



A R T I C L E   S C I E N T I F I Q U E

## Étude de la propulsion ionique

### Auteurs

Alexandre AKA

Christophe AKA

François-Xavier Pallier

*Formation Ingénieur Généraliste par la Voie Continue - FIFC | CESI  
Exposition à la Recherche | 2025-2027*

## Résumé

La propulsion est l'un des sujets majeurs en matière de d'exploration spatiale. Elle constitue un défi technologique au regard des contraintes de masse imposées par les lanceurs. Les systèmes de propulsion et leurs carburants doivent donc être optimisés, ce qui aura un impact sur les capacités de manœuvre et la durée de vie des engins spatiaux.

Dans ce contexte, le propulseur ionique à grille (GIE : Gridded Ion Engine) s'impose comme une architecture de référence. En ionisant un gaz noble par bombardement électronique puis en accélérant les ions par champ électrostatique, le GIE atteint des impulsions spécifiques de 1 500 à 10 000 secondes. Ce qui représente un ratio cinq à vingt supérieur aux propulseurs chimiques classiques.

Cet article propose une présentation du propulseur ionique à grille puis une description technique du cycle de fonctionnement du GIE. Ces éléments sont ensuite mis en perspective à travers deux missions emblématiques. Enfin nous finirons avec une explication sur le rôle de l'ergol dans la propulsion ionique, en faisant un focus sur un ergol prometteur.

L'ensemble vise à établir un état de l'art accessible et scientifiquement rigoureux de cette technologie de propulsion.

## Abstract

Propulsion is one of the major topics in space exploration. It represents a technological challenge given the mass constraints imposed by launchers. Propulsion systems and their propellants mass must therefore be optimized, which will have an impact on the maneuvering capabilities and operational lifetime of spacecraft.

In this context, the Gridded Ion Engine (GIE) has established itself as a reference architecture. By ionizing a noble gas through electron bombardment and then accelerating the ions via an electrostatic field, the GIE achieves specific impulses of 1,500 to 10,000 seconds. That represents a factor of five to twenty times greater than conventional chemical thrusters.

This article presents the gridded ion thruster, followed by a technical description of the GIE operating cycle. These elements are then put into perspective through two landmark missions. Finally, we will close with an explanation of the role of propellant in ion propulsion, with a focus on one particularly promising candidate.

The aim throughout is to provide an accessible yet scientifically rigorous state of the art for this propulsion technology.

## Mots-clés

Propulsion électrique ; Plasma ; Propulsion ionique ; Moteur à grille ; Ergol ; Xénon ; Iode ; Mission spatiale ; Exploration spatiale

## Glossaire / Abréviations

Terme / Abréviaton	Définition
$\Delta v$	Delta-v — variation de vitesse d'un engin spatial, exprimée en m/s
Ergol	Substance consommée par un propulseur pour produire de la poussée
GIE	Gridded Ion Engine — moteur ionique à grilles d'accélération
$I_{SP}$	Impulsion spécifique — mesure de l'efficacité d'un propulseur (en secondes)
LEO	Low Earth Orbit — orbite basse terrestre (200–2 000 km)
GEO	Geostationary Orbit — orbite géostationnaire (~35 786 km)
mN	Millinewton — unité de mesure de la poussée
Neutraliseur	Dispositif émettant des électrons pour neutraliser le faisceau ionique en sortie
Propulseur ionique	Moteur spatial accélérant des ions par champ électrique pour produire une poussée
TRL	Technology Readiness Level — échelle de maturité technologique (1 à 9)
Xénon (Xe)	Gaz rare, ergol de référence pour la propulsion ionique

*Table des matières*

---

1	Introduction.....	4
2	Le propulseur ionique à grille.....	5
2.1	Principe de fonctionnement.....	6
2.1.1	Génération du plasma.....	7
2.1.2	Accélération électrostatique.....	7
2.1.3	Neutralisation du faisceau.....	7
2.2	Cas d'usage.....	8
2.2.1	Dawn (2007–2018) — L'orbite double rendue possible.....	8
2.2.2	Hayabusa (2003–2010) — Retour d'échantillons astéroïdaux.....	8
3	Les ergols.....	9
3.1	Focus : Iode.....	10
4	Conclusion.....	10
5	Déclarations.....	11
5.1	Contributions des auteurs (CRediT).....	12
5.2	Remerciements.....	12
5.3	Conflits d'intérêt.....	12
6	Références.....	12

# 1 Introduction

[1] [2]

L'essor des constellations de satellites et l'ambition croissante des missions d'exploration du système solaire placent la propulsion spatiale au cœur des défis technologiques contemporains. Chaque kilogramme embarqué représentant un coût de lancement de 2 000 à 20 000 €/kg selon le lanceur, la capacité à minimiser la masse d'ergol embarqué constitue un enjeu de premier ordre pour toute mission nécessitant maintien en orbite, correction de trajectoire ou transfert interplanétaire.

La propulsion électrique répond à cette contrainte en convertissant une énergie électrique (solaire ou nucléaire) en poussée. Le propulseur ionique à grille se distingue par son impulsion spécifique exceptionnelle, comprise entre 1 500 et 10 000 s contre 300 à 450 s pour un moteur chimique, permettant une économie d'ergol pouvant dépasser 80 % à delta-v équivalent.

Le xénon s'est historiquement imposé comme ergol de référence grâce à sa masse atomique élevée, sa faible énergie d'ionisation et son inertie chimique ;

Le krypton offre une alternative moins coûteuse, au prix de performances légèrement inférieures.

Ces gaz nobles imposent cependant un stockage sous haute pression, peu compatible avec les microsatsellites. L'iode moléculaire ( $I_2$ ), stockable à l'état solide à pression quasi-ambiante, s'impose aujourd'hui comme une alternative prometteuse, ouvrant la voie à une miniaturisation inédite des systèmes de propulsion ionique.

Cet article propose une présentation du propulseur ionique à grille puis une description technique du cycle de fonctionnement du GIE. Ces éléments sont ensuite mis en perspective à travers deux missions emblématiques. Enfin nous finirons avec une explication sur le rôle de l'ergol dans la propulsion ionique, en faisant un focus sur un ergol prometteur.

## 2 Le propulseur ionique à grille

[1] [2]

Le propulseur ionique à grille constitue l'une des deux grandes architectures de propulsion électrique opérationnelle, aux côtés du propulseur à effet Hall. Il s'agit d'une technologie pleinement mature, riche d'un héritage de plusieurs décennies. Qualifiée dès 1998 sur la mission Deep Space 1, elle a depuis assuré la propulsion principale de missions d'exploration emblématiques telles que Dawn et Hayabusa.

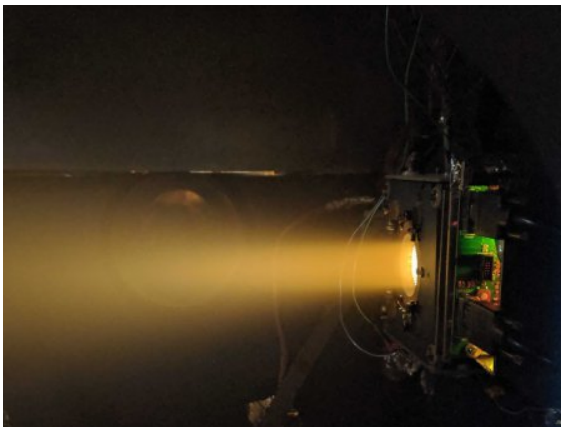
Cette technologie équipe aujourd'hui aussi bien des sondes d'exploration lointaines que les satellites de télécommunication pour le maintien de leurs orbites.

Cette polyvalence tient en une caractéristique, une impulsion spécifique très élevée, au prix d'une poussée faible.

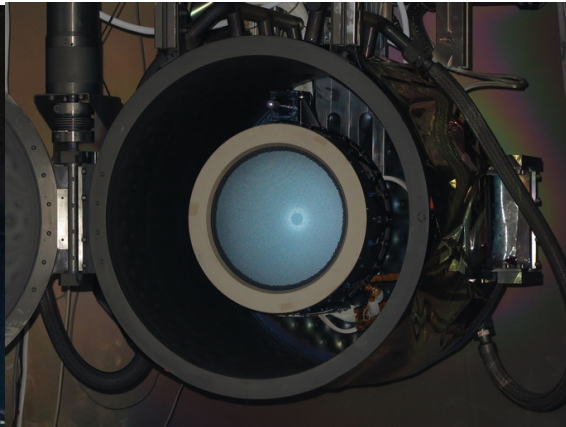
Le propulseur à grille ne permet pas d'effectuer de fortes poussées sur un court laps de temps. Au lieu de cela il permet grâce à une accélération continue de communiquer au véhicule un delta-v actuellement hors de portée de la propulsion chimique.

Ce propulseur repose sur le principe physique de la conversion d'énergie électrique en énergie cinétique d'un faisceau ionique. Il se décompose en trois étapes physiquement distinctes, détaillées dans les sections suivantes :

- La génération du plasma dans une chambre de décharge,
- L'extraction et l'accélération des ions par un système de grilles polarisées,
- La neutralisation du faisceau en sortie.



© ThrustMe, iodine grid ionic engine test



© ArianeGroup, RIT-2X grid ionic engine

## 2.1 Principe de fonctionnement

Le propulseur ionique a pour but, comme son nom l'indique, de mettre en fonction le principe d'ionisation dans un espace contrôlé afin de générer une poussée vectorielle.

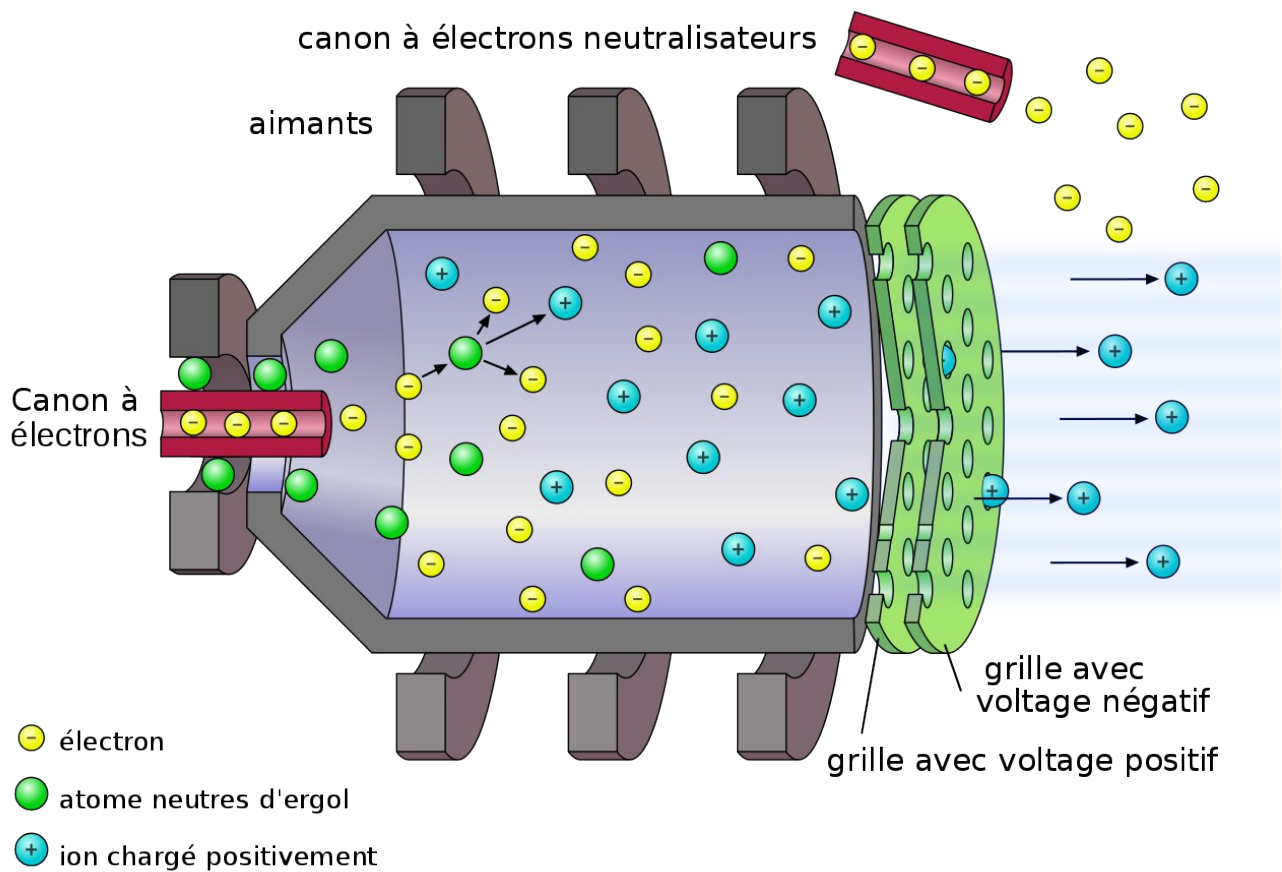
Pour ce faire, un ergol est injecté en amont de la chambre d'ionisation dans le même temps qu'un flux d'électrons.

En aval de cette dernière, deux grilles métalliques, mises sous haute tension, sont positionnées à proximité l'une de l'autre. La première est chargée positivement (la grille de confinement) et la seconde négativement (la grille d'accélération).

Dans un premier temps, la grille de confinement contient le déplacement des électrons, ce, en adéquation du champ magnétique généré par les aimants en périphérie de la chambre d'ionisation. Leurs actions conjointes maintiennent le nuage d'électron dans un déplacement forcé et contraint favorisant toujours la collision des électrons et des atomes d'ergol.

Une fois ionisé, les atomes d'ergol positivement chargé se voient attirés et accélérés par la grille de d'accélération négativement chargée, ce qui aura pour effet de générer une poussée due au violent rejet des ions magnétiquement accélérés.

L'effet de ce rejet entraînant une réaction égale et opposé à la projection vectorielle des ions précédemment accélérés.



### 2.1.1 Génération du plasma

[1]

L'ergol est injecté dans une chambre de décharge où il est ionisé par bombardement électronique. Une cathode creuse (hollow cathode) placée en amont émet, par effet thermo-ionique, un flux d'électrons primaires.

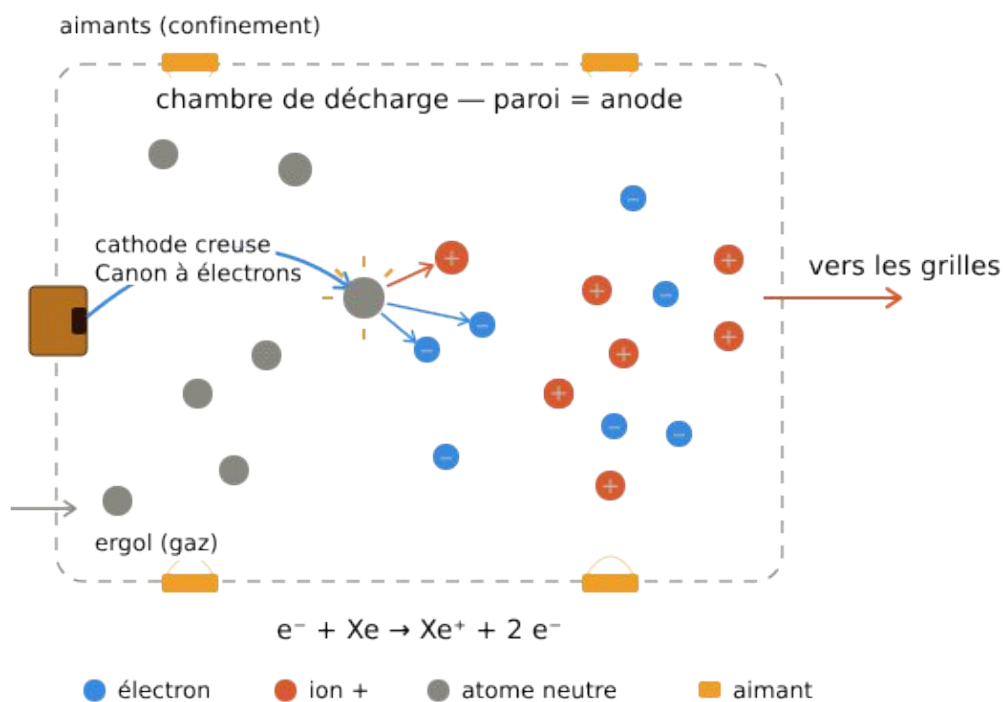
Ces électrons sont accélérés par la tension de décharge (typiquement 25 à 35 V au-dessus du potentiel plasma) et acquièrent une énergie supérieure au seuil d'ionisation de l'ergol.

La collision inélastique d'un électron suffisamment énergétique avec un atome neutre arrache un électron périphérique et engendre un ion positif, c'est l'ionisation par impact électronique. Le seuil de ce processus est fixé par le potentiel d'ionisation de l'espèce considérée (12,13 V pour le xénon [1]).

Un champ magnétique statique, produit par des aimants disposés en anneaux le long de la chambre (configuration à cuspides annulaires, ou ring-cusp), confine les électrons.

Piégés sur des trajectoires hélicoïdales, ceux-ci voient leur libre parcours allongé avant d'atteindre la paroi, ce qui accroît la probabilité de collision ionisante tout en limitant les pertes. Le rendement de la décharge se mesure alors par le coût énergétique de production d'un ion utile (discharge loss, exprimé en eV par ion extrait) et par l'efficacité d'utilisation de l'ergol. Un propulseur bien optimisé atteint typiquement 150 à 200 eV/ion pour une utilisation de masse de l'ordre de 0,9 [réf.].

L'anode, placée en périphérie, collecte enfin les électrons en fin de course et ferme le circuit électrique.



### 2.1.2 Accélération électrostatique

Les ions formés dans la chambre de décharge sont extraits et accélérés par deux grilles percées disposées en sortie de chambre. Chaque paire d'orifices en regard forme une micro-optique élémentaire appelée *beamlet* qui focalise et oriente un faisceau d'ions. L'ensemble des beamlets constitue le faisceau global.

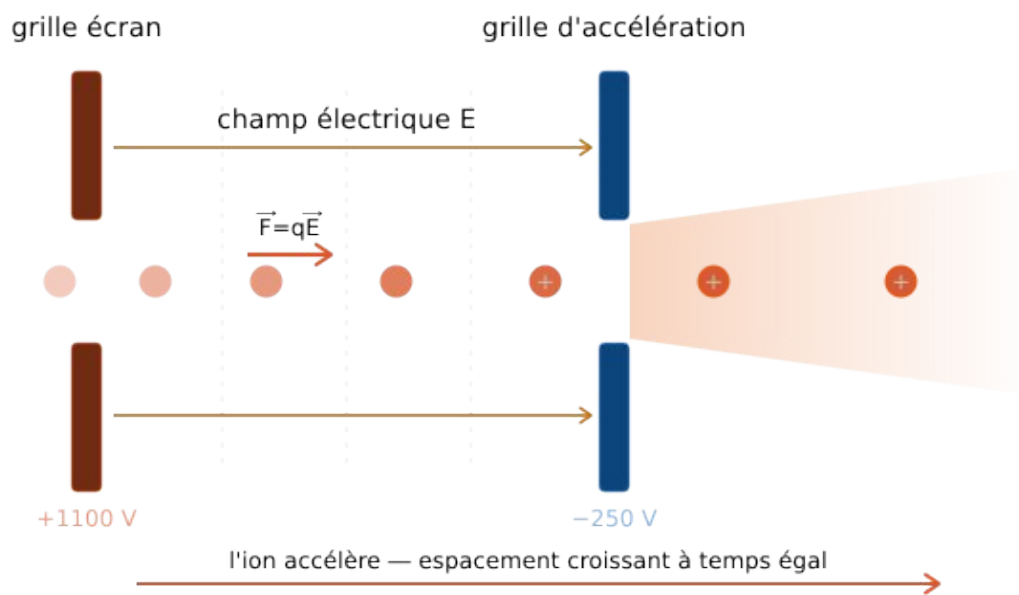
Les deux grilles jouent des rôles distincts. La grille d'écran (*screen grid*), portée à un potentiel positif élevé (500 à 1 300 V) et en contact direct avec le plasma, attire les ions et repousse les électrons. La grille d'accélération (*accelerator grid*), polarisée négativement (-200 à -400 V), génère le champ électrique qui propulse les ions vers l'aval. Son potentiel est délibérément abaissé en deçà du strict nécessaire afin d'empêcher les électrons du neutraliseur, situés en aval, de remonter dans la chambre (phénomène connu sous le nom de *backstreaming*).

L'extraction n'est cependant pas sans limite. Les ions étant tous chargés positivement, leur accumulation dans le faisceau crée une répulsion collective qui freine les ions suivants. La loi de Child-Langmuir établit que la densité de

courant maximale extractible croît avec la tension appliquée  $u^{\frac{3}{2}}$  et décroît avec le carré de l'espacement entre les grilles  $j \propto \frac{V^{\frac{3}{2}}}{d^2} \cdot [1]$ .

Ce comportement est caractérisé par la pervéance du système, qui définit son point de fonctionnement optimal. À ce point, les ions traversent les orifices sans contact avec les grilles et le faisceau présente une divergence minimale. Tout écart dégrade la focalisation : des ions viennent percuter la grille d'accélération, l'érodant progressivement ce qui constitue la principale limite de durée de vie du propulseur.

Cette architecture entièrement électrostatique est l'atout fondamental du GIE. Parce que l'accélération est assurée par un champ extérieur et non par le plasma lui-même, la poussée et l'impulsion spécifique peuvent être ajustées indépendamment des conditions de décharge d'où la précision de contrôle et les très hautes impulsions spécifiques caractéristiques de cette technologie.



### 2.1.3 Neutralisation du faisceau

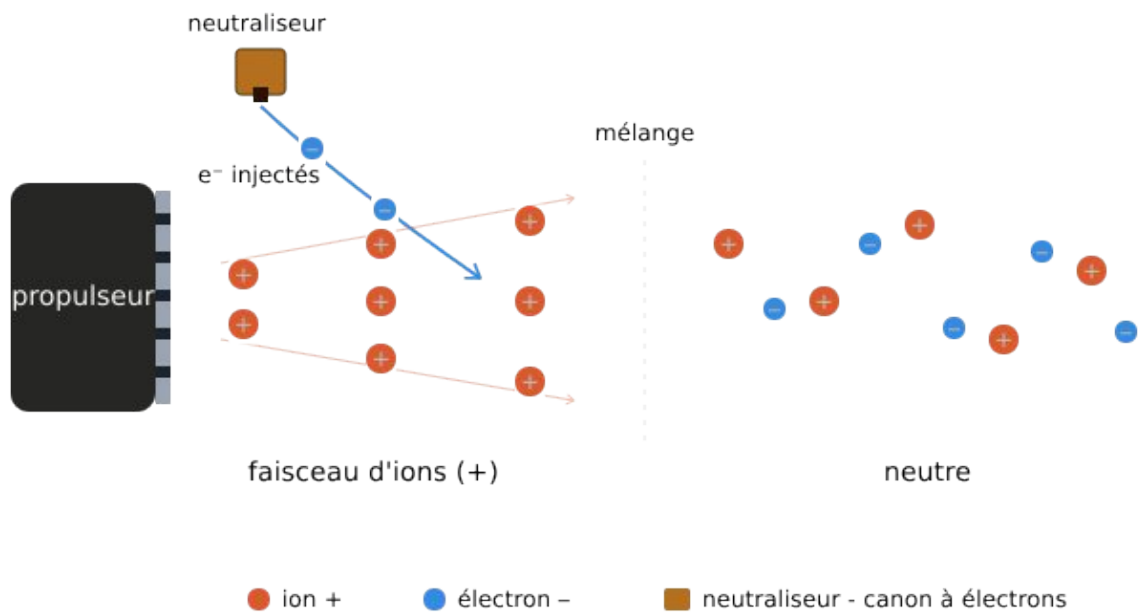
Le faisceau ionique transporte une charge positive nette. Sans correction, ce départ continu d'ions chargerait progressivement le satellite à un potentiel négatif, jusqu'à ce que la répulsion électrostatique freine puis stoppe les ions allant jusqu'à les renvoyer vers l'engin. Plus précisément, une colline de potentiel se forme devant les grilles sous l'effet de la charge d'espace : elle finit par réfléchir les ions vers le satellite, annulant la poussée et bombardant ses surfaces [réf.]. C'est l'un des modes de défaillance fondamentaux de la propulsion électrostatique.

La solution est une cathode neutralisatrice, généralement une seconde cathode creuse de même technologie que celle de la décharge, placée à la périphérie du faisceau. Elle émet un courant d'électrons ajusté pour équilibrer exactement le courant ionique extrait.

L'objectif n'est pas de recombinaison les ions en atomes neutres, mais d'équilibrer les courants : électrons et ions co-circulent en aval et forment un panache globalement quasi-neutre, dont le courant net est nul. Le potentiel du satellite est ainsi maintenu au voisinage de celui du milieu spatial.

Pour injecter ses électrons dans le faisceau, la cathode est polarisée légèrement négativement. L'écart de potentiel qui en résulte, est un indicateur direct du bon fonctionnement du neutraliseur : une valeur élevée signale un régime instable, préjudiciable à sa durée de vie [réf.].

Sur le plan géométrique, le diamètre des grilles varie de 3 cm pour les microsatsellites à plus de 90 cm pour les propulseurs de grande puissance, en corrélation directe avec la poussée et la puissance produites.



## 2.2 Cas d'usage

Les missions présentées ci-après illustrent comment ces paramètres se traduisent en capacités opérationnelles concrètes.

### 2.2.1 Dawn (2007–2018) — L'orbite double rendue possible

Références : [4]

La sonde Dawn, lancée le 27 septembre 2007, constitue à ce jour l'exemple le plus éloquent des capacités uniques de la propulsion ionique.

Sa mission : orbiter successivement deux corps célestes du système solaire, l'astéroïde Vesta (2011–2012) puis la planète naine Cérès (2015–2018). Une première dans l'histoire spatiale !

Cette prouesse n'aurait pas été réalisable avec un propulseur chimique classique. La variation de vitesse cumulée nécessaire, supérieure à 10 km/s, aurait exigé une masse d'ergol dépassant la capacité d'emport du lanceur Delta II utilisé.

Dawn embarque trois propulseurs NSTAR (un seul actif à la fois), fonctionnant à 2,6 kW chacun. Elle accumulera plus de 51 000 heures de fonctionnement propulsif au cours de sa mission de onze ans

Paramètre	Valeur
Propulseurs	3 × NSTAR (1 actif à la fois)
Puissance par propulseur	2,6 kW
Isp	~3 100 s
$\Delta v$ total cumulé	>10 km/s
Durée totale de mission	11 ans
Heures de propulsion	>51 000 h

Dawn illustre un principe fondamental de la propulsion ionique formalisé par l'équation de Tsiolkovski : à  $\Delta v$  fixé, une Isp élevée permet une réduction drastique de la masse d'ergol embarqué, libérant cette masse pour des instruments scientifiques ou une plus longue durée de mission.



Dawn en cours d'installation sur le lanceur : les panneaux solaires sont en position repliée, on distingue l'antenne grand gain et en bas la tuyère d'un des trois moteurs ioniques. (Wikipédia)

## 2.2.2 Hayabusa (2003–2010) — Retour d'échantillons astéroïdaux

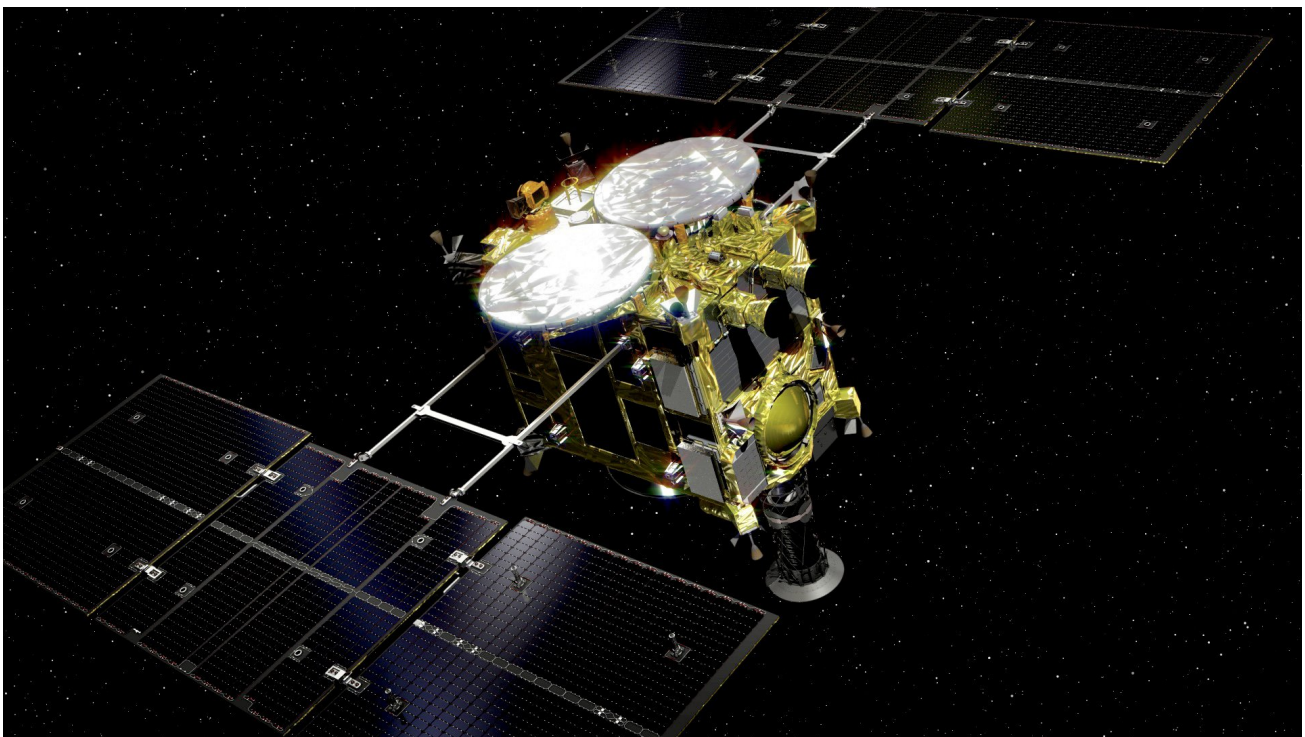
Références : [5]

La mission japonaise Hayabusa, développée par la JAXA et lancée le 9 mai 2003, représente une autre facette des capacités de la propulsion ionique : la précision de navigation nécessaire à un rendez-vous, un atterrissage et un retour sur Terre depuis un astéroïde.

Hayabusa embarque quatre propulseurs ioniques à décharge micro-ondes  $\mu 10$  (développés par la JAXA), chacun produisant 8 mN pour une Isp de 3 000 s sous 350 W.

La mission atteint l'astéroïde Itokawa en 2005, collecte des échantillons de surface et retourne sur Terre en juin 2010. C'était la première fois qu'un engin spatial rapportait des matériaux d'un astéroïde. La mission du faire face à la défaillance de deux propulseurs sur quatre en vol, démontrant par la même la robustesse du concept : les deux propulseurs restants furent couplés électriquement pour compenser les pertes de puissance et achever la mission.

Paramètre	Valeur
Propulseurs	4 × $\mu 10$ JAXA
Puissance par propulseur	350 W
Isp	~3 000 s
Poussée par propulseur	8 mN
Résultat	Premier retour d'échantillons astéroïdaux



Vue d'artiste de la sonde spatiale japonaise Hayabusa 2 (Wikipédia)

### 3 Les ergols

Le choix de l'ergol conditionne directement les performances du propulseur, sa durée de vie et l'architecture du système de stockage. Trois critères principaux guident ce choix :

- la masse atomique, une valeur élevée favorise la poussée à vitesse d'éjection donnée,
- le potentiel d'ionisation, qui détermine l'énergie nécessaire à la création du plasma,
- les conditions de stockage à bord.

Le xénon s'est imposé comme l'ergol de référence grâce à la combinaison d'une masse atomique élevée (131 uma), d'un faible potentiel d'ionisation (12,1 eV) et d'une inertie chimique totale.

La quasi-totalité des missions scientifiques actuelles l'utilisent. Son principal défaut est son coût : entre 5 000 et 12 000 \$/kg selon les marchés, pour une production mondiale limitée à quelques centaines de tonnes par an (sous-produit de la séparation de l'air industrielle).

Cette tension sur l'approvisionnement [6], accentuée par l'essor des mégaconstellations et des nanosatellites, pousse à explorer des alternatives crédibles.

#### Tableau récapitulatif

Ergol	Isp typique (s)	Coût relatif	Stockage	Maturité	Usage
Xénon	1 500–3 000 s	5 000–12 000 \$/kg	Gaz pressurisé	TRL 9	Dawn, NSTAR Hayabusa 2, $\mu$ 10
Krypton	1 500–2 000 s	2 100–4 800 \$/kg	Gaz pressurisé	TRL 8	Starlink, V1 / V1.5
Argon	2 000–3 000 s	7–15 \$/kg	Gaz pressurisé	TRL 8	Starlink, V2 Mini
Iode	1 000–2 500 s	30–100 \$/kg	Solide → vapeur	TRL 7–8	BHK-1, NPT30-I2

#### 3.1 Focus : Iode

Le principal atout de l'iode est son mode de stockage. Là où le xénon exige des réservoirs pressurisés à plusieurs centaines de bars, l'iode se stocke à l'état solide à pression atmosphérique.

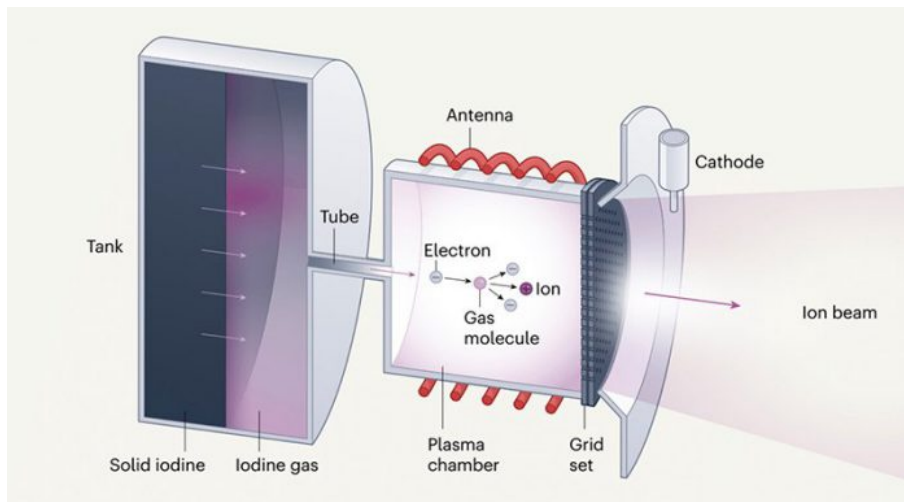
En deçà de 20 W, ses performances sont comparables à celles du xénon [7], ce qui en fait un candidat naturel pour la propulsion des CubeSats et nanosatellites.

La première démonstration en orbite a eu lieu en novembre 2020, avec le propulseur NPT30-I2 de ThrustMe embarqué sur le CubeSat Beihangkongshi-1.

Sur le plan industriel, Airbus a validé la technologie au sol dans le cadre du projet iFACT (Commission européenne), en faisant fonctionner son propulseur ACFT à l'iode pendant plus de 3 000 heures [6].

Au-delà de 40 W, en revanche, la poussée chute d'environ 50 % par rapport au xénon [2]. En cause, la nature diatomique de la molécule  $I_2$  une fraction de l'énergie de décharge est consommée par des réactions moléculaires (dissociation, ionisation de la molécule entière) plutôt que d'ioniser directement des atomes.

Cette perte d'efficacité restreint aujourd'hui l'iode aux applications de faible puissance.



## 4 Conclusion

Un gaz noble est ionisé par bombardement électronique dans une chambre de décharge, son inertie chimique garantissant l'absence de réaction parasite. Les ions ainsi formés sont accélérés par un champ électrostatique intense à travers un système de grilles, atteignant des vitesses d'éjection de l'ordre de 40 km/s, soit dix fois supérieures à celles d'un propulseur chimique classique. Le faisceau est enfin neutralisé pour préserver l'intégrité électrique du satellite.

C'est cette vitesse d'éjection, formalisée par l'impulsion spécifique, qui fait la supériorité du GIE pour les missions à fort  $\Delta v$ . Un propulseur chimique brûle une grande masse d'ergol très vite pour produire une poussée brutale. Le GIE fait l'inverse : il éjecte une infime quantité de matière pendant des années, accumulant des variations de vitesse hors de portée de toute autre technologie de propulsion chimique.

Dawn en est l'illustration la plus éloquente orbiter successivement Vesta puis Cérès, deux corps distincts du système solaire, n'aurait simplement pas été possible autrement. Hayabusa en démontre la précision : rendez-vous, atterrissage et retour d'échantillons depuis un astéroïde distant, malgré la défaillance de deux propulseurs en vol.

La technologie GIE atteint aujourd'hui un niveau de maturité (TRL 9) qui en fait un choix de référence pour l'exploration spatiale et le maintien en orbite des satellites de grande puissance. Les gains continus en miniaturisation et en efficacité énergétique laissent entrevoir son extension progressive vers des plateformes plus légères, consolidant la propulsion électrique comme architecture dominante pour les décennies à venir.

## 5 Déclarations

### 5.1 Contributions des auteurs (CRediT)

La taxonomie CRediT (Contributor Roles Taxonomy) permet de détailler la contribution de chaque membre de l'équipe :

Rôle CRediT	Auteur(s)
Conceptualisation	Alexandre AKA, Christophe AKA, François-Xavier PALLIER, Dr. Francesca LORIA
Revue de la littérature	Alexandre AKA, Christophe AKA, François-Xavier PALLIER
Rédaction — ébauche initiale	Alexandre AKA, Christophe AKA, François-Xavier PALLIER
Rédaction — révision & édition	Alexandre AKA, Christophe AKA, François-Xavier PALLIER
Visualisation (figures, tableaux)	Alexandre AKA, Christophe AKA, François-Xavier PALLIER
Supervision	Dr. Assia AMAMOU, Dr. Mhamed BERKAOUI, Dr. Sega GUEYE

### 5.2 Remerciements

Les auteurs souhaitent remercier les Dr. Assia AMAMOU, Dr. Mhamed BERKAOUI et le Dr. Sega GUEYE pour leur encadrement, leurs suggestions et orientations bibliographiques tout au long de ce travail. Ils expriment également leur reconnaissance envers M. Alain DJEYARAMANE pour l'opportunité offerte de présenter ces travaux dans un cadre académique. Enfin ils remercient particulièrement le Dr. Francesca LORIA (HansaBioMed Life Sciences Ltd) pour le temps accordé aux auteurs de cet article ainsi que les conseils de rédaction de ce dernier (échange en annexe).

Ce projet a été réalisé dans le cadre de « l'exposition à la recherche » dans le cursus de la formation « Ingénieur généraliste par la voie continue – FIFC » de CESI.

### 5.3 Conflits d'intérêt

Les auteurs déclarent n'avoir aucun conflit d'intérêt financier ou personnel susceptible d'avoir influencé l'interprétation présentés dans cet article. Ce travail n'a bénéficié d'aucun financement externe.

## 6 Références

N°	Auteur(s) / Source	Référence
1	Goebel & Katz (2008)	Fundamentals of Electric Propulsion
2	Stéphane MAZOUFFRE (2020)	Propulsion électrique pour les systèmes spatiaux Site : Techniques de l'ingénieur Référence : TRP4051 V1
3	Marc BOUCHEZ (2025)	Propulsion aérospatiale - introduction Site : Techniques de l'ingénieur Référence : BM3000v3
4	NASA JPL (2007)	Dawn
5	Kuninaka et al. (2007)	IEEE
6	ThrustMe/Nature (2021)	In-orbit demonstration of iodine EP system <a href="https://www.ncbi.nlm.nih.gov/pmc/articles/PMC8599014/">https://www.ncbi.nlm.nih.gov/pmc/articles/PMC8599014/</a>
7	Acta Astronautica (2023)	Coupled global & PIC modelling REGULUS <a href="https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0094576523001340#preview-section-abstract">https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0094576523001340#preview-section-abstract</a>

### Autres sources consultées

ESA. (Agence Spatiale Européenne) : <https://www.esa.int>

CNES.(Centre National d'Études Spatiales) : <https://www.cnes.fr>

NASA (National Aeronautics and Space Administration) : <https://www.nasa.gov/>

- NASA Jet Propulsion Laboratory. (2007). Dawn mission overview — Ion propulsion system. NASA/JPL.
- NASA Glenn Research Center. (2003). NSTAR ion propulsion system — Deep Space 1 flight results. NASA/GRC.