

<b>LICENCE PRO MA</b>	<b>Commande Automatique De Vol (CADV)</b>	
		Cours
		L. Lavigne

# Objectifs du cours sur la CADV (1)

- Appliquer les concepts d'automatique dans le domaine aéronautique
  - Déterminations des entrées et sorties
  - Détermination des équations du mouvement de l'avion...
- Connaître les paramètres nécessaires au pilotage et à la navigation aérienne
  - Appareil de mesure, unités...
- Comprendre les objectifs de la CADV
  - Aide au pilotage...

# Objectifs du cours sur la CADV (2)

- Différencier les différents niveaux de commande
- Situer dans un avion les éléments liés à la CADV
  - Organes de pilotages, actionneurs...
- Maîtriser les fonctions élémentaires de la CADV
  - stabilisateurs, trim automatique, PA, DV...

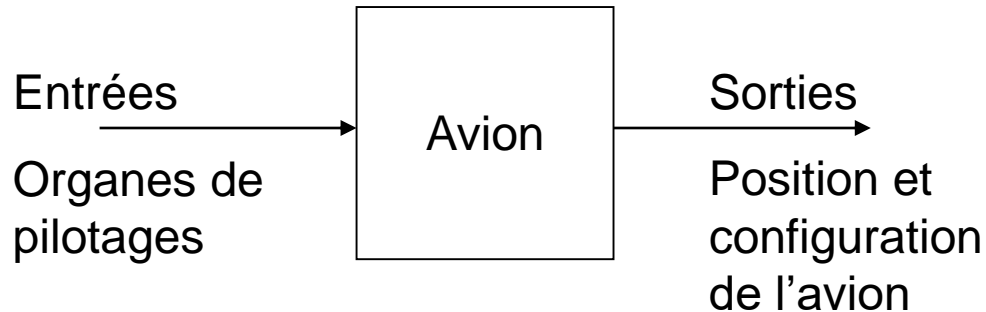
# Organisation du cours

- Ch 1: Localisation des éléments permettant la mise en équation d'un avion
- Ch 2: Présentation des variables nécessaires au pilotage
- Ch 3: Mise en équation d'un avion
- Ch 4: Étude de la CADV sur la gamme AIRBUS

# Chapitre 1:

Localisation des éléments  
permettant la mise en  
équation d'un avion

- 1.1 Utilisation des outils de l'automatique :




– Les entrées :

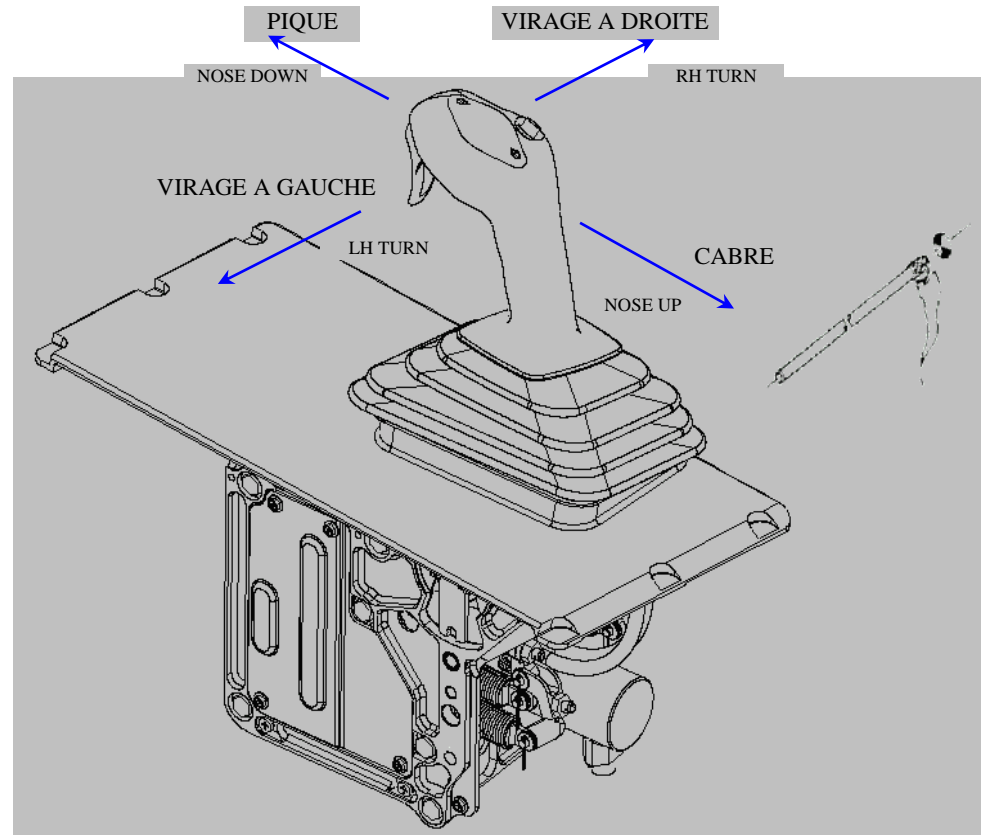
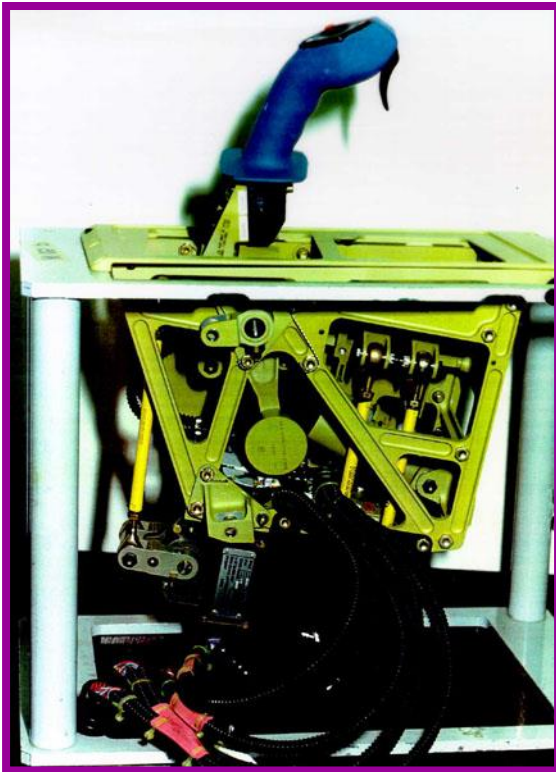
- » Le manche
- » Le palonnier
- » Les moteurs
- » La configurations

Les sorties :

- Gouvernes
- Gouvernes
- La poussée
- Gouvernes

- Objectifs :
  - Connaître les mouvements de chacune des gouvernes de sorties lorsque l'on modifie une entrée  Maîtrise du comportement de l'avion et connaissance de l'entrée à appliquer pour que l'avion ait le comportement désiré.
  - Pour cela calcul des fonctions de transfert en boucle ouverte (comportement réel de l'avion) puis calcul des lois de commandes pour imposer les fonctions de transfert en Boucle Fermée (tracé des diagrammes de Bode et des réponses temporelles).

- 1.2 : Organes de pilotage  
a) Le manche (Sidestick)

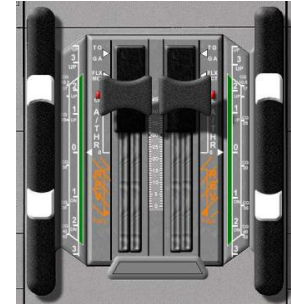




b) Le palonnier



c) La manette des gazs



d) La manette de configuration



- 1.3 : Surfaces mobiles de l'avion

L'avion est constitué d'**éléments fixes** (la soute et la cabine qui forment le fuselage). Ils servent au transport du fret et des passagers. L'aile et le moteur qui servent à faire voler l'avion sont eux aussi fixes, tout comme l'empennage de stabilisation.

Les **surfaces mobiles** servent au contrôle du vol (volets, becs, gouvernes, spoilers et PHR).

- a) La gouverne de direction (rudder)



## b) Les gouvernes de gauchissement (Ailerons)

Commande de roulis. Possibilité d'inversion de commande à grande vitesse dans le cas d'ailerons de bout d'aile pour les gros avions (A300, A340), à cause de la souplesse de la voilure; dans ce cas, nécessité d'inhibition des ailerons de bout d'aile à grande vitesse).



## c) Les moteurs (Engines)

## c) Les becs et volets (Slats, Flaps et Spoilers)

### Fonctions symétriques :

- Ground spoiler : détruire la portance au sol pour plaquer l'avion au sol et pour augmenter l'efficacité de freinage.
- Aérofreins : augmenter la traînée pour permettre une descente rapide.

### Fonctions antisymétriques :

- Complément de roulis.



## d) Les gouvernes de profondeur (Elevators) et Plan Horizontal Réglable (PHR ou THS)

### **Profondeur : Elevator**

commande longitudinale à court terme.

**-Plan horizontal réglable (PHR) ; Trimmable Horizontal Stabilizer (THS) ;**

commande longitudinale à long terme permettant de conserver un braquage de la profondeur en moyenne nulle, malgré :

- variations de centrage,
- variations de vitesse,
- variations de configuration hypersustentée,

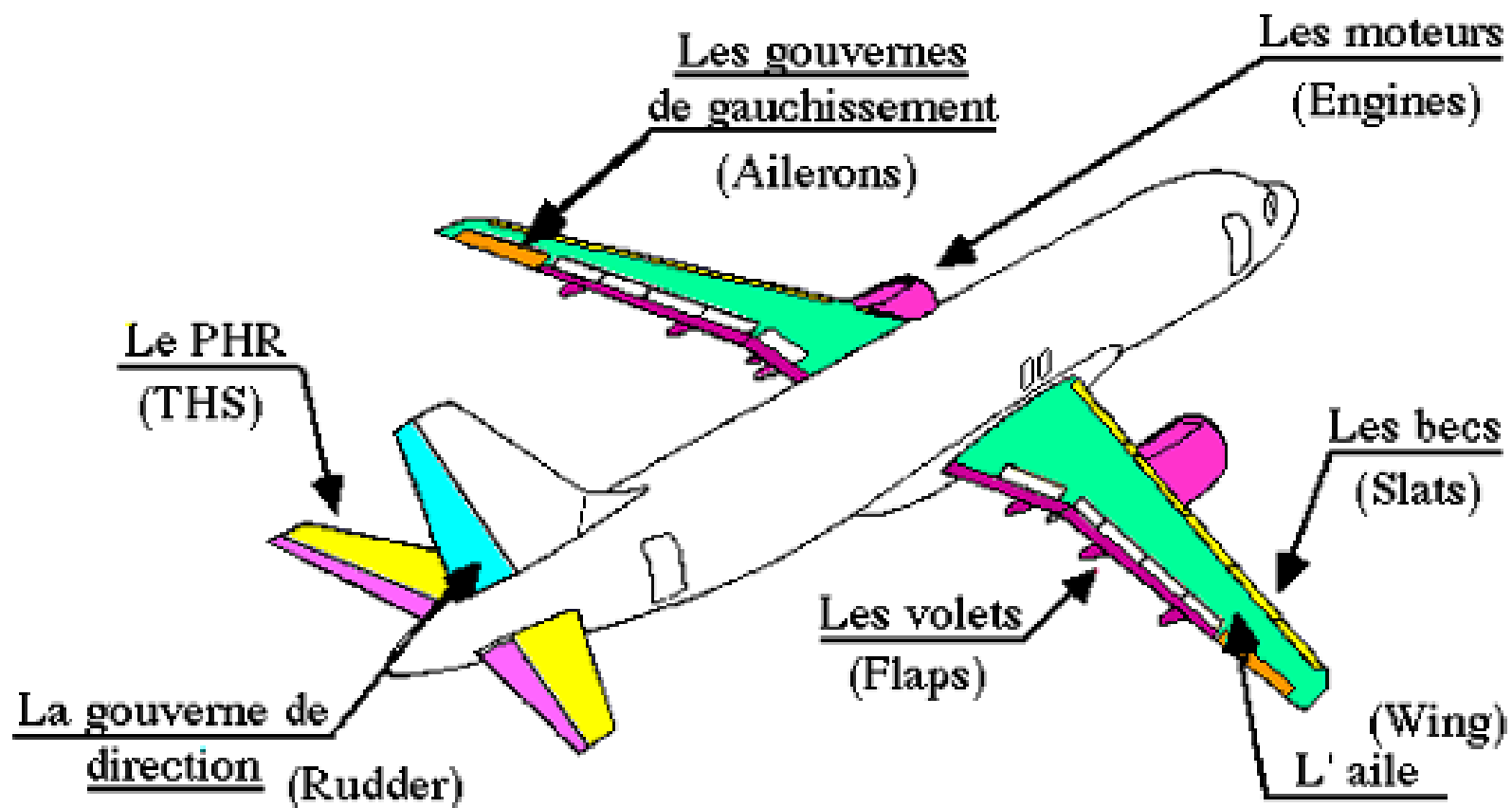
pour

- conserver la pleine autorité de la gouverne de profondeur,
- diminuer la traînée.

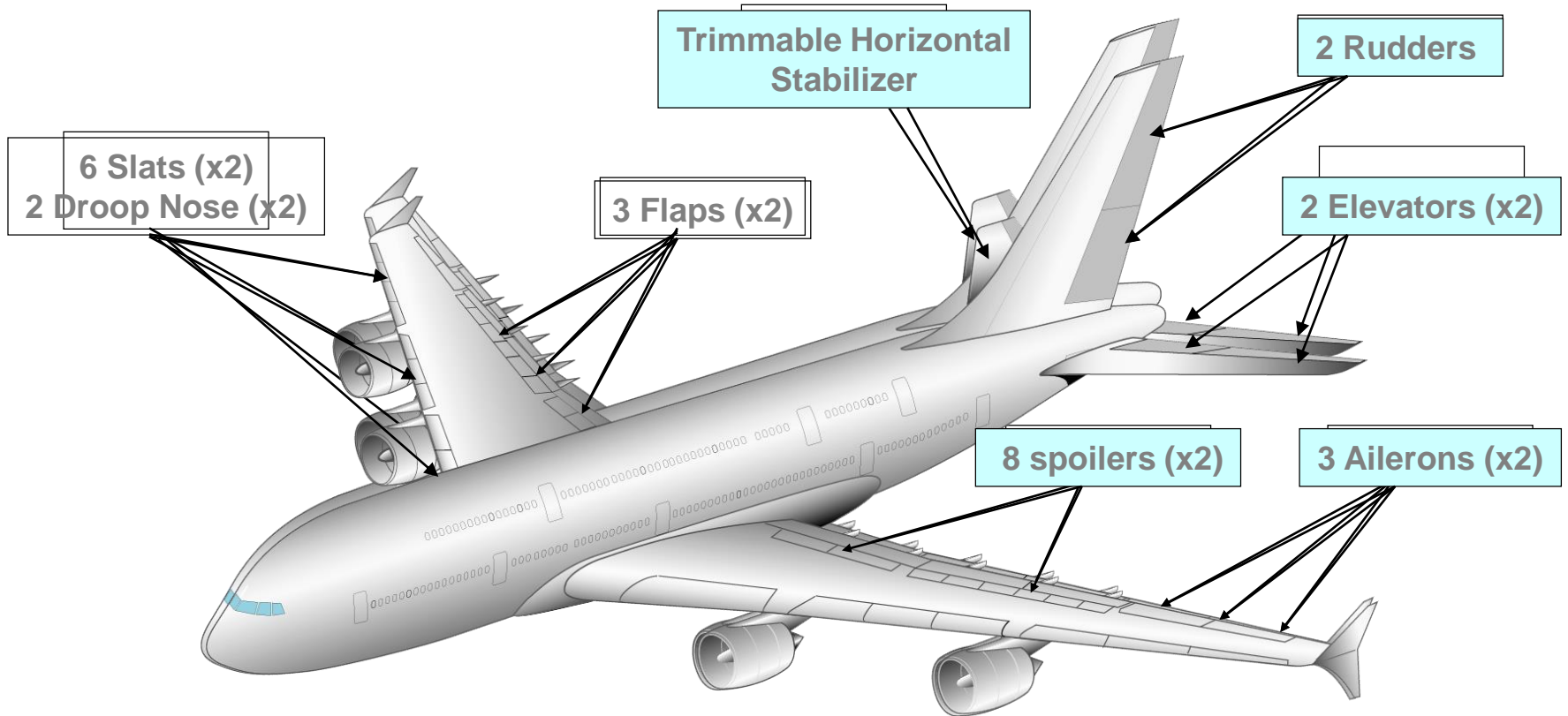
Le PHR équilibre l'avion, la profondeur permet de le commander autour de cette position d'équilibre.



- Surfaces de contrôle : récapitulatif



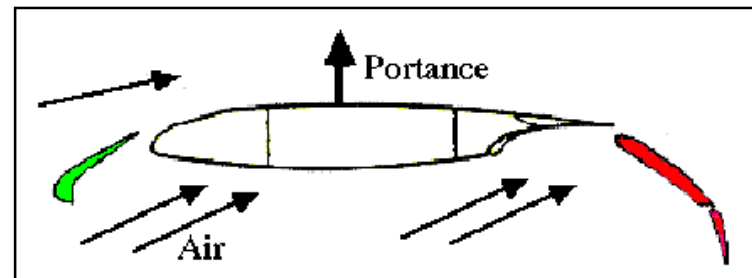
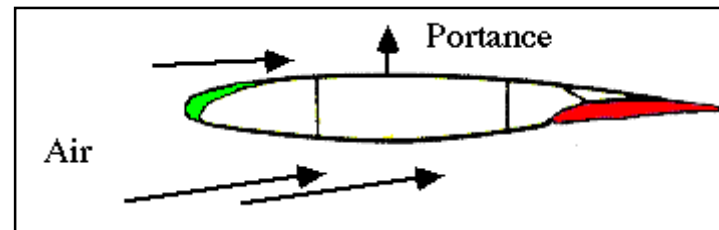
- A380 :



- 1.4 : Les mouvements de l'avion :

**Notion de Portance** : c'est une force résultante du déplacement dans l'air. Elle assure la sustentation de l'avion. C'est donc la capacité qu'ont les ailes de faire planer l'avion. Une bonne portance est obtenue par une **forte surface** et une **bonne cambrure**.

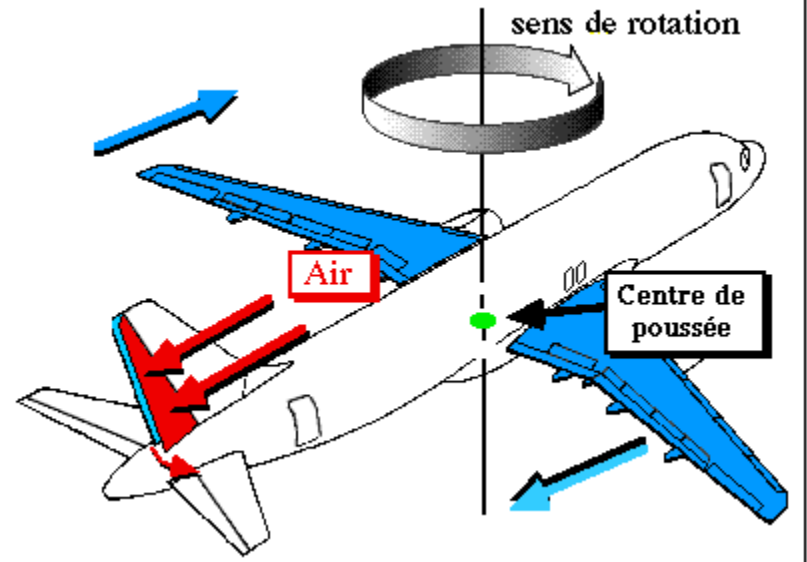
Les becs et volets de l'aile servent à augmenter la surface et la cambrure de l'aile au décollage et à l'atterrissage.





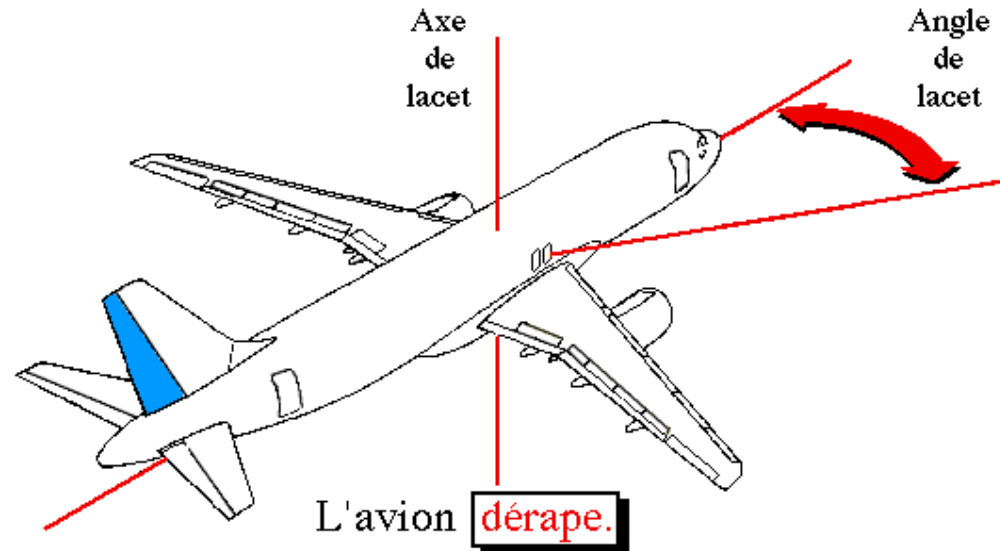
## a) Le lacet :

Lorsqu'on braque la **gouverne de direction** (rudder), l'air s'appuie sur elle. L'aile du côté où la gouverne est braquée recule tandis que l'aile opposée s'avance.



En fait, l'avion ne fait que se mettre en travers et continue à avancer en crabe. On dit qu'il dérape.

On utilise ce mouvement pour contrer l'effet d'un vent de travers, contrôler la mise en virage ou contrer une éventuelle panne d'un moteur.



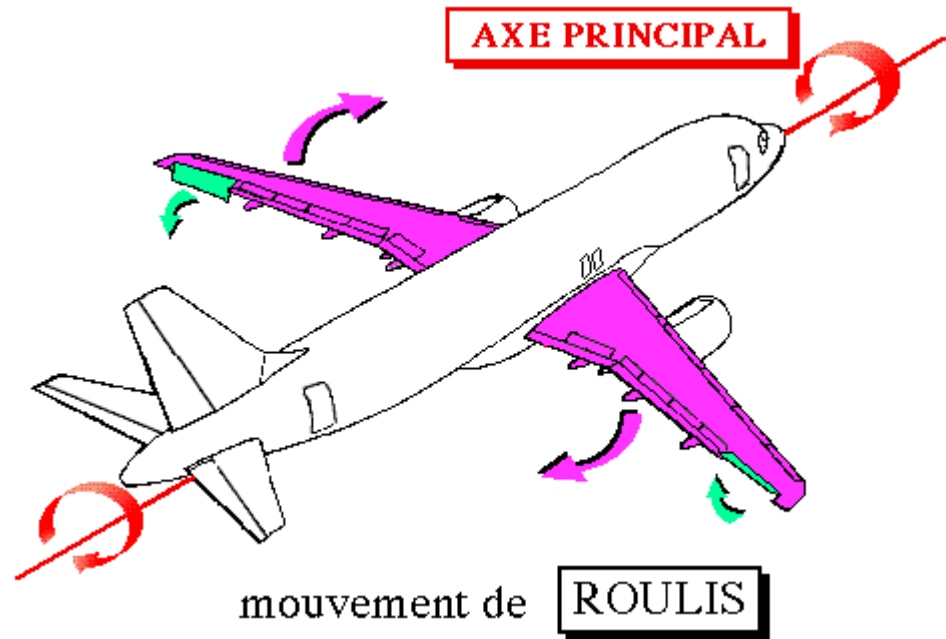
## **b) Le roulis :**

Pour virer de cap, il faut que l'avion tourne autour de son axe principal pour se pencher. On dit alors qu'il roule ou prend du gauchissement.

Ce sont les gouvernes de gauchissement (ailerons) qui créent ce mouvement qui sert à la mise en virage.

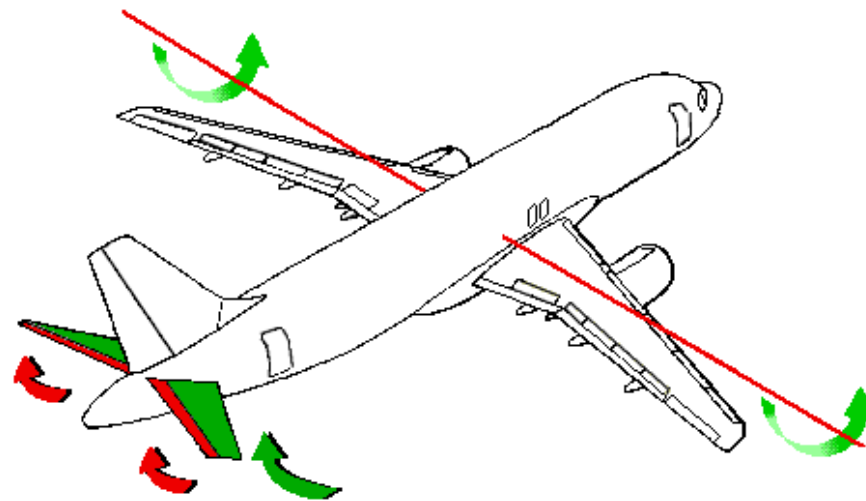
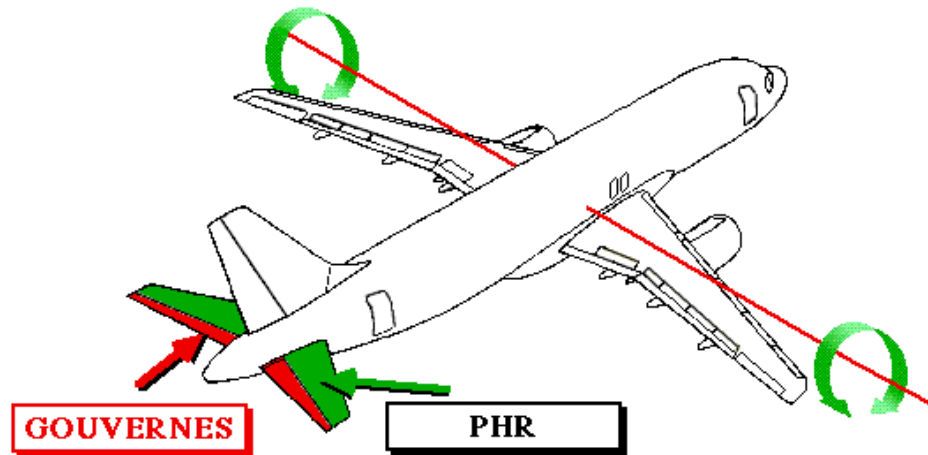
Pour pivoter, il faut que les ailerons soient dans des positions dissymétriques.

Ex: roulage à droite si l'aileron droit est relevé et l'aileron gauche abaissé.

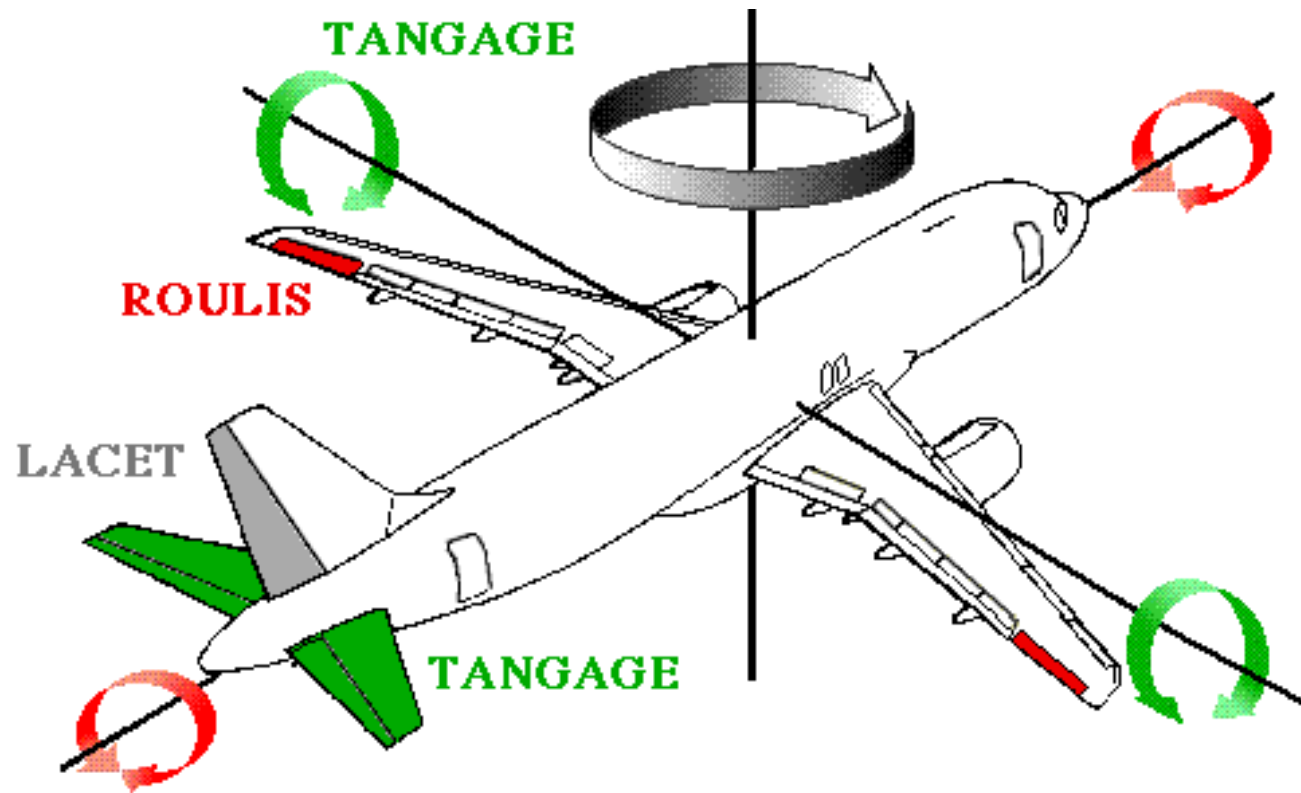


### c) Le tangage:

Pour avoir un mouvement de montée ou de descente, il faut braquer des gouvernes de profondeur et/ou le plan horizontal réglable (PHR) vers le haut pour monter, vers le bas pour descendre.

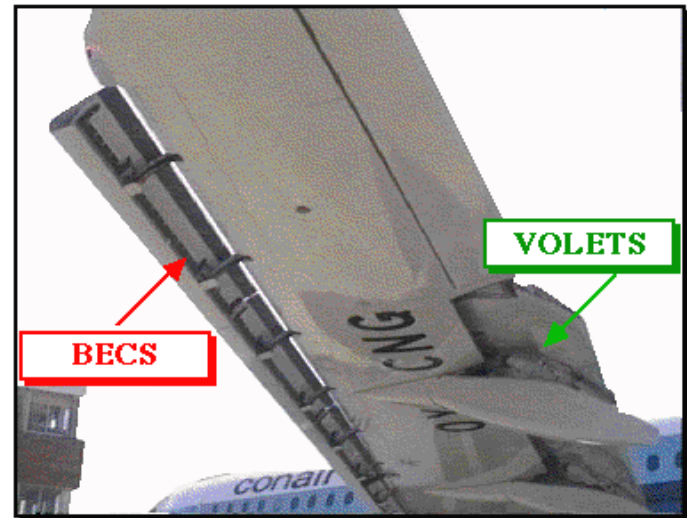
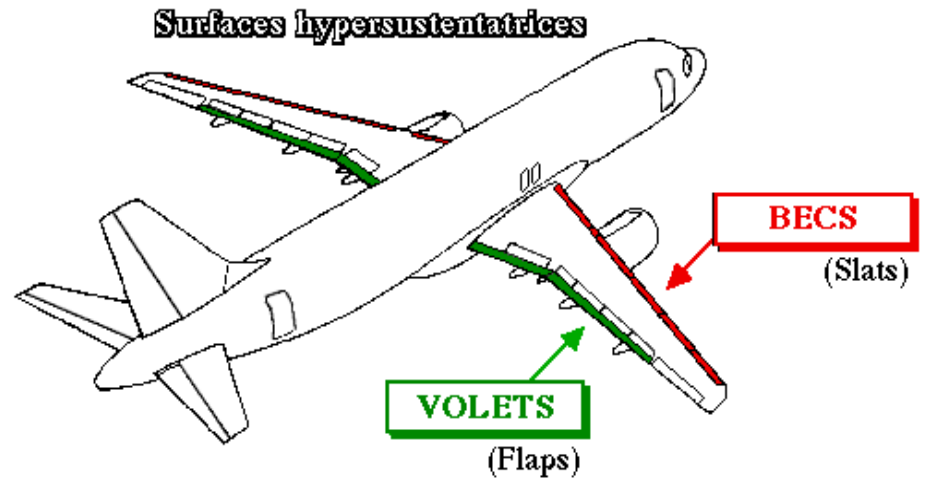


# Récapitulatif des mouvements



#### d) Les surfaces hypersustentatrices :

Ce sont les becs et les volets. On déploie ces surfaces à faible vitesse lors du décollage et de l'atterrissage pour augmenter la portance des ailes. En vol de croisière elles sont plaquées sur l'aile.



- 1.5 : Paramètres influents sur les mouvements de l'avion :

- Masse et Inertie :  **$F = m \gamma$**
- Centre de gravité : Détermine le bras de levier des forces aérodynamiques ou de propulsion
- Vitesse : Détermine l'amplitude des forces aérodynamiques
- Nombre de Mach : A l'approche de Mach=1, les forces aérodynamiques sont significativement modifiées.
- Configuration avion : Becs, volets, trains...modifient les forces aérodynamiques
- Régime moteur : Conditionne les forces de propulsion
- Conditions atmosphériques : Vent, turbulence, givre ...

# Mouvement longitudinal

*Dans l'axe longitudinal nous devons définir trois angles :*

$\alpha$  : **L'incidence**

$\gamma$  : **La pente**

$\theta$  : **L'assiette**

$$\theta = \alpha + \gamma$$

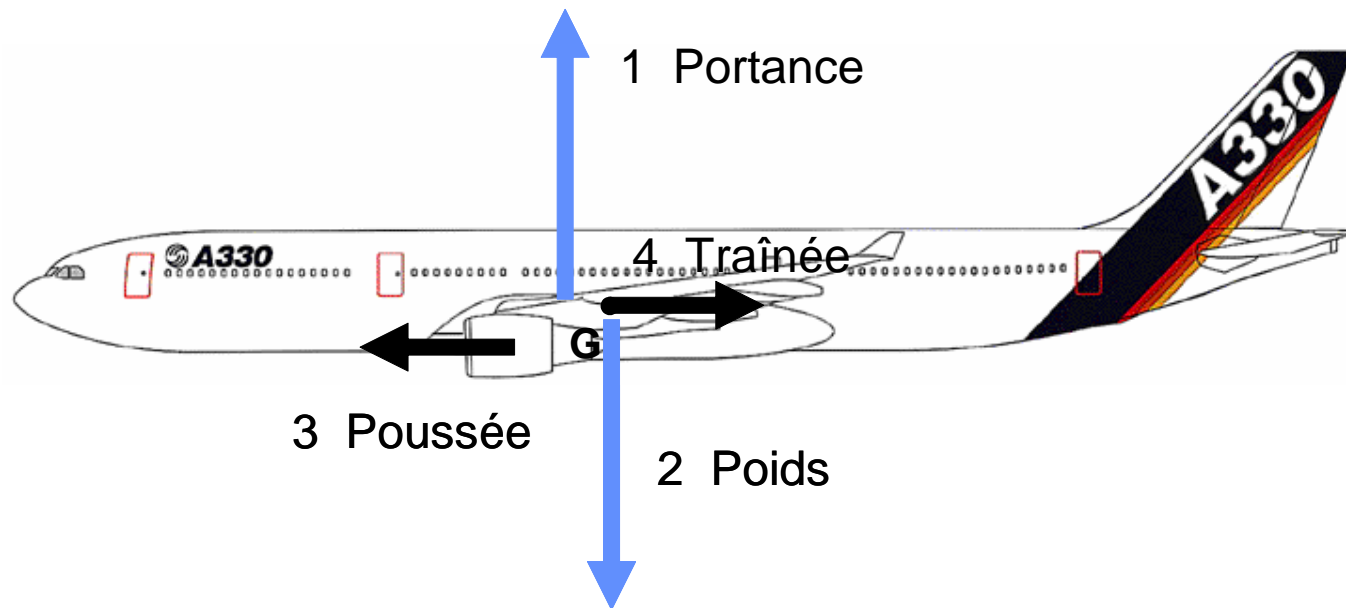


Gouvernes ?

## Equilibrage : les forces

*Résultante des forces dans le plan vertical = 0 signifie :*

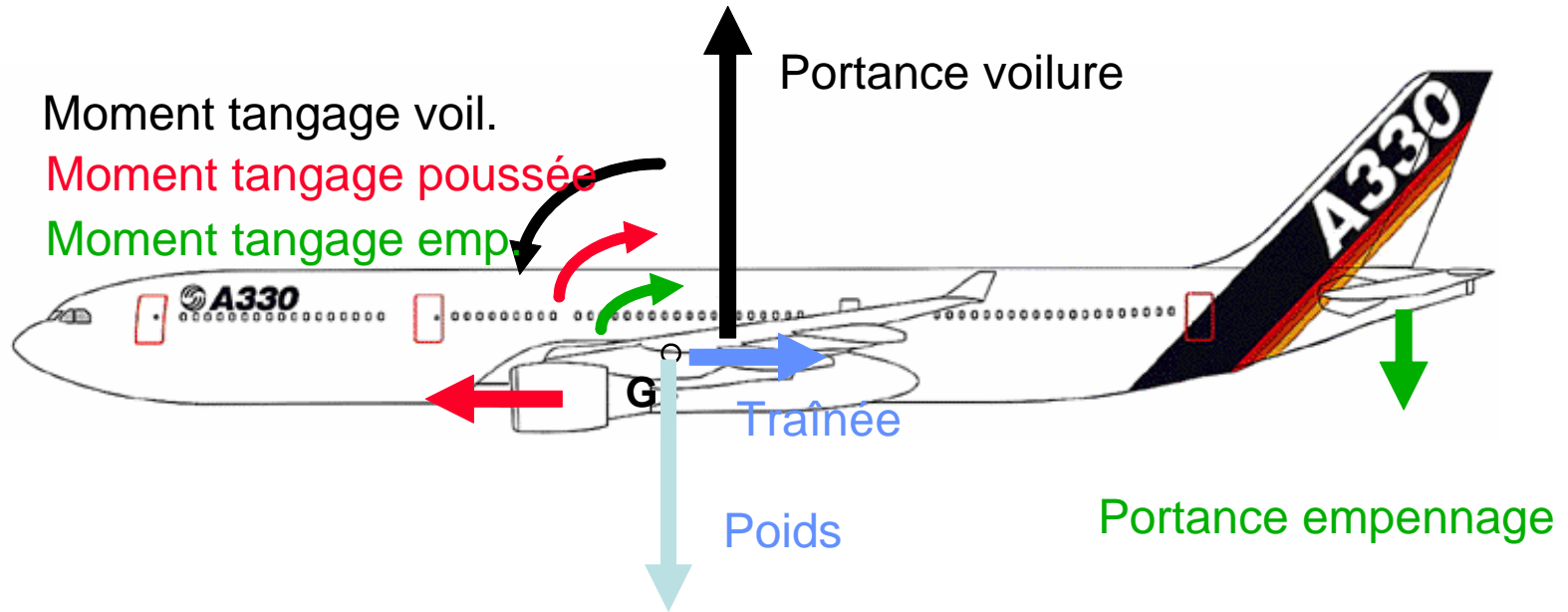
- ☒ **Portance = Poids**
- ☒ **Poussée = Traînée**





## Equilibrage : les moments

*Somme des moments autour du centre de gravité = 0*



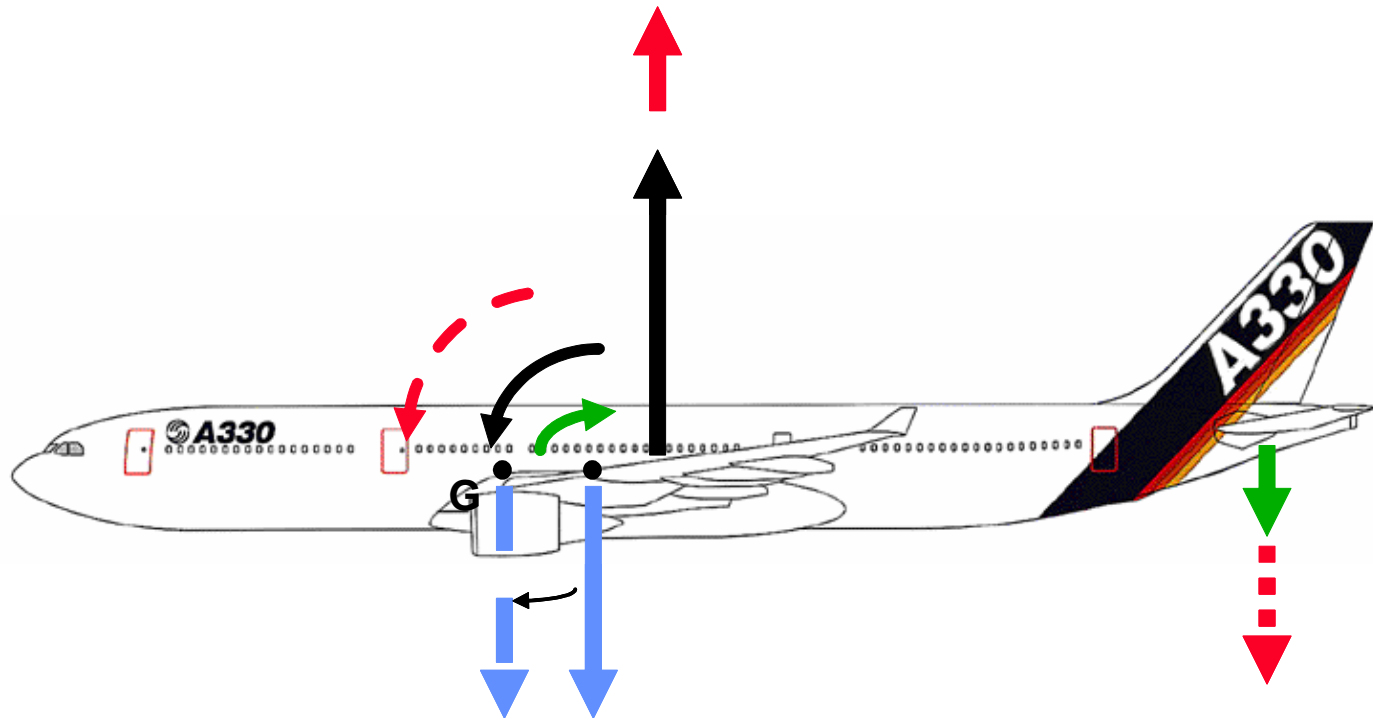
*L'équilibrage s'obtient en faisant varier la portance de l'empennage :*

- soit par utilisation de la gouverne de profondeur
- soit par variation de calage du PHR.

## Paramètres influant sur l'équilibrage : Position du Centre de gravité

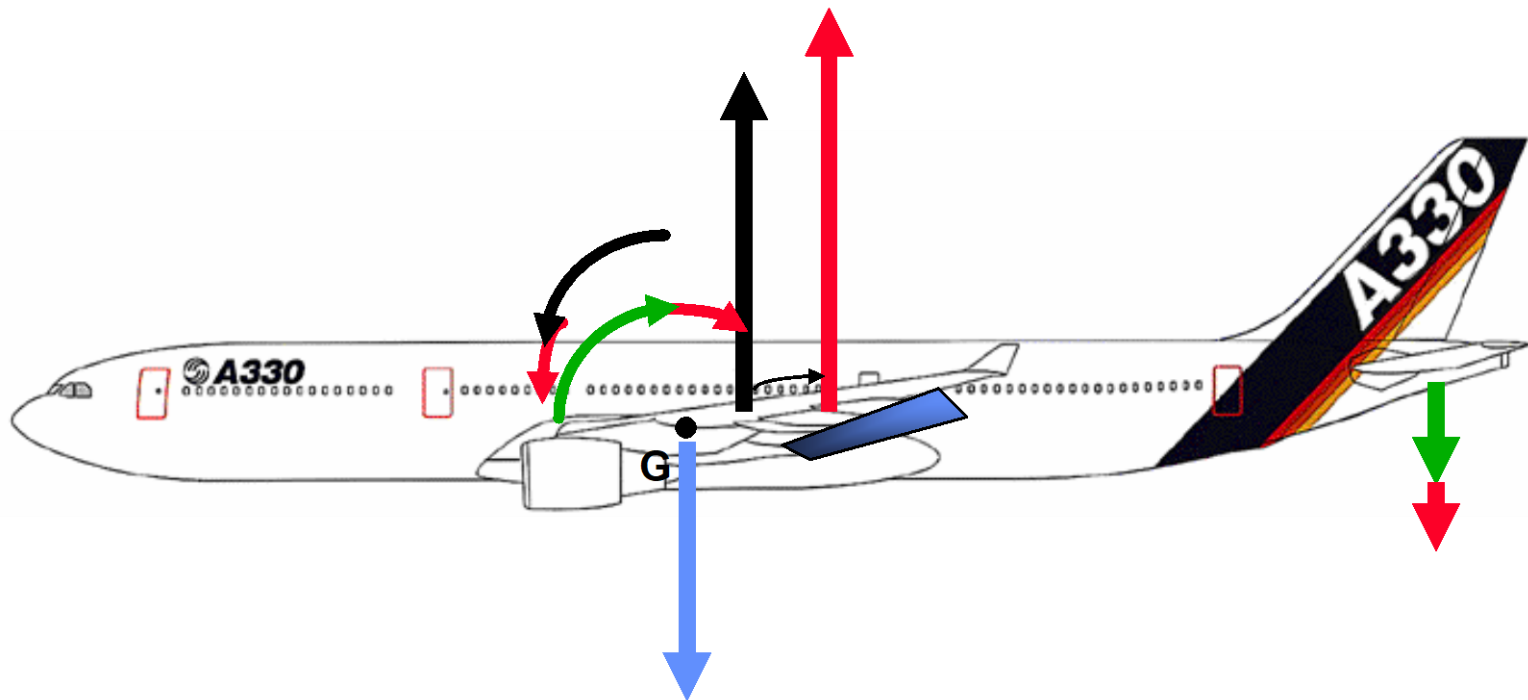
Conclusion: A poids donné,

- Plus le centre de gravité est avant
- Plus la portance voilure doit être élevée
- Moins bonnes seront les performances



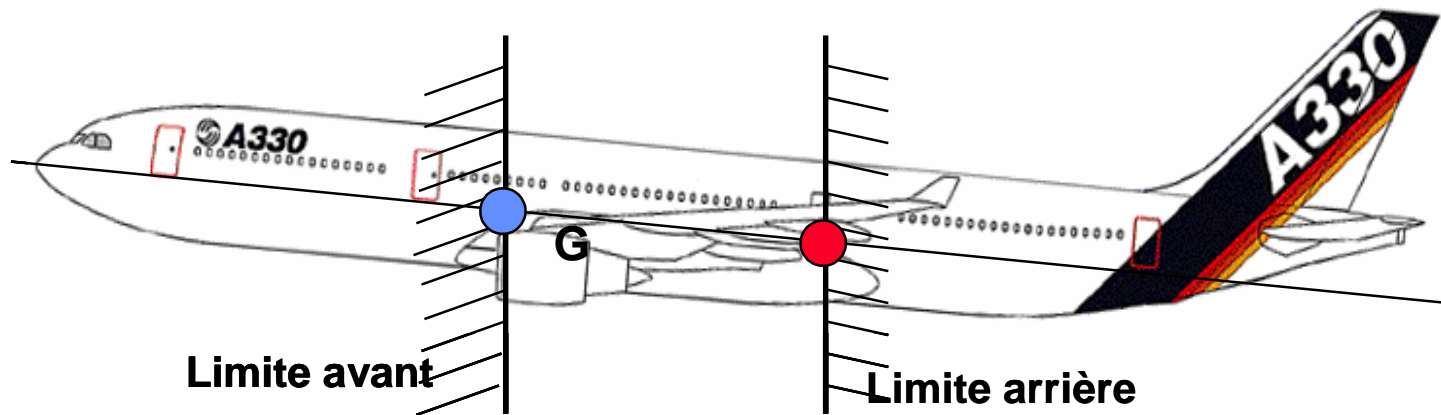
## Paramètres influant sur l'équilibre : Braquage des volets hypersustentateurs

*Le braquage des volets exige une augmentation de la déportance d'empennage.*



## Plage de centrage

On fixe pour tout avion de transport des limites longitudinales autorisées pour la position du centre de gravité, que l'on appelle :  
Plage de Centrage



La limite avant est en général fixée par des considérations de manoeuvrabilité minimale.

La limite arrière est en général fixée par des considérations de stabilité minimale.

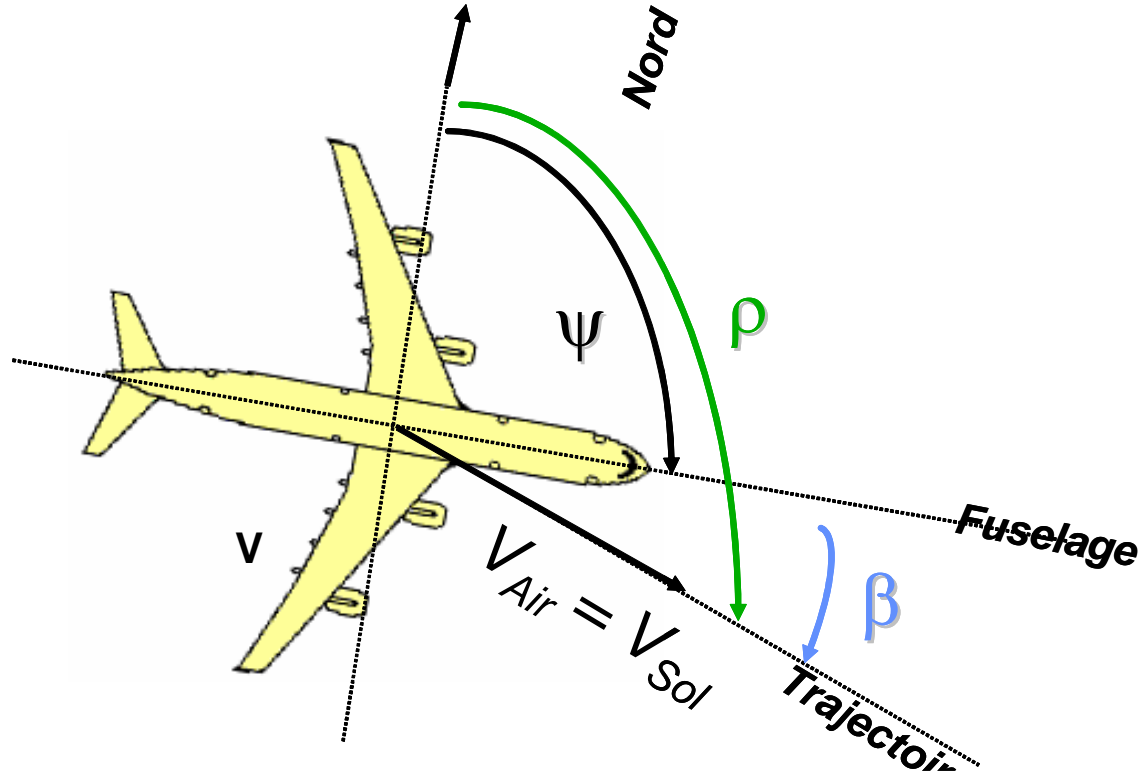
# Mouvement latéral

## Notations des angles en latéral

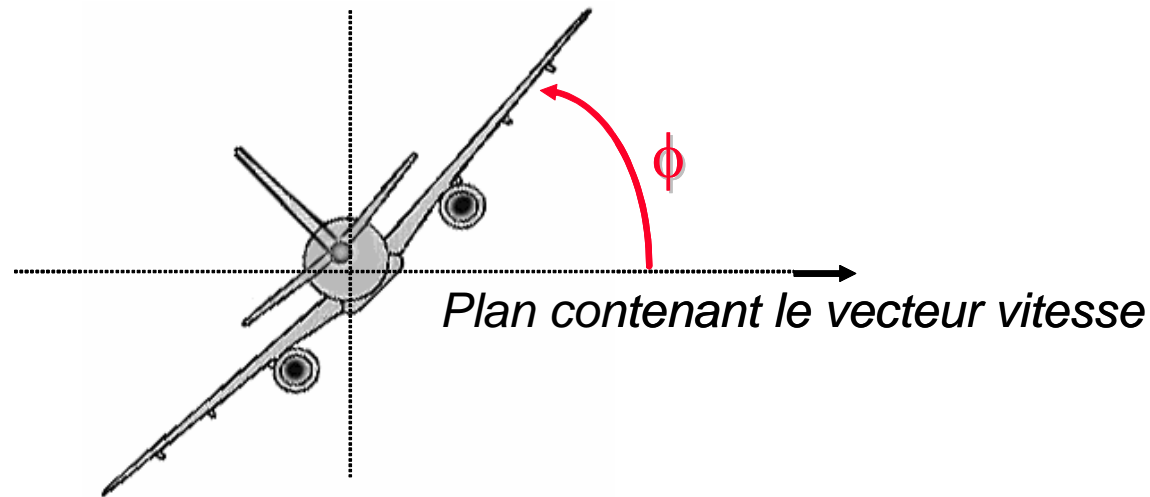
**Dérapiage  $\beta$**  : Angle d'attaque latéral de l'air par rapport à l'axe fuselage

**Route  $\rho$**  : Angle de la trajectoire au sol par rapport au Nord

**Cap  $\psi$**  : Angle du nez de l'avion par rapport au Nord



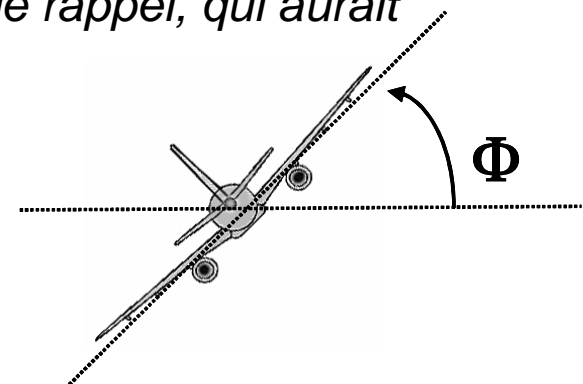
**Inclinaison  $\phi$**  : Angle du plan de voilure



### Stabilité statique en roulis

*Sur l'avion incliné ne s'exerce aucun couple de rappel, qui aurait tendance à le ramener ailes horizontales.*

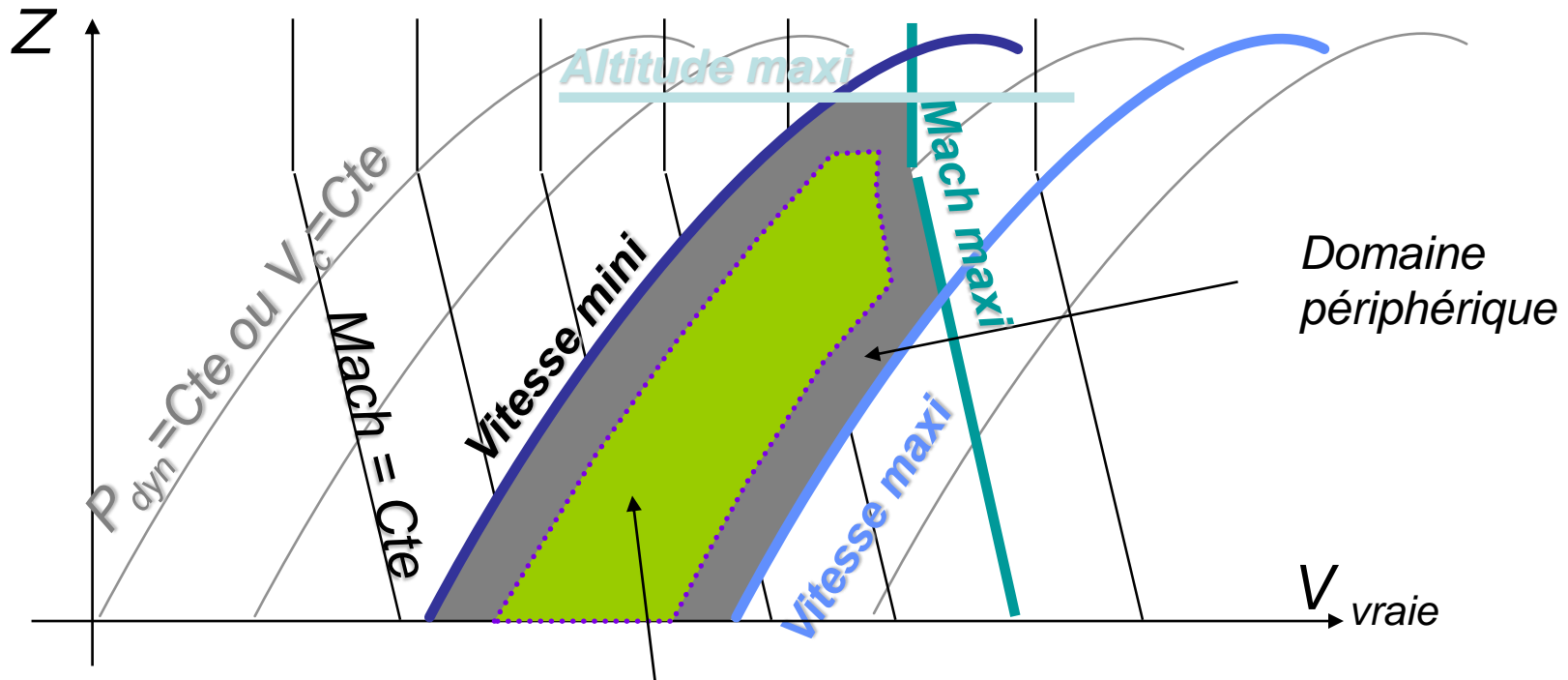
*La stabilité statique en roulis est neutre.*



# Chapitre 2:

Présentation des variables  
nécessaires au pilotage

# Domaine de vol :



Lors d'un vol normal, l'avion est habituellement confiné dans un domaine de vol présentant des marges par rapport aux limites ci-dessus.



## • 2.1 Paramètres historiques de pilotage

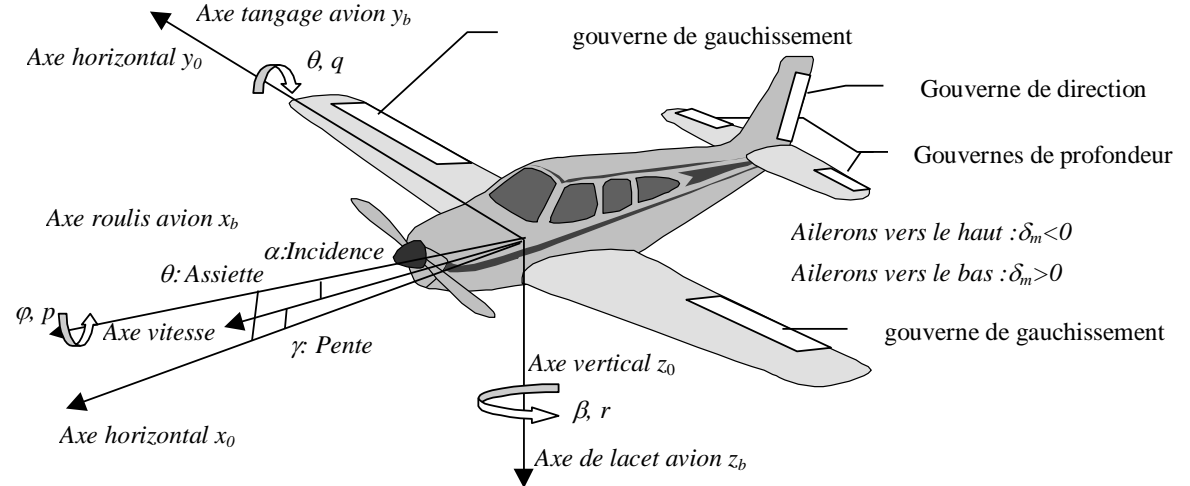
### a) La vitesse $V_i$

- Vitesse minimale dite de décrochage
  - Vitesse maximale liée à la structure
- } sécurité
- Indicateur de vitesse en nœuds (kt): l'anémomètre
  - Diffère de la vitesse de l'avion dans la masse d'air  $V_{TAS}$
  - Dépend de l'angle d'incidence
  - Représente la vitesse conventionnelle



## b) L'assiette longitudinale $\theta$

- attitude de l'avion par rapport à l'horizontale
- Paramètre essentiel de la sécurité en vol
- indicateur d'assiette: Horizon artificiel, ADI



### c) Le cap $\Psi$ :

- Paramètre de base de la navigation
- indicateur de cap: Gyrocompas, Radio Magnetic Indicator



## d) L'altitude z

- Paramètre essentiel de la sécurité en vol (atterrissage)
- indicateur d'altitude: altimètre Barométrique
  - » Diminution de la pression en fonction de l'altitude



- Instrumentation minimale

Anémomètre

$V_i$



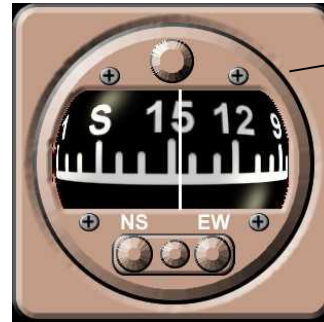
Attitude  
display  
Indicator

$\psi$



Altimètre

$z$



Horizontal  
Situation  
Indicator

Extrait de [http://www.meriweather.com/767/767\\_main.html](http://www.meriweather.com/767/767_main.html)

- Instrumentation plus évoluée

Anémomètre  
 $V_i$



Altimètre  
 $z$

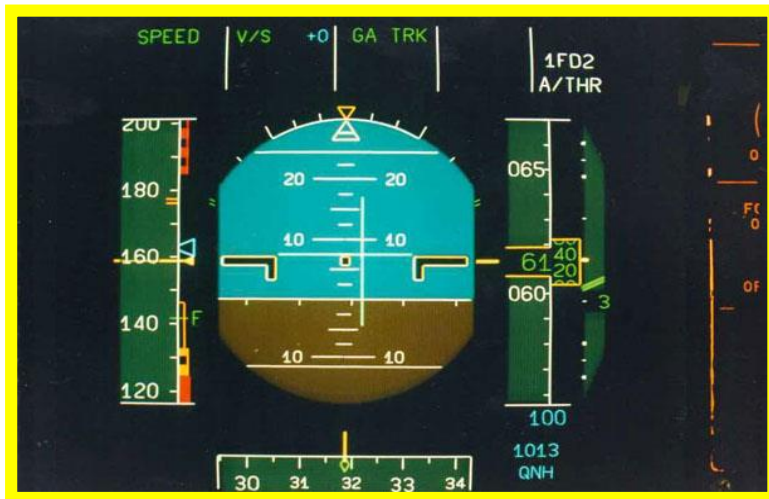
+Vario  
+Hsonde  
Attitude display Indicator  
 $\psi$



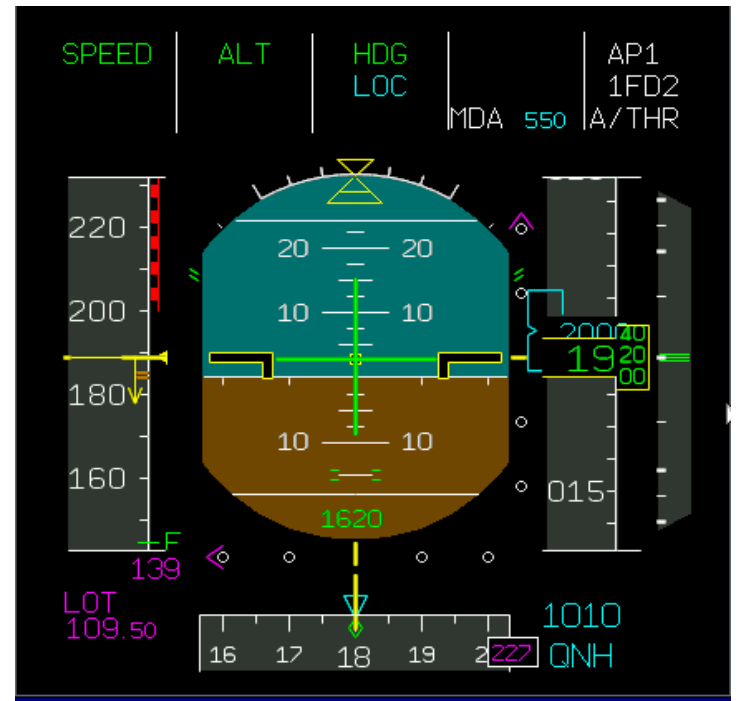
Horizontal Situation Indicator

Extrait de [http://www.meroweather.com/767/767\\_main.html](http://www.meroweather.com/767/767_main.html)

# PFD (Primary Flight Display) :



A320



A380



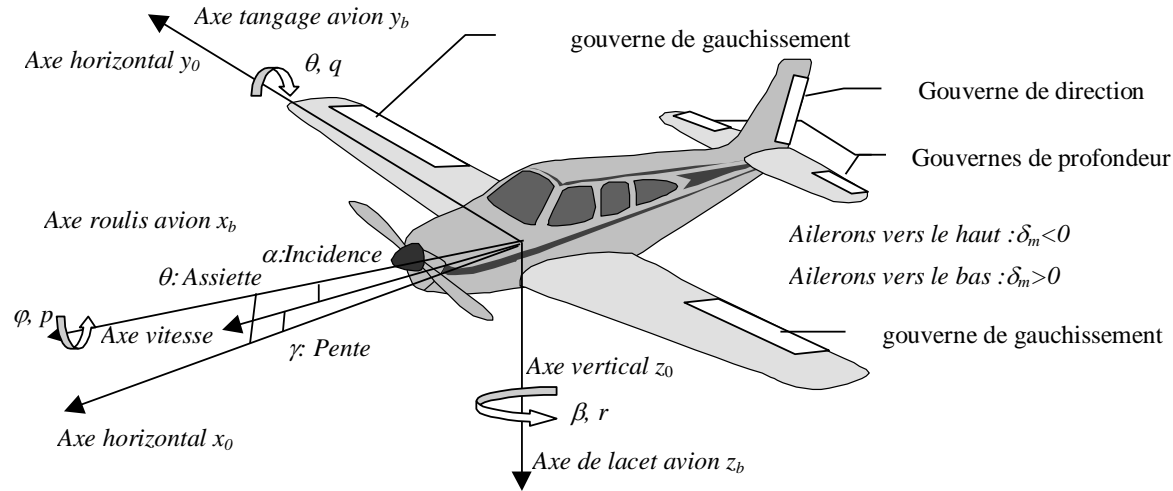




# • 2.2 Pilotage à l'aide de la trajectoire de vol

## a) Angle d'incidence $\alpha$ (AOA : Angle of Attack)

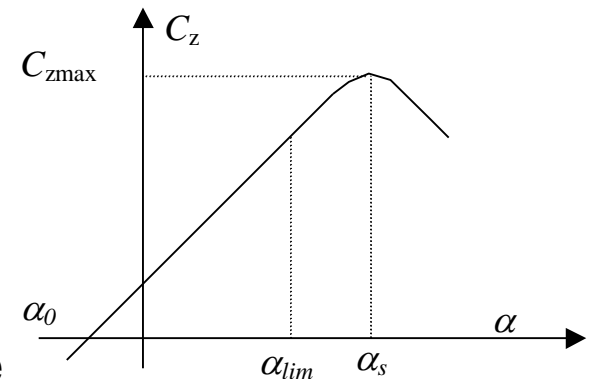
$$\alpha = \theta - \gamma_a \text{ en vol longitudinal pur}$$



Equation de portance:  $n.mg = \frac{1}{2} \rho(z)SV^2 C_Z$

Si  $\alpha > \alpha_s$  la portance diminue  $\Rightarrow$  décrochage

Contrôle de  $\alpha \Rightarrow$  sécurité contre le décrochage



## Lien entre l'incidence de décrochage et la vitesse indiquée $V_i$ :

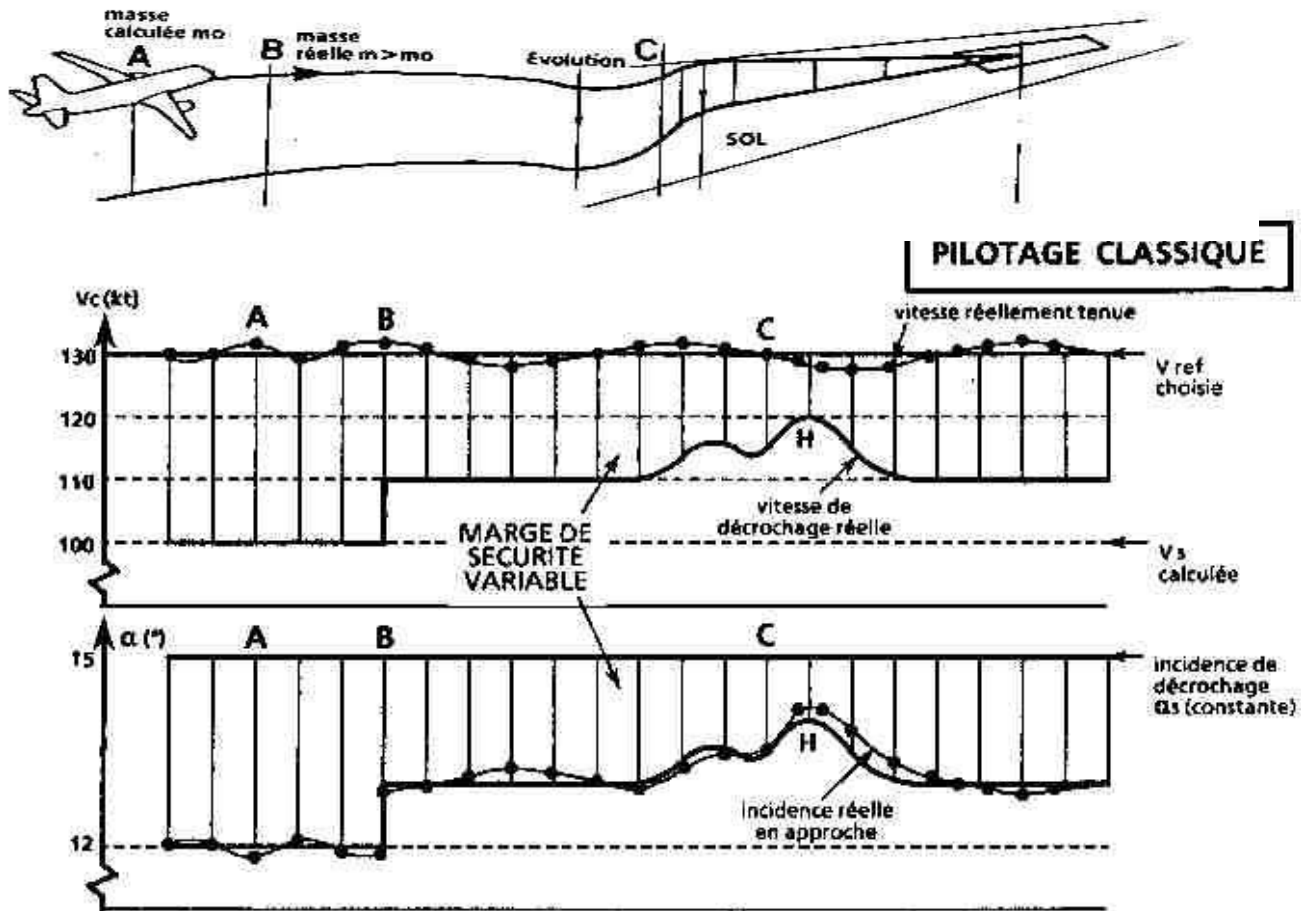
La vitesse indiquée  $V_i$  est représentative de la vitesse conventionnelle  $V_c$  qui varie en fonction inverse de l'incidence.

A l'incidence maximale correspond une vitesse minimale de décrochage  $V_s$ .

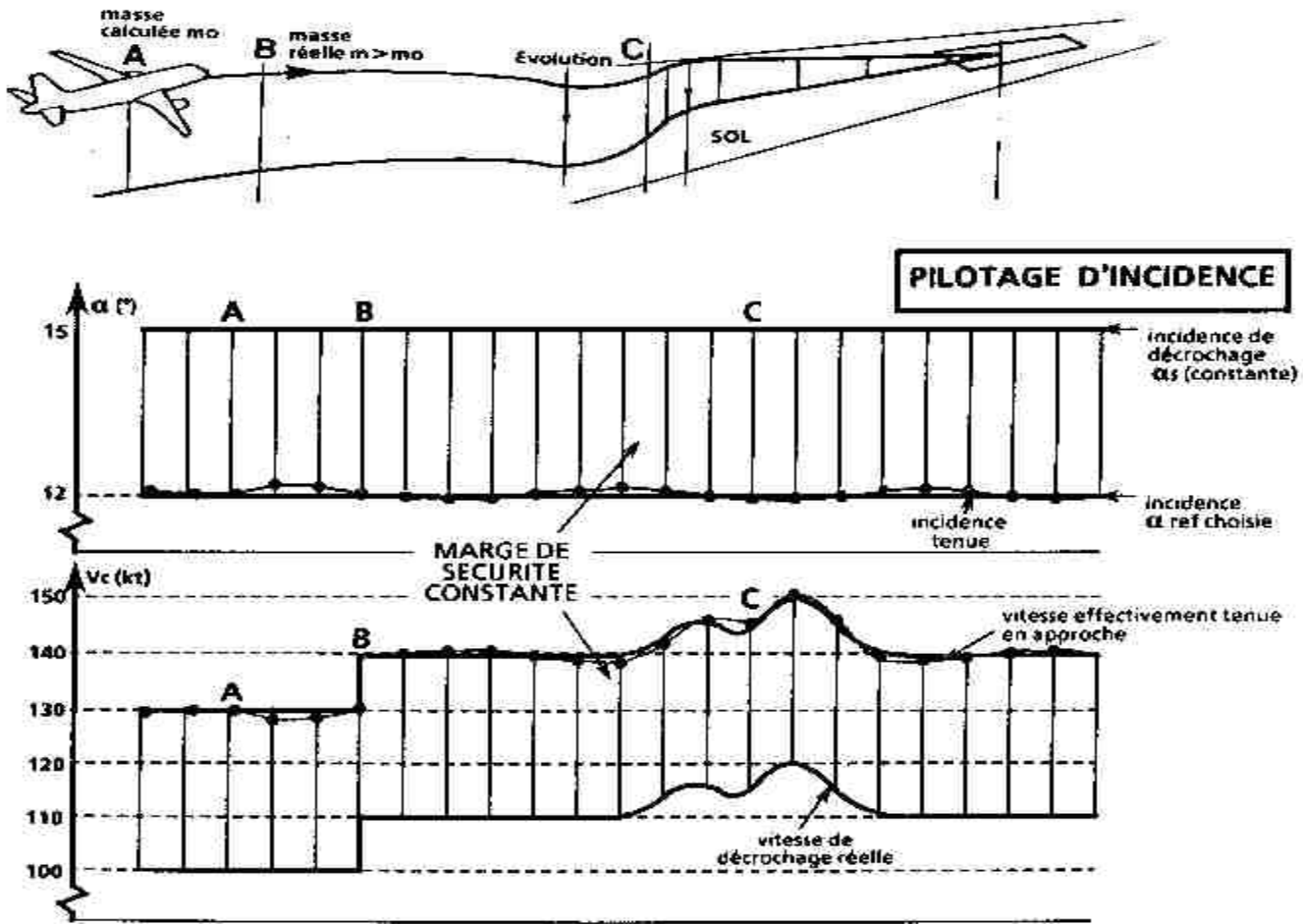
Pour un vol en sécurité il faut que la vitesse  $V_i$  soit supérieure d'une certaine marge de sécurité à la vitesse de décrochage  $V_s$  .

Par exemple  $V_{min} = 1,3 V_s$ .

# Intérêt de l'incidence par rapport à la vitesse indiquée $V_i$ :



## Intérêt de l'incidence par rapport à la vitesse indiquée $V_i$ :



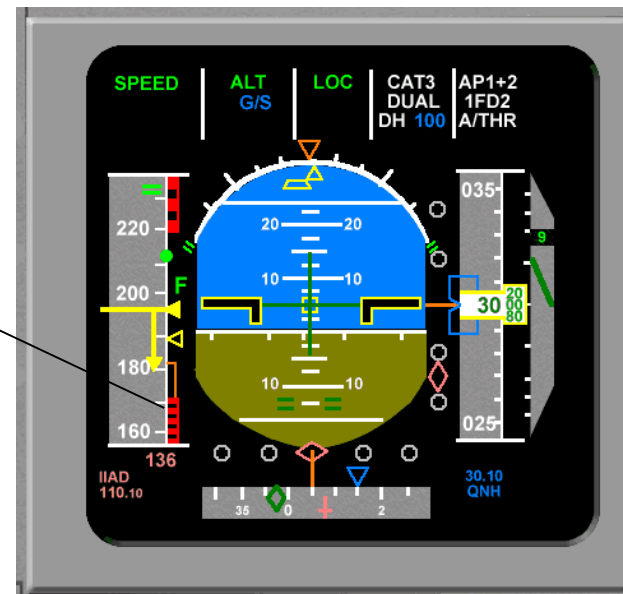
## Réalisations pratiques Airbus A320

Protection contre le décrochage

Génération des incidences limites

Génération des vitesses limite et d'attente (holding) à partir des incidences correspondantes

Incidence lim

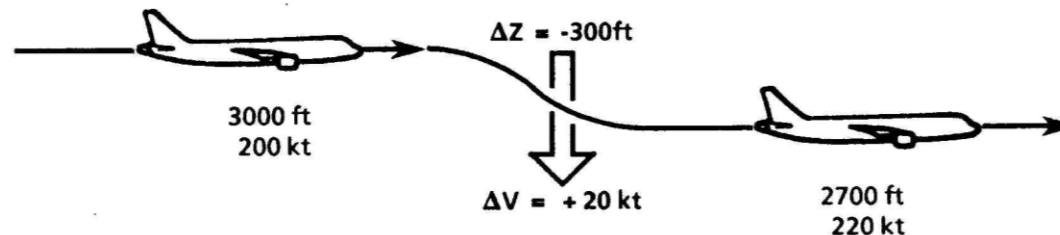


## b) Indicateur de pente

Energie totale:  $E = E_{cin} + E_{pot} = \frac{1}{2}mV^2 + mgz$

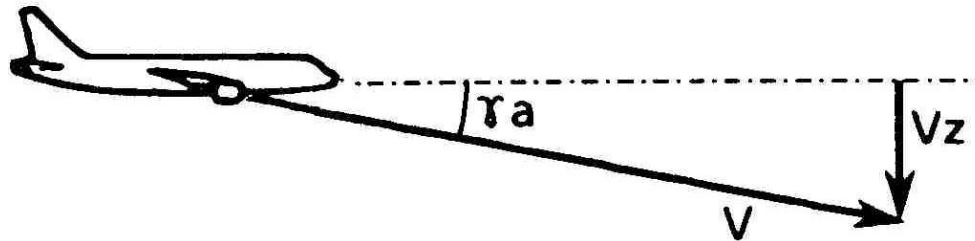
Hauteur totale:  $H_T = \frac{E}{mg} = \frac{V^2}{2g} + z$

A énergie constante, une légère perte d'altitude se traduit par un gain de vitesse et inversement.



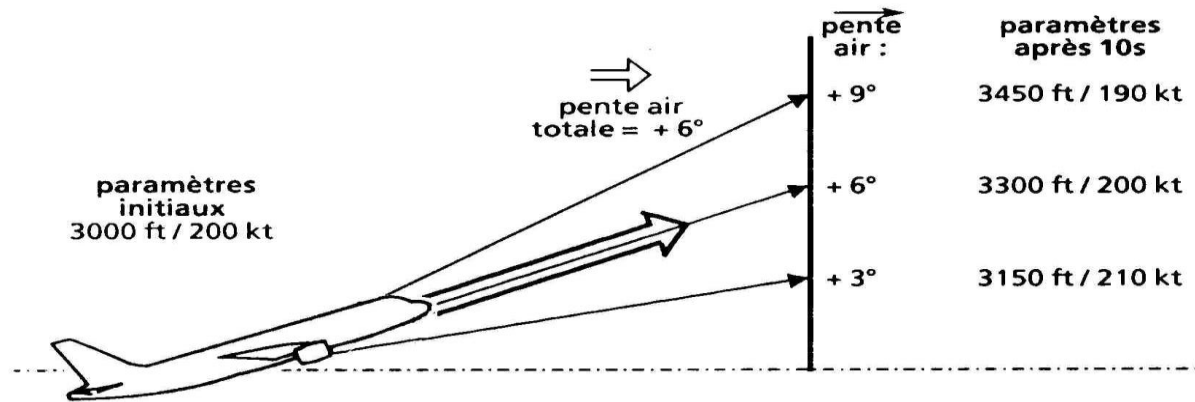
Vitesse totale: 
$$V_{ZT} = \frac{dH_T}{dt} = \frac{dZ}{dt} + \frac{1}{2g} \left( 2V \frac{dV}{dt} \right) = V_Z + \left( \frac{V}{g} \right) \Gamma$$

Pente totale: 
$$\frac{V_{ZT}}{V} = \frac{V_Z}{V} + \frac{\Gamma}{g} = \sin \gamma_a + \Gamma(\text{en g}) \Leftrightarrow \gamma_T = \gamma_a + \Gamma(\text{en g})$$



La pente totale est égale à la somme de la pente de la trajectoire  $\gamma_a$  et de l'accélération  $\Gamma$  exprimée en g, le long de la trajectoire.





Pente air = Pente totale  $\Rightarrow$  vitesse constante

Pente air > Pente totale  $\Rightarrow$  décélération

Pente air < Pente totale  $\Rightarrow$  accélération

$\gamma_a > \gamma_T$  et  $V = \text{cste} \Rightarrow$  augmenter la poussée ou diminuer la traînée

$\gamma_a < \gamma_T$  et  $V = \text{cste} \Rightarrow$  diminuer la poussée ou augmenter la traînée

## Intérêts pratiques:

Décélération sur une pente en descente (atterrissage)

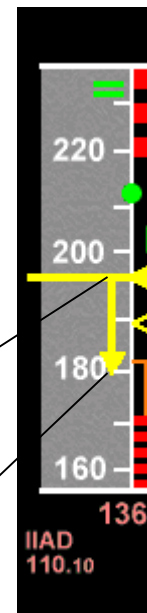
Conservation de la vitesse au décollage suite panne moteur

## Instrumentations associées



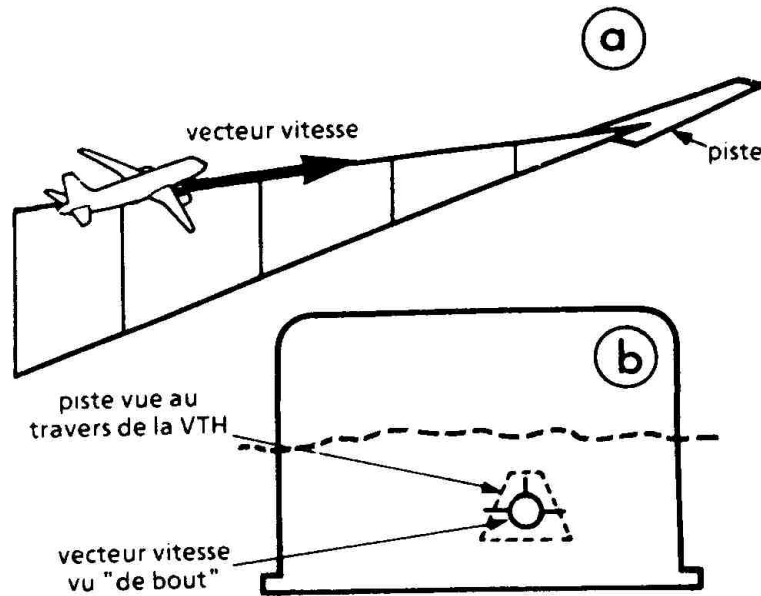
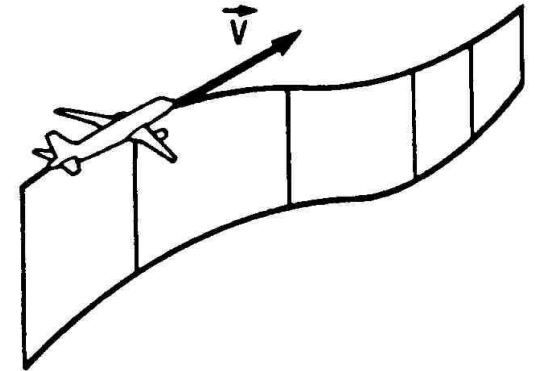
Vi actuelle

Tendance  
dans 10 s



## c) Vecteur vitesse

Vecteur vitesse: Vecteur tangent à la trajectoire

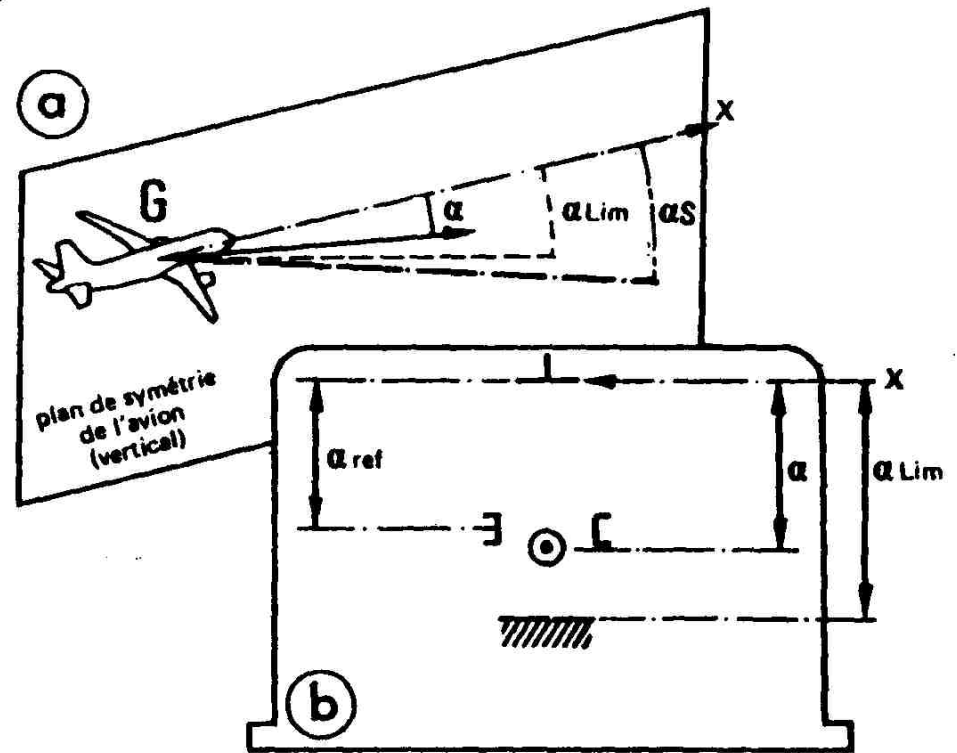


## Vecteur vitesse air:

Vitesse de l'avion  
par rapport à la  
masse d'air

Intervient dans les  
équations de la  
mécanique du vol

Les forces et les  
moments  
aérodynamiques  
dépendent du  
vecteur vitesse air

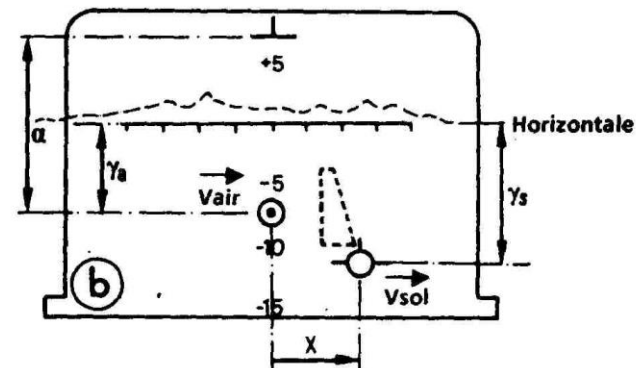
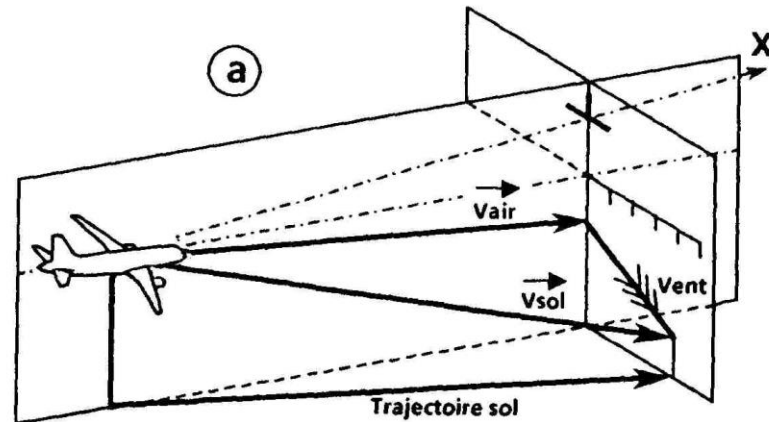


## Vecteur vitesse sol:

Vitesse de l'avion par rapport au référentiel terrestre.

Nécessaire pour éviter les obstacles, atterrir, maintenir un axe de piste au roulage .

$$\vec{V}_S = \vec{V}_{air} + \vec{V}_W$$



## Réalisations pratiques:

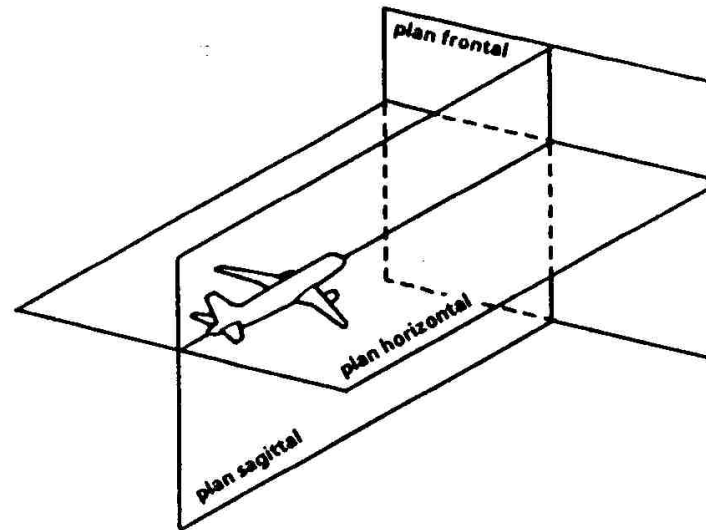
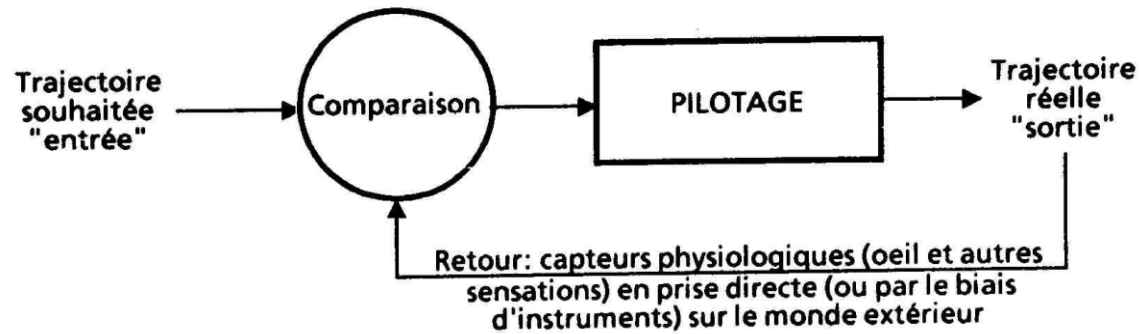
Vecteur vitesse en tête haute (H.U.D).

Vecteur vitesse en tête basse sur l'EADI du PFD.

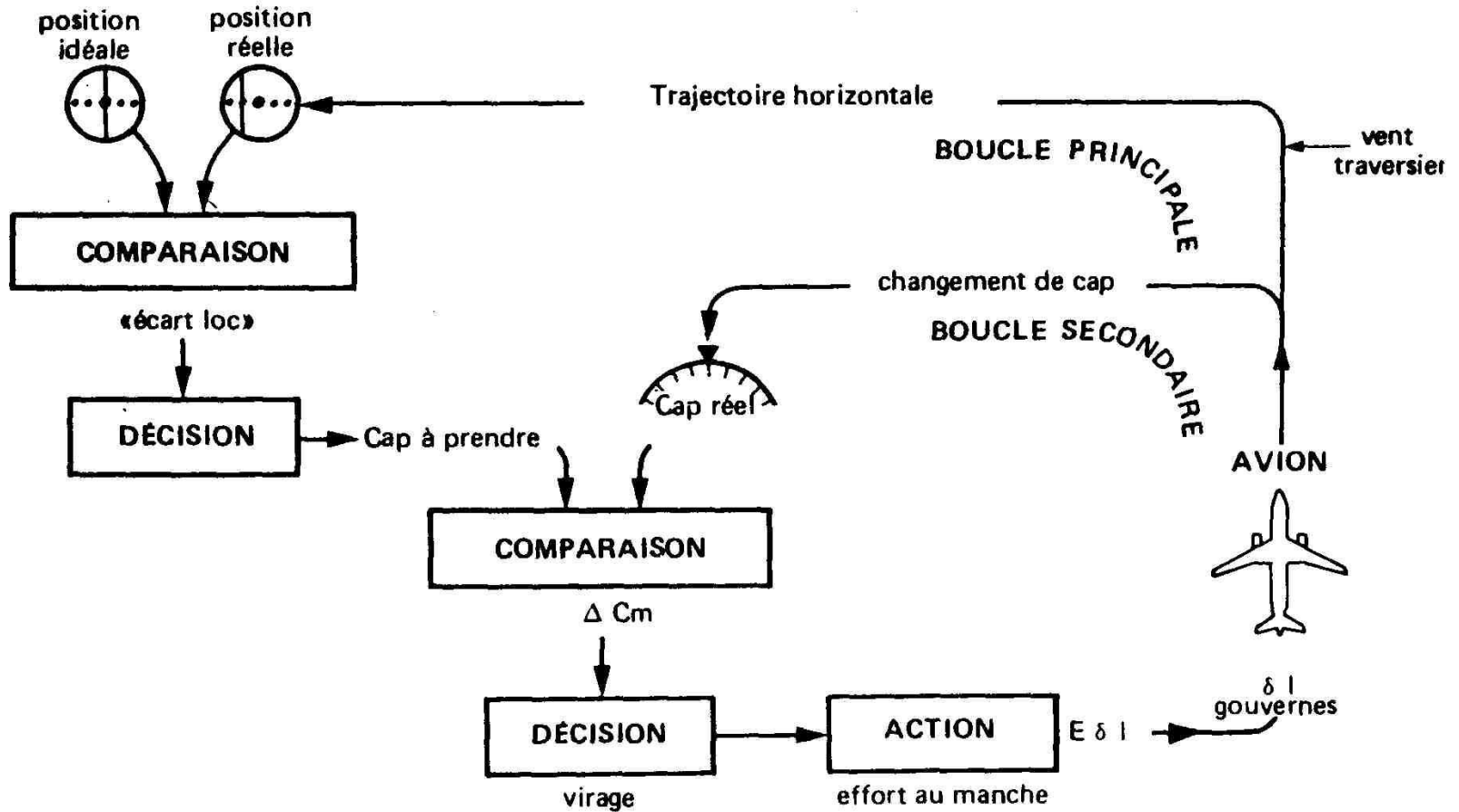


## • 2.3 Boucles de pilotage classique

### • a) Notion de boucle de pilotage

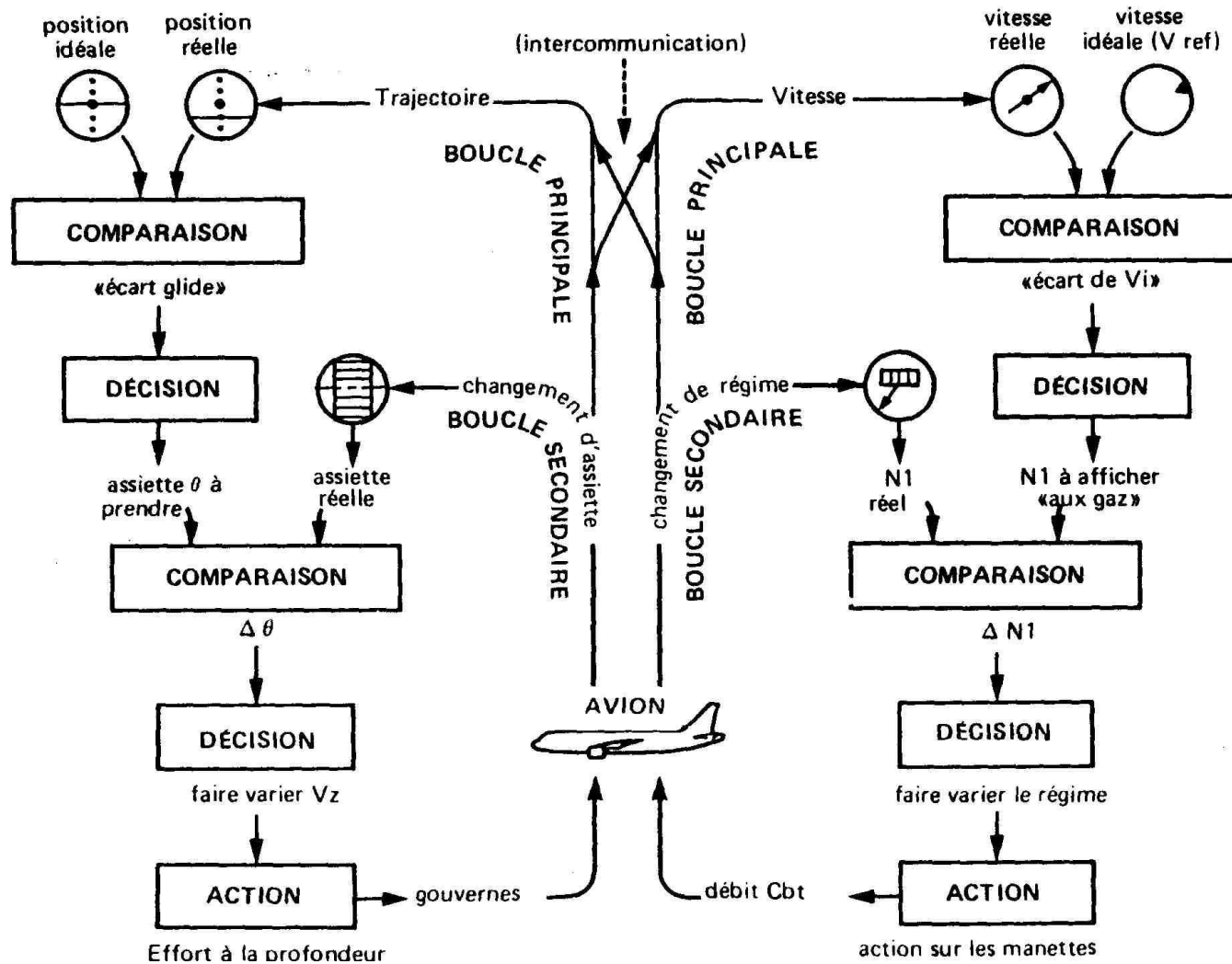


# Pilotage classique dans le plan horizontal

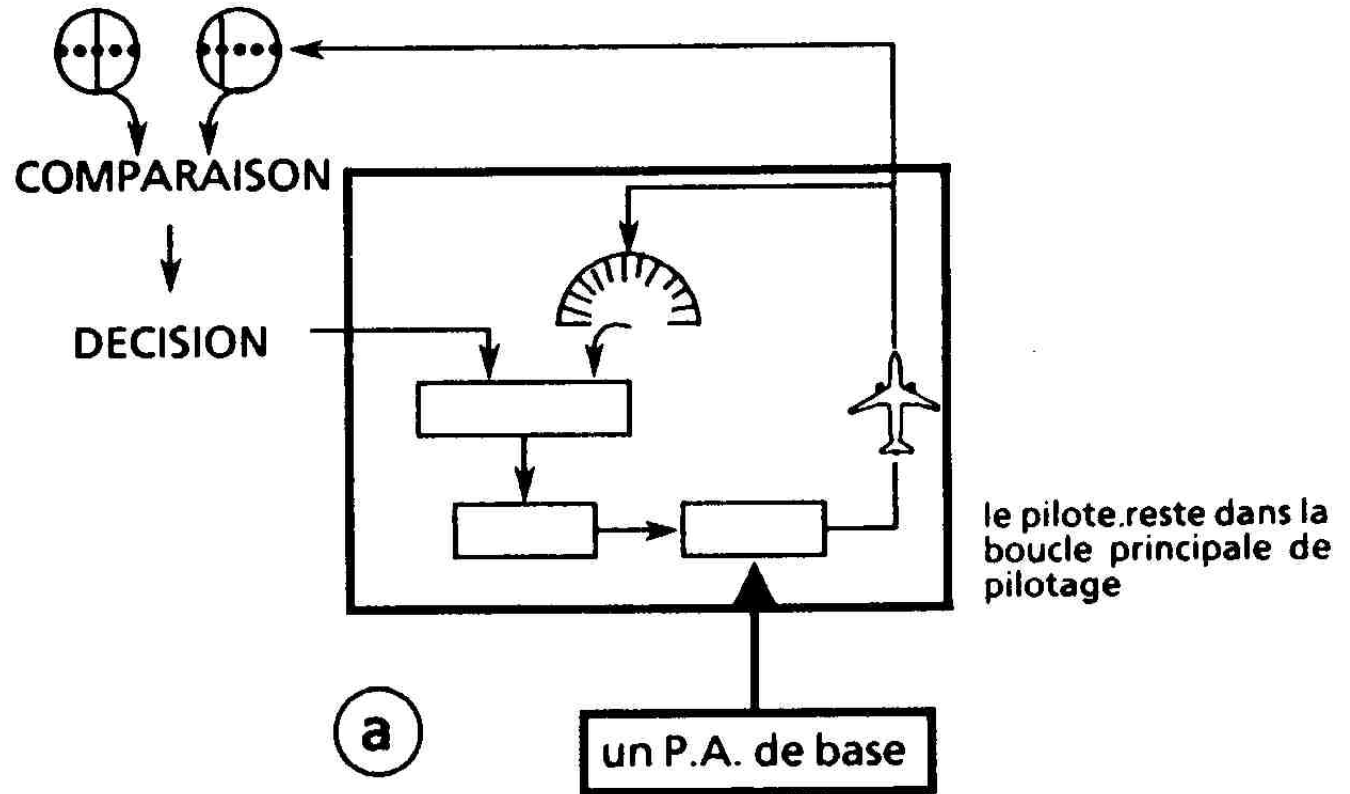


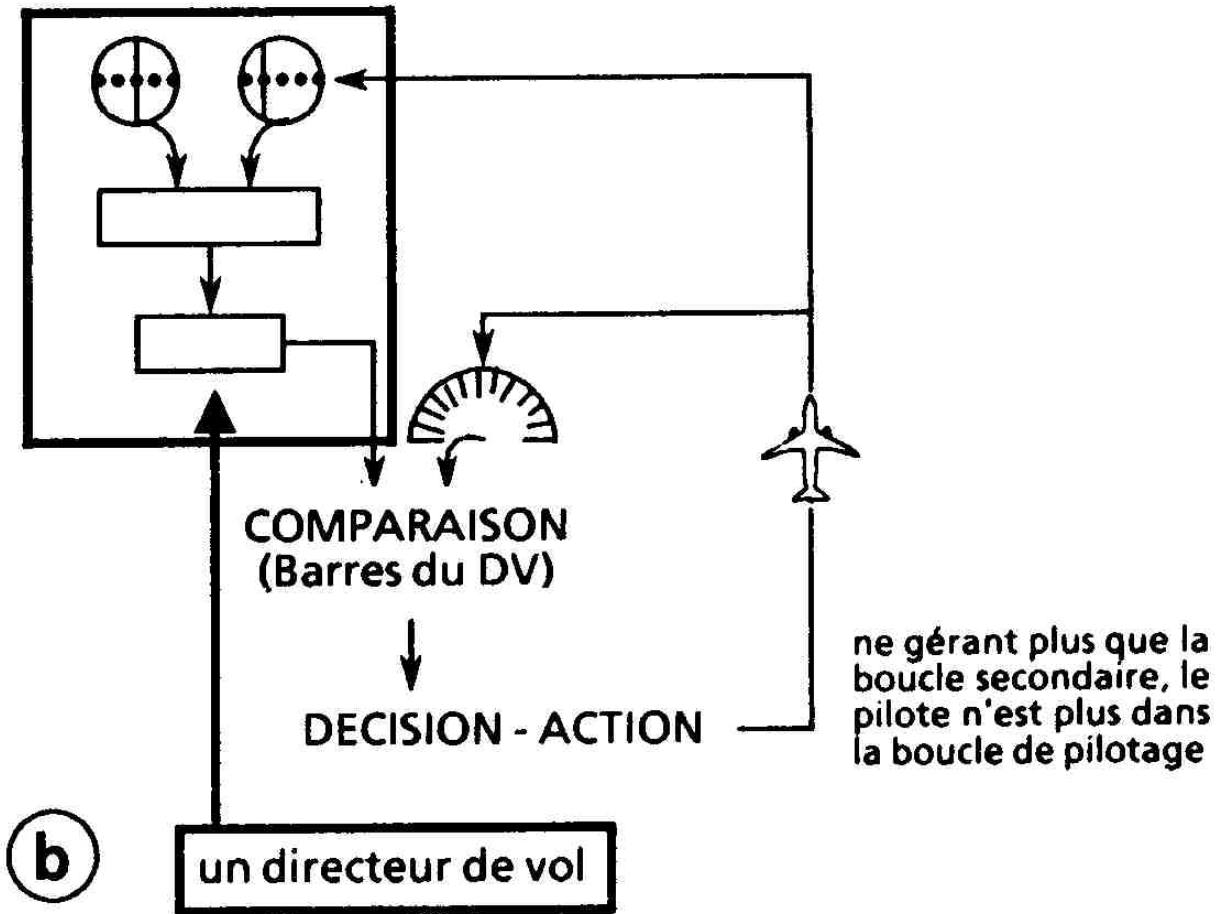


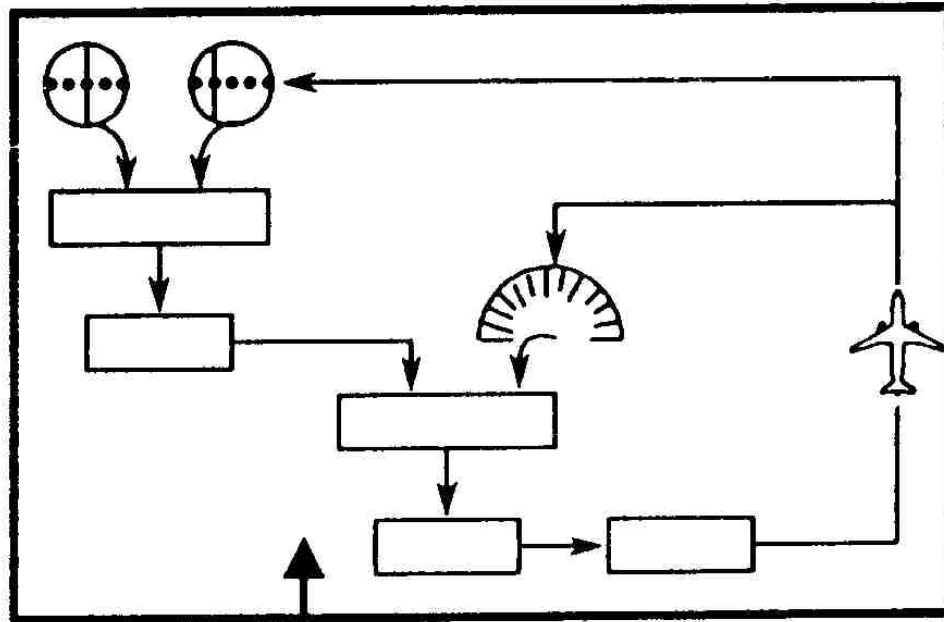
# Pilotage classique dans le plan sagittal



## b) Aide au pilotage classique







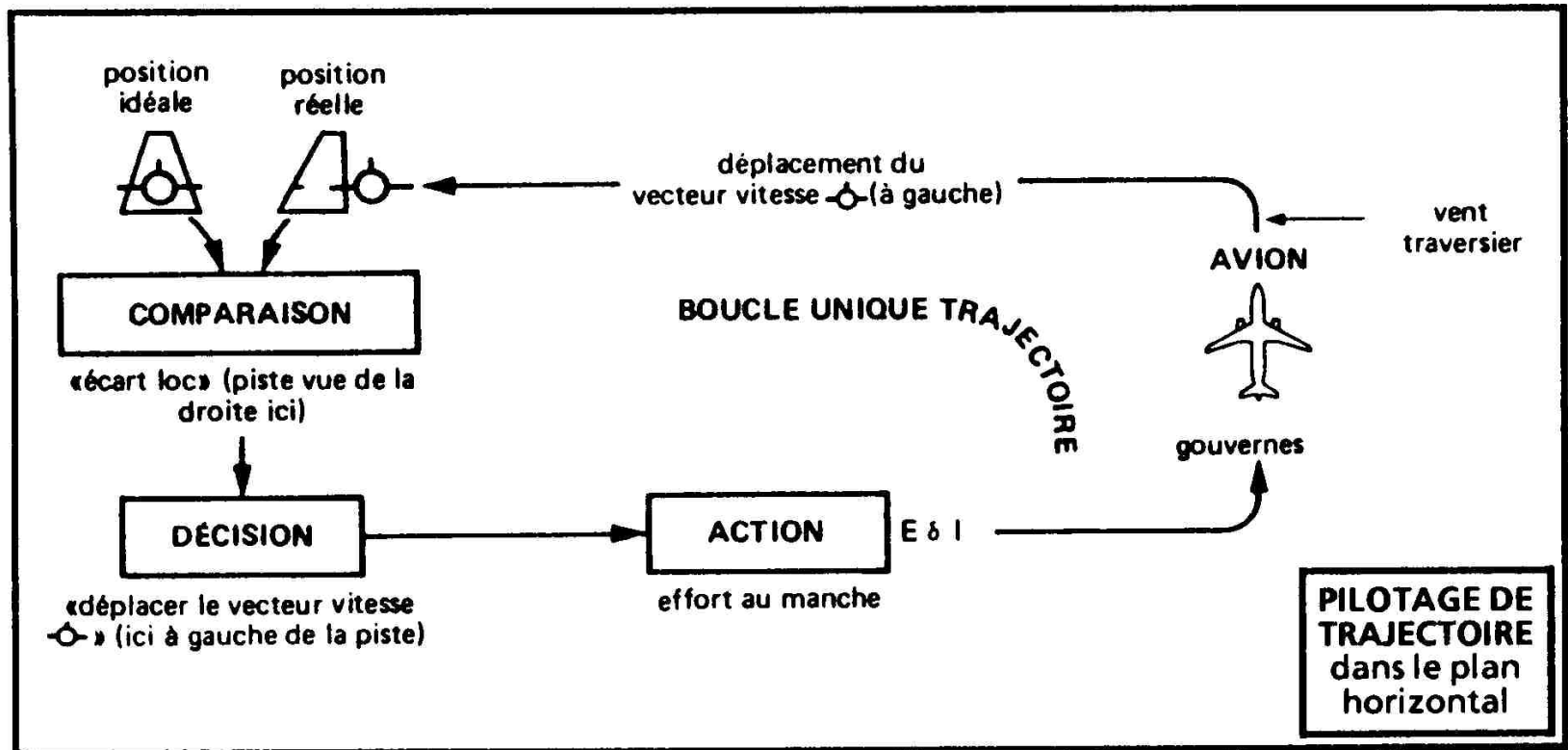
le pilote n'est plus  
qu'un contrôleur

Ⓒ

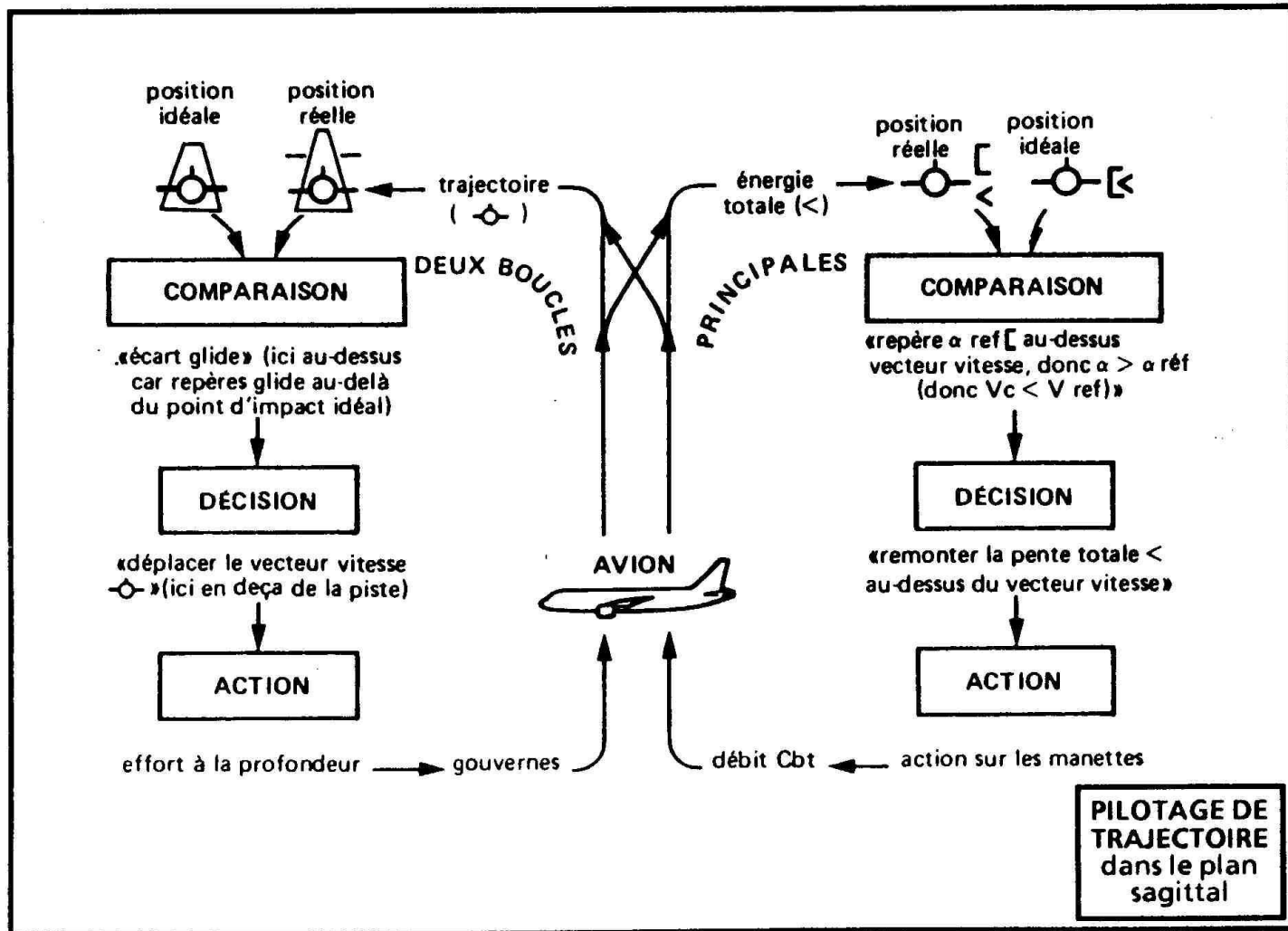
un P.A. mode supérieur

## 2.4 Boucles de pilotage de trajectoire

### a) Pilotage de trajectoire plan horizontal

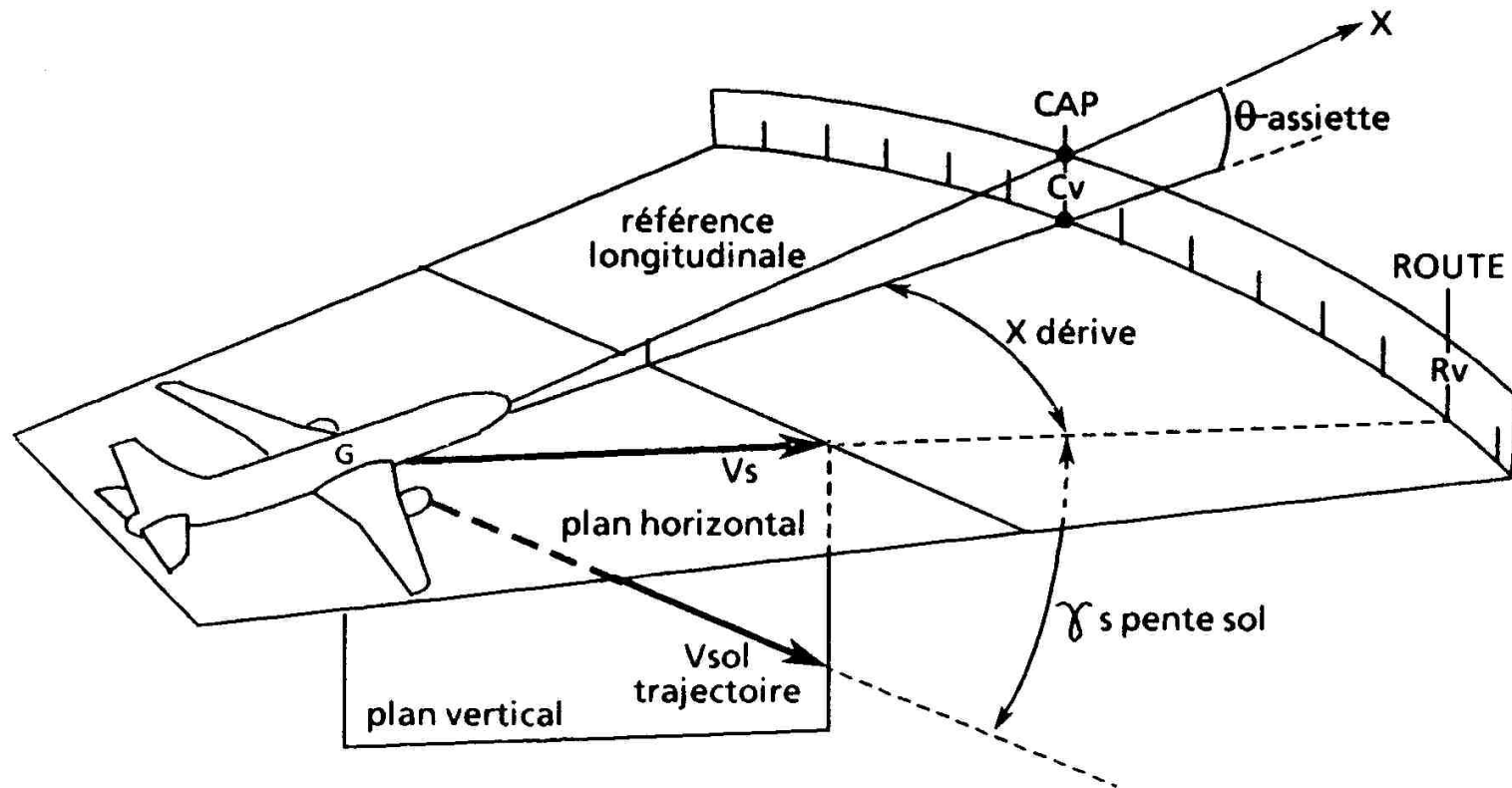


## b) Pilotage de trajectoire plan sagittal



## • 2.5 Pilote automatique

- a) Pilotage classique: assiette et cap



– Trois modes de fonctionnements

**Control Wheel steering:**

Stabilisation des paramètres assiette  $\theta$  et cap  $C_v$   
lorsque le pilote lâche le manche

**CMD:**

Maintien des paramètres assiette  $\theta$  et cap  $C_v$  affichés  
sur le Flight Control Unit

**Modes superieurs:**

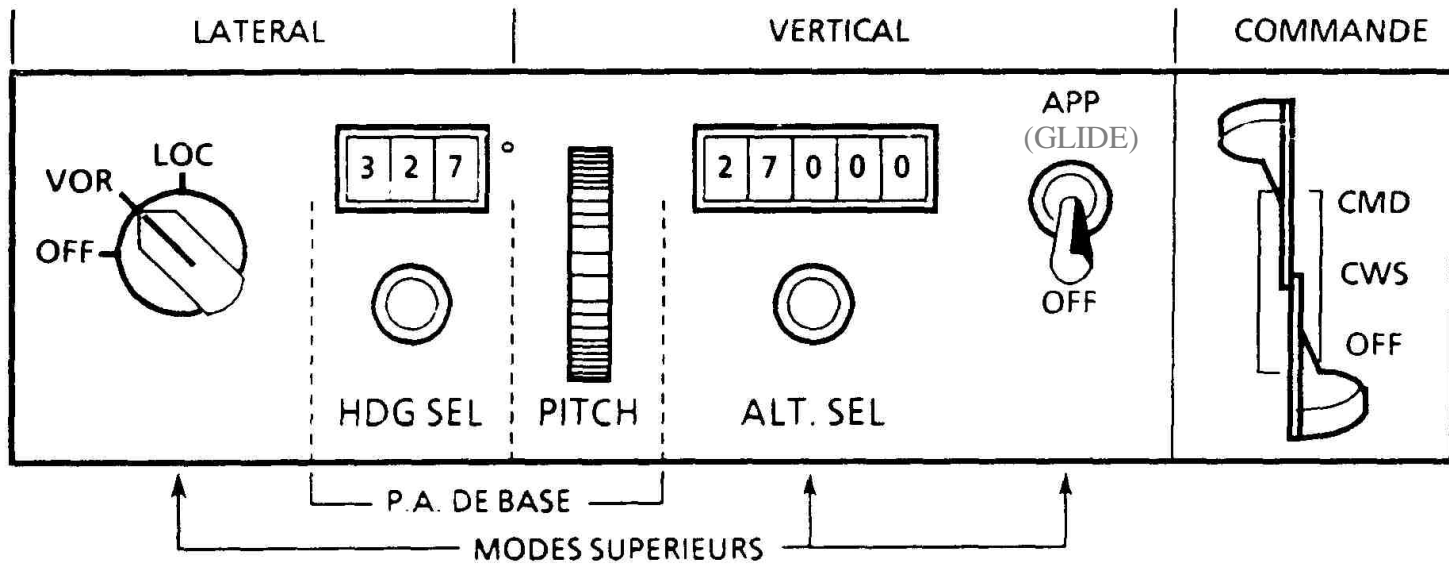
Capture et tenue d'altitude affichée au F.C.U

Capture et tenue d'un axe à 2 ou 3 dimensions

radiobalisé (axe VOR, axe ILS), ou défini dans le FMS

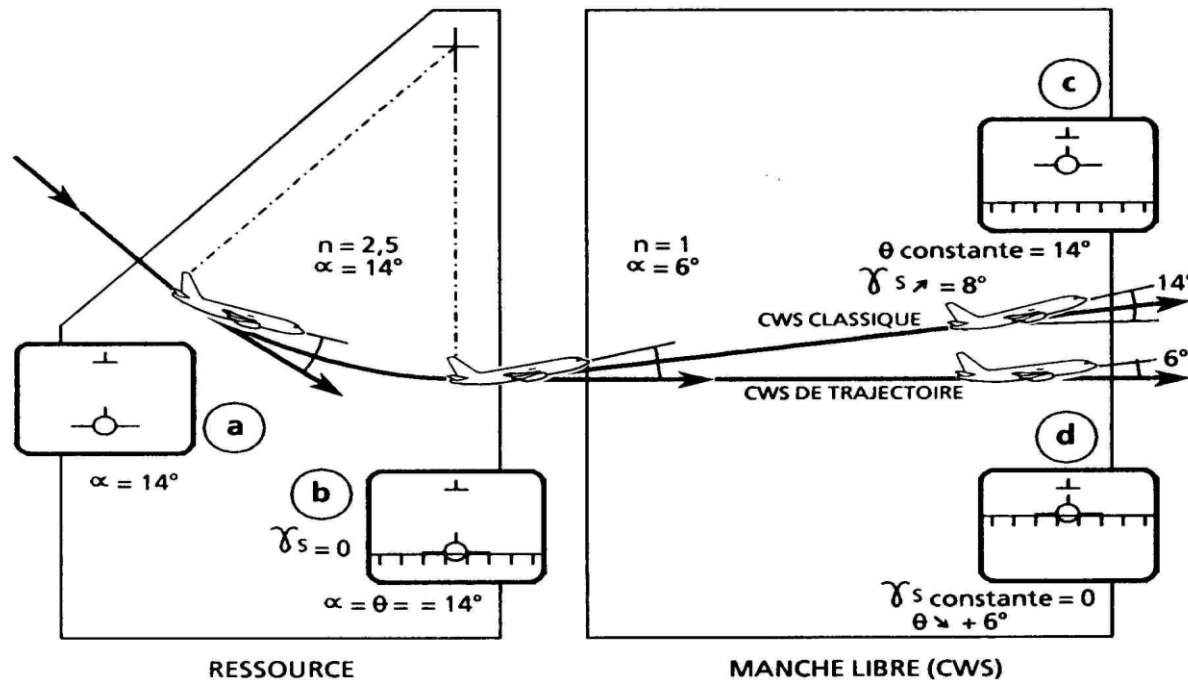


# poste de commande Flight Control Unit ou Flight Control Guidance

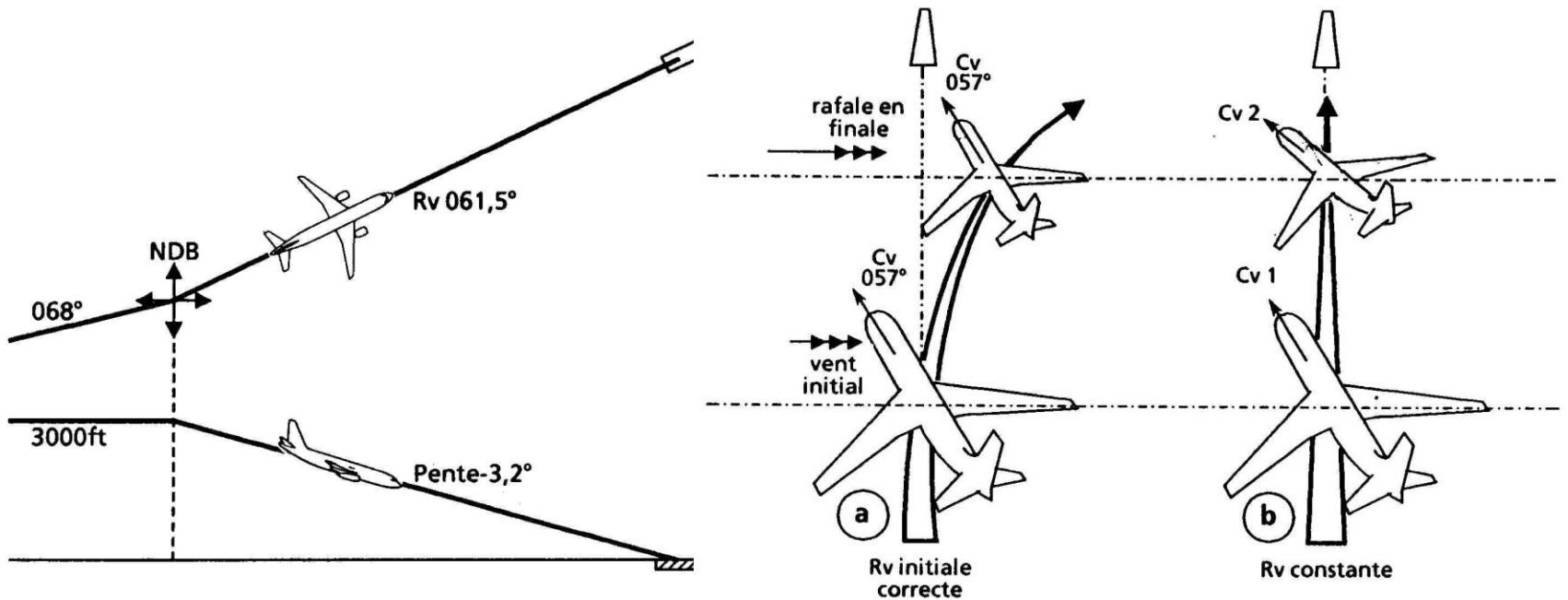


» Control Wheel steering:

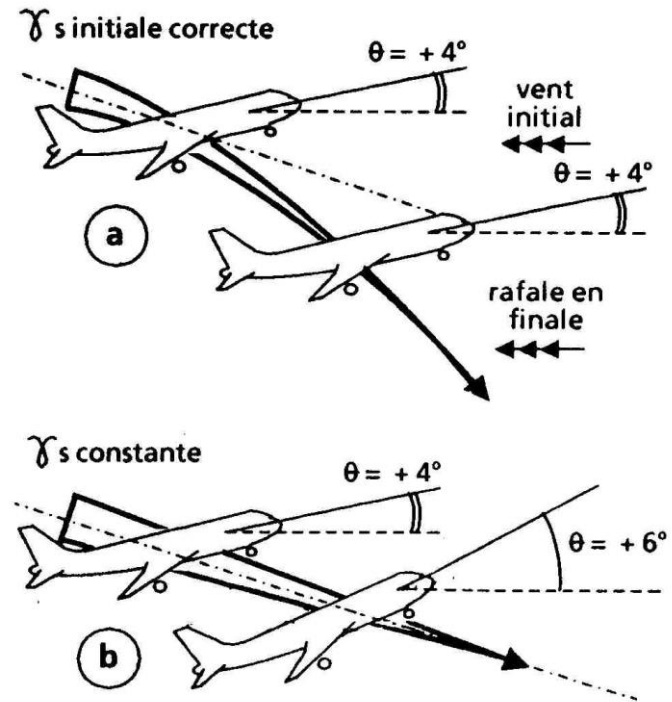
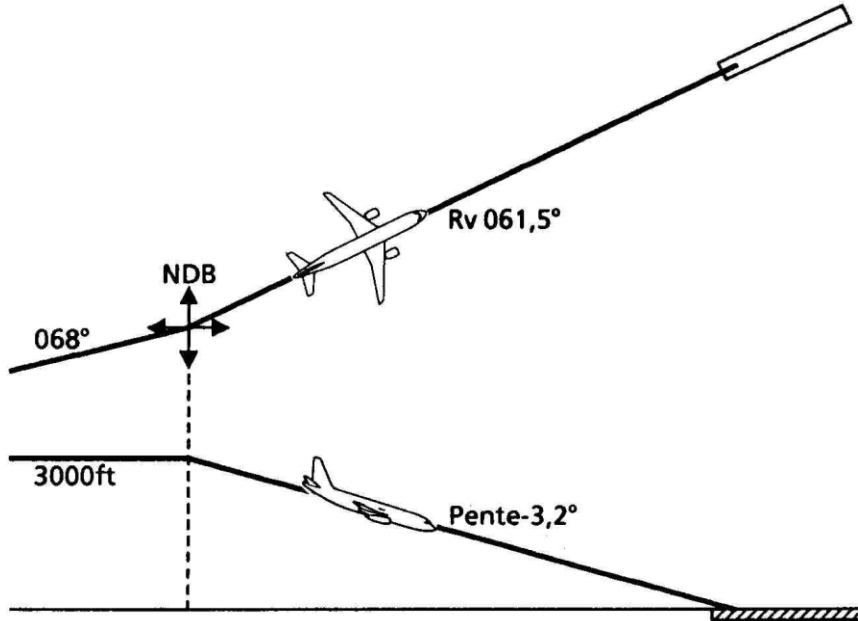
Stabilisation des paramètres pente sol  $\gamma_s$  et route  $R_v$  lorsque le pilote lâche le manche



» CMD: Stabilisation des paramètres pente sol  $\gamma_s$  (Slope sel ou FPA) et route  $R_v$  (Track sel ou TRK) affichés sur le F.C.U

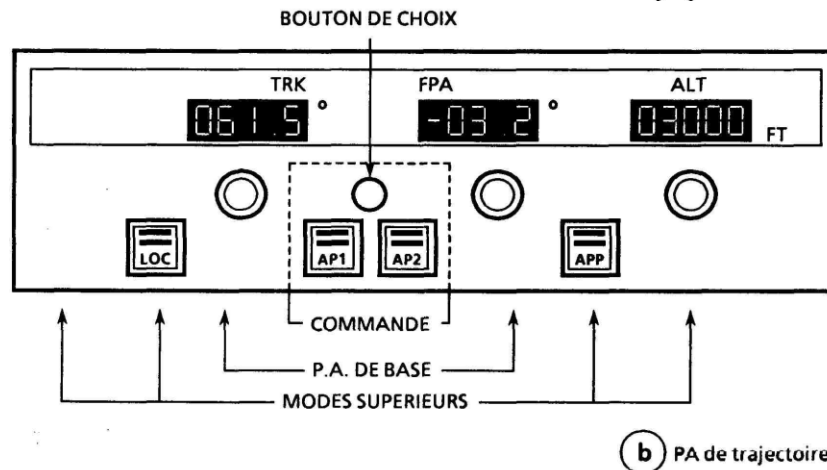
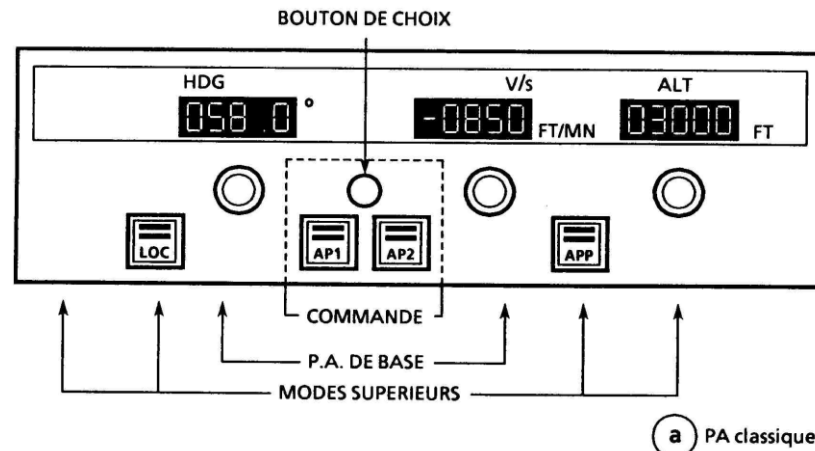


- » CMD: Stabilisation des paramètres pente sol  $\gamma_s$  (Slope sel ou FPA) et route  $R_v$  (Track sel ou TRK) affichés sur le F.C.U



## b) Poste de commande

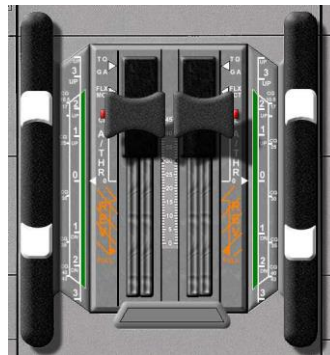
poste de commande Flight Control Unit de l'Airbus A320





## c) Automanette

- L'automanette permet un maintien de:
  - La poussée par un maintien du régime N1 par ex
  - La vitesse conventionnelle



# Chapitre 3:

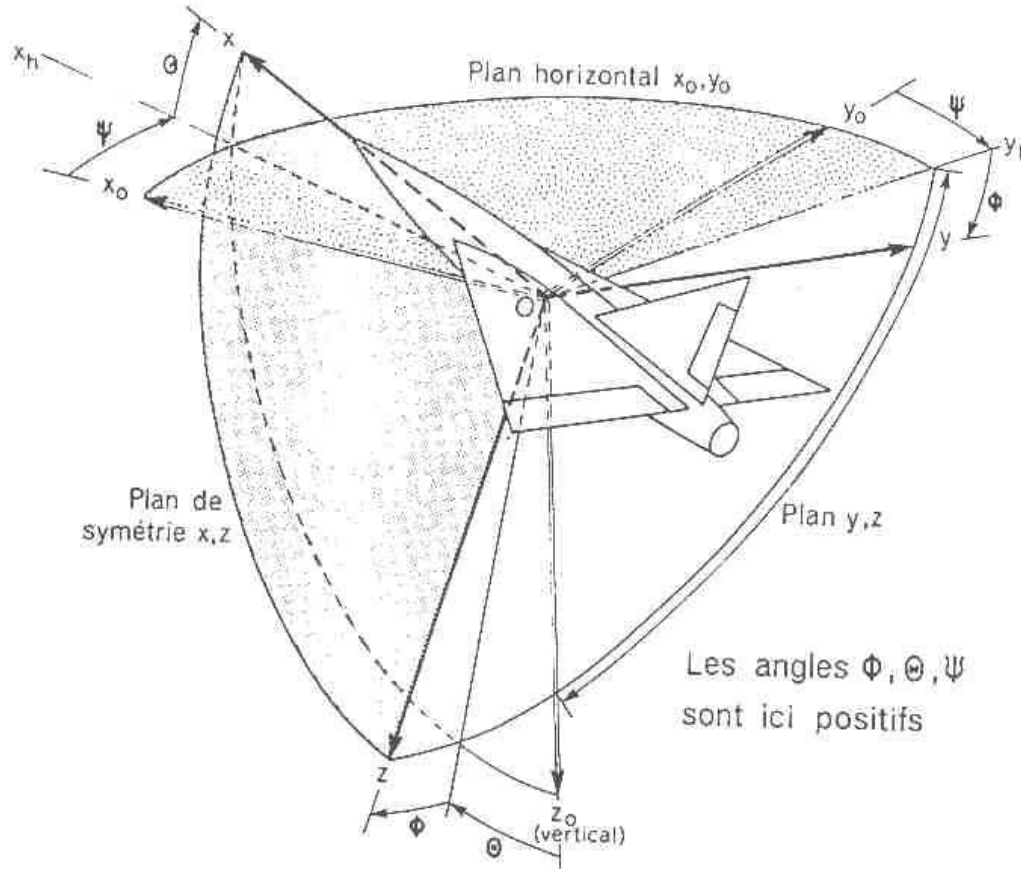
## **Mise en équation d'un avion**



# • 3.1 Modèle dynamique d'un avion

## • 3.1.1 Equations de la mécanique du vol

– Les différents repères:



repère terrestre  $R_o: x_o, y_o, z_o$

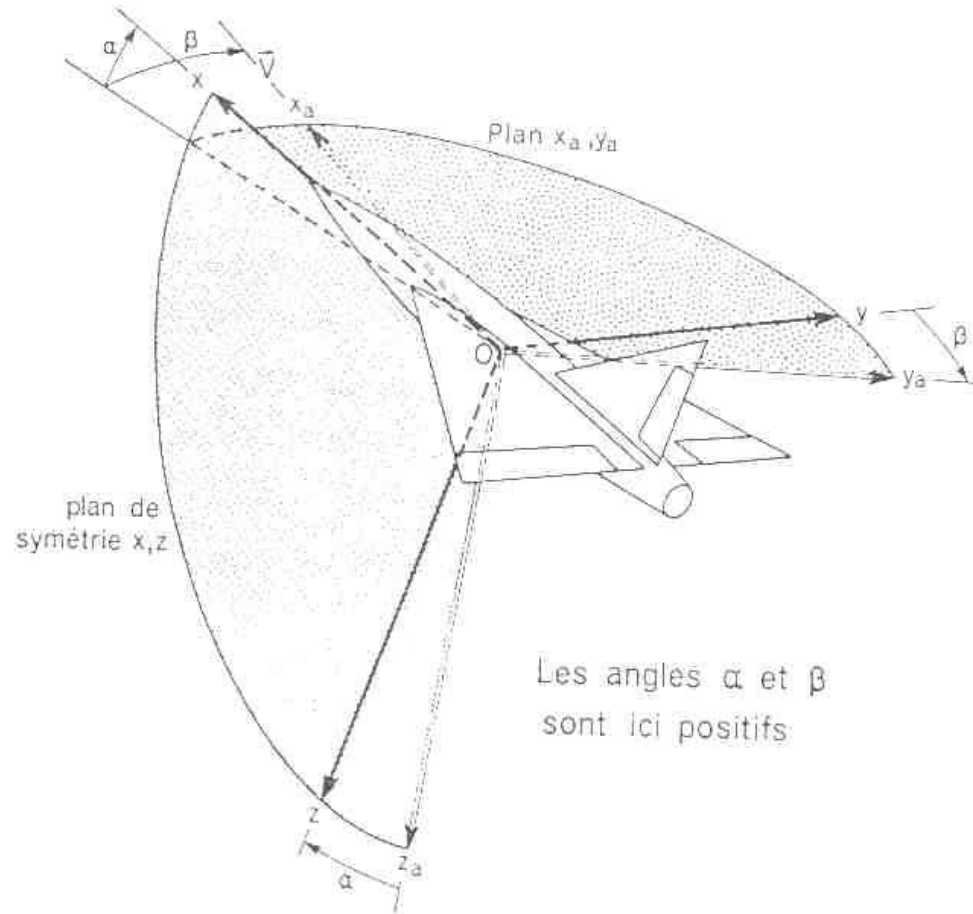
repère avion  $R_b: x_b, y_b, z_v$

$\psi$  cap avion ou azimuth

$\theta$  assiette longitudinale

$\phi$  angle de gîte

– Les différents repères (suite):



repère avion  $R_0 : x_b, y_b, z_b$

repère aérodynamique  $R_a :$

$x_a, y_a, z_a$

$\alpha$  incidence

$\beta$  dérapage

– Principe fondamental de la dynamique:

$$\sum \vec{F}_{ext} = m\vec{\gamma} = F_{aéro} + F_{prop} + mg$$

Masse de l'avion:  $m$

Forces aérodynamiques:  $\vec{F}_{aéro}$

Forces de propulsions:  $\vec{F}_{prop}$

Poids de l'avion:  $m\vec{g}$

$$\text{Accélération: } \vec{\gamma} = \left. \frac{d\vec{V}}{dt} \right|_{R_o} = \left. \frac{d\vec{V}}{dt} \right|_{R_a} + \vec{\Omega}_{R_a/R_o} \wedge \vec{V}$$

– Principe fondamental de la dynamique (suite):

$$\sum \vec{M}_{ext} = \frac{d\vec{\sigma}_G}{dt} = \frac{d}{dt} \left( I_{G/R_b} \vec{\Omega}_{R_b/R_o} \right) = \vec{M}_{aéro,G} + \vec{M}_{prop,G}$$

$$\text{Matrice d'inertie: } I_{G/R} = \begin{pmatrix} A & 0 & -E \\ 0 & B & 0 \\ -E & 0 & C \end{pmatrix}$$

$$\text{Vitesse instantanée de rotation dans le repère avion: } \vec{\Omega} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix}$$

$$\text{Moment cinétique: } \vec{\sigma} = I_{G/R} \vec{\Omega}_{R/R_o}$$

– Mise en forme des équations:

Le principe fondamental projeté dans un des repères donne un système de 6 équations différentielles du second ordre :

- 3 pour la translation (dérivée seconde de la position de  $G$ )
- 3 pour la rotation (dérivée seconde de la position angulaire)

Ce système peut également se représenter par 12 équations différentielles du premier ordre :

- 3 pour la translation (dérivée première de la vitesse de  $G$ )
- 3 pour la rotation (dérivée première du vecteur  $\Omega$ )
- 3 équations cinématiques pour la translation
- 3 équations cinématiques pour la rotation

– Mise en forme des équations (suite):

Les équations cinématiques de navigation gèrent la position géographique de l'avion ( $x_G, y_G, \Psi$ ).

Les efforts ne dépendent pas de ces paramètres.



Les trois équations cinématiques associées à ces paramètres sont donc indépendantes des 9 autres équations différentielles.



L'étude de la qualité de vol peut donc se faire sur un système de 9 équations différentielles du 1er ordre:

- 5 longitudinales
  - 4 latérales
- } Sous certaines hypothèses

– Efforts aérodynamiques:

$$\text{Forces aérodynamiques: } \vec{F}_{aéro} = \frac{1}{2} \rho S V_a^2 \vec{C}_F$$

$$\text{Moments aérodynamiques: } \vec{M}_{aéro} = \frac{1}{2} \rho S l V_a^2 \vec{C}_M$$

$$\text{Pression cinétique: } \frac{1}{2} \rho V_a^2$$

Surface de l'aile:  $S$

Corde aérodynamique moyenne:  $l$

Coefficients aérodynamiques:  $\vec{C}_{Faéro}$   $\vec{C}_{Maéro}$

– Efforts aérodynamiques (suite):

Coefficients aérodynamiques:

$$\vec{C}_{Faéro|R_a} = \begin{pmatrix} C_x^a \\ C_y^a \\ C_z^a \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -C_x \\ +C_y \\ -C_z \end{pmatrix}$$

$$\vec{C}_{Faéro|R_b} = \begin{pmatrix} C_x^b \\ C_y^b \\ C_z^b \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_X \\ C_Y \\ C_Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -C_A \\ C_Y \\ -C_N \end{pmatrix}$$

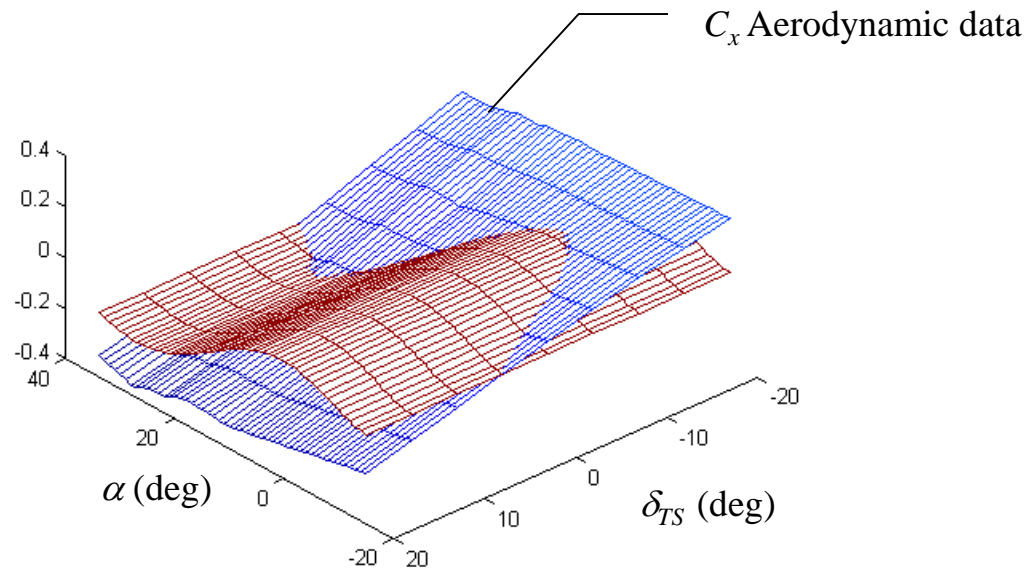
$$\vec{C}_{Maéro|R_a} = \begin{pmatrix} C_l^a \\ C_m^a \\ C_n^a \end{pmatrix}$$

$$\vec{C}_{Maéro|R_b} = \begin{pmatrix} C_l^b \\ C_m^b \\ C_n^b \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{pmatrix}$$



– Efforts aérodynamiques (suite):

Coefficient aérodynamique  $C_x$ :



$$C_X = f(\alpha, \delta_{TS})$$

– Efforts de propulsion:

Expression simplifié du module de la poussée :  $F = k_f \rho V_a^{\lambda_f} \delta_x$

Vitesse aérodynamique :  $V_a$

Exposant de mode de propulsion :  $\lambda_f = -1$  prop. à hélices

$\lambda_f = 0$  réacteurs simple flux

$\lambda_f = 1$  réacteurs simple flux avec PC

$\lambda_f = 2$  stato réacteurs

Position de la manette des gaz :  $\delta_x$

– Le poids:

$$\vec{P} = m\vec{g}|_{R_o} = m \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix}$$

$$\vec{P} = m\vec{g}|_{R_b} = m \begin{pmatrix} -g \sin \theta \\ g \cos \theta \sin \phi \\ g \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix}$$

$$\vec{P} = m\vec{g}|_{R_b} = T_{R_b/R_a} \cdot m\vec{g}|_{R_a}$$

$$\vec{P} = m\vec{g}|_{R_b} = m \begin{pmatrix} -g \sin \gamma \\ 0 \\ -g \cos \gamma \end{pmatrix} \text{ en longitudinal pur}$$

– Variables associées à la dynamique avion:

Position du centre de gravité

$$(x_G, y_G, z_G).$$

Attitude de l'avion : azimut, assiette longitudinale , angle de gîte

$$(\psi, \theta, \phi)$$

Vitesse du centre de gravité de l'avion  $V$  dans  $R_b$

$$(u, v, w)$$

Vitesse instantanée de rotation du trièdre avion par rapport à  $R_o$

$$(p, q, r)$$

12 variables caractérisent la dynamique de l'avion

3 variables indépendantes  $(x_G, y_G, \psi)$

9 variables couplées  $(z_G, \theta, \phi, u, v, w, p, q, r)$

Composantes du vecteur d'état

– Système différentiel associé à la dynamique avion:

Dans le référentiel avion  $R_b$  on obtient:

Equation des forces

$$m\{\dot{V} \cos \alpha \cos \beta - V(\dot{\alpha} \sin \alpha \cos \beta + \dot{\beta} \cos \alpha \sin \beta) + V(q \sin \alpha \cos \beta + r \sin \beta)\} = -mg \sin \theta - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_X + F_X$$

$$m\{\dot{V} \sin \beta - V\dot{\beta} \cos \beta + V(r \cos \alpha \cos \beta - p \sin \alpha \cos \beta)\} = mg \cos \theta \sin \phi + \frac{1}{2} \rho S V^2 C_Y$$

$$m\{\dot{V} \sin \alpha \cos \beta - V(\dot{\alpha} \cos \alpha \cos \beta - \dot{\beta} \sin \alpha \sin \beta) + V(p \sin \beta - q \cos \alpha \cos \beta)\} = mg \cos \theta \cos \phi - \frac{1}{2} \rho S V^2 C_Z + F_Z$$

Equations des moments

$$A\dot{p} - E\dot{r} + (C - B)qr - Epq = \frac{1}{2} \rho S l V^2 C_l$$

$$B\dot{q} + (A - C)rp - E(p^2 - q^2) = \frac{1}{2} \rho S l V^2 C_m$$

$$C\dot{r} - E\dot{p} + (B - A)pq + Erq = \frac{1}{2} \rho S l V^2 C_n$$

Equations cinématiques

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi$$

$$\dot{\phi} = p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi)$$

$$\dot{H} = u \sin \theta - V \cos \theta \sin \phi - w \cos \theta \cos \phi$$

– Système différentiel associé à la dynamique avion (suite):



### BILAN

12 variables caractérisent la dynamique de l'avion

3 variables indépendantes ( $x_G, y_G, \psi$ )

9 variables couplées ( $z_G, \theta, \phi, u, v, w, p, q, r$ )

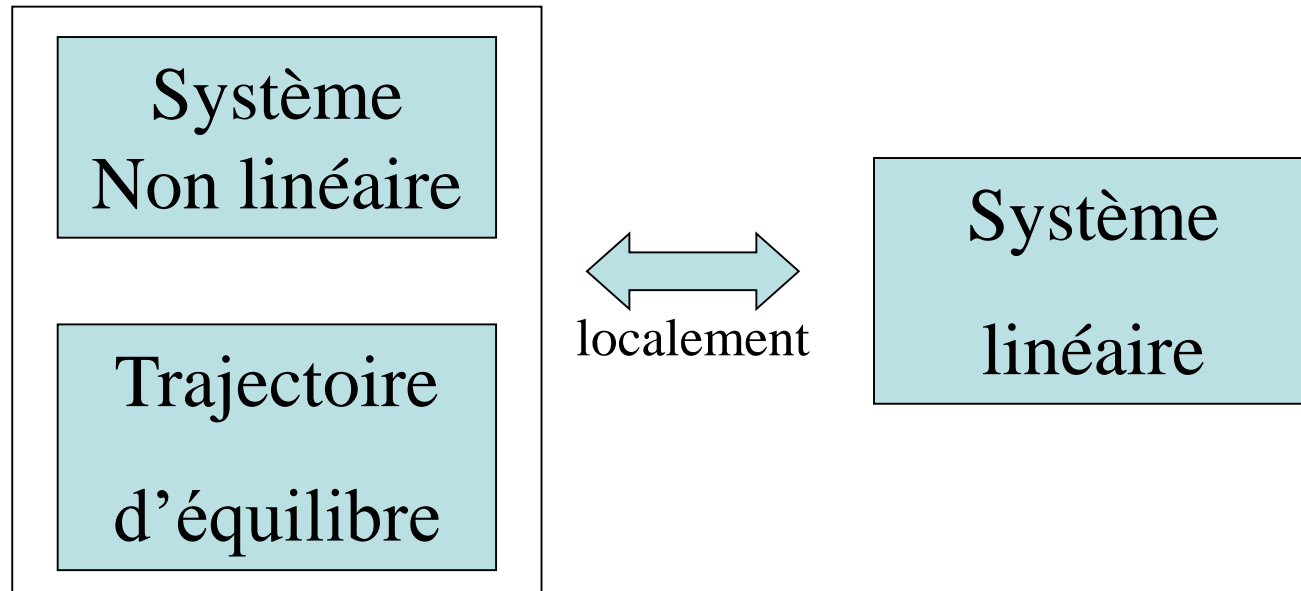
9 équations différentielles non linéaires couplées

# • 3.1 Modèle dynamique d'un avion

## • 3.1.2 Linéarisation

### – Définition

La linéarisation d'un système dynamique au voisinage d'un point d'équilibre s'obtient en effectuant un développement en série de Taylor des équations différentielles.

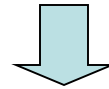


# • 3.1 Modèle dynamique d'un avion

## • 3.1.3 Conditions de découplage

- Conditions de découplage des équations longitudinales

« Le vol longitudinal pur est obtenue lorsque les forces extérieures appartient au plan de symétrie de l'avion et que les moments sont perpendiculaires à ce plan ». *J.L Boifier*



- Ailes horizontales et angles de gîte nul,  $\phi = 0$
- dérapage nul,  $\beta = 0$
- Forces de propulsion parallèle au plan de symétrie
- Vitesse de roulis et de lacet nulles  $p = r = 0$
- Moments de propulsions perpendiculaire au plan de symétrie



- 3.1 Modèle dynamique d'un avion
  - 3.1.3 Conditions de découplage
    - Conditions de découplage des équations latérales
      - Vitesse  $V$  constante
      - incidence  $\alpha$  constante
      - Vitesse de tangage nulle  $q = 0$
      - dérapage petit tel que  $\cos\beta \approx 1$

# • 3.1 Modèle dynamique d'un avion

## • 3.1.4 Modes longitudinaux

– Equations simplifiées dans le repère aérodynamique

Système différentiel final:

$$\dot{V} = -g \sin \gamma - \frac{1}{2m} \rho S V^2 C_x + \frac{1}{m} F \cos \alpha = f_1(V, \gamma, \alpha, q, h)$$

$$\dot{\gamma} = g \cos \gamma + \frac{1}{2mV} \rho S V^2 C_z + \frac{1}{mV} F \sin \alpha = f_2(V, \gamma, \alpha, q, h)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{2B} \rho S V^2 l C_m^a + \frac{1}{B} M_F = f_3(V, \gamma, \alpha, q, h)$$

$$\dot{\alpha} = q - g \cos \gamma - \frac{1}{2mV} \rho S V^2 C_z - \frac{1}{mV} F \sin \alpha = f_4(V, \gamma, \alpha, q, h)$$

$$\dot{h} = V \sin \gamma = f_5(V, \gamma, \alpha, q, h)$$

– Équations simplifiées dans le repère aérodynamique (suite)

Système différentiel non linéaire dont les variables sont  $(\alpha, \gamma, V, q, h)$  et les entrées sont la poussée  $F$  et la gouverne de profondeur via  $C_m^a$ . Les variables  $(\alpha, \gamma, V, q, h)$  sont les composantes du vecteur d'état.

$$\begin{pmatrix} \dot{V} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{h} \end{pmatrix} = f \begin{pmatrix} V \\ \gamma \\ \alpha \\ q \\ h \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_1(V, \gamma, \alpha, q, h) \\ f_2(V, \gamma, \alpha, q, h) \\ f_3(V, \gamma, \alpha, q, h) \\ f_4(V, \gamma, \alpha, q, h) \\ f_5(V, \gamma, \alpha, q, h) \end{pmatrix}$$

Les coefficients aérodynamique ( $C_x, C_z, C_m^a$ ) sont des termes qui dépendent non linéairement de  $\alpha$  de la dérivée de  $\alpha$  et de  $q$ .

La densité de l'air dépend de l'altitude  $h$ :  $\rho = \rho_0 \left( 1 + \frac{T_h}{T_0} h \right)^{-\frac{g}{RT_h} - 1}$

– Equations linéarisées dans le repère aérodynamique (suite)

Exemple:

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{\delta\gamma} \\ \dot{\delta\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A_u & A_\gamma & A_\alpha & A_q & A_h \\ B_u & 0 & B_\alpha & B_q & B_h \\ C_u & 0 & C_\alpha & C_q & C_h \\ D_u & 0 & D_\alpha & D_q & D_h \\ 0 & V_e & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} u \\ \delta\gamma \\ \delta\alpha \\ q \\ \delta h \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} A_{\delta x} & A_{\delta m} \\ B_{\delta x} & B_{\delta m} \\ C_{\delta x} & C_{\delta m} \\ D_{\delta x} & D_{\delta m} \\ E_{\delta x} & E_{\delta m} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta x \\ \delta m \end{pmatrix}$$

## – Découplage des modes longitudinaux

Le système précédent admet trois modes.

Sous certaines hypothèses, ces modes sont découplés. On considère alors :

- L'oscillation d'incidence associée à  $\alpha$  et  $q$  (*ordre 2*)
- La phugoïde associée à  $u$  et  $\gamma$  (*ordre 2*)
- Le rappel de propulsion associé à  $h$  (*ordre 1*)

Une dynamique sera dite lente ou rapide par rapport à la fréquence de pilotage dont la fréquence maximale est autour du Hertz. Le pilote compense aisément des dynamiques lentes, les stabilisateurs interviennent sur les dynamiques rapides.

Un amortissement faible correspond à un coefficient  $\zeta$  inférieur à 0,5.

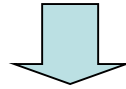
## a) Oscillation d'incidence

Mouvement rapide ( $0.2 < F < 2$  Hz) =  $f(\text{Type d'avion, Vitesse, Altitude})$ .

Variables d'états impliquées : l'incidence  $\alpha$  et la vitesse de tangage  $q$ .

### Hypothèses de découplage:

Variations lentes de la vitesse  $u$  et de l'altitude  $h$  par rapport à  $\alpha$  et  $q$ .



$u$  et  $h$  constants

### Valeurs des coefficients aérodynamique :

- La commande de poussée n'a pas d'influence sur l'oscillation d'incidence :

Poussé parallèle au vecteur vitesse  $\Rightarrow$  Pas de force dans équation de sustentation

Moment de Poussé nul  $\Rightarrow$  Pas d'effet de la poussée dans équation des moments

- L'effet de la vitesse de tangage sur le coefficient de portance est négligeable

- relation cinématique :

## Modèle dynamique simplifié: Système du second ordre

Fréquence propre pour un centrage avion avant :

- *proportionnelle à la vitesse*
- *diminue avec l'altitude*
- *dépend du centrage par  $C_{m\alpha}$*

$$\omega_n^2 \approx -\frac{1}{2} \rho S V_e^2 \frac{l}{B} C_{m\alpha}$$

$$\omega_n \approx V_e \sqrt{\frac{1}{2} \rho S \frac{l}{B} \sqrt{-C_{m\alpha}}}$$

Amortissement pour un centrage avion avant:

- *indépendant de la vitesse*
- *diminue avec l'altitude*
- *dépend du centrage par  $C_{m\alpha}$*

$$\xi \approx \frac{1}{\sqrt{-C_{m\alpha}}} \sqrt{\frac{\rho S B}{8l}} \left( -\frac{l^2}{B} C_{mq} + \frac{C_{z\alpha}}{m} \right)$$

Valeurs typiques:

	$\omega_p$	$T$	$\xi$
	rad/s	s	
Transport	2.2	3.3	0.5
Combat	3	2	0.3

## b) Mode phugoïde

Mouvement lent avec un faible amortissement.

Variables d'états impliquées : la vitesse relative  $u$  et la pente  $\gamma$ .

### Hypothèses de découplage:

incidence  $\alpha$  constante.

$C_{xq}$  et  $C_{zq}$  nuls  $\Rightarrow A_q$  et  $B_q$  nuls

$C_{xM}$  nul (vrai pour moteur atm.)  $\Rightarrow A_h$  nul

$B_h$  négligée



## Modèle dynamique simplifié:

Fréquence propre :

- *inversement proportionnelle à la vitesse (période  $\approx 0.5$  Vitesse )*
- *indépendante du type d 'avion*

$$\omega_n \approx \sqrt{2} \frac{g}{V_e}$$

Amortissement :

- *dépend du type de motorisation*
- *lié à la vitesse par la finesse*
- *nulle pour les stato-reacteurs*

$$\xi \approx \frac{2 - \lambda_f}{2\sqrt{2}(f + \tan \alpha_e)}$$

### c) rappel de propulsion

Mouvement très lent et apériodique.

Variable d'état impliquée : l'altitude  $h$  et la pente  $\gamma$ .

Hypothèses de découplage:

toutes les équations à l'équilibre sauf :  $\frac{dh}{dt} = V_e \gamma$   
Incidence constante  $\alpha = \text{cste}$

Approche physique:

Incidence constante dans l'équation de sustentation  $\Rightarrow$  traînée constante

De l'équation de propulsion avec une traînée constante on en déduit:

Variation de poussée  $\Rightarrow$  Variation de pente

Variation de pente  $\Rightarrow$  Variation d'altitude

Variation d'altitude  $\Rightarrow$  Variation de poussée

Constante de temps:  $\tau_{RP} = \frac{f}{2 - \lambda_f} \left( \frac{V_e}{g} + 66 \frac{T_e}{V_e} \right)$

– Remarque sur l'analyse modale classique:

L'analyse modale revient à considérer la matrice suivante:

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{\delta\gamma} \\ \dot{\delta\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A_u & A_\gamma & 0 & 0 & 0 \\ B_u & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -B_\alpha & 1 & 0 \\ 0 & 0 & D_\alpha & D_q & 0 \\ 0 & V_e & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} u \\ \delta\gamma \\ \delta\alpha \\ q \\ \delta h \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} A_{\delta x} & A_{\delta m} \\ 0 & B_{\delta m} \\ 0 & -B_{\delta m} \\ 0 & D_{\delta m} \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta x \\ \delta m \end{pmatrix}$$

Au lieu de la matrice du linéarisé tangent:

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{\delta\gamma} \\ \dot{\delta\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} A_u & A_\gamma & A_\alpha & A_q & A_h \\ B_u & 0 & B_\alpha & B_q & B_h \\ C_u & 0 & C_\alpha & C_q & C_h \\ D_u & 0 & D_\alpha & D_q & D_h \\ 0 & V_e & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} u \\ \delta\gamma \\ \delta\alpha \\ q \\ \delta h \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} A_{\delta x} & A_{\delta m} \\ B_{\delta x} & B_{\delta m} \\ C_{\delta x} & C_{\delta m} \\ D_{\delta x} & D_{\delta m} \\ E_{\delta x} & E_{\delta m} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta x \\ \delta m \end{pmatrix}$$

– Conclusion:

Le pilotage longitudinal consiste à maîtriser une trajectoire définie par:

- Une pente  $\gamma$  pour suivre une direction
- Une vitesse  $V$  pour garantir performance et sécurité

Pour ce faire le pilote agit sur les deux commandes:

- Manette des gaz  $\delta_x$
- Gouverne de profondeur  $\delta_m$  avec le manche

Haute fréquence - effet initial

Vitesse par les gaz

Pente par la profondeur

Basse fréquence - effet final

Vitesse par la profondeur

Pente par les gaz

- 3.1 Modèle dynamique d'un avion

- 3.1.5 Modes latéraux

- Hypothèses générales du mouvement latéral: (Rappel)

- Vitesse  $V$  constante
- incidence  $\alpha$  constante
- Vitesse de tangage nulle  $q = 0$
- dérapage petit tel que  $\cos\beta \approx 1$

– Equations linéarisées dans le repère avion

On suppose que l'équilibre longitudinal est toujours respecté, les équations et des forces sur  $x_b$  et  $z_b$  et du moment sont donc toujours satisfaites.

Le système se réduit alors au système suivant:

$$\frac{d}{dt} \vec{\sigma}_G \cdot \vec{x}_b = A\dot{p} - E\dot{r} + qr(C - B) - Epq = \frac{1}{2} \rho S l V_a^2 C_l$$

$$\frac{d}{dt} \vec{\sigma}_G \cdot \vec{z}_b = -E\dot{p} + C\dot{r} + pq(B - A) - Erq = \frac{1}{2} \rho S l V_a^2 C_n$$

$$m\vec{\gamma}_G \cdot \vec{y}_b = mV(\dot{\beta} + r \cos \alpha - p \sin \alpha) = mg \sin \phi \cos \theta + \frac{1}{2} \rho S V_e^2 C_Y$$

Auquel s'ajoute l'équation cinématique suivante:

$$\dot{\phi} = p + \tan \theta_e (r \cos \phi + q_e \sin \phi)$$

## – Découplage des modes latéraux

Le système précédent admet trois modes.

Sous certaines hypothèses, ces modes sont découplés. On considère alors :

- Le roulis pur apériodique associée à  $p$  (*ordre 1*)
- Le roulis hollandais associée à  $\beta$  et  $r$  (*ordre 2*)
- Le mode spiral apériodique associée à  $\phi$  (*ordre 1*)

Hypothèses simplificatrices:

- Assiette  $q$  et incidence  $\alpha$  nulles.
- Force latérale due à la gouverne de roulis  $C_{y\delta}$  nulle.
- Couplage roulis lacet  $C_{n\pi}$  nul.

## a) Roulis pur

Mouvement rapide aperiodique.

Variable d'état impliquée : la vitesse de roulis  $p$

Hypothèses de découplage:

Composante du poids sur les forces latérales négligeable  $\frac{g}{V} = 0$

Couplage aérodynamique nul roulis lacet  $C_{np}$  nul

Modèle dynamique:  $\dot{p} - l_p p = l_{\delta_l} \delta_l + l_\beta \beta + l_r r$

Constante de temps:  $\tau = \frac{1}{l_p} = \frac{2A}{\rho S V l^2 C_{l_p}}$



## b) Roulis hollandais (oscillation de dérapage)

Mouvement lent faiblement amortie.

Variables d'état impliquées : le dérapage  $\beta$  et la vitesse de lacet  $r$

Hypothèses de découplage:

Composante du poids sur les forces latérales négligeable

Couplage aérodynamique nul roulis lacet  $C_{np}$  nul

$$\frac{g}{V} = 0$$

Modèle dynamique:

$$\begin{pmatrix} \dot{\beta} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{Y_{\beta}}{V} & -1 \\ n_{\beta} & n_r \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \beta \\ r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & \frac{Y_{\delta n}}{V} \\ n_{\delta l} & n_{\delta n} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \delta x \\ \delta m \end{pmatrix}$$

$$Y_{\beta} = \frac{1}{2m} \rho S l V_a^2 C_{Y_{\beta}} \quad n_{\beta} = \frac{1}{2C} \rho S l V_a^2 C_{n_{\beta}} \quad n_{\delta l} = \frac{1}{2C} \rho S l V_a^2 C_{n_{\delta l}}$$
$$Y_{\delta n} = \frac{1}{2m} \rho S l V_a^2 C_{Y_{\delta n}} \quad n_r = \frac{l}{2C V} \rho S l V_a^2 C_{n_{rl}} \quad n_{\delta n} = \frac{1}{2m} \rho S l V_a^2 C_{n_{\delta n}}$$

### Modèle dynamique simplifié:

$$\text{Fréquence propre } \omega_n = \sqrt{n_\beta} = V \sqrt{\frac{\rho l S}{2C}} \sqrt{C n_\beta} \approx 2 \text{ rad/s}$$

Décroit avec la taille de l'avion

$$\text{Amortissement : } \xi = -\sqrt{\frac{\rho S C}{8l}} \frac{1}{\sqrt{C n_\beta}} \left( \frac{l^2}{C} C_{n_r} + \frac{C_{Y_\beta}}{m} \right) \approx 0.1$$

Approximativement proportionnel à la distance entre le centre de gravité et la dérive

### c) Mode spiral

Mouvement très lent et apériodique.

Variable d'état impliquée : l'angle de gîte  $\phi$

Hypothèses de découplage:

toutes les équations à l'équilibre sauf l'équation cinématique.

$$\underline{\text{Constante de temps: } \tau} = \frac{V}{g} \frac{C_{l_p} C_{n_\beta} - C_{l_\beta} C_{n_p}}{C_{l_r} C_{n_\beta} - C_{l_\beta} C_{n_r}}$$

# Chapitre 4 :

## **Étude de la CADV sur la gamme AIRBUS**

- 4.1 Objectifs de la CADV

- a) Performances

- Réduction du coût du transport par une gestion optimale de la consommation carburant
      - » Réduction de la traînée d'équilibrage
      - » Adaptation du profil à la phase de vol
      - » Réduction de la masse de voilure
    - Extension des capacités opérationnelles
      - » Atterrissages tout temps
      - » pilotage au limite du domaine de vol

## b) Sécurité

- Protection standard décrochage dynamique
  - » Réduction manoeuvrabilité
  - » Augmentation longueur des pistes
  
- Protection automatique contre le décrochage dynamique
  - » Marge plus faible
  - » Accroissement des performances
  
- Protection standard en tenue de la structure avion
  - » Augmentation de la masse de la voilure
  
- Protection active en tenue de la structure avion
  - » Meilleure répartition des efforts par braquage auto
  - » Performance accrue par réduction masse voilure

## c) Confort

- Confort de pilotage
  - » Stabilisateurs
  - » Aide au pilotage (Directeur de vol, Flight Vector, ...)
  - » Comportement standard sur l'enveloppe de vol
  - » Conduite en trajectoire (pente, route vrai)
  
- Confort passager
  - » Réduction de l'effet des perturbations
  - » Ponctualité (atterrissage tout temps)

- 4.2 Commandes de vol

- 4.2.1 Commandes de vol

On définit par **commandes de vol principales** l'ensemble des éléments entre le manche et la gouverne destinés à contrôler l'attitude, la trajectoire et la vitesse de l'avion en mode de pilotage manuel.

Le système des commandes de vol principales comprend:

- les organes de pilotage : manche, palonnier, commandes de trim...
- les organes de transmission et de traitement des ordres de l'équipage :
  - timoneries et câbles dans le cas de commandes mécaniques,
  - calculateurs et câblage dans le cas de commandes électriques,
- les actionneurs ou servocommandes permettant de positionner les gouvernes.

Le système de **commandes de vol secondaires** est constitué par l'ensemble des éléments destinés à contrôler la portance de l'avion.

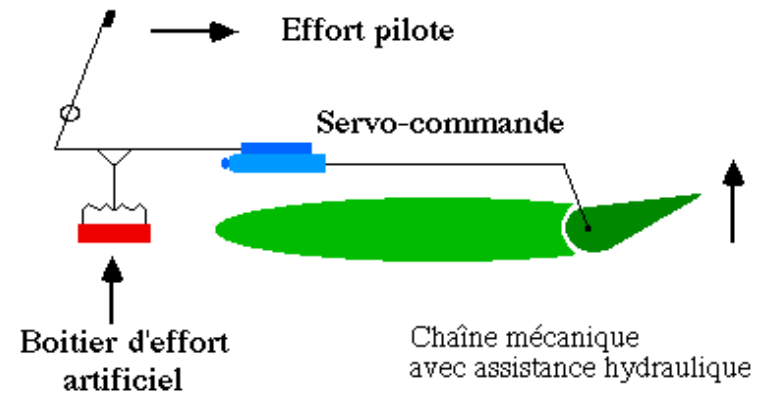


- 4.2.2 Chaînes de commande

### Commandes de vol mécaniques

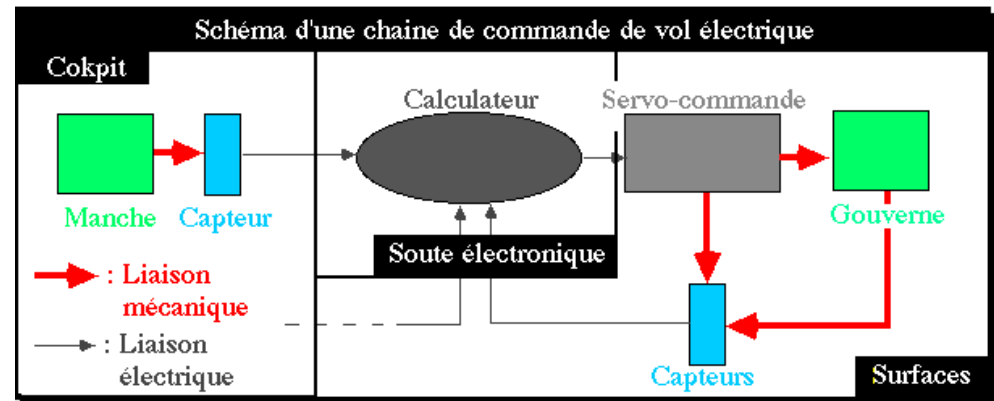
**Petits avions** : la chaîne de commande est mécanique.

**Airbus A300-A310** : la chaîne de commande est mécanique avec une assistance hydraulique (servo-moteurs).



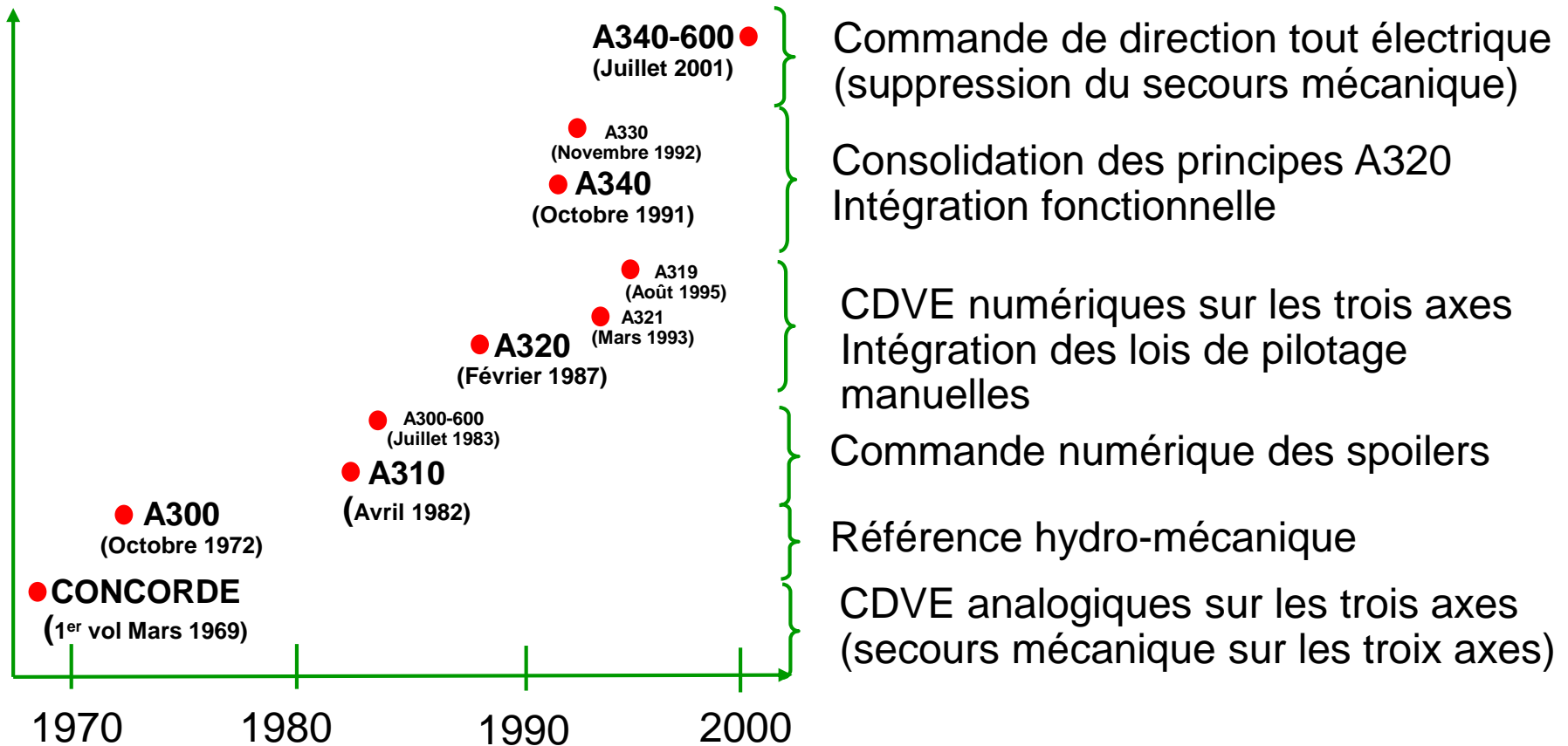
### Commandes de vol électriques

**Airbus A320-A340-A380** : la chaîne de commande est électrique.



## • 4.2.3 bref historique

Historique de la "Commandes De Vol Electriques" ( CDVE) à Aerospatiale Matra Airbus



- 4.3 Description du système CDVE  
A320/A340

- 4.3.1 Caractéristiques générales

A320/321/319 (Single Aisle) - A330/340 (Long Range)

A320 : Premier avion à commandes de vol électriques.

Transmission des ordres :

Electrique sur les trois axes

Mécanique sur palonnier et volant de trim profondeur

Puissance : Hydraulique.

Gouverne de profondeur : 2 servocomandes dont une seule active.



Commande électrique sur les trois axes (tangage, roulis, lacet) par un ensemble de:

7 calculateurs pour l'A320/A321/A319,

5 calculateurs pour l'A340/A330

6 calculateurs pour l'A380 (3 PRIM+3SEC)

Architecture COM/MON Technologie numérique

assurant les fonctions :

- lois de pilotage manuelles,
- asservissement des surfaces de contrôle.

2 servocommandes électro-hydrauliques par surface (aileron/profondeur).

Secours mécanique sur direction et plan horizontal réglable

(pas sur A380).

Dissimilarité matérielle :

Les cinq ou sept calculateurs sont de deux types différents pour couvrir les cas de pannes de mode commun.

- 2 ELAC (Elevator and Aileron Computer)
- 3 SEC (Spoiler and Elevator Computer)
- 2 FAC (Flight Augmentation Computer)

} sur SB

- 3 FCPC (Flight Control Primary Computer)
- 2 FCSC (Flight Control Secondary Computer)

} sur LR

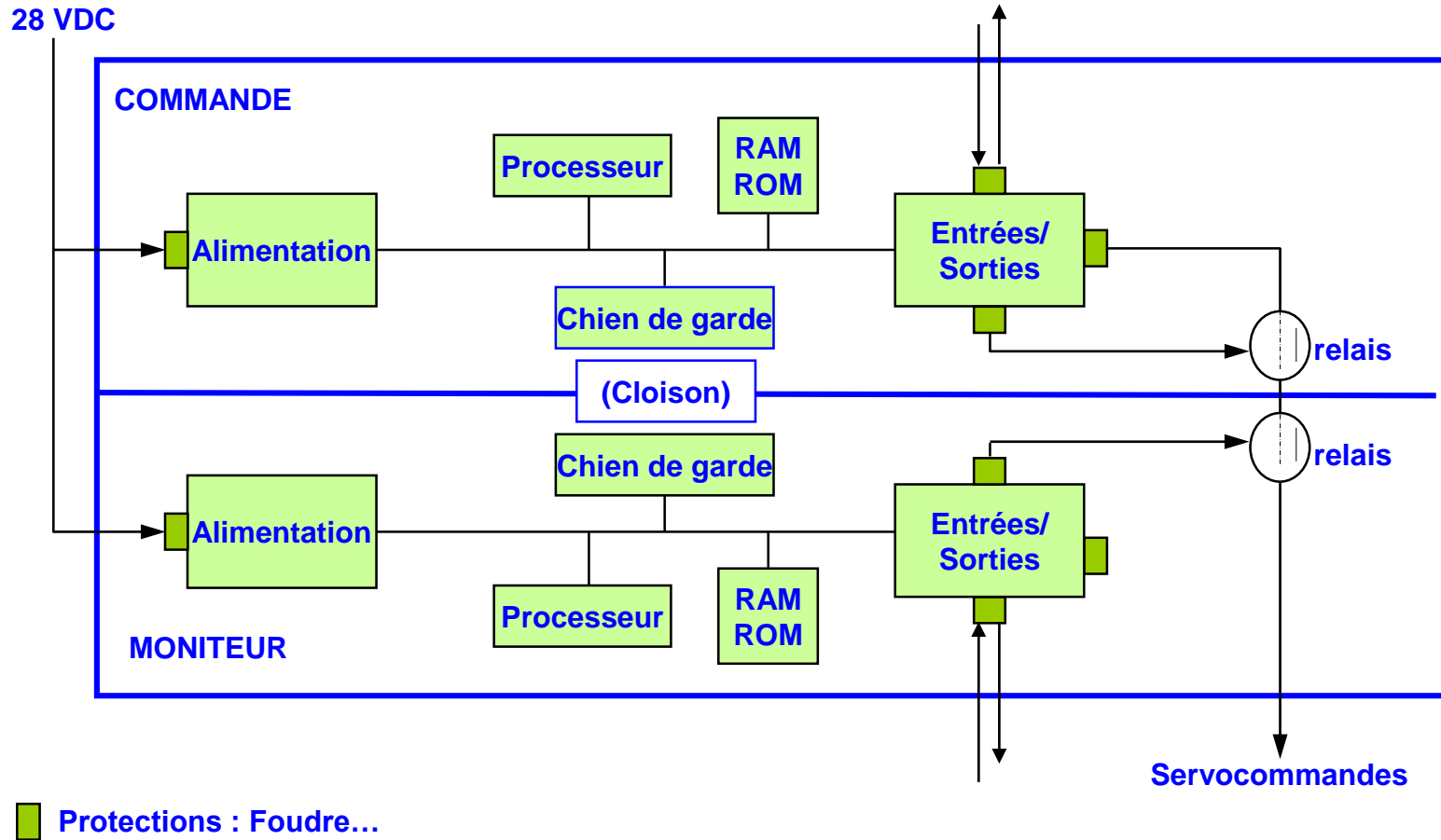
Dissimilarité : fournisseurs différents, processeurs différents...

## 4.3.2 Les calculateurs:

### Architecture commande/moniteur

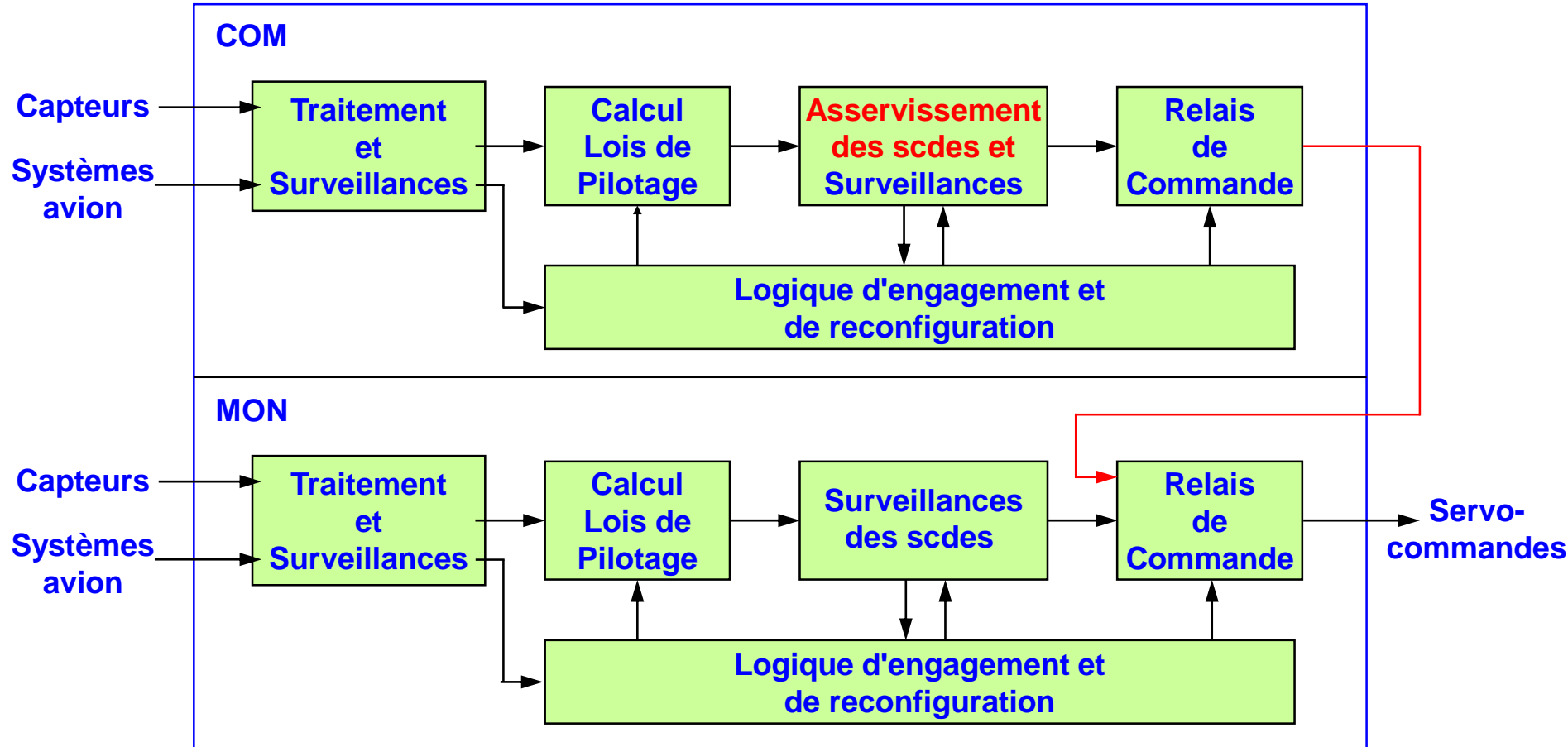
- Chaque calculateur est constitué de 2 voies : Commande et Moniteur
- Les voies COM (Commande) et MON (Moniteur) calculent les ordres de braquage gouverne et la voie COM pilote les actionneurs.
- En cas de désaccord détecté par l'une ou l'autre des 2 voies, les sorties calculateur sont automatiquement désactivées.
- Les matériels des 2 voies sont identiques, les logiciels différents (*dissimilarité logicielle*).
- Cette structure permet d'assurer que l'émission d'ordres erronés non détectée soit Extrêmement Improbable.

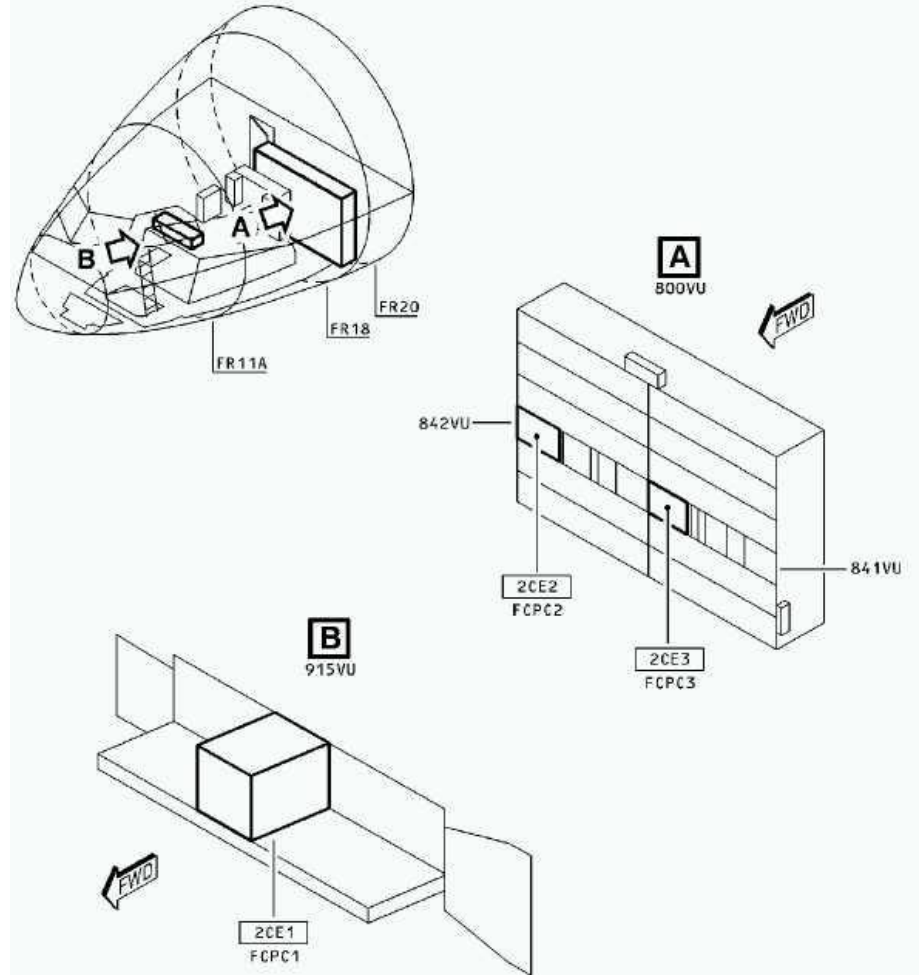
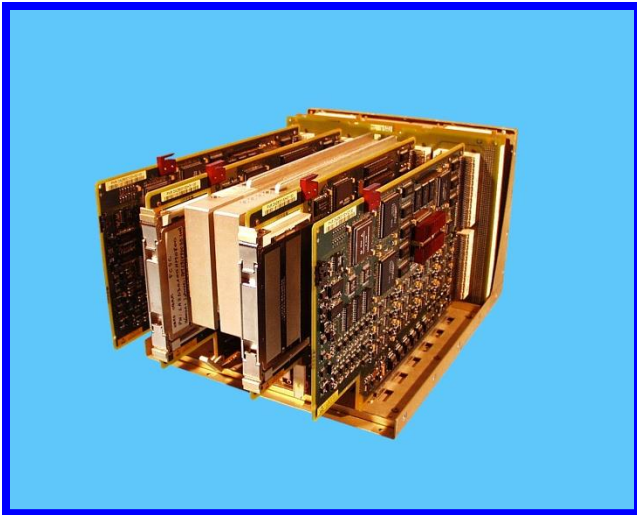
# ARCHITECTURE COM/MON : HARDWARE



# ARCHITECTURE COM/MON : SOFTWARE

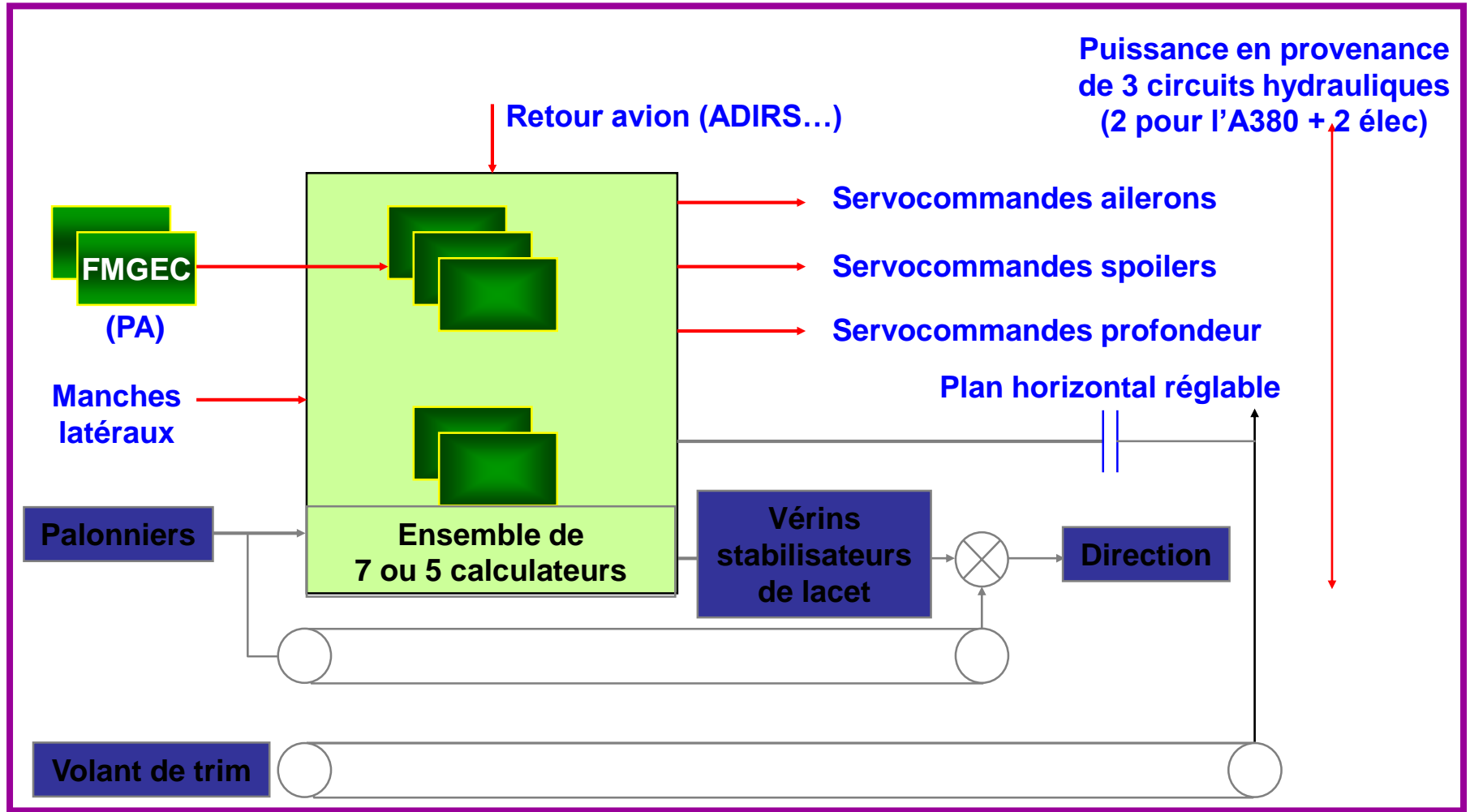
## Structure fonctionnelle



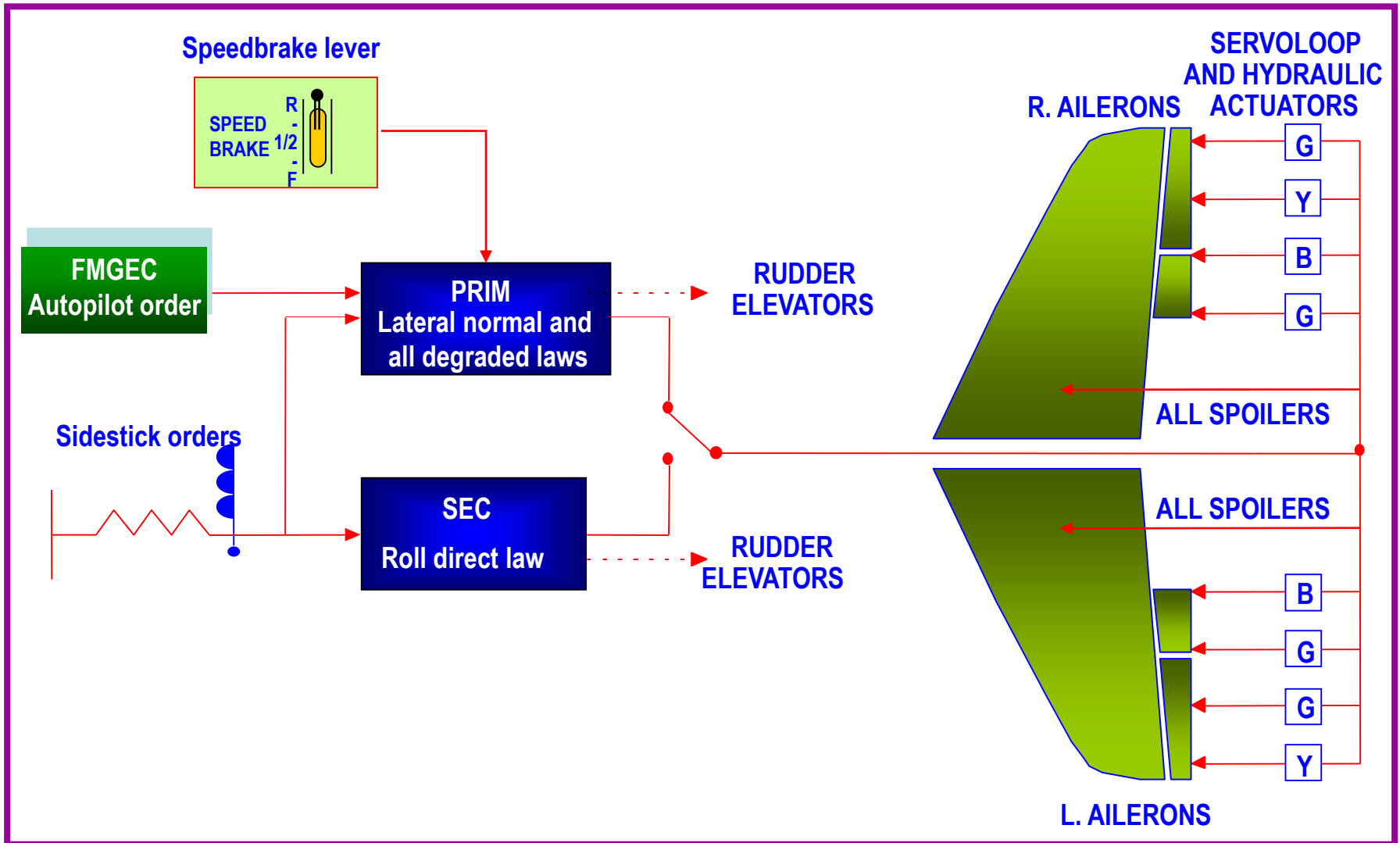




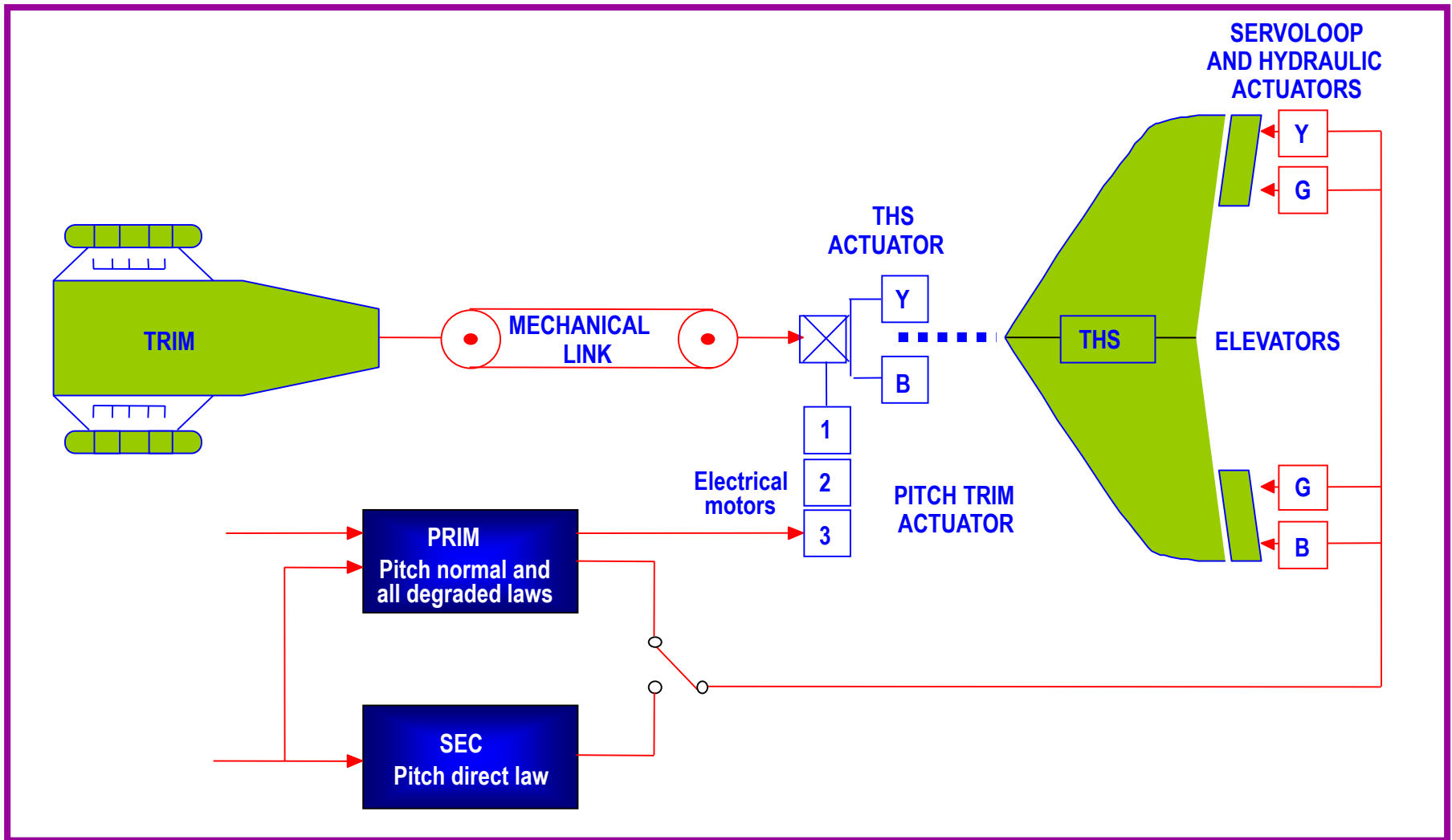
### • 4.3.3 Architecture des systèmes CDVE Airbus



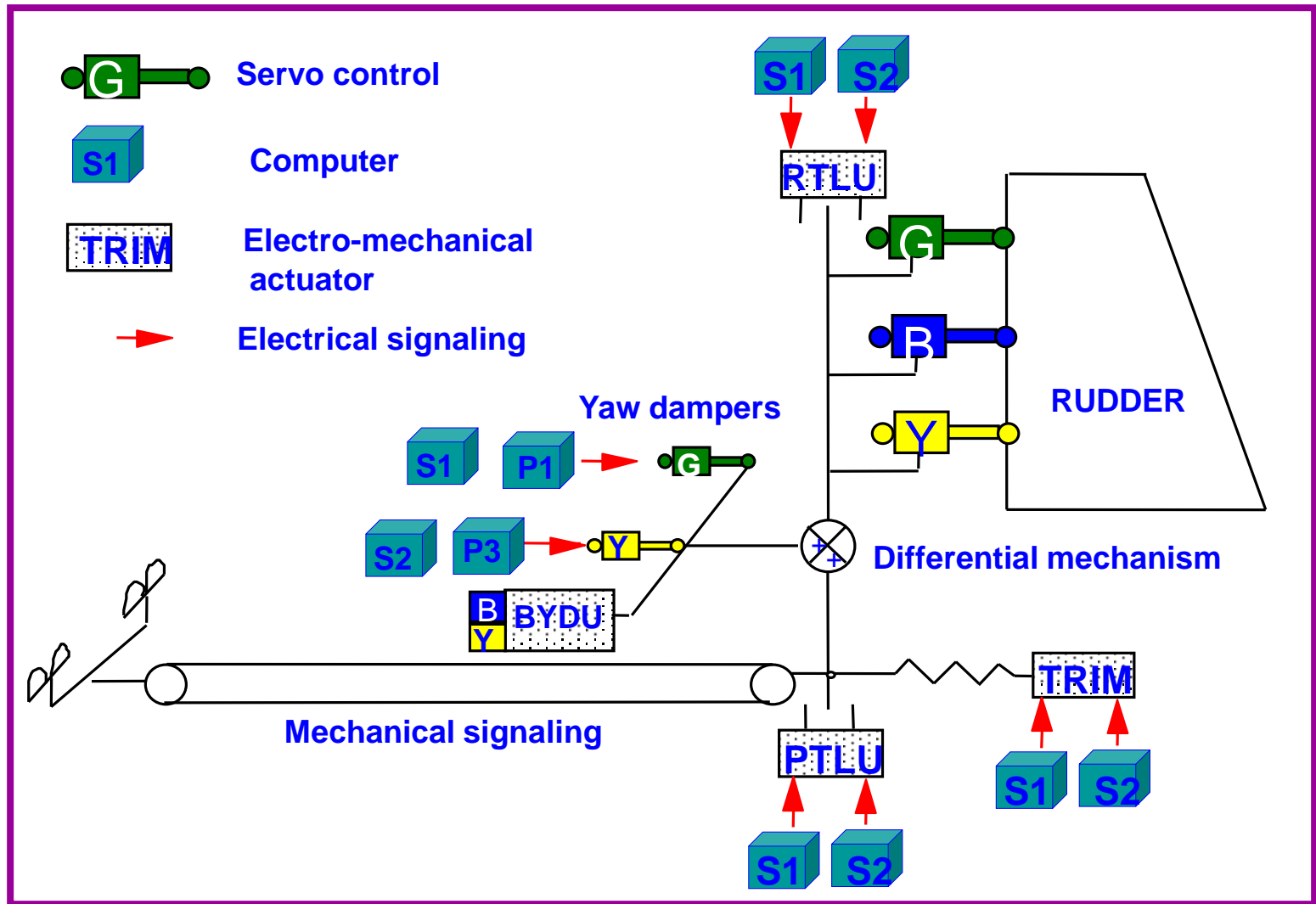
# a) Axe de roulis



## b) Axe de tangage



### c) Axe de lacet



## d) Secours mécanique

**Objectif** : Pallier la perte momentanée de la commande électrique (panne extrêmement Improbable).

**Hypothèses** : Avion stable

dynamique longitudinale:

il a été estimé que les gains de performance (traînée) n'étaient plus significatifs en reculant le centrage au-delà d'une certaine limite et on est donc resté dans un domaine où le pilotage est possible sans auto-stabilisation.

Dynamique latérale: roulis hollandais convergent.

**Réalisation** :

Longitudinale : commande du PHR par le volant de trim.

Latérale : commande de direction par le palonnier (possibilité de virer grâce au roulis induit par le dérapage).

- 4.3.4 Servocommandes

Ailerons, profondeurs ( ailerons, elevators) :

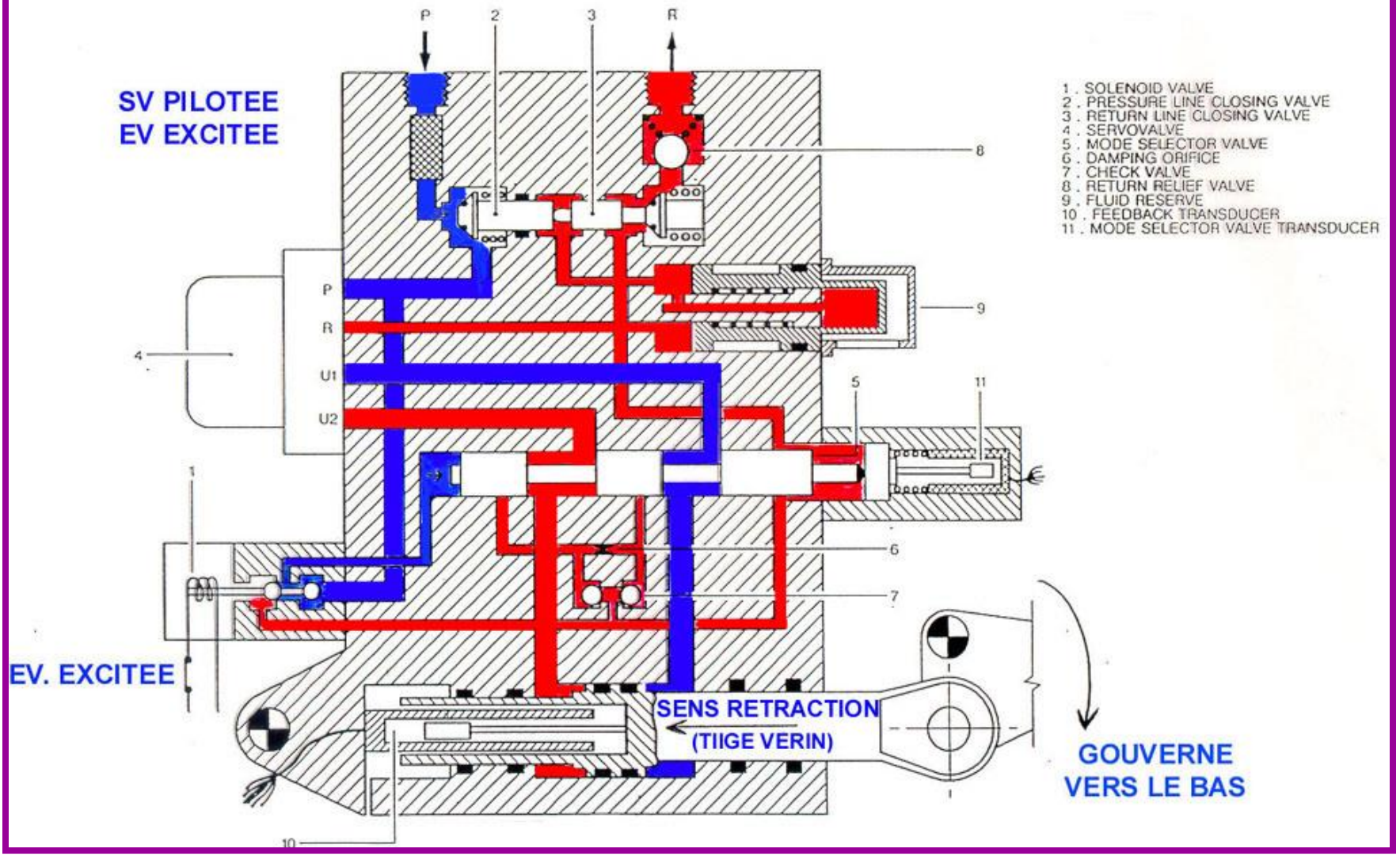
Deux servocommandes en parallèle par surface.

Chaque servocommande a 2 modes de fonctionnement :

- Mode normal: La servocommande est active (pressurisée).
- Mode amorti: Les 2 chambres du vérin sont court-circuitées par un orifice calibré. Le fluide est emprisonné dans la servocommande en cas de perte du circuit hydraulique associé (Évite le phénomène de flottement de gouverne).

En conditions normales, une servocommande est en mode normal, l'autre en mode amorti.

**SV PILOTEE  
EV EXCITEE**



- 1 . SOLENOID VALVE
- 2 . PRESSURE LINE CLOSING VALVE
- 3 . RETURN LINE CLOSING VALVE
- 4 . SERVOVALVE
- 5 . MODE SELECTOR VALVE
- 6 . DAMPING ORIFICE
- 7 . CHECK VALVE
- 8 . RETURN RELIEF VALVE
- 9 . FLUID RESERVE
- 10 . FEEDBACK TRANSDUCER
- 11 . MODE SELECTOR VALVE TRANSDUCER

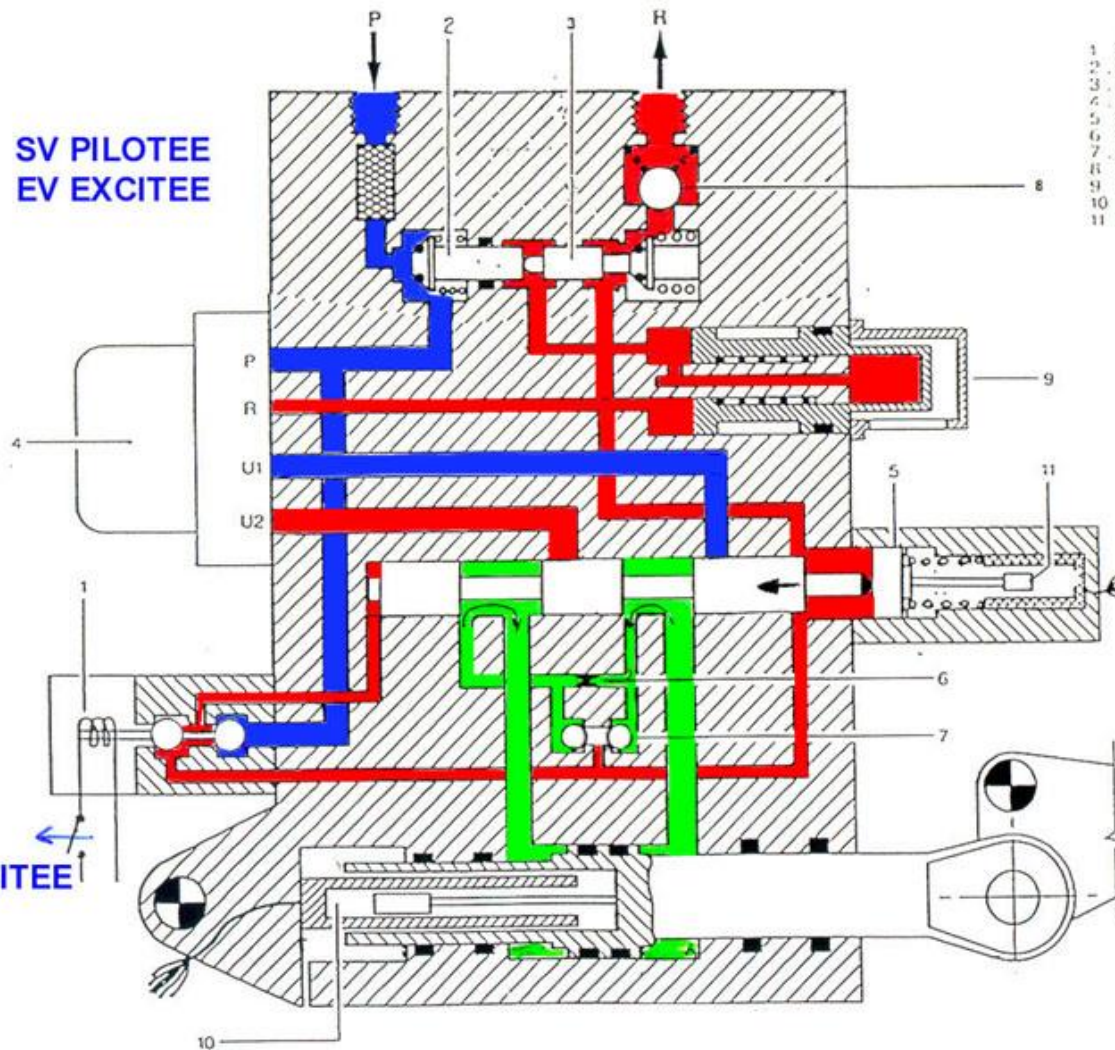
**EV. EXCITEE**

**SENS RETRACTION  
(TIIGE VERIN)**

**GOUVERNE  
VERS LE BAS**

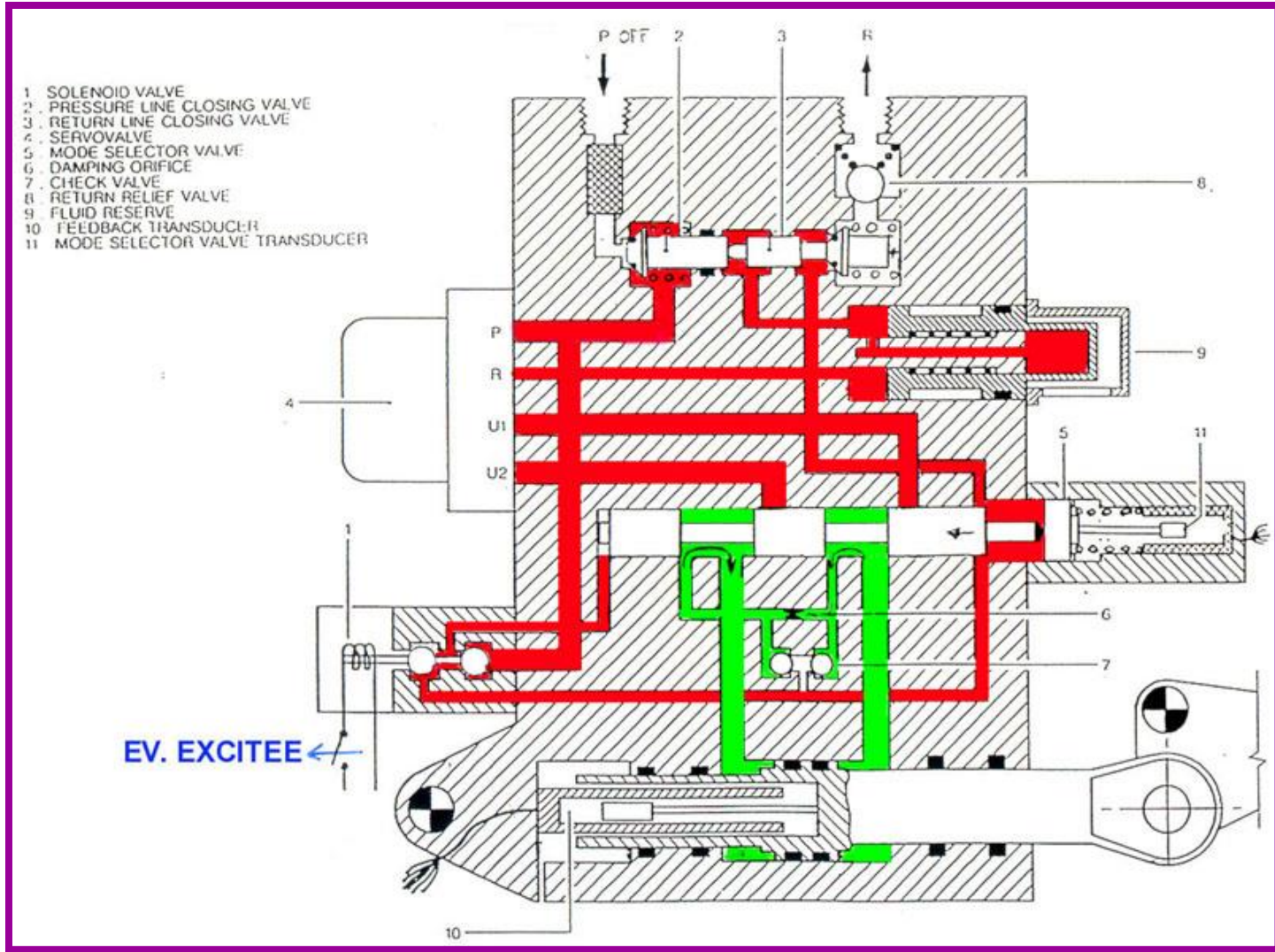
SV PILOTEE  
EV EXCITEE

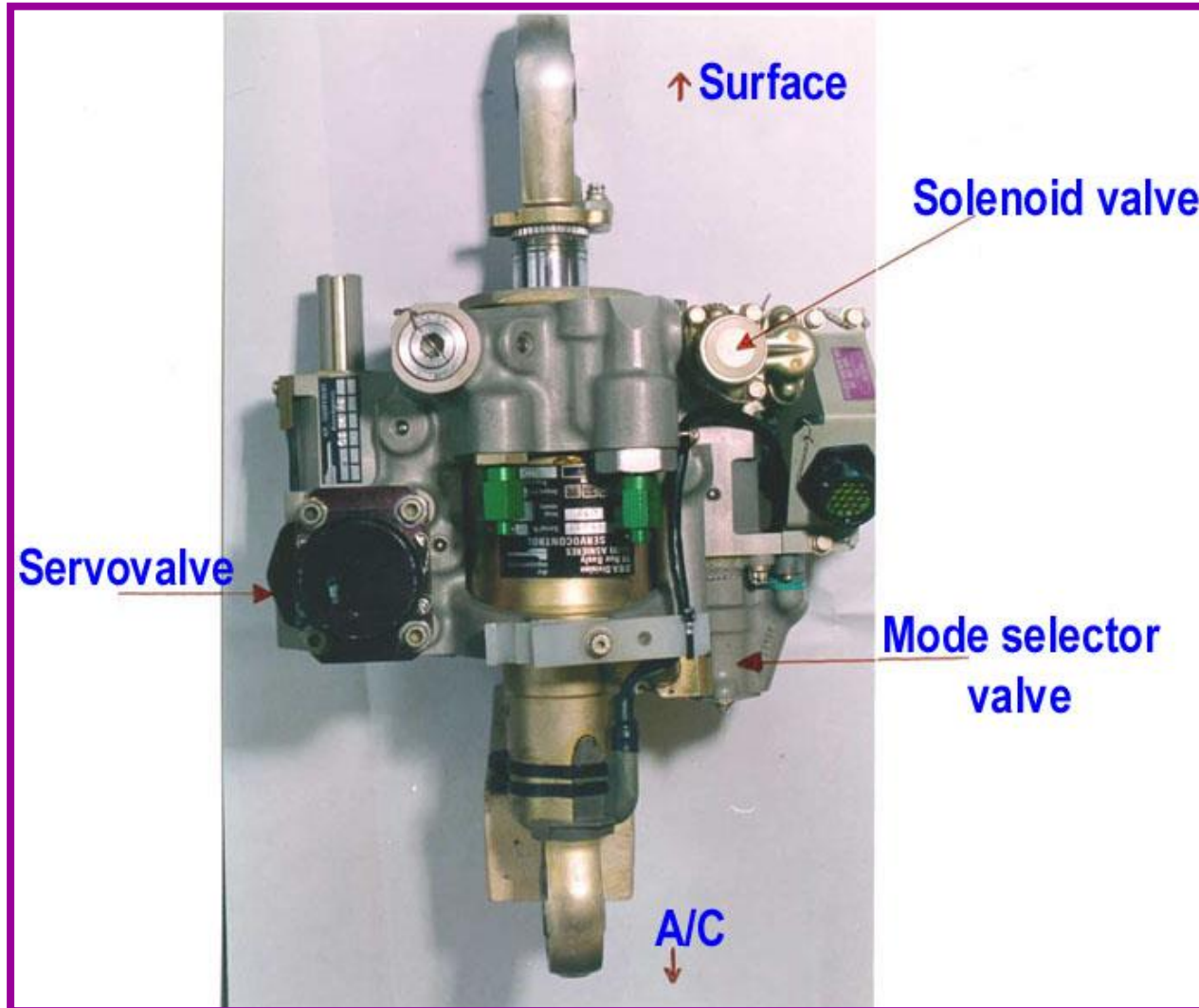
EV.  
NON EXCITEE



- 1 SOLENOID VALVE
- 2 PRESSURE LINE CLOSING VALVE
- 3 RETURN LINE CLOSING VALVE
- 4 SERVOVALVE
- 5 MODE SELECTOR VALVE
- 6 DAMPING ORIFICE
- 7 CHECK VALVE
- 8 RETURN RELIEF VALVE
- 9 FLUID RESERVE
- 10 FEEDBACK TRANSDUCER
- 11 MODE SELECTOR VALVE TRANSDUCER

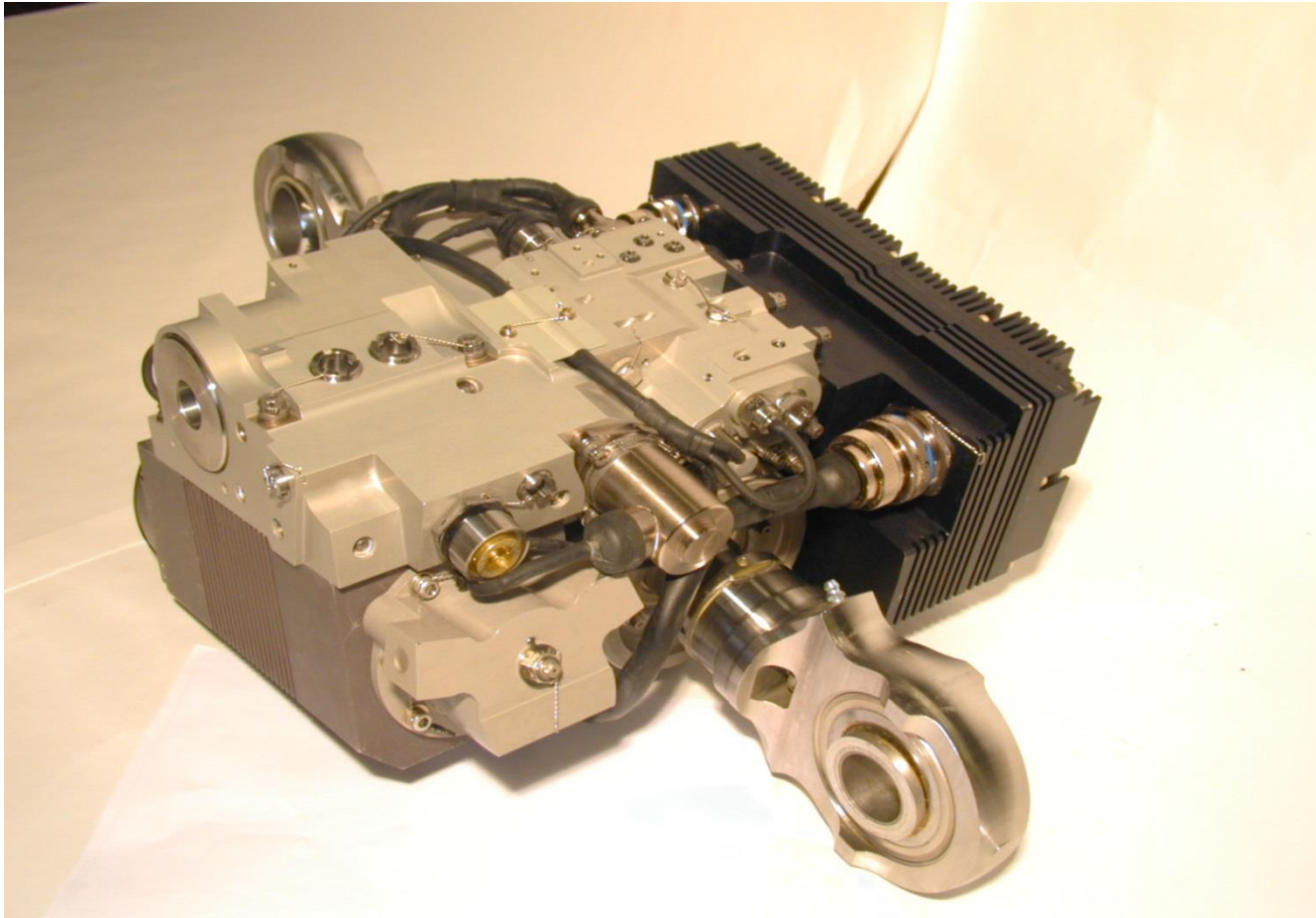






# Servocommande EHA

- EHA est autonome en vol : permet une disponibilité en cas de panne hydraulique
- EHA inclut un réservoir de fluide



# Comparaison des servocommandes :

scde	elevator		aileron		spoiler		direction	
	masse	charge d arrêt	masse	charge d arrêt	masse	charge d arrêt	masse	charge d arrêt
A320 (3000psi)	7.6kg	2770 daN	6.8kg	4530daN	6.9kg	4490daN 8.6kg spoiler4-5 laf	5.5kg	4430daN
A330 A340 (3000psi)	17 kg	10200daN	Inboard 24kg 15700daN Outboard 15.5 kg 10600daN		11kg	11100daN	scde méca 12.2kg 9400daN scde élec. 22kg 10500daN	
A340- 500 / 600 (3000psi)	33kg	16700daN	Inboard 33kg 16700daN		11kg	11100daN	39kg 15500daN	
A380 (5000psi)	scde hyd. 40.8 kg EHA 79.6 kg 18000daN		32.5 kg 63.6kg 12500daN		scde hyd. 23.6kg EBHA 65.5 kg 21000daN		EBHA 104.6kg 22500daN	
A400M (3000psi)	scde hyd 28 Kg EHA 40 Kg 24000daN 10700daN		28 kg 50 kg 15400daN 13000daN		20 kg / 11kg n°2 / n°3 4 5 14700daN / 9900daN		EBHA 80kg 21000 daN	

## 4.3.5 Architecture du système

### Eléments majeurs :



### Principaux objectifs :

#### a) Sécurité

- Perte de la commande de roulis : Extrêmement Improbable ( $10^{-9}/hv$ )
- Perte de la commande de tangage (élec. + méca.) : Extrêmement Improbable ( $10^{-9}/hv$ )
- Perte des gouvernes de profondeur : Extrêmement Rare ( $10^{-7}/hv$ )
- Perte des gouvernes de profondeur (A380) : Extrêmement Improbable ( $10^{-9}/hv$ )
- Embarquement PHR ou profondeur : Extrêmement Improbable ( $10^{-9}/hv$ )

#### b) Disponibilité

- Décollage possible avec un calculateur en panne (objectifs de sécurité nominaux)  
(décollage possible avec un actionneur en panne sur A380)  
L'avion est pilotable avec 1 seul calculateur disponible

**Spoiler** : 1 servocommande par surface :

- Mode normal : la servocommande est active.
- Mode de panne :
  - panne électrique: la surface est plaquée contre la voilure
  - panne hydraulique: les forces aérodynamiques ne peuvent que ramener la surface vers la voilure

**Aileron/Elevator** : 2 servocommandes par surface :

- Mode normal : 1 servocommande active et 1 servocommande amortie
- Mode de panne : reconfiguration automatique en cas de panne simple électrique ou hydraulique

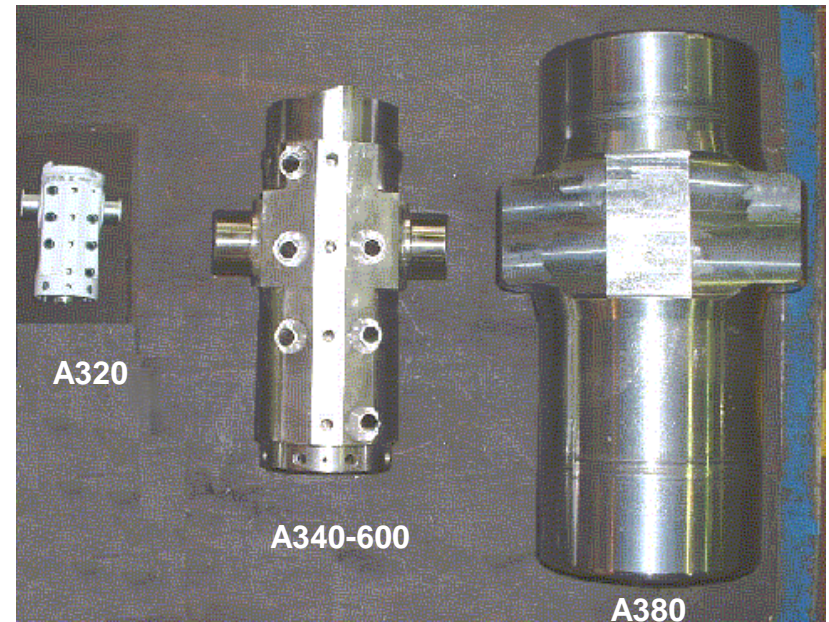
**Direction** : Commande hydro-mécanique type A300/A310 :

- Surface positionnée par 3 servocommandes à entrée mécanique pressurisées simultanément.
- A380 : Surface positionnée par 2 servocommandes à entrée mécanique pressurisées simultanément sur chaque élément (upper rudder et lower rudder).
- les ordres électriques sont transmis par les stabilisateurs de lacet (yaw-dampers) et sommés mécaniquement avec les ordres du pilote (palonnier).

**PHR** : Surface positionnée par le vérin de plan constitué par :

- Une vis à bille "fail-safe".
- 2 moteurs hydrauliques commandés :
  - soit par des moteurs électriques (entrée électrique); dans ce cas, le volant recopie la position du PHR,
  - soit par le volant ; dans ce cas, la commande électrique est débrayée.

# Vis du THS



**A380**

**A340-600**

**A320**

**A320**

**A340-600**

**A380**



## • 4.3.6 Reconfigurations système

Principes :

- Un calculateur actif à la fois pour une fonction donnée : lois de pilotage, asservissement d'une gouverne particulière.
- Chaque calculateur a les moyens internes : de détecter ses propres pannes, d'inhiber les sorties correspondantes et de signaler son état.
- Les reconfigurations suivent un ordre de priorité prédéfini pour chaque fonction : logique répartie.
- Tous les calculateurs sont simultanément actifs pour minimiser les pannes cachées.

- **Suppression d'un circuit hydraulique (grâce à l'utilisation d'EHA ), gain de poids.**
- **Utilisation d'actionneur à puissance électrique EHA/EBHA**
- **Génération hydraulique: passage de 3000 psi ( 206 bars) à 5000 psi ( 344bars)**  
**but : réduire le diamètre des tuyaux hydraulique => gain de poids**  
**réduire la taille des actionneurs**
- **Stabilité réduite en longi. => Suppression du secours mécanique par le PHR**  
**Roulis hollandais non convergent**

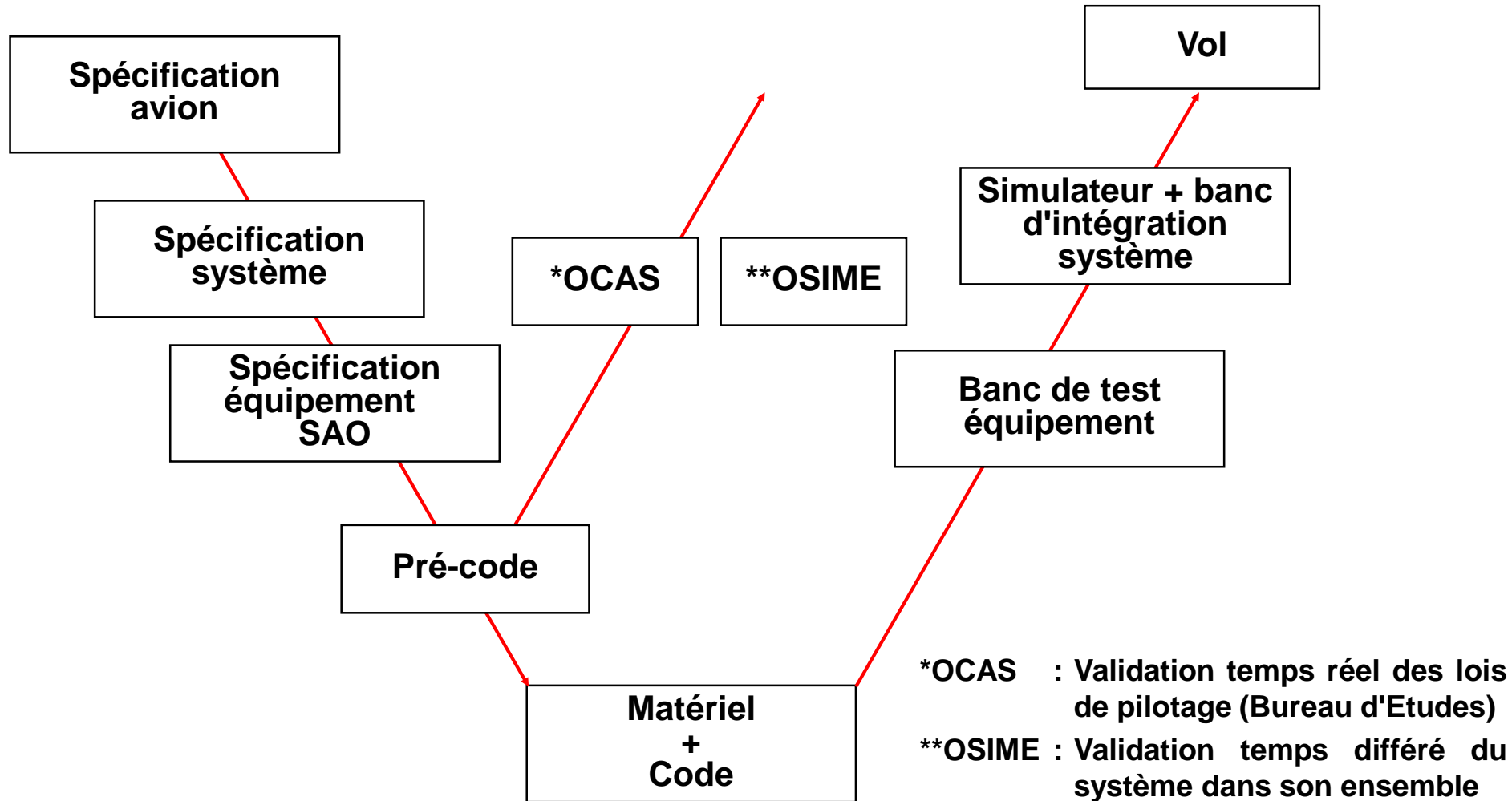
**=> Secours électrique sur les 3 axes**

- **En cas de panne électrique totale ( ex : panne moteur ) ,**  
**disponibilité de la RAT qui génère de la puissance électrique uniquement ,**  
**(pas d'hydraulique) => intérêt de l'utilisation des EHA .**
  - **En cas de perte des calculateurs , utilisation d 'un secours électrique**  
**qui pilote les servocommandes traditionnelles**
- Le secours électrique sur les 3 axes est basé sur :**

**2 Back up Power Supply composé d'1 microgénération Green , d 1 Yellow :**  
**BPS G / BPS Y (basée sur la disponibilité d 'une hydraulique G ou Y )**  
**et d un Back up Control Module BCM commandé par le manche , le palonnier et les**  
**phr trim switches , via des lois directes avec stabilisation en lacet et en tangage**

**Le BCM est en charge de 7 asservissements ( 2 elev., 1phr, 2 ail.,2 direction)**  
**( 2 gyro. Inclus dans le BCM : 1 pour q , 1 pour r )**

• 4.3.7 Méthode de validation: Cycle en V (cf. El. Emb)



- 4.4 Lois de pilotages manuelles

- 4.4.1 Objectifs et contraintes

- Assurer la sécurité.
- Améliorer les qualités de vol de l'avion naturel.
- Conserver un pilotage instinctif.
  - Diminuer la charge de travail.
  - Améliorer le confort.
- Continuité au niveau du pilotage entre les lois nominales et les lois dégradées (avion naturel)
- Performances des servocommandes, vitesse maximum, cycles de fatigue...
- Tenue structurale.
- Facteurs humains.

## • 4.4.2 Principes

-Les entrées manche et palonnier, mesurées par des capteurs de position sont traduites en objectifs de pilotage.

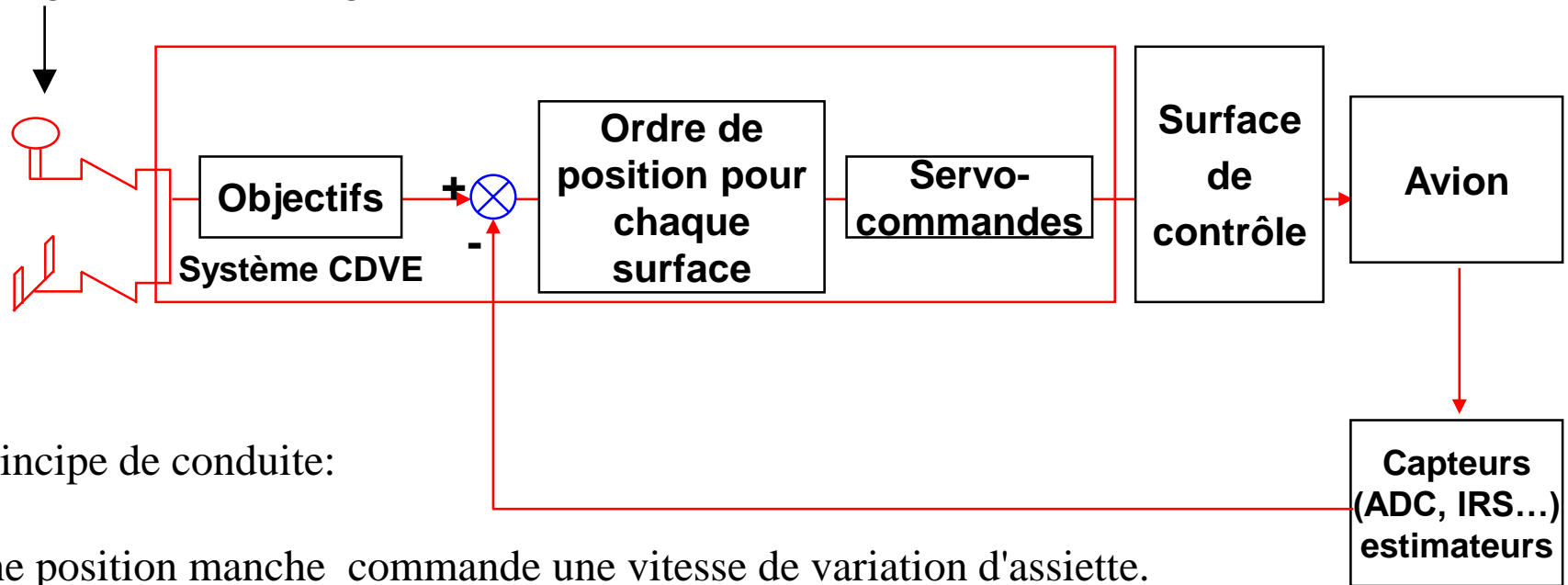
-Ceux-ci sont ensuite comparés à l'état réel de l'avion, mesuré par des capteurs anémométriques, inertiels, etc pour en déduire un ordre de position pour chaque surface de contrôle.

-Concepts équivalents à ceux du pilotage automatique :

- pilote ~ grande boucle = gestion des objectifs,
- CDVE avec lois de pilotage ~ petite boucle = réalisation des objectifs.

NB : Au sol, l'ensemble des retours inertiels est bruité lors du roulage et n'est donc pas utilisé. Donc, au sol loi de type direct (liaison cinématique entre positions manche et gouverne).

organes de pilotage



Principe de conduite:

une position manche commande une vitesse de variation d'assiette.

Une fois l'assiette objectif obtenue, le pilote relâche le manche.

L'assiette désirée est alors maintenue (stabilité statique neutre).

Le pilotage par impulsions, contribue à diminuer la charge de travail de l'équipage.

- 4.4.3 Loi Normale Longitudinale

Il s'agit d'une commande en facteur de charge vertical\*,

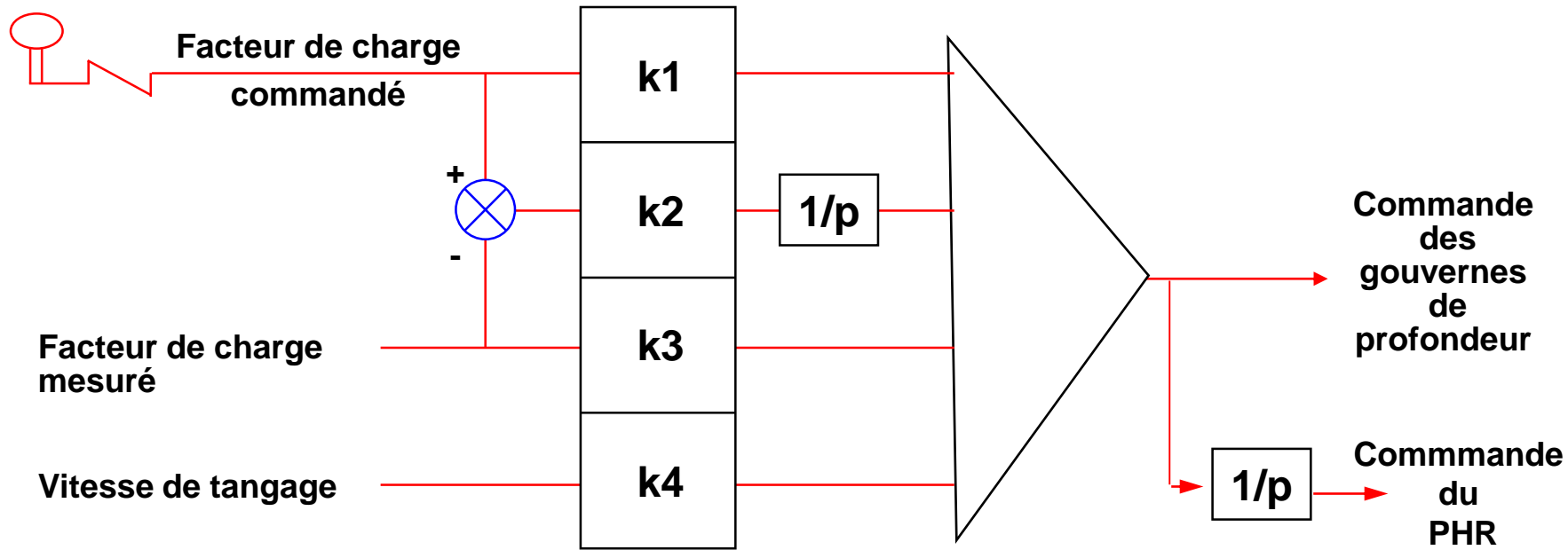
avec fonction auto-trim,

permettant des virages stabilisés, manche au neutre, jusqu'à des inclinaisons de 33°.

Manche au neutre la pente est maintenue constante (flight path).

La réponse de l'avion en longitudinal ne doit pas être affectée par la vitesse le poids et position du centre de gravité.

\*de façon plus précise, la fonction commandée est une combinaison facteur de charge/vitesse de tangage dont le rapport varie avec la vitesse, favorisant le facteur de charge à grande vitesse et la vitesse de tangage à basse vitesse.



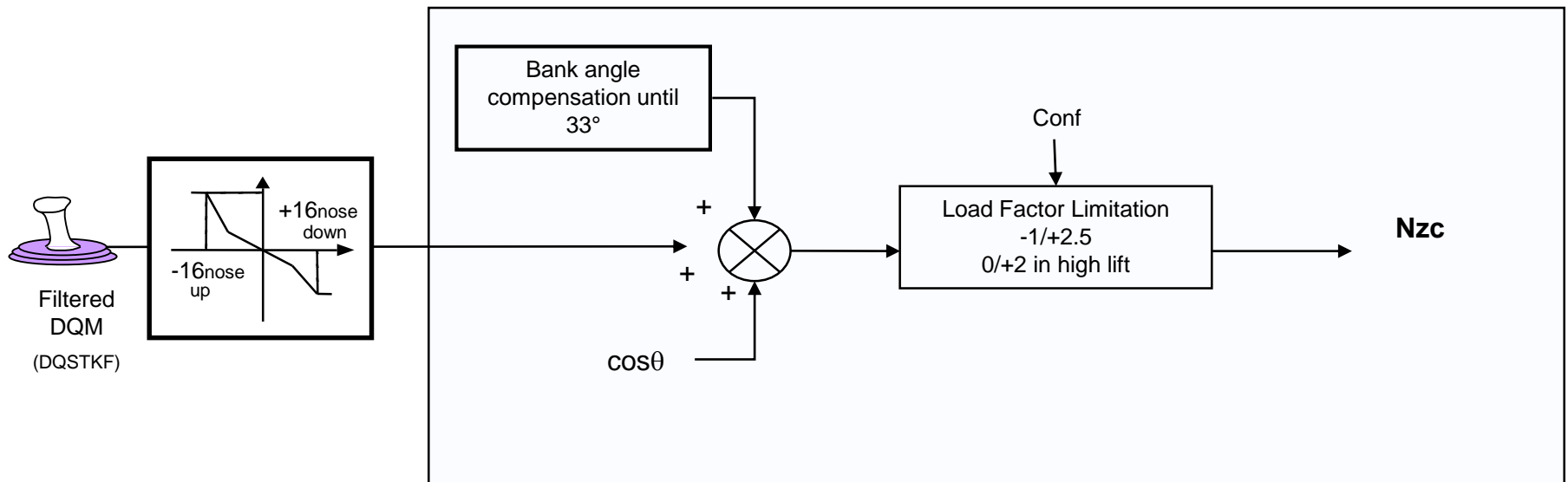


# A380 : Loi Nz manuelle

## •Principe

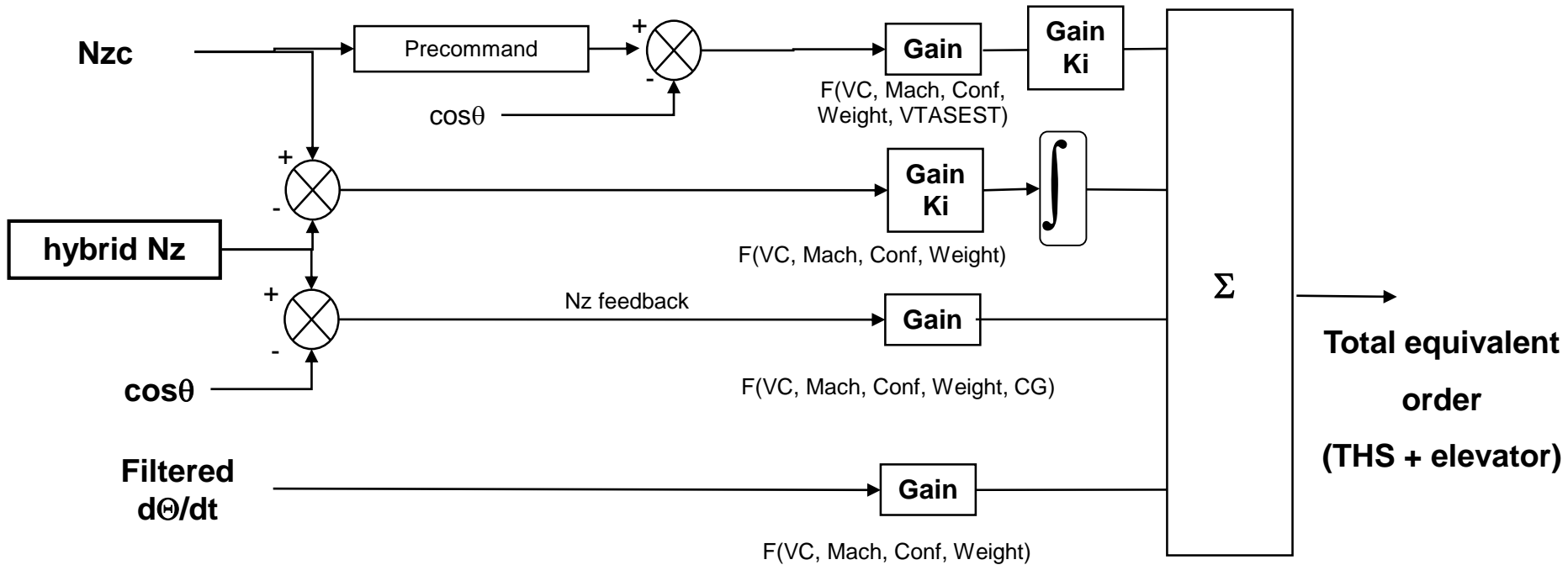
–Le facteur de charge commandé est comparé aux limitations de facteur de charge :

- - 1 g / +2.5 g      clean conf.
  - En configuration clean, une demande plein manche à piquer donne une demande de facteur de charge de 0g instantanément.
  - Si la demande de plein manche à piquer est maintenue, le facteur de charge demandé passe à -1g in 2.5s.
- - 0 g / +2 g      conf. 1 / (1 + f) / 2 / 3 / full



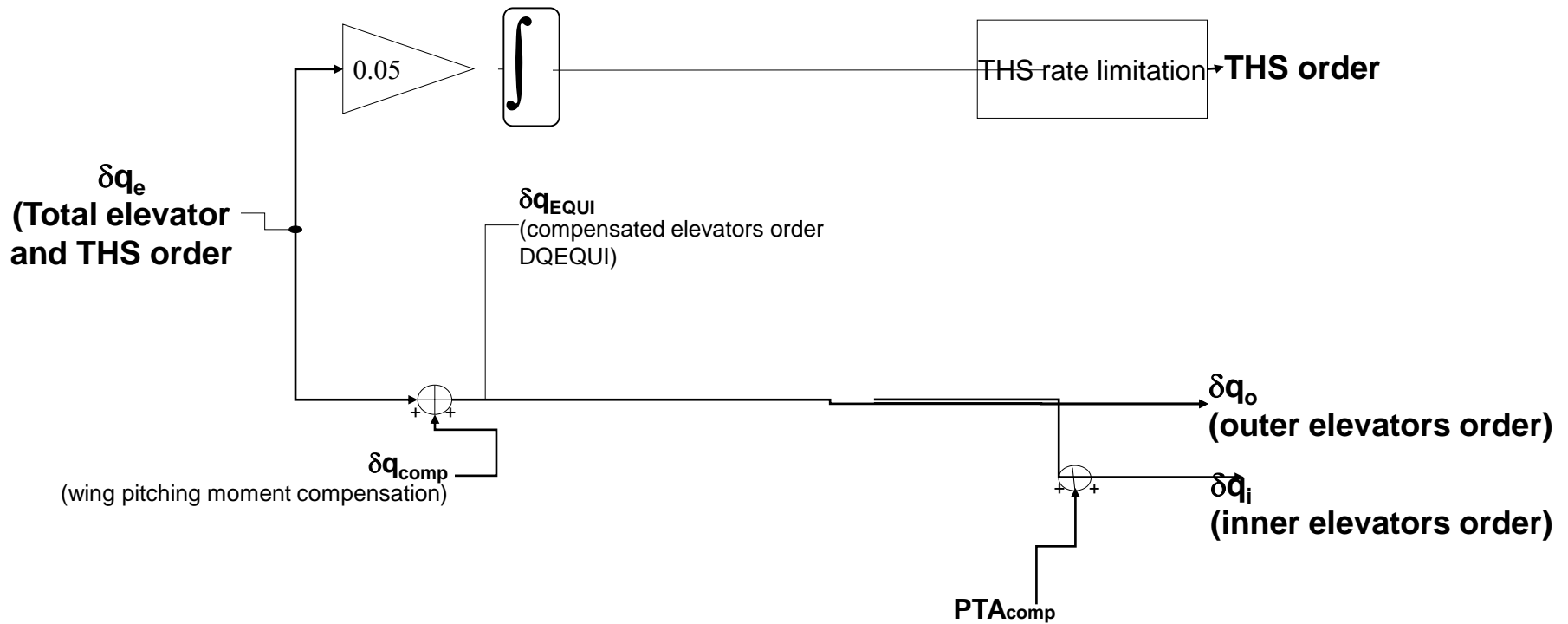
# A380 : Loi Nz manuelle

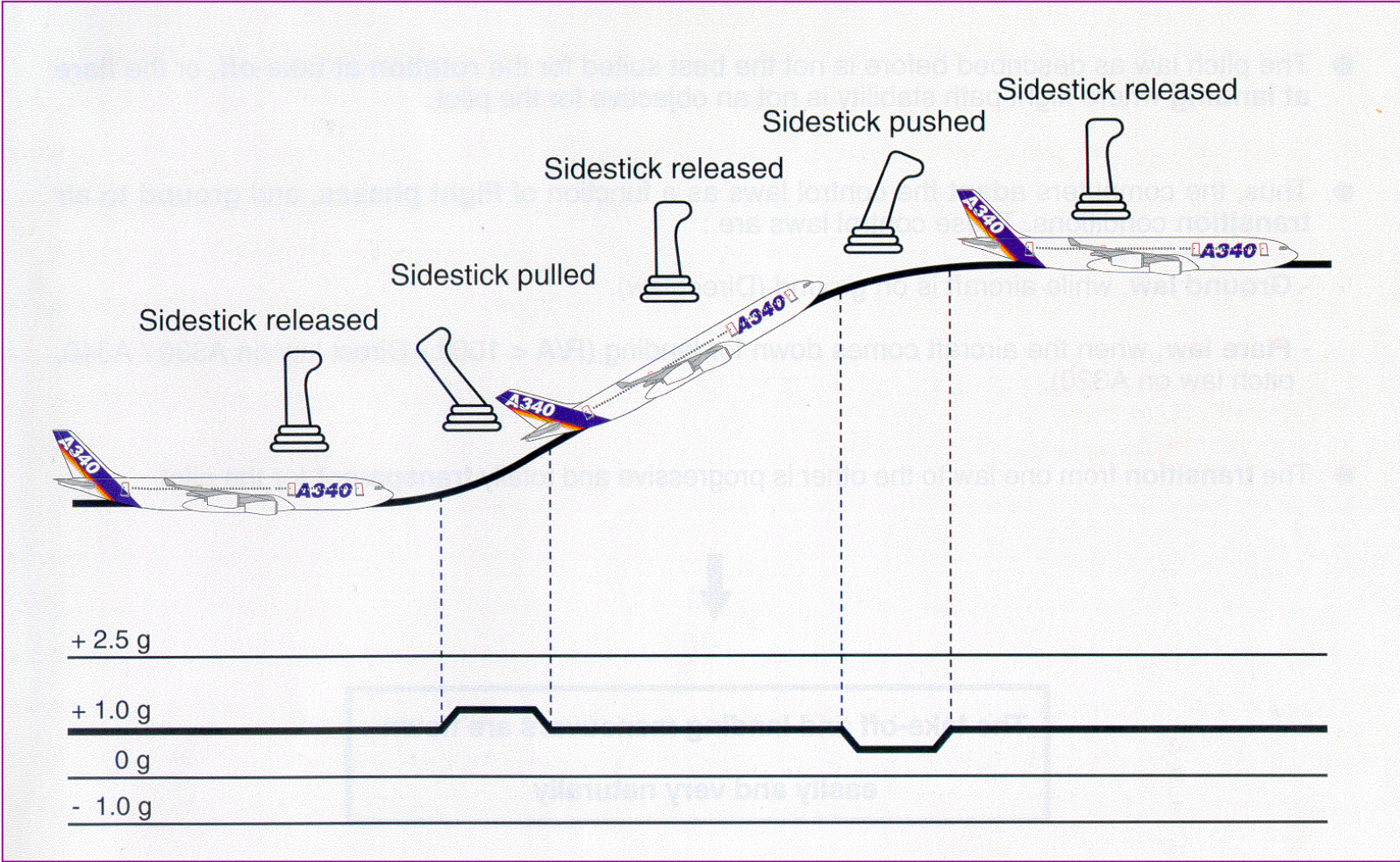
## Principe



# Elevator / THS repartition

## Principe





## Cas particulier de l'approche

La sensation classique de pilotage en approche est de devoir augmenter l'effort à cabrer en raison de de l'effet de sol.

La loi Nz "gommerait" cette sensation et n'est pas adaptée à cette phase de vol.

La loi Nz est donc remplacée progressivement en dessous de 50 ft par une loi spécifique :

la loi "flare" (arrondi)

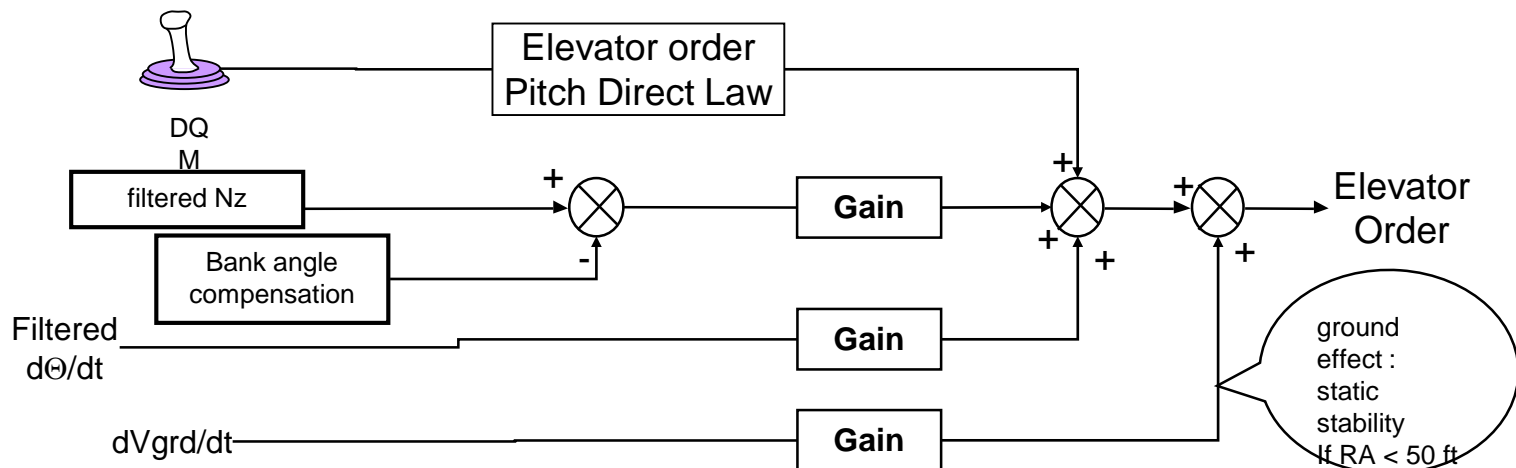
Cette loi est de type direct stabilisée sur A340.

# Loi Flare

- Description :

- Cette loi est basée sur :

- Autorité complète du pilote sur la cinématique
- Retours en  $N_z$  et  $d\Theta/dt$
- On ajoute un terme statique en dessous de 50ft, basé sur la ground speed (modélisant l'effet de sol).



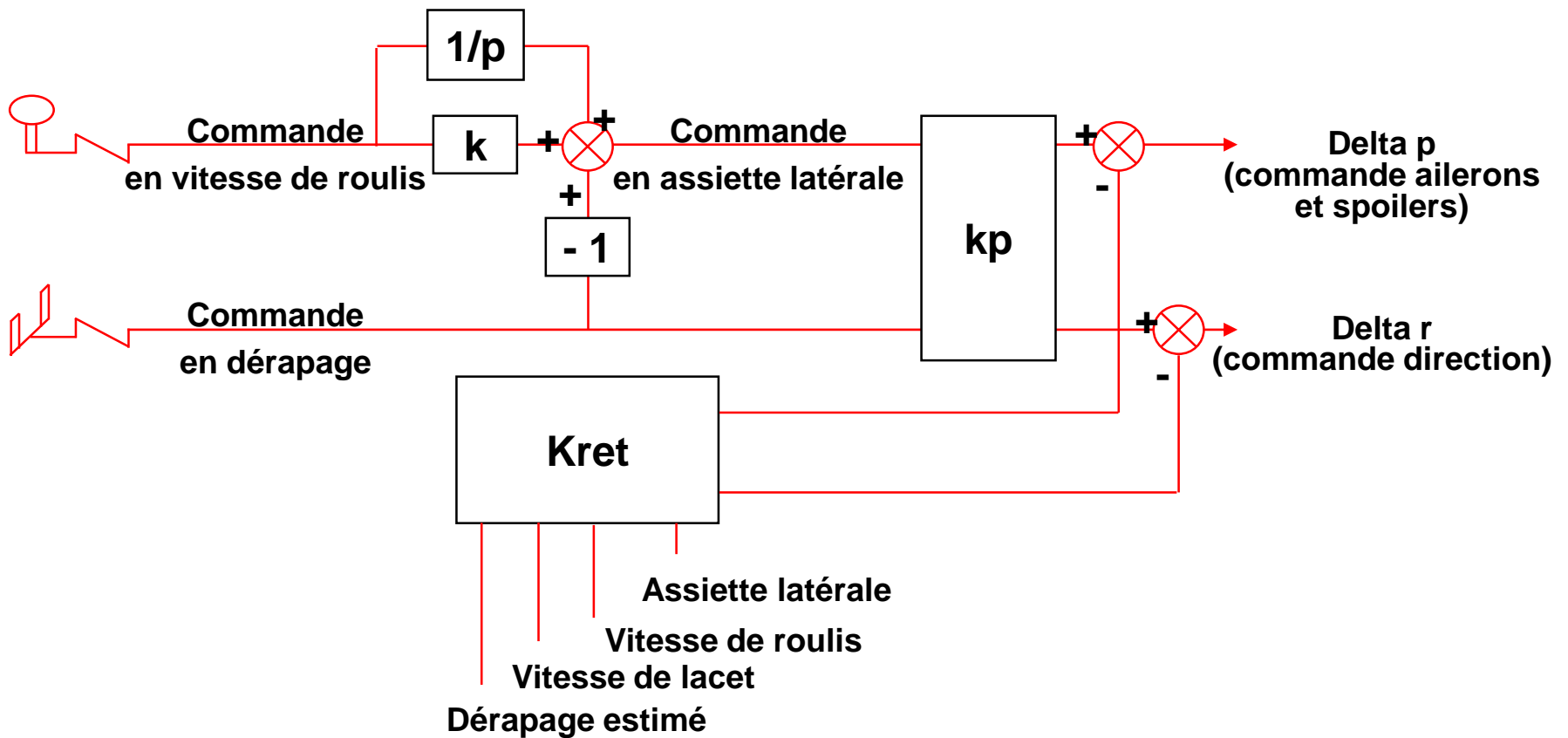
## 4.4.4 Loi Normale Latérale

Il s'agit d'une commande à 2 entrées : ordre manche et ordre palonnier  
et 2 sorties : ordre de position gouvernes de roulis, ordre de position direction.

Le manche commande une vitesse de roulis avec dérapage nul (virage coordonné).

Le palonnier commande une combinaison dérapage/assiette latérale  
(grossièrement  $1^\circ$  de dérapage pour  $1^\circ$  d'assiette latérale).

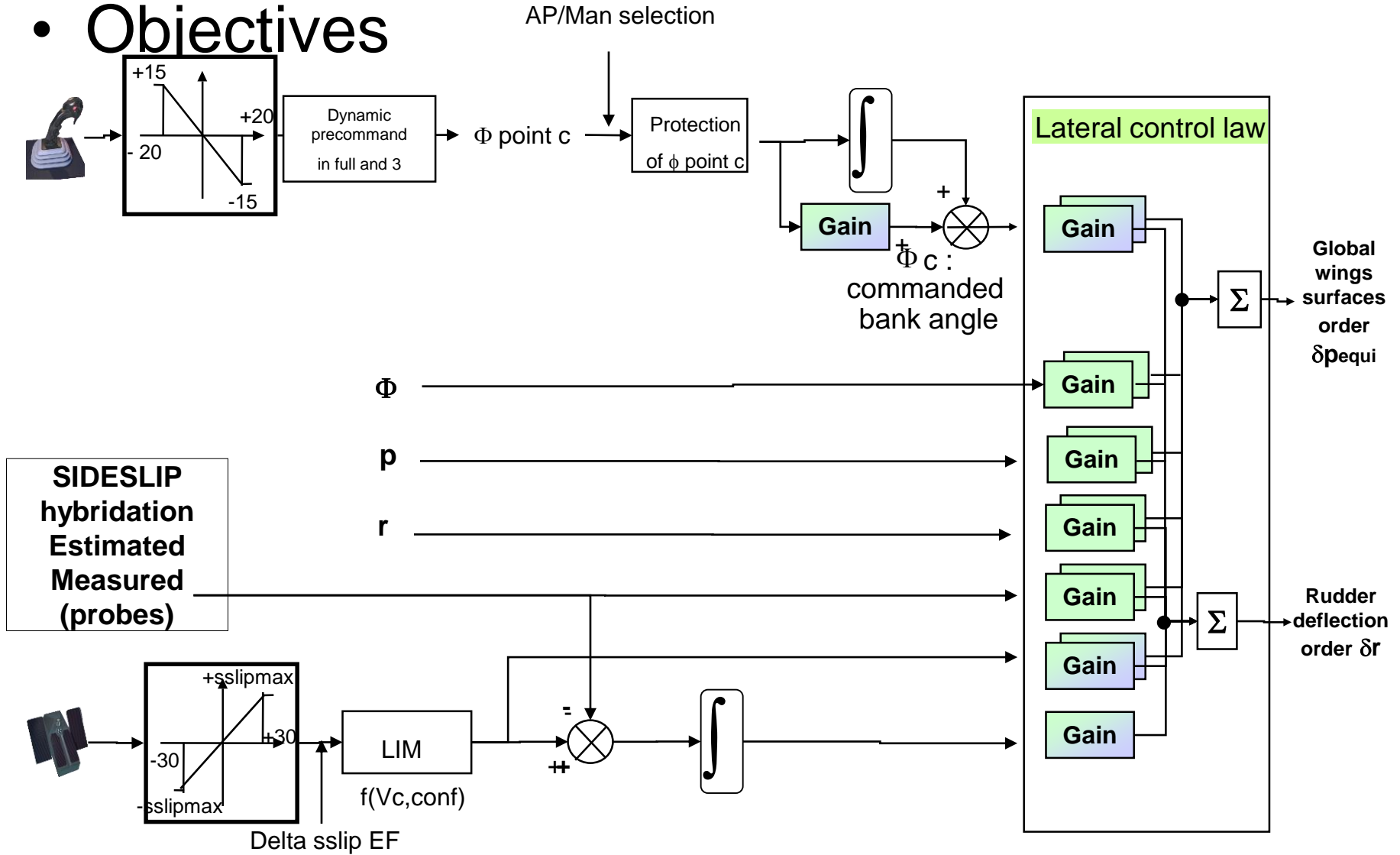
La loi augmente l'amortissement du roulis hollandais.  
(Intégration de la fonction amortisseur de lacet)





# A380 Y\* law

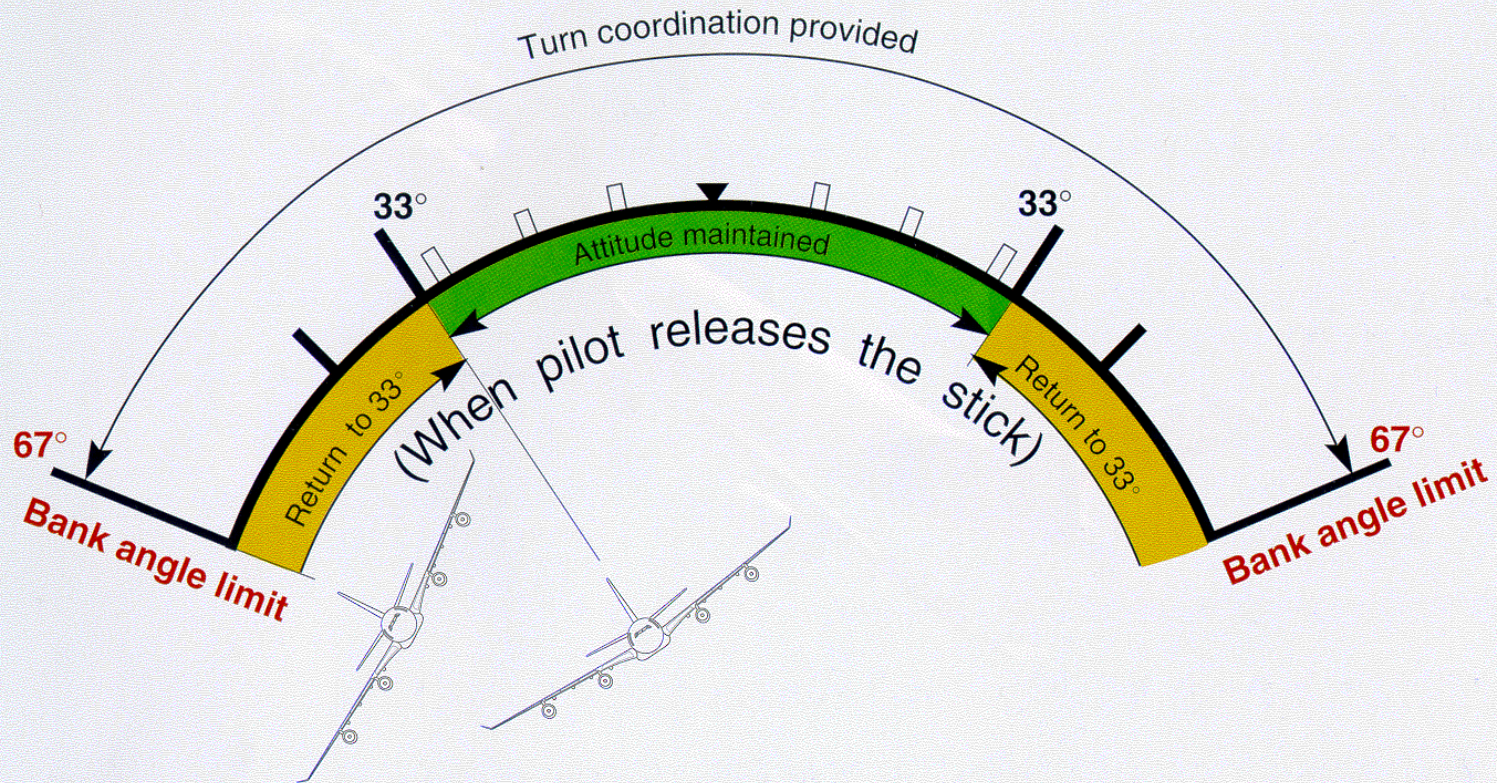
- Objectives



## Caractéristiques

- L'ordre manche est limité à  $15^\circ/\text{s}$ .
- Très forte stabilité spirale en cas de perturbation (manche au neutre, l'assiette latérale est maintenue).
- Stabilité spirale nulle pour l'entrée pilote jusqu'à  $33^\circ$  d'assiette latérale.
- Au retour manche au neutre, l'avion se stabilise à sa nouvelle assiette, alors que l'avion naturel aurait une stabilité très légèrement positive, c'est-à-dire une tendance à s'échapper lentement du virage commandé.
- Au-delà de  $33^\circ$  d'assiette latérale, stabilité spirale positive (assiette maxi commandée =  $67^\circ$ ).
- Amortissement roulis hollandais.

## protection en $\varphi$



If the aircraft exceeds the normal bank flight envelope, the pilot is immediately aware.

## Cas de l'arrêt d'un moteur

-A court terme, la loi latérale contre naturellement la panne d'un moteur en vol : sans action pilote, le dérapage et la variation d'assiette latérale sont limités (tout en restant suffisamment alertants et du signe conventionnel), le cap dérive lentement.

-D'une manière générale, l'objectif à long terme est d'équilibrer l'avion, ailerons à zéro pour minimiser la traînée :

- Sur A300/A310, où la relation manche/gouverne est de type direct, cet équilibre est obtenu au pied en ramenant le manche (volant) au neutre.
- Sur A320/A340, où la position manche ne représente pas la position gouverne, cet équilibre est obtenu au pied, jusqu'à ce qu'un indicateur (Beta target, objectif de dérapage) sur le PFD (Primary Flight Display) soit centré.

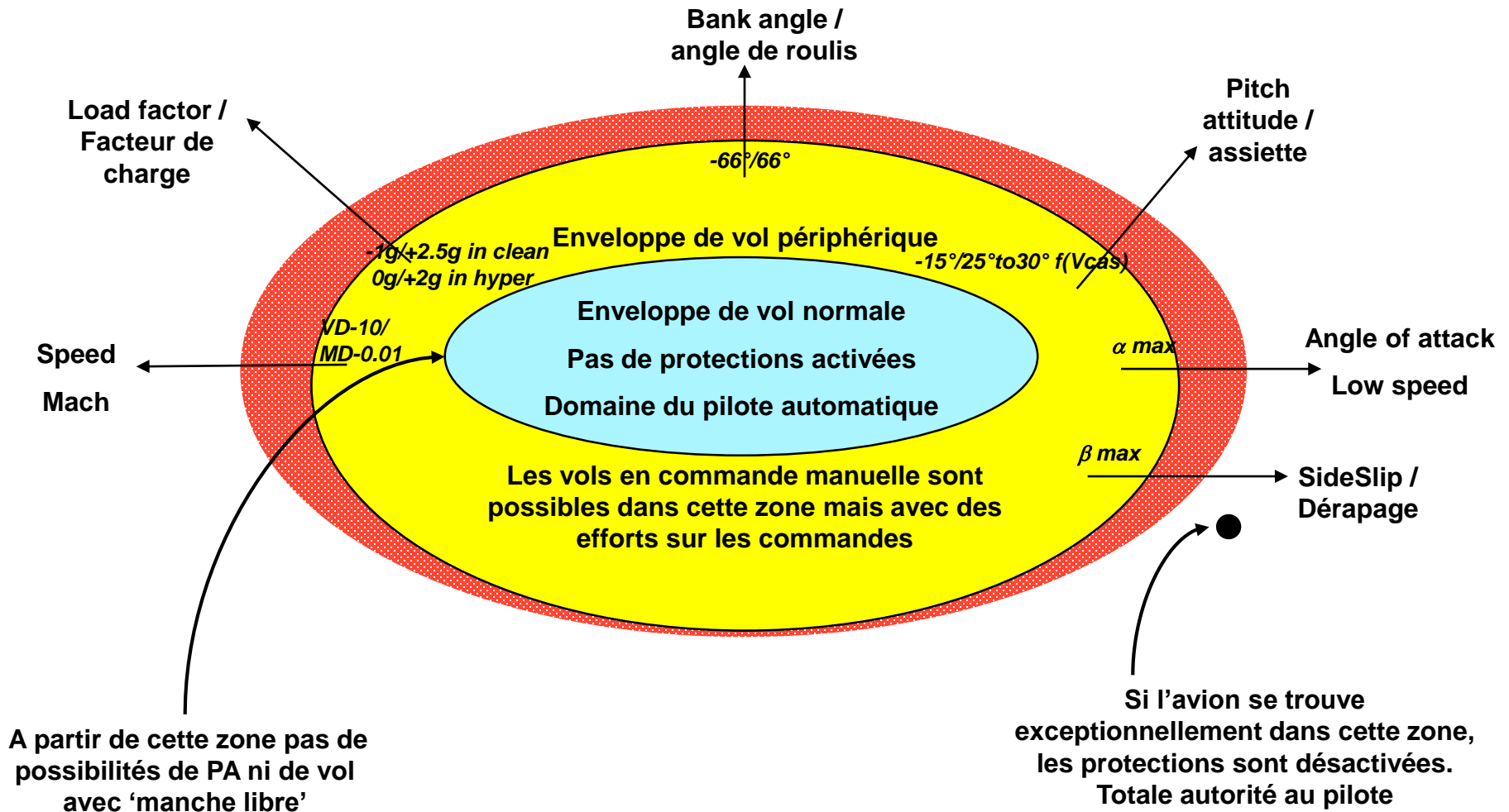
# • 4.5 Protection du domaine de vol

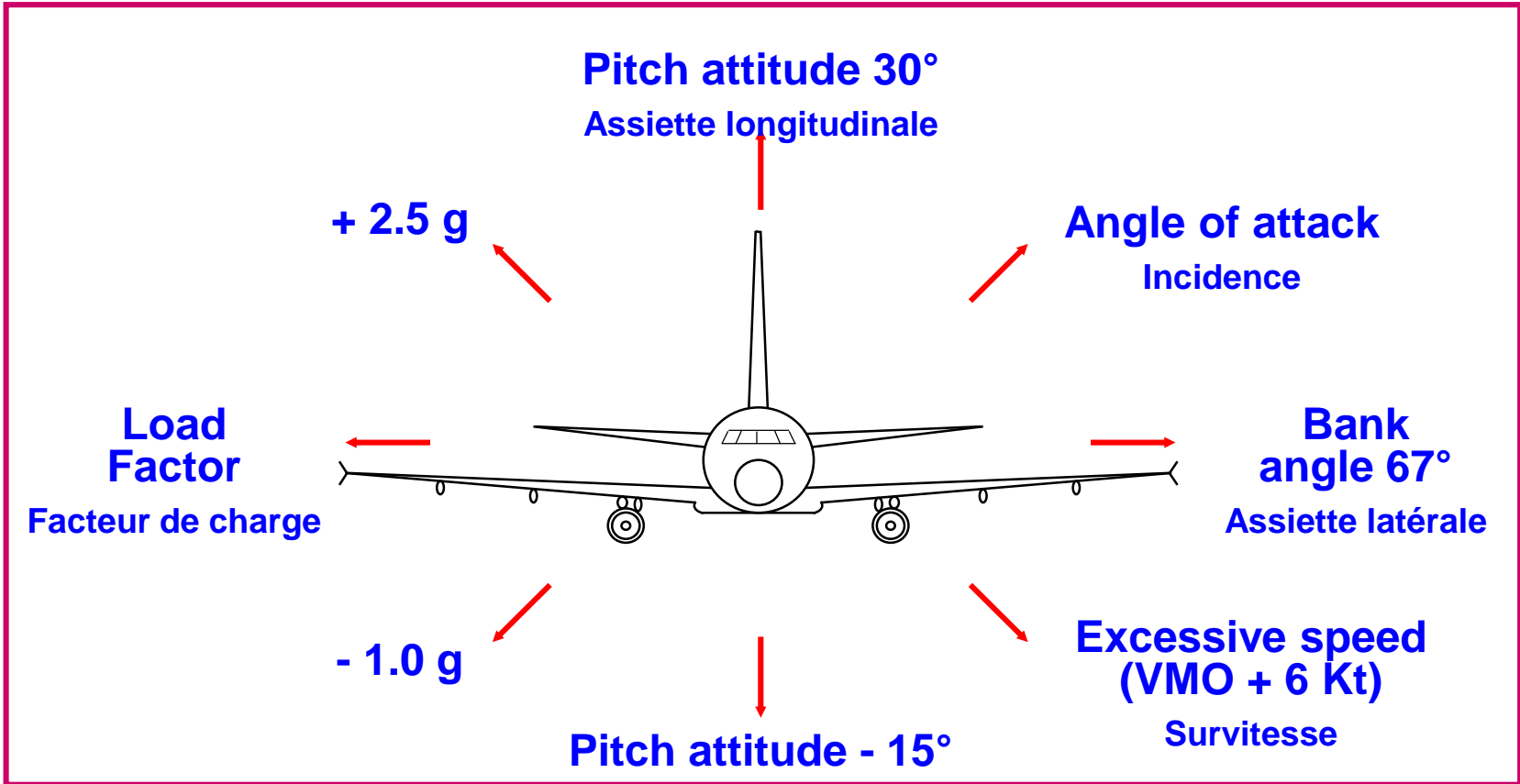
## • 4.5.1 Caractéristiques

Objectifs:

- Permettre une action franche sur les organes de pilotage pour obtenir instantanément une manœuvrabilité maximum dans tout le domaine de vol.
  - Contenir les excursions involontaires en dehors du domaine de vol sûr.
- Protection en facteur de charge : Partie intégrante de la loi Nz.
  - Protection survitesse : Au-delà d'un seuil, Vitesse Maximum Opérationnelle (VMO) + 6 Kts un asservissement limite la vitesse à VMO + 16 Kts.
  - Protection d'incidence : Au-delà d'un seuil (alpha prot) un asservissement limite l'incidence maximum (alpha max).
  - Protection d'assiette longitudinale : Complément de la protection d'incidence.
  - Protection d'assiette latérale : Partie intégrante de la loi latérale.

# - Philosophie de protection :





## 4.5.2 protection d'incidence A320/A340

-Au-delà d'un seuil d'incidence (alpha prot), le manche commande non plus un facteur de charge, mais une incidence :

- alpha prot manche au neutre,
- alpha max manche plein cabré.

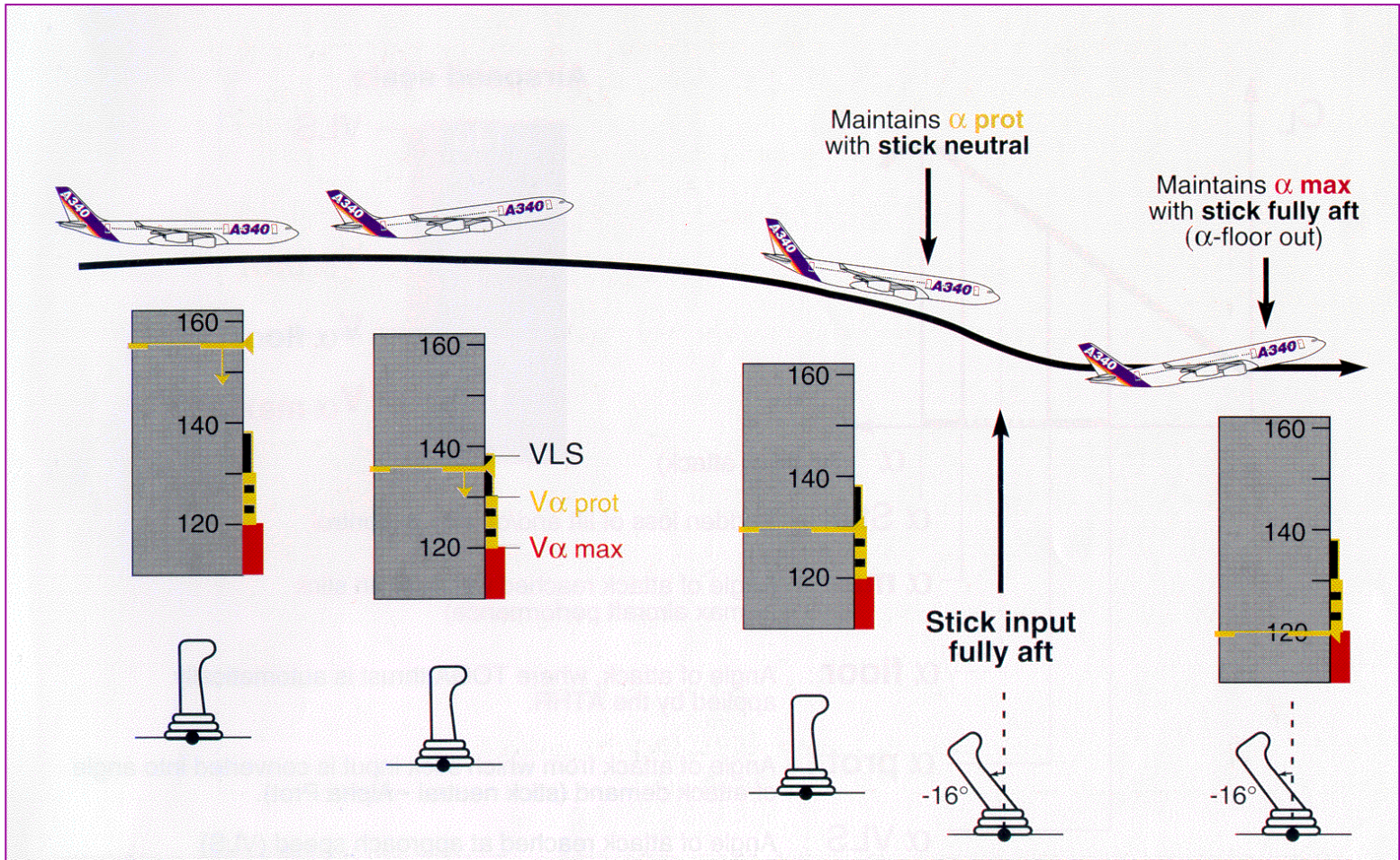
-Alpha max correspond à la portance maximum (avec une marge par rapport au décrochage).

-Associée à la fonction "alpha floor", la protection d'incidence permet d'obtenir sans hésiter l'énergie maximum de l'avion par action franche sur le manche :

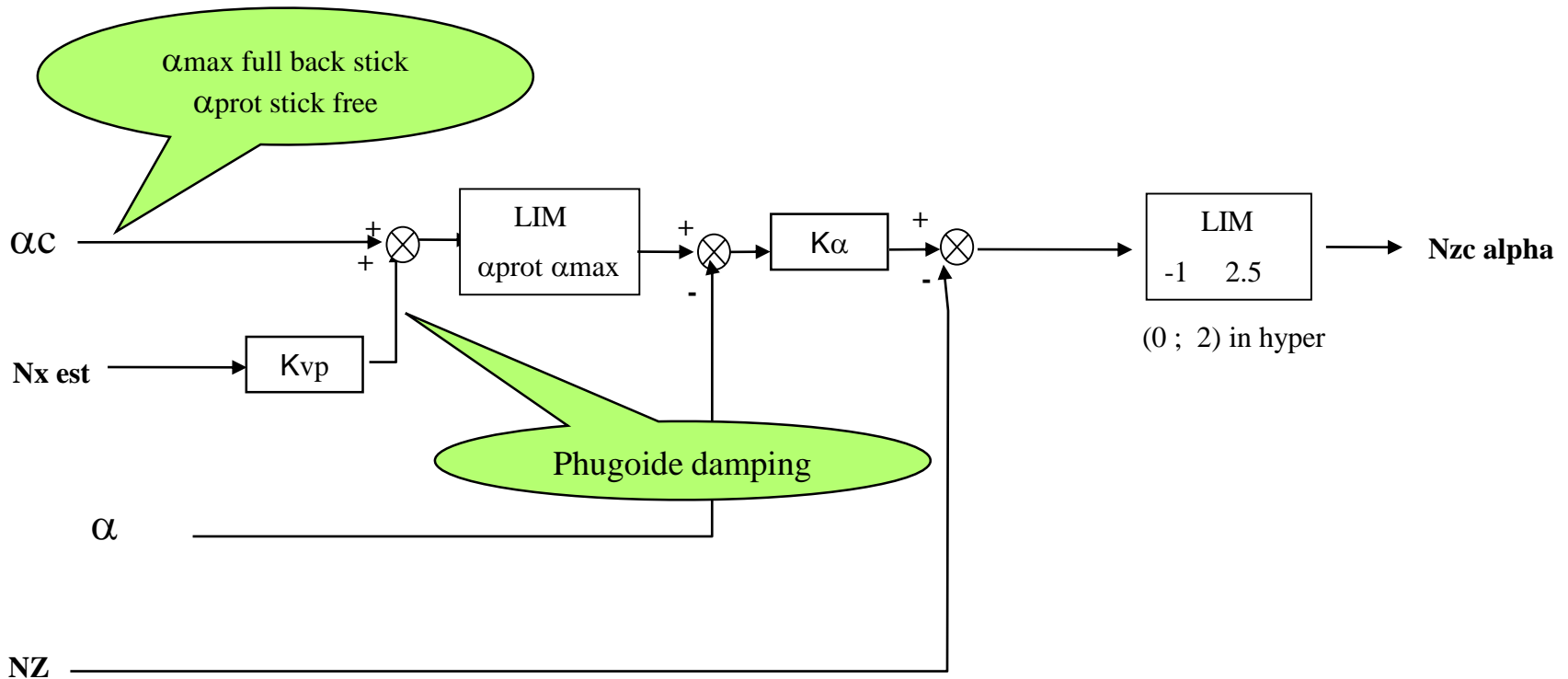
- portance maximum par le biais de la protection d'incidence,
- poussée maximum des réacteurs par le biais de la fonction alpha floor.

-La protection d'incidence à la priorité sur les autres lois de protection.





# •Alpha protection order



## 4.5.3 protection survitesse

- OBJECTIFS

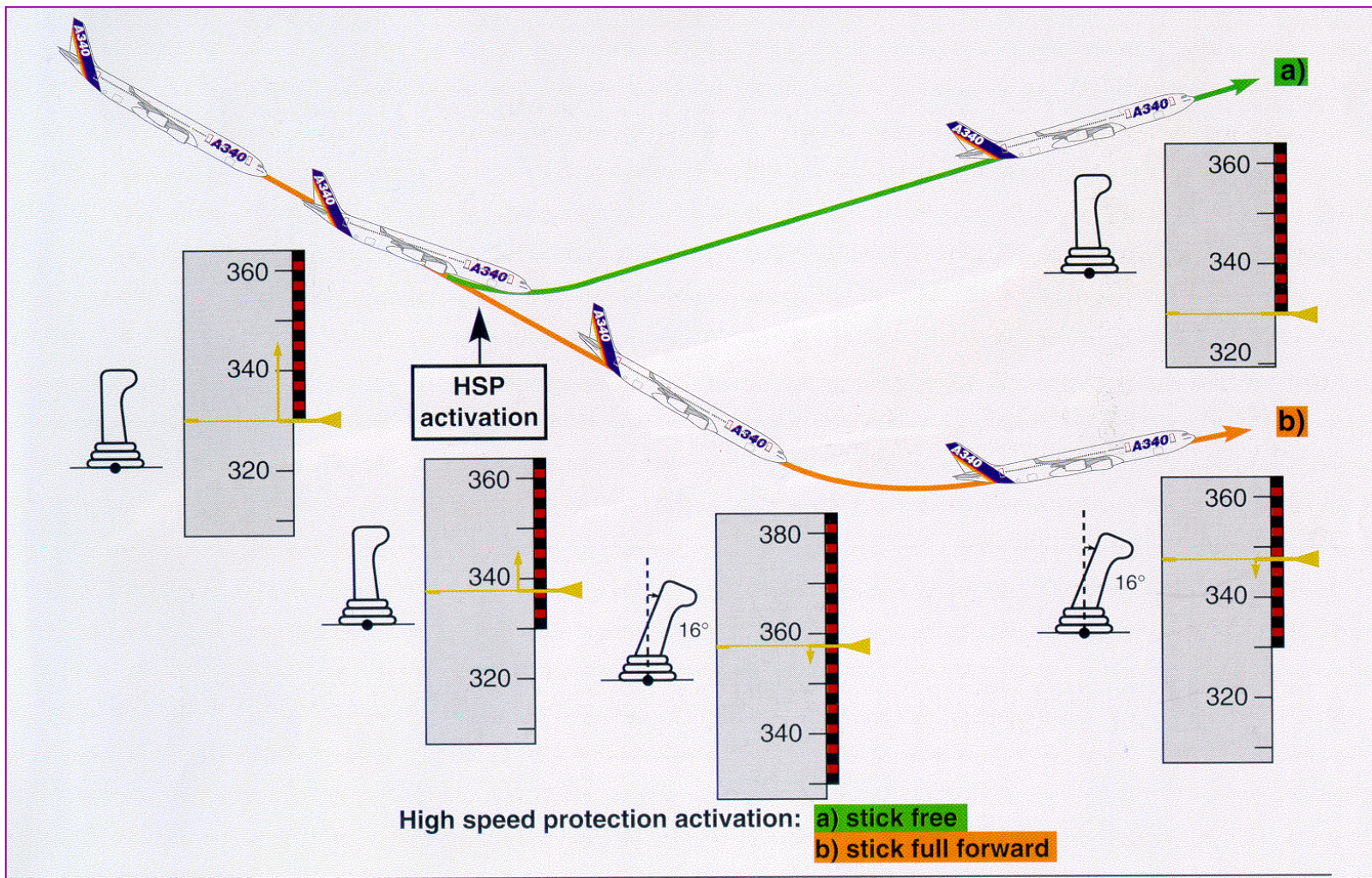
- Limiter les possibilités d'excursion au-delà de VMO/MMO.  
Plein manche à piquer : stabilisation à Vd-10/MD-0.01.
- Manche libre : légers overshoot de Vmo/Mmo lors de retours dans l'enveloppe de vol normale.

- Effet sur la loi latérale

- Quand HSP est activée :
  - Restauration de la stabilité spirale positive (revient à un bank angle de 0 à manche libre).
  - Maximum bank angle est limité à 45°.

- PRINCIPE :

La protection High speed protection calcule un ordre Nz com commandé. La protection est terminée lorsque les ordres venant des autres lois de protections calculant un Nz donnent un ordre Nz inférieur. Le choix de l'ordre qui sera appliqué est choisi par des 'voteurs' sur l'A380.



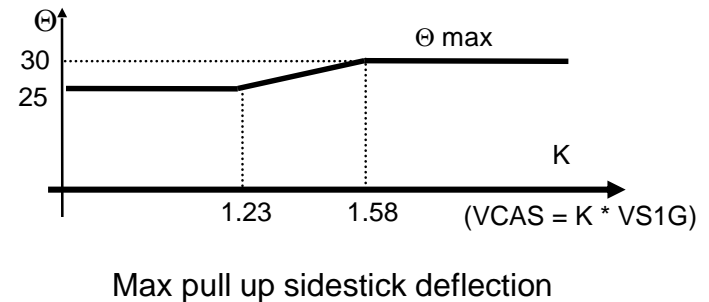
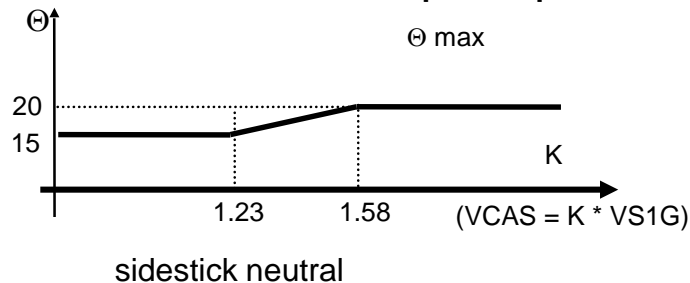
## 4.5.4 protection en theta

- OBJECTIFS :

- Améliorer l'efficacité des protections AOA et HSP dans des conditions extrêmes et avec vent important. (utilisable seulement en lois normales)

- PRINCIPE :

- La protection Thetamax détermine un  $N_z$  commandé correspondant à une demande de  $\theta_{max}$  qui dépend de la vitesse et de la commande de manche.



- Thetamin est constant ( $-15^\circ$ )

# • 4.6 Reconfiguration des lois de pilotage

## • 4.6.1 Principe

Les lois de pilotage normales ont pleine autorité et sont donc élaborées en fonction d'informations consolidées, c'est-à-dire fournies par au moins 2 sources indépendantes en accord

- 3 ADIRS (Air Data and Inertial Reference System) fournissent les informations suivantes:

anémométriques (Incidence, Vitesse, Mach)

inertielles (accélérations, vitesses angulaires, assiettes...).

- Accéléromètres et gyromètres spécifiques au système CDV fournissent des redondances supplémentaires.

- En fonction de l'état de panne du système, il existe 3 niveaux de lois de pilotage :

Normale

Alternate

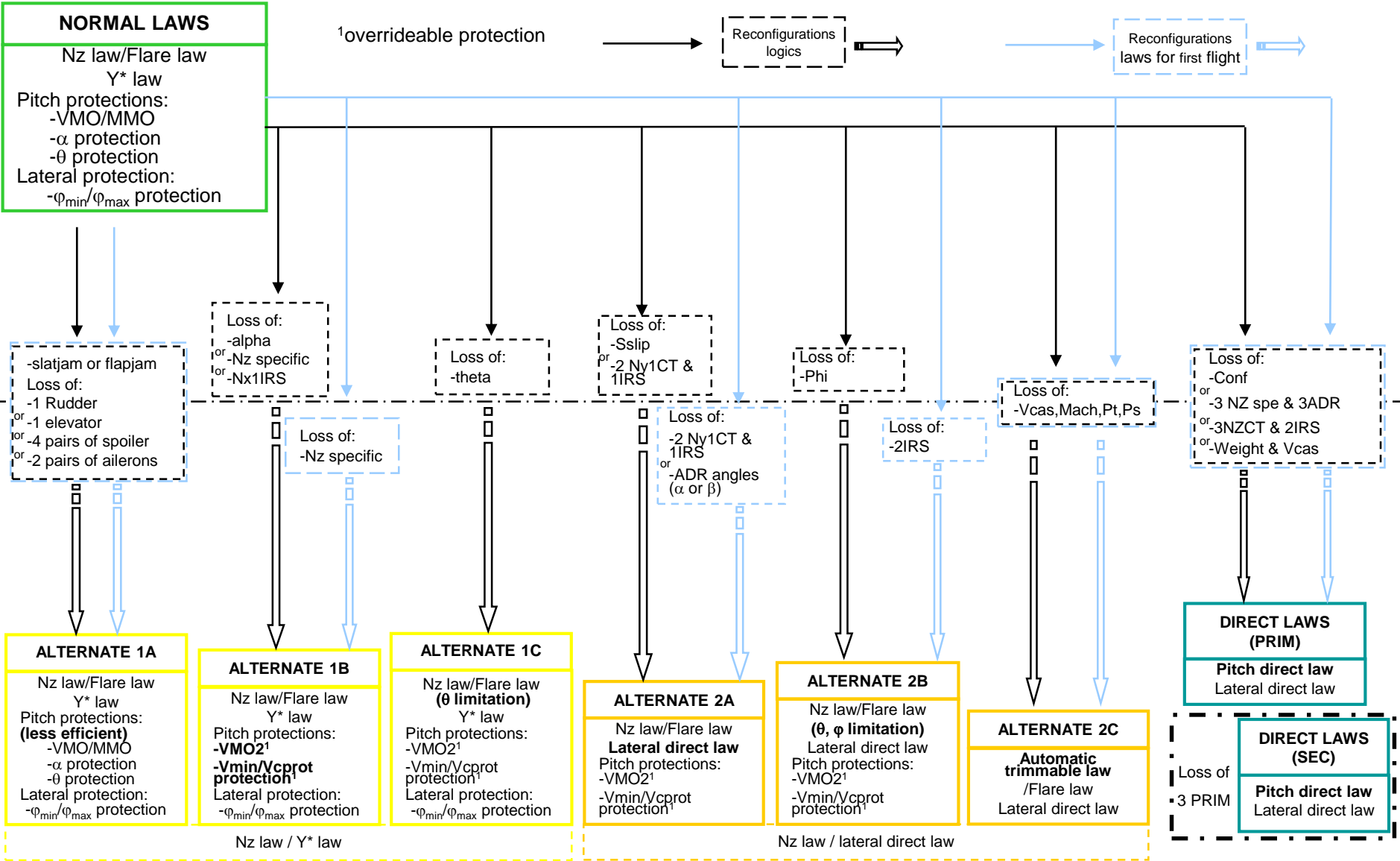
Direct

# • 3.6 Reconfiguration des lois de pilotage

## • 3.6.1 Principe

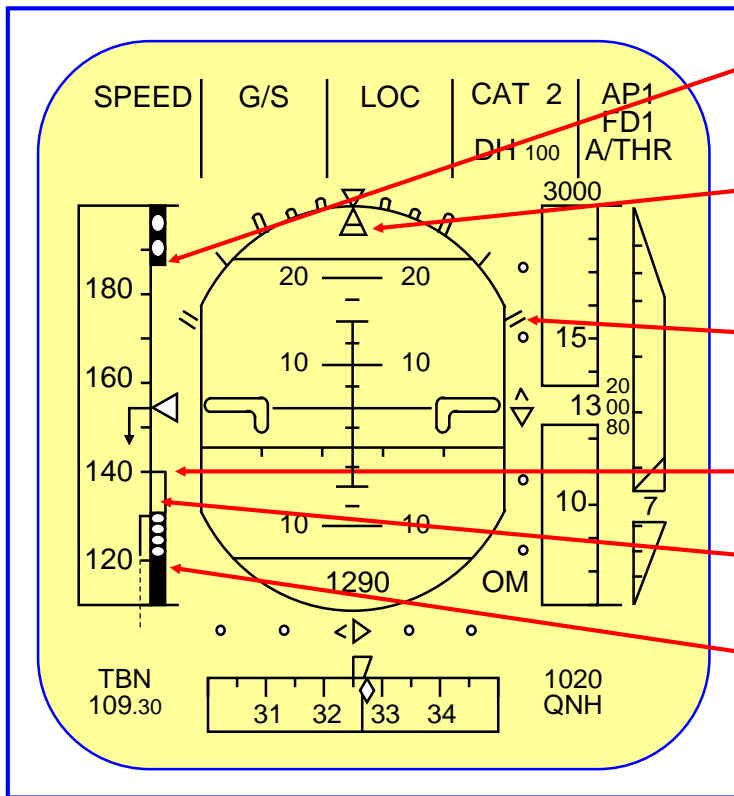
En fonction de l'état de panne du système et donc de la possibilité de consolider les informations des capteurs, les lois de pilotage peuvent se reconfigurer en trois états :

		Exemple de cas de panne pouvant conduire à cet état
Loi normale	- Lois rebouclées en longitudinal et latéral assurant la protection du domaine de vol.	Etat nominal Résiste à panne simple
Loi alternate	- Loi rebouclée en longitudinal. - Loi directe en latéral. - Protection du domaine de vol par alarmes ( stall warning...) et stabilité statique renforcée.	Panne double ADIRS Panne triple ADR
Loi directe	- Loi directe en longitudinal ( trim manuel) et latéral. - Protection du domaine de vol par alarme (stall warning...).	Panne triple IRS





- 4.6.2 Indication du PFD Loi de commande 'normal'



NORMAL LAWS

VMO/MMO (Red/Black)  
VFE

Estimated sideslip (Yellow)  
or (Beta-target)  
(Blue, thicker)

Bank angle limitation  
(Green)

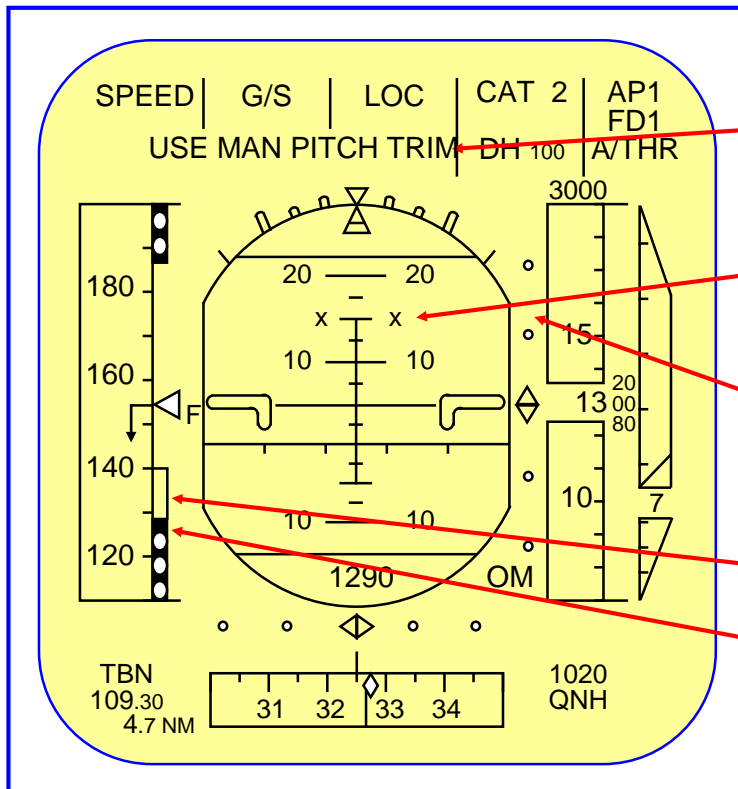
VLS (Amber)

Valpha-prot (Amber/Black)

Valpha-max (Red)

*Note: Similar pitch attitude protection at + 30° and - 15°, not seen on this picture.*

## 4.6.3 Indication du PFD Lois dégradées



Displayed when in pitch direct (Amber) (\*)

Replaced by man pitch trim only (\*); (Red) when in pitch back up

Indication that pitch attitude limitation is no longer available (Amber)

Indication that bank angle limitation is no longer available (Amber)

VLS (Amber)

Vstall-warning (Red/Black)

RECONFIGURATIONS

(\*) Flashing for 5 seconds.

# • 4.7 Interaction CADV-Structure

## • 4.7.1 Principe

L'expérience A320/A340 a montré que les contraintes structures (charges, flottement...) devaient être prises en compte très tôt dans la conception du système CDV et réciproquement.

De plus, des systèmes actifs destinés à diminuer les charges et améliorer le confort ont été intégrés dans les systèmes CDVE des A320 et A340.

- Réduction des charges en rafale (LAF, Load Alleviation Function).
- Réduction des charges en manœuvre (MLA, Manœuvre Load Alleviation).
- Confort en turbulence (CIT, Comfort In Turbulence).

## 4.7.2 Réduction des charges en rafale

Objectif : Diminution du moment de flexion voilure lors de rafales exceptionnelles.

Application : A320.

Principe : Braquer les gouvernes de bout de voilure vers le haut dès que le facteur de charge vertical mesuré dépasse un seuil (système tout ou rien en boucle ouverte).

Principale contrainte : Temps de réponse.

Conséquences système :

Les servocommandes d'aileron et de spoilers doivent être capables de vitesses de débattement significativement plus grandes que celles nécessaires au pilotage :

- Ailerons :  $100^\circ/\text{s}$  pour  $40^\circ/\text{s}$  nécessaires au pilotage.
- Spoilers (externes) :  $200^\circ/\text{s}$  pour  $50^\circ/\text{s}$  nécessaires au pilotage.
- Tuyauteries, servo-valve et bloc hydraulique plus gros et adjonction d'accumulateurs pour admettre des débits plus importants.

## 4.7.3 Réduction des charges en manœuvre

Objectif :

Diminution du moment de flexion voilure lors de manœuvres exceptionnelles.

Application : A340

Principe :Braquer les gouvernes de bout de voilure vers le haut  
dès que le facteur de charge vertical mesuré  
confirmé par une action manche à cabrer  
dépasse un seuil (système progressif en boucle ouverte).

Principale contrainte : Sans

Conséquences système : Sans (logiciel uniquement)

## 4.8 Perspectives

- Commande de direction électrique : appliqué sur A340 500/600 et A380
- Suppression du secours mécanique : appliqué sur A340 500/600 et A380
- Lois COVAS contrôle actif des modes avion à la place de leur filtrage :  
appliqué sur A340 5/6 et A380
- Intégration PA/CDV: appliqué sur A340 500/600 et A380
- Capteurs actifs
- Utilisation d'actionneur à puissance électrique EHA/EBHA : proposé sur A380
- Nappe de micro-spoilers déplacés par des actionneurs piézo-électriques
- Aileron avec arbre de torsion en alliage à mémoire de forme

## • 4.9 Principales évolutions techniques de l'A380

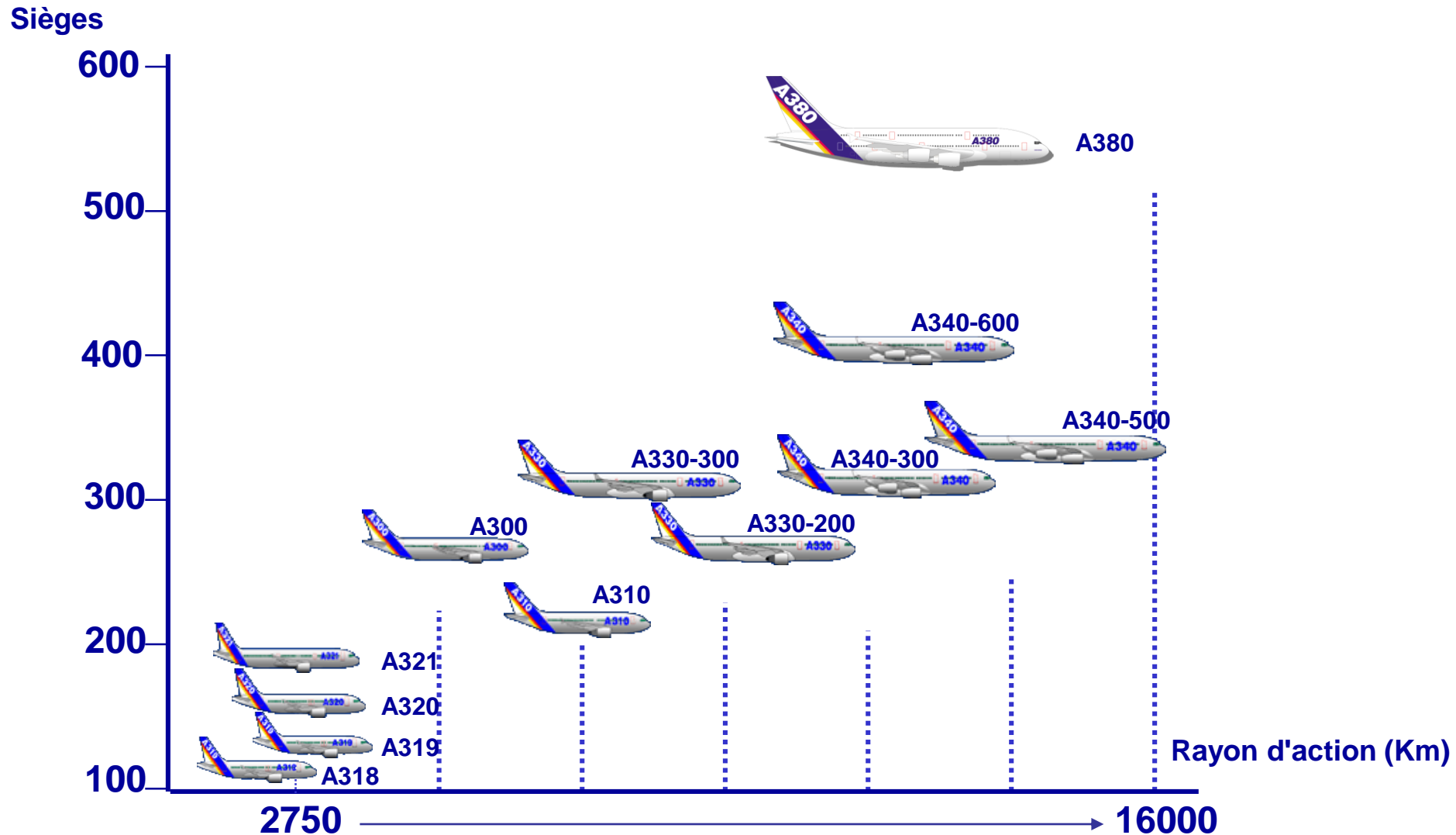
### A340-600

- Range :  $\approx$  14 000 km
- Capacité :  $\approx$  380 passagers
- Dimensions :
  - Envergure : 63.45 m
  - Longueur : 75.27 m
  - Hauteur : 17.8 m
- Motorisation de 56 klbs :
  - Rolls Royce : Trent 500

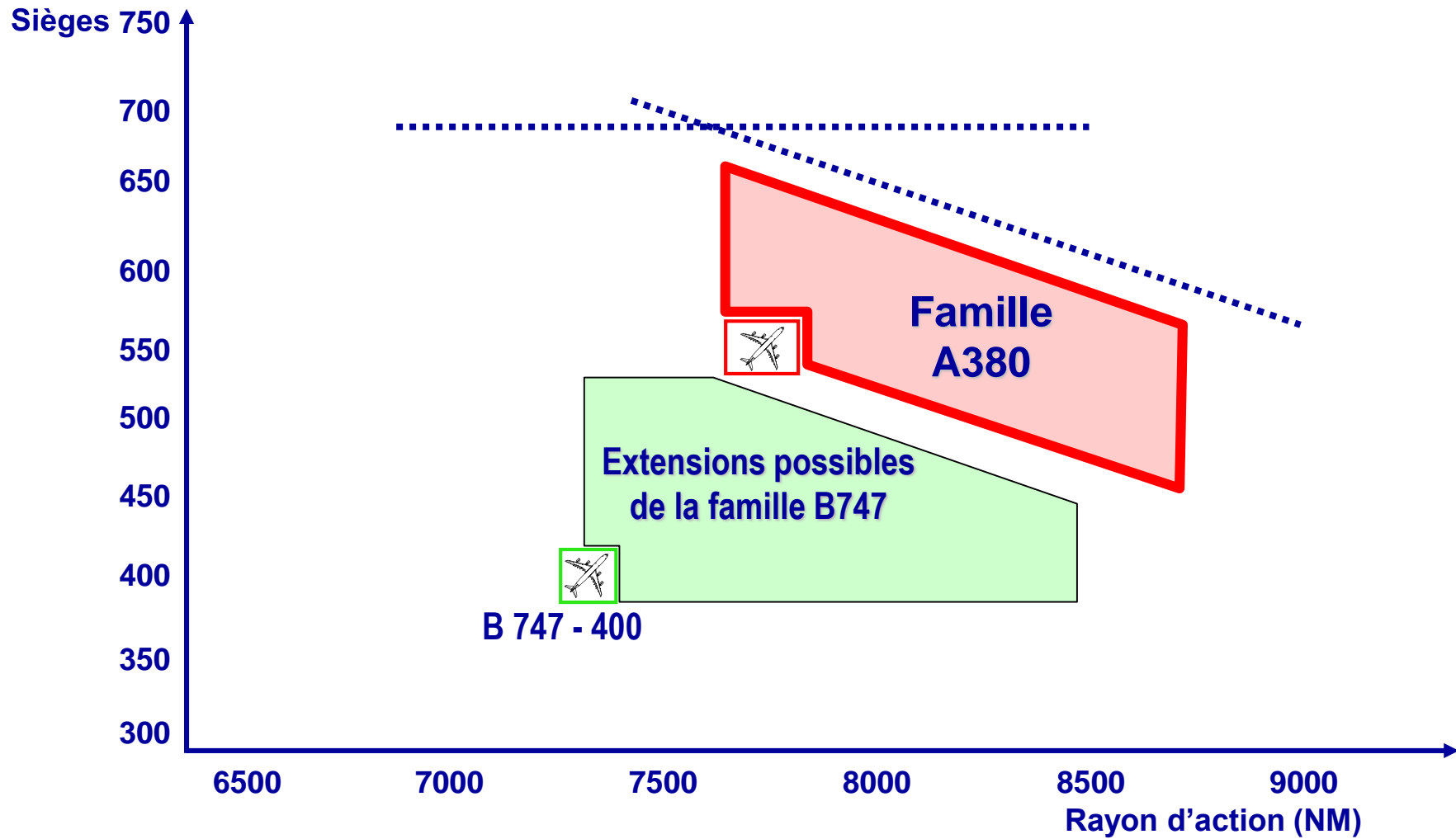
### A380

- Range :  $\approx$  15 000 km
- Capacité :  $\approx$  555 passagers
- Dimensions :
  - Envergure : 79.8 m
  - Longueur : 73 m
  - Hauteur : 24.1 m
- Double motorisation de 70 klbs :
  - Rolls Royce : Trent 900
  - Engine Alliance : GP 7200

# Comparaison avec la gamme airbus

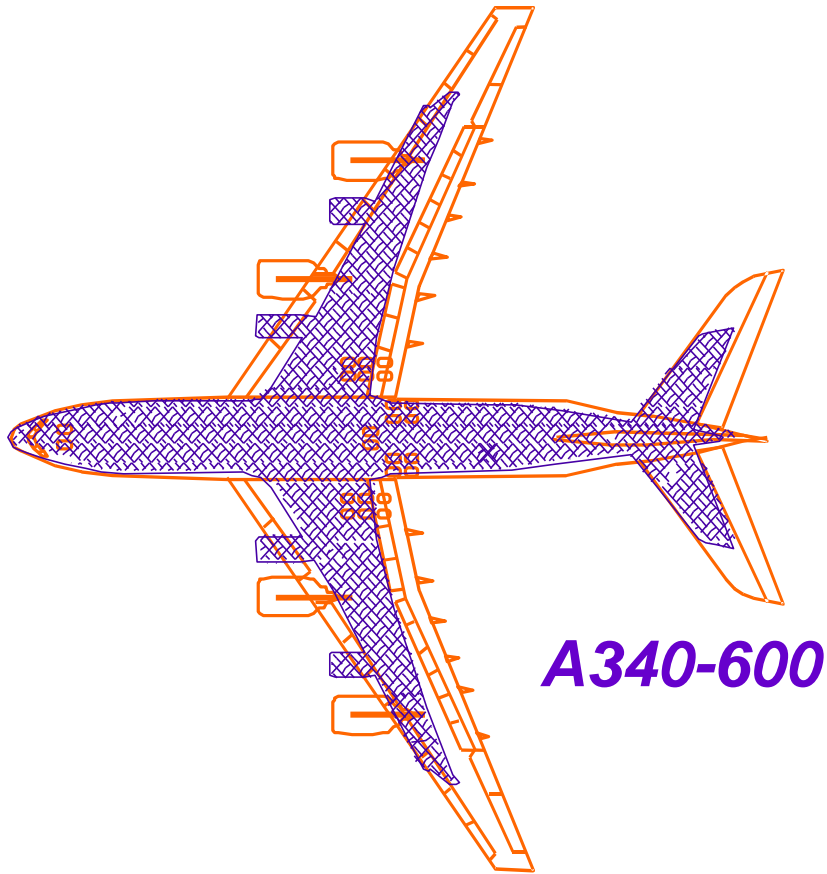




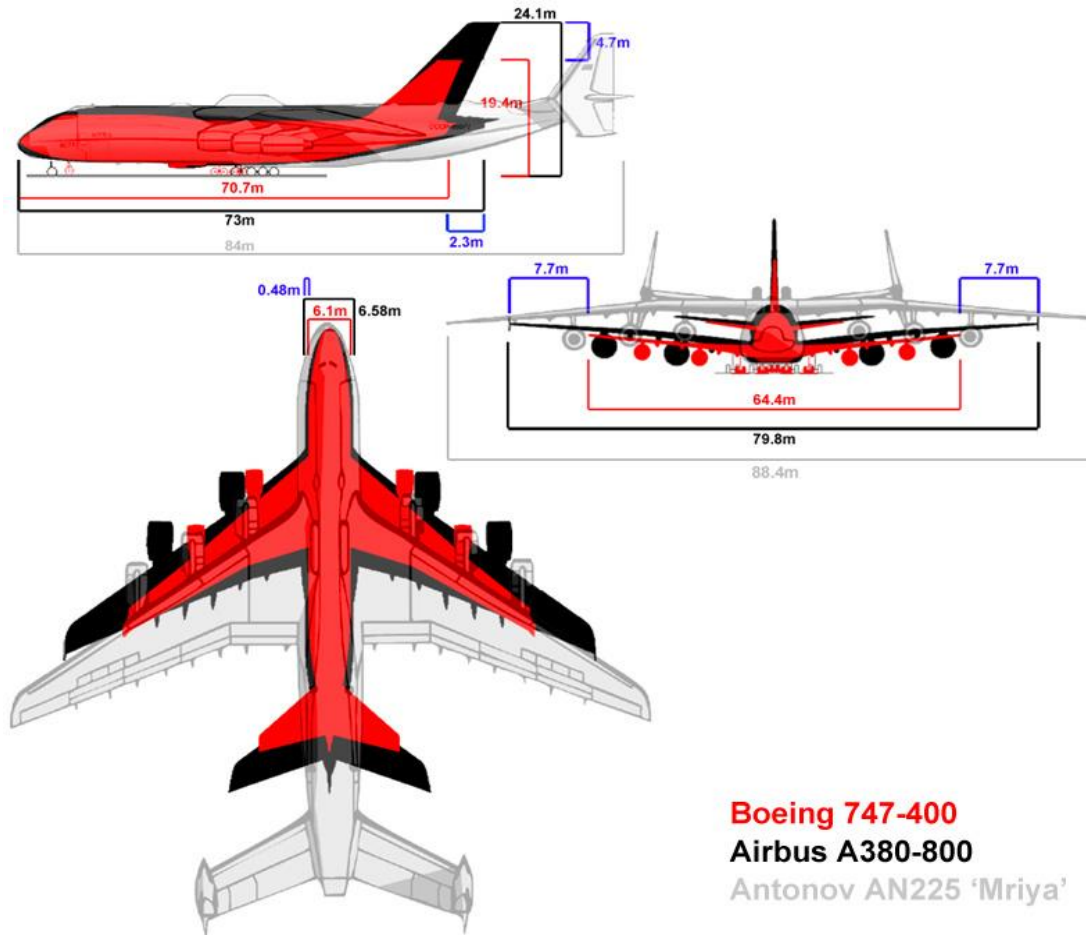


..... Limites aéroportuaires actuelles <80m & masse maximale <600t

# Comparaison de taille



# Comparaison de taille

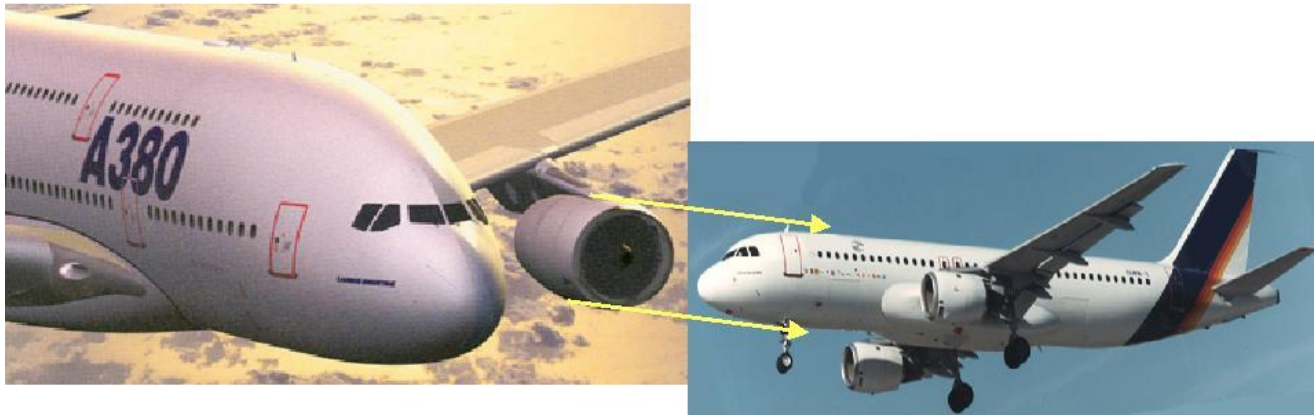


# Taille des moteurs



# Taille des moteurs

➤ *Comparatif dimensionnel des avions de la gamme AIRBUS*



**Diamètre  
Réacteur A380**

**=**

**Diamètre  
Fuselage A320**



## ➤ Comparatif dimensionnel des avions de la gamme AIRBUS

### Evolution du nombre de roues des Airbus



A320 : 6 roues

A300 : 10 roues

A340-200 : 12 roues

A340-600 : 14 roues

**A380 : 22 roues !!!**



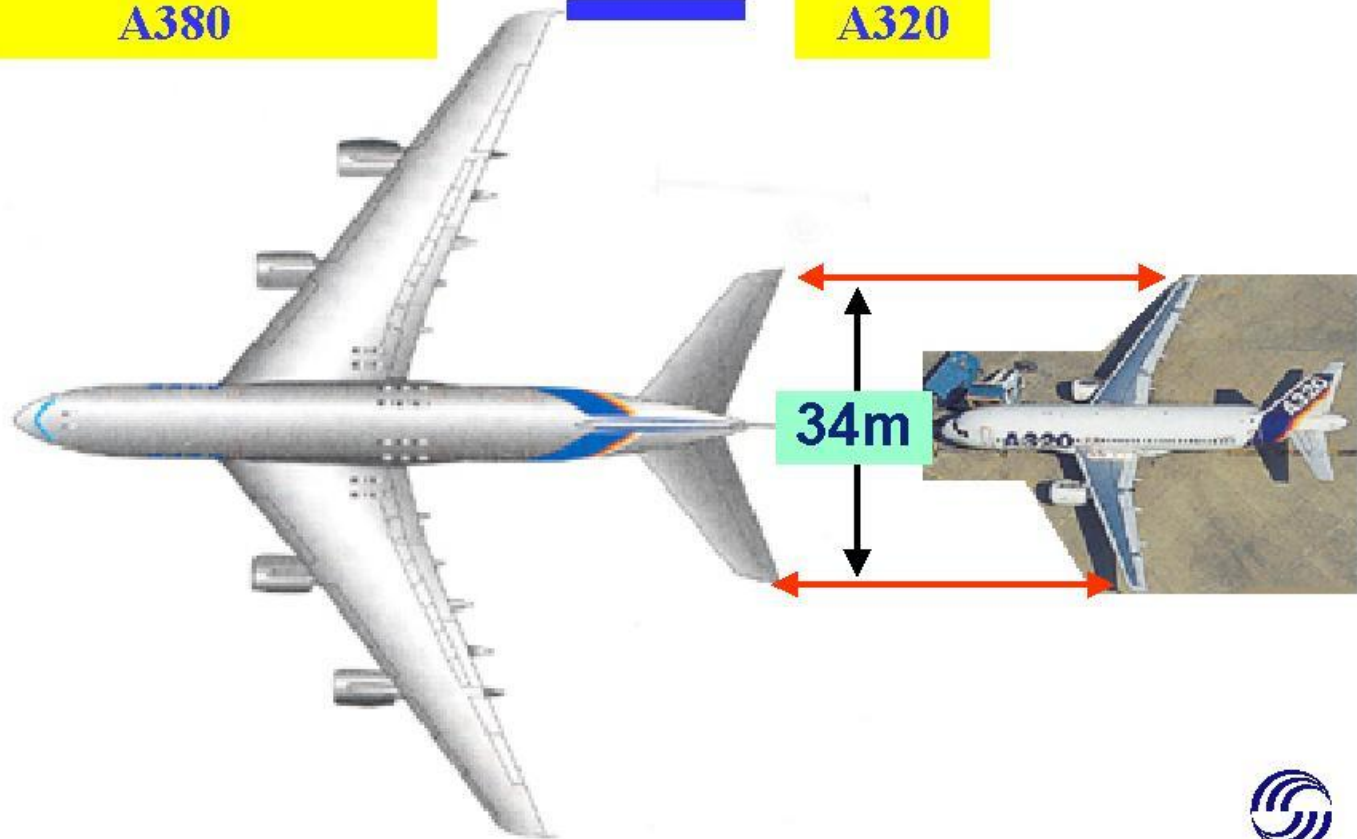
**AIRBUS**

## > Comparatif dimensionnel

**Empennage horizontal  
A380**



**Voilure  
A320**



## ➤ Comparatif dimensionnel

Réservoir A 318  
23 860 litres



1 citerne

Réservoir A380  
310 000 litres



13 citernes!!!





## > Comparatif dimensionnel

Hauteur A380

=

Hauteur  
immeuble de  
8 étages

