



ID de Contribution: 16

Type: Non spécifié

Simulation d'un vol d'un objet orbitale

Résumé du Projet

Simulation Numérique du Lancement d'une Fusée et de Son Insertion Orbitale

Université Claude Bernard Lyon 1 — Licence 3 Mécanique

Auteurs : David Vargas, Rashed Tlas, Pouya Nasimi

Objectif

Développer une simulation numérique 2D, en Python, du lancement d'une fusée à deux étages depuis la surface terrestre jusqu'à son injection translunaire, en passant par une orbite terrestre basse (LEO) circulaire stable.

Modèle physique

La fusée est modélisée comme une masse ponctuelle dans un référentiel géocentrique inertiel, soumise à la gravité terrestre, à la poussée des moteurs et à une perturbation gravitationnelle lunaire. La dynamique est régie par la deuxième loi de Newton, couplée à l'équation de Tsiolkovski pour la consommation de propergol. Le système est intégré par la méthode **Runge-Kutta d'ordre 4 (RK4)**, avec une erreur globale $\mathcal{O}(\Delta t^4)$.

Phases simulées

1. **Ascension verticale** — premier étage allumé ($T_1 = 5,5$ MN, $I_{sp1} = 310$ s).
2. **Virage gravitationnel** — basculement initial de $0,1$ rad à $h = 5$ km, puis courbure naturelle de la trajectoire.
3. **Séparation des étages** à $t = 290$ s (largage de $10\,000$ kg).
4. **Combustion du second étage** ($T_2 = 400$ kN, $I_{sp2} = 370$ s) jusqu'à l'orbite de transfert.
5. **Circularisation** à l'apogée détectée par dichotomie ($v_r = 0$), via une impulsion prograde calculée par l'équation des forces vives (vis-viva).
6. **Injection translunaire (TLI)** — seconde impulsion prograde dont l'apogée intercepte l'orbite lunaire.

Méthodes numériques clés

- Intégrateur **RK4** pour la propagation orbitale.
- **Dichotomie** pour la détection précise de l'apogée et du point d'allumage TLI ($|d_2 - d_1| < 10^{-2}$ s).
- **Équation vis-viva** pour le calcul des Δv de circularisation et de transfert.
- **Changement de référentiel** géocentrique $\rightarrow$ sélénocentrique pour visualiser l'approche lunaire.

Validation physique

- Vitesse radiale $v_r \approx 0$ après circularisation $\rightarrow$ orbite stable.
- Produit scalaire $\hat{v} \cdot \hat{r} \approx 0 \rightarrow$ vitesse perpendiculaire au rayon, orbite bien circulaire.
- Trajectoire translunaire atteignant correctement le voisinage de la Lune.

Limites du modèle

Absence de traînée atmosphérique, modèle 2D, pas de rotation terrestre, impulsions instantanées, pas de perturbations solaires, pas de contrôle d'attitude.

Conclusion

La simulation reproduit fidèlement les trois grandes phases d'une mission Terre–Lune (ascension, mise en orbite LEO, injection translunaire) et démontre la pertinence des méthodes numériques classiques (RK4, dichotomie) pour l'étude de la mécanique orbitale. Le projet constitue une base extensible vers une modélisation 3D avec atmosphère, perturbations multiples et guidage actif.

Auteur principal: VARGAS BAEZ, DAVID