



ThalesAlenia
A Thales / Finmeccanica Company *Space*

■ EXERCICES

On souhaite passer d'une orbite circulaire altitude 600 km en une orbite géostationnaire

- Calculer de demi grand axe d'une orbite géostationnaire
 - $\mu_{\text{terre}} = 3,9860064 \times 10^{14} \text{ m}^3\text{s}^{-2}$
 - $R_{\text{terre}} = 6378140 \text{ m}$
 - 1 année = 365.25 j
 - 1 jour = 86400s
- On suppose l'orbite circulaire altitude 600 km équatorial
 - Proposer le transfert de Hohmann
 - Calculer l'amplitude des impulsions de vitesse
- On suppose l'orbite circulaire altitude 600 km incliné de 7 deg
 - Proposer le transfert de Hohmann avec manœuvre hors plan
 - Calculer l'amplitude des impulsions de vitesse et optimiser les manœuvre pour que la somme totale de l'amplitude des manœuvres soit minimale

On souhaite mettre à poste un satellite géostationnaire

Le satellite est lâché sur une orbite GTO 600km*36000km d'altitude et incliné de 7°

1/ calculer le DV total à faire

2/ on souhaite mettre à poste le satellite en 3 manœuvres successives en supposant que les manœuvres sont d'amplitude décroissante proposé l'amplitudes des 3 manœuvres tel que la longitude de passage à l'apogée de la 1ere manœuvre à lieu à 0 ° et que la dernière manœuvre soit effectué à la longitude de stationnement final de 50° est.

Objectif est d'évaluer la prise d'excentricité sous l'effet de la pression de radiation solaire

On suppose que le satellite est sur son orbite géostationnaire:

- Calculer de demi grand axe d'une orbite géostationnaire
 - $\mu_{\text{terre}} = 3,9860064 \text{E}+14 \text{ m}^3\text{s}^{-2}$
 - $R_{\text{terre}} = 6378140 \text{ m}$
 - 1 année = 365.25 j
 - 1 jour = 86400s

Le satellite est équipé de 40 m² de panneau solaire qui absorbe 100% du flux solaire: 1366 W/m²

- Calculer la force perturbatrice générée par le soleil

Dynamique satellite :

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = -\mu \frac{\vec{r}}{r^3} + \frac{\vec{F}_{pertubatrice}}{m}$$

- \vec{r} rayon vecteur du satellite par rapport au centre de la Terre
- m masse du satellite
- μ Constante gravitationnelle $3,986005 \text{ E}+14 \text{ m}^3/\text{s}^2$ pour la Terre
- $F_{pertubatrice}$ ensemble des forces perturbatrices affectant la trajectoire du satellite : luni-solaire, pression de radiation, potentiel,

Quand les forces perturbatrices sont négligées le mouvement est alors purement Képlerien

Calculer l'évolution de \vec{r} rayon vecteur du satellite sur 3 orbites en présence de la pression de radiation et à chaque apogée évalué l'excentricité

En intégrant le système dynamique:

$$X = [x \quad y \quad vx \quad vy]^T \text{ et } r = \sqrt{x^2 + y^2}$$

$$\frac{dX}{dt} = \begin{bmatrix} vx \\ vy \\ -\mu \frac{x}{r^3} \\ -\mu \frac{y}{r^3} + \frac{F_{pertubatrice}}{m} \end{bmatrix}$$