

Détection de pannes et commande tolérante aux fautes

pour la conduite du vol:

Eléments de réflexion

Rabbah Felouah, Nan Zhang, Karim Achaibou, et

Félix Mora-Camino

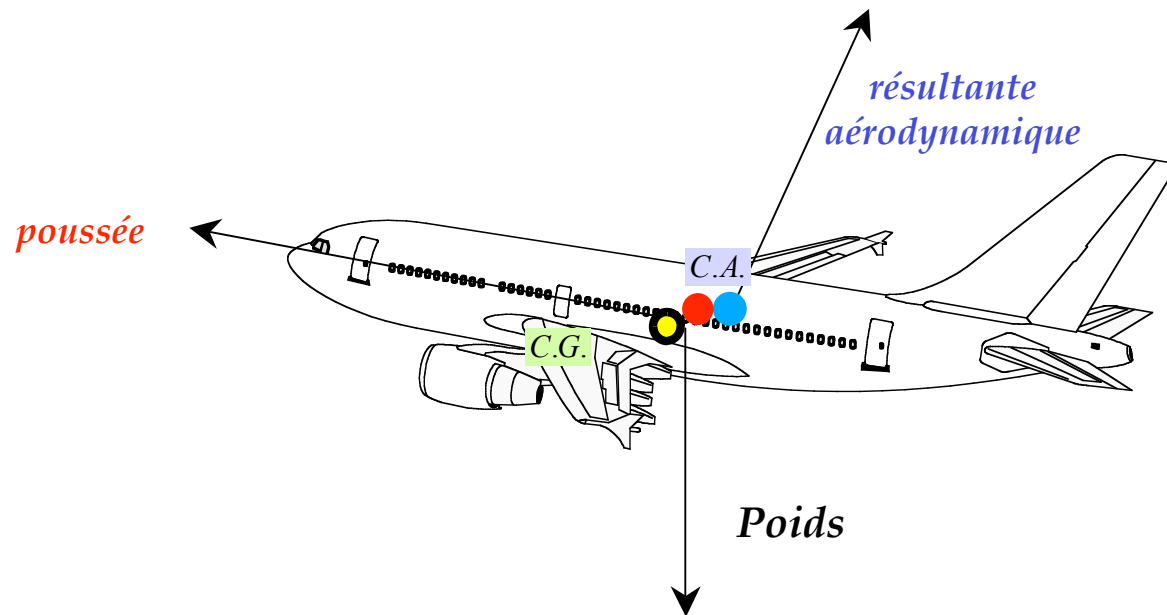
*Novembre 2006*

## Plan de la présentation

- La mécanique du vol
  - Les chaînes de commande
  - La conduite du vol
- } FDI et FTC

# La mécanique du vol

# La mécanique du vol



$$\vec{V}_b = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad \vec{\omega}_b = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}_E = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta & \cos\psi \sin\theta \sin\phi - \sin\psi \cos\phi & \cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi \\ \sin\psi \cos\theta & \sin\psi \sin\theta \sin\phi + \cos\psi \cos\phi & \sin\psi \sin\theta \cos\phi - \cos\psi \sin\phi \\ \sin\theta & -\cos\theta \sin\phi & -\cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}_B$$

ou

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix}_E = \begin{bmatrix} V_a \cos\gamma \cos\chi \\ V_a \cos\gamma \sin\chi \\ -V_a \sin\gamma \end{bmatrix}$$

# La mécanique du vol

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{I_{zz}}{D} M_{XB} + \frac{I_{xz}}{D} M_{ZB} + \frac{(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) I_{xz}}{D} pq + \frac{(I_{yy} - I_{zz}) I_{zz} - I_{xz}^2}{D} rq \\ \dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} M_{YB} + \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} pr + \frac{I_{xz}}{I_{yy}} (r^2 - p^2) \\ \dot{r} = \frac{I_{xz}}{D} M_{XB} + \frac{I_{xx}}{D} M_{ZB} + \frac{(I_{xx} - I_{yy}) I_{xx} + I_{xz}^2}{D} pq + \frac{(I_{yy} - I_{xx} - I_{zz}) I_{xz}}{D} rq \end{cases}$$

$$D = I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2$$

$$\begin{cases} \dot{\theta} = -r \sin \phi + q \cos \phi \\ \dot{\psi} = \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} \\ \dot{\phi} = p + \operatorname{tg} \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \end{cases}$$

$$\begin{cases} \vec{F} = \vec{A} + \vec{T} + \vec{G} \\ \vec{M} = \vec{M}_A + \vec{M}_T \end{cases}$$

$$\begin{cases} \dot{u} = \frac{F_{XB}}{m} + qw - rv \\ \dot{v} = \frac{F_{YB}}{m} + ru - pw \\ \dot{w} = \frac{F_{ZB}}{m} + pv - qu \end{cases}$$

## La mécanique du vol

$$\begin{cases} F_X = 1/2 \rho(z) V^2 C_X(\alpha, \beta, p, q, r, M, config, \delta_p, \delta_{PHR}, \delta_a, \delta_d) \\ F_Y = 1/2 \rho(z) V^2 C_Y(\alpha, \beta, p, q, r, M, config, \delta_p, \delta_{PHR}, \delta_a, \delta_d) \\ F_Z = 1/2 \rho(z) V^2 C_Z(\alpha, \beta, p, q, r, M, config, \delta_p, \delta_{PHR}, \delta_a, \delta_d) \end{cases}$$

Forces aérodynamiques

$$\begin{cases} L = 1/2 \rho(z) l V^2 C_L(\alpha, \beta, p, q, r, M, config, \delta_p, \delta_{PHR}, \delta_a, \delta_d) \\ M = 1/2 \rho(z) l V^2 C_M(\alpha, \beta, p, q, r, M, config, \delta_p, \delta_{PHR}, \delta_a, \delta_d) \\ N = 1/2 \rho(z) l V^2 C_N(\alpha, \beta, p, q, r, M, config, \delta_p, \delta_{PHR}, \delta_a, \delta_d) \end{cases}$$

Moments aérodynamiques

$$T_i = T(z, V, \alpha, \beta, \delta_T, \delta_{config}) \quad i = 1, 2, \dots$$

Poussée

# La mécanique du vol

Les sources de non linéarité dans la dynamique du vol sont multiples:

-**Les équations d'Euler** qui relient les taux de variations des angles d'attitude aux composantes avion du vecteur de rotation instantané sont parfaitement connues, l'effet des non linéarités y est d'autant plus important que les angles d'assiette sont grands.

-**Les termes d'entraînement** des équations de force et de moments font appel à des coefficients inertiels qui peuvent présenter des erreurs d'estimation, leurs effets sont d'autant plus importants que l'avion est engagé dans une manoeuvre impliquant les trois axes de rotation.

-**Les effets aérodynamiques et propulsifs** qui dépendent essentiellement du niveau de vol et du nombre de Mach, sont difficilement modélisables, des erreurs peuvent entâcher aussi bien la structure (en général supposée additive) des modèles utilisés que les valeurs de leurs coefficients alors que leur domaine de validité est limité (valeurs extrêmes de  $\alpha$  et de  $\beta$ ). L'étude de ces non linéarités est très complexe et fait appel à des outils mathématiques tels que la théorie des bifurcations. Les principales perturbations extérieures, de nature atmosphérique, viennent actionner ces effets.

-**Les chaînes de commande** qui présentent de nombreuses non linéarités (valeurs extrêmes, saturation en vitesse, hystérésis, etc)

# La mécanique du vol

## Techniques de détection et identification

- Approches multimodèle linéaire
- Approches robustes
- Systèmes affines de commande: approches analytiques et géométriques
- Approches par la platitude différentielle



# La Platitude

## Définition de la platitude:

Soit un système dont la dynamique est décrite par les équations d'état suivantes:

$$\dot{\underline{x}} = f(\underline{x}, \underline{u}) \quad \underline{x} \in \mathbb{R}^n, \quad \underline{u} \in \mathbb{R}^m$$

La sortie vectorielle  $\underline{y} \in \mathbb{R}^m$  est dite (différentiellement) plate si elle est telle que:

- Le vecteur des sorties  $\underline{y} = (y_1, y_2, \dots, y_m)$  peut s'écrire:

$$y_j = h_k(\underline{x}, u_1, \dots, u_m^{(\delta_1)}, u_2, \dots, u_2^{(\delta_2)}, u_m, \dots, u_m^{(\delta_m)}) \quad j = 1 \text{ à } m$$

- Les composantes de  $\underline{y}$  sont analytiquement indépendantes.
- Les composantes de l'état  $\underline{x}$  et des l'entrées  $u$  peuvent s'écrire:

$$x_i = \Phi_i(y_1, y_1^{(1)}, \dots, y_1^{(\mu_{i,1})}, y_2, \dots, y_2^{(\mu_{i,2})}, \dots, y_m, y_m^{(1)}, \dots, y_m^{(\mu_{i,m})}) \quad i = 1 \text{ à } n$$

$$u_k = \Psi_k(y_1, y_1^{(1)}, \dots, y_1^{(\nu_{k,1})}, y_2, \dots, y_2^{(\nu_{k,2})}, \dots, y_m, y_m^{(1)}, \dots, y_m^{(\nu_{k,m})}) \quad k = 1 \text{ à } m$$

où les fonctions  $\underline{\Phi}$  et  $\underline{\Psi}$  satisfont identiquement à l'équation:  $\dot{\underline{\Phi}} = f(\underline{\Phi}, \underline{\Psi})$

On définit:  $\nu_j = \max_{k=1 \text{ à } m} \{ \nu_{k,j} \} - 1$

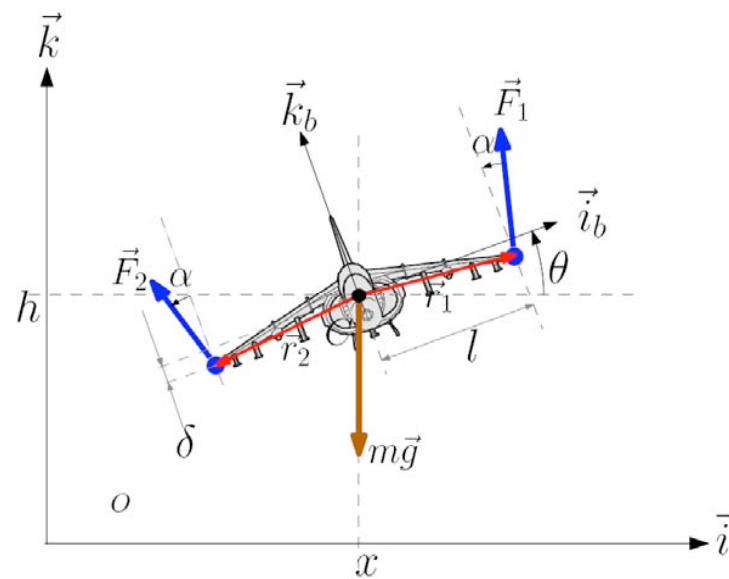
# La platitude

- Exemple de platitude explicite : *Engin à décollage vertical*

$$\begin{cases} \ddot{X} = -\sin\theta u_1 + \rho \cos\theta u_2 \\ \ddot{H} = \cos\theta u_1 + \rho \sin\theta u_2 - 1 \\ \ddot{\theta} = u_2 \end{cases}$$

$$\begin{cases} X = x/g \\ H = h/g \end{cases}$$

$$\begin{cases} u_1 = (F_1 + F_2)\cos\alpha / (m g) \\ u_2 = (F_1 - F_2)\sin\alpha / (\rho m g) \end{cases}$$



$$\rho = J \sin\alpha / (m g (l \cos\alpha + \delta \sin\alpha))$$

vecteur d'état:  $\underline{x} = (X, \dot{X}, H, \dot{H}, \theta, \dot{\theta})$

# La platitude

- **Platitude de la dynamique de l'engin à décollage vertical :**

**sorties plates: coordonnées réduites  $a$  et  $b$  du centre de poussée**

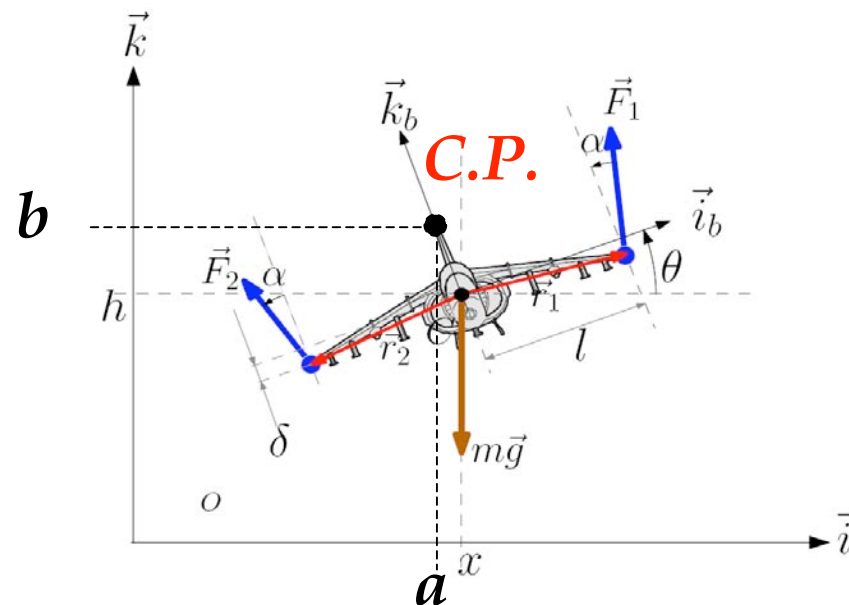
$$\underline{y}_{CP} = \begin{bmatrix} a \\ b \end{bmatrix}$$

avec

$$\begin{cases} a = X - \rho \sin \theta \\ b = H + \rho \cos \theta \end{cases}$$

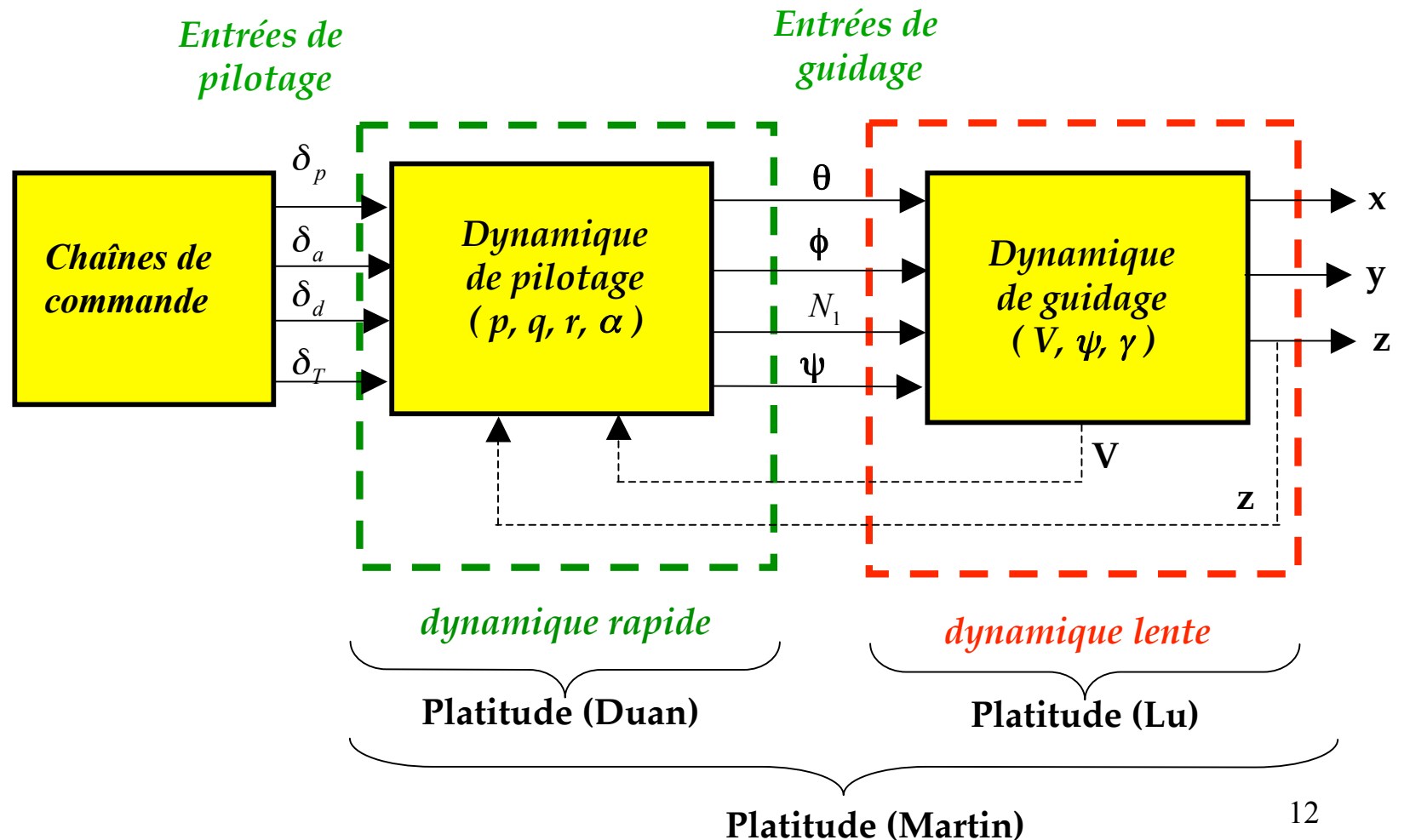
$$\underline{x} = \begin{cases} X = a + \rho \sin \theta(\ddot{a}, \ddot{b}) \\ \dot{X} \\ H = b - \rho \cos \theta(\ddot{a}, \ddot{b}) \\ \dot{H} \\ \theta = -\arctg(\ddot{a} / (\ddot{b} + 1)) \\ \dot{\theta} \end{cases}$$

$$\underline{u} = \begin{cases} u_1 = \sqrt{\ddot{a}^2 + (\ddot{b} + 1)} + \rho \dot{\theta}^2(\ddot{a}, \ddot{b}) \\ u_2 = \dot{\theta}(\ddot{a}, \ddot{b}) \end{cases}$$

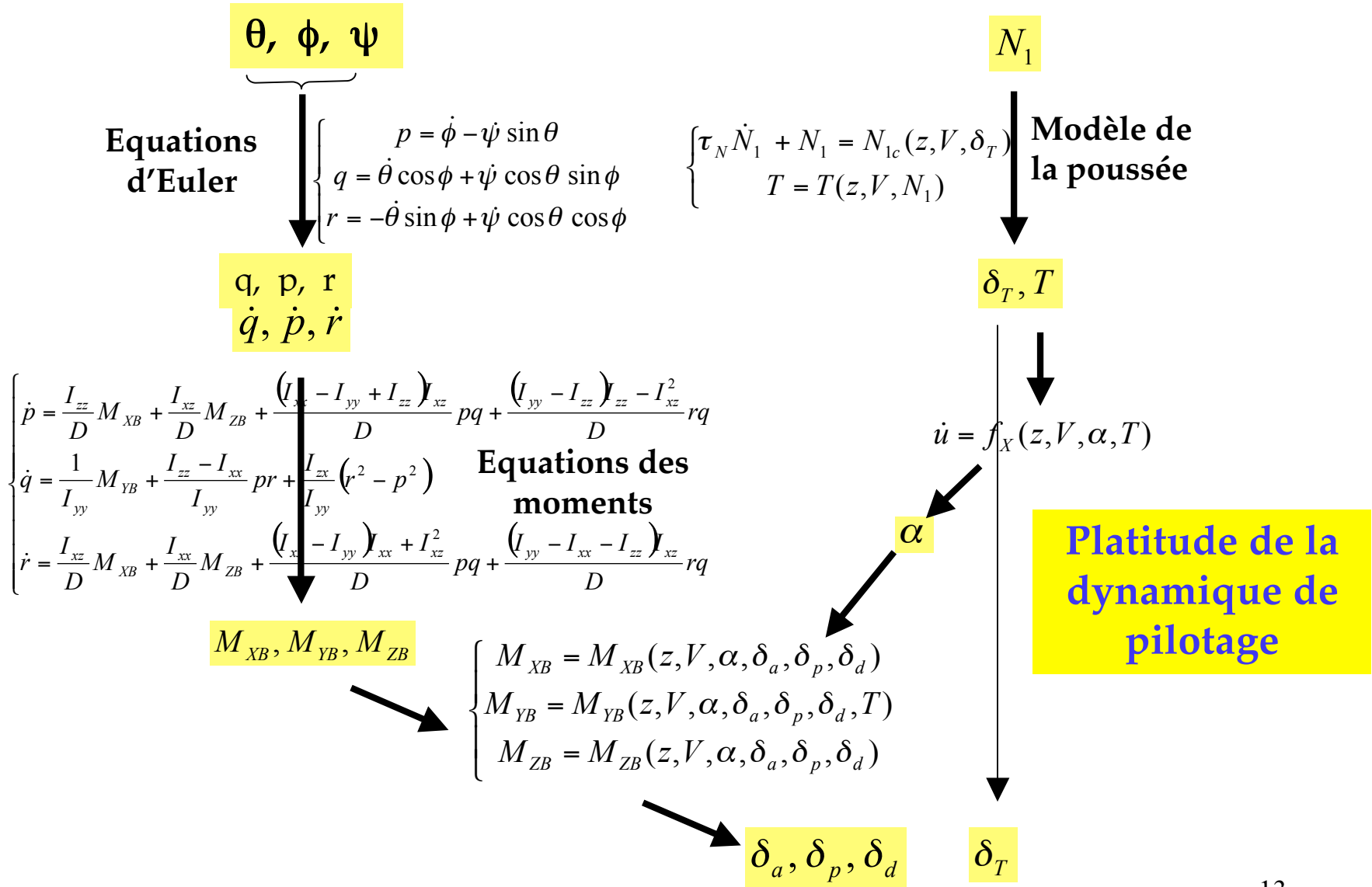


# Platitude de la dynamique du vol

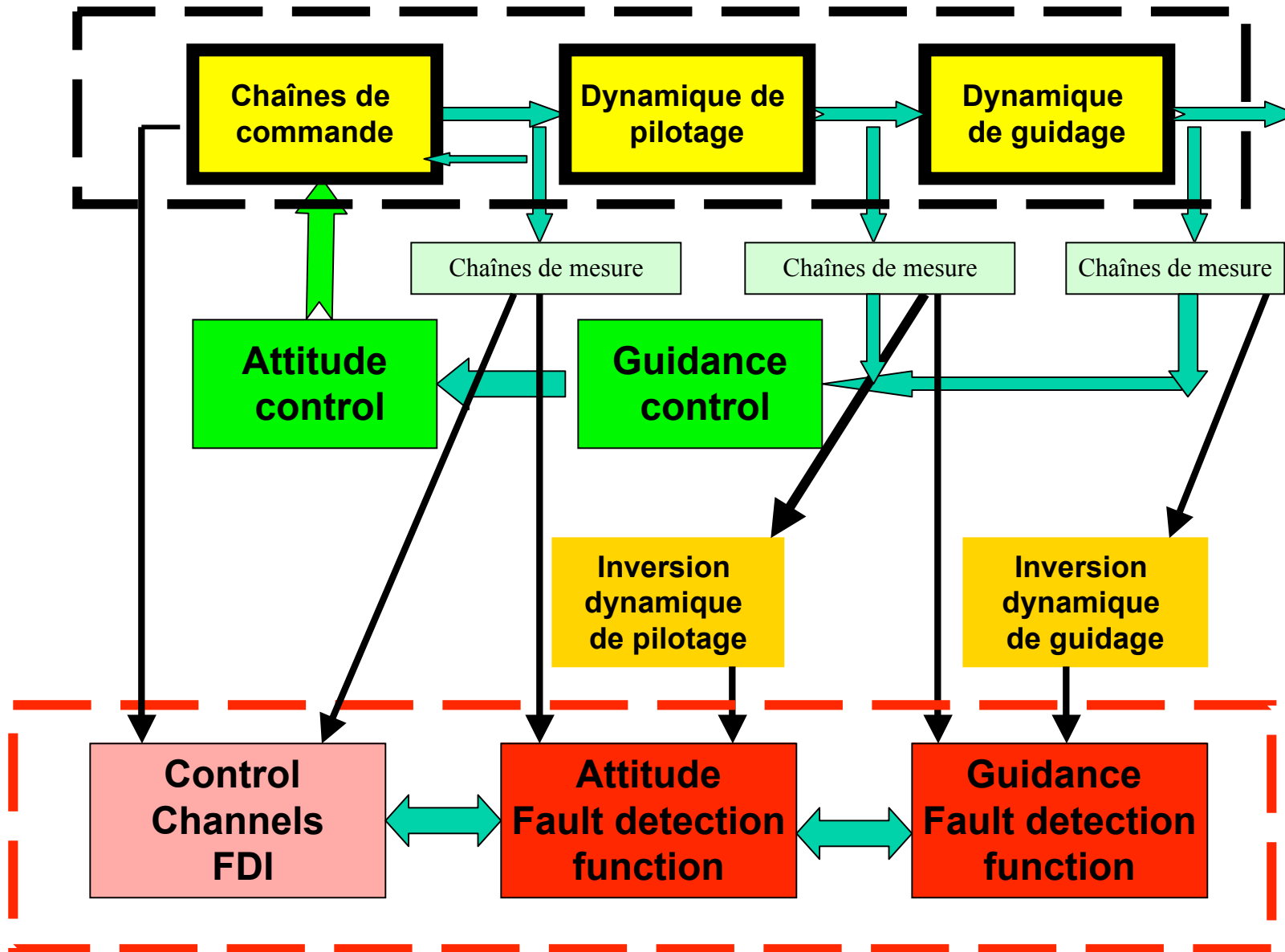
## Structure de la dynamique de pilotage/guidage d'un avion



# Platitude de la dynamique de pilotage



# Platitude et détection de pannes



## Les chaînes de commande

## Les chaînes de commande

-Détection de pannes

-Gestion des redondances: **Disponibilité des chaînes de commande par passivation des pannes capteurs et calculateurs**

- Perte de la commande de roulis : extrêmement improbable ( $10^{-9}/hv$ )
- Perte de la commande de tangage (élec. et méca. ) : extrêmement improbable ( $10^{-9}/hv$ )
- Perte des gouvernes de profondeur: extrêmement rare ( $10^{-7}/hv$ )
- Embarquement PHR ou profondeur: extrêmement improbable
- Décision de mise en oeuvre des chaînes de secours

- **Détection et délimitation des pannes majeures** (chaînes de commande et fonctions affectées)

- **Evaluation en ligne de l'effectivité des actionneurs**

- **Réaffectation des actionneurs aux fonctions de sauvegarde**

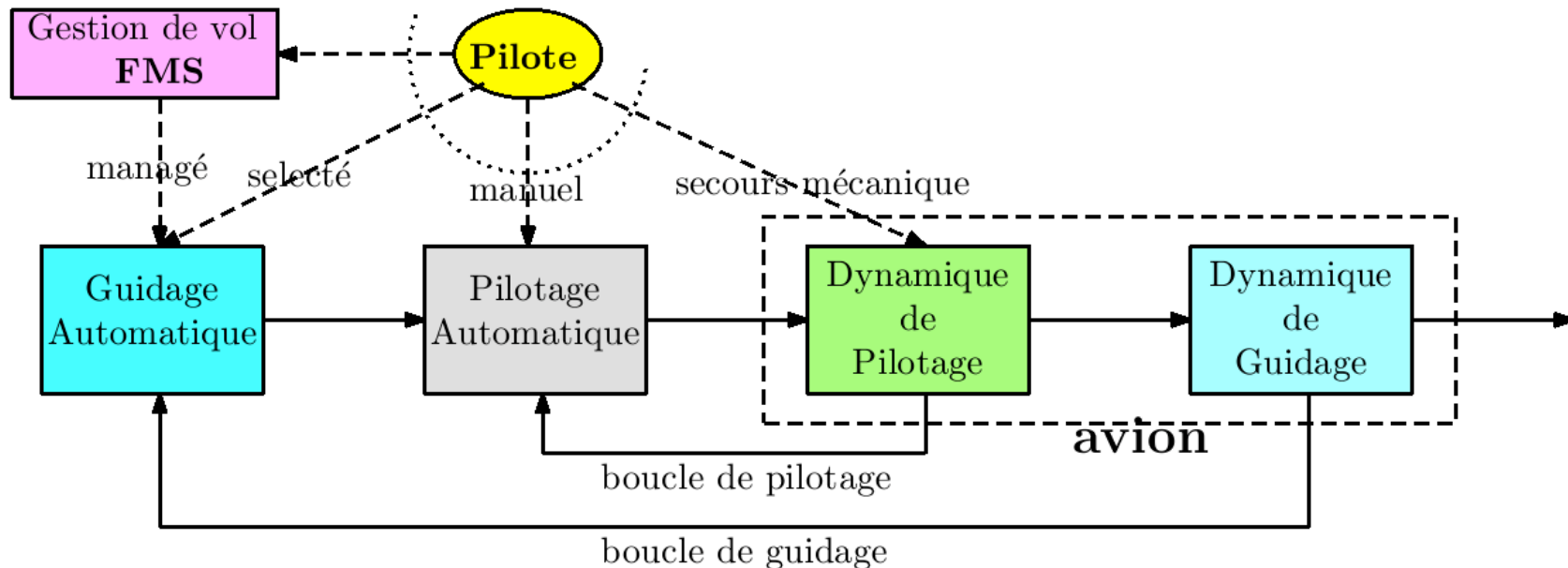
- **Evaluation en ligne de la pilotabilité et information pilote**



## La conduite du vol

# La conduite du vol

## Structure classique pour les systèmes de pilotage et de guidage automatique



# La conduite du vol

## Les modes de pilotage et guidage automatique :

### Modes profondeur

- Maintien du *facteur de charge*  $n_z$  (A320/330/340/380).
- Maintien *d'assiette longitudinale*,  $\theta = \theta_c$  (petite boucle), (A300/310, B737/747/767).
- • ~~Prise et maintien de *vitesse verticale*,  $V_z = V_{zc}$ .~~ – – – – –
- Prise et maintien d'*altitude*,  $Z = Z_c$ .
- Suivi de *profil vertical* (montée, croisière, descente) (couplage FMS).
- Prise et maintien de *vitesse/Mach* (couplage auto-manette).
- Prise et tenue de *pente*.

### Modes gauchissement

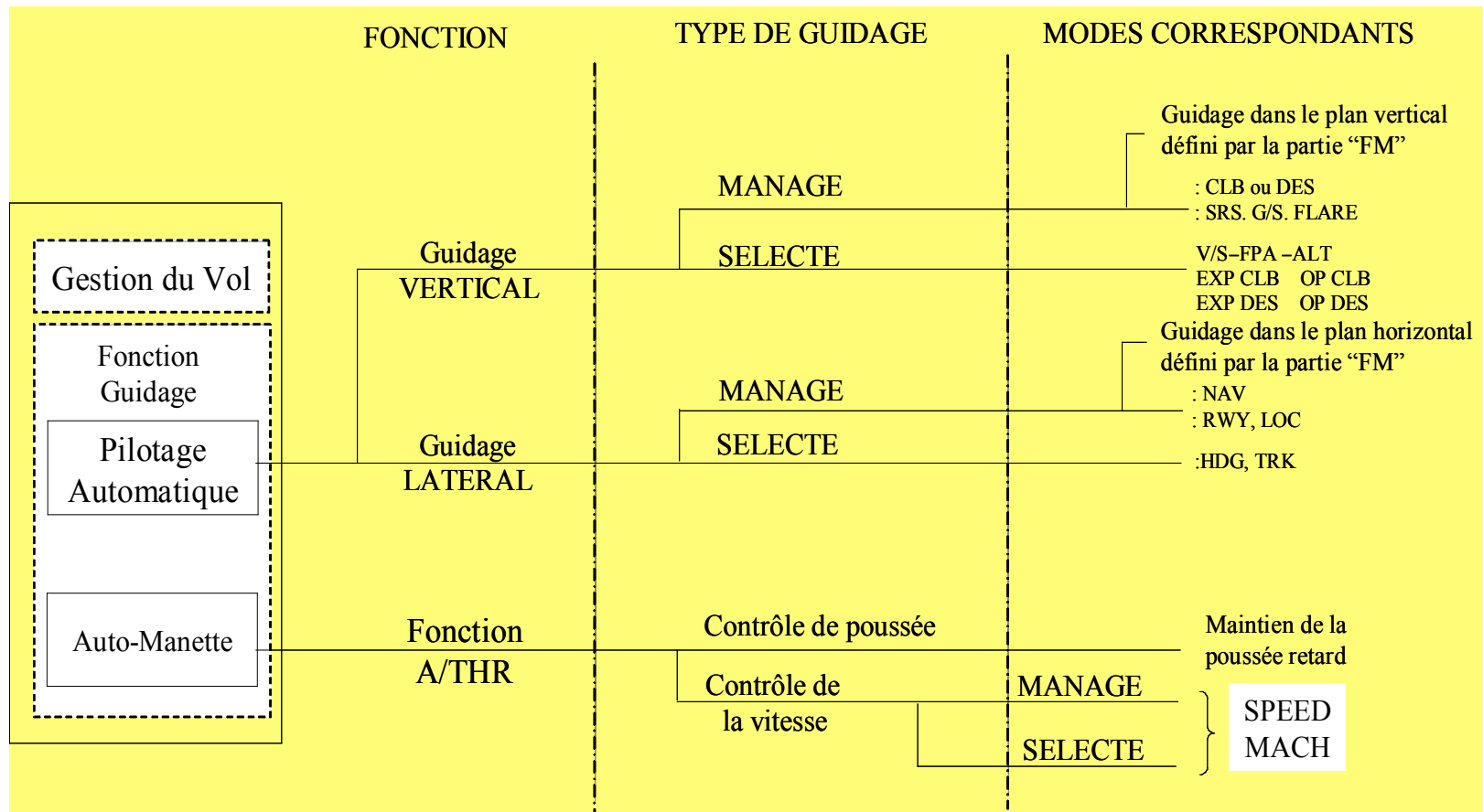
- Maintien de *vitesse de roulis*  $p$  (A320/330/340/380).
- • ~~Maintien d'*assiette latérale*,  $\phi = \phi_c$  (petite boucle), (A300/310, B737/747/767).~~
- Prise et maintien de *cap*,  $\psi = \psi_c$ .
- Prise et suivi de radio *VOR* ou *route magnétique*.
- Prise et suivi de *route inertielle* (navigation horizontale, couplage FMS)

### Modes communs

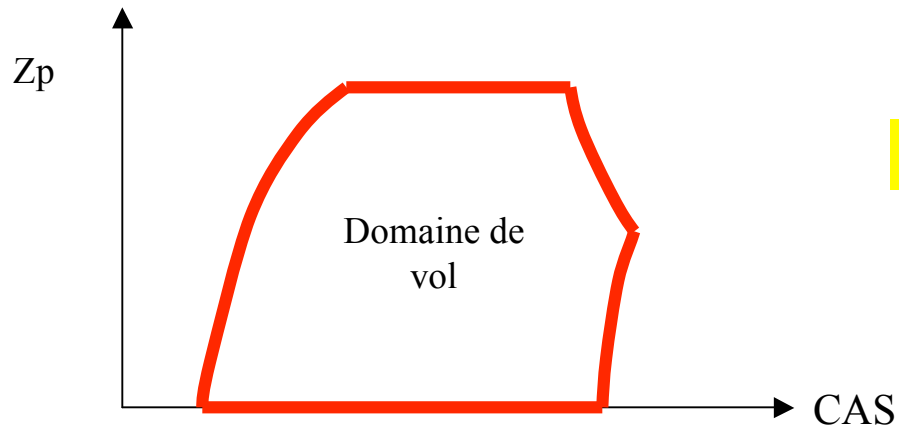
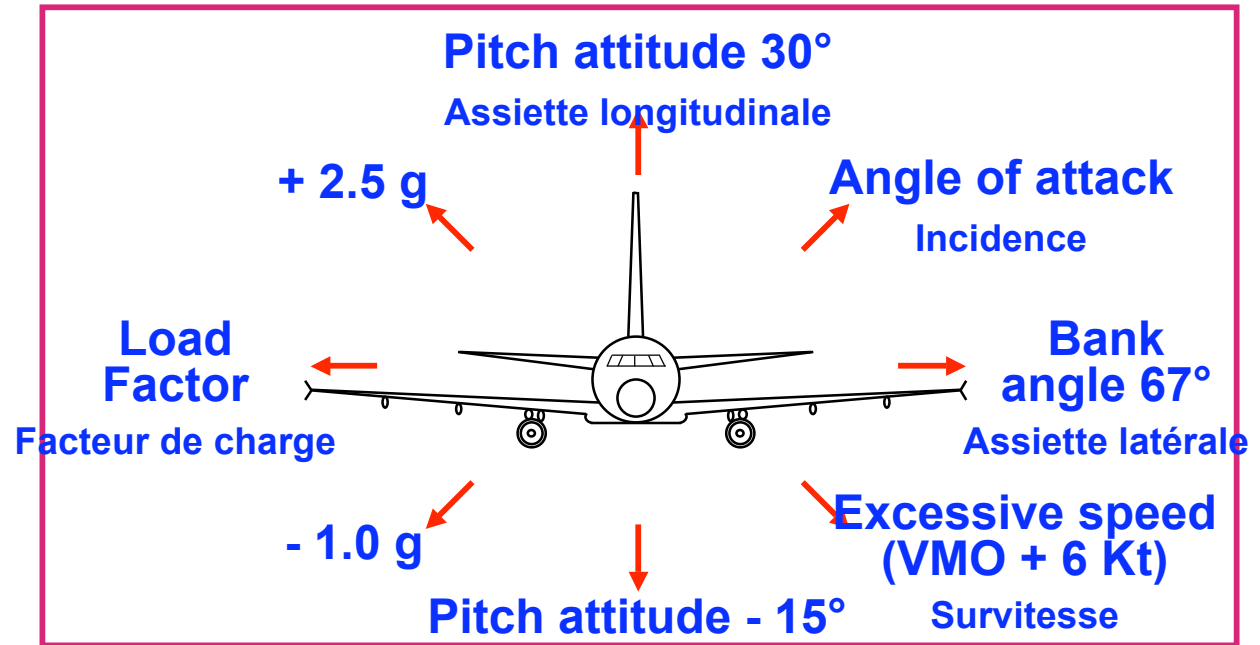
- Approche et atterrissage automatique.
- Remise des gaz et décollage (directeur de vol).

# La conduite du vol

## Les modes de guidage



# La conduite du vol



**Domaine de Vol**

## La conduite du vol

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 :

<b>Loi normale</b>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Lois rebouclées en longitudinal et latéral assurant la protection du domaine de vol.</li></ul>	Etat nominal Résiste à panne simple
<b>Loi alternate</b>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Loi rebouclée en longitudinal.</li><li>- Loi directe en latéral.</li><li>- Protection du domaine de vol par alarmes ( stall warning...) et stabilité statique renforcée)</li></ul>	Panne double ADIRS
<b>Loi directe</b>	<ul style="list-style-type: none"><li>- Loi directe en longitudinal ( trim manuel) et latéral.</li><li>- Protection du domaine de vol par alarme (stall warning...).</li></ul>	Panne triple IRS

## La conduite du vol

- Assurer la sécurité X
- Améliorer les qualités de vol de l'avion naturel
- Conserver un pilotage instinctif X
- Diminuer la charge de travail
- Améliorer le confort
- Permettre une action franche sur les organes de pilotage pour obtenir une manoeuvrabilité maximale tout en limitant les excursions hors du domaine de vol normal X
- Continuité des sensations de pilotage entre les lois nominales et les lois dégradées
- Tenue structurale et maîtrise des modes souples X





## **La conduite du vol**

### **Besoins fonctionnels:**

- Calcul en ligne du domaine de vol courant**
- Estimation en ligne des qualités de vol**
- Réévaluation des protections automatiques**
- Génération de trajectoires de sauvegarde**
- Génération de consignes de pilotage de secours**
- Visualisations DV ou HUD pour le pilote**

### **Approches et outils:**

- Raisonnement énergétique (Energie totale) et programmation dynamique**
- Modélisation de la propagation des pannes**
- Fusion de données**
- Raisonnement qualitatif, Logique floue,...**

## Conclusion

Plan d'action:

- Etudes de cas.
- Développement d'un simulateur de gros porteur avec injection de défauts.
- Générations de résidus à partir de l'approche par platitude différentielle / réseaux de neurones et comparaison avec d'autres techniques de FDI non linéaires.
- Elaboration de méthodes d'estimation de la pilotabilité et du domaine de vol résiduel après une panne majeure.
- Méthodes de génération de manoeuvres de sauvegarde.