

# NOTIONS D'AERODYNAMIQUE ET DE MECANIQUE DU VOL

# SYMBOLES

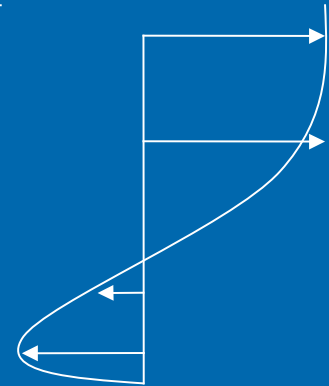
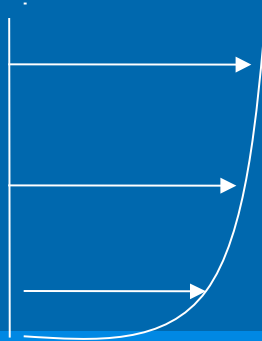
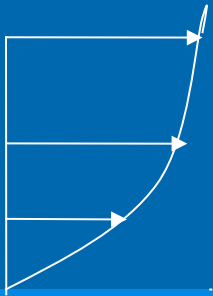
- Vitesse =  $V$
- Masse spécifique =  $\rho_z = m(\text{masse})/V(\text{volume})$
- Densité ( $\delta$ ) =  $\rho_z/\rho_0$
- Pression Dynamique =  $Pd = 1/2 \cdot \rho_z \cdot V^2$
- T° absolue(kelvin) =  $t^\circ\text{c} + 273^\circ\text{c}$
- $a$  (vitesse du son) =  $20,1\sqrt{T}$  (341 m/s)
- $M$  (mach) =  $V/a$
- $Pt$  (totale) =  $Pd$  (dynamique) +  $Ps$  (statique)

# ÉCOULEMENT couche limite

➤ Laminaire

turbulent

décollement



➤ **Biconvexe symétrique**  
(empennage hal et val) (ou avion rapide)



➤ **Biconvexe dissymétriques**  
(ailes avions)



➤ **Creux** (planeurs)

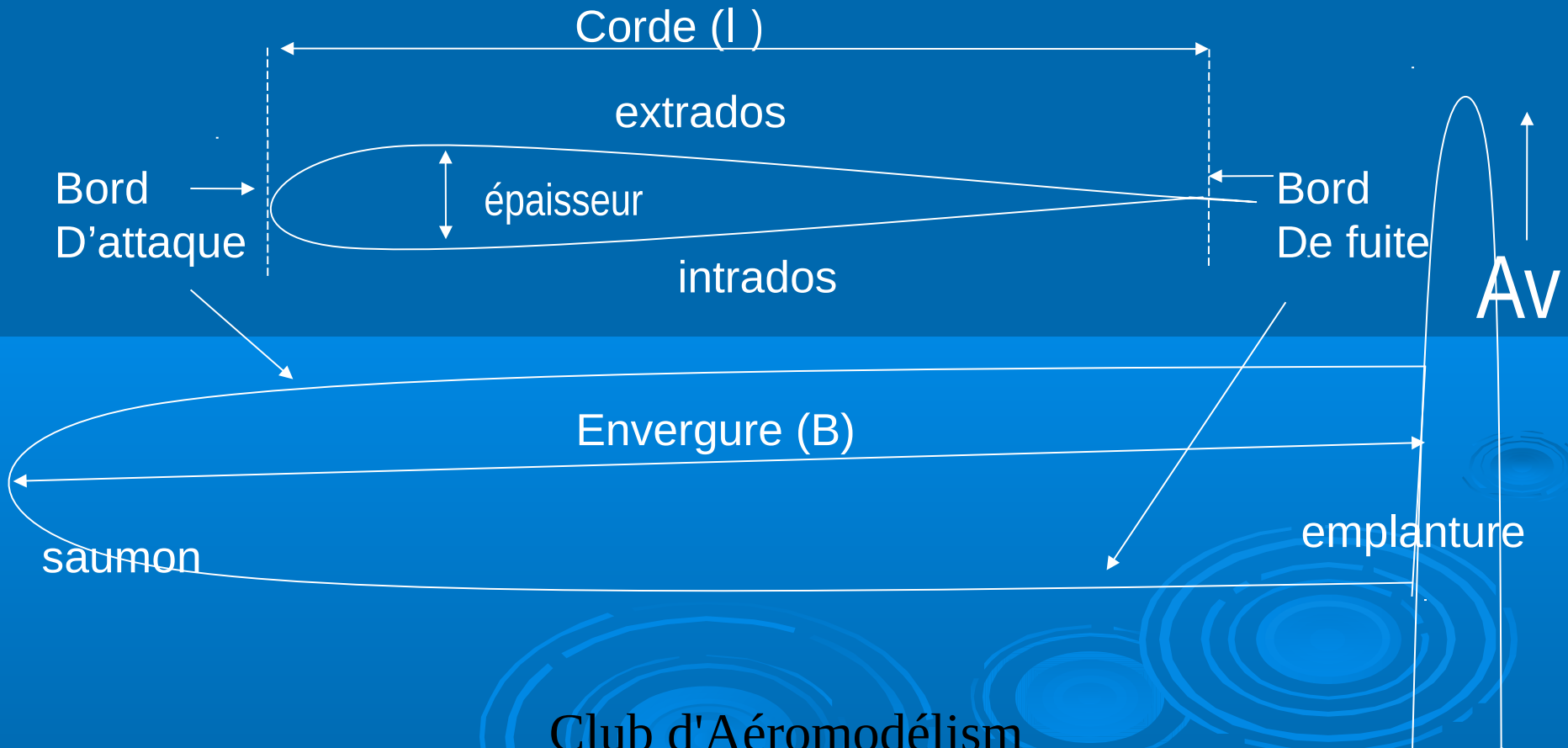


➤ **Double courbure**  
(auto stable)





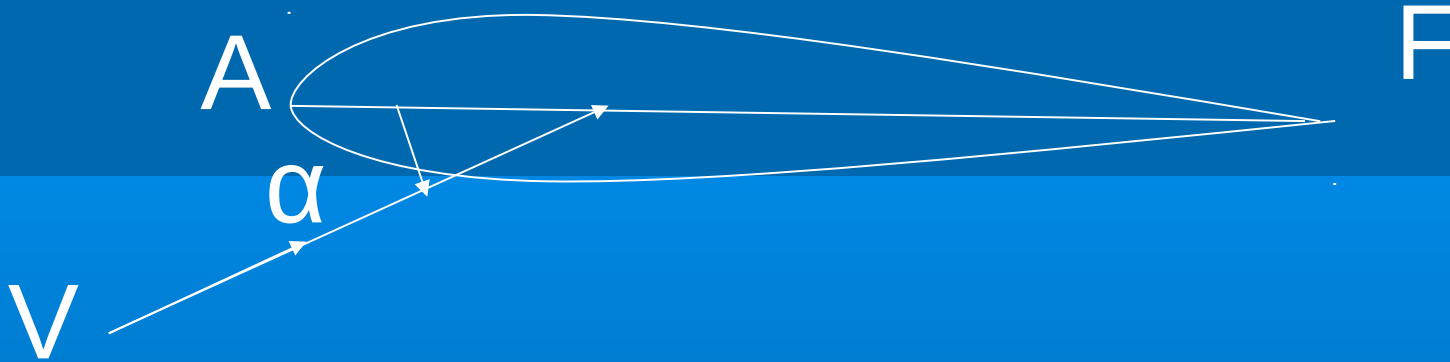
# Aile



- Allongement  $\lambda = B / I_m$
- $I_m$  (corde moyenne) = surface de ref  $S$  / envergure  $B$
- Donc  $\lambda = B^2/S$

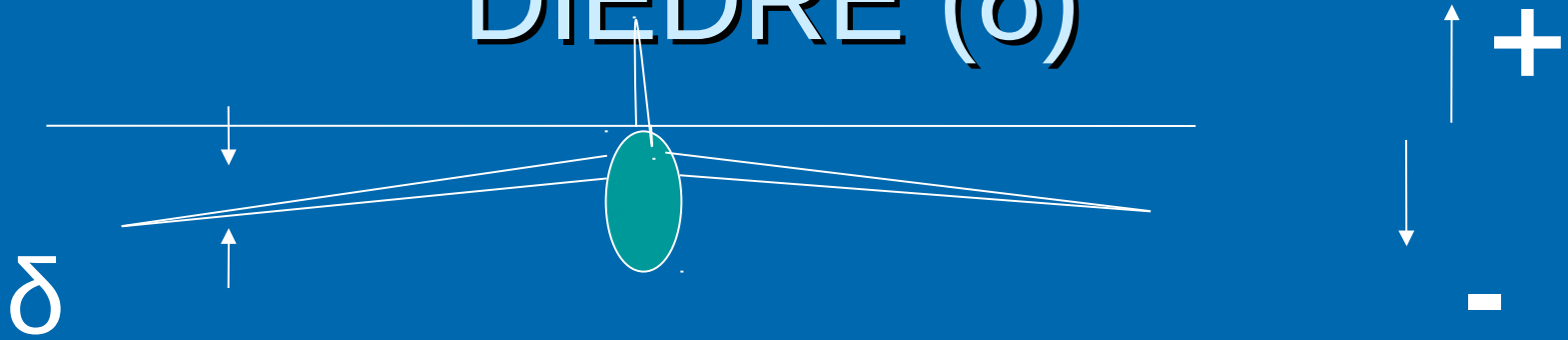
- Avions rapides  $\lambda$  de 3 à 5 (faible envergure)
- Avions classiques  $\lambda$  de 6 à 12
- Avions lents  $\lambda$  de 20 à 22 (envergure importante)

- $AF$  = corde de profil
- $\alpha$  = incidence
- $\alpha_0$  = incidence de portance nulle

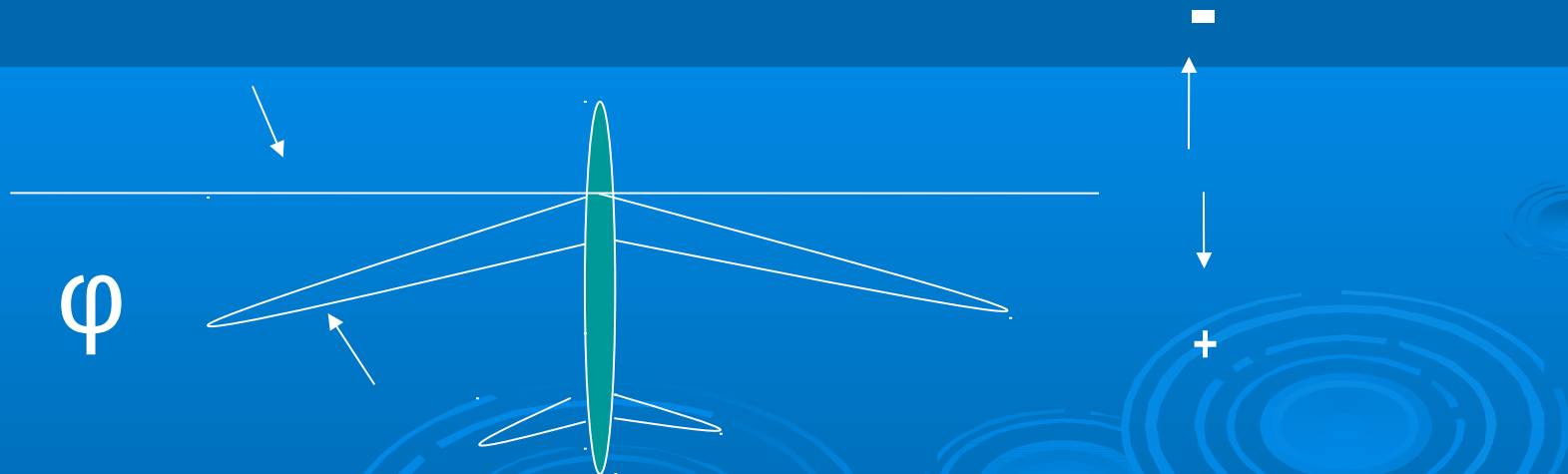




# DIEDRE ( $\delta$ )

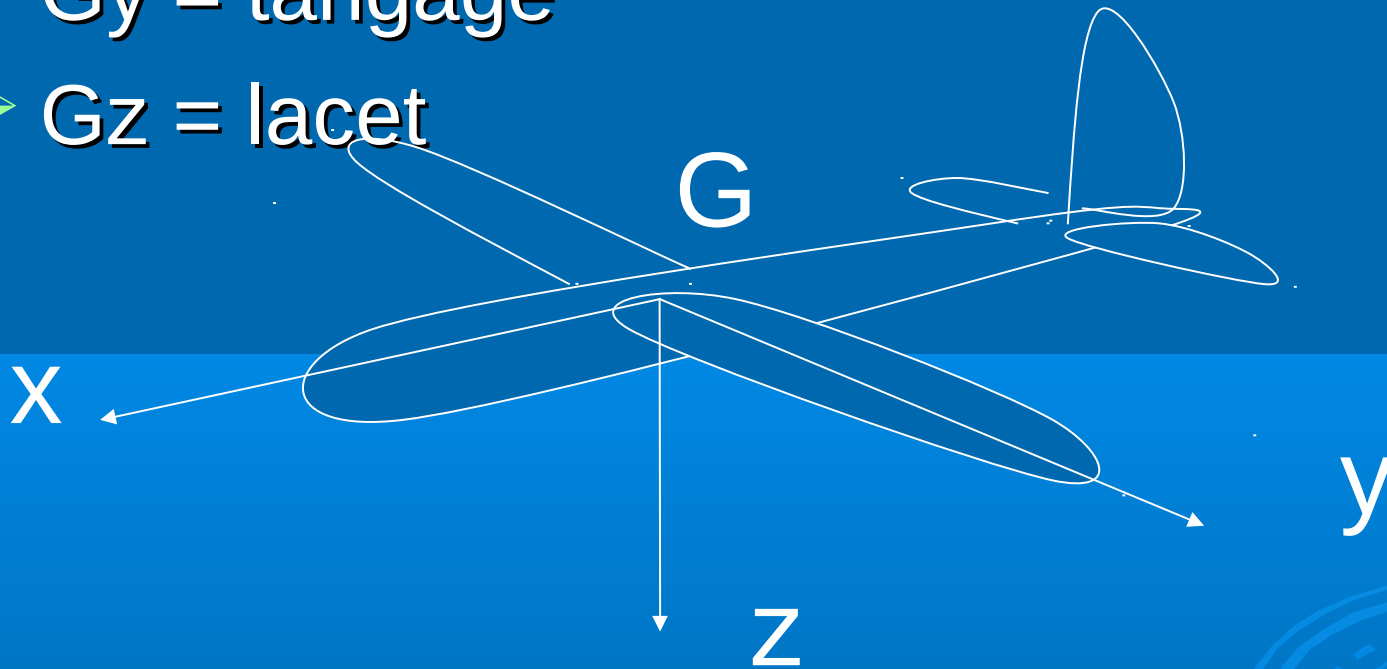


# Flèche ( $\varphi$ )



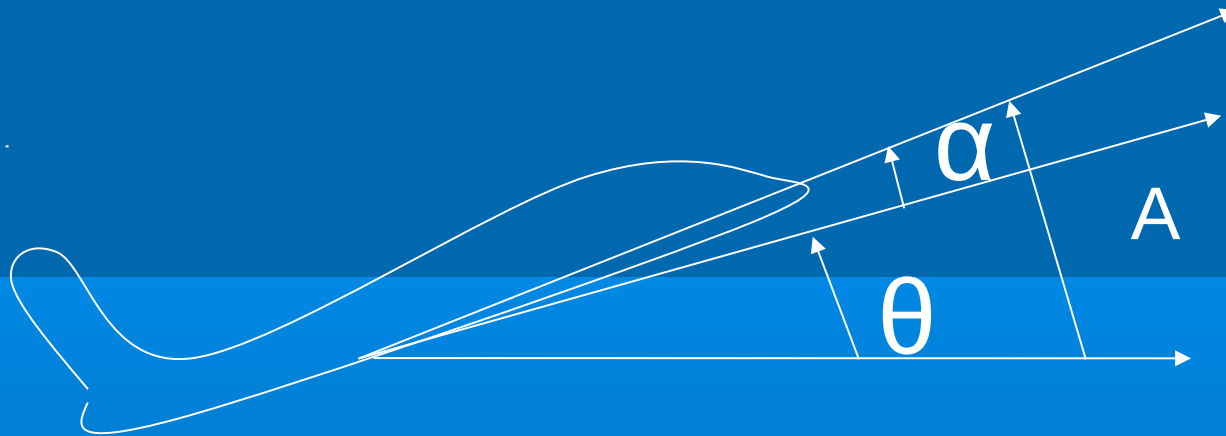
# AXES AVION

- $G_x$  = roulis
- $G_y$  = tangage
- $G_z$  = lacet



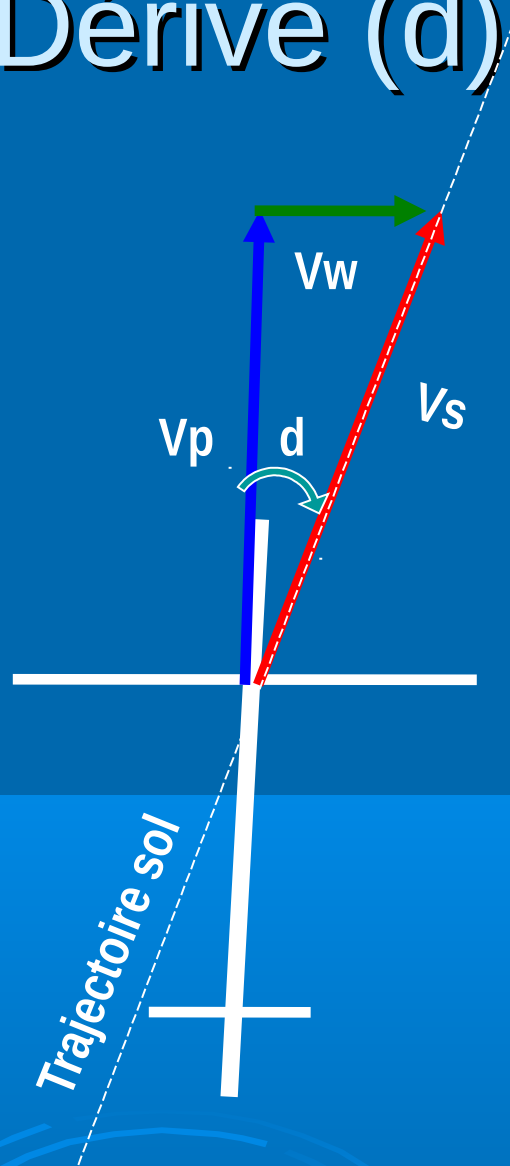
# Différents angles

- Assiette=Pente+incidence
- La pente est la trajectoire



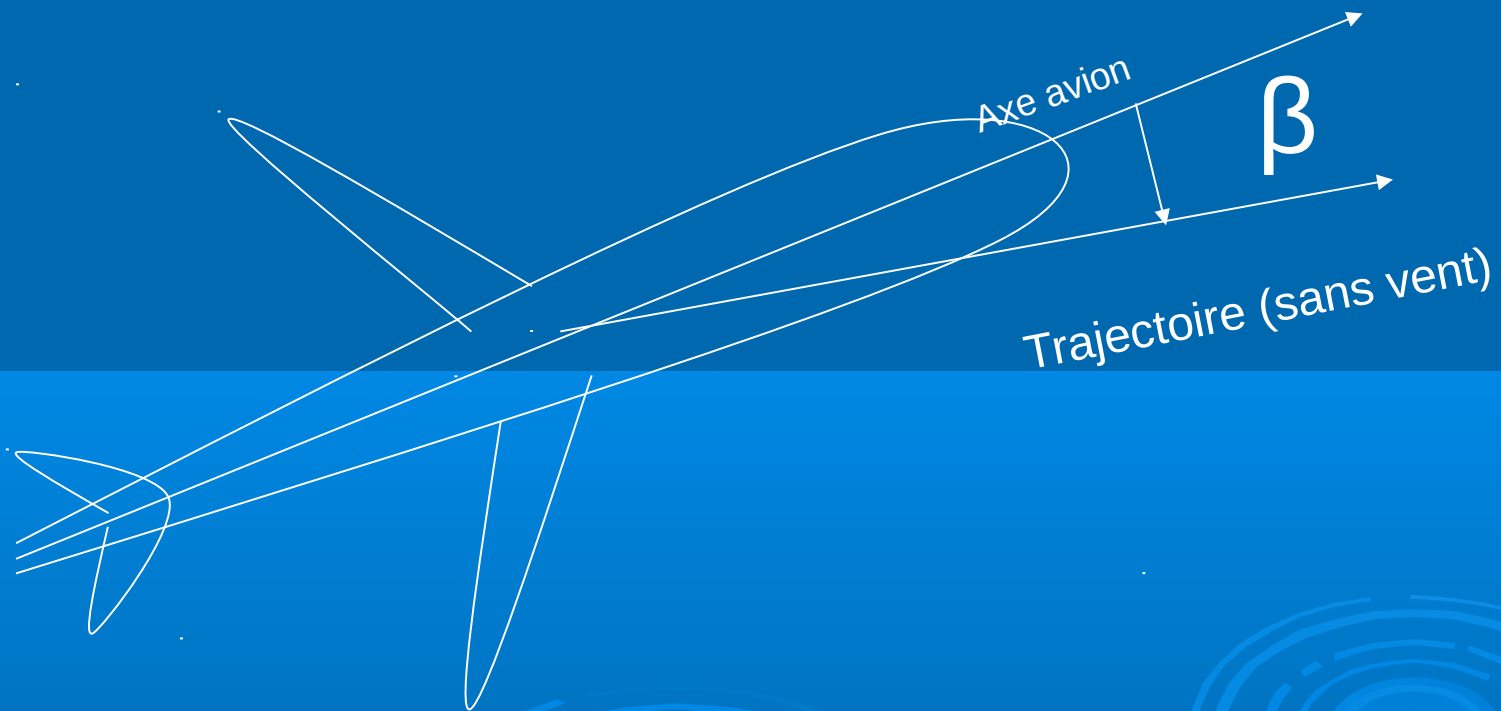
$$A = \theta + \alpha$$

# Dérive (d)



# dérapiage

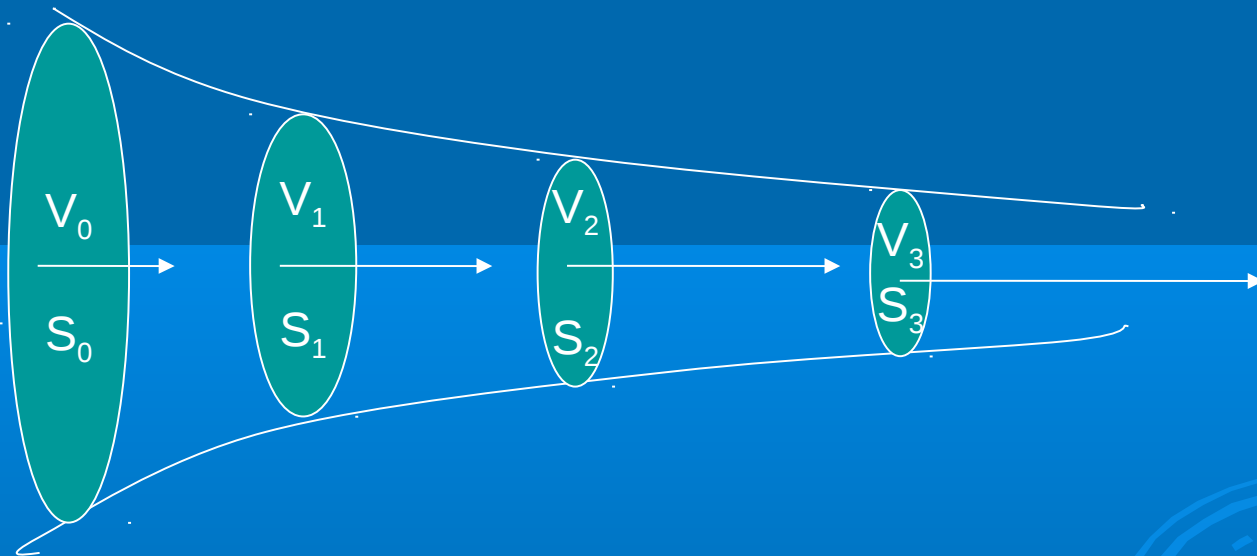
- Dérapiage = traînée ↗



# Loi de conservation du débit

fluides incompressibles

➤  $q$  (débit masse) =  $\rho.S.V = Cte$



# Loi des gaz parfaits

- $PV=rT=Cte$  ( $r$  cte des gaz parfaits)
- gaz réels  $\approx$  gaz parfaits

# Loi de Bernoulli

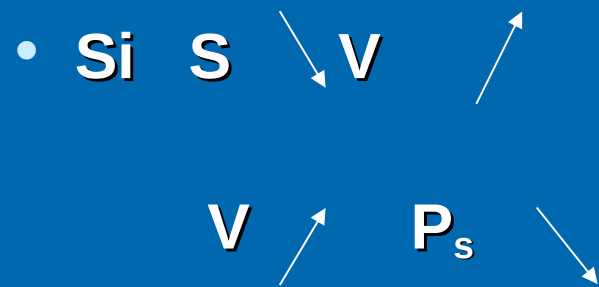
fluides incompressibles

- pression statique+pression dynamique  
= pression totale (Pt)  
= Cte

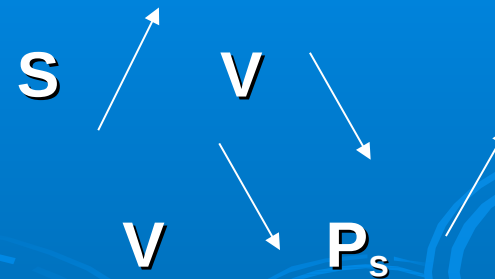
$$P_t = p_s + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = Cte$$

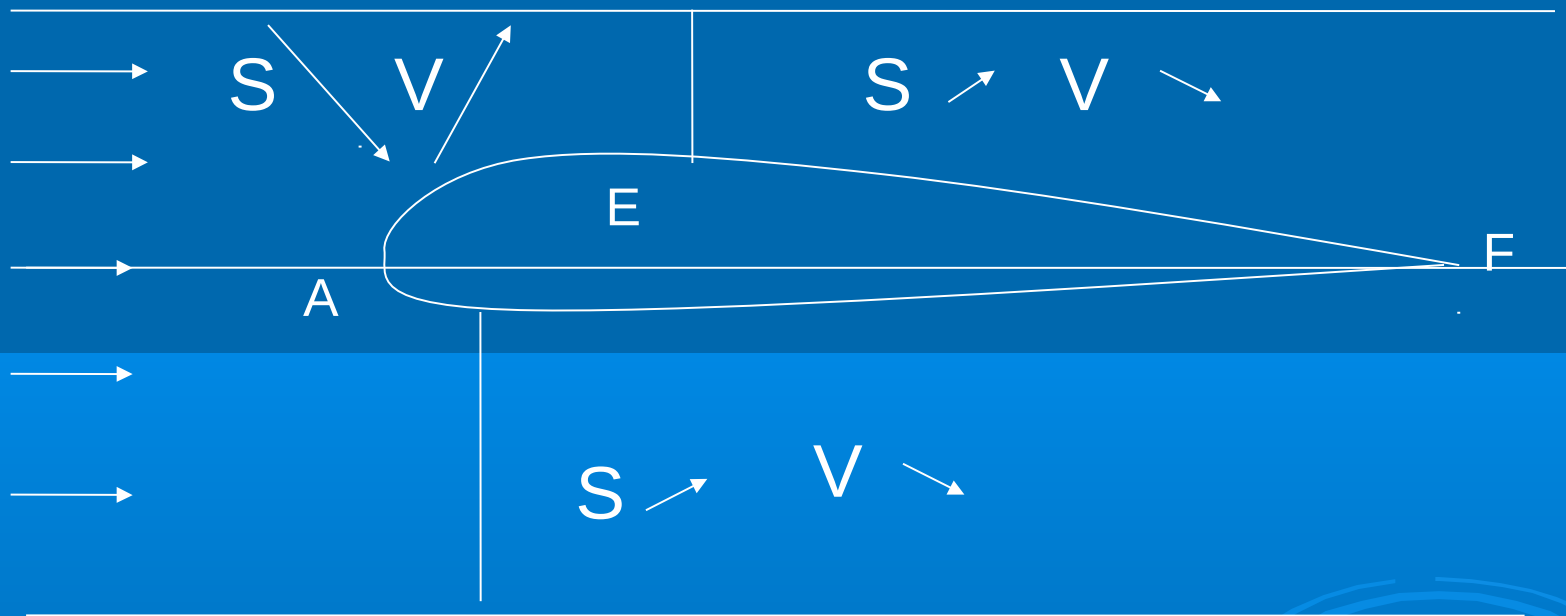


➤ De ces 2 lois , conservation de débit + conservation de pression, on déduit

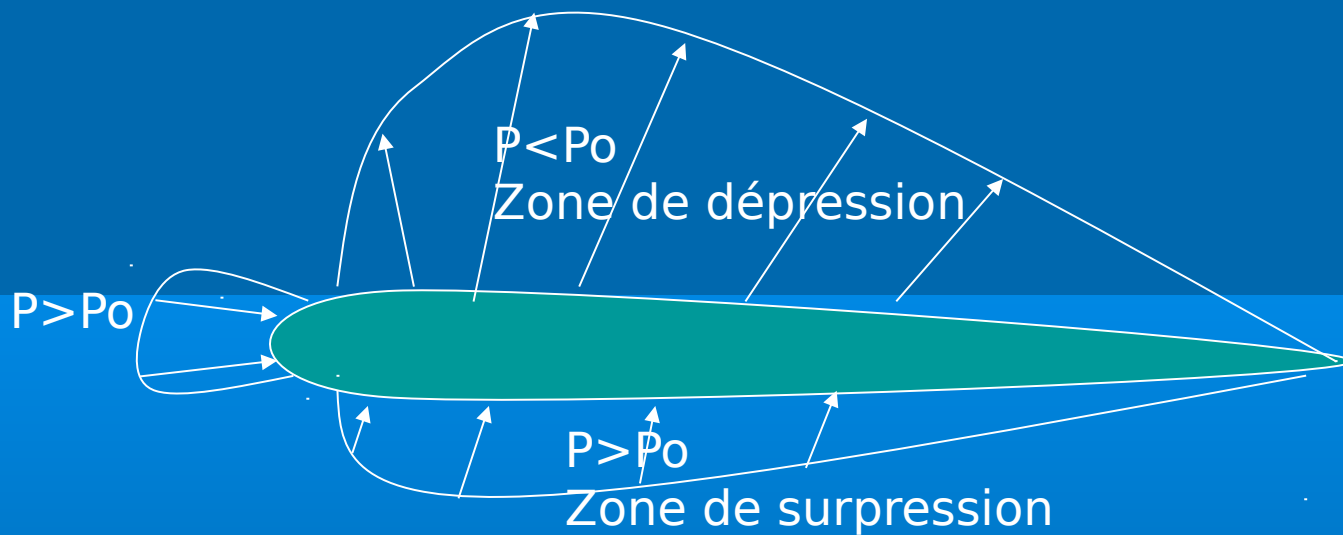


Et inversement





➤  $P_0$  = pression en amont



# RESULTANTE AERODYNAMIQUE

Surpression intrados

Dépression extrados

Frottements

Pression dynamique

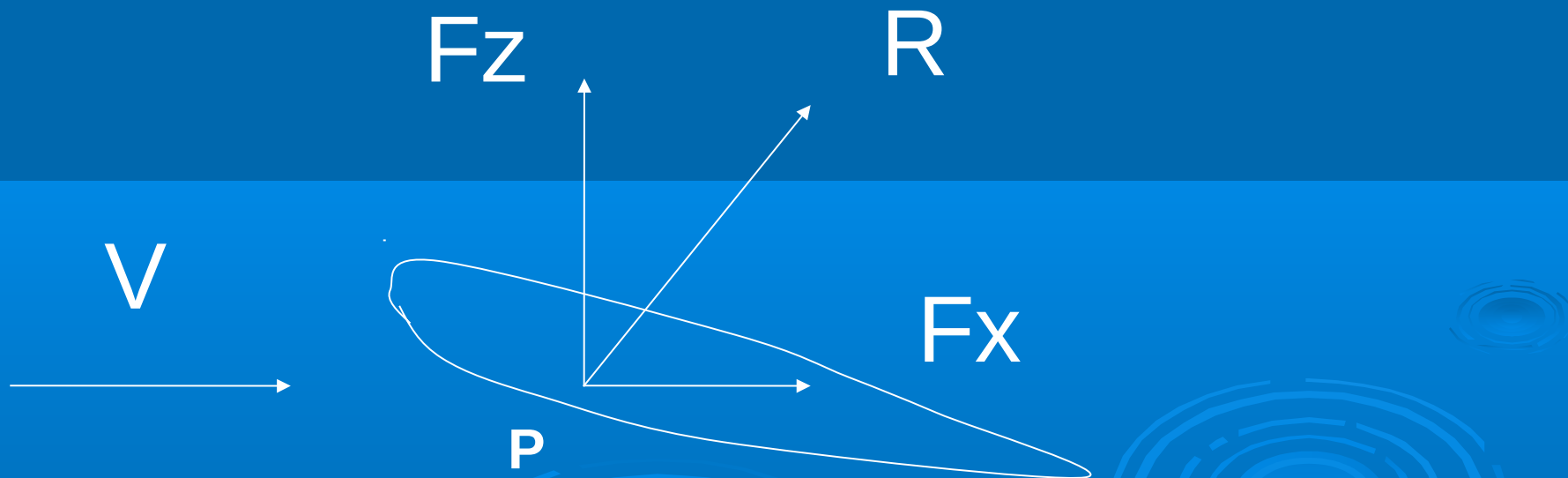
donnent « Résultante Aérodynamique **R** »

# caractéristiques

- Point d'application : centre de poussée
- Direction : Oblique / filets d'air
- Sens : vers l'arrière
- Intensité :  $R = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_R$
- ( $\frac{1}{2} \rho S V^2 =$  pression dynamique)
- (S la surface de référence)
- ( $C_r$  coefficient aérodynamique qui tient compte de ce qui est difficile à chiffrer:
  - forme du profil
  - état de la surface
  - incidence du profil))

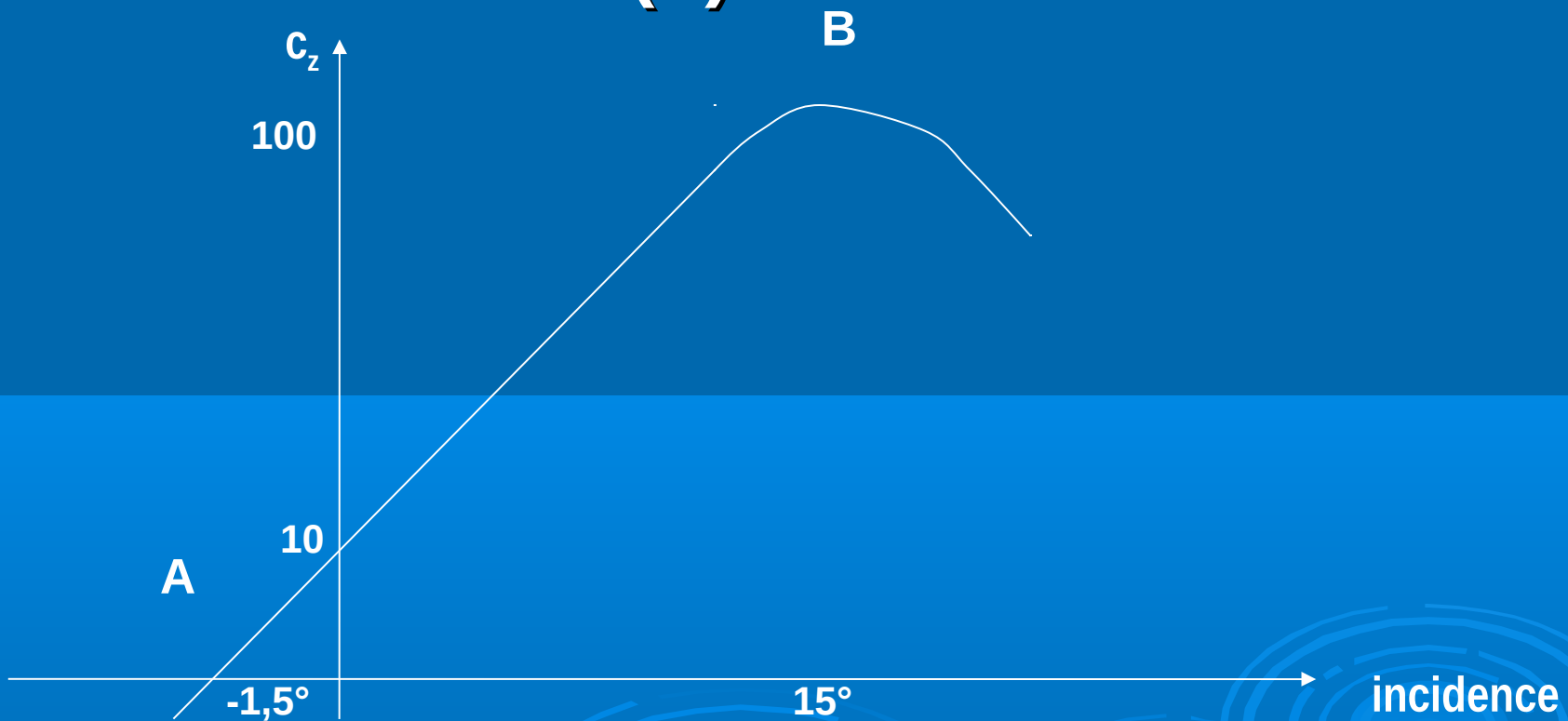
# Composantes de R

- La traînée  $F_x$
- La portance  $F_z$
- P centre de poussée



# Portance Fz

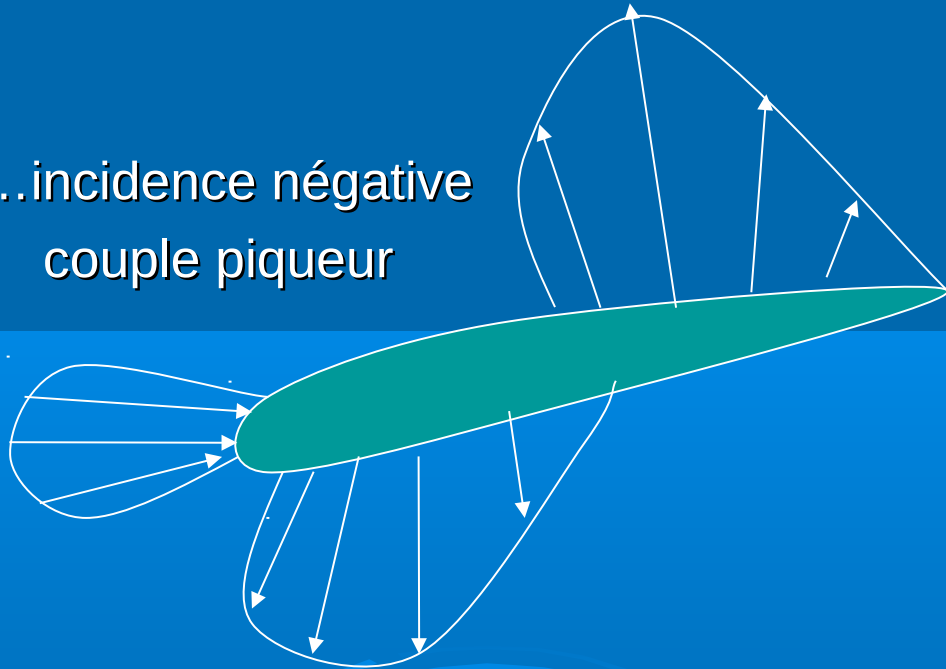
- $Fz = \frac{1}{2}\rho S V^2 C_z$
- Courbe  $C_z = f(\alpha)$



➤ Point B :  $C_z$  s'écroule = Décrochage

➤ Point A :  $C_z = 0$  = Portance nulle

➤ Mais.....incidence négative  
couple piqueur

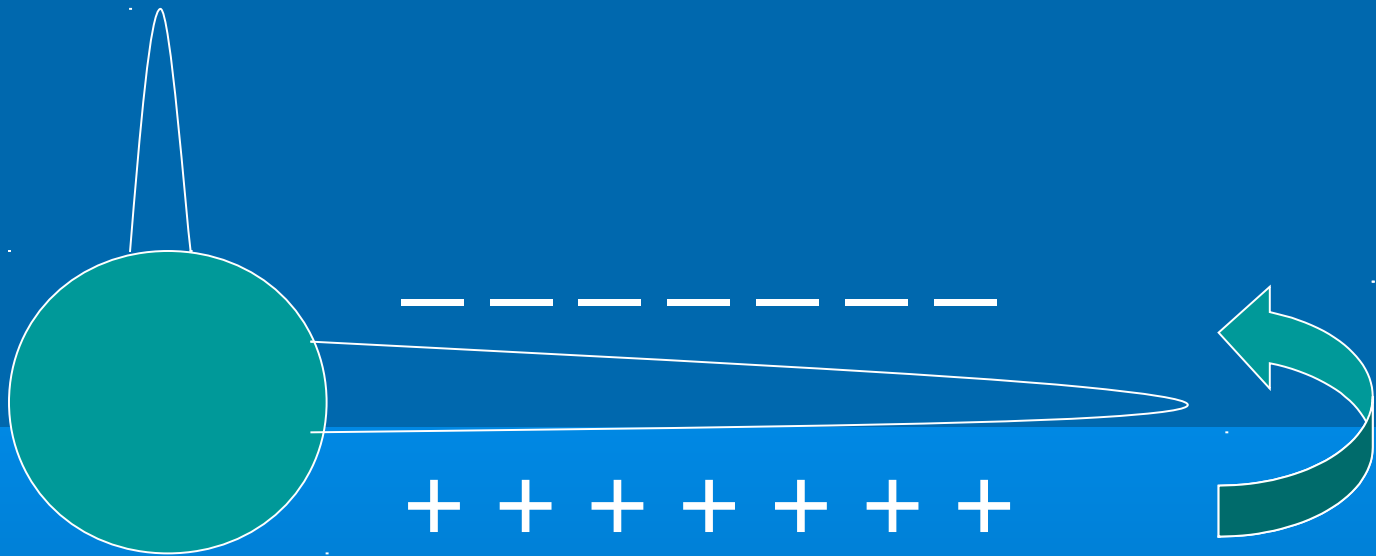




# Trainée $F_x$

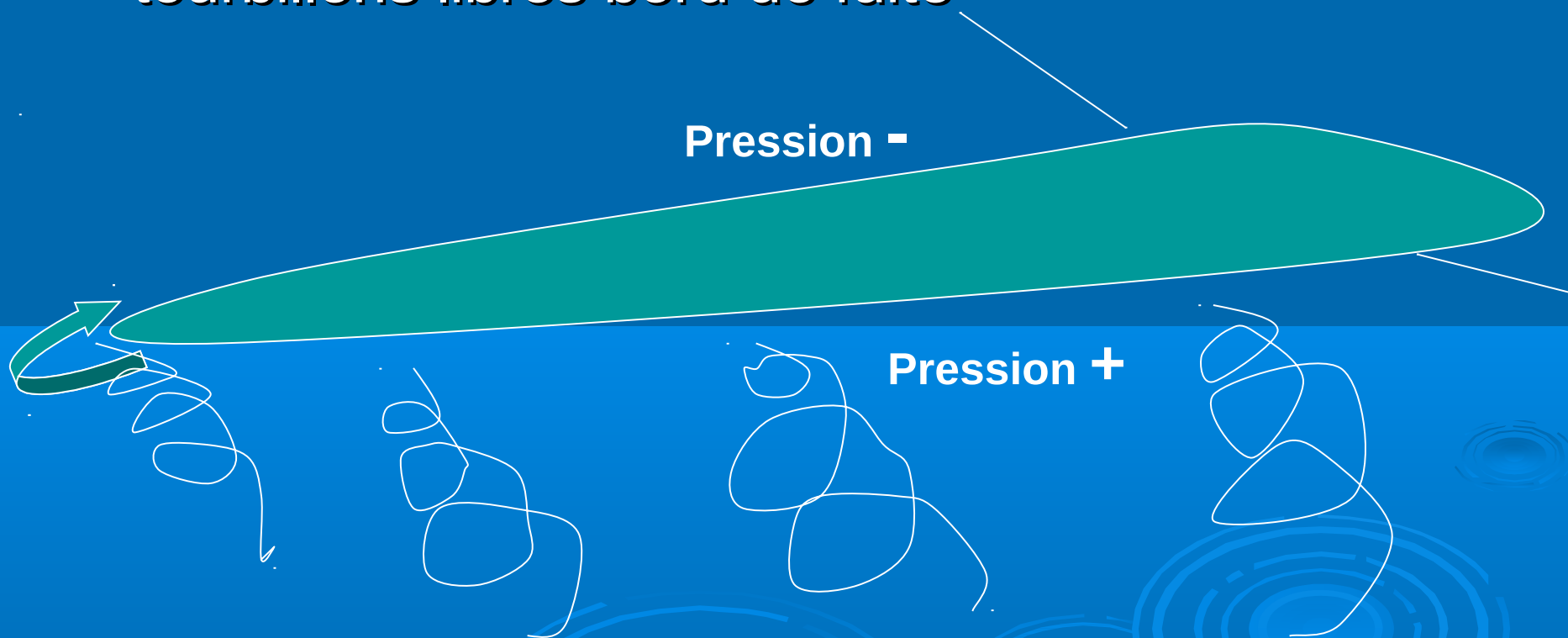
- $F_x = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x$
- Trainée = forme + frottements + induite
- Trainée de forme = f (profil aile + avion)
- Trainée de Frottements = f (Viscosité, couche limite, état surface..)
- Trainée induite = f (Différence de Pression intrados et extados)
- $C_x \text{ total} = C_x \text{ forme} + C_x \text{ frottement} + C_x \text{ induit}$

# Tourbillons marginaux aux extrémités des ailes



# Tourbillons libres Aux bords de fuite

- Trainée induite = tourbillons bouts d'aile + tourbillons libres bord de fuite



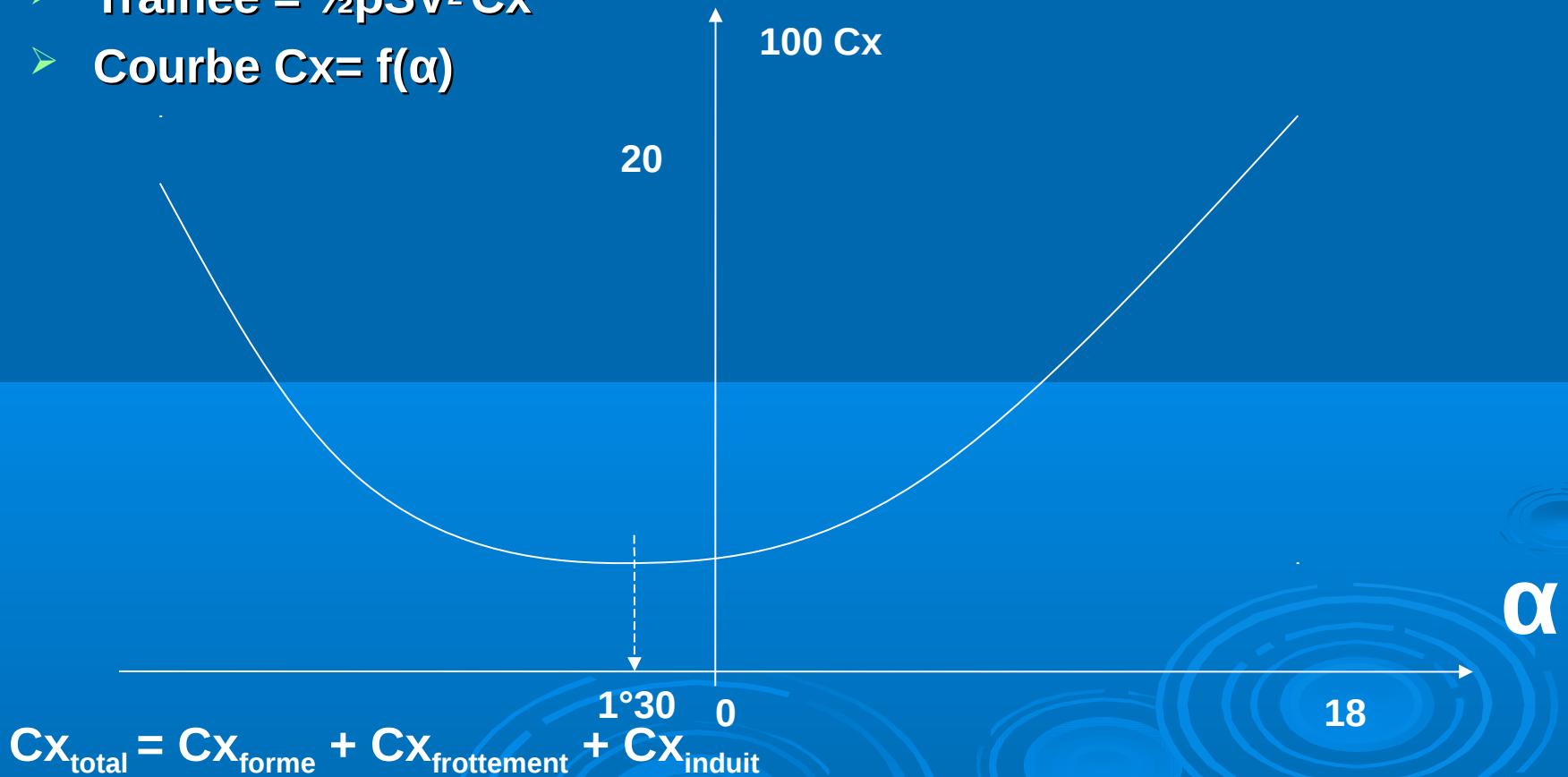
$$C_{x_{\text{induit}}} = C_z^2 / \lambda \cdot \pi$$

# Trainée Fx

trainée de forme + trainée de frottement + trainée induite

Trainée de profil

- Trainée =  $\frac{1}{2}\rho S V^2 Cx$
- Courbe  $Cx = f(\alpha)$



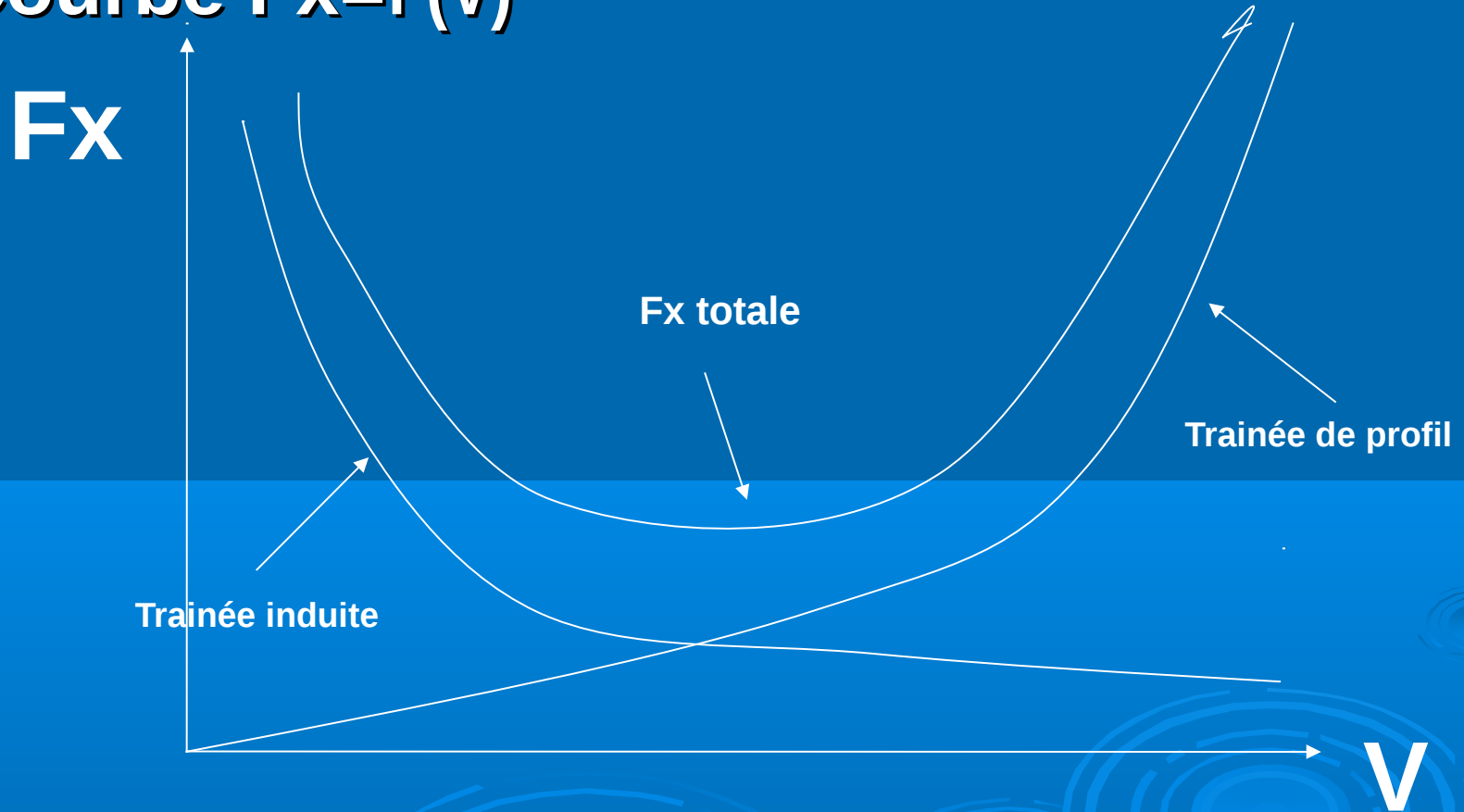
Club d'Aéromodélisme

de Nevers

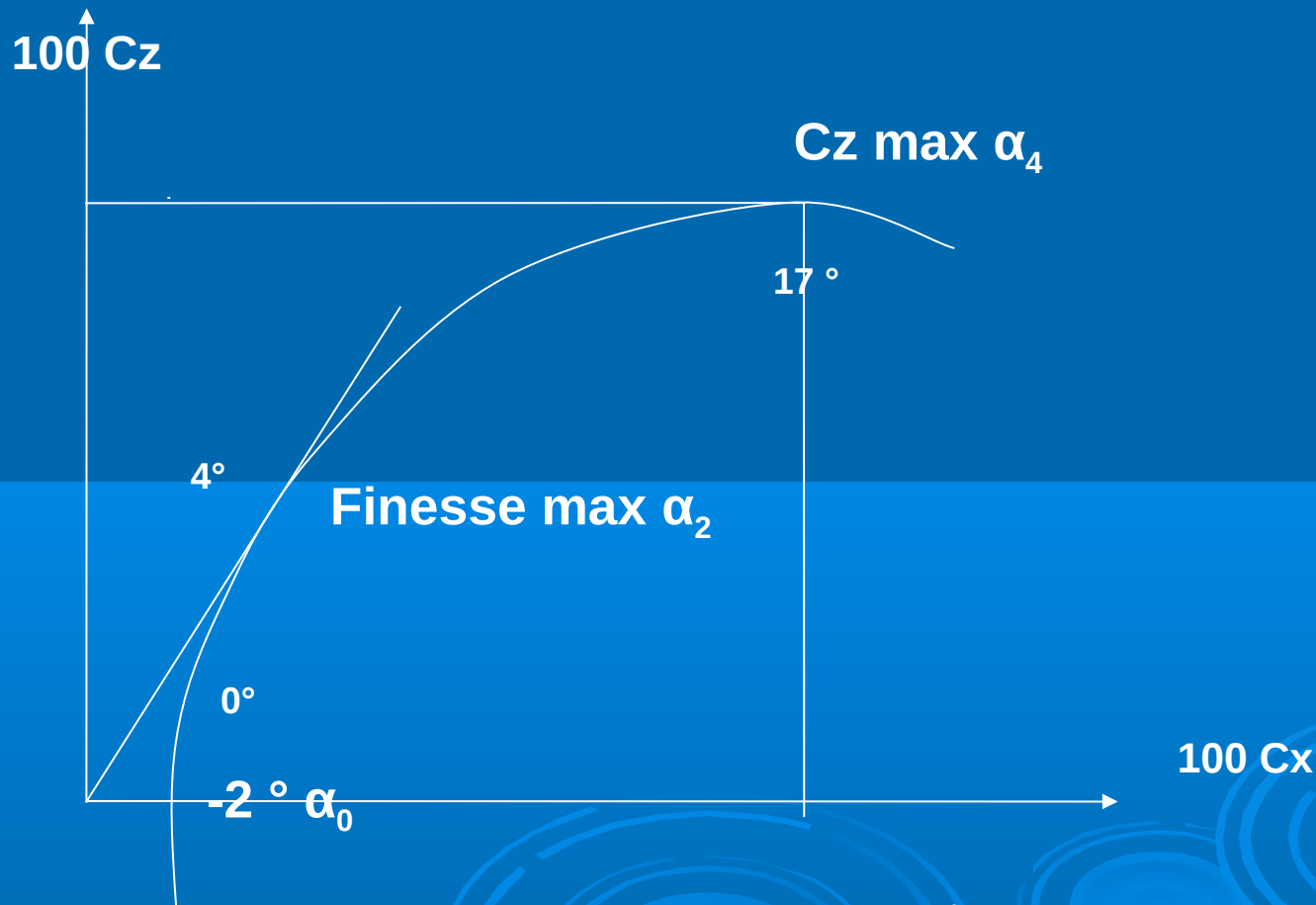
# Trainée $F_x$

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

## ➤ Courbe $F_x = f(V)$



# POLAIRE $C_z=f(C_x)$



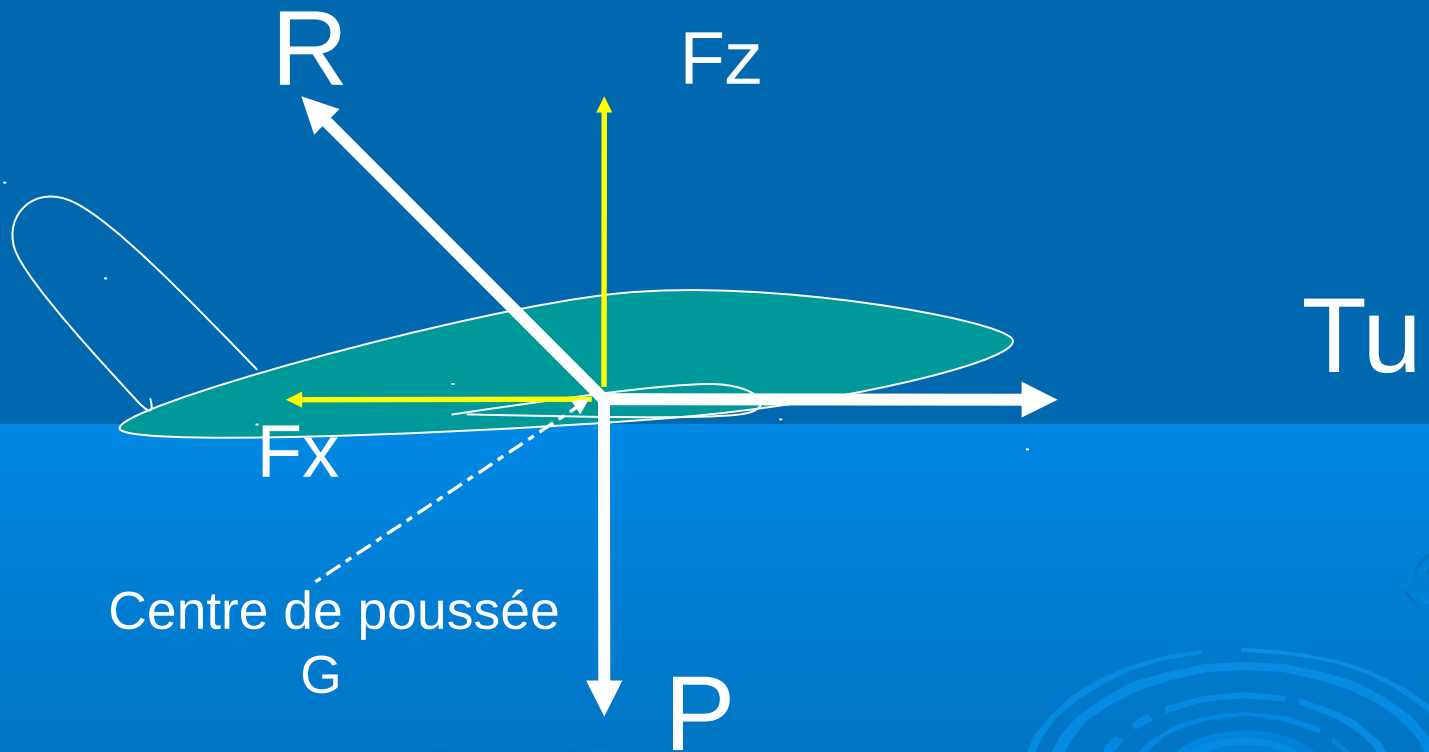
# Vol horizontal

- 3 forces : pesanteur =  $P$   
traction / poussée =  $T_u$   
résultante aérodynamique =  $R$

En vol rectiligne uniforme

$$R + T_u + P = 0$$

En simplifiant, centre de gravité et de poussée confondus, vol horizontal, symétrique, stable, calage aile = 0 ..





# En vol équilibré $T_u = T_n$

traction utile (moteur) = traction nécessaire (avion)

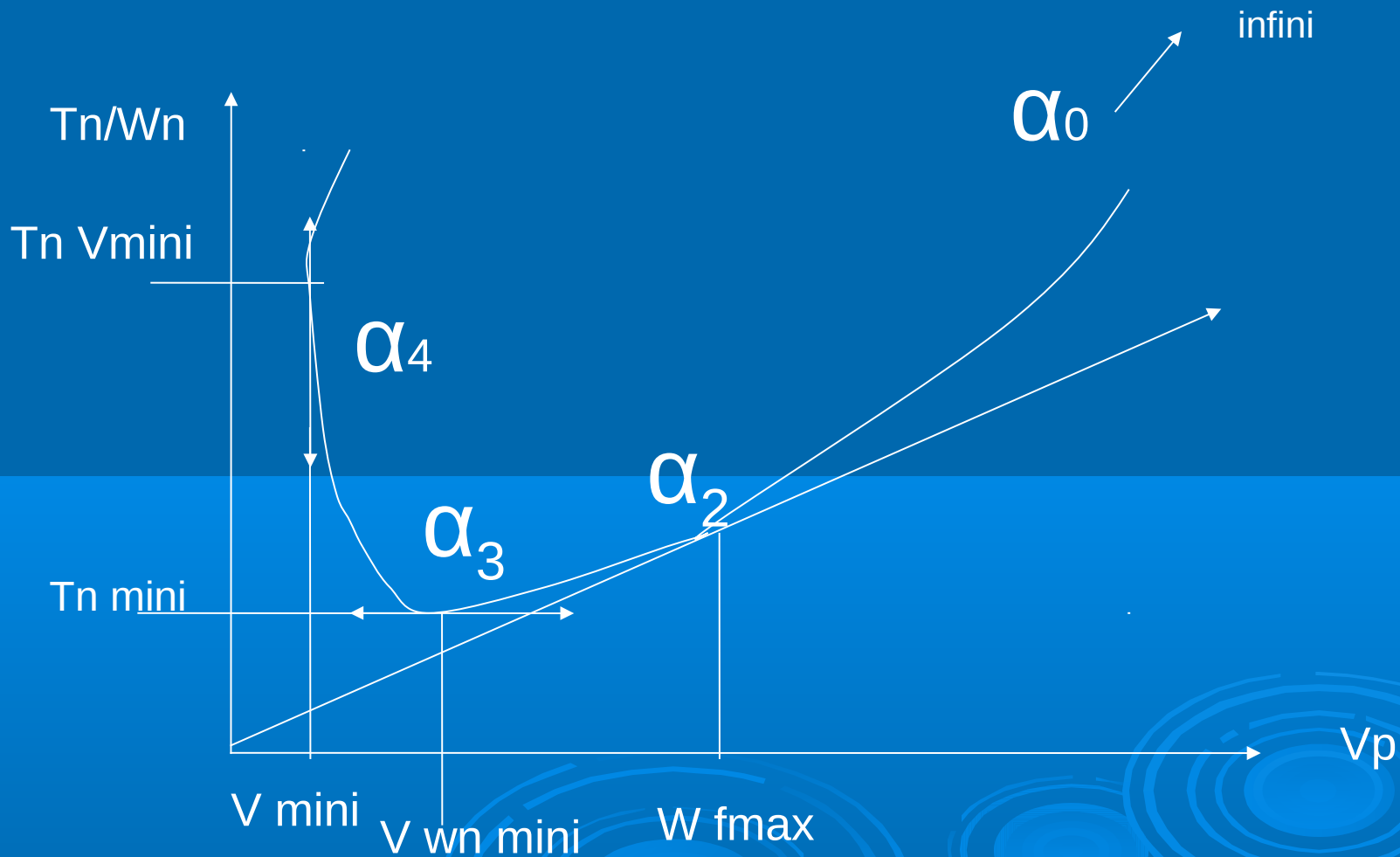
- $P = F_z = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_z$
- $T_u = F_x = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x$
  
- Pour info  $P / T_u = C_z / C_x = f$

$$T_u = P / f$$

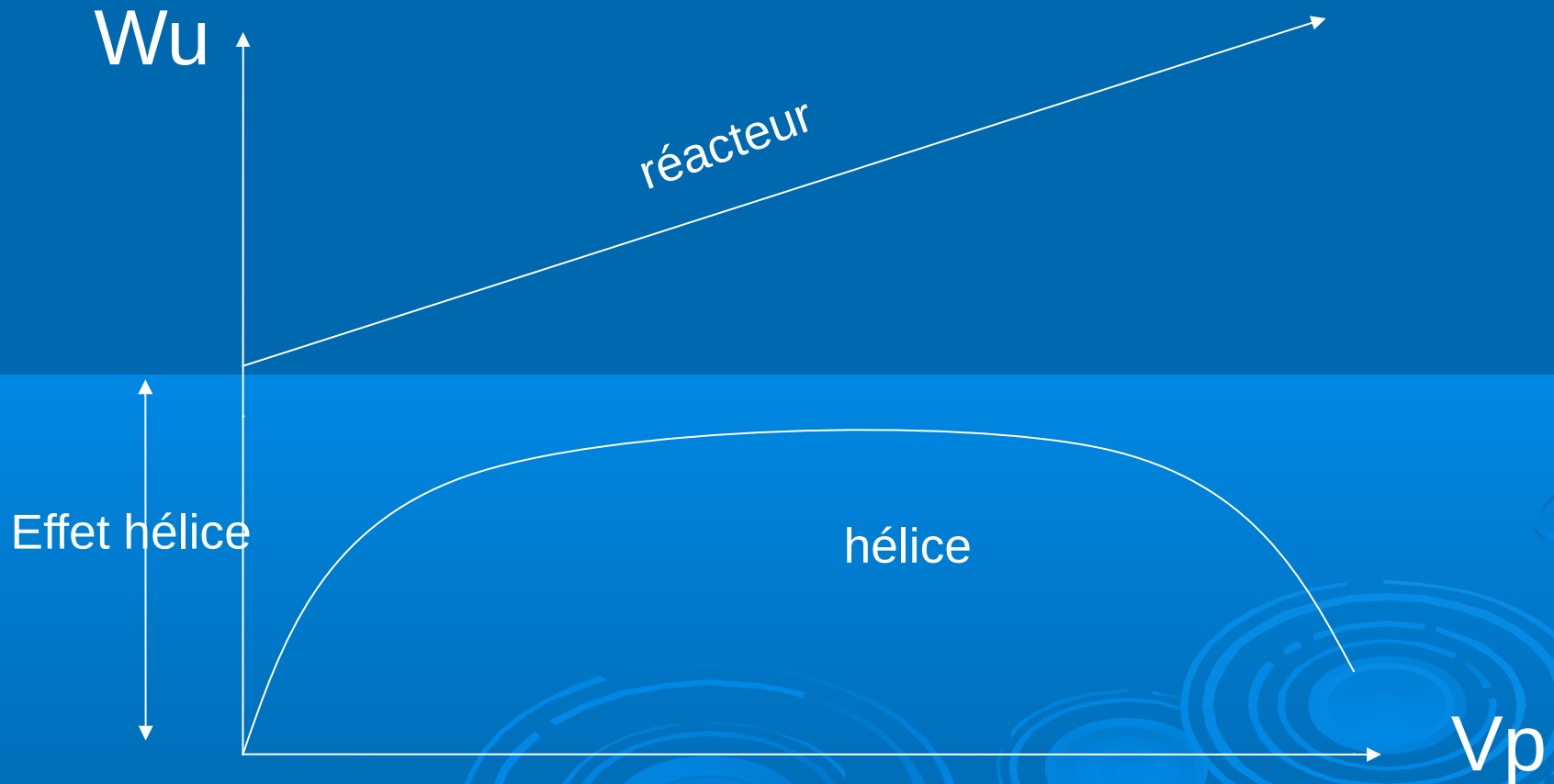
La traction nécessaire est  
fonction de la finesse

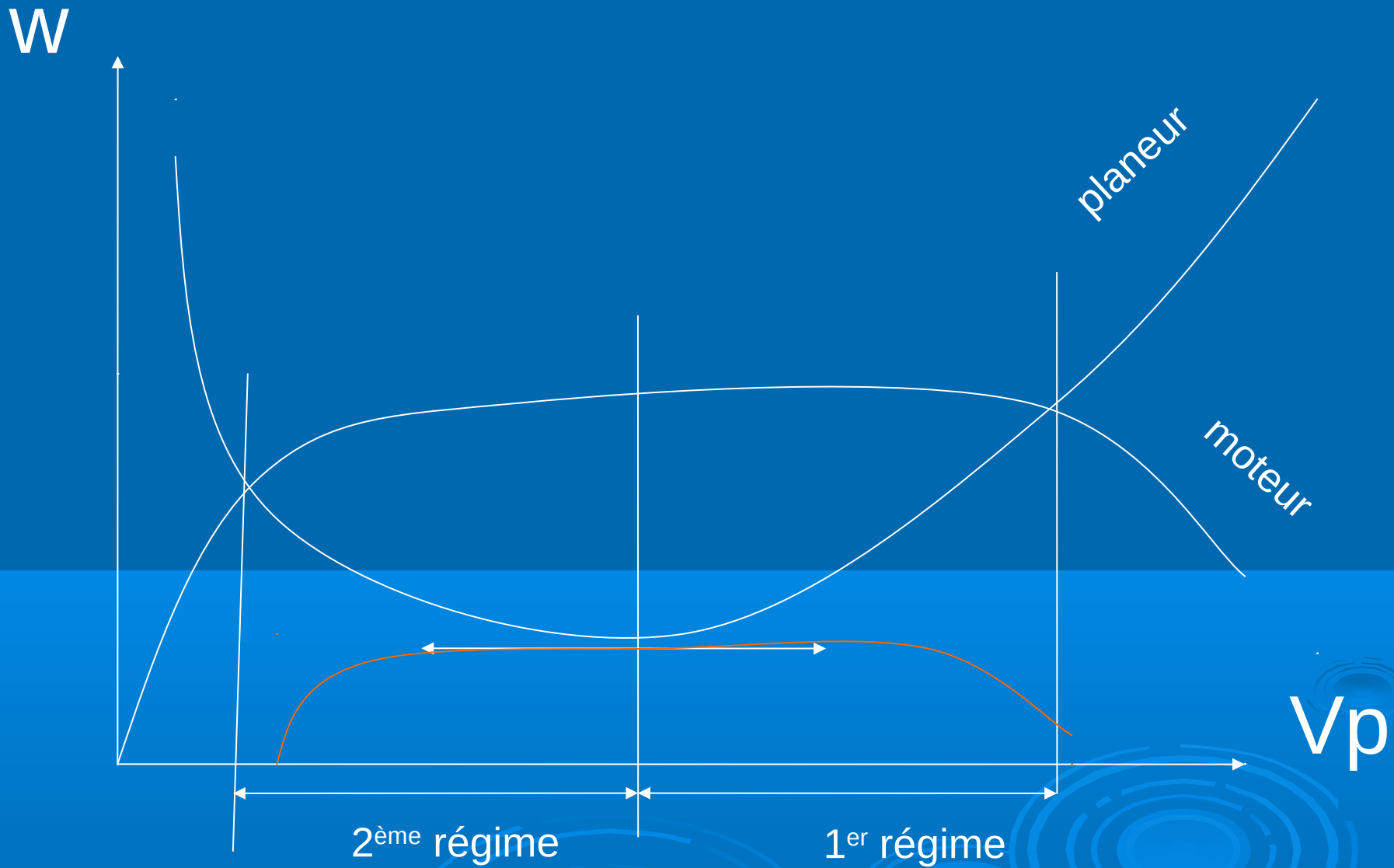
$$T_n = f(V_p)$$

$$W_n = T_n \times V_p$$



$$T_u = f(V_p)$$
$$W_u = T_u \times V_p$$





# Moment aérodynamique longitudinal de R

$$\text{➤ } M_{t_A} = \frac{1}{2} \cdot \rho_z \cdot V^2 \cdot S \cdot l \cdot C_m$$

$$\underbrace{\quad \quad \quad}_{\text{Pd} \cdot S}$$
$$\underbrace{\quad \quad \quad}_{\text{F} \cdot l}$$
$$\text{Moment} \cdot C_m$$

A = bord d'attaque de l'aile

Cm = coeff fonction de la forme

l'état de surface

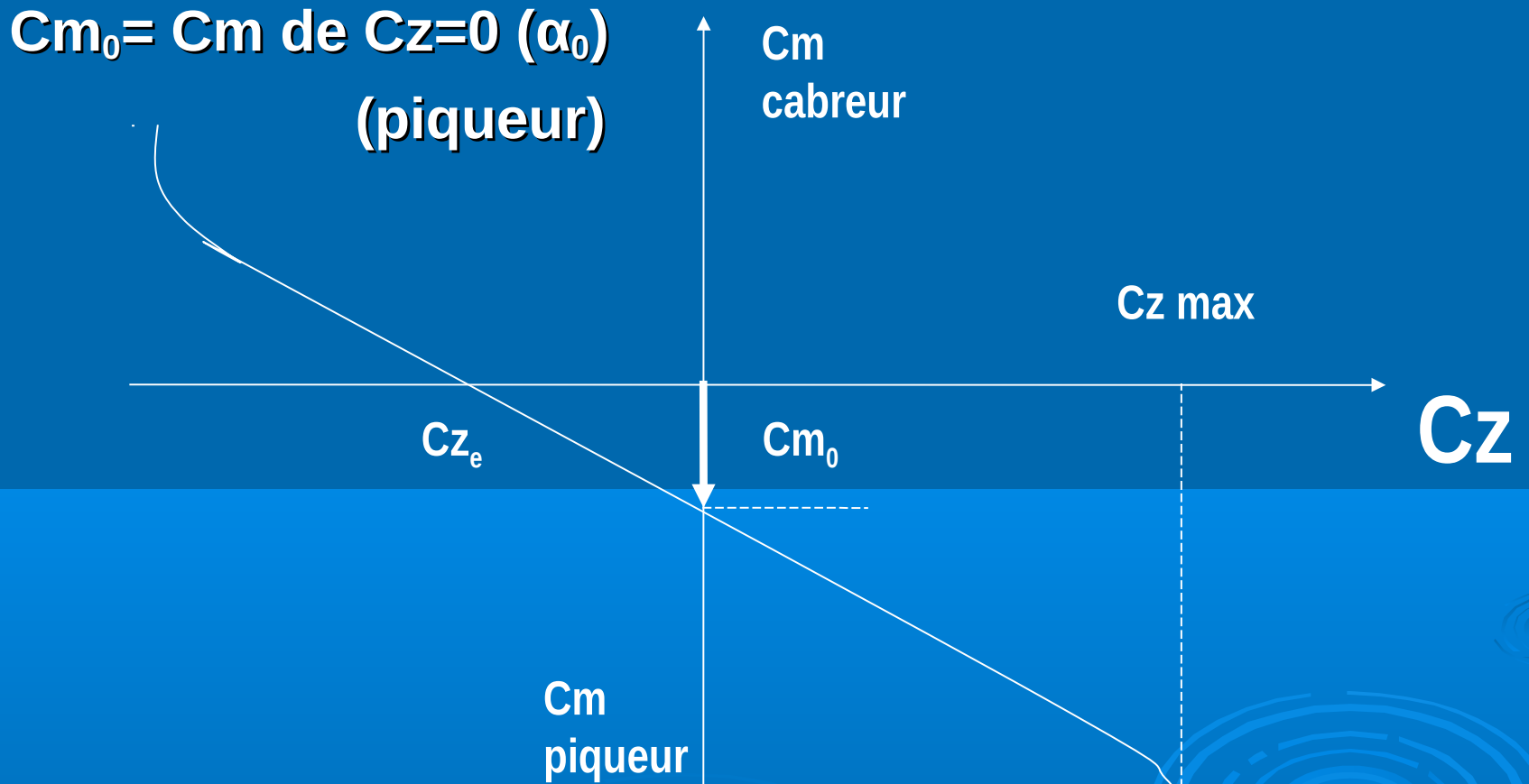
**l'incidence (seule variable)**

L = corde de référence

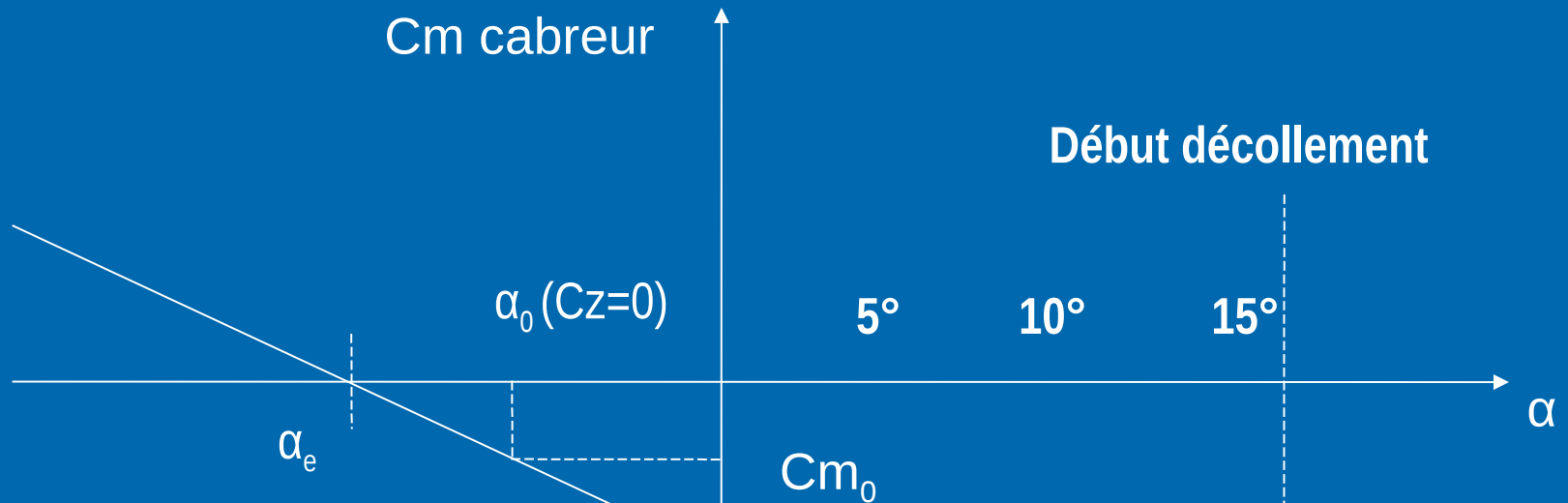
Club d'Aéromodélisme

de Neuen

# $C_m = f(C_z)$ aile seule



# $C_m = f(\alpha)$ aile seule

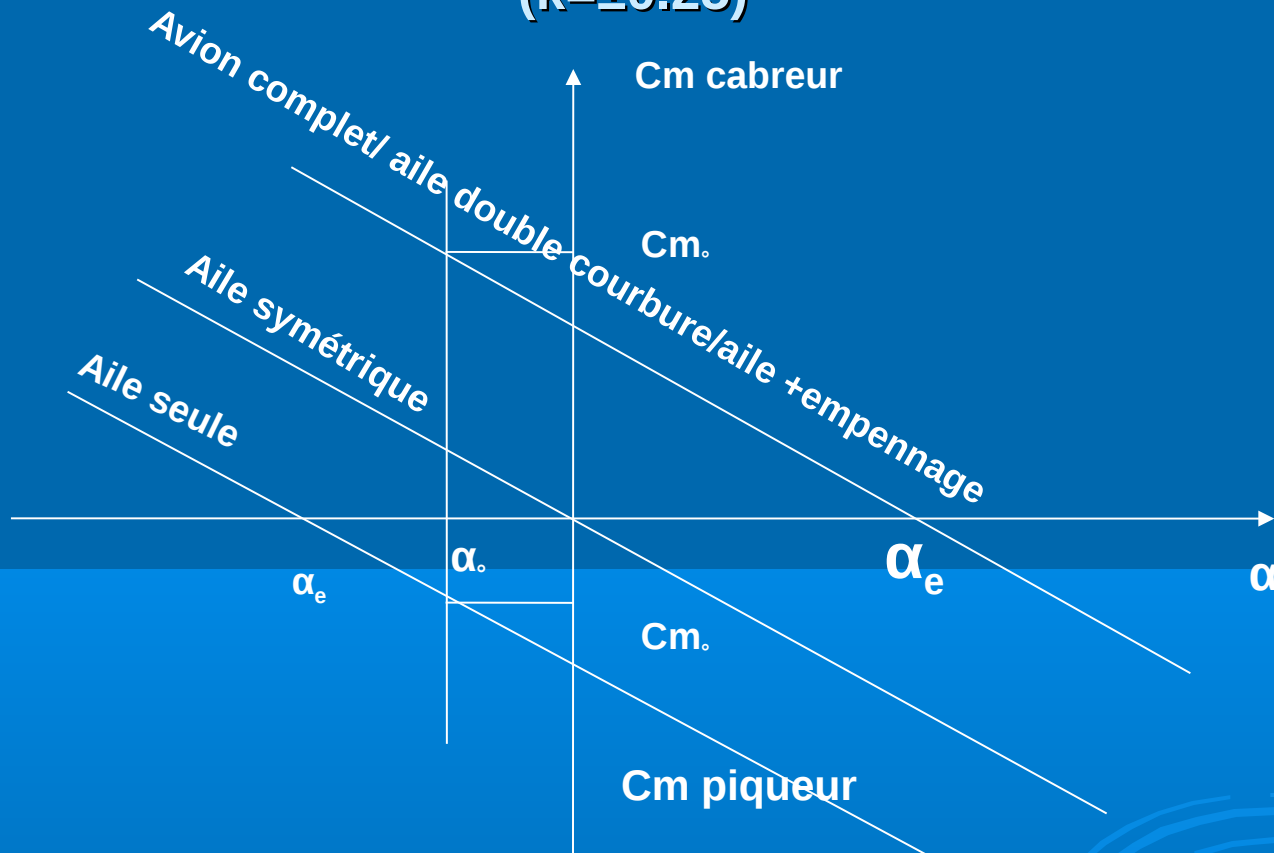


Cm piqueur  
à  $\alpha_0$ , portance nulle, mais  $Cm_0$  piqueur  
pour  $\alpha_e$ , équilibre mais incidence négative

# Coeff de moment $C_m$

$$C_{m_A} = C_{m_0} - k.C_z$$

( $k = \pm 0.25$ )

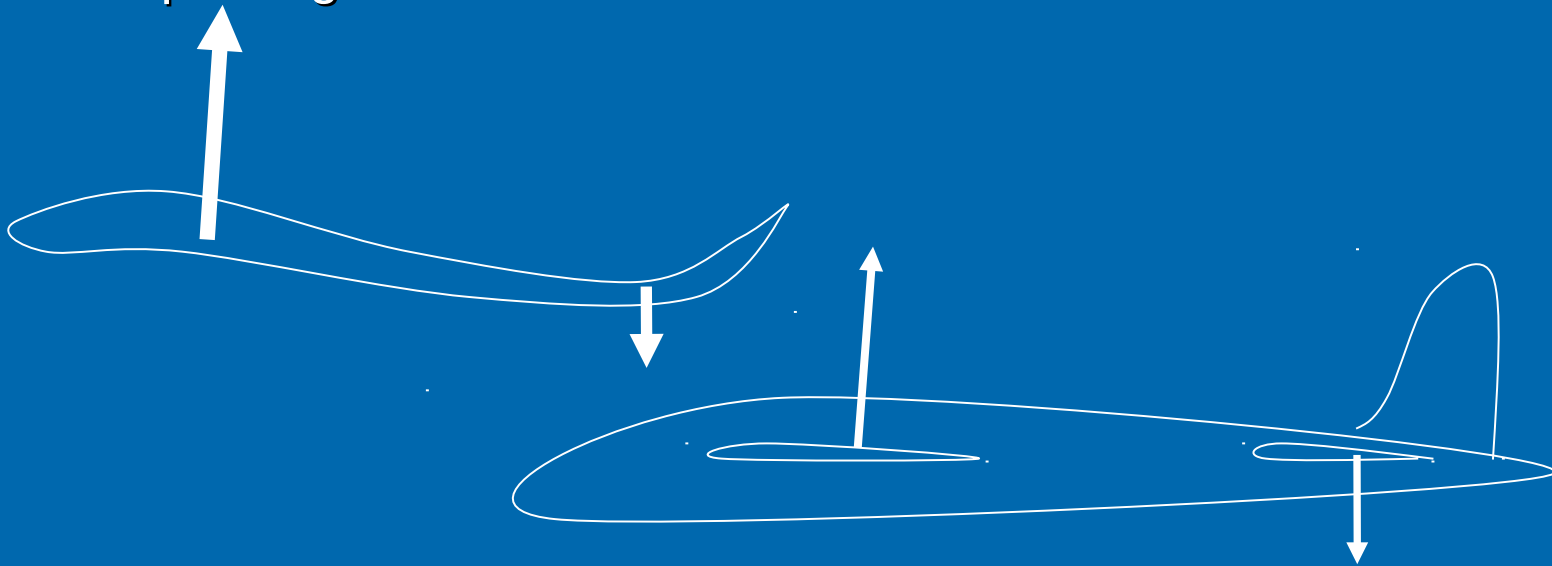


$C_{m_0} = C_m$  de portance nulle ( $\alpha_0$ )



# Influence empennage

- L'avion complet se comporte comme une aile biconvexe ( $C_{m_0}$ ), mais l'aile simple courbure a un meilleur rendement, d'où l'intérêt de faire un avion avec une aile en simple courbure et comprenant un empennage AR



- Foyer = point du profil à partir duquel, le  $C_m$  des forces aérodynamiques est constant ( $C_{m_0}$ ) et indépendant de l'incidence
- Pour l'avion complet c'est le point neutre N, ou la somme des moments est constante et indépendante de l'incidence

➤ On démontre  $Cm_p = Cm_0 + Cz(d / l - k)$

( k coeff angulaire  $\approx 0.25$  )

➤ Donc pour avoir  $Cm_p = Cm_0$  il faut que

➤  $d / l - k = 0$

➤  $d/l = k$

➤  $k \approx 0.25$

➤ Donc le foyer d'une aile est à environ 25%

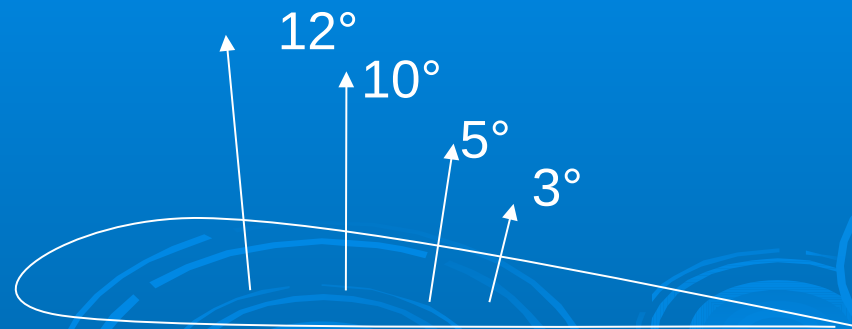
➤ Pour l'avion complet, le foyer N est toujours derrière F

le centre de poussée est situé à

$$d/l = -Cm_0 / Cz + k$$

➤ Donc le centre de poussée varie avec l'incidence

- Pour  $Cm_0 > 0$ , si  $\alpha$  le centre de poussée recule (piqueur)
- Pour  $Cm_0 < 0$ , si  $\alpha$  le centre de poussée avance (cabreur)

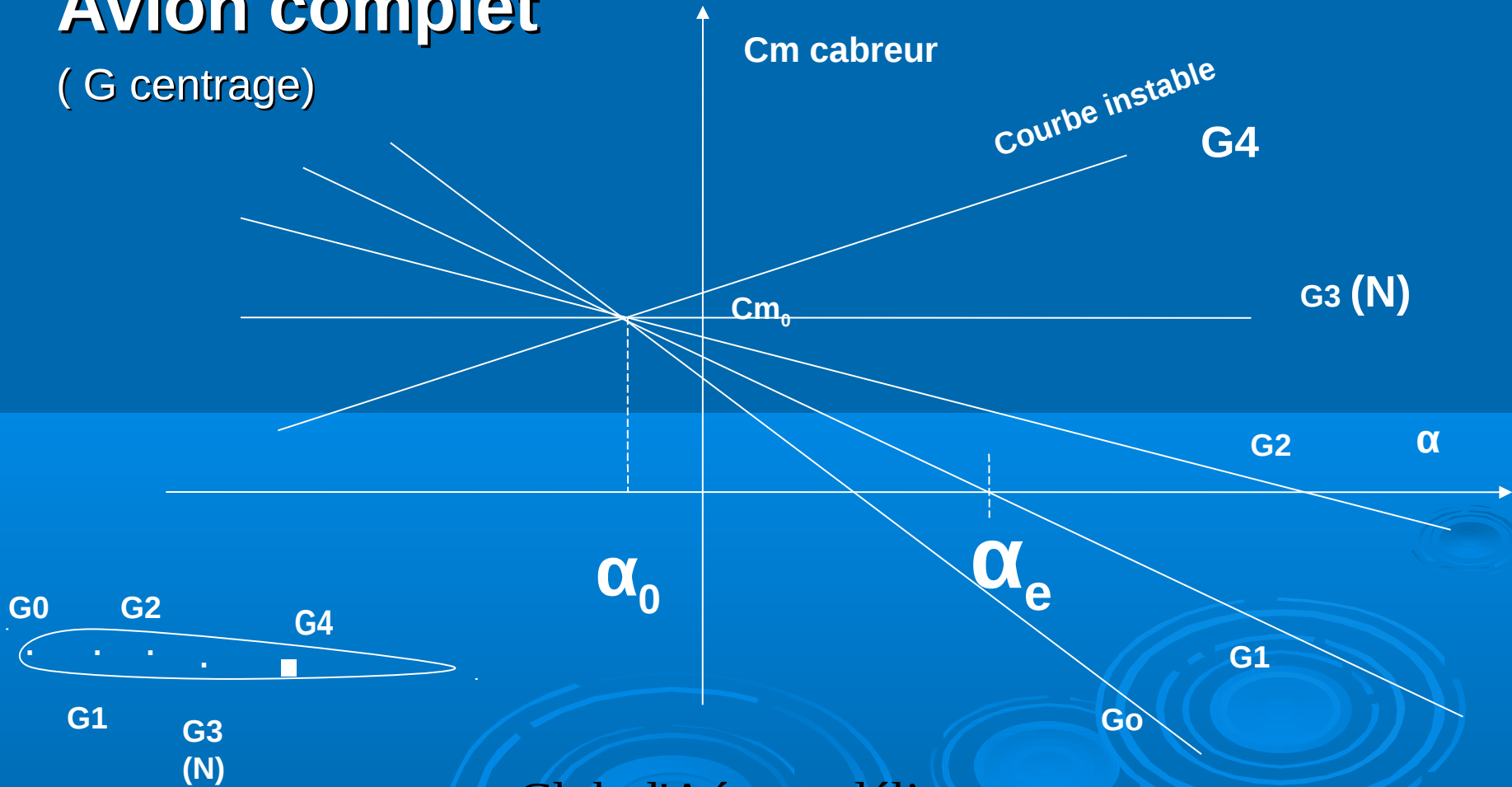


# Influence du centrage

$$C_m = f(\alpha)$$

## Avion complet

(G centrage)

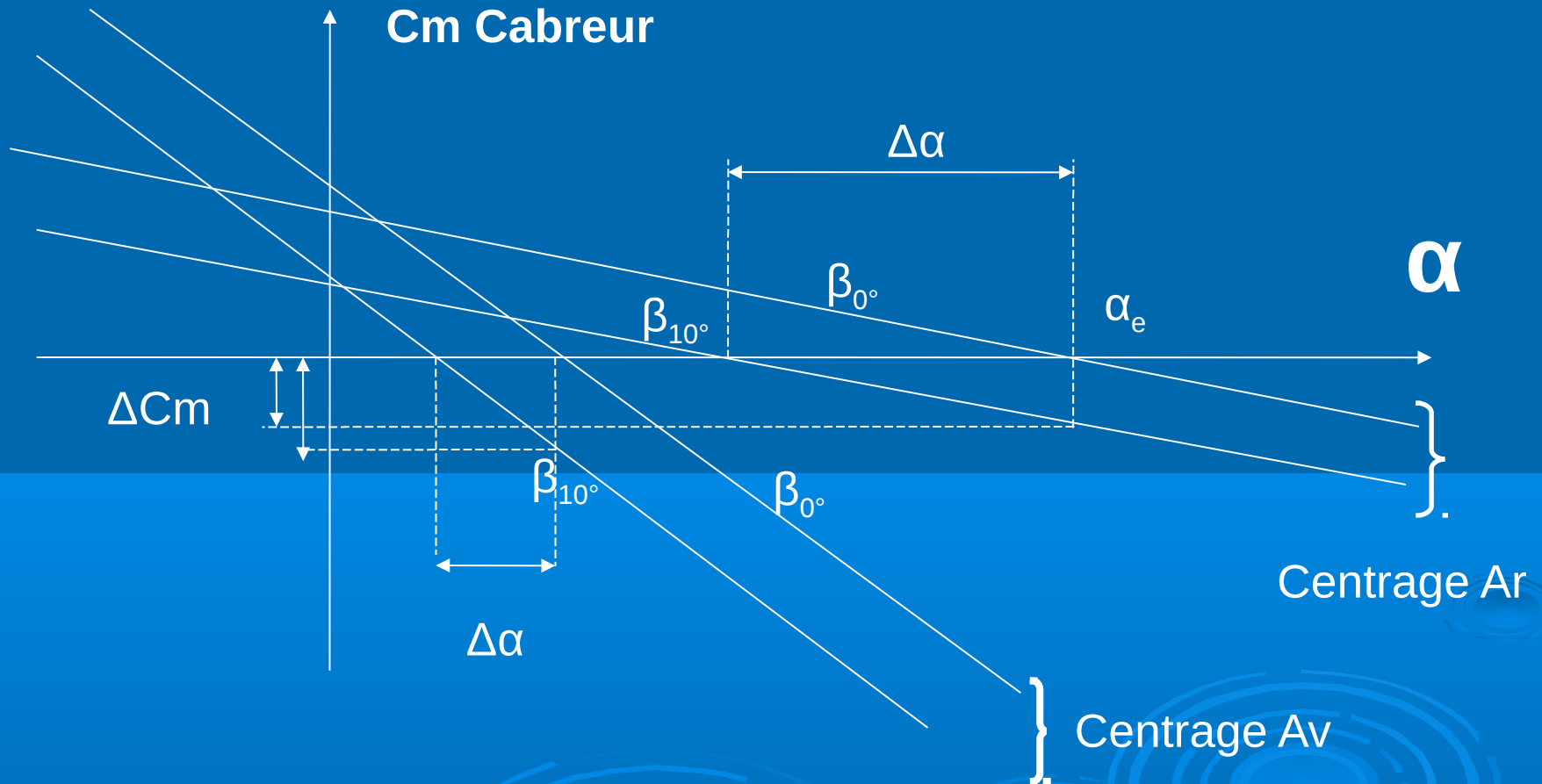


➤ Stabilité =  $\frac{\Delta C_m}{\Delta \alpha}$

Maniabilité =  $\frac{\Delta \alpha}{\Delta \beta}$

# stabilité

$\beta$  = angle braquage gouverne

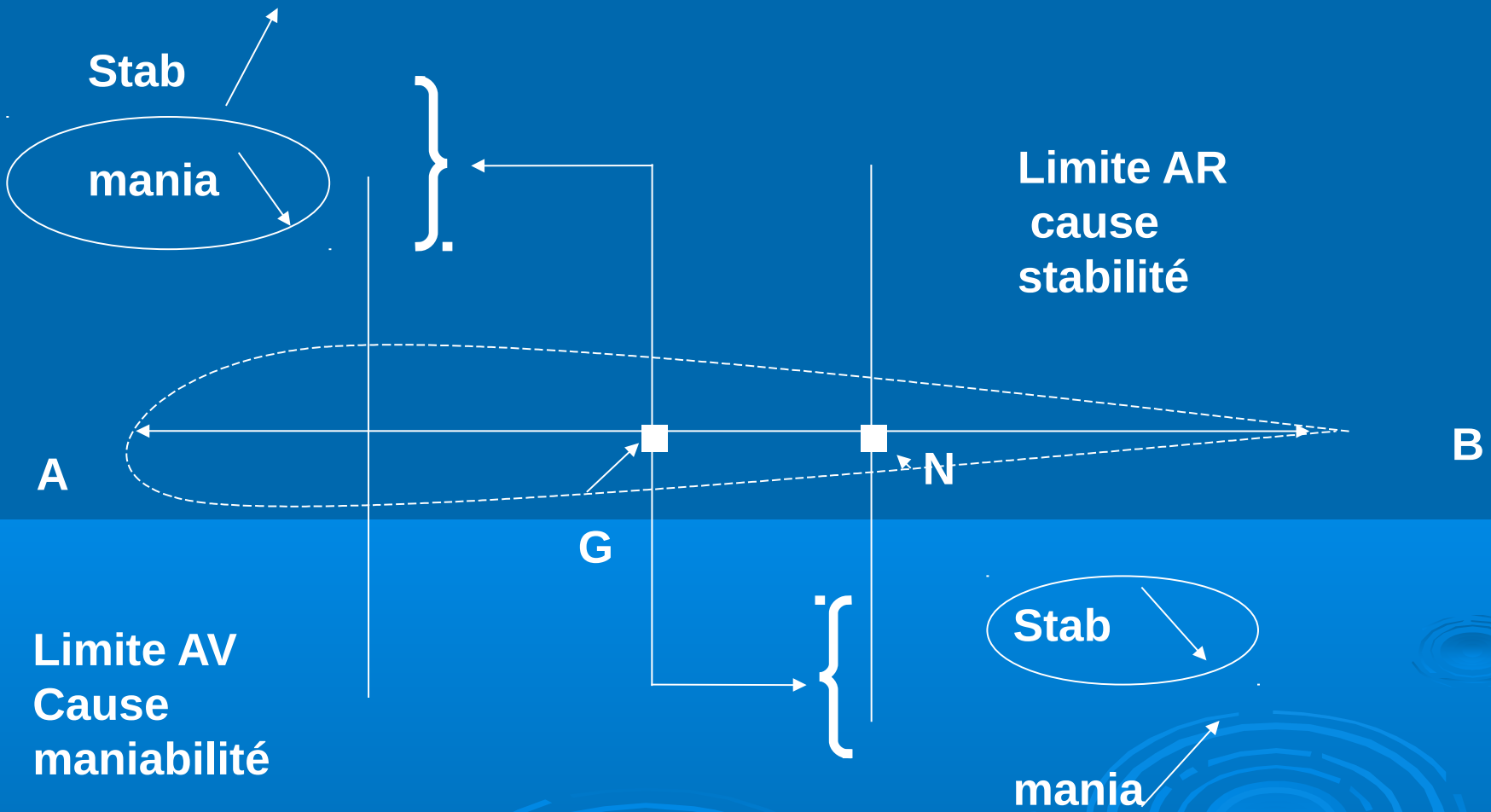


Le même  $\Delta$  de  $\beta$  ne donne pas le même  $\Delta$  de  $\alpha$

Club d'Aéromodélisme

de Neuen

# Limites de centrage



Limite AV  
Cause  
maniabilité

Limite AR  
cause  
stabilité

AB corde sur laquelle on repère le centrage

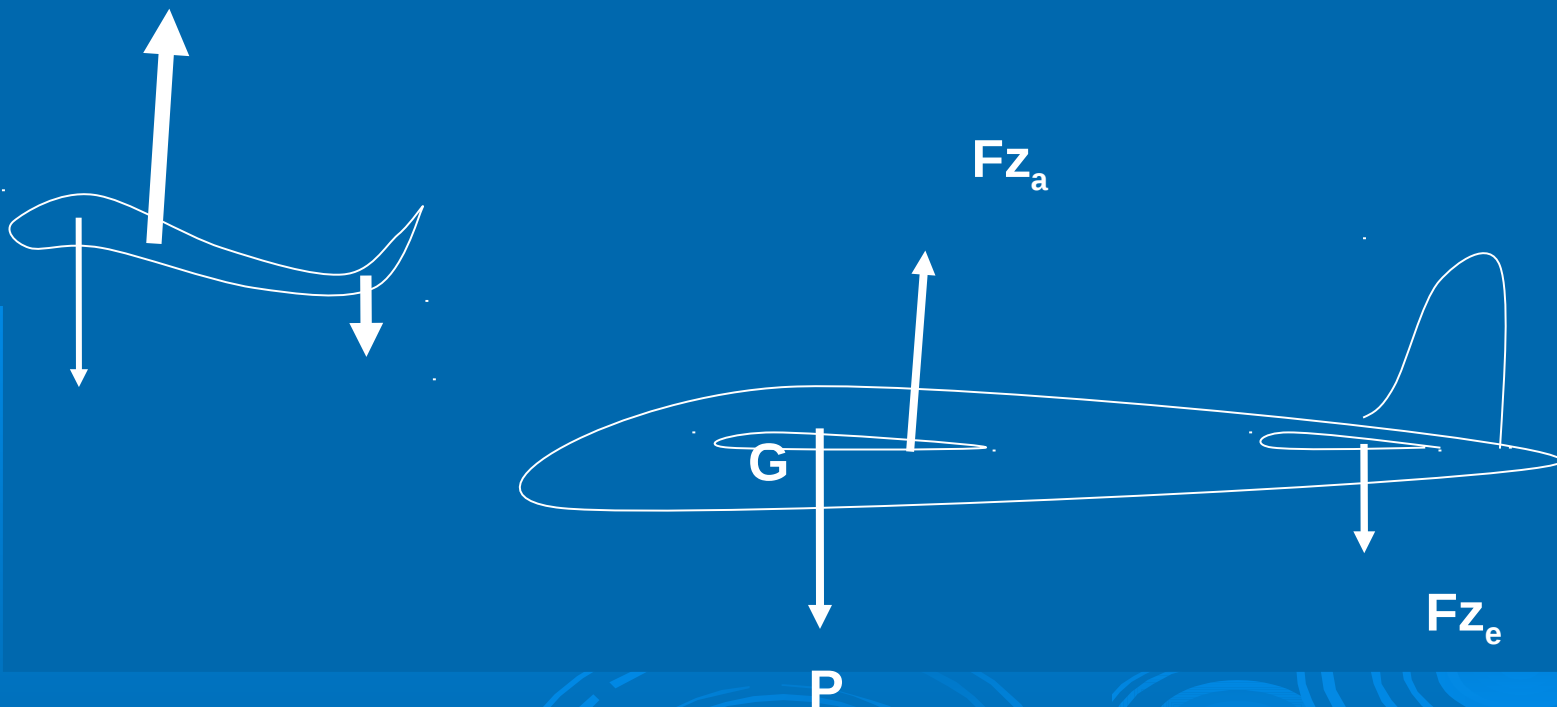
Club d'Aéromodélisme

de Nevers

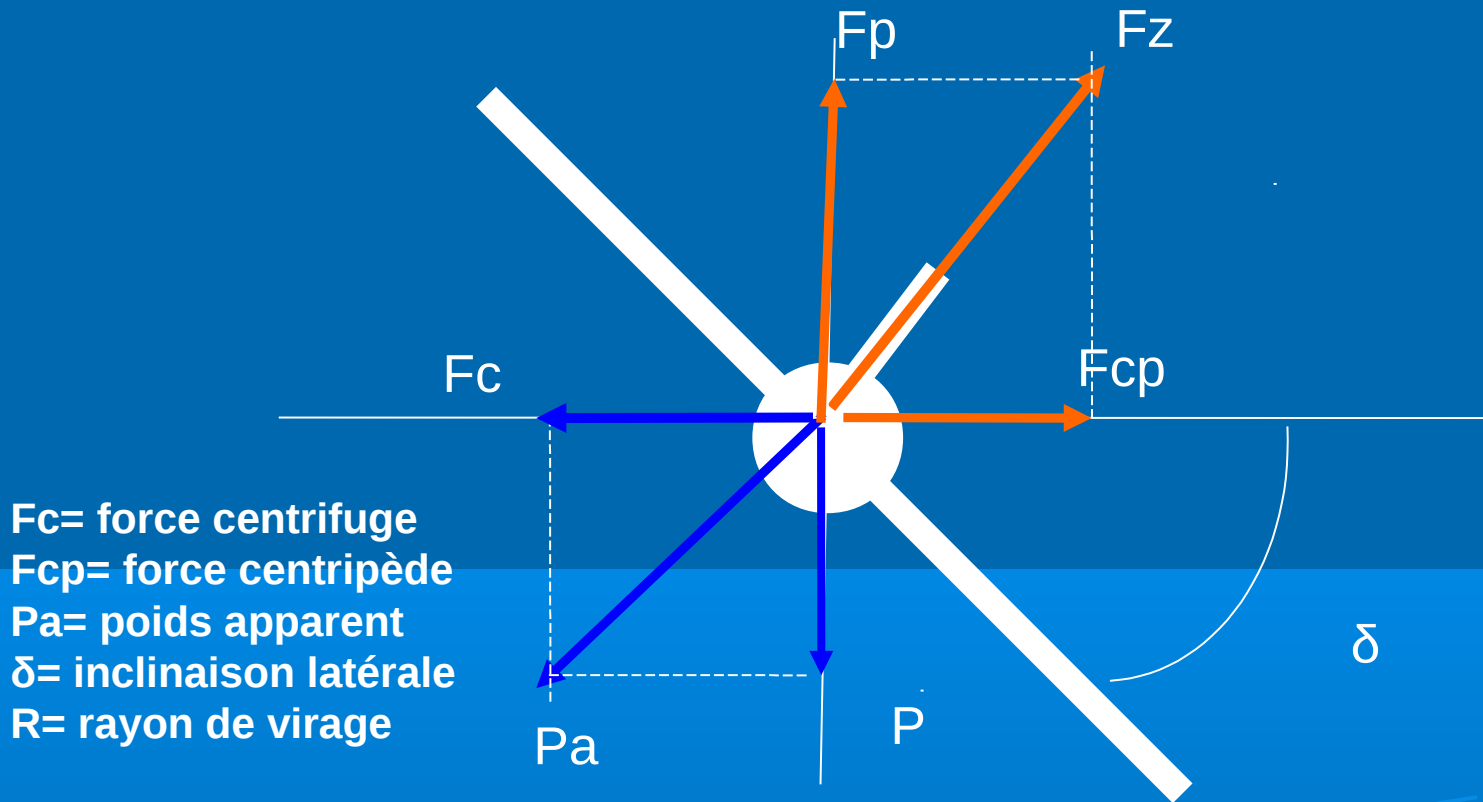


# Influence empennage

- L'avion complet se comporte comme une aile à double courbure



Facteur de charge (n)  
poids apparent = poids réel x n



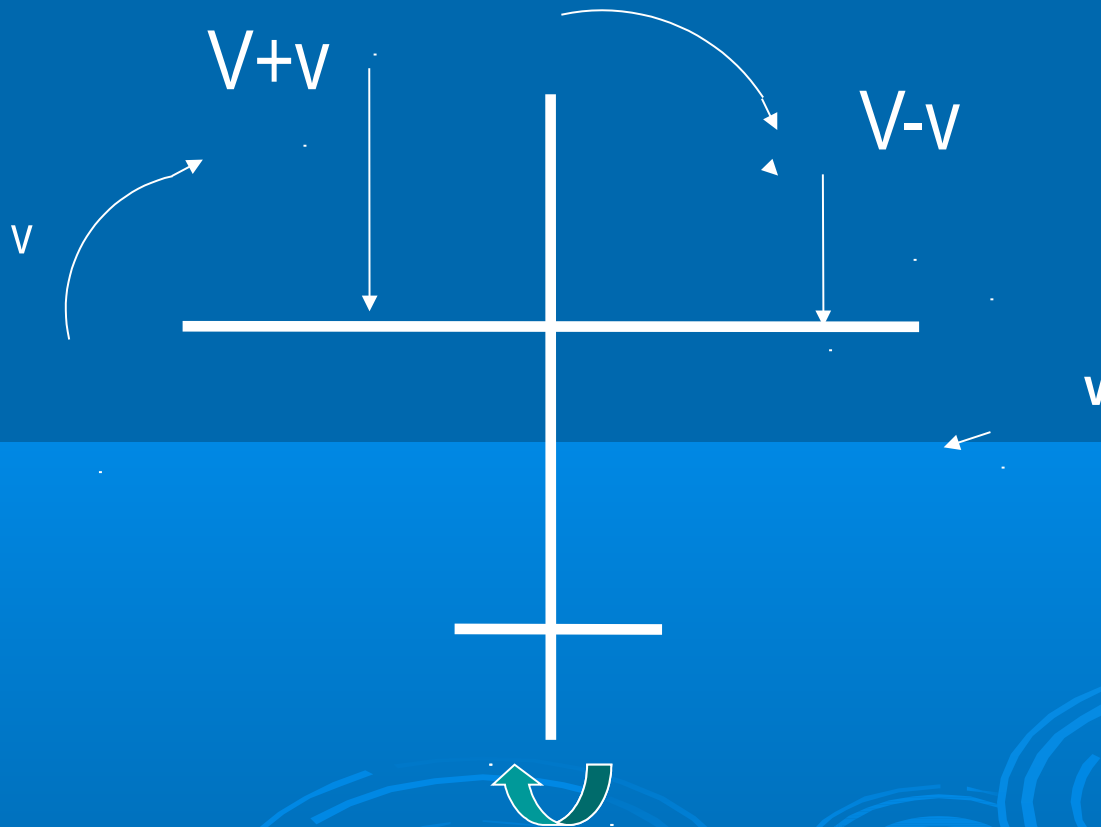
$$n = P_a / F_z = 1 / \cos \delta \quad R = V^2 / \text{tg} \delta \cdot g$$

# Pour info

- Effets induits : induits sur la portance par la traînée qui varie, ou la  $V$  relative qui change, par l'action des gouvernes ou les rafales
- roulis induit par le mouvement de lacet
- lacet induit par le mouvement de roulis
- dièdre positif si : mouvement de lacet à droite donne roulis induit à gauche , ou roulis à droite donne roulis à gauche
- effet flèche positive = effet dièdre positif
- $1^\circ$  dièdre =  $6^\circ$  flèche

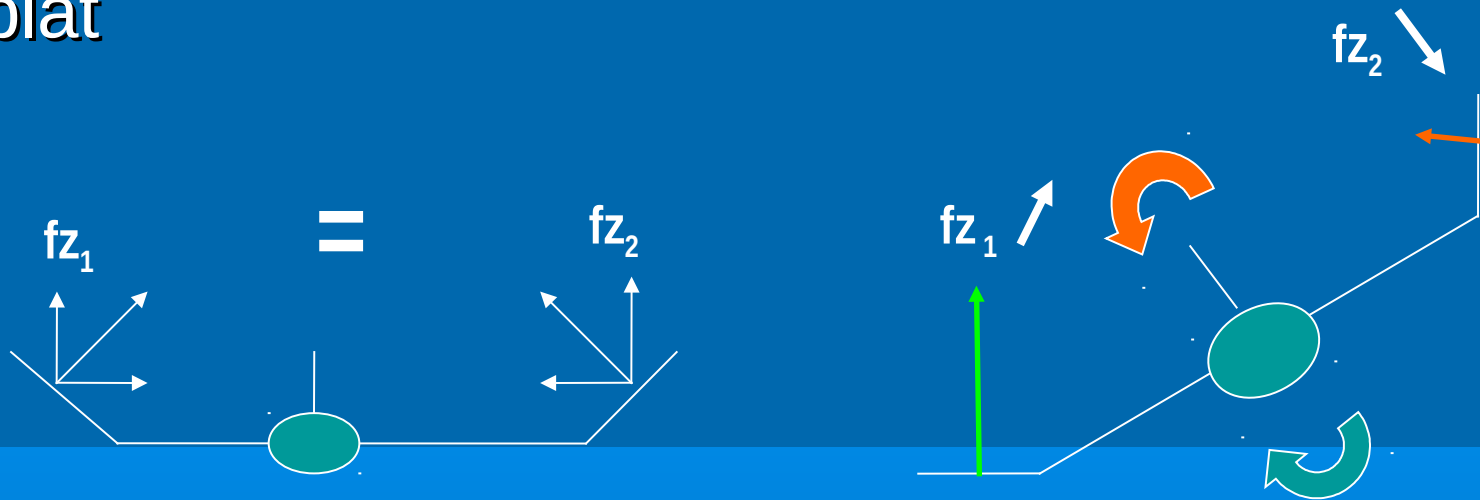
# roulis induit

- l'aile gauche accélère,  $Fz_g \uparrow$ , l'aile droite ralentit  $Fz_d \downarrow$



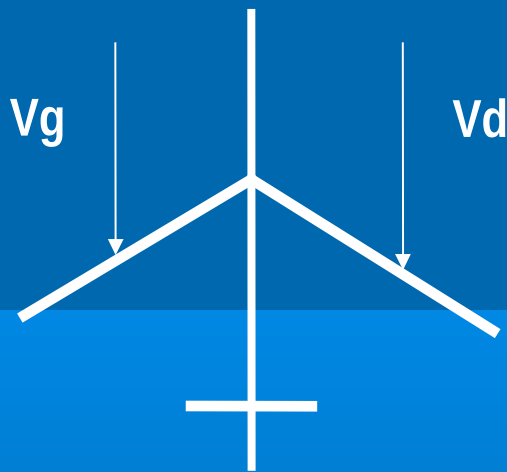
# effet dièdre

- si l'avion s'incline, l'avion a tendance à revenir à plat

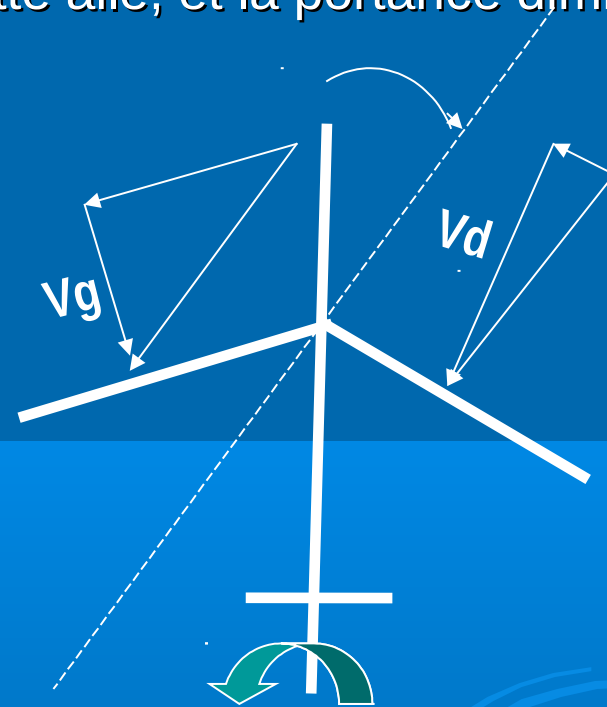


# effet flèche

- l'aile G tend à monter par effet induit de lacet, mais le dièdre diminue la vitesse relative sur cette aile, et la portance diminue, elle tend à descendre



$$V_g = V_d$$



$$V_g < V_d$$