

STAGES THÉORIQUES PPL

# MÉCANIQUE DU VOL



Franck Cabrol





- Axes d'évolution de l'avion
- Commandes et gouvernes
- Effets secondaires des gouvernes et symétrie
- Forces appliquées au vol rectiligne, conditions d'équilibre
- Forces appliquées au vol en montée et en descente
- Caractéristiques du décollage et de l'atterrissage
- Forces appliquées en virage et symétrie
- Facteurs de charge en virage et en ressource
- Caractéristiques du décrochage
- Les situations délicates
- Autorotation
- Virages engagés
- Stabilité et maniabilité





## LES AXES D'ÉVOLUTION DE L'AVION

Évolution dans trois dimensions donc trois axes à gérer



**Axe de roulis :** Axe longitudinal autour duquel l'avion s'incline à droite ou à gauche  
Commande : manche ou volant en latéral  
Gouvernes sollicitées : les ailerons

**Axe de tangage :** Axe latéral autour duquel l'avion évolue à cabrer ou à piquer  
Commande : manche ou volant en arrière ou en avant  
Gouverne sollicitée : la profondeur

**Axe de lacet :** Axe vertical de symétrisation de l'avion en ligne droite ou en virage  
Commande : palonniers à droite ou à gauche  
Gouverne sollicitée : la direction



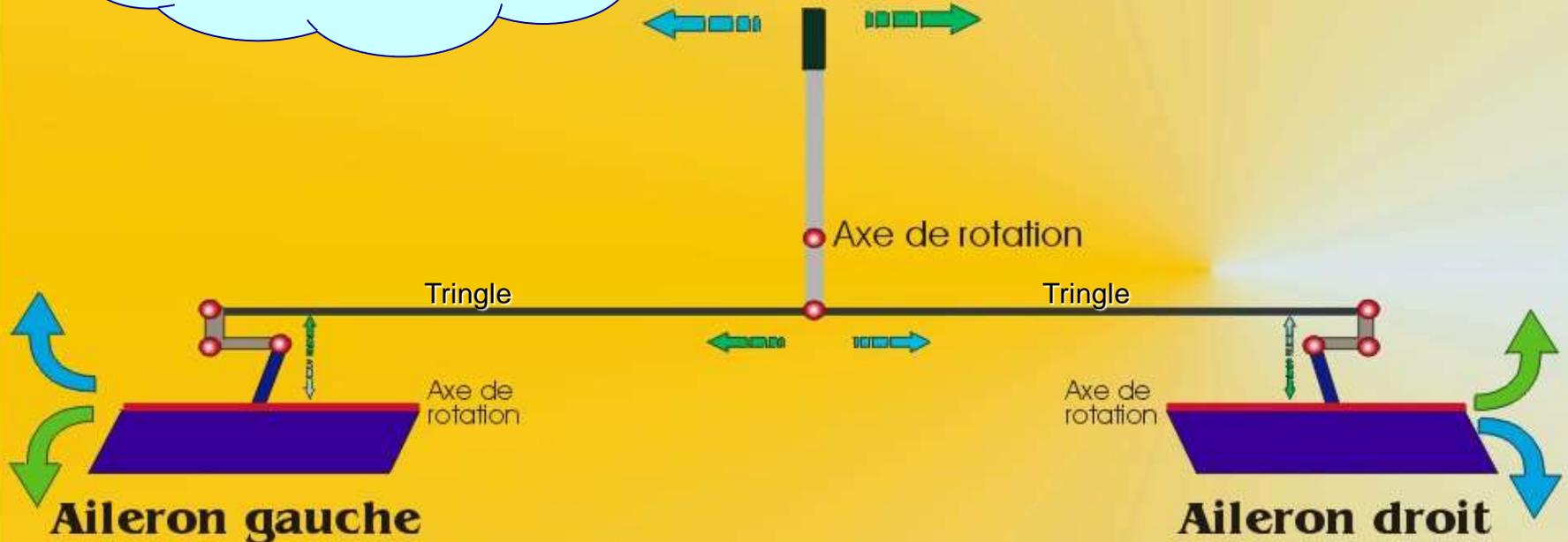
## AXE DE ROULIS

ACTION DU MANCHE EN LATÉRAL OU DU VOLANT

- pour incliner à droite, manche à droite
- pour incliner à gauche, manche à gauche

COMMANDE  
DES  
AILERONS

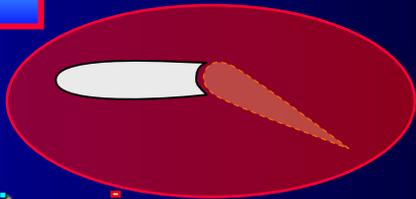
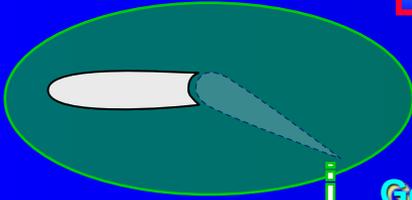
MANCHE  
OU VOLANT



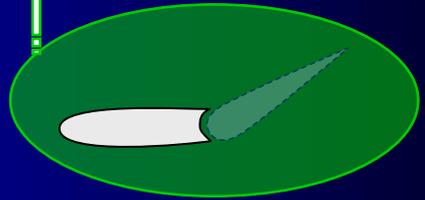
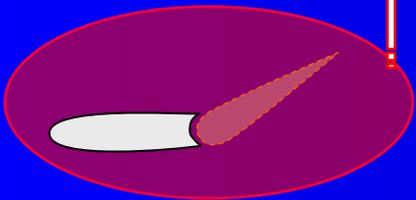
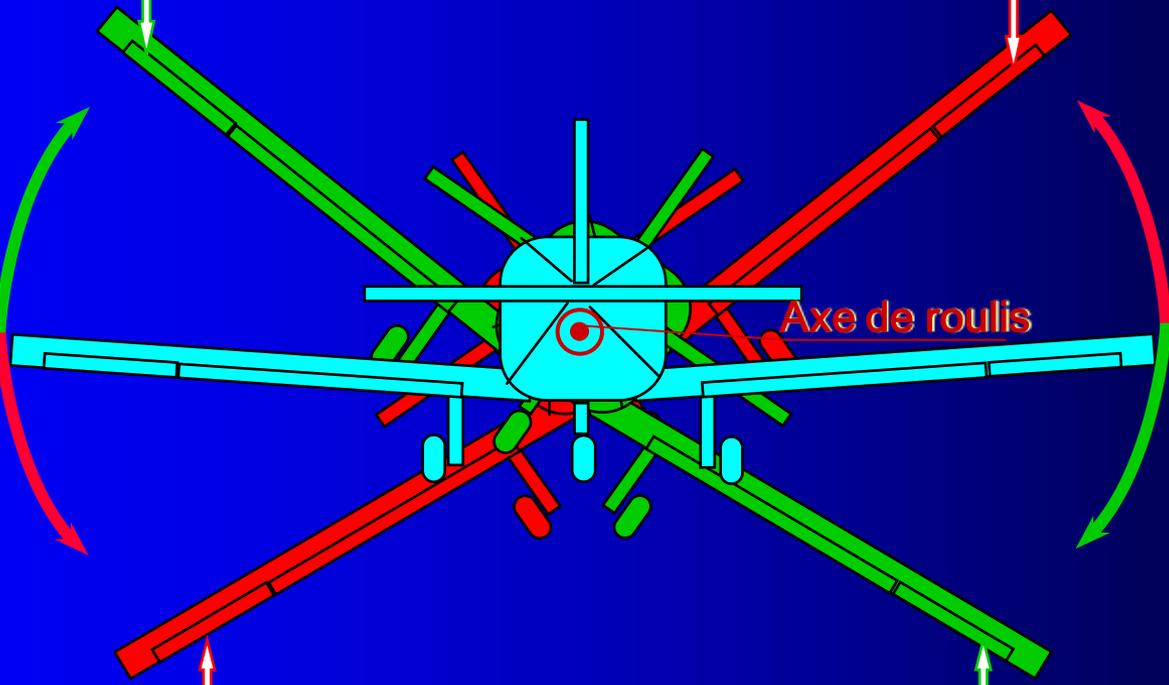
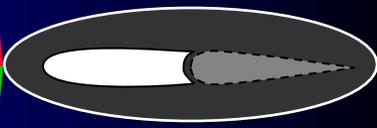
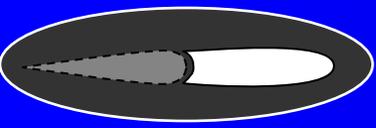
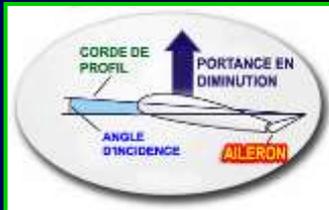
Avion - vue de la place pilote -



# AXE DE ROULIS



Gouvernes : les AILERONS en asymétrie.



Modification de la corde de profil,  
de l'angle d'incidence  
DONC DE LA PORTANCE.

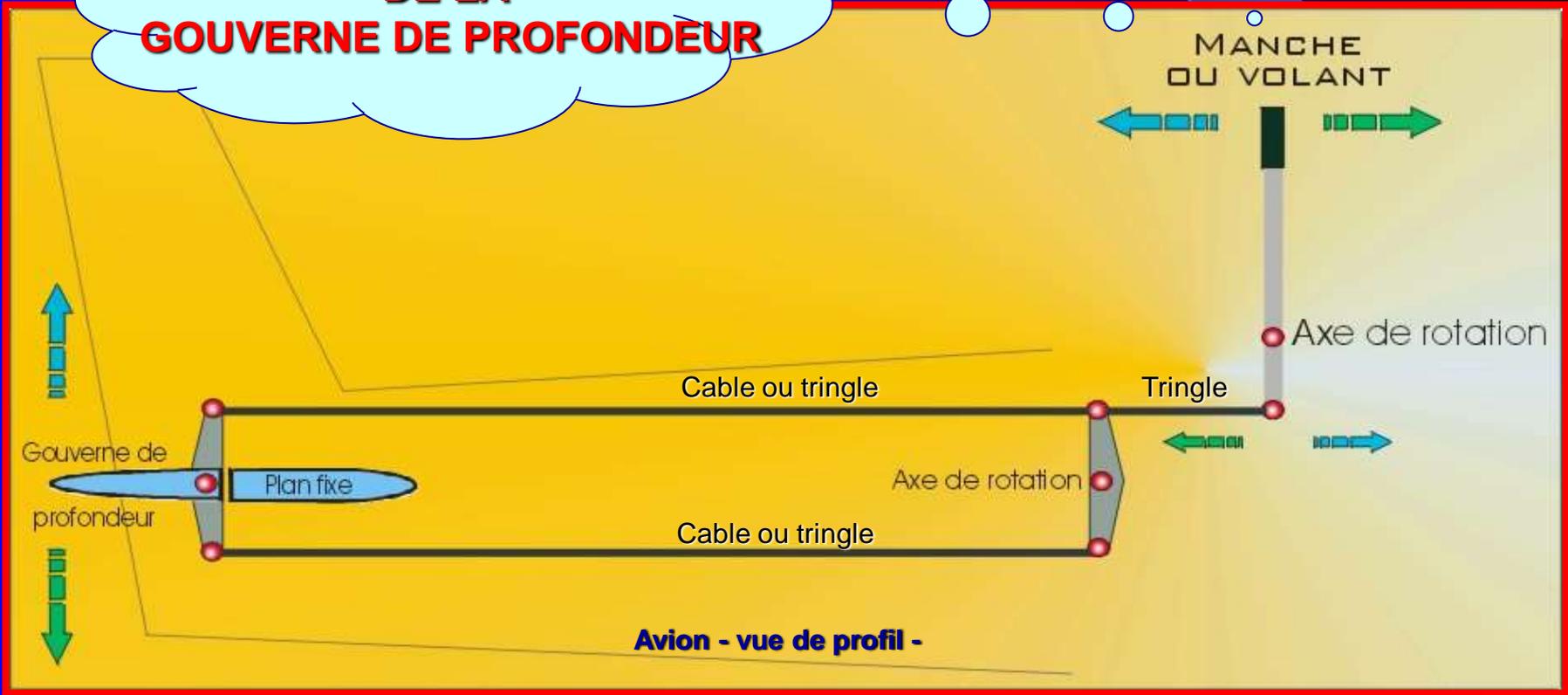


# AXE DE TANGAGE

ACTION LONGITUDINALE DU MANCHE OU DU VOLANT

- pour monter, tirer vers l'arrière
- pour descendre, pousser vers l'avant

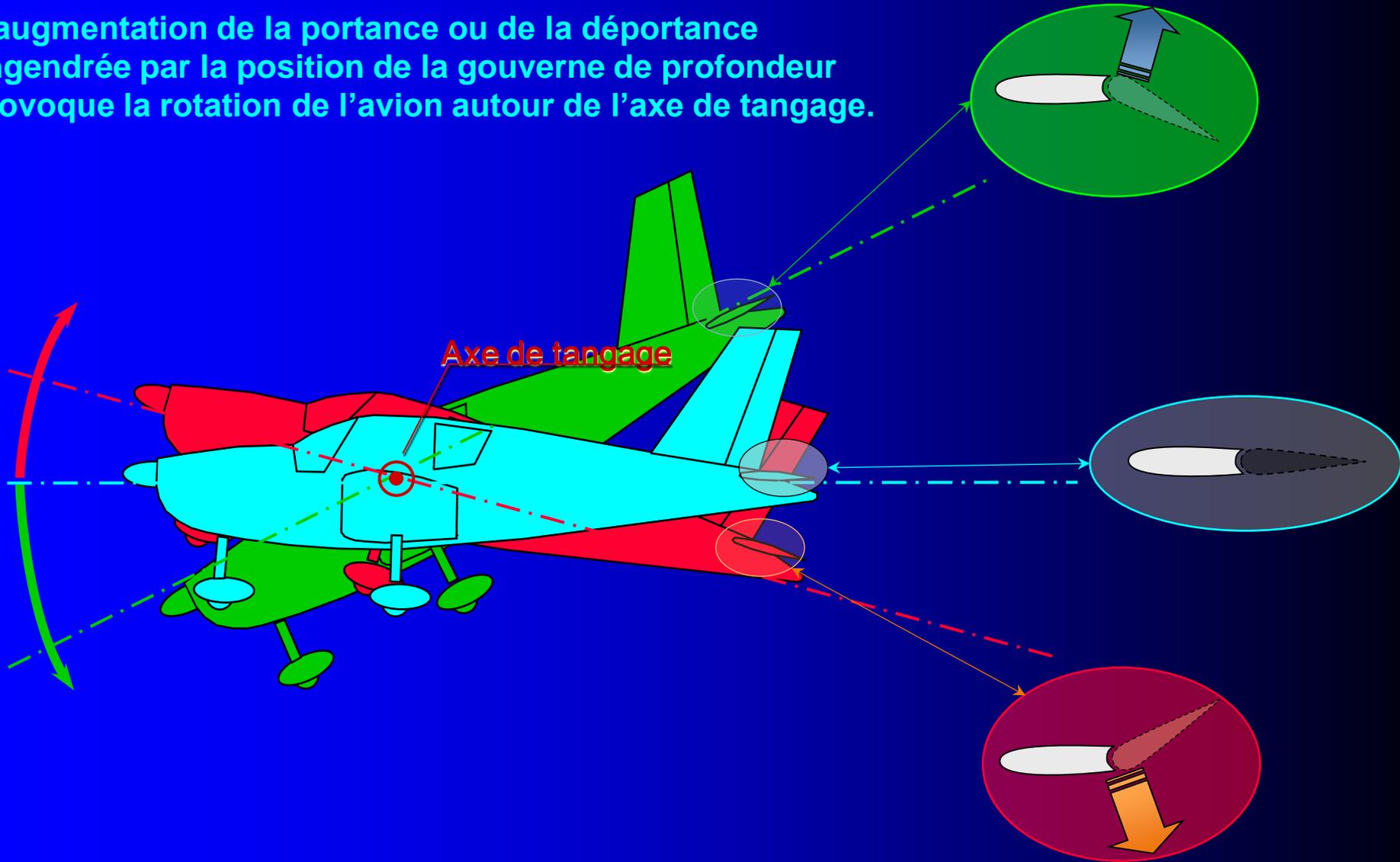
## COMMANDE DE LA GOUVERNE DE PROFONDEUR





# AXE DE TANGAGE

L'augmentation de la portance ou de la déportance engendrée par la position de la gouverne de profondeur provoque la rotation de l'avion autour de l'axe de tangage.





## AXE DE LACET

### ACTION DES PALONNIERS

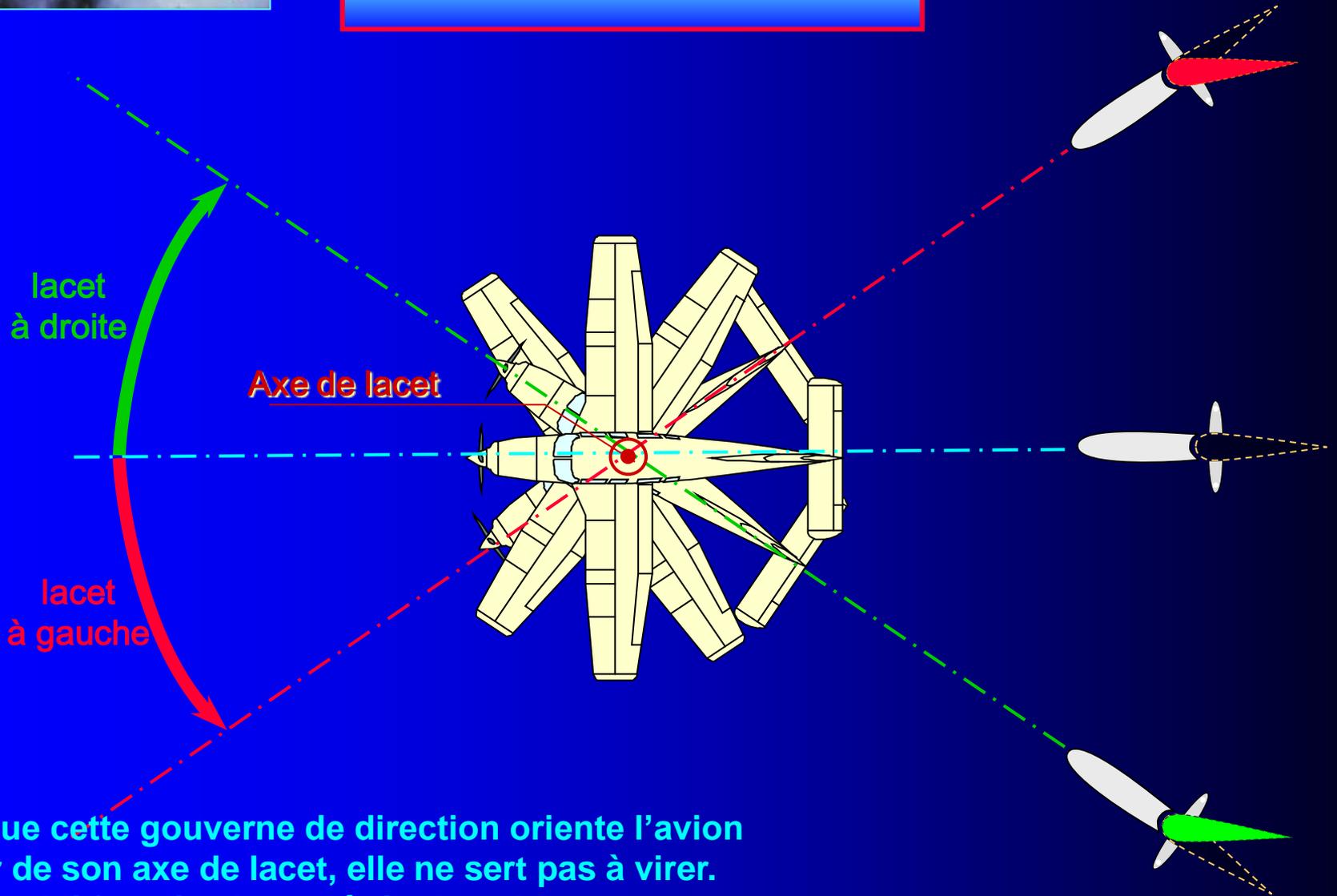
- lacet à droite, palonnier droit
- lacet à gauche, palonnier à gauche

### COMMANDE DE LA GOUVERNE DE DIRECTION (SYMÉTRIE)





## AXE DE LACET



Bien que cette gouverne de direction oriente l'avion autour de son axe de lacet, elle ne sert pas à virer. Son emploi favorise la symétrie du vol tant en ligne droite qu'en virage (complémentarité du roulis).



# VENT RELATIF ET SYMÉTRIE DE VOL

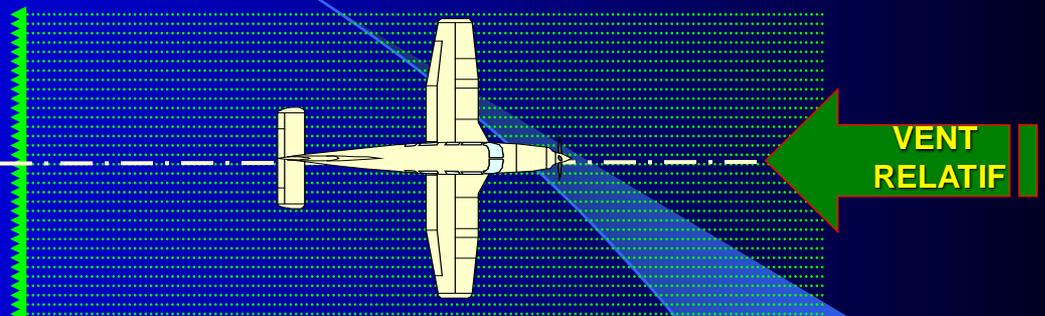
## DÉFINITION DE LA SYMÉTRIE DE VOL :

Le vol est dit symétrique lorsque l'écoulement aérodynamique est parallèle à l'axe longitudinal de l'avion.

### SYMÉTRIE EN LIGNE DROITE

Écoulement aérodynamique Symétrique.  
Inclinaison nulle.

Axe longitudinal de l'avion

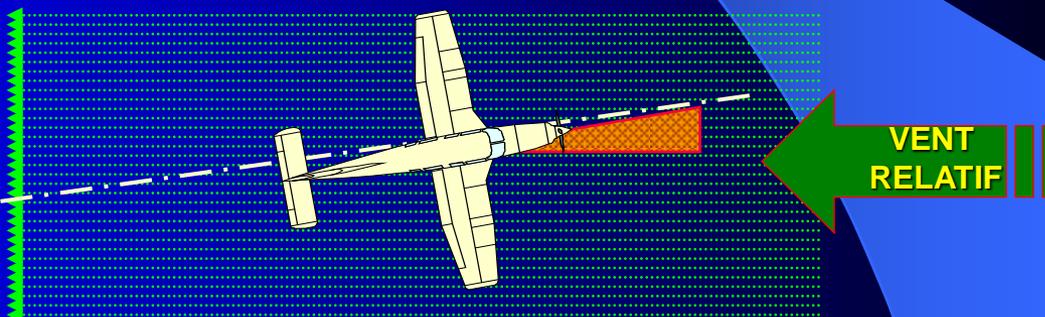


### VOL DÉRAPÉ A DROITE

Écoulement aérodynamique dissymétrique.

Axe longitudinal de l'avion

Vent relatif vient de la droite.  
(Pied à gauche, manche à droite : ligne droite)

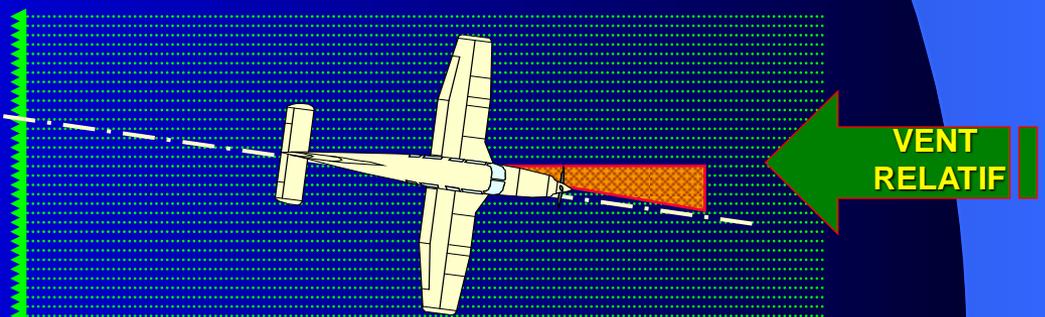


### VOL DÉRAPÉ A GAUCHE

Écoulement aérodynamique dissymétrique.

Axe longitudinal de l'avion

Vent relatif vient de la gauche.  
(Pied à droite, manche à gauche : ligne droite)



# RÉSUMÉ DES INTERACTIONS : COMMANDES - AXES - GOUVERNES

## LES COMMANDES

Le manche d'avant en arrière

Le manche latéralement

Les palonniers

commande  
le braquage

commande  
le braquage

commande  
le braquage

## LES GOUVERNES

de la profondeur

des ailerons

de la direction

qui crée une  
rotation autour

qui crée une  
rotation autour

qui crée une  
rotation autour

## LES AXES

de l'axe de tangage

de l'axe de roulis

de l'axe de lacet



## LES EFFETS SECONDAIRES DES GOUVERNES

### LE LACET INDUIT

En virage, l'aile extérieure au virage décrit, dans le même temps, une trajectoire **PLUS LONGUE** que celle de l'aile intérieure.

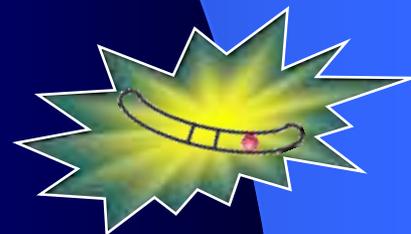
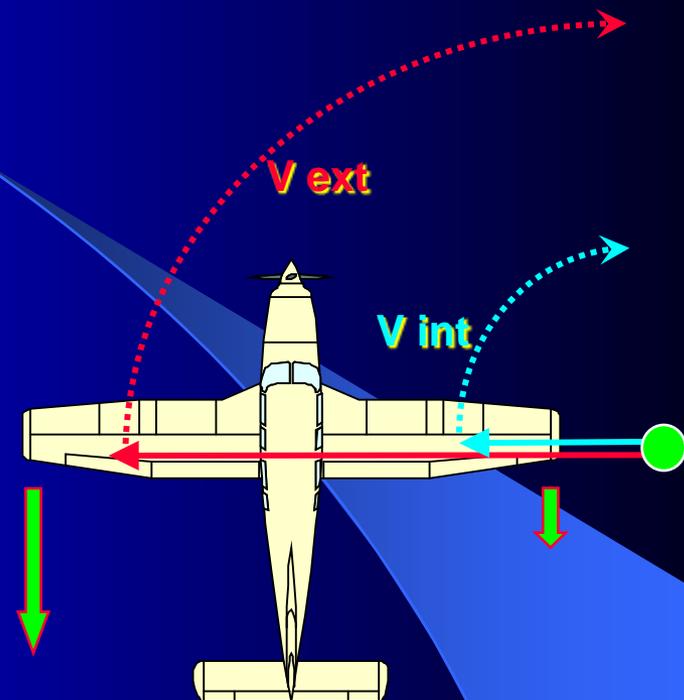
Vitesse plus importante de l'aile extérieure entraîne :

- une sustentation plus forte sur l'aile extérieure qui tend à se soulever et donc augmente l'inclinaison, c'est d'une part le roulis induit, mais
- cette aile va traîner plus, donc l'aile extérieure sera plus freinée par rapport à l'aile intérieure d'où

Mise en glissade de l'avion par mouvement de lacet :

**C'EST LE LACET INDUIT.**

**CORRECTION** : Action permanente sur palonnier intérieur au virage.





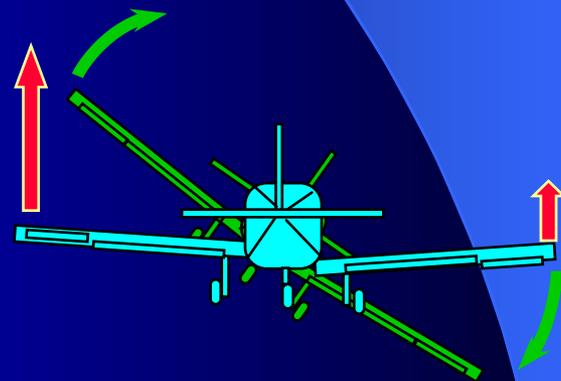
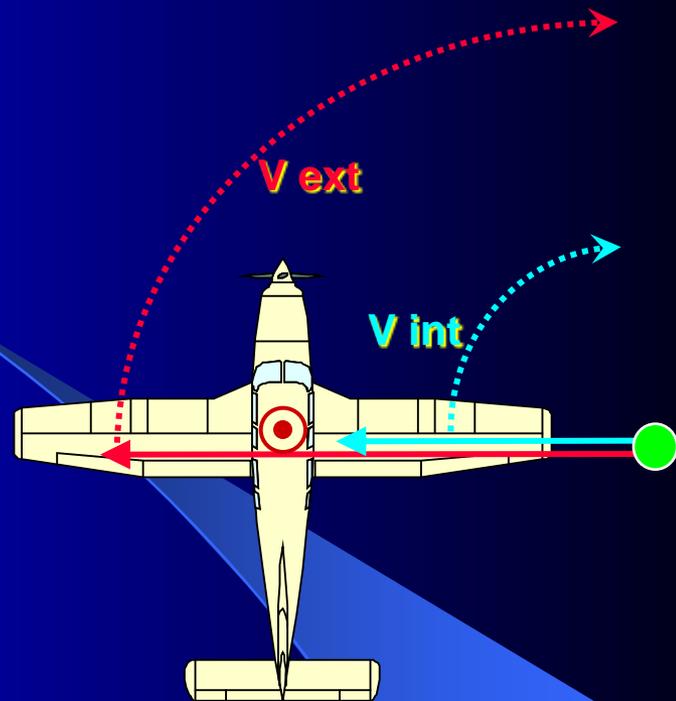
## LES EFFETS SECONDAIRES DES GOUVERNES

### LE ROULIS INDUIT

L'action sur les palonniers provoque une rotation autour de l'AXE de LACET.

Lors de la rotation, l'aile extérieure parcourt une distance supérieure à l'aile intérieure pendant le même temps.

La vitesse est donc supérieure sur l'aile extérieure, sa portance également. L'avion, sans intervention sur le volant s'incline du côté de l'action sur le palonnier.



### PHASE PARTICULIÈREMENT CONCERNÉE

A l'atterrissage lors du décrochage, contrer le roulis induit par une action de correction au manche (manche dans le vent) en vue de maintenir une inclinaison nulle.



## LES EFFETS SECONDAIRES DES GOUVERNES

### LE LACET INVERSE

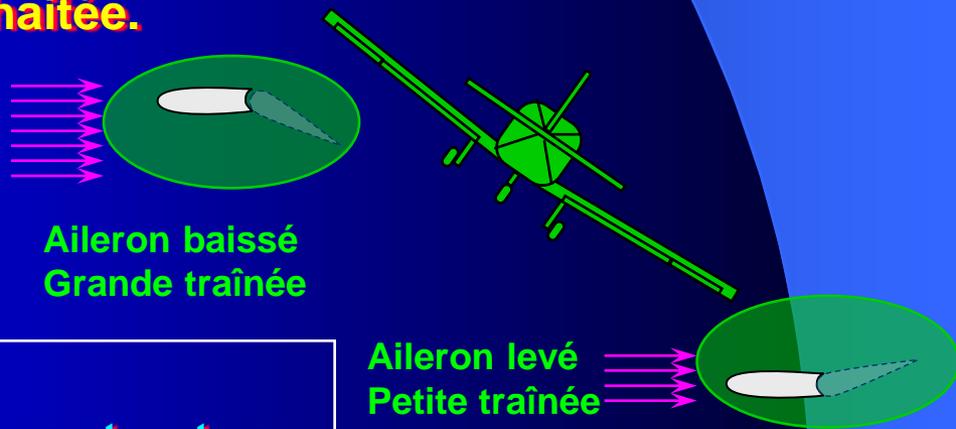
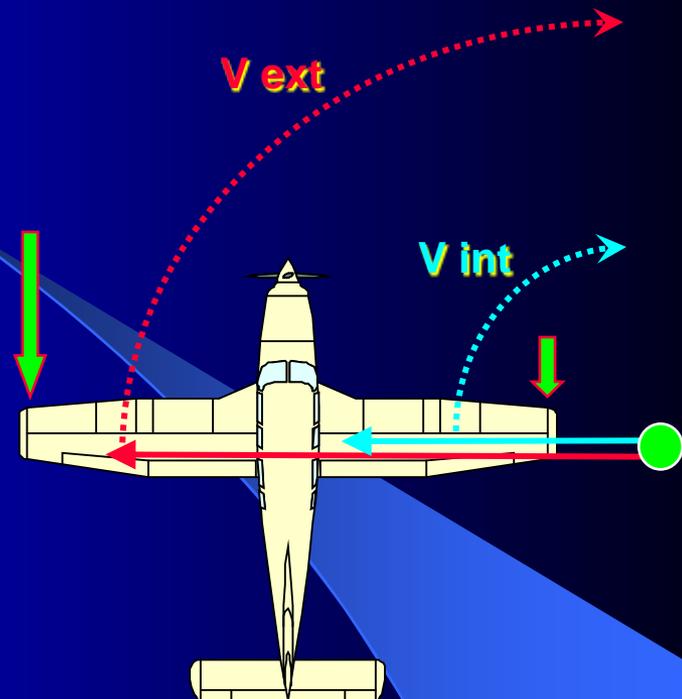
La mise en virage implique deux actions :

- l'action latérale sur le manche d'où aileron baissé sur aile extérieure et aileron haut sur aile intérieure ;
- le palonnier intérieur au virage sollicité.

Or différence de traînées entre aileron baissé et levé d'où freinage de l'aile extérieure tendant à contrer la mise en virage souhaitée.

**ACTION PLUS SOUTENUE SUR PALONNIERS.**

**CORRECTION :**  
Réglage différentiel des ailerons par le constructeur.





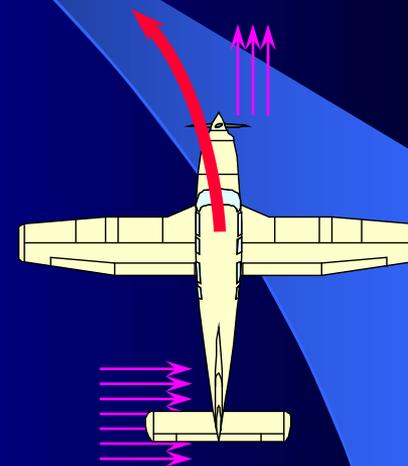
## LES EFFETS SECONDAIRES DES GOUVERNES

### AUTRES CAUSES

**Le souffle hélicoïdal de l'hélice**  
**La grande masse d'air déplacée par l'hélice**  
**frappe la dérive latéralement sur sa face gauche**  
**(sens de rotation horaire du moteur)**  
**D'où création d'un lacet à gauche.**

**La traction asymétrique de l'hélice**  
**A haut régime et particulièrement en assiette cabrée**  
**la pale d'hélice descendante a un angle d'attaque**  
**plus grand par rapport à l'air, d'où plus de traction**  
**(sens de rotation horaire du moteur).**  
**D'ou création d'un lacet à gauche**

**Le couple moteur et effets gyroscopiques**



**ACTION PLUS SOUTENUE SUR PALONNIER DROIT, COMPENSATION PAR CONSTRUCTION**

### CORRECTIONS :

**Axe de l'hélice décalé par rapport à l'axe longitudinal**  
**Empennage désaxé, Tab de compensation en direction, ...**



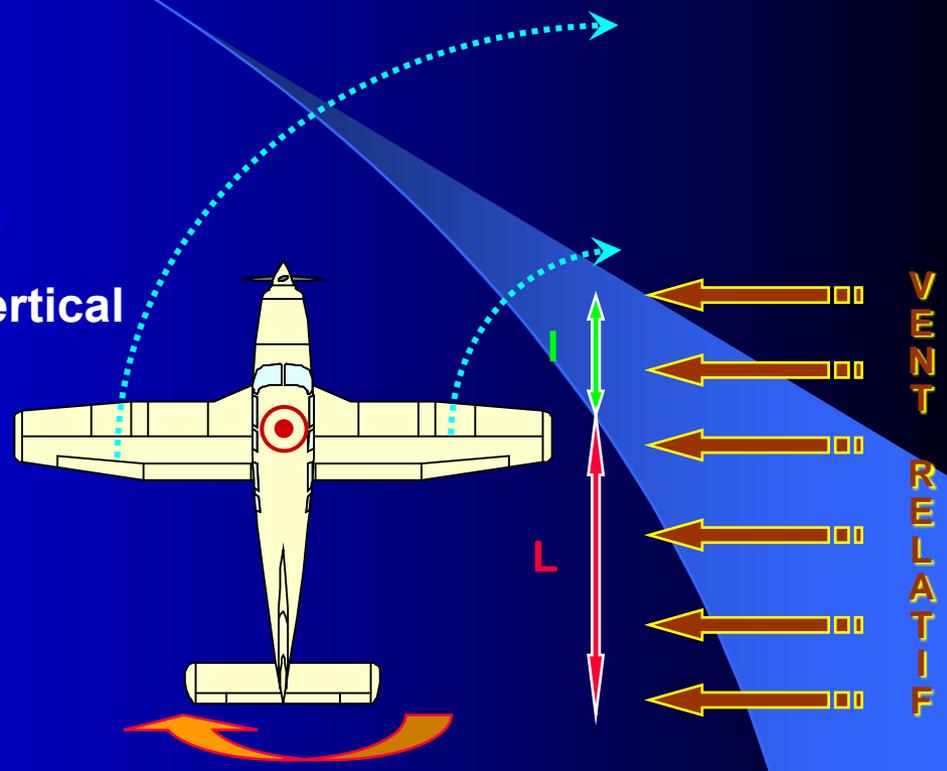
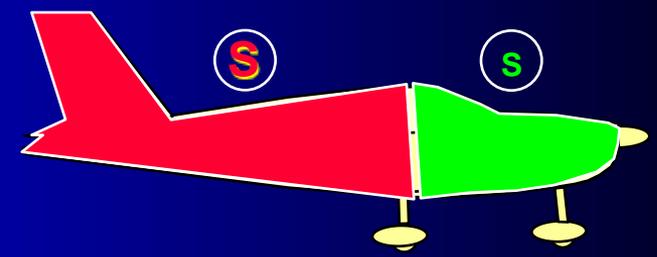
# LES EFFETS SECONDAIRES DES GOUVERNES

## L'EFFET DE GIROUETTE

Au roulage, avec vent de travers :

- Le fuselage avant de **petite surface** est soumis à la force du vent avec un bras de levier de **petite dimension**
- Le fuselage arrière et l'empennage vertical de **grande surface** est soumis à la même force du vent avec un **grand bras de levier**.

**L'AVION, SANS ACTION DU PILOTE, S'ORIENTE COMME UNE GIROUETTE FACE AU VENT**



### ACTIONS

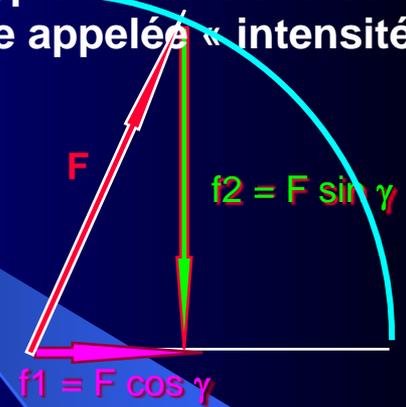
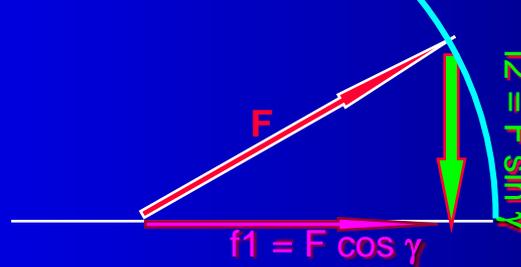
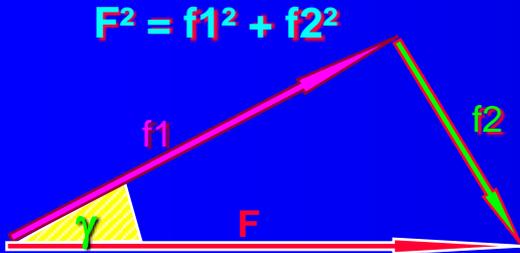
- ❖ Freiner aérodynamiquement l'aile extérieure par inclinaison vers le bas de l'aileron (manche du côté du vent).
- ❖ Créer une force aérodynamique contrant l'effet du vent sur l'empennage vertical par déplacement de la gouverne de direction vers l'extérieur (palonnier à l'inverse du côté du vent).



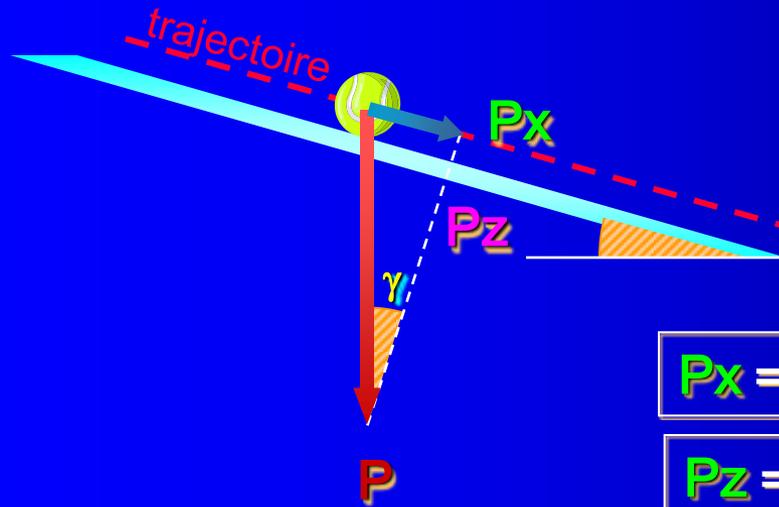
# DÉCOMPOSITION DES FORCES

## CARACTÉRISTIQUES D'UNE FORCE

- le point d'application sur l'objet
- la direction suivant laquelle elle s'exerce
- la grandeur de la force appelée « intensité »

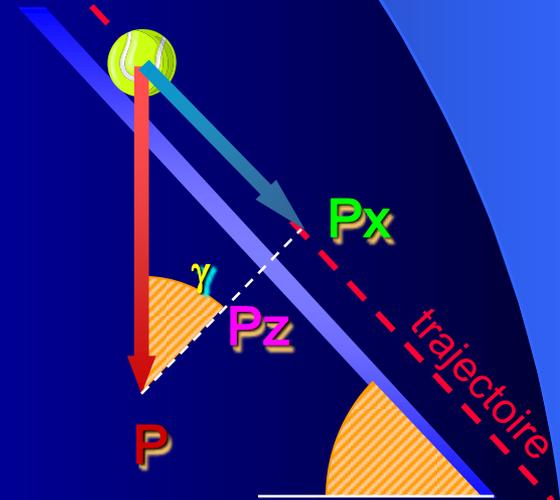


## ANALOGIE AVEC UNE BALLE (Masse x G = Force en Newtons)



$$P_x = P \times \sin \gamma$$

$$P_z = P \times \cos \gamma$$

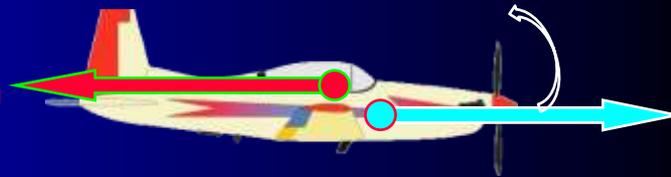


Plus l'angle  $\alpha$  (assiette) est fort, plus la composante du poids (traction, vitesse) est forte.



# POINTS D'APPLICATION DES FORCES

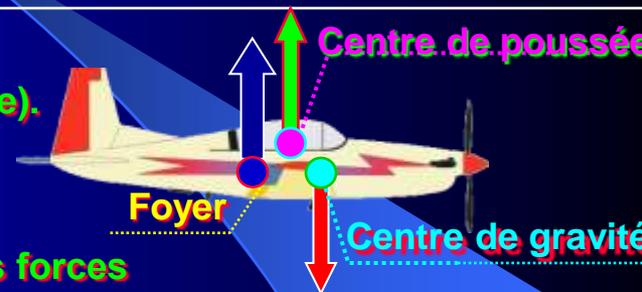
Le décalage des deux points d'application des forces de traction et de traînée est un gage de sécurité qui contribue, avec la déflexion de l'air vers le bas sur la gouverne de profondeur derrière l'aile, à créer un effet cabreur à l'augmentation de puissance.



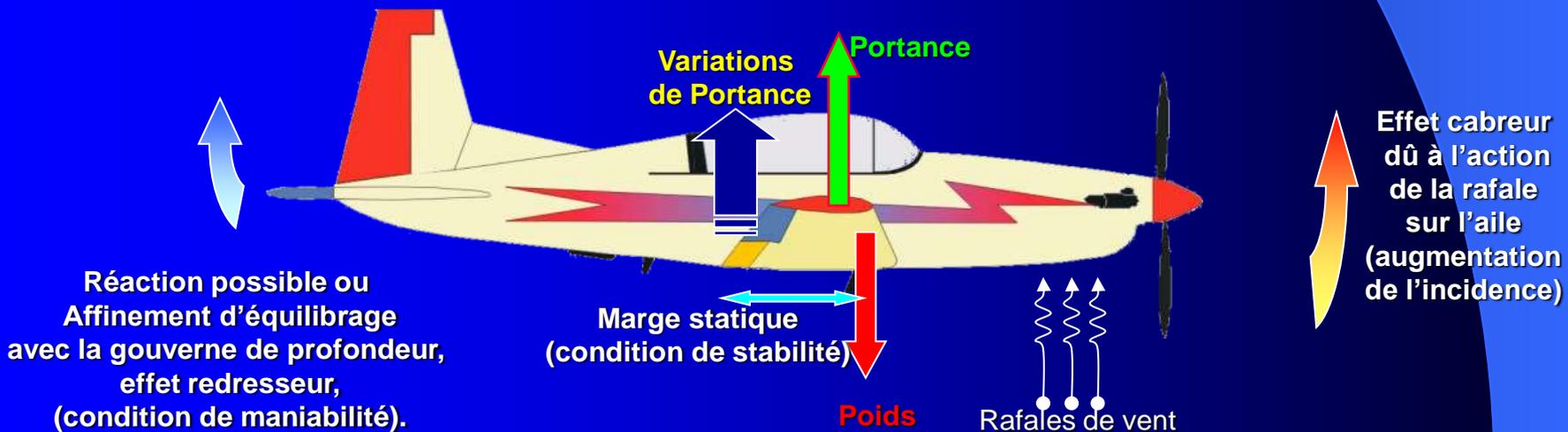
**CENTRE DE POUSSÉE** : point mobile d'application des forces aérodynamiques (résultante, portance, traînée).

**FOYER** : point fixe d'application des variations de portance.

**CENTRE DE GRAVITÉ** : point mobile d'application de la résultante des forces mécaniques (différentes masses, centre d'inertie, turbulences, ...).



## ACTION DE STABILISATION DÛ AU FOYER LORS D'UNE RAFALE ASCENDANTE





# POINTS D'APPLICATION DES FORCES

## IMPORTANCE DE LA POSITION DE CES POINTS

### 1 ÉCART VERTICAL CG - CP

Stabilité longitudinale (grande sur avion à ailes hautes).

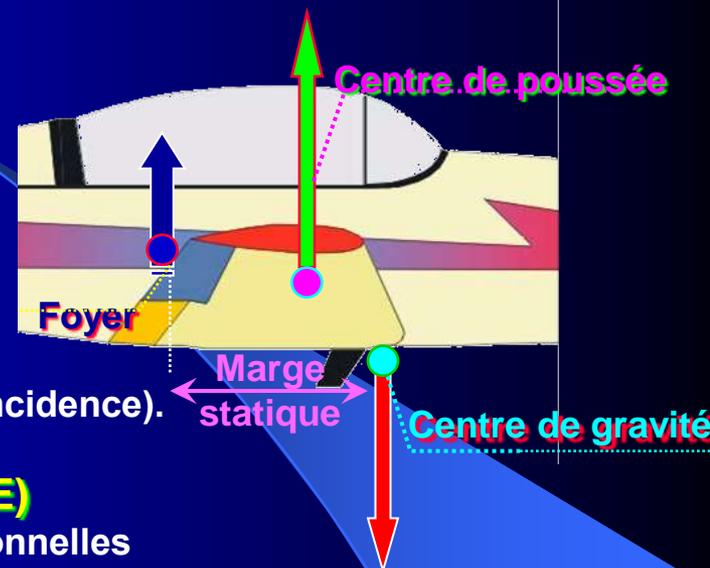
### 2 ÉCART HORIZONTAL CG - CP

Peu importante, on considère que les deux points sont quasiment confondus pour les calculs (CG fonction de la répartition des masses et CP fonction des changements d'incidence).

### 3 ÉCART HORIZONTAL CG – FOYER (MARGE STATIQUE)

Cet écart conditionne les qualités manœuvrières et opérationnelles de l'avion et joue sur la stabilité longitudinale et sur la maniabilité.

Le constructeur fournit les éléments de calcul permettant de s'assurer des conditions d'utilisation de l'avion. D'où obligation de calculer les masses embarquées et l'intégration dans un abaque fixant les limites de CENTRAGE autorisées.



### 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**  
Aptitude de l'avion à changer d'assiette sans que le pilote ait à fournir un effort prohibitif sur les commandes

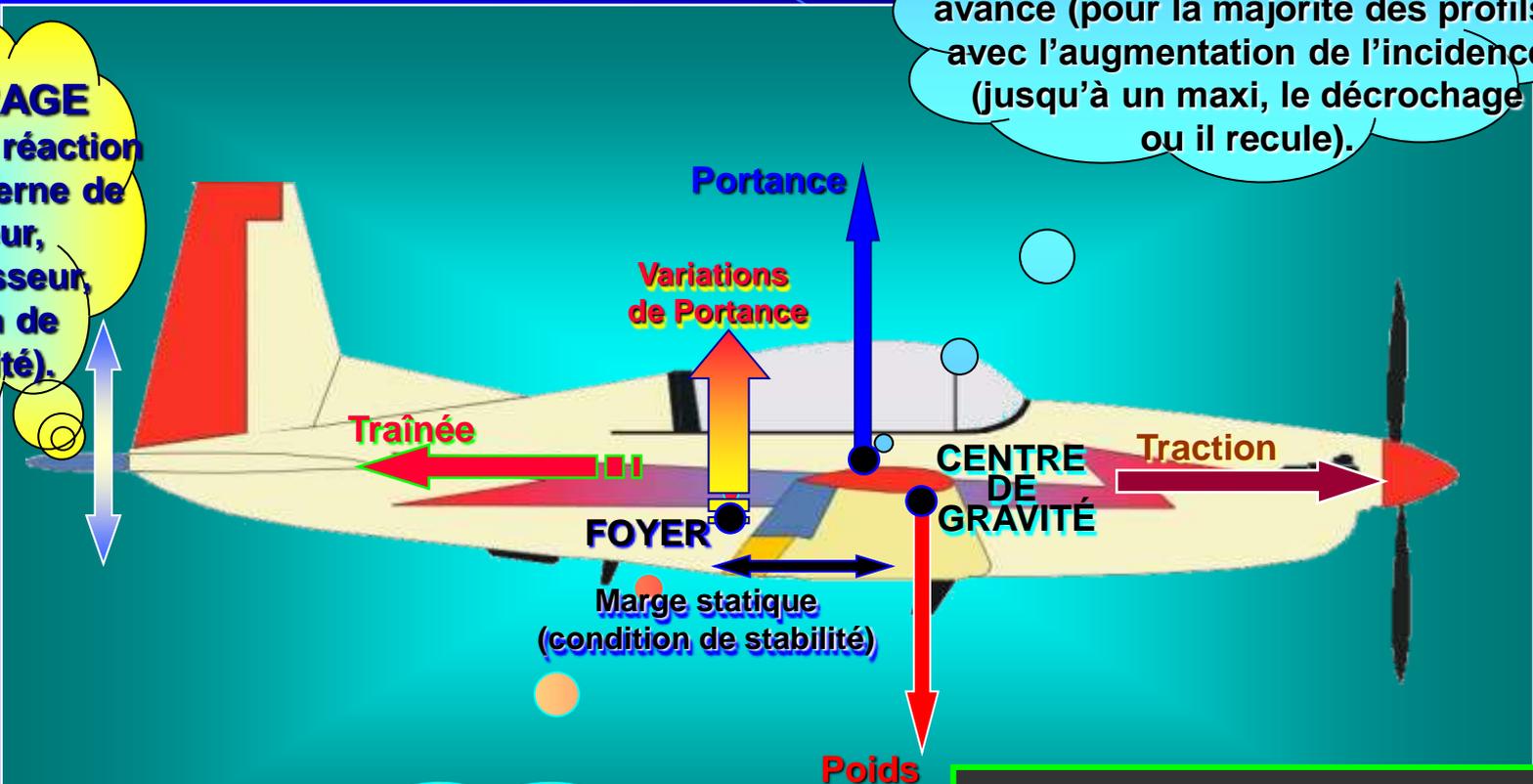


# L'ÉQUILIBRE DES FORCES EN PALIER

## UN ÉQUILIBRE ET DES LIMITATIONS

### ÉQUILIBRAGE

Possibilité de réaction avec la gouverne de profondeur, effet redresseur, (condition de maniabilité).



Le centre de poussée, point d'application de la portance, avance (pour la majorité des profils) avec l'augmentation de l'incidence (jusqu'à un maxi, le décrochage ou il recule).

Le foyer, point d'application des variations de portance, est fixe et doit être situé en arrière du centre de gravité.

### A L'ÉQUILIBRE :

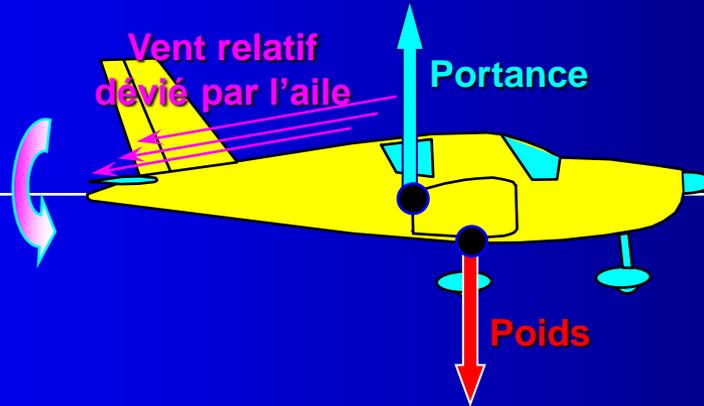
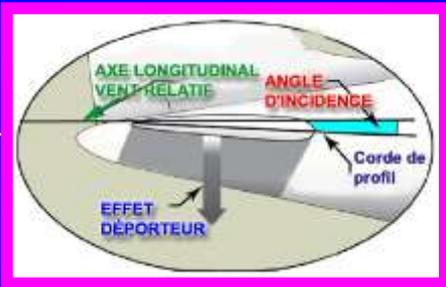
Portance = Poids  
Traction = Traînée



# L'ÉQUILIBRE DES FORCES EN PALIER

## DEUX CONDITIONS D'ÉQUILIBRE LONGITUDINAL

### Par effet déporteur de l'empennage horizontal

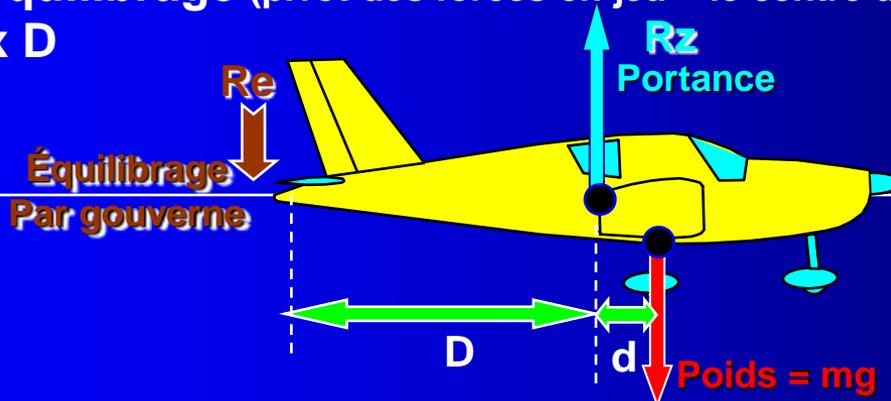


Le calage du plan fixe est déterminant pour l'équilibre naturel de l'avion

### Par efficacité de la gouverne de profondeur face à l'effet perturbateur

Condition d'équilibrage (pivot des forces en jeu = le centre de poussée) :

$$mg \times d = Re \times D$$



L'avion ne sera exploitable que si, à tout moment, le débattement de la gouverne de profondeur puisse contre efficacement le moment des forces résultant du couple Portance - Traînée.



# L'ÉQUILIBRE DES FORCES EN PALIER

## TROIS ÉQUILIBRES POSSIBLES

### ÉQUILIBRE STABLE :

Trajectoire Avion revient naturellement à sa position initiale.



### ÉQUILIBRE INDIFFÉRENT :

Trajectoire Avion déviée prend une nouvelle direction et la conserve.



### ÉQUILIBRE INSTABLE :

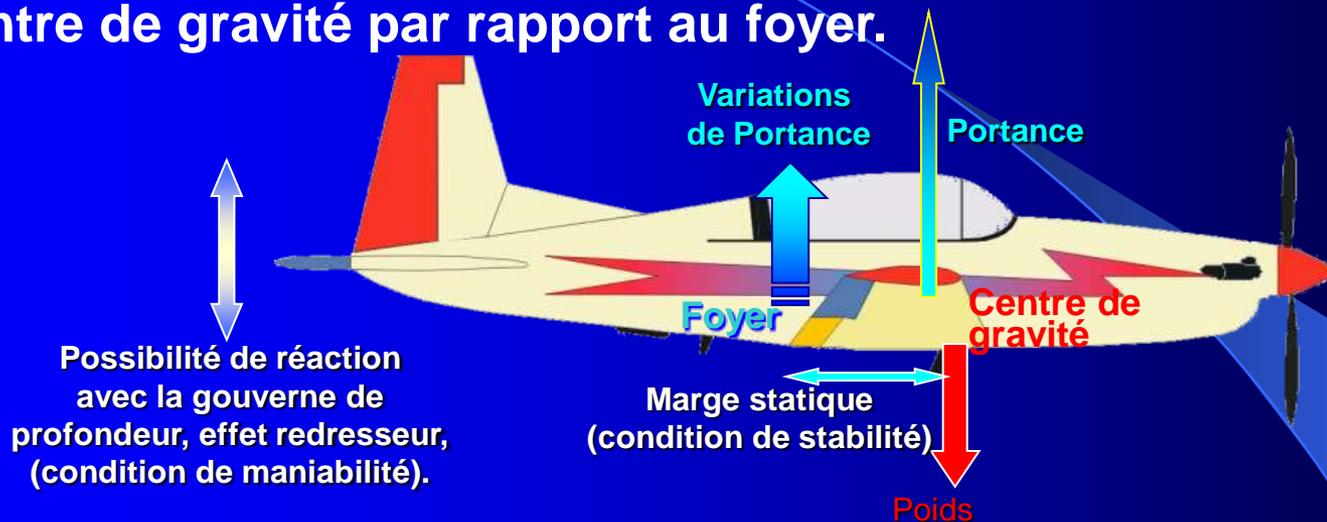
Trajectoire Avion tend à s'écarter graduellement de sa position initiale





## L'ÉQUILIBRE DES FORCES EN PALIER

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



**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.**

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

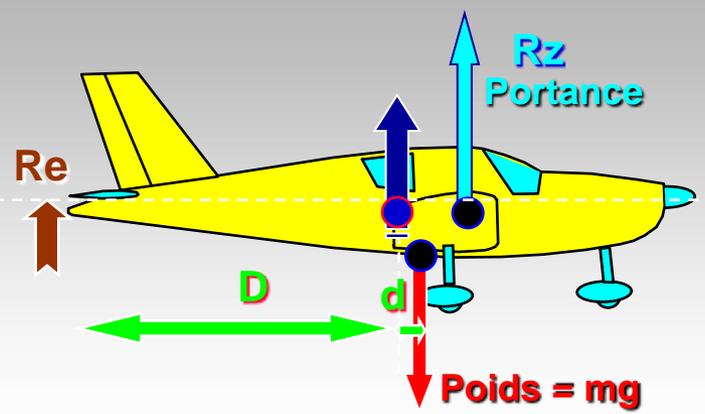
**Si CG en arrière du foyer, couple portance poids accentue toute perturbation de l'incidence d'où INSTABILITÉ.**



# L'ÉQUILIBRE DES FORCES EN PALIER

## EFFETS DU CENTRAGE SUR LE VOL

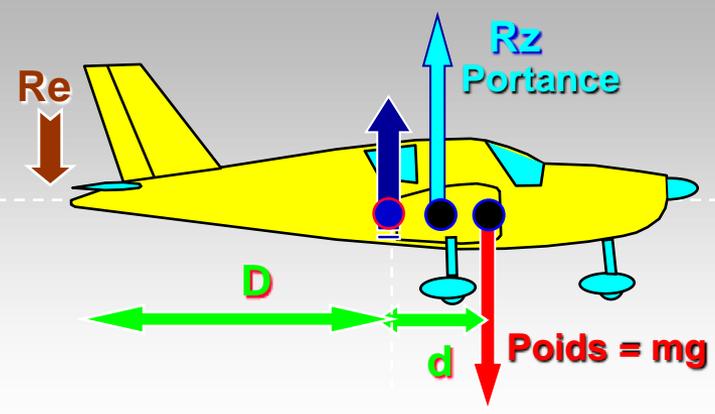
### CENTRAGE ARRIÈRE



Marge statique faible,  
Peu d'appui sur empennage horizontal;  
**STABILITÉ LIMITÉE**

Grand bras de levier arrière (D) et très petit bras de levier avant (d) : la moindre action sur manche implique très grande réaction de l'avion, à cabrer ou à piquer, difficile à maîtriser, d'où équilibre instable, donc **MANIABILITÉ ACCRUE**

### CENTRAGE AVANT



Marge statique importante,  
Bon appui sur empennage horizontal;  
**STABILITÉ ACCRUE**

Grand bras de levier arrière (D) mais bras de levier avant (d) important : les variations d'incidence forment un couple important devant être compensé par une action amplifiée sur le manche mais pas toujours possible, d'où **MANIABILITÉ LIMITÉE**

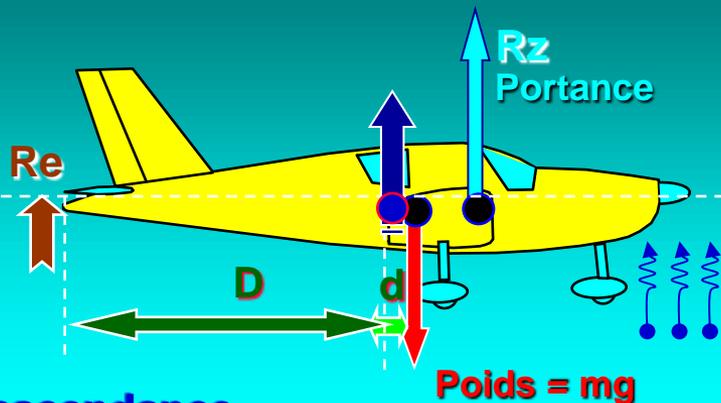


# L'ÉQUILIBRE DES FORCES EN PALIER

Le calcul et le respect du centrage de l'avion sont des impératifs de **SÉCURITÉ**.

## LIMITES DU CENTRAGE SUR LE VOL

### CENTRAGE ARRIÈRE



Si ascendance,

- augmentation d'incidence ;
- avancée du centre de poussée ;
- effet cabreur et variation portance sans effet compensateur ( $d$  trop petit) ; d'où :

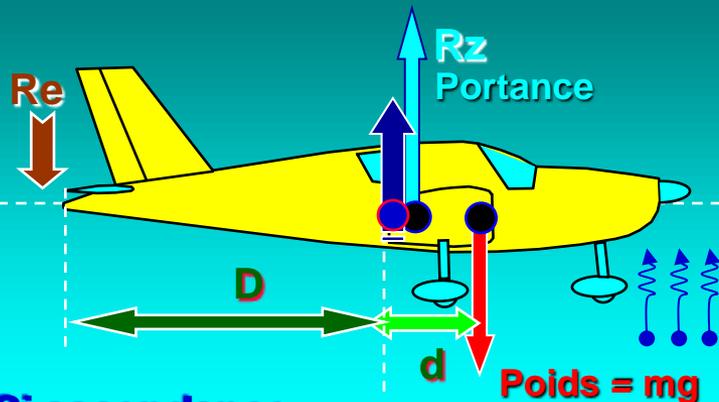
**INSTABILITÉ**

- ❖ pas d'appui sur empennage horizontal moindre mouvement du manche se traduit par variation d'assiette important

**MANIABILITÉ DÉCUPLÉE**

**AVION INCONTRÔLABLE**

### CENTRAGE AVANT



Si ascendance,

- augmentation d'incidence ;
- avancée du centre de poussée ;
- effet cabreur et augmentation du moment (variation portance –  $d$ ) ;
- effet compensateur important, d'où :

**STABILITÉ RENFORCÉE**

- ❖ effort important sur empennage donc limitation de l'amplitude du manche vers l'arrière d'où :

**MANIABILITÉ LIMITÉE**

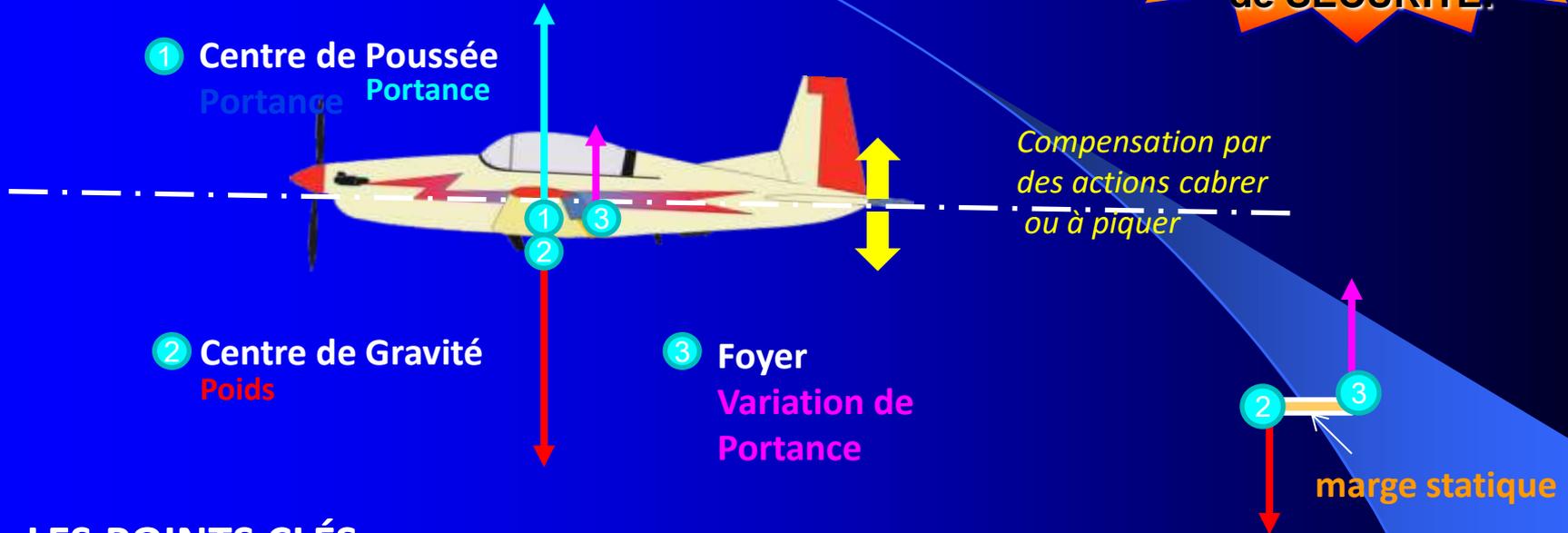
**AVION INCONTRÔLABLE**



# L'ÉQUILIBRE DES FORCES EN PALIER

Le calcul et le respect du centrage de l'avion sont des impératifs de **SÉCURITÉ**.

## STABILITÉ LONGITUDINALE D'UN AVION



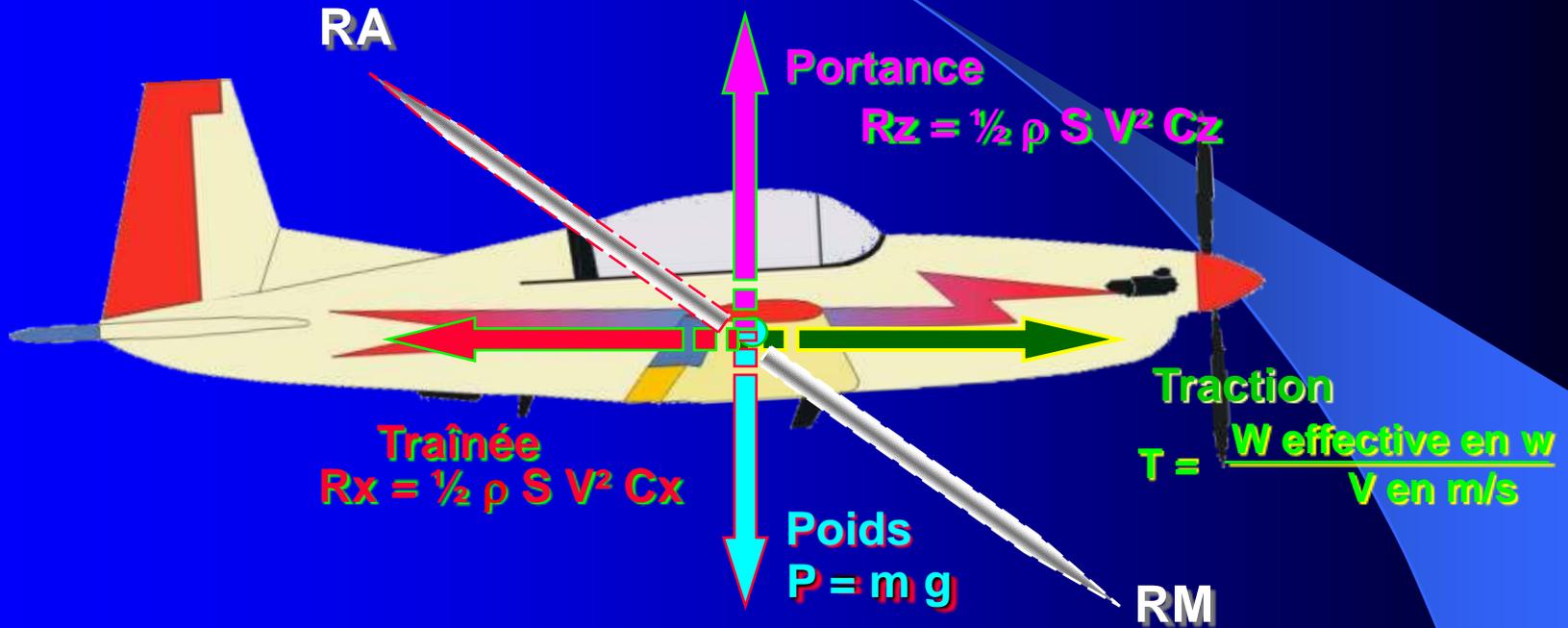
### LES POINTS CLÉS :

- La position du **centre de gravité** varie en fonction de la répartition des masses ;
- Le **centre de poussée** se déplace en fonction des variations d'incidence ;
- Le **foyer** doit toujours être en arrière du centre de gravité ;
- La **marge statique** est la distance entre le Foyer et le Centre de Gravité ;
- Le **centrage** est défini par la position du centre de gravité par rapport au foyer :
  - **Centrage avant** => avion **plus stable** et **moins maniable**,
  - **Centrage arrière** => avion **moins stable** et **plus maniable**,
  - Pour chaque avion, il existe une **limite avant** et une **limite arrière** du centrage.



# L'ÉQUILIBRE DES FORCES 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.

$$R_z = P$$

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

$$R_x = T$$

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

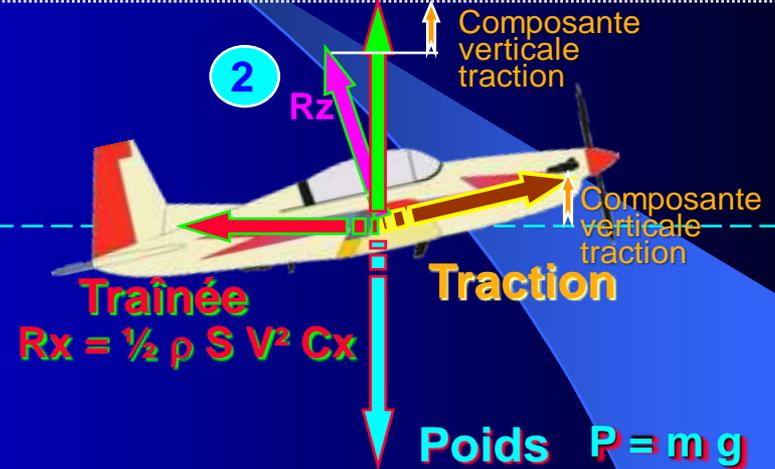
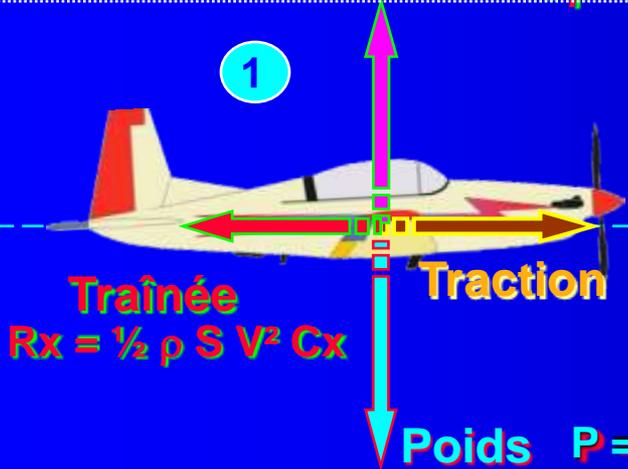


# L'ÉQUILIBRE DES FORCES EN PALIER

UN ÉQUILIBRE POUR CHAQUE VITESSE OU PRESQUE ...

VOL EN PALIER A INCIDENCE CROISSANTE DONC A VITESSE DÉCROISSANTE

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



1

$$R_z = P$$

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

$$R_x = T$$

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

2

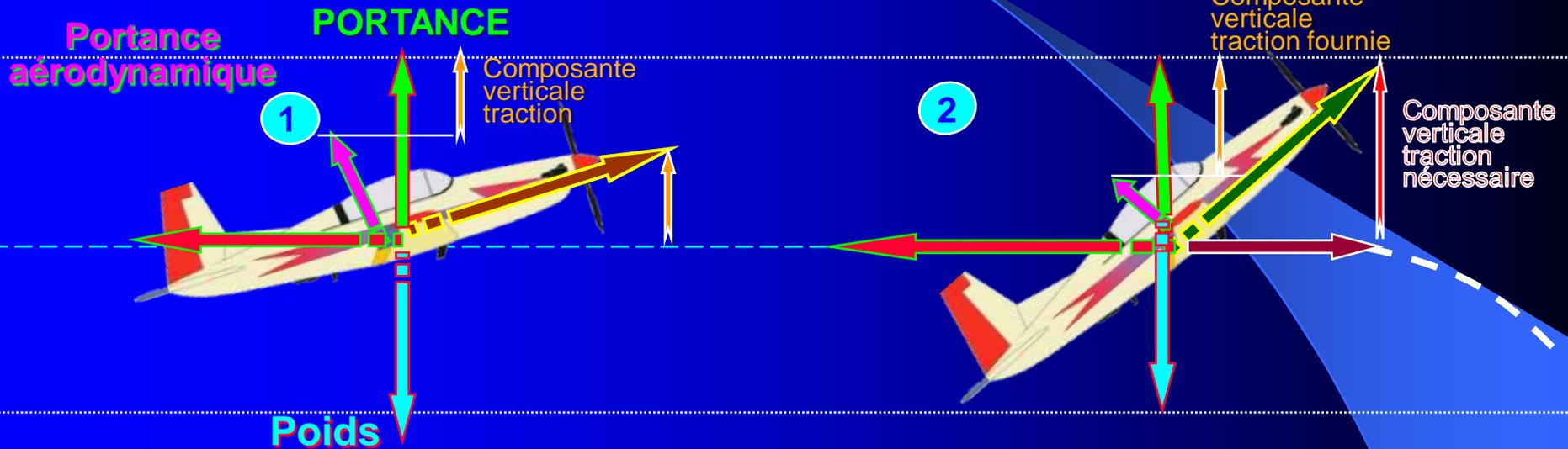
Le poids constant doit être compensé par une portance de même valeur  
 Cette portance est composée de la Portance aérodynamique + Composante traction  
 Puissance diminue, Vitesse diminue  $R_z$  diminue mais Incidence et  $C_x$  augmentent.  
 La Composante verticale traction est dépendante de la puissance 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  $C_x$  est très important, la vitesse diminue donc  $R_z$  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°),  $C_z$  et  $C_x$  sont très importants, puis  $C_z$  et  $R_z$  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.

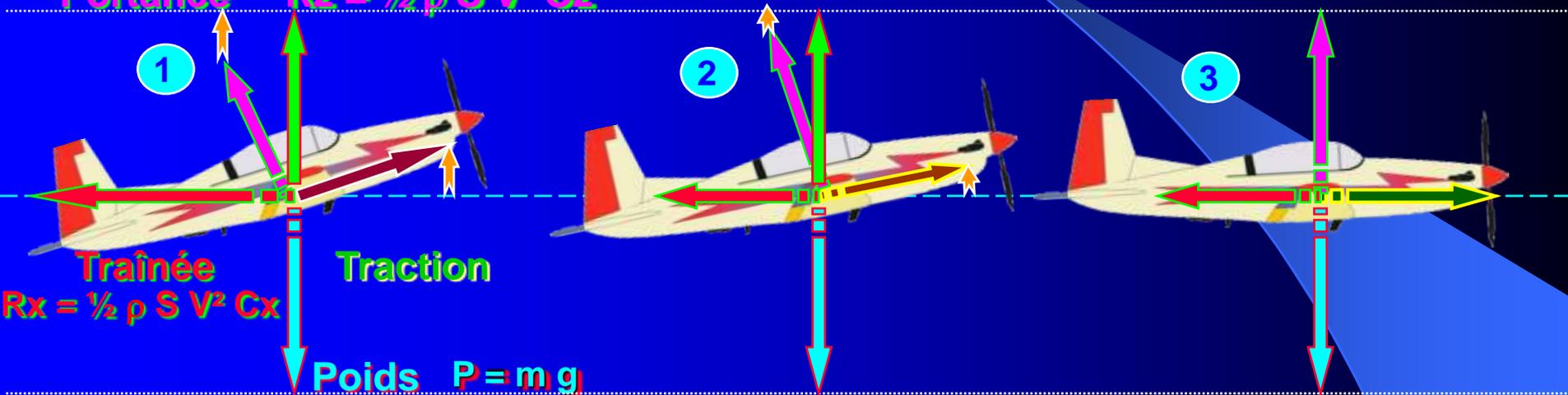


# L'ÉQUILIBRE DES FORCES EN PALIER

UN ÉQUILIBRE POUR CHAQUE VITESSE OU PRESQUE ...

VOL EN PALIER A INCIDENCE DÉCROISSANTE DONC A VITESSE CROISSANTE

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



2

Le palier n'est maintenu que si la portance ou sa composante ne varie pas. Si la vitesse augmente, il faut donc réduire la composante traction et l'incidence.

**Le  $C_x$  diminue également (incidence décroissante), la vitesse augmentant, la traînée augmente. La traction doit augmenter pour accélérer et rester égale à la traînée**

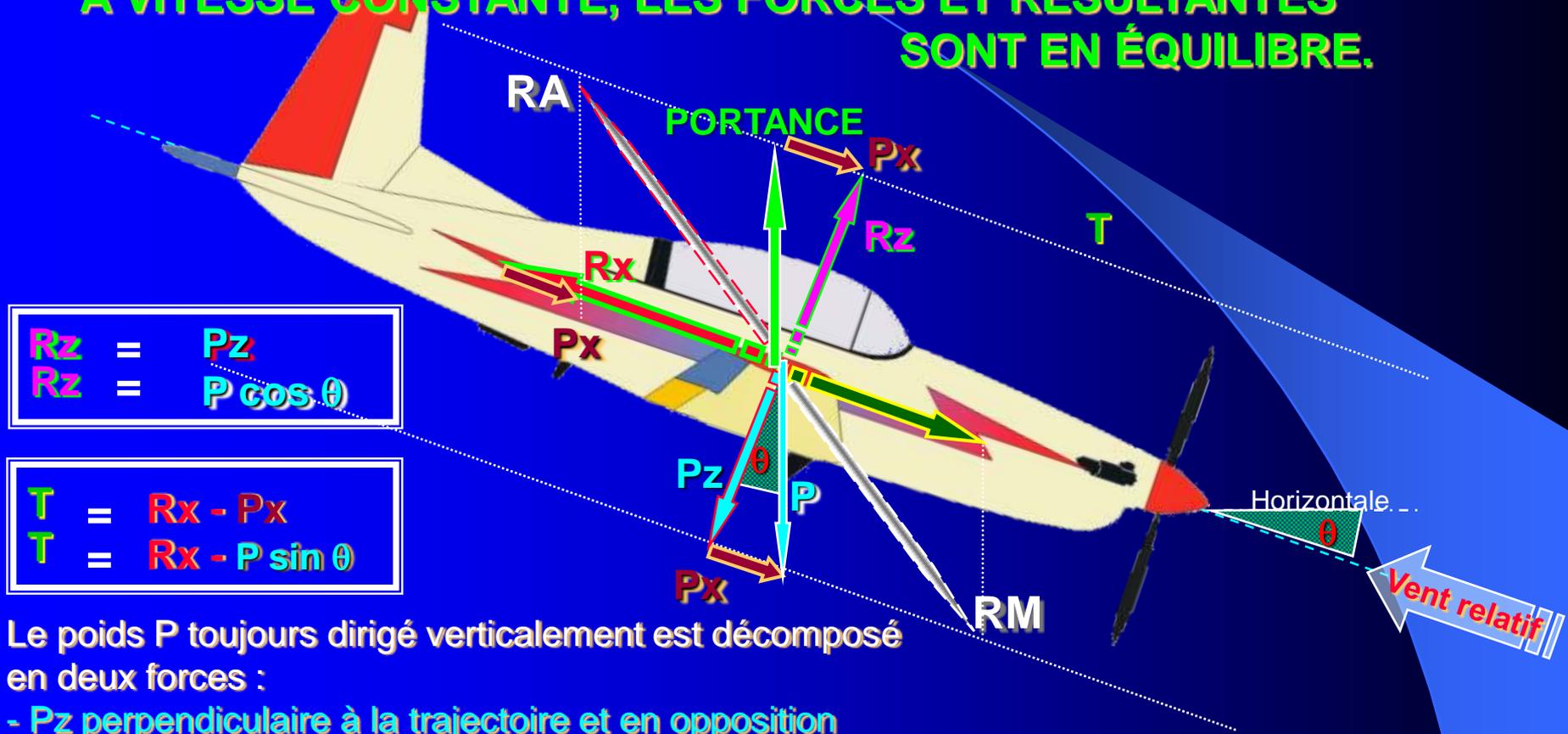
3

En palier, l'accélération cesse quand la traction équilibrera la traînée. L'action en avant sur le manche sera progressive jusqu'à la réalisation du palier.



# VOL RECTILIGNE 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 aérodynamique perpendiculaire au vent relatif
- Px valeur du poids sur trajectoire oblique

Conclusion : La portance RZ est plus faible en descente qu'en palier ( $Rz < P$ )  
 La traction doit être diminuée en descente de la valeur Px ( $T = Rx - Px$ )



# VOL RECTILIGNE EN DESCENTE

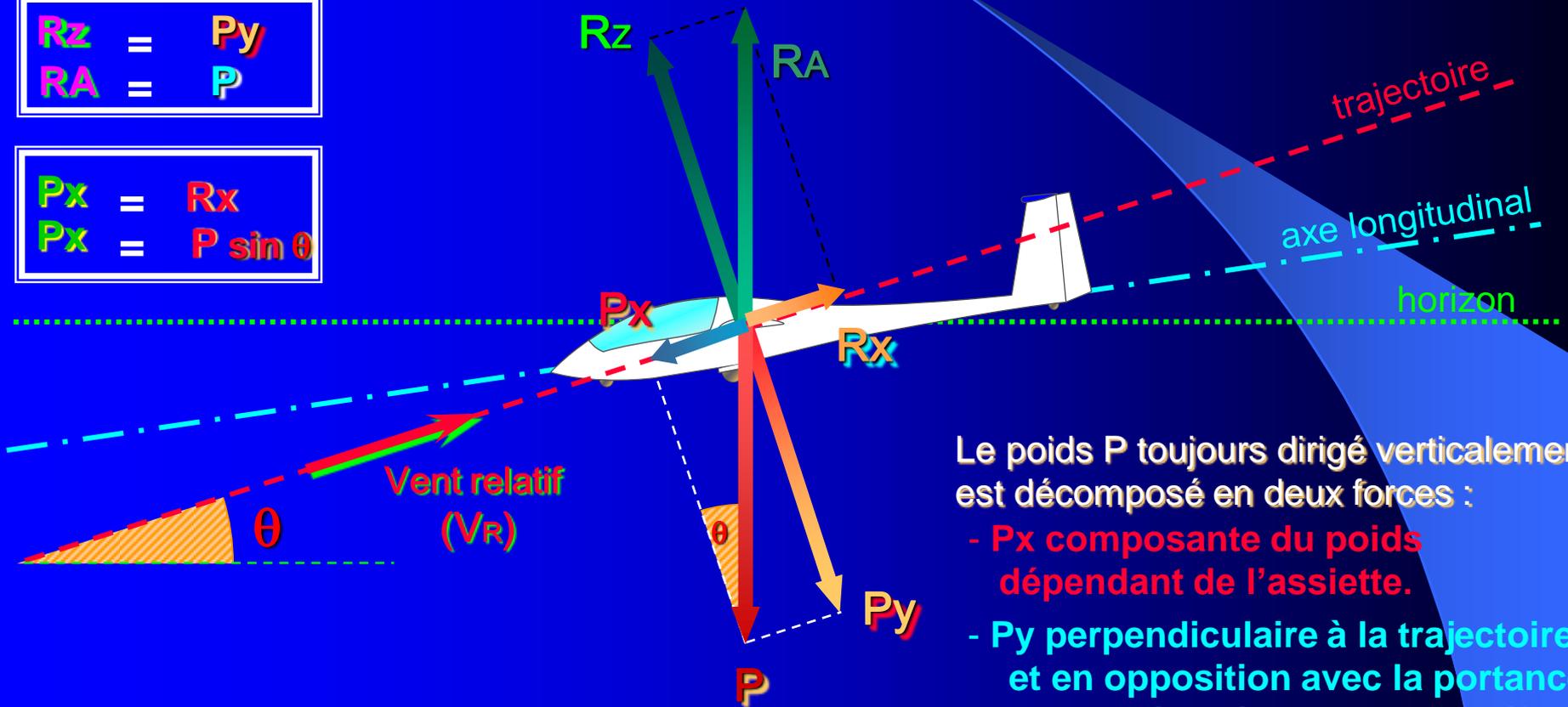
## A VITESSE CONSTANTE, LE CAS DU PLANEUR EN DESCENTE

$$R_z = P_y$$

$$R_A = P$$

$$P_x = R_x$$

$$P_x = P \sin \theta$$



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

- $P_x$  composante du poids dépendant de l'assiette.
- $P_y$  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.



# VOL RECTILIGNE EN MONTÉE

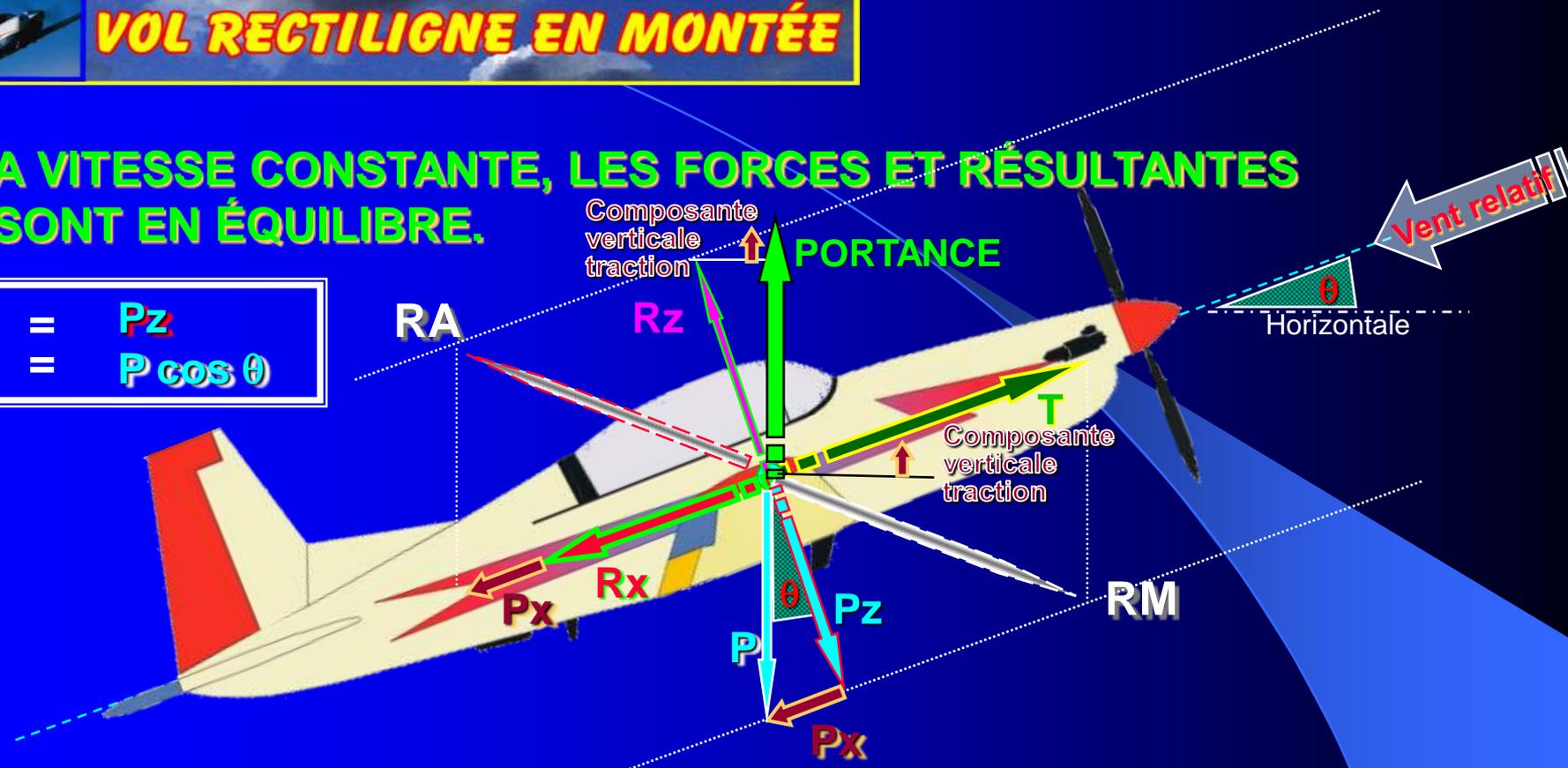
**A VITESSE CONSTANTE, LES FORCES ET RÉSULTANTES SONT EN ÉQUILIBRE.**

$$R_z = P_z$$

$$R_z = P \cos \theta$$

$$T = R_x + P_x$$

$$T = R_x + P \sin \theta$$



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

- $P_z$  perpendiculaire à la trajectoire et en opposition avec la portance perpendiculaire au vent relatif
- $P_x$  valeur du poids en trajectoire oblique

Conclusion :

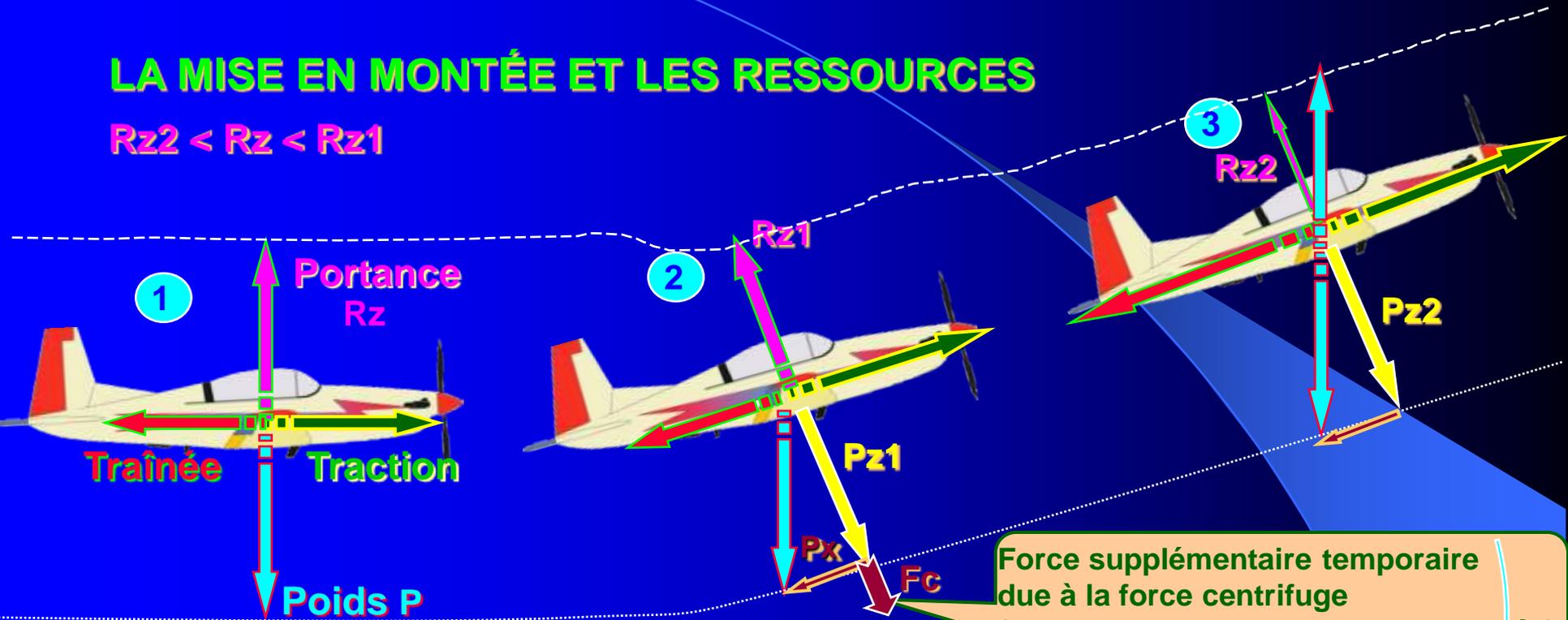
**La portance aérodynamique  $R_z$  est plus faible en montée qu'en palier ( $R_z < P$ )  
La traction doit être augmentée en montée afin de compenser la valeur de la composante verticale de traction et la composante du poids en oblique.**



# CHANGEMENTS DE TRAJECTOIRE

## LA MISE EN MONTÉE ET LES RESSOURCES

$$Rz2 < Rz < Rz1$$

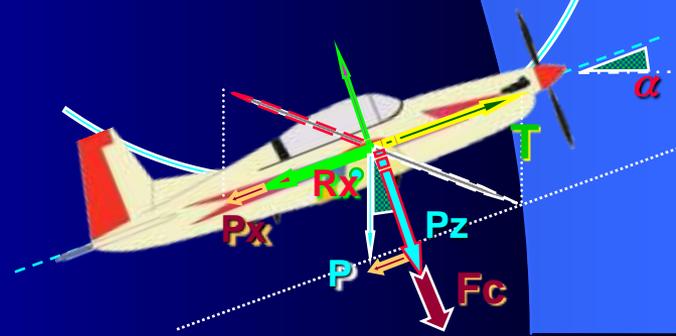


Force supplémentaire temporaire due à la force centrifuge (inscription dans la courbe de montée)

Mise en montée : augmentation de l'incidence instantanée  
 portance s'incline , résultante verticale plus faible, Facteur de charge augmentant le poids.

Trajectoire de montée, adjonction de la composante du poids  
 Diminution de vitesse, diminution de la portance.

Augmentation puissance pour compensation de la traînée  
 et de la composante verticale de la traction- Nouvel équilibre.





# NOTIONS DE FACTEUR DE CHARGE

## FORCE CENTRIFUGE ET POIDS APPARENT

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

Cette force prend le nom de force centrifuge

$$F_c \text{ ( ou } n \text{ )} = \frac{m V^2}{R}$$

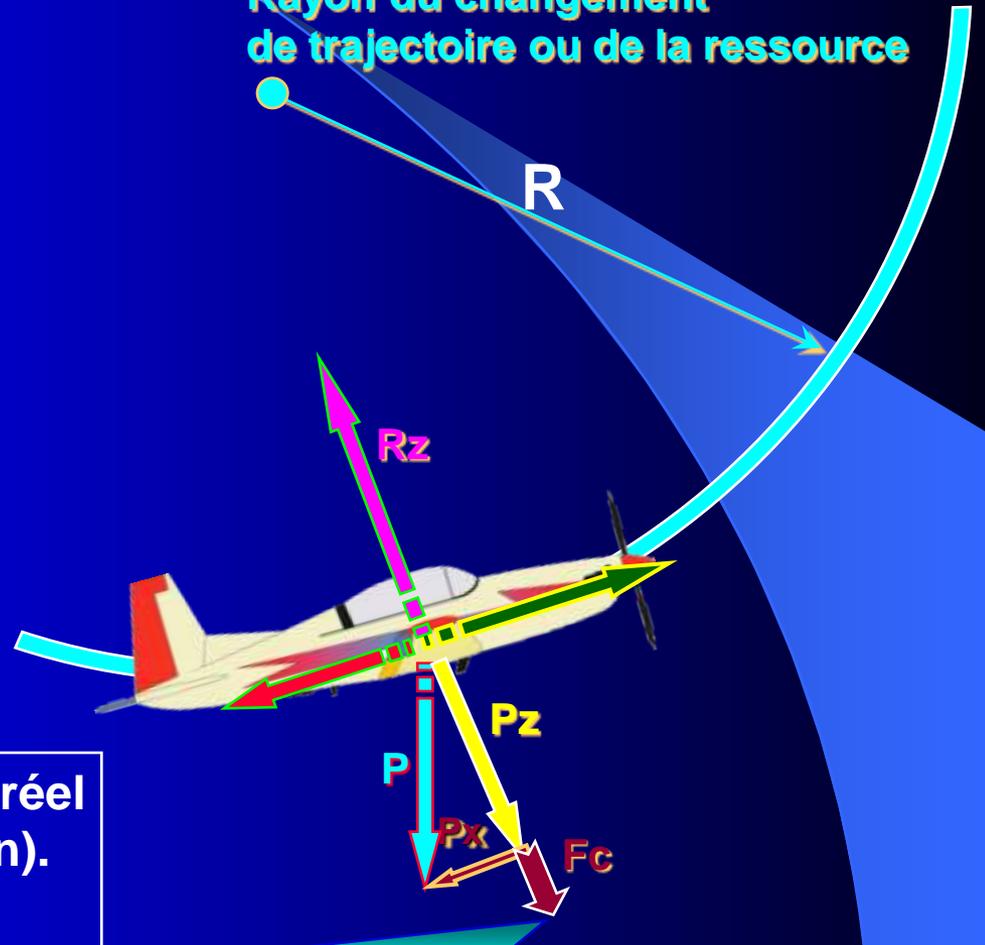
Lorsqu'un corps est soumis à une force centrifuge, son poids apparent diffère de son poids réel.

$$P_a = P_z + \text{effet du } F_c$$

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

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

Rayon du changement de trajectoire ou de la ressource



$F_c$  : Force supplémentaire temporaire en réaction à l'augmentation de  $R_z$  (force centrifuge)



# NOTIONS DE FACTEUR DE CHARGE

## INFLUENCE DU Facteur de Charge SUR LA VITESSE DE DÉCROCHAGE

En vol en palier, l'équilibre des forces donne :

$$R_z = P \text{ donc } \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z = mg.$$

$$\text{d'où : } V^2 = \frac{mg}{\frac{1}{2} \rho S C_z} = m \left( \frac{2g}{\rho S C_z} \right).$$

Comme  $\left( \frac{2g}{\rho S C_z} \right)$  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

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

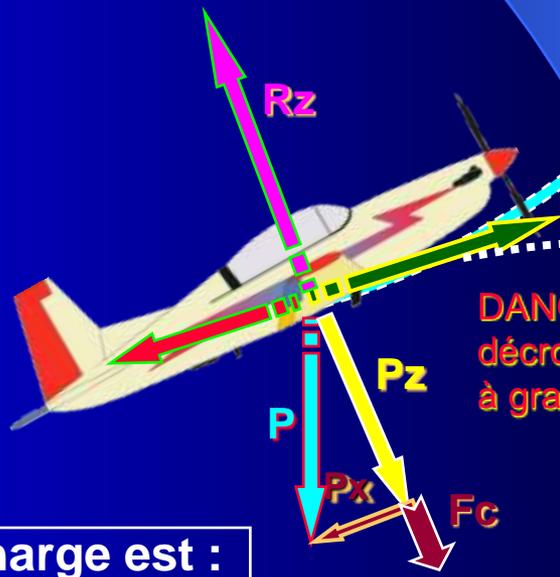
Sous Facteur de charge, la masse réelle prend une valeur supérieure appelée : masse apparente. Donc  $V_{fc} = k \sqrt{m_{fc}}$ .

$$\frac{V_{fc}}{V} = \frac{\sqrt{m_{fc}}}{\sqrt{m}} = \sqrt{n}$$

La vitesse de décrochage en facteur de charge est :

$$V_{sfc} = V_s \sqrt{n}$$

Rayon du changement de trajectoire ou de la ressource



DANGER : Possibilité de décrochage dynamique à grande vitesse



## NOTIONS DE FACTEUR DE CHARGE

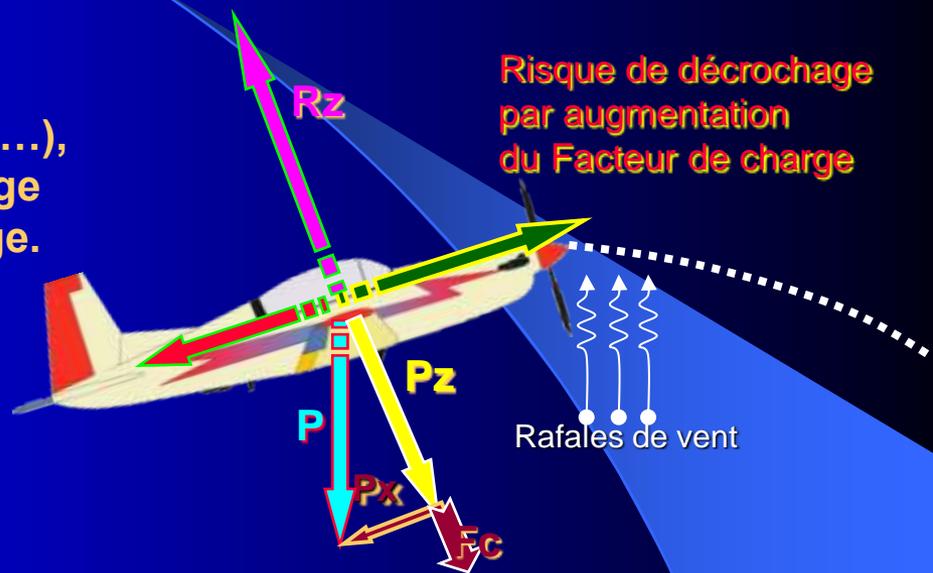
### APPLICATION EN VOL DE L'INFLUENCE DU $F_c$ SUR LE DÉCROCHAGE

**SÉCURITÉ :** Lors des phases de vol exigeant une diminution de vitesse à proximité du sol (Attente, Approche, Finale, ...), tenir compte de l'influence du facteur de charge sur l'augmentation de la vitesse de décrochage.

Rappel : La vitesse de décrochage en facteur de charge est :

$$V_s (fc) = V_s \sqrt{n}$$

$$D'ou \quad n = (V_s fc / V_s)^2$$



Toute action correctrice sur les commandes et certaines turbulences engendrent des facteurs de charge.

Toutes ces vitesses d'évolution doivent donc être supérieures aux vitesses de décrochage ( $V_s$ ,  $V_{s1}$ , ...  $V_{so}$ ).

Pratiquement, on adopte des vitesses augmentées de 30 % afin d'assurer une meilleure sécurité du vol mais attention le facteur de charge est également augmenté dans ces conditions.



# PROCÉDURES EN FINALE

## Volets Attérrissage



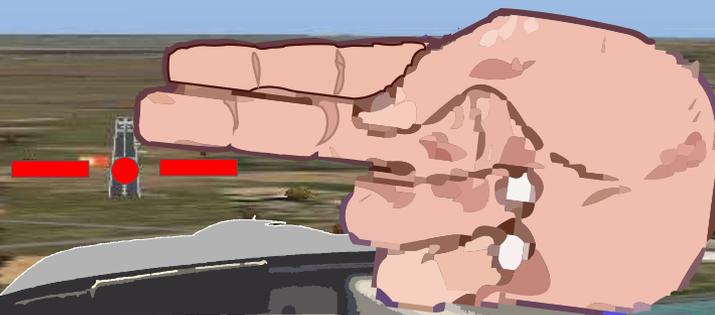
Vitesse = 1,2 à 1,3 V<sub>so</sub>  
(assiette compensée)

Axe piste = évaluer la dérive  
(et la maintenir ainsi que la symétrie)

Pente 3° = Plan de 5%

(RPB sur plots et V<sub>z</sub> = V<sub>sol</sub> x 5, pour 65 Kt, V<sub>z</sub> = 325 ft/mn sans vent soit environ une diminution de la puissance d'équilibre en palier à la même vitesse de 325 t/mn au moteur)

Pente de 3°





# APPROCHE INTERROMPUE

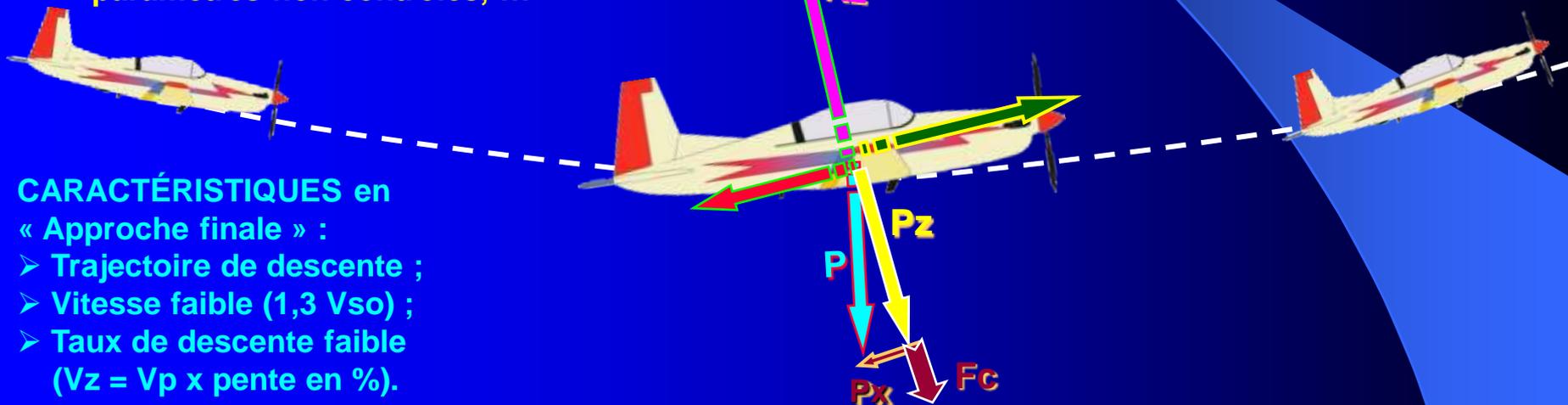
## Procédure habituellement dénommée : « REMISE DE GAZ »

### CAUSES D'APPLICATION

- ❖ Danger sur piste non libérée ;
- ❖ Ordre d'interruption de l'atterrissage ;
- ❖ Décision du pilote
  - trajectoire non maintenue ;
  - paramètres non contrôlés, ...

### DANGER A LA RESSOURCE :

- ❖ Augmentation du Facteur de Charge donc
- ❖ Augmentation de la vitesse de décrochage
- ❖ Diminution de la Marge de Vitesse avant DÉCROCHAGE.



### CARACTÉRISTIQUES en

« Approche finale » :

- Trajectoire de descente ;
- Vitesse faible (1,3 Vso) ;
- Taux de descente faible ( $V_z = V_p \times \text{pente en } \%$ ).

**PROCÉDURE D'EXÉCUTION  
IMPÉRATIVEMENT  
DANS L'ORDRE**

- PRENDRE ASSIETTE DE MONTÉE, puis ...**
- PUISSANCE MAXI AUTORISÉE (réchauf enlevée) puis ...**
- TRAINS, VOLETS RENTRÉS LENTEMENT (Vario +)**



# APPROCHE INTERROMPUE

**Assiette montée**  
**Puissance Réchauff**  
**Volets rentrés**  
(si vario positif et lentement)



**Volets Atterrissage**



**Volets rentrés**





# L'ATTERRISSAGE

## Protections contre « DÉCROCHAGE PRÈS DU SOL »

**PENTE STANDARD : 5%** soit angle de descente de  $3^\circ$

- ❖ Limitation du taux de descente avant impact ( $1^\circ$  environ) ;
- ❖ Maintien d'un minimum de puissance (moteur chaud) ;
- ❖ Mémoire de travail réactivée pour API éventuelle ;
- ❖ Visualisation constante de l'approche ;
- ❖ Variation lente de pente faible avant atterrissage.

Rayon de l'arrondi intervenant sur la création d'un **FACTEUR DE CHARGE**.

**CARACTÉRISTIQUES** en « Approche finale » :

- **VITESSES :**
  - 1,3  $V_{so}$  si tout sorti (vent faible ou piste courte) ;
  - 1,3  $V_{s1} + kVe$  (si vent fort et piste longue) ;
  - 1,2  $V_{so}$  en atterrissage de précaution tout sorti.
- **AXE** (évaluation et maintien de la dérive) ;
- **PENTE** à  $3^\circ$  ( $V_z = V_p \times \text{pente en } \%$ ).



**PROCÉDURES D'ATTERRISSAGE**

**ARRONDI A UN m DU SOL ET PUISSANCE OFF**  
**DESCENTE DE DÉCÉLÉRATION (INCIDENCE - VITESSE)**  
**ATTERRISSAGE A ASSIETTE MESURÉE (+  $5^\circ$ )**



## **PROCÉDURES D'ATTERRISSAGE**

- 1) Évaluation hauteur**  
(maintien point immobilité apparente sur point d'impact choisi sur la piste)
- 2) Arrondi vers trajectoire de descente limitée (environ 1°)**  
(repère pare-brise au-dessus de l'horizon)
- 3) Réduction des Gaz, Augmentation lente de l'assiette, Décrabage (axe d'avion sur axe de piste)**  
Transfert de la diminution de vitesse  
par augmentation de l'incidence  
(jusqu'au capot sur l'horizon < grands angles)
- 4) Contact avec sol et maintien capot sur l'horizon**  
Action très lente vers l'arrière - Maintien de l'assiette et du décrabage
- 5) Atterrissage** Contrôle de l'axe et de la vitesse

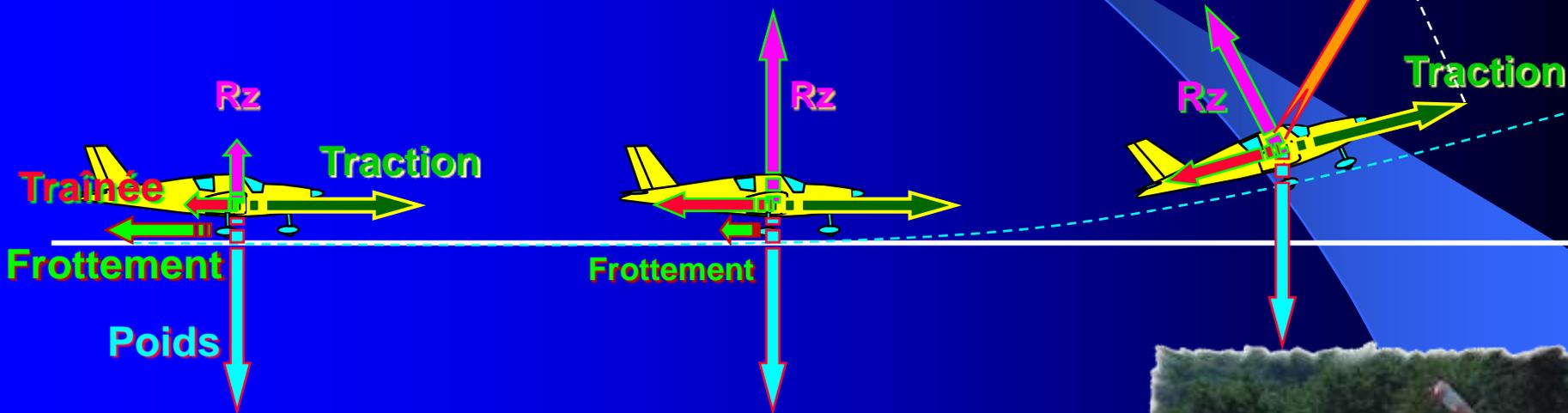




# LE DÉCOLLAGE

Sur le plan de l'analyse des forces, de la mise en puissance jusqu'à ce que la vitesse soit assez importante pour établir une portance supérieure au poids, On constate en opposition à la traction :

- ❑ une traînée qui augmente avec la vitesse à laquelle s'ajoute ;
- ❑ une force de frottement des roues sur le sol qui diminue.



Au niveau des forces de frottement au décollage,

- La pression des roues (normale ou dégonflée) ;
- La structure du sol (dure, en herbe, caillouteuse, ...)
- La pente de la piste (montante, plate ou descendante) ;

sont des éléments déterminants sur la distance de roulement.



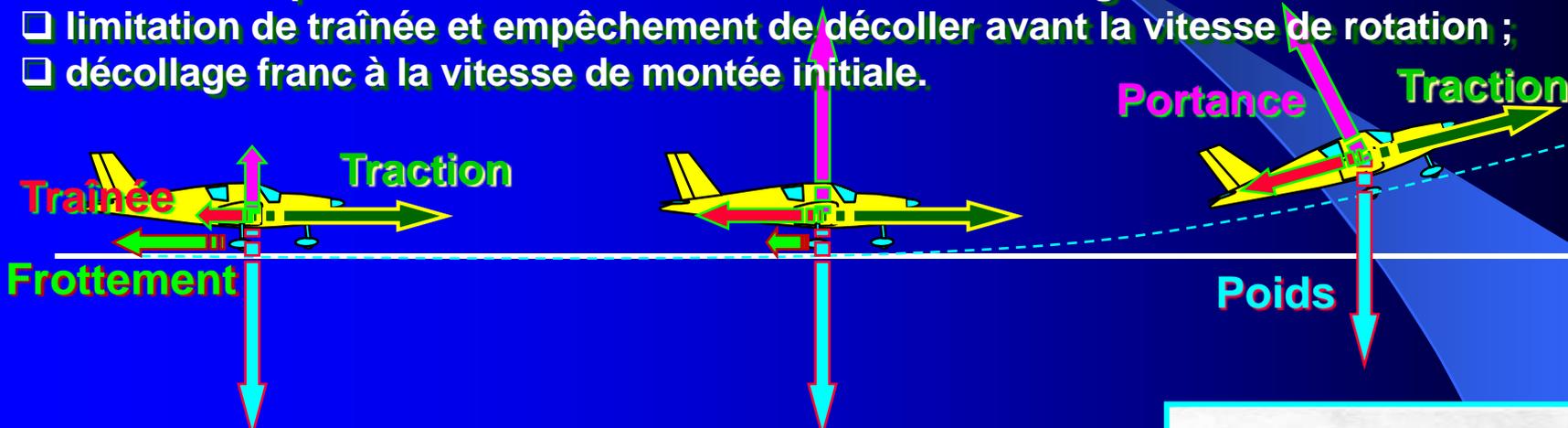
# LE DÉCOLLAGE

## TECHNIQUES D'APPLICATION SUIVANT NATURE DU SOL

### PISTES EN DUR ET PNEUX GONFLÉS NORMALEMENT

Accélération optimale donc manche au neutre et même légèrement avant :

- ❑ limitation de traînée et empêchement de décoller avant la vitesse de rotation ;
- ❑ décollage franc à la vitesse de montée initiale.



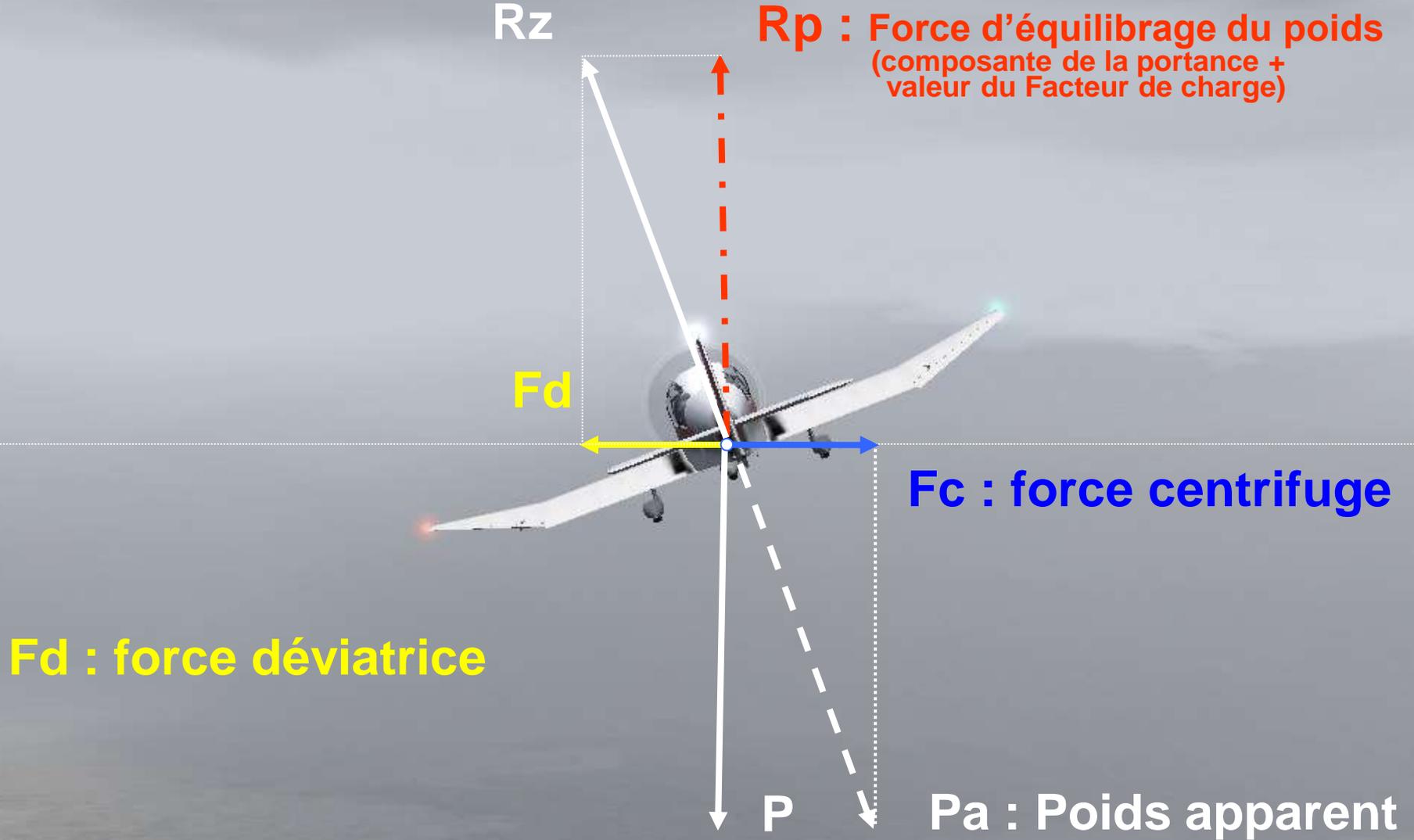
### PISTES EN HERBE, BOUEUSES OU CAILLOUTEUSES

Accélération limitée donc difficulté d'atteindre la  $V_r$  :

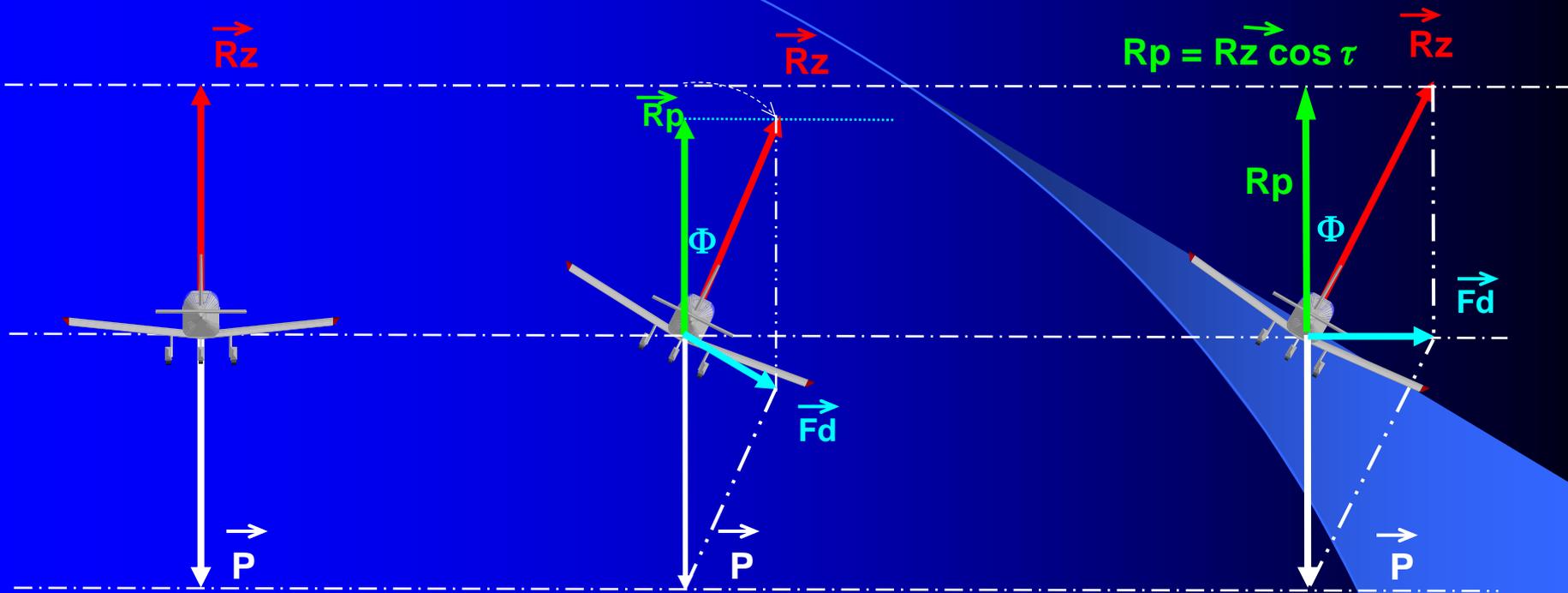
- ❑ Sortir les volets de 10 à 25° suivant manuel de vol ;
- ❑ Maintenir le manche légèrement arrière pour soulager la roue avant et donc limiter les frottements ;
- ❑ Créer un angle d'incidence plus grand afin d'atteindre plus vite la portance permettant le décollage et donc l'annulation des forces de frottement.
- ❑ Relâcher la pression arrière sur le manche pour prendre une vitesse correcte de montée initiale.



# FORCES APPLIQUÉES DANS LE VIRAGE



# CONSÉQUENCES DE L'INCLINAISON SUR LA PORTANCE



En palier, inclinaison nulle  
la portance équilibre le poids

En inclinaison, la portance est  
perpendiculaire au plan des ailes.  
Sa composante qui doit équilibrer  
le poids devient plus petite

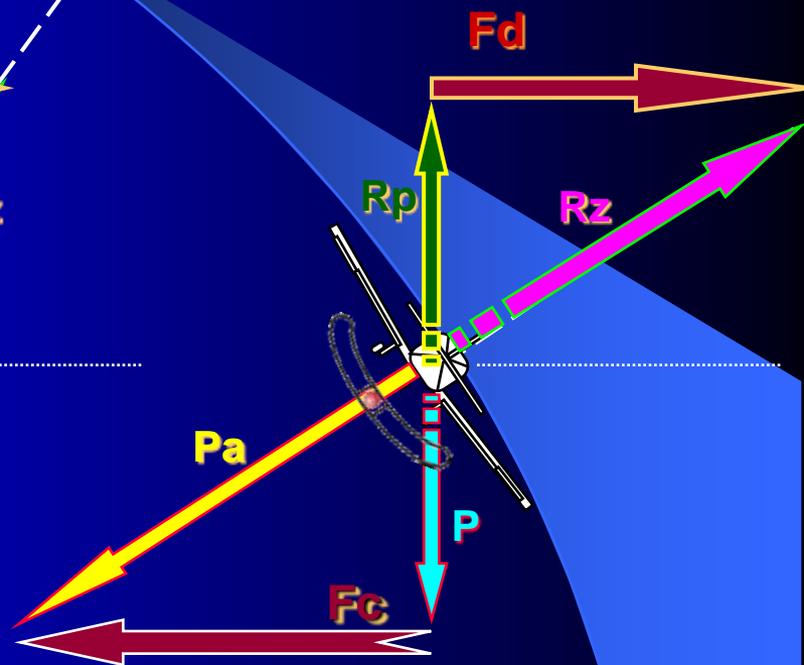
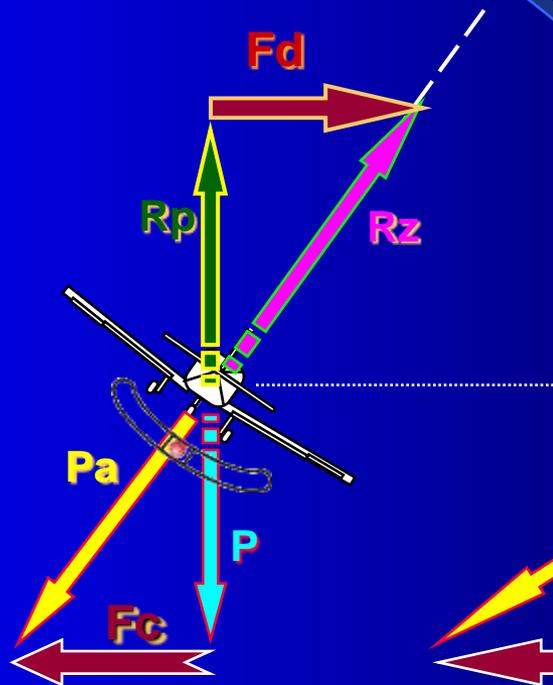
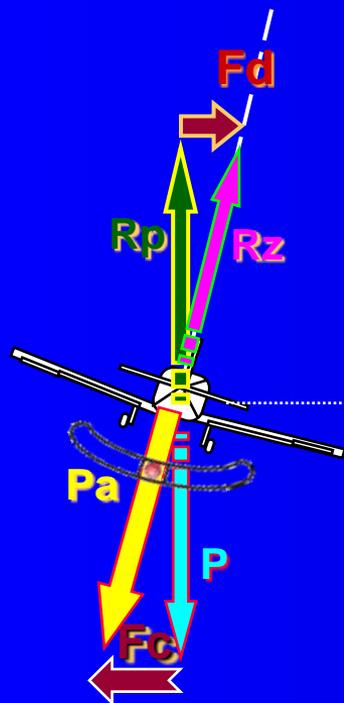
Pour garder le palier,  
il faut augmenter  $R_z$  pour que  
sa composante  $R_p = P$   
soit par  $>$  Vitesse  
soit par  $>$  incidence avion ( $C_z$ )  
et création d'un Facteur de charge



# LES FORCES EN VIRAGES

L'INCLINAISON DE L'AVION PROVOQUE :

- L'INCLINAISON DE LA PORTANCE (TOUJOURS PERPENDICULAIRE AUX AILES) ET
- LA CRÉATION D'UNE FORCE DÉVIATRICE (DU CÔTÉ DE L'INCLINAISON).



$$F_c = P V^2 / Rg = MV^2 / R = P \operatorname{tg}\Phi = F_d$$

**DONC** proportionnel :  
au Poids et à la Vitesse au carré ;

**MAIS** inversement proportionnel au rayon de virage  
(plus petit augmente le facteur de charge).

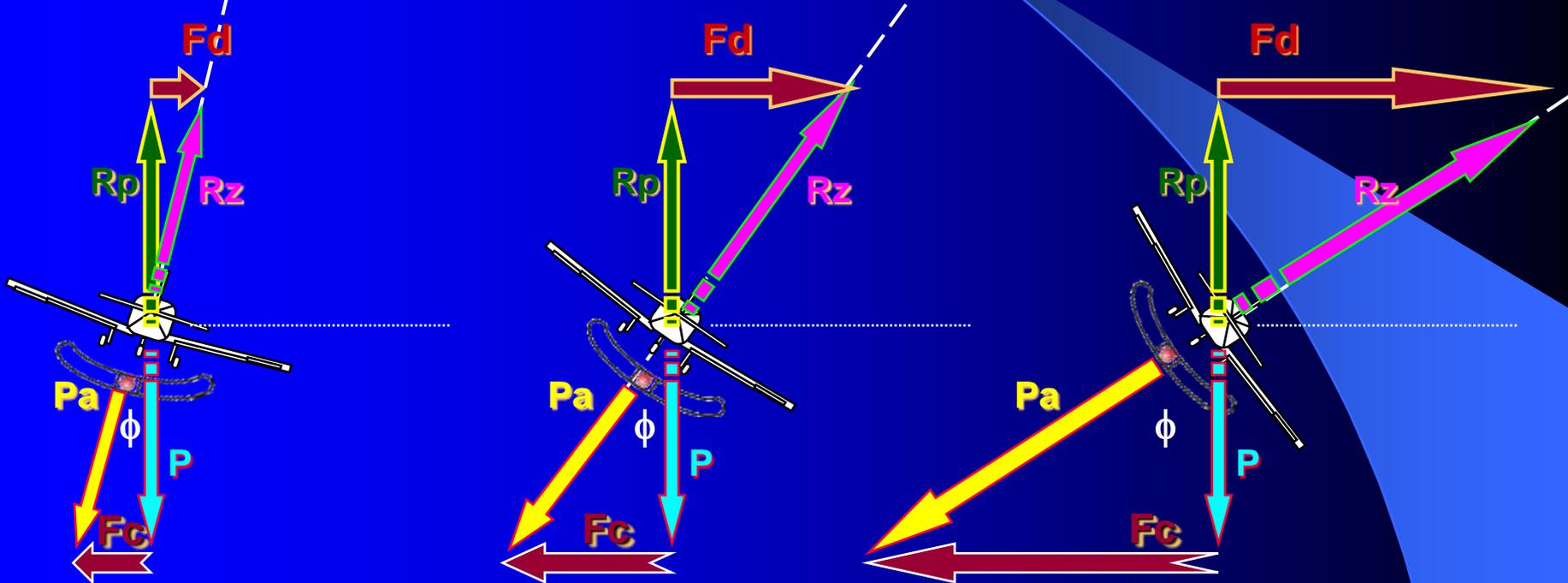
Composantes du poids apparent : Pesanteur ( $mg$ ) et Force centrifuge ( $mV^2 / R$ )



# LES FORCES EN VIRAGES

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).



$$R_p = P = R_z \cos \phi$$

$$F_d = F_c = R_z \sin \phi$$

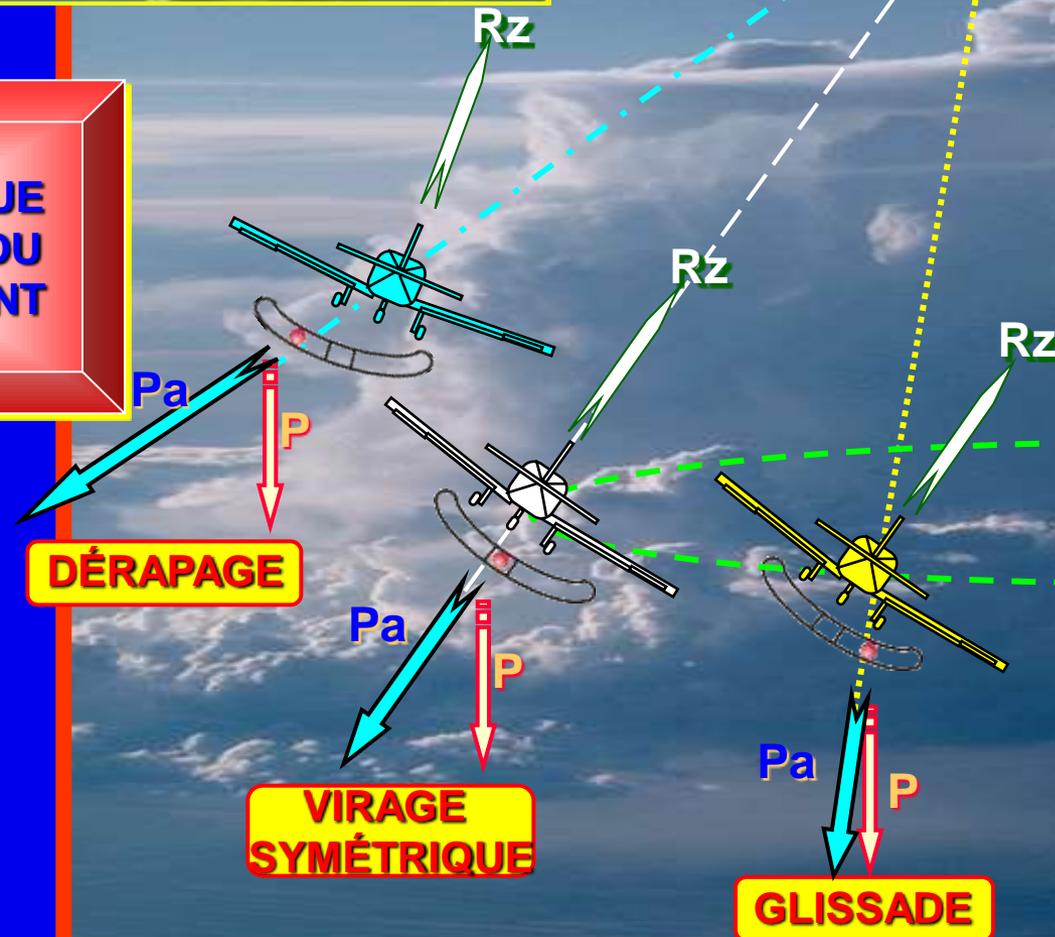
Facteur de charge : rapport du poids apparent sur poids réel

$$n = \frac{P_a}{P} = \frac{P / \cos \phi}{P} \quad n = \frac{1}{\cos \phi}$$



## LES FORCES EN VIRAGES

LA BILLE INDIQUE  
LA DIRECTION DU  
POIDS APPARENT



**LA SYMÉTRIE DU VOL** (condition d'écoulement aérodynamique symétrique) **S'OBTIENT :**

- **PAR ACTION SUR PALONNIER** (DU CÔTÉ DE L'INCLINAISON),
- **ET INCLINAISON ADAPTÉE** (Création d'une force centrifuge égale à la force déviatrice).



# INCLINAISON ET FACTEUR DE CHARGE

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

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

**DÉRAPAGE**

**VIRAGE  
SYMÉTRIQUE**

**GLISSADE**

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

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



Facteur de charge (n) =  $P_a / P = 1 / \cos \phi$

# • Le virage dérapé intérieur (ou glissé)

(Le nez de l'avion pointe vers l'extérieur du virage)

Causes : *inclinaison trop forte ou  
manque d'action sur le palonnier droit*

Remèdes : *diminuer l'inclinaison ou (et)  
amplifier action sur le palonnier droit*



- Maquette inclinée à droite
- Bille à droite

# • Le virage dérapé extérieur

(Le nez de l'avion pointe vers l'intérieur du virage)

Causes : inclinaison trop faible ou trop d'action sur le palonnier droit

Remèdes : augmenter l'inclinaison ou (et) appuyer sur le palonnier gauche



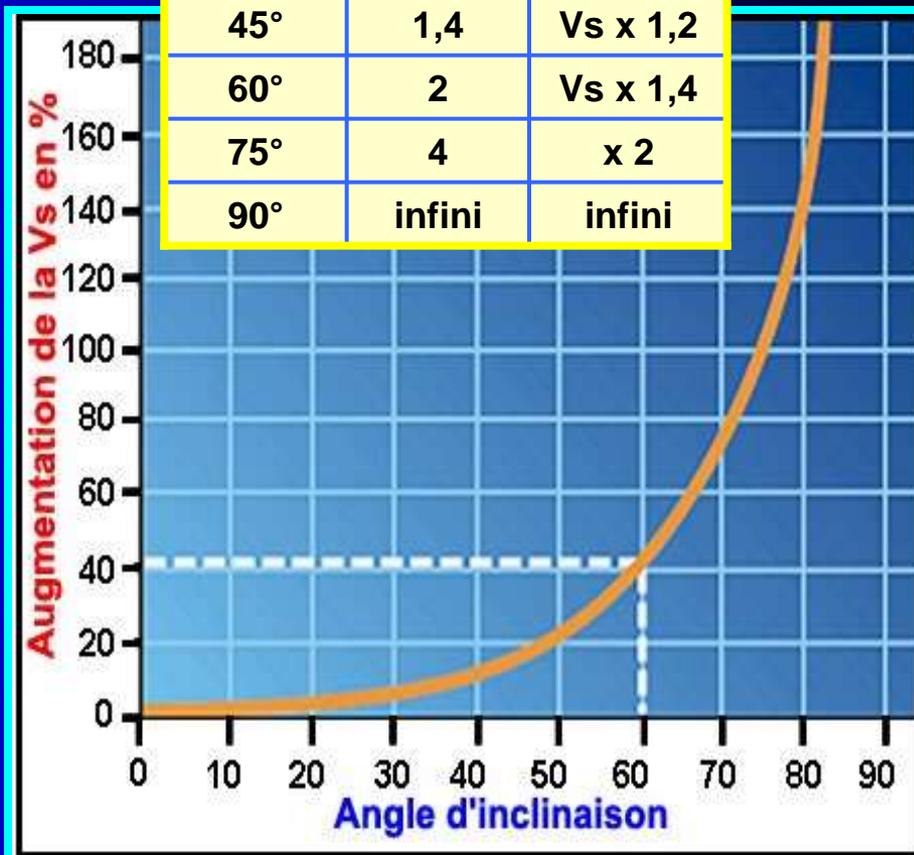
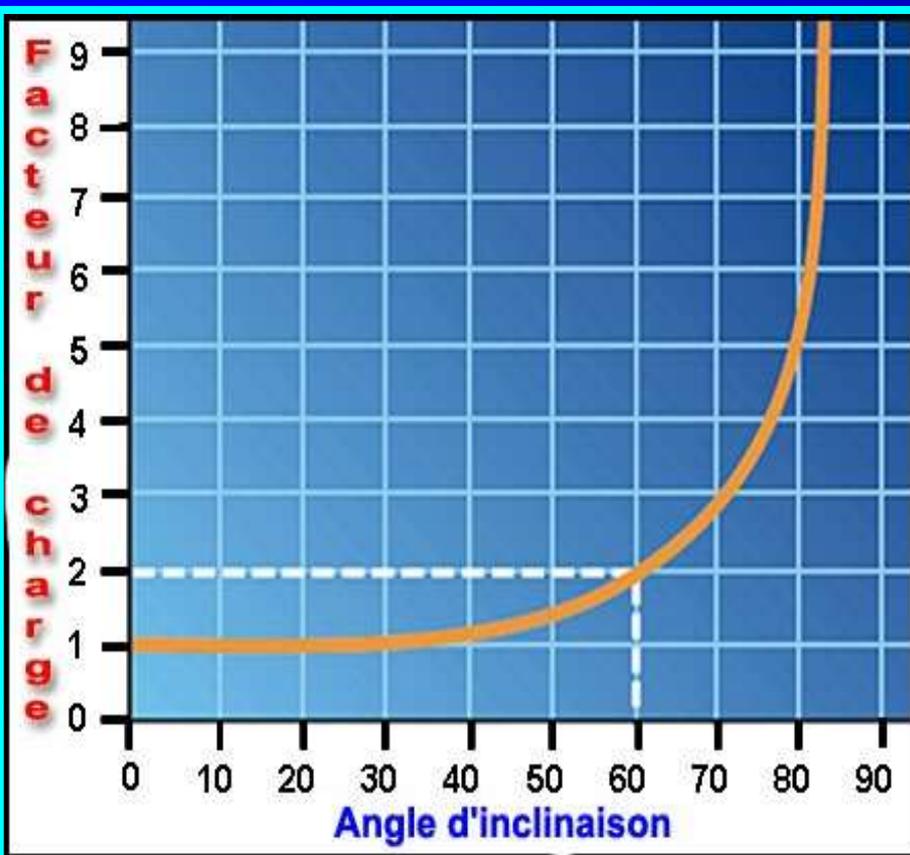
• Maquette inclinée à droite  
• Bille à gauche



## INCLINAISON ET VITESSE DE DÉCROCHAGE

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

Inclinaison ( $\phi$ )	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



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

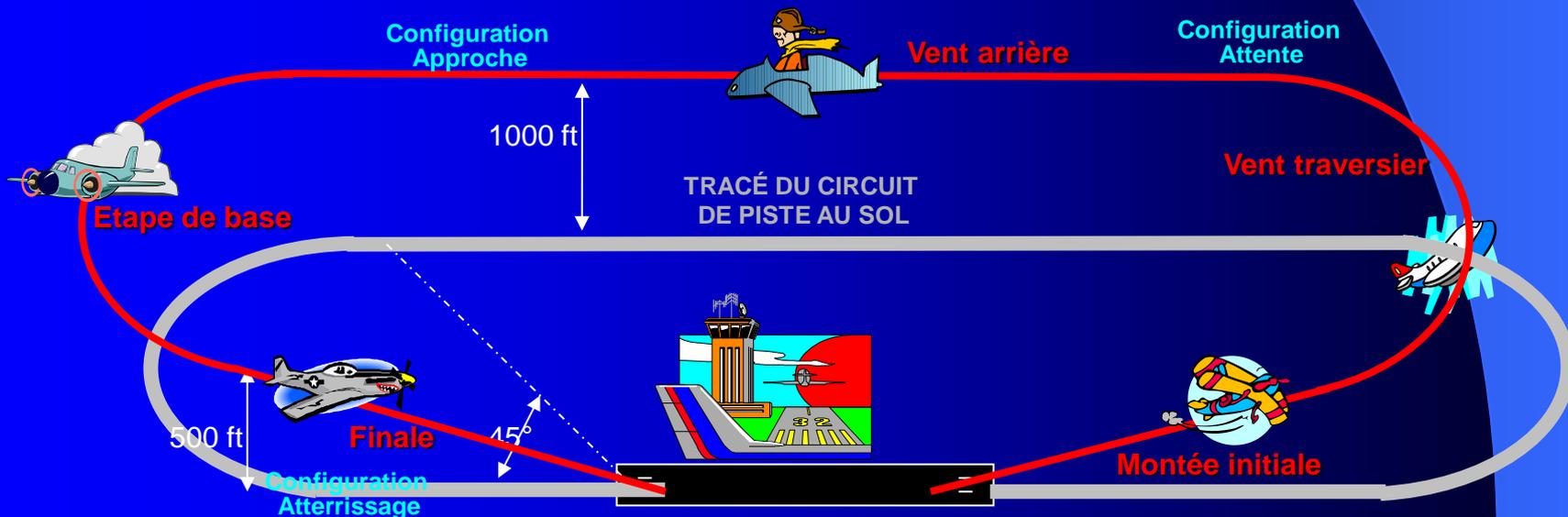


# INCLINAISON ET VITESSE DE DÉCROCHAGE

## DÉTERMINATION DES VITESSES DE SÉCURITÉ POUR UN ROBIN DR 400 - 120 EN TOUR DE PISTE

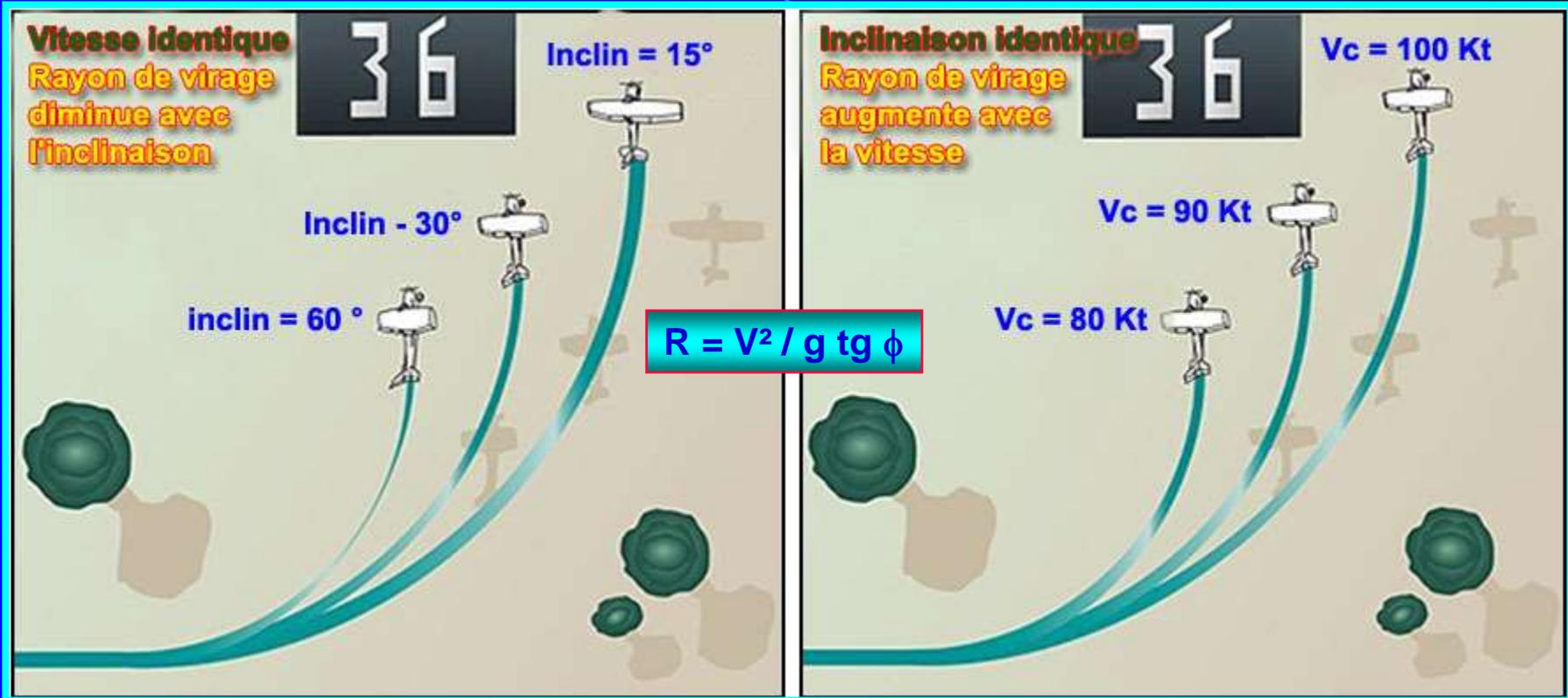
VOLETS	Décrochage	V x 1,45	V x 1,3	V x 1,2
0°	<b>94 km/h</b>	<b>137 km/h</b> Config Attente	123 km/h	113 km/h
15°	<b>88 km/h</b>	<b>128 km/h</b> Config Approche	<b>114 km/h</b> Finale vent	106 km/h
60°	<b>83 km/h</b>	121 km/h	<b>108 km/h</b> Config Atterrissage	<b>100 km/h</b> Atterro Précaution
Si Inclinaison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

**S  
T  
A  
N  
D  
A  
R  
D**





# INCLINAISON ET 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.

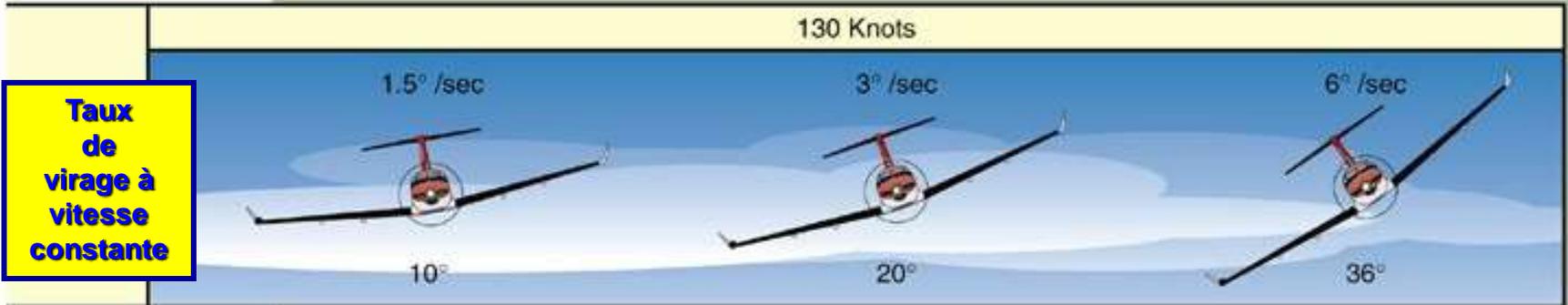
**RÉALISATION : Inclinaison en ° = Vc en Kt x 15 %**  
 VIRAGE STANDARD (Si anémomètre en km/h, inclinaison en ° = Vc x 8%).

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

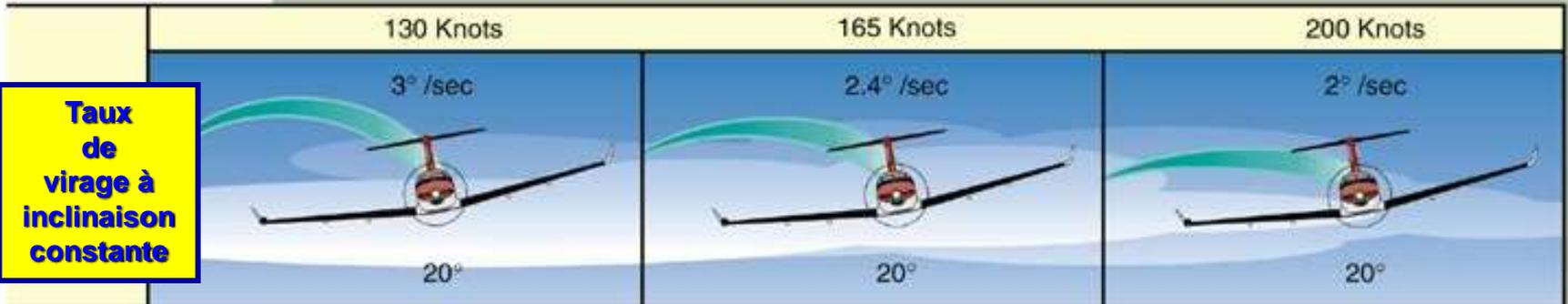


# INCLINAISON ET RAYONS DE VIRAGE

Taux de virage à vitesse constante



Taux de virage à inclinaison constante



Calcul du virage standard au taux 1 : 360° en 2 mn soit 3° / s

$$\text{Inclinaison} = V \text{ en Kt} \times 15\%$$

# LES SITUATIONS DÉLICATES

## LE DÉCROCHAGE

En vol normal, l'incidence est faible les filets d'air, matérialisés par les brins de laine collent au profil.

L'angle d'incidence  $\alpha$  à augmenté, les filets d'air proches du bord de fuite, commencent à être perturbés et se décollent de l'aile

La zone de perturbation, au fur et à mesure que l'incidence croit, s'amplifie vers l'avant et gagne du terrain en direction du bord d'attaque

Les 2/3 de l'aile sont concernés...  
De plus, on peut observer qu'une partie des filets d'air en provenance de l'intrados revient sur l'extrados par le bord de fuite, on voit que certains brins de laine sont dirigés cette fois vers l'avant.

1. Portance en brusque décroissance
2. Traînée forte

**L'AILE DÉCROCHE**



# LES SITUATIONS DÉLICATES

## LES FACTEURS D'INFLUENCE DU DÉCROCHAGE

- Forte ressource = décrochage dynamique ( $V_s(n) = V_s \sqrt{n}$ ).
- Le type et l'inclinaison du virage (sym ou non).
- La masse (Vit décro augmente avec la masse).
- Le centrage (avant vit sup, arrière vit inf).
- Le facteur de charge ( $V_s(n) = V_s \sqrt{n}$ ).
- La configuration de l'avion (avec volets, Vit inférieure).
- La puissance (avec puissance Vit décro inférieure).
- L'altitude (incidence plus forte, Vit air plus forte,  $V_i$  s ne change pas).
- Les rafales ou turbulences à vitesse lente.
- Etat de l'avion (propreté des ailes).
- Présence de glace ou de givre sur les ailes.

## DONC ATTENTION

- Le décrochage n'est pas forcément lié à une diminution de vitesse.
- Mais toujours à une augmentation exagérée de l'incidence.
- Le décrochage survient à différentes assiettes et vitesses.

# LES SITUATIONS DÉLICATES

## LE DÉCROCHAGE

- Caractéristiques :
- Indicateur activé
  - Commandes molles
  - Manche secteur arrière
  - Bruits aérodynamiques faibles
  - Buffeting



### Traitement :

-  Réduire l'assiette (manche vers l'avant).
-  Puissance maximum en contrant les effets moteur.
-  Dès vitesse dans arc blanc, palier ou vers altitude et cap initiaux.

### Particularités sur la vitesse de décrochage

Vitesse indiquée est fonction de la pression dynamique ( $1/2 \rho V^2$ ) donc :

- Même indication quelle que soit l'altitude mais vitesse propre différente (1% / 600 ft,...) ;
- Vitesse de décrochage fonction du poids de l'avion (les vitesses données par le manuel de vol sont à masse maxi.

$$V_s \text{ réelle} = V_s \cdot \sqrt{\text{Poids réel} / \text{Poids max}}$$

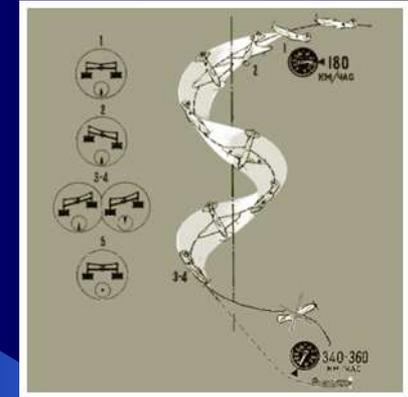


# LES SITUATIONS DÉLICATES

## L'AUTOROTATION OU VRILLE

- Caractéristiques :**
- Forte incidence
  - Vol asymétrique (dérapage)
  - Trajectoire hélicoïdale
  - Taux de chute élevé.

- Traitement :**
- Pied inverse au sens de rotation
  - Manche au neutre, légèrement avant
  - Puissance au mini
  - Puis ressource maîtrisée vers palier



## LE VIRAGE ENGAGÉ

- Caractéristiques :**
- Faible incidence
  - Inclinaison forte non maîtrisé
  - Assiette à piquer
  - Vitesse élevée.

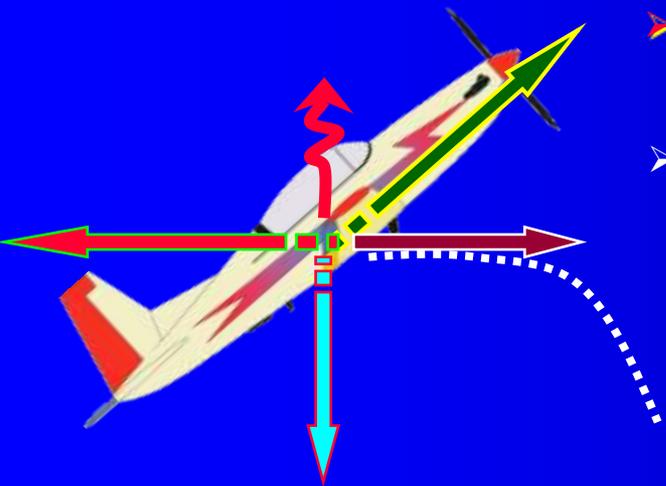
- Traitement :**
- Puissance sur mini
  - Annulation de l'inclinaison
  - Ressource maîtrisée vers palier



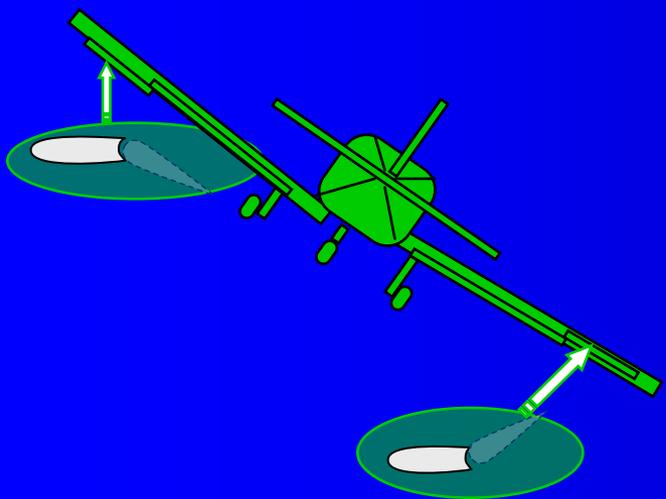
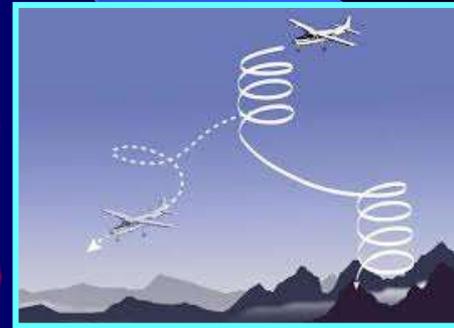
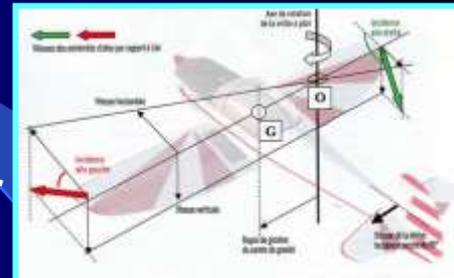
# L'AUTOROTATION

Appelée également VRILLE

## Analyse de la mise en situation



- **Vol aux grands angles (basses vitesses).**
- Si attaque oblique intempestive due
  - action du pilote sur gouvernes,
  - ou turbulences ou remous,dépassement de l'incidence max sur une seule aile et décrochage des filets d'air sur cet extradors (décrochage dissymétrique).
- **Trajectoire descendante occasionne dépassement de l'angle d'incidence max sur aile basse (portance anéantie) et augmentation permanente de la traînée) donc rotation autoentretenu.**

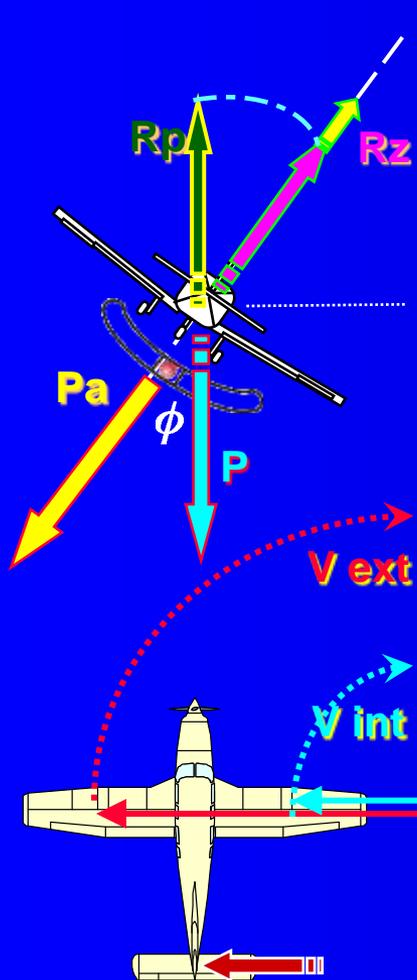


**Arrêt de l'auto-rotation : action au palonnier en sens inverse de la rotation avion, remettre les ailerons au neutre, recréer éventuellement un flux dynamique autour de l'aile décrochée.**



# LE VIRAGE ENGAGÉ

## Analyse de la mise en situation



- Réalisation d'un virage sans prise en compte de la nécessité d'augmentation de la portance pour compenser l'augmentation du poids apparent (absence de réaction sur le manche vers l'arrière pour augmenter l'incidence donc la portance) d'où trajectoire vers le bas
- Augmentation de la vitesse (due à la descente) et emballement du moteur (traction diminuée pour puissance affichée supérieure et hélice en moulinet).
- Vitesse supérieure de l'aile extérieure à la vitesse de l'aile intérieure au virage donc création d'une portance supérieure sur la demi-aile extérieure (roulis induit).
- Glissement de l'avion vers le bas et empennage vertical soumis à un vent relatif latéral déclenchant une mise en rotation par effet de girouette.



**RÉSULTAT : MISE EN SPIRALE DESCENDANTE EN PROGRESSION**



# LE VIRAGE ENGAGÉ

## Procédures de traitement



**Agir rapidement sur les causes du virage engagé.**

Dans l'ordre :

- 1° Réduire complètement la puissance
- 2° Annuler l'inclinaison
- 3° Revenir à l'assiette de palier par une ressource souple
- 4° Attendre la vitesse de croisière avant de remettre progressivement la puissance.

**Attention : En virage engagé, le vol est le plus souvent symétrique et le facteur de charge est égal ou proche de 1.**



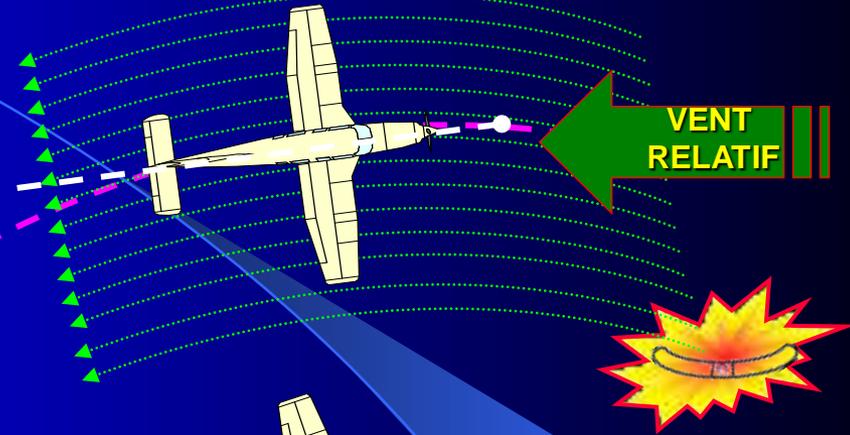
# VENT RELATIF ET SYMÉTRIE DE VOL

## SYMÉTRIE EN VIRAGE

Écoulement  
aérodynamique  
symétrique et  
parallèle à l'axe longitudinal  
de l'avion.

Axe longitudinal  
de l'avion

Trajectoire

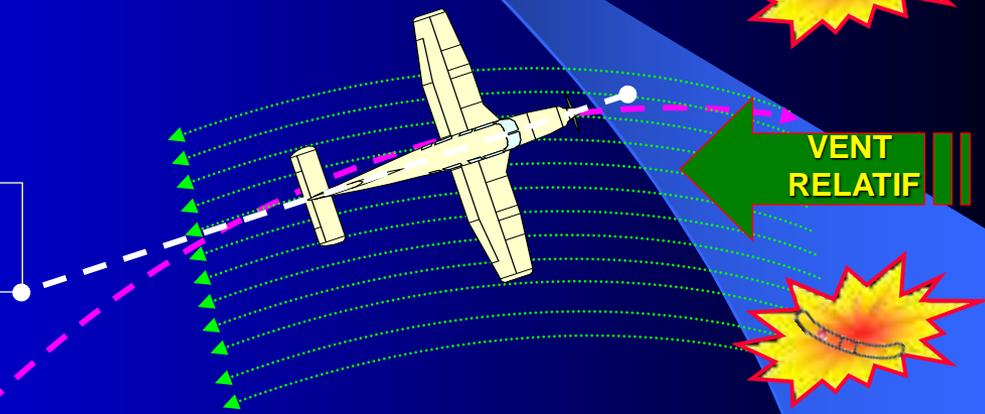


## VOL GLISSÉ EXTÉRIEUR EN VIRAGE

Écoulement  
aérodynamique  
dissymétrique.  
Vent relatif vient  
de l'intérieur du virage.

Axe longitudinal  
de l'avion

Trajectoire

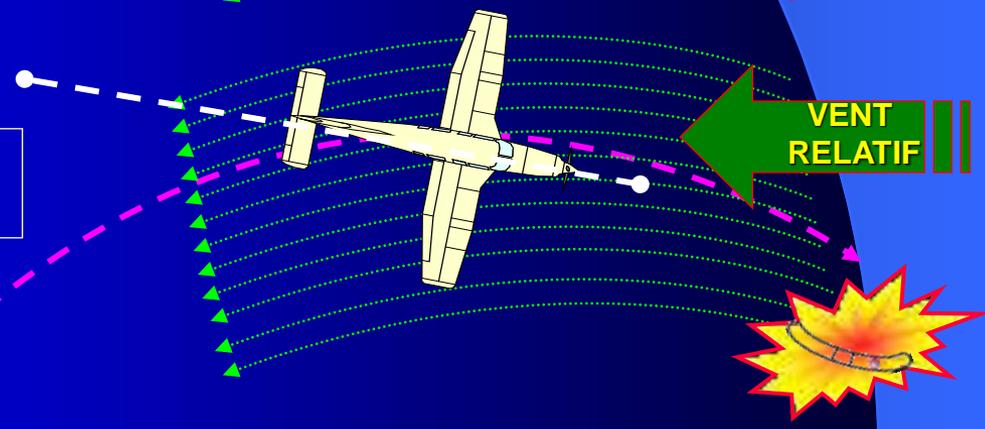


## VOL GLISSÉ INTÉRIEUR EN VIRAGE

Écoulement  
aérodynamique  
dissymétrique.  
Vent relatif vient  
de l'extérieur du virage.

Axe longitudinal  
de l'avion

Trajectoire



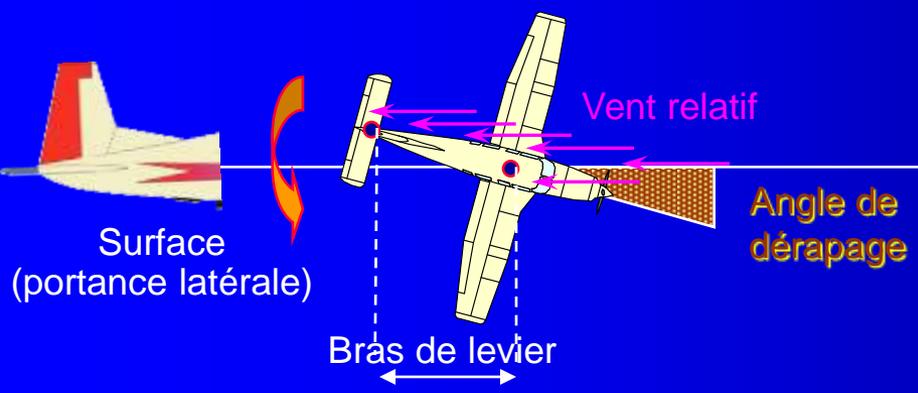


# LA STABILITÉ DE ROUTE

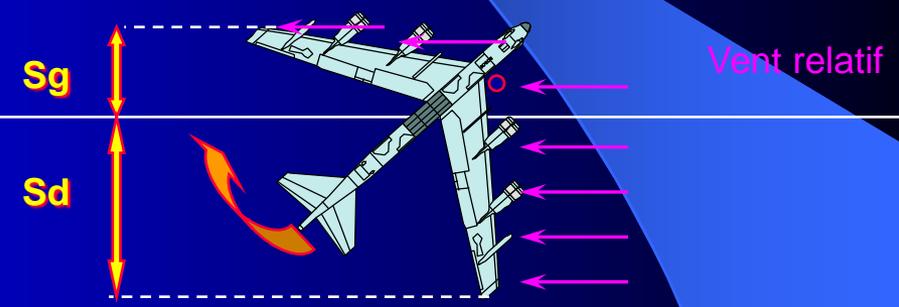
SOU MIS A UNE ATTAQUE OBLIQUE OU A UNE PERTURBATION LATÉRALE, L'AVION DOIT REVENIR AUTOMATIQUEMENT EN VOL SYMÉTRIQUE.

Deux dispositifs pour améliorer la stabilité sur l'axe de LACET :

## L'EMPENNAGE VERTICAL



## LA FLÈCHE



L'efficacité est soumise à deux composantes :

- La surface de l'empennage ;
- La longueur du bras de levier (distance du centre de gravité à la dérive).

Même degré de stabilité si :

- > grande surface et petit bras de levier
- > petite surface et grand bras de levier.

Du fait de la flèche, en cas de dérapage, l'aile droite oppose au vent relatif une surface plus grande que l'aile gauche, d'où :

- Une traînée supérieure à droite et ;
- La rotation de l'avion autour de son axe de lacet (effet redresseur).

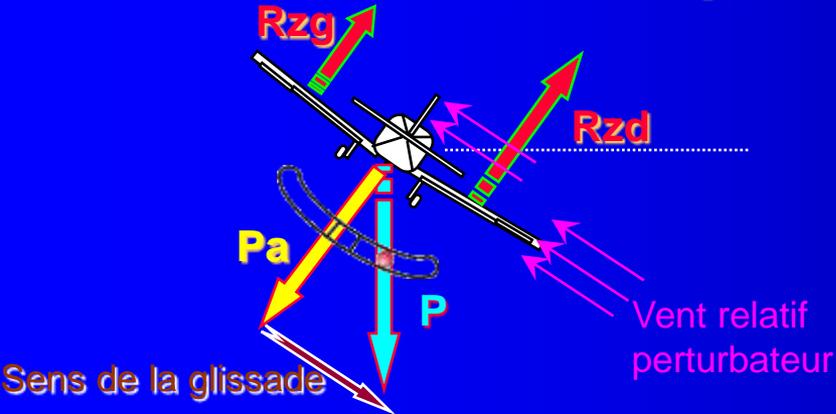


# LA STABILITÉ LATÉRALE

SOU MIS A UNE ATTAQUE OBLIQUE OU A UNE PERTURBATION LATÉRALE, L'AVION DOIT ANNULER AUTOMATIQUEMENT L'INCLINAISON.

Deux effets redresseurs pour améliorer la stabilité sur l'axe de ROULIS :

## VENT LATÉRAL ET EMPENNAGE VERTICAL



## LE DIÈDRE



En glissade, deux phénomènes interviennent à cause du vent relatif latéral :

- effet redresseur dû à la force de ce vent sur les surfaces verticales (dérive) ;
- effet redresseur dû à l'augmentation de vitesse sur l'aile basse (vent latéral) et donc augmentation de la portance.

- ❑ un angle d'incidence plus important sur l'aile basse donc
- ❑ induit une portance supplémentaire sur cette aile d'où
- ❑ effet redresseur vers inclinaison nulle.

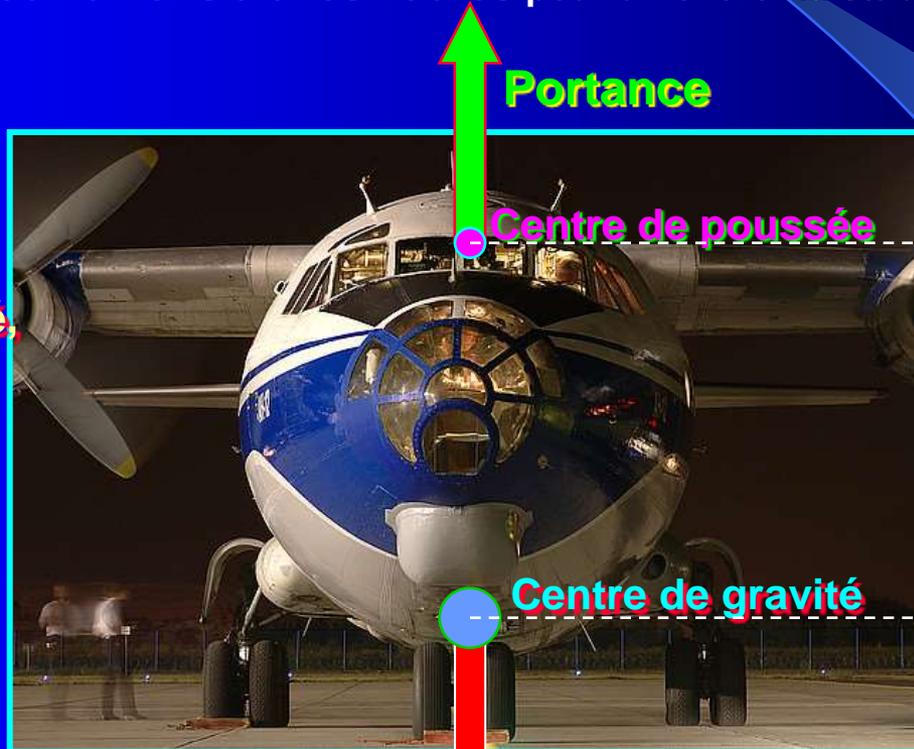


# LA STABILITÉ LATÉRALE

SOU MIS A UNE ATTAQUE OBLIQUE OU A UNE PERTURBATION LATÉRALE, L'AVION DOIT ANNULER AUTOMATIQUEMENT L'INCLINAISON.

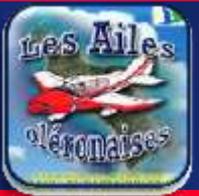
Autre effet spécifique aux avions à ailes hautes pour améliorer la stabilité sur l'axe de ROULIS :

Écartement entre le Centre de poussée et le Centre de gravité, plus important sur les avions à ailes hautes, induit un effet redresseur limitant L'INCLINAISON.



**Bras de levier**

**AILES HAUTES = FACTEUR DE STABILITÉ LATÉRALE**



**Merci  
de votre attention**

