

Les alimentations pour la propulsion spatiale électrique

Stéphane Mazouffre

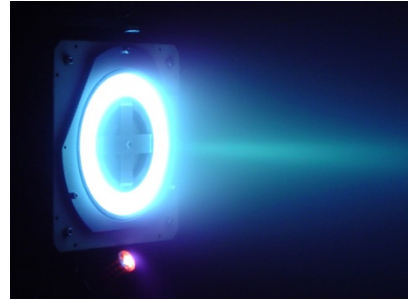
Dir. Recherche, CNRS - ICARE

Resp. Equipe Propulsion Electrique

Directeur du laboratoire ORACLE

Classification des systèmes propulsifs

Propulsion électrique



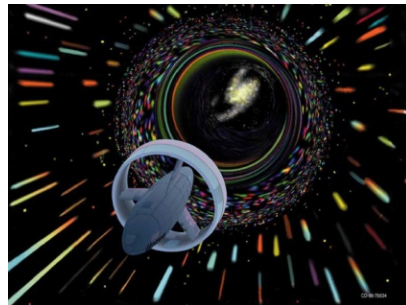
Propulsion chimique



Propulsion nucléaire



Propulsion exotique



Propulsion par faisceaux



Principe Action – Réaction

Propulsion d'un véhicule spatial

→ conservation de la quantité de mouvement

Equation du mvt pour un système à masse variable :

$$\mathbf{F}_{ext} + \frac{dm}{dt} \mathbf{v}_{rel} = \mathbf{F}_{ext} + \dot{m} \mathbf{v}_{rel} = m \frac{d\mathbf{v}}{dt}$$

\mathbf{F}_{ext} Forces extérieures

\mathbf{v}_{rel} Vitesse d'éjection

\mathbf{v} Vitesse du véhicule

$\mathbf{T} = \dot{m} \mathbf{v}_{rel}$ Poussée

Equation de Tsiolkovsky

Hypothèses

- vitesses colinéaires
- absence de forces extérieures
- \mathbf{v}_{rel} constante

$$\Delta v = v_f - v_0 = v_e \operatorname{Ln} \left(\frac{m_0}{m_f} \right) = v_e \operatorname{Ln} \left(1 + \frac{m_e}{m_f} \right)$$

Δv incrément de vitesse

v_e vitesse d'éjection

m_0 masse initiale = $m_f + m_e$

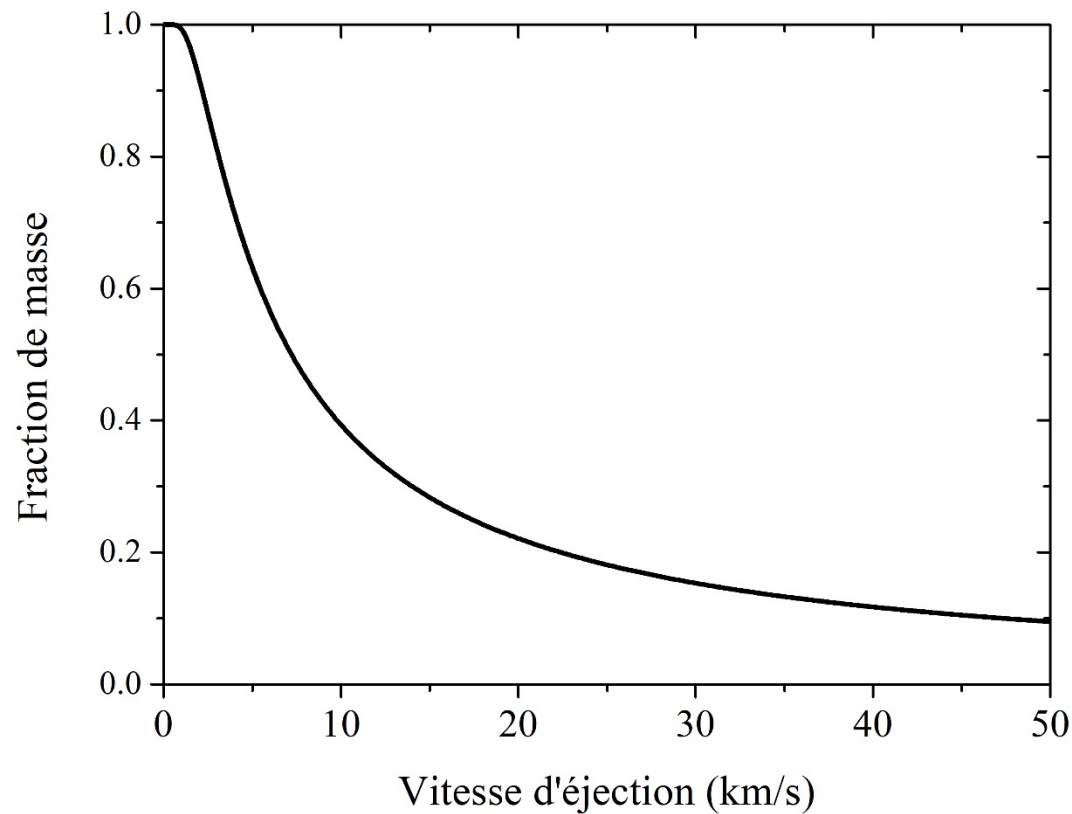
m_f masse finale

m_e masse d'ergol

Consommation d'ergol

Variation de la masse d'ergol avec Δv

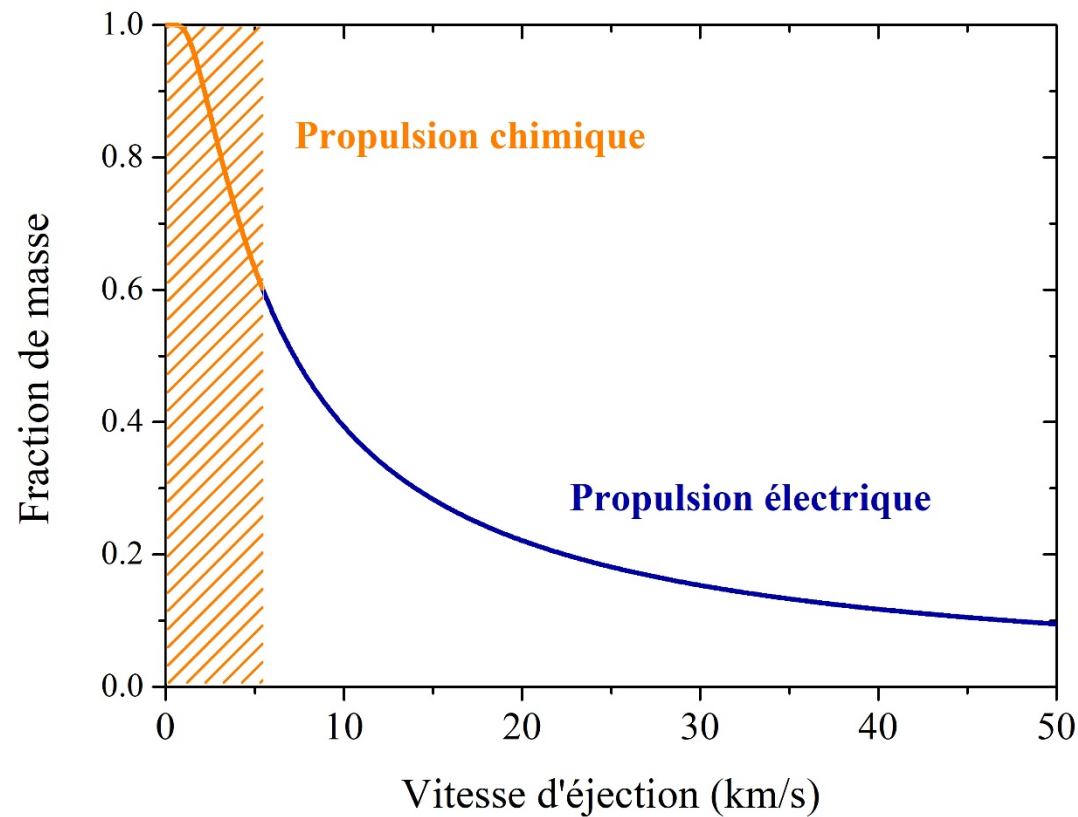
$$m_p = m_f \left(\exp\left(\frac{\Delta v}{v_e}\right) - 1 \right) = m_0 \left(1 - \exp\left(-\frac{\Delta v}{v_e}\right) \right)$$



Consommation d'ergol

Variation de la masse d'ergol avec Δv

$$m_p = m_f \left(\exp\left(\frac{\Delta v}{v_e}\right) - 1 \right) = m_0 \left(1 - \exp\left(-\frac{\Delta v}{v_e}\right) \right)$$



Masse d'un satellite

Satellite de télécommunication
 masse sèche = 2000 kg
 opération en orbite GEO

Masse totale pour transfert et contrôle d'orbite/attitude

Lanceur	Propulsion chimique			Propulsion électrique	
	Hydrazine	Mono-prop. green	Bi-prop.	PH	MIG
	Masse au décollage (kg)				
<i>Atlas V411</i>	6390.42	4394.11	4551.22	2309.30	2162.16
<i>Proton M – 5 burns</i>	2897.34	2659.82	2678.06	2164.33	2092.47
<i>Proton M – 4 burns</i>	-	2659.82	2678.06	2164.33	2092.47
<i>SeaLaunch (Zenit 3)</i>	5708.88	3723.13	3837.97	2201.05	2106.52
<i>Falcon 9 v1.1</i>	-	-	-	2414.07	2214.07
<i>Ariane 5</i>	5634.03	4436.31	4521.85	2395.10	2203.55
<i>Cyclone 4</i>	-	-	-	2586.84	2275.00

SES - EPIC Workshop 2017

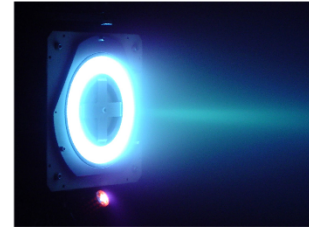
Catégories en PE

Electromagnétique

MPD



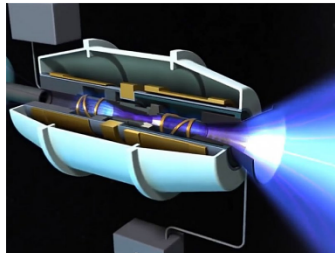
Propulseur Hall



Moteur ionique

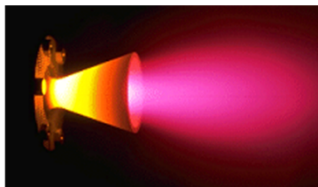


VASIMR

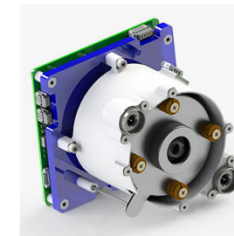


Plasma

Arcjet



FEEP



Electrothermique

Electrostatique

Propulseurs électrostatiques

Rendement > électro-thermiques

Rendement > électro-magnétique pour $P < 50$ kW

Très grande vitesse d'éjection

Les plus utilisés aujourd'hui

Technologies

Propulseurs à courant de Hall

Moteurs ioniques à grilles

Propulseurs à effet de champ

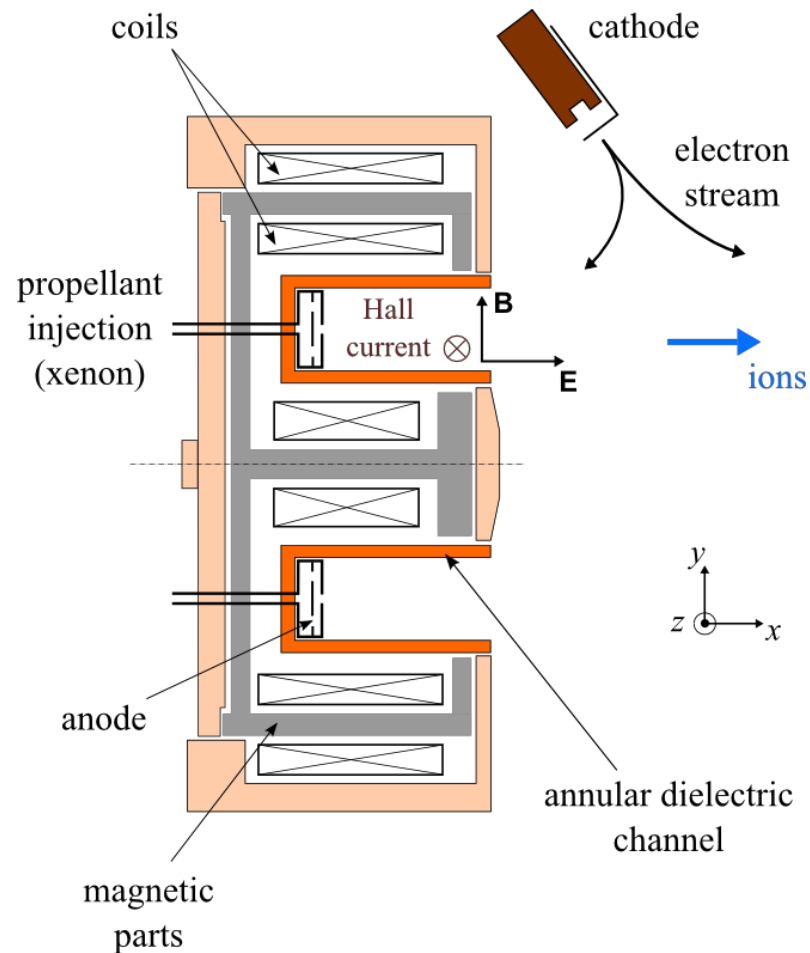
Propulseurs à liquide ionique

Propulseur à courant de Hall

Accélérateur sans grilles à barrière magnétique

Pas de gaine plasma, pas de limite de charge d'espace

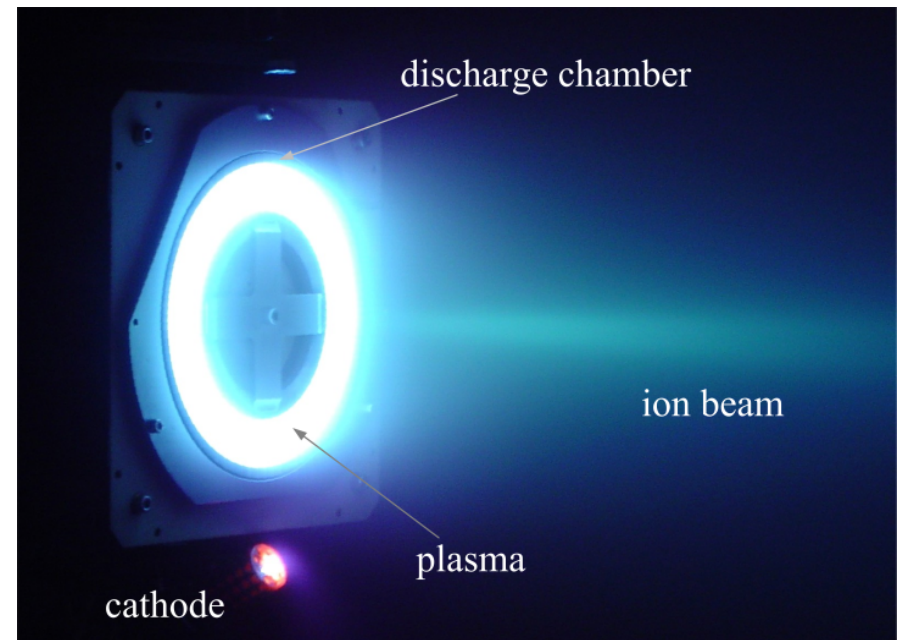
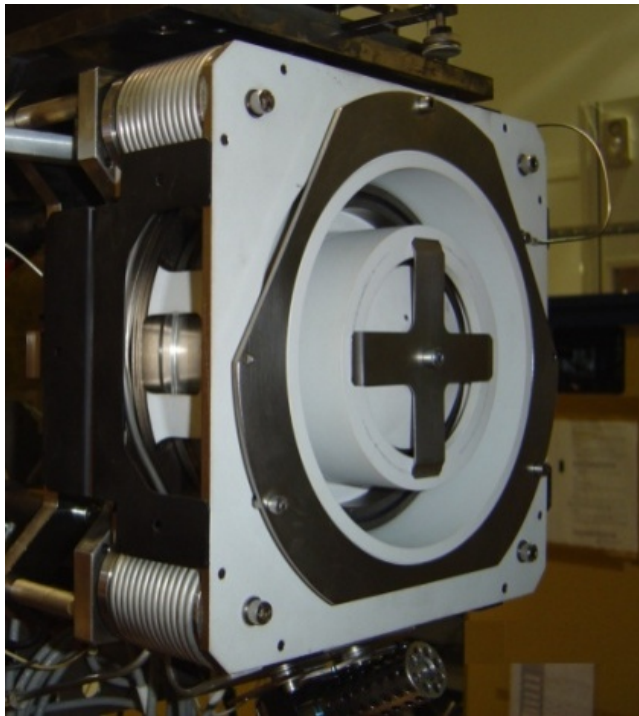
Courant d'ions élevé (grande poussée)



Propulseur Hall

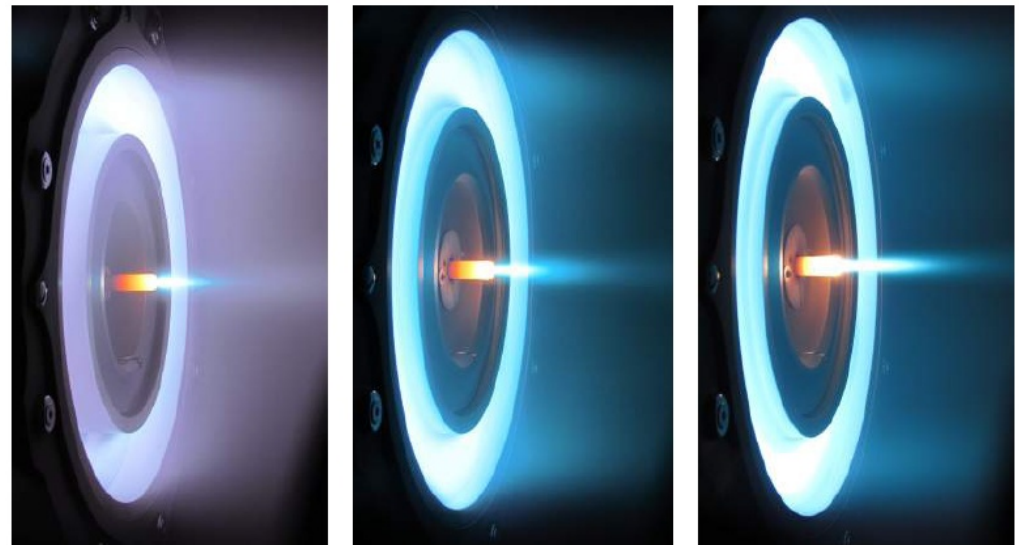
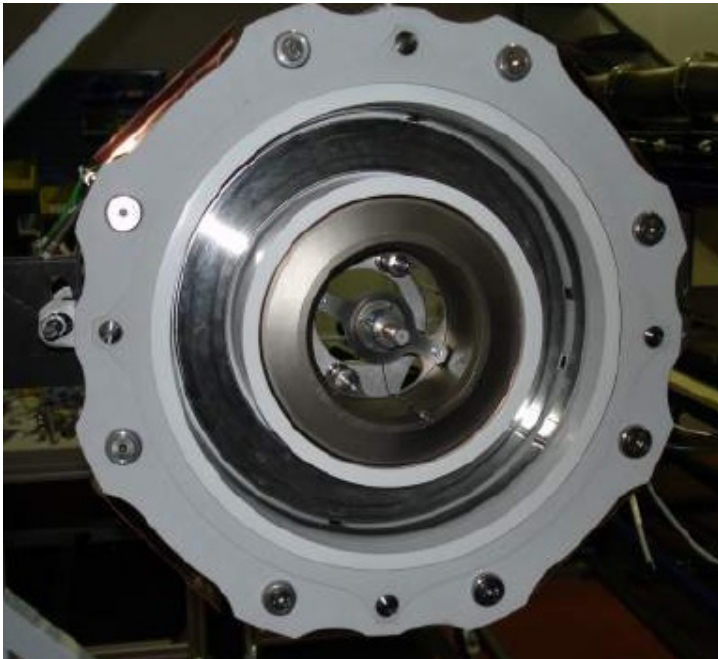
Propulseur PPS[®]X000-ML

puissance = 5 kW



Propulseur Hall

Propulseur PPS20k-ML
puissance = 20 kW



Composants

Propulseur à courant de Hall = source DC

3 composants nécessitent de la puissance

Décharge cathode – anode

Cathode

Bobines magnétiques

Décharge plasma

Puissance : 50 W à 50 kW

Courant : 0,3 A à 100 A

Tension : 200 V à 600 V

Stabilisation en tension

Courant contrôlé par le débit d'ergol (xénon)

Décharge plasma

Puissance : 50 W à 50 kW

Courant : 0,3 A à 100 A

Tension : 200 V à 600 V

Stabilisation en tension

Courant contrôlé par le débit d'ergol (xénon)



Delta SM400 AR8
1500 W, 400 V 8 A



Delta SM1500 CP30
15 kW, 1500 V 30 A

Cathode

Cathode creuse

source d'électrons

émission thermo-ionique (W, W-BaO, LaB6...)

chauffage à 1200 °C avant démarrage
effet Joule (contrôle en courant)
15 A, 15 V

chauffage coupé au démarrage si $P > 200$ W
mode auto-thermique (décharge)

apport de puissance si $P < 200$ W
chauffage ou décharge ($P \approx 30$ W)

Cathode



Elektro Automatic PSI 9200 70
5 kW 200 V 70 A



Magna Power XR
2 kW 50 V 40 A

Bobines magnétiques

Bobine : cuivre + isolant avec noyau ferromagnétique (fer) + circuit
champ $B \approx 200 \text{ G}$

Courant = 1 – 10 A
(limiter le chauffage)

Tension $\approx 5 - 10 \text{ V}$

Bobines en série si possible (minimiser nb alimentations)

$$\text{Puissance} = P_{\text{bobine}} \times n$$

n croît avec taille

Alimentation par I_d (point ft fixe) employée

Bobines magnétiques



Keithley 2231 A 303
90 W 3 A 30 V



TTi QL355p
100 W 4 A 25 V



TTi QL355tp
75 W × 2 5 A 15 V

Baie d'alimentations

Moyen d'essais national PIVOINE-2G



Baie d'alimentations

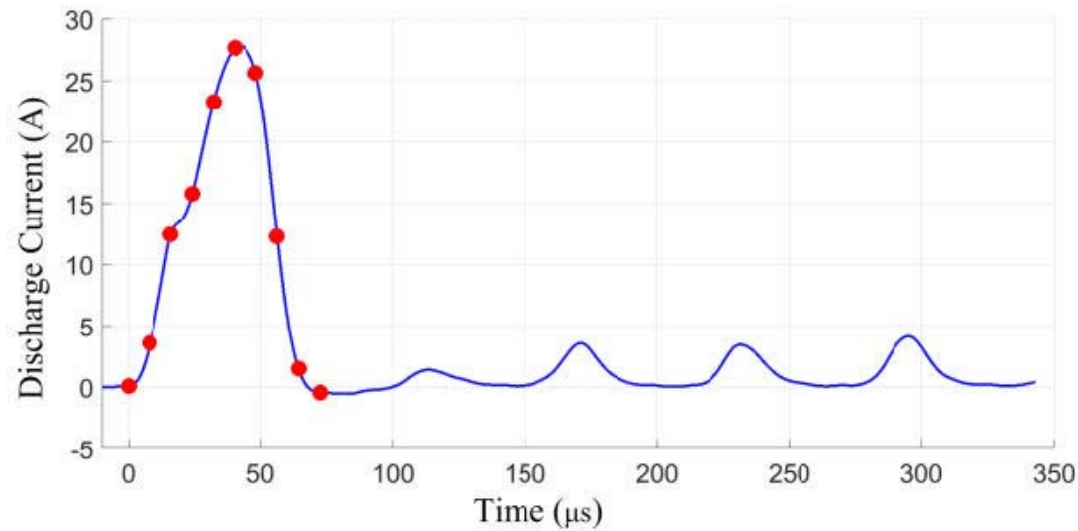
14 sources

50 W – 30 kW

Contrôle via automate

Protection & Filtres

Pic de courant au démarrage



Shilin Yan, IEEE TPS 46 2018

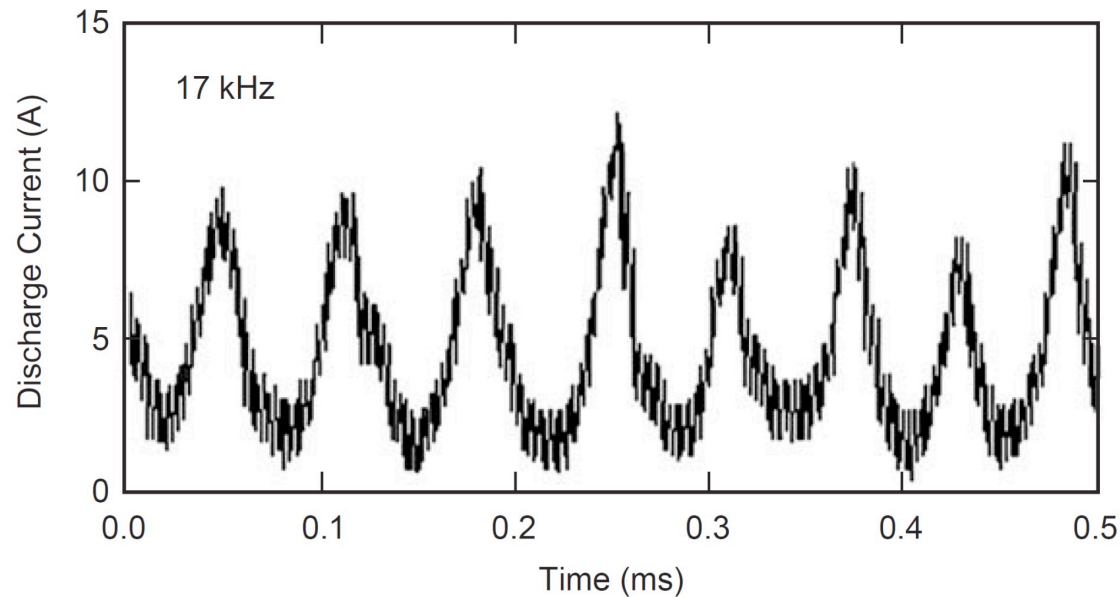
$I_d = 50 - 300 \text{ A}$
durée = qq 10 μs

Protéger les alimentations
fusibles
diodes

Protection & Filtres

Fortes oscillations de I_d

kHz au GHz

max. énergie \approx 15 kHz (respiration)

Fundamentals of EP, D. Goebel

Protection (lissage) via filtre RLC ou RL

→ impact sur les performances !

Alimentations de vol

Puissance d'entrée

Satellites et sondes → panneaux solaires (cellules photovoltaïques)
35%, 200 W/kg

+ batteries

Puissance disponible (I, V) dépend

- architecture
- température

→ **utilisation Transformateurs + Régulateur**

Globalement, système de puissance à rendement élevé ($R > 95\%$)

Mode « direct drive » testé

Alimentations de vol

Qualification

Longue durée de vie en environnement hostile (vide, radiations)

$$t > 10000 \text{ h } (> 1 \text{ an})$$

Cycles

$$n > 5000$$

Résistance aux vibrations + chocs

Fiabilité > 99,9 %

architecture simple

Rapport P/m grand

→ **Coût très élevé**