

Commande optimale d'un propulseur électrique utilisant les perturbations pour l'élimination des débris orbitaux en basse altitude

Introduction

Plus de 15 000 objets de 5 cm et plus sont en orbite autour de la Terre. Seulement environ 6 % de ces objets sont des satellites actifs. On estime au total à 2 000 000 kg la masse des débris en orbite. La plupart des débris (environ 50 %) se retrouvent en basse altitude (< 2000 km).

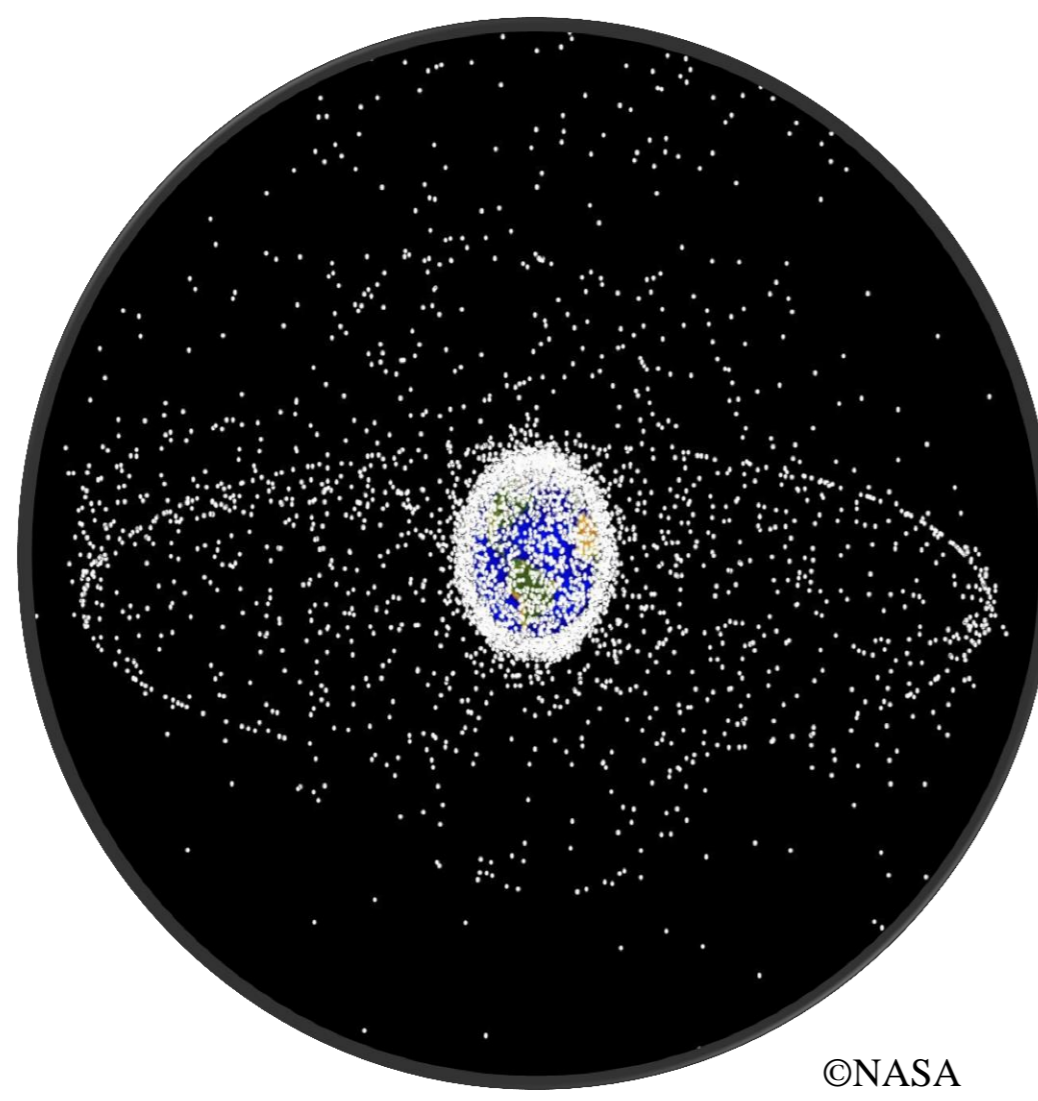


Figure 1. Débris orbitaux autour de la Terre

Au-delà d'un certain seuil, la densité des débris risque de créer une réaction en chaîne incontrôlée où la population de débris augmente par collisions : l'effet Kessler. Dans un futur rapproché, ces débris orbitaux empêcheront le développement spatial sécuritaire et les activités d'exploration spatiale. Il est donc primordial de s'intéresser à l'élimination des débris orbitaux.

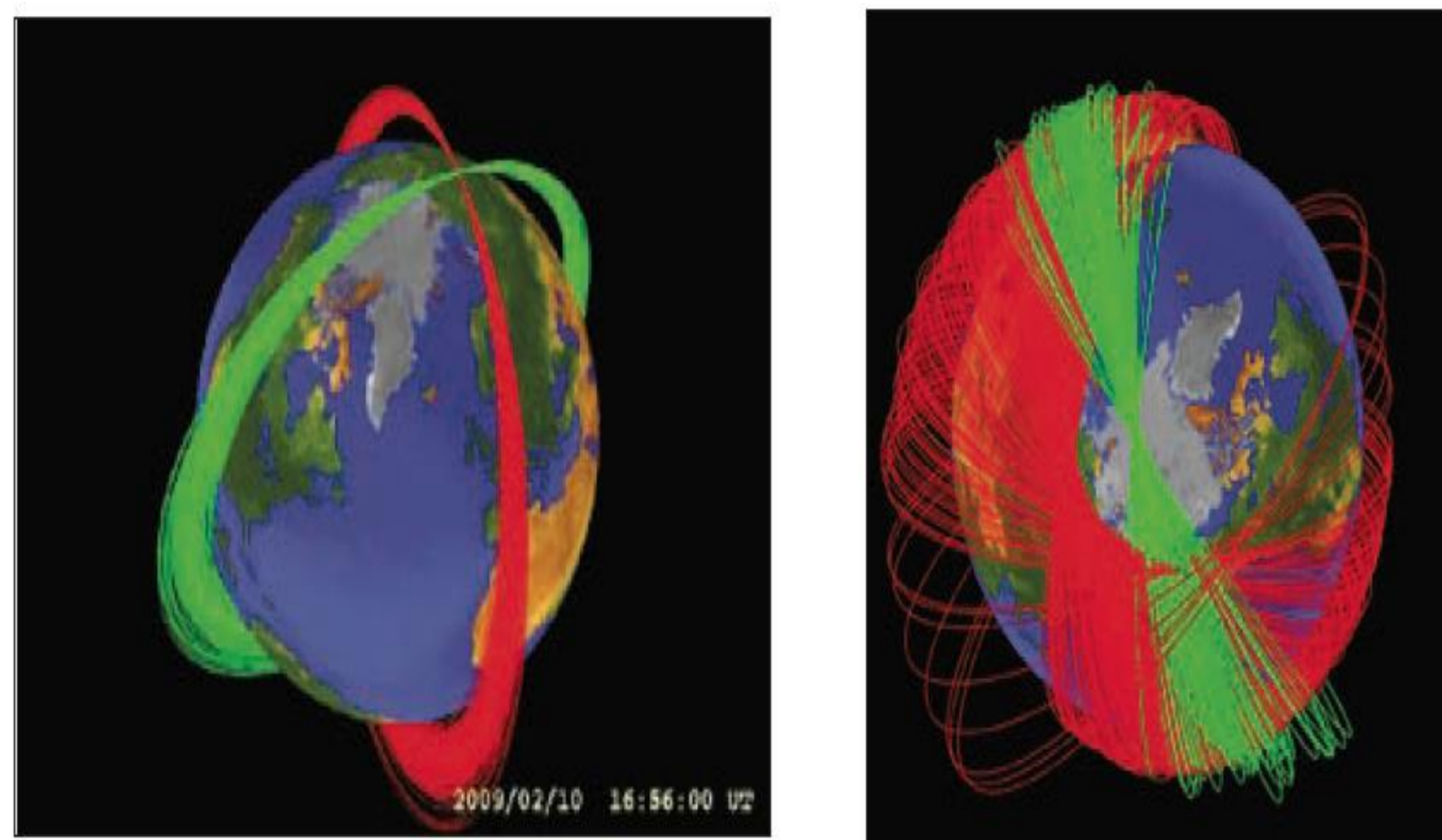


Figure 2. Collision Iridium 33 et Cosmos 2251, orbites avant la collision et prédiction pour six mois après la collision

Selon des simulations numériques récentes [Liou *et al.*, 2009], même si tous les lancements orbitaux avaient été interrompus en 2004, la population d'objets spatiaux de plus de 10 cm ne demeurerait stable que jusqu'en 2055. Les objets qui ont le plus grand potentiel de contribuer à des collisions se situent en basse altitude et ont les caractéristiques suivantes : masse de 1000 à 3000 kg, orbites polaires, altitudes de 800 à 1500 km. Enlever au moins 5 de ces objets par an permettrait de stabiliser la population de débris orbitaux au niveau de 2010.

Question de recherche

Comment modifier l'orbite d'un satellite non opérationnel (débris) de façon optimale en utilisant les perturbations environnementales pour l'éliminer par désintégration dans la basse atmosphère terrestre?

Objectif

Développer une procédure et une stratégie de commande autonome permettant d'utiliser un satellite-nettoyeur qui s'arrime au débris (satellite non opérationnel) afin de modifier son orbite et de mener à sa désintégration naturelle dans la basse atmosphère tout en optimisant les facteurs carburant/temps.

Innovations proposées

Choix de l'orbite finale du débris

- Circulaire (augmente la traînée partout sur l'orbite)
- Excentrique (augmente la traînée au périégée)

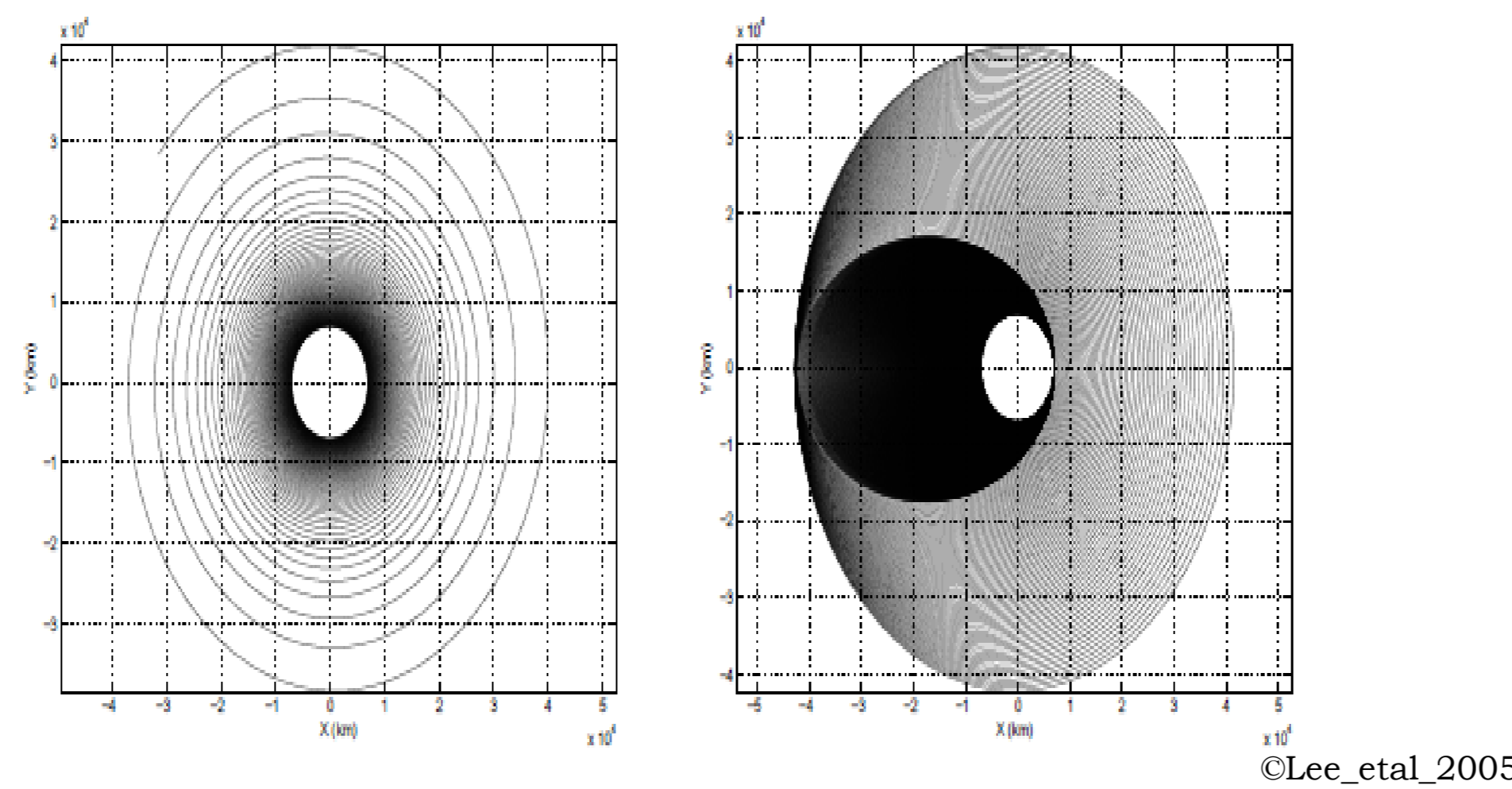


Figure 3. Trajectoire optimale : a) poussée continue, b) arcs de poussée

Utilisation des perturbations naturelles

Champ gravitationnel non sphérique de la Terre

- La Terre n'est pas parfaitement sphérique (aplatie), ce qui cause un couple sur l'orbite
- Permet de placer l'orbite dans une position et orientation qui permet d'augmenter la traînée aérodynamique et la pression de radiation solaire

Traînée atmosphérique

- Diminution de l'énergie de l'orbite (de son rayon)
- Augmentation de sa vitesse
- Dépend du rapport surface/masse de l'objet, de la densité atmosphérique et de la vitesse du véhicule relativement à l'atmosphère tournante

Utilisation d'un dispositif d'augmentation de la traînée

- Déployer un ballon gonflable en orbite
- Augmenter le rapport surface/masse, augmentant ainsi la traînée aérodynamique
- Augmenter les effets de la pression de radiation solaire
- Accélérer la rentrée atmosphérique

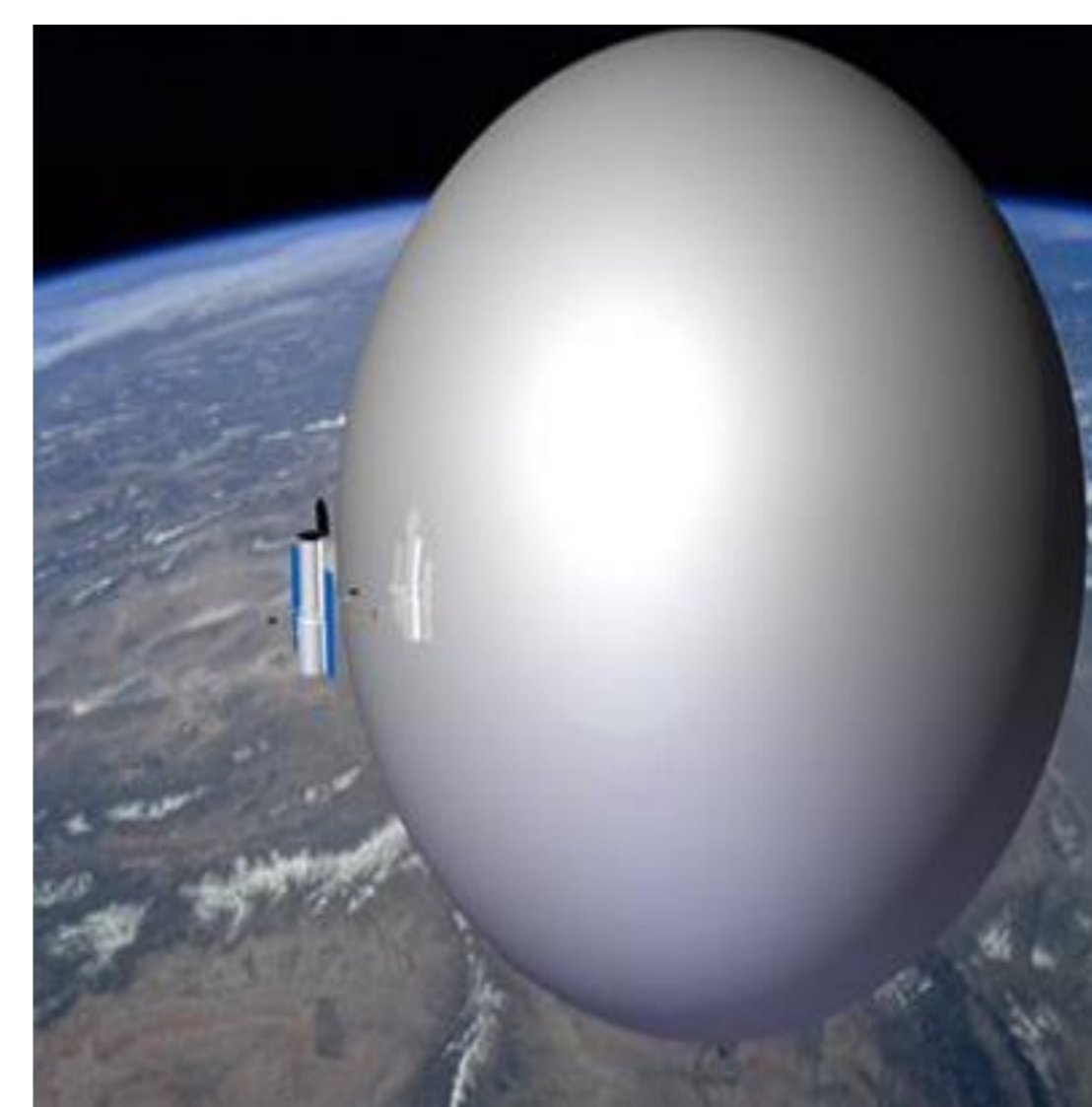


Figure 4. Gossamer Orbit Lowering Device (GOLD)

Innovations proposées (suite)

Minimisation du carburant par la commande optimale

- Optimiser la commande nécessaire (carburant) pour abaisser l'orbite du débris

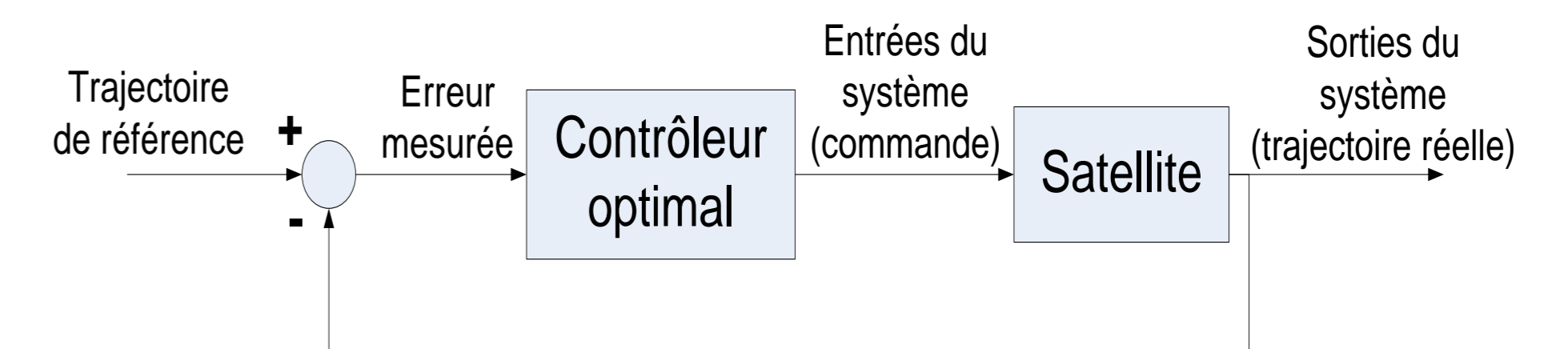


Figure 5. Système de commande optimale

- Application du principe du maximum de Pontryagin
- Compromis à faire entre consommation de carburant et temps requis pour la manoeuvre
- Méthodes numériques nécessaires pour résoudre le problème aux deux limites

Application de la propulsion électrique (commande optimale) à une situation d'élimination de débris

Les propulseurs électriques permettent de créer une poussée en accélérant des ions, soit en utilisant la force électrostatique (force de Coulomb) ou la force électromagnétique (force de Lorentz).

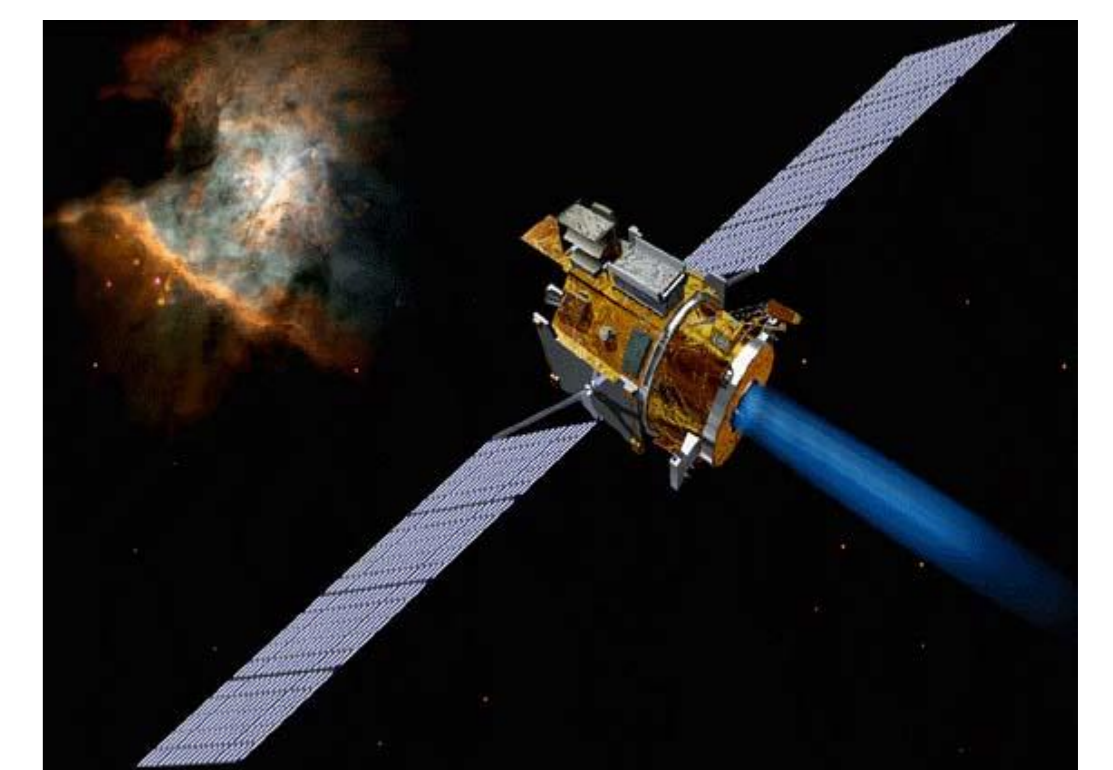


Figure 6. Propulseur électrique

Leurs caractéristiques sont les suivantes :

- Très faibles poussées (< 0,5 N)
- Grande efficacité massique (carburant)
- Vitesse maximale des ions pouvant atteindre 90 km/s
- Risques d'explosion limités (gaz inerte)

Conclusion

Résultat de la recherche :

- Simulateur (code MATLAB/Simulink) permettant de modéliser l'élimination des débris orbitaux en basse altitude à l'aide d'un propulseur électrique dont les principaux éléments sont :
 - Modèle de la dynamique du satellite utilisant les éléments équinoxiaux
 - Modèle d'atmosphère (Jacchia 77)
 - Modèle des perturbations (J2, traînée)
 - Modules de guidage et de contrôle utilisant la commande optimale

Dans le but de minimiser le coût du carburant :

- Satellite-nettoyeur avec un dispositif d'augmentation de la traînée (utilisation avantageuse des perturbations)
- Propulseur électrique, commande optimale
- Spécifier les conditions optimales dans lesquelles il faut laisser un débris pour qu'il se désintègre naturellement