C = 20°C**

**Correction à appliquer : 120 ft par ° C**

**soit : 120 x 20 = 2400 ft**

**Altitude Densité = 6400 ft + 2400 ft = 8800 ft.**

**Si d'après manuel de vol du DR 400-120**

**distance roulement sol indique 235 m**

**dans les conditions étudiées il faut 560 m !!!**

PARAMÈTRES D'INFLUENCE SUR LE DÉCOLLAGE			
DISTANCE DE DÉCOLLAGE	↓	↑	DISTANCE DE DÉCOLLAGE
Baisse de tempé			Hausse de tempé
Altitude basse du terrain			Altitude haute du terrain
	Masse avion -	Masse avion +	
Pente de la piste			Pente de la piste
Vent de face			Vent Arrière
Volets Faible braquage			Etat de la Piste

# PERFORMANCES DE DÉCOLLAGE

A titre indicatif, distance de roulement

- Si piste en herbe

- courte et sèche, + 10%
- courte et humide, + 20 %
- haute et sèche, + 30 %
- haute et humide, + 40 %



L'utilisation d'un faible braquage de volets (en général 10°, mais cela peut atteindre 25° suivant le type d'avion) permet de réduire la distance de roulement (ex : pour piste en mauvais état), mais diminue la pente de montée.

PARAMÈTRES D'INFLUENCE SUR LE DÉCOLLAGE			
DISTANCE DE DÉCOLLAGE	↓	↑	DISTANCE DE DÉCOLLAGE
Baisse de tempé			Hausse de tempé
Alitude basse du terrain			Alitude haute du terrain
	Masse avion -	Masse avion +	
Pente de la piste			Pente de la piste
Vent de face			Vent Arrière
Volets Faible braquage			Etat de la Piste

# PERFORMANCES DE DÉCOLLAGE

## 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 (1575)	130 (427)	285 (935)
	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 AVEC**  
**APPLICATION D'UN COEFFICIENT DE 30% SUPPLÉMENTAIRE**

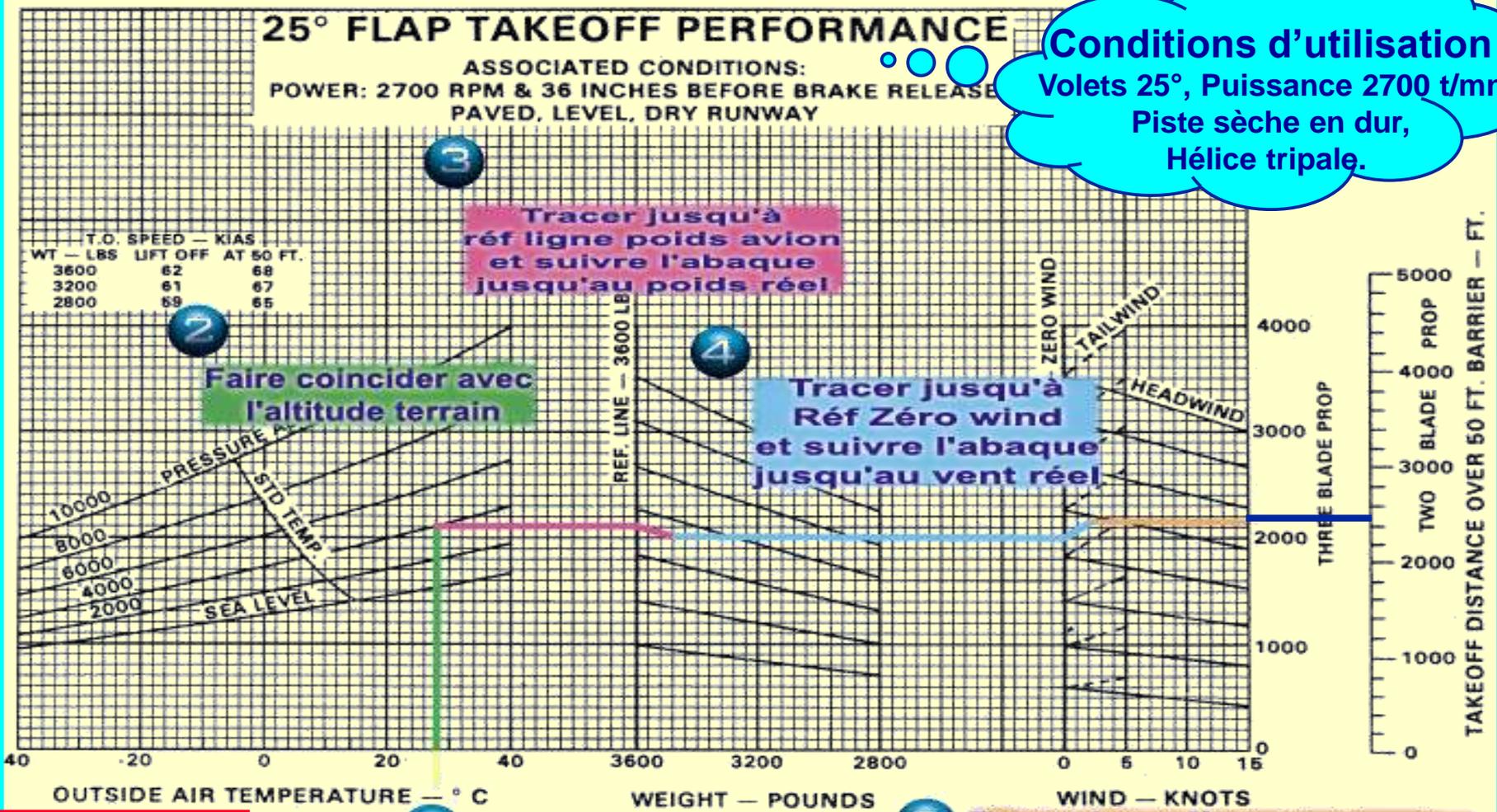
# PERFORMANCES DE DÉCOLLAGE

## 25° FLAP TAKEOFF PERFORMANCE

ASSOCIATED CONDITIONS:  
 POWER: 2700 RPM & 36 INCHES BEFORE BRAKE RELEASE  
 PAVED, LEVEL, DRY RUNWAY

Conditions d'utilisation  
 Volets 25°, Puissance 2700 t/mn  
 Piste sèche en dur,  
 Hélice tripale.

T.O. SPEED — KIAS		
WT — LBS	LIFT OFF	AT 50 FT.
3600	62	68
3200	61	67
2800	59	65



Faire coïncider avec l'altitude terrain

Tracer jusqu'à réf ligne poids avion et suivre l'abaque jusqu'au poids réel

Tracer jusqu'à Réf Zéro wind et suivre l'abaque jusqu'au vent réel

Entrer la température extérieure

Tracer jusqu'à la partie droite et lire distance de roulement puis distance de décollage

Situation :  
 Tempé = 28°C  
 Altitude = 4000 Ft  
 Masse = 3500 livres  
 Vent = 3 Kt arrière

# PERFORMANCES DE DÉCOLLAGE

## PA-28-161

### PERFORMANCES DE DÉCOLLAGE AVEC 0° DE VOILETS

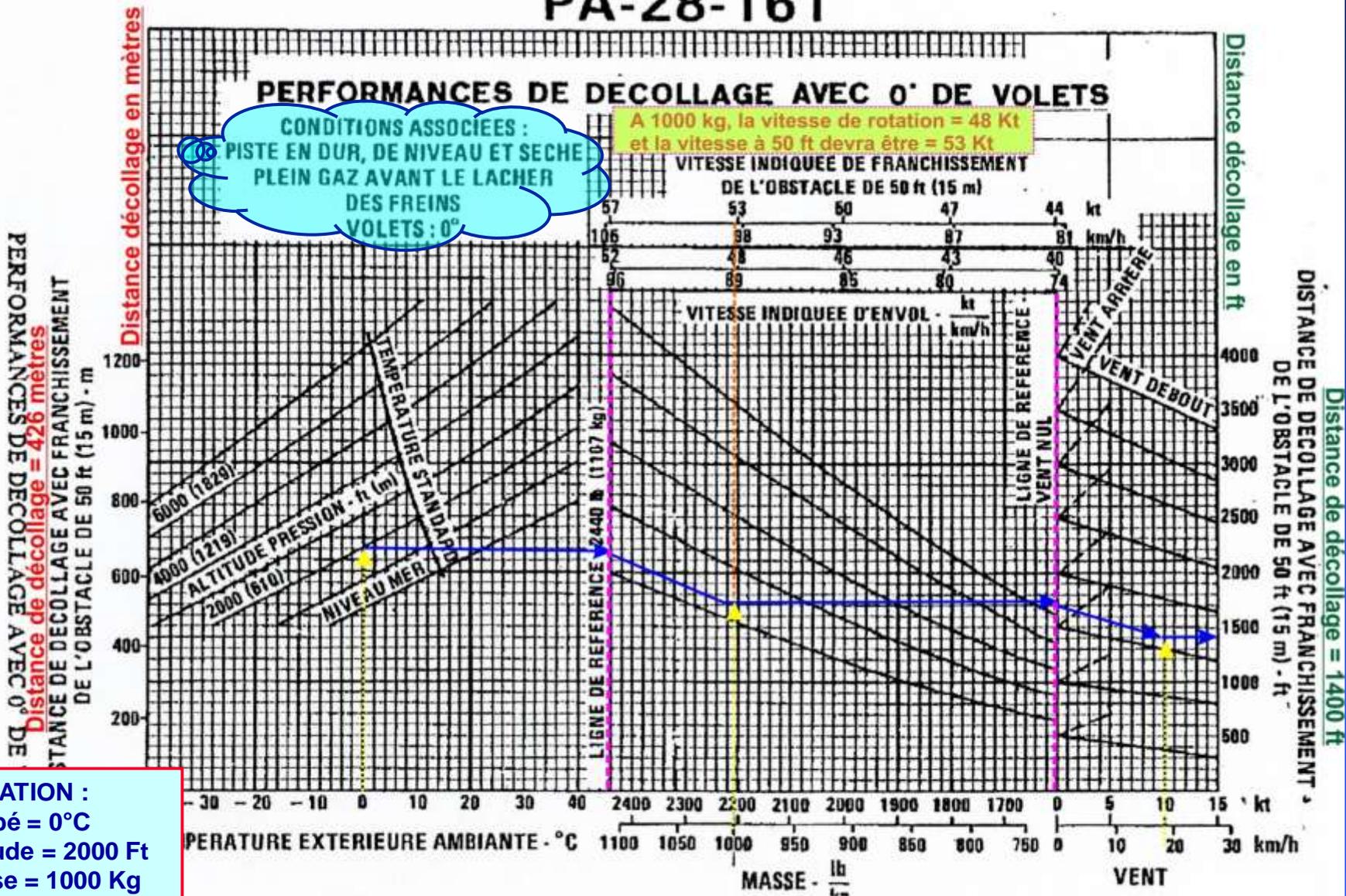
CONDITIONS ASSOCIEES :  
 PISTE EN DUR, DE NIVEAU ET SECHE  
 PLEIN GAZ AVANT LE LACHER  
 DES FREINS  
 VOILETS : 0°

A 1000 kg, la vitesse de rotation = 48 Kt  
 et la vitesse à 50 ft devra être = 53 Kt

VITESSE INDIQUEE DE FRANCHISSEMENT  
 DE L'OBSTACLE DE 50 ft (15 m)

57	53	50	47	44
106	98	93	87	81
52	48	46	43	40
96	89	85	80	74
				kt
				km/h

VITESSE INDIQUEE D'ENVOL - kt / km/h



SITUATION :  
 Tempé = 0°C  
 Altitude = 2000 Ft  
 Masse = 1000 Kg  
 Vent = 10 Kt avant

# CONSCIENCE DU RISQUE AU DÉCOLLAGE

## NOTION DE PISTE LIMITATIVE AU DÉCOLLAGE

Valeurs issues du Manuel de vol : **DD**

**DD x 1,3**

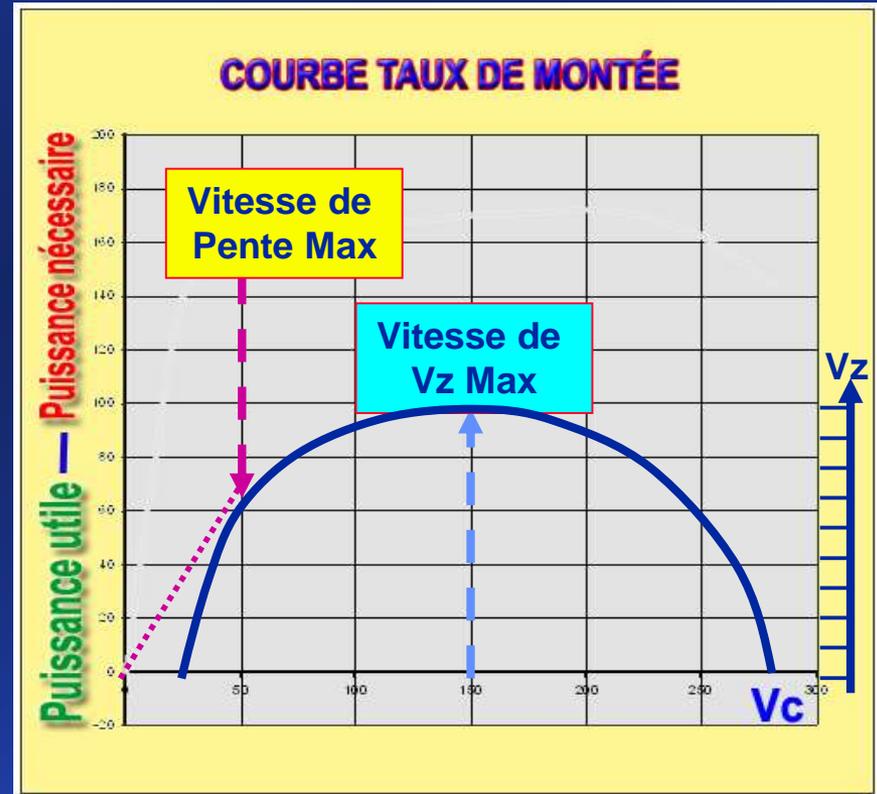
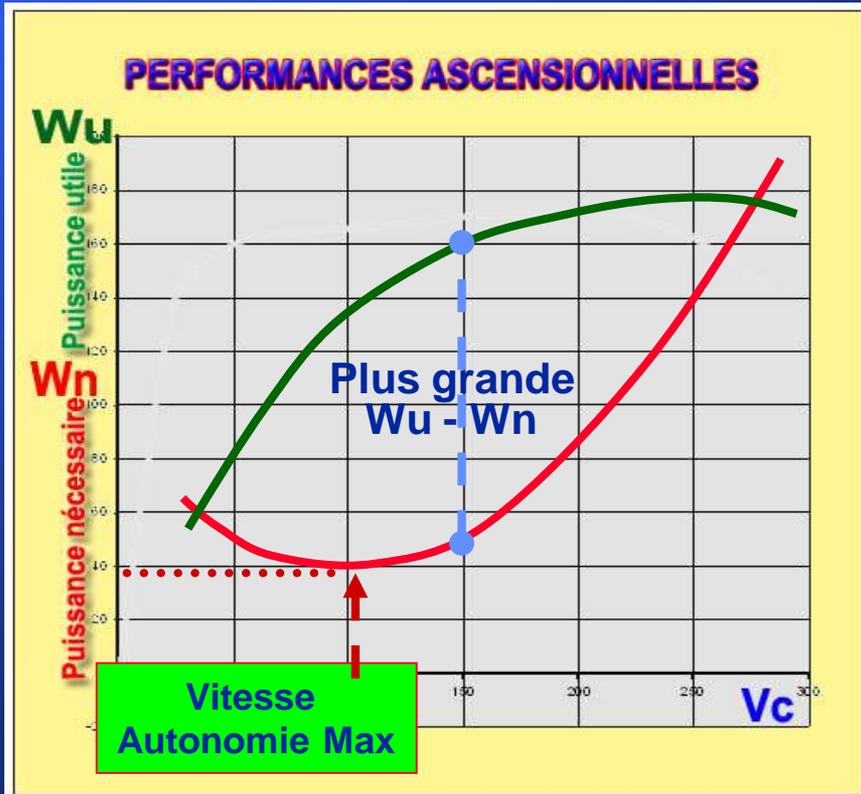


Valeurs issues des distances déclarées sur carte VAC



# VITESSES DE VZ MAX ET DE PENTE MAX

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



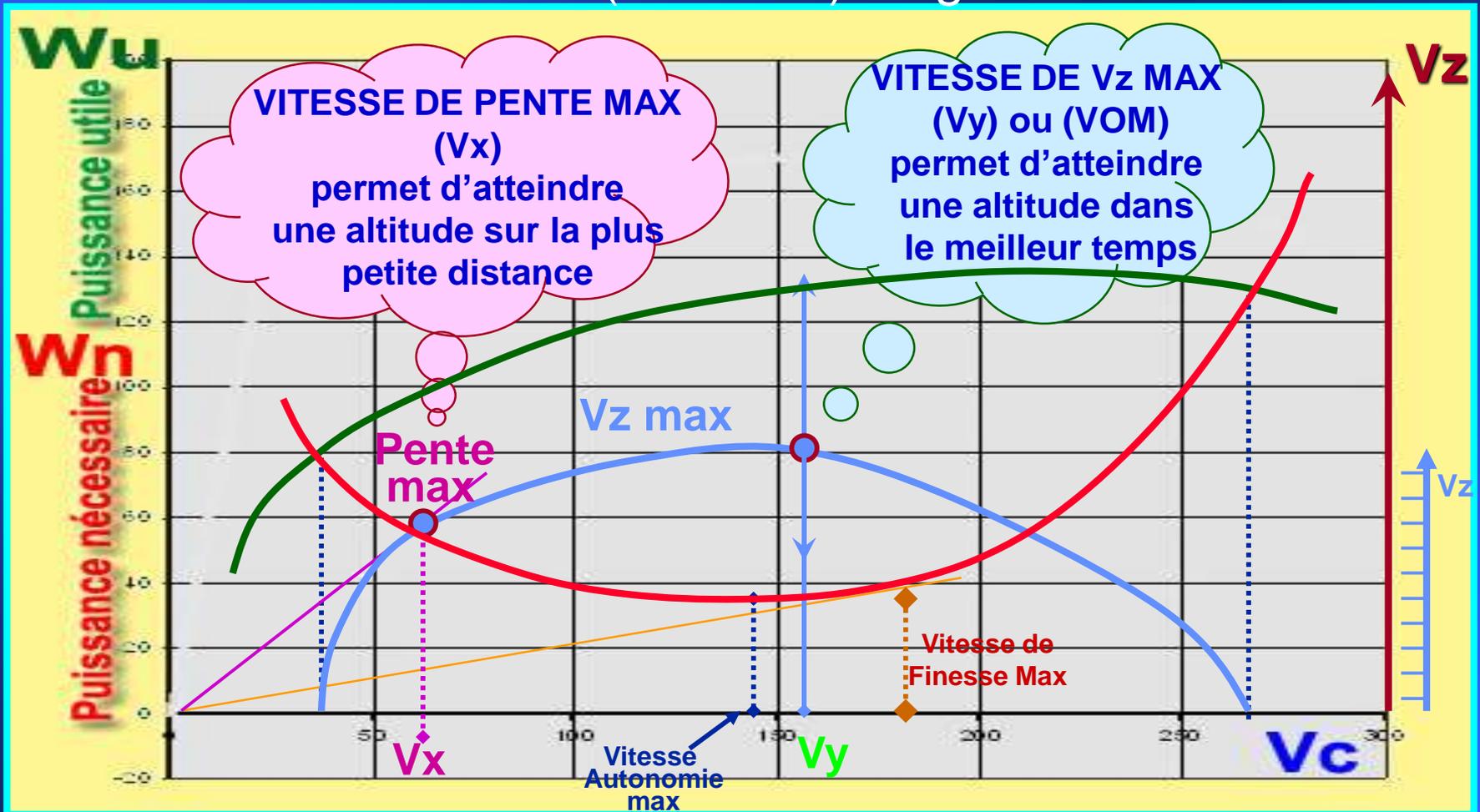
La plus grande valeur  $W_u - W_n$   
Indique la vitesse de  $V_z$  max ( $V_y$  ou VOM)  
Meilleur taux de montée

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

# PERFORMANCES ASCENSIONNELLES

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

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

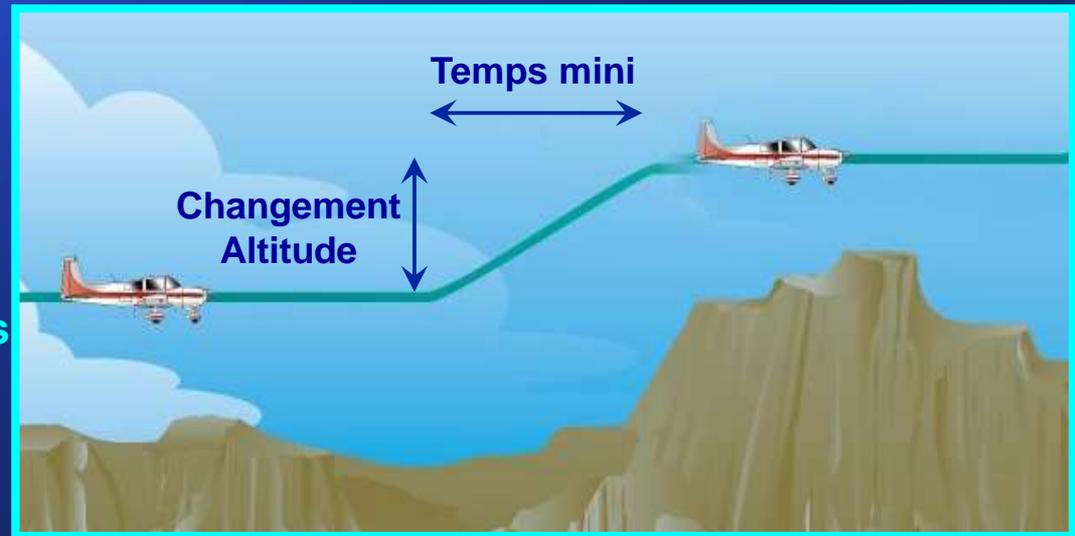


Remarque : A la vitesse  $V_x$ , le taux de montée est inférieur à celui de la vitesse de  $V_y$ .

# PERFORMANCES ASCENSIONNELLES

Montée à vitesse de  $V_z$  Max  
(autre appellation :  $V_y$  ou  
Vitesse Optimum de Montée  
ou Montée à taux max)

Permet d'obtenir un maximum  
de gain d'altitude par unité de temps  
Utilisation pour rejoindre  
une altitude ou un niveau  
de vol dans le meilleur temps.



Vitesse Optimum de Montée (VOM =  $V_y$  = Vit de  $V_z$  max)

- inférieure à la vitesse de montée stabilisée
- refroidissement moteur à surveiller
- visibilité vers l'avant limitée.

A la vitesse de meilleur taux de montée

Limitation recommandée en inclinaison : Maxi 20°

**Plafond théorique :**

**P max et Vario = 0.**

**Plafond pratique :**

**P max et Vario = 100 ft/mn**



# PERFORMANCES ASCENSIONNELLES

Méthode du tableau

4

**Résultat  
fonction des  
conditions**

Flaps Up  
Gear Up  
2700 RPM  
Full Throttle  
Mixture Set at Placard Fuel Low  
Cowl Flaps Open

**TAUX DE  
MONTÉE  
MAXIMUM  
Vz MAX**



MIXTURE SETTING	
PRESS ALT	PPH
S.L.	136
4000	126
8000	114
12000	102

2

**Prendre en  
compte la  
température  
extérieure**

3

**Taux de montée  
au croisement des  
deux informations  
précédentes**

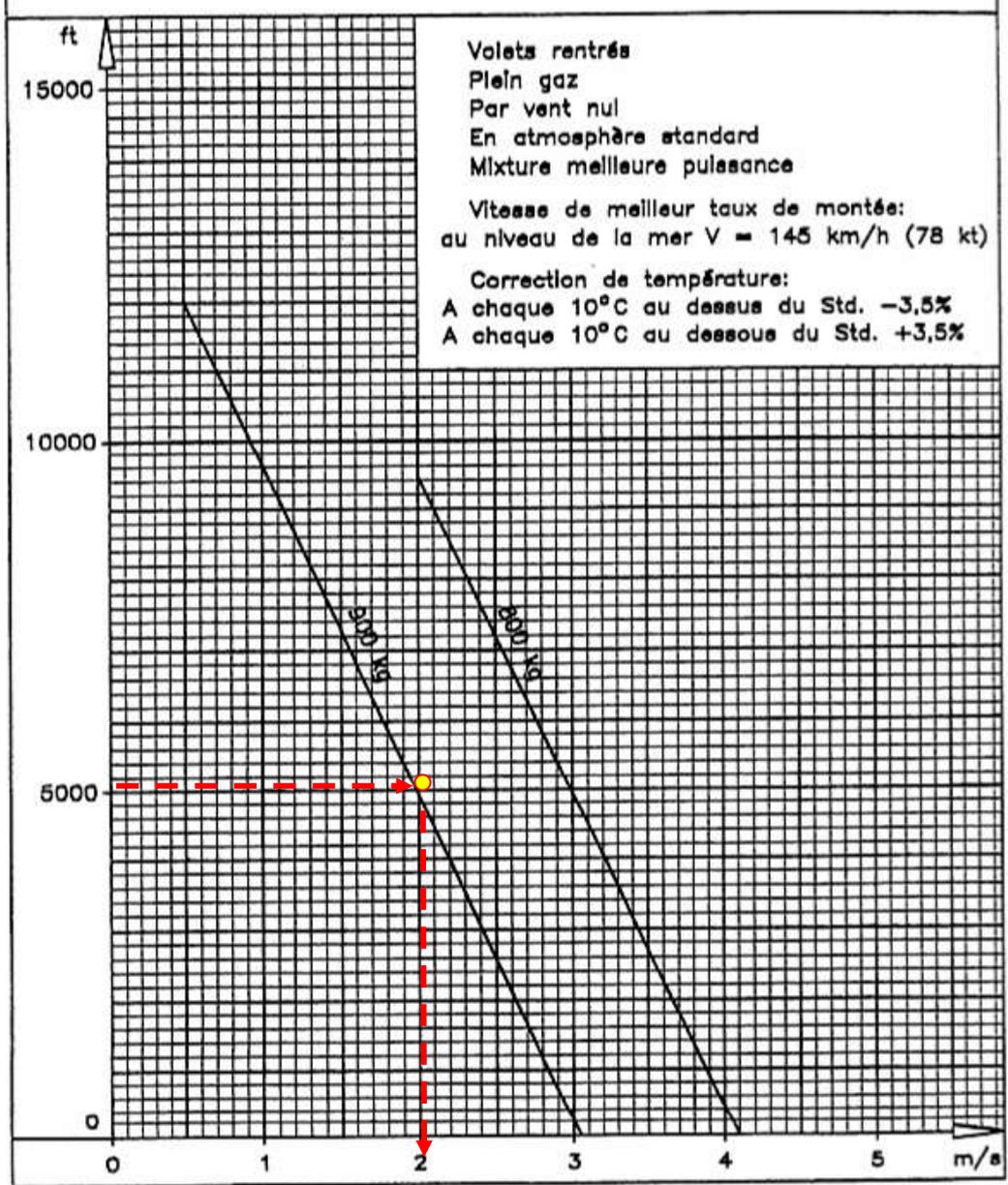
1

**Sélectionnez  
le poids total  
de l'avion**

WEIGHT LBS.	PRESS ALT FT	CLIMB SPEED KIAS	RATE OF CLIMB - FPM			
			-20°C	0°C	20°C	40°C
3800	S.L.	97	1115	1020	925	830
	2000	95	995	900	810	720
	4000	94	870	785	700	615
	6000	92	750	670	585	505
	8000	91	635	555	475	395
	10,000	90	520	440	365	---
	12,000	88	405	330	255	---
3500	S.L.	95	1255	1160	1060	960
	2000	93	1125	1035	940	845
	4000	92	1000	910	820	730
	6000	91	870	785	705	620
	8000	89	745	665	585	505
	10,000	88	625	550	470	---
	12,000	87	505	430	355	---
3200	S.L.	93	1415	1315	1215	1110
	2000	92	1275	1185	1085	990
	4000	90	1140	1050	960	865
	6000	89	1010	920	835	750
	8000	87	875	795	710	630
	10,000	86	745	670	590	---
	12,000	85	620	545	470	---



# PERFORMANCES ASCENSIONNELLES



Taux de Montée  
DR 400 - 120  
Méthode des abaques

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 ASCENSIONNELLES

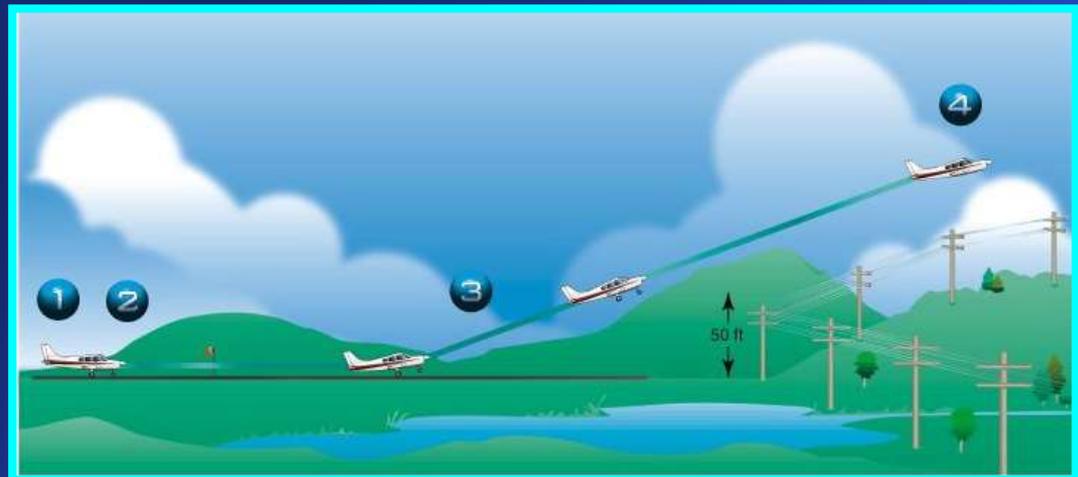
## MONTÉE A PENTE MAX ( $V_x$ )

Utilisation si piste courte ou passage d'obstacles.

A cette vitesse,  
le gain d'altitude par rapport à la distance horizontale parcourue  
est maximum

### Procédure d'exécution

- 1 - Pleine puissance sur freins,
- 2 - Lâcher freins, manche neutre,
- 3 - Après  $V_r$ , prendre  $V_x$ ,
- 4 - Après passage obstacles,  
adopter Vitesse normale de  
montée ou  $V_z$  max au choix.

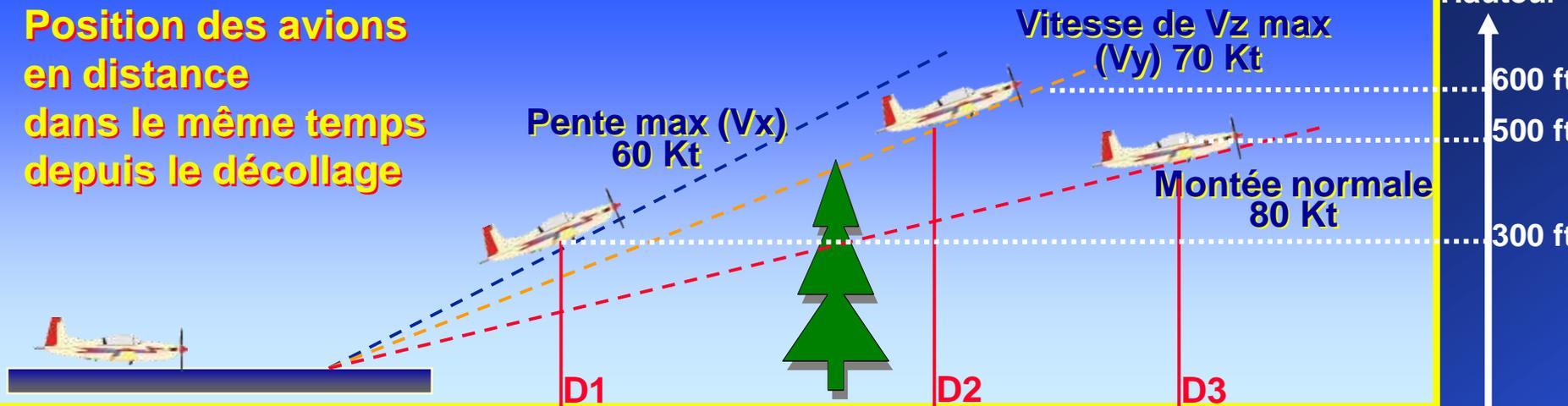


### Précautions :

$V_x$  proche du décrochage + refroidissement moteur faible, donc à limiter.  
Plus le poids est élevé plus l'excès de traction doit compenser une partie  
du poids et l'angle de montée diminue.

# PERFORMANCES ASCENSIONNELLES

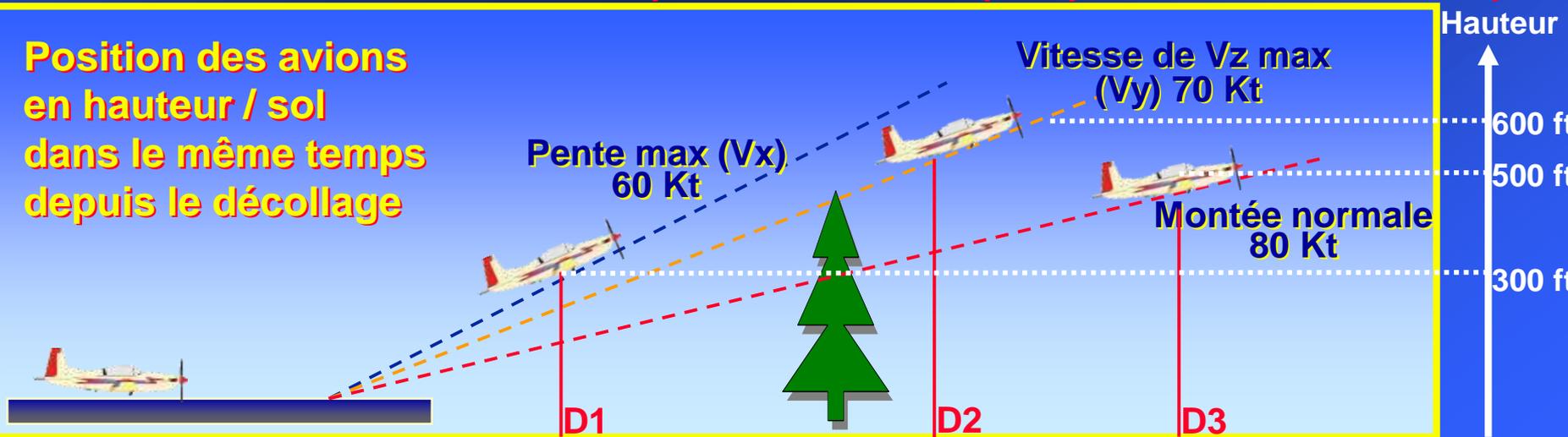
Position des avions  
en distance  
dans le même temps  
depuis le décollage



D1, D2 et D3 sont atteints dans le même temps.

DONC POUR PENTE MAX : Vario le + petit et Distance la plus petite dans le même temps.

Position des avions  
en hauteur / sol  
dans le même temps  
depuis le décollage



A PENTE MAX, LIMITATION DE L'INCLINAISON A 10° (proximité de Vs)

# PLAN DE DESCENTE



Localizer Transmitter

Approach Lights

$$Vz = Vp \times p\%$$



$$\text{Angle} = (\text{Pente} \times 6) / 10$$

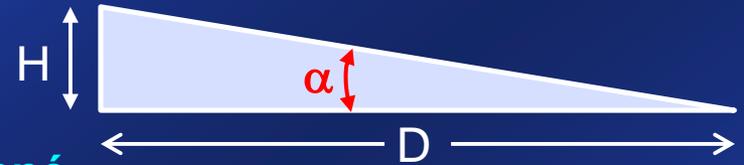
$$\text{Pente en \%} = (\text{Angle} \times 10) / 6$$

En général, l'angle de descente est de 3° et la pente de 5%

# FINESSE MAX ET PLAN DE DESCENTE

**Fin max = D / H**

L'inverse de la fin max =  $H / D = \text{Tg } \alpha$ ,  
ce qui nous permet de connaître l'angle de plané  $\alpha$ ,  
... et donc de la pente, puisque **Pente en % = (Angle x 10) / 6**



## Application sur planeur Schempp Duodiscus

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

$\text{Tg } \alpha = 1 / \text{Fin max} = 1 / 45 = 0,022$  ; 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

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



## Application sur avion Dassault Rafale

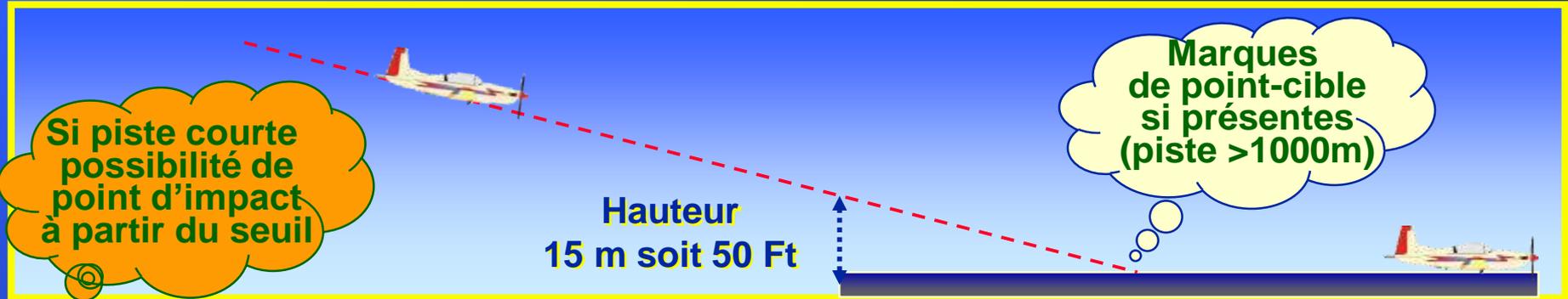
Envergure = 10,9 m Fin max = 5 Masse = 24500 kg

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



# PERFORMANCES D'ATTERRISSAGE

## Rappel des distances d'atterrissage



**LDA** Distance du passage des 15 m jusqu'à l'arrêt

**LD** Distance de roulement à l'atterrissage

**Obligations du CDB de vérifier la faisabilité de l'atterrissage (Manuel de vol, conditions météorologiques et réglementaires).**

### LIMITE DE VENT TRAVERSIER

( $V_t = V_w \times \sin$  de l'angle au vent)

A titre indicatif, distance de roulement

- Si piste en dur humide, + 15 %
- Si piste en herbe humide, + 30 %
- Vent de face, - 5 % par 5 Kt
- Vent arrière, + 30 % par 5 Kt



# PERFORMANCES D'ATTERRISSAGE

## DISTANCE D'ATTERRISSAGE

CONDITIONS:  
Flaps 30°  
Power Off  
Maximum Braking  
Paved, Level, Dry Runway  
Zero Wind

Choix du tableau correspondant à la masse de l'avion à l'arrivée et procédures en fonction des conditions d'exploitation ci-contre



Distance de roulement à l'atterrissage

Distance d'atterrissage

WEIGHT LBS	SPEED AT 50 FT KIAS	PRESS ALT FT	0°C		10°C		20°C		30°C		40°C	
			GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS	GRND ROLL	TOTAL TO CLEAR 50 FT OBS
3800	71	S.L.	725	1440	750	1480	780	1520	805	1560	830	1600
		1000	750	1480	780	1520	805	1560	835	1605	860	1645
		2000	780	1525	810	1565	835	1605	865	1650	895	1695
		3000	810	1565	840	1610	870	1660	900	1705	930	1750
		4000	840	1615	870	1660	900	1705	930	1750	965	1800
		5000	870	1660	905	1710	935	1755	965	1805	1000	1855
		6000	905	1710	940	1765	970	1810	1005	1860	1035	1910
		7000	940	1765	975	1815	1010	1870	1045	1920	1075	1970
		8000	975	1815	1010	1870	1050	1930	1085	1980	1120	2035

Intersection de l'altitude et du poids indique la distance d'atterrissage et de roulement sans vent, piste sèche en dur

Si nécessaire, appliquer une correction finale en fonction du vent (5 % par 5 Kt), du type (dur ou herbe) et des contaminations.

# PERFORMANCES D'ATTERRISSAGE

## PERFORMANCES D'ATTERRISSAGE

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)	185 (606)	435 (1426)	145 (475)	365 (1197)
	15 (59)	200 (656)	460 (1509)	155 (508)	385 (1262)
	25 (99)	210 (688)	485 (1590)	165 (560)	400 (1312)
4000	- 13 (7)	205 (672)	475 (1557)	160 (524)	395 (1295)
	Std = 7 (45)	225 (737)	505 (1656)	175 (573)	420 (1377)
	27 (81)	240 (787)	535 (1754)	185 (606)	440 (1443)
8000	- 21 (-6)	235 (770)	525 (1722)	180 (590)	430 (1410)
	Std = - 1 (30)	250 (820)	555 (1820)	195 (639)	460 (1509)
	19 (66)	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 ATERRISSAGE  
 (passage 15 m)

200 m

460 m

Vent de face de 10 Kt

156 m

359 m

Piste sèche en herbe

179 m

413 m

# PERFORMANCES D'ATTERRISSAGE



**Cinq phases :**

- **Plan de descente** ( $3^\circ$  soit 5%) ;
- **Arrondi** (passage en quasi palier et diminution de puissance) ;
- **Trajectoire de décélération** ( $1$  à  $2^\circ$ ) (décrabage et diminution de vitesse par  $>$  d'incidence) ;
- **Atterrissage proprement dit** (maintien de l'assiette  $+ 5^\circ$  jusqu'au manche maxi tiré)
- **Roulage et freinage jusqu'à vitesse de contrôle.**

**En cas de vent de travers fort : limiter la sortie des volets et augmenter la vitesse** (1/2 de la rafale supérieure à 10 kt). Ex : pour 18 Kt ajouter  $8/2 = 4$  Kt environ).

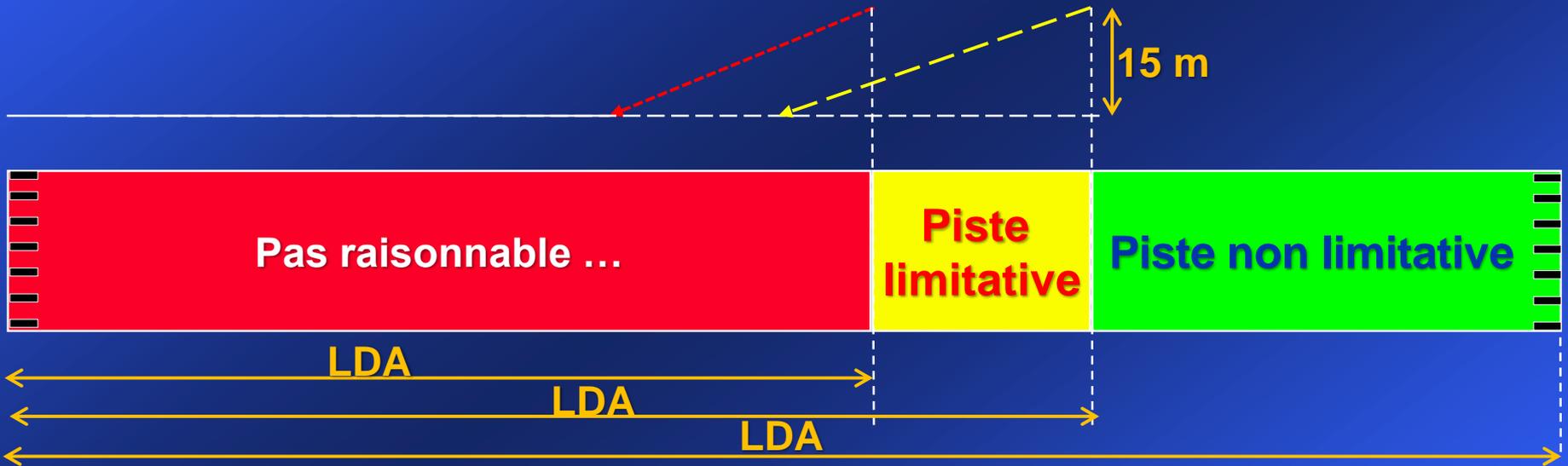
**Si vent de travers avec rafales fortes : limiter la sortie des volets et augmenter la vitesse d'atterrissage de la moitié de la rafale** (1/2 de la rafale supérieure à 10 kt). Ex : pour 22 Kt ajouter  $12/2 = 6$  Kt environ).

# 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



# INCLINAISON ET FACTEUR DE CHARGE

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

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

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

**DÉRAPAGE**

**VIRAGE  
SYMÉTRIQUE**

**GLISSADE**

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

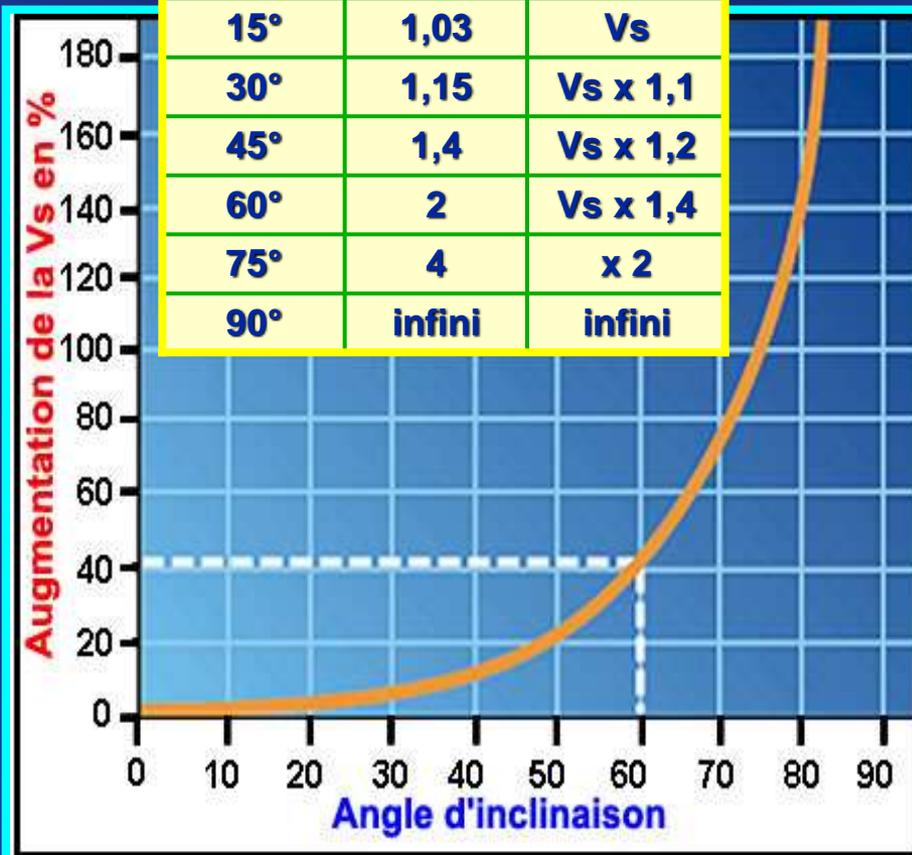
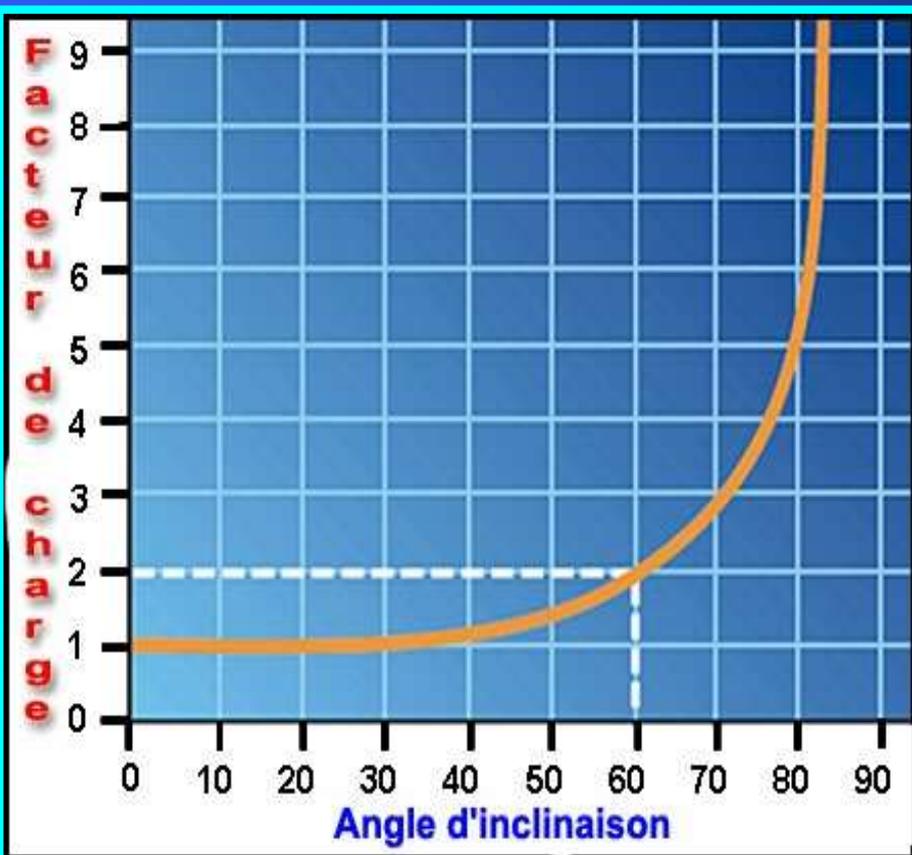


$$\text{Facteur de charge (N)} = P_a / P = 1 / \cos \alpha$$

# INCLINAISON ET VITESSE DE DÉCROCHAGE

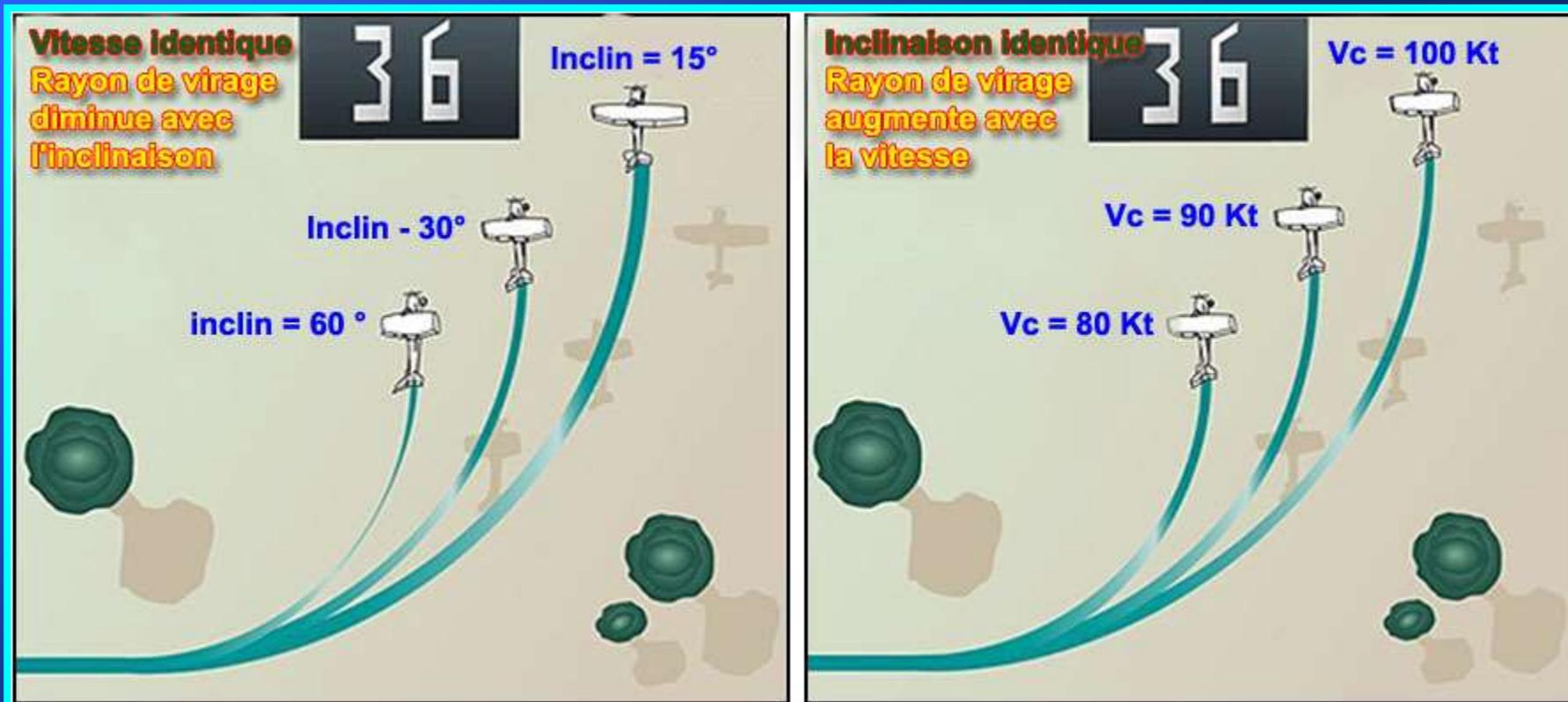
La vitesse de décrochage augmente avec l'inclinaison et avec le facteur de charge

Inclinaison ( $\alpha$ )	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



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

# RAYONS 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 %**  
(Si anémomètre en km/h, inclinaison en ° = Vc x 8%).

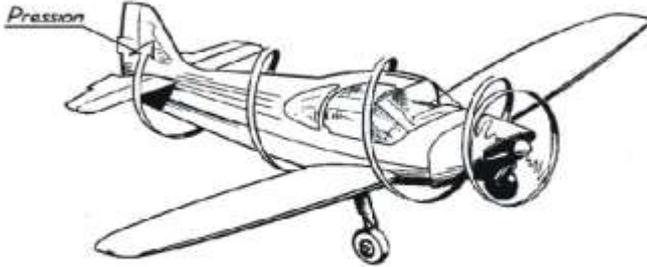
Rayon de virage en Mètres = V Kt x 10

Rayon de virage en Nm = V Kt /200

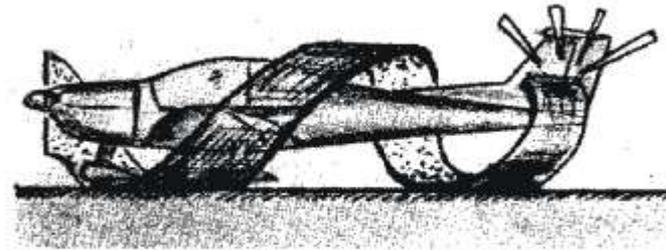
# LES EFFETS MOTEUR



## LE SOUFFLE HÉLICOÏDAL



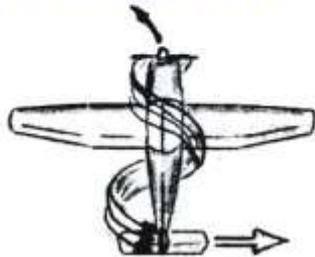
**Rotation anti-horaire**  
(vue de la place pilote) =  
**Désaxement vers la droite**



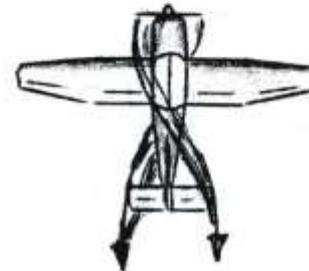
**Rotation horaire**  
(vue de la place pilote) =  
**Désaxement vers la gauche**

---

### ***EFFET PLUS IMPORTANT À FAIBLE VITESSE***



**Vitesse lente**

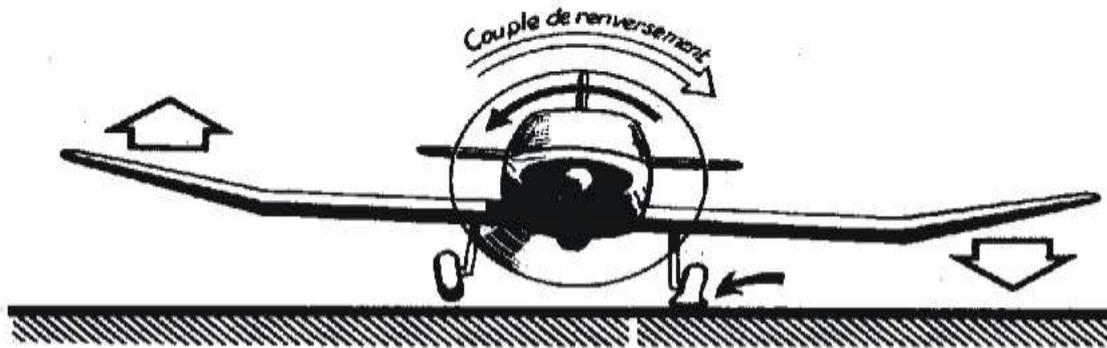


**Vitesse rapide**

# LES EFFETS MOTEUR



## LE COUPLE DE RENVERSEMENT



**Couple de réaction  
opposé au sens de rotation  
d'autant plus important que :**



**Puissance moteur importante**

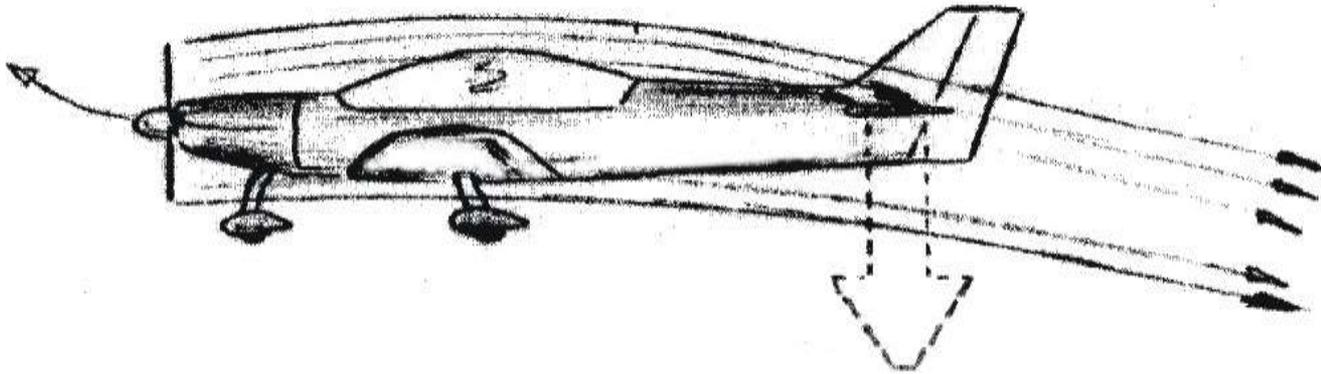


**Variation de puissance rapide**

# LES EFFETS MOTEUR



## LE COUPLE DE TANGAGE



**Les variations de puissance  
impliquent  
des variations d'assiette**

---

**Canalisée par l'extrados de l'aile  
la veine fluide est déviée vers le bas  
et donc exerce une force variable  
sur le plan fixe**

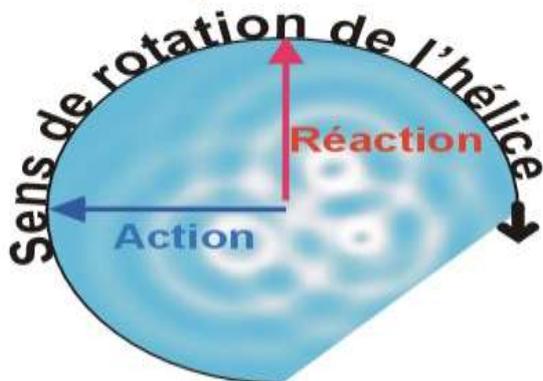
# LES EFFETS MOTEUR



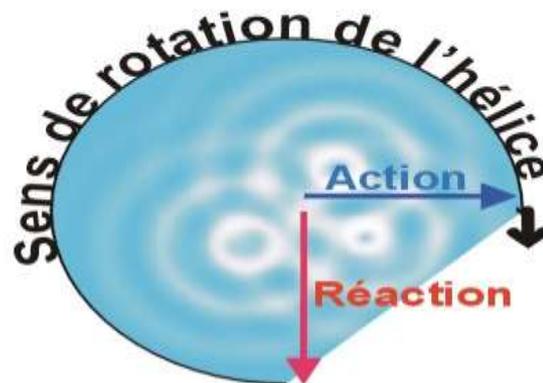
## LES EFFETS GYROSCOPIQUES



### PAR CHANGEMENT DE DIRECTION



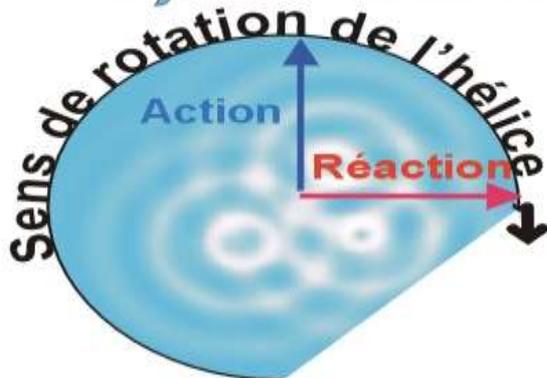
Virage à gauche cabre



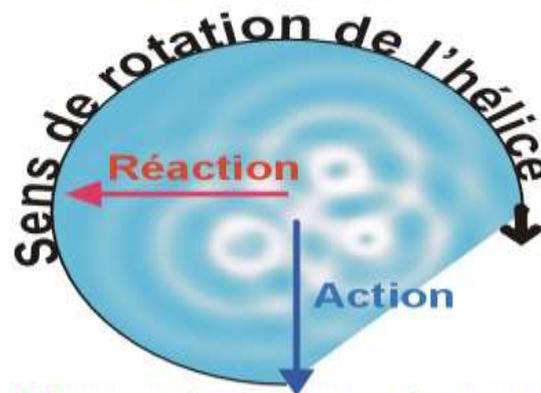
Virage à droite pique



### PAR CHANGEMENT DE TRAJECTOIRE



Cabrer implique à droite



Piquer implique à gauche

# LES EFFETS MOTEUR



## LES EFFETS GYROSCOPIQUES



**PAR MODIFICATION DE PUISSANCE**



**Augmentation de puissance =**

**Assiette à cabrer**

**Déport vers la gauche**

**Dissymétrie (bille à droite)**



**Diminution de puissance =**

**Assiette à piquer**

**Déport vers la droite**

**Dissymétrie (bille à gauche)**

# Chapitre devis de poids et centrage

1

Rappels sur devis de masse et centrage



2

Le devis de masse



3

Les méthodes de calcul du centrage



# RAPPEL SUR LE DEVIS DE MASSE ET LE 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 poids 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.

# RAPPEL SUR LE DEVIS DE MASSE ET LE CENTRAGE

## LIMITATIONS D'EFFORT DUES AUX MASSES ET AUX ACCÉLÉRATIONS.

En aucun cas, les limites de déformation permanente des structures de l'avion ne doivent être dépassées. Le Manuel de Vol indique la catégorie d'utilisation dans laquelle l'avion peut être piloté sans problème de résistance des matériaux.

## LIMITATION EN MASSES MAXI



**Masse maxi au roulage (MRW) Maximum Range Weight**  
Limitation due à la résistance du train.



**Masse maxi à l'atterrissage (MLW) Maximum Landing Weight**  
Limitation due à la résistance du train.



**Masse maxi sans carburant (MZFW) Maximum Zero Fuel Weight**  
Limitation due à la résistance à la flexion de l'aile à l'emplanture

Précision, la limitation en masse maxi au décollage (MTOW) Maximum Take Off Weight n'est pas une limitation mécanique mais dépend des performances de l'avion.

## LIMITATION EN FACTEURS DE CHARGE



**Catégorie normale (N)**

De + 3,8 G à - 1,52 G.



**Catégorie utilitaire (U)**

De + 4,4 G à - 1,76 G.



**Catégorie acrobatique (A)**

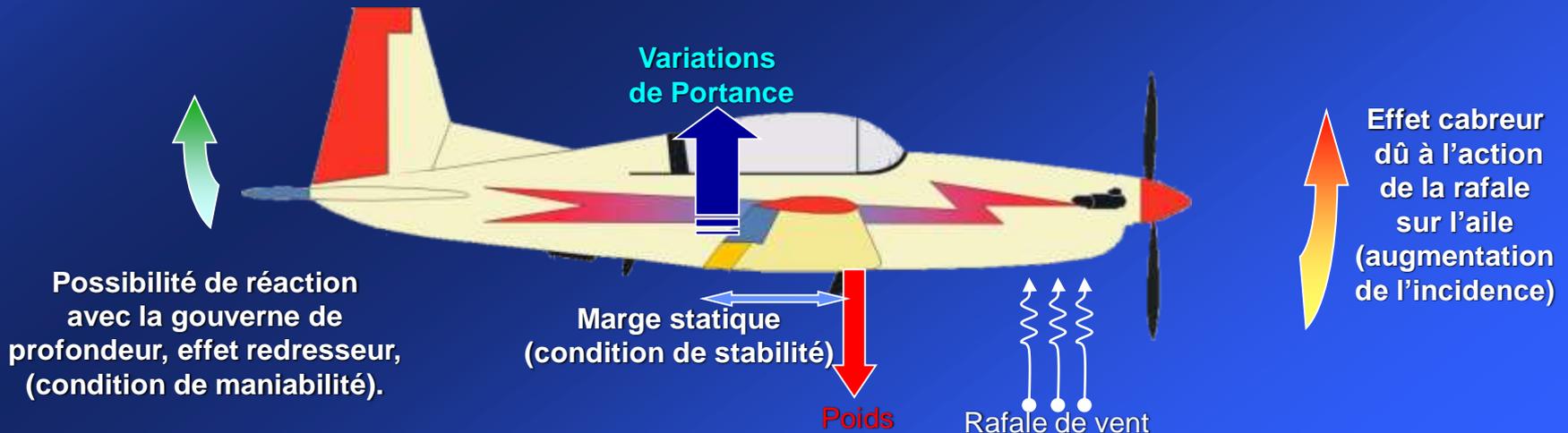
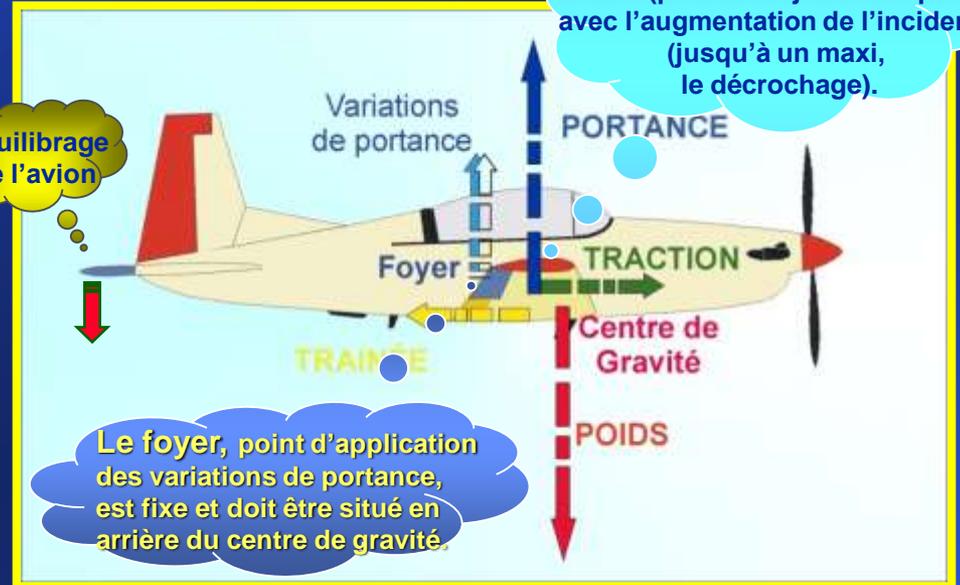
De + 6 G à - 3 G.

# RAPPEL SUR LE CENTRAGE

## LE CENTRAGE CONDITIONNE :

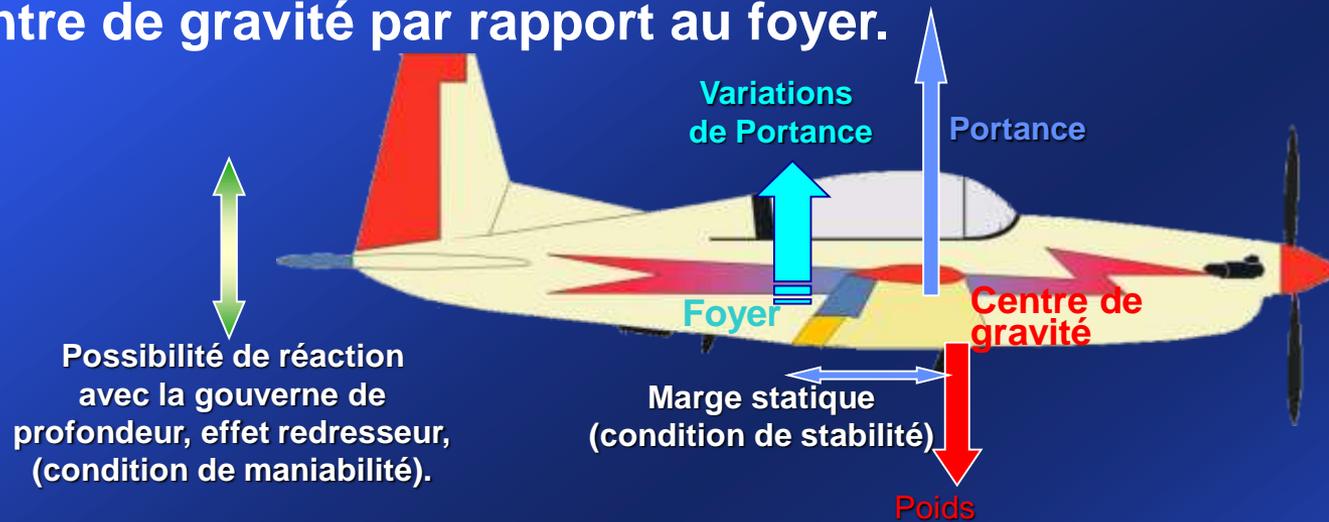
- **La stabilité longitudinale**  
Propriété permettant à l'avion sans action du pilote de maintenir (ou de retrouver suite à une perturbation), sa trajectoire initiale.
- **La maniabilité de l'avion**  
Propriété définissant la possibilité d'intervention du pilote sur le changement d'assiette de l'avion.

Équilibrage de l'avion



# RAPPEL SUR LE CENTRAGE

Les limites de l'équilibre sont déterminées par la position du centre de gravité par rapport au foyer.



**Si CG en arrière du foyer, couple portance poids accentue toute perturbation de l'incidence d'où INSTABILITÉ.**

Si CG et foyer confondus, pas d'amortissement des perturbations, ÉQUILIBRE INDIFFÉRENT. Amplification des actions sur le manche en tangage et donc avion quasiment inopérable sans servo-commande.

**Si CG en avant du foyer, couple portance poids agit contre toute perturbation de l'incidence jusqu'à réduction totale de l'instabilité. ÉQUILIBRE STABLE.**

# RAPPEL SUR LE CENTRAGE

## INFLUENCE SUR LE VOL

Plage autorisée  
du déplacement  
du centre de gravité



### CENTRAGE ARRIÈRE

INSTABILITÉ LONGITUDINALE  
MANIABILITÉ ACCRUE  
FAIBLE ACTION SUR GOUVERNES  
TRAINÉE DIMINUÉE  
CONSOMMATION MOINDRE

### CENTRAGE AVANT

GRANDE STABILITÉ 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

# RAPPEL SUR LE DEVIS DE POIDS ET LE CENTRAGE

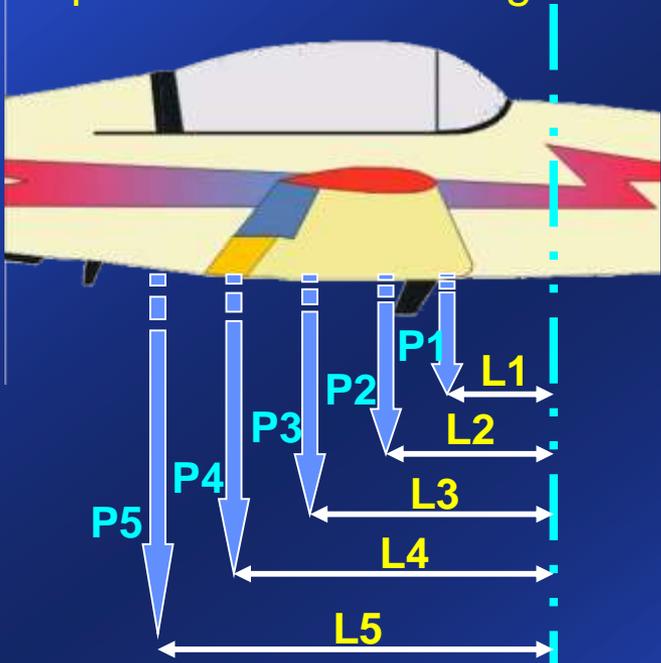
TOUT EFFORT SUR UNE STRUCTURE SE MESURE EN FONCTION DE :

- 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 ;  $M = P \times L$  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.



Poids	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>POIDS TOTAL</b> (Attention limitations)	<b>Bras de levier global = <math>M / P</math></b>	<b>Somme des moments</b>

# DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

## APPLICATION DE CONFORMITÉ :

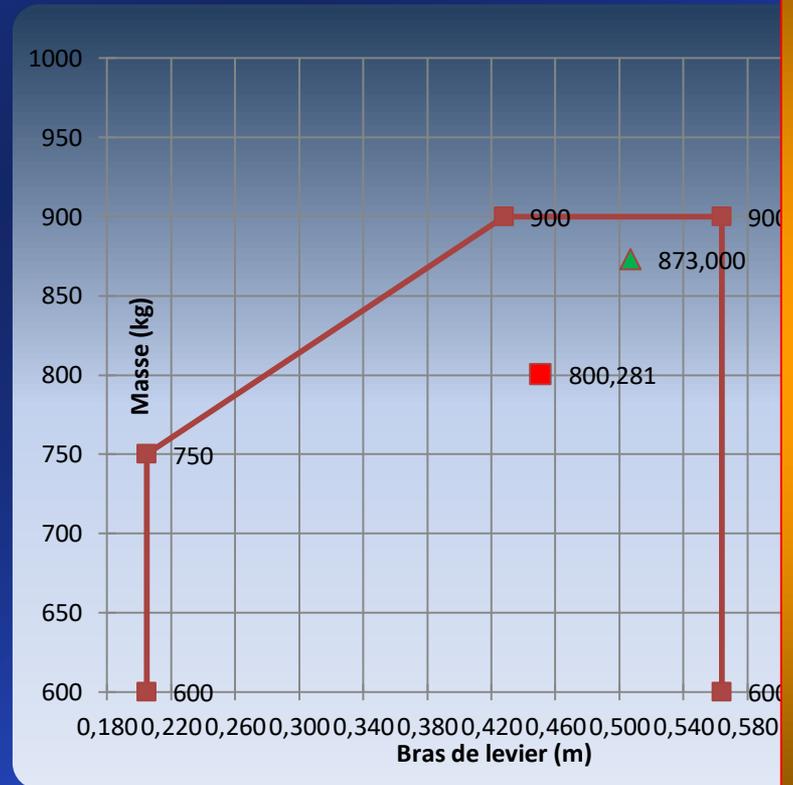
Vérification avant vol de la masse totale et de la position de son point d'application sur l'abaque fourni par le constructeur.

MÉT H O D E S 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 ou avec le maxi d'essence possible (en fonction de la masse maxi) et après consommation complète.

# 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	560,000	0,346	193,860
CDB + Pass AV		154,000	0,410	63,140
Pass AR		106,000	1,190	126,140
Bagages		1,000	1,900	1,900
Essence utilisable théoriquement	109	78,480	1,120	87,898
<b>Total</b>	<b>110</b>	<b>899,480</b>	<b>0,526</b>	<b>472,838</b>

**Si plein d'essence : OK pour trois personnes au poids standard de 77 kg plus un enfant de 29 kg (154 kg à l'avant, 106 kg à l'arrière).**

**Soit une autonomie maxi de 4 H 00 et 400 Nm**

(Conditions de calcul : limitation essence utilisable 100 L pour élimination du risque de désamorçage mais réserves réglementaires)

## Masse et Centrage ROBIN DR 400 - 120

Masse maxi : 900 Kg (MTOW et MLW)

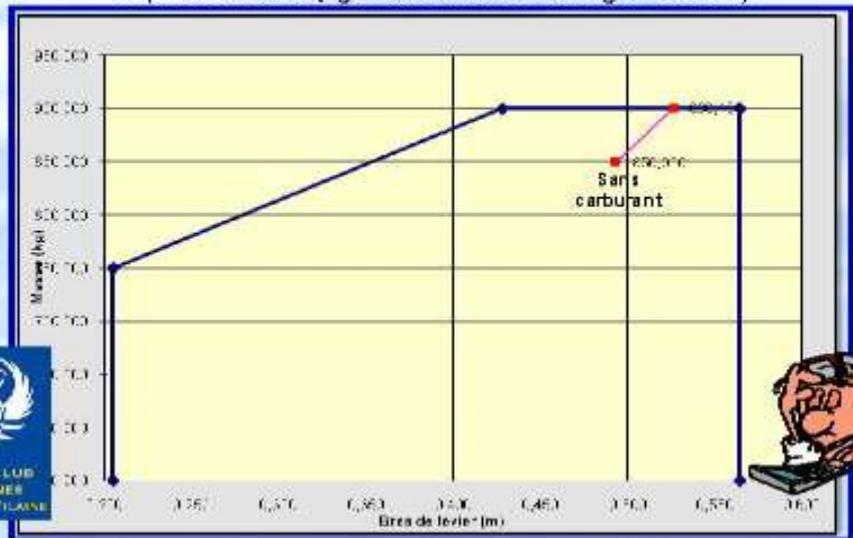
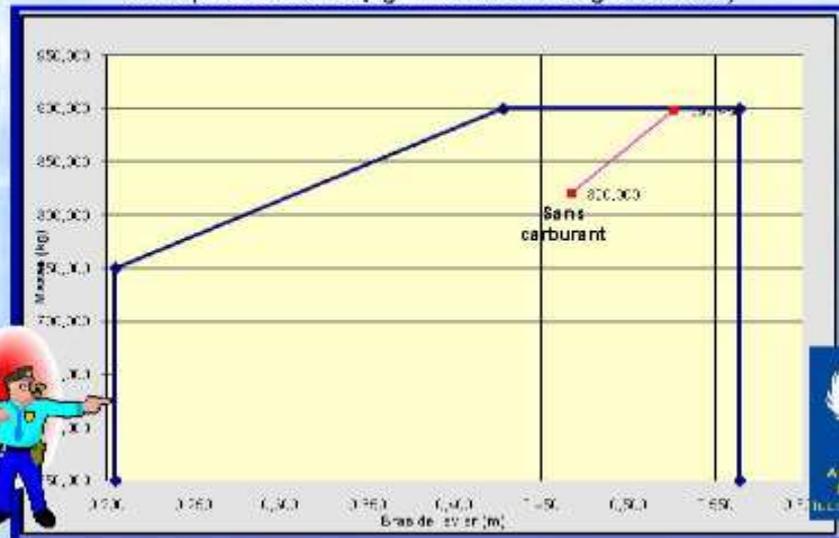
Limites de centrage Avant 0,205 Arrière : 0,564 m

	Capacité (Litres)	Masse (Kg)	Bras de levier	Moment (m x Kg)
Avion + Fonds	1	560,000	0,346	193,860
CDB + Pass AV		154,000	0,410	63,140
Pass AR		135,000	1,190	160,650
Bagages		1,000	1,900	1,900
Essence utilisable théoriquement	70	50,400	1,120	56,448
<b>Total</b>	<b>71</b>	<b>900,400</b>	<b>0,529</b>	<b>475,898</b>

**Si quatre personnes, attention poids max arrière 135 kg soit un poids total de 289 kg, possibilité de 71 litres d'essence max dont 70 litres utilisables**

**Soit une autonomie moyenne de 2 H 25 et 241 Nm**

(Conditions de calcul : limitation essence utilisable 61 L pour élimination du risque de désamorçage mais sans réserves réglementaires)



# DEVIS DE POIDS ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

Le devis de poids prend, entre autres composantes, le poids à vide de l'avion. Celui-ci figure sur la Fiche de pesée et centrage (située dans le Carnet de route) et non dans le Manuel de vol (Avion standard sortie usine pour info).

Attention, ce poids à vide, mesuré par l'atelier de maintenance, inclut quelquefois le poids de l'essence non utilisable et l'huile. (mention figurant sur le document : MVE). Dans ce cas, le bras de levier « Avion à vide » inclut bien évidemment les fonds de réservoir (15 litres) et l'huile.

Précision de calcul, sur un quadriplace C172, le poids à vide indique 651 kg et la feuille de pesée précise « avec fonds de réservoir » (MVE). Pour le calcul du moment « Essence », n'appliquer le bras de levier correspondant qu'à la différence : Total essence – Fonds.

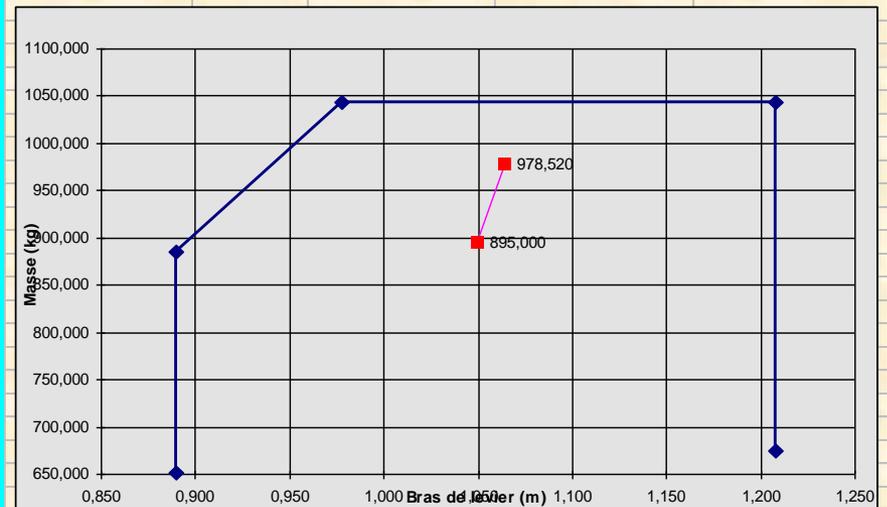
## Centrage CESSNA F 172 M / F-BUET

Masse maxi : 1043 Kg

Limites centrage Av : 0,98 Ar: 1,20

	Litres	Masse (kg)	Bras de levier	Moment (m x kg)
Avion + Fonds	15,000	651,000	0,960	624,960
CDB		75,000	0,940	70,500
Co Pilote		82,000	0,940	77,080
Passager 1		77,000	1,850	142,450
Passager 2		0,000	1,850	0,000
Bagages Zone 1		10,000	2,410	24,100
Bagages Zone 2		0,000	3,120	0,000
Essence utilisable	116,000	83,520	1,220	101,894
<b>Total</b>	<b>131,000</b>	<b>978,520</b>	<b>1,064</b>	<b>1 040,984</b>

Masse Totale	978,520
Bras de levier	1,064



# DEVIS DE POIDS ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

Contrairement à la voiture, les contraintes de poids max obligent le pilote à un choix crucial

131 litres  
d'essence  
max dont  
116 litres  
utilisables

## LE PLEIN DE PASSAGERS OU LE PLEIN D'ESSENCE

3 personnes  
poids std  
+  
1 personne  
de 30 kg

### Centrage CESSNA F 172 M / F-BUET

Masse maxi : 1043 Kg

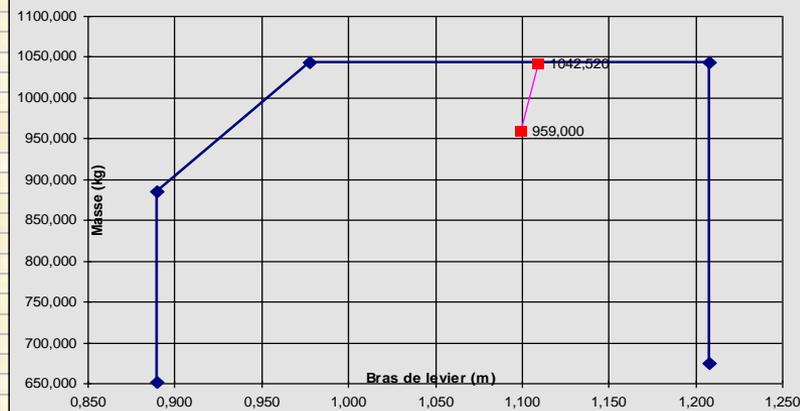
Limites centrage Av : 0,98 Ar : 1,20

	Litres	Masse (kg)	Bras de levier	Moment (m x kg)
Avion + Fonds	15,000	651,000	0,960	624,960
CDB		77,000	0,940	72,380
Co Pilote		77,000	0,940	72,380
Passager 1		77,000	1,850	142,450
Passager 2		77,000	1,850	142,450
Bagages Zone 1		0,000	2,410	0,000
Bagages Zone 2		0,000	3,120	0,000
Essence utilisable	116,000	83,520	1,220	101,894
<b>Total</b>	<b>131,000</b>	<b>1 042,520</b>	<b>1,109</b>	<b>1 156,514</b>

**CHOIX :**

**Quatre personnes à bord**

Masse Totale 1 042,520  
Bras de levier 1,109



### Centrage CESSNA F 172 M / F-J

Masse maxi : 1043 Kg

Limites centrage Av : 0,98 Ar : 1,20

	Litres	Masse (kg)	Bras de levier	Moment (m x kg)
Avion + Fonds	15,000	651,000	0,960	624,960
CDB		77,000	0,940	72,380
Co Pilote		77,000	0,940	72,380
Passager 1		77,000	1,850	142,450
Passager 2		30,000	1,850	55,500
Bagages Zone 1		0,000	2,410	0,000
Bagages Zone 2		0,000	3,120	0,000
Essence utilisable	182,000	131,040	1,220	159,869
<b>Total</b>	<b>197,000</b>	<b>1 043,040</b>	<b>1,081</b>	<b>1 127,539</b>

**CHOIX :**

**Plein d'essence**

Masse Totale 1 043,040  
Bras de levier 1,081

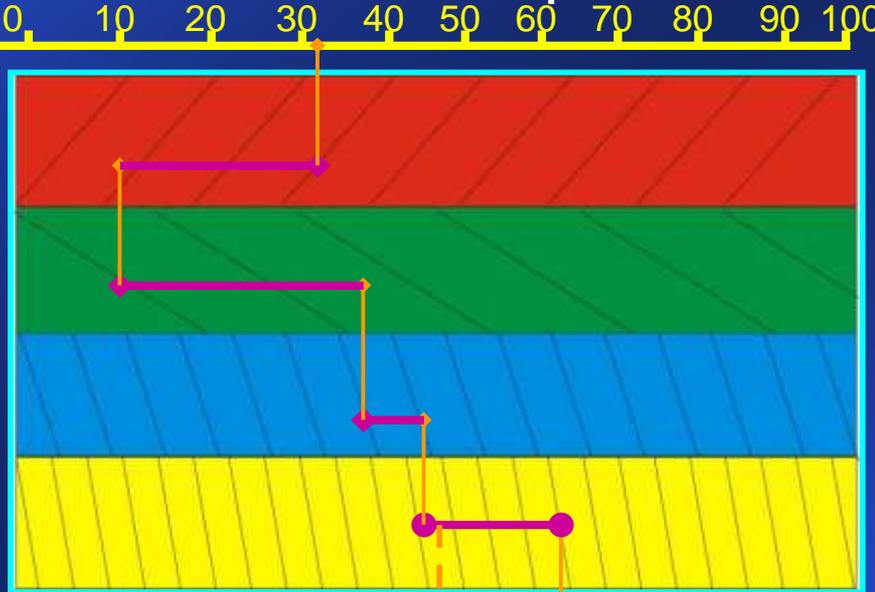


# DEVIS DE POIDS ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

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

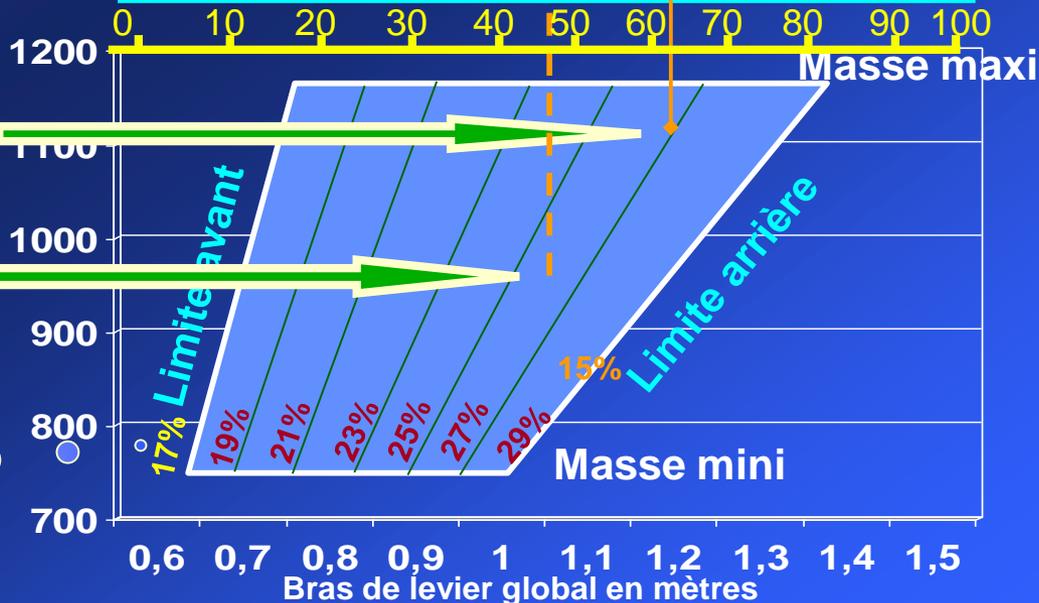
Poids à vide = 630 kg ; indice 32 (Manuel de vol)

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 O H T E M



# DEVIS DE POIDS ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

Graphique fourni par le constructeur dans le Manuel de vol

Avion à vide	794 kg
--------------	--------

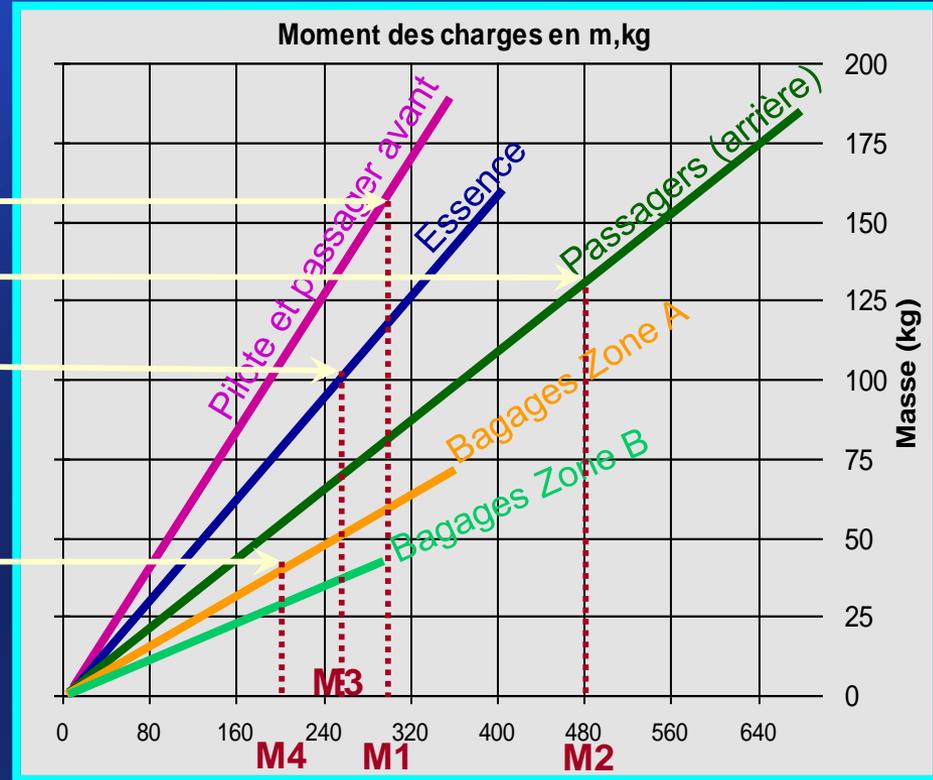
Pilote + Copi	154 kg
---------------	--------

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**

# Chapitre Carburant



CIRCUIT CARBURANT



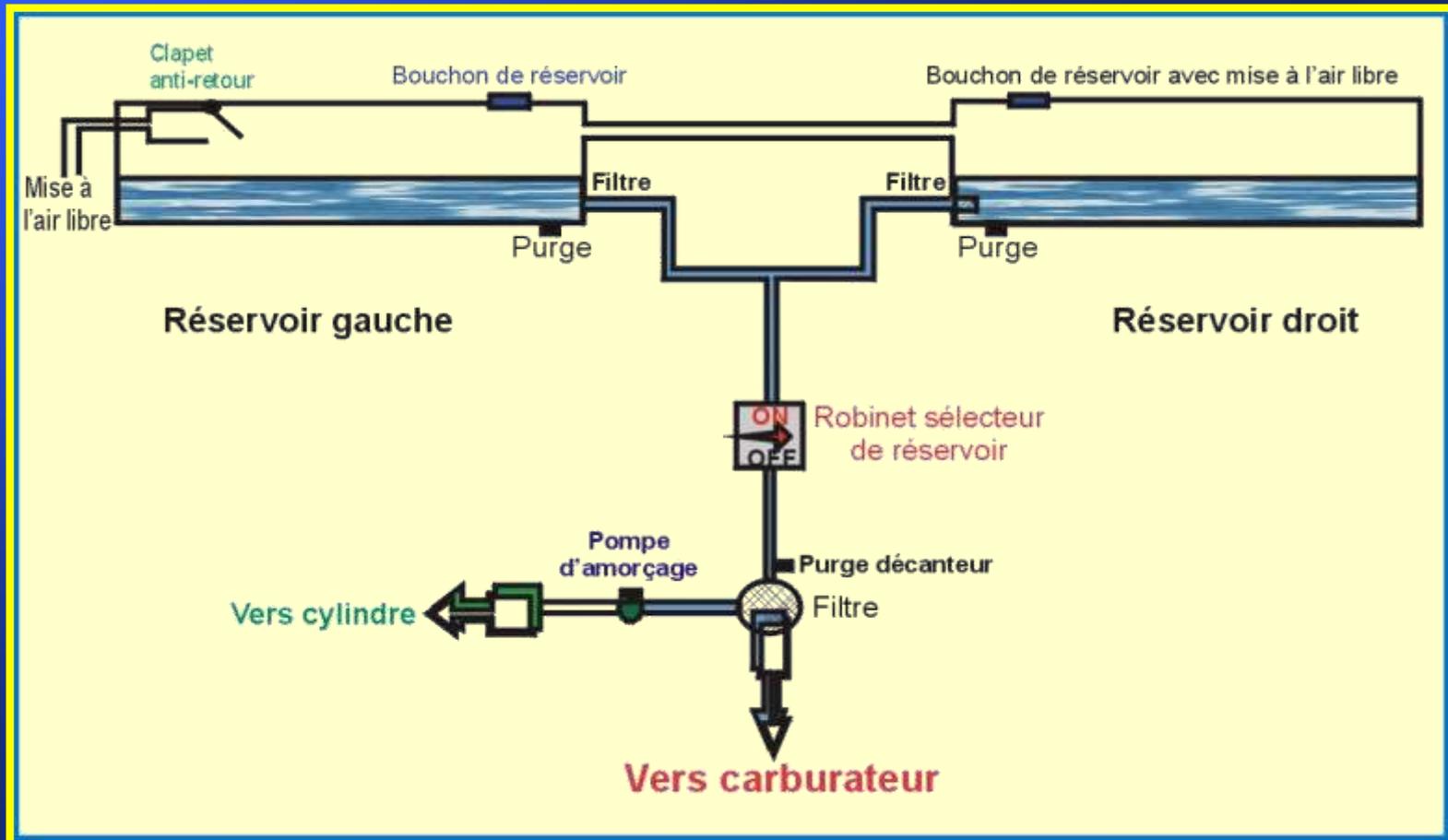
CALCUL DU CARBURANT



RÈGLES DE SUIVI DU CARBURANT



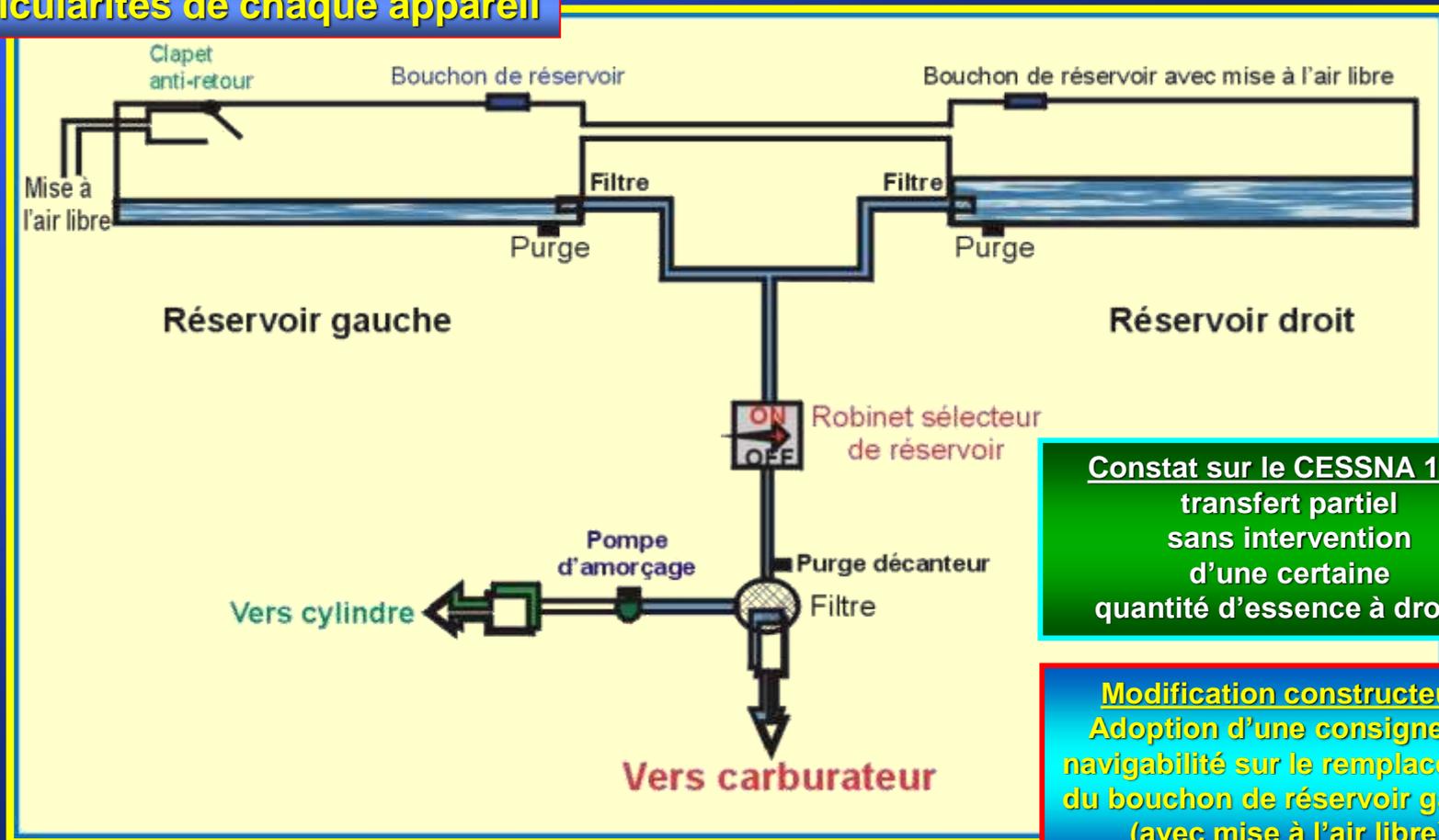
# SCHÉMA DU CIRCUIT CARBURANT



Connaissance de la constitution de son avion sur le manuel de vol

# DISSYMMÉTRIE DES CAPACITÉS EN VOL

## Particularités de chaque appareil



Constat sur le CESSNA 150 :  
transfert partiel  
sans intervention  
d'une certaine  
quantité d'essence à droite.

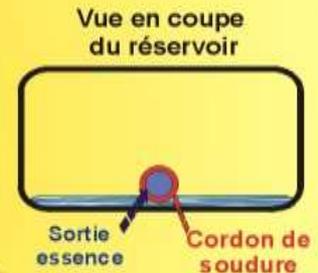
Modification constructeur :  
Adoption d'une consigne de  
navigabilité sur le remplacement  
du bouchon de réservoir gauche  
(avec mise à l'air libre).

## CAUSES POSSIBLES :

- Mise à l'air libre dissymétrique
  - La gauche en intrados (surpression)
  - La droite en extrados (dépression)
- Souffle hélicoïdal

# QUANTITÉ D'ESSENCE NON UTILISABLE

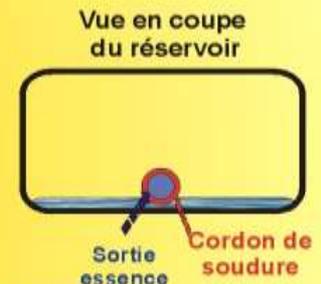
## Réservoir standard de 49 l



QUANTITÉ INUTILISABLE THÉORIQUE (MANUEL DE VOL) = 13 LITRES  
SOIT PAR RÉSERVOIR  $13 \text{ LITRES} / 2 = 6,5 \text{ LITRES}$

ATTENTION A LA CAPACITÉ DES RÉSERVOIRS

## Réservoir Long Range de 72 l



QUANTITÉ INUTILISABLE THÉORIQUE (MANUEL DE VOL) = 11,5 LITRES  
SOIT PAR RÉSERVOIR  $11,5 \text{ LITRES} / 2 = 5,75 \text{ LITRES}$

# QUANTITÉ D'ESSENCE NON UTILISABLE

Le Manuel de vol reste le document de référence de l'emploi d'un avion, mais les modifications apportées au fil des ans par les consignes de navigabilité n'y figurent que rarement. Par ailleurs, il n'est pas interdit de penser que, comme dans tout document, une erreur, une coquille ou une faute de frappe puisse s'y glisser. Voir instructeur.

**Fonds = 11,5 L** Incidence en descente **Fonds = 21,5 L**

Vue en coupe  
du réservoir



Sortie  
essence

Cordon de  
soudure

**ATTENTION**

Vue en coupe  
du réservoir



Sortie  
essence

Cordon de  
soudure

DANS CETTE ATTITUDE DE VOL EN DESCENTE  
ET APRES VÉRIFICATION, IL A ÉTÉ CONSTATÉ QUE  
LA QUANTITÉ D'ESSENCE NON UTILISABLE EST DE 21,5 LITRES....

**ATTENTION DONC AUX DESCENTES PROLONGÉES AVEC RÉSERVOIR PEU REMPLI**



# REGLES DE CALCUL DU CARBURANT

La norme sécuritaire habituelle prend comme consommation moyenne 22 litres à l'heure.

**Pour un vol à longue distance,  
si la nébulosité le permet et si la composante de vent est arrière  
Il est intéressant de prendre de l'altitude.  
Quelle est la consommation en montée dans le Manuel de vol  
de 0 à 5000 ft dans les meilleures conditions par exemple ?**



# REGLES DE CALCUL DU CARBURANT

La norme sécuritaire habituelle prend comme consommation moyenne 22 litres à l'heure.

Pour un vol à longue distance,  
si la nébulosité le permet et si la composante de vent est arrière  
Il est intéressant de prendre de l'altitude.  
Quelle est la consommation en montée dans le Manuel de vol  
de 0 à 5000 ft dans les meilleures conditions par exemple ?  
4,9 l en 9 mn, soit **32,6 litres/heure**.



Exemple : le CESSNA 150

# REGLES DE CALCUL DU CARBURANT

La norme sécuritaire habituelle prend comme consommation moyenne 22 litres à l'heure.

Pour un vol à longue distance,  
si la nébulosité le permet et si la composante de vent est arrière  
Il est intéressant de prendre de l'altitude.  
Quelle est la consommation en montée dans le Manuel de vol  
de 0 à 5000 ft dans les meilleures conditions par exemple ?  
4,9 l en 9 mn, soit **32,6 litres/heure**.

De plus, en conditions réelles, c'est :

- un avion moins performant ;
- un pilote privé et non d'essai ;
- des conditions météo aléatoires.



La montée à ce niveau demandera  
certainement plus de temps donc plus d'essence...

# REGLES DE CALCUL DU CARBURANT

La norme sécuritaire habituelle prend comme consommation moyenne 22 litres à l'heure.

Pour des raisons de fiabilité du moteur et de meilleur rendement, le constructeur recommande une utilisation permanente du moteur comprise entre 55 % et 75 % de sa puissance maxi.

Quelles sont les consommations en croisière dans le Manuel de vol à 2500 ft par exemple ?

- 55% soit 2300 t/mn = **15,9 litres/heure** (Vp = 88 Kt)
- 65% soit 2440 t/mn = **18,8 litres/heure** (Vp = 96 Kt)
- 75% soit 2550 t/mn = **21,4 litres/heure** (Vp = 101 Kt)

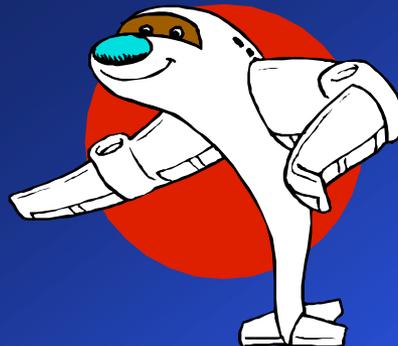


Attention donc à la puissance choisie  
et à la consommation engendrée par ce choix  
plus de puissance = plus d'essence

# REGLES DE CALCUL DU CARBURANT

A titre de rappel, les autres composantes à ajouter au temps sans vent :

- La mise en route, le chauffage du moteur, le roulage, les procédures au départ et à l'arrivée de chaque escale, (10 mn pour chacune)
- L'effet du vent (surtout s'il est de face ...) ou 10% du temps de voyage sans vent s'il n'est pas connu
- La réserve réglementaire de sécurité (20 mn de jour, 45 mn de nuit)
- Les fonds de réservoir (essence non utilisable)



# REGLES DE SUIVI DU CARBURANT

**LA QUANTITÉ DE CARBURANT EMBARQUÉE DOIT ÊTRE  
CONNUE ET PEUT FIGURER SUR LE CARNET DE ROUTE.**

**(Colonne Avitaillement ou Observations)**

**NE PAS DÉDUIRE LES FONDS DE RÉSERVOIR**

A titre de rappel :

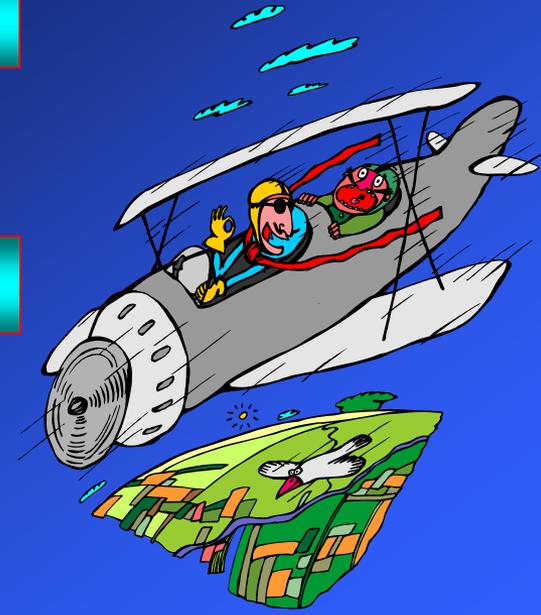
- Lors d'avitaillement et après chaque vol,  
indiquer la quantité avitaillée et renseigner le carnet de route.
- En cas d'imprécision, utiliser la colonne « Observations »,  
pour lever le doute (ex : pleins à l'arrivée, ...).
- Rechercher les possibilités d'avitaillement en route,  
(terrains équipés, heures d'ouverture, ...).
- Vérifier physiquement le contenu des réservoirs avant départ
  - jauges approximatives,
  - fuite ou retrait possible (purge importante, vol d'essence)  
de carburant depuis le dernier avitaillement.

**LES BILANS CARBURANT NE SONT UTILISABLES  
QUE SI L'ON EST SÛR  
DE LA QUANTITÉ PRÉSENTE AU DÉPART.**

# Rappel des procédures

## PANNE EN CAMPAGNE

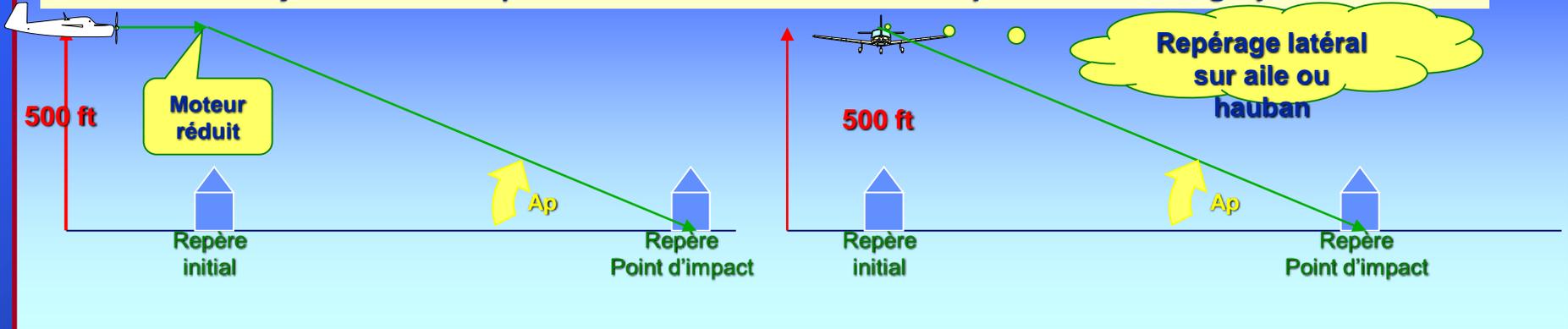
- 1 L'angle de plané et l'angle de 2 AP
- 2 Les approches en plané sans moteur
- 3 Le MÉMO de la panne en campagne



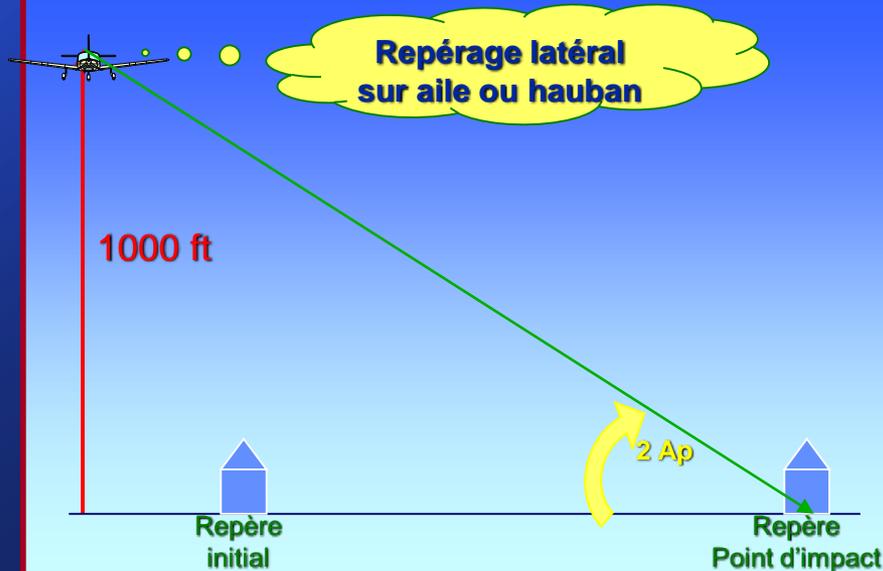
# ANGLE DE PLANÉ (dit $A_p$ )

Angle de la trajectoire de descente de l'avion sans moteur.

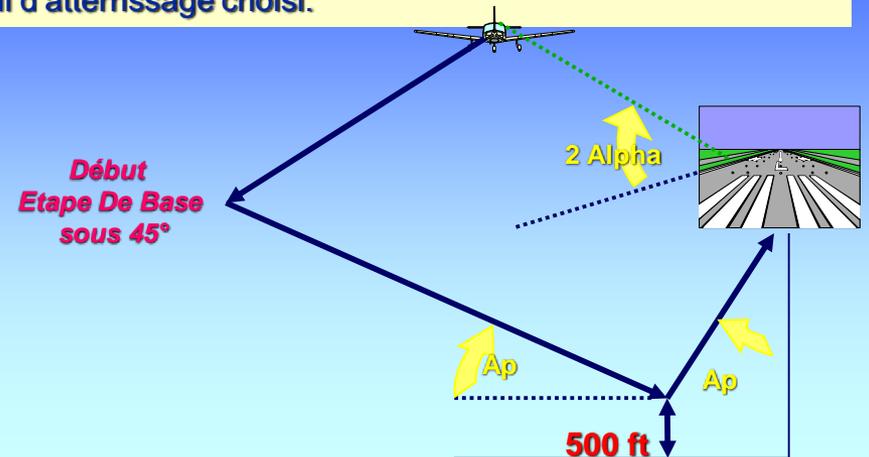
Il est essentiel de le repérer afin de mieux évaluer le point d'impact en cas d'atterrissage forcé en campagne. La vitesse sur trajectoire doit être proche de la vitesse de finesse max pour limiter cet angle proche de  $10^\circ$ .



## IDENTIFICATION DE L'ANGLE DE DEUX ALPHA



Angle double de la trajectoire de descente de l'avion en plané. Il permet de s'assurer par des repères identifiés sur l'aile ou le hauban (aile haute) de la validité d'une trajectoire de retour au seuil d'atterrissage choisi.



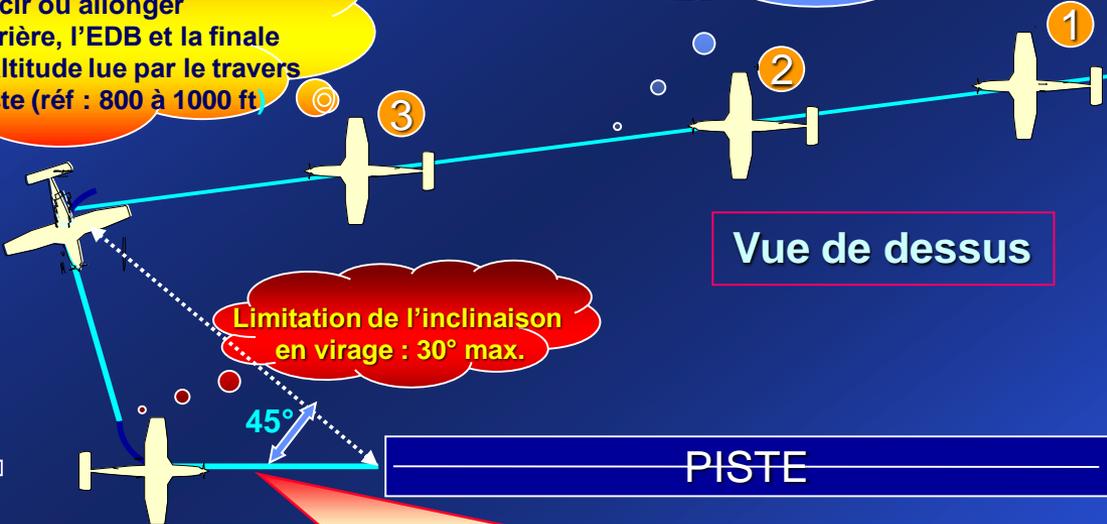
# APPLICATION DE DEUX AP : L'ENCADREMENT (PTE)

**Au point 3 : ÉVALUATION**  
 Raccourcir ou allonger  
 la fin de vent arrière, l'EDB et la finale  
 en fonction de l'altitude lue par le travers  
 du seuil de piste (réf : 800 à 1000 ft)

La convergence est approximativement  
 de 30° pour les avions légers.

**Vue de profil  
 Vent Arrière**

**Vue de dessus**



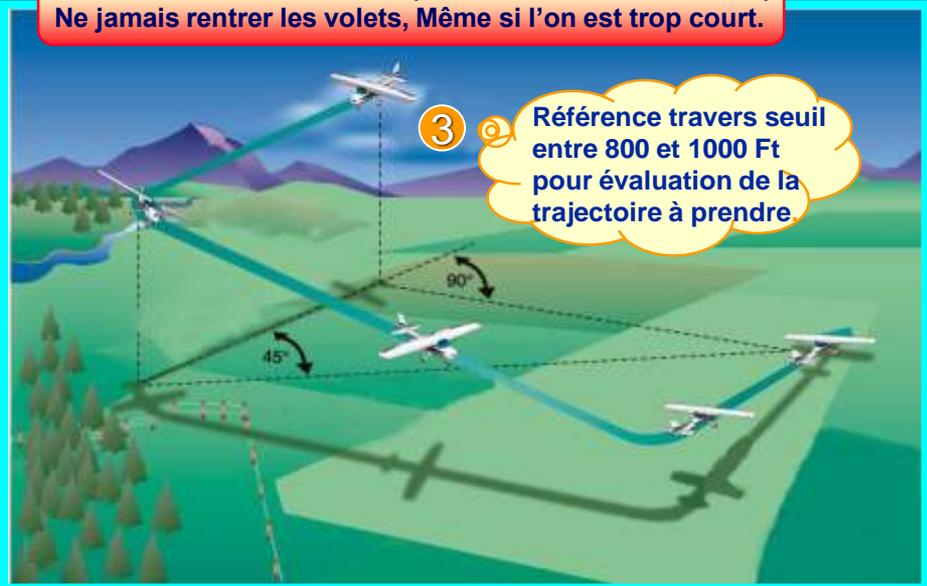
**PISTE**

Vitesse en finale 1,3 de VSO (1,2 de VSO en courte finale)  
 Ne jamais rentrer les volets, Même si l'on est trop court.

Début de vent arrière  
 configuration attente,  
 la vitesse est de 1,45 Vs  
 soit approximativement  
 la vitesse de finesse max.

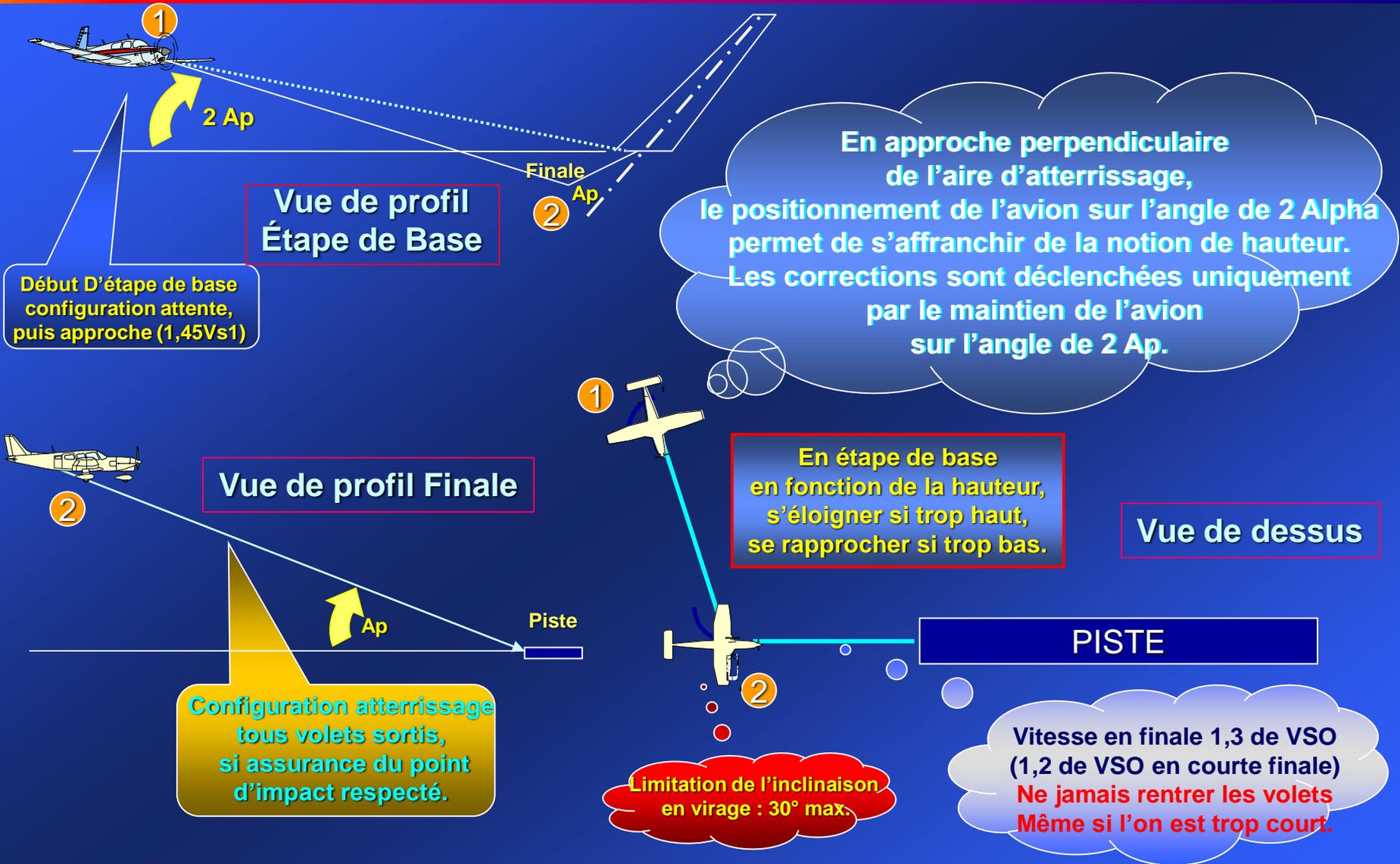
Travers seuil de piste  
 contrôle de l'altitude  
 entre 800 et 1000 ft  
 Pour décision trajectoire

Configuration approche  
 Volets 10°, Vi = 1,45 Vs1



**Vent arrière**  
 Afin de suivre l'angle de deux AP sans moteur,  
 donc en descente,  
 la trajectoire de l'avion doit être convergente.

# APPLICATION DE DEUX ALPHA : LA SEMI-DIRECTE



Point d'impact de référence pour la visée est à décaler de 20 mètres par 1 KT de vent.

# RÈGLE DE TROIS POUR RÉALISATION

## LA PANNE EN CAMPAGNE

1

### PRENDRE LA VITESSE DE FINESSE MAX

Manche arrière rapidement = gain d'altitude non négligeable  
Vitesse de finesse max et incidence respectées = durée de plané optimum  
Compensateur réglé = maintien des paramètres et pilotage facilité

2

### RECHERCHER LA PANNE

Réservoir le plus plein, Mixture plein riche, Pompe essence  
Réchauffage carburateur tiré  
Sélection des magnétos

3

### TROUVER UN TERRAIN

Éléments à prendre en compte :  
Orientation du vent (mémorisation des infos reçues, observation des fumées, ...)  
Privilégier la recherche à 90° ou en latéral avant gauche (utilisation angle 2 alpha)  
Préférer : prairie, entrée dégagée, absence de lignes (rechercher poteaux)

Message (121,5 ou Fréquence INFO-CONTRÔLE veillée) et transpondeur 7700  
**EN FINALE**

Volets tous sortis, Contacts et essence fermés en courte finale

***En guise de prologue ...***

**Voler sûr, c'est connaître son Manuel de vol,  
c'est l'intégrer, c'est savoir l'appliquer**

**Voler tranquille, c'est voler préparé**

**Entraînez vous, réentraînez vous,  
vous verrez du pays**



**Merci  
de votre attention**

