

# Les systèmes propulsifs pour les véhicules spatiaux

**S. Mazouffre**

*Chargé de Recherches au CNRS*



## Table des matières

Concepts de base

L'équation de Tsiolkovsky

Dérivation

Consommation d'ergol

Vitesse finale

La propulsion chimique

Propulsion liquide

Propulsion solide

Propulsion nucléaire

La propulsion électrique

Intérêts et applications

Introduction à la physique des plasmas

Résistojets / Arcjets

Moteur ionique à grilles

Propulseur à effet Hall

Autres technologies

Propulsion électrique nucléaire

Conclusions

*Bibliographie*

## Concepts de base

Propulsion : système permettant de déplacer un véhicule spatial

- 1) du sol vers l'espace
- 2) directement dans l'espace

### Besoins

#### Missions

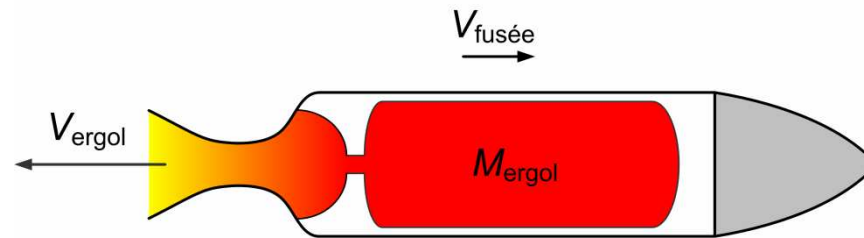
- observation
- géopositionnement
- télécommunication
- exploration robotisée
- mission cargo
- vol habité

#### Manoeuvres

- échapper à un puit gravitationnel
- vol dans une atmosphère
- mise et maintien en orbite
- correction de trajectoire et d'attitude
- vol interplanétaire

## Concepts de base

Le principe général de la propulsion spatiale s'appuie sur l'échange de quantité de mouvement entre la matière éjectée et l'engin à propulser.



La propulsion fait appel à 2 grands principes :  
conservation de l'énergie  
conservation de la quantité de mouvement

# Concepts de base

## Conversion d'énergie

### Propulsion chimique

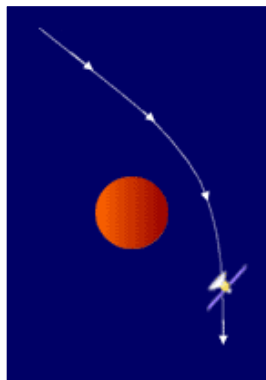


**Ariane V**  
**Ariane V**



**Navette**  
**Endeavour**

### Assistance gravitationnelle

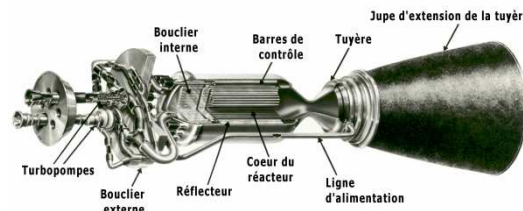


### Propulsion électrique



**Deep Space 1**

### Propulsion nucléaire thermique



**Réacteur NERVA (H<sub>2</sub>)**

# Equation de Tsiolkovsky

## Conversion de la quantité de mouvement

Poussée développer à la sortie du propulseur

$$F = \dot{m} v_e = \frac{dm}{dt} v_e \quad v_e : \text{vitesse d'éjection de l'ergol}$$

Accélération du véhicule  
(absence de forces extérieures)

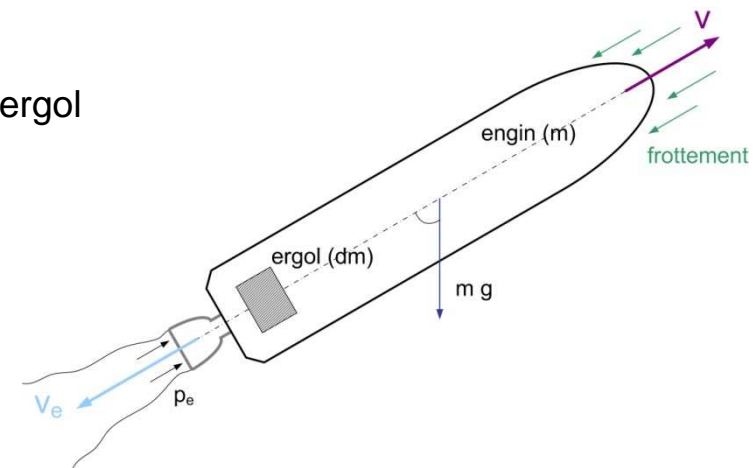
$$F = m \frac{dv}{dt}$$

Principe des actions réciproques (3ème loi de Newton)

$$\frac{dm}{dt} v_e = -m \frac{dv}{dt} \quad \longrightarrow \quad dv = -v_e \frac{dm}{m}$$

Intégration

$$\int_0^V dv = -v_e \int_{M_0}^M \frac{dm}{m} \quad \longrightarrow \quad V = v_e \operatorname{Ln} \left( \frac{M_0}{M} \right) \quad \text{avec } V(0) = 0$$



« The Rocket Equation »  
K. Tsiolkovsky, 1903

# Equation de Tsiolkovsky

## Conversion de la quantité de mouvement

Conservation de la quantité de mouvement entre  $t$  et  $t + dt$  (expulsion d'une masse  $dm$  d'ergol en  $dt$ )

Véhicule (masse  $m - dm$ )

$$dp_{\text{engin}} = (m - dm)(v + dv) - (m - dm)v \approx m dv$$

Ergol (masse  $dm$ )

$$dp_{\text{ergol}} = dm(v - v_e) - v dm = -dmv_e$$

Variation totale de la qté de mvt :  $dp = dp_{\text{engin}} (> 0) + dp_{\text{ergol}} (< 0)$

d'où 
$$dp = dp_{\text{engin}} - dp_{\text{ergol}} = m dv + dm v_e$$

Loi fondamentale de la dynamique (Newton) :  $\sum \mathbf{F} = \frac{d\mathbf{p}}{dt}$

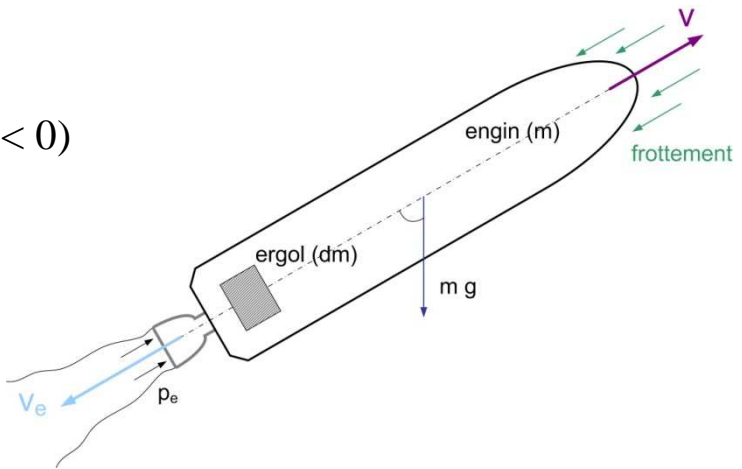
avec 
$$\sum F = \Delta PA_e - f - mg \cos(\theta)$$

on obtient :

$$mdv + dm v_e = [\Delta PA_e - f - mg \cos(\theta)] dt$$

Avec  $F=0$  et  $v_e = \text{constante}$

$$\Delta V = v_e \ln\left(\frac{M_0}{M}\right)$$



« The Rocket Equation »

## Equation de Tsiolkovsky

$$\Delta V = v_e \operatorname{Ln}\left(\frac{M_0}{M}\right)$$

$\Delta V$  est la variation de vitesse entre le début ( $t_0$ ) et la fin ( $t$ ) de la manœuvre (m/s)

$M_0$  est la masse totale initiale du véhicule

$M$  est la masse totale à l'instant  $t$

L'équation est établie avec les hypothèses suivantes :

- référentiel d'inertie
- le véhicule n'est soumis à aucune force extérieure
- la vitesse d'éjection de l'ergol  $v_e$  est constante

En considérant la gravité, on obtient :

$$\Delta V = v_e \operatorname{Ln}\left(\frac{M_0}{M}\right) + g \cos(\theta)T$$

avec  $T$  la durée de la phase d'accélération.

Fraction massique consommée :

$$1 - \frac{M}{M_0} = 1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{v_e}\right)$$



## Equation de Tsiolkovsky

### *Delta V*

Manoeuvre	$\Delta V$ (m/s par année)
Compensation de traînée (~500 km)	20
Contrôle d'attitude	2 – 6
Contrôle de position en GEO	50

Transfert	$\Delta V$ (km/s)
Terre – LEO	9,5
LEO – GEO	4,3
LEO – Lune	5,9
LEO – L1	3,7
LEO – L2	3,4
LEO – Mars (orbite de transfert)	4,3

LEO : orbite terrestre de basse altitude

GEO : orbite géostationnaire

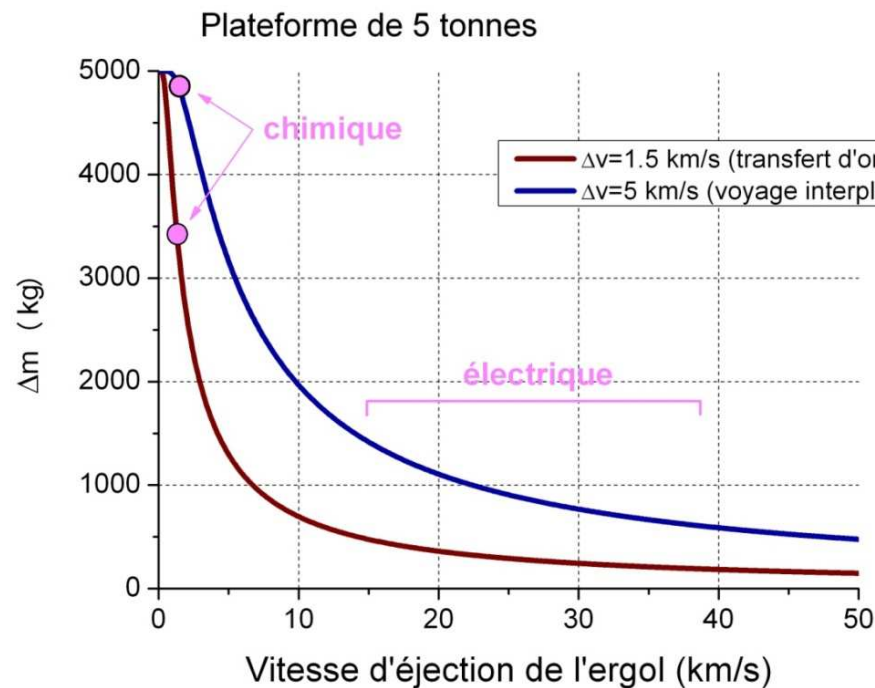
Lx : point de Lagrange Terre – Soleil

## Equation de Tsiolkovsky

### Consommation d'ergol

Variation de la masse d'ergol au cours d'une manœuvre correspondant à  $\Delta V$

$$\Delta M_e = M_0 \left( 1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{v_e}\right) \right) = M_0 \left( 1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{g I_{sp}}\right) \right)$$

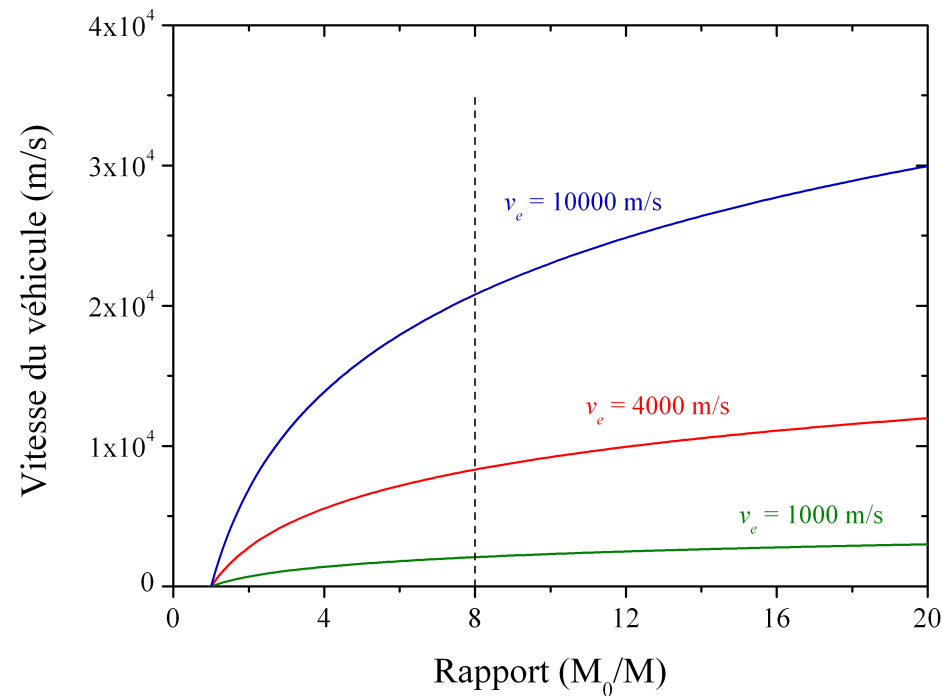


La propulsion électrique permet de faire des économies importantes en masse d'ergol pour des manœuvres nécessitant un  $\Delta V$  important.

## Equation de Tsiolkovsky

Vitesse du véhicule en fonction du rapport  $R = \frac{M_0}{M}$

$$\Delta V = v_e \ln(R)$$



$$R = \frac{\text{Masse initiale}}{\text{Masse finale}} = \frac{M_{\text{structure}} + M_{\text{charge}} + M_{\text{ergol}}}{M_{\text{structure}} + M_{\text{charge}}}$$

$$M_{\text{structure}} = M_{\text{armature}} + M_{\text{moteur}} + M_{\text{réservoir}}$$

on peut séparer le véhicule en plusieurs parties pour accroître  $V \rightarrow$  lanceur multi-étages

# Equation de Tsiolkovsky

Optimisation de la structure d'un lanceur → 3 étages

Lanceur américain  
Saturn V



	Etage 1	Etage 2	Etage 3	Charge (LEO)	Charge (LTO)
Masse (t)	2286	491	120	118	47
Masse sèche	135	39	13,3	—	—
Ergol	LO <sub>2</sub> /kérosène	LO <sub>2</sub> /H <sub>2</sub>	LO <sub>2</sub> /H <sub>2</sub>	—	—
Moteur	5 F-1	5 J-2	1 J-2	—	—
$v_e$	2650 m/s	4210 m/s	4210 m/s	—	—
$R$	3,49	2,63	—	1,81	3,95
$\Delta V$	3312 m/s	4071 m/s	—	2498 m/s	5783 m/s

Rocket and  
Spacecraft  
Propulsion  
M.J.L. Turner  
Springer, 2009

## Equation de Tsiolkovsky

### Vitesse finale

La durée d'une mission spatiale dépend de la poussée et des contraintes externes

Equation fondamentale de la dynamique :

$$\mathbf{F}(t) = M(t) \frac{d\mathbf{V}(t)}{dt} \quad \text{soit} \quad dV(t) = \frac{F(t)}{M(t)} dt \quad \text{où } \mathbf{F} \text{ est la poussée}$$

On pose :

- $F$  est constante
- le débit d'ergol  $\dot{m}_e$  est constant
- la masse initiale du véhicule est  $M_0$
- la vitesse est nulle à  $t=0$  :  $V(0)=0$

$$\left. \begin{array}{l} \text{ } \\ \text{ } \\ \text{ } \\ \text{ } \end{array} \right\} V(t) = \int_0^t \frac{F}{M_0 - \dot{m}_e t} dt$$

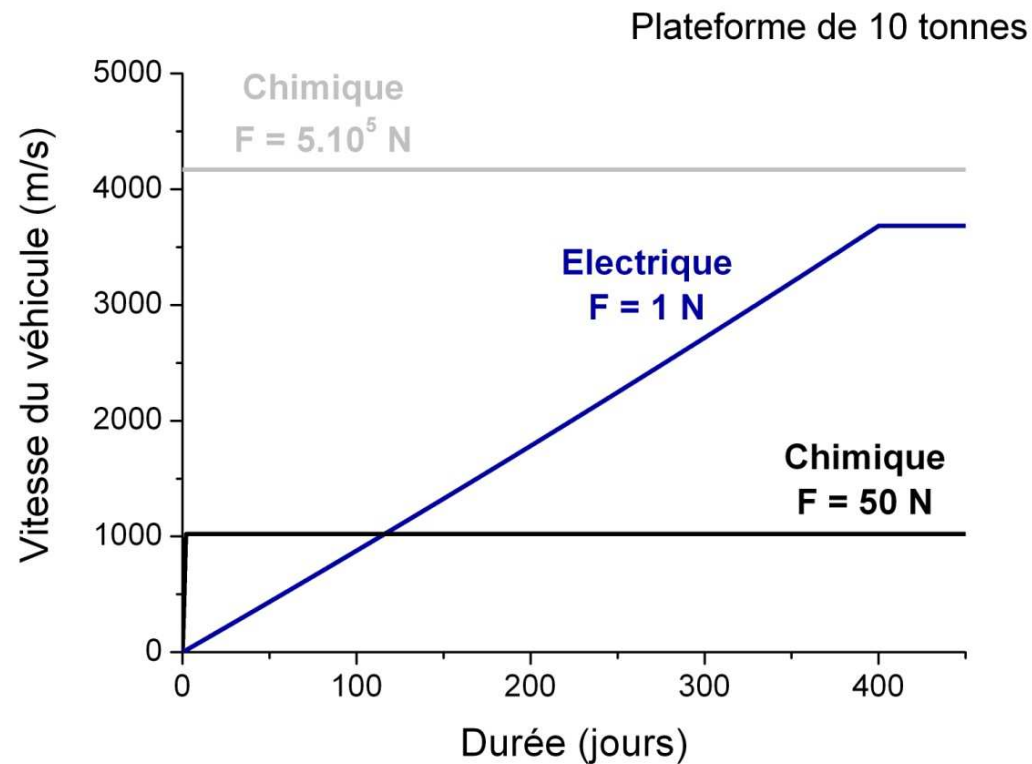
La vitesse du vaisseau à l'instant  $t$  est donnée par :  $V(t) = \frac{F}{\dot{m}_e} \text{Ln} \left( \frac{M_0}{M_0 - \dot{m}_e t} \right)$

Le temps nécessaire pour effectuer une manœuvre nécessitant  $\Delta v$  est donné par :

$$T = \frac{M_0}{\dot{m}_e} \left( 1 - \exp \left( - \frac{\Delta V}{v_e} \right) \right)$$

si l'on néglige les forces extérieures (gravitation, vent solaire...)

## Equation de Tsiolkovsky

**Vitesse finale**

*Cas où aucune force extérieure n'agit sur le système*

## Chimique

50 N pendant 2 jours  
 17 g/s d'ergol à 3 km/s  
 $V = 1022$  m/s  
 $\Delta M = 2887$  kg

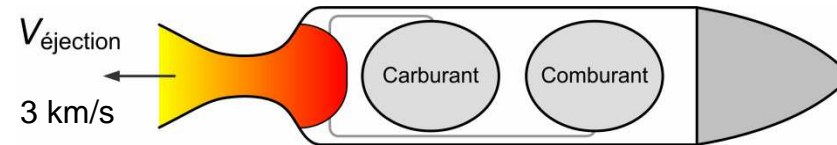
$5 \times 10^5$  N pendant 45 s  
 167 kg/s d'ergol à 3 km/s  
 $V = 4169$  m/s  
 $\Delta M = 7510$  kg

## Electrique

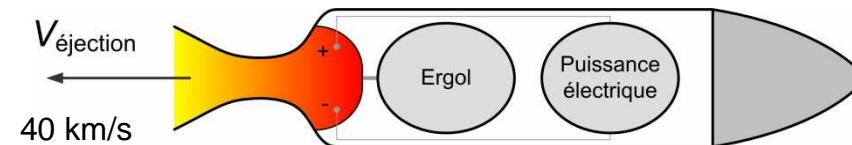
1 N pendant 400 jours  
 35 mg/s à 30 km/s  
 $V = 3683$  m/s  
 $\Delta M = 1156$  kg

## Propulsion chimique vs électrique

*Propulsion chimique* : éjection de gaz chauds



*Propulsion électrique* : éjection de particules chargées (ions)



### Avantages

- Vitesse d'éjection élevée : économie en ergol
- Rendement élevé (50-60%)

### Inconvénients

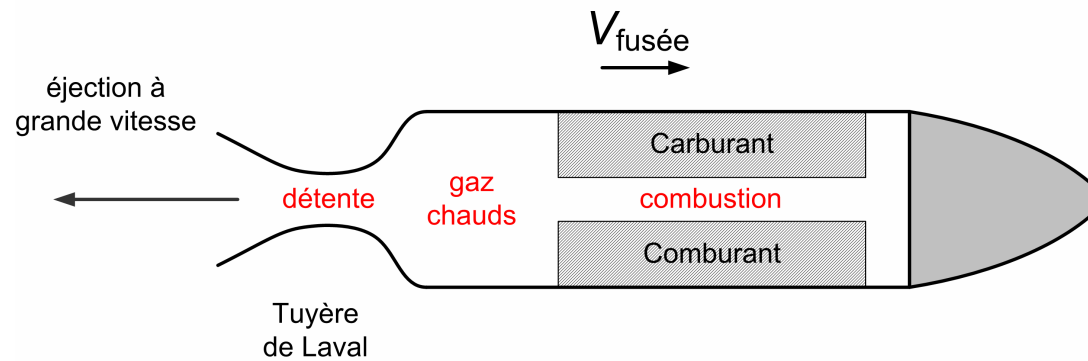
- Faible niveau de poussée
- Complexité et masse du système

## Propulsion chimique

Conversion d'énergie:

chimique (liaison) → thermique → cinétique

Principe : Détente d'un gaz porté à haute température à travers une tuyère de Laval



Écoulement stationnaire isentropique avec tuyère idéale (vide) :  $v_e = \sqrt{\frac{k_B T_0}{m} \frac{2\gamma}{\gamma-1}}$

$\gamma$  : exposant adiabatique

vitesse du son :  $c_s = \sqrt{\frac{\gamma k_B T_0}{m}}$



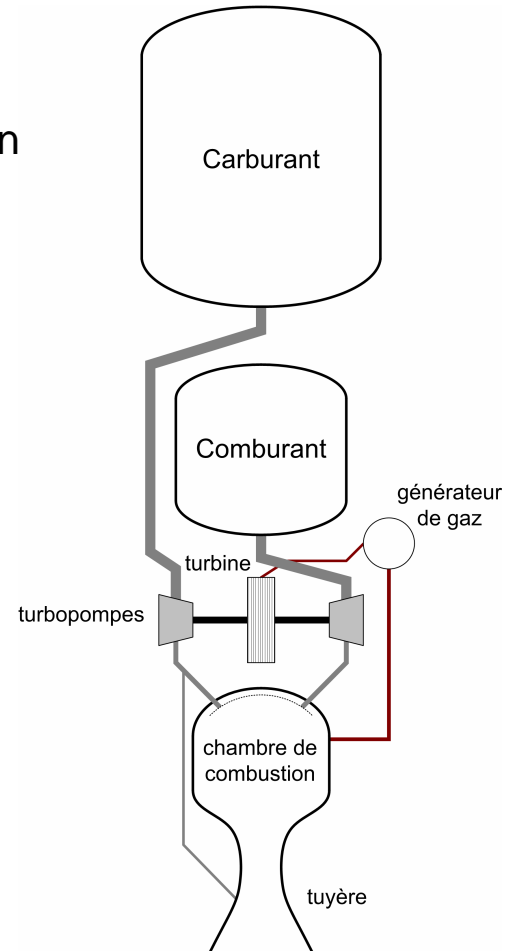
## Propulsion chimique

### *Propulsion chimique liquide*

Ergol stocké dans un réservoir  
 Injection dans une chambre de combustion  
 Refroidissement :  
 circulation de l'ergol  
 pulvérisation interne sur les parois

Problèmes  
 injection des ergols  
 instabilités

Couples d'ergols  
 $H_2-O_2$  (cryogénique),  
 $N_2H_4 - O_2$   
 $H_2 - O_2 - \text{kérosène}$ ,  
 $H_2O_2$   
 $N_2O_4 - \text{kérosène}$



Moteur cryogénique  
 Vulcain 2  
 960 kN au sol  
 $v_e = 4228$  m/s

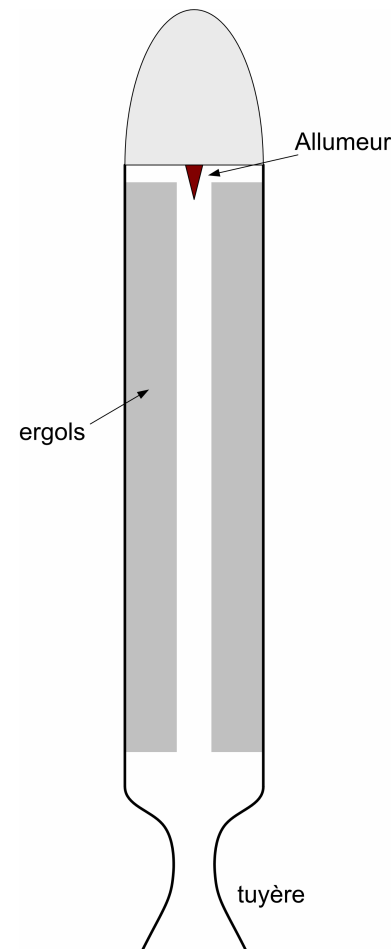
## Propulsion chimique

### *Propulsion chimique solide*

Simple, facile à transporter, peu cher  
 Combustion en couche parallèle  
 La géométrie initiale définit la poussée  
 Deux types de géométrie  
 combustion frontale  
 combustion avec canal

Ergol = combustible + comburant  
 Ajouts de composants  
 liants  
 catalyseur  
 régulateur de combustion

Ergols courants  
 nitrocellulose ; nitroglycérine  
 perchlorate d'ammonium + Al  
 nitrate d'ammonium + Al  
 zinc ; soufre



Ariane 5



MPS  
 237 t de poudre  
 4900 kN au sol  
 $v_e = 2690$  m/s

## Propulsion chimique

forte poussée :  $10^8 - 1 \text{ N}$   
faible  $v_e$  : 2000 - 4000 m/s  
courte durée d'utilisation ~ mn / h  
stockage aisé de l'ergol

### Technologie

- propulsion liquide
- propulsion solide
- propulsion hybride
- propulsion nucléaire

Vectorisation mécanique possible



Moteur principal de la navette (SSME)

$\text{LO}_2 - \text{LH}_2$   
1853 kN au sol  
 $v_e = 3561 \text{ m/s}$

## Propulsion chimique

### ***Puissance***

Puissance mécanique :  $P_{méca} = \mathbf{F} \cdot \mathbf{v}_e = \frac{1}{2} \dot{m}_e v_e^2$

- Navette Spatiale *Endeavour* (25 t de charge utile)  
3 SSME  
100 t LH<sub>2</sub> et 600 t LO<sub>2</sub> → 3×179 t de poussée (480 s)  
deux boosters à solide  
2×500 t de poudre → 2×1275 t de poussée (124 s)

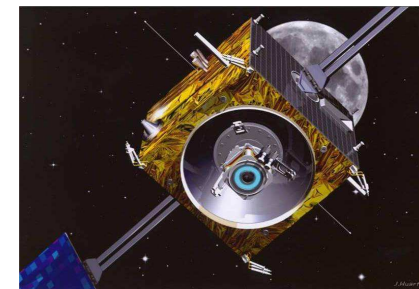
Poussée totale au décollage : 3100 t = 30,3 MN

$v_e \approx 3000$  m/s d'où  $P_{méca} = 91$  GW

- Sonde interplanétaire SMART 1 (1m<sup>3</sup>, 367 kg)  
propulseur à plasma PPS®1350-G (xénon)  
 $F = 68$  mN et  $v_e = 16500$  m/s →  $P_{méca} = 560$  W



Navette spatiale Discovery au décollage



Sonde SMART 1 et son moteur à plasma

## Propulsion électrique

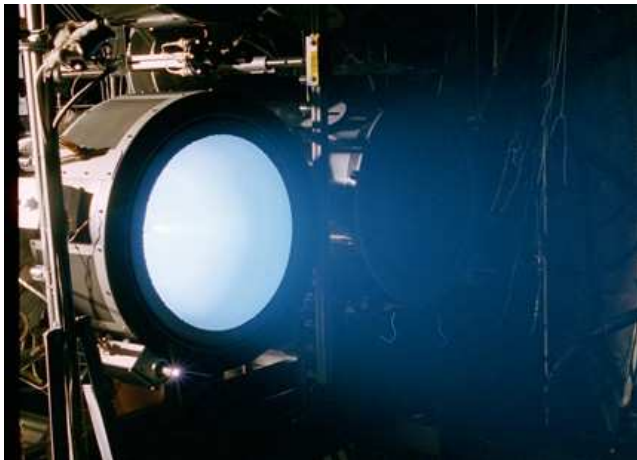
Conversion d'énergie :

électrique  $\rightarrow$  cinétique

*électrique  $\rightarrow$  thermique  $\rightarrow$  cinétique*

L'énergie est apportée de façon externe

Principe : Création et accélération électromagnétique d'ions



Propulseur NEXT (NASA)

faible poussée : 0,1 – 1 N  
grande  $v_e$  : 20 - 40 km/s  
long temps de tir : ~ mois  
souplesse

# Propulsion électrique

## *Intérêts*

- **Avantages**
  - Vitesse d'éjection de l'ergol élevée  
→ économie significative en masse d'ergol embarqué
  - Rendement élevée ~ 50-60 %
  - Longue durée de tir → vitesse finale importante
  - Flexibilité (cycles, fonctionnement dual)
  - Emploi d'une source d'énergie externe  
→ énergie solaire / nucléaire
  - Vectorisation directe possible
  
- **Inconvénients**
  - Très faible niveau de poussée ~ 100 mN – 1 N
  - Rapports  $P/M$  et  $P/T$  défavorables (objectif : 0,1 N / kW)
  - Ergols disponibles → vers ergols solides
  - Complexité, masse et encombrement du système  
propulseur + neutraliseur, alimentation électrique, circuit de gaz, réservoir
  - Opération à basse pression
  - Puissance disponible limitée

## Propulsion électrique

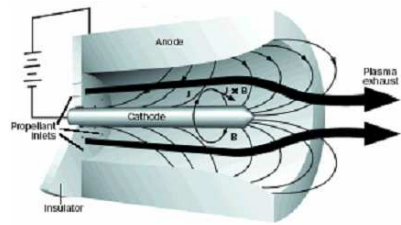
### *Applications*

#### *Propulsion électrique → missions avec un important $\Delta V$*

- **A l'heure actuelle** [  $F = 100 \text{ mN}$  ]
  - correction de la trajectoire des satellites géostationnaires.
  - contrôle de l'attitude des satellites (panneaux solaires, antennes)
  - Missions interplanétaires robotisées
  
- **Dans un futur proche** [  $F = 1 \text{ N}$  ]
  - manoeuvre de transfert d'orbite
  - Voyages interplanétaires vers les planètes lointaines (Saturne, Jupiter...), les comètes et les astéroïdes
  
- **Vision à long terme** [  $F = 10 - 100 \text{ N}$  ]
  - Véhicules cargo pour l'exploration lunaire et martienne
  - Vols habités
    - besoin de puissance élevée (MW)

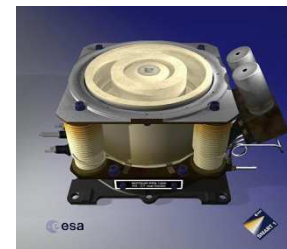
# Propulsion électrique

## Electromagnétique



Propulseur MPD

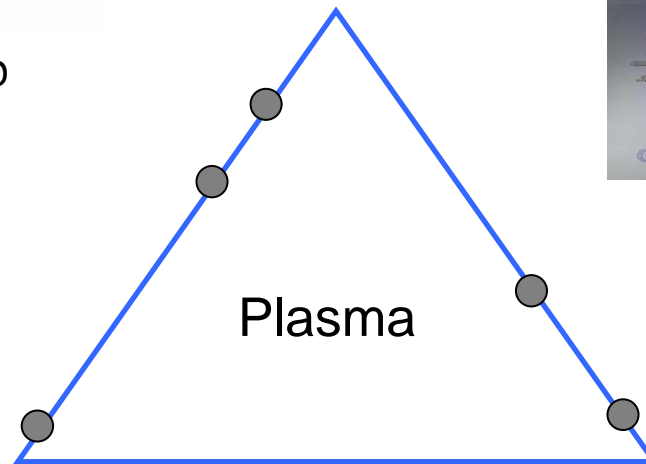
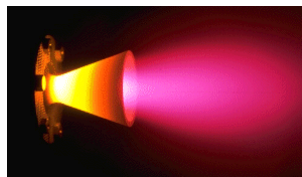
Propulseur à effet Hall



Moteur ionique à grilles



Arc-jet



## Electrothermique

## Electrostatique

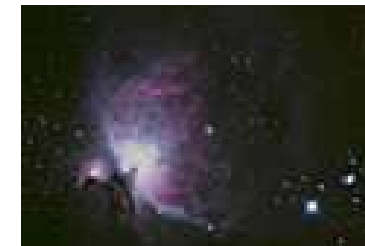
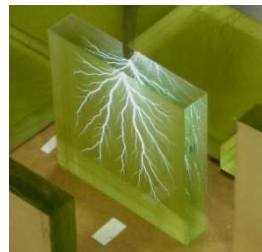
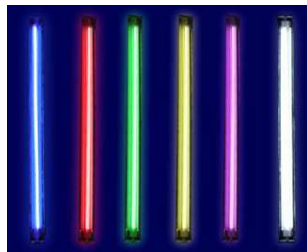
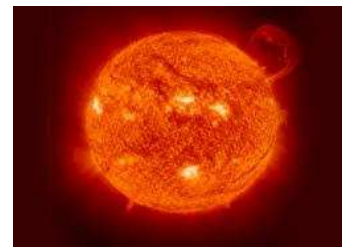


## Physique des Plasmas

*Etat plasma : Quatrième état de la matière :*

Etat ionisé de la matière, généralement gazeux, composé d'ions, d'électrons, d'atomes et/ou de molécules et de photons, dont la conductivité électrique est suffisamment élevée pour que des courants se développent et pour que le milieu réagisse à des champs électriques et magnétiques.

### Exemples de plasmas



# Physique des Plasmas

## Production

→ ionisation d'un gaz atomique ou moléculaire

Mécanismes d'ionisation (ion positif)

- Collision inélastique  $A + e \rightarrow A^+ + e + e$
- Photoionisation  $A + h\nu \rightarrow A^+ + e$
- Ionisation par champ  $\mathbf{E}(A) \rightarrow A^+ + e + e$
- Échange de charge  $A + B^+ \rightarrow A^+ + B$

Energie d'ionisation	
H	13,59 eV
H <sub>2</sub>	15,42 eV
Ar	15,75 eV
Xe	12,10 eV
Cs	3,89 eV
K	4,34 eV

$$1\text{eV} = 1,6 \times 10^{-19} \text{ J}$$

Processus inverse : recombinaison (lent)

Cas du bombardement électronique

il faut transférer de l'énergie aux électrons

- Effet capacitif (continu ou alternatif) :  $\mathbf{F} = -e\mathbf{E}$
- Effet inductif via une onde RF (MHz)

$$\text{loi de Faraday : } \nabla \times \mathbf{E} = -\frac{\partial \mathbf{H}}{\partial t}$$

- Couplage avec une onde micrométrique (GHz)

# Physique des Plasmas

## Concepts fondamentaux

Température des espèces :  $T_e, T_i, T_n$

Un plasma est généralement un milieu hors équilibre :  $T_e \neq T_i \neq T_n$

$T_e < 10 - 100$  eV : plasma froid

$T_e \gg 100$  eV : plasma chaud

Quasi-neutralité :  $Zn_i = n_e$  (approximation plasma)

Equation de Poisson :  $\epsilon_0 \nabla \cdot \mathbf{E} = \rho$  d'où  $\nabla^2 V = -\frac{\rho}{\epsilon_0}$

avec  $\rho = e(n_i - n_e) = en$  la distribution de charges

Equilibre entre les forces de pression et les forces électriques :

$$n_{e,i} = n_0 \exp\left(\frac{-q_{e,i}\phi}{k_B T_{e,i}}\right) \quad \text{où } q_e = -q_i = -e$$

$\epsilon_0$  : permittivité du vide

$k_B$  : constante de Boltzmann

Degré d'ionisation :  $\alpha = \frac{n_e}{n_e + n_n} = \frac{Zn_i}{Zn_i + n_n}$

$\alpha < 1$  : plasma faiblement ionisé

$\alpha \approx 1$  : plasma fortement ionisé

# Physique des Plasmas

## Concepts fondamentaux

Fréquence plasma (électronique)

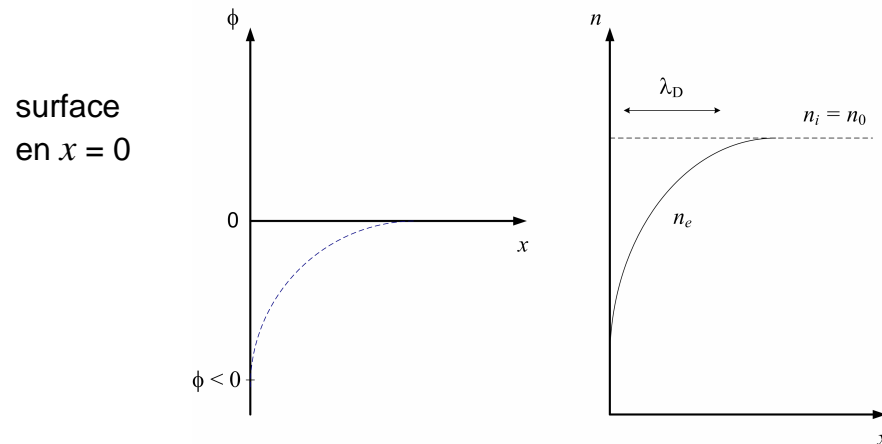
Perturbation électronique à l'équilibre :

on déplace les électrons d'une distance  $\delta x \rightarrow$  création d'un champ électrique  $E_x$

$$m_e \frac{d^2 \delta x}{dt^2} = -eEx = -\frac{e^2}{\epsilon_0} n_0 \delta x$$

$\rightarrow$  Oscillations à la pulsation  $\omega_{p,e} = \sqrt{\frac{n_0 e^2}{\epsilon_0 m_e}}$

Écrantage : gaine et longueur de Debye



$$\lambda_D = \sqrt{\frac{\epsilon_0 k_B T_e}{e^2 n_0}} \quad \lambda_D \approx \frac{v_{th,e}}{\omega_{p,e}}$$

$$\phi(x) = \phi_0 \exp\left(-\frac{x}{\lambda_D}\right)$$

- diffusion ambipolaire
- potentiel plasma

## Physique des Plasmas

### ***Mouvement d'une particule chargée***

$$1 \text{ particule : } \mathbf{F} = m \frac{d\mathbf{v}}{dt} = q\mathbf{E} + q\mathbf{v} \times \mathbf{B}$$

$$\text{Ensemble de particule à la vitesse moyenne } u : \mathbf{j} = \sigma(\mathbf{E} + \mathbf{u} \times \mathbf{B})$$

$\sigma$  : conductivité électrique (transport et collisions)

### Champ $\mathbf{E}$ stationnaire et uniforme

$$\text{dérive } m \frac{d\mathbf{v}}{dt} = q\mathbf{E}$$

$$\text{Loi d'Ohm : } \mathbf{j} = \sigma\mathbf{E} \text{ et } \mathbf{j} = qn_i\mathbf{v}_i + en_e\mathbf{v}_e$$

$$\text{Maxwell : } \nabla \times \mathbf{B} = \mu_0 \mathbf{j} \rightarrow \text{courant de charge} = \text{source de } \mathbf{B}$$

### Champ $\mathbf{B}$ stationnaire et uniforme

$$m \frac{d\mathbf{v}}{dt} = q\mathbf{v} \times \mathbf{B} \quad \text{Rotation à la fréquence cyclotronique : } f_c = \frac{|q|B}{m}$$

$$\text{Rayon de giration (Larmor) : } r_L = \frac{mv_{\perp}}{|q|B}$$

### Champ $\mathbf{E} \perp \mathbf{B}$

$$\text{Dérive azimutale : } v_d = \frac{\mathbf{E} \times \mathbf{B}}{B^2} = \frac{E}{B}$$

# Physique des Plasmas

## Paramètres pour quelques plasmas

Plasma	$n_e$ (cm <sup>-3</sup> )	$T_e$ (K)	$\omega_{p,e}$ (s <sup>-1</sup> )	$\lambda_D$ (m)
Espace interstellaire	1	10 <sup>2</sup>	6×10 <sup>4</sup>	0.7
Vent solaire	10	10 <sup>5</sup>	2×10 <sup>5</sup>	7
Flamme	10 <sup>3</sup>	10 <sup>8</sup>	2×10 <sup>6</sup>	22
Ionosphère	10 <sup>5</sup>	10 <sup>2</sup>	2×10 <sup>7</sup>	0.002
Couronne solaire	10 <sup>7</sup>	10 <sup>5</sup>	2×10 <sup>8</sup>	0.0071
Réacteur industriel	10 <sup>12</sup>	10 <sup>4</sup>	6×10 <sup>10</sup>	7×10 <sup>-6</sup>
Propulseur de Hall	10 <sup>12</sup>	10 <sup>8</sup>	6×10 <sup>10</sup>	7×10 <sup>-4</sup>
Tokamak	10 <sup>14</sup>	10 <sup>8</sup>	6×10 <sup>11</sup>	7×10 <sup>-5</sup>
Arc	10 <sup>14</sup>	10 <sup>8</sup>	6×10 <sup>11</sup>	7×10 <sup>-5</sup>
Confinement inertiel	10 <sup>20</sup>	10 <sup>8</sup>	6×10 <sup>14</sup>	7×10 <sup>-8</sup>
Intérieur stellaire	10 <sup>30</sup>	10 <sup>8</sup>	6×10 <sup>19</sup>	7×10 <sup>-13</sup>

$$\text{Couplage : } \Xi = \frac{\langle E_p \rangle}{\langle E_c \rangle} = \frac{n_e e^2}{4\pi\epsilon_0 n_e^{-1/3}} \propto \frac{n_e^{1/3}}{T_e}$$

$\Xi \ll 1$  : couplage faible (désordre domine)

$\Xi > 1$  : forte corrélation

# Résistojet - Arcjet

Propulsion chimique : limite en température

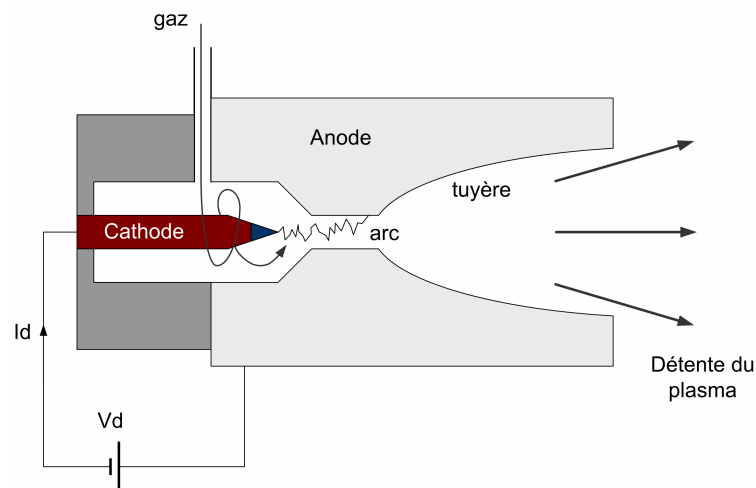
$$v_e = \sqrt{\frac{k_B T_0}{m} \frac{2\gamma}{\gamma-1}}$$

## Résistojet

Chauffage direct d'un gaz (effet joule)



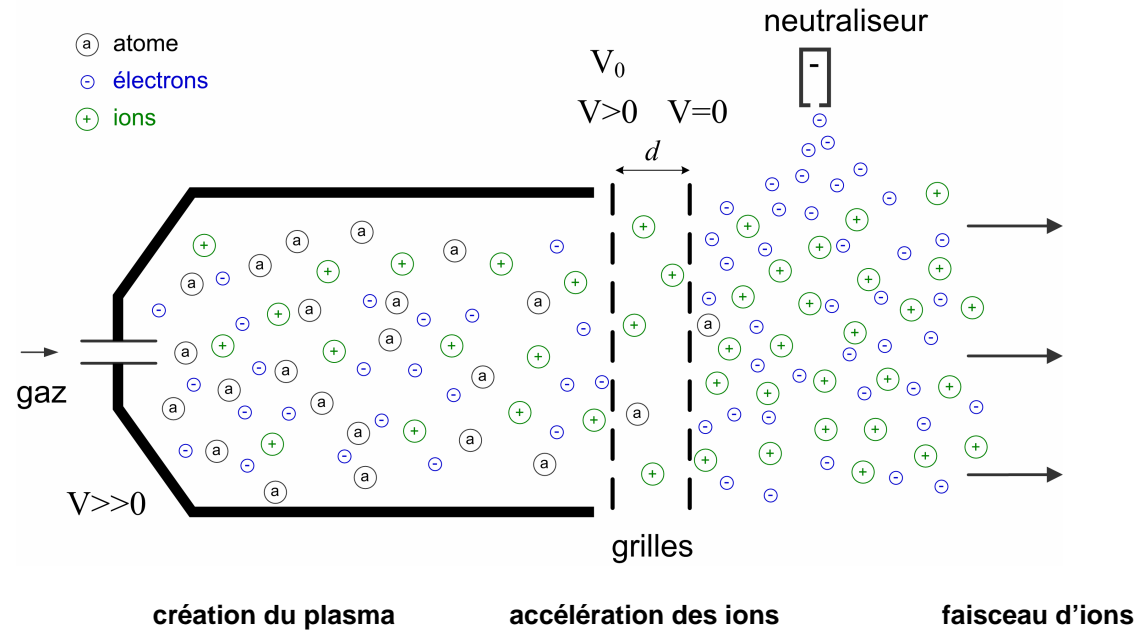
## Arcjet



Gaz : H<sub>2</sub>, NH<sub>3</sub>, hydrazine...  
 Refroidissement par radiation  
 $T \approx 8000 \text{ K}$  ;  $v_e = 4 - 20 \text{ km/s}$

# Moteur ionique à grilles

Accélération électrostatique d'ions :  $m_i \frac{d\mathbf{v}}{dt} = e\mathbf{E}$



Courant de charge d'espace (loi de Child) :  $j = \frac{4\epsilon_0}{9} \left(\frac{2e}{m}\right)^{1/2} \frac{V_0^{3/2}}{d^2}$

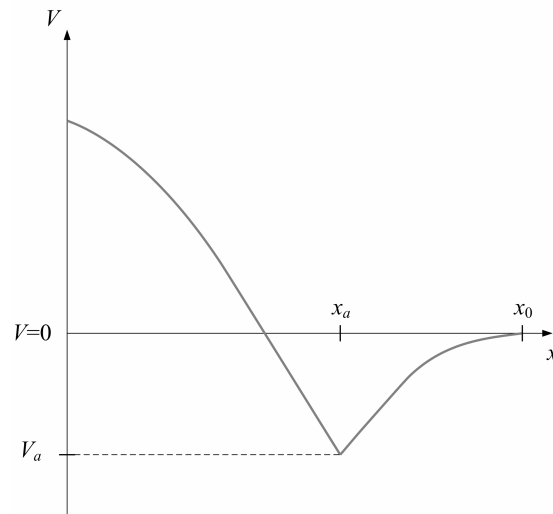
Vitesse :  $v(d) = \sqrt{\frac{2eV_0}{m}}$

Poussée :  $\frac{F}{A} = \dot{m} v(d) = \frac{jmv(d)}{e} = \frac{8\epsilon_0}{9} \left(\frac{V_0}{d}\right)^2$  Pour augmenter  $F$  :  $A$ ,  $d$  ou  $V_0$



# Moteur ionique à grilles

Système à 3 grilles : accélération – décélération des ions



- i) Empêcher la migration des  $e$  vers l'amont
- ii) Réduire  $v_e$  et augmenter  $F/A$

$$j = \frac{4\epsilon_0}{9} \left( \frac{2e}{m} \right)^{1/2} \frac{(V_0 + V_a)^{3/2}}{d^2}$$

$$v(x_0) = \sqrt{\frac{2eV_0}{m}}$$

Gain en poussée : 
$$\frac{F}{A} = \frac{8\epsilon_0}{9} \frac{(V_0 + V_a)^{3/2}}{x_a^2} V_0^2$$

## Grilles

- technologies C-C
- optique ionique → focalisation des ions
- usure : bombardement direct + échange de charge

## Neutralisation du faisceau

source d'électrons externe

## Ergols

faible  $E_i$  ; masse élevée ; non toxique ; facile à stocker → Xe, Kr

## Moteur ionique à grilles

### Points Forts

- grande vitesse d'éjection de l'ergol (forte  $I_{sp}$ )
- faible divergence du faisceau
- longue durée de vie des grilles

### Points faibles

- limite en courant (charge d'espace)
  - forte poussée → grilles de grandes dimensions
- opérations à faible puissance difficile
- système complexe (2 sous-systèmes)

## Moteur ionique à grilles

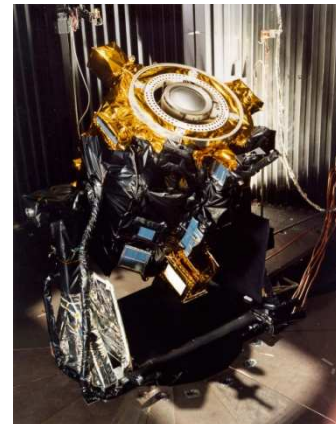


**Moteur T6** de QinetiQ (configuration Kaufman)  
200 mN / 4700 s  
8kg, 30 cm de diamètre

Système de propulsion de la sonde MPO (Mercury Planetary Orbiter) de la mission BepiColombo de l'ESA



**Moteur NSTAR** de Boeing  
90 mN / 3100 s  
8,3 kg, 30 cm de diamètre  
 $P = 2,3 \text{ kW}$

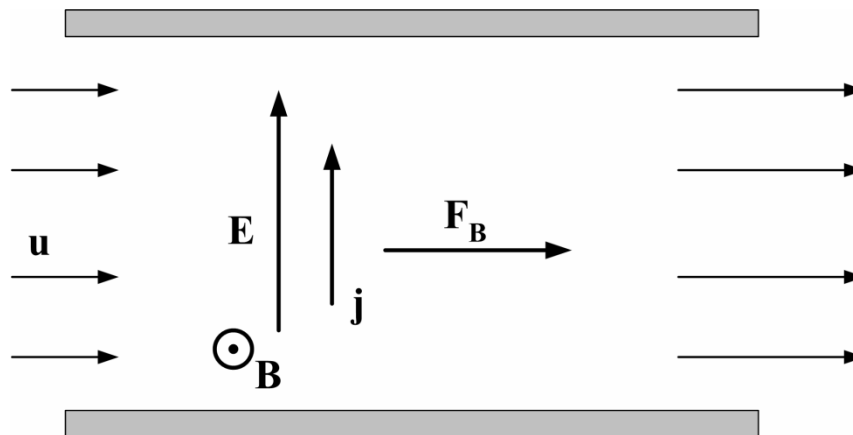


Mission Deep Space 1  
de la NASA (1998)  
Rendez-vous avec la  
comète Borrelly

**Sonde DS1**  
486 kg au lancement  
110 kg de xénon

## Propulseur à effet Hall

Accélération électromagnétique d'un plasma  
 → décharge magnétisée (quasi-neutralité)



$$\mathbf{j} = \sigma(\mathbf{E} + \mathbf{u} \times \mathbf{B})$$

$$\mathbf{F}_B = \mathbf{j} \times \mathbf{B}$$

Accélération du gaz ( $\alpha \ll 1$ ): transfert de quantité de mouvement entre particules chargées et neutres

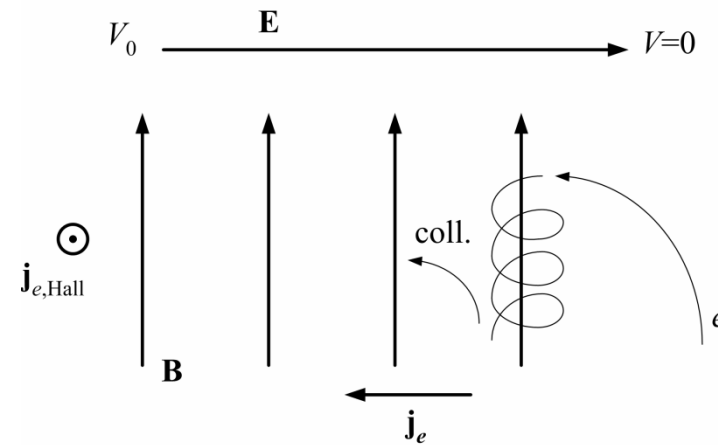
Pas de charge d'espace

# Propulseur à effet Hall

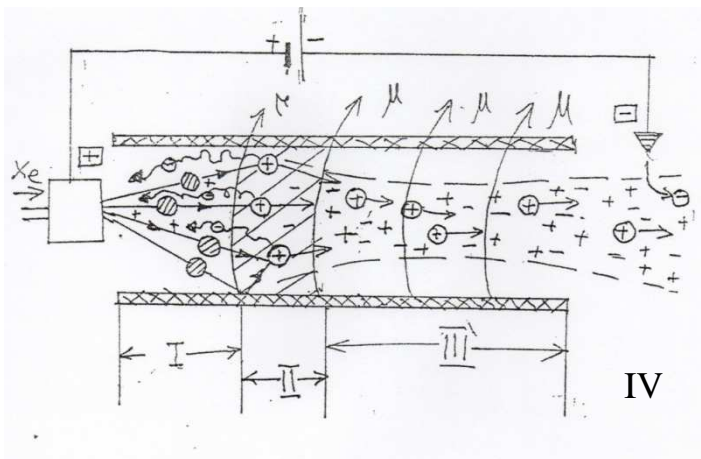
Comment créer un fort champ  $\mathbf{E}$  dans un plasma ?  
 → réduction locale de la mobilité (électronique)

$$\mathbf{E} = \mathbf{j}_e / \sigma_{e,\perp} = \mu_{e,\perp} \mathbf{j}_e$$

$$\mu_{e,\perp} = f(\mathbf{B}, \text{coll.})$$



Propulseur à effet Hall : accélération d'ions dans un plasma



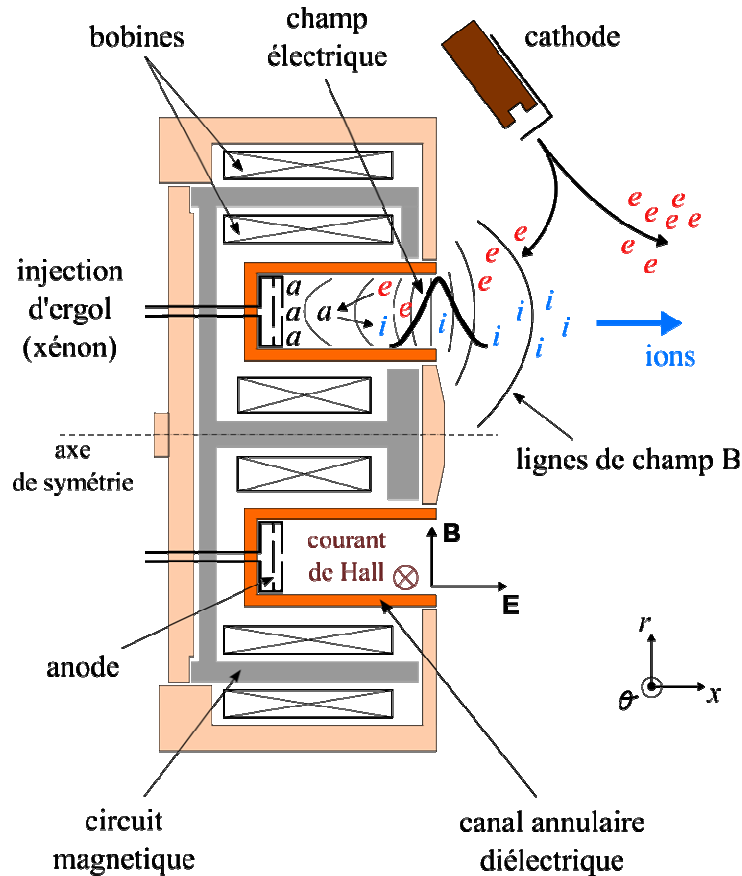
Utilisation d'un champ magnétique

- capture des électrons
- trajectoires ioniques non perturbées

$$B = 100 - 500 \text{ G}$$

- I région anodique
- II région d'ionisation
- III zone d'accélération
- IV plume plasma

# Propulseur à effet Hall



## Dérive électronique azimuthale

$$v_{\theta} = \frac{\mathbf{E} \times \mathbf{B}}{B^2} \approx \frac{E_x}{B_r}$$

## Poussée

Accélération électrostatique des ions

$$T = \iiint e n_e \mathbf{E} dV \approx \dot{m}_i \bar{v} \approx I_i \sqrt{\frac{2mU_d}{e}}$$

Force de Lorentz

$$T = -\iiint j_{Hall} \times \mathbf{B} dV \approx -\pi d I_{Hall} B_r$$

Propulseur à effet Hall de 1,5 kW			
Variable	Valeur	Variable	Valeur
$\dot{m}_{Xe}$	5 mg/s	$B_{r,max}$	200 G
$U_d$	300 V	$E_{x,max}$	350 V/cm
$I_d$	4,5 A	$v_{\theta}$	$2 \times 10^6$ m/s
$F$	85 mN	$n_0$	$10^{19}$ m <sup>-3</sup>
$I_{sp}$	1700 s	$n_e$	$5 \times 10^{17}$ m <sup>-3</sup>
$\eta$	0.55	$T_e$	20 eV

## Propulseur à effet Hall

### **Problèmes ouverts**

Dynamique d'une décharge magnétisée → physique complexe

#### \* Transport électronique

Dérive des électrons à travers la barrière magnétique

Expérience :  $\mu_{e,\perp} \approx 0,2 \text{ m}^2\text{s}^{-1}\text{V}^{-1}$

Calcul (collisions) :  $\mu_{e,\perp} \approx 0,01 \text{ m}^2\text{s}^{-1}\text{V}^{-1}$

$$D = \frac{k_B T_e}{e} \mu$$

Explication : diffusion turbulente et/ou diffusion pariétale

$$\text{Turbulence : champ } \tilde{E}_z \rightarrow \mu \propto \frac{1}{B}$$

#### \* Lois d'échelle

Influence du rapport  $h/d$

#### \* Rôle de l'émission électronique secondaire (parois diélectriques)

#### \* Érosion anormale des parois

#### \* Instabilités de la décharge

## Propulseur à effet Hall

### Points Forts

- pas de limite en courant due à la c.e.
- vitesse d'éjection de l'ergol importante
- rapport  $F/P$  grand
- système simple (aimants)
- durée de vie élevée
- vectorisation magnétique prouvée

### Points faibles

- divergence du faisceau d'ions
  - lentille ( $\nabla \cdot \mathbf{B} = 0$ ) mais recouvrement I/A
- production d'ions multichargés
- transport anormal non quantifié



## Propulseur à effet Hall

### **Propulseur à effet Hall : PPS®1350-G**

développé et construit par Snecma



100 mm de diamètre externe (canal)  
5 kg

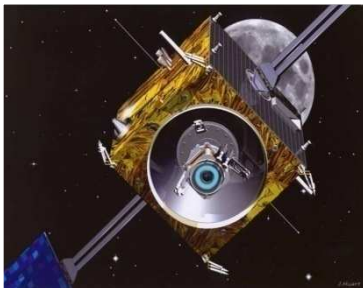
#### **Niveau nominal de performances**

Poussée: 88 mN (5.5 mg/s xenon)  
Isp: 1650 s  
Puissance électrique : 1500 W  
Tension : 350 V  
Courant de décharge : 5 A  
Rendement : 55 %

Durée de vie > 10000 h (> 420 jours)

#### **Performances du modèle de laboratoire**

Poussée : 40 -145 mN  
Isp: 1500-3100 s  
Puissance : 500 – 3400 W  
Rendement : 45-60 %



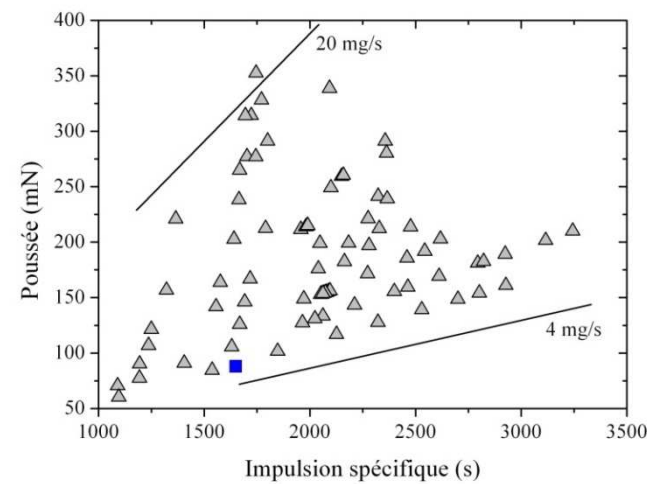
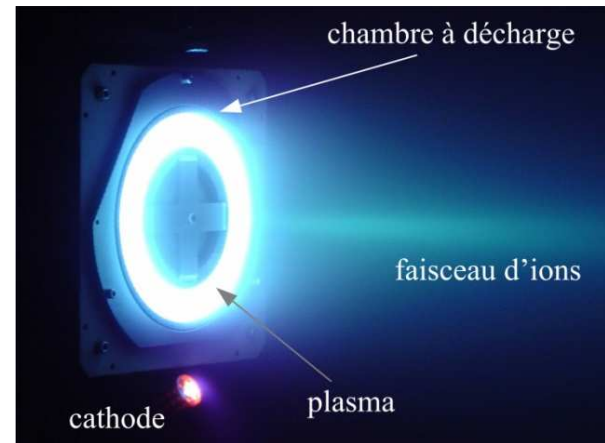
Le moteur PPS®1350 était le système de propulsion principal de l'orbiteur lunaire SMART-1 de l'ESA.

Première sonde spatiale équipé d'un PEH.

# Propulseur à effet Hall

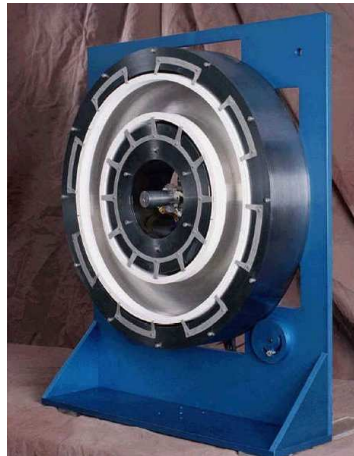
## Propulseur à effet Hall : PPS<sup>®</sup>X000-ML

Propulseur de 5 kW  
200 mN / 2000 s



## Propulseur à effet Hall

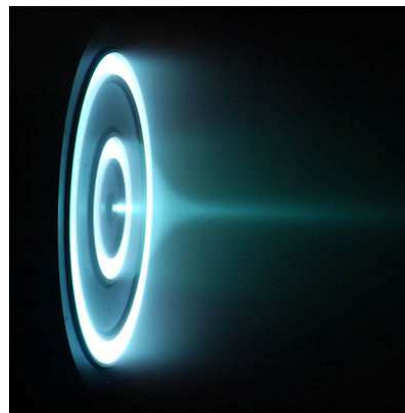
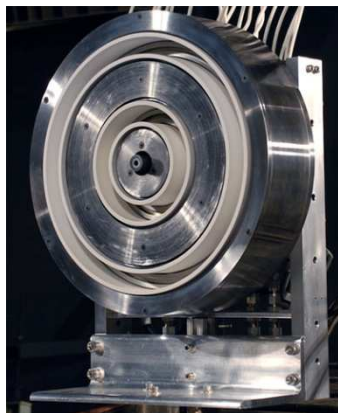
### Architecture avancée



**Moteur 457M** de la  
NASA  
50 kW  
2,5 N



Cluster de 4  
**moteurs BHT600**  
de Busek



**Propulseur X2** à  
canal-double  
Université du  
Michigan

## Propulsion électrique

### ***Autres technologies***

MagnetoPlasmaDynamics  
force de Lorentz

High Efficiency Multistage Plasma thruster  
configuration en cusp magnétique (force diamagnétique)

VAriable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket  
plasma helicon – chauffage ICR – tuyère magnétique  
adapté à la forte puissance

PEGASES  
gaz électronégatif  
accélération d'un plasma ion-ion

# Propulsion électrique nucléaire

## Rapport puissance/masse

Soit  $M_E$  la masse du générateur électrique :

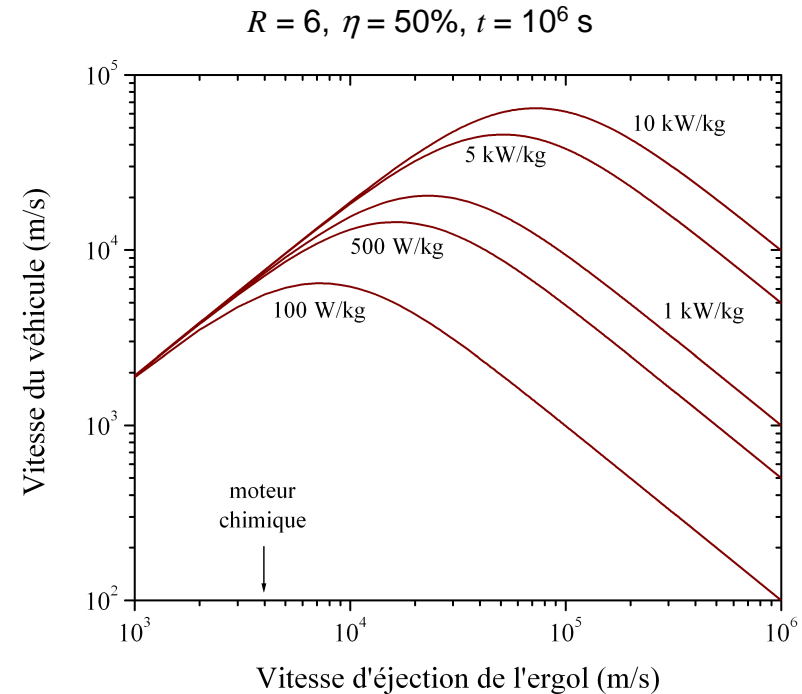
$$R' = \frac{M_s + M_E + M_e}{M_s + M_E}$$

Soit  $\xi$  le rapport puissance sur masse du générateur électrique

$$\xi = \frac{P_E}{M_E}$$

La vitesse du vaisseau s'écrit :

$$V = v_e \ln \left( 1 + \frac{2\eta \xi t}{2\eta \xi t \frac{M_s}{M_e} + v_e^2} \right)$$



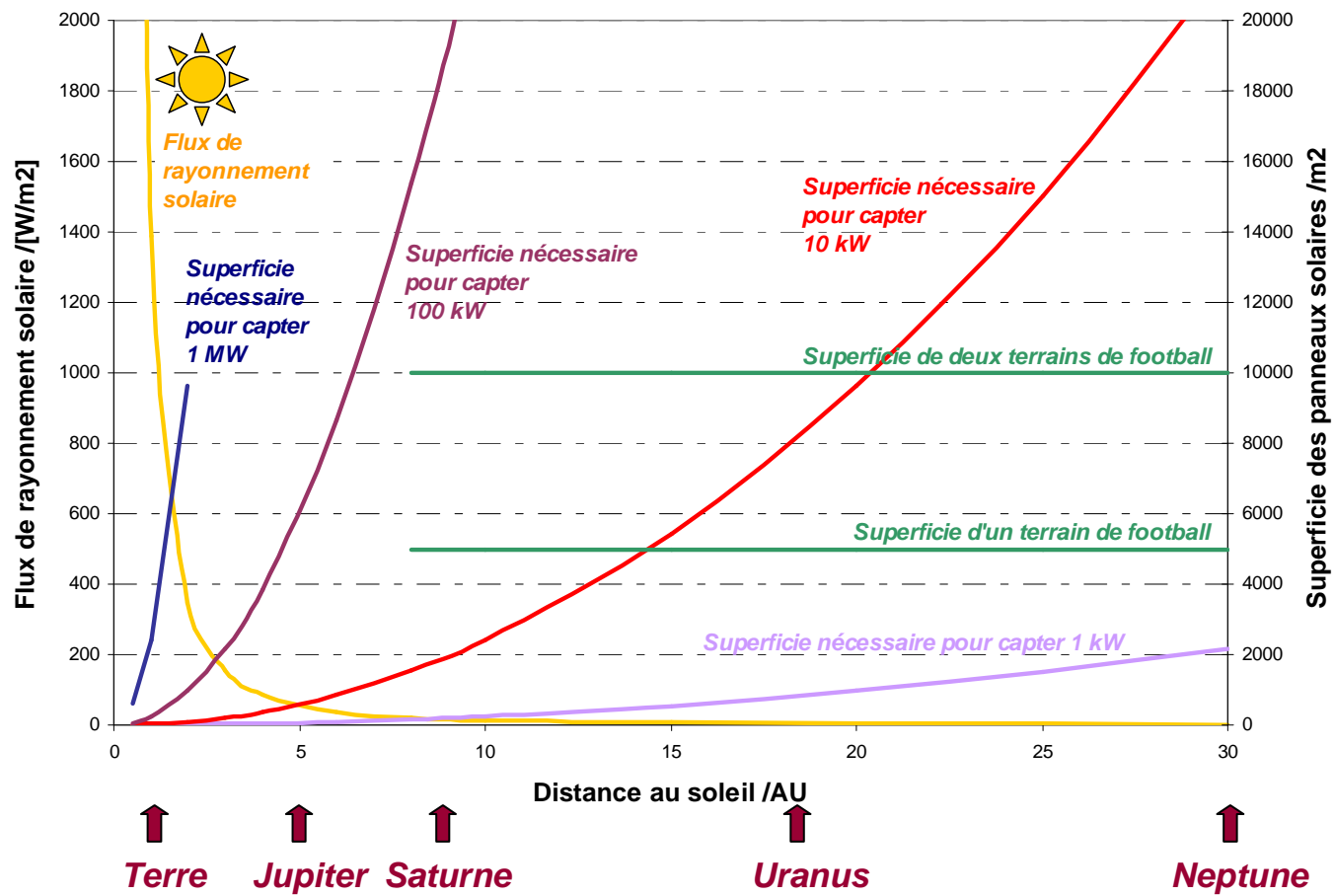
Pour un grand  $\Delta V$ ,  $v_e$  doit être élevée  
 → grand  $\xi$

- panneau solaire : 200 W / kg
- réacteur nucléaire : 300 W / kg
- chimique : 40 kW / kg

# Propulsion électrique nucléaire

## Energie solaire

Crédits: O. Duchemin  
Snecma, Groupe SAFRAN



## Propulsion électrique nucléaire

### ***Energie solaire***

L'énergie électrique est fournie par des panneaux solaires ce qui limite la puissance à qq dizaines de kW

Station Spatiale Internationale à 350 km d'altitude  
2500 m<sup>2</sup> de panneaux solaires → 110 kW



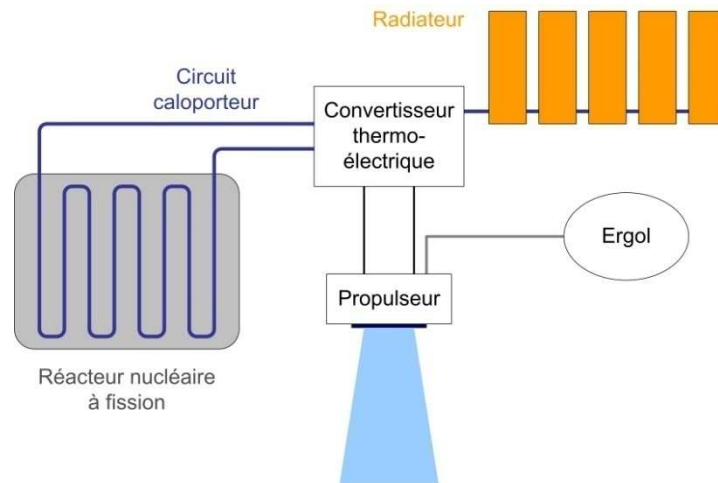
Besoin d'une source d'énergie alternative pour les propulseurs électriques à forte poussée et les missions interplanétaires

→ énergie nucléaire (fission)



# Propulsion électrique nucléaire

## Principe



Puissance disponible de plusieurs MW  
Longue durée de vie

Amélioration du rapport puissance sur masse  
du générateur électrique

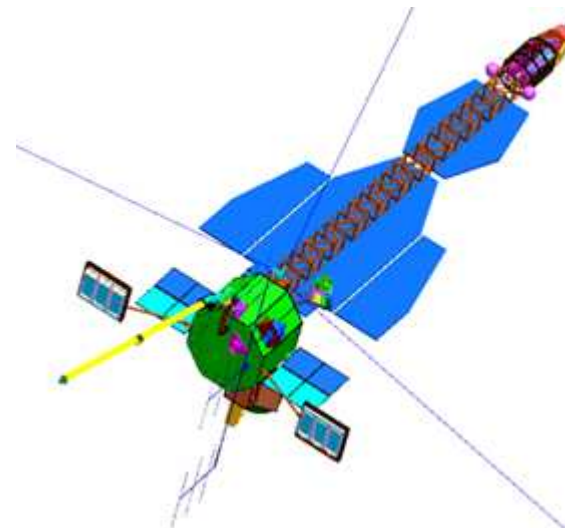
$$\xi = \frac{P_E}{M_E}$$

## Projet de vaisseau

Jupiter Icy Moons Orbiter spacecraft (JIMO)

Programme Prometheus de la NASA :  
exploration des lunes de Jupiter

Longueur : 80 m  
Séries de propulseur de ~100 kW





## Conclusions

### Propulsion électrique

vitesse d'éjection de l'ergol élevée → faible consommation  
grand rendement  
source d'énergie découplée

*mais*

faible niveau de poussée  
opération à basse pression

### Applications : mission à fort $\Delta V$

maintient à poste des satcoms  
transfert d'orbite  
sondes interplanétaires

### Deux technologies principales

moteurs ioniques à grilles : grande  $I_{sp}$   
propulseur à effet Hall : rapport  $P/F$  élevé

### Perspectives (gain en poussée et durée de vie)

améliorations des concepts actuels  
développements de nouveaux types de propulseurs

## Annexe

### ***Considération sur la durée d'une mission***

La survie d'un être humain dans l'espace est voisine de 2 ans

Problèmes :

- radiation ( $X$ ,  $\gamma$ )
- vent solaire ( $\alpha$ , ions)
- apesanteur (ostéoporose)

Pour les mission habitées il faut donc que l'engin spatiale atteigne rapidement une vitesse élevée.  
(la durée pose moins de problème dans le cas des missions robotisées = contraintes techniques, technologiques, de gestion et d'organisation)

Terre – Lune (384401 km)

- à 100 km/h → 160 jours
- à 2000 km/h → 8 jours
- à 50 000 km/h → 7,7 h

Terre – Mars (232 Mkm)

- à 100 km/h → 265 ans
- à 2000 km/h → 13 ans
- à 50 000 km/h → 190 jours

Phase d'accélération → temps, dépense en ergol + énergie

Phase de déccélération → temps, dépense en ergol + énergie

- assistance gravitationnelle
- aéro-freinage, aéro-capture

## Bibliographie

*Rocket and Spacecraft Propulsion*

M.J.L. Turner

Springer – Praxis Publishing Ltd, Chichester, UK (2009)

*Frontiers of Propulsion Science*

Ed. by M.G. Millis and E.W. Davis

Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 227  
AIAA Inc. (2009)

*Physics of Electric Propulsion*

R.G. Jahn

McGraw-Hill, Inc. (1968)

*Fundamentals of Electric Propulsion*

D.M. Goebel and I. Katz

John Wiley Sons, Inc. (2008)

*Introduction to Plasma Physics and Controlled Fusion*

F.F. Chen

Plenum Press, New York (1984)

*Physique des Plasmas*

J.M. Rax

Dunod, Paris (2005)