COURS THÉORIQUES PPL
MÉCANIQUE DU VOL
APPLICATIONS AU DR 400 - 120
ANDRÉ PARIS

SOMMAIRE

LES ANGLES PARTICULIERS (ASSIETTE, INCIDENCE, PENTE)

LA POLAIRE ET CALCULS DÉRIVÉS (PORTANCE, TRAÎNÉE, FINESSE, …)

LE VOL EN PALIER (PUISSANCES UTILE ET NÉCESSAIRE)

LE VOL EN MONTÉE (COURBES ET APPLICATIONS)

LE VOL EN DESCENTE (MOTEUR RÉDUIT ET EN PLANÉ)

LE VOL EN VIRAGE (APPLICATION AU DR 400-120)

APPLICATIONS DR 400-120 : PERFOS DÉCOLLAGE

APPLICATIONS DR 400-120 : PERFOS EN MONTÉE

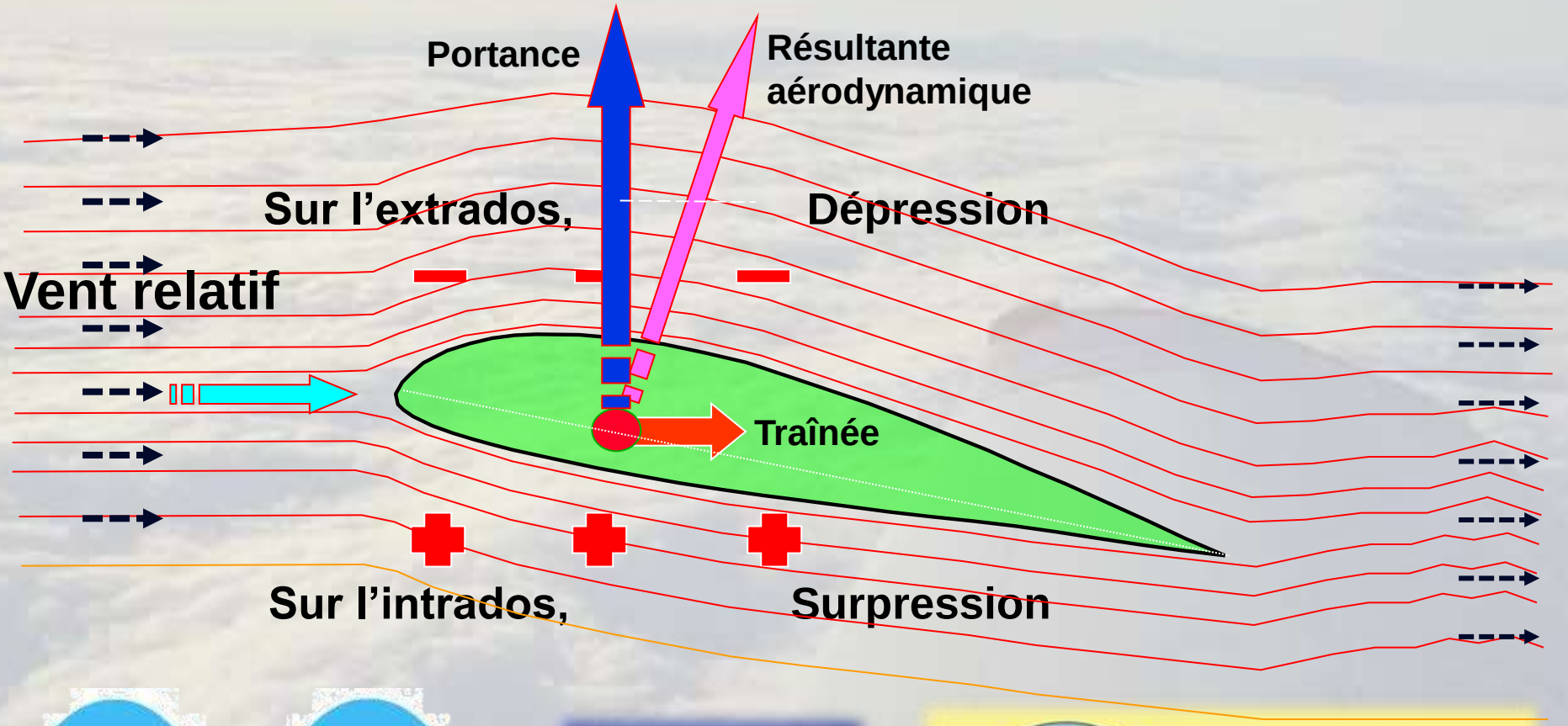
APPLICATIONS DR 400-120 : PERFOS EN PALIER

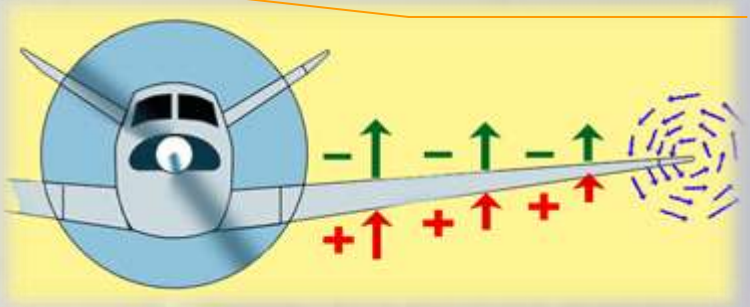
APPLICATIONS DR 400-120 : PERFOS ATTERRISSAGE

PISTES LIMITATIVES : CONSCIENCE DU RISQUE

APPLICATIONS DR 400 - 120 : MASSE ET CENTRAGE

FLUX D'AIR SUR UN PROFIL



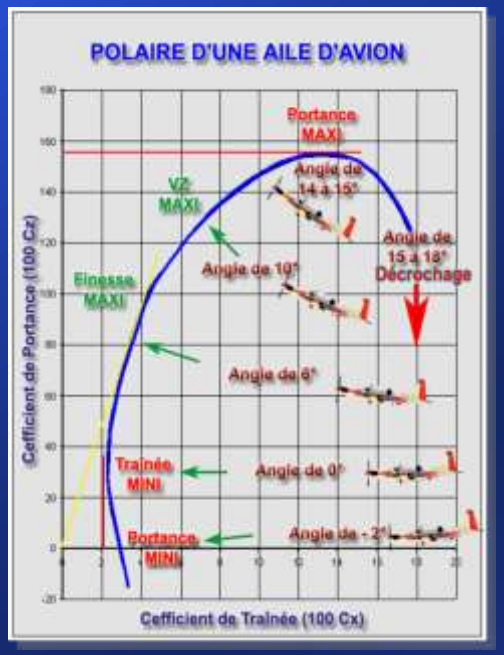


LES BASES : Incidence - Pente - Assiette

Profil

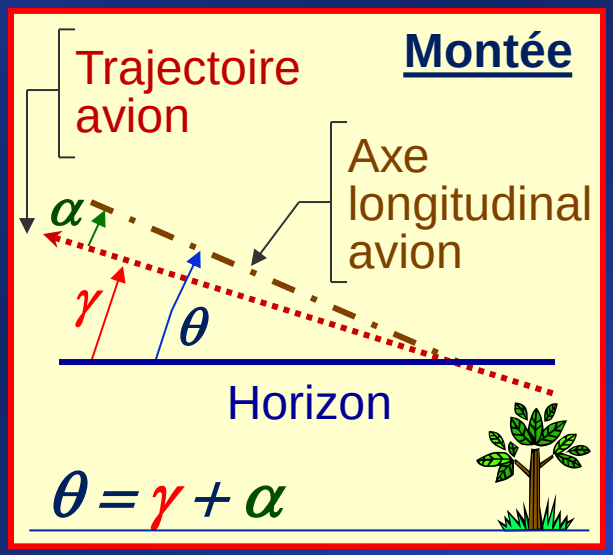
Aile

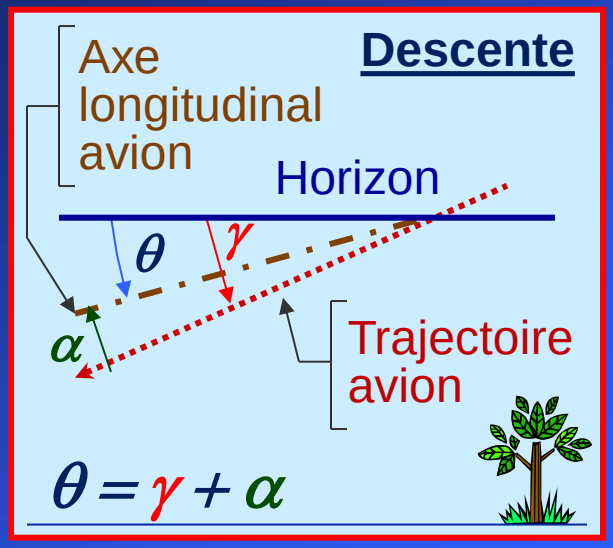
Avion



Références
- / horizon
- / axe long. avion
- / trajectoire

Angles
- Incidence (α)
- Pente (γ)
- Assiette (θ)





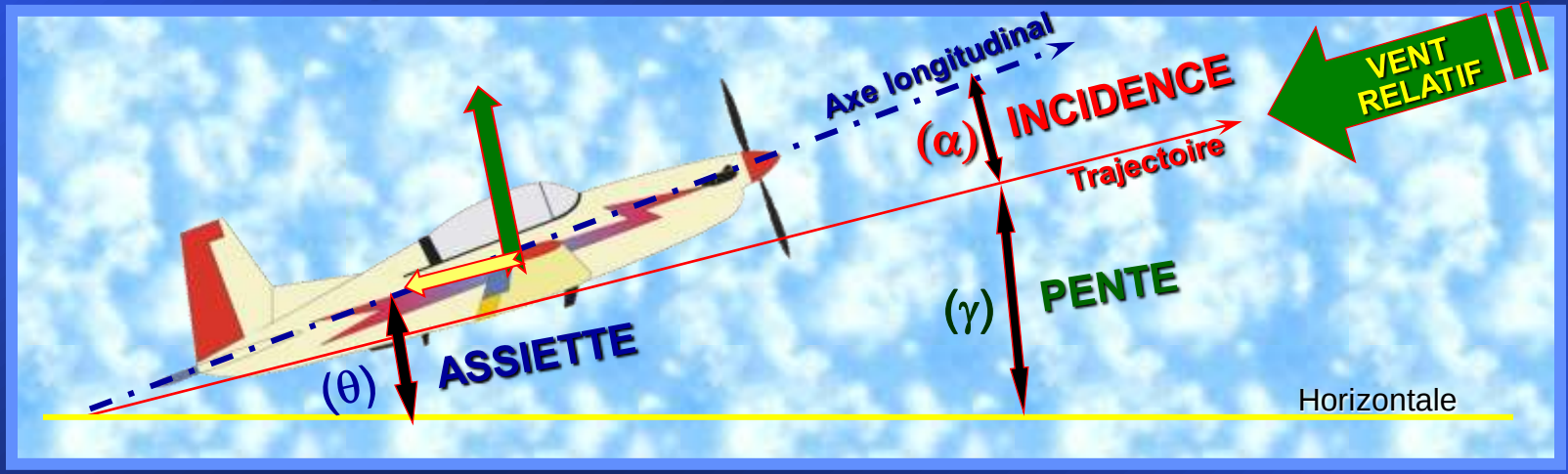
ASSIETTE = PENTE + INCIDENCE

ANGLES CARACTÉRISTIQUES ET FACTEURS DÉCISIFS

DES FACTEURS INTERDÉPENDANTS POUR LA PERFORMANCE

PORTANCE = ½ ρ S V² Cz

TRAÎNÉE = ½ ρ S V² Cx



L'aptitude à sustenter dépend :

- d'une pression dynamique d'un fluide (1/2 ρ.V²),

diminuant avec l'altitude jusqu'à un minimum, le plafond de propulsion ;

- d'une contrainte de forme (S et les coefficients Cz et Cx),

variable avec l'incidence, la forme et la surface des ailes .

PARTICULARITÉS GÉOMÉTRIQUES DE L'AILE

L'angle de calage est l'angle compris, à la construction, entre l'axe longitudinal de l'avion et la corde de référence de l'aile.

De l'ordre de 2 ° sur les ROBIN DR 400 - 120,
Il favorise ainsi une plus grande portance pour le décollage.

PARTICULARITÉS GÉOMÉTRIQUES DE L'AILE

En vue de limiter des turbulences, toujours génératrices de traînée (frein aérodynamique), une pièce métallique est disposée à l'emplanture de l'aile. Elle porte le nom de l'ingénieur aérodynamicien qui l'a défini, c'est le KARMAN de voilure.

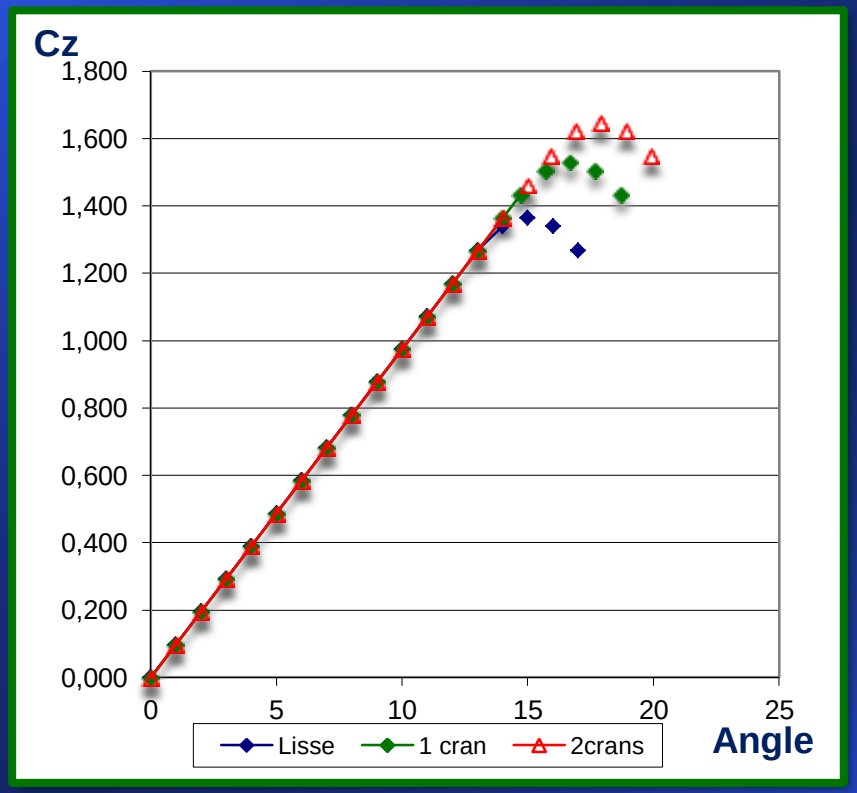
L'aile des DR 400 possède un dièdre positif sur une partie de sa longueur afin d'arriver à un compromis acceptable entre stabilité et maniabilité. On parle alors de semi-dièdre.

COURBES DES COEFFICIENTS DE PORTANCE ET TRAÎNÉE SUIVANT INCIDENCE

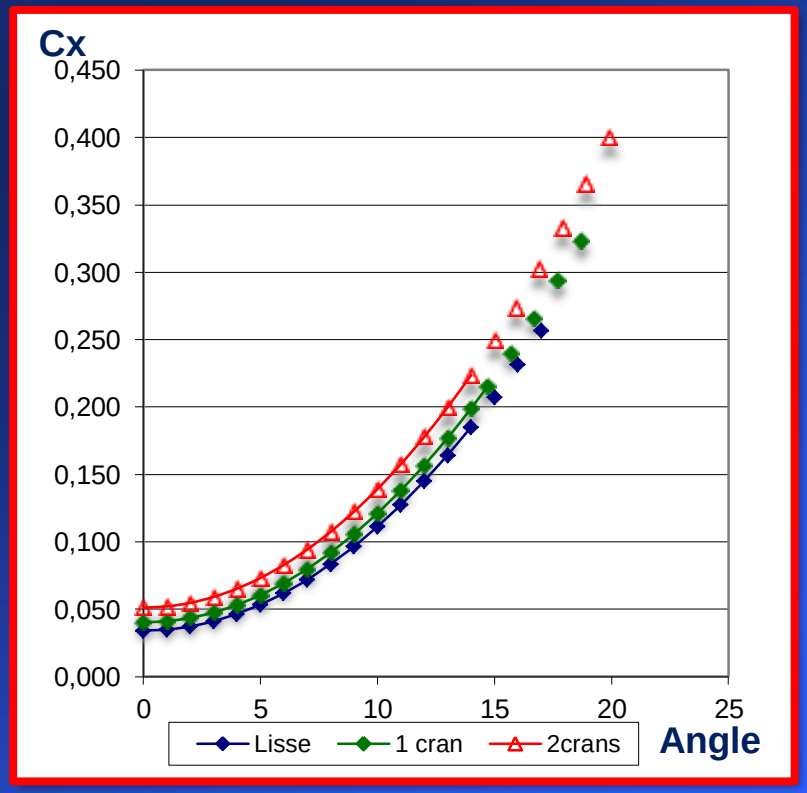
ROBIN DR 400 - 180

Pas de données fournies par le constructeur sur DR400-120, seule différence sur structure (hors moteur)
surface alaire : 14,2 m² sur le 180 Cv pour 13,6 m² sur le 120 Cv,
d'où parti pris personnel de vous présenter comme exemple ces courbes.

COEFFICIENT DE PORTANCE



COEFFICIENT DE TRAINÉE

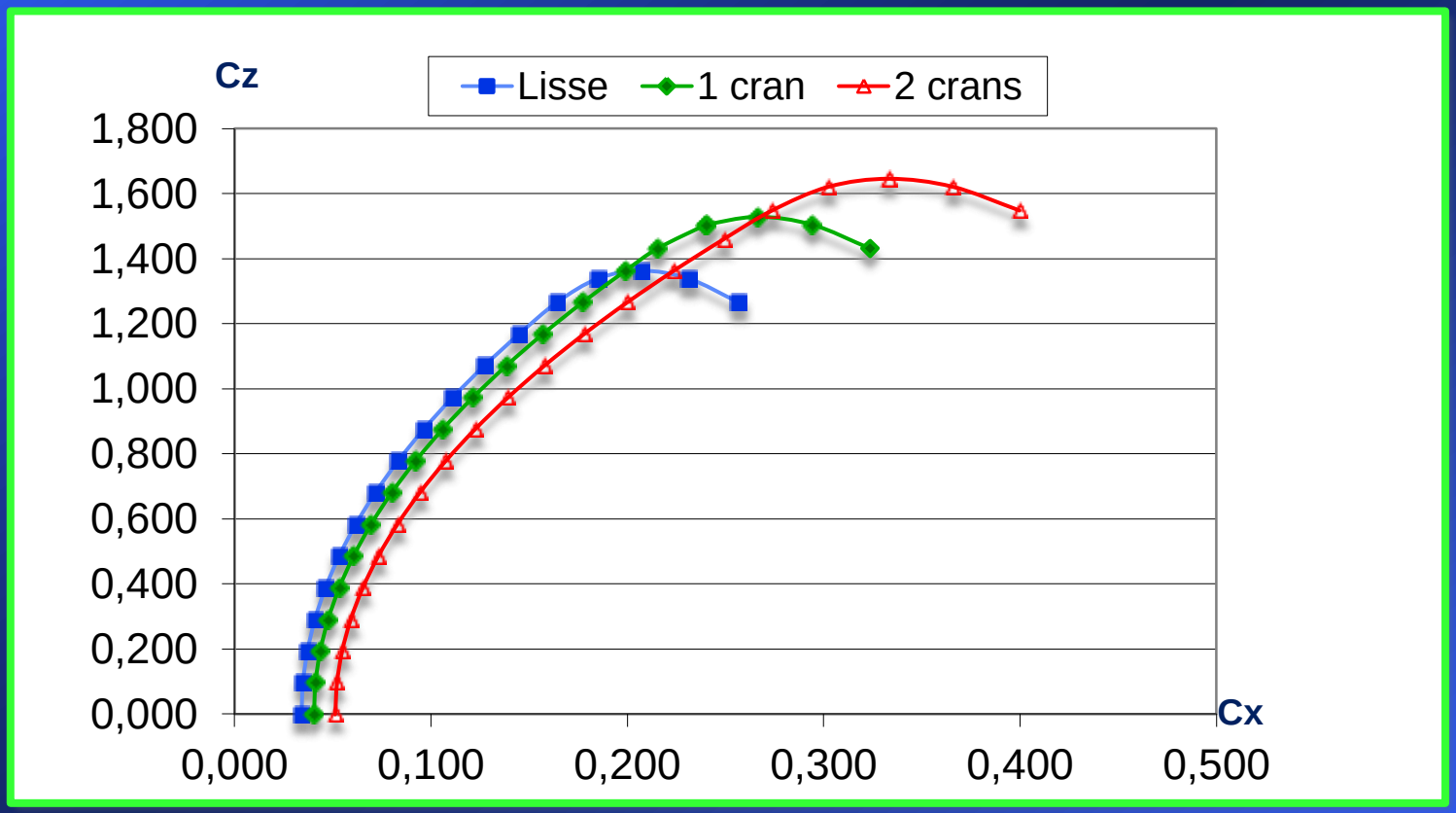


Ces courbes non accessibles (protection industrielle) sont le fruit de calculs théoriques réalisés par M Claude GOUMAIN.

COURBES DES COEFFICIENTS DE PORTANCE ET TRAÎNÉE SUIVANT INCIDENCE

ROBIN DR 400 - 180

POLAIRE D'EIFFEL



LES ENSEIGNEMENTS DU RAPPORT DES COEFFICIENTS DE PORTANCE ET DE TRAINÉE

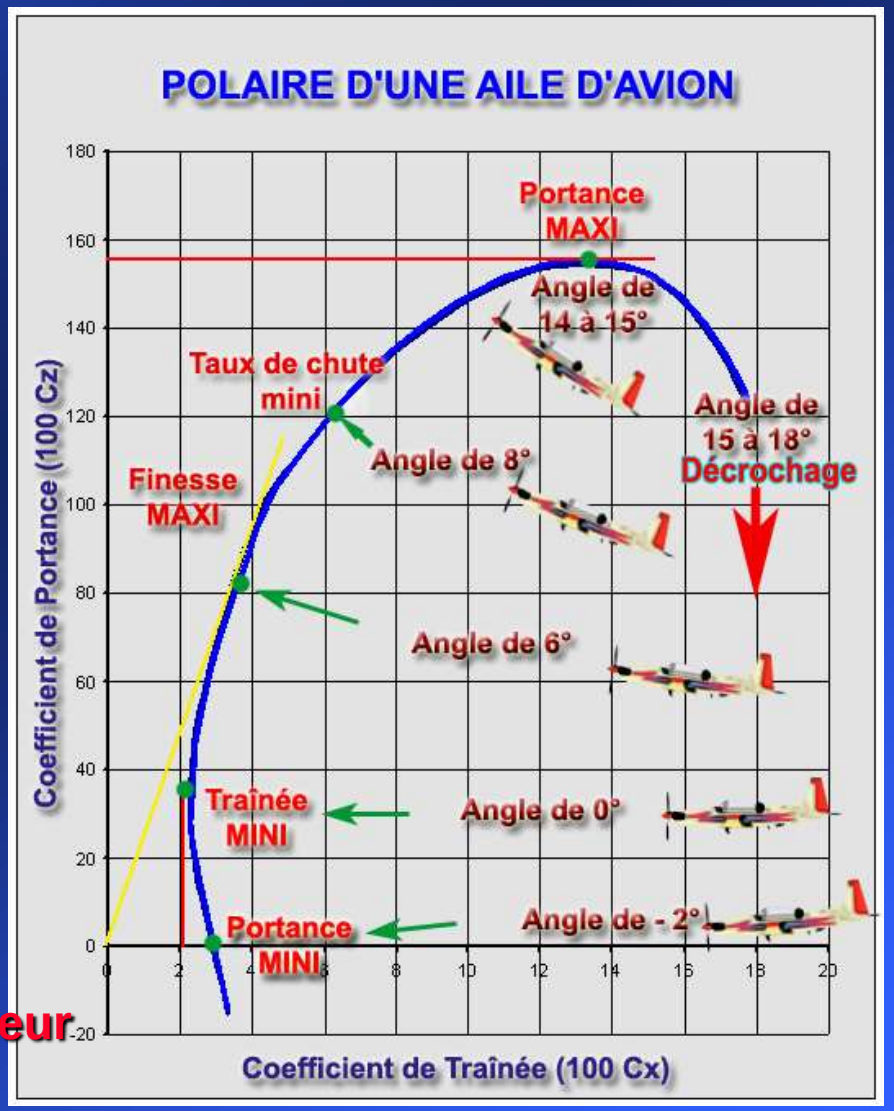
La polaire Cz par rapport à Cx montre 5 points caractéristiques correspondant à :

- **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 endurances max et des distances franchissables variées**
- **Des vitesses de plané optimisées (vitesse de finesse max, …) ;**
- **Des valeurs adaptées à la montée (Pente max soit Vx, VZ max soit Vy**
- **Des puissances particulières (Conso spécifiques : autonomie, rayon d'action).**

Finesse = Rz / Rx = Cz / Cx =
= P / T = Vit / Vz = Distance / Hauteur
de l'ordre de 8 à 12 pour les avions légers pouvant atteindre 60 pour certains planeurs.



Rapport « Coefficients - Forces » Polaire

Polaire : Courbe du rapport

Coefficient de portance / Coefficient de trainée

$$Cz = f(Cx)$$

Ces deux coefficients interviennent dans le calcul des forces de portance et de trainée dont les formules sont :

$$Rz = \frac{1}{2} \rho.S.V^2.Cz$$

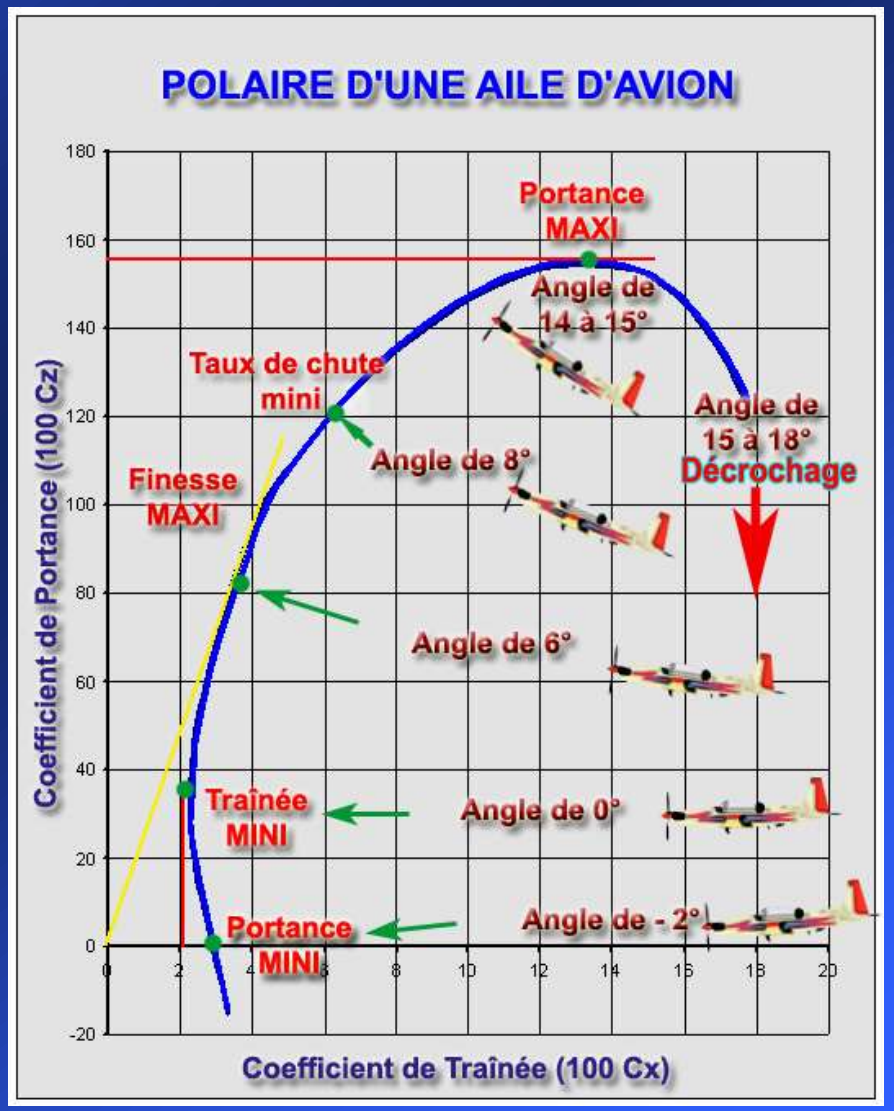
$$Rx = \frac{1}{2} \rho.S.V^2.Cx$$

Remarque : Dans le rapport Rz / Rx, en simplifiant par les mêmes facteurs, On peut en déduire que :

LA POLAIRE EST ÉGALEMENT LA COURBE DU RAPPORT DE LA PORTANCE SUR LA TRAÎNÉE

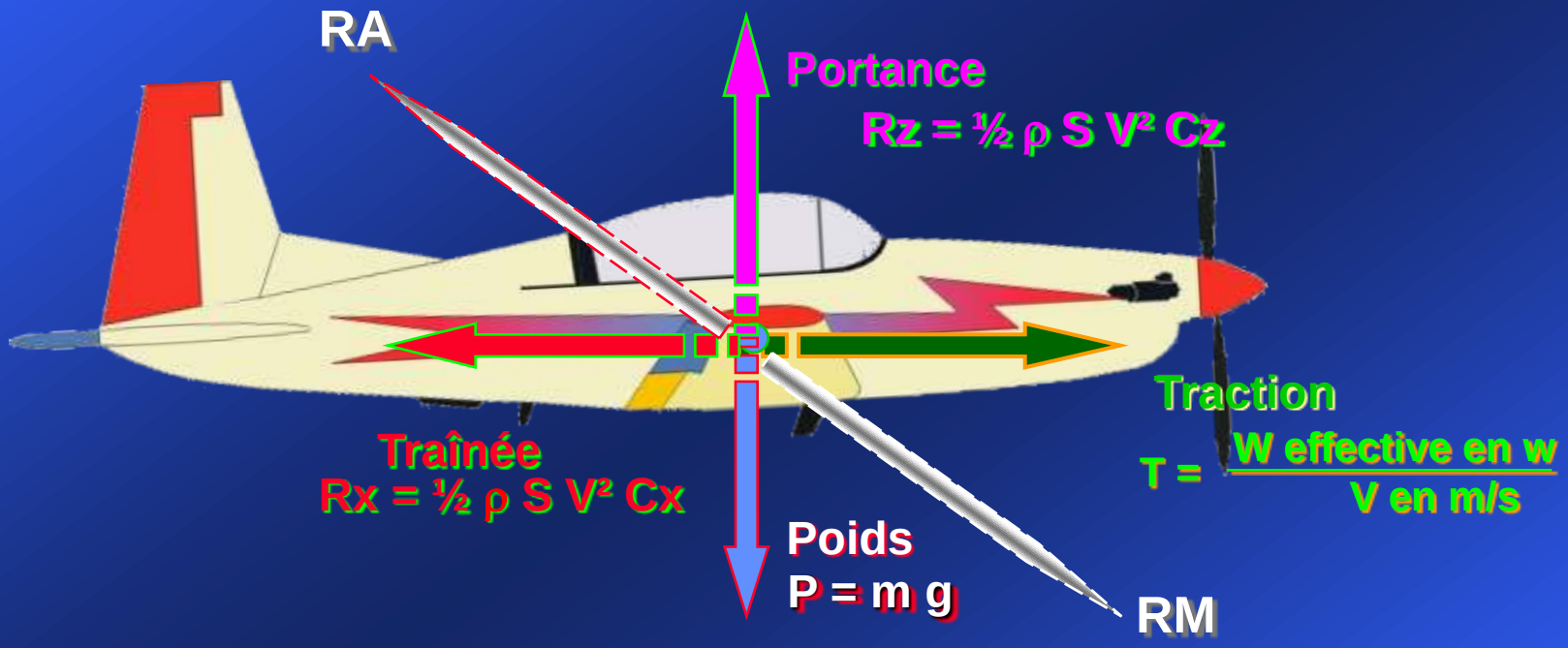
Donc Cz = f (Cx) équivalent à :

Rz = f (Rx)



Représentation des forces générées lors d'un vol en palier

UN ÉQUILIBRE POUR CHAQUE VITESSE OU PRESQUE …



En palier et à vitesse constante,
LES RÉSULTANTES
- aérodynamique (portance - traînée) et
- mécanique (traction - poids)
sont égales mais de sens opposés.

$$Rz = P$$
$$\tfrac{1}{2}\rho S V^2 Cz = m g$$

$$Rx = T$$
$$\tfrac{1}{2}\rho S V^2 Cx = T$$

COMPOSANTES ET ÉQUATIONS DES FORCES DE PORTANCE ET DE TRAINÉE

LA PORTANCE (en Newtons)

$$Rz = \frac{1}{2} \rho V^2 S Cz$$

LA TRAINÉE (en Newtons)

$$Rx = \frac{1}{2} \rho V^2 S Cx$$

ρ (ro) est la masse volumique de l'air en kg/m^3

1,225 kg/m^3 au sol, ce facteur diminue avec l'altitude.

S la surface de référence de l'avion en m^2

Surface alaire de l'avion

V la vitesse par rapport à la masse d'air en m/s

Facteur le plus influent car intervenant au carré dans la formule.
Attention conversion unité

Cx et Cz sont des coefficients sans unité

Dépend de la forme de l'avion et de son incidence (vitesse sur trajectoire)

RAPPORT VITESSE – INCIDENCE

Vitesse V1
(faible)

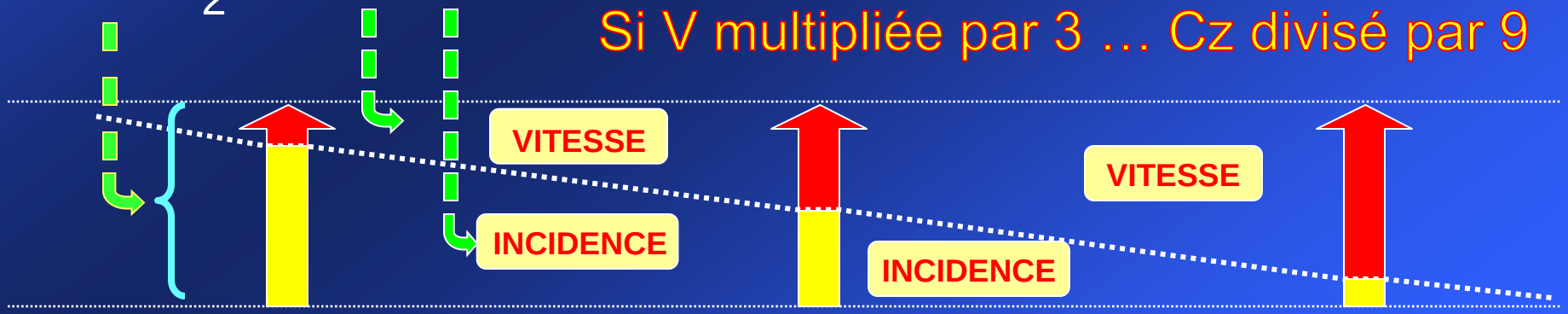
Vitesse V2 > V1
(moyenne)

Vitesse V3 > V2
(élevée)

En palier Rz = P = mg (Cste)

$Rz = \frac{1}{2} \rho.S.V^2.Cz$ ⇨ V augmente … Cz diminue … α diminue

Si V multipliée par 3 … Cz divisé par 9



RAPPORT VITESSE - COEFFICIENT PORTANCE

Masse max :
900 Kg

Surface alaire :
13,6 m^2

ρ : 1,225 Kg/m^3

VS : 94 Km/h

VNO : 260 Km/h

Cz

1,555

1,374

0,611

0,343

0,220

0,203

94

100

150

200

250

260

V (Km/h)

COMPOSANTES ET ÉQUATIONS DES FORCES DE PORTANCE ET DE TRAINÉE

EXEMPLE D'APPLICATION DES EQUATIONS

$$Ra = \frac{1}{2} . \rho . S . V^2 . Ca$$

$$Rz = \frac{1}{2} . \rho . S . V^2 . Cz$$

$$Rx = \frac{1}{2} . \rho . S . V^2 . Cx$$

Dans les formules on utilise les unités suivantes :

Newton (N) **kg/m³** **m²** **m/s** **nombre sans dimension**

La portance d'un avion en vol à la vitesse de 360 km/h est de 24 000 Newtons et sa surface alaire est de 20 m2.

Calculez son Cz (on prendra ρ = 1,2 kg/m³). Que devient le Cz si l'avion ralentit à 180 km/h?

Résolution: Simple application de la formule précédente, mais il ne faut pas oublier de convertir la vitesse en m/s. 360 km/h = 100 m/s (360 000 m/h / 3600 s = 360 m/s).

- 24000 = ½ . 1,225 . 20 . 100² . Cz, donc **Cz =** 24000 / (0,5 . 1,225 . 20 . 100²) **= 0,2**.
- Pour la seconde partie de la question, la vitesse est passée à 180 km/h soit 50 m/s donc **Cz =** 24000 / (0,5 . 1,225 . 20 . 50²) **= 0,8**.

On constate l'influence du carré de la vitesse (V divisée par 2 = Cz multiplié par 4).

COMPOSANTES ET ÉQUATIONS DES FORCES DE PORTANCE ET DE TRAINÉE

EXEMPLE D'APPLICATION DES EQUATIONS

Dans les formules on utilise les unités suivantes :

$$Ra = \frac{1}{2} . \rho . S . V^2 . Ca$$

$$Rz = \frac{1}{2} . \rho . S . V^2 . Cz$$

$$Rx = \frac{1}{2} . \rho . S . V^2 . Cx$$

Newton (N) **kg/m³** **m²** **m/s** **nombre sans dimension**

Caractéristiques du DR 400-120 : poids max 900 kg, vitesse Fin max = 9,5 à 135 km/h.
Quelle est sa portance ? Quel coefficient de traînée ? Quel coefficient de portance ?
(Prendre masse volumique de l'air = 1,225 kg/m³. Utiliser la formule de meilleure pente de plané : Fin max = Cz / Cx).

Résolution : A l'équilibre , **Rz =** Poids = mg = 900 . 9,81 **= 8829 N** et T = Rx.

Application de l'équation de sustentation : $Rz = \frac{1}{2} . \rho . S . V^2 . Cz$

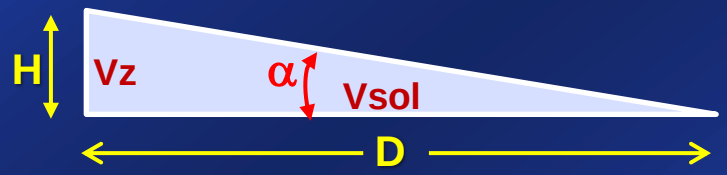
$8829 = \frac{1}{2} . 1,225 .13,6 . (37,5)^2 . Cz$;

d'où **Cz =** $8829 / 0,5 . 1,225 . 13,6 . 1406$ **= 0,66**

Or on sait que Fin max = Cz / Cx, d'où **Cx =** Cz / Fin max = 0,66 / 9,5 = **0,069**.

FINESSE MAX ET PLAN DE DESCENTE

Fin max = D / H = Rz / Rx = Cz / Cx



Angle de plané α : Tg α = H / D

Or Fin max = D / H, donc Tg α = inverse de la Fin max soit 1 / Fin max.

D'où : Pente en % = (Angle x 10) / 6

Application sur planeur Schempp Duodiscus

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

Tg α = 1 / Fin max = 1 / 45 = 0,022 ; donc α = 1,3°
la pente est donc : (1,3 x 10) / 6 = 2,16%

Application sur avion Robin DR 400/120

Envergure = 8,72 m Fin max = 10 Masse = 900 kg

Tg α = 1 / Fin max = 1 / 10 = 0,10 ; donc α = 6°
la pente est donc : (6 x 10) / 6 = 10%

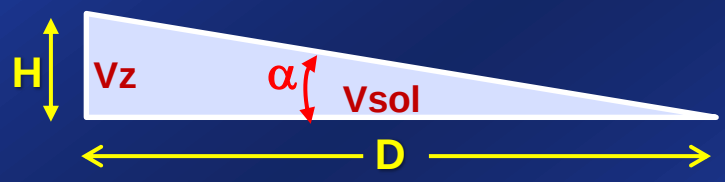
Application sur avion Dassault Rafale

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

Tg α = 1 / Fin max = 1 / 5 = 0,2 ; donc α = 12°
la pente est donc : (12 x 10) / 6 = 20%

FINESSE MAX ET PLAN DE DESCENTE

Fin max = D / H = Vsol / Vz



Applications sur avion Robin DR 400/120

Fin max = 10. Vitesse = 135 km/h. Vent nul

A quelle altitude dois-je voler sans avoir à déposer un plan de vol et être sur de ne pas amerrir ? (Distance Quiberon-côte à Belle-Ile côte = 8 Nm)

Conversion 8 Nm = 15 km ;
Distance la plus défavorable pour une panne
Point le plus éloigné d'une côte = 15 / 2 = 7,5 km
Fin max = D / H = 10 d'où **Hauteur = D / Fin max**

Sur mer : **Altitude =** Hauteur.

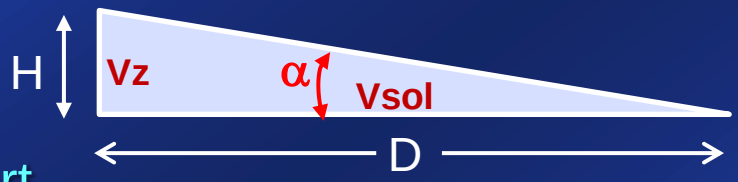
Altitude de traversée = 7500 m / 10 = 750 m

Soit convertie en pied : 700 m . 3,28 **= 2300 ft**

LA THÉORIE NOUS DONNE UNE BONNE ESTIMATION MAIS SE DONNER UNE MARGE DE SÉCURITÉ EST NETTEMENT PRÉFÉRABLE

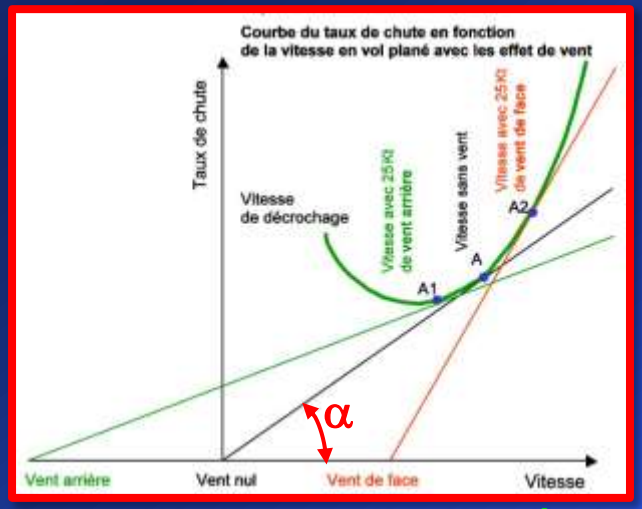
FINESSE MAX ET PLAN DE DESCENTE

Fin max = D / H = Vsol / Vz



ETUDE DE LA FINESSE AVEC VENT

Le meilleur rapport de la vitesse sol par rapport au taux de chute est la tangente de l'angle de plané α sur la courbe de puissance nécessaire au vol : **tg α = H / D = Vz / Vsol.**

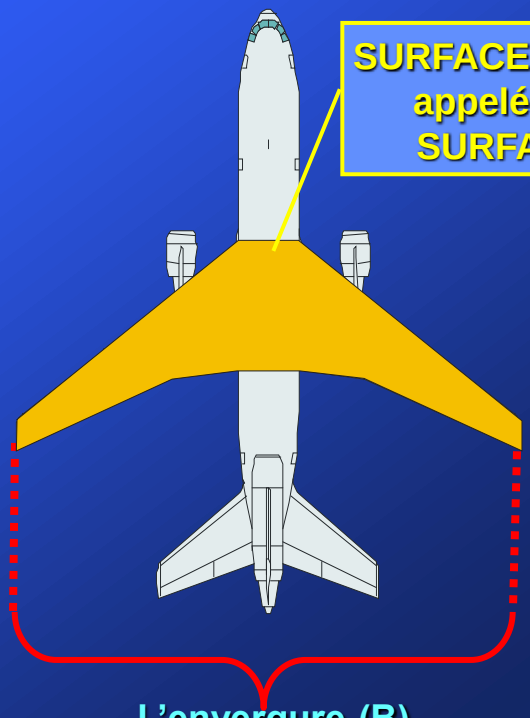


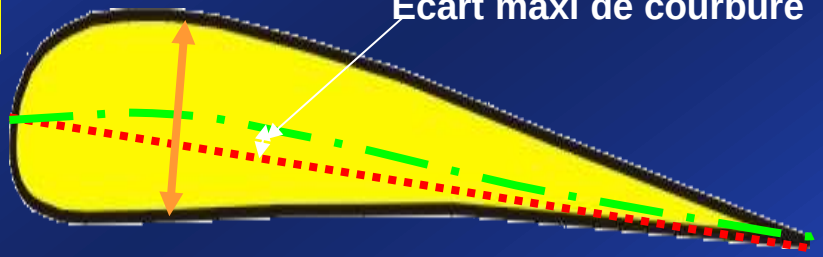
Si Vent arrière, cette nouvelle tangente (en vert) prend contact avec la courbe de puissance nécessaire au vol en un autre point **A1**.
On remarque ainsi que par **vent arrière,**
la vitesse de finesse max doit être inférieure (5% par 10Kt de vent effectif arrière).

Si Vent de face, cette nouvelle tangente (en marron) prend contact avec la courbe de puissance nécessaire au vol en un autre point **A2**.
On remarque ainsi que par **vent de face,**
la vitesse de finesse max doit être supérieure (5% par 10Kt de vent effectif arrière).

Les corrections de vitesse de finesse max sont en rapport avec la vitesse du vent

NOTIONS D'ALLONGEMENT DE L'AILE





Epaisseur maximum
(Épaisseur relative = rapport de
l'épaisseur maximale à la corde de profil)

Ligne moyenne d'égale distance
entre l'extrados et l'intrados (corde moyenne)

Corde de profil de l'aile appelée
également Profondeur de l'aile (L)

ALLONGEMENT (λ) (grandeur relative) : c'est le rapport de

- l'envergure sur la longueur de la corde moyenne
ou
- du carré de l'envergure sur la surface de l'aile

$$\lambda = B / L$$

$$\lambda = B^2 / S$$

Les planeurs ont des voilures à fort allongement environ 20 à 25,
les avions classiques de 6 à 12 en moyenne et les avions rapides de l'ordre de 3 à 5.

CALCULS AÉRODYNAMIQUES

ALLONGEMENT DU DR 400-120

DONNÉES CONSTRUCTEUR
(Manuel de vol Section 1 Description)

Envergure = B = 8, 72 m

Surface alaire = 13,6 m²

Quel est l'allongement du DR 400-120 ?

Allongement du DR 400-120

$\lambda = B^2 / S = (8,72)^2 / 13,6$

λ = 5,59 (calcul théorique)

❄❄❄

λ = 5,35 (déclaré compte tenu d'autres paramètres).

CALCULS AÉRODYNAMIQUES

Principe de base: À partir de la connaissance de deux valeurs données par l'énoncé, déterminer une 3ème dimension par le calcul.

Un avion militaire à ailes médianes et voilure delta offre les caractéristiques suivantes:

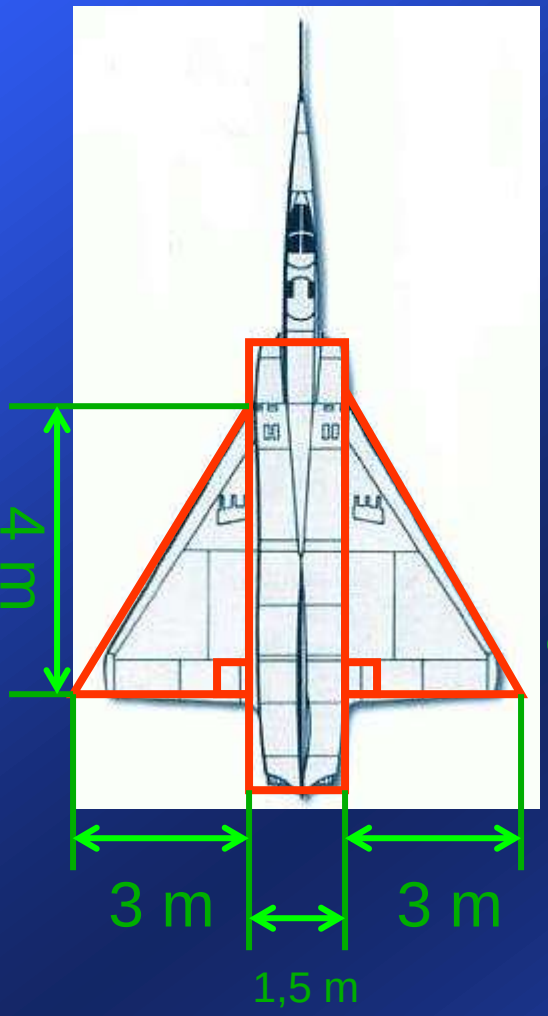
- **fuselage cylindrique de diamètre 1,50 m ;**
- **bords de fuite strictement perpendiculaires au fuselage ;**
- **longueur de chaque bord de fuite 3 m ;**
- **longueur de chaque emplanture 4 m.**

Sauriez-vous trouver successivement :

- L'envergure de l'appareil ?
- La longueur de chaque bord d'attaque ?
- La corde moyenne de l'aile ?
- La surface alaire de la voilure ?
- L'allongement de l'avion ?
- La flèche de chaque aile ?

CALCULS AÉRODYNAMIQUES

Méthodologie de résolution: commencer par avoir une idée de la forme générale de la voilure, identifier des surfaces simples et faire un schéma. L'avion présenté comprendra un ensemble de surfaces connues, puis :



- reporter les dimensions données par l'énoncé ;
- réfléchir au moyen le plus simple d'effectuer le calcul : application directe d'une formule connue, méthode purement mathématique, graphiques, … ;
- terminer par l'application numérique.

Résultats : 1°/ envergure :

B = 3 + 1,5 + 3 = 7,5 m

2°/ long. de chaque bord d'attaque :

On utilise le théorème de Pythagore ce qui donne:

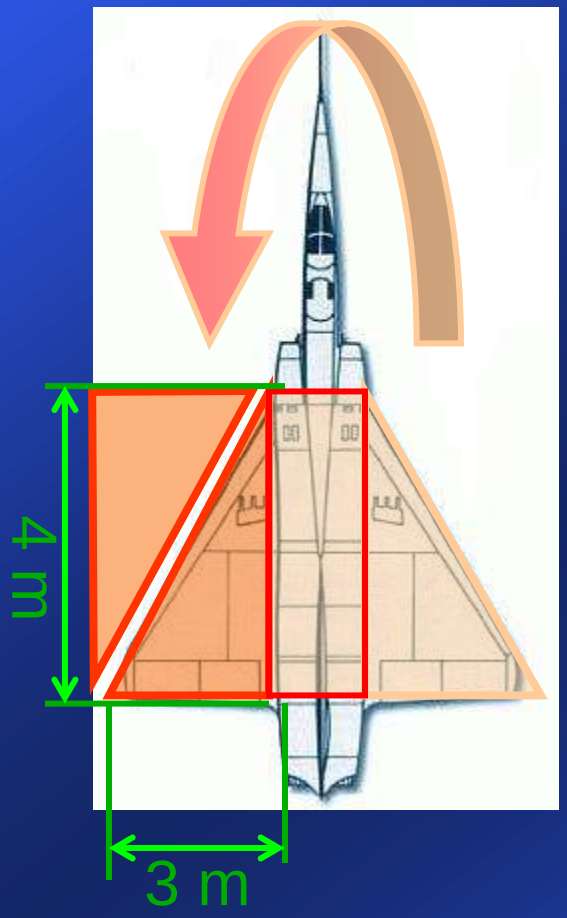
$\text{Bord d'Attaque}^2 = \text{Bord de Fuite}^2 + \text{Emplanture}^2$

$\text{Bord d'Attaque}^2 = 3^2 + 4^2 = 9 + 16 = 25$

D'où Bord d'Attaque = $\sqrt{25}$ = 5 m

CALCULS AÉRODYNAMIQUES

3°/ Corde moyenne de l'aile : Sur une voilure, la corde moyenne correspond à la moyenne des valeurs à l'emplanture et au saumon de l'aile. Pour l'aile delta, celle-ci se réduisant à un point égale donc o.
La corde moyenne vaut : **C m = (4 + 0) / 2 = 2,00 m.**



4°/ La surface alaire prend en compte la somme des zones coloriées, (fuselage + ailes).
On s'aperçoit qu'en juxtaposant les ailes, on obtient un rectangle de dimensions 3 m x 4 m, donc de surface = 12 m².
Quand au fuselage, c'est un second rectangle de 1,5 m x 4 m, donc de surface = 6 m².
La surface alaire est de : 12 + 6 **= 18 m².**

5°/ L'allongement est donné par la formule

$$\lambda = B^2 \text{ m} / S \text{ m}^2 = 7{,}5^2 / 18 = 3{,}125$$

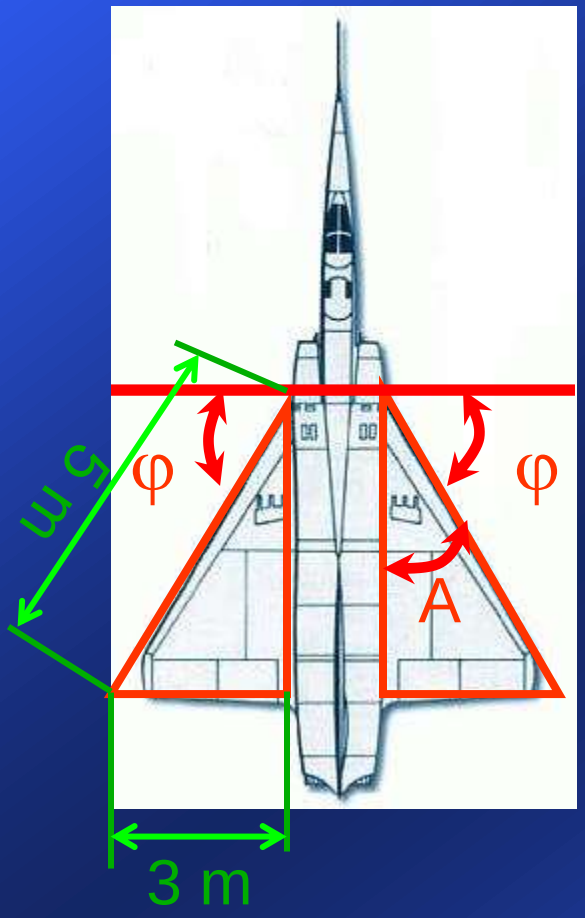
λ de 3,125 est un nombre sans dimension.

CALCULS AÉRODYNAMIQUES

Cohérence et vérification rapide des résultats :

Exemple pour l'allongement : l'ordre de grandeur de la valeur à trouver :

- Avion de chasse : de 3 à 5
- Avions classiques de 6 à 12 et
- Planeurs de 20 à 25.



6°/ Flèche de l'aile: elle est ici égale au complément à 90° de l'angle A formé par l'emplanture de l'aile avec son bord d'attaque.

En déterminant cet angle, on pourra en déduire **φ.**

Sin Angle A = 3 / 5 = 0,6 d'où Angle A = 36°

Donc **la Flèche =** 90° - 36° **= 54°.**

• on aurait pu également passer par le calcul suivant

Cos φ **= 3 / 5 = 0,6 d'où φ = 54°**

PARTICULARITÉS DU VOL EN PALIER

VOL EN PALIER AVEC TRACTION MINIMUM

Le point A caractérise la meilleure pente de plané (finesse max), donc la vitesse permettant de parcourir la plus grande distance sans moteur
(plus petit rapport Traînée / Vitesse)

Comme **Finesse max =** Rz / Rx **= m.g / T**

D'où **T = mg / Fin max**

Dans la formule précédente m et g sont constants,
Donc pour avoir T mini, il faut avoir Finesse au max.

En palier, on obtient la Traction minimum lorsque la finesse est maxi.

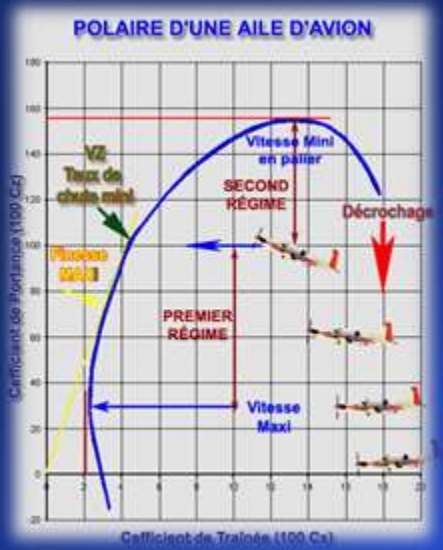
Vol à Traction mini = Vol à Finesse maxi

Finesse = (Cz / Cx) maxi ➡ Rayon d'action maxi

CONSOMMATION KILOMÉTRIQUE LA PLUS FAIBLE

PARTICULARITÉS DU VOL EN PALIER

VOL EN PALIER AVEC TRACTION MINIMUM DU DR 400-120



Vol à Traction mini = Vol à Finesse maxi

Fin max = D / H = Rz / Rx + Cz / Cx

Comme Rz = mg et Rx = T,

Fin max = mg / T d'où T = mg / Fin max

DONNÉES CONSTRUCTEUR

(Manuel de vol Section 5 Performances)

Fin max = 9,5 Masse max = 900 kg

Vi de fin max = 135 km/h (37,5 m/s)

T (en Newtons) = (900 . 9,81) / 9,5 = 930 N

Puissance utile correspondante

W (en watt) = T (en Newtons) . V (en m / s)

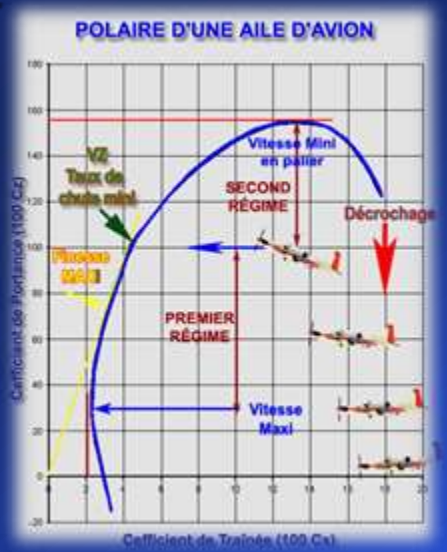
W = 930 . 37,5 = 34 875 w soit 47 Cv

(soit environ 60% de la puissance utile délivrée par le moteur)

PARTICULARITÉS DU VOL EN PALIER

VOL EN PALIER AVEC PUISSANCE MINIMUM

Le point B détermine la puissance nécessaire minimale pour être en vol donc la vitesse correspondante au taux de chute minimum (rapport mini Cx^2/Cz^3)



or $Rz = m.g = 1/2\ \rho\ S\ V^2\ \ Cz$

D'où l'on tire $V = \sqrt{\dfrac{2\ m.g}{\rho\ S\ Cz}}$

VOL EN PALIER :

PUISSANCE TRACTION : $Wu = Rx\ .\ V = ½\ \rho\ S\ V^3\ Cx$

donc $\mathbf{W = 1/2\ \rho\ S\ .\left(\dfrac{2\ m.g}{\rho\ S\ Cz}\right)^{3/2}\ .\ Cx}$

Constantes : ρ ; S ; m ; g

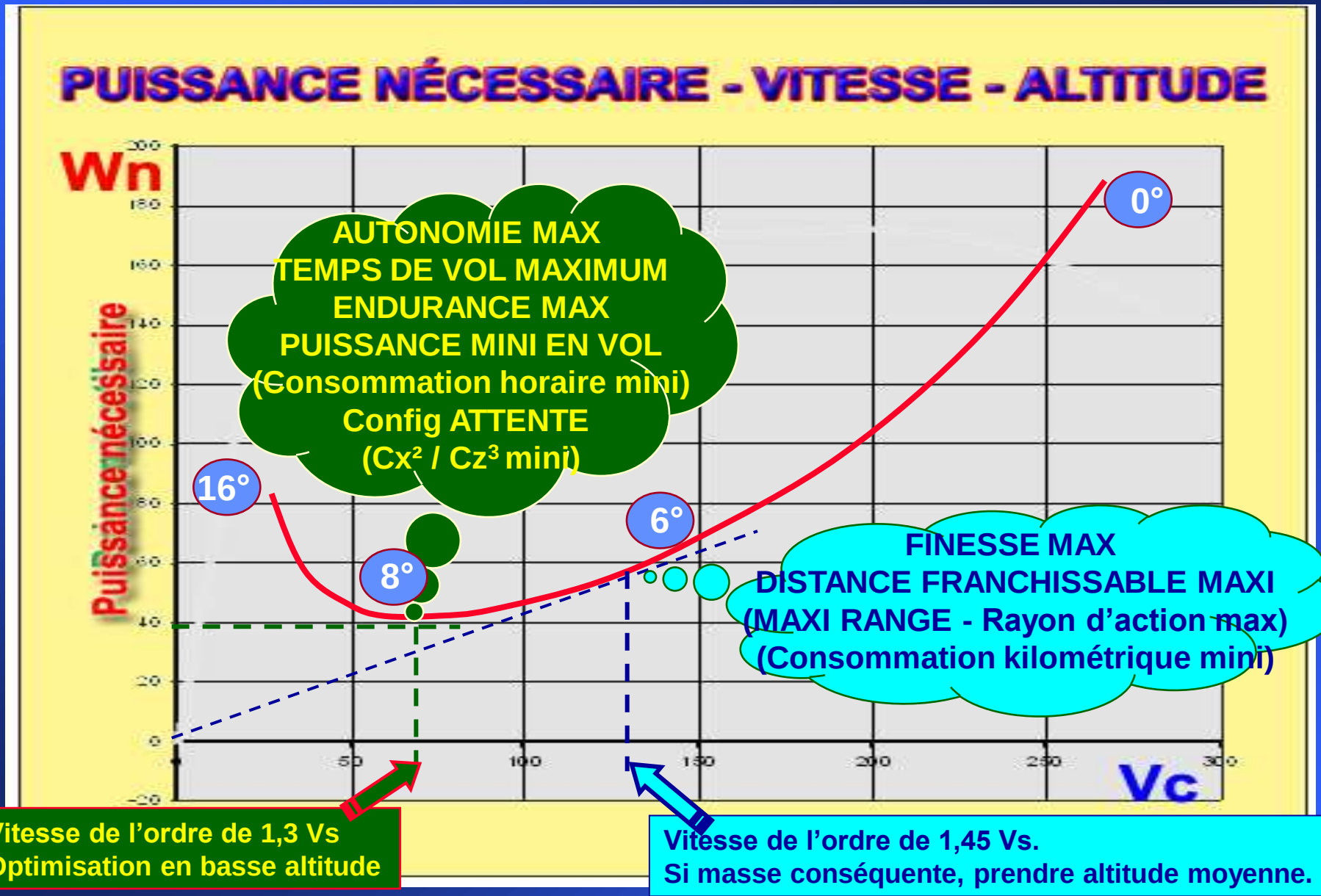
W mini pour $\left(\dfrac{Cx^2}{Cz^3}\right)$ Mini (Point B en palier)

Vol à W mini = Durée de Vol maxi

VOL A AUTONOMIE MAX : 125 km/h pour DR 400-120

(soit environ 55% de la puissance utile délivrée par le moteur)

POINTS REMARQUABLES DES POLAIRES DE PUISSANCE



INTERACTION DES PUISSANCES (Wn - Wu

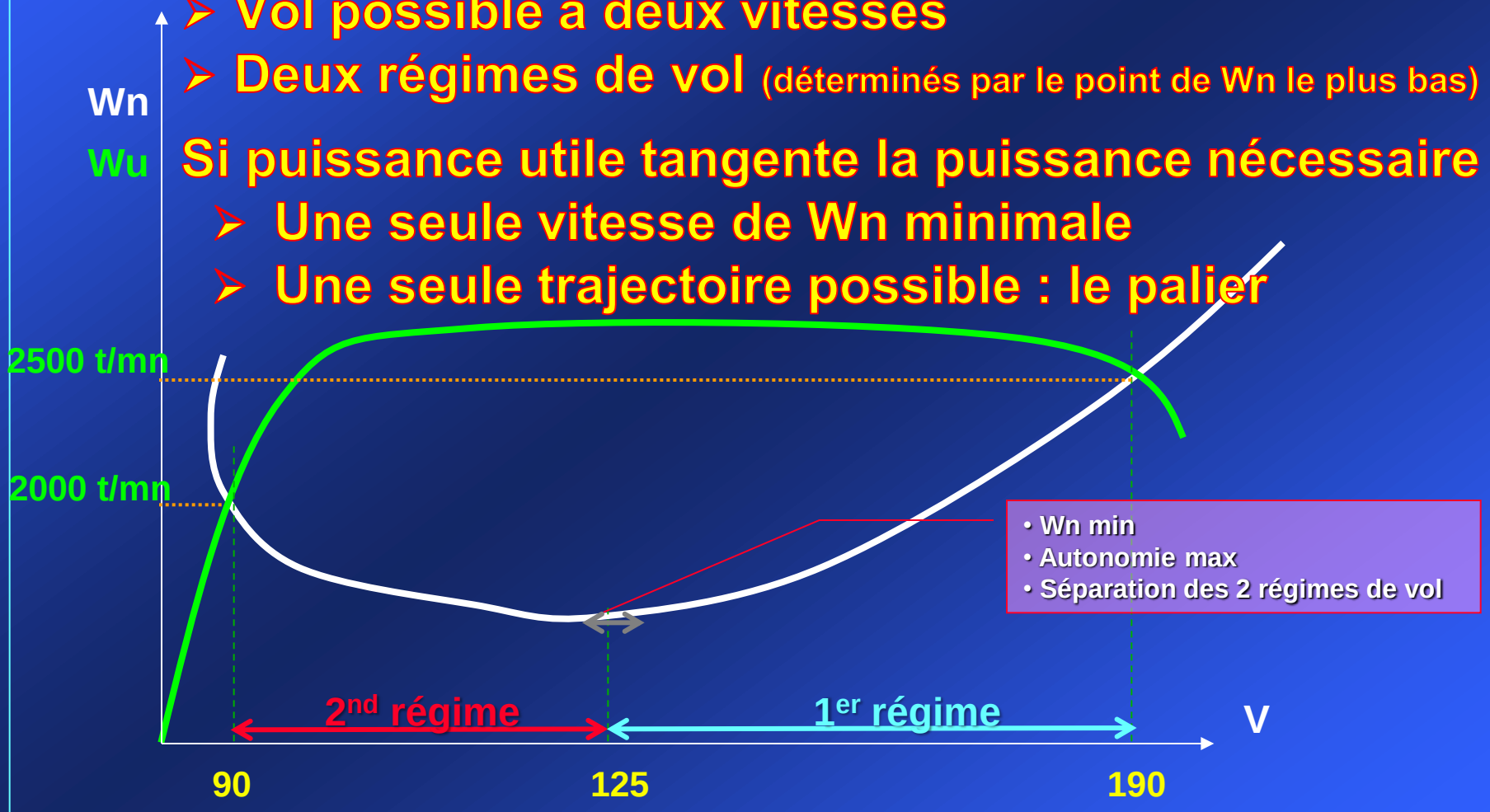
VOL POSSIBLE EN PALIER SI Wn A MÊME VALEUR QUE Wu

Deux croisements des courbes de puissance :

- Vol possible à deux vitesses
- Deux régimes de vol (déterminés par le point de Wn le plus bas)

Si puissance utile tangente la puissance nécessaire

- Une seule vitesse de Wn minimale
- Une seule trajectoire possible : le palier



LES RÉGIMES DE VOL

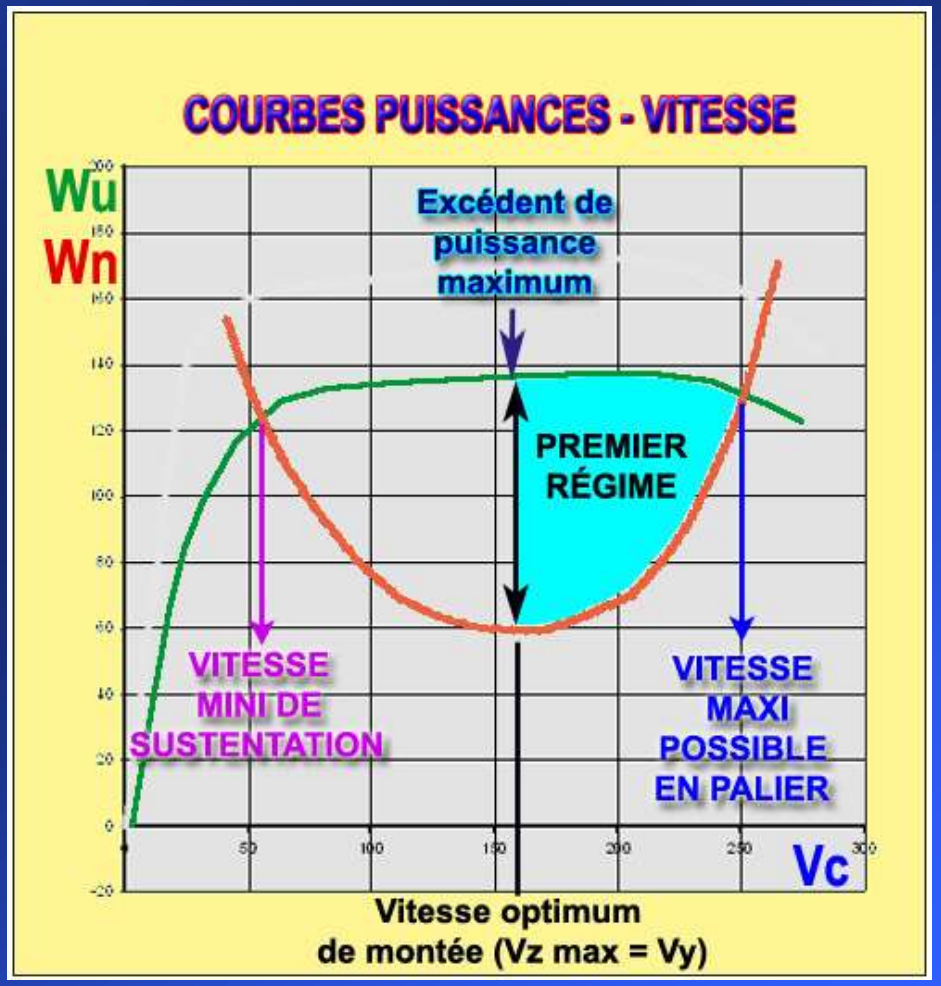
PREMIER RÉGIME

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 trafectoires et vitesses jusqu'à équilibre.



LES RÉGIMES DE VOL

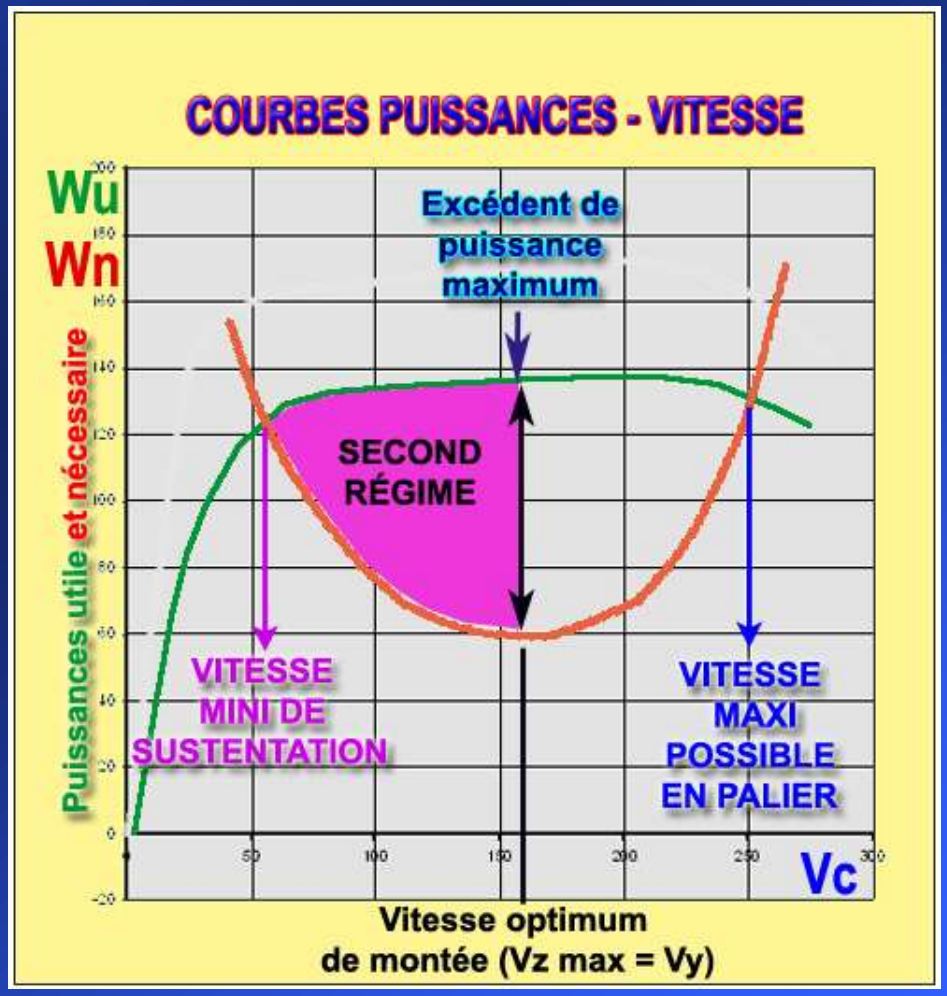
SECOND RÉGIME

La puissance nécessaire et la vitesse varient en sens inverse.

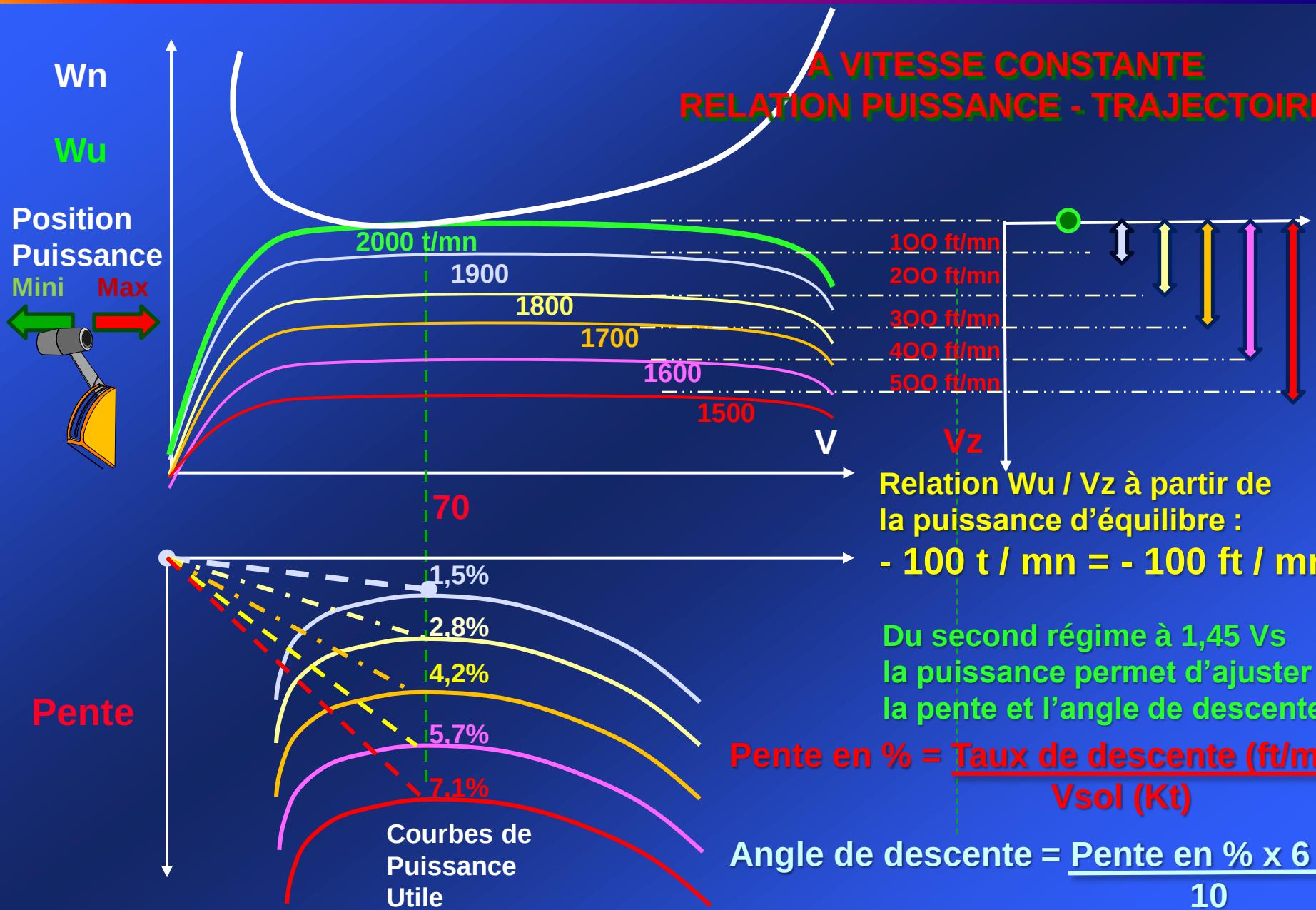
Toute variation de la vitesse, avec la puissance nécessaire entraîne une amplification du phénomène.

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.



INTERACTIONS PUISSANCES – PENTE DE DESCENTE EN APPROCHE



A VITESSE CONSTANTE
RELATION PUISSANCE - TRAJECTOIRE

Relation Wu / Vz à partir de la puissance d'équilibre :

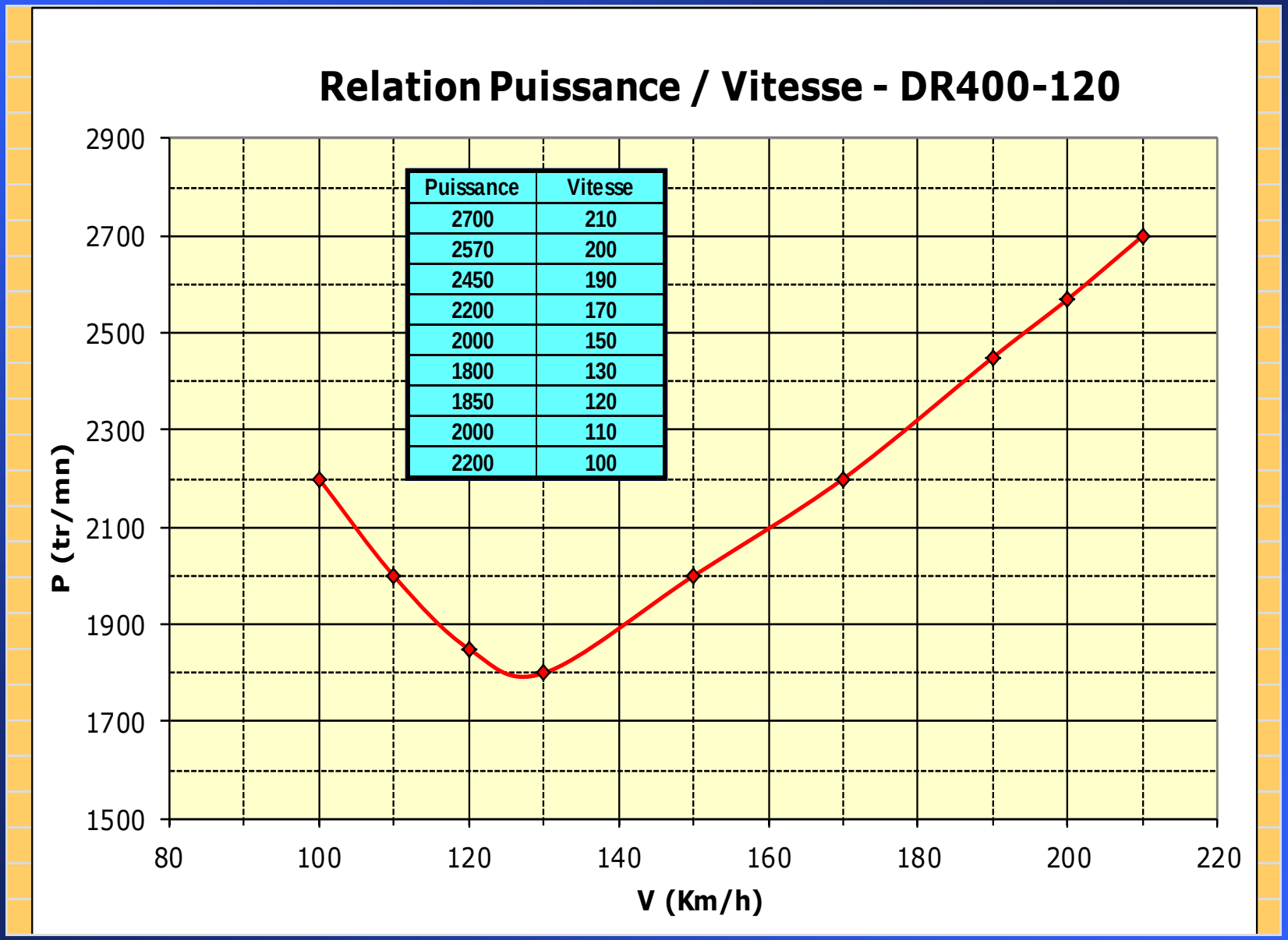
- 100 t / mn = - 100 ft / mn

Du second régime à 1,45 Vs la puissance permet d'ajuster la pente et l'angle de descente.

$$\text{Pente en \%} = \frac{\text{Taux de descente (ft/mn)}}{\text{Vsol (Kt)}}$$

$$\text{Angle de descente} = \frac{\text{Pente en \% x 6}}{10}$$

VOL EN PALIER A DIFFÉRENTES PUISSANCES

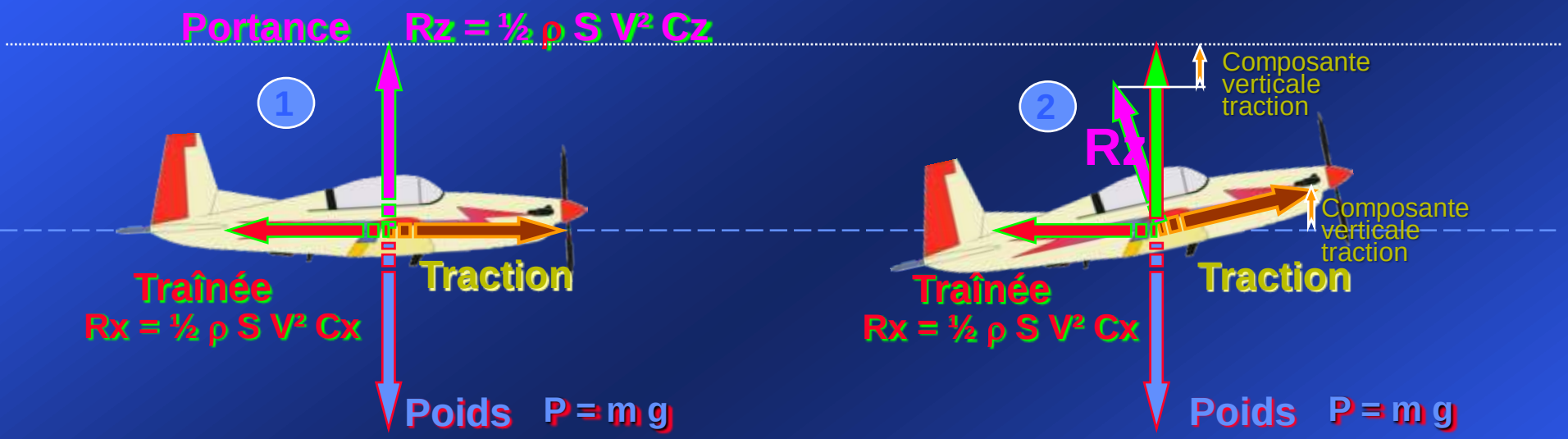


Puissance	Vitesse
2700	210
2570	200
2450	190
2200	170
2000	150
1800	130
1850	120
2000	110
2200	100

L'ÉQUILIBRE DES FORCES EN PALIER

UN ÉQUILIBRE POUR CHAQUE VITESSE OU PRESQUE …

VOL EN PALIER A INCIDENCE CROISSANTE DONC A VITESSE DÉCROISSANTE



1

$$Rz = P$$
$$\tfrac{1}{2}\rho S V^2 Cz = m g$$

$$Rx = T$$
$$\tfrac{1}{2}\rho S V^2 Cx = T$$

2

Le poids constant doit être compensé par une portance de même valeur

Cette portance est composée de la Portance aérodynamique + Composante traction

Puissance diminue, Vitesse diminue Rz diminue mais Incidence et Cx augmentent.

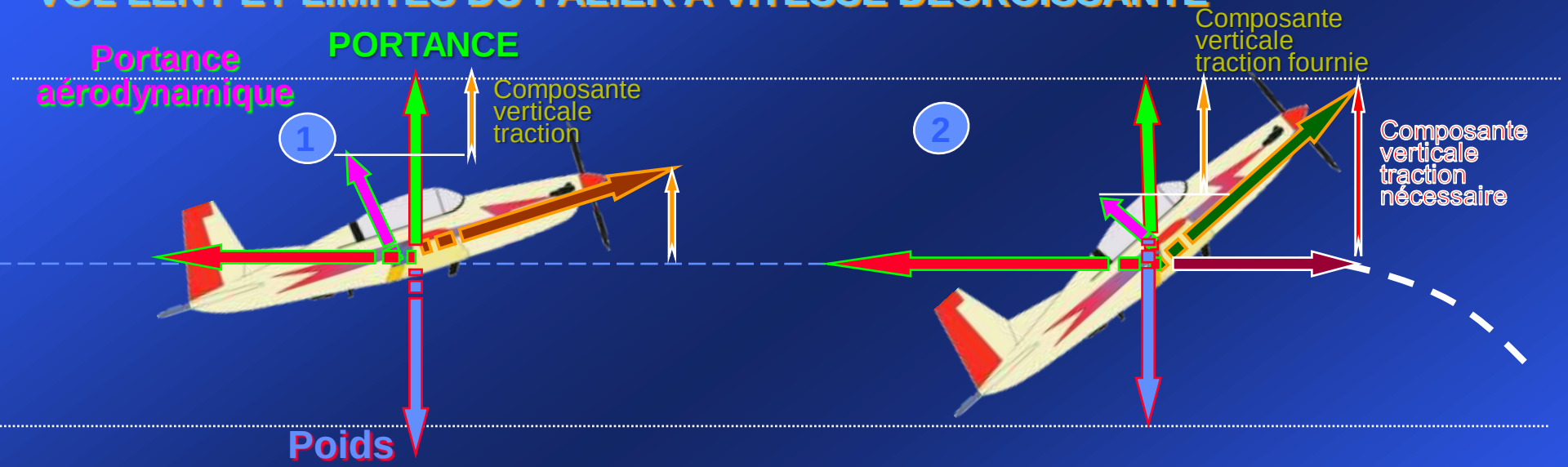
La Composante verticale traction est dépendante de la puissance et de l'angle de trajectoire

La Portance aérodynamique est inférieure au poids. La puissance est inférieure.

L'ÉQUILIBRE DES FORCES EN PALIER

UN ÉQUILIBRE POUR CHAQUE VITESSE OU PRESQUE …

VOL LENT ET LIMITES DU PALIER A VITESSE DÉCROISSANTE



1

A grande incidence, le Cx est très important, la vitesse diminue donc Rz diminue .
Le poids constant devant être compensé par une portance de même valeur en palier,
la composante verticale traction est plus forte, donc augmentation de la puissance.

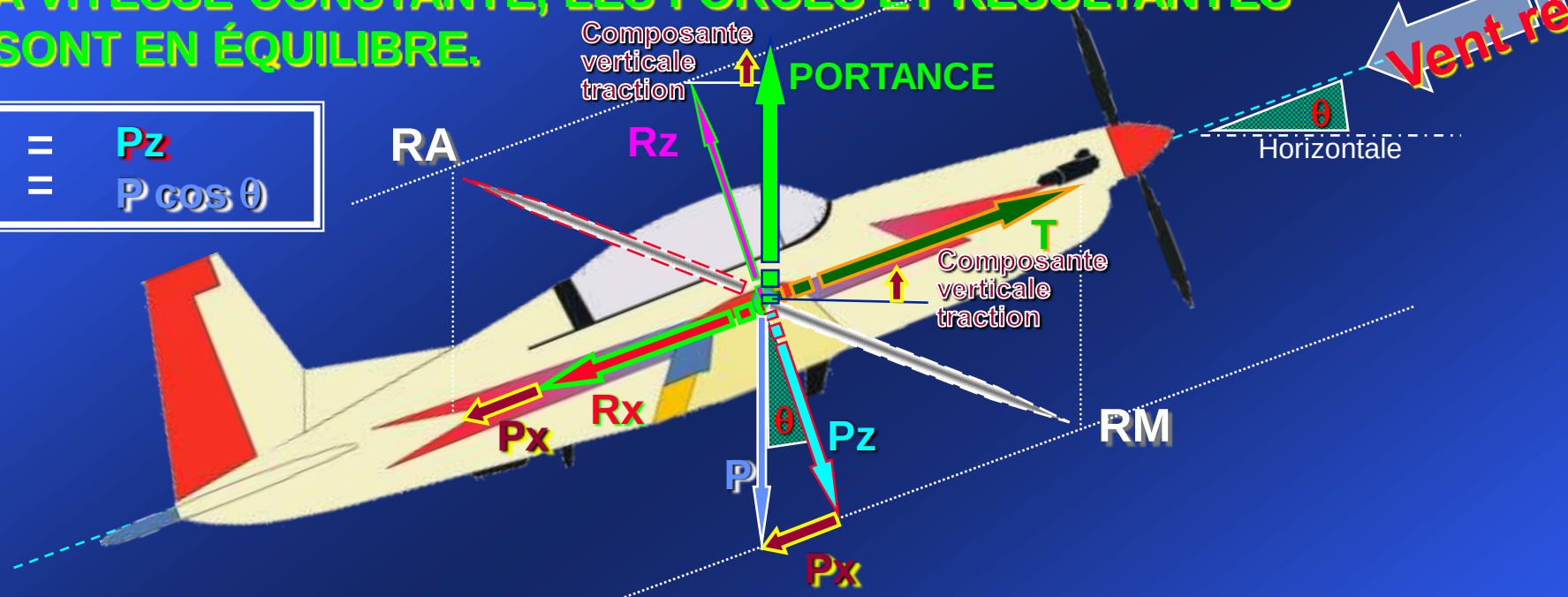
2

A très grande incidence(sup 15 à 18°), Cz et Cx sont très importants, puis Cz et Rz décrochent.
La puissance au maxi ne peut compenser la composante verticale traction nécessaire.
La trajectoire s'incurve vers le bas, l'avion est en décrochage aérodynamique.

VOL RECTILIGNE EN MONTÉE

A VITESSE CONSTANTE, LES FORCES ET RÉSULTANTES SONT EN ÉQUILIBRE.

$Rz = Pz$
$Rz = P \cos \theta$



$T = Rx + Px$
$T = Rx + P \sin \theta$

Le poids P toujours dirigé verticalement est décomposé en deux forces :

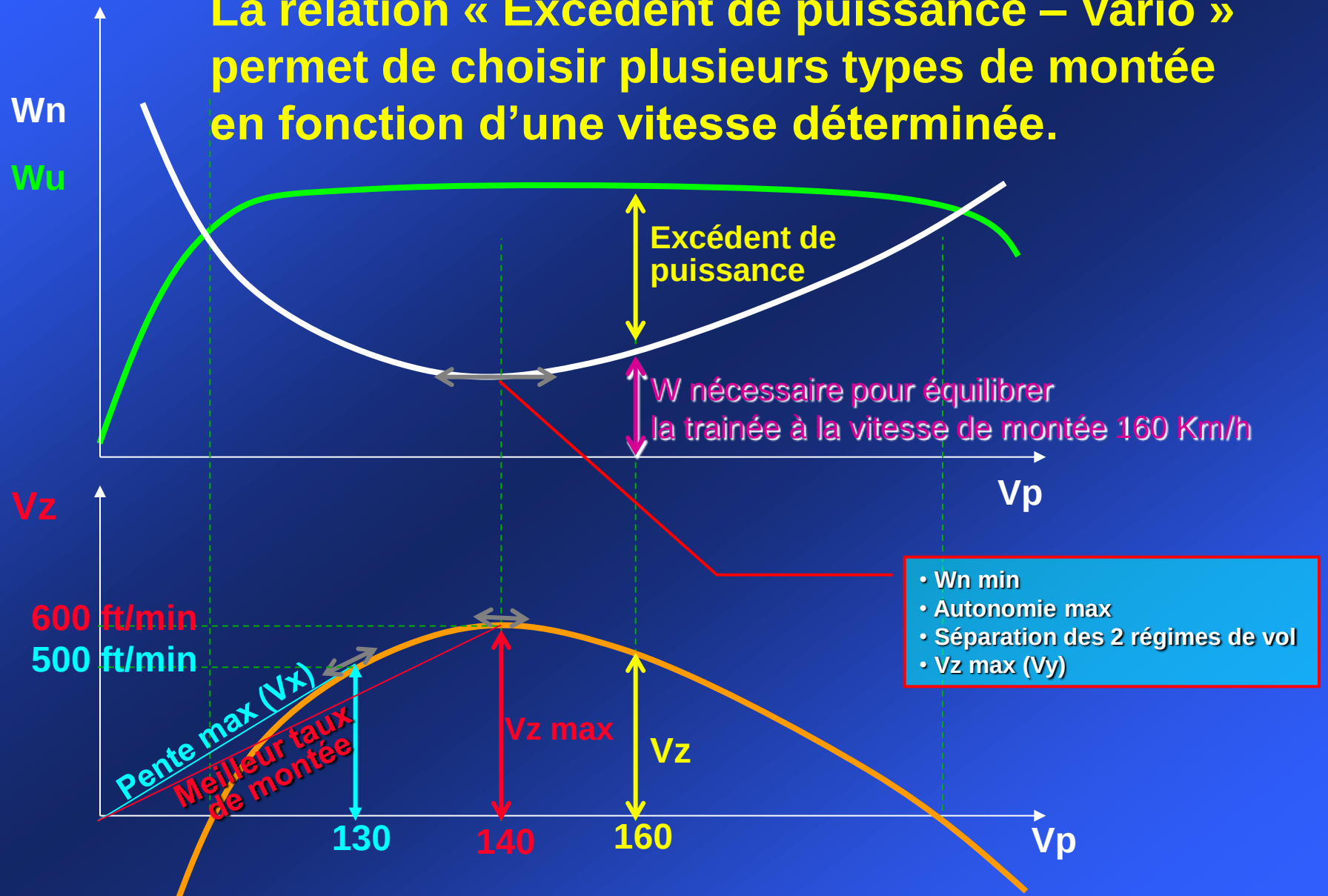
- **Pz perpendiculaire à la trajectoire et en opposition avec la portance perpendiculaire au vent relatif**
- **Px valeur du poids en trajectoire oblique**

Conclusion :

La portance aérodynamique Rz est plus faible en montée qu'en palier (Rz < P)
La traction doit être augmentée en montée afin de compenser la valeur de la composante verticale de traction et la composante du poids en oblique

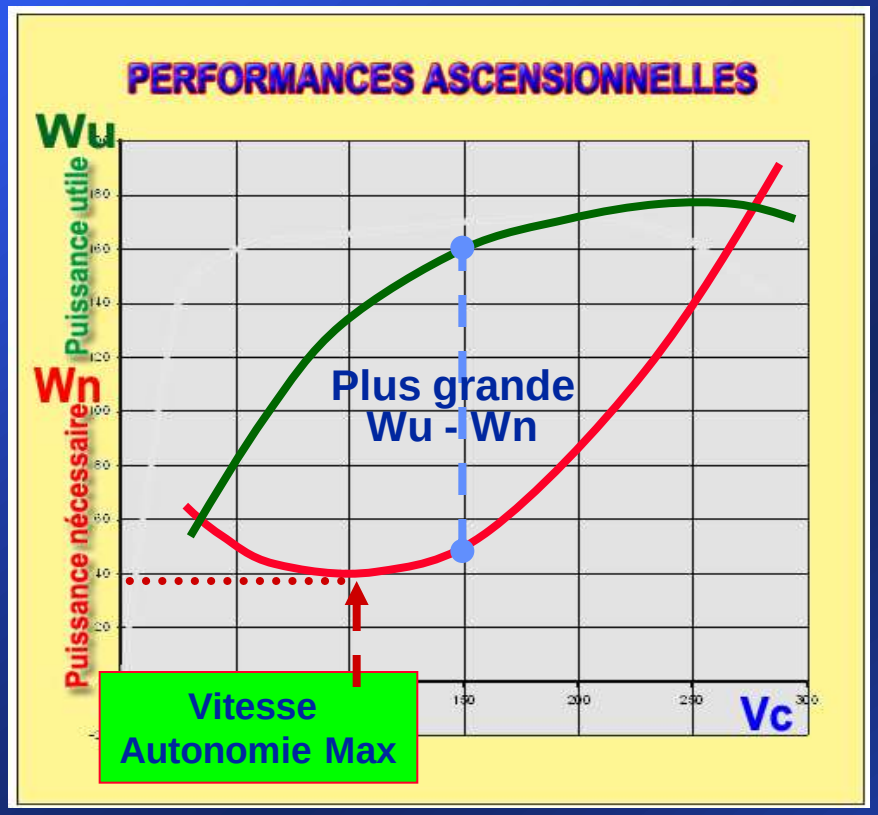
RAPPORT EXCÉDENT PUISSANCE - TAUX DE MONTÉE

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

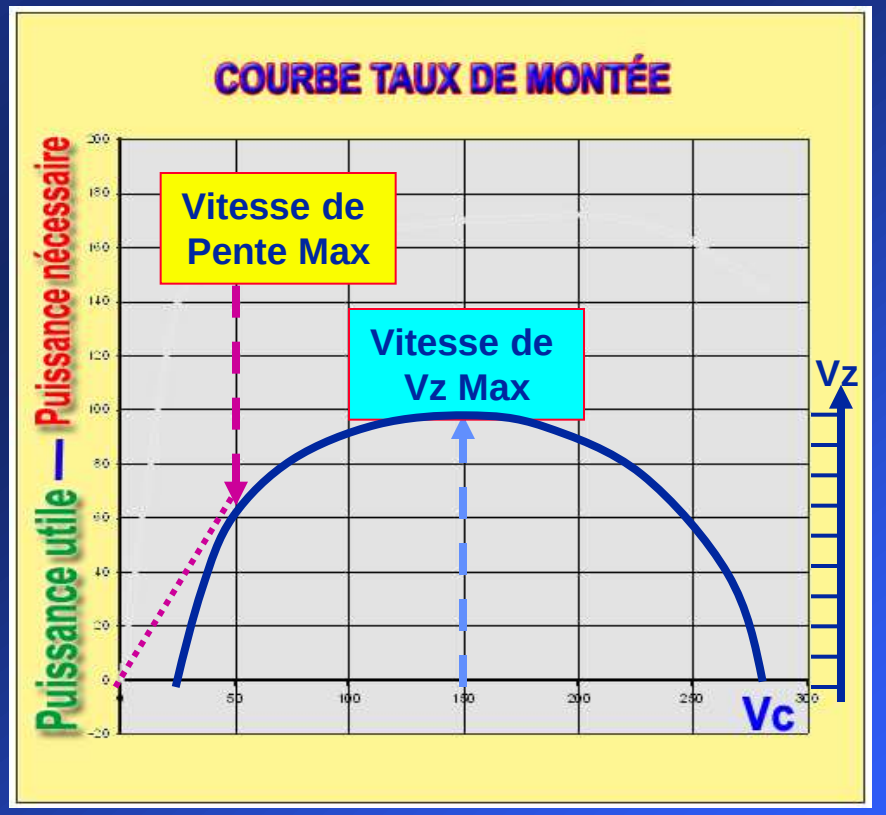


RAPPORT EXCÉDENT PUISSANCE - TAUX DE MONTÉE

LA DIFFÉRENCE ENTRE Wu ET Wn = RÉSERVE DE PUISSANCE DISPONIBLE POUR MONTER OU ACCÉLÉRER



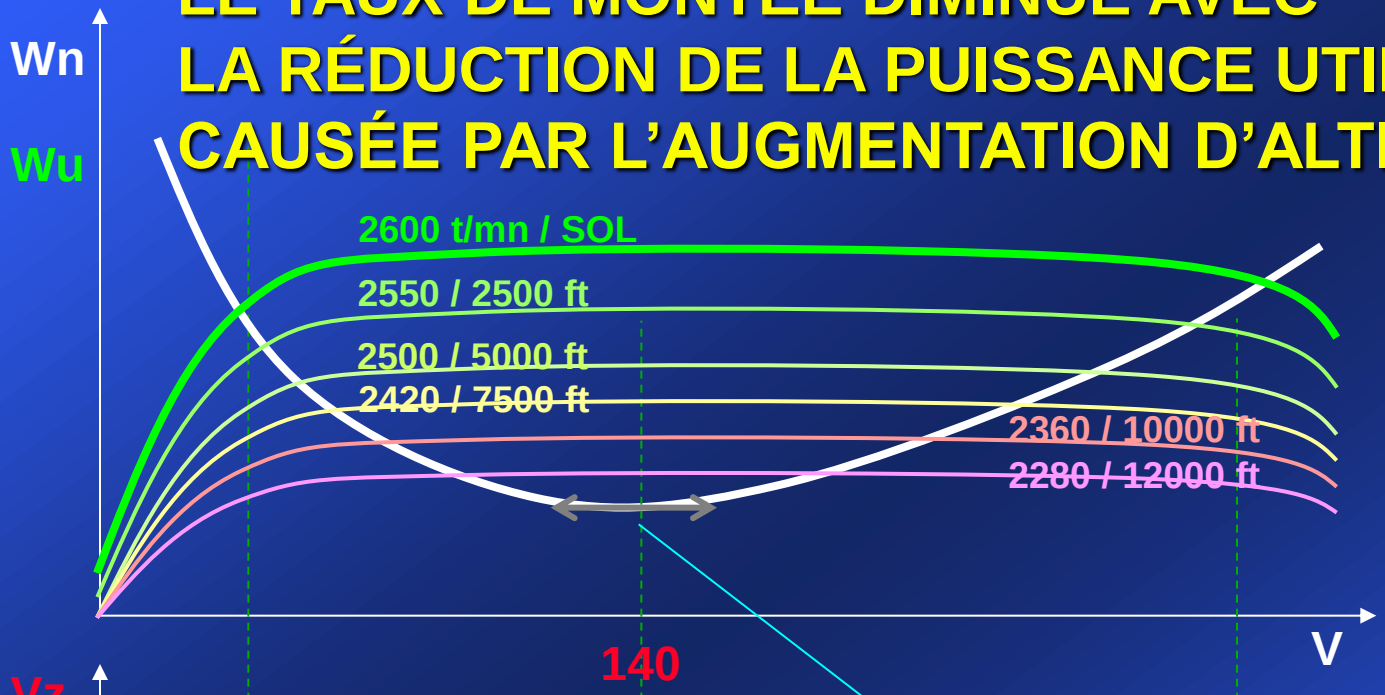
La plus grande valeur Wu – Wn
Indique la vitesse de Vz max (Vy ou VOM)
Meilleur taux de montée

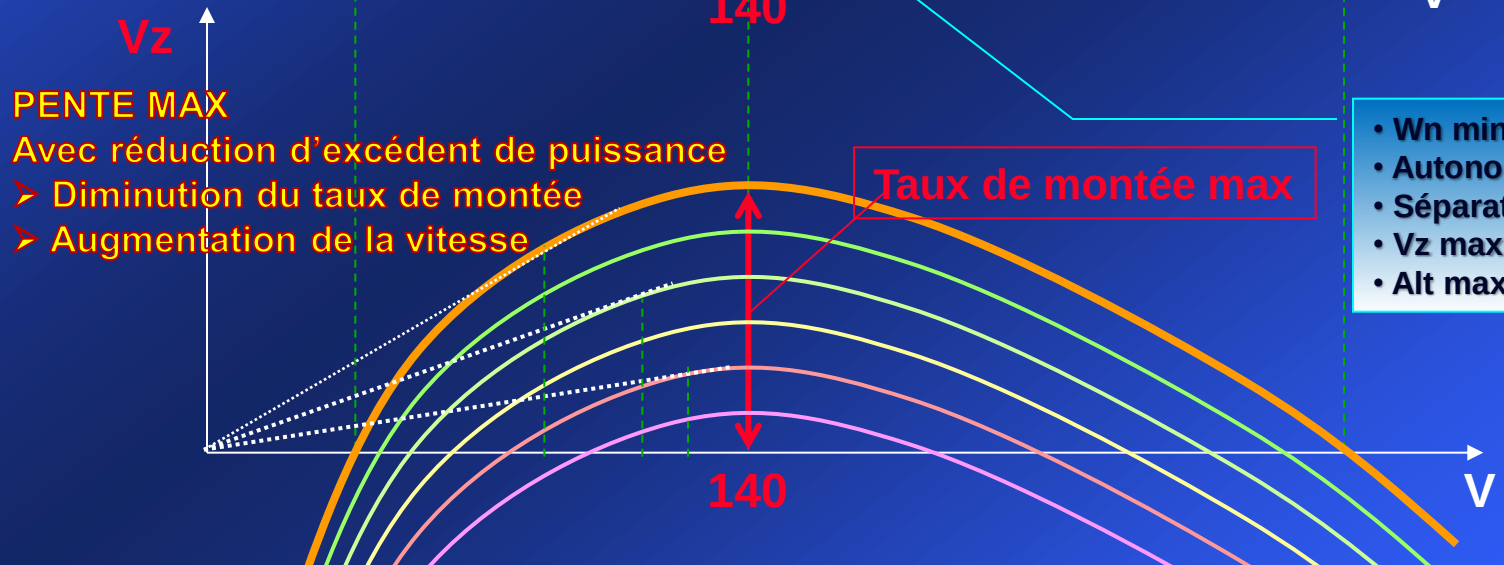


La plus grande valeur du rapport Vz /Vc
Indique la plus grande pente de montée (Vx)
Meilleur angle de montée

RAPPORT EXCÉDENT PUISSANCE - TAUX DE MONTÉE

LE TAUX DE MONTÉE DIMINUE AVEC LA RÉDUCTION DE LA PUISSANCE UTILE CAUSÉE PAR L'AUGMENTATION D'ALTITUDE (densité air)



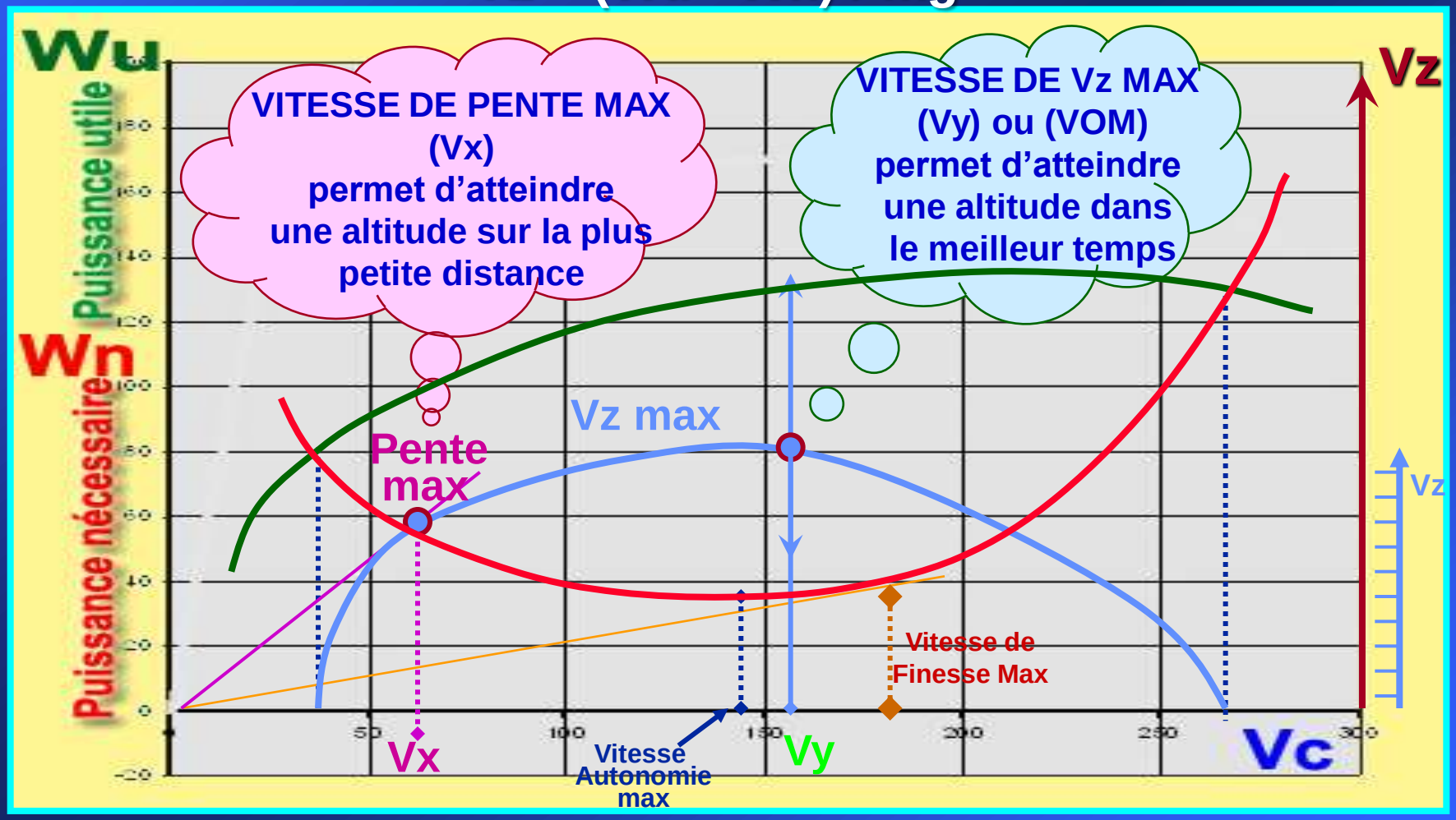


- Wn min
- Autonomie max
- Séparation des 2 régimes de vol
- Vz max
- Alt max: plafond de propulsion

PERFORMANCES ASCENSIONNELLES

A altitude donnée, l'excédent de puissance maxi (Wu - Wn) détermine la meilleure vitesse verticale de montée (Vz max).

Vz = (Wu - Wn) / mg



Remarque : A la vitesse Vx, le taux de montée est inférieur à celui de la vitesse de Vy.

VOL EN MONTÉE : Vz MAX ET TAUX MAX

RELATION VITESSE POUR AVOIR LE MEILLEUR TAUX DE MONTÉE

(Passer d'un niveau à un autre dans le meilleur temps : Vz max ou Vy)

$$Pu = Pn + m.g.Vz$$

Donc **Vz *maxi* pour (Pu - Pn) *maxi***

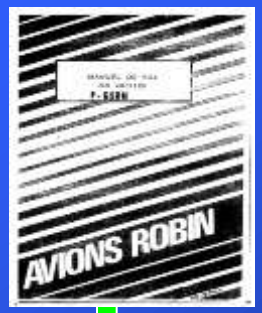
RELATION VITESSE POUR RÉUSSIR LE FRANCHISSEMENT D'UN OBSTACLE

(Obstacle en bout de piste donc trajectoire de pente maxi : Vx)

$$Vz = V.\sin(\gamma) = \frac{(Pu - Pn)}{m.g} \rightarrow \sin(\gamma) = \frac{(Pu - Pn)}{V.m.g}$$

$0° < \gamma < 90°$; γ *maxi* pour $\sin(\gamma)$ *maxi* soit $\frac{(Pu - Pn)}{V}$ ***maxi***

PARAMÉTRES DU DR 400-120 : VOL EN MONTÉE



Manuel de vol ➡ **A masse max (900 Kg)**

Vz maxi à Z = 0 ft **570 ft/mn (2,9 m/s)**

Puis diminution de 43 ft / mn (0,22 m/s) par 1000 ft

V (Vz *maxi*) = 140 Km/h (75 Kt) volets rentrés

V (fin *maxi*) = 135 Km/h (73 Kt) volets rentrés

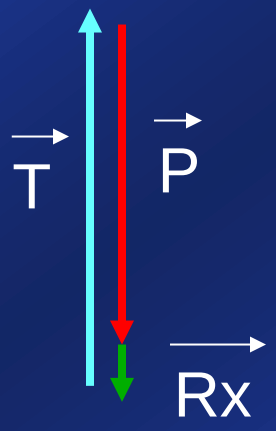
V (Vx *maxi*) = 130 Km/h (70 Kt) volets rentrés

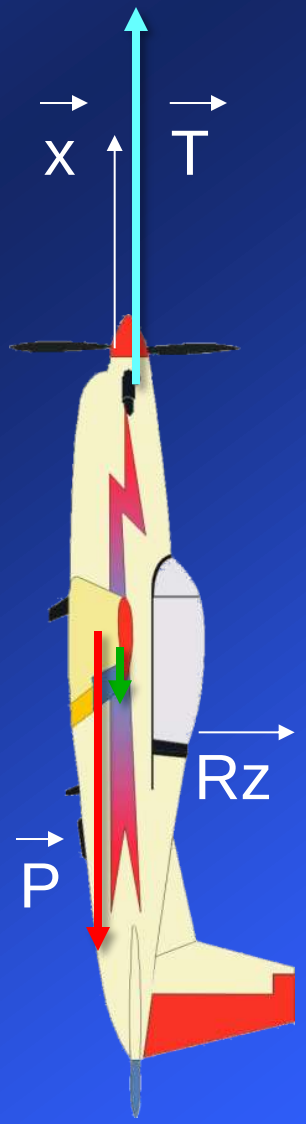
EQUATION D'ÉQUILIBRE : MONTÉE VERTICALE

$\vec{T}$; $\vec{P}$; $\vec{Rz}$

Coplanaires
Concourants
Coaxiaux

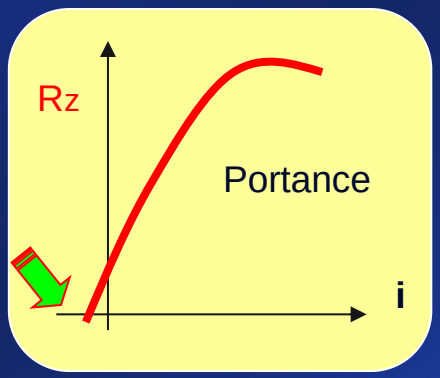
$\vec{T} + \vec{P} + \vec{Rz} = \vec{0}$

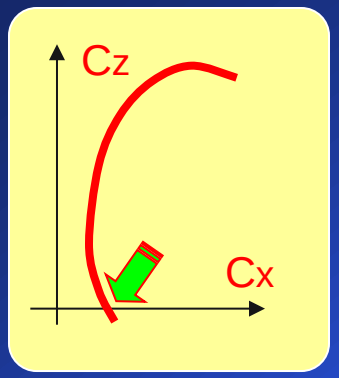




Donc :

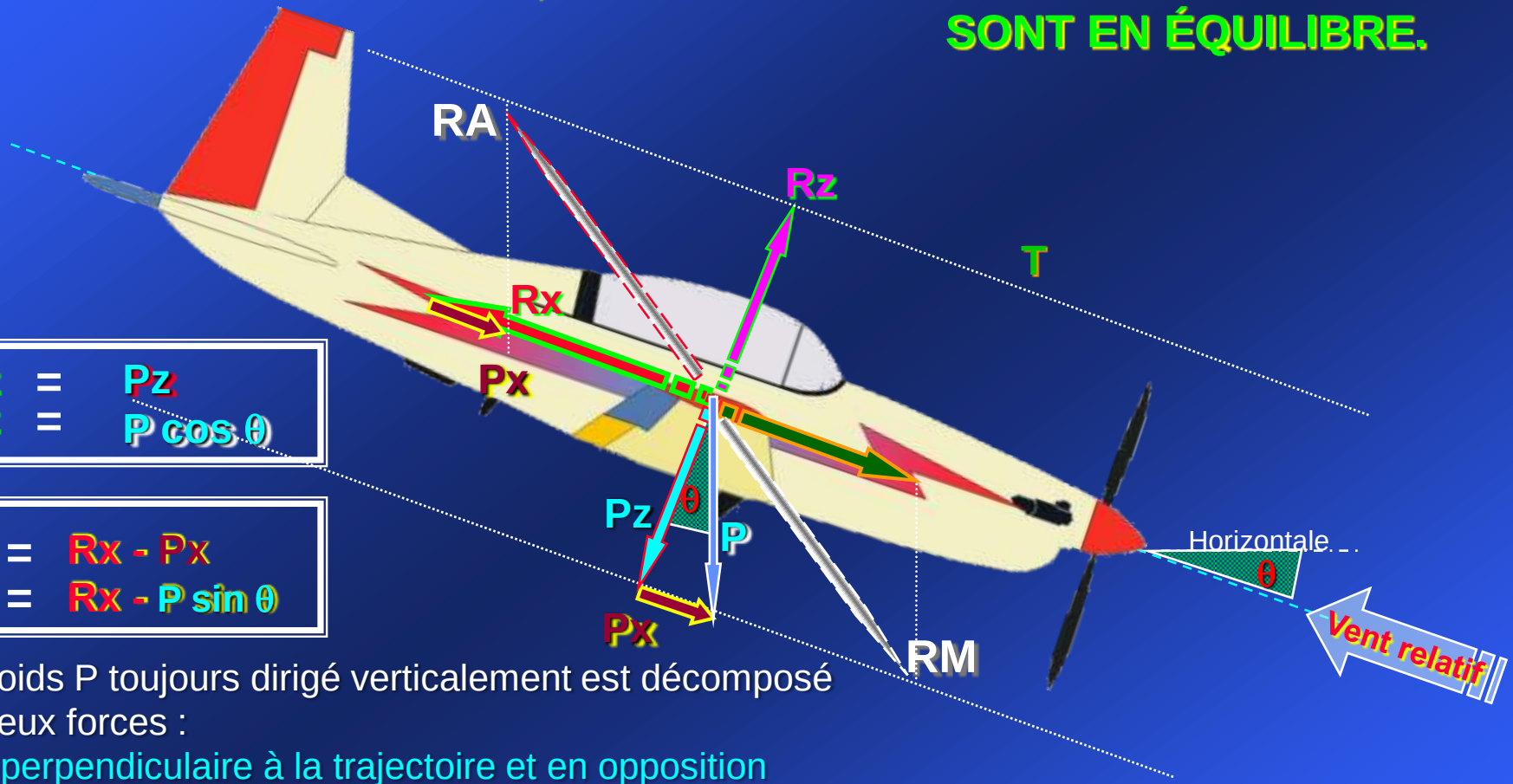
x	**T + Rx + P = 0**
	T + Rx = P = mg
z	**Rz = 0**





EQUATION D'ÉQUILIBRE : VOL EN DESCENTE

A VITESSE CONSTANTE, LES FORCES ET RÉSULTANTES SONT EN ÉQUILIBRE.



$Rz = Pz$

$Rz = P \cos \theta$

$T = Rx - Px$

$T = Rx - P \sin \theta$

Le poids P toujours dirigé verticalement est décomposé en deux forces :

- Pz perpendiculaire à la trajectoire et en opposition avec la portance perpendiculaire au vent relatif
- Px valeur du poids en oblique

Conclusion : **La portance est plus faible en descente qu'en palier (Rz < P)**

La traction doit être diminuée en descente de la valeur Px (T = Rx - Px)

EQUATION D'ÉQUILIBRE : VOL EN DESCENTE

A VITESSE CONSTANTE, LES FORCES ET RÉSULTANTES SONT EN ÉQUILIBRE.

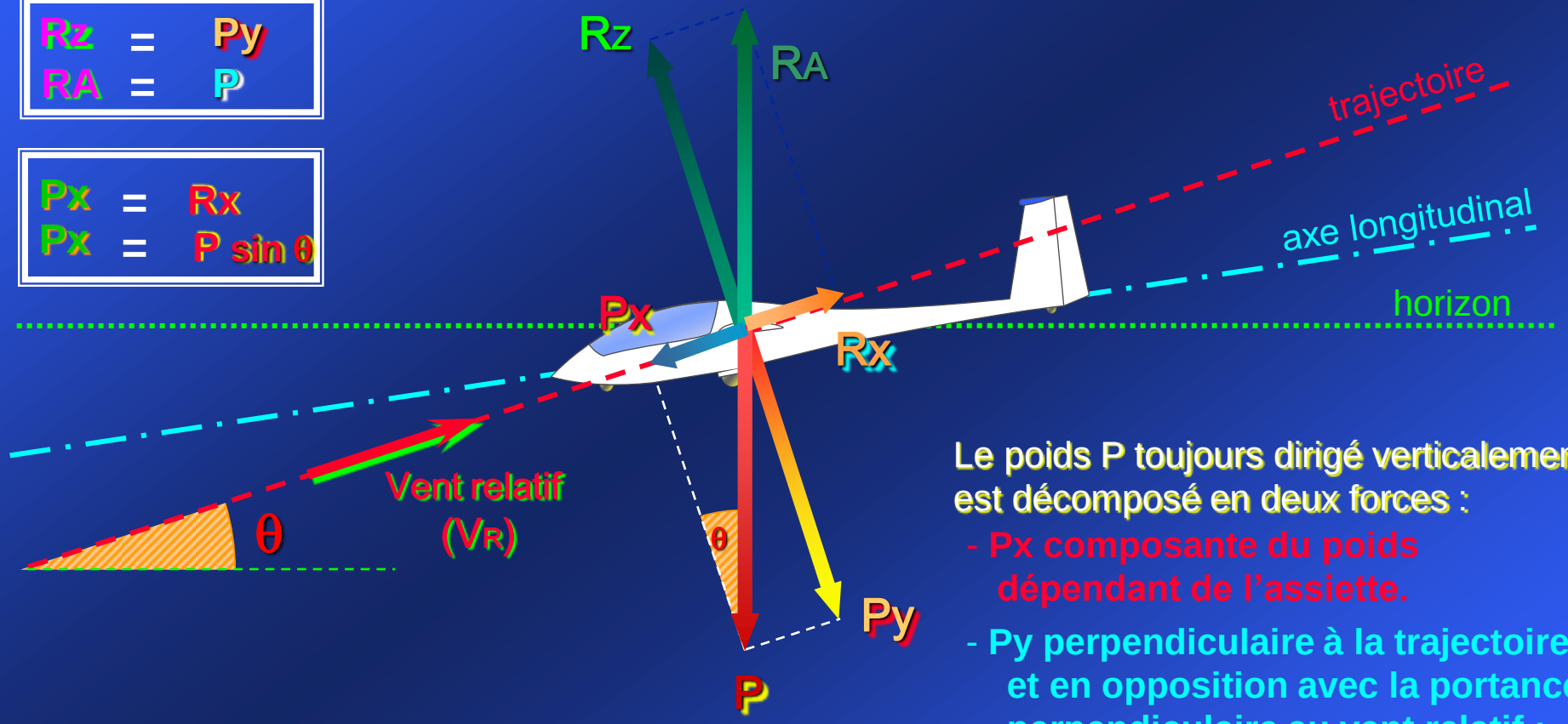
CAS DU PLANEUR EN DESCENTE A VITESSE CONSTANTE

$Rz = Py$

$RA = P$

$Px = Rx$

$Px = P \sin \theta$



Le poids P toujours dirigé verticalement est décomposé en deux forces :

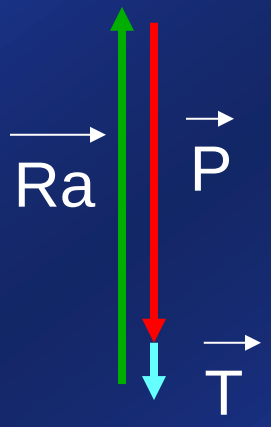
- Px composante du poids dépendant de l'assiette.
- Py perpendiculaire à la trajectoire et en opposition avec la portance perpendiculaire au vent relatif ;

Conclusion : Sans ascendance, descente irrémédiable afin de maintenir une valeur acceptable de portance.

EQUATION D'ÉQUILIBRE : VOL EN DESCENTE

$\vec{T}$; $\vec{P}$; $\vec{Ra}$ $\Rightarrow$ $\vec{T} + \vec{P} + \vec{Rz} = \vec{0}$

Coplanaires,
concourants, coaxiaux,

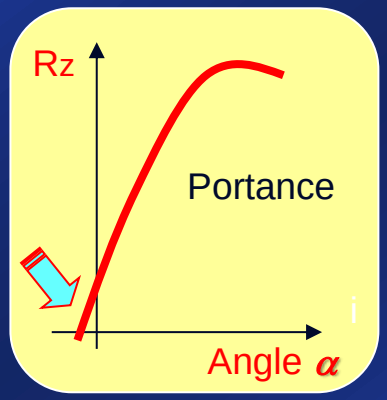


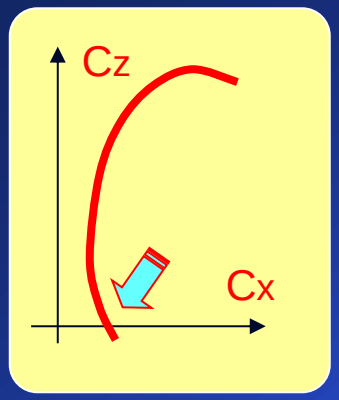
Donc :

x $\vec{T} + \vec{Rx} + \vec{P} = \vec{0}$

$\vec{P} + \vec{T} = \vec{Rx}$; $mg + T = Rx$

z $\vec{Rz} = \vec{0}$





NOTION DE FACTEUR DE CHARGE

FORCE CENTRIFUGE ET POIDS APPARENT

Toute masse en trajectoire circulaire est soumis à une force tendant à l'éloigner du centre de la trajectoire.

Cette force prend le nom de force centrifuge

$$Fc = \frac{m\ V^2}{R}$$

Lorsqu'un corps est soumis à une force centrifuge, son poids apparent diffère de son poids réel.

$$Pa = Pz + Fc$$

Le rapport Poids apparent sur Poids réel prend le nom de Facteur de Charge (n).

$$n = \frac{Pa}{P} = \frac{1 + V^2}{Rg}$$

Fc : Force supplémentaire temporaire en réaction à l'augmentation de Rz (force centrifuge)

NOTION DE FACTEUR DE CHARGE

Influence du FACTEUR DE CHARGE SUR LA VITESSE DE DÉCROCHAGE

En vol en palier, l'équilibre des forces donne :
$Rz = P$ donc $\frac{1}{2} \rho S V^2 Cz = mg$.
d'où : $V^2 = mg / 1/2\rho SCz = m (2g / \rho SCz)$.
Comme $(2g / \rho SCz)$ est constant à l'équilibre,
on le remplace par le facteur k pour mettre en évidence que :

La vitesse de sustentation est fonction de la masse de l'avion

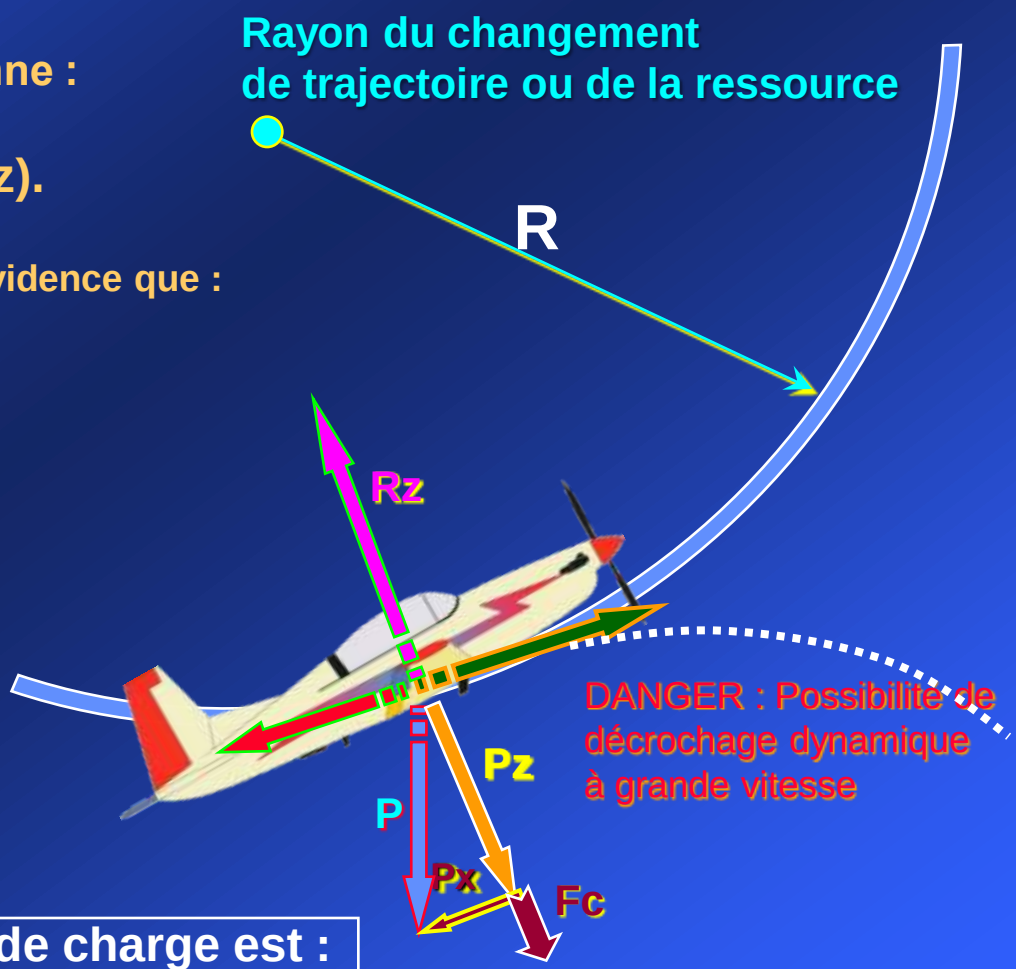
$$V = k \sqrt{m}$$

Sous Facteur de charge, la masse réelle prend une valeur supérieure appelée : masse apparente. Donc $Vfc = k \sqrt{mfc}$.

$$\frac{Vfc}{V} = \frac{\sqrt{mfc}}{\sqrt{m}} = \sqrt{n}$$

La vitesse de décrochage en facteur de charge est :

$$Vsfc = Vs \sqrt{n}$$

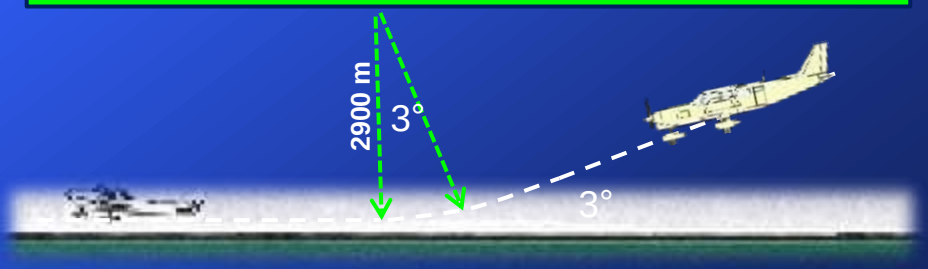


NOTION DE FACTEUR DE CHARGE

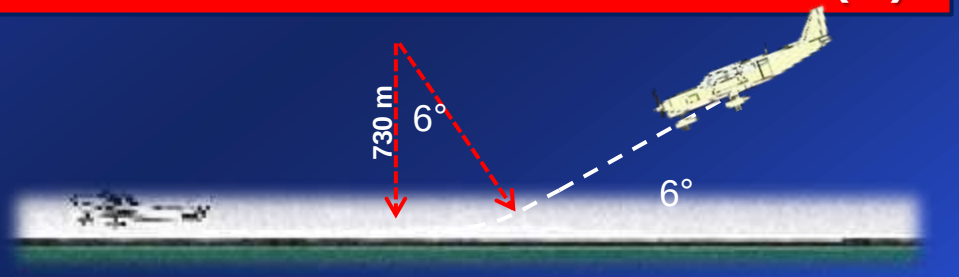
Les données : Vitesse finale = Vs_0 x 1,3 = 120 km/h soit 33,33 m/s - Arrondi à 4 m de hauteur (h)
La formule de l'accélération en changement de trajectoire est : $a = g + V^2 / r$ avec g = 9,81 m/s² et r en m

Le rayon de courbure : $r = h / (1 - \cos \alpha)$

Pente standard de la finale = 5% (3°)



Pente moteur réduit de la finale = 10% (6°)



FACTEURS DE CHARGE : PRÉCAUTIONS A L'ATTERRISSAGE

À 5% : r = 4 / (1 - cos 3°) = 4 / (1 – 0,9986) **= 2900 m**.
$a = 9,81 + 33,33^2 / 2900 = 10,19$ m/s²
D'où **n =** $1 + (V^2 / rg) = 1 + (33,33^2 / 2900 . 9,81)$
n = 1,04.

Soit une augmentation du facteur de charge de 0,039
$Vs_{0\,FC} = Vs_0 \times \sqrt{1,04} \cong 1,02$.
La vitesse de décrochage est augmentée de **2%**.

À 10% : r = 4 / (1 - cos 6°) = 4 / (1 – 0,9945) **= 730 m**.
$a = 9,81 + (33,33^2 / 730) = 11,34$ m/s²
D'où **n =** $1 + V^2 / rg = 1 + 33,33^2 / 730 . 9,81$
n = 1,16.

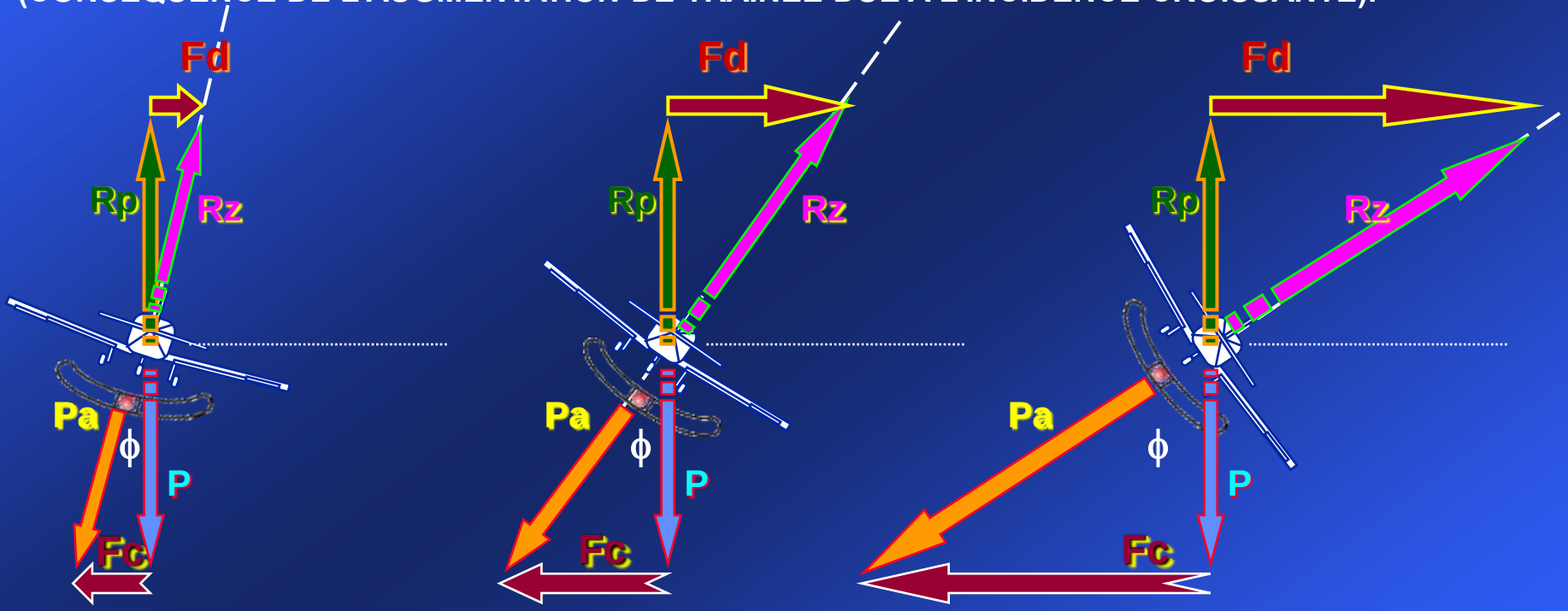
Soit une augmentation du facteur de charge de 0,039
$Vs_{0\,FC} = Vs_0 \times \sqrt{1,16} \cong 1,08$.
La vitesse de décrochage est augmentée de **8%**.

POUR PENTE DE DÉCÉLÉRATION AVANT TOUCHER DES ROUES
ANTICIPER L'ARRONDI ET ACTION PROGRESSIVE SUR MANCHE

LES FORCES EN VIRAGE

EN PALIER, L'AUGMENTATION DE L'INCLINAISON NÉCESSITE :

- **L 'AUGMENTATION DE LA PORTANCE (DONC DE L'INCIDENCE, ACTION MANCHE) ET**
- **L'AUGMENTATION DE LA PUISSANCE A MOYENNE ET GRANDE INCLINAISON (CONSÉQUENCE DE L'AUGMENTATION DE TRAÎNÉE DUE A L'INCIDENCE CROISSANTE).**



$$Rp = P = Rz \cos \phi$$

$$Fd = Fc = Rz \sin \phi$$

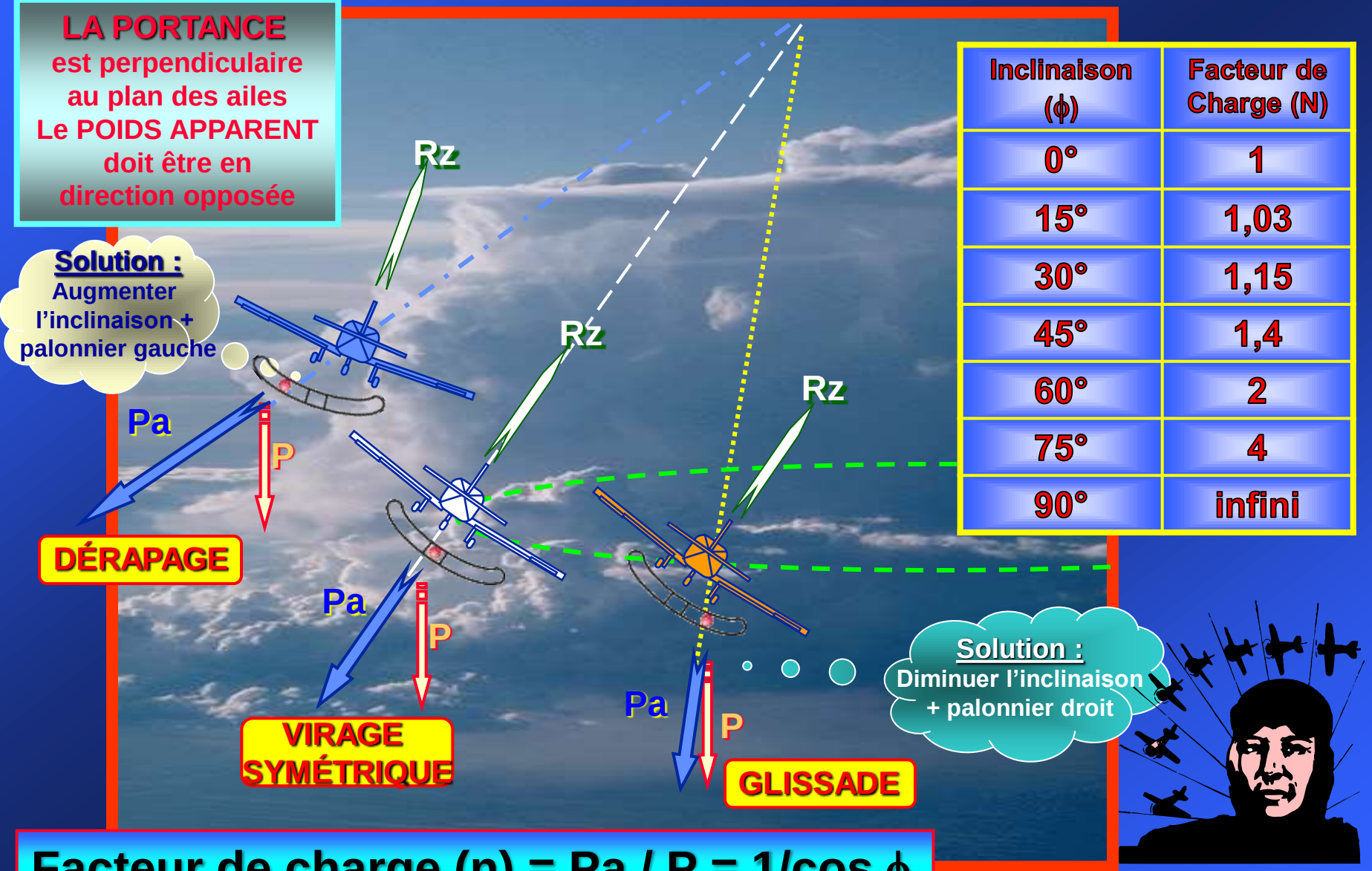
Facteur de charge : rapport du poids apparent sur poids réel

$$n = \frac{Pa}{P} = \frac{P / \cos \phi}{P} \qquad n = \frac{1}{\cos \phi}$$

LES FORCES EN VIRAGE

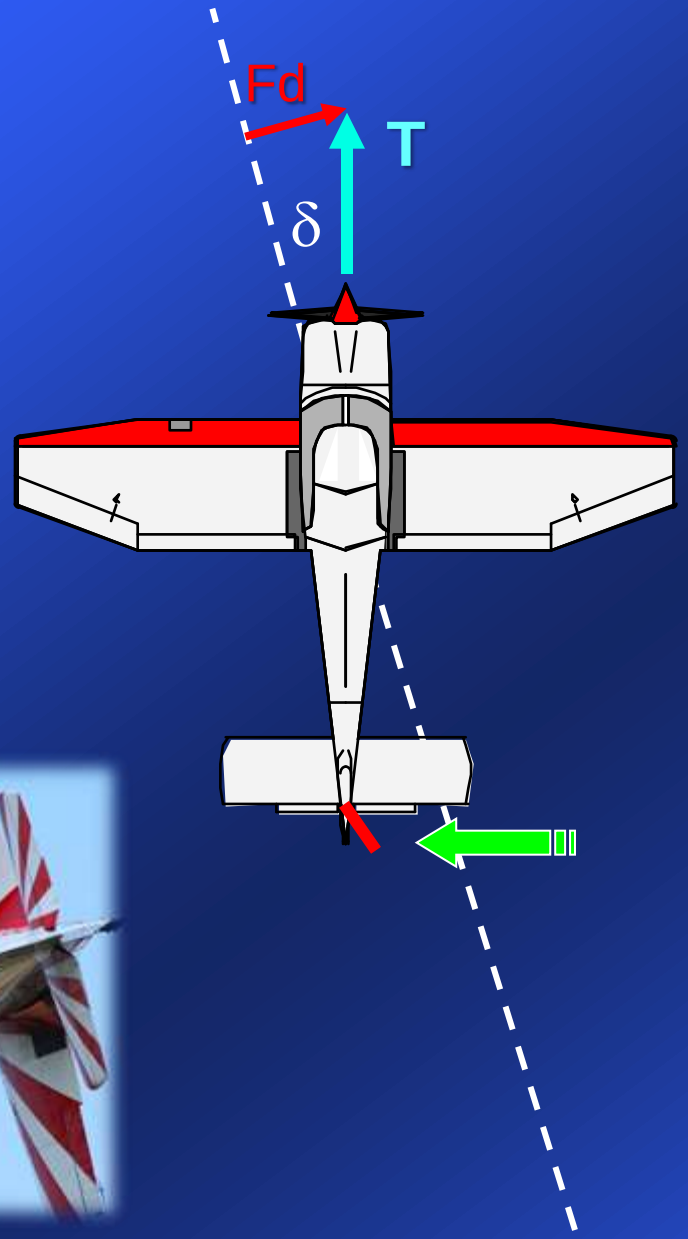
LA PORTANCE
est perpendiculaire au plan des ailes
Le POIDS APPARENT doit être en direction opposée

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



Facteur de charge (n) = Pa / P = 1/cos ϕ

FORCES DE DÉVIATION



PREMIÈRE SOLUTION

POUR CHANGER DE DIRECTION UTILISATION DE LA SEULE DÉRIVE

W = 120 Cv ; V = 180 Km/h
W = 88000 w ; V = 50 m/s
Rendement global moteur + hélice) = 75 %
d'où puissance utilisable = 66250 w

Wn = T . V donc T = Wn / V
T = 66250 / 50 = 1325 N

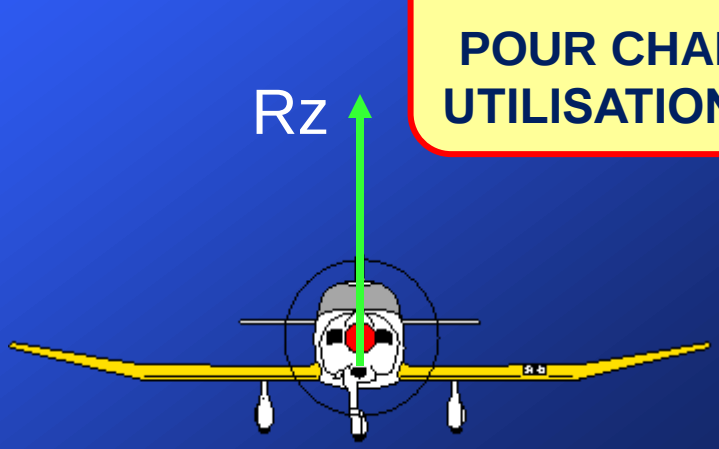
Variation de cap (δ) de 30°
Fd = T . sin(30°) = 662,5 N

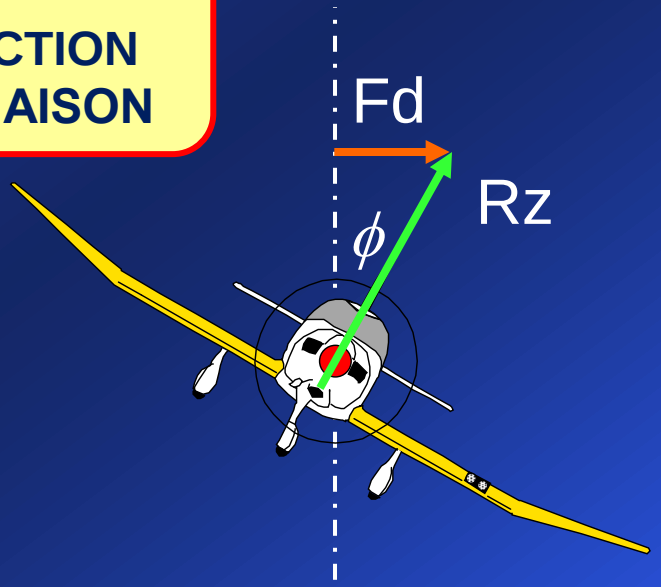
Force déviatrice de l'avion vers la droite 662,5 N

FORCES DE DÉVIATION

SECONDE SOLUTION

POUR CHANGER DE DIRECTION
UTILISATION D'UNE INCLINAISON





Masse max : 900 Kg Gravité : 9,81

⇨ **Rz =** mg **= 8830 N**

⇨ Inclinaison de 30°

Fd = Rz . sin(30°) = 4415 N

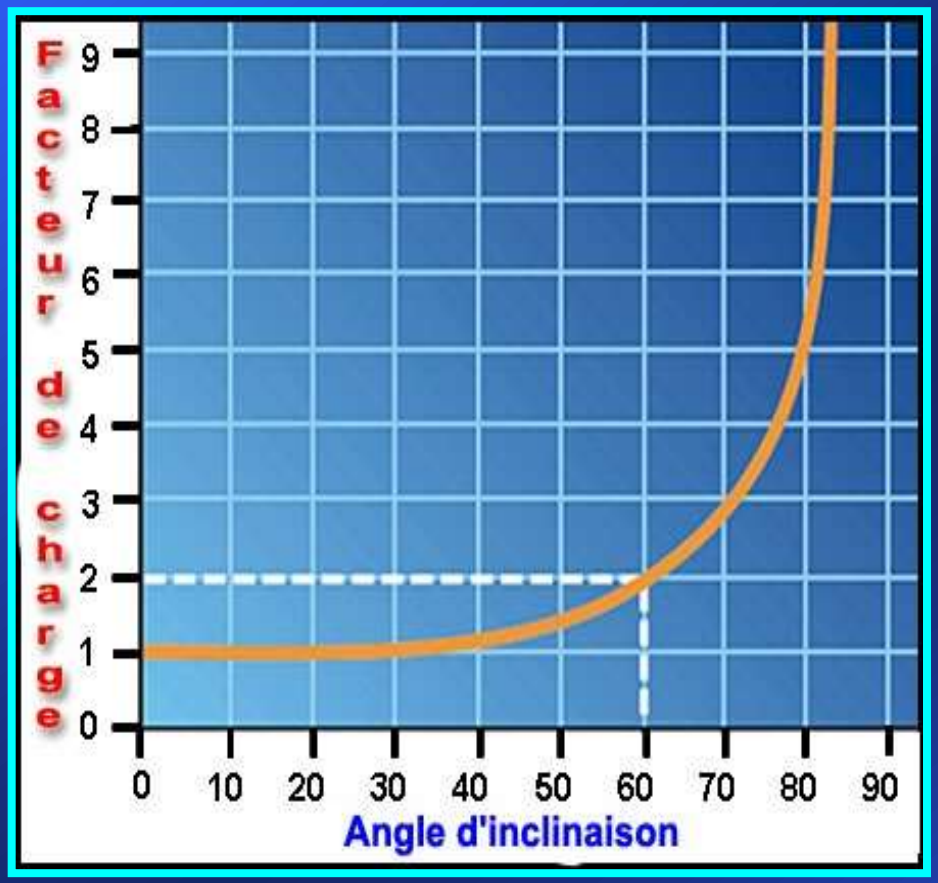
Force déviatrice de l'avion vers la droite
4415 N
soit 6,66 fois plus

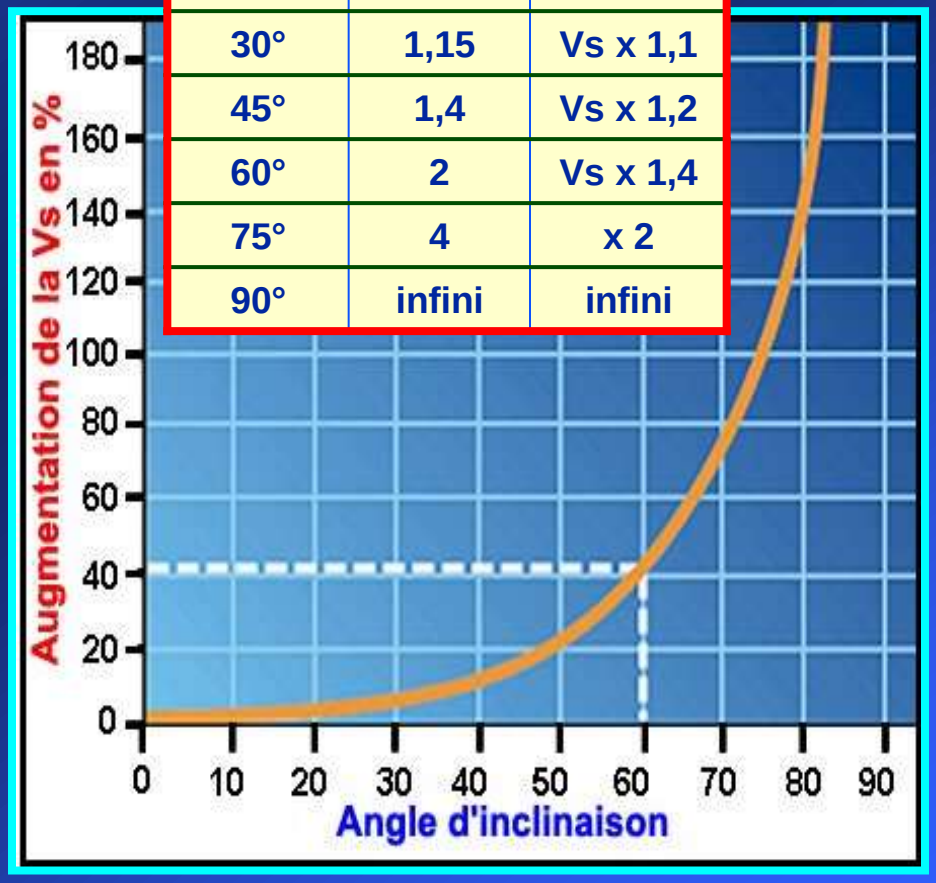
C'est naturellement cette solution (inclinaison + symétrie) qui est utilisée pour effectuer un virage

FACTEUR DE CHARGE ET DÉCROCHAGE

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

Inclinaison (ϕ)	Facteur de Charge (N)	Vitesse Décrochage
0°	1	Vs
15°	1,03	Vs
30°	1,15	Vs x 1,1
45°	1,4	Vs x 1,2
60°	2	Vs x 1,4
75°	4	x 2
90°	infini	infini

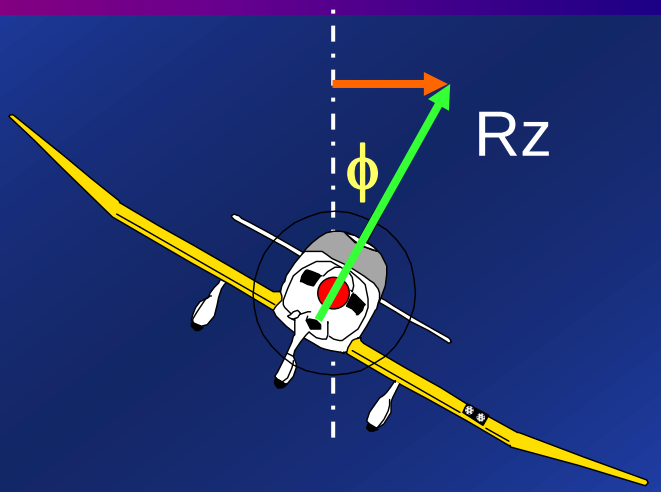




Vs (sous facteur de charge) = Vs x $\sqrt{n}$

FACTEUR DE CHARGE ET DÉCROCHAGE

Vitesse de décrochage du DR 400 - 120
et Facteur de charge
en fonction de l'Inclinaison du virage (ϕ).



$$n = \frac{Rz}{P}$$

$$n = \frac{Rz}{Rz_0}$$

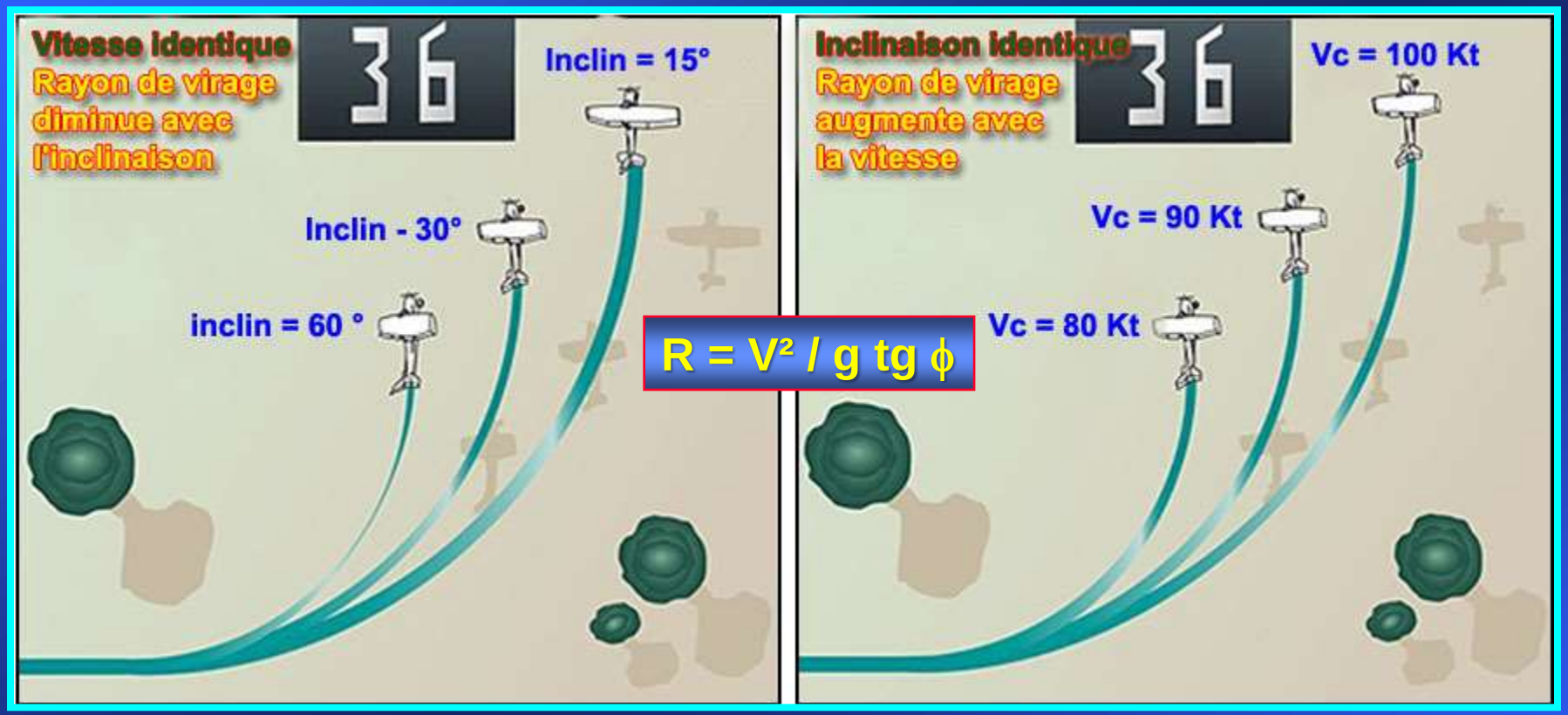
$$n = \frac{\frac{1}{2}\rho.S.V^2.Cz}{\frac{1}{2}\rho.S.V_0^2.Cz}$$

$$\Rightarrow \quad V = V_0 . \sqrt{n}$$

Inclinaison (ϕ)	Facteur de Charge (N)	Facteur Décrochage	Vitesse Décrochage
0°	1	Vs	94
15°	1,03	Vs	96
30°	1,15	Vs x 1,1	101
45°	1,4	Vs x 1,2	112
60°	2	Vs x 1,4	133
75°	4	x 2	185
90°	infini	infini	//

Vs (sous facteur de charge) = Vs x $\sqrt{n}$

INCLINAISON ET RAYON 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 %

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

Rayon de virage standard en Mètres = V Kt x 10 et en Nm = V Kt /200

INCLINAISON ET RAYON DE VIRAGE

FACTEUR DE CHARGE

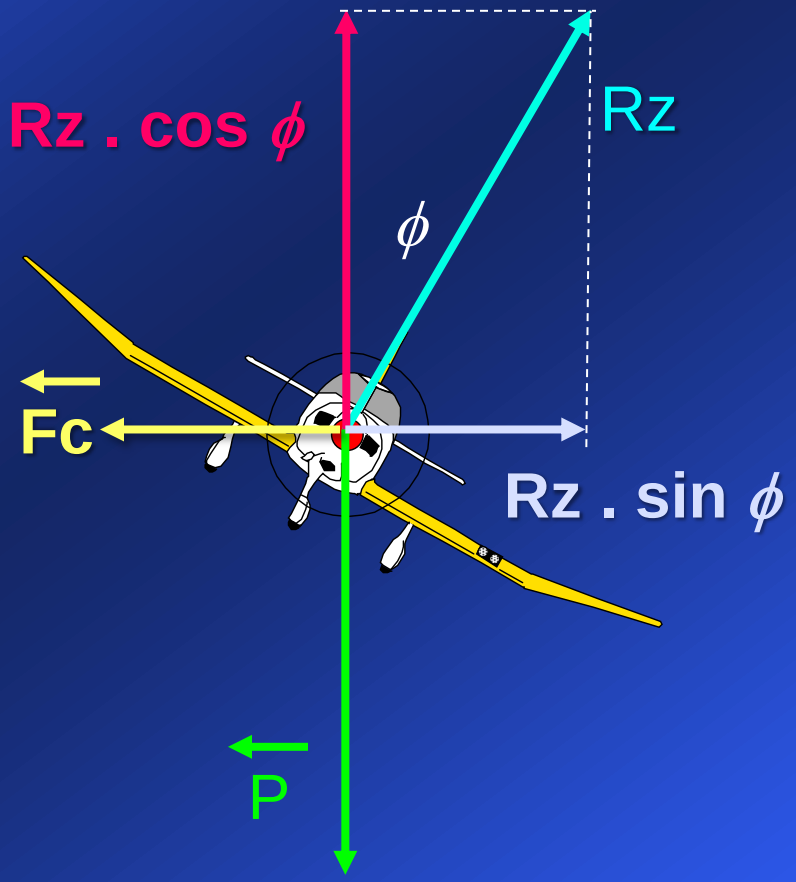
$$Fc = m \cdot \gamma = m \cdot \frac{V^2}{r}$$

FACTEUR INTERMÉDIAIRE DE CALCUL

$$\tan \phi = \frac{Fc}{P} = \frac{Fc}{m.g}$$

RAYON DE VIRAGE

$$\Rightarrow r = \frac{V^2}{g.\tan \phi}$$



DR 400 - 120 en palier (190 km/h - 52,77m/s) à 30° d'inclinaison

r = 52,77² / 9,81. tan 30° = 491 m

DR 400 - 120 en palier (190 km/h - 52,77m/s) à 15° d'inclinaison (standard)

r = 52,77² / 9,81. tan 15° = 1050 m

PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

APPLICATIONS AU DR 400 - 120

UTILISATION DES ABAQUES DU MANUEL DE VOL CHAPITRE 5

PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

DISTANCE DE DÉCOLLAGE

Quelle distance faut-il pour décoller et franchir un obstacle de 15 m :

- à masse max (900 Kg),
- au niveau de la mer,
- par une température extérieure de 15°C ?
- avec 10kt de vent de face,
- sur une piste en herbe,

PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

PERFORMANCES DE DECOLLAGE

UTILISATION EN PRATIQUE

A la masse maximale de 900 kg (1984 lb),
Par vent nul, volets 1er cran, moteur plein gaz

Vitesse de décollage ..... (54 kt) 100 km/h
Vitesse de passage 15 m (50 ft) ..... (70 kt) 130 km/h

ALTITUDE (ft)	TEMPERATURE °C (°F)	MASSE 900 kg (1984 lb)				MASSE 700 kg (1543 lb)			
		Distance de roulement		Distance de décollage passage 15m(50ft)		Distance de roulement		Distance de décollage passage 15m(50ft)	
		m	(ft)	m	(ft)	m	(ft)	m	(ft)
0	5 (23) Std = 15 (59) 35 (95)	225 235 255	(739) (772) (935)	480 535 590	(1575) (1756) (1936)	130 145 165	(427) (476) (542)	285 315 345	(935) (1034) (1132)
4000	- 13 (7) Std = 7 (45) 27 (81)	305 345 390	(1001) (1132) (1280)	645 720 800	(2117) (2363) (2625)	175 195 220	(575) (640) (722)	375 415 460	(1231) (1362) (1570)
8000	- 21 (-6) Std = - 1 (30) 19 (66)	425 475 535	(1394) (1559) (1756)	890 1000 1125	(2920) (3281) (3691)	235 265 300	(771) (870) (985)	500 560 620	(1641) (1838) (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%

Données du problème
Masse = 900 Kg
Altitude = 0 ft (mer)
Température = 15°C (Std)
Vent de face effectif = 10 Kt
Piste sèche en herbe courte

Distances

Roulement → 235 m
Décollage (passage 15 m) → 535 m

Vent de face de 10 Kt

200 m
455 m

Piste sèche en herbe

230 m
524 m

PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

PERFORMANCES DE DECOLLAGE

A la masse maximale de 900 kg (1984 lb),
Par vent nul, volets 1er 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		Distance de décollage passage 15m(50ft)		Distance de roulement		Distance de décollage passage 15m(50ft)	
		m	(ft)	m	(ft)	m	(ft)	m	(ft)
0	5 (23) Std = 15 (59) 35 (95)	225 235 255	(739) (772) (935)	480 535 590	(1575) (1756) (1936)	130 145 165	(427) (476) (542)	285 315 345	(935) (1034) (1132)
4000	- 13 (7) Std = 7 (45) 27 (81)	305 345 390	(1001) (1132) (1280)	645 720 800	(2117) (2363) (2625)	175 195 220	(575) (640) (722)	375 415 460	(1231) (1362) (1570)
8000	- 21 (-6) Std = - 1 (30) 19 (66)	425 475 535	(1394) (1559) (1756)	890 1000 1125	(2920) (3281) (3691)	235 265 300	(771) (870) (985)	500 560 620	(1641) (1838) (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 x 1,15 = 270 m

soit + 35 m par rapport au tableau

EFFET DU VENT (phase roulement)

270 x 0,85 = **230 m**

COMPOSANTES DU DÉCOLLAGE

DISTANCE DE LA ROTATION A 50 ft

535 - 235 = 300 m

EFFET DU VENT (phase en vol)

300 x 0,85 = 255 m

DISTANCE DE DÉCOLLAGE

ROULEMENT PLUS MONTÉE 50 ft

230 + 255 = **485 m**

EN TOUTE RIGUEUR, CE CACUL EST CORRECT
EN PRATIQUE ON PRIVILÉGIE LA SÉCURITÉ
DONC APPLICATION DU TABLEAU AVEC CORRECTIFS

PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

DISTANCE DE DÉCOLLAGE

Quelle distance faut-il pour décoller et franchir un obstacle de 15 m :

- à masse (850 Kg) ;
- à 3000 ft d'altitude ;
- par une température extérieure de 14°C ;
- sans vent ;
- sur une piste en bitume.

Trois difficultés :

- ❑ **Pas de valeur de masse donnée par le tableau pour 850 kg ;**
- ❑ **Pas d'altitude pour 3000 ft ;**
- ❑ **Pas de température 14°C.**

ALTITUDE (ft)	TEMPERATURE °C (°F)	MASSE 900 kg (1984 lb)				MASSE 700 kg (1543 lb)			
		Distance de roulement		Distance de décollage passage 15m(50ft)		Distance de roulement		Distance de décollage passage 15m(50ft)	
		m	(ft)	m	(ft)	m	(ft)	m	(ft)
0	- 5 (23)	225	(739)	480	(1575)	130	(427)	285	(935)
	Std = 15 (59)	235	(772)	535	(1756)	145	(476)	315	(1034)
	35 (95)	285	(935)	590	(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)

PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

Deux solutions pour résoudre des valeurs intermédiaires

CALCULS

Application des règles de trois

L'abaque nous indique :

- une différence de masse de 200 kg (900 - 700) amplifie
- la longueur de décollage de 220 m (535 m - 315 m).

Si la masse de l'avion passe à 850 kg soit 150 kg de plus que la valeur présentée dans l'abaque, la valeur d'augmentation de la distance de sera portée à :

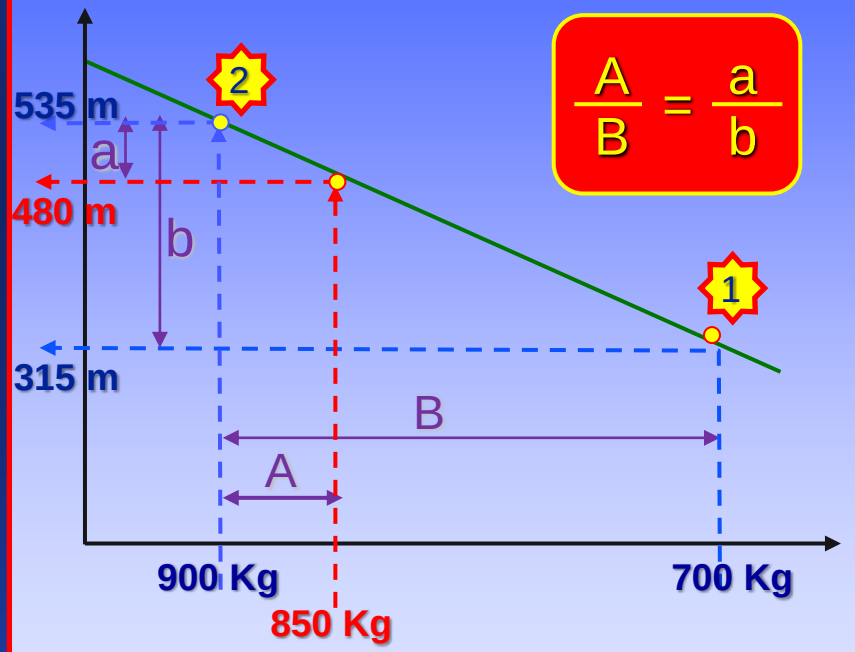
$$\frac{220 \cdot 150}{200} = 165 \text{ m}$$

Distance de décollage à 850 kg

315 + 165 = 480 m

GRAPHIQUE

Régression linéaire basée sur l'évolution régulière entre deux points



La connaissance des points 1 et 2 suffit à la détermination graphique de tout point intermédiaire.

Ces valeurs s'entendent à l'altitude 0 ft et à 15°C (suivant abaque)

PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

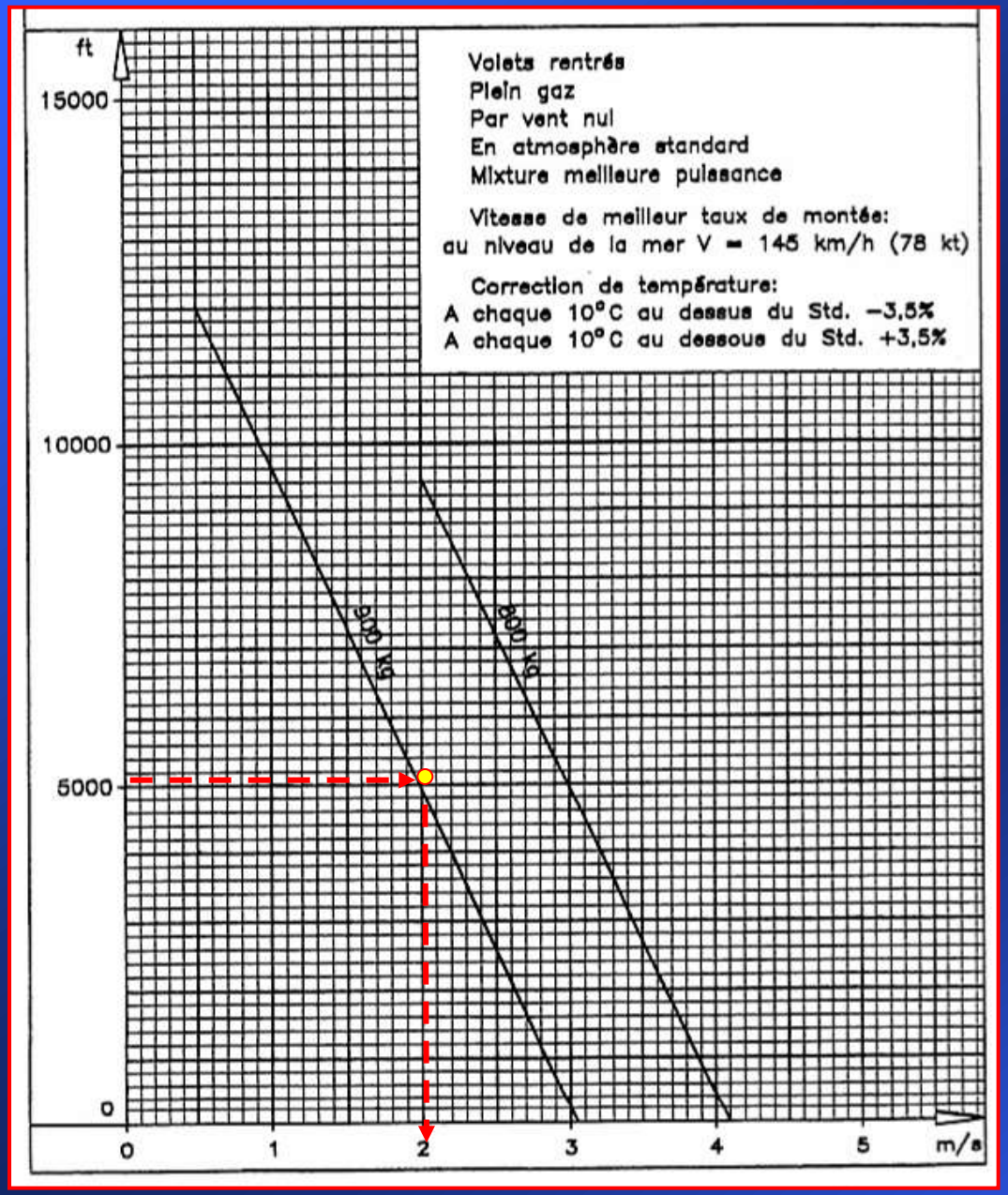
Pour trouver la distance de décollage à 3000 ft, à 14°C, on peut également utiliser les deux méthodes présentées à la page précédente pour correction des altitudes et des températures.

Tableau des valeurs intermédiaires

		Masse = 900 Kg	850 Kg	700 Kg
0 ft	- 5°C	480 m	431 m	285 m
	15°C (Std)	535 m	480 m	315 m
	35°C	590 m	529 m	345 m
3000 ft →	- 11°C			
	9°C (Std)	674 m	603 m	390 m
	14°C (Std+5) →		619 m	
	29°C	748 m	668 m	431 m
4000 ft	- 13°C	645 m	578 m	375 m
	7°C (Std)	720 m	644 m	415 m
	27°C	800 m	715 m	460 m

Une estimation approchée et de bon sens vaut mieux que l'absence de calcul, mais on gardera toujours une marge supplémentaire de sécurité.

PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES



Taux de Montée

Quel taux de montée puis-je espérer à 5000 ft, en conditions standard, à la masse de 900 Kg ?

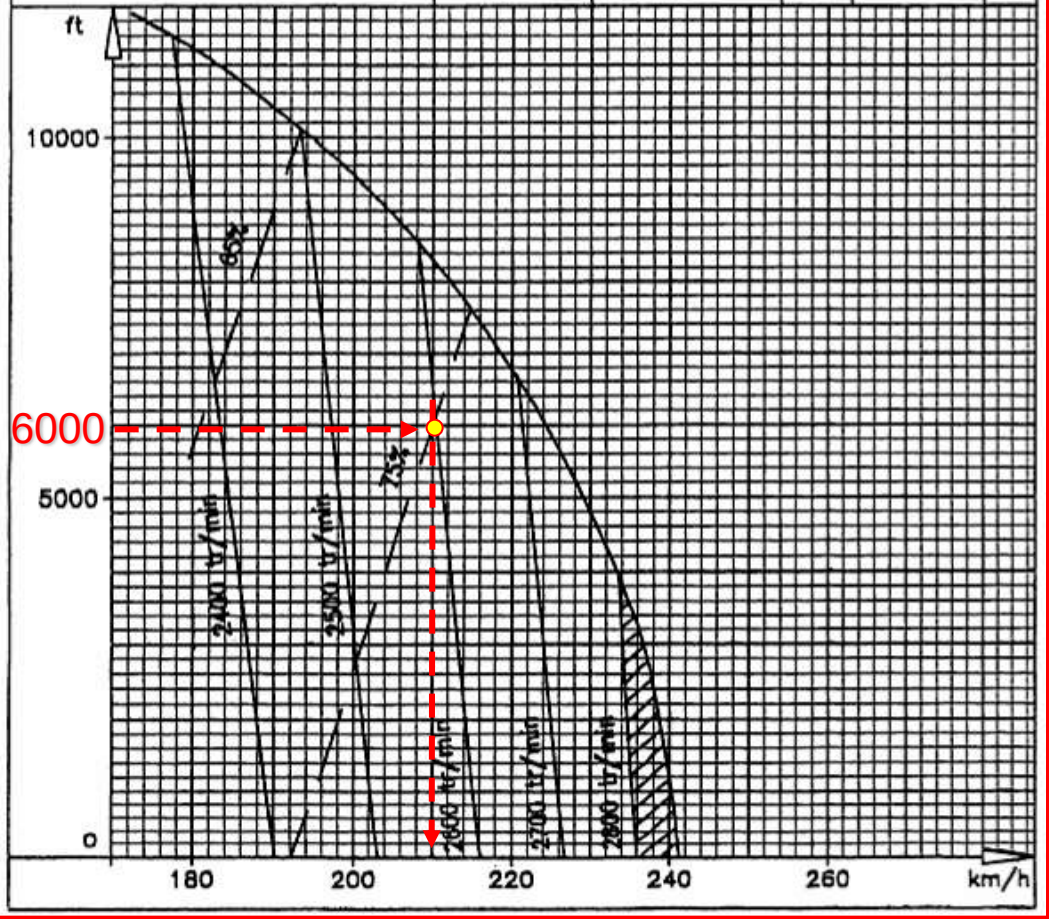
2 m/s soit
400 ft/mn

PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

Paramètres de palier

A la masse maximale 900 kg
En atmosphère standard
Par vent nul
Mixture meilleure puissance

CONSOMMATION VALEURS INDICATIVES				
ALTITUDE(ft)	REGIME(tr/min)	%	VI (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	65	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

PUISSANCES ET MÉLANGES EN CROISIÈRE

MEILLEURE PUISSANCE

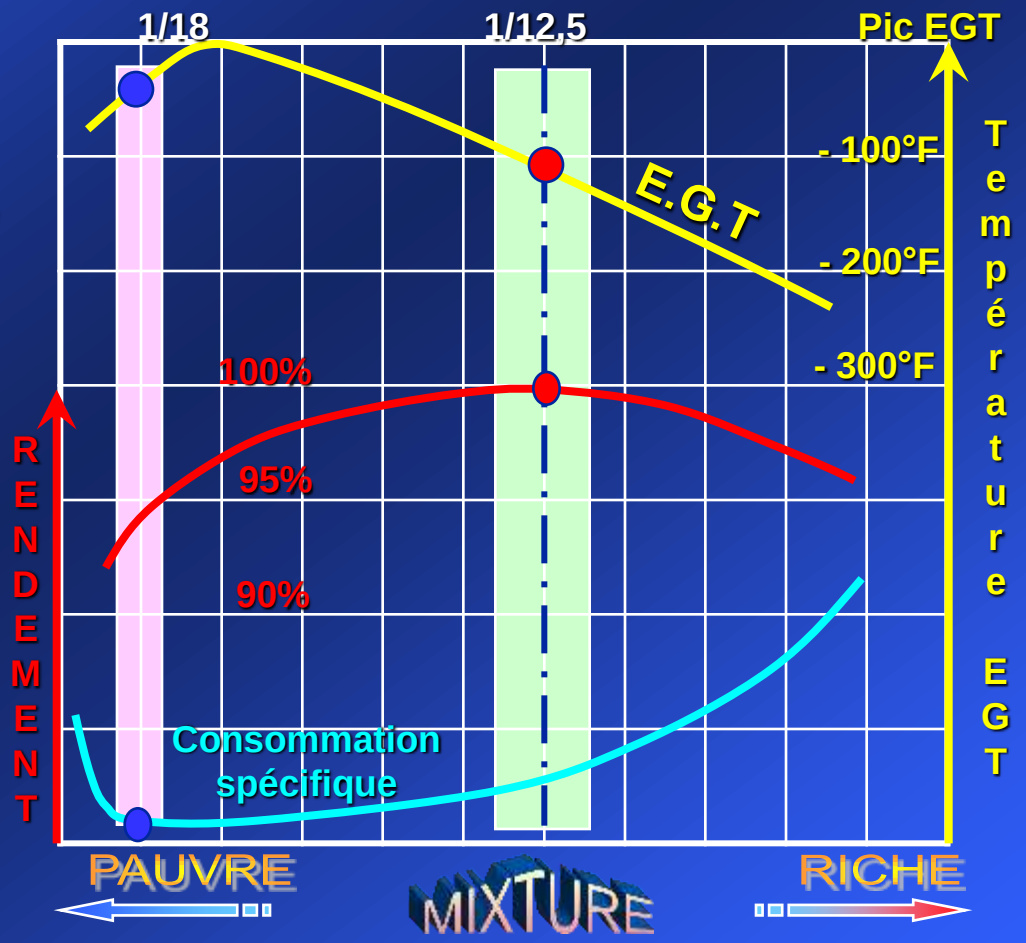
Le réglage de meilleure puissance du moteur (EGT à - 100°F vers riche) pour un type d'utilisation choisi par le pilote (croisière économique 65% ou croisière rapide 75%) a pour conséquences :

- 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).

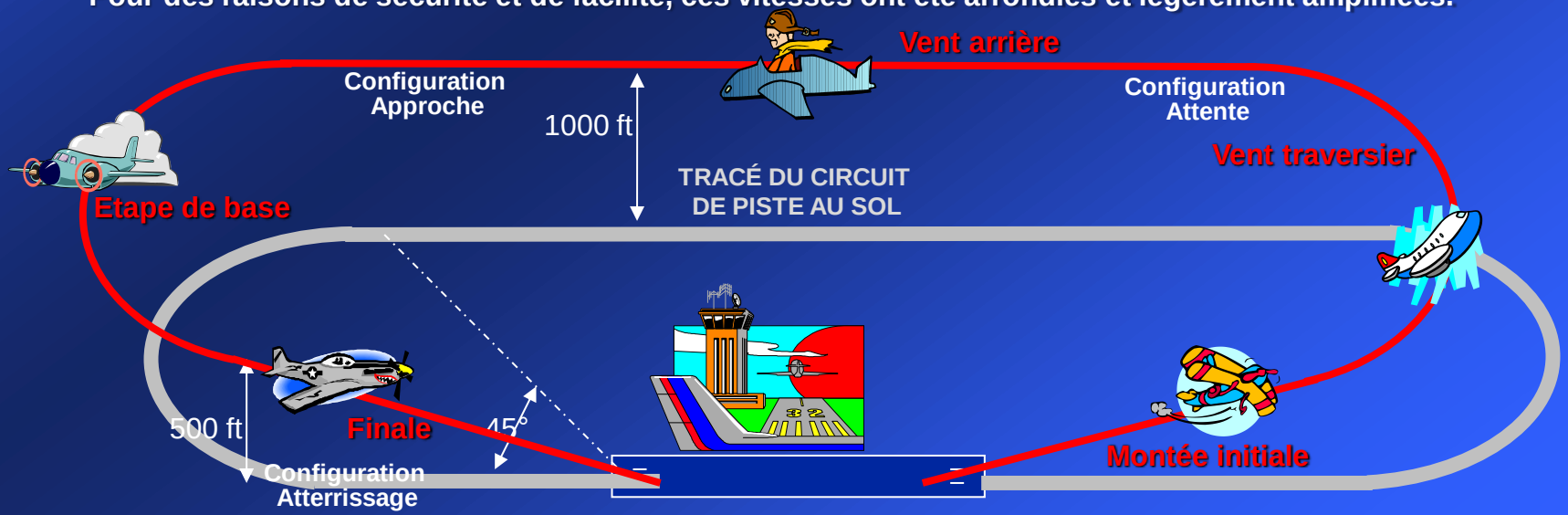


VITESSES DE SÉCURITÉ EN TOUR DE PISTE

VOLETS	Décrochage	V x 1,45	V x 1,3	V x 1,2
0°	94 km/h	137 km/h Config Attente	123 km/h	113 km/h
15°	88 km/h	128 km/h Config Approche	114 km/h Finale vent	106 km/h
60°	83 km/h	121 km/h	108 km/h Config Atterrissage	100 km/h Atterro Précaution
Si Inclinaison maxi		37°	20°	10°
Coefficient Sécurité en virage		30%	25%	19%

Pour des raisons de sécurité et de facilité, ces vitesses ont été arrondies et légèrement amplifiées.

STANDARD



PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

DISTANCE D'ATTERRISSAGE

Quelle est la distance d'atterrissage et de roulement :

- **à masse max (900 Kg),**
- **au niveau de la mer,**
- **par une température extérieure de 15°C ?**
- **avec 10kt de vent de face,**
- **sur une piste en herbe,**

PERFORMANCES OPÉRATIONNELLES

PERFORMANCES D'ATTERRISSAGE

A la masse maximale d'atterrissage de 900 kg (1984 lb),
Par vent nul, volets 2e 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		Distance d'atterrissage passage 15m(50ft)		Distance de roulement		Distance d'atterrissage passage 15m(50ft)	
		m	(ft)	m	(ft)	m	(ft)	m	(ft)
0	Std + 15 (59)	200	(656)	460	(1509)	155	(508)	385	(1262)
		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

200 m

Atterrissage (passage 15 m)

460 m

Vent de face de 10 Kt

156 m

359 m

Piste sèche en herbe

179 m

413 m

PRÉCAUTIONS D'UTILISATION DU MANUEL DE VOL

**Lors de la préparation d'une navigation,
ou en vol sur décision d'un déroutement,
consulter les distances déclarées d'un aérodrome
et les abaques du chapitre 5 du « Manuel de Vol »**

**MAIS ATTENTION LES PARAMETRES PRÉSENTÉS
NE SONT PAS LES VÔTRES...**

Conditions du jour

Vétusté du moteur (avancement dans potentiel, réglages, performances, ...)?
Etat de votre avion (rugosité surface, frottement roulement, ...)?
Structure de la piste (altitude, en dur, herbe, profil, longueur, contaminée,...)?
Paramètres météo (pression, température, ...) ?
Habileté du pilote sur cet avion (entraînement, expérience, ...)?
Procédures particulières (connue, improvisée, relief, ...)?

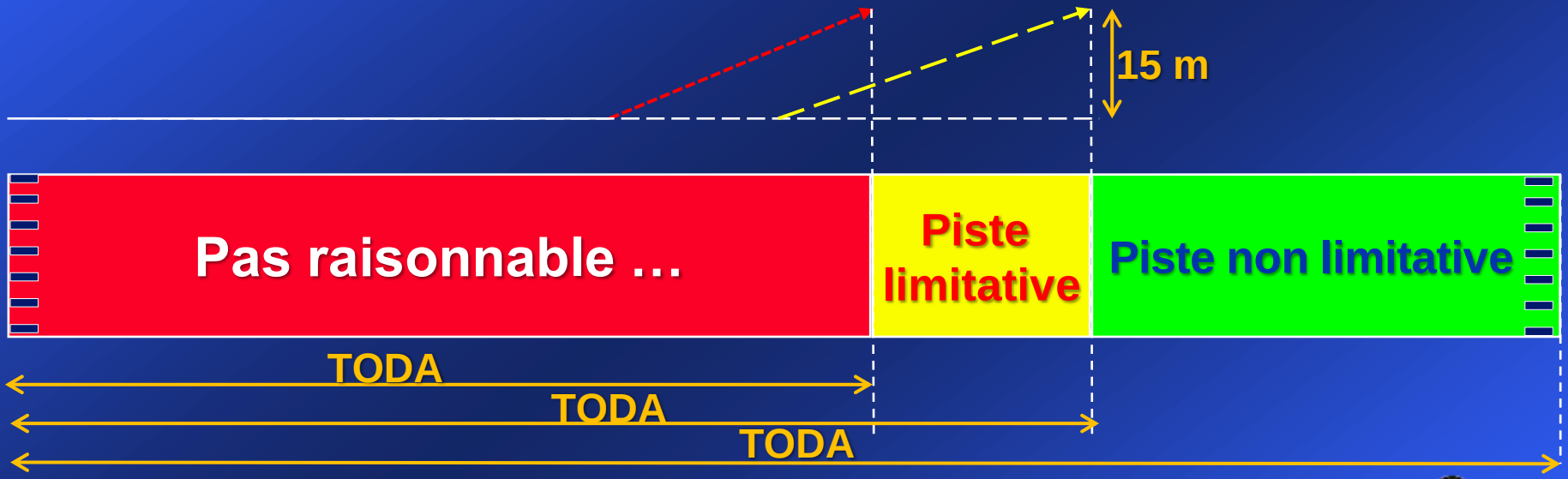
**DANS TOUS LES CAS, IL N'EST PAS INUTILE DE MAJORER DE 30%
LES DISTANCES DE DÉCOLLAGE ET D'ATTERRISSAGE DU MANUEL DE VOL**

Critère de décision : La distance de décollage est toujours plus pénalisante que la distance d'atterrissage.
UNE MAJORATION PERSONNELLE EST INDISPENSABLE.

CONSCIENCE DU RISQUE AU DÉCOLLAGE

NOTION DE PISTE LIMITATIVE AU DÉCOLLAGE

Valeurs issues du Manuel de vol : DD DD x 1,3

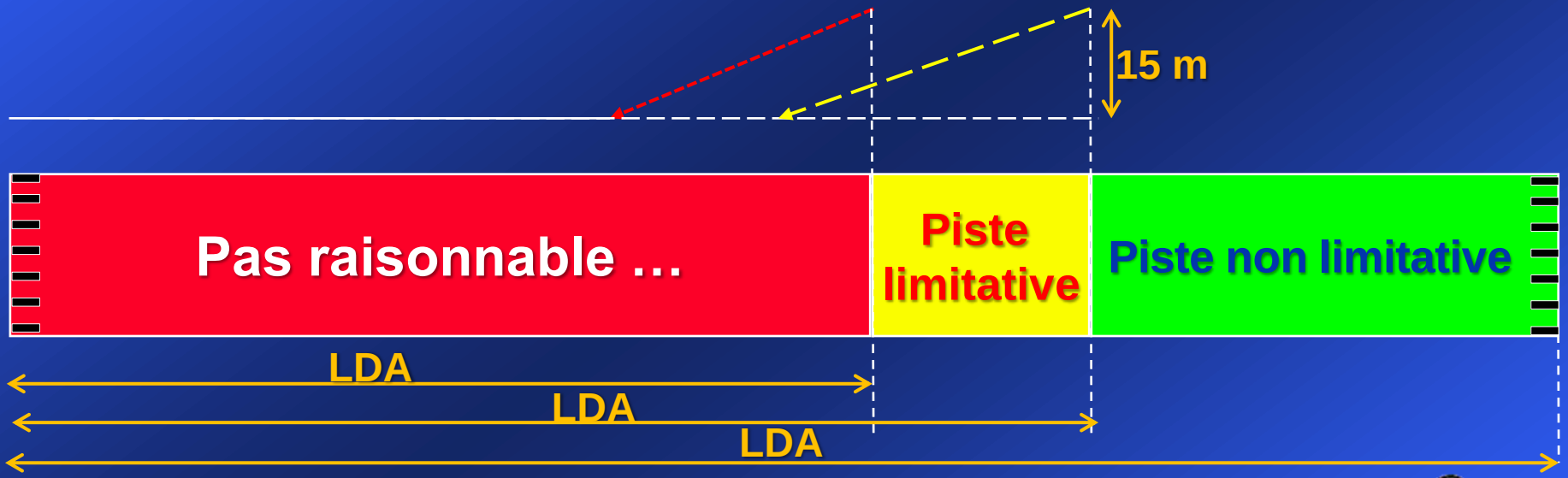


Valeurs issues des distances déclarées sur carte VAC

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

CONSCIENCE DU RISQUE : TOUCHER-DÉCOLLER

ÉLÉMENTS DE DÉCISION POUR RÉALISATION D'UN TOUCHER - DÉCOLLER EN TOUTE SÉCURITÉ

- Que faut il manipuler pour reconfigurer l'avion ?
- Combien de temps faut-il pour reconfigurer l'avion ?
- Quelle est l'expérience de l'élève ou du pilote ?
- Qui et quand les tâches seront réparties ?
- Quelles sont les conditions MTO du jour ?
- Quelle est la longueur de la piste ?
- Quel est l'état de la piste ?

Quelle sera la distance d'atterrissage et la distance de décollage à prendre en compte ?

IL EST CONSEILLÉ DE LIMITER LES TOUCH AND GO SUR PISTE < 1000 M

DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE 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

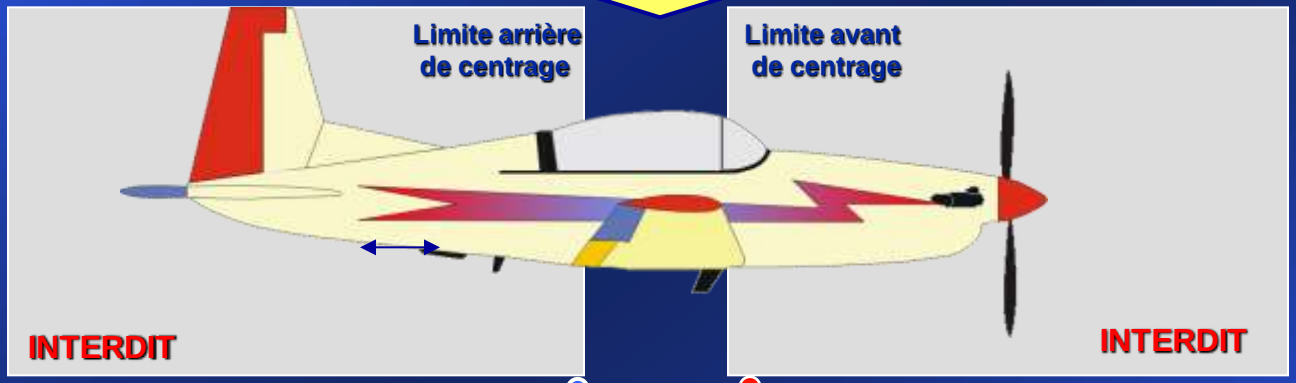
Chaque élément de masse est positionné par rapport à une référence de mesure. Le moment de force de chaque élément peut donc être calculé et permettre de trouver le moment global de l'avion ainsi que la position du centre de gravité.

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.

DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

INFLUENCE SUR LE VOL

Plage autorisée
du déplacement
du centre de gravité



CENTRAGE ARRIÈRE

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

CENTRAGE AVANT

GRANDE STABILITE 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

DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

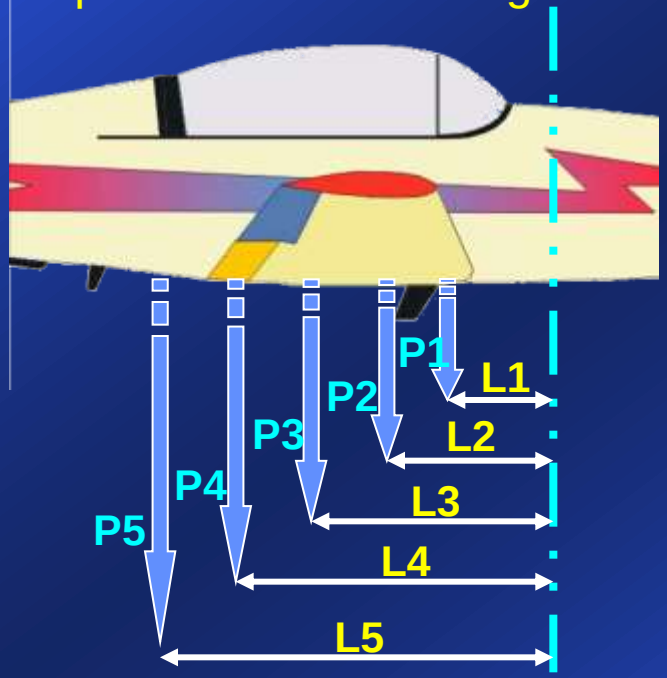
TOUT EFFORT SUR UNE STRUCTURE SE MESURE EN FONCTION DE :

- **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 ; Mt = P x 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.



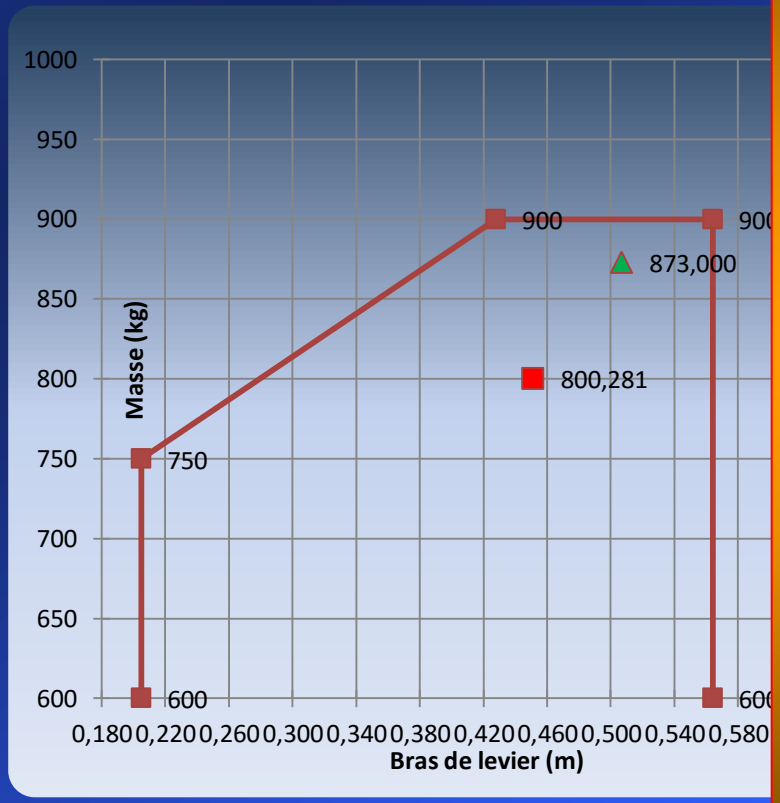
MASSE	Bras de Levier	Moment
P1 = Avion à vide	L1	P1 x L1
P2 = Équipage	L2	P2 X L2
P3 = PAX	L3	P3 X L3
P4 = Essence	L4	P4 X L4
P5 = Bagages	L5	P5 X L5
MASSE TOTALE (Attention limitations)	Bras de levier global = Mt / P	Somme des moments

DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

APPLICATION DE CONFORMITÉ :
Vérification avant vol du poids total et de la position de son point d'application sur l'abaque fourni par le constructeur.

	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
Total	**873**	**0,507**	**442**

	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
Total	**800**	**0,451**	**361**



MÉTHODE DES CALCULS

Calcul de la masse et centrage avec les pleins et après délestage complet.

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
Total	110	899,480	0,526	472,838

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

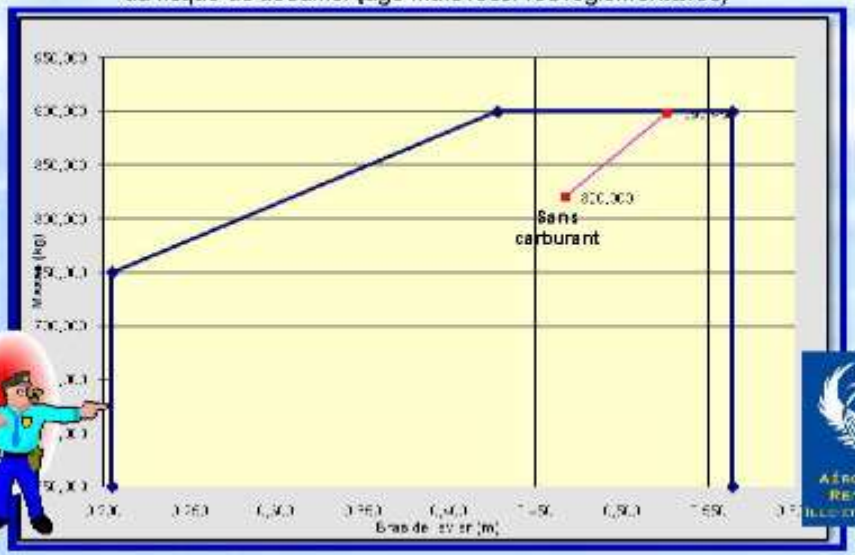
(Conditions de calcul : limitation essence utilisable 100 L pour élimination du risque de désamorçage mais réserves réglementaires)

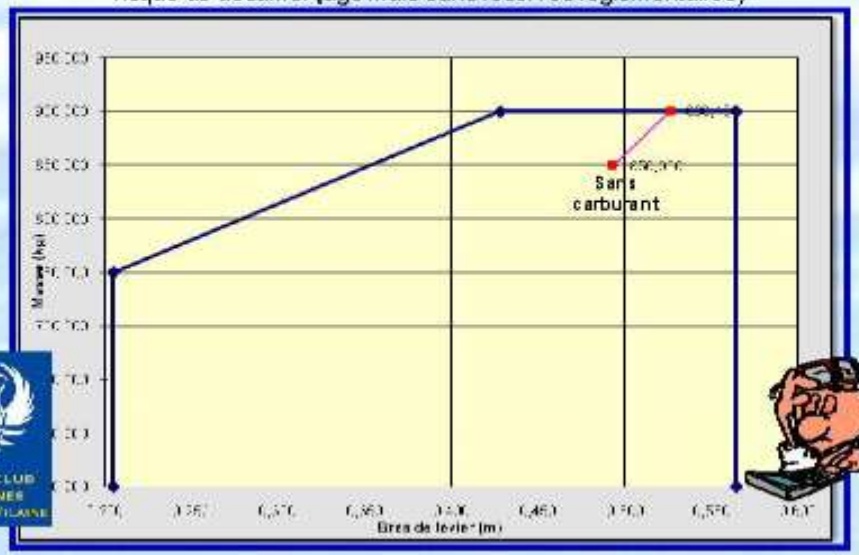
Masse et Centrage ROBIN DR 400 - 120 Masse maxi : 900 Kg (MTOW et MLW) Limites de centrage Avant 0,205 Arrière : 0,564 m				
	Capacité (Litres)	Masse (Kg)	Bras de levier	Moment (m x Kg)
Avion + Fonds	1	560,000	0,346	193,860
CDB + Pass AV		154,000	0,410	63,140
Pass AR		135,000	1,190	160,650
Bagages		1,000	1,900	1,900
Essence utilisable théoriquement	70	50,400	1,120	56,448
Total	71	900,400	0,529	475,898

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)

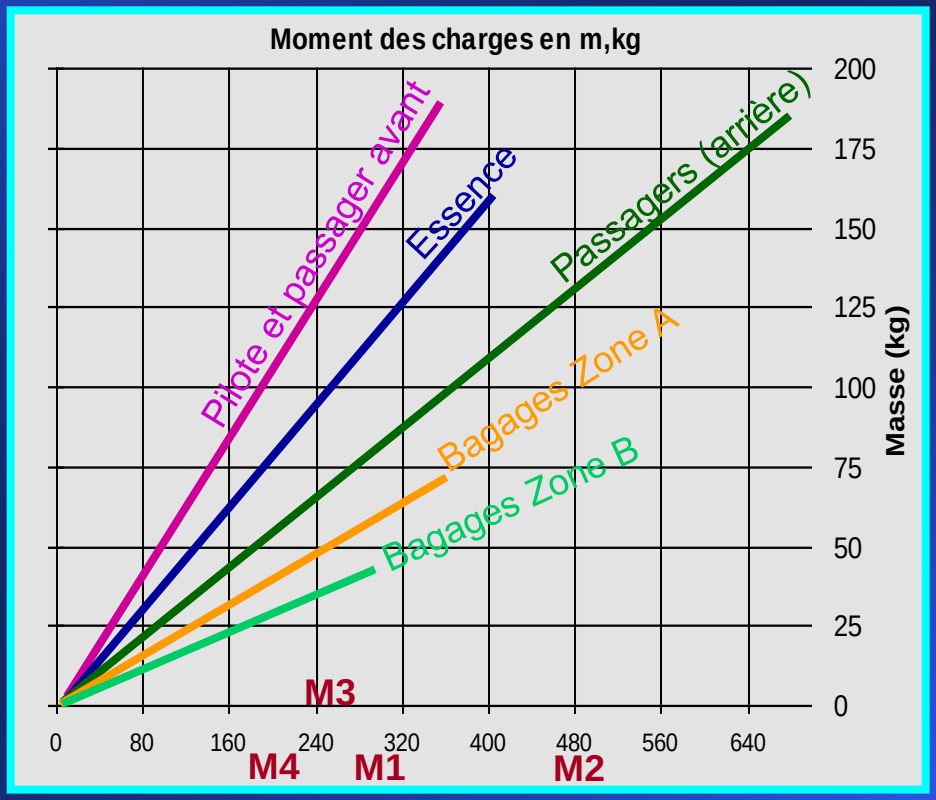




DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

Graphique fourni par le constructeur dans le Manuel de vol (CESSNA)

Avion à vide	
Pilote + Copi	
Passagers arrière	
Essence	
Bagages Zone 1	
Bagages Zone 2	



MÉTHODE DES ABAQUES

MASSE TOTALE = **kg**

SOMME DES MOMENTS Avion à vide = (fiche de pesée)
+ M1 +M2 + M3 + M4 = mkg.

D'où l'on tire le bras de levier : Somme des moments / Masse maxi

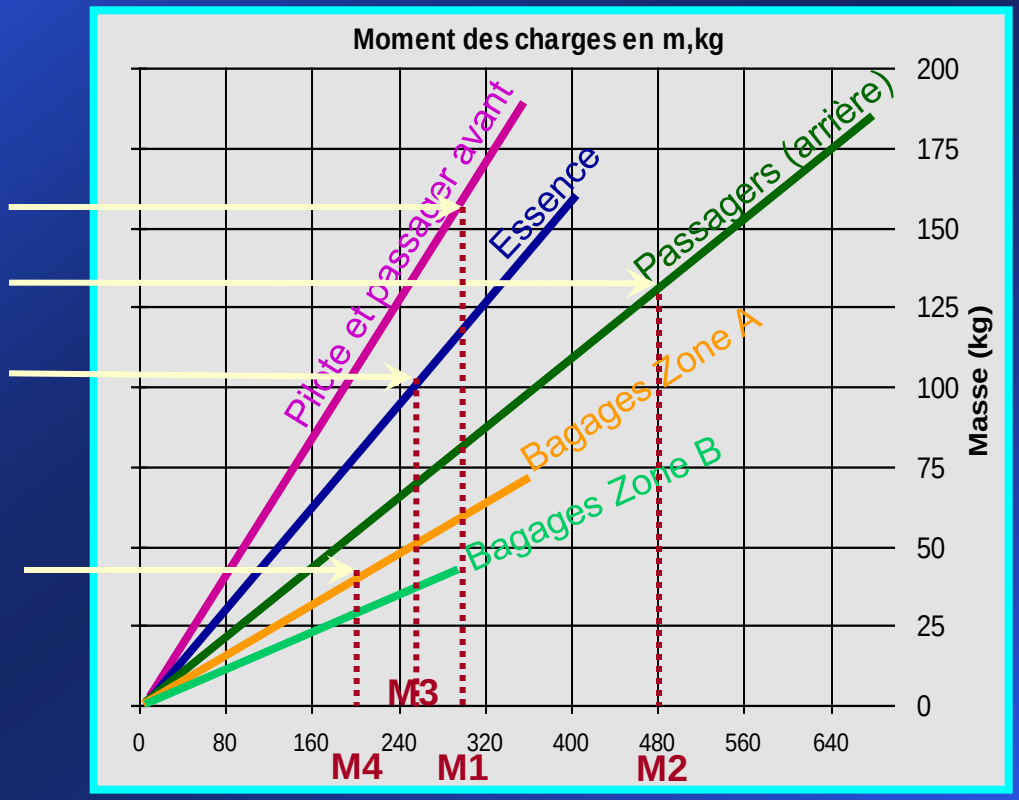
,,,,,,,,,,,,,,, / ,,,,,,,,,,,,, = ,,,,,,,,,,,,,,, m

VÉRIFICATION FINALE SUR DIAGRAMME DE CENTRAGE

DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

Graphique fourni par le constructeur dans le Manuel de vol (CESSNA)

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



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 m

VÉRIFICATION FINALE SUR DIAGRAMME DE CENTRAGE

MÉTHODE DES ABAQUES

DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

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

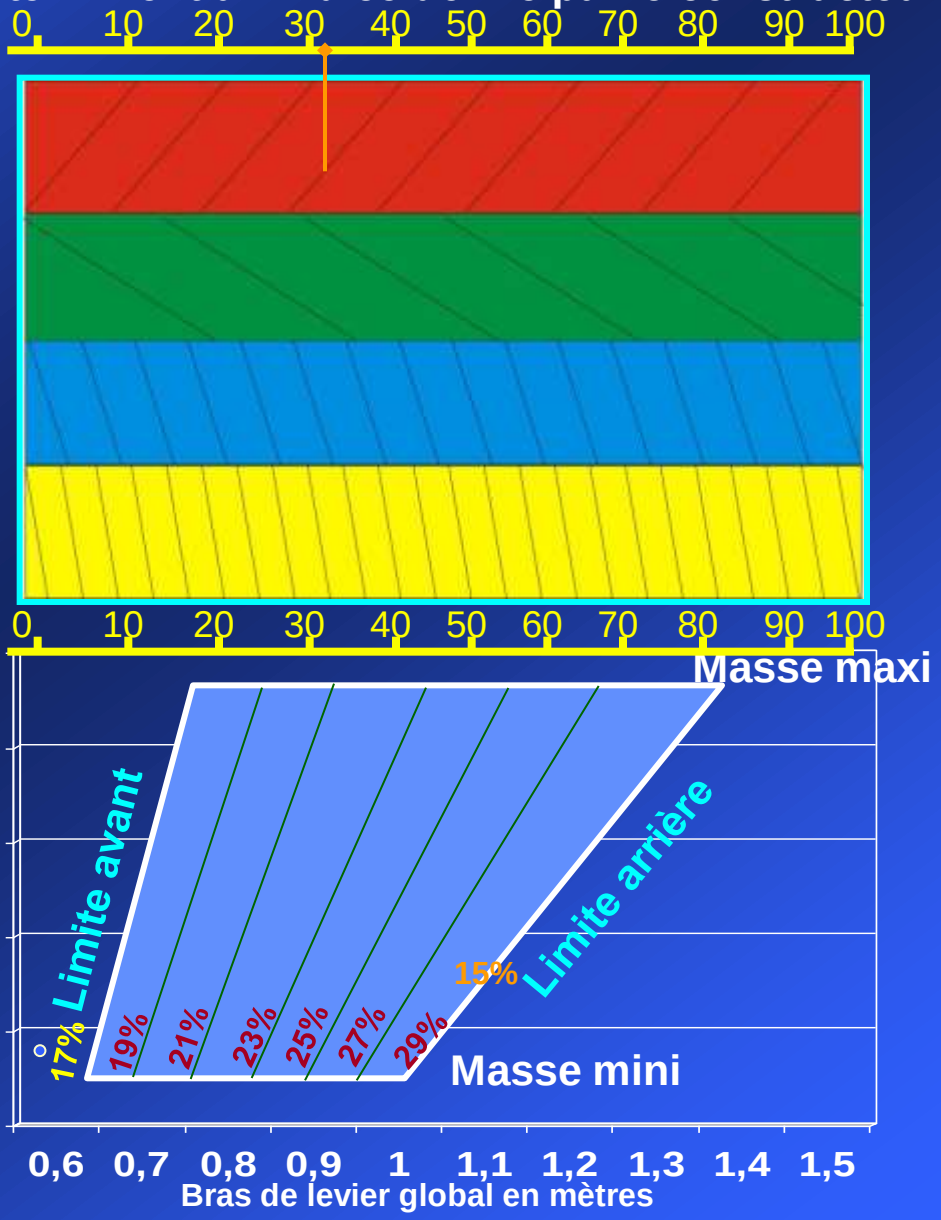
Poids à vide = 630 kg ; indice 32 (Manuel de vol)

Pilote + Copi		80 kg
Passagers arrière		80 kg
Bagages		20 kg
Essence		40 kg

MASSE TOTALE = ... kg
AU DÉCOLLAGE (TOW)

MASSE TOTALE = ... kg
A L'ATTERRISSAGE (LW)

Corde moyenne aérodynamique
% de MAC



MÉTHODE DES INDICES

DEVIS DE MASSE ET DIAGRAMME DE CENTRAGE

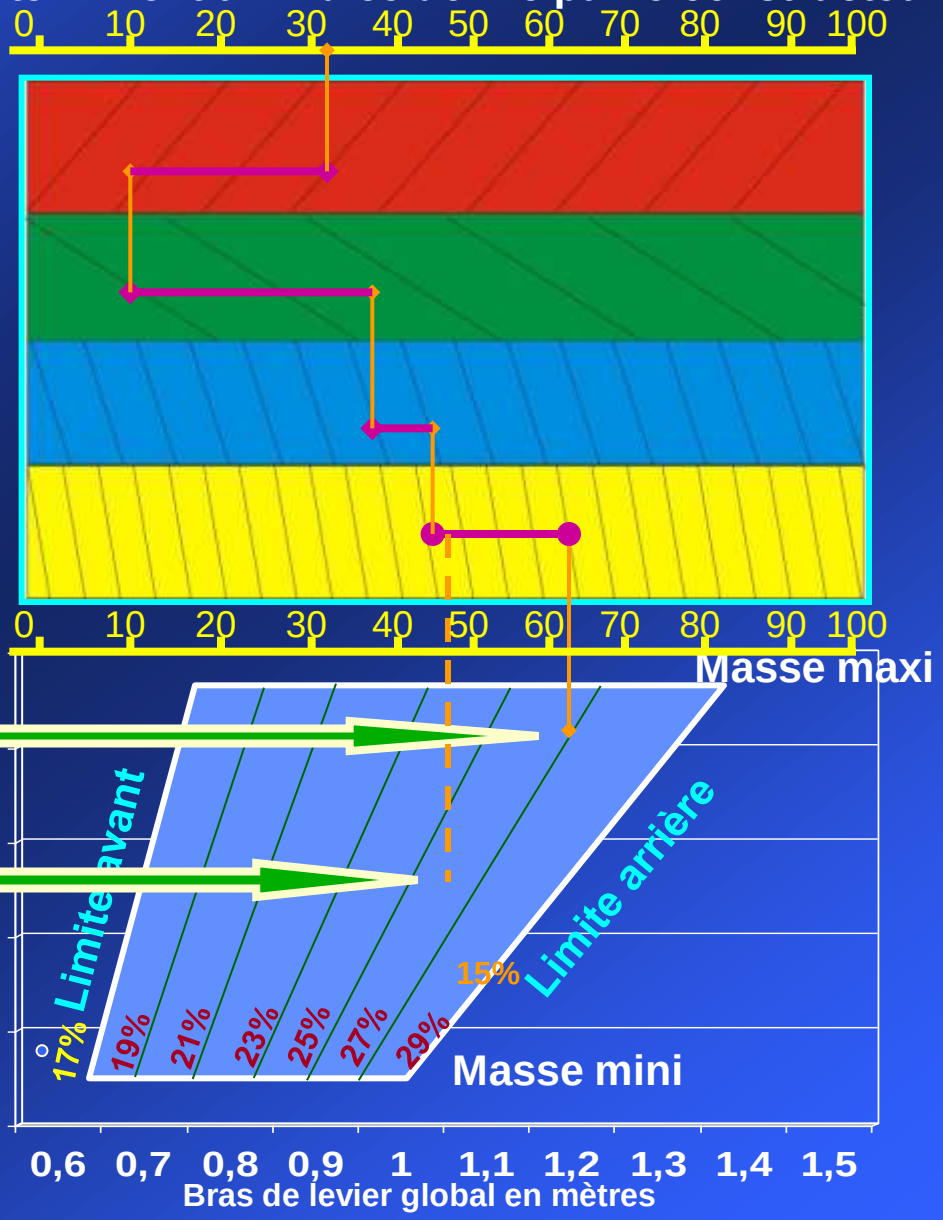
Poids à vide de l'avion et bras de levier déterminent un indice donné par le constructeur

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'ATTERRISSAGE (LW)



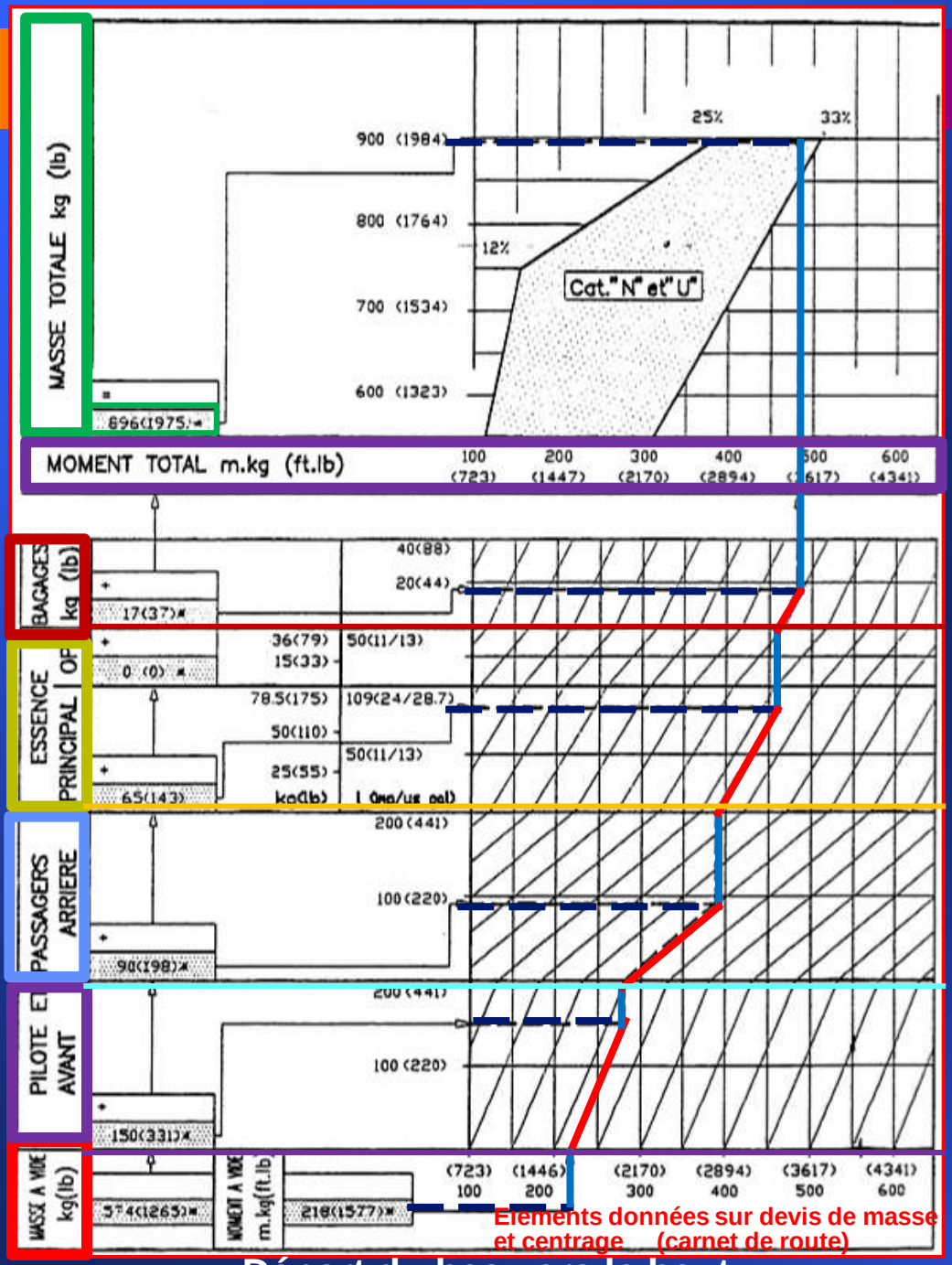
Corde moyenne aérodynamique
% de MAC

MÉTHODE DES INDICES

MASSE ET CENTRAGE

CENTROGRAMME ROBIN DR 400-120

Résolution graphique (méthode des abaques)



Eléments données sur devis de masse et centrage (carnet de route)

Départ du bas vers le haut

REMERCIEMENTS A ERIC SAVATERRO ET CLAUDE GOUMAIN POUR CERTAINES DONNÉES ET CALCULS