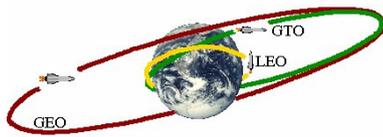


Optimisation de trajectoire pour le lanceur Ariane 5

P. Martinon

Une mission typique du lanceur Ariane 5 est facturée environ 150 millions d'euros, pour une charge utile d'une dizaine de tonnes, ce qui correspond à deux gros satellites, le plus souvent à destination de l'orbite géostationnaire. Le thème de ce projet est l'optimisation de trajectoire pour ce type de mission. On souhaite d'une part calculer une trajectoire *admissible*, qui atteint bien l'orbite cible, et ensuite estimer la charge maximale que le lanceur est capable de placer sur cette orbite. Ceci peut se formuler comme un problème de *contrôle optimal* sur le guidage du lanceur durant le vol.

Un satellite en orbite géostationnaire semble immobile depuis le sol terrestre, ce qui présente un grand intérêt pour les télécommunications ou certaines observations. L'orbite géostationnaire (GEO) est ainsi la plus peuplée, avec environ 250 satellites, mais il est très difficile d'injecter directement un satellite à cette altitude (35786 km). C'est pourquoi on vise habituellement une orbite intermédiaire appelée orbite de transfert géostationnaire (GTO), le satellite devant ensuite rejoindre l'orbite géostationnaire.



Lanceur	Masse	LEO	GTO	GEO
Ariane 5 (EU)	780 t	21 t	10 t	-
Delta IV (US)	733 t	23 t	13 t	6 t
Proton (Rus)	700 t	21 t	5 t	3 t

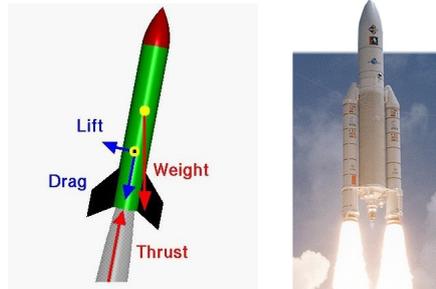
Charges utiles pour les orbites basses, géostationnaires et de transfert.

En vol, un lanceur spatial est principalement soumis à l'attraction terrestre et à la poussée de ses propulseurs, auxquelles peuvent s'ajouter les forces aérodynamiques de traînée et de portance. Dans un repère cartésien, la dynamique du vol pour les variables de position, vitesse et masse peut s'écrire sous la forme suivante:

$$\begin{cases} \dot{r} = v \\ \dot{v} = g + \frac{1}{m}(T + D + L) \\ \dot{m} = -\beta \end{cases}$$

avec

- T : poussée (Thrust).
- D : traînée (Drag).
- L : portance (Lift).
- g : attraction terrestre.



L'approche retenue pour résoudre ce problème de contrôle optimal est celle des *méthodes directes*, qui consistent à discrétiser le problème de contrôle puis résoudre le problème d'optimisation ainsi obtenu. On négligera ici les forces aérodynamiques ainsi que les contraintes du problème, et on utilisera la fonction **fminunc** de la toolbox "optimization" de Matlab. On étudiera deux types de mission: la première à destination de l'orbite GTO, et la seconde directement sur l'orbite géostationnaire, en utilisant un second étage réallumable.