



LA PROPULSION SPATIALE

CLÉ DE VOUTE DE L'EXPLORATION ET ENJEU D'INNOVATION

Christophe Bonnal

Expert sénior – Direction des Lanceurs – CNES

A&M Alumni - Groupe Professionnel Aéronautique & Espace (GP01)

Paris – 25 mars 2019

Contenu

Introduction : quelques rappels

- Principes de satellisation
- Principes de propulsion
- Propulsion aérobie
- Propulsion électrique
- Propulsion nucléaire
 - Propulsion nucléo-électrique
 - Propulsion nucléo-thermique
- Propulsion hélio-thermique
- Propulsion hélio-dynamique
- Propulsion par énergie dirigée
- Propulsion par câbles
- Concepts avancés
- Conclusions

Introduction : quelques rappels

Principes de satellisation

Principes de propulsion

Propulsion aérobic

Propulsion électrique

Propulsion nucléaire

Propulsion nucléo-électrique

Propulsion nucléo-thermique

Propulsion hélio-thermique

Propulsion hélio-dynamique

Propulsion par énergie dirigée

Propulsion par câbles

Concepts avancés

Conclusions

Principes de satellisation

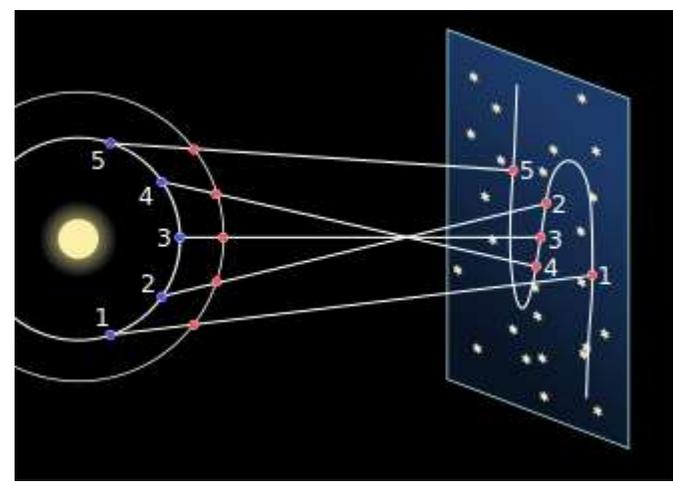
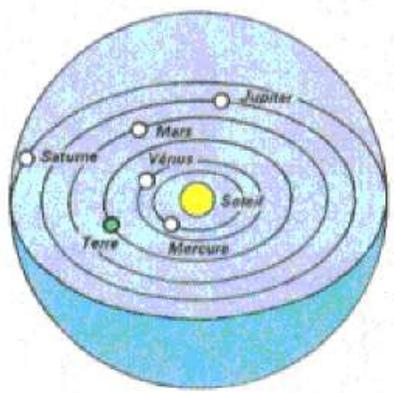
➤ Problème majeur au XVIème siècle :

Mouvement apparent incompréhensible de la planète Mars dans le ciel malgré l'héliocentrisme de Copernic (1543)

➤ Etudes et résultats par l'astronome Tycho Brahe, mais sans comprendre l'origine du phénomène

➤ Rencontre avec Johannes Kepler le 1^{er} janvier 1600

➤ Résolution du problème par Kepler : 3 lois



Principes de satellisation

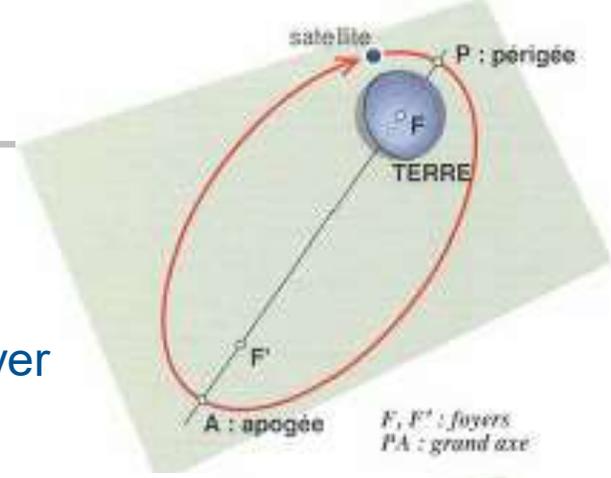
Lois de Kepler :

1^{ère} loi (1605) :

La trajectoire d'un satellite est une ellipse dont la Terre est un foyer

« le plan orbital contient toujours le centre de la Terre »

(Grand axe = Distance Apogée-Périgée, noté $2.a$)



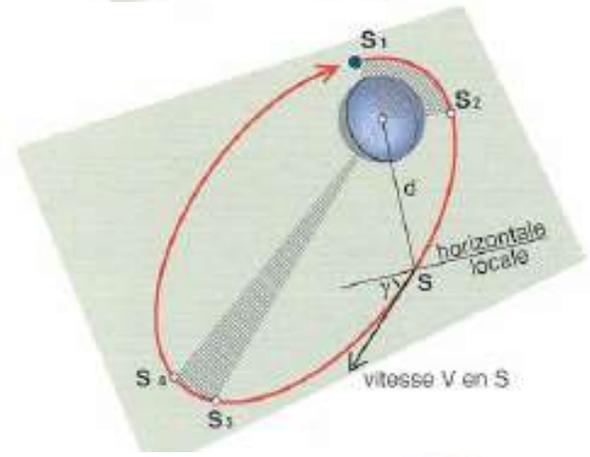
2^{ème} loi (1604) :

Le vecteur joignant le centre de la Terre au satellite balaye des aires égales en des temps égaux

$d.v.\cos \gamma = cte$

« plus le satellite est loin de la Terre, moins il va vite »

($\gamma =$ Pente de la vitesse = Angle de la vitesse avec l'horizontale locale)



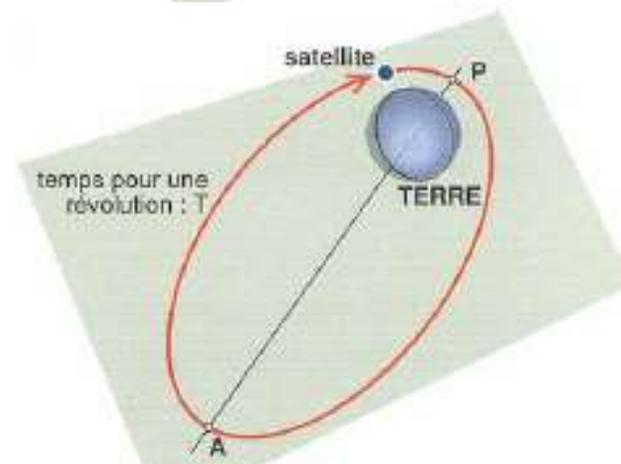
3^{ème} loi (1618) :

La période orbitale T ne dépend que du grand axe

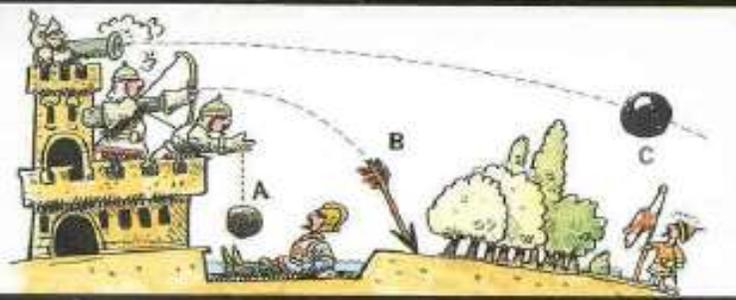
$$\frac{a^3}{T^2} = \frac{G.M}{4.\pi^2}$$

« deux orbites de même 'longueur' ont la même période,

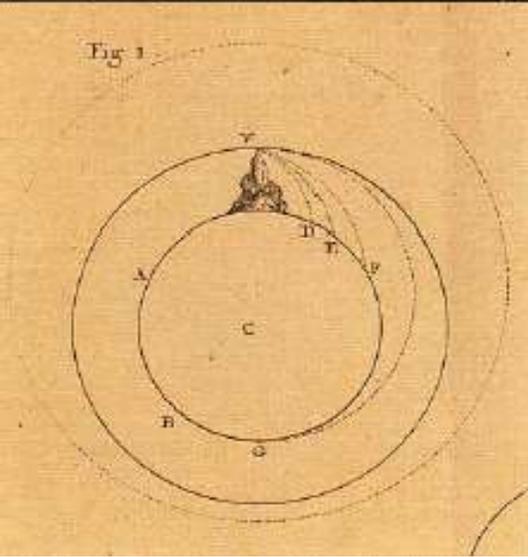
quelle que soit leur forme ou leur inclinaison »



Principes de satellisation



- A $V_{\text{initiale}} = 0$
CHUTE VERTICALE
- B $V = 30 \text{ m/s}$
ON DÉPASSE LES DOUVES
- C $V = 400 \text{ m/s}$
ON DÉPASSE DÉJÀ L'HORIZON
- D $V = 7800 \text{ m/s}$
ON DÉPASSE LES ANTIPODES.



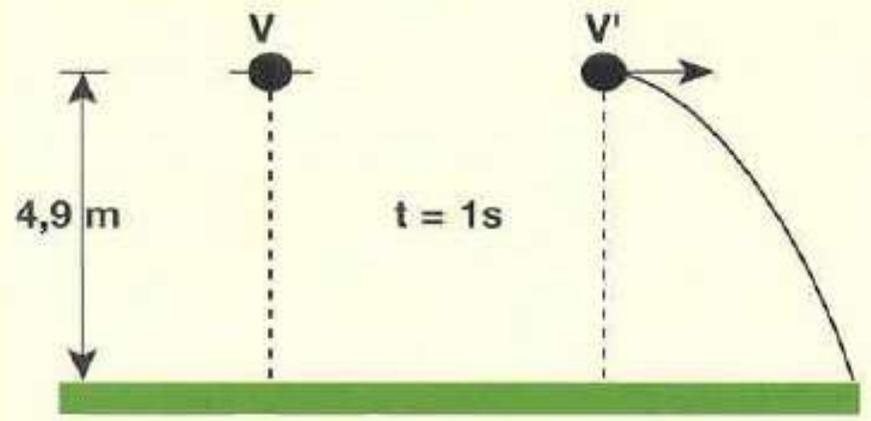
← Dessin de Newton 1687

Une fusée sert à envoyer un satellite en orbite, c'est-à-dire :

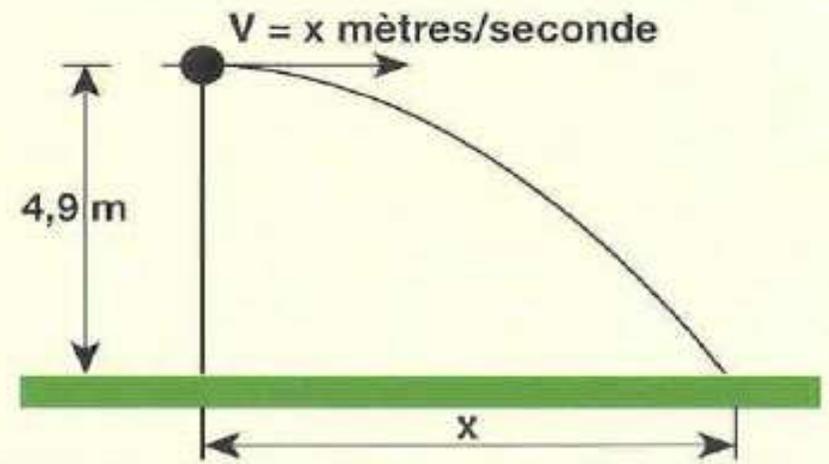
- Très haut : au minimum 200 km d'altitude
- Très vite : au minimum 7800 m/s - 28000 km/h (à 200 km d'altitude)

Principes de satellisation

➤ Satellisation : une chute interminable



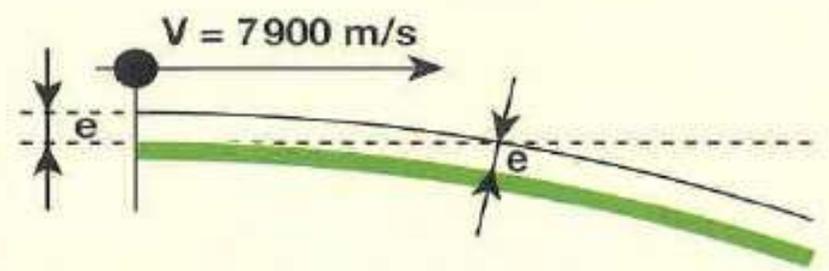
① Un objet lâché de 4,9 mètres de haut tombe en 1 seconde, qu'il soit immobile au départ, ou animé d'une vitesse horizontale.



② Lancé à x mètres par seconde l'objet a le temps de parcourir x mètres avant de toucher le sol.



③ Mais, la terre est ronde: sur 7900 mètres, le sol "baisse" de 4,9 m.

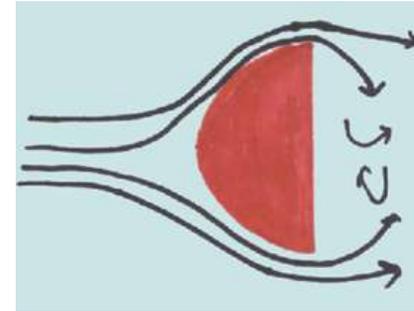


④ Donc un objet lancé à 7900 m/s tombe sans rencontrer la Terre. Il est satellisé.

Principes de propulsion

➤ On ne sait pas aller à des vitesses orbitales dans l'atmosphère

Rappel : vitesse orbitale ≥ 7.800 m/s (28.000 km/h)



1. La résistance de l'air (traînée) est trop importante :

→ elle varie comme le carré de la vitesse

avec : C_x coefficient de traînée (0,05 à 2)

ρ densité de l'air

S maître couple = surface apparente

$$R_x = \frac{1}{2} \cdot C_x \cdot \rho \cdot S \cdot V^2$$

Exemple : une voiture de 4 m², $C_x = 0,2$, se déplaçant au ras du sol ($\rho = 1,234$ kg/m³)

→ $V = 280$ km/h : traînée 3.000 N nécessitant un moteur de 230 kW (315 cv)

→ $V = 28.000$ km/h : traînée 30 M.N nécessitant un moteur de 230 GW (315 millions cv) !

2. L'échauffement dû à la friction de l'air est trop important

→ il varie comme le cube de la vitesse



→ $V = 280$ km/h (78 m/s ; $M 0,02$) Température d'arrêt : 30 °C

→ $V = 28.000$ km/h (7.800 m/s ; $M 23$) Température (théorique !) d'arrêt : 31200 °C

👉 Il faut sortir au plus vite de l'atmosphère

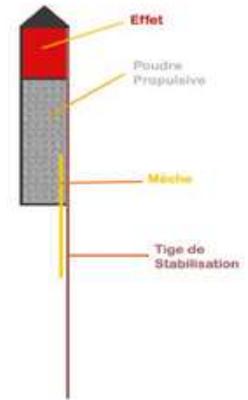
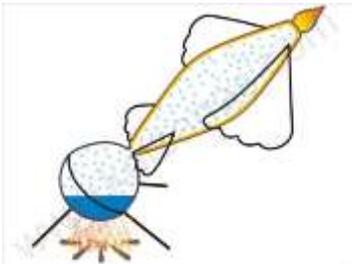
Principes de propulsion

➤ Principe de l'action-réaction :

"L'éjection d'une masse dans un sens entraîne une réaction dans le sens opposé"

→ Principe connu depuis l'antiquité :

- . Colombe volante d'Archytas (350 avant JC)
 - . Éolipyle (Héron d'Alexandrie, 2^{ème} Siècle av JC)
 - . Fusées chinoises et feux d'artifice
 - . Fusées de Congrève 1804
- Propulsion de petits chariots (XVII^{ème})



→ Formalisé par Newton en 1687

- . Dite 3^{ème} loi de Newton (actions réciproques)

→ Konstantin Tsiolkovski propose en 1883 de se servir de ce principe pour
"franchir les limites de l'atmosphère et conquérir le domaine autour du soleil"

Principes de propulsion

➤ Equation de base de la propulsion fusée :

Masse m éjectée à la vitesse w
 ↪ masse M acquiert une vitesse V de sens opposé

→ Conservation de la quantité de mouvement
 (produit de la masse par la vitesse) :

$$m \cdot w = M \cdot V$$

→ En considérant le débit massique éjecté :

$$F = M \cdot \gamma = q \cdot w \quad \text{avec } q \text{ débit massique (kg/s) et } w \text{ vitesse d'éjection (m/s)}$$

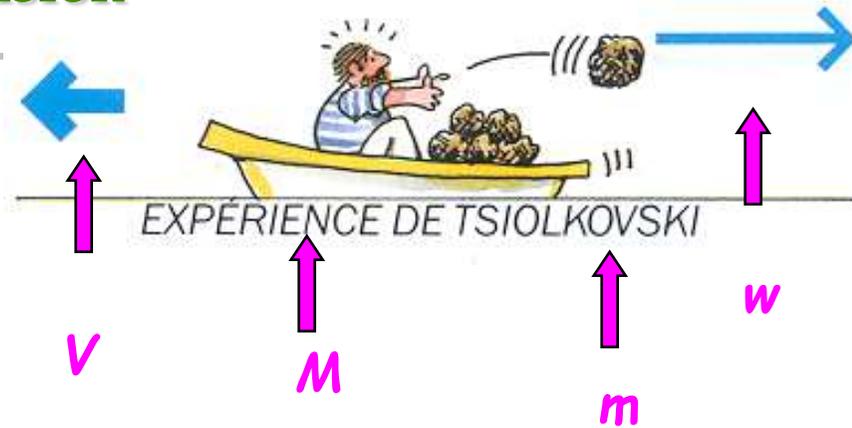
Equation dite de Tsiolkovski, mais découverte 30 ans plus tôt par Coquilhat

⇒ **Un moteur fusée ne sert qu'à éjecter le plus de masse possible, le plus vite possible !**

➤ Application triviale :

Tuyau d'arrosage : quelle est la force exercée sur la gueule du chien ?

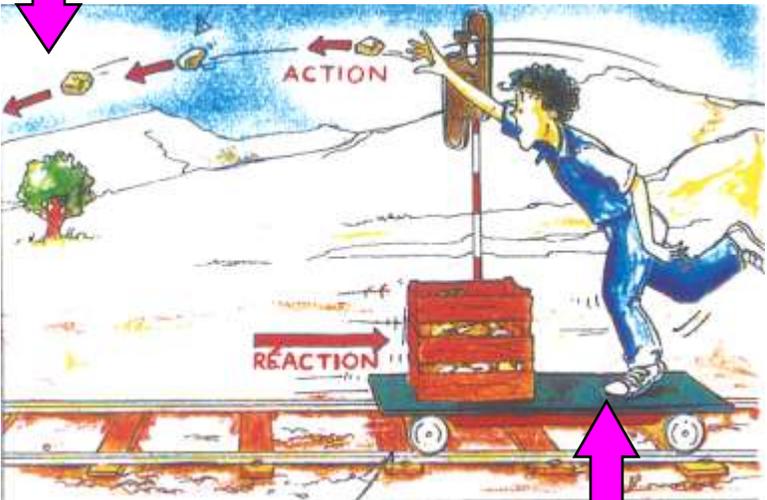
| | | | |
|----------------------------|-----------------|------|--------------------|
| ⇒ Débit massique | q | kg/s | 1 litre/s = 1 kg/s |
| ⇒ Vitesse de sortie du jet | w | m/s | 10 m/s |
| ↪ Force | $F = q \cdot w$ | N | ⇒ 10 N |



Principes de propulsion

➤ En 1 seconde :

$m = 1 \text{ kg}$
 $w = 10 \text{ m/s}$



$M = 150 \text{ kg}$
 $\Rightarrow \Delta V = 0,07 \text{ m/s}$
 $\Rightarrow \gamma = 0,07 \text{ m/s}^2$

$M = 740 \text{ t}$
 $\Rightarrow \Delta V = 16 \text{ m/s}$
 $\Rightarrow \gamma = 16 \text{ m/s}^2$

$$\Delta V = \frac{m}{M} \cdot w$$

$m = 4300 \text{ kg}$
 $w = 2800 \text{ m/s}$



Note importante : on utilise souvent la notion d'impulsion spécifique I_{sp} (en secondes)
 Vitesse d'éjection $w = g_0 \cdot I_{sp}$, donc $w \cong 10 \cdot I_{sp}$

➤ 1. Fusée à eau :

. Éjection d'eau par détente d'air comprimé

- Double effet: éjection de l'eau, éjection de l'air
- Fort sympa à calculer !

. Vitesses d'éjection faibles (exemples pour 5 bars)

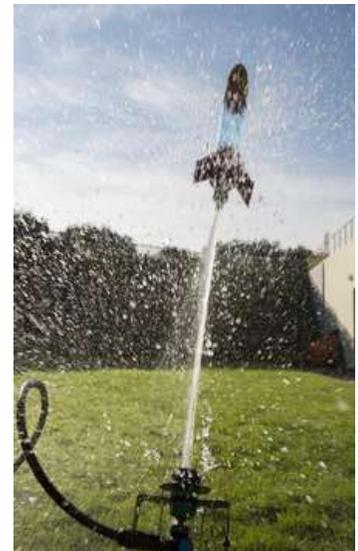
Eau : $w \approx 35$ m/s...
Air : $w \approx 800$ m/s
Poussée initiale ≈ 80 N
Accélération maxi ≈ 12 g
Altitude ≈ 80 m

. Naturellement limité par la détente de l'air

- Besoin d'avoir une pression d'éjection et un débit constants

. Néanmoins excellente introduction au principe des fusées :

- Aspects propulsion, aérodynamique, trajectographie, stabilité, mesures, parachute, expériences, ...
- Nombreux TPE, TIPE...



特大ペットボトル15本を発射台に装着!

伊東石斎男の
人間ロケット!

Principes de propulsion

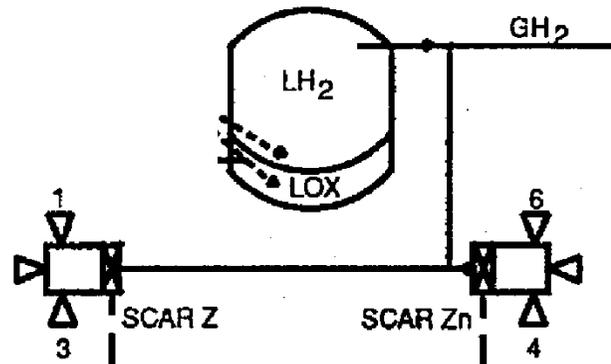
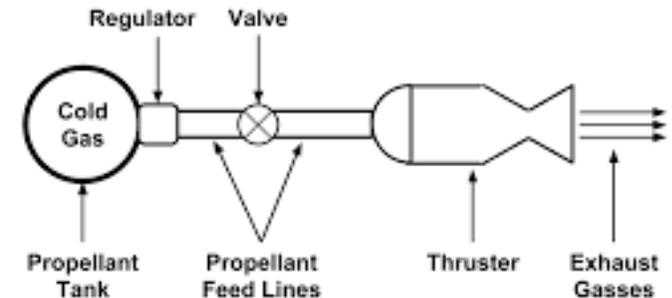
➤ 2. Petits moteurs gaz froids :

- . Détente dans le vide de gaz légers (H₂, Hé, N₂)
- . Dérivés du ballon de baudruche
- . Vitesses d'éjection faibles $w \approx 800$ à 1500 m/s
- . Débits très faibles

→ très faibles poussées (≤ 50 N)

→ contrôle d'attitude des satellites ou des étages supérieurs de fusée

Exemple du Système de Contrôle d'Attitude et de Roulis SCAR d'Ariane 4



Principes de propulsion

➤ 3. Petits moteurs gaz chauds - monoergols :

- . Amélioration du principe du moteur à gaz froid en chauffant l'ergol avant éjection
- . Décomposition d'ergols très énergétiques (N2H4, H2O2) sur un lit catalytique

↪ Energie disponible (approche simplifiée sans pertes) :

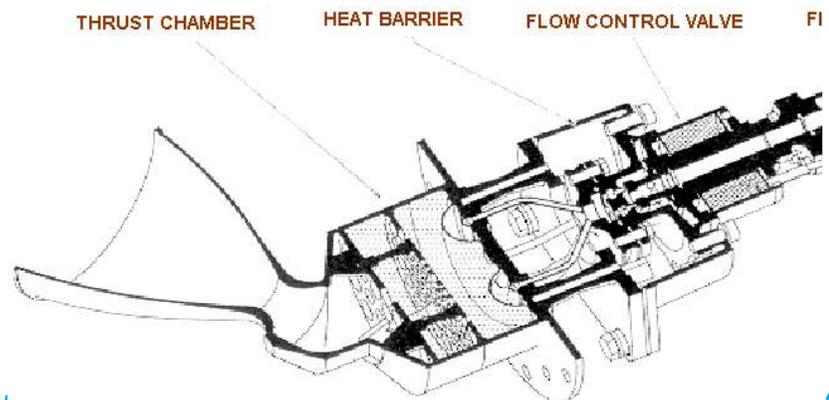
$$\frac{1}{2} \cdot m \cdot w^2 = m \cdot C_p \cdot \Delta T$$

équivalence température des gaz - vitesse d'éjection

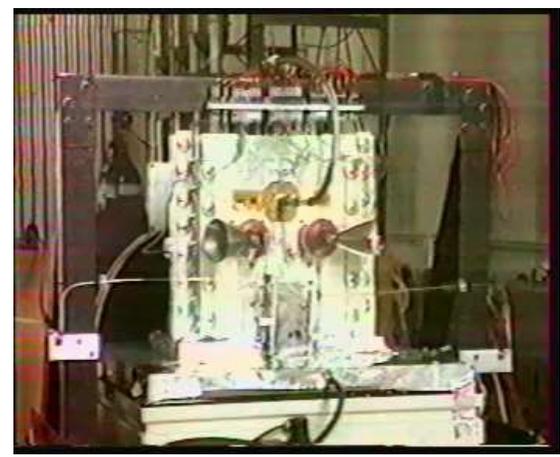
augmentation de la pression de la chambre de combustion (Mariotte)

- . Performances assez élevées ($w \approx 2400$ m/s)
- . Débits massiques limités

→ poussées faibles : utilisation comme propulsion principale de satellites (Spot) ou pour le contrôle d'attitude des étages supérieurs de fusée



SCA Ariane 5



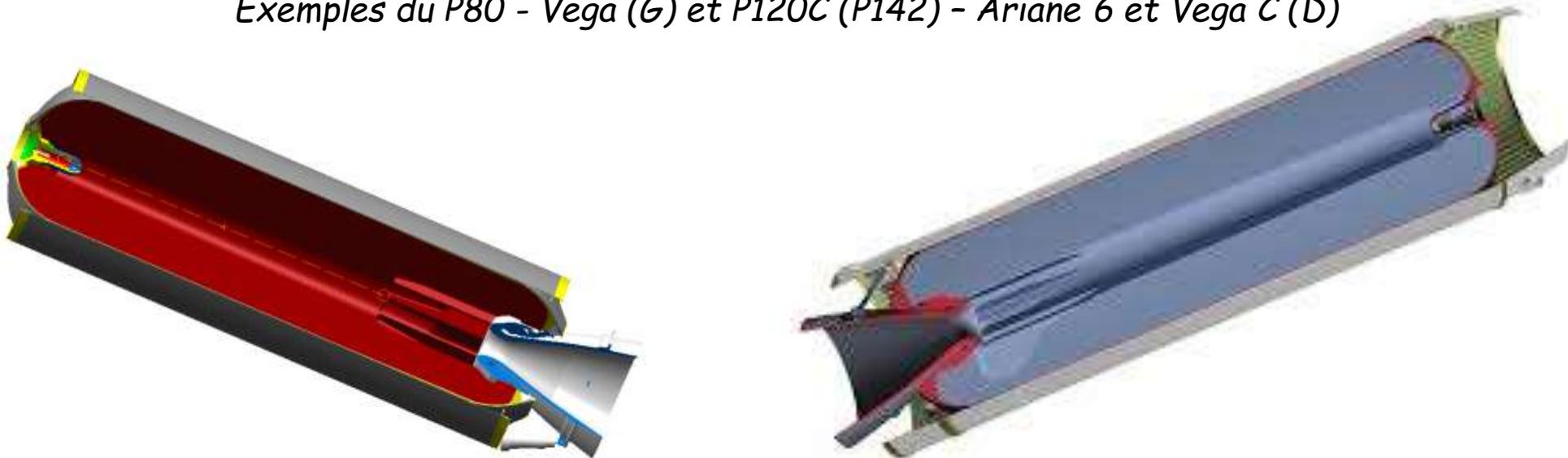
Principes de propulsion

➤ 4. Propergols solides :

- . Poudre = mélange oxydant (comburant) + réducteur (combustible) + liant
- . Réaction d'oxydo réduction :
 - oxydant le plus classique : Perchlorate d'Ammonium
 - réducteur le plus classique : Aluminium
 - liant le plus classique : Polybutadiène
- . Vitesses d'éjection honorables ($w \approx 2900$ m/s)
- . Débits massiques très élevés → très fortes poussées
 - moteurs très utilisés, surtout comme propulseurs d'appoint



Exemples du P80 - Vega (G) et P120C (P142) - Ariane 6 et Vega C (D)



Principes de propulsion

Principes de propulsion

➤ 6. Bi-ergols "stockables" ou "semi-stockables" :

. Comburants classiques :

acide nitrique (HNO_3), peroxyde d'azote (N_2O_4), Oxygène Liquide LOX...

. Combustibles classiques :

Kérosène, DiMéthylHydrazine (UDMH) ($\text{N}_2\text{H}_2(\text{CH}_3)_2$), MonoMéthylHydrazine MMH, Méthane CH_4 ...

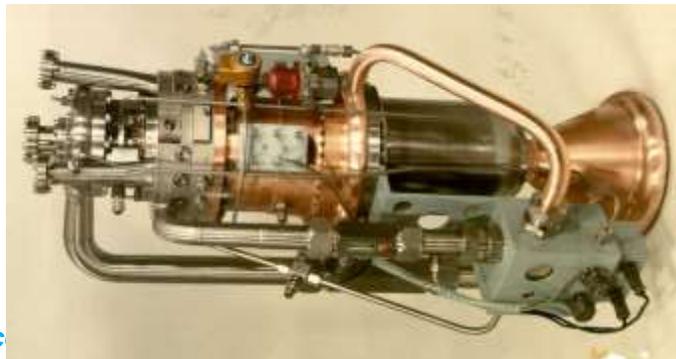
. Vitesses d'éjection élevées ($w \approx 3400 \text{ m/s}$)

. Débits massiques élevés ($q \leq 2,5 \text{ tonne/s}$)

↪ Très fortes poussées → moteurs très utilisés pour toutes les applications fusée



Exemples :
Merlin 1D de Falcon 9 (Gauche)
Bölkow P111 (Dessous)
RD-180 Atlas V (Droite)



➤ 7. Bi-ergols cryotechniques :

- . Couple d'ergols le plus utilisé : $H_2 + O_2$ à l'état liquide (génération d'eau)
- . Très complexe d'utilisation :
 - problèmes de stockage
 - température du LH_2 : -253 °C , LOx : -183 °C
 - usine de production nécessaire sur place
 - densité du LH_2 très faible (70 kg/m^3) donc gros réservoirs
 - réaction non-hypergolique : pas d'auto inflammation
- . Vitesses d'éjection très élevées ($w \approx 4600\text{ m/s}$)
- . Débits massiques élevés ($q \leq 500\text{ kg/s}$)
- ↳ moteurs très utilisés pour toutes les applications fusée
Exemples du RD-0120 russe (H) et du Vulcain 2.1 d'Ariane 6 (B)

[MAF Vulcain](#)



Introduction : quelques rappels

- Principes de satellisation
- Principes de propulsion
- **Propulsion aérobie**
- Propulsion électrique
- Propulsion nucléaire
 - Propulsion nucléo-électrique
 - Propulsion nucléo-thermique
- Propulsion hélio-thermique
- Propulsion hélio-dynamique
- Propulsion par énergie dirigée
- Propulsion par câbles
- Concepts avancés
- Conclusions

Propulsion aérobique

➤ Intérêt théorique de la propulsion aérobique

. Utilisation de l'oxygène de l'air comme comburant

. Approche générale type Aéronautique :

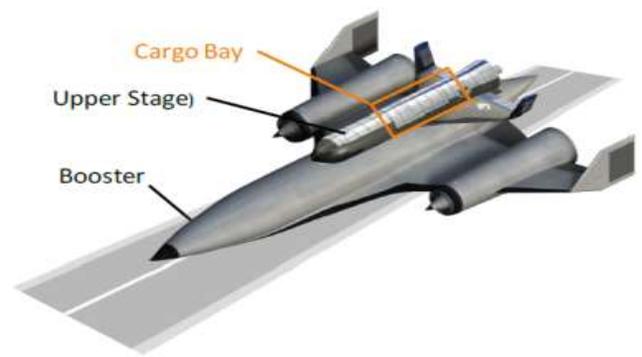
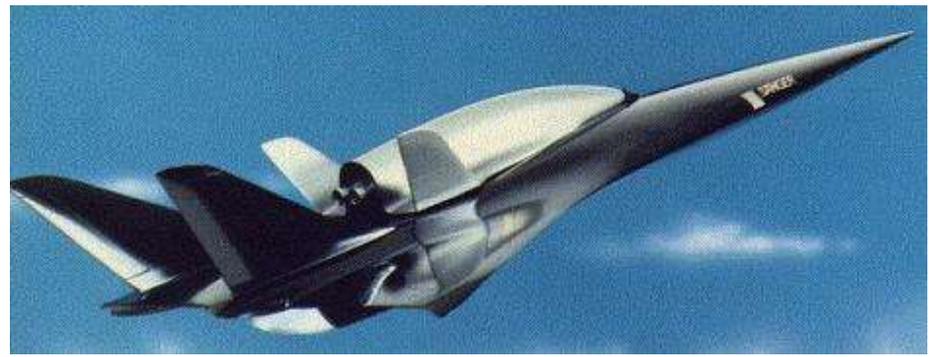
- . Décollage de n'importe où, aéroport conventionnel
- . Croisière vers le lieu de lancement approprié - départ latéral
- . Sécurité : aptitude aux missions avortées

. Performances plus élevées :

- . Plus grande efficacité (Isp plus élevée)
- . Concepts théoriquement plus petits
(pas de réservoirs LOX)

. Synergie forte attendue sur plusieurs domaines :

- . Aviation commerciale : Avion à Très Grande Vitesse
- . Concepts militaires : intercepteurs grande vitesse, missiles



Propulsion aérobique

➤ Principes techniques

⇒ Turbojet = Turboréacteur :

- . Domaine de fonctionnement Mach 0 à Mach 3
- . Complexe, lourd, machine tournante

⇒ Ramjet = Statoréacteur :

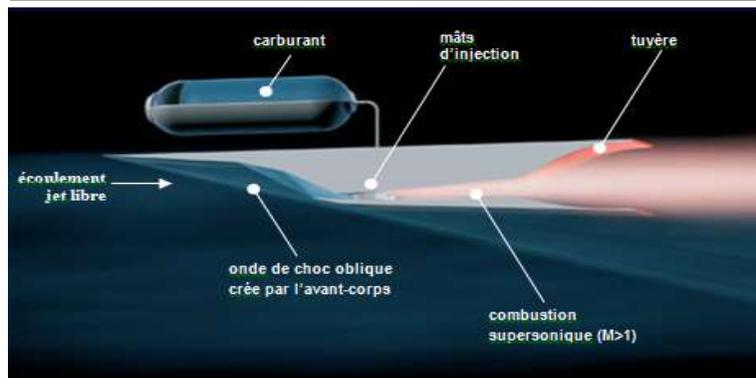
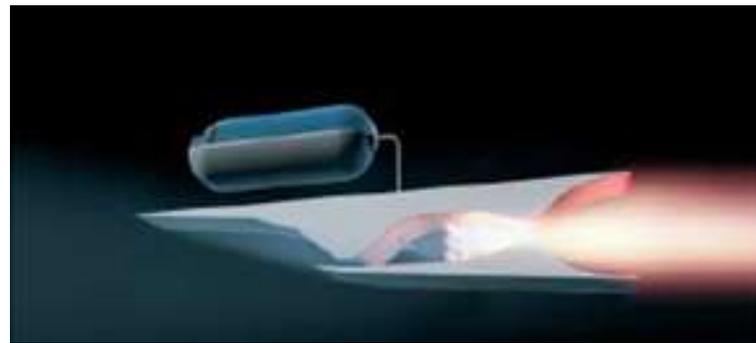
- . Théoriquement très simple - Principe connu depuis Lorin (1913) & Leduc (1933)
- . Efficacité démontrée sur des missiles
- . Nécessite une géométrie fonction de la vitesse
- . Domaine de fonctionnement Mach 2 à Mach 6

⇒ Scramjet = Statoréacteur à combustion supersonique :

- . Moteur théoriquement très simple
- . Efficacité jamais démontrée à ce jour
- . Domaine de fonctionnement théorique Mach 6 à Mach 20+

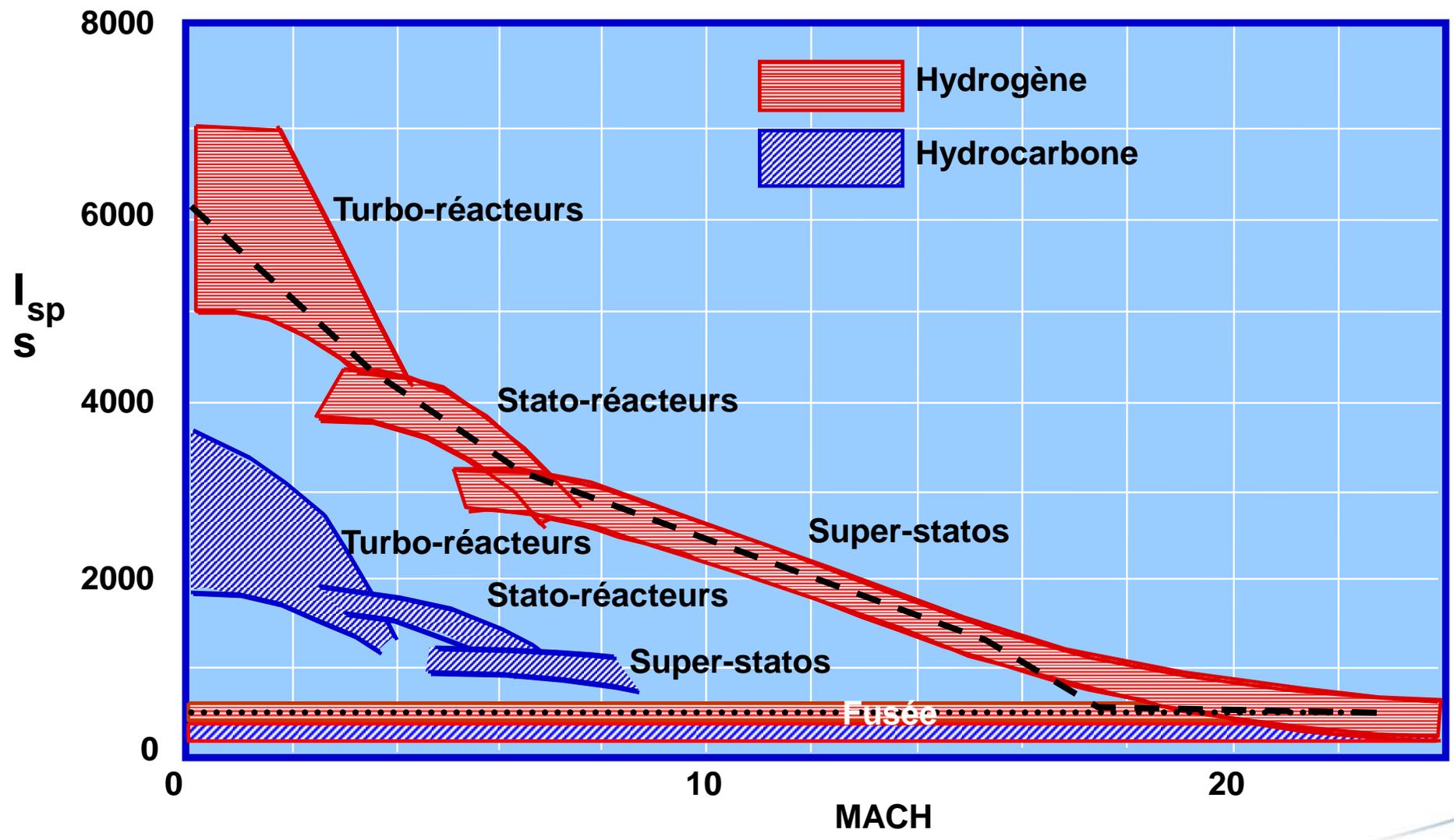
⇒ Cycles combinés :

- . Toute combinaison de ces systèmes, y compris moteurs fusée



Propulsion aérobique

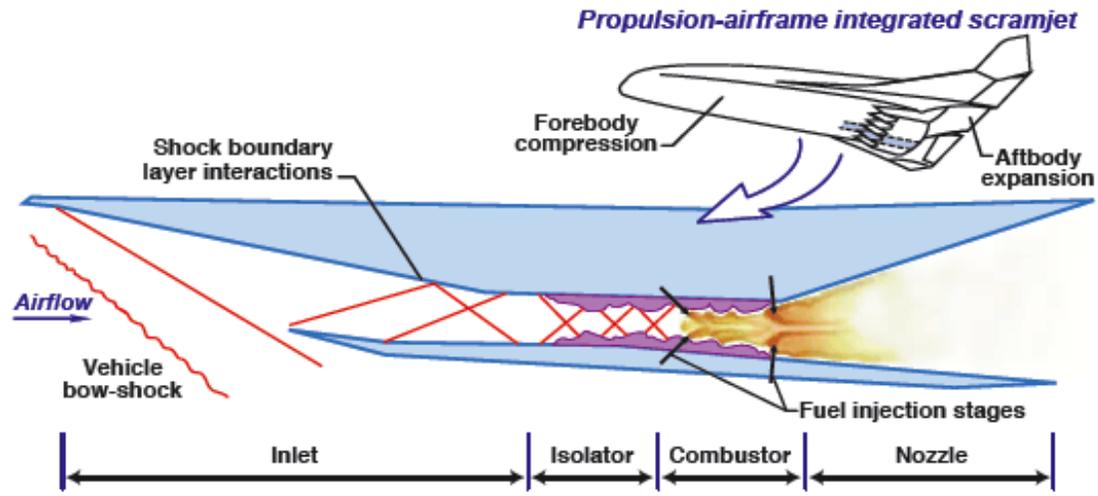
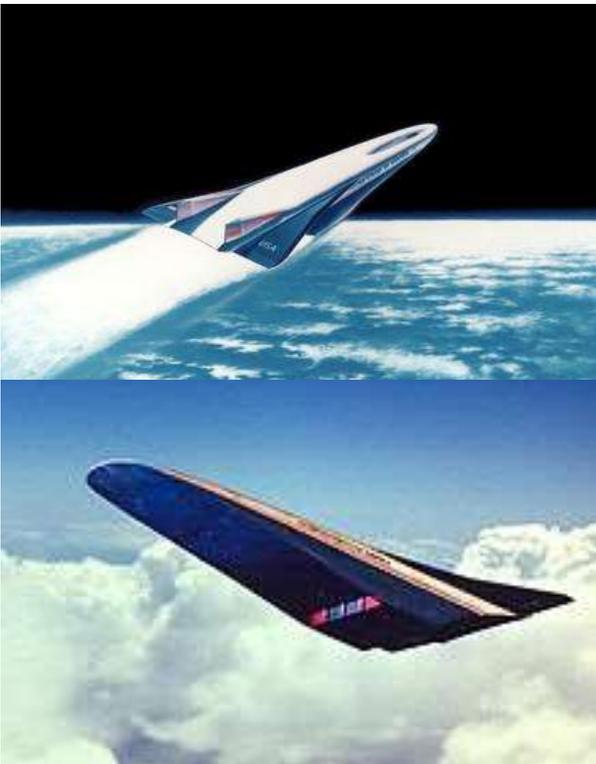
➤ Performances



Propulsion aérobique

➤ Concepts initiaux de la NASA :

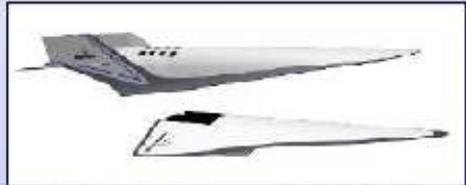
- . Orient Express, NASP, X-30
- . Single Stage To Orbit - Combined Rocket - Ram - Scram - Rocket engine
 - . Masse sèche : 60 t - Masse au décollage : 140 t - Hydrogène boueux
 - . Annulé (après 3 G\$) en raison des difficultés techniques



The airframe integrated scramjet design, originated by NASA Langley and adopted for NASP [IMG: NASA]

Propulsion aérobique

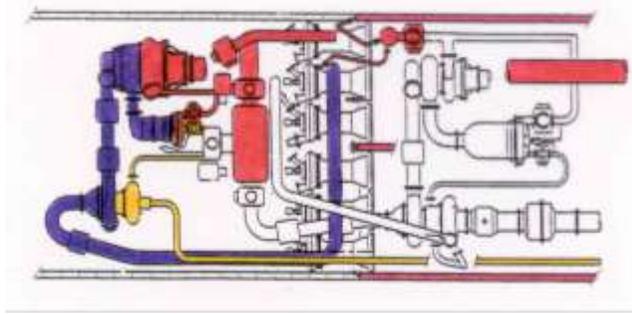
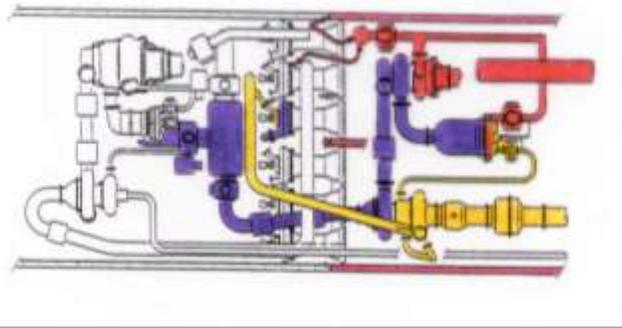
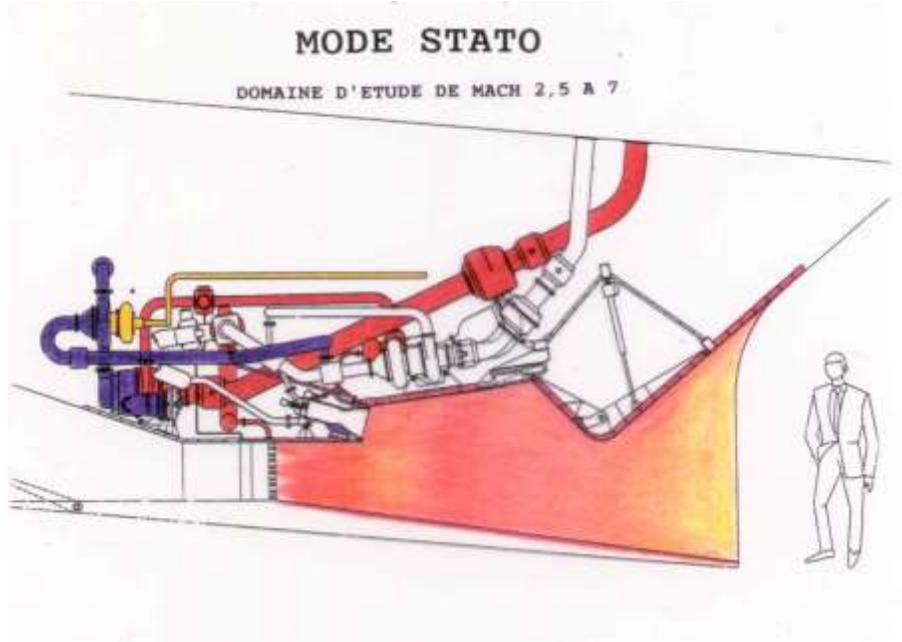
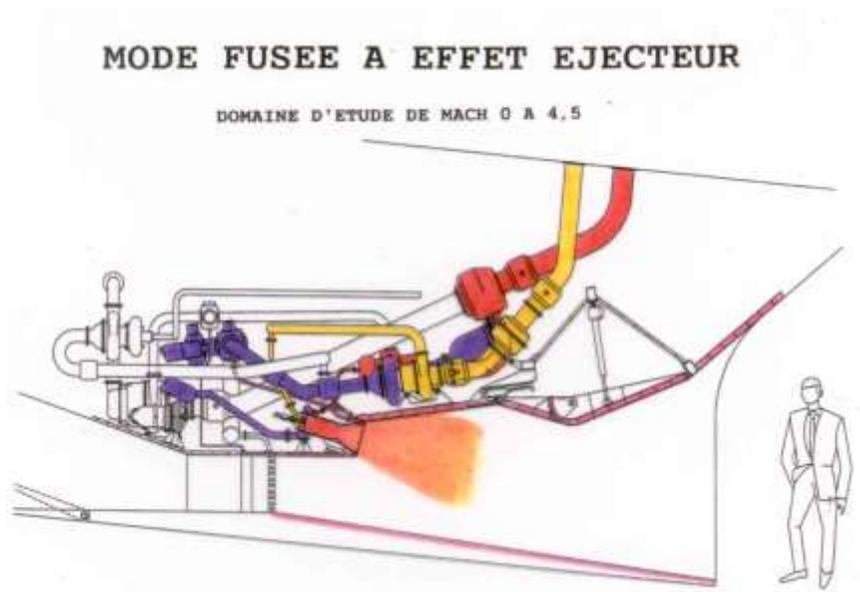
➤ Concepts étudiés par la NASA, puis par le DoD (Département de la Défense US)

| | Rocket Based Combined Cycle | Turbine Based Combined Cycle |
|--------------|--|---|
| SSSTO |  <p>HTHL</p>  <p>VTHL</p> |  <p>HTHL</p> |
| TSTO |  <p>HTHL: Rocket Stage 2</p> |  <p>HTHL: Rocket Stage 2</p> |
| |  <p>Mach 4 Turbine + RBCC Stage 2</p> | |
| | <p>Concept Competition Should Be Preserved</p> | |



Propulsion aérobic

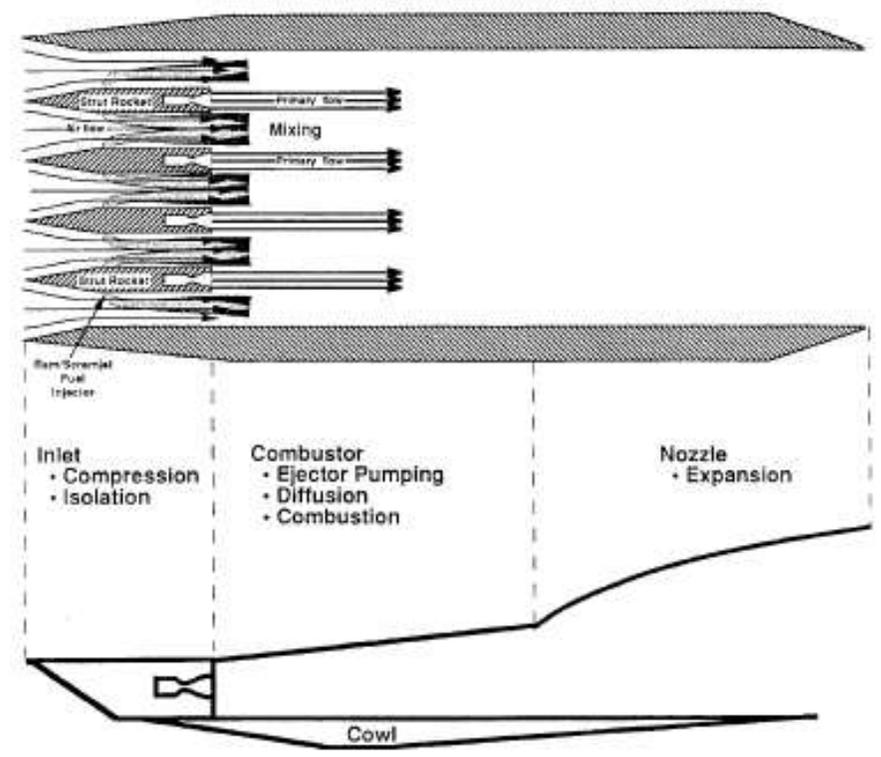
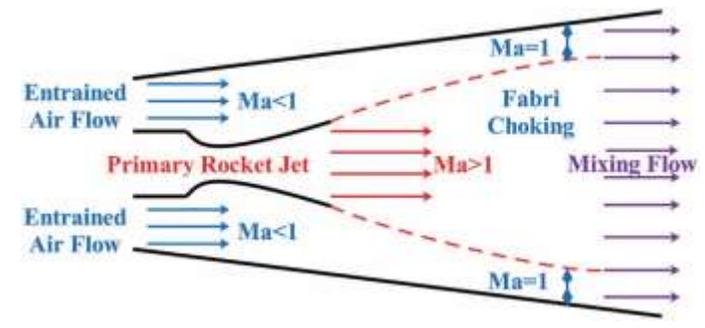
➤ Exemple de cycle combiné Prepha (Onera - Snecma)



➤ Exemple de cycle combiné : le Strutjet (Aerojet)

Opérations :

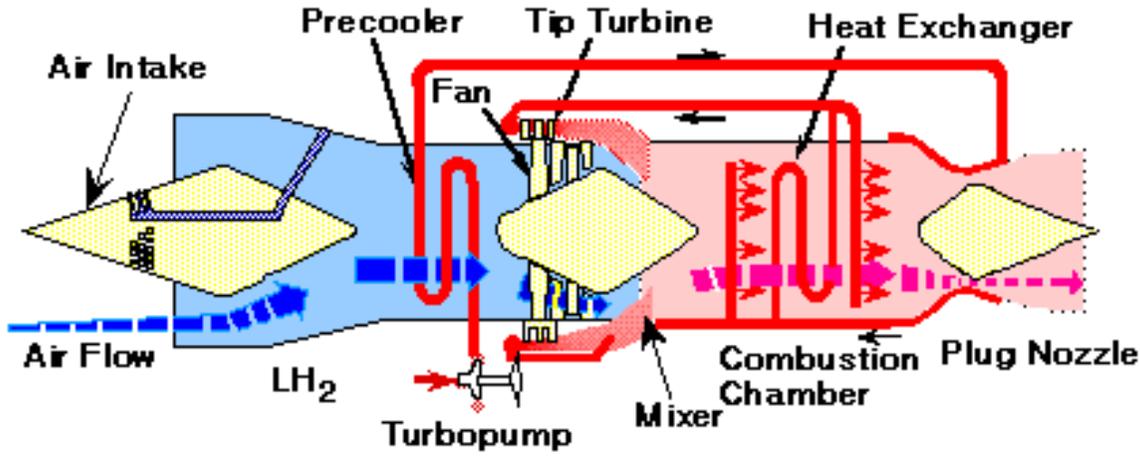
- . Fusée à éjecteur : Mach 0 à 2.5
- . Stato : Mach 2.5 à 5
- . SuperStato : Mach 5 à 8
- . Fusée : Mach 8 à orbite



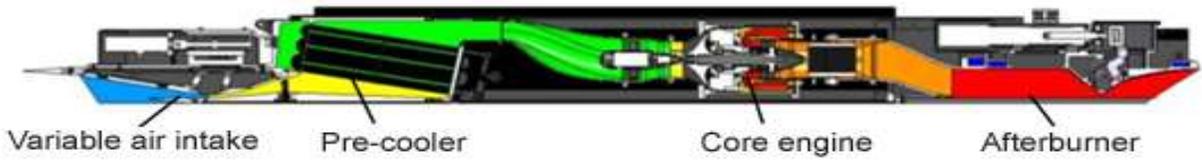
➤ Exemple de cycle combiné : ATREX (JAXA- ISAS – Japon)

Turbo-Ram jet à cycle expander :

- . Enormément de travail sur ce concept
- . Essais réalisés à différents Mach (0, 3, 5, 6)
- . Poussée variant entre 12 kN (M6) et 27 kN (M3)
- . Bonne identification des principaux problèmes



Evolution actuelle : PCTJ

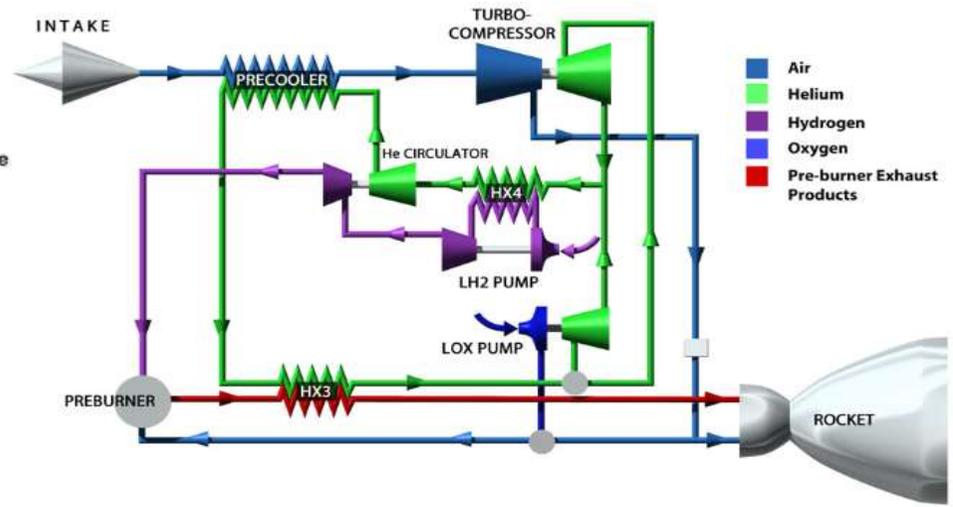
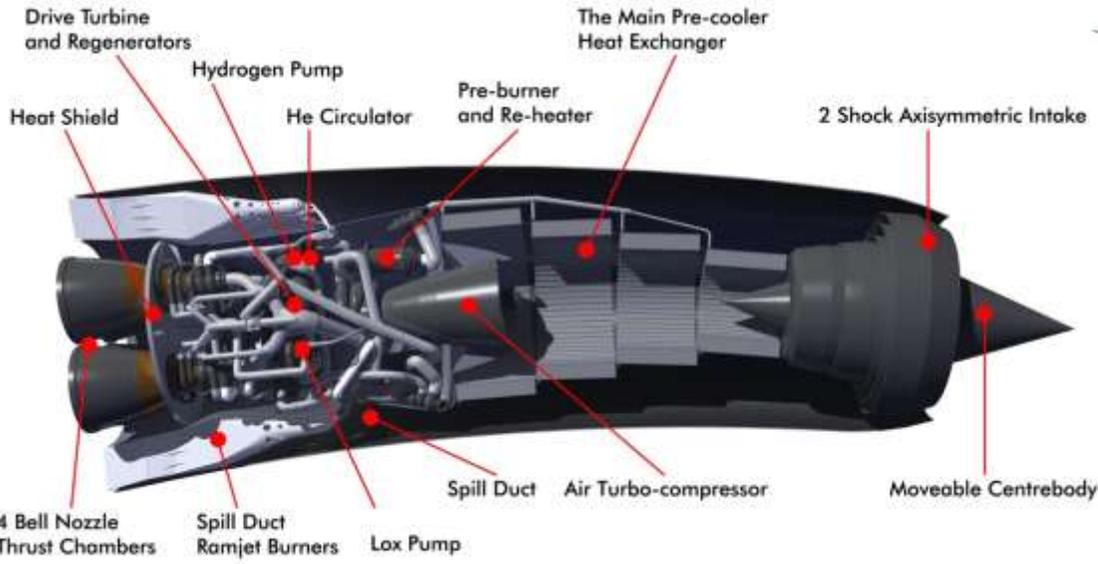


Propulsion aérobie

➤ Exemple de cycle combiné : SABRE (REL – UK)

Moteur combiné Ram-Fusée

- . Refroidissement de l'air en entrée
- . Cycle thermodynamique complexe
- . Moteur du lanceur Skylon
- . Coopération REL - CNES en cours



Propulsion aérobie

➤ La propulsion aérobie semble peu intéressante aujourd'hui :

⇒ Besoin d'un moteur s'adaptant à chaque régime de vitesse :

- . Au moins 3 modes nécessaires entre décollage et orbite
- . Transitions très complexes et rapides d'un mode à l'autre
- . Entrées d'air complexes, rampes mobiles de grandes dimensions
- . Architecture du moteur complexe : modes intégrés ou séparés ?

⇒ Très forte intrication entre moteur et cellule :

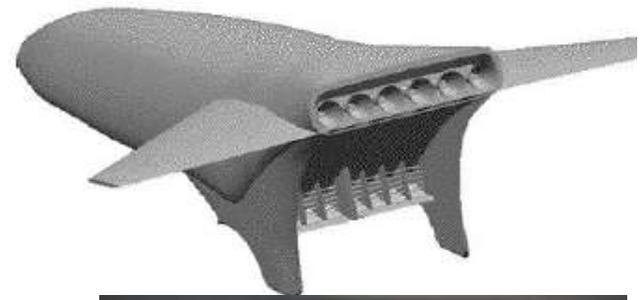
- . Partie avant utilisée comme compresseur et générateur de choc
- . Partie arrière utilisée pour détente du jet
- . Problèmes critiques d'équilibrage global du véhicule
- . Pas de conception séparée Moteur-Cellule envisageable

⇒ Pas de synergie réelle avec les autres applications :

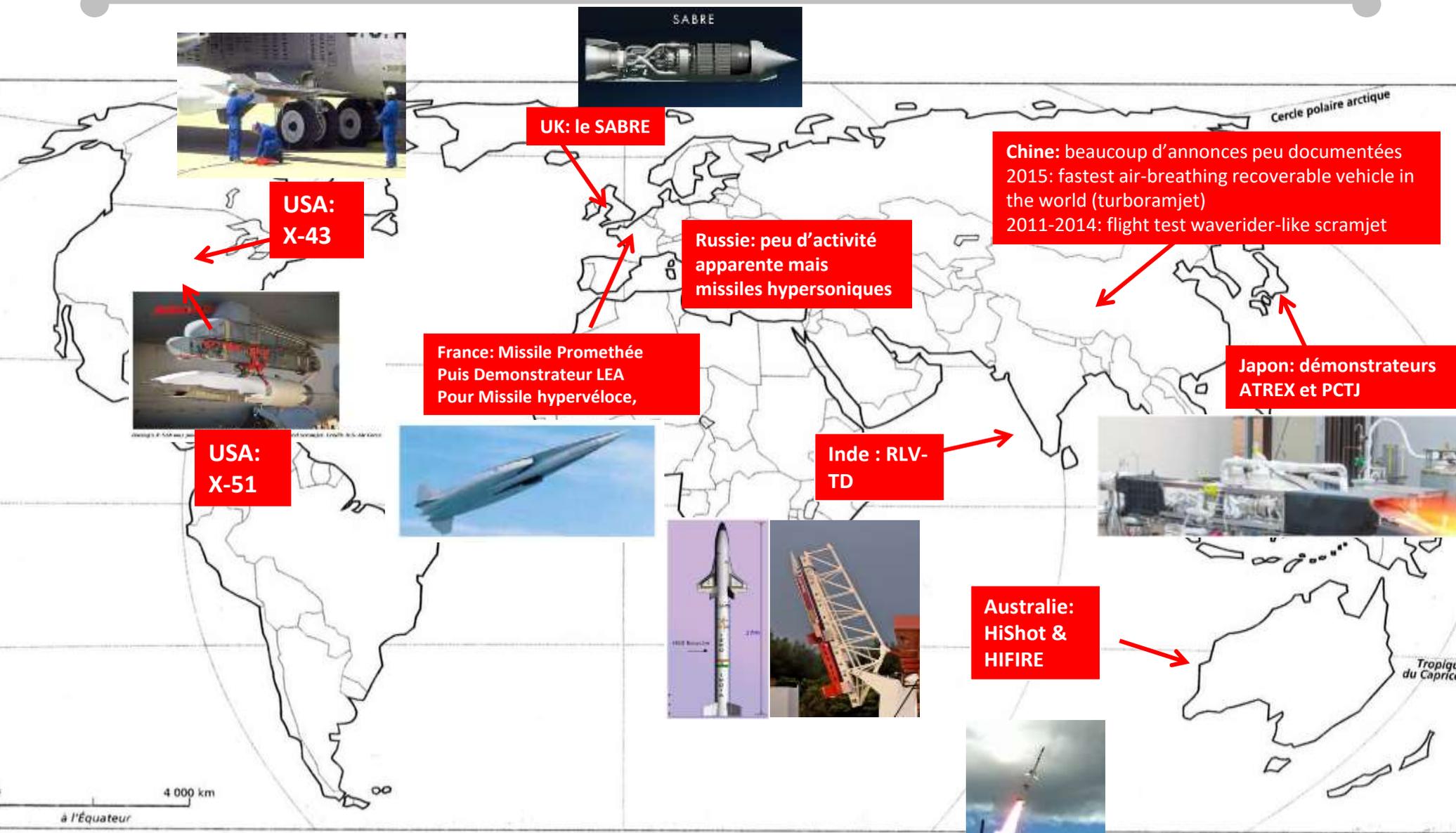
- . Besoin d'accélération permanent, pas de croisière
- . Dimensions bien trop importantes pour du militaire à l'Hydrogène

↔ Avenir incertain pour le spatial, prometteur pour le militaire

- . Démonstrations en cours X43 - X51 - Hyfly mais vocations militaires



Propulsion aérobie



**USA:
X-43**



UK: le SABRE

**Russie: peu d'activité
apparente mais
missiles hypersoniques**

**Chine: beaucoup d'annonces peu documentées
2015: fastest air-breathing recoverable vehicle in
the world (turboramjet)
2011-2014: flight test waverider-like scramjet**



**USA:
X-51**

**France: Missile Prométhée
Puis Demonstrateur LEA
Pour Missile hypervélocé,**



**Inde : RLV-
TD**

**Japon: démonstrateurs
ATREX et PCTJ**



**Australie:
HiShot &
HIFIRE**



Introduction : quelques rappels

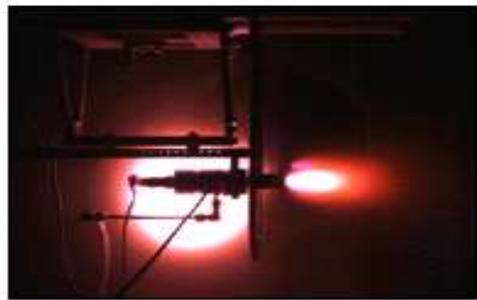
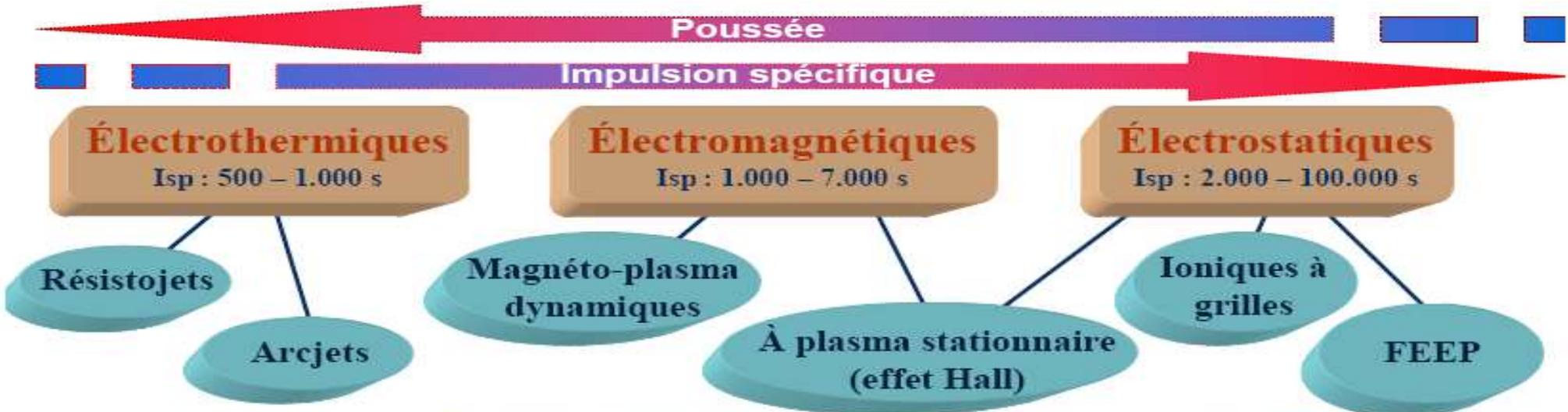
- Principes de satellisation
- Principes de propulsion
- Propulsion aérobie
- **Propulsion électrique**
- Propulsion nucléaire
 - Propulsion nucléo-électrique
 - Propulsion nucléo-thermique
- Propulsion hélio-thermique
- Propulsion hélio-dynamique
- Propulsion par énergie dirigée
- Propulsion par câbles
- Concepts avancés
- Conclusions

Principe de la propulsion électrique :

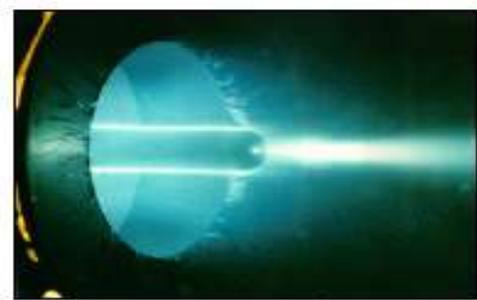
Chauffage, Ionisation, Accélération à l'aide de champs électrique et/ou magnétique

- Très fortes Isp (→ 5.000 s !)
- Très faibles poussées (≤ 0,1 N) en raison de la puissance électrique disponible (pour une puissance électrique donnée, $Isp \cdot F = \text{constante}$)

$$\eta \cdot P_e = \frac{1}{2} \cdot F \cdot g_0 \cdot Isp$$



Arcjet 1 kW (Centrosazio, I)



MPD 2 MW (U. Princeton, USA)



PPS 5 kW (Snecma, F)



Ionique 2,3 kW (NASA/L3Com, US)

➤ Moteur à Arc-Jet :

Accélération électrothermique

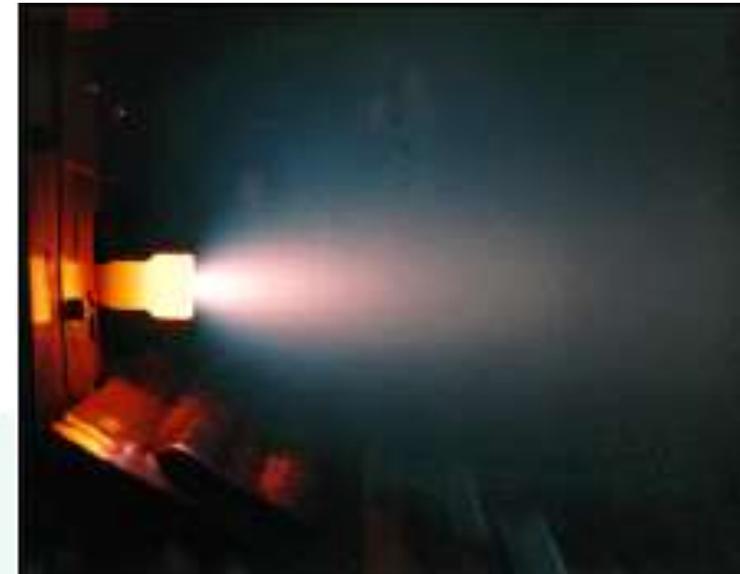
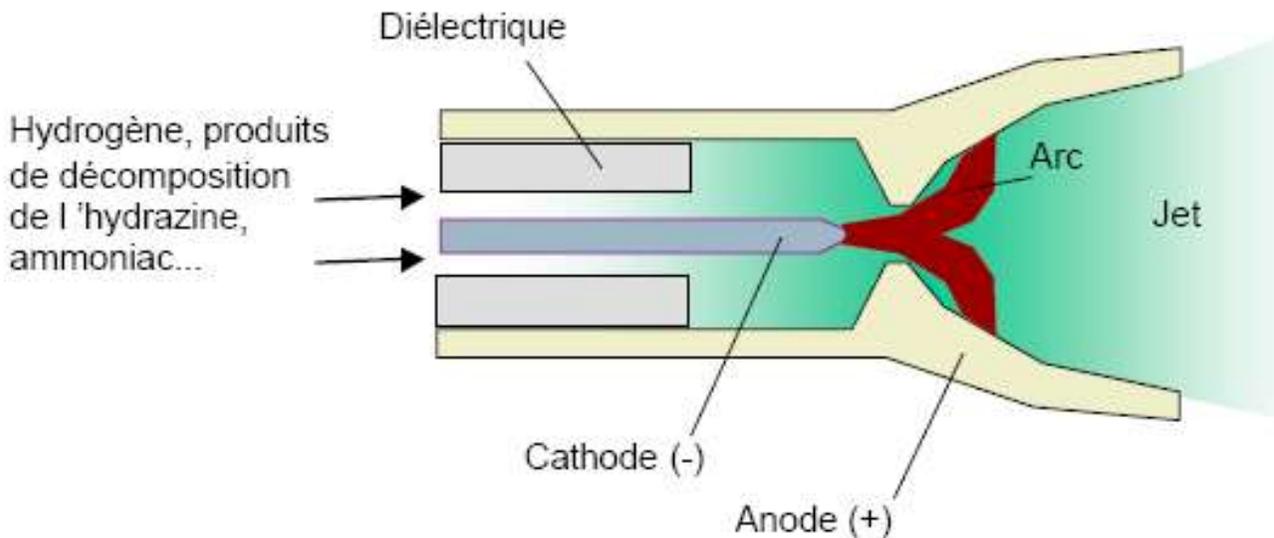
Energie électrique utilisée pour chauffer le gaz propulsif

Détente dans une tuyère

Température $\cong 10.000$ K

Poussées $\cong 100$ à 500 mN

Isp $\cong 500$ à 1000 s



Exemple MR12
Poussée : 250 mN
Puissance électrique : 1800 W
Isp : 500 s

Propulsion électrique

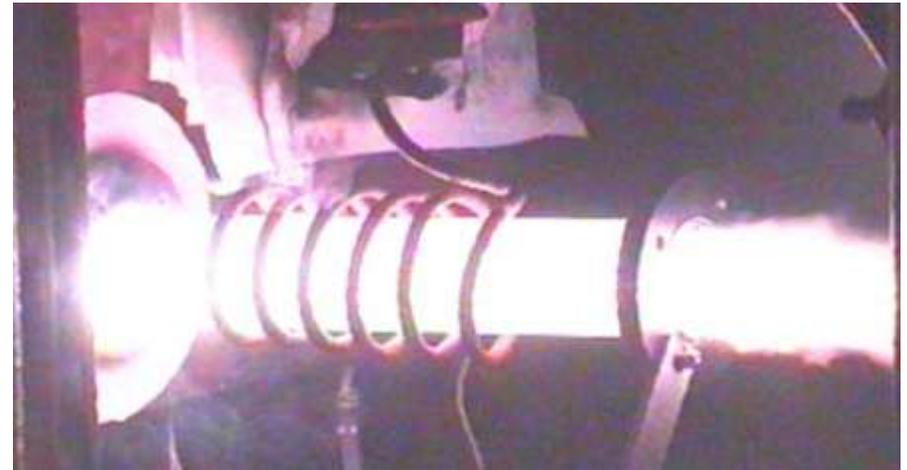
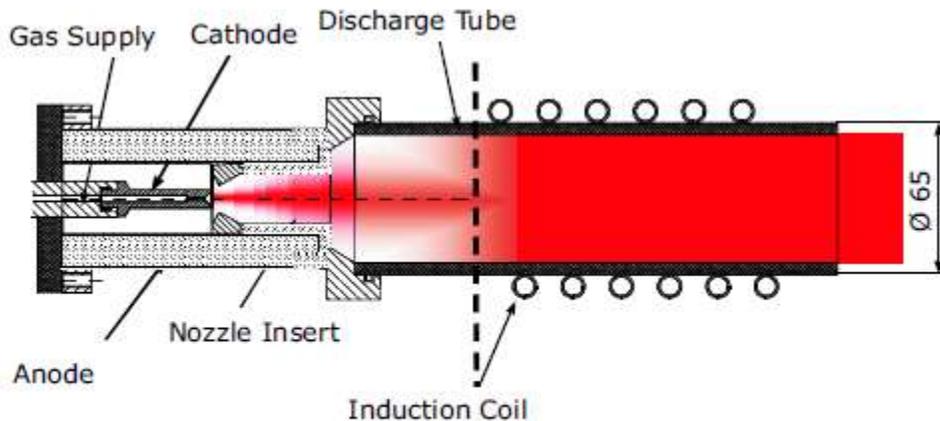
➤ Variantes Arc-jet avec assistance électromagnétique :

Accélération par Radio Fréquences

Travaux ATTILA (Adjustable Throttle Inductively Afterburning Arc Jet) et TIHTUS de l'IRS (Stuttgart)

Travaux similaires au Japon et aux US (Hiparc)

Puissance 100 kW, Isp démontrée \cong 5500 s, Poussée \cong 6 N

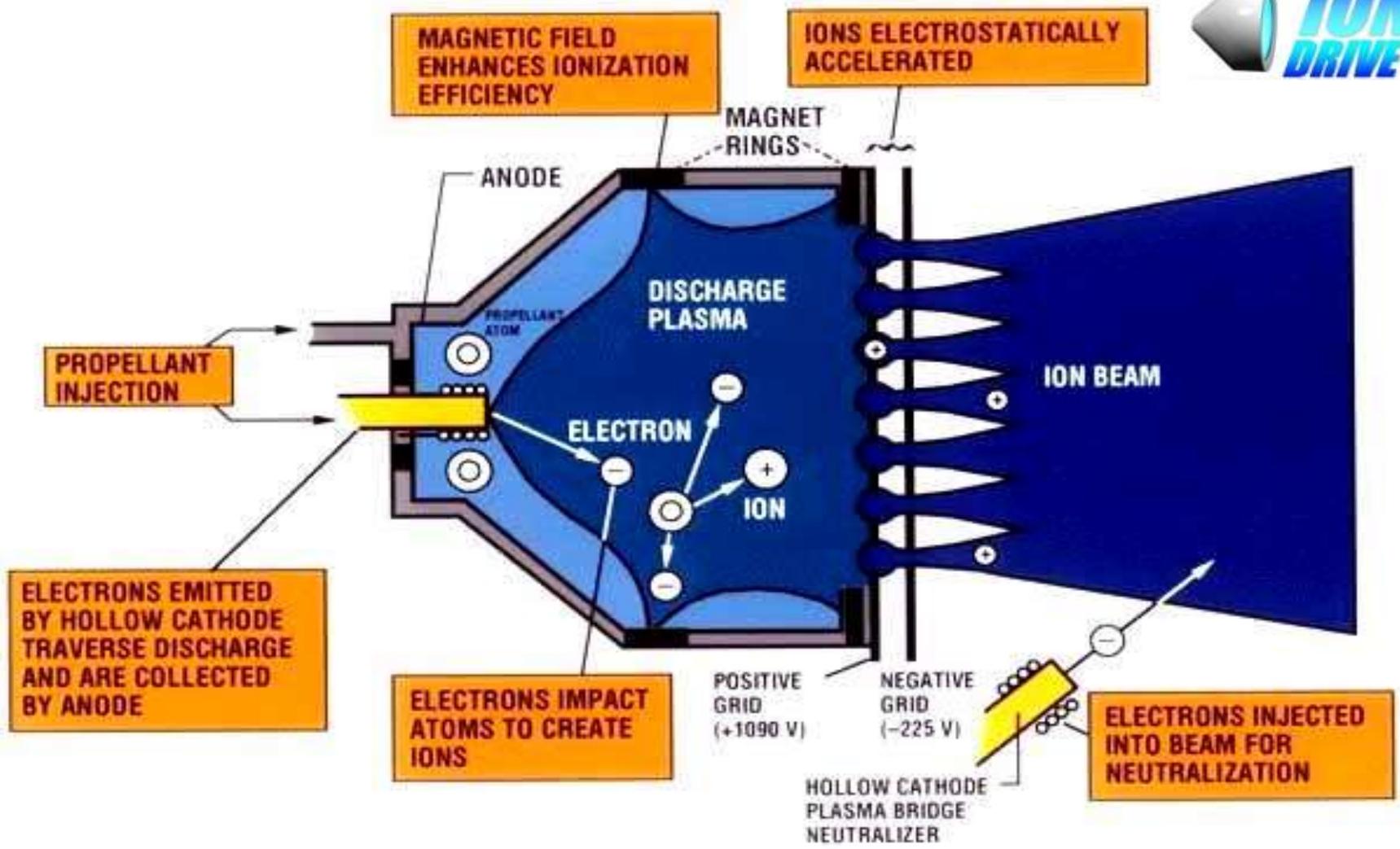


1. Stage Arcjet 2. Stage RF heating of the core

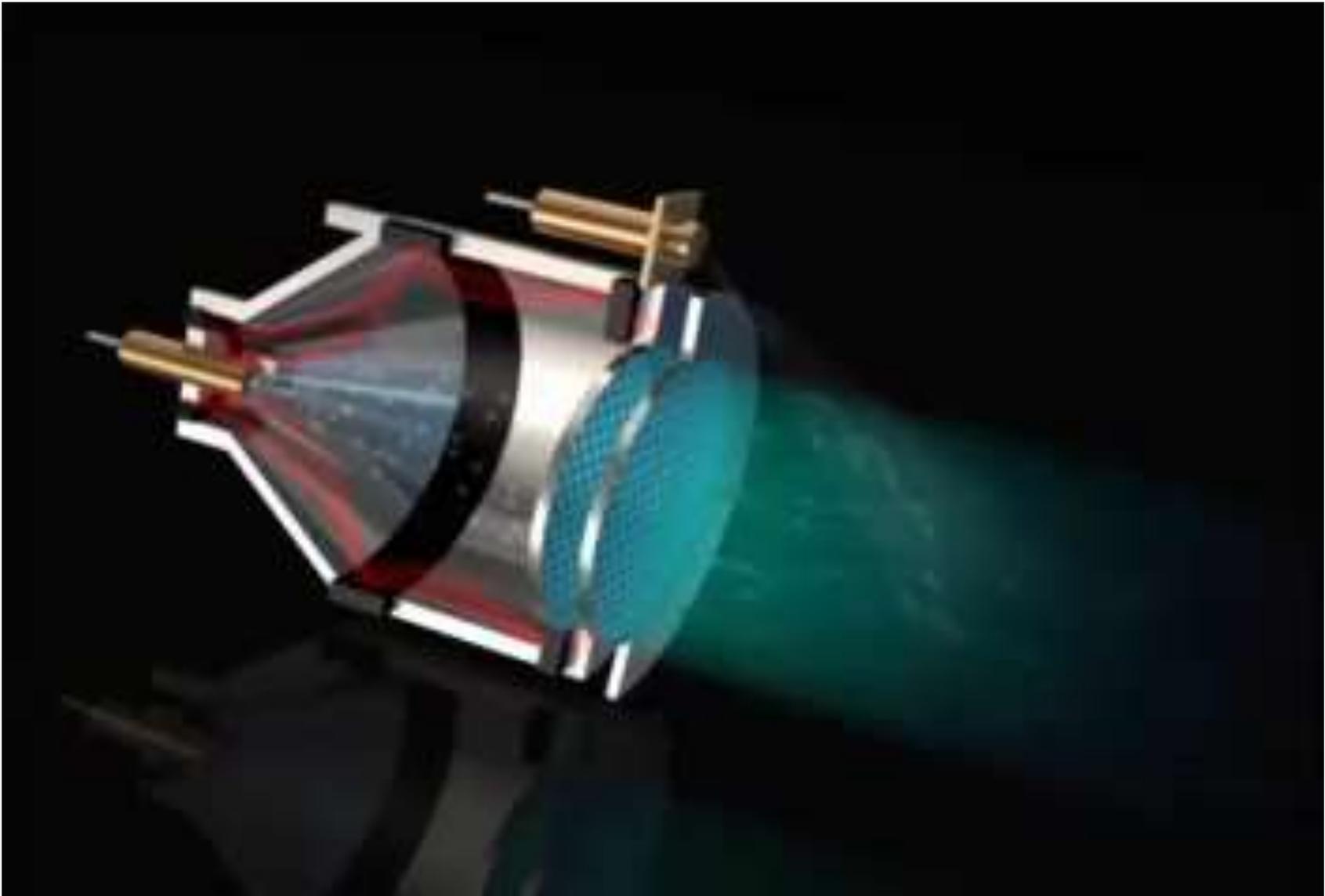
| m_{th} | P_{el} | P_{gas} | η_{th} | F | I_{sp} |
|-----------------|-----------------|------------------|--------------------|------|-----------------|
| [mg=s] | [kW] | [kW] | [%] | [N] | [s] |
| 300 | 50 | 2.6 | 79.6 | 3.34 | 1129 |

Propulsion électrique

➤ Moteur électrostatique ionique



Propulsion électrique



Propulsion électrique

➤ Moteur électrostatique ionique

Poussée : 150 mN

Puissance électrique : 4300 W

Isp : 4800 s



Moteur T6 - QinetiQ (GB)

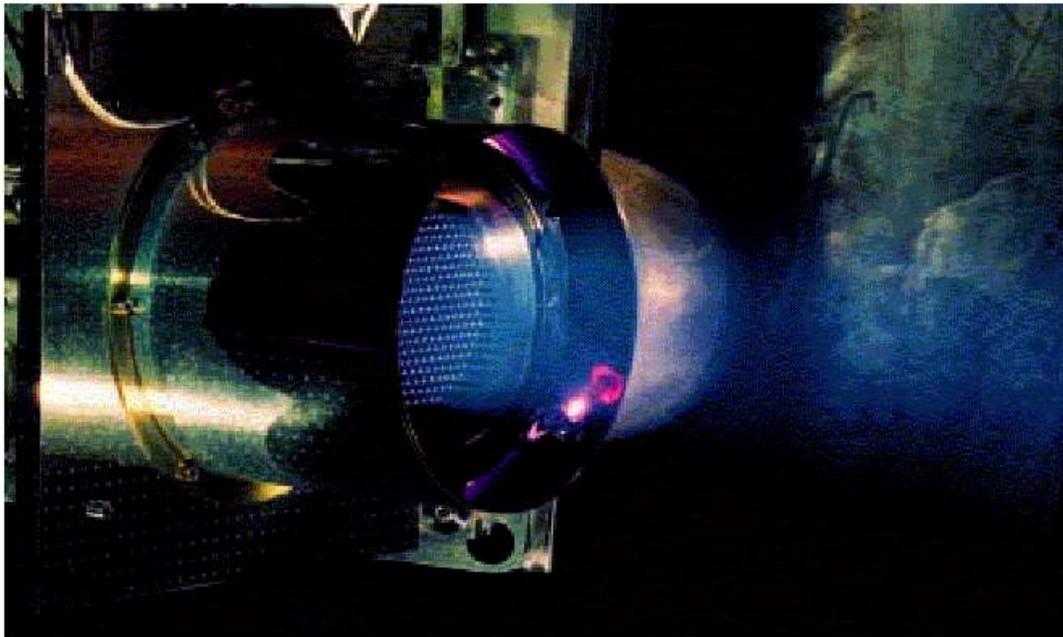


Figure 3. The RIT-10 Gridded Ion Thruster (courtesy of Daimler Chrysler Aerospace)

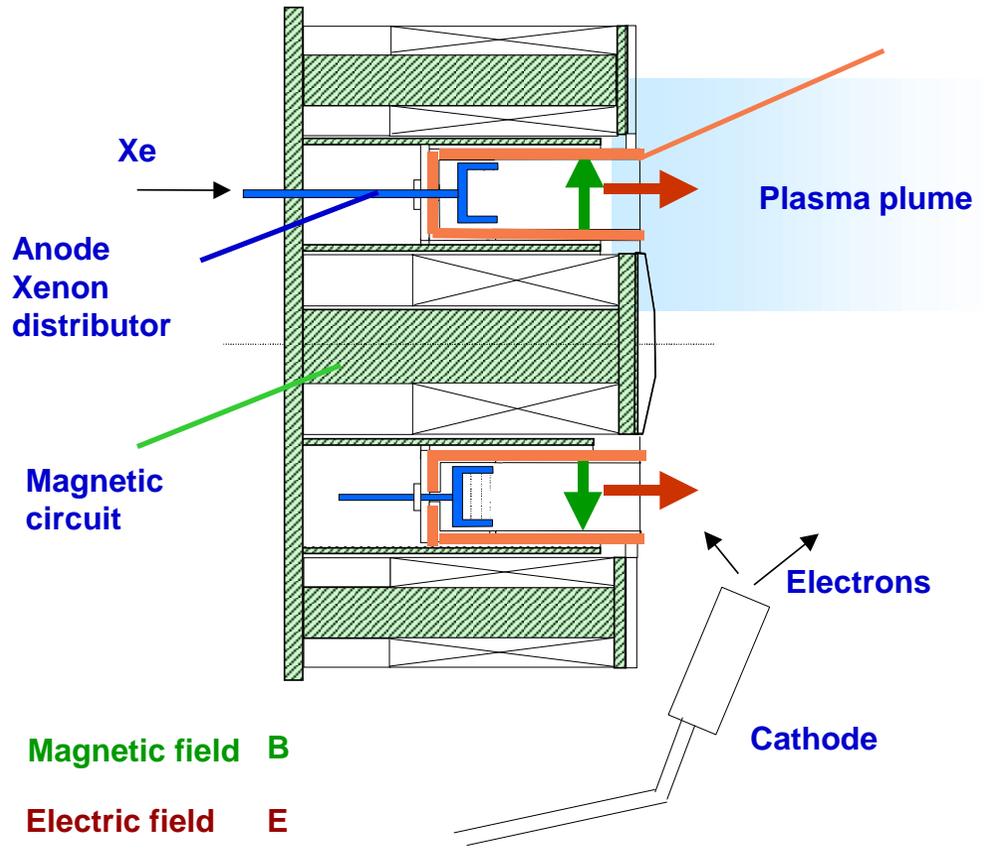
Poussée : 230 mN
Puissance électrique : 7050 W
Isp : 4600 s

Propulsion électrique

➤ Moteurs à Plasma Stationnaire (Propulseurs à effet Hall)



Exemple du PPS 5000 (Safran)
 $P=5 \text{ kW}$ $F=250 \text{ mN}$ $I_{sp}=2100 \text{ s}$



Propulsion électrique

➤ Propulseurs électromagnétiques MPDT :

Décharge continue ou impulsionnelle

Champ magnétique induit ou permanent

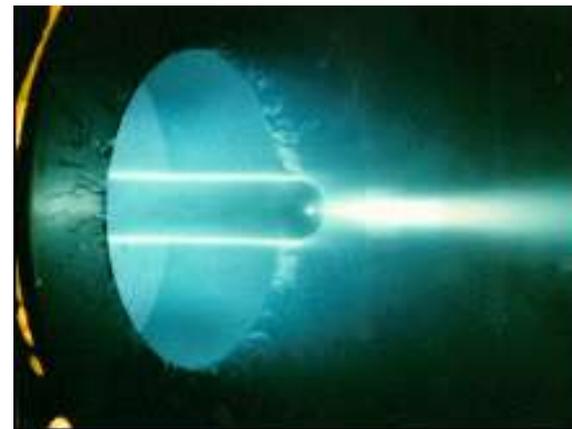
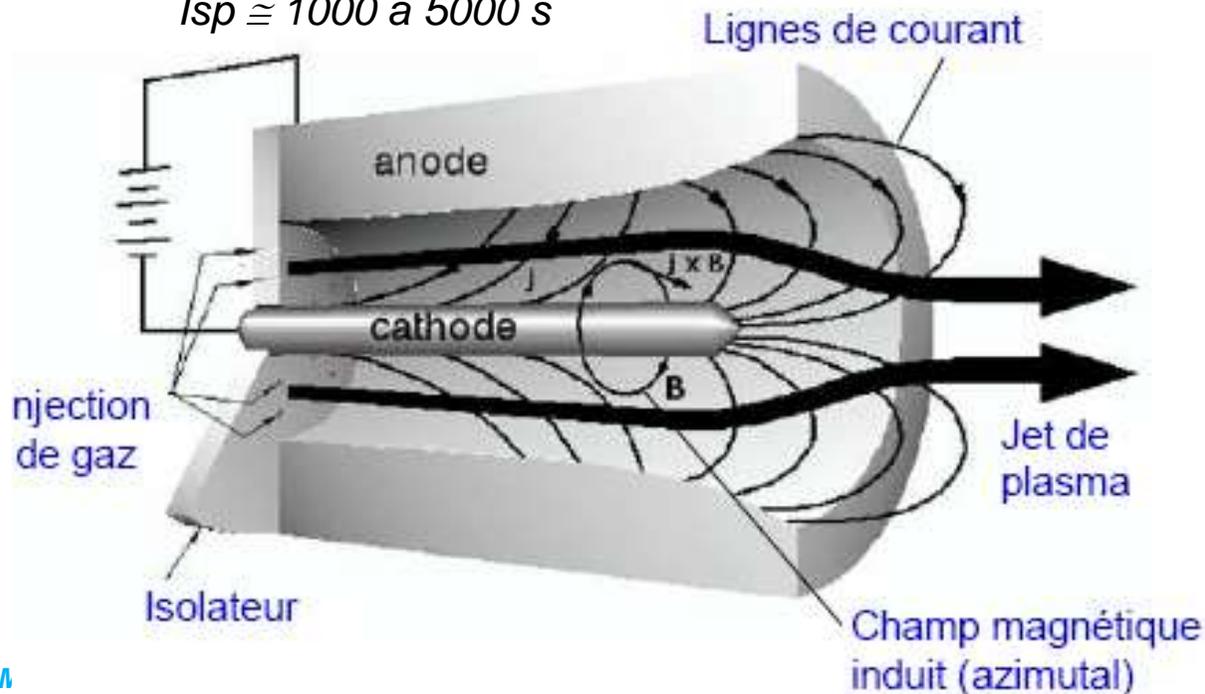
Accélération due à la force de Lorentz $J \times B$

Puissances 100 – 500 kW continu

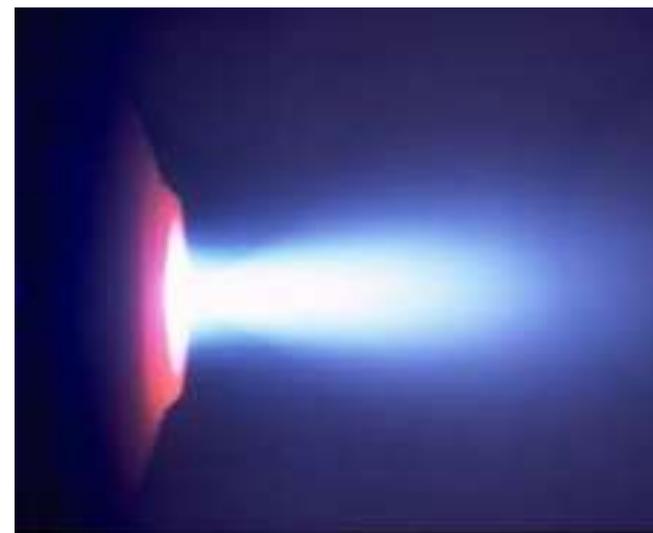
1 – 10 MW impulsionnel

Poussées $\cong 1$ à 100 N

Isp $\cong 1000$ à 5000 s



MPDT impulsionnel 2 MW
U. de Princeton (USA)



MPDT continu 100 kW
IRS/Stuttgart (D)

Propulsion électrique

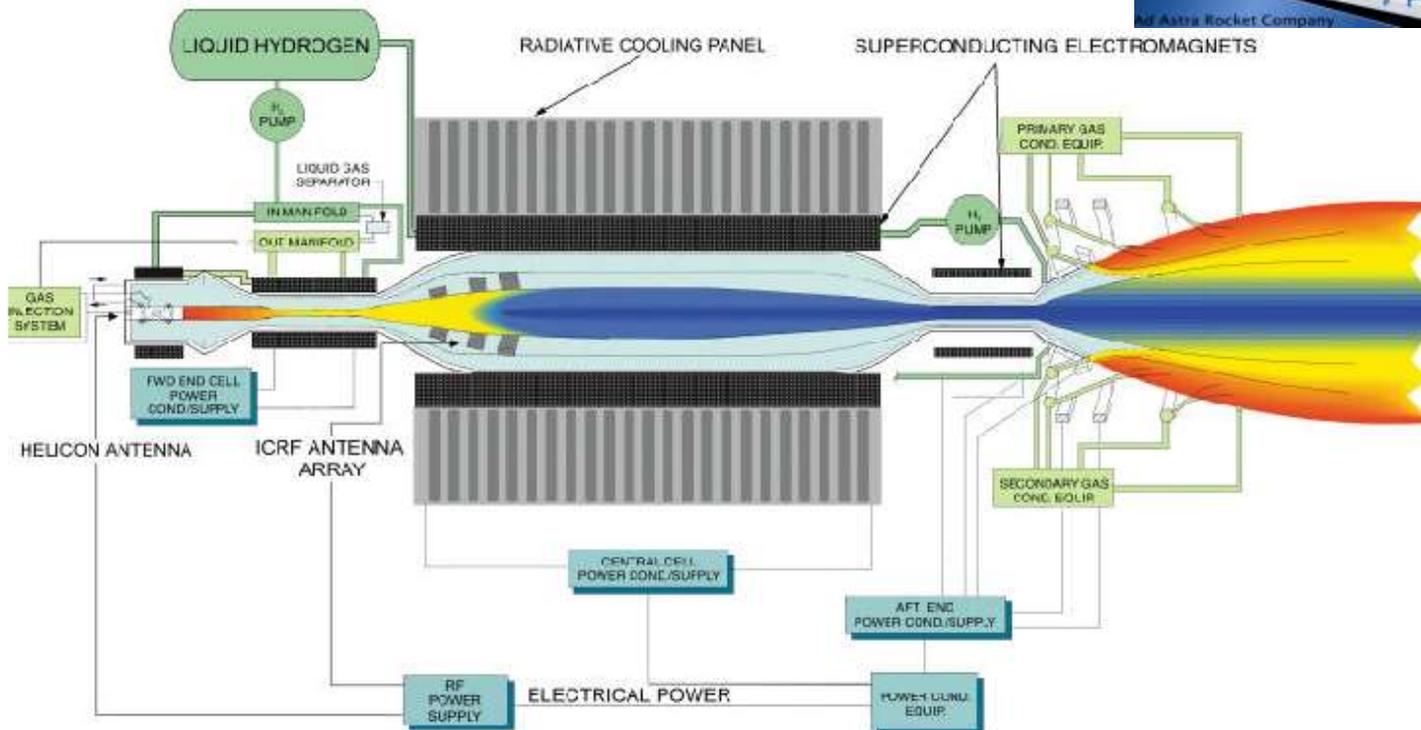
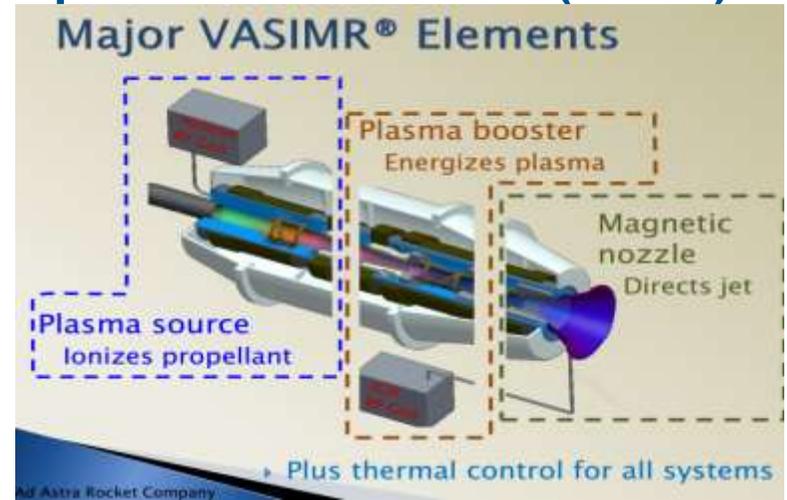
➤ Moteur Magnéto-Plasmique à Impulsion Spécifique Variable VASIMR (NASA)

- Chauffage Radio-Fréquences d'un plasma d'Hydrogène
- Bouteille magnétique ouverte
- Réglage du débit et de l'Isp par la section de sortie

Performances extrêmement élevées

Travaux conséquents aux USA (Franklin Chang-Diaz)

Avenir très prometteur : démonstrateur sur ISS en cours



F 1,2 kN Isp 1.000 s
ou
F 40 N Isp 30.000 s

Propulsion électrique

➤ Propulseurs EM Drive (Electro Magnetic Drive) :

Micro-ondes injectées dans une cavité tronconique résonnante

- . Poussée, sans éjection de matière ?!
- . Pas d'explication physique correcte, aucune théorie de fait consensus pour l'instant

Nombreuses expériences dans le Monde

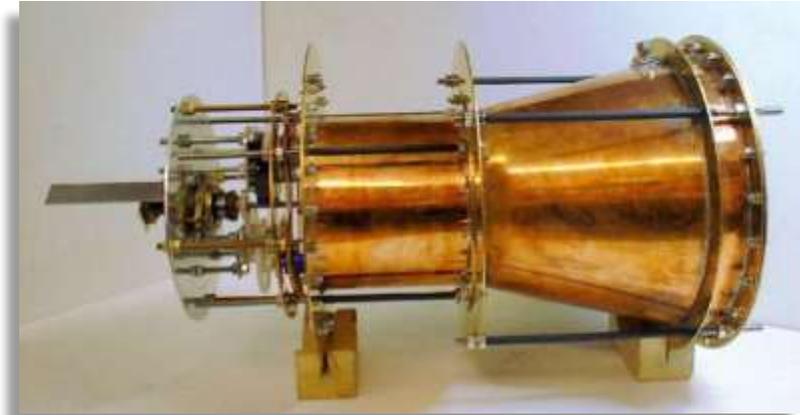
↪ Souvent critiquables

- . Poussées mesurées extrêmement faibles $\cong 1$ mN/kW
- . Plus l'expérience est rigoureuse, plus la poussée est faible
- . Travaux CEA 2016 très négatifs

Expérience en cours CNES – CNRS Orléans

Publication récente très négative par M. Tajmar

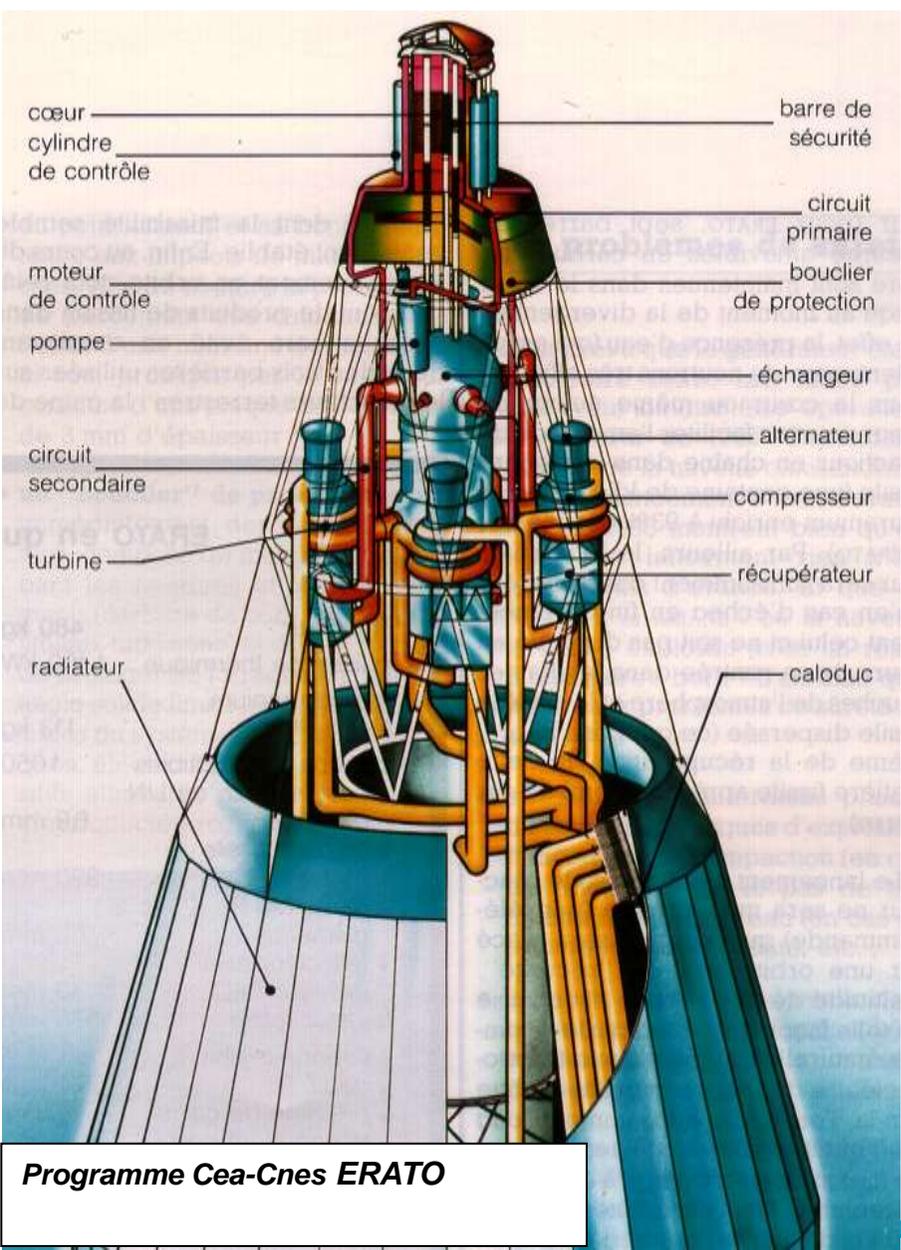
↪ En principe, sujet clos...



Introduction : quelques rappels

- Principes de satellisation
- Principes de propulsion
- Propulsion aérobie
- Propulsion électrique
- Propulsion nucléaire
 - Propulsion nucléo-électrique
 - Propulsion nucléo-thermique
- Propulsion hélio-thermique
- Propulsion hélio-dynamique
- Propulsion par énergie dirigée
- Propulsion par câbles
- Concepts avancés
- Conclusions

Propulsion nucléo-électrique



➤ **Puissance electro-nucléaire pour alimenter des Propulseurs électriques**

(exemple du programme ERATO)

Poussée : 10 mN – 10 N

Ergol utilisé : néon, xénon, argon, hydrogène, métaux alcalins, ...

Impulsion spécifique : 2000 s - 10000 s

Puissance électrique : 10 kWe - 100 kWe

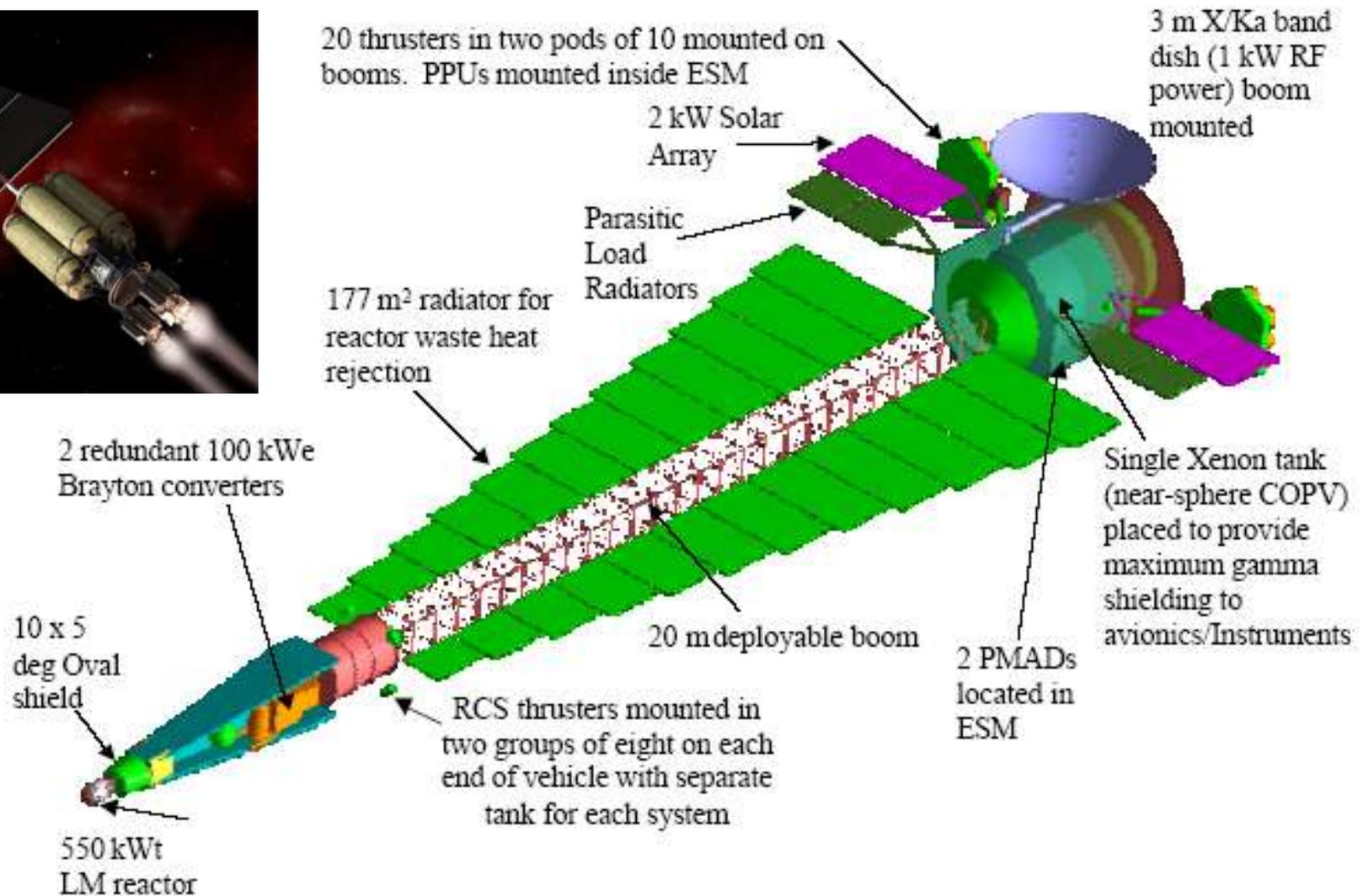
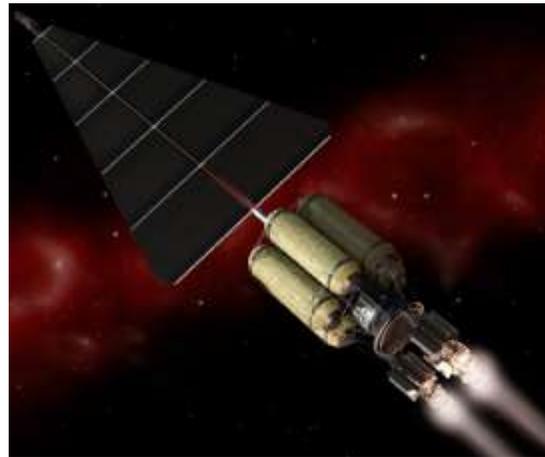
**Masse sèche du système propulsif :
25 kg/kWe à 100 kWe**

Durée de vie : 7 à 10 ans

Programme Cea-Cnes ERATO

Propulsion nucléo-électrique

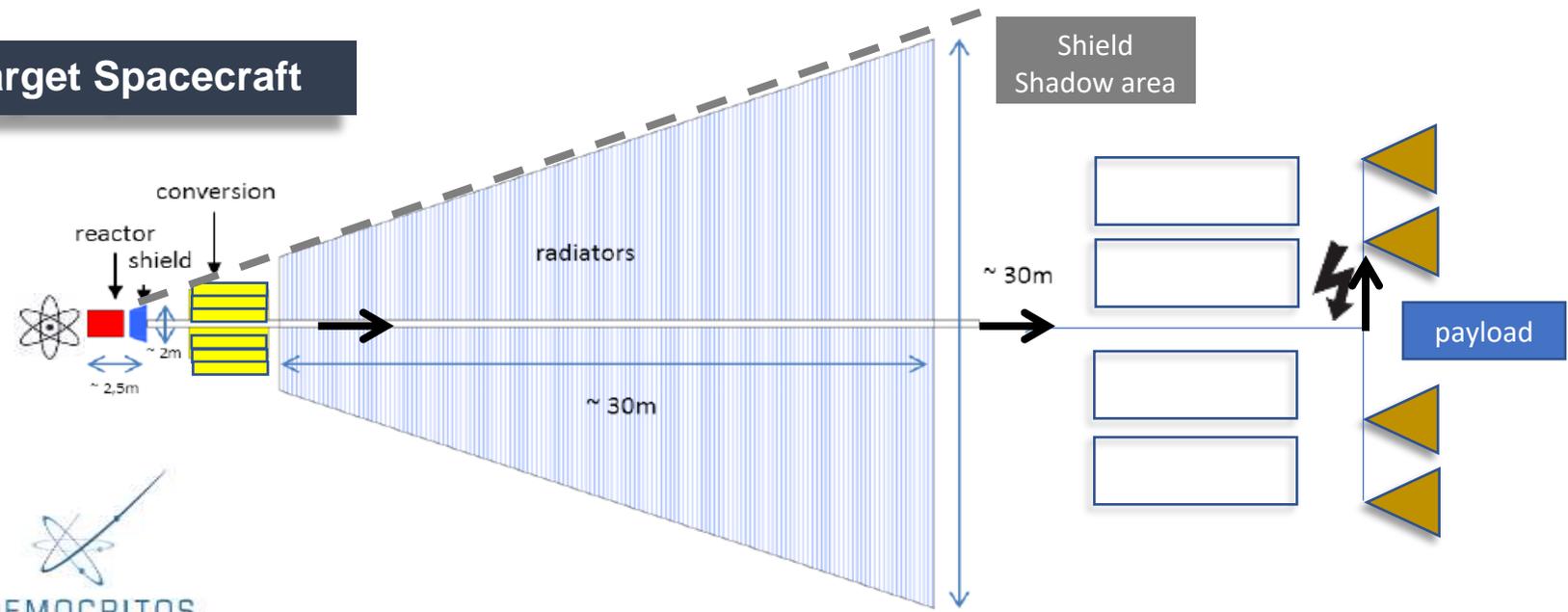
➤ Exploration des Lunes de Jupiter (*Prometheus - JIMO*)



Propulsion nucléo-électrique

➤ Projet Democritos (UE H2020)

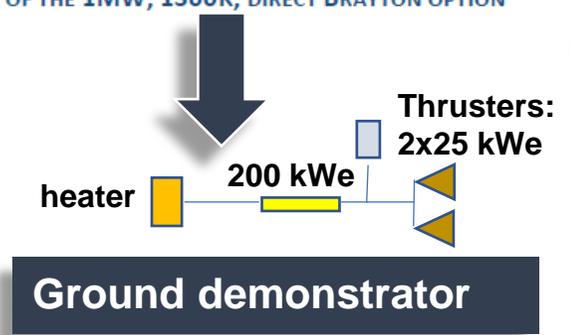
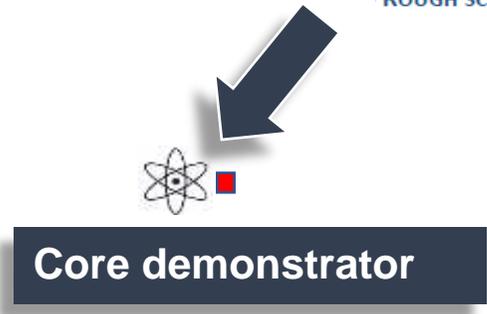
Target Spacecraft



*Europe
Titan
Lune
Astéroïdes
Mars*

DEMOCRITOS

ROUGH SCHEMATIC OF THE 1MW, 1300K, DIRECT BRAYTON OPTION



Propulsion nucléo-thermique

➤ Propulsion nucléaire

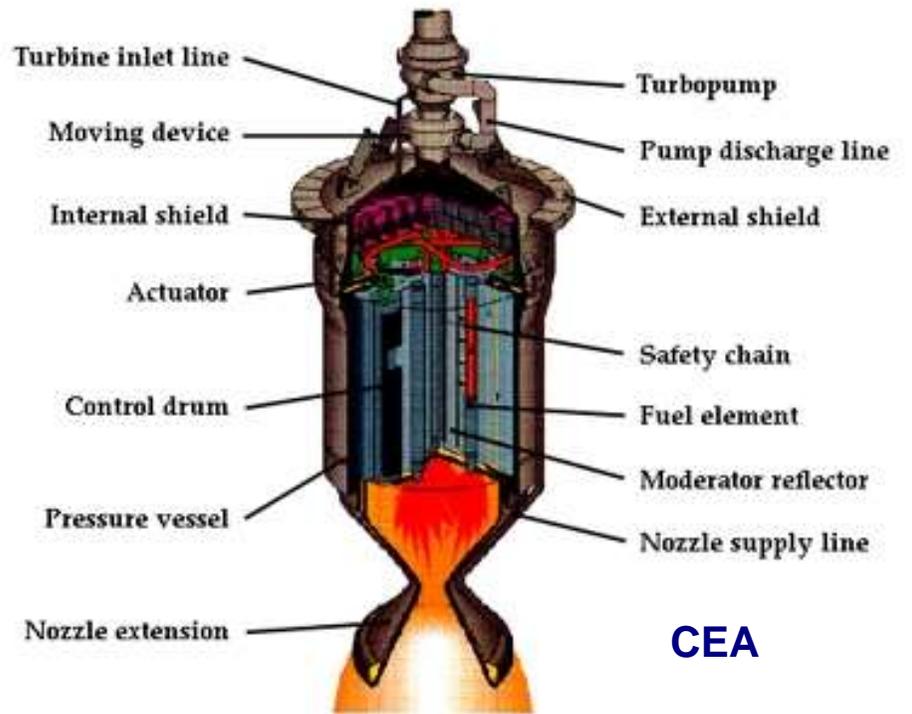
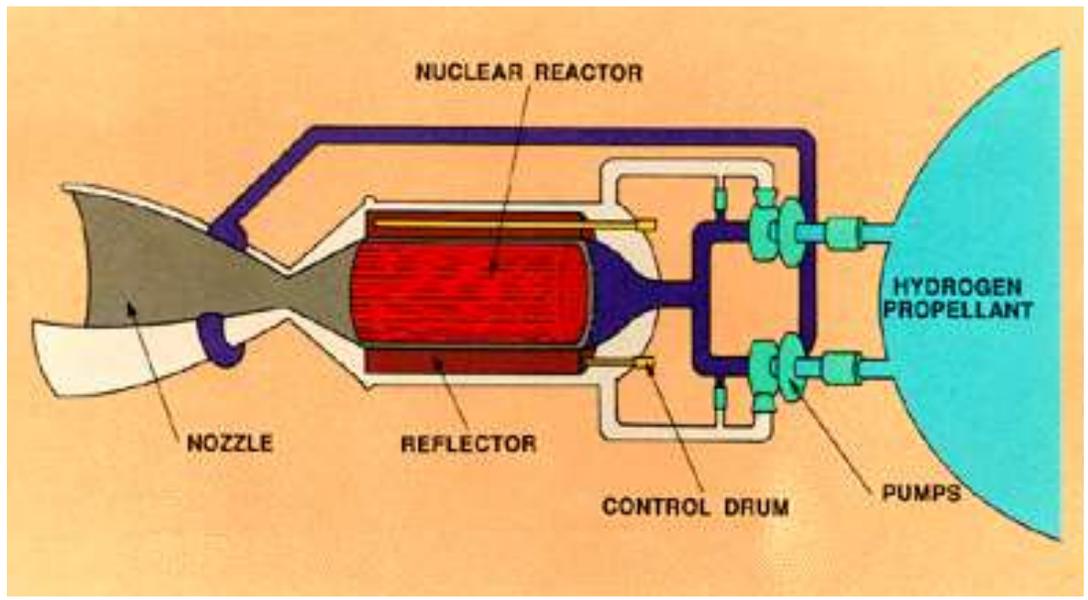
. Chauffage d'un fluide utilisé comme primaire de refroidissement d'un réacteur nucléaire

. Données typiques (Nerva) :

↳ $I_{sp} = 900s$; $F = 330 \text{ kN}$; $T_c = 2700 \text{ K}$; $m = 5,7 \text{ t}$

$$m \cdot C_p \cdot \Delta T = \frac{1}{2} \cdot m \cdot V^2 \Rightarrow \frac{R}{M} \cdot \frac{\gamma}{\gamma - 1} \cdot \Delta T = \frac{1}{2} \cdot g_0^2 \cdot I_{sp}^2 \Rightarrow I_{sp} = \frac{1}{g_0} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot R}{M} \cdot \Delta T \cdot \frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

. Performances optimales avec l'Hydrogène



CEA

Propulsion nucléo-thermique

➤ Propulsion nucléaire

Nombreux développements et essais au sol

- Kiwi, Nerva, Phoebus (USA, années 60)
- NRE-0410 (Russie, 1965-1991)
- Infox récente : missile russe testé en 2017

. Très contraignant d'emploi

- Altitude minimale d'emploi \cong 1000 km
- Essais au sol délicats

. Possibilité d'emploi vers Mars

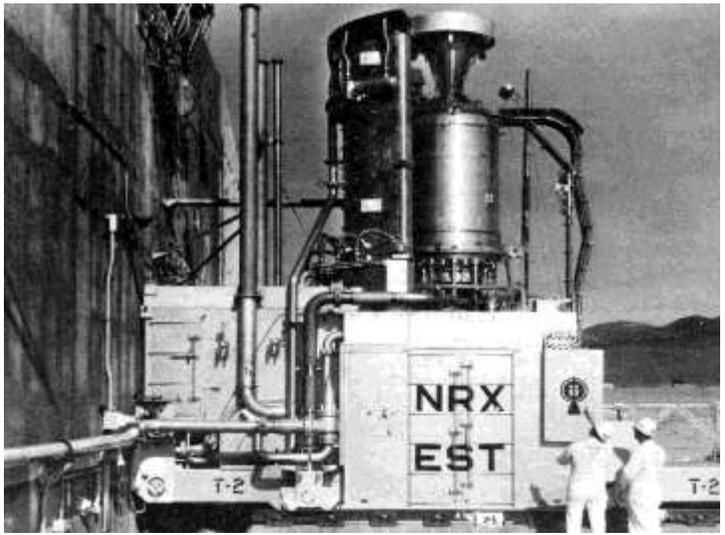
↪ Avenir incertain



Nerva



NRE-0410

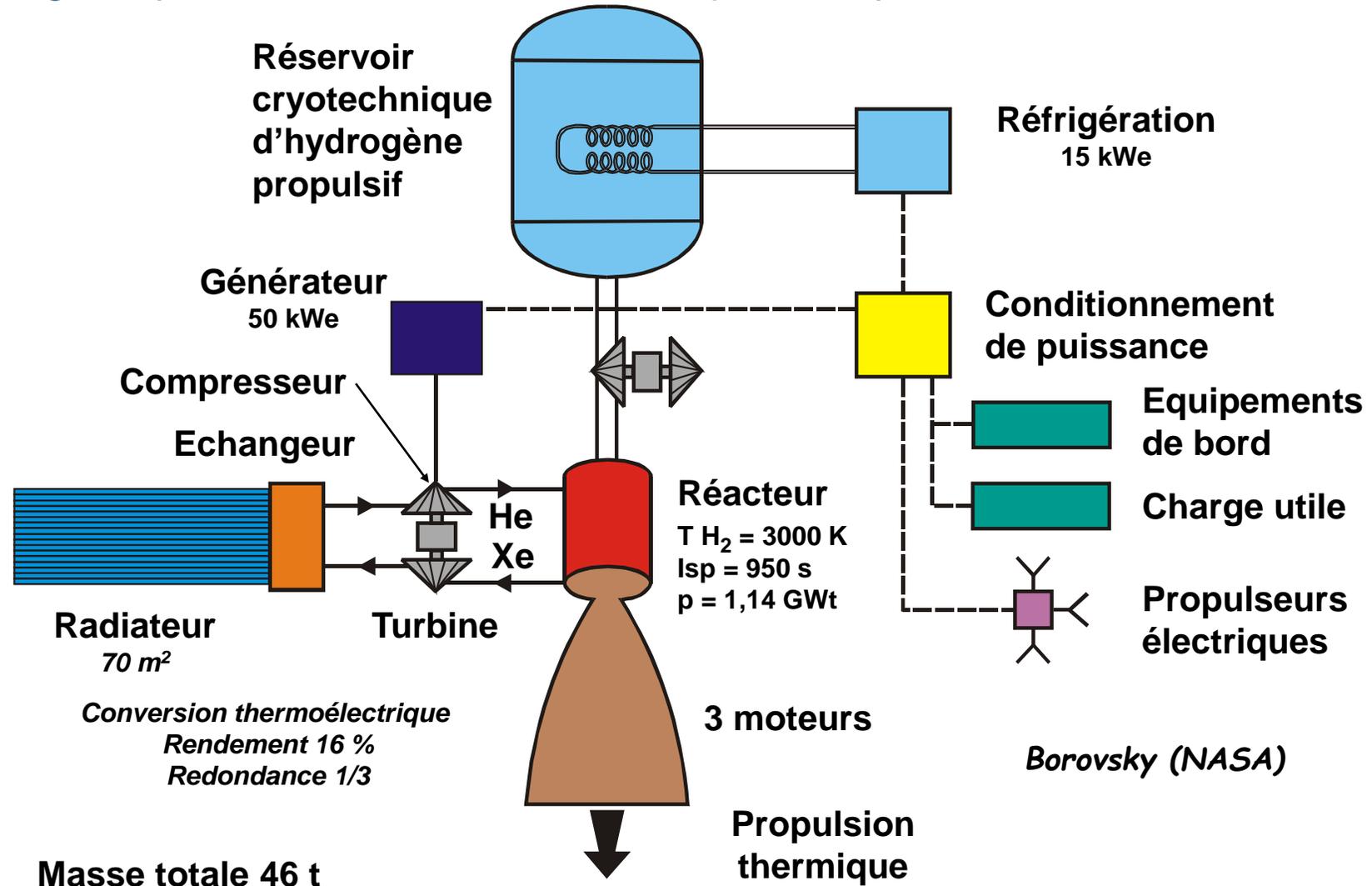


Phoebus 1-B : 340 kN pendant 30 minutes (1966)

Propulsion nucléaire bi-modale

➤ Utilisation duale : nucléo-thermique + nucléo-électrique

↳ Solution élégante pour les schémas avancés d'exploration planétaire



Introduction : quelques rappels

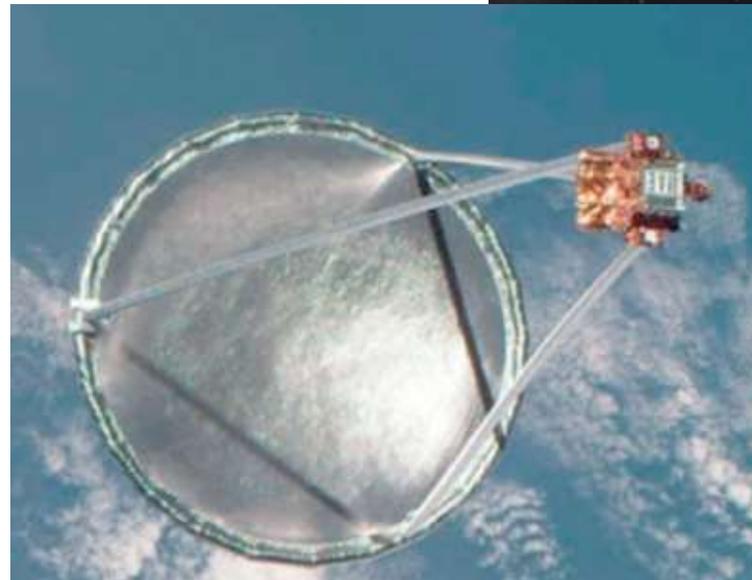
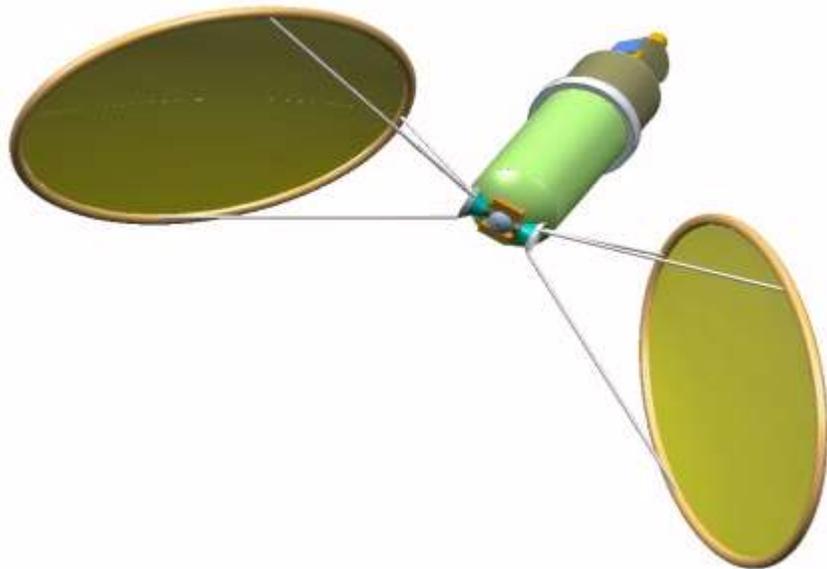
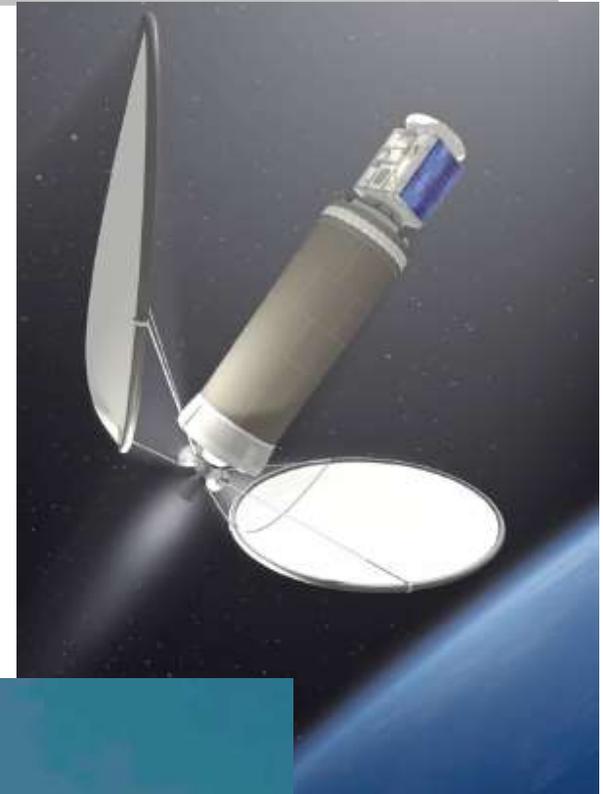
- Principes de satellisation
- Principes de propulsion
- Propulsion aérobie
- Propulsion électrique
- Propulsion nucléaire
 - Propulsion nucléo-électrique
 - Propulsion nucléo-thermique
- Propulsion hélio-thermique
- Propulsion hélio-dynamique
- Propulsion par énergie dirigée
- Propulsion par câbles
- Concepts avancés
- Conclusions

Propulsion hélio-thermique

➤ Utilisation du flux solaire pour chauffer un fluide

- Source d'énergie externe, inépuisable
- Pas de combustion
- Nombreuses difficultés :
 - qualité de la concentration, matériaux chauds, poussée faible, maintien en condition de l'Hydrogène

↪ Prometteur, mais actuellement en stand-by



Propulsion hélio-thermique

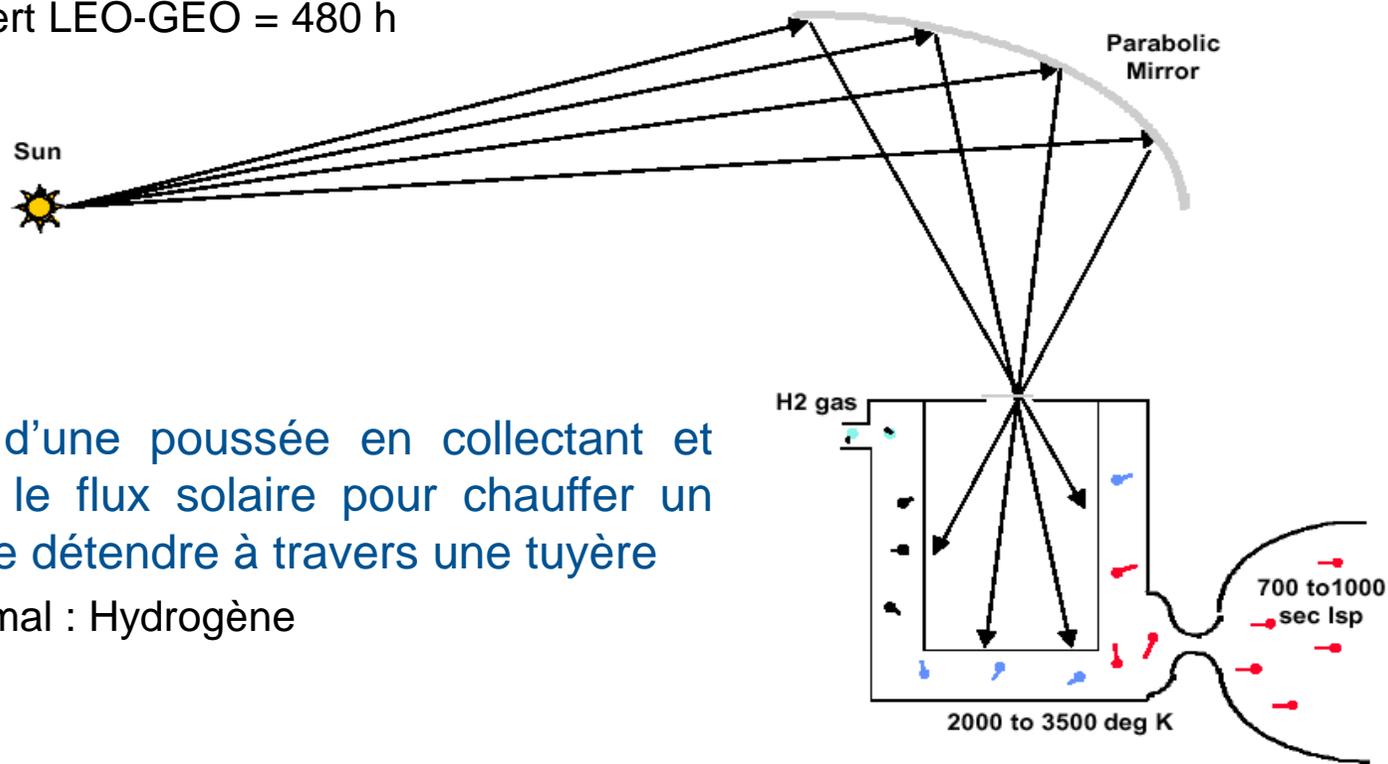
➤ Chauffage par le soleil puis éjection d'un fluide

Performances typiques avec de l'Hydrogène:

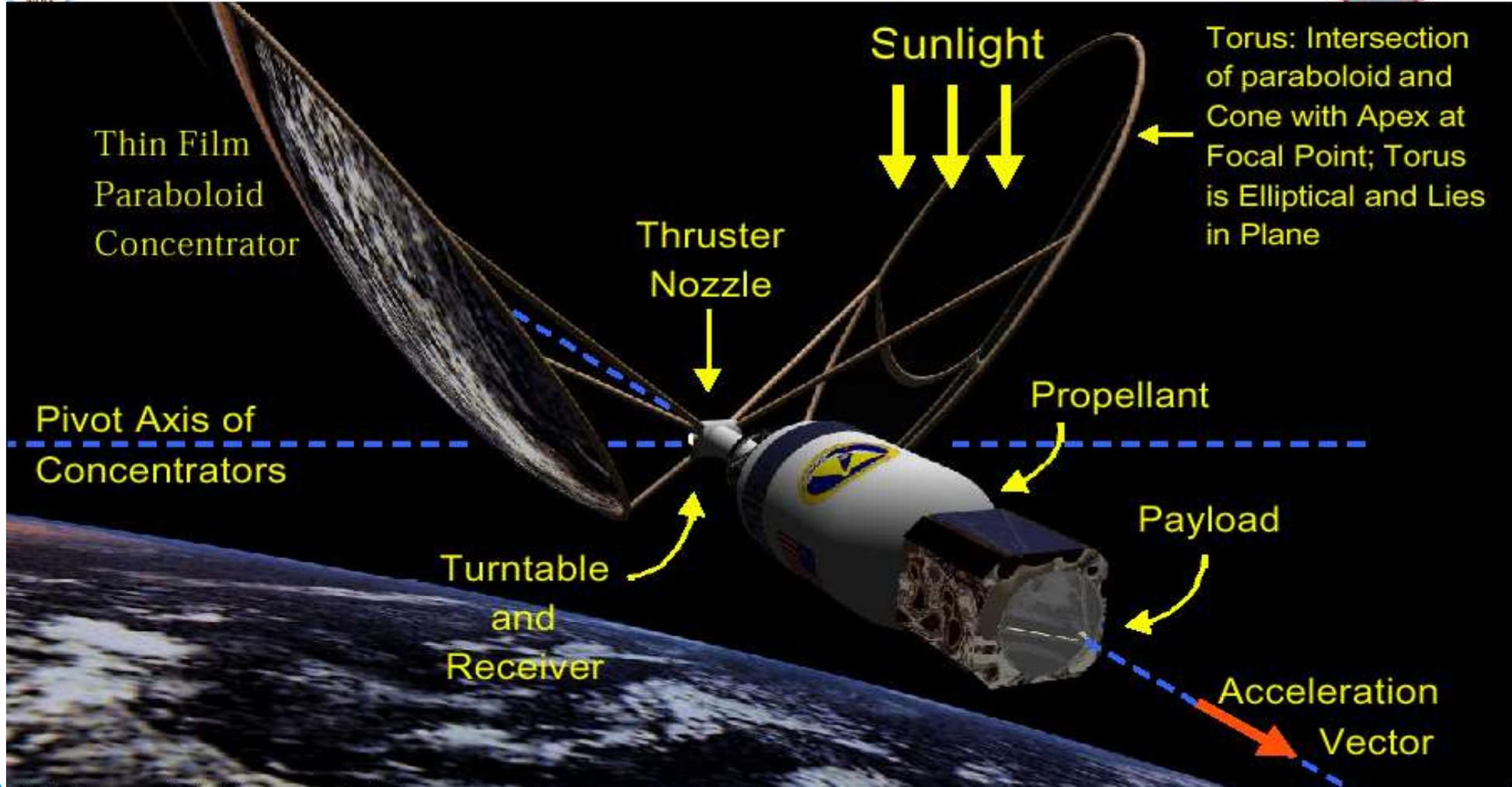
- Impulsion spécifique = 800 s
- Température des gaz = 2240 K
- Poussée = 57.7 N
- Durée d'un transfert LEO-GEO = 480 h

Génération d'une poussée en collectant et concentrant le flux solaire pour chauffer un fluide, puis le détendre à travers une tuyère

↪ fluide optimal : Hydrogène



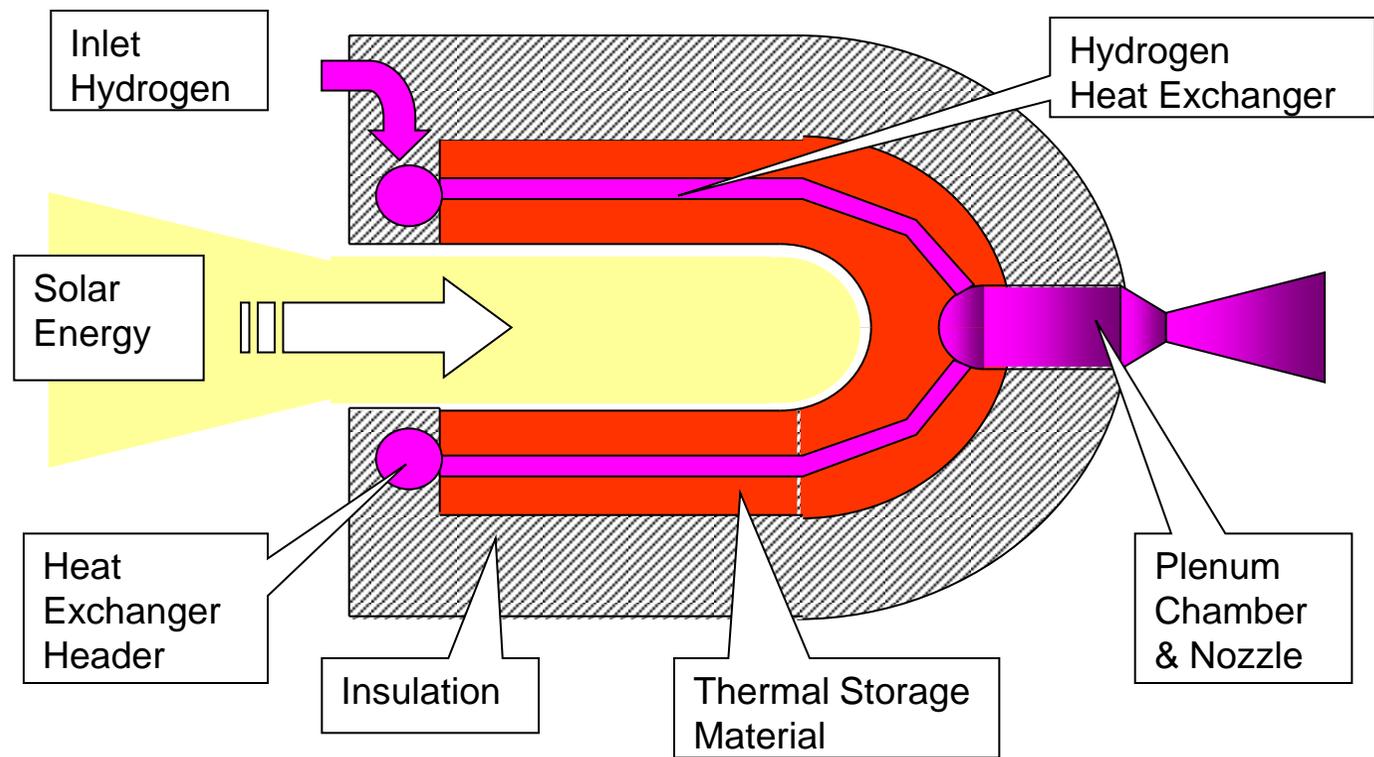
Solar-Thermal System Concept



Propulsion hélio-thermique

1^{er} problème : définition de la 'brique' chaude

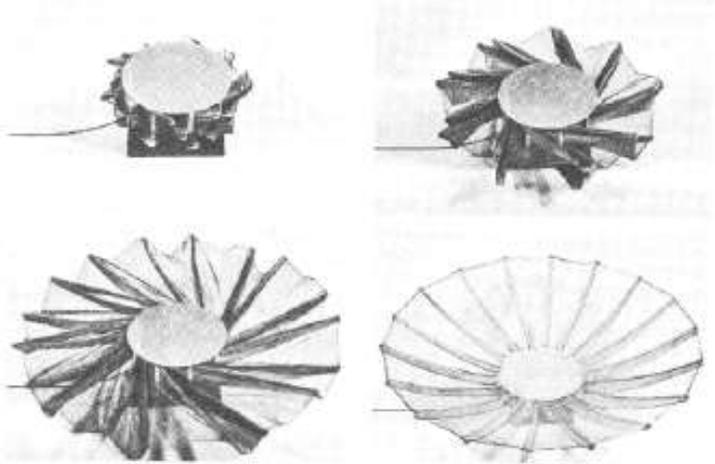
↳ Flux de quelques centaines de MW/m²



2ème problème : qualité du concentrateur déployable

THE RADIAL-RIB COLLECTOR

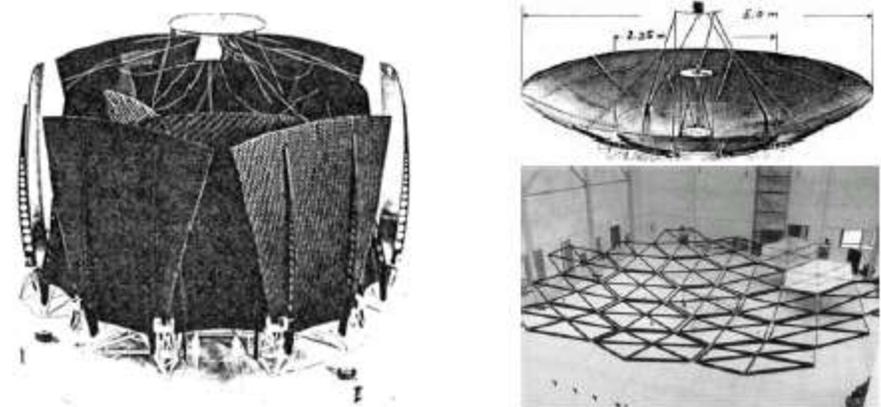
Solar-Thermal Upper Stage Study



Deployment of a Lockheed wrap-rib reflector (from Goetz & Jensen, 1980).

PETAL-SHELL COLLECTORS

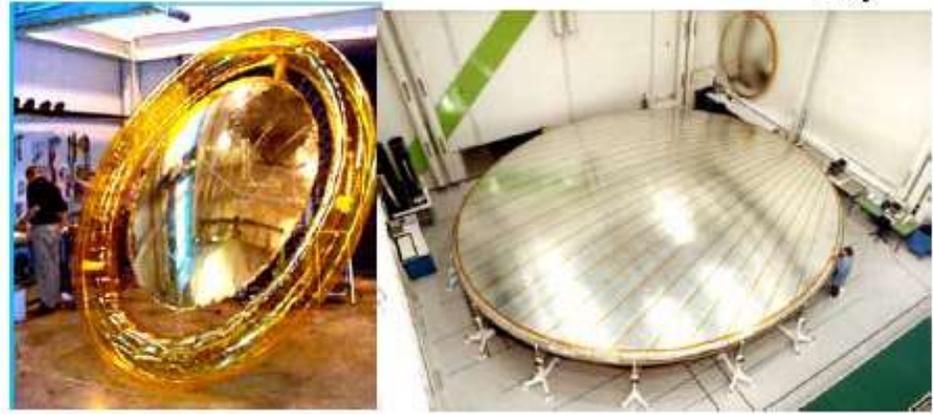
Solar-Thermal Upper Stage Study



The MBB petal reflector concept model for a 5-m antenna. (Bottom right) The erectable support structure for the Solar Dynamic Power Module's concentrator panels.

THE INFLATABLE COLLECTOR

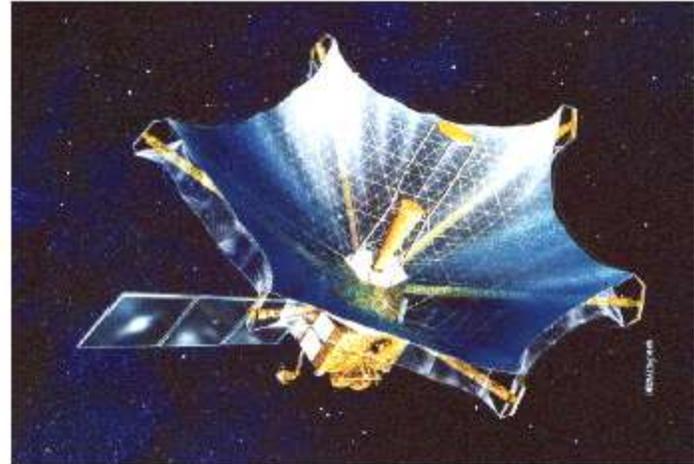
Solar-Thermal Upper Stage Study



(left) The 1.7-m inflatable concentrator tested by NASA Lewis Research Center; (right) The offset antenna reflectors realized at Contraves

THE TENSION-TRUSS COLLECTOR

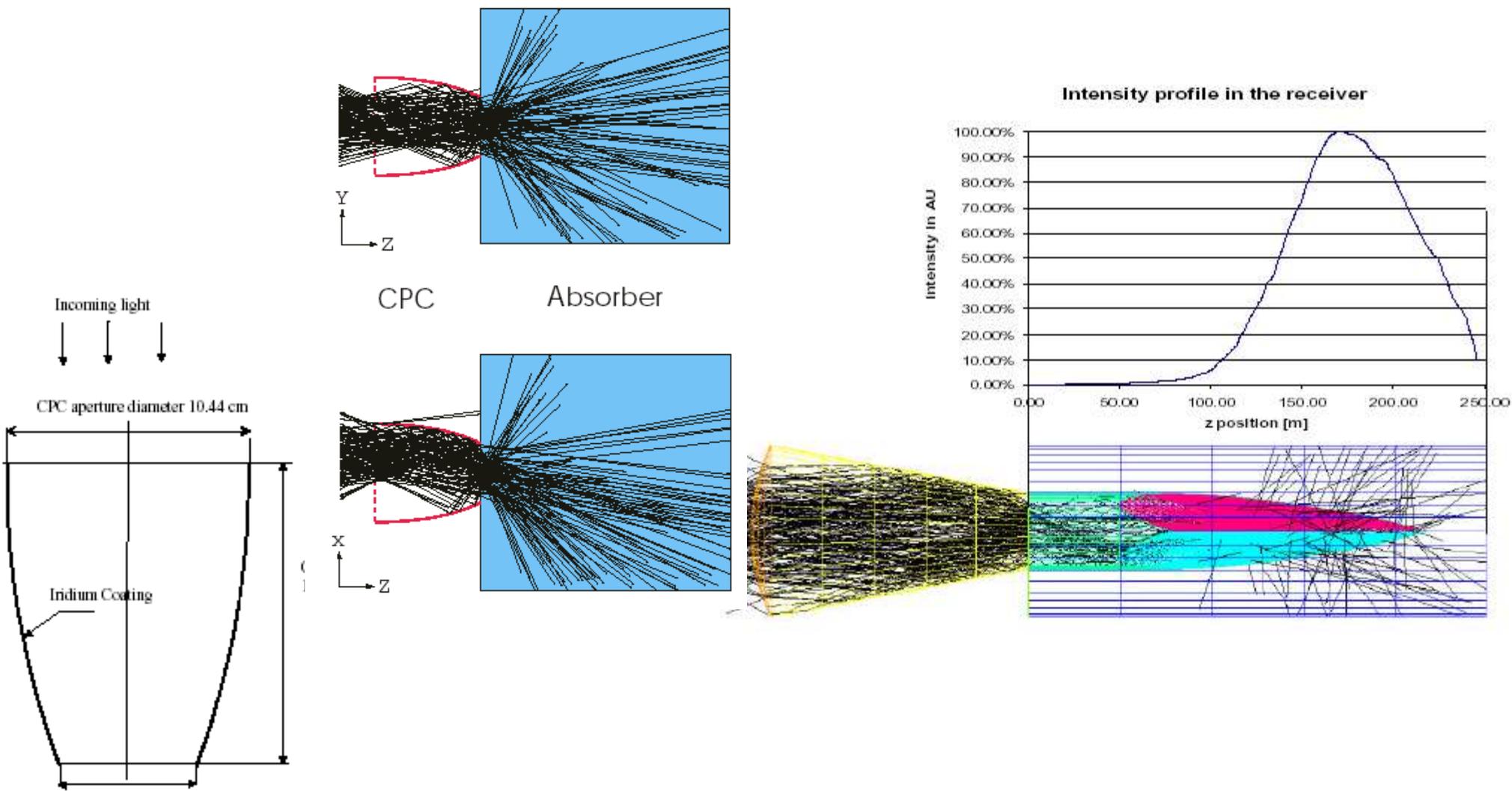
Solar-Thermal Upper Stage Study



h. Bonnal - Pa Artist's impression of the 8-m HALCA radio telescope reflector (ISAS picture)

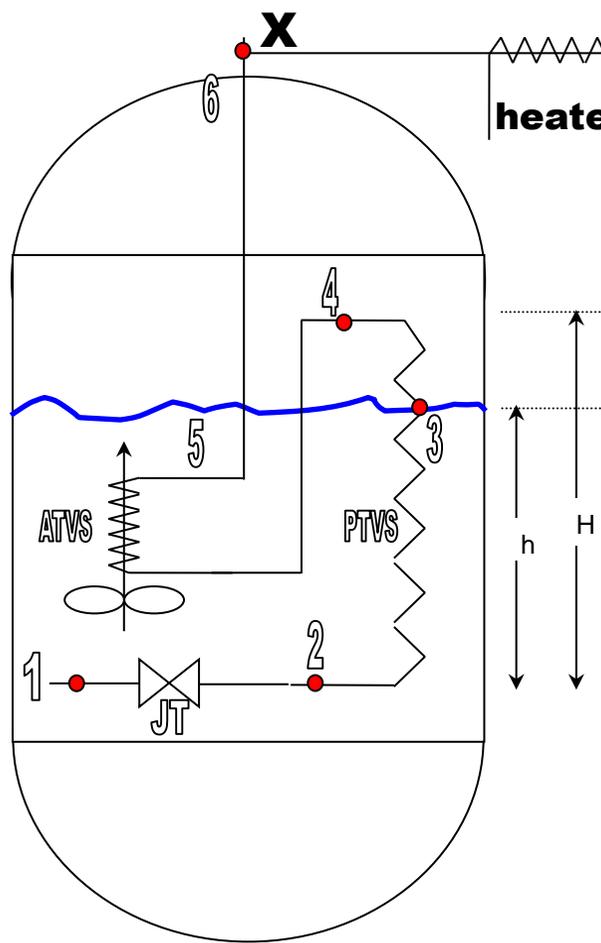
3ème problème : concentrateur secondaire

↳ Transformer une concentration grossière en un faisceau très fin



4^{ème} problème : maintien en condition du LH2 pendant longtemps

↳ Compromis entre maintien en liquide (20 K) et disponibilité en gaz



- 1 represents the fluid **in liquid state** upstream JT device
- 2 represents the fluid downstream the JT, upstream the PTVS
- 3 represents the fluid inside the PTVS at the liquid/gas level
- 4 represents the fluid downstream the PTVS, upstream the ATVS
- 5 represents the fluid downstream the ATVS
- 6 represents the fluid at the PF&S and RAC interface **in gaseous state**

| | Heat transfer mode inside the pipe | Heat transfer mode outside the pipe |
|-------|--|-------------------------------------|
| 1 – 2 | isenthalpic expansion | no |
| 2 – 3 | boiling in high liquid fraction diphasic | free convection in liquid phase |
| 3 – 4 | boiling in medium liquid fraction diphasic | condensation of the gaseous phase |
| 4 - 5 | boiling in low liquid fraction diphasic | forced conduction in liquid phase |
| 5 - 6 | forced convection in gas | conduction |

X : gaseous mass fraction at the tank outlet
X' : gaseous mass fraction at the PFS/RAC interface
0 < X < 1 BUT X' = 1

Introduction : quelques rappels

- Principes de satellisation
- Principes de propulsion
- Propulsion aérobie
- Propulsion électrique
- Propulsion nucléaire
 - Propulsion nucléo-électrique
 - Propulsion nucléo-thermique
- Propulsion hélio-thermique
- **Propulsion hélio-dynamique**
- Propulsion par énergie dirigée
- Propulsion par câbles
- Concepts avancés
- Conclusions

➤ Voile solaire

. Utilisation de la pression photonique

Poussées extrêmement faibles

Efficacité fonction de la distance au Soleil

Limitée par la masse des films utilisés comme voiles

Utilisation limitée à de très petites charges utiles

↳ Solution crédible pour des niches de très petite taille

Poussée :

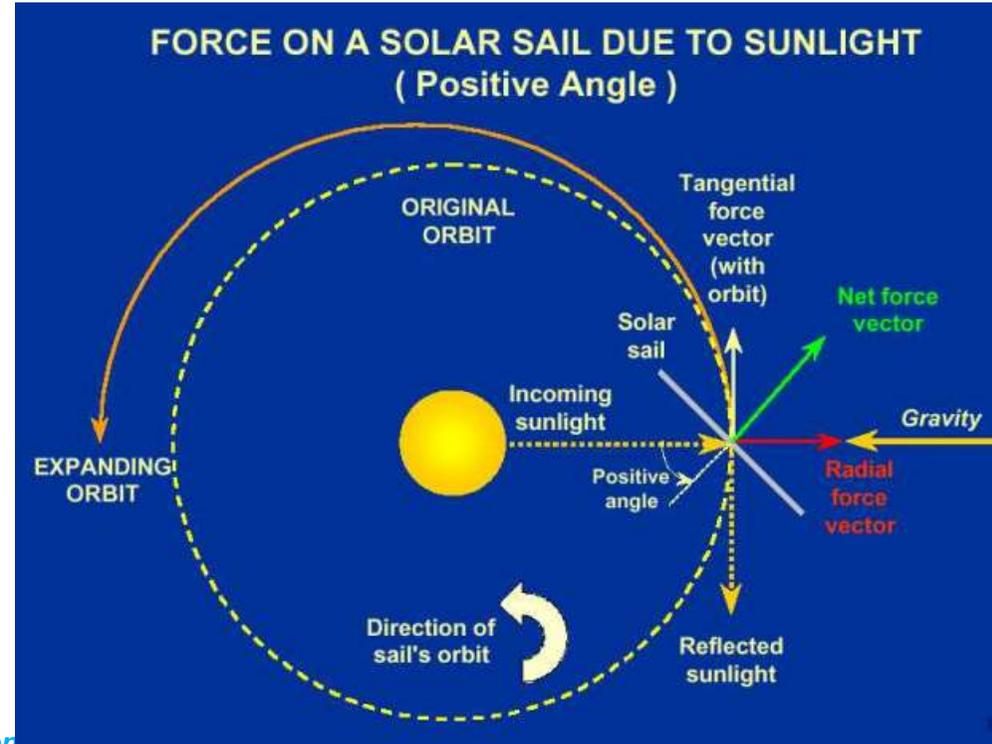
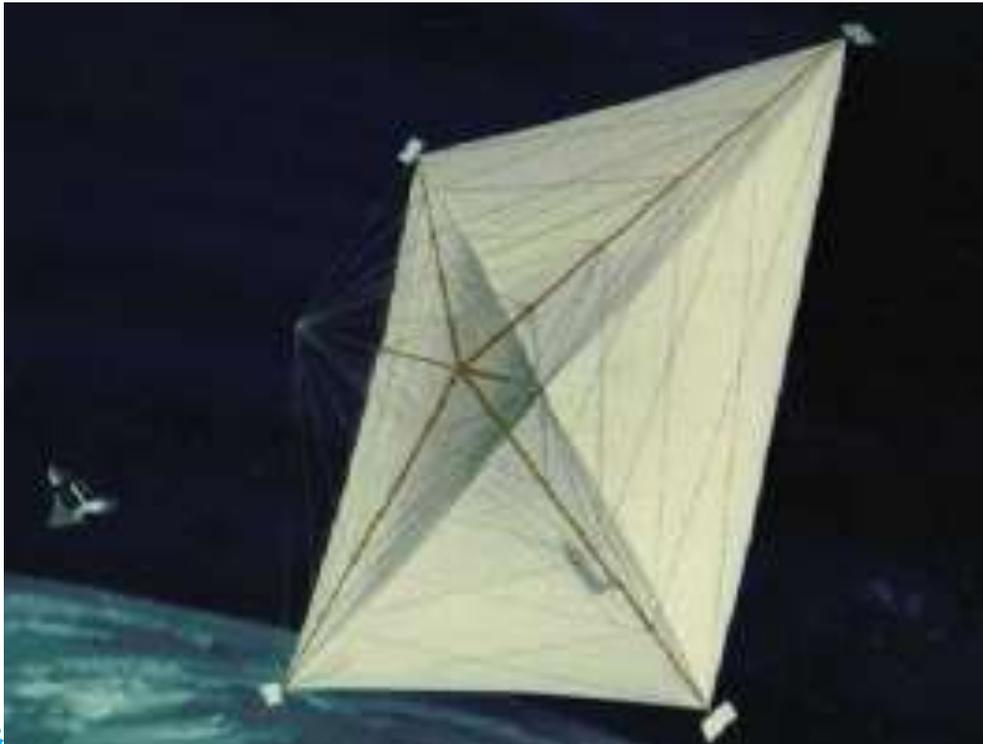
9 N/km^2

Mylar :

5 g/m^2

Accélération

$2 \cdot 10^{-4} \text{ m/s}^2$



➤ Voile solaire

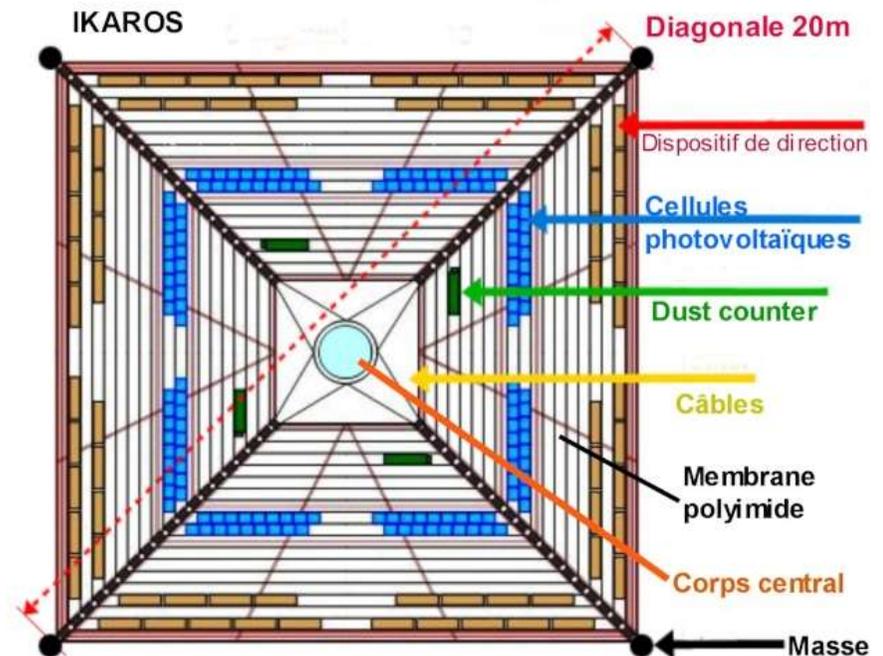
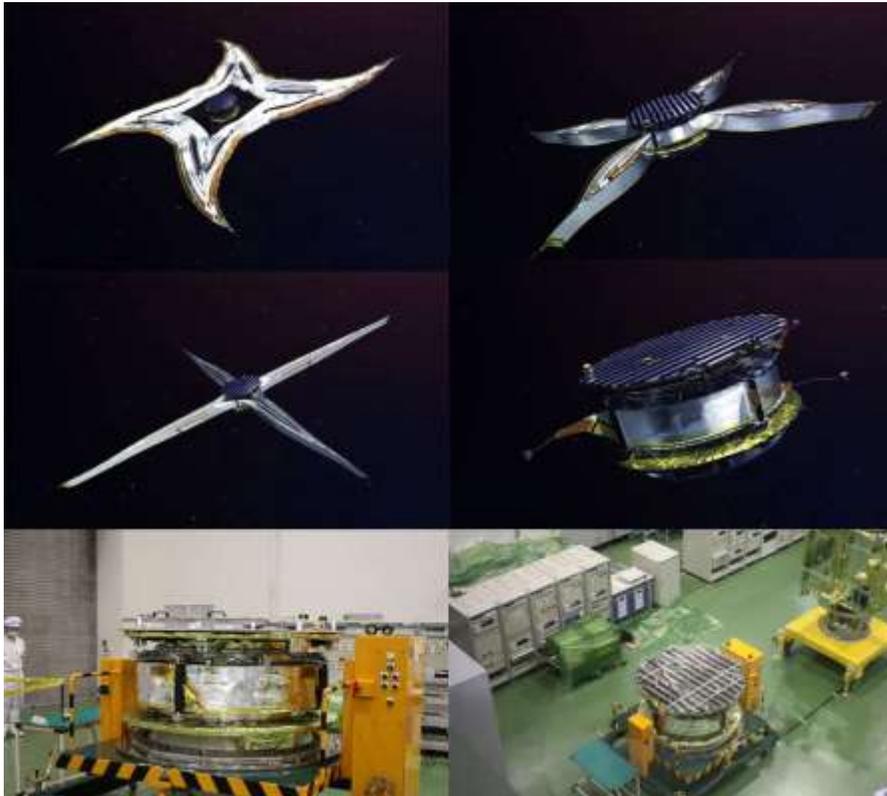
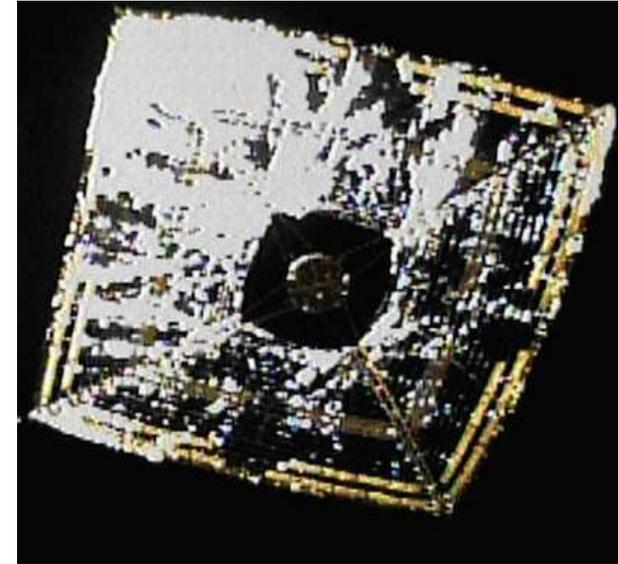
Exemple de la voile solaire IKAROS (JAXA)

Sonde lancée le 20 mai 2010 : transfert vers Venus

Sonde 315 kg dont 15 kg de voile

Voile polyimide 14 x 14 m², 7,5 μm d'épaisseur

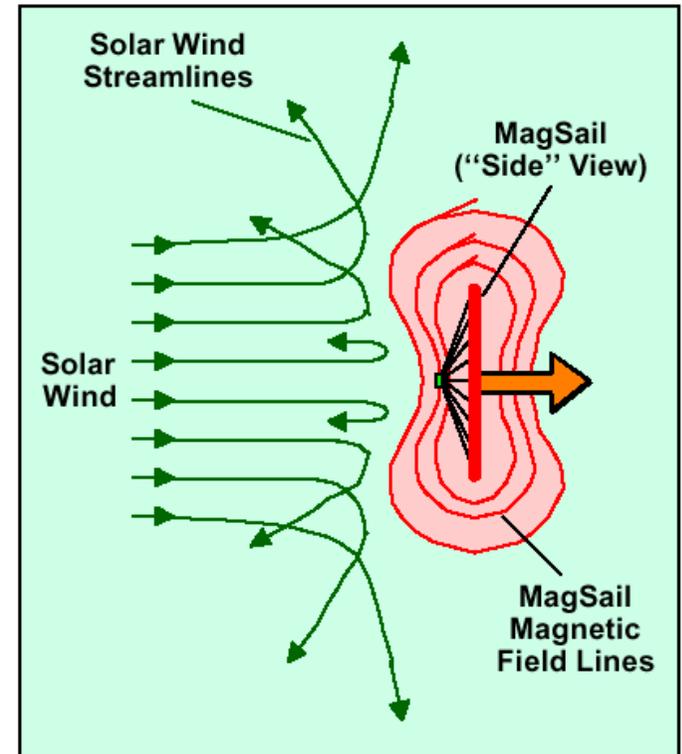
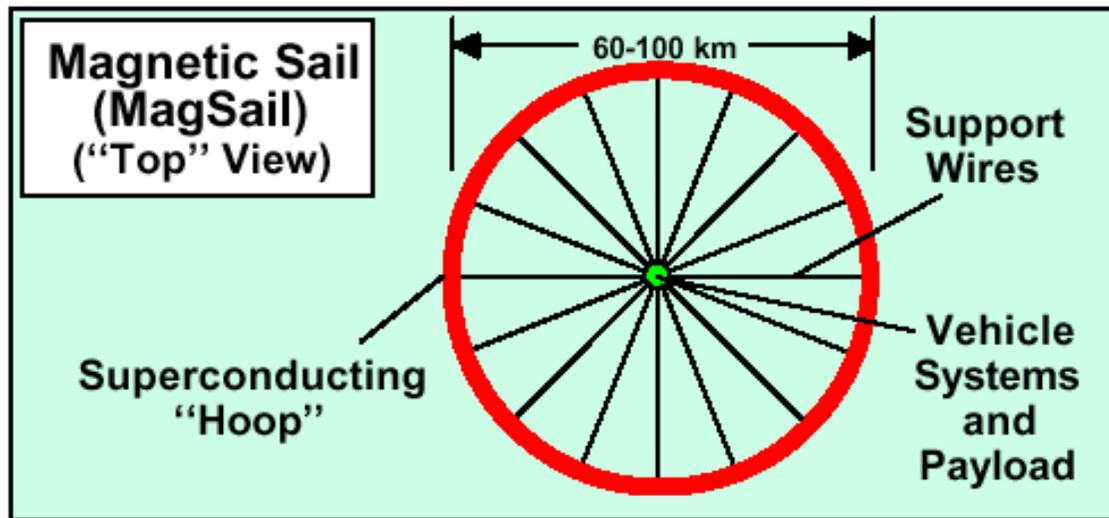
Solutions pour le pilotage très rusées !



Propulsion hélio-dynamique

- **Voile solaire immatérielle électro-magnétique** (Andrews & Zubrin)
 - Champ magnétique créé par une boucle électrique (10^{-5} Tesla)
 - Voile repoussée par le vent solaire
 - Problèmes liés à la dimension et à la thermique

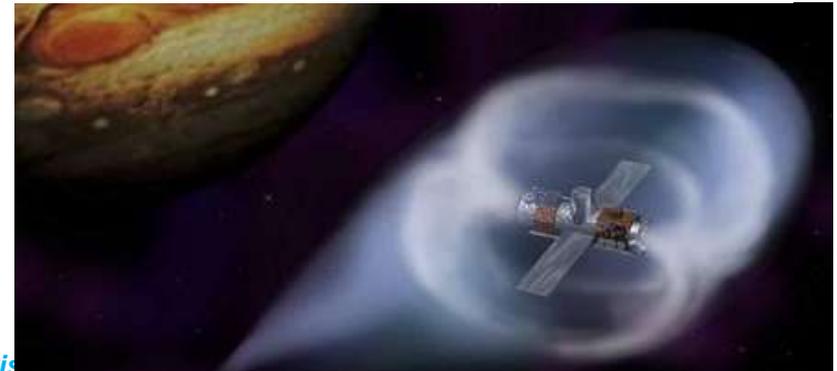
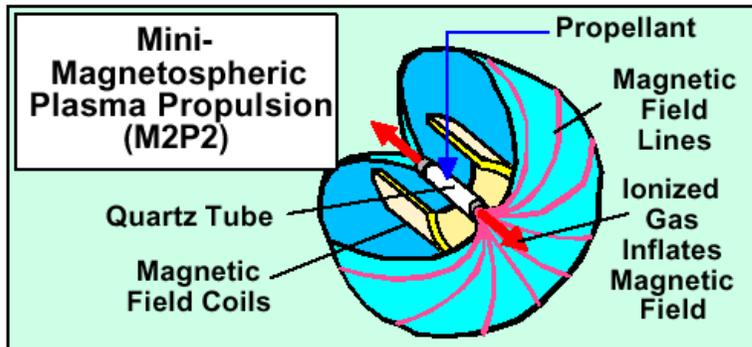
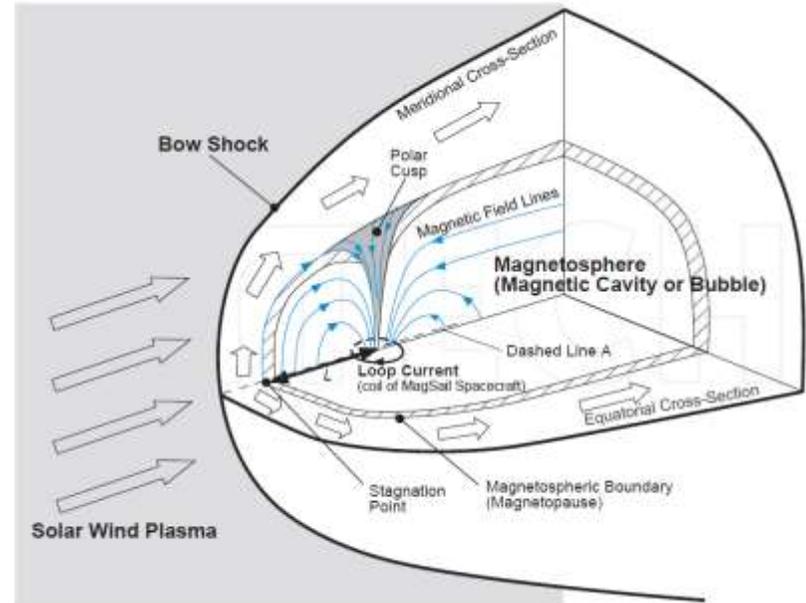
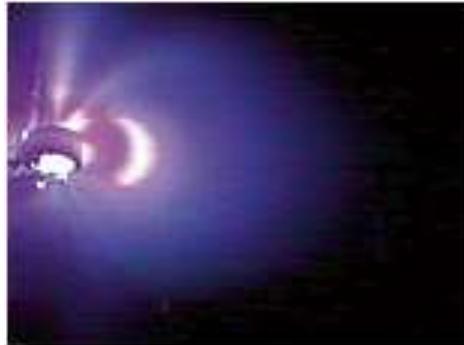
➤ Plus d'études à ce jour sur ce concept



Propulsion hélio-dynamique

- **M2P2 : Mini Magnetospheric Plasma Propulsion** (*Zwinglee*)
 - Génération d'une mini magnétosphère repoussant le vent solaire
 - Démonstration sol : déflexion d'une force de 1 N avec 1 kW électrique
 - Nombreux travaux en cours aux USA
 - Travaux CNES en cours

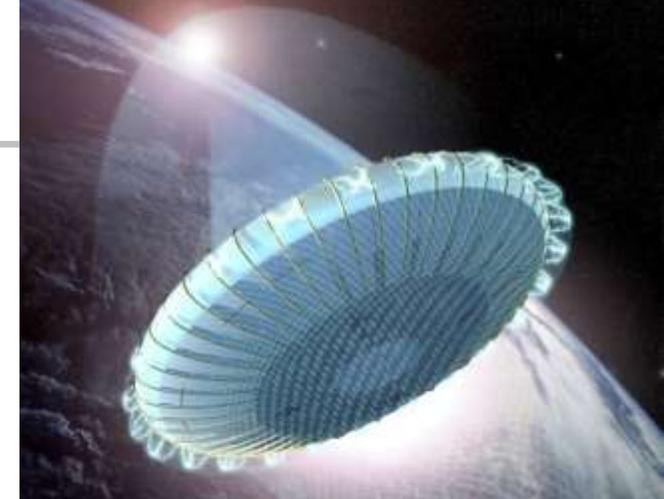
➤ Semble prometteur pour des sondes légères de conception dédiée



Introduction : quelques rappels

- Principes de satellisation
- Principes de propulsion
- Propulsion aérobie
- Propulsion électrique
- Propulsion nucléaire
 - Propulsion nucléo-électrique
 - Propulsion nucléo-thermique
- Propulsion hélio-thermique
- Propulsion hélio-dynamique
- **Propulsion par énergie dirigée**
- Propulsion par câbles
- Concepts avancés
- Conclusions

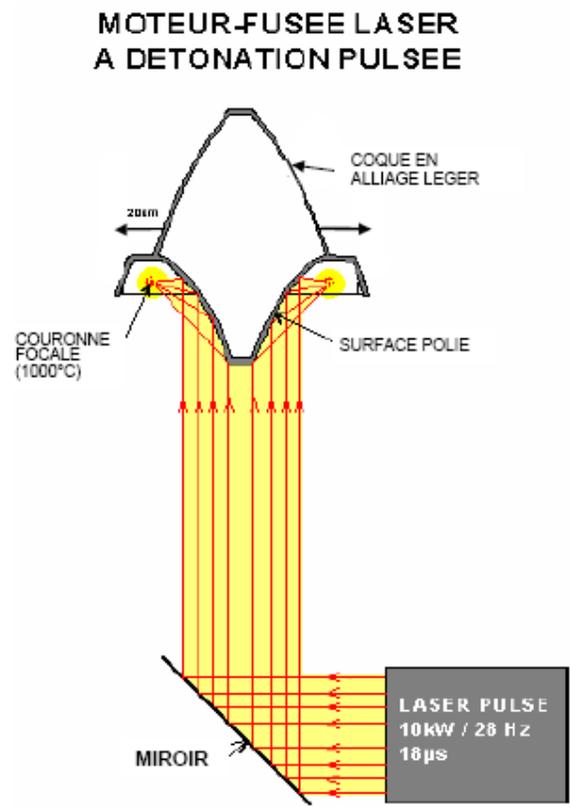
Propulsion par énergie dirigée



Laser ou micro-ondes

- Énergie dirigée depuis le sol ou depuis une orbite basse
- Efficacité remarquable, mais limitation en masse

Très nombreux travaux en cours au CNES



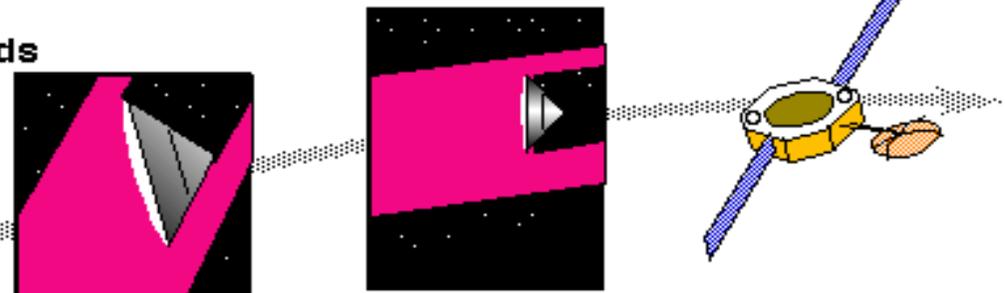
Propulsion par énergie dirigée

➤ Propulsion par ablation laser

Laser Propulsion System: Reference Design

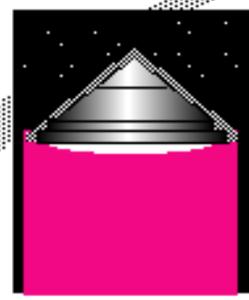
Laser power: 100 MW
 Laser wavelength: 10 microns
 Specific Imp.: 800 seconds
 Thruster Eff.: 40%
 Telescope dia.: 10 meters

Payload in orbit: 150 kg

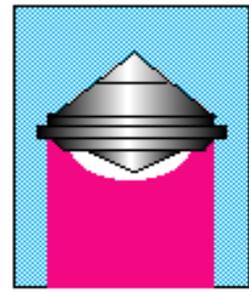


"Burnout" at 1000 km range
 Time to orbit: 750 seconds

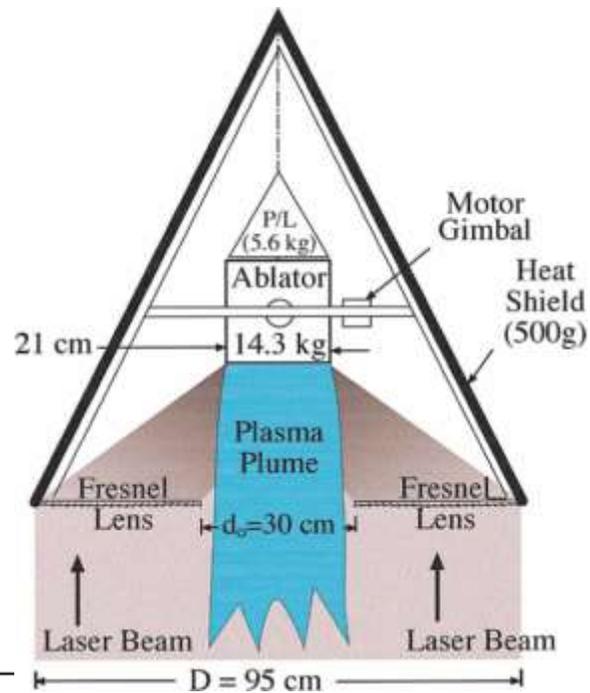
Acceleration downrange: 5–6 degrees max.
 Thrust at up to 60 degrees from laser beam



Vertical ascent to 100 km
 Mass at "turnover" 500 kg

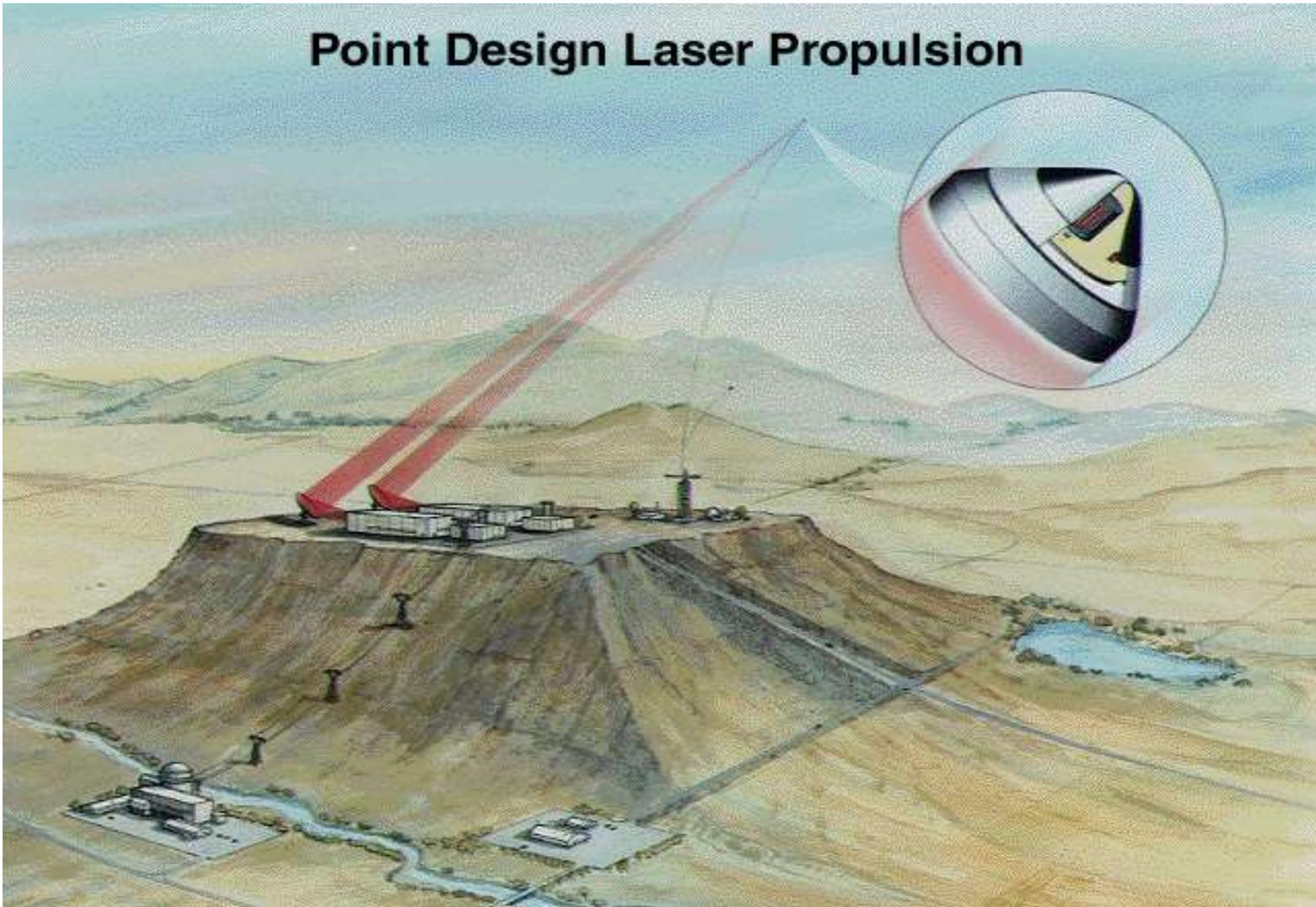


Initial mass: 1000 kg
 Diameter: 2 meters
 Air-breathing mode from launch to 20 km, Mach 2
 (one of many configurations)



Propulsion par énergie dirigée

➤ Propulsion par ablation laser



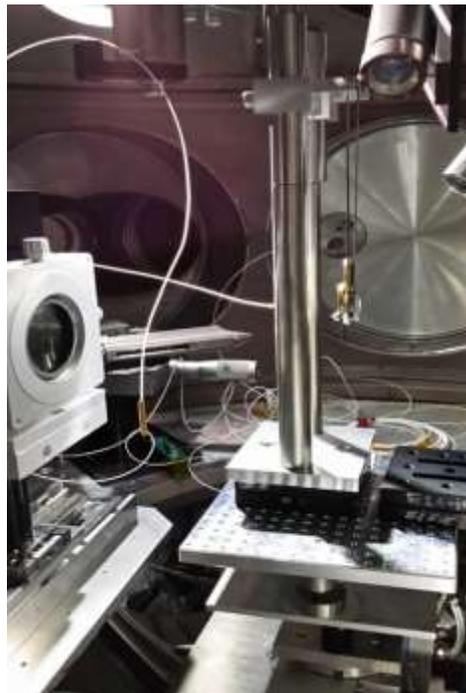
Propulsion par énergie dirigée

➤ Propulsion par ablation laser

Exemple obtenu par Photonics (USA) en coopération avec le CNES, ENSAM, ENSMA, X, CNRS, CEA. Démonstration en vol en cours de définition (laser Polonais)

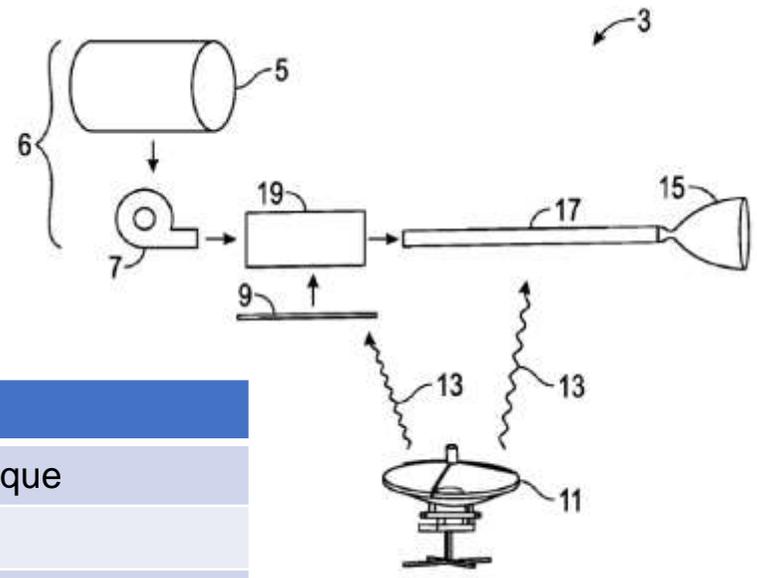


© ENSMA-ENSAM-X-CNES



Propulsion par énergie dirigée

➤ Propulsion par micro-ondes dirigées – Concept Escape Dynamics

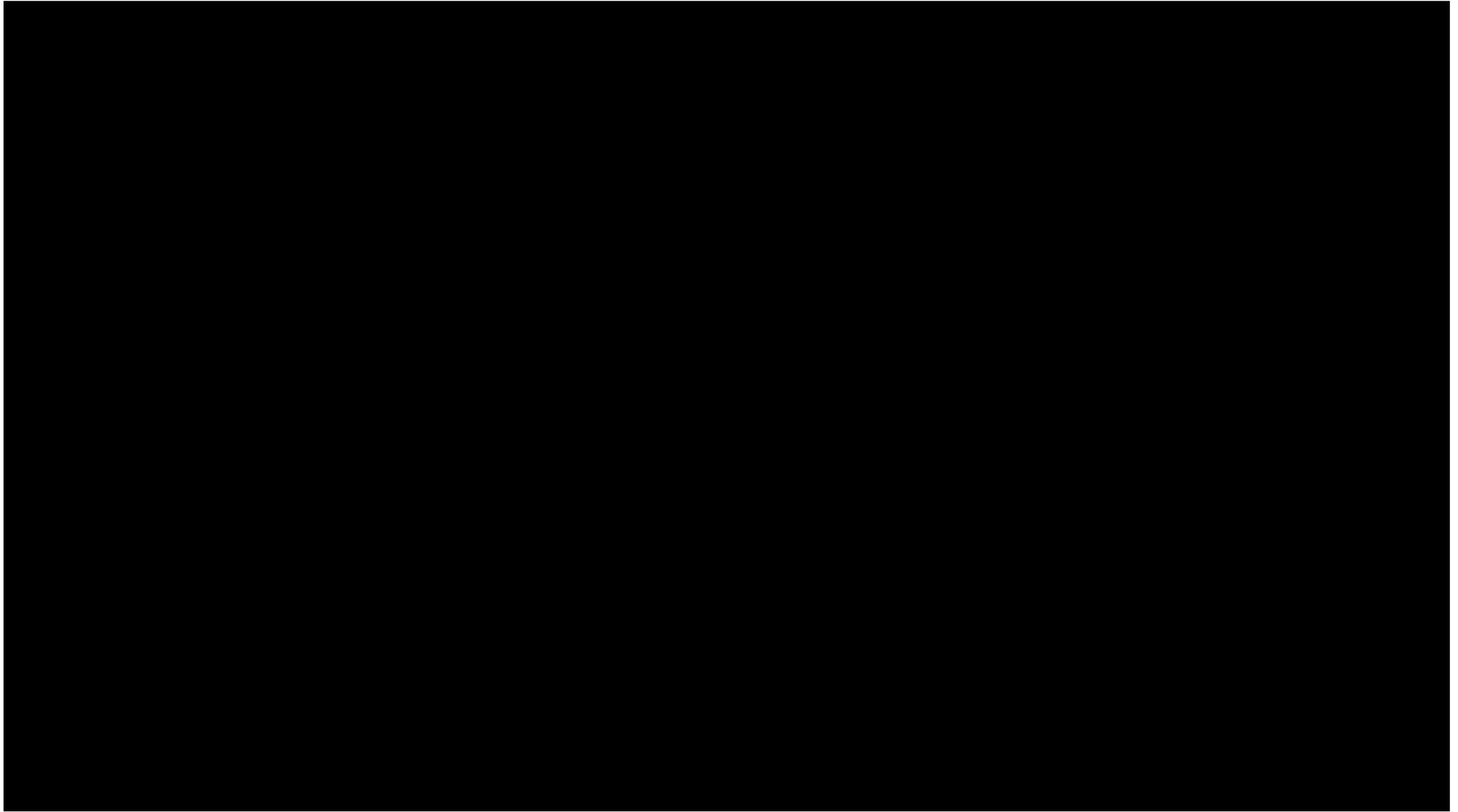


Source: Overview of External Propulsion Launch System, Dmitriy TSELIKHOVICH

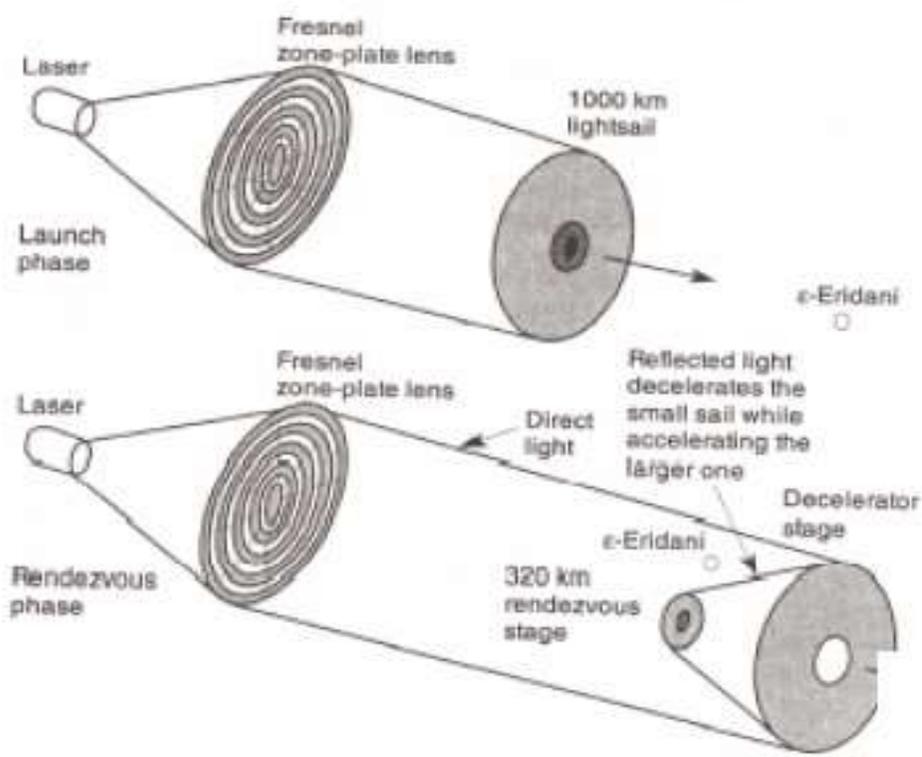
| N° | Détails |
|---------|--|
| 5 | Réservoir Cryogénique |
| 7 | Turbopompe |
| 9 | Échangeur de Chaleur (Matrice Céramique) |
| 19 | Zone de Vaporisation du dihydrogène |
| 17 & 15 | Zone d'échappement & Tuyère |
| 11 & 13 | Émetteur terrestre & Micro-Ondes |

Source: Externally Powered Vehicle Propulsion System, Dmitriy TSELIKHOVICH

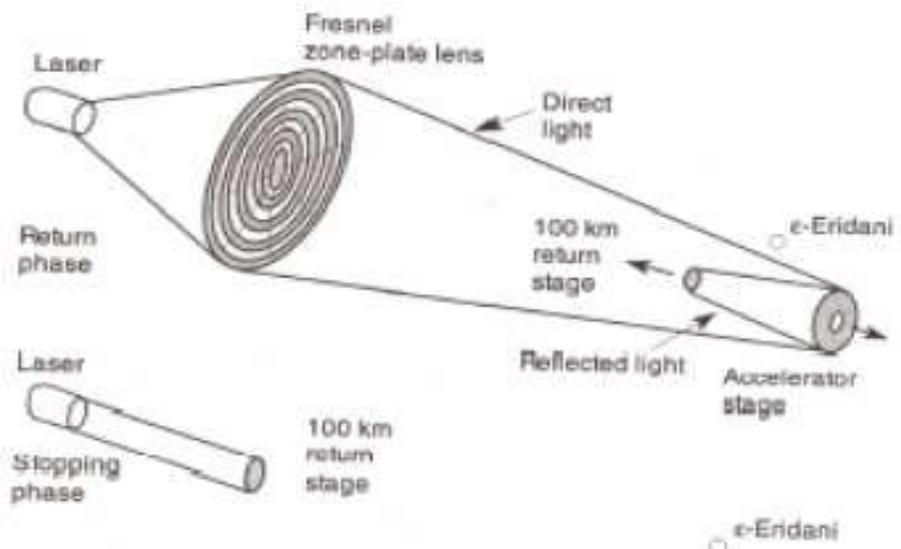
Propulsion par énergie dirigée



Propulsion par énergie dirigée



➤ **Aller-Retour vers ε-Eridani**
(© Forward – Davis - Centauri Dreams)



Introduction : quelques rappels

- Principes de satellisation
- Principes de propulsion
- Propulsion aérobie
- Propulsion électrique
- Propulsion nucléaire
 - Propulsion nucléo-électrique
 - Propulsion nucléo-thermique
- Propulsion hélio-thermique
- Propulsion hélio-dynamique
- Propulsion par énergie dirigée
- **Propulsion par câbles**
- Concepts avancés
- Conclusions

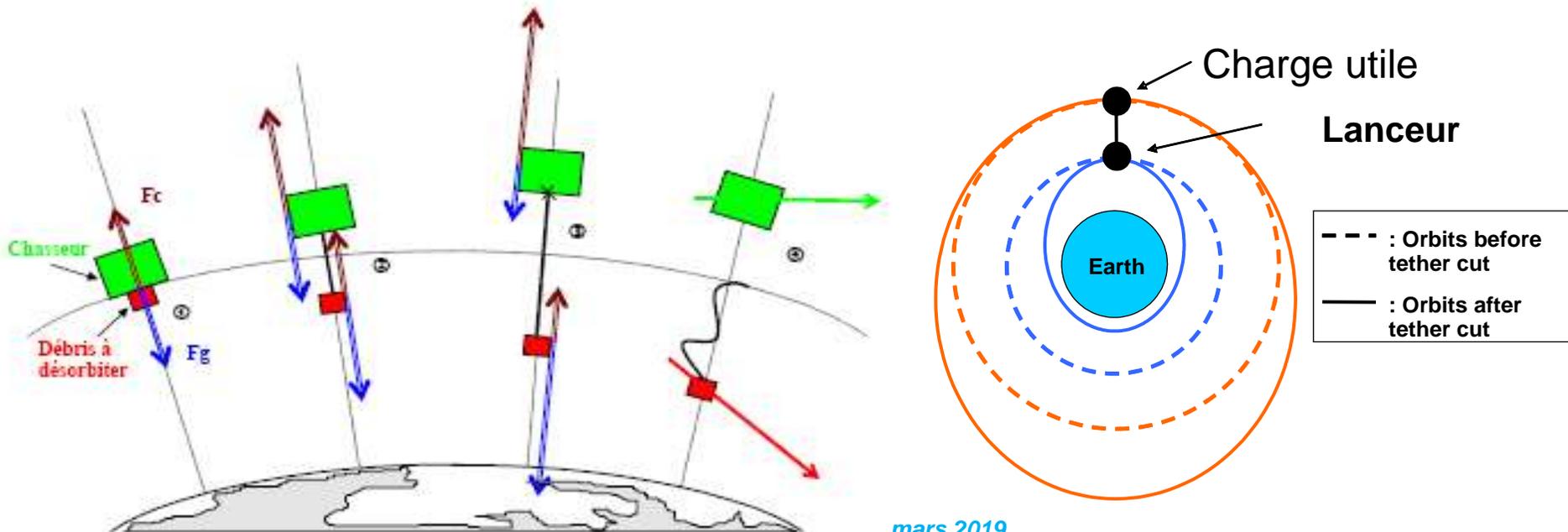
Propulsion par câbles

➤ Transfert orbital par câble passif à transfert de moment cinétique

Déploiement spontané par gradient de gravité

- Instabilité locale : accroissement simultané de l'apogée du chasseur et décroissance du périégée du chassé au moment de la coupure du câble
(Si $M_{\text{Lanceur}} \gg M_{\text{Charge utile}}$, $\Delta \text{Perigée Charge utile} \cong 7 \times \text{Longueur du Câble}$)

- ↪ Très bien connus et fréquemment démontrés en vol (câbles de 30 km)
(Gemini avec Agena (1966), SEDS-1 (1993), SEDS-2, TIPS, OEDIPUS, YES-2...)
- ↪ Prometteur pour le transfert orbites basses → orbites élevées
- ↪ Prometteur pour le nettoyage orbital : diminution du nombre de débris circum-terrestres



Propulsion par câbles

➤ Tethers (câbles) passifs à transfert de moment cinétique

Tethers oscillants :

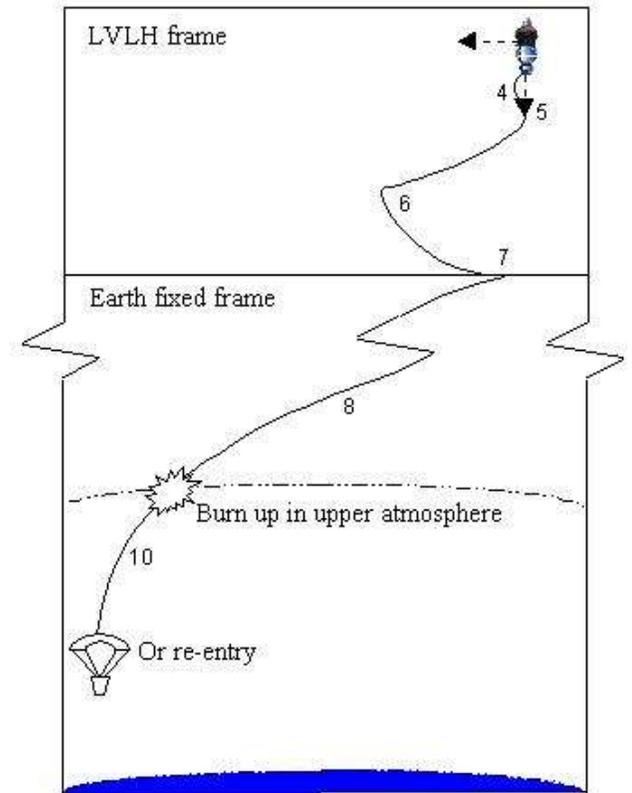
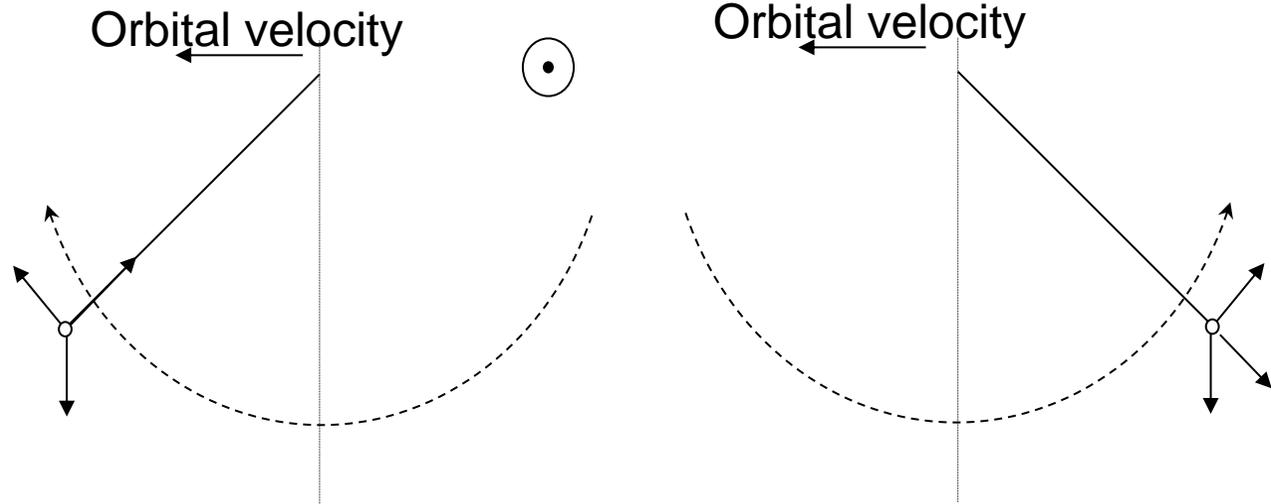
➤ Amélioration via la courbure du câble lié à l'effet Coriolis pendant le déploiement

➤ Démonstration partielle avec l'expérience YES-2

(Si $M_{\text{Chasseur}} \gg M_{\text{Chassé}}$, $\Delta \text{Perigée Chassé} \cong 14 \times \text{Longueur du Tether}$)

➤ Pendule sous gravité locale apparente $\gamma = \frac{3.G.M_{\oplus}.L}{a_0^3}$

➤ Vitesse de « pendulation » supplémentaire



Propulsion par câbles

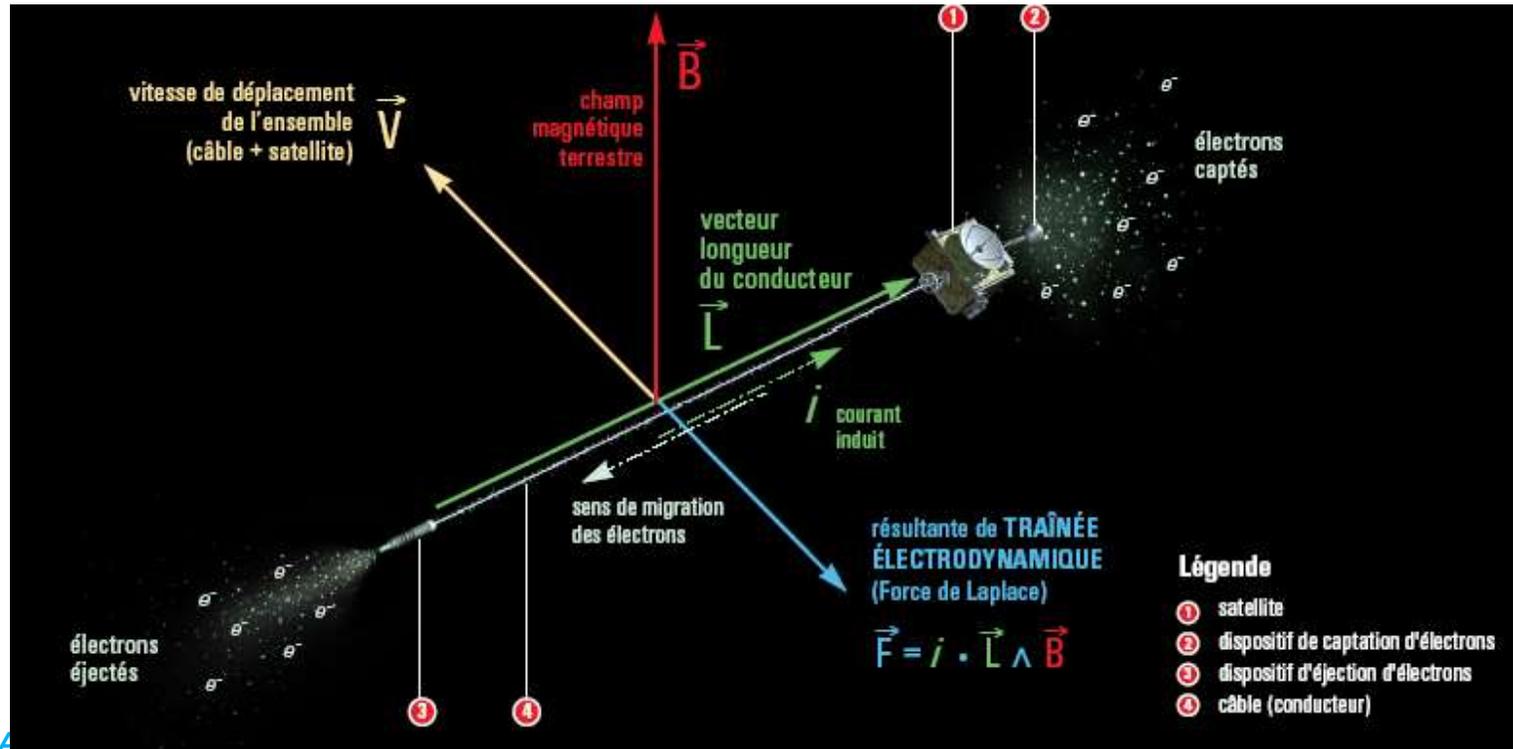
➤ Transfert orbital par câble électrodynamique

. Génération d'une force de Laplace sur un câble conducteur :

- Le câble coupe les lignes de champ magnétique terrestre
- Bouclage d'un circuit électrique par canon à électrons + cathode creuse

⇒ Génération d'une force propulsive fonction du courant induit (Foucault) et de son sens

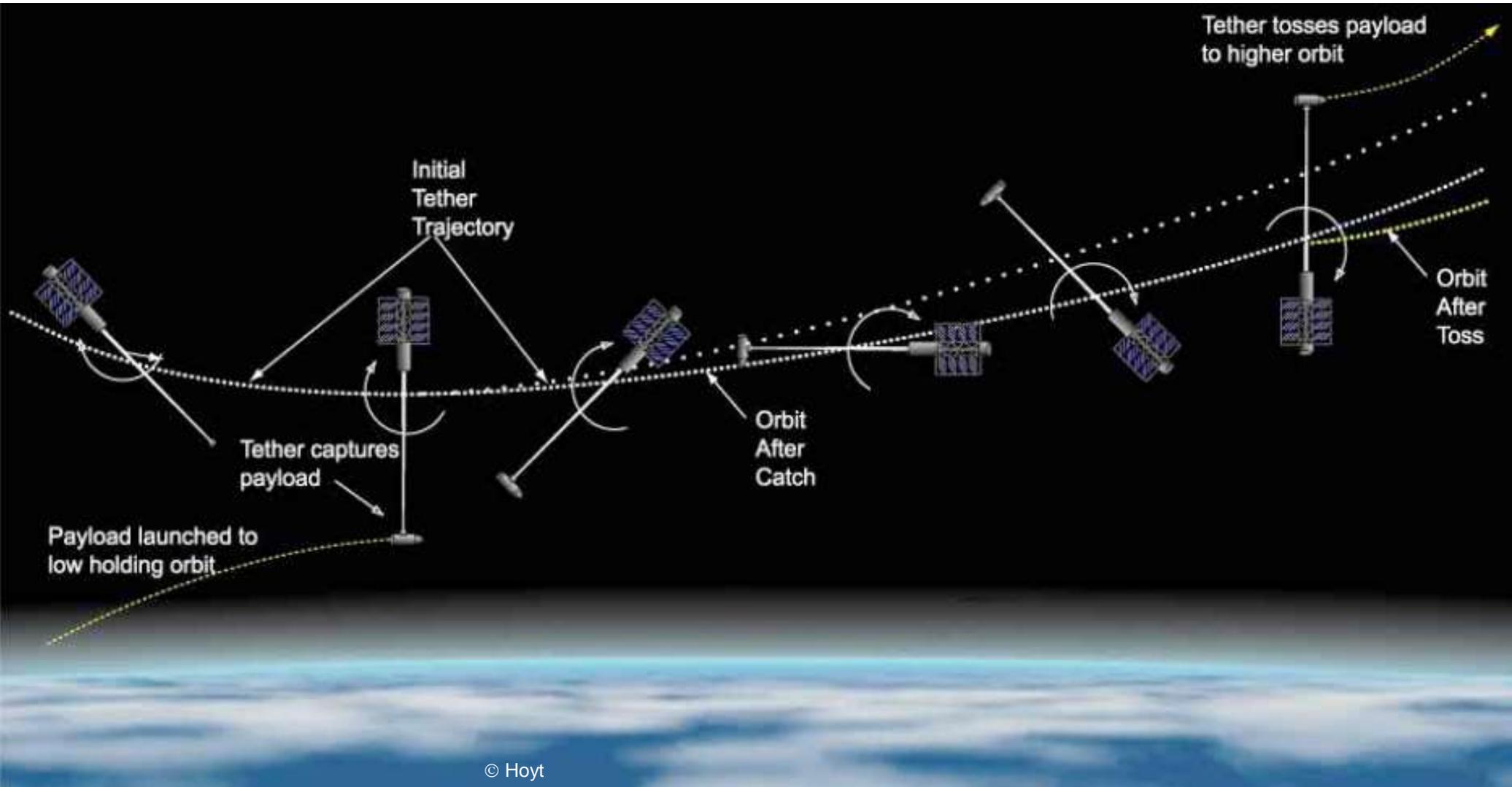
↪ Très prometteur pour le transfert orbital à basse altitude



- Légende**
- ① satellite
 - ② dispositif de captation d'électrons
 - ③ dispositif d'éjection d'électrons
 - ④ câble (conducteur)

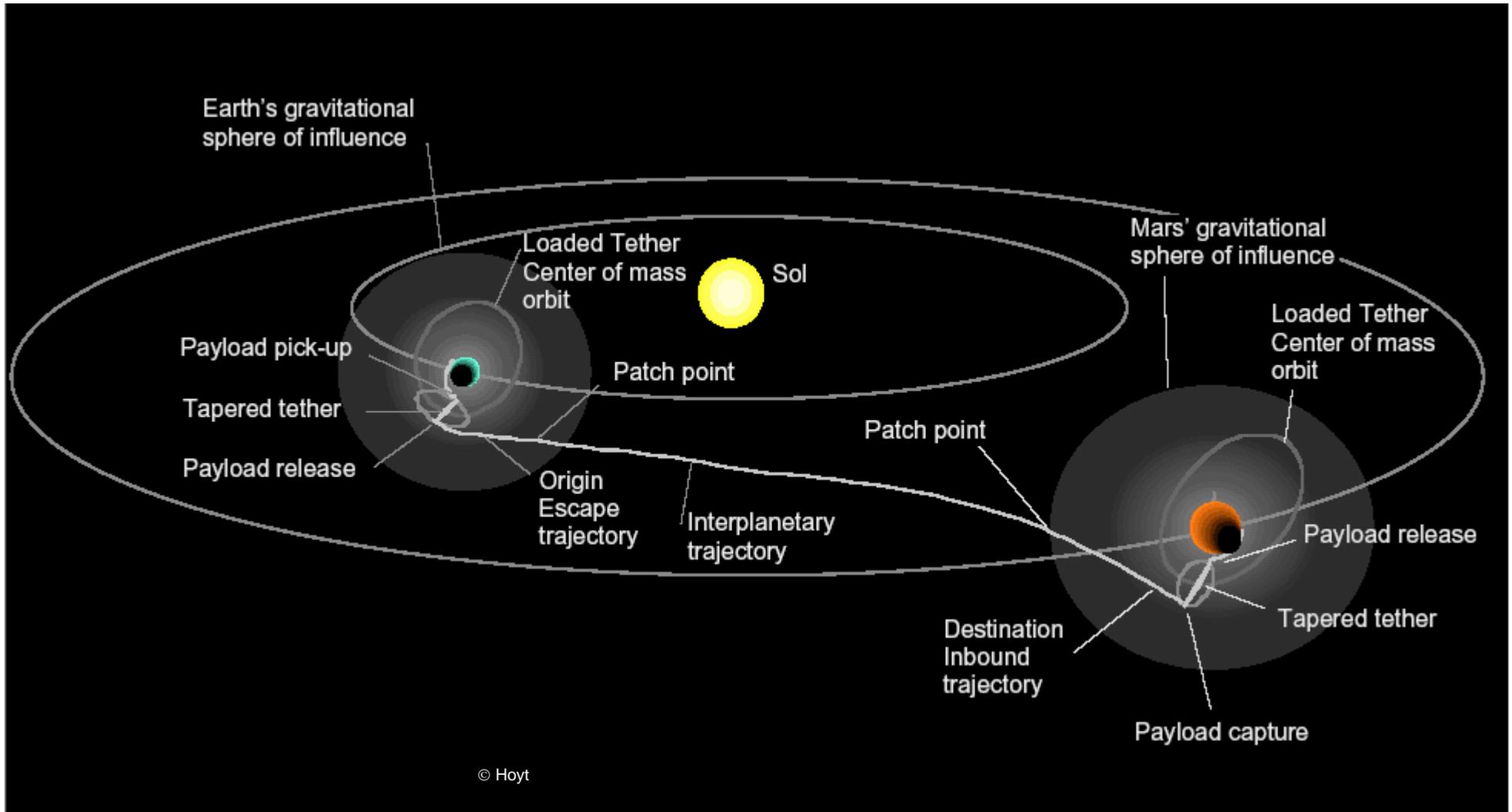
Propulsion par câbles

➤ Transfert orbital par catapulte (MXER – Hoyt)



Propulsion par câbles

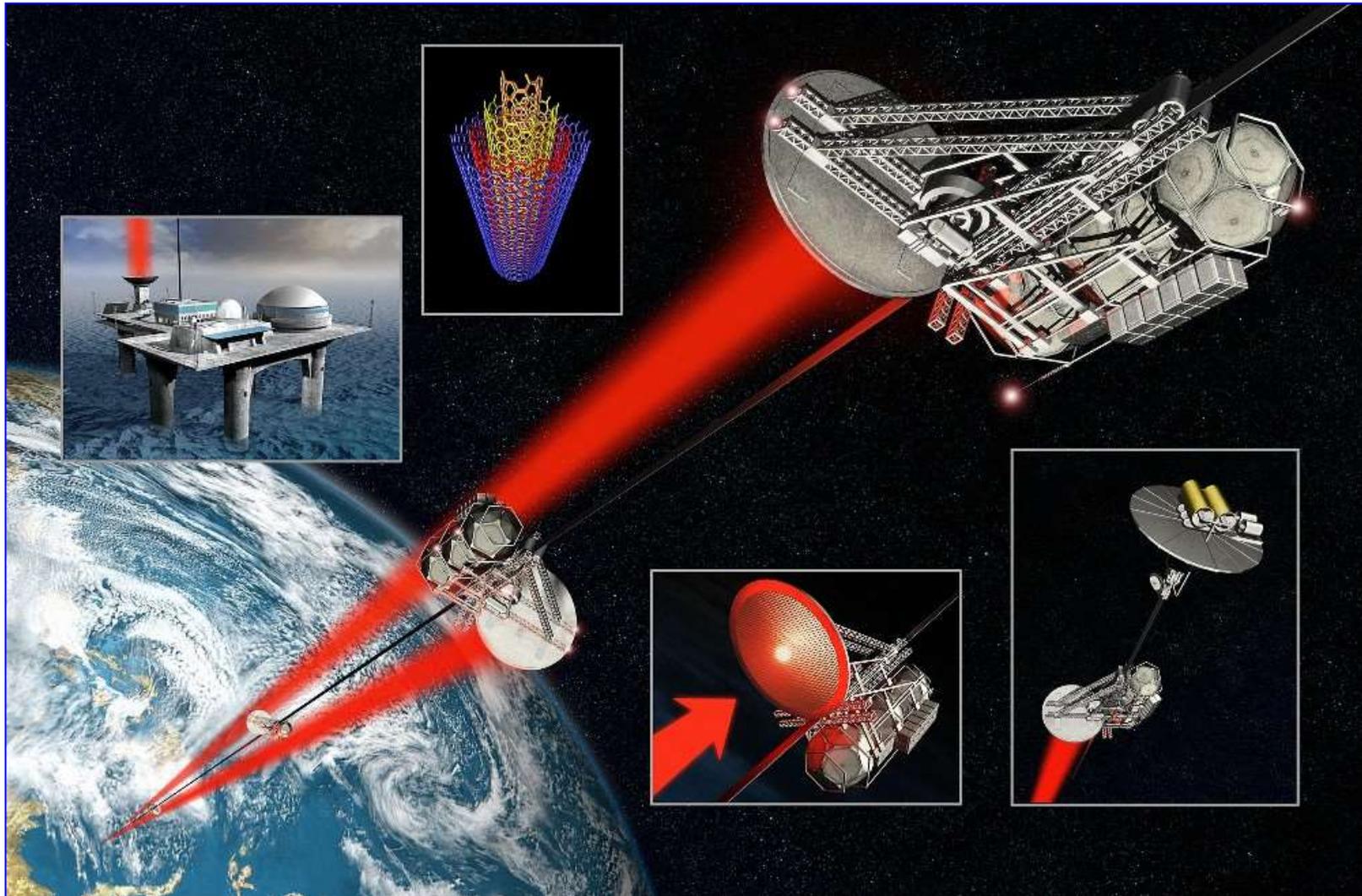
➤ Transfert vers Mars avec un câble (Hoyt)



Propulsion par câbles

➤ Ascenseur Spatial

Nombreux problèmes (débris spatiaux, tenue du câble, transfert de puissance, stabilité...)



Propulsion par câbles

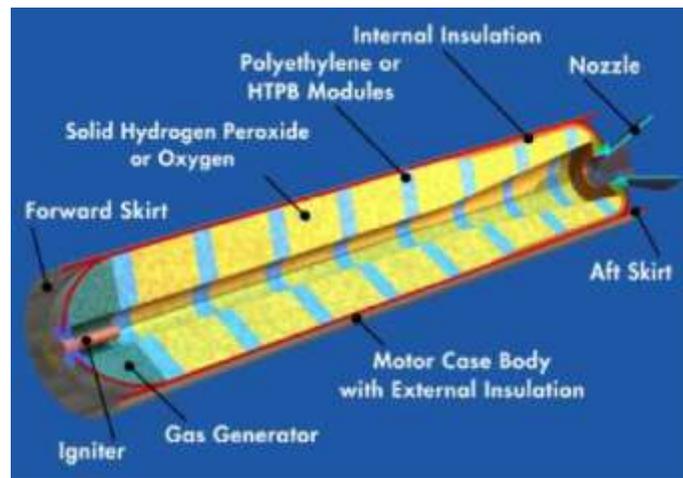
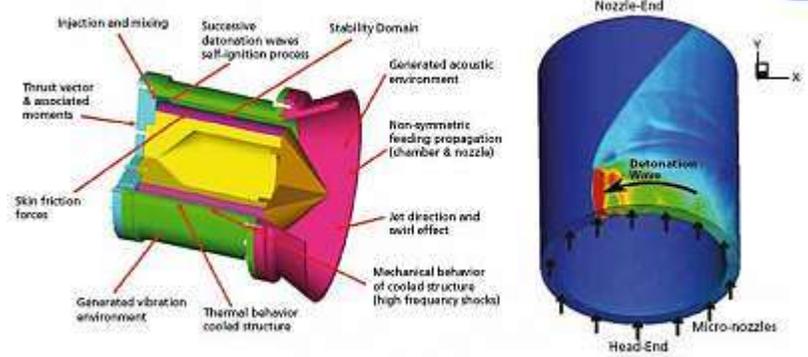
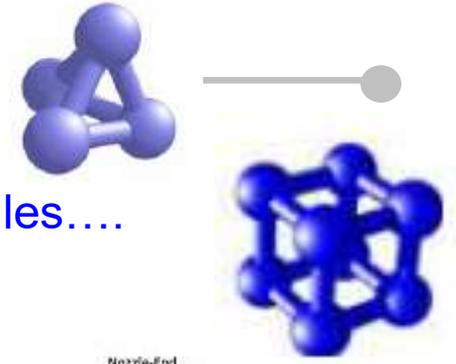


Introduction : quelques rappels

- Principes de satellisation
- Principes de propulsion
- Propulsion aérobic
- Propulsion électrique
- Propulsion nucléaire
 - Propulsion nucléo-électrique
 - Propulsion nucléo-thermique
- Propulsion hélio-thermique
- Propulsion hélio-dynamique
- Propulsion par énergie dirigée
- Propulsion par câbles
- **Concepts avancés**
- Conclusions

Autres systèmes de propulsion :

- Matériaux énergétiques HEDM : Ergols nouveaux – Nouvelles molécules....
 - N4 : d = 2,3 Isp = 445 s ; N8 : d = 2,65 Isp = 530 s
- Canons hypervéloces – Rail guns
- Propulsion solide cryotechnique
- Hydrogène métallique :
 - 216 kJ/g ($H_2-1/2O_2 = 16$ kJ/g)
- Ergols gélifiés, ergols dopé
- Propulsion à détonation pulsée, PDE, PDRE

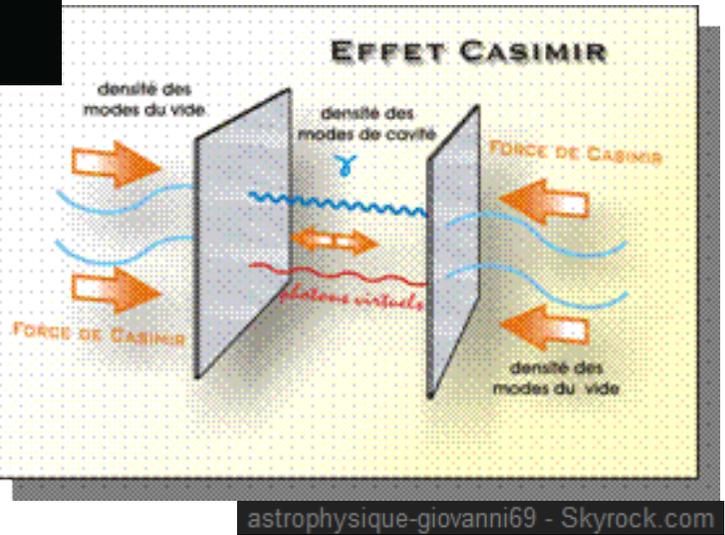
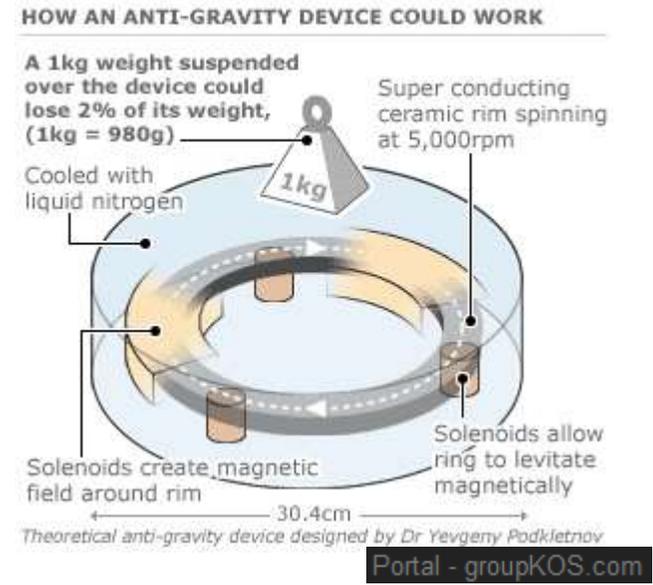
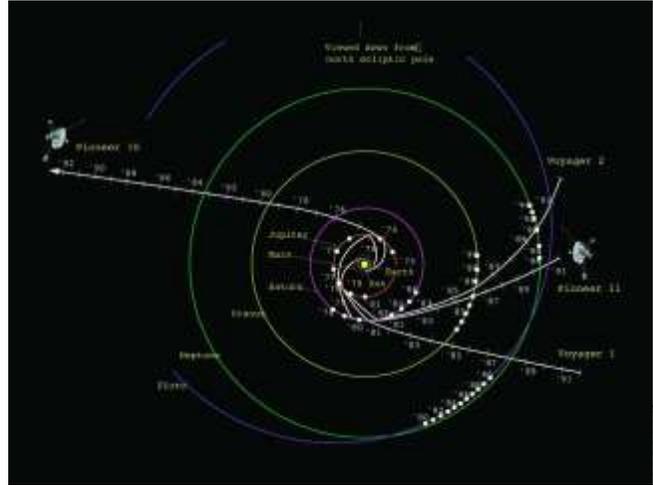


© Bozic - DLR

© Adirim-Lo – Aerospace Institute

➤ Physique avancée :

- . Propulsion par antigravitation (Effet Podkletnov)
- . Energie du vide (Effet Casimir)
- . Anomalies Pioneer
- . Biefeld-Brown, Naudin
- . Matière-antimatière
- . Fusion pulsé Orion
-



Introduction : quelques rappels

- Principes de satellisation
- Principes de propulsion
- Propulsion aérobie
- Propulsion électrique
- Propulsion nucléaire
 - Propulsion nucléo-électrique
 - Propulsion nucléo-thermique
- Propulsion hélio-thermique
- Propulsion hélio-dynamique
- Propulsion par énergie dirigée
- Propulsion par câbles
- Concepts avancés
- **Conclusions**

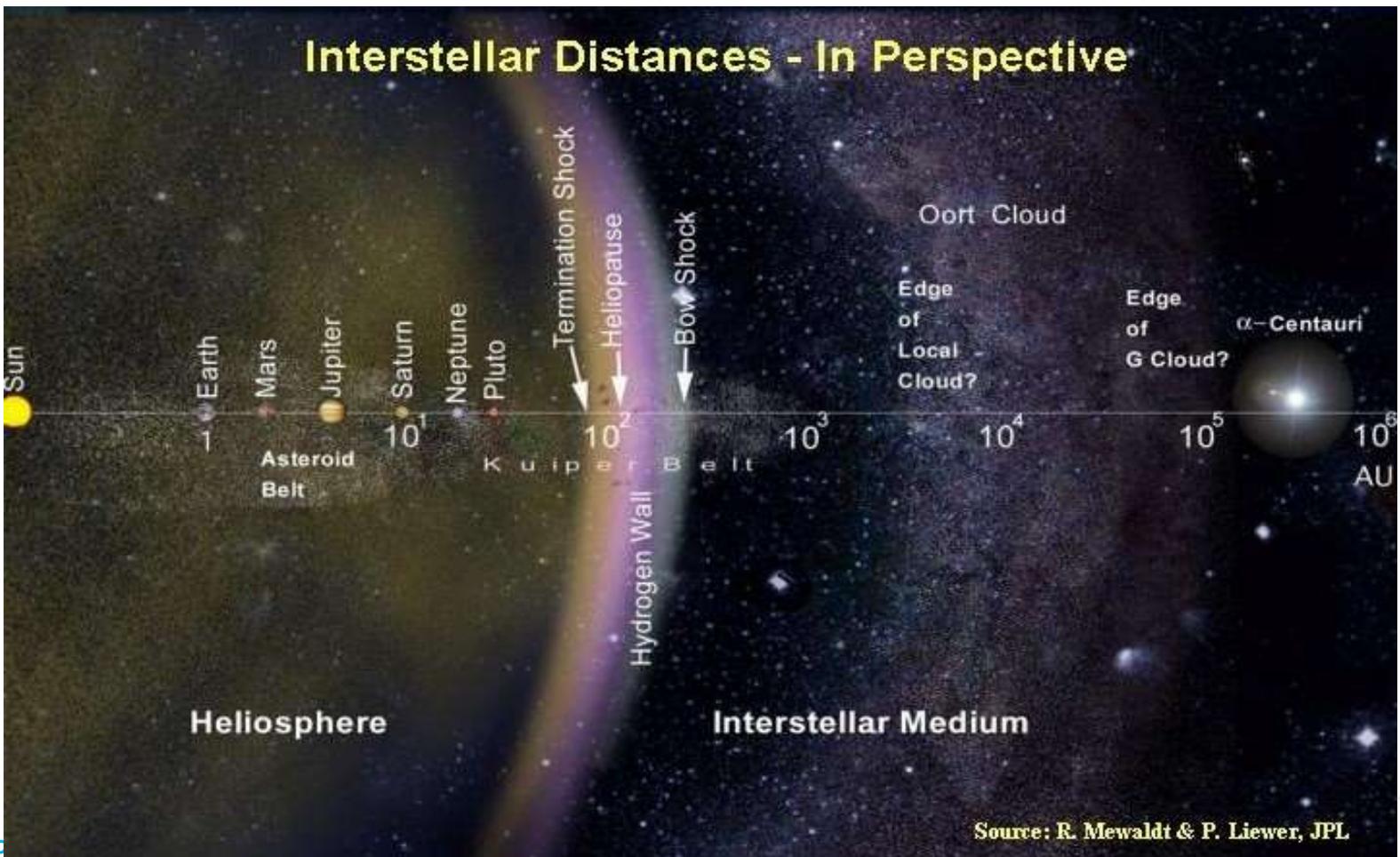
- **1. Très nombreux domaines d'amélioration dans les 50 ans à venir**
 - . Missions, systèmes, cycles, ergols, rendement...
 - . Multidisciplinaire
- **2. Très nombreux travaux en cours dans le Monde**
 - . Manque probable de cohérence de travaux en Europe à ce jour
 - . Néanmoins, quelques niches d'excellence
- **3. Quelques domaines très crédibles**
 - . Matériaux à haute densité d'énergie
 - . Propulsion nucléo-électrique
- **4. Fortement influencé par des paramètres externes**
 - . Orientations politiques, coopérations, compétition...
 - . Volonté d'exploration du système solaire, robotique ou habitée
- ↪ **Certainement un domaine très riche d'avenir aujourd'hui !**

Conclusion

Il faut bien trouver autre chose...

Avec la meilleure propulsion connue ce jour, l'envoi d'1 tonne vers Proxima Centauri en 40 ans requiert une masse d'ergols supérieure à celle de l'univers...

Travail de longue haleine, passionnant, pour tous !



Source: R. Mewaldt & P. Liewer, JPL

Merci de votre attention !

christophe.bonnal@cnes.fr