

Contrôle d'attitude des satellites

Automne 2025 – Politech' Sophia – MAM5

Partie 1a – Rappel des cours MAM4 (Dynamique des satellites)

Damiana Losa – Thales Alenia Space

Contrôle des satellites : le SCAO (1/3)

2

- ✈ SCAO = Système de Contrôle d'Attitude et d'Orbite
- ✈ Attitude = orientation du satellite dans l'espace autour de son centre de gravité
- ✈ Objectifs du contrôle d'attitude :
 - ✈ Assurer la survie du satellite : orientation des panneaux solaires vers le soleil pour recharger les batteries.
 - ✈ Assurer la performance du satellite : pointage
 - ✈ des instruments (antennes, charge utile, instruments du SCAO) dans des directions spécifiées ;
 - ✈ des tuyères dans une convenable direction pour le contrôle de position ;
 - ✈ du sous-système de contrôle thermique ;
 - ✈ d'éléments mobiles (panneaux solaires, plateforme d'instruments).

Contrôle des satellites : le SCAO (2/3)

3

✈ *Contrôle d'attitude actif*

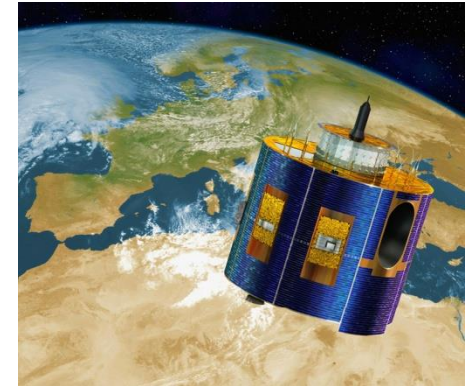
✈ Satellites spinnés (ex : satellites météo de 1^{ière} et 2^{ème} génération) : le satellite est lancé en rotation autour d'un de ses axes et cela permet de stabiliser un axe du satellite, en utilisant le phénomène de raideur gyroscopique)

✈ Satellites stabilisés sur les 3 axes (ex : satellites d'observation) : pour ces satellites le SCA permet de rejoindre une attitude et de s'y stabiliser.

✈ *Contrôle d'attitude passif* (ne consomme pas de puissance)

✈ Stabilisation par gradient de gravité

✈ Stabilisation magnétique



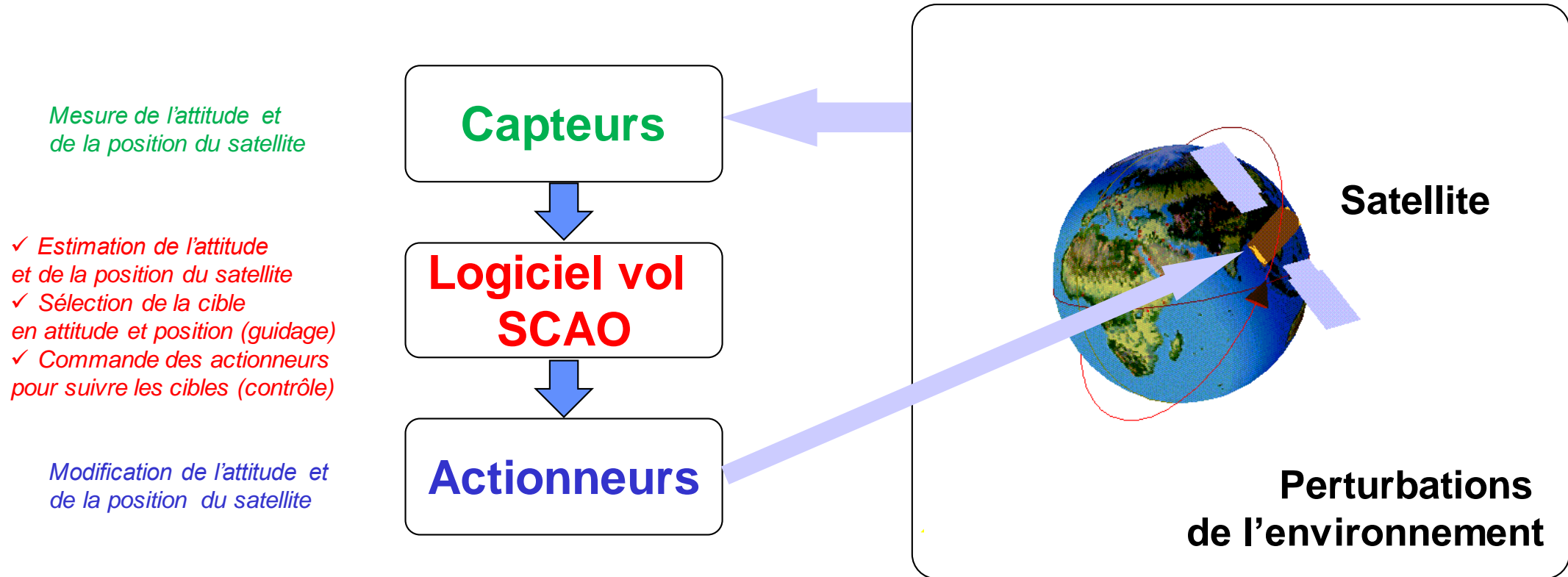
Contrôle des satellites : le SCAO (3/3)

4

- ✈ Le SCAO dans la pratique doit permettre au satellite de
 - ✈ Disposer des informations d'attitude → les 5 sens
 - ✈ Estimation de l'attitude et de la vitesse angulaire
 - ✈ Acquérir automatiquement une attitude sûre en cas de problèmes → le chat retombe toujours sur ces pattes
 - ✈ Maintenir une attitude désirée → le cerveau, les muscles
 - ✈ Génération des consignes et des lois de contrôle à envoyer aux actionneurs
 - ✈ Permettre un maintien à poste sur l'orbite (**SCAO**)
 - ✈ Contrôler l'orientation de certaines parties mobiles (antennes, générateurs solaires, etc.)

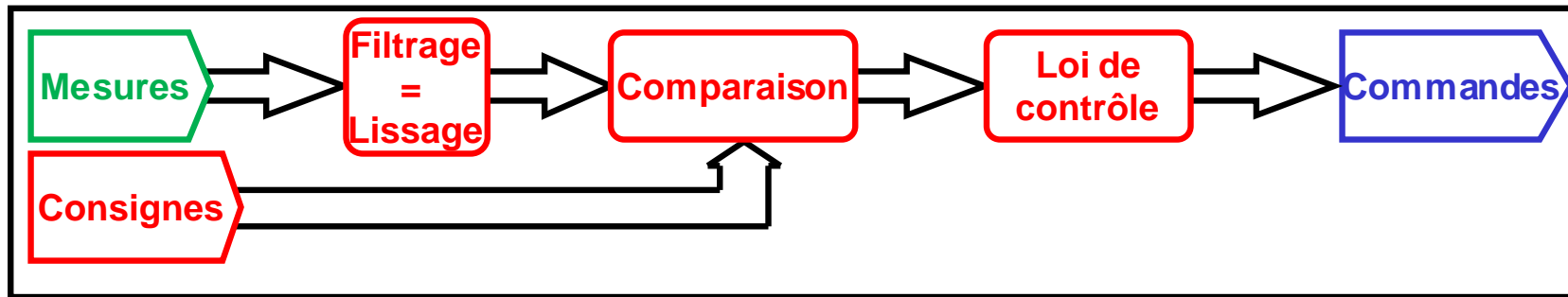
Le SCAO : principe (1/2)

5

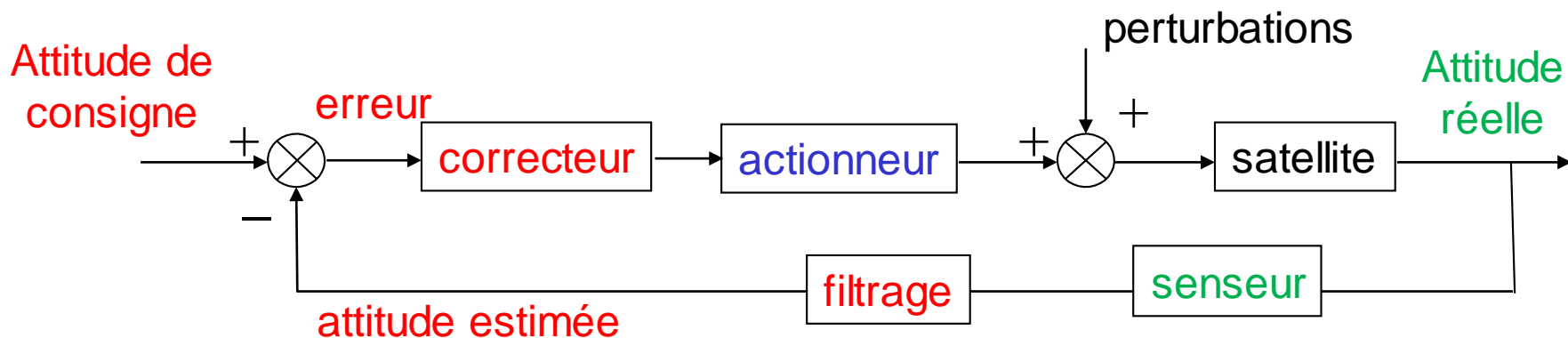


Le SCAO : principe (2/2)

6



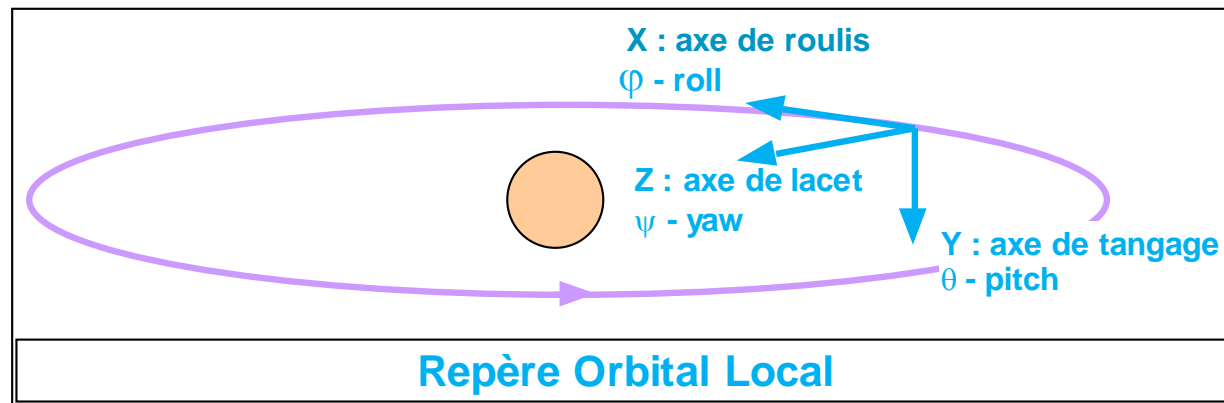
- Comparaison entre
 - Mesures (éventuellement filtrées)
 - Consignes
- Génération d'une action de contrôle réalisée par les actionneurs
 - Couples roues
 - Forces tuyères



Représentation de l'attitude (1/2)

7

- L'attitude est mathématiquement représentée par
 - 3 angles de rotation (φ, θ, ψ) = attitude du satellite dans un repère orbital local
 - 3 vitesses de rotation ($\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$)



- Dans la pratique
 - pour les phases d'études on utilise les angles d'Euler ou de Cardan/Tait-Bryan (adaptés aux petits erreurs)
 - pour le code embarqué on utilise les quaternions (pour facilité de calcul et stabilité numérique en intégration)

Représentation de l'attitude (2/2)

8

Les quaternions = nombres hypercomplexes, systèmes de nombres qui étendent les nombres complexes.

L'espace vectoriel des quaternions H a une dimension égale à 4 (\mathbb{R}^4).

Chaque élément h de H s'exprime avec une partie scalaire et une partie vectorielle

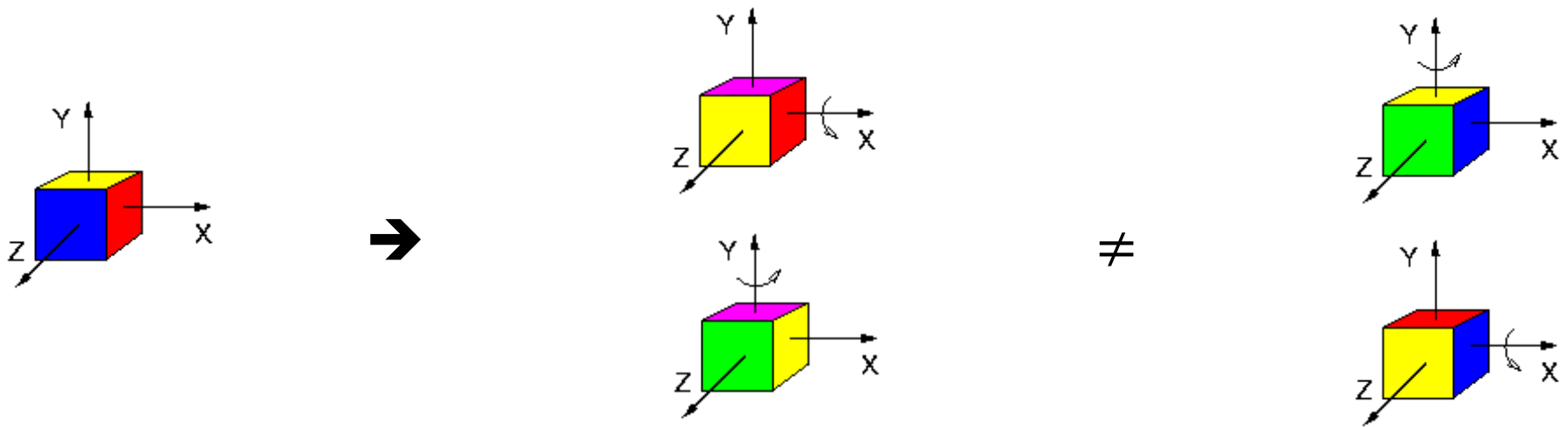
$$h = a1 + b\vec{i} + c\vec{j} + d\vec{k}$$

Sur l'espace vectoriel H des quaternions trois opérations sont définies :

addition

multiplication scalaire

multiplication entre quaternions (non commutative ou partiellement anticommutative : $1\vec{i} = \vec{i}1$ mais $\vec{i}\vec{j} = -\vec{j}\vec{i}$) \Rightarrow non commutativité des rotations



Matrice de rotation

9

- La matrice associée à la rotation transformant le repère R_1 avec base $(\vec{u}_1, \vec{v}_1, \vec{w}_1)$ en le repère R_2 avec base $(\vec{u}_2, \vec{v}_2, \vec{w}_2)$ est appelée la matrice de rotation de R_1 à R_2 :

$$M_{R_1 \rightarrow R_2}$$

- Ses colonnes sont formées, dans l'ordre, des coordonnées des vecteurs $\vec{u}_2, \vec{v}_2, \vec{w}_2$ dans R_1 , et ses lignes des coordonnées des vecteurs $\vec{u}_1, \vec{v}_1, \vec{w}_1$ dans R_2 :

$$M_{R_1 \rightarrow R_2} = \begin{pmatrix} \vec{u}_2^{[R_1]} & \vec{v}_2^{[R_1]} & \vec{w}_2^{[R_1]} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \left(\vec{u}_1^{[R_2]} \right)^T \\ \left(\vec{v}_1^{[R_2]} \right)^T \\ \left(\vec{w}_1^{[R_2]} \right)^T \end{pmatrix}$$

- Composition de rotations

$$M_{R_1 \rightarrow R_3} = M_{R_1 \rightarrow R_2} \cdot M_{R_2 \rightarrow R_3}$$

- Le vecteur \vec{V} est transformé par la rotation $M_{R_1 \rightarrow R_2}$ en \vec{V}' tel que : $\vec{V}' = M_{R_1 \rightarrow R_2} \cdot \vec{V}$

- $\vec{V}^{[1]}$ et $\vec{V}^{[2]}$ sont les coordonnées du même vecteur dans chacun de repère R_1 et R_2 . Ils sont liés par la relation :

$$\vec{V}^{[1]} = M_{R_1 \rightarrow R_2} \cdot \vec{V}^{[2]} \Leftrightarrow \vec{V}^{[2]} = (M_{R_1 \rightarrow R_2})^T \cdot \vec{V}^{[1]}$$

Angles d'Euler

Plusieurs systèmes à 3 angles permettent de passer d'un repère à un autre.

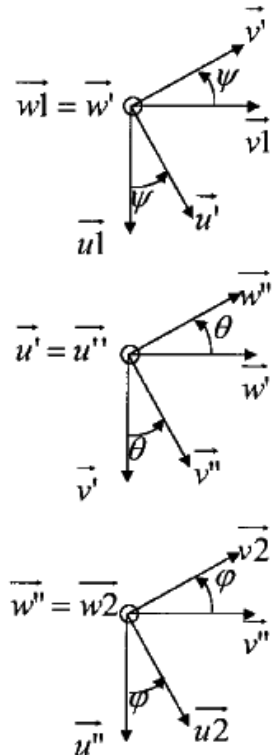
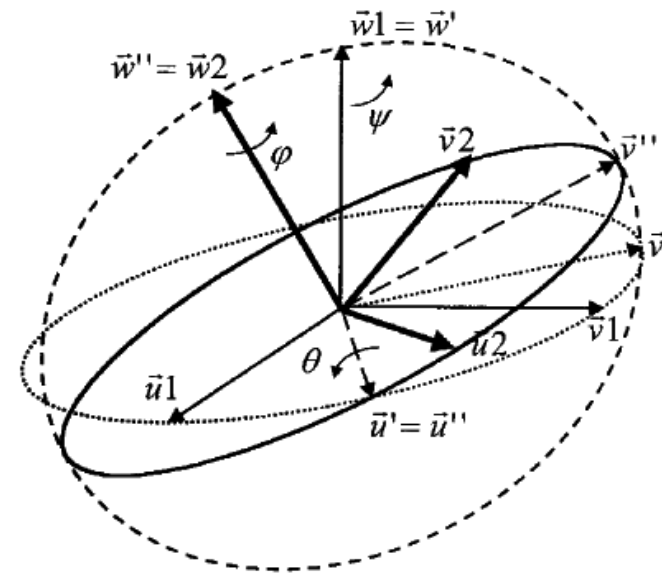
Ils se différencient selon l'ordre dans lequel sont effectuées les rotations.

Angles d'Euler

On passe du repère de référence R_1 au repère de référence R_2 par les rotations suivantes: ψ (autour de \vec{w}_1), puis θ (autour de \vec{u}' , transformée de \vec{u}_1 par la rotation d'angle ψ), et φ (autour de \vec{w}_2).

La matrice de rotation associée s'écrit:

$$M_{R_1 \rightarrow R_2} = \begin{bmatrix} \cos \varphi \cdot \cos \psi - \sin \varphi \cdot \cos \theta \cdot \sin \psi & -\sin \varphi \cdot \cos \psi - \cos \varphi \cdot \cos \theta \cdot \sin \psi & \sin \theta \cdot \sin \psi \\ \cos \varphi \cdot \sin \psi + \sin \varphi \cdot \cos \theta \cdot \cos \psi & -\sin \varphi \cdot \sin \psi + \cos \varphi \cdot \cos \theta \cdot \cos \psi & -\sin \theta \cdot \cos \psi \\ \sin \varphi \cdot \sin \theta & \cos \varphi \cdot \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}$$



Angles de Cardan ou de Tait-Bryan

11

Angles de Cardan ou de Tait-Bryan (*utilisés pour l'étude des stabilisations dites « 3-axes » autour de l'attitude de référence*)

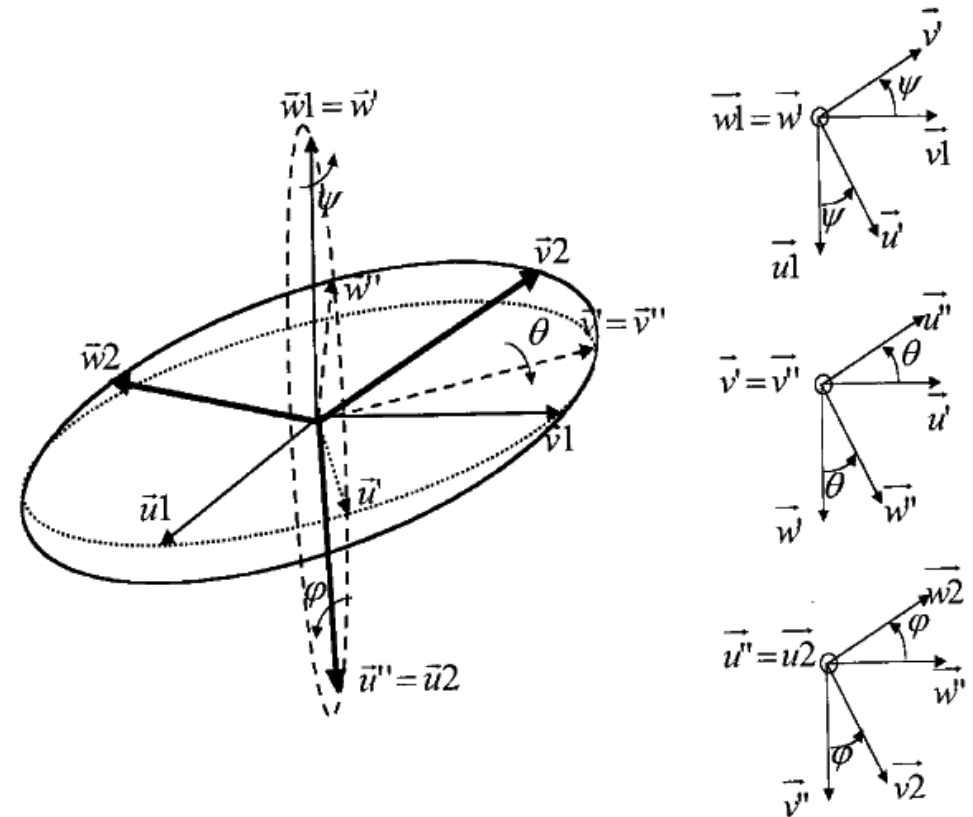
On passe du repère de référence R_1 au repère de référence R_2 par les rotations suivantes: ψ (autour de \vec{w}_1), puis θ (autour de \vec{v}' , transformée de \vec{v}_1 par la rotation d'angle ψ), et ϕ (autour de $\vec{u}_2 = \vec{u}''$).

La matrice de rotation associée est donnée en bas.

Aux petits angles, on devient indépendant de la séquence des rotations:

$$M_{R_1 \rightarrow R_2} = \begin{bmatrix} 1 & -\psi & \theta \\ \psi & 1 & -\phi \\ -\theta & \phi & 1 \end{bmatrix}$$

$$M_{R_1 \rightarrow R_2} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cdot \cos \psi & -\cos \phi \cdot \sin \psi + \sin \phi \cdot \sin \theta \cdot \cos \psi & \sin \phi \cdot \sin \psi + \cos \phi \cdot \sin \theta \cdot \cos \psi \\ \cos \theta \cdot \sin \psi & \cos \phi \cdot \cos \psi + \sin \phi \cdot \sin \theta \cdot \sin \psi & -\sin \phi \cdot \cos \psi + \cos \phi \cdot \sin \theta \cdot \sin \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cdot \cos \theta & \cos \phi \cdot \cos \theta \end{bmatrix}$$



Equations de la cinématique

12

- Les équations cinématiques décrivent les relations entre le vecteur vitesse angulaire du satellite, $\vec{\Omega}$, mesuré en axes satellite, et l'évolution des paramètres d'attitude, dans un des systèmes de représentation précédents.
- Le vecteur vitesse angulaire en angles de Cardan du repère satellite R_2 par rapport au repère orbital local R_1 , pour l'additivité des vecteur de rotation instantanés dans le cas de rotations composées, s'écrit de la manière suivante :

$$\vec{\Omega}_{R_2/R_1} = \psi \vec{w}_1 + \dot{\theta} \vec{v}' + \dot{\phi} \vec{u}''$$

- Ce vecteur vitesse angulaire peut être projeté dans un quelconque repère pour en déduire les composantes orthogonales. La projection en repère satellite R_2 de base $(\vec{u}_2 = \vec{u}'', \vec{v}_2, \vec{w}_2)$ donne la formule suivante

$$\vec{\Omega}_{R_2/R_1}^{[R_2]} = \begin{pmatrix} (\psi \vec{w}_1 + \dot{\theta} \vec{v}' + \dot{\phi} \vec{u}'') \cdot \vec{u}_2 \\ (\psi \vec{w}_1 + \dot{\theta} \vec{v}' + \dot{\phi} \vec{u}'') \cdot \vec{v}_2 \\ (\psi \vec{w}_1 + \dot{\theta} \vec{v}' + \dot{\phi} \vec{u}'') \cdot \vec{w}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \psi \vec{w}_1 \cdot \vec{u}_2 + \dot{\theta} \vec{v}' \cdot \vec{u}_2 + \dot{\phi} \\ \psi \vec{w}_1 \cdot \vec{v}_2 + \dot{\theta} \vec{v}' \cdot \vec{v}_2 \\ \psi \vec{w}_1 \cdot \vec{w}_2 + \dot{\theta} \vec{v}' \cdot \vec{w}_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\psi \sin \theta + \dot{\phi} \\ \psi \sin \varphi \cos \theta + \dot{\theta} \cos \varphi \\ \psi \cos \varphi \cos \theta - \dot{\theta} \sin \varphi \end{pmatrix}$$

- Aux petits angles

$$\vec{\Omega}_{R_2/R_1}^{[R_2]} \approx \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \psi \end{pmatrix}$$

Equations de la dynamique

13

- ✈ Théorème du moment cinétique ou moment angulaire

$$\frac{d\vec{H}_G}{dt} \Big|_{R_i} = \vec{T}_{G,ext}$$

où

- ✈ \vec{H}_G est le moment cinétique du satellite exprimé par rapport au référentiel galiléen R_i
- ✈ $\vec{T}_{G,ext}$ est le vecteur des couples extérieures appliqué au centre de gravité du satellite G
- ✈ $\vec{H}_G = I_G \vec{\Omega}_G = I_G \vec{\Omega}_{R_S/R_i}$

- ✈ Dérivée d'un vecteur par rapport à un repère en rotation (R_S repère lié au satellite)

$$\frac{d\vec{V}}{dt} \Big|_{R_i} = \frac{d\vec{V}}{dt} \Big|_{R_S} + \vec{\Omega}_{R_S/R_i} \wedge \vec{V}$$

en particulier

$$\frac{d\vec{H}_G}{dt} \Big|_{R_i} = \frac{d\vec{H}_G}{dt} \Big|_{R_S} + \vec{\Omega}_{R_S/R_i} \wedge \vec{H}_G$$

Equations de la dynamique simplifiées (1/2)

14

Equations fondamentales de la dynamique

$$\frac{d\vec{H}_G}{dt} \Big|_{R_i} = \frac{d\vec{H}_G}{dt} \Big|_{R_S} + \vec{\Omega}_{R_S/R_i} \wedge \vec{H}_G$$

où

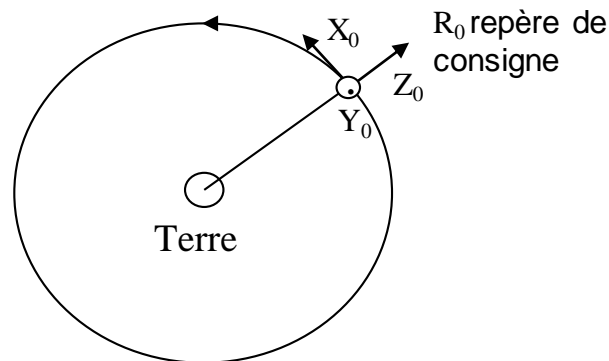
➤ \vec{H}_G est le moment cinétique du satellite exprimé par rapport au référentiel galiléen R_i

➤ $\vec{T}_{G,ext}$ est le vecteur des couples extérieures appliqué au centre de gravité du satellite G

➤ $\vec{H}_G = I_G \vec{\Omega}_G = I_G \vec{\Omega}_{R_S/R_i}$

Expression du vecteur vitesse

On développe les équations en utilisant les angles de Cardan. On suppose une stabilisation géocentrique 3 axes autour du repère orbital local, R_0 (qui est donc le repère de consigne d'attitude), qui n'est pas inertiel.



Pour une orbite circulaire, R_0 tourne autour de son axe de tangage Y_0 avec une vitesse correspondant à la pulsation orbitale ω_0 .

Equations de la dynamique simplifiées (2/2)

15

➤ Expression du vecteur vitesse absolue

- $\vec{\Omega}_{R_S/R_0}$ vecteur de rotation du satellite dans le repère orbital local
- $\vec{\omega}_0$ vecteur de rotation du repère orbital local par rapport à un repère inertiel
- $\vec{\Omega}_{R_S/R_i} = \vec{\Omega}_{R_S/R_0} + \vec{\omega}_0$ vecteur vitesse de rotation absolue (relative + d'entraînement) du satellite

➤ $\vec{\Omega}_{R_S/R_0}$ a été calculée planche 10 aux petits angles : $\vec{\Omega}_{R_2/R_0}^{[R_2]} \approx \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \psi \end{pmatrix}$

➤ $\vec{\omega}_0$ est perpendiculaire au plan orbital du satellite : $\vec{\omega}_0 = \omega_0 \vec{Y}_0$

➤ Au premier ordre, pour des petits angles :

$$\vec{Y}_0^{[R_2]} = (M_{R_0 \rightarrow R_2})^T \cdot \vec{Y}_0^{[R_0]} \approx \begin{pmatrix} 1 & \psi & -\theta \\ -\psi & 1 & \varphi \\ \theta & -\varphi & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \psi \\ 1 \\ -\varphi \end{pmatrix}$$

➤ D'où l'on déduit que la vitesse absolue du satellite (vitesse satellite par rapport au repère inertiel) exprimée en repère satellite R_2 est

$$\vec{\Omega}_{R_2/R_i}^{[R_2]} = \vec{\Omega}_{R_2/R_0}^{[R_2]} + \omega_0 \vec{Y}_0^{[R_2]} \approx \begin{pmatrix} \dot{\varphi} + \omega_0 \psi \\ \dot{\theta} + \omega_0 \\ \psi - \omega_0 \varphi \end{pmatrix}$$

Roues à réaction et équations de la dynamique (1/2)

16

- ✈ Principe de conservation du moment cinétique total
 - ✈ En l'absence de couple extérieur, si une roue est placée dans le satellite, une accélération de la roue entraîne une accélération du satellite dans le sens opposé. Ce principe peut être utilisé pour faire tourner le satellite (manœuvre de rotation).
 - ✈ Lorsque qu'un couple extérieur s'applique sur le satellite, les roues à réaction permettent le maintien du satellite autour d'une position d'équilibre par échange de moment cinétique. Reste à des vitesses de rotation faibles (<500tr/min).
- ✈ Equations de la dynamique :

$$\frac{d\vec{H}_G}{dt} \Big|_{R_i} = \vec{T}_{G,ext} = \underbrace{\frac{d\vec{H}_G}{dt} \Big|_{R_S} + \vec{\Omega}_{R_S/R_i} \wedge \vec{H}_G}_{\text{Exprimé et écrit dans le repère satellite } R_2}$$

Exprimé et écrit dans le repère satellite R_2

R_S est un repère lié au satellite

$$\vec{H}_G = \vec{H}_{G,satellite} + \vec{H}_{G,roue} = I_{G,satellite} \vec{\Omega}_{R_S/R_i} + I_{G,roue} \vec{\omega}_{R_R/R_i}$$

$$\vec{T}_{G,ext} = \frac{d(I_{G,satellite} \vec{\Omega}_{R_S/R_i})}{dt} \Big|_{R_S} + \vec{\Omega}_{R_S/R_i} \wedge I_{G,satellite} \vec{\Omega}_{R_S/R_i} + \frac{d(I_{G,roue} \vec{\Omega}_{R_R/R_i})}{dt} \Big|_{R_S} + \vec{\Omega}_{R_S/R_i} \wedge I_{G,roue} \vec{\Omega}_{R_R/R_i}$$

Roue à réaction et équations de la dynamique (2/2)

17

$$\vec{T}_{G,ext} = \frac{d(I_{G,satellite}\vec{\Omega}_{R_S/R_i})}{dt} \Big|_{R_S} + \vec{\Omega}_{R_S/R_i} \wedge I_{G,satellite}\vec{\Omega}_{R_S/R_i} + \frac{d(I_{G,roue}\vec{\Omega}_{R_R/R_i})}{dt} \Big|_{R_S} + \vec{\Omega}_{R_S/R_i} \wedge I_{G,roue}\vec{\Omega}_{R_R/R_i}$$

$$\underbrace{\frac{d(I_{G,satellite}\vec{\Omega}_{R_S/R_i})}{dt} \Big|_{R_S} + \vec{\Omega}_{R_S/R_i} \wedge I_{G,satellite}\vec{\Omega}_{R_S/R_i}}_{\text{Equation du satellite sans la roue}} = \vec{T}_{G,ext} - \underbrace{\frac{d(I_{G,roue}\vec{\Omega}_{R_R/R_i})}{dt} \Big|_{R_S}}_1 - \underbrace{\vec{\Omega}_{R_S/R_i} \wedge I_{G,roue}\vec{\Omega}_{R_R/R_i}}_2$$

- L'effet de la roue peut être considéré comme celui d'un couple supplémentaire s'appliquant au satellite.
- Si le moment cinétique des roues reste faible (vitesses faibles), le terme **2** est négligeable : c'est le cas des roues à réaction.
- Le terme **1** exprime le couple exercé sur le satellite par la variation de vitesse de rotation de la roue. On module l'amplitude de ce couple pour minimiser l'impact sur le satellite des couples extérieurs (le couple roues s'oppose aux couples extérieurs).
- Si $\vec{T}_{G,ext}$ est à moyenne non nulle dans le temps, la vitesse de la roue augmente au cours du temps. Il faut alors de temps en temps « désaturer » la roue, c'est-à-dire la ramener à une vitesse nominale, en exerçant des couples supplémentaires par d'autres moyens (propulseurs, actionneur magnétique) pour compenser l'effet de cette décélération.

Roue à réaction et équations de la dynamique simplifiées

18

➤ Equation fondamentale de la dynamique avec roues

$$\frac{d(I_{G,satellite}\vec{\Omega}_{R_S/R_i})}{dt}\bigg|_{R_S} + \vec{\Omega}_{R_S/R_i} \wedge I_{G,satellite}\vec{\Omega}_{R_S/R_i} = \vec{T}_{G,ext} - \frac{d(I_{G,roue}\vec{\Omega}_{R_R/R_i})}{dt}\bigg|_{R_S} - \vec{\Omega}_{R_S/R_i} \wedge I_{G,roue}\vec{\Omega}_{R_R/R_i}$$

➤ On suppose la matrice d'inertie di satellite diagonale $I_{G,satellite} = diag(A, B, C)$

➤ On considère que le moment cinétique des roues est faible (roues à réaction) :

$$I_{G,roue}\vec{\Omega}_{R_R/R_i} = \vec{H}_{roue}^{[R_2]} \approx 0$$

➤ D'où d'en déduit, en ne conservant que les termes du premier ordre :

$$\begin{pmatrix} A(\ddot{\phi} + \omega_0\dot{\psi}) \\ B\ddot{\theta} \\ C(\ddot{\psi} - \omega_0\dot{\phi}) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} (C-B)\omega_0\psi \\ 0 \\ (B-A)\omega_0\dot{\phi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} T_{X,ext} \\ T_{Y,ext} \\ T_{Z,ext} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \dot{H}_{X,roue} \\ \dot{H}_{Y,roue} \\ \dot{H}_{Z,roue} \end{pmatrix}$$

➤ Si les termes $\omega_0\psi$ et $\omega_0\dot{\phi}$ sont négligeables devant les termes d'accélération on a un découplage axe/axe :

$$\begin{pmatrix} A\ddot{\phi} \\ B\ddot{\theta} \\ C\ddot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} T_{X,ext} \\ T_{Y,ext} \\ T_{Z,ext} \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} \dot{H}_{X,roue} \\ \dot{H}_{Y,roue} \\ \dot{H}_{Z,roue} \end{pmatrix}$$

Cahier des charges : spécifications de pointage

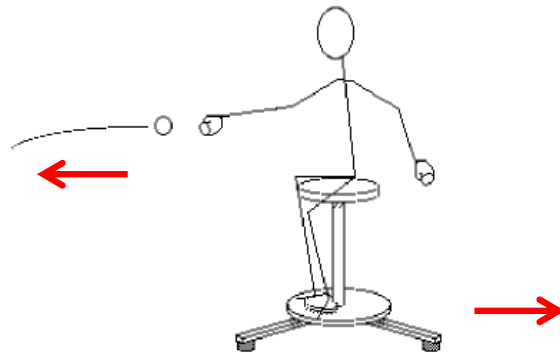
19

- ✈ Précision de pointage
 - ✈ Satellites de télécommunication
 - ✈ pour le pointage des antennes → 0,1 deg
 - ✈ pour les nouvelles bandes de fréquences plus contraignantes → 0,02 deg
 - ✈ Plateformes scientifiques orbites basses
 - ✈ pour la précision de pointage de l'instrument → 0,1 deg
 - ✈ pour la stabilité de pointage standard → $7 \cdot 10^{-4}$ deg/s
 - ✈ pour la stabilité de pointage avancée → 0,6 arcsec sur 15-300 s
- ✈ Connaissance de l'attitude
 - ✈ Satellite d'observation → 0,02 deg voir beaucoup moins
- ✈ Orientation des appendices mobiles
 - ✈ Miroirs de télescope → 0,005 deg

Les perturbations

20

- Les perturbations empêchent le SCAO d'être parfait
- Les perturbations induisent une variation du moment cinétique total du satellite : $\frac{d\vec{H}_G}{dt} \Big|_{R_i} = \vec{T}_{G,ext}$
- Leur importance dépend de l'orbite et des caractéristiques du satellite (masse, inerties, position du centre de gravité) : $\vec{H}_G = I_G \vec{\Omega}_G$
- Principe fondamental (troisième loi de Newton) : action → réaction



- Il n'y a pas de points d'appui dans l'espace :
un faible effort → un effet significatif



Analyses des perturbations (causes externes) (1/2)

21

- ✈ Couple induit par la trainée aérodynamique (frottement atmosphérique - *atmospheric drag*)
 - ✈ Interaction du satellite avec l'atmosphère résiduelle (surtout en orbites basses)
- ✈ Pression de radiation solaire
 - ✈ Interaction avec les photons de la radiation solaire
- ✈ Gradient de gravité
 - ✈ Causée par la dissymétrie de la matrice d'inertie dans le repère orbitale local
- ✈ Perturbations magnétiques
 - ✈ Interaction des matériaux magnétiques et des boucles de courant avec le champ magnétique terrestre
 - ✈ Peut être exploité comme source d'actuation pour le pilotage du satellite
- ✈ Impact avec une micrométéorite

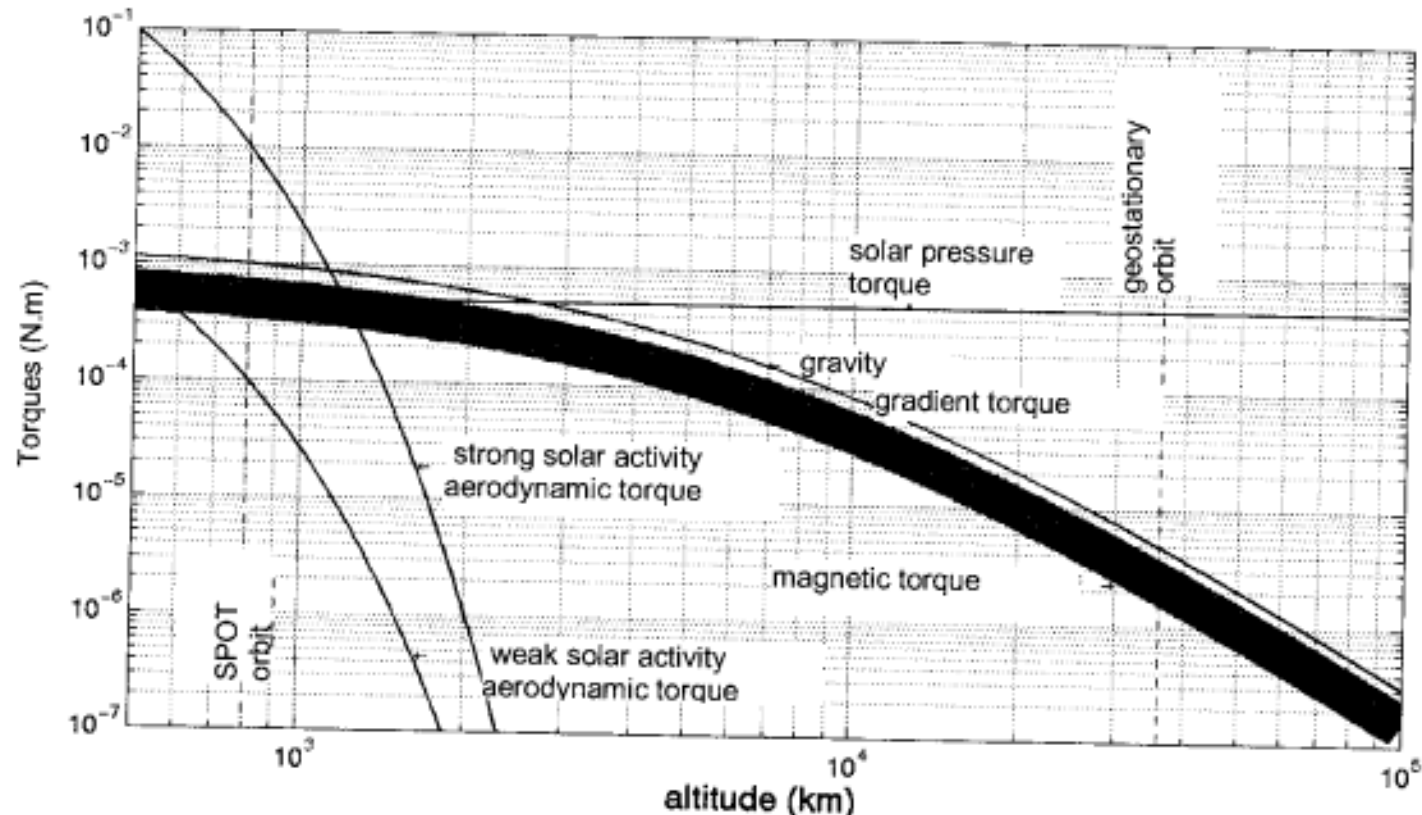
Analyses des perturbations (causes externes) (2/2)

22

Zones d'influence
des phénomènes naturels

Profil d'évolution

Aérodynamique.....	$\alpha e^{(-\beta h)}$
Magnétique.....	α/r^3
Gradient de gravité...	α/r^3
Pression solaire.....	$\sim \text{constant}$



Analyses des perturbations (causes internes)

23

- ✈ Mésalignement (actuateurs ou senseurs) ←
- ✈ Perturbations induisant un échange de moment cinétique entre le satellite et ses parties mobiles :
 - ✈ Appendices flexibles
 - ✈ GS (générateurs solaires), antennes, etc.
 - ✈ Résonances/antirésonances, incertitude
 - ✈ Ballottements de liquide dans les réservoirs
 - ✈ Phénomène de « slosh »
 - ✈ Mouvement d'objets gazeux
 - ✈ Effets de « plume » ←
 - ✈ Mouvement d'objets solides
 - ✈ GS, charge utile mobile, etc.
 - ✈ Emission RF des antennes

Mésalignements des actionneurs

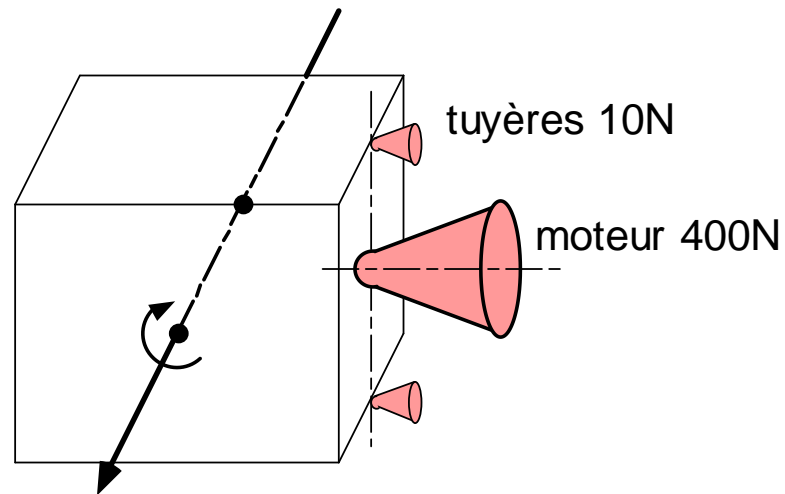
24



Exemple :

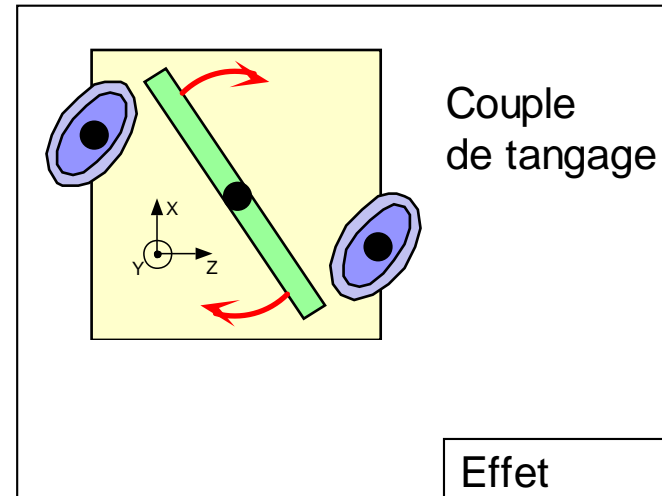
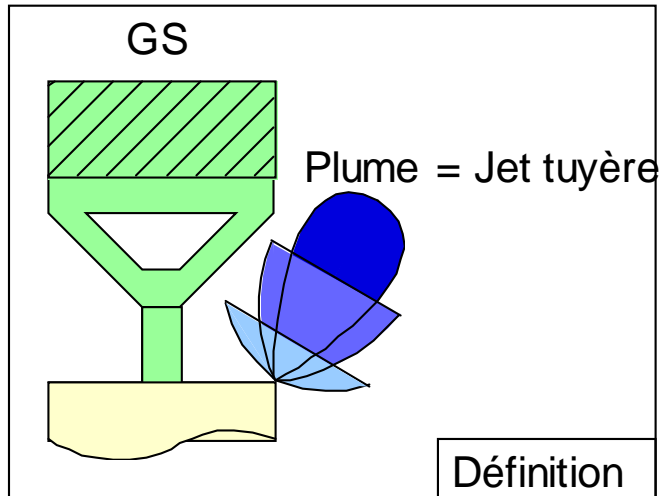
mésalignement du moteur d'apogée (~ 400 N) par rapport au centre de gravité du satellite.

Pour contrecarrer cet effet le SCAO utilise 2 tuyères de 10 N à 1 m du centre de gravité.



Poussée des tuyères (effet de « plume »)

25



- Comment s'en prémunir ?
 - Aménagement des tuyères (tiltées, en bonne position)
 - Capots de protection

Moyens pour contrôler l'orbite et l'attitude

- Pour le contrôle de position sur l'orbite, il est nécessaire une force qui fait déplacer le centre de gravité du satellite

- Contrôle actif : éjection de matière par tuyères

- Contrôle passif : utilisation des forces de l'environnement

- pression des photons (voiles solaires)

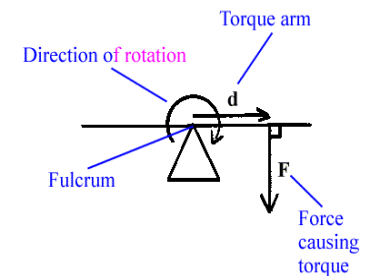
- trainée atmosphérique (aérocapture de MSR)



- Pour le contrôle d'attitude (orientation) il faut un couple qui fait basculer le satellite autour du centre de gravité

- Couple générée par une force (active ou passive)

- Exploitation du principe de conservation du moment cinétique total



Equipements AOCS

27

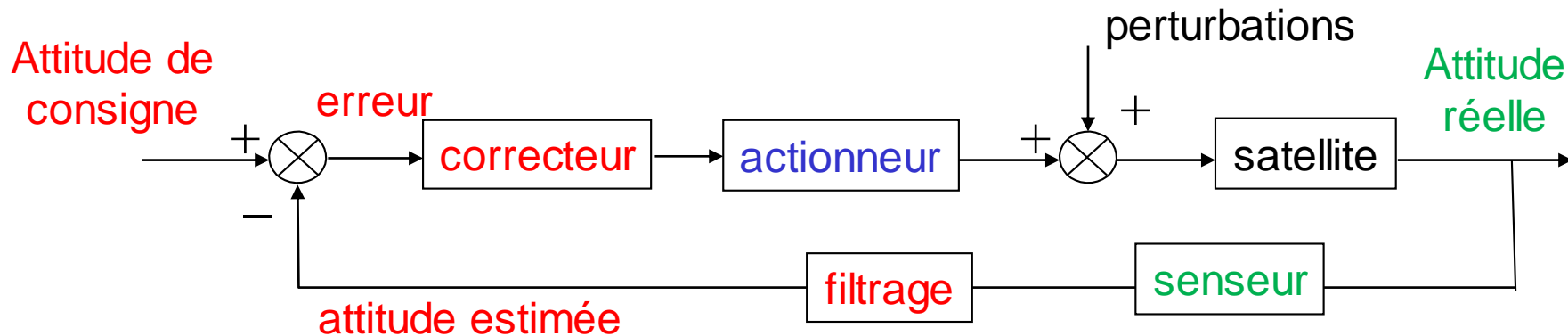
Il y a deux grandes catégories d'équipements :

Les senseurs

- L'objectif des senseurs est celle de fournir une mesure de l'attitude, de la vitesse ou de la position du satellite.
- Cette mesure est comparée à la consigne pour élaborer une commande.

Les actionneurs

- L'objectif des actionneurs est celui d'appliquer un couple ou une poussée au satellite.
- Ils induisent une modification de la vitesse du satellite (linéaire ou angulaire) par réaction.



Senseurs (1/2)

28

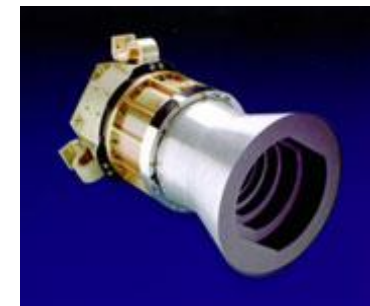
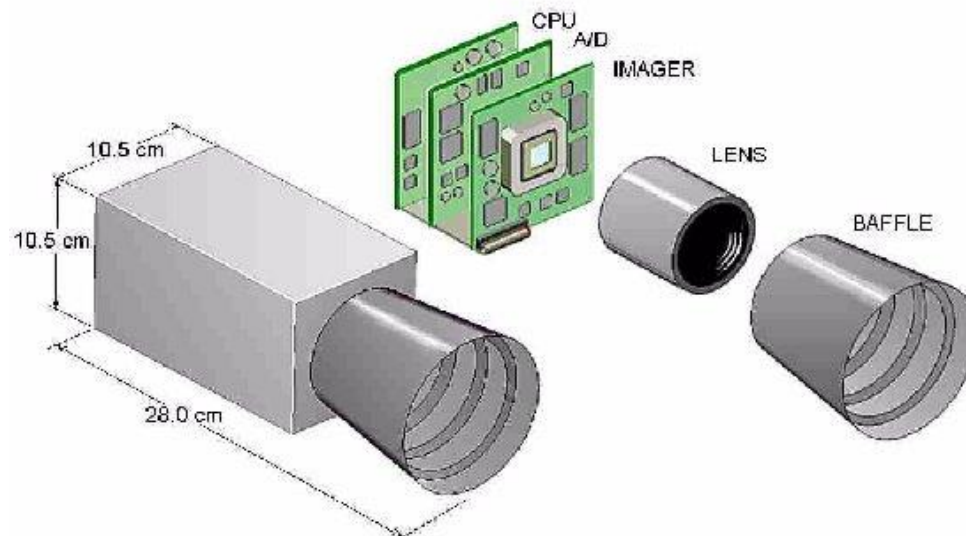
- Stellaires
- Gyromètres/Gyroscopes
- Terrestres
- Solaires
- Magnétiques (connaissance du champ local)
- Accéléromètres
- Lidar (radar laser)
- Camera (utilisés pour le rendez-vous et la capture par exemple)
- Instruments de la charge utile dans la boucle de contrôle d'attitude (si on a un télescope autant l'utiliser)

Senseurs (2/2)

29

✈ Senseur stellaire (Star-Tracker)

- ✈ Matrice de pixels sensible à la lumière des étoiles (CCD, ASP).
- ✈ Catalogue d'étoile embarqué (exemple : 616 étoile → magnitude 4.2).
- ✈ Algorithmes de reconnaissance de configuration d'étoiles et calcul de l'attitude par comparaison.



Actionneurs

30

Passifs

 Mâts deployables, amortisseurs visqueux, etc.

Tuyères

 Chimiques

 Plasmiques

 Electriques

Roues à inertie

Roues à réaction

Barreaux magnétiques

Actionneurs gyroscopiques

Roue à réaction

31

- Principe de conservation du moment cinétique
 - Si une pièce accélère dans le satellite alors le satellite accélère à l'opposé.
 - Les roues à réaction répondent aux perturbations agissant sur le satellite, par modulation de leur vitesse de façon à ce que le couple ainsi créé s'oppose exactement au couple perturbateur.
 - La vitesse de la roue varie linéairement sous l'action de la composante continue des couples perturbateurs: nécessité de désaturation par tuyères ou magnéto coupleurs.
- Composition
 - Électronique - Roue en rotation autour de l'axe d'inertie - Moteur commandé par l'AOCs.
 - Liaison : mécanique par roulement à billes (présence de frottement) ou magnétique (absence de frottement).



CMGs (Control Moment Gyroscopes)

32

- ✈ La variation du moment cinétique est créée par une variation d'orientation du vecteur moment cinétique et pas par une variation de son module.
- ✈ Il existe des CMG avec 1 cardan (« single gimbal » avec 1 seul moteur) ou avec 2 cardans (« dual gimbal » avec 2 moteurs).

