

# *De la Terre à l'Espace : De Tsiolkovsky à Ariane 5*



*Christophe Bonnal*  
*CNES - Direction des Lanceurs*  
*christophe.bonnal@cnes.fr*

*Kourou, le 14 mars 2006*

## Plan général de la présentation :

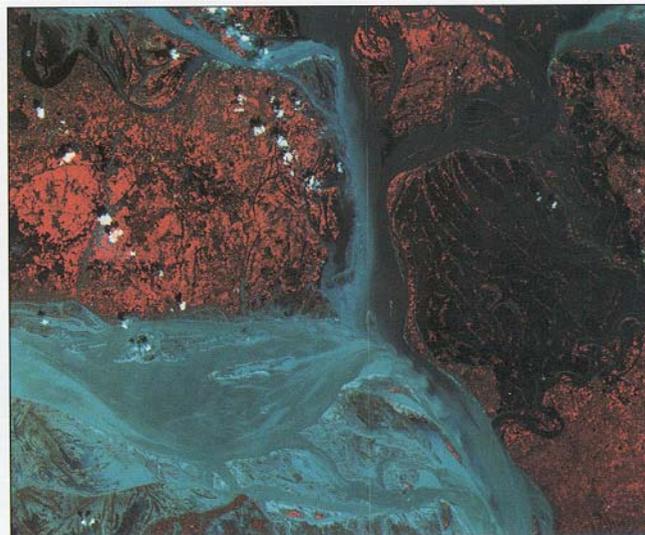
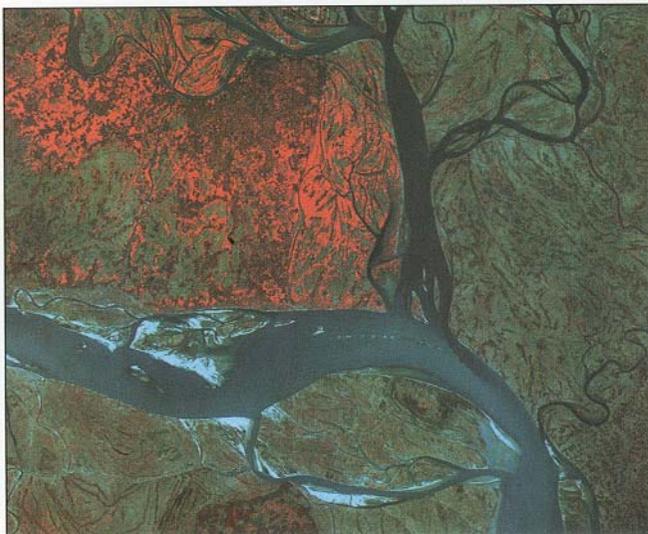
- 1. Pourquoi aller dans l'espace ?*
- 2. Missions principales*
- 3. Principes de satellisation*
- 4. Principes de propulsion*
- 5. Les références européennes*
- 6. La concurrence*
- 7. Quelques avant-projets*
- 8. La propulsion du futur*

## 1. Environnement

⇒ **Support d'aide à la décision sur des enjeux majeurs :**

- . Ressources en eau
- . Changements climatiques
- . Traitement des pollutions
- . Prévision et gestion des crises et des risques naturels

**Pollution marine au large de St Tropez, observée par ERS-1**

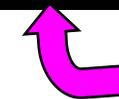
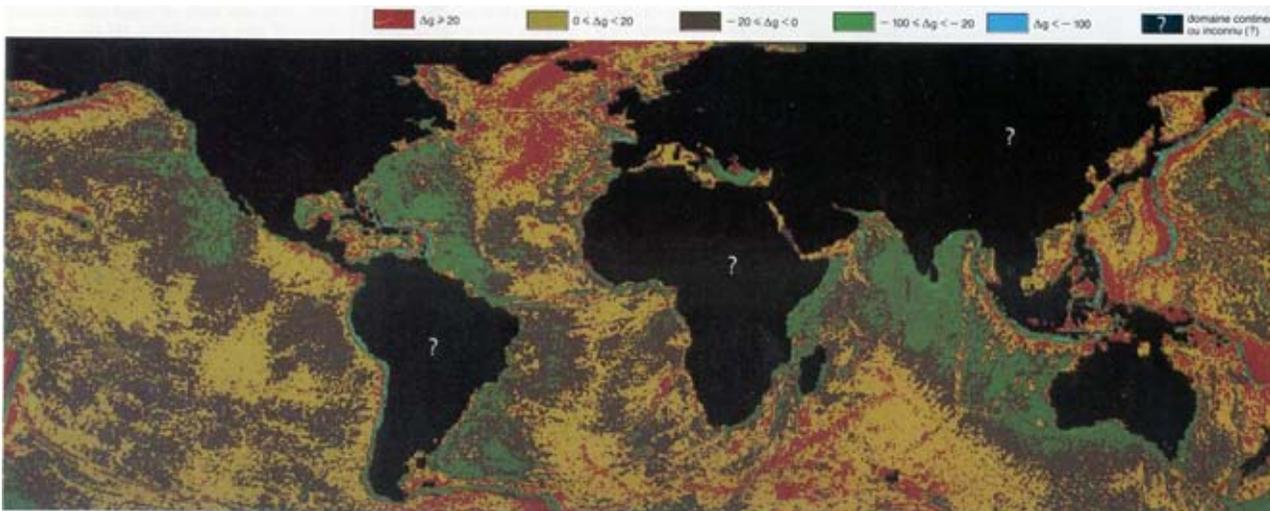


**Inondations au Bangladesh : saison sèche à gauche, crues à droite (image Spot)**

## 2. Science

⇒ **Contribution fondamentale aux recherches relatives à :**

- . L'exploration de l'univers
- . La connaissance de la Terre
- . L'origine de la vie
- . La physique fondamentale
- . L'exploration planétaire (notamment Mars)



Nébuleuse Eskimo

Carte de Gravimétrie



## 3. Société de l'information et de la mobilité

⇒ *Préparation et utilisation des technologies du futur :*

- . Diffusion multimedia point / multipoints
- . Outils de positionnement et de navigation
- . Applications associées
- . Technologies des télécommunications



Intelsat 901



Cospas-Sarsat





***L'utilisation de l'Espace est omniprésente et vitale***

***L'accès à l'Espace est fondamental et stratégique***

### 1. **Orbite géostationnaire GEO (Geostationary Earth Orbit)**

« **un satellite GEO semble toujours immobile à la verticale d'un lieu donné** »

. 1<sup>ère</sup> loi de Kepler : latitude constante  $\Rightarrow$  latitude nulle  $\Rightarrow$  orbite équatoriale

. 2<sup>ème</sup> loi de Kepler : pas de mouvement apparent  $\Rightarrow$  orbite circulaire

. 3<sup>ème</sup> loi de Kepler : période égale à celle de la Terre soit

$T = 23 \text{ heures } 56 \text{ minutes } (86.160 \text{ secondes}) \Rightarrow a = 42.164 \text{ km}$

$\Rightarrow$  **l'altitude d'un satellite GEO est**  $a - R = 35.786 \text{ km} \approx \mathbf{36.000 \text{ km}}$

*Applications* : téléphone, télévision, radio, communications, météo...

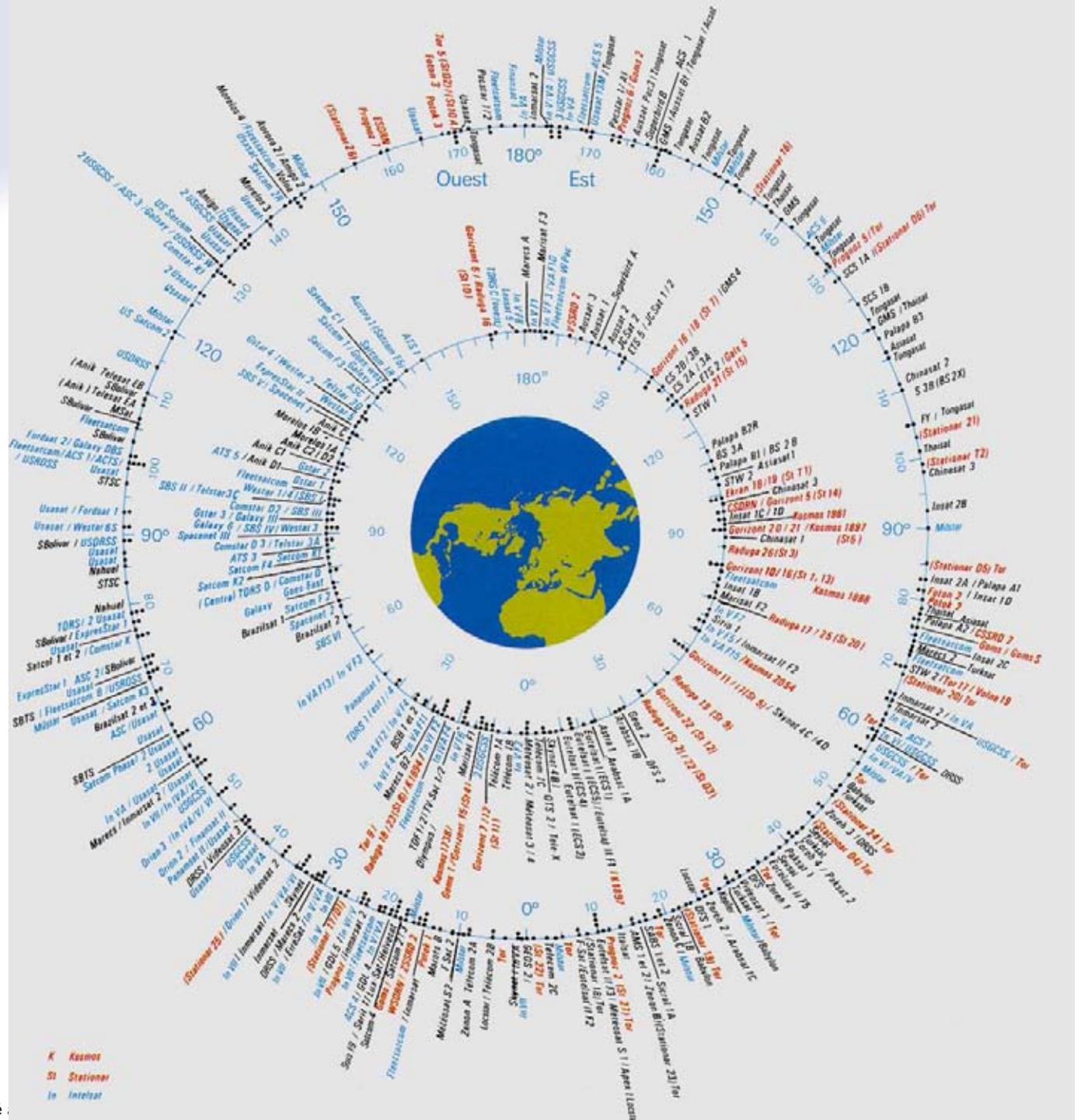
*Exemples* : Familles ASTRA, Hot-Bird, Intelsat, Telecom, Meteosat...

$\Rightarrow$  c'est le premier marché du spatial

$\Rightarrow$  dernier recensement : 1124 objets en GEO dont 346 contrôlés

# 1. GEO

Carte des satellites  
GEO enregistrés

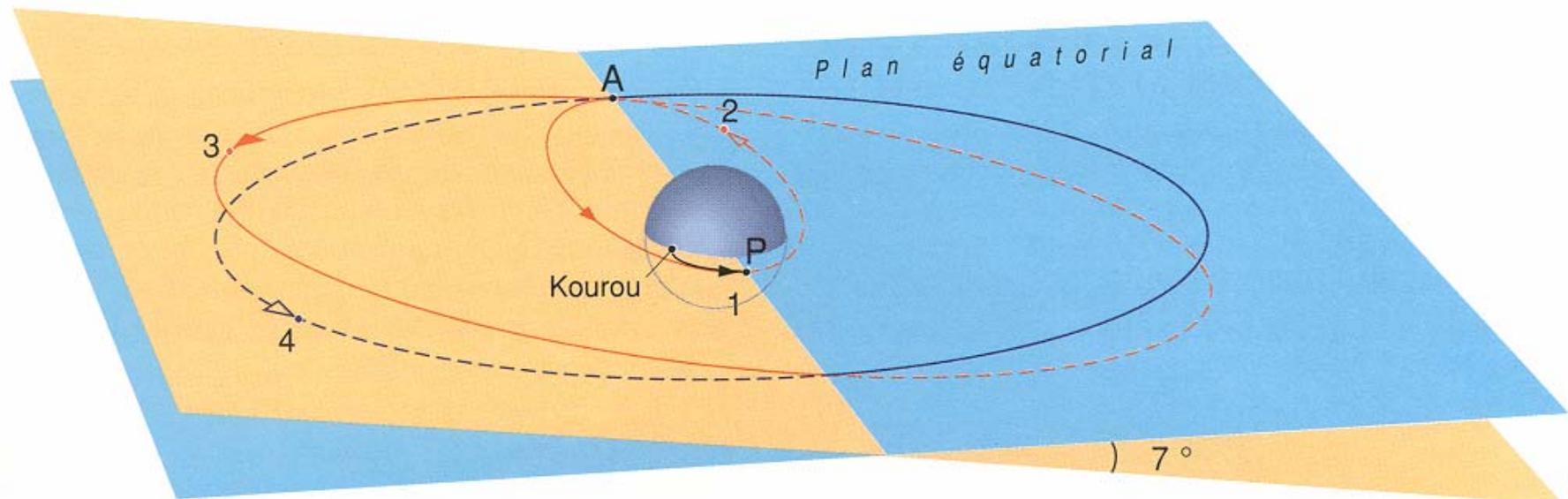


### 2. *Orbite de Transfert géostationnaire GTO (Geostationary Transfer Orbit)*

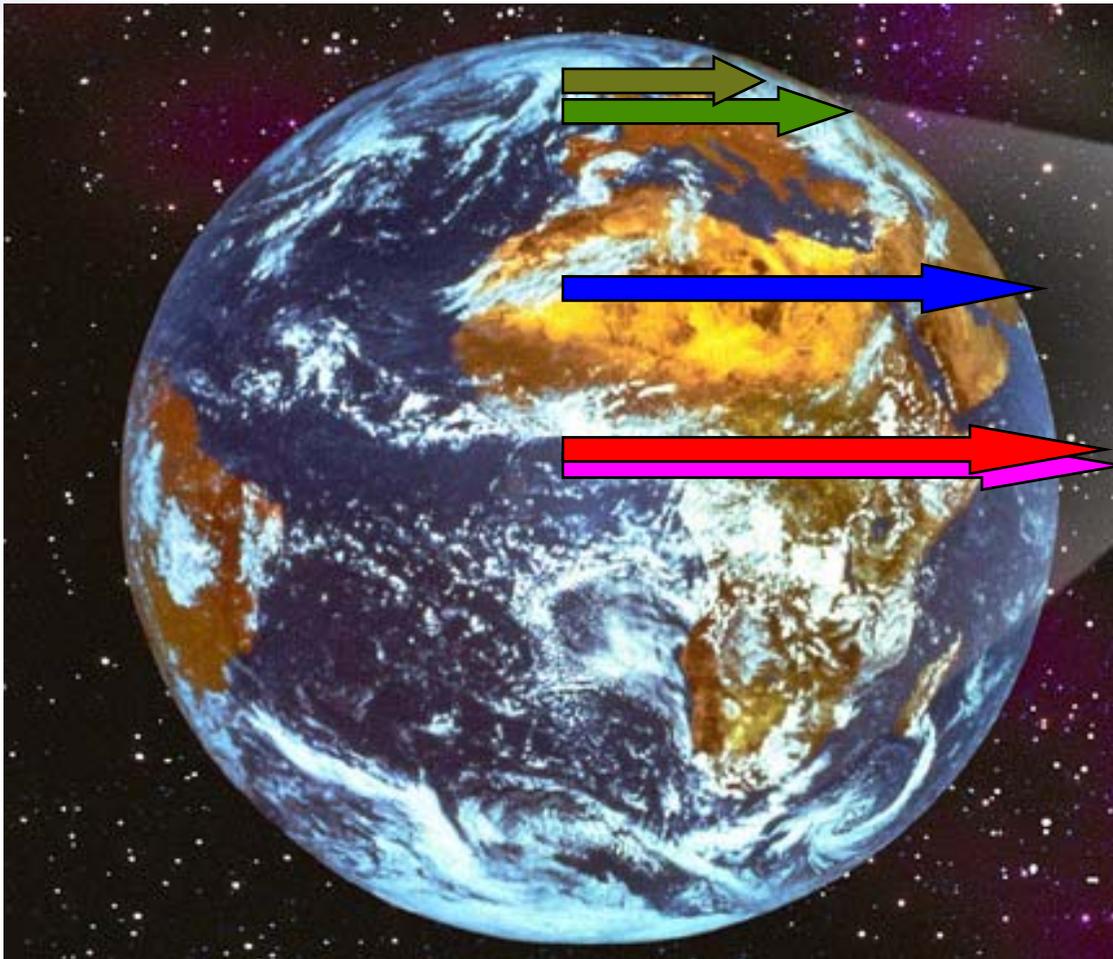
⇒ **c'est l'orbite la plus fréquemment visée par les fusées**

- . les fusées injectent les satellites en GTO
- . les satellites doivent ensuite se circulariser pour arriver en GEO
- ↳ Incrément de vitesse  $\Delta V = 1480$  m/s (Sea Launch) à 2430 m/s (Baikonour)

⇒ gamme d'orbites d'apogée 35.786 km, de périqée bas (200 à 1000 km)



⇒ *Effet de la latitude du lieu pour un tir en GTO* : impact sur le lanceur



Plesetsk ( $62,7^\circ$ ) :  $V_{\oplus} = 213$  m/s  
 Baïkonour ( $51,6^\circ$ ) :  $V_{\oplus} = 288$  m/s

Cap Kennedy ( $28,5^\circ$ ) :  $V_{\oplus} = 408$  m/s

Kourou ( $5,2^\circ$ ) :  $V_{\oplus} = 462$  m/s  
 Sea Launch ( $0^\circ$ ) :  $V_{\oplus} = 464$  m/s

La rotation de la terre apporte une vitesse initiale utile en mission GTO, gênante en missions polaire ou SSO !

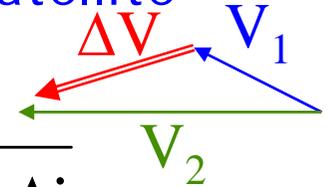
⇒ **Effet de la latitude du lieu pour un tir en GTO** : impact sur le satellite

. vitesse à l'apogée GTO (200 x 35800) :  $V_1 = 1597$  m/s

. vitesse requise pour l'orbite GEO :  $V_2 = 3074$  m/s

↳ correction par le satellite :  $\Delta V = \sqrt{V_1^2 + V_2^2 - 2 \cdot V_1 \cdot V_2 \cdot \cos \Delta i}$

↳ manœuvre très coûteuse pour un satellite (besoin  $\approx 50$  m/s /an)



Exemples :

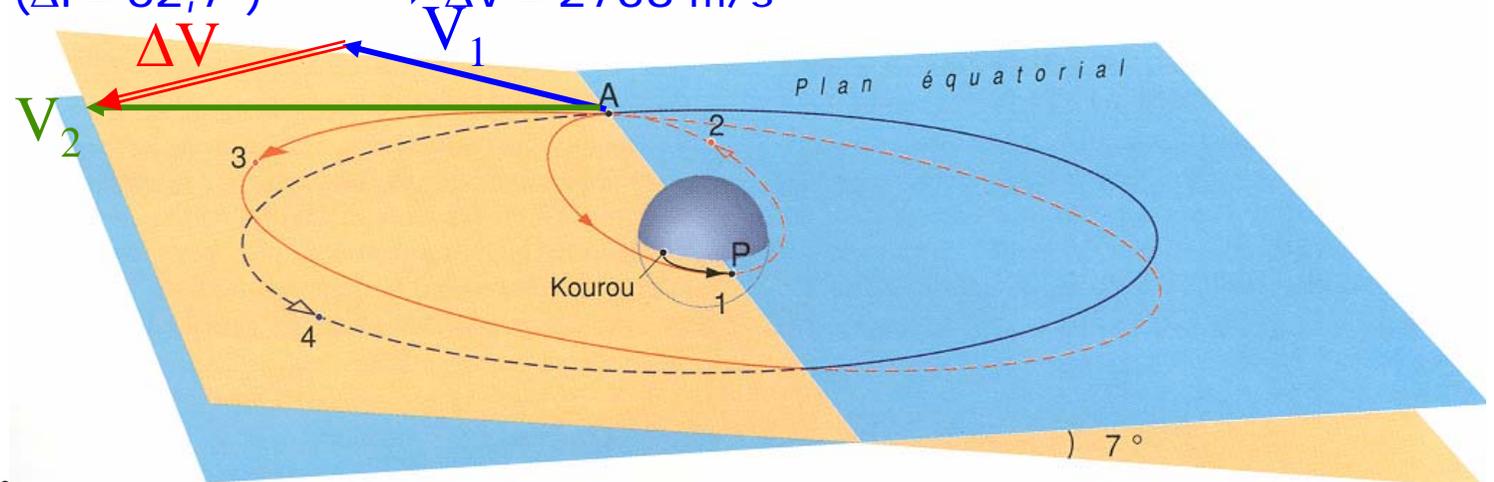
Sea Launch ( $\Delta i = 0^\circ$ ) ⇒  $\Delta V = 1477$  m/s

Kourou ( $\Delta i = 7^\circ$ ) ⇒  $\Delta V = 1501$  m/s

Cap Kennedy ( $\Delta i = 28,5^\circ$ ) ⇒  $\Delta V = 1836$  m/s

Baïkonour ( $\Delta i = 51,6^\circ$ ) ⇒  $\Delta V = 2429$  m/s

Plesetsk ( $\Delta i = 62,7^\circ$ ) ⇒  $\Delta V = 2738$  m/s



↳ Kourou fait gagner de nombreuses années à iso définition satellite

### 3. Orbite héliosynchrone SSO (Sun Synchronous Orbit)

. La Terre a une forme un peu aplatie (terme en J2)

. Cet effet modifie la forme des orbites en faisant tourner le plan de l'orbite

$$\rightarrow \text{précession du nœud ascendant } \Omega : \quad \dot{\Omega}(\text{°} / j) = 9,97 \cdot \left( \frac{R_{\oplus}}{a} \right)^2 \cdot \cos i$$

. On synchronise la rotation du plan orbital et celle de la Terre autour du Soleil

$\rightarrow$  altitude  $\approx$  600 à 1000 km circulaire, inclinaison  $\approx$  97 à 99 °

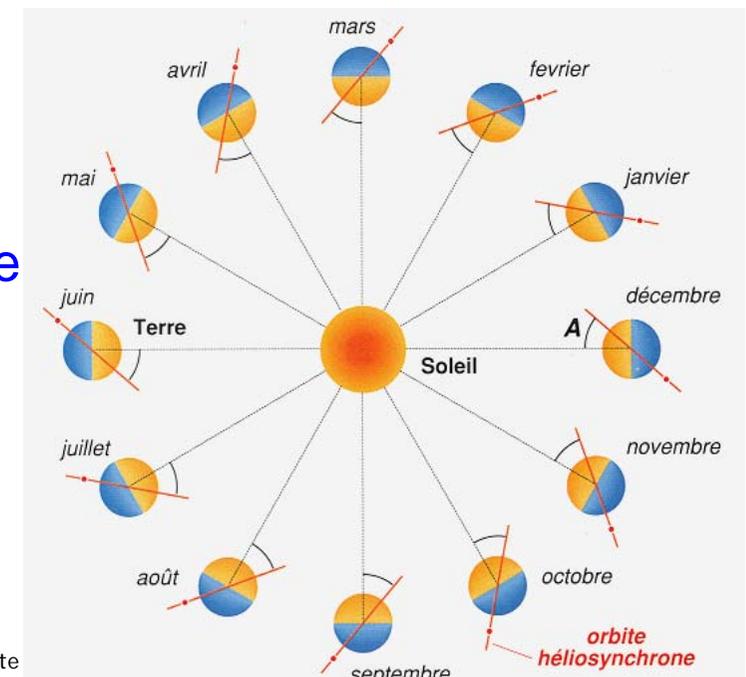
$\Rightarrow$  un satellite SSO présente toujours  
le même angle Soleil - Plan orbital - Terre

*Applications :*

observation de la terre, météo, écologie, militaire

*Exemples :*

famille SPOT, Helios, Envisat, famille ERS



### 4. Constellations LEO

- . Gamme d'orbites basses (1000 à 2000 km) fortement inclinées ( $70^\circ$  ou plus)

  - période courte ( $\approx 1$  heure 30)

  - très bonne couverture mondiale

- . Constellations = réseaux de satellites

  - ⇒ Marché très prometteur jusqu'en 2000, semble en panne aujourd'hui

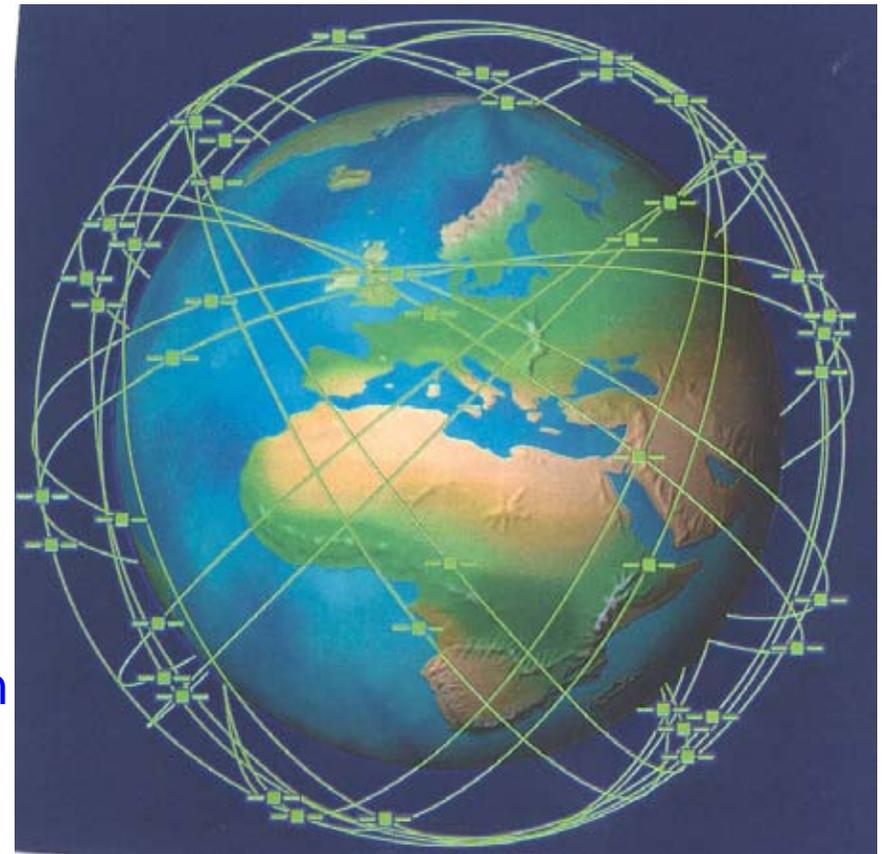
  - ⇒ Résurgence possible avec Internet

*Applications :*

communications, téléphonie mobile, localisation

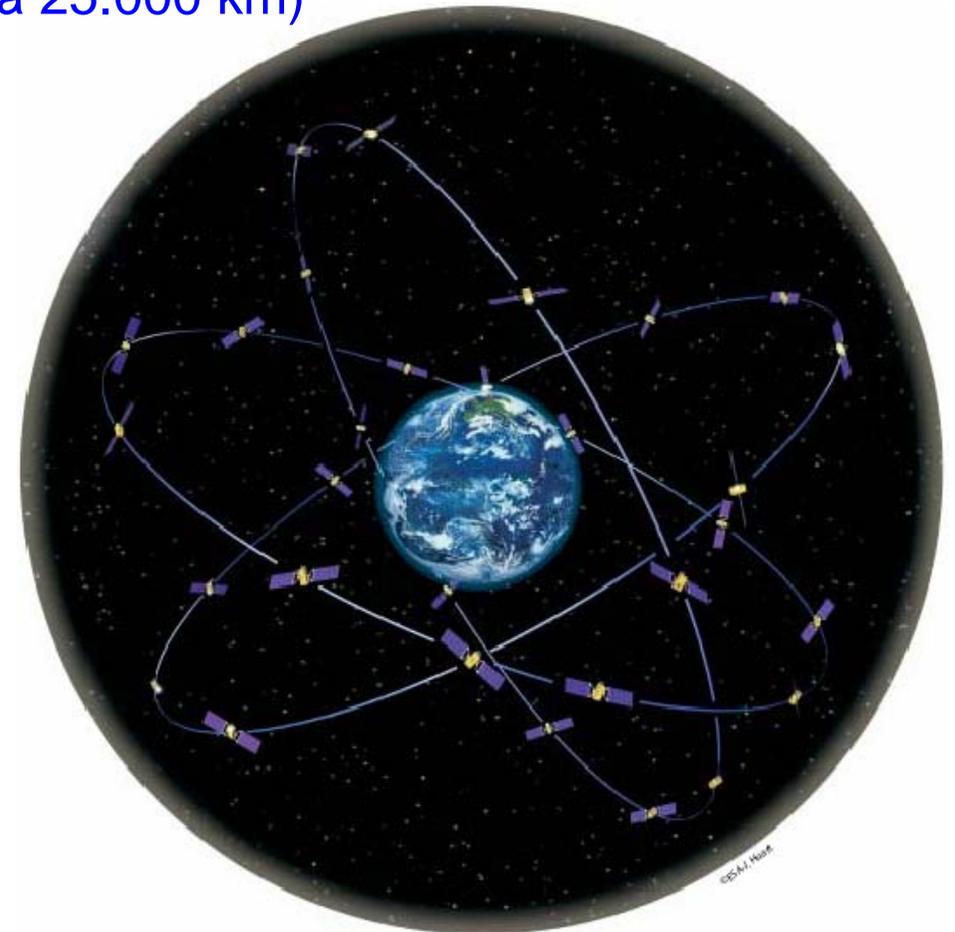
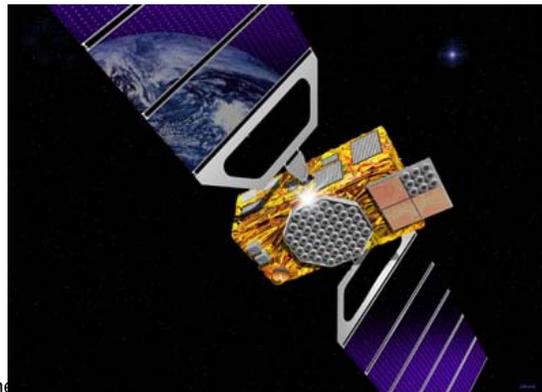
*Exemples :*

Iridium (78 satellites), Globalstar (56 satellites)



### 5. Constellations MEO

- . Orbites moyennes semi-synchrones (20.000 à 25.000 km)  
fortement inclinées ( $55^\circ$  à  $60^\circ$ )
  - période longue ( $\approx 12$  heures)
  - très bonne couverture mondiale
- . Fortement utilisé pour la Navigation
  - ⇒ GPS 1 & 2 (28 sats)
  - ⇒ Glonass (24 sats)
  - ⇒ Galileo (30 sats)
- . **Marché important, stratégique, mais relativement limité**



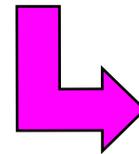
### 6. Station Spatiale Internationale ISS

. Gamme de missions vers l'ISS dans le futur

- missions habitées
- missions automatiques

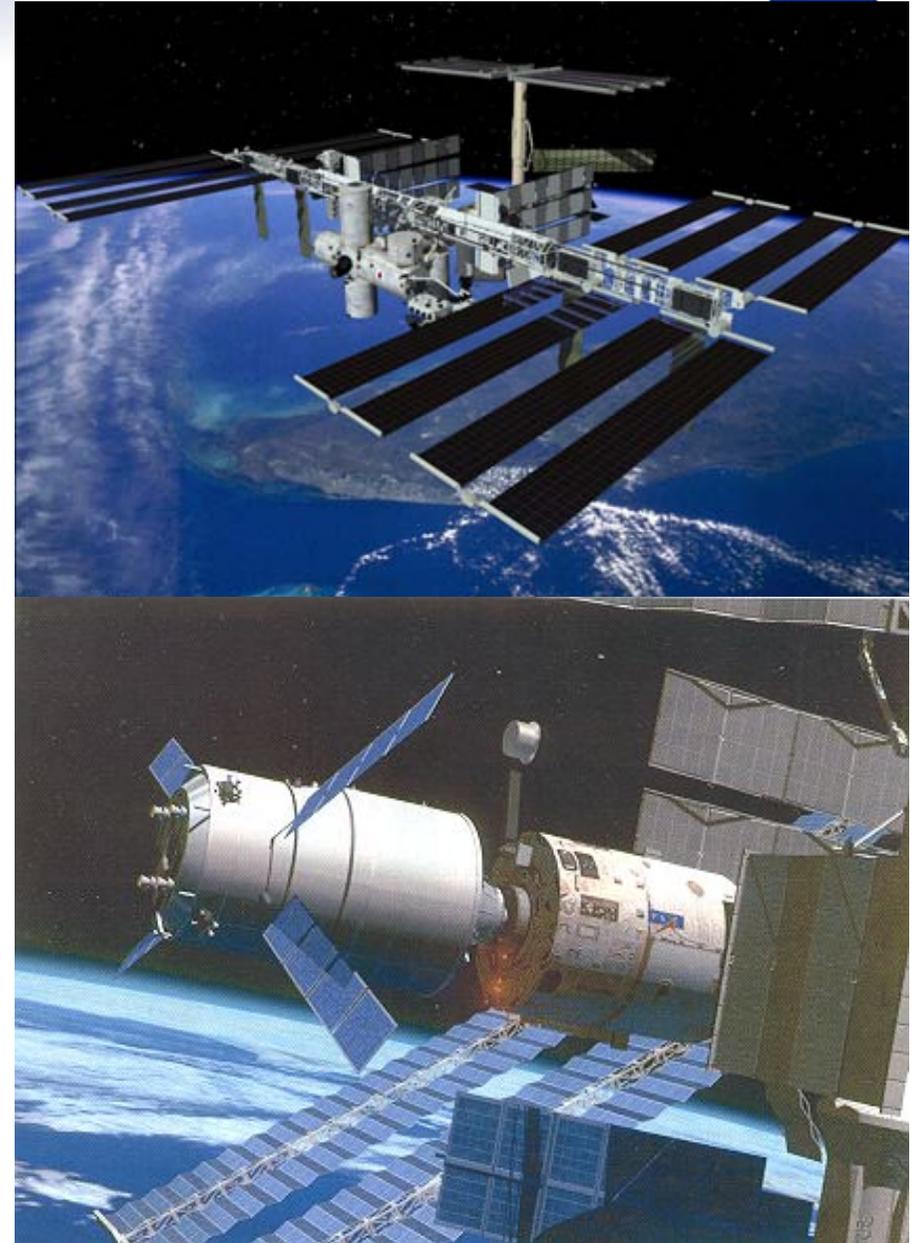
⇒ Marché moyen terme fortement inconnu

⇒ 9 missions Européennes prévues à ce jour  
Automated Transfer Vehicle (ATV)  
mais schéma de coopération  
en cours de consolidation



. Altitude : 350 à 450 km

. Inclinaison : 51,6°



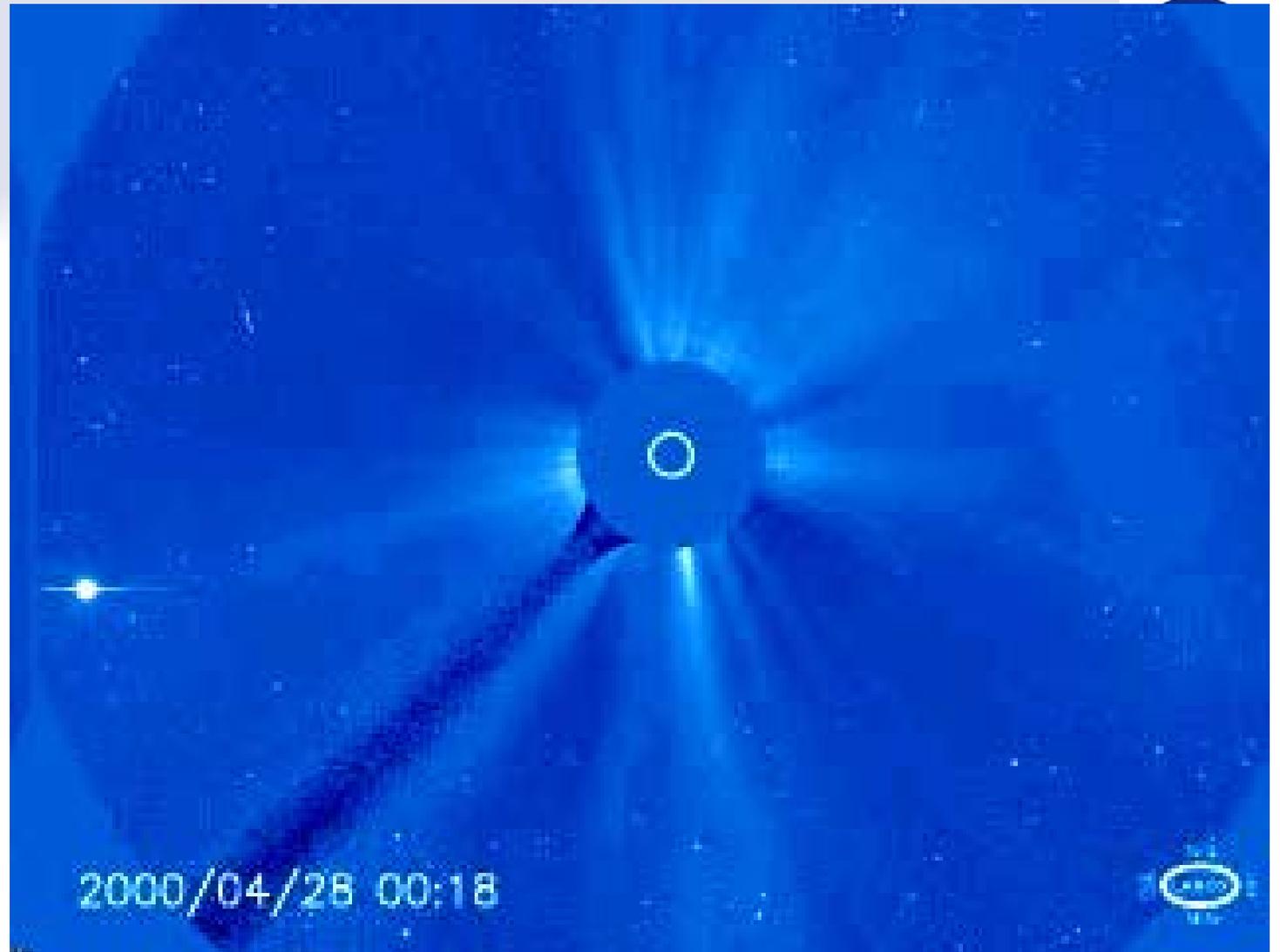
## 7. Scientifique

. Gamme très large  
de missions

→ orbite terrestre

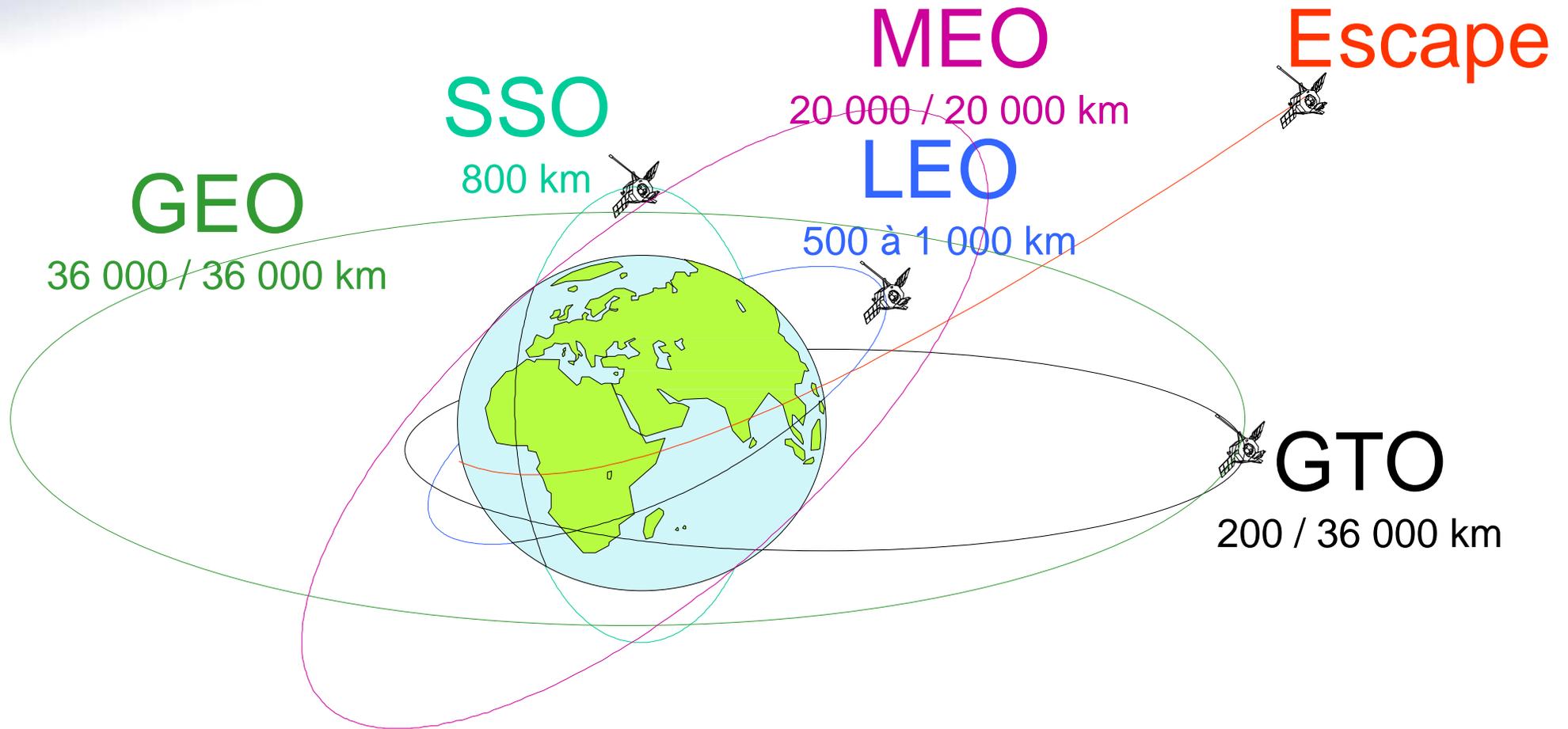
→ exploration planétaire

→ missions de libération



⇒ Exemples de satellites Européens, ou avec forte contribution Européenne :  
*XMM, Rosetta, Soho, Hubble Space Telescope, Picard, ...*

⇒ Marché « gouvernemental »





#### 1. Loi de l'attraction universelle (Newton 1687)

« deux corps de masse  $m_1$  et  $m_2$  espacés d'une distance  $d$  s'attirent d'autant plus qu'ils sont lourds et proches »

Force d'attraction : 
$$F = \frac{G \cdot m_1 \cdot m_2}{d^2}$$

**G** constante de la gravitation universelle :  $G = 6,67 \cdot 10^{-11}$  (unité :  $\frac{m^3}{kg \cdot s^2}$ )

Force extrêmement faible :

- 2 boules de pétanque au contact exercent une force mutuelle de  $4 \cdot 10^{-9}$  N
- la Tour Eiffel attire un visiteur à son pied avec  $3 \mu\text{N}$

Pour être significative, il faut

- . une distance infiniment faible ou
- . une masse attractive énorme



## 2. Cas particulier de la gravitation terrestre

Un des deux corps est la terre, de masse énorme

**« quand on lâche un objet, il tombe ! »**

L'accélération de la pesanteur est notée  $g$ , définie par  $F = m.g$  avec  $g = \frac{G.M}{R^2}$

$M =$  masse de la Terre =  $6.10^{24}$  kg

$R =$  rayon équatorial de la Terre = 6378 km

$\Rightarrow g = 9,81$  m/s<sup>2</sup> au niveau du sol

*Nota :*  $g$  varie avec l'altitude :

$g = 7,3$  m/s<sup>2</sup> à 1000 km d'altitude,

$g = 3,1$  m/s<sup>2</sup> à 5000 km d'altitude,

$g = 0,2$  m/s<sup>2</sup> à 36000 km d'altitude

*Nota :* ça marche aussi avec le Soleil (Masse =  $2.10^{30}$  kg)  
ou la Lune (Masse =  $7,4.10^{22}$  kg), et bien d'autres...



### 3. Chute libre

- . Sans vitesse horizontale

  - ⇒ chute verticale avec une accélération  $g$

- . Avec vitesse horizontale

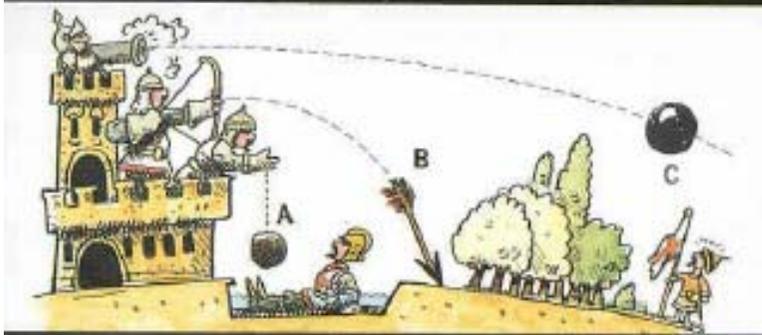
  - ⇒ courbure de la trajectoire de retombée

    - . Verticalement → chute accélérée

    - . Horizontalement → vitesse conservée

  - ⇒ le point de chute est d'autant plus loin  
que la vitesse horizontale est grande

**« Quand le point de chute dépasse les antipodes, l'objet est satellisé »**

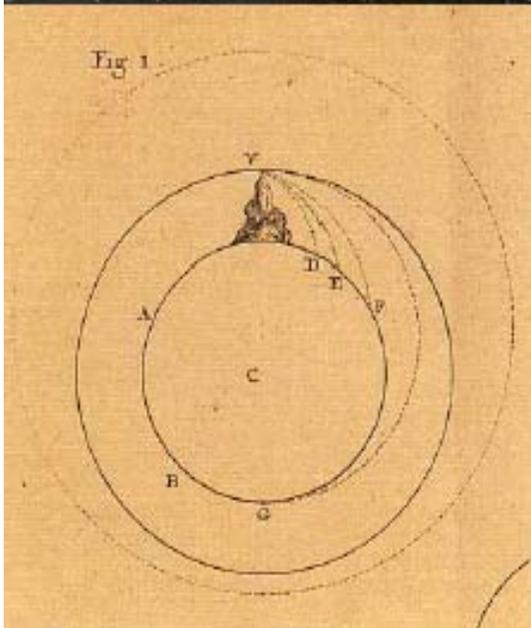


A  $V_{\text{initiale}} = 0$   
CHUTE VERTICALE

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 !)

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

**Rappel : vitesse orbitale  $\geq 7.800$  m/s (28.000 km/h)**

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

→ elle varie comme le carré de la vitesse

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

avec :  $C_x$  coefficient de traînée (0,05 à 1)  
 $\rho$  densité de l'air  
 $S$  maître couple = surface apparente

**Exemple :**

une voiture de  $4 \text{ m}^2$ ,  $C_x = 0,2$ , se déplaçant au ras du sol ( $\rho = 1,234 \text{ kg/m}^3$ )

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

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

↪ Il faut sortir au plus vite de l'atmosphère

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

2. L'échauffement dû à l'air est trop important :

→ le flux thermique varie comme le cube de la vitesse

→ la température théorique varie comme le carré de la vitesse

avec :  $T_i$  température d'équilibre (point d'arrêt)

$T$  température de l'air ambiant

$$T_i = T \cdot \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2\right)$$

$\gamma$  coefficient adiabatique de l'air (1,4)

$M$  nombre de Mach (vitesse/a)

$a$  vitesse du son (au sol, 342 m/s)

*Exemple :*

une voiture se déplaçant au ras du sol dans de l'air à 27°C ( $T = 300$  K)

→  $V = 280$  km/h (78 m/s ;  $M = 0,02$ ) Température d'arrêt : 303 K, soit 30 °C

→  $V = 28.000$  km/h (7.800 m/s ;  $M = 23$ ) Température d'arrêt : 31500 K, soit 31200 °C

↳ Il faut sortir au plus vite de l'atmosphère

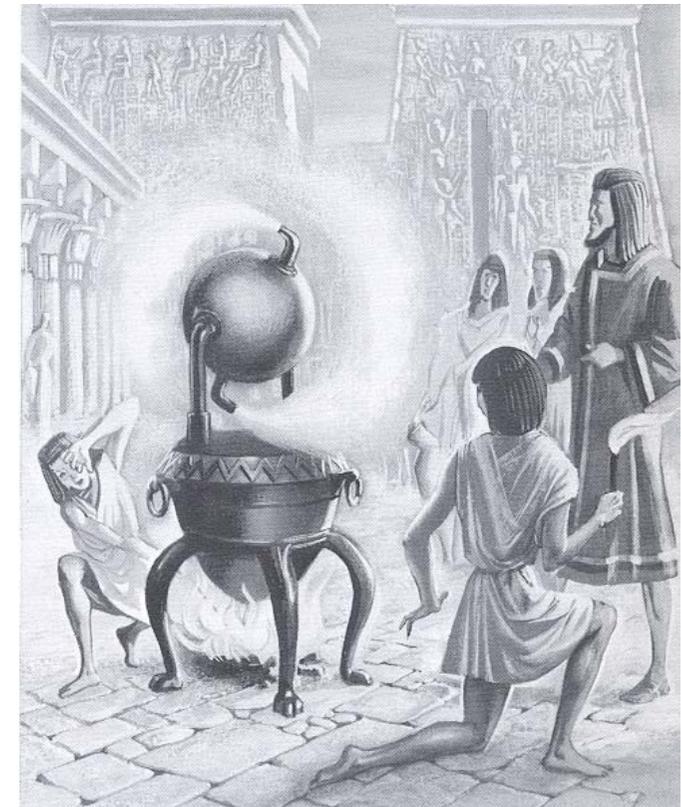
**⇒ Il faut trouver un moteur puissant fonctionnant dans le vide**

### Principe de l'action-réaction :

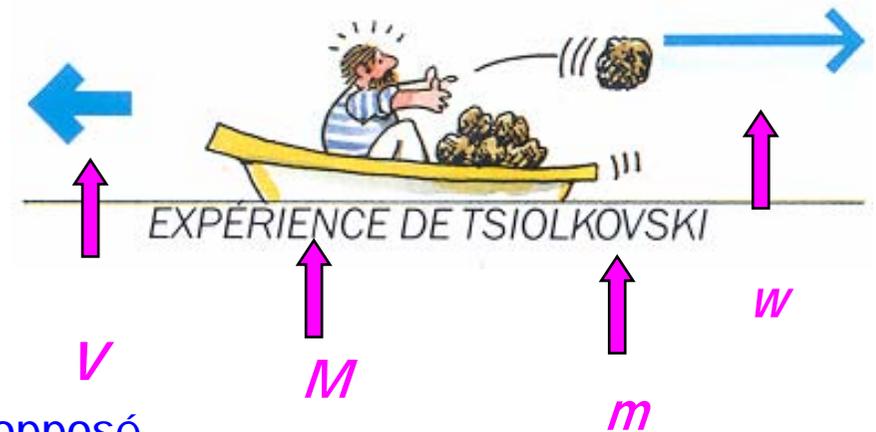
*"L'éjection d'une masse dans un sens entraîne une réaction dans le sens opposé"*

→ Principe connu depuis l'antiquité :

- . Éolipyle (Héron d'Alexandrie, 2<sup>ème</sup> Siècle av JC)
- . Fusées chinoises et feux d'artifice
- . Propulsion de petits chariots (XVII<sup>ème</sup>)



→ 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"*



**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 dérivant par rapport au temps (variation sur des temps infiniment faibles) :

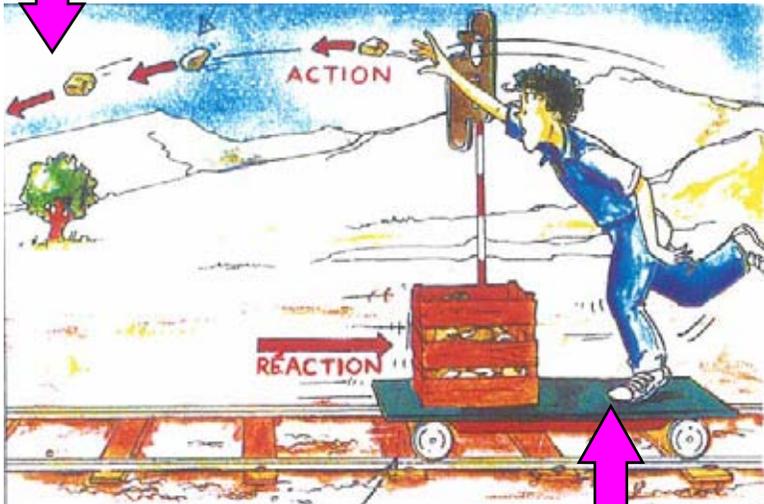
$$F = M \cdot \gamma = q \cdot w \quad \text{avec } q \text{ débit massique (kg/s) et } w \text{ vitesse d'éjection (m/s)}$$

⇒ **Un moteur fusée ne sert qu'à éjecter**

**le plus de masse possible, le plus vite possible !**

*En 1 seconde :*

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



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

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

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



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

### 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  $\approx 80$  N

Accélération maxi  $\approx 12$  g

. 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, ...



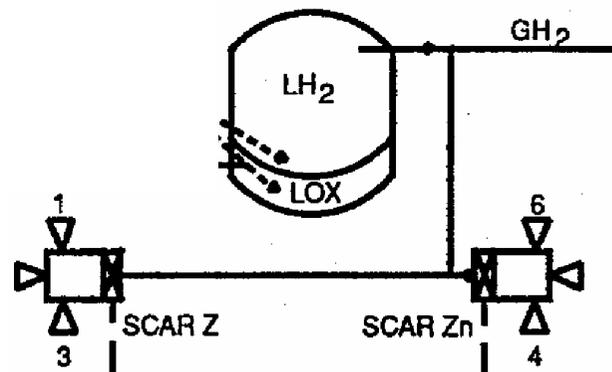
### 2. Petits moteurs gaz froids :

- . Détente dans le vide de gaz légers ( $H_2$ , Hé,  $N_2$ )
- . Dérivés du ballon de baudruche
- . Vitesses d'éjection faibles  $w \approx 800$  à  $1500$  m/s
- . Débits très faibles

→ très faibles poussées ( $\leq 50$  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*



### 3. Petits moteurs gaz chauds - monoergols :

. Amélioration du principe du moteur à gaz froid en chauffant l'ergol avant éjection

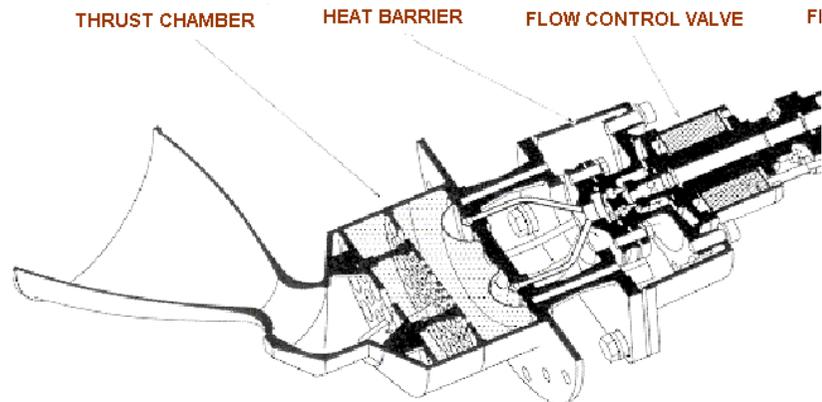
. Décomposition d'ergols très énergétiques sur un lit catalytique

↳ 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)

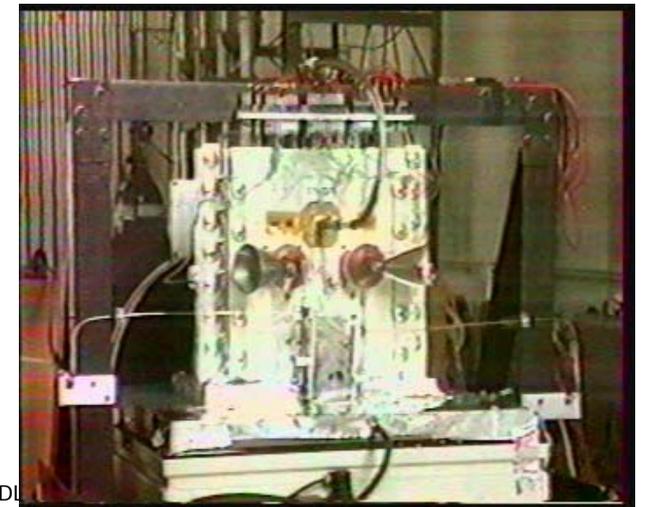
. Performances assez élevées ( $w \approx 2400$  m/s)

. 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*

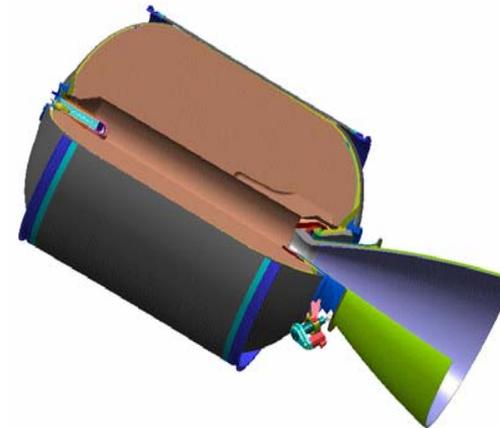
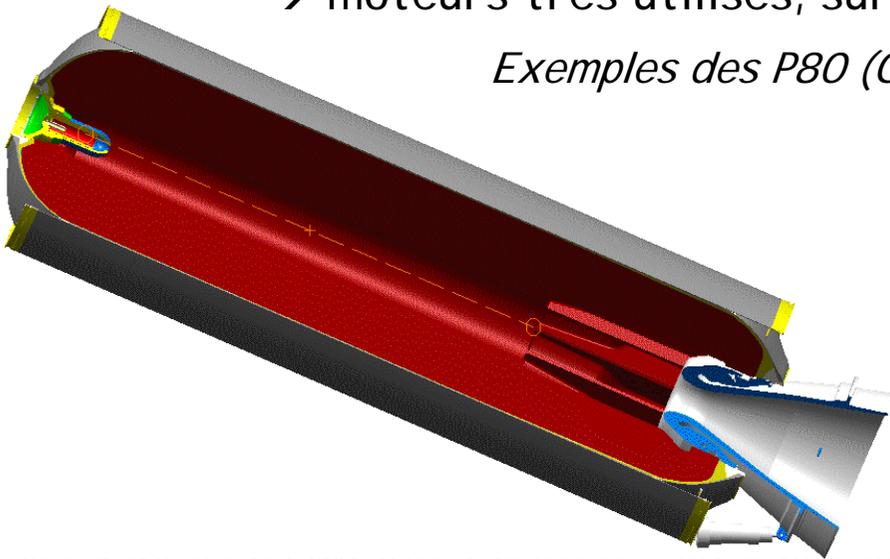


### 4. Ergols solides (moteurs à poudre) :

- . 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 des P80 (G) et Z29 (D) du lanceur Européen Vega*



### 5. Bi-ergols "stockables" ou "semi-stockables" :

- . Comburants classiques : acide nitrique ( $\text{HNO}_3$ ), peroxyde d'azote ( $\text{N}_2\text{O}_4$ ), Oxygène Liquide LOX...
- . Combustibles classiques : Kérosène, DiMéthylHydrazine (UDMH) ( $\text{N}_2\text{H}_2(\text{CH}_3)_2$ ), MonoMéthylHydrazine MMH, Méthane  $\text{CH}_4$ ...
- . 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 du F1 de Saturne 5 (G)  
et du RD-180 russe (D)*



### 6. 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  $LH_2$  :  $-253\text{ °C}$ ,  $LO_2$  :  $-183\text{ °C}$
    - usine de production nécessaire sur place
    - densité du  $LH_2$  très faible ( $70\text{ kg/m}^3$ ) 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 SSME de la Navette (B)*



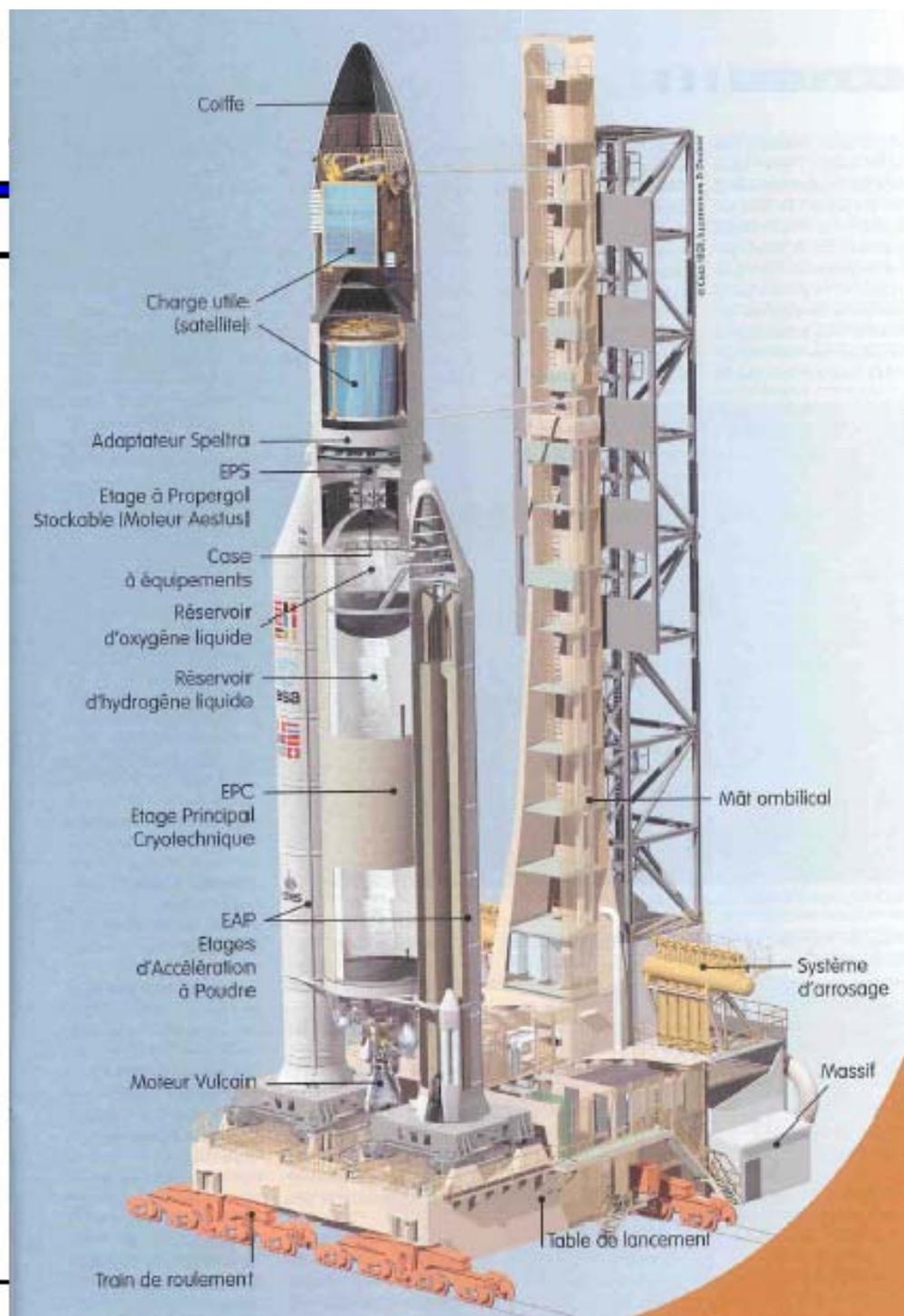
## 5. La référence européenne : Ariane 5

### Lanceur lourd Européen :

- . Etages Accélérateur à Poudre EAP (2)
- . Etage Principal Cryotechnique EPC
- . Etage à Propulsion Stockable EPS ou Etage Supérieur Cryotechnique ESC
- . Case à Equipements
- . Structure Porteuse de Lancement Multiples SPELTRA ou SPILMA
- . Coiffe
- . Adaptateurs de Charge Utile ACU

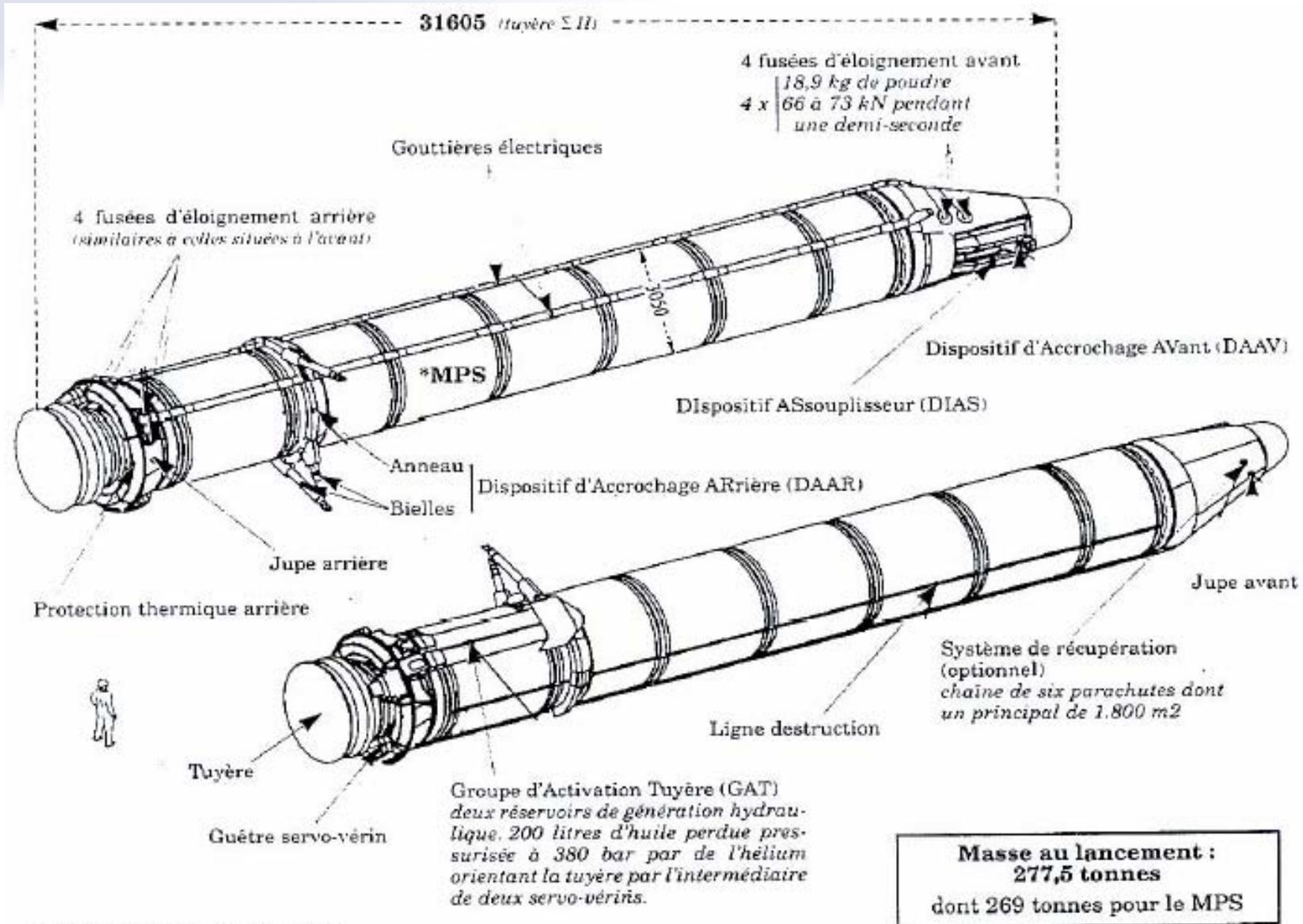
### Caractéristiques au décollage :

- . Masse initiale : 740 tonnes
- . Poussée au sol : 11.660 kN (1.166 t)
- . Accélération initiale :  $16 \text{ m/s}^2$  (1,6.g)
- . Hauteur au décollage : 52 m



# 5. La référence européenne : Ariane 5

## Etage Accélérateur à Propulsion Solide EAP

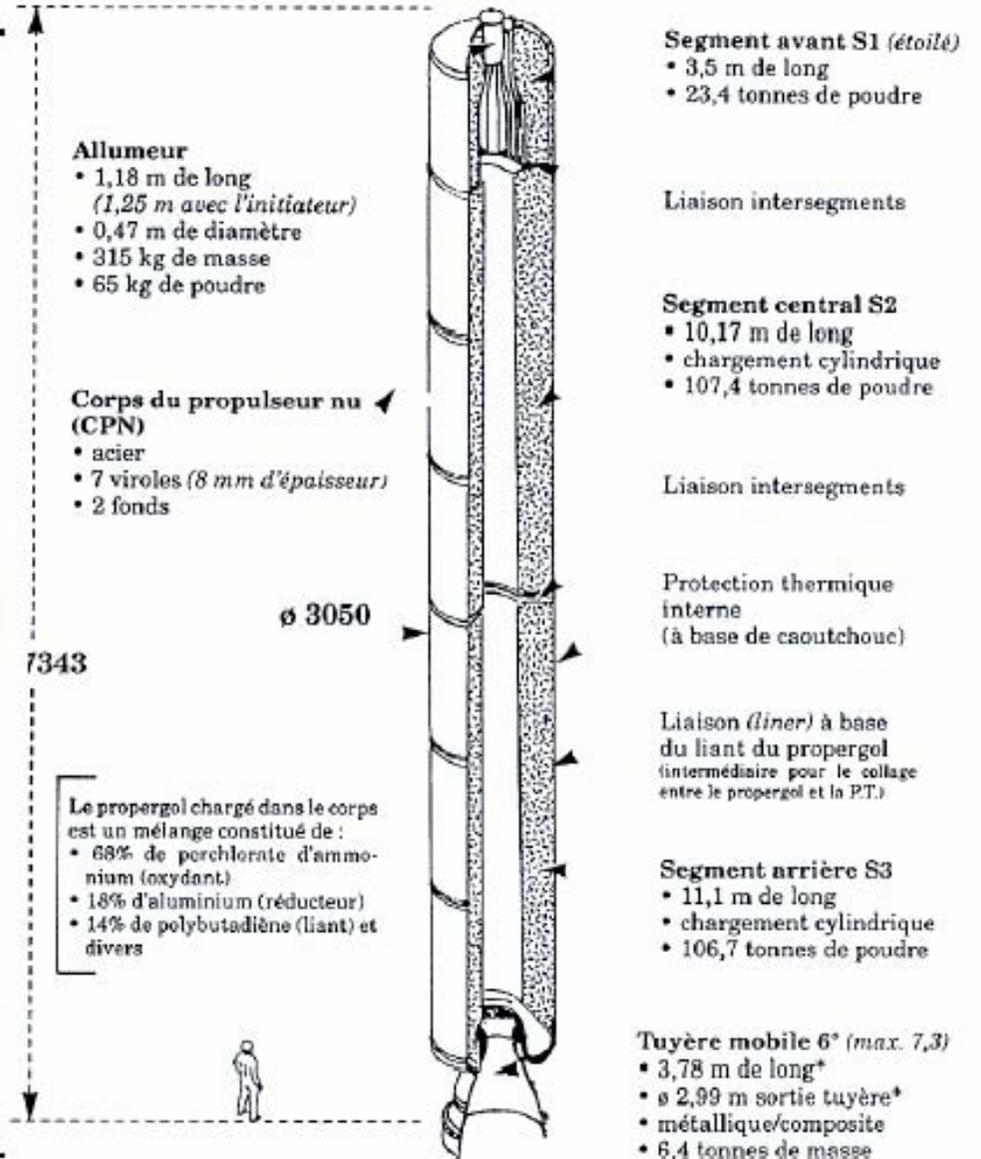


## Moteur à Propulsion Solide MPS : (moteur de l'EAP)

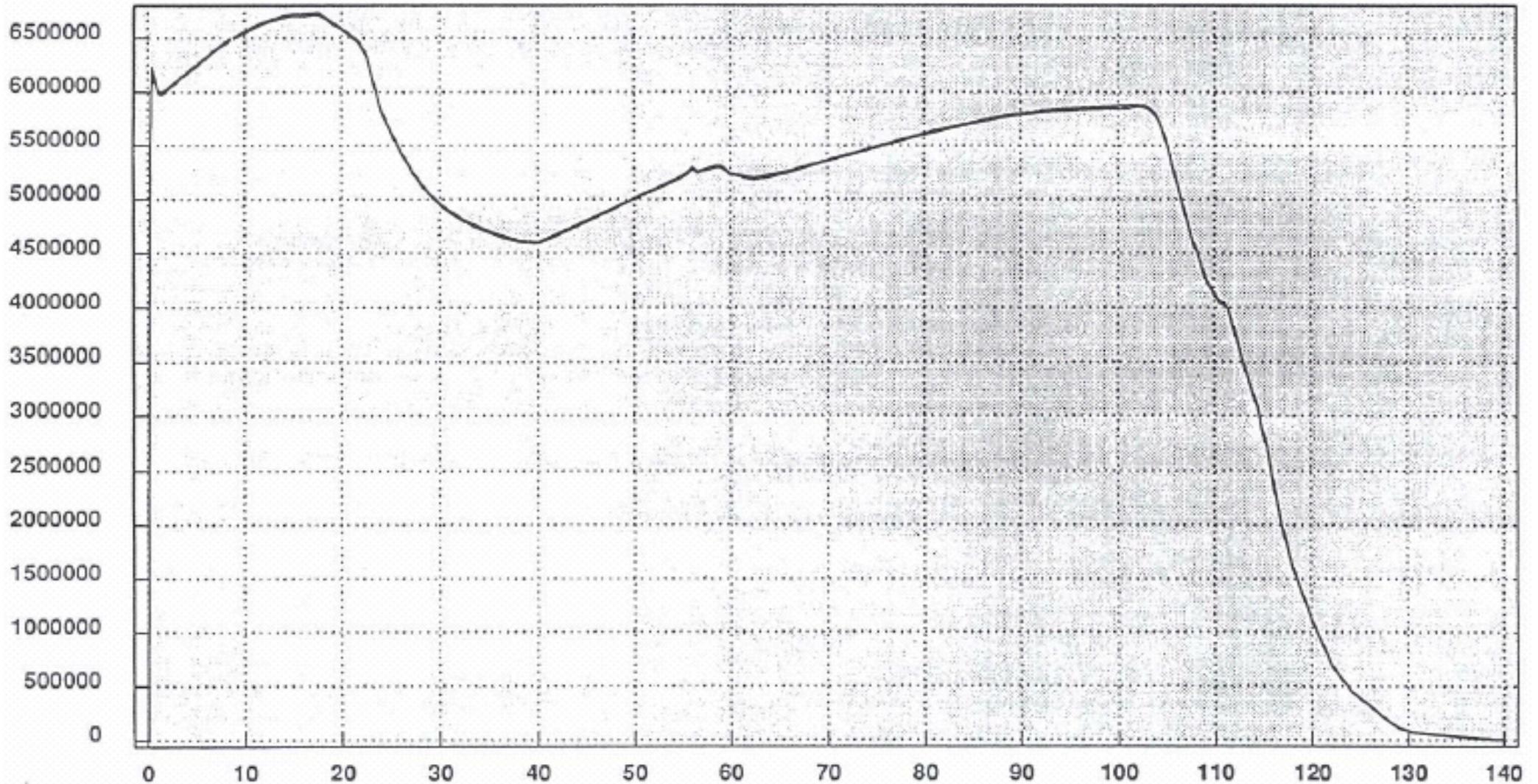
<b>Poussée dans le vide</b>	
maximum	6.709 kN
moyenne	4.984 kN
<b>Pression maximum</b>	61,34 bar
<b>Impulsion spécifique</b>	275,4 secondes
<b>Propulsion</b>	129 secondes

**Masse au lancement :**  
 inerte : 31,2 tonnes  
 propergol : 237,7 tonnes  
**total : 269 tonnes**

**Maître d'œuvre :**  
**EUROPROPULSION**



### Poussée (N) fonction du temps (s)



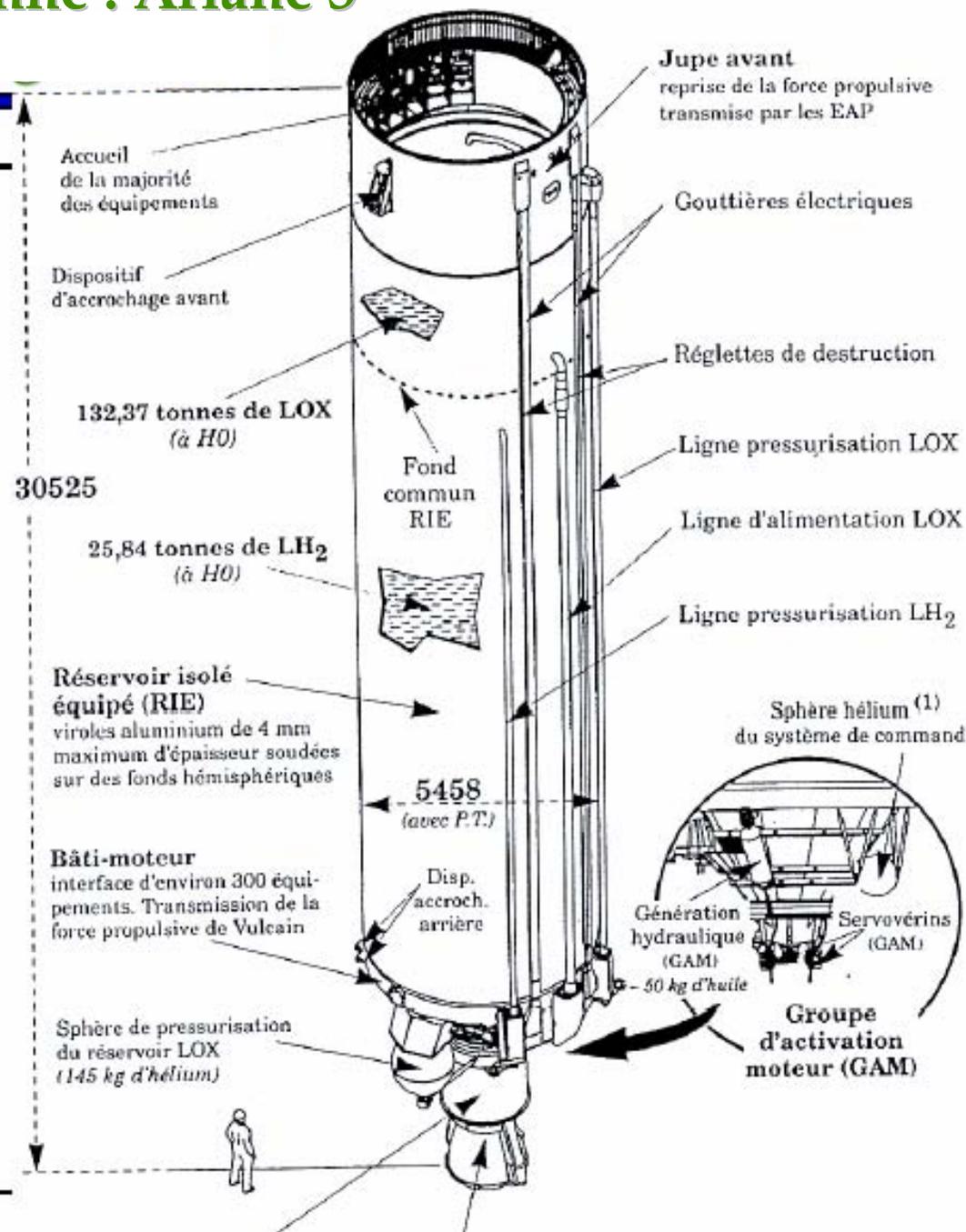
## 5. La référence européenne : Ariane 5

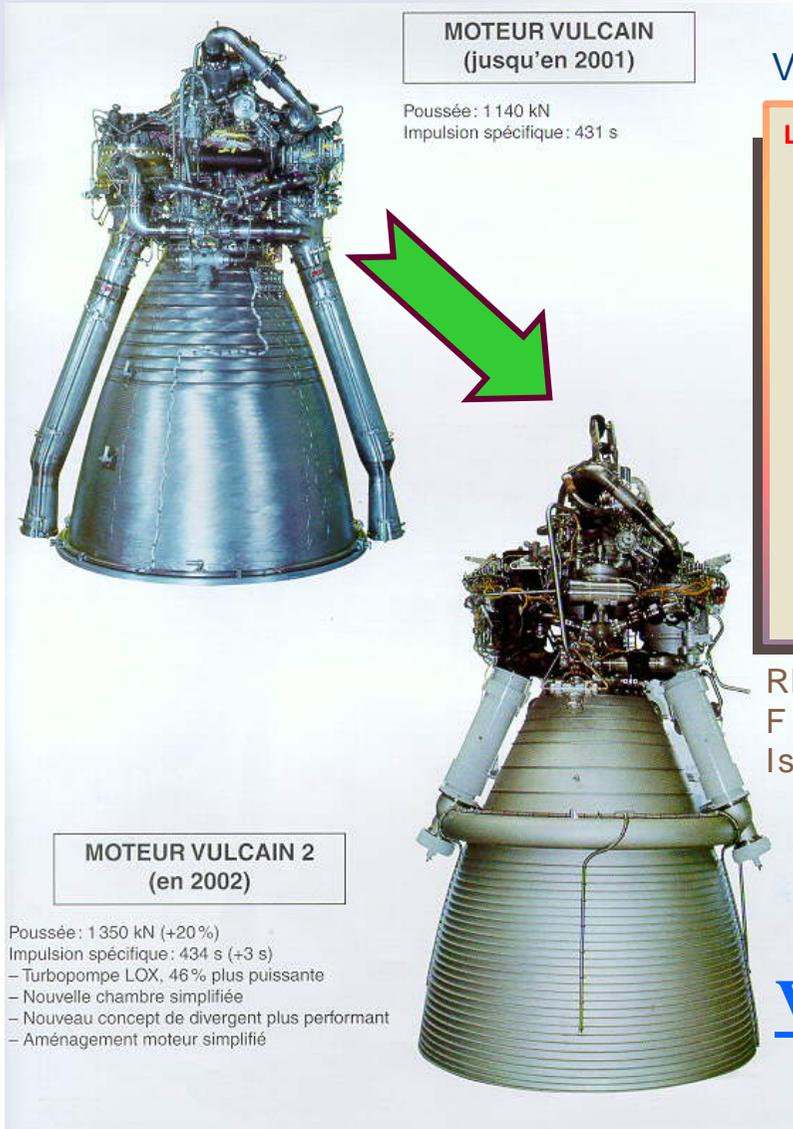
### Etage Principal Cryotechnique EPC

Masse au décollage : 170,8 tonnes  
 dont masse sèche : 12,4 tonnes

Poussée moyenne vide : 1.114 kN (111 t)

Vol propulsé : 589 secondes





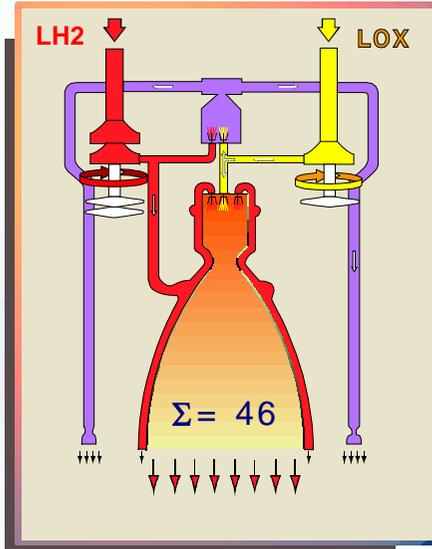
**MOTEUR VULCAIN (jusqu'en 2001)**

Poussée: 1 140 kN  
Impulsion spécifique: 431 s

**MOTEUR VULCAIN 2 (en 2002)**

Poussée: 1 350 kN (+20%)  
Impulsion spécifique: 434 s (+3 s)  
- Turbopompe LOX, 46% plus puissante  
- Nouvelle chambre simplifiée  
- Nouveau concept de divergent plus performant  
- Aménagement moteur simplifié

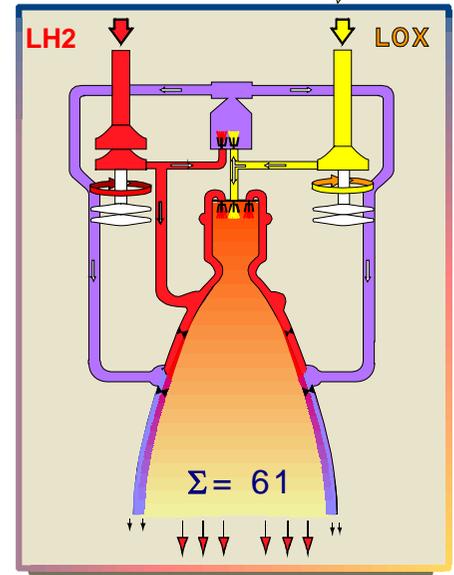
**VULCAIN 1**



RM = 5,2  
F = 1.145 KN  
Isp = 431 s

RM = 6,1  
F = 1.350 KN  
Isp = 434 s

+ 20%

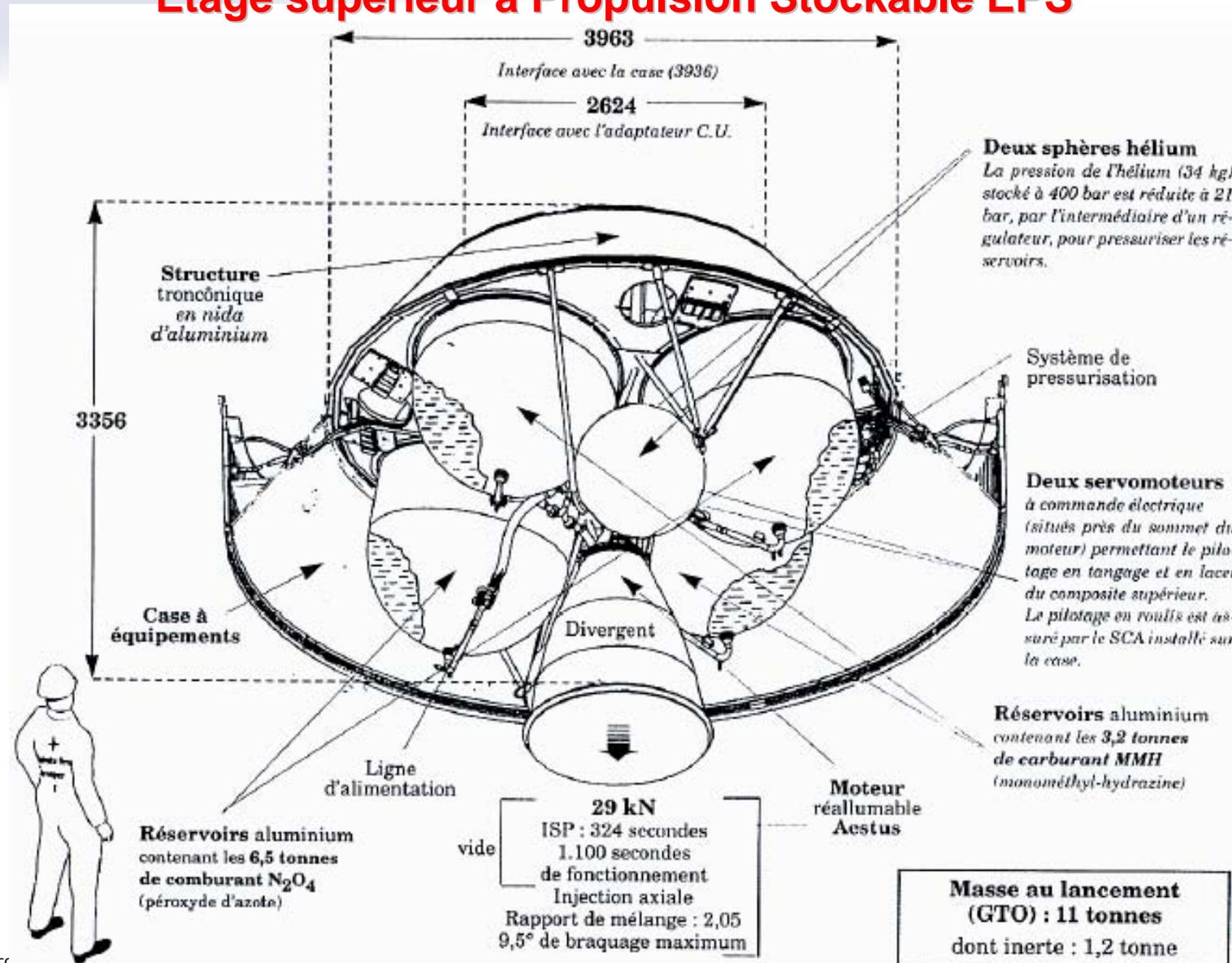


**VULCAIN 2**

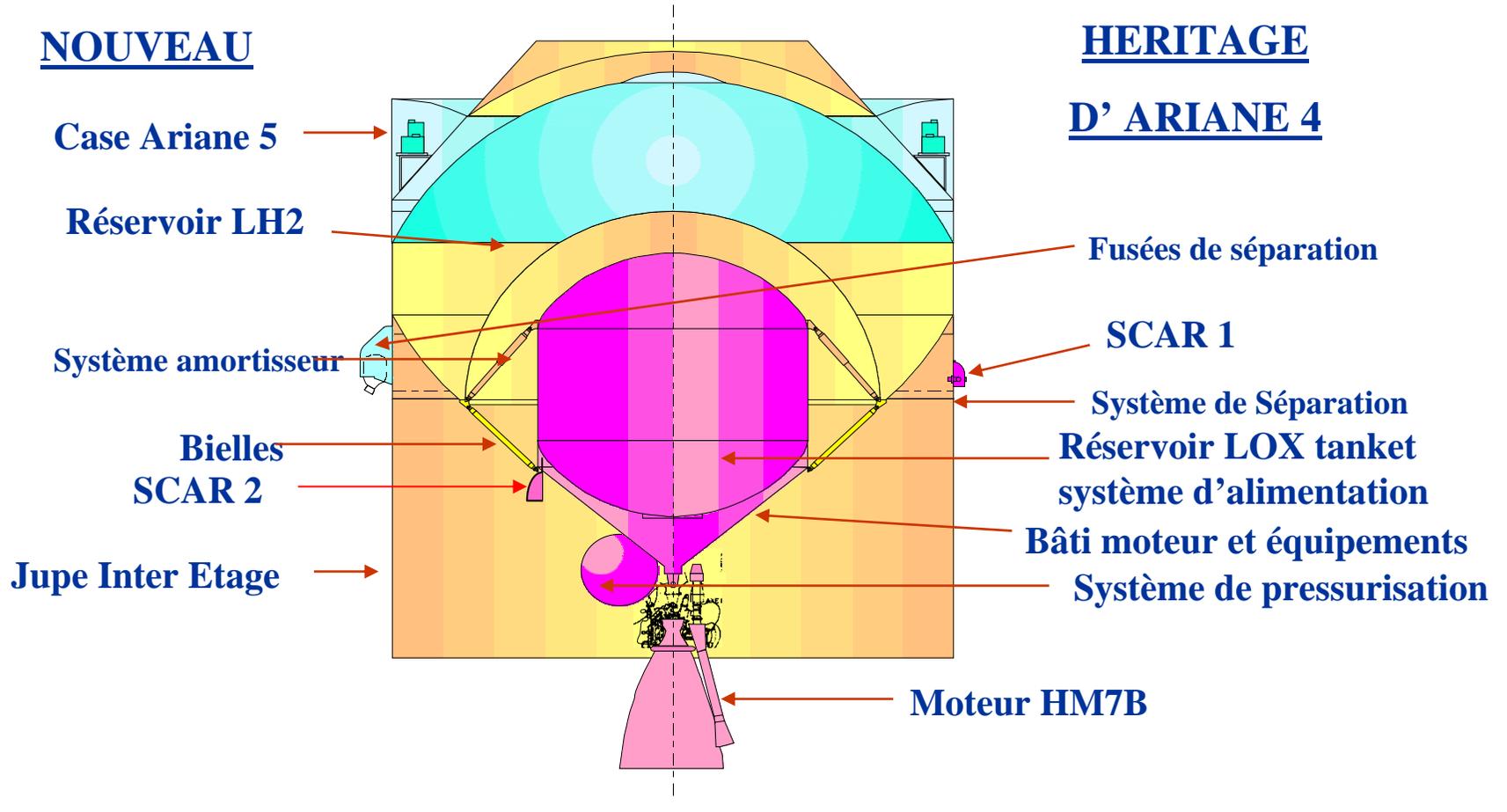
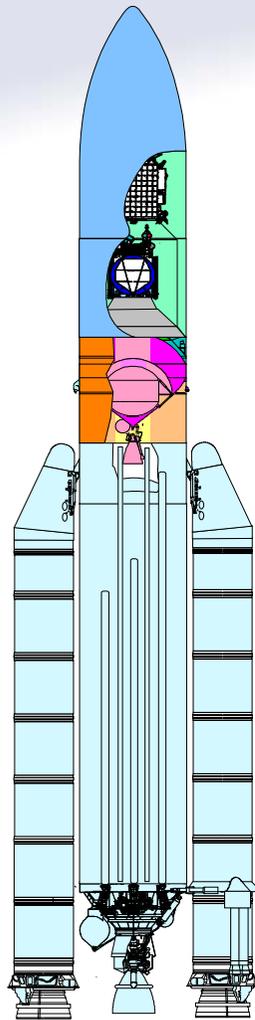
## Les évolutions d'ARIANE 5 **Nouveau moteur: VULCAIN 2**

### VULCAIN 2

## Etage supérieur à Propulsion Stockable EPS



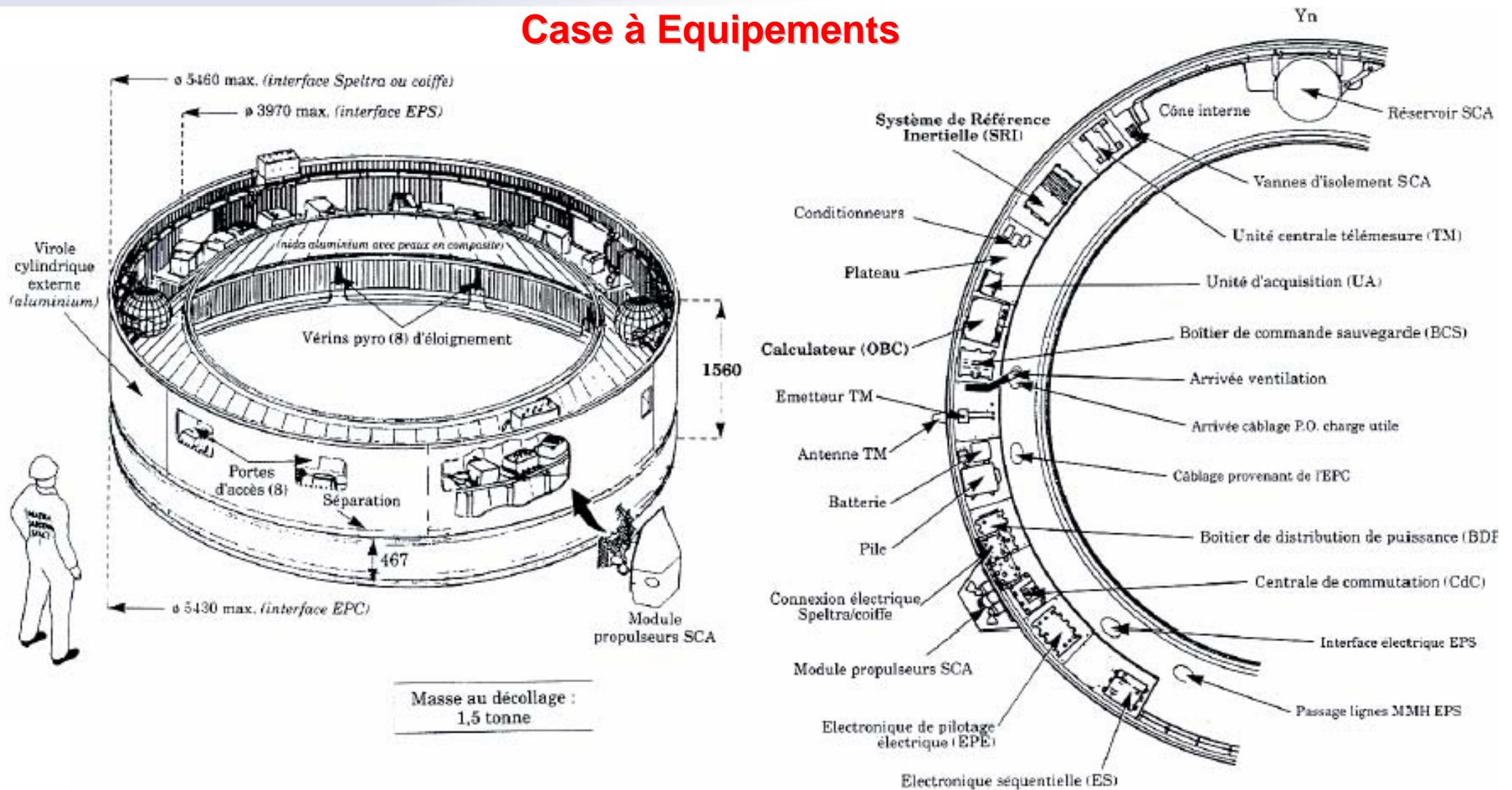
## Etage supérieur cryotechnique ESCA

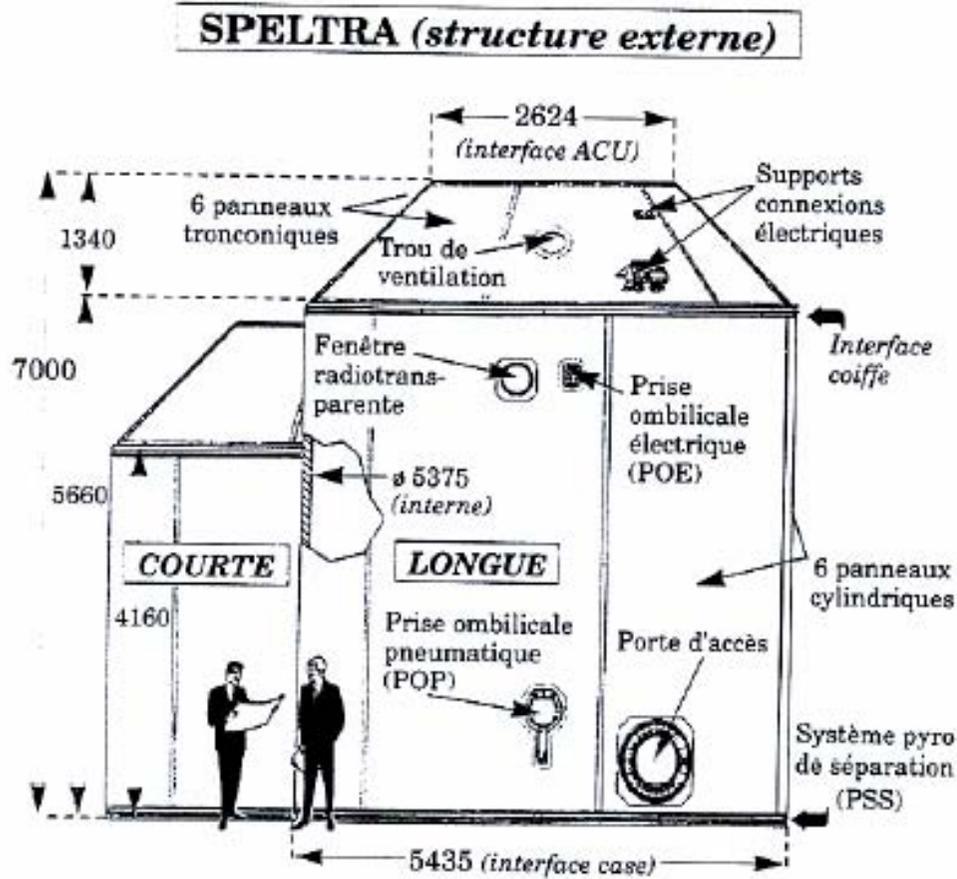


### Case à Equipements Electriques = Cerveau du Lanceur :

1. **Navigation** : où est on ? (intégration des accéléromètres)  
**Guidage** : où doit on aller ? (calcul de la trajectoire à suivre recalée dans le temps)  
**Pilotage** : comment y aller ? (prise en compte de l'attitude du lanceur - centrales inertielles - et commandes de l'orientation des moteurs - servo gouvernes)
2. **Etat du lanceur** : intégration des mesures (4.000 sur les premiers vols)
3. **Télémesure** : transmission au sol de cet état
4. **Télécommande** : Réception éventuelle de l'ordre de destruction (bof...)
5. **Energie** : gestion et distribution de l'énergie électrique (piles et batteries)

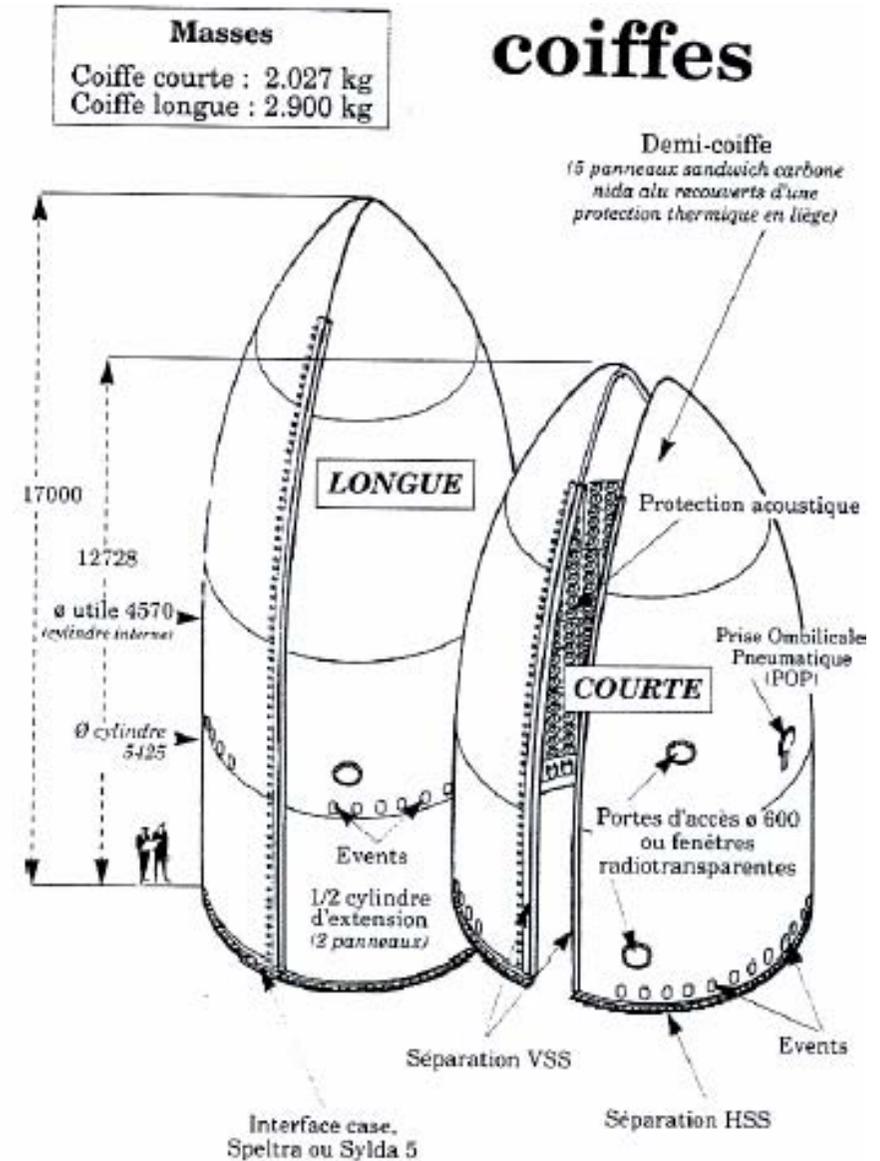
## Case à Equipements

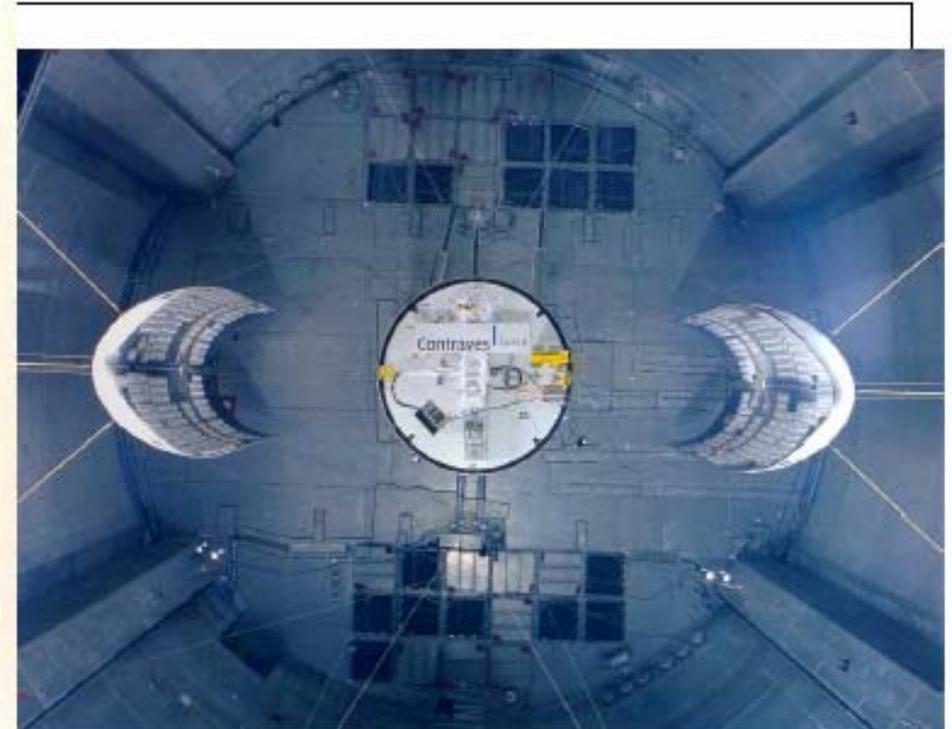




**Masses**

Sylda	440 kg
Speltra courte	704 kg
Speltra longue	820 kg





Essai de séparation Coiffe

### Commercialisation du Soyouz par Starsem\_(Arianespace+EADS+NPO...)

↳ Soyouz = plus de 1.700 tirs à ce jour !

### configuration de base :

\* 4 boosters 40 t (LOX+Kero)

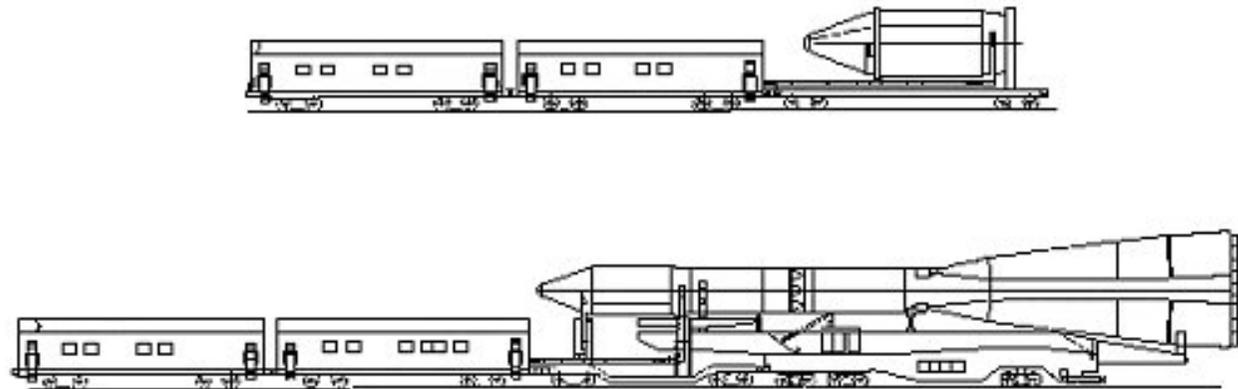
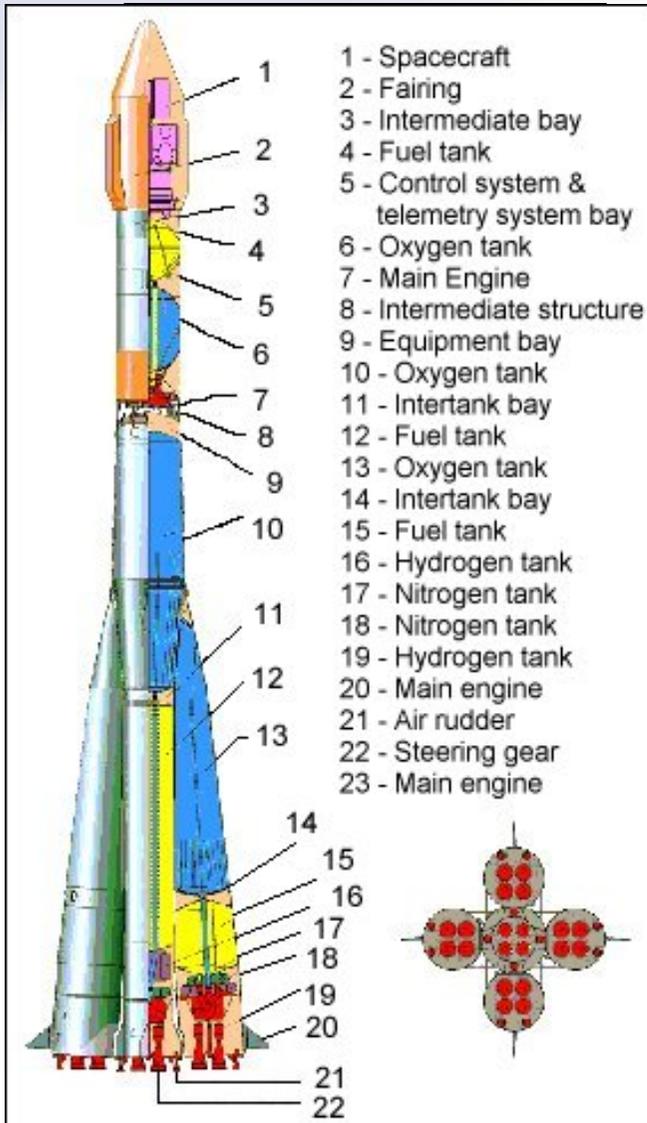
\* 1er étage 94 t (LOX+Kero)

\* 2ème étage 23 t (LOX+Kero)

2 étages supérieurs suivant énergie

↳ Adaptation en Guyane en cours : 2008







<< booster

partie haute >>

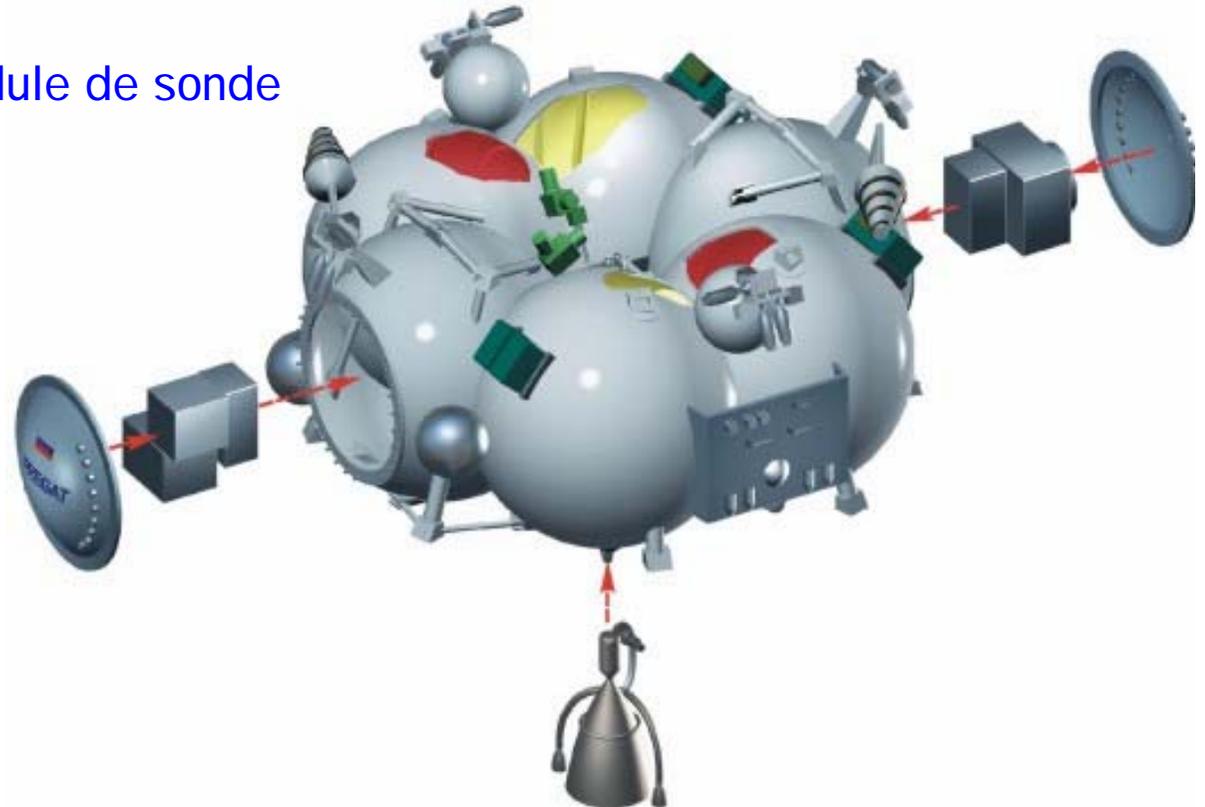


corps central



### Etage supérieur moyenne énergie Fregat :

- \* Etage stockable 5,3 t (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>+UDMH)
- \* capable de nombreux allumages
- \* adapté sur le Soyouz 2
- \* cher (pour un étage russe) car module de sonde
- \* performances depuis Guyane :
  - 5,6 t en 700 x 700 x 52°
  - 2,7 t en GTO 5°
  - 1,2 t en GEO depuis Guyane





**Programme Vega** : ESA (IPT ESA-ASI -CNES à l'ESRI N)

- \* Prime Contractor ELV = 70% Avio + 30% ASI (Italie)
- \* Coût de Développement : 335 M€

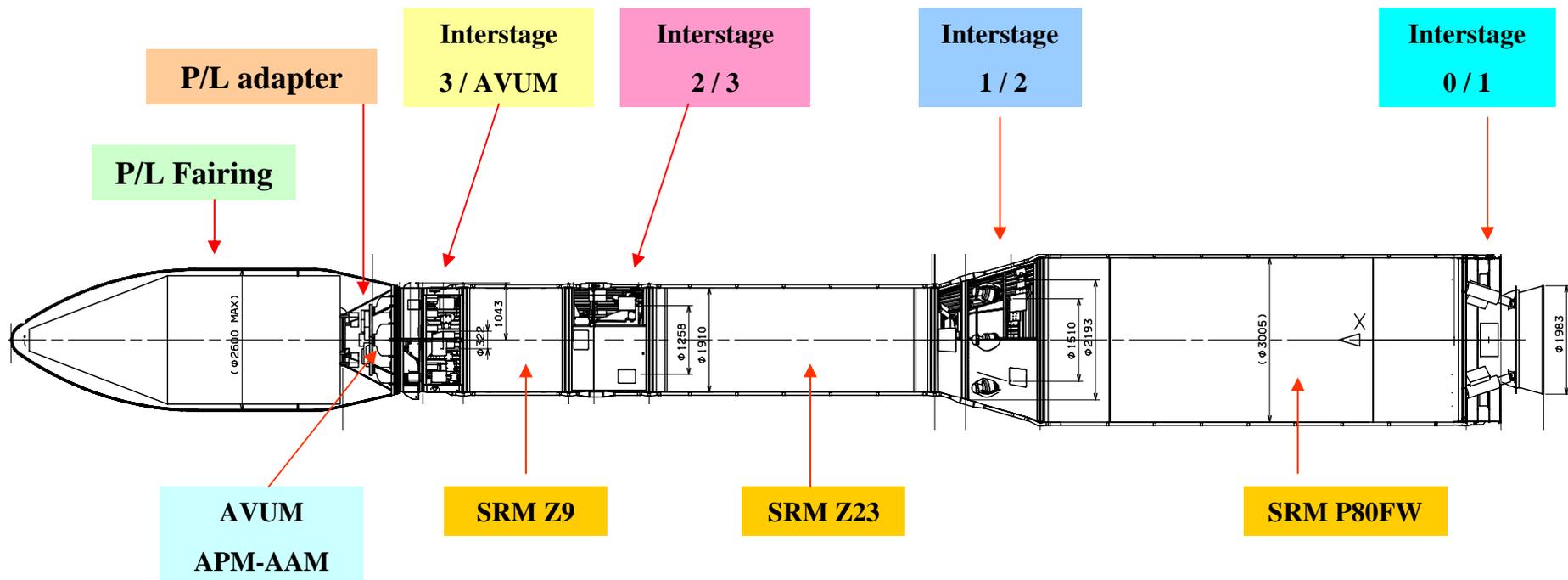
**Programme P80** : ESA (Project Team CNES-ESA-ASI à Evry)

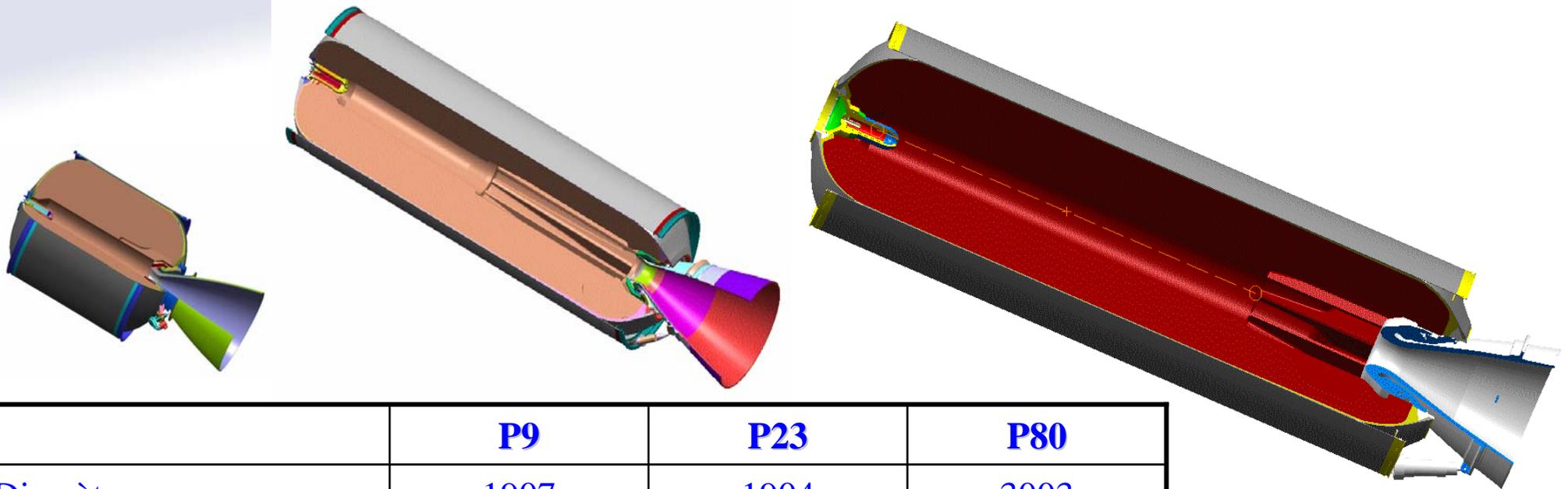
- \* Prime Contractor Avio (Italie)
- \* Coût de Développement : 123 M€

**Exigences de haut niveau :**

- \* Marché des petits satellites (< 1500 kg) : 1,5 à 2 par an
- \* Mission de référence 1500 kg sur 700/700/90
- \* Capable d'une grande variété de missions
- \* Coût de lancement objectif : moins de 20 M€
- \* Premier vol fin 2007

- \* 1<sup>er</sup> étage : P88 bobiné
- \* 2<sup>ème</sup> étage : Zefiro - P24
- \* 3<sup>ème</sup> étage : Zefiro - P9
- \* 4<sup>ème</sup> étage : AVUM - L0,5





	<b>P9</b>	<b>P23</b>	<b>P80</b>
Diamètre mm	1907	1904	3003
Longueur mm	3608	7588	10557
Masse inerte kg	726	1877	7408
Masse chargée kg	8940	23900	88383
Temps de combustion s	116	72	107
Isp vide s	294	289	279,5
MEOP bar	68	93	95

### AVUM : Attitude Control and Vernier Upper Module

#### Propulsion Principale :

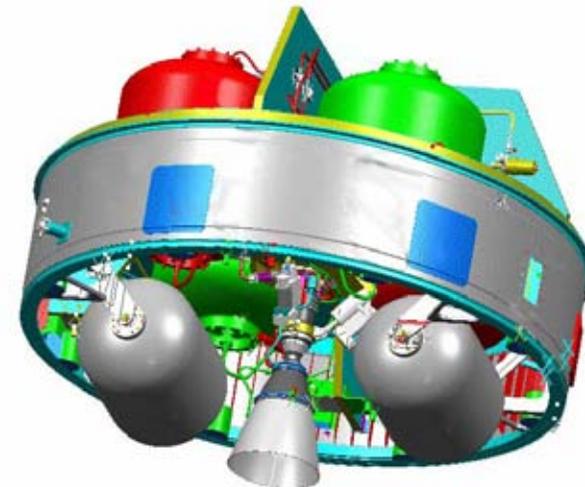
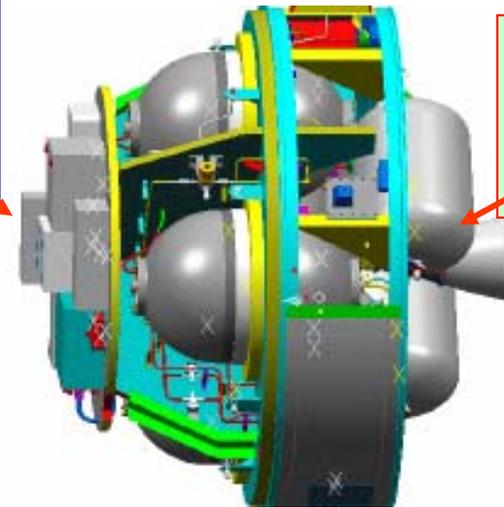
- moteur RD-869 de Yuzhnoye (Ukraine)
- UDMH + NTO (Rm 2)
- Poussée : 2450 N
- Pressurisé Hé : Palim 30 bars
- Isp : 315,5 s
- Réservoirs à membrane

#### Contrôle d'Attitude :

- Azote
- Isp 62 s
- 2 x 3 x 50 N

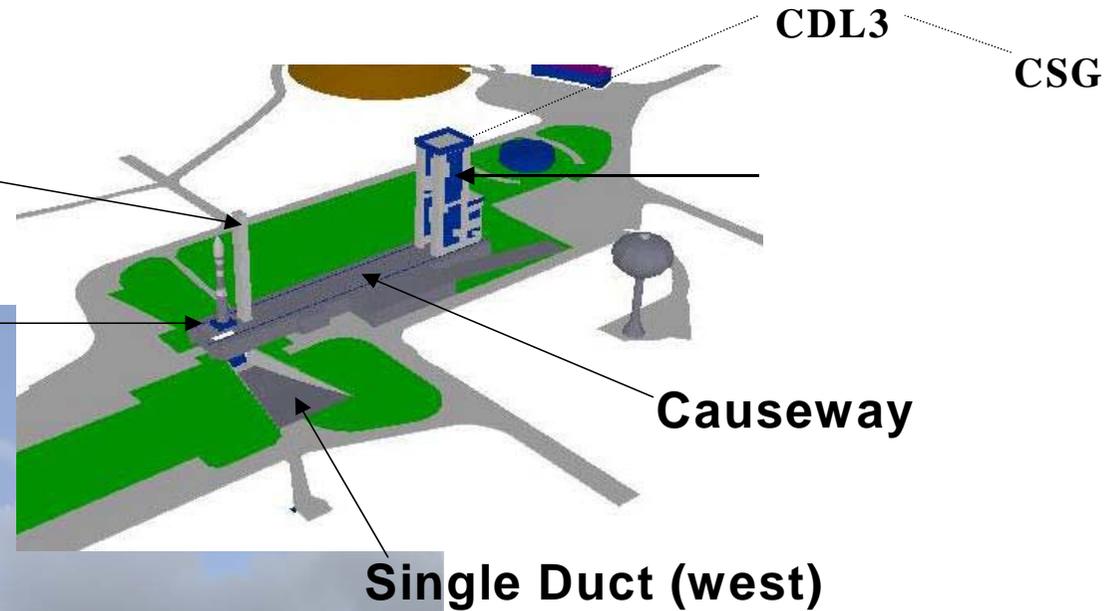
AAM  
Avionics  
Module

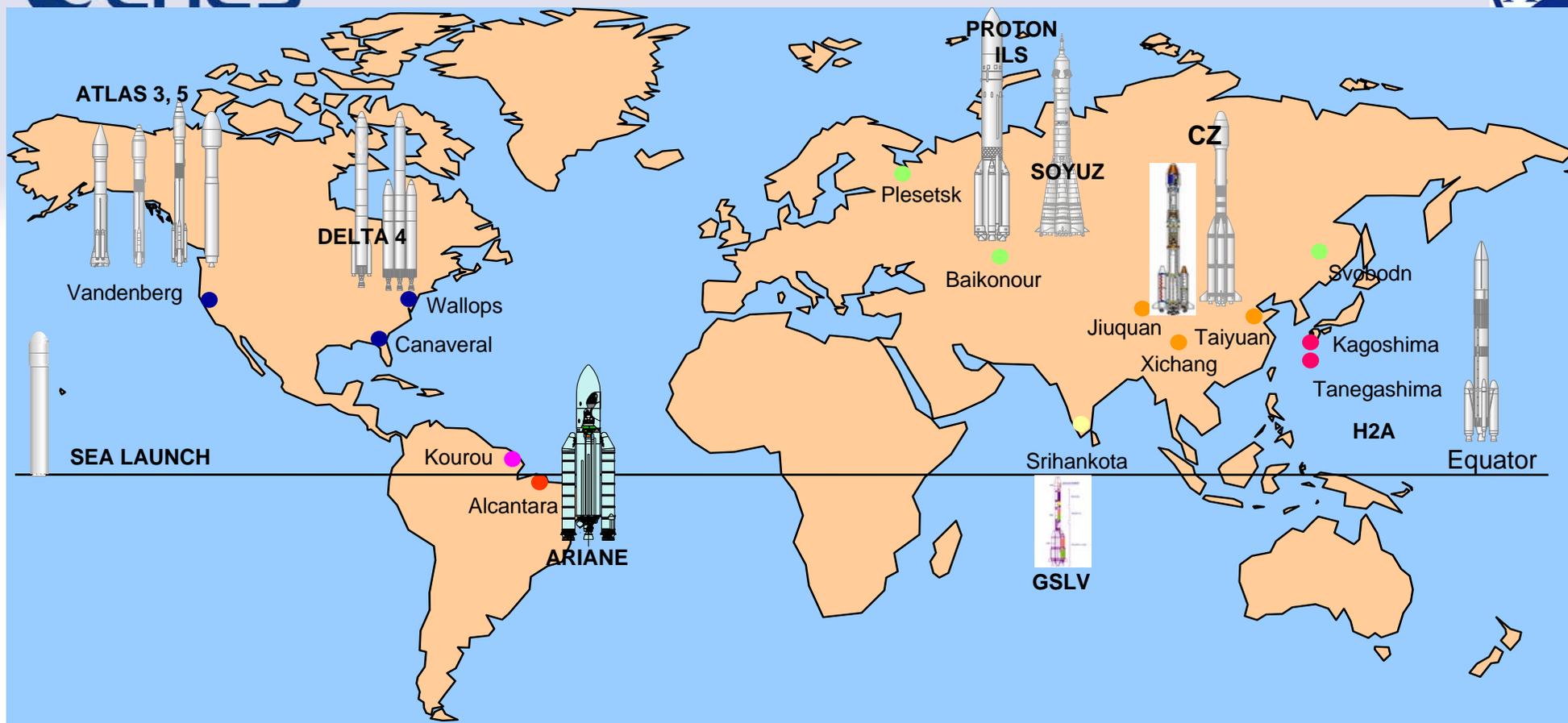
APM  
Propulsion  
Module



## Lancement depuis l'ancien ELA 1

### ZLV - Zone de Lancement Vega





Performance GTO ~ Kourou

Atlas IIIA - 3,7t	Proton K - 4,9t	Delta IV(4,0) - 3,7t	Sea Launch - 5,3t	H-2A(202) - 3,7t
Atlas IIIB2 - 4,1t	Proton M - 5,5t	Delta IV(5,2) - 4,0t	Sea Launch 2 - 6,0t	H-2A(2022) - 4,0t
Atlas V(401) - 4,5t	GSLV - 2,5t	Delta IV(5,4) - 5,7t	CZ-3A - 2,3t	H-2A(212) - 6,7t
Atlas V(501) - 3,9t		Delta IV(HLV) - 12t	CZ-3C - 3,3t	H-2A(222) - 8,5t
Atlas V(551) - 7,9t			CZ-3B - 4,5t	

### Famille de lanceurs lourds modulaires :

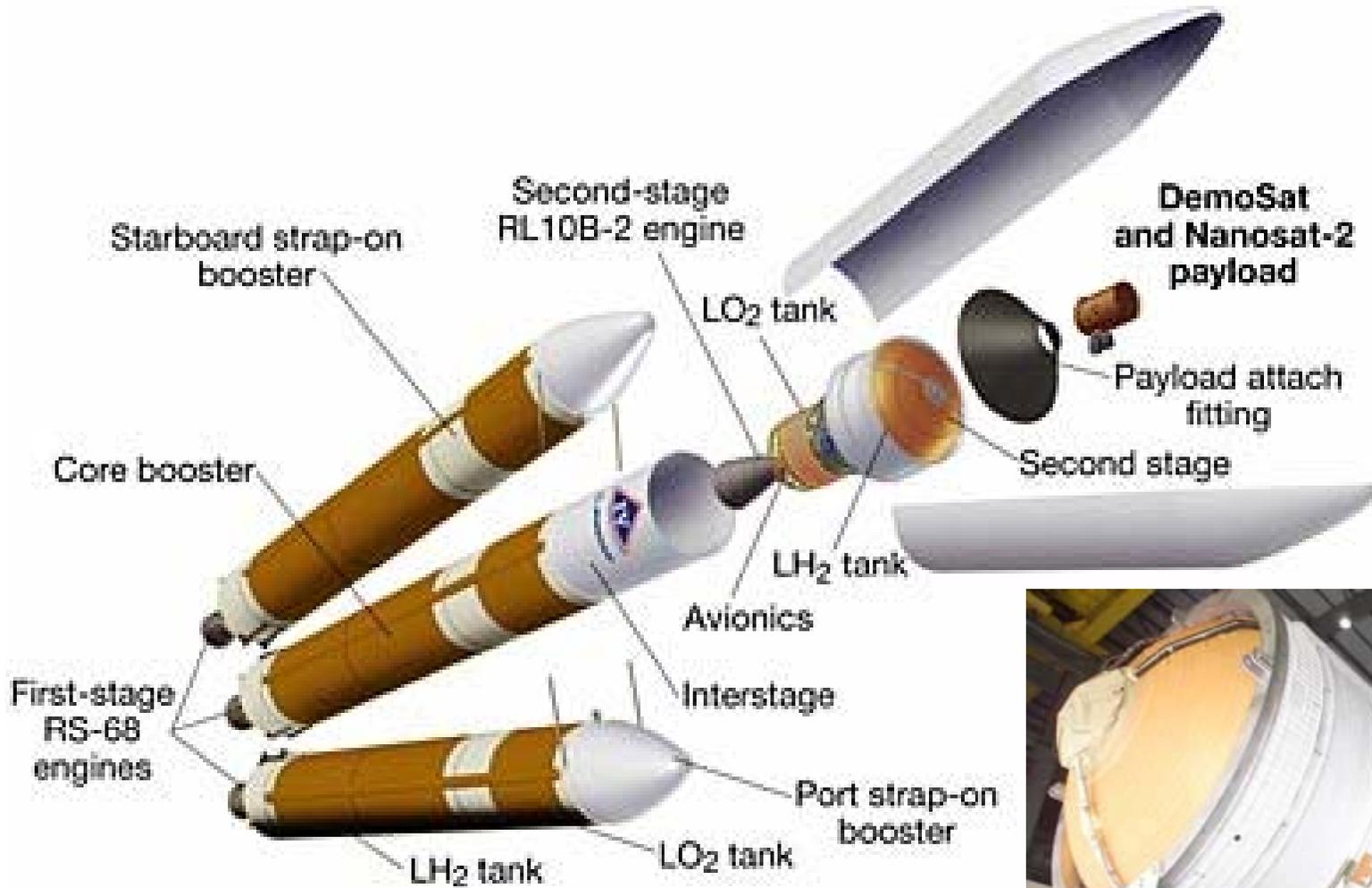
- \* Boeing
- \* Corps central unique H200  
(CBC : Common Booster Core ©)
- \* étage supérieur H20 ou H27 suivant version, rallumable, autorisant une gamme très large de missions (jusqu'à GEO direct)
- \* 0, 2 ou 4 P30 suivant version
- \* 6 coiffes différentes, composite ou métallique
- \* Possibilité de lancement double
- \* Fabrication et intégration à l'horizontale



	DELTA 4 "small"	DELTA 4 "medium"	DELTA 4 "medium plus" 2 GEM	DELTA 4 "medium plus" 4 GEM	DELTA 4 "heavy"
Performance GTO 28.5°	2 177 kg	4200 kg	5 800 kg	6700 kg	13200 kg

- \* 4 vols réussis à ce jour dont 1 Heavy (1er vol 20 novembre 2002 – Eutelsat W5)
- \* 19 contrats fermes USAF pour 1380 M\$ (soit 72 M\$ en moyenne par vol)
- \* Marché commercial ou exclusivement gouvernemental ?
- \* Très sérieux problèmes récents de concurrence déloyale (- 6 contrats USAF)
- \* Coût affichés très variables suivant les sources :  
4M : 75 M\$ ; 4M+5,4 : 80 M\$ ; 4H : 148 à 160 M\$... crédibilité ?
- \* En cours d'association avec Atlas-5

## 6. La concurrence actuelle : Delta IV



## 6. Delta IV





## 6. La concurrence actuelle : Atlas V



Même principe de famille que Delta 4 :

- \* Lockheed-Martin
- \* Architecturé autour d'un corps central commun à toutes versions CCB (Common Core Booster ©)
- \* 7 versions suivant propulseurs d'appoint P36
- \* 284 tonnes LOX-Kéro + RD180 russe
- \* Étage supérieur cryo Centaur 20,6 avec RL-10A4





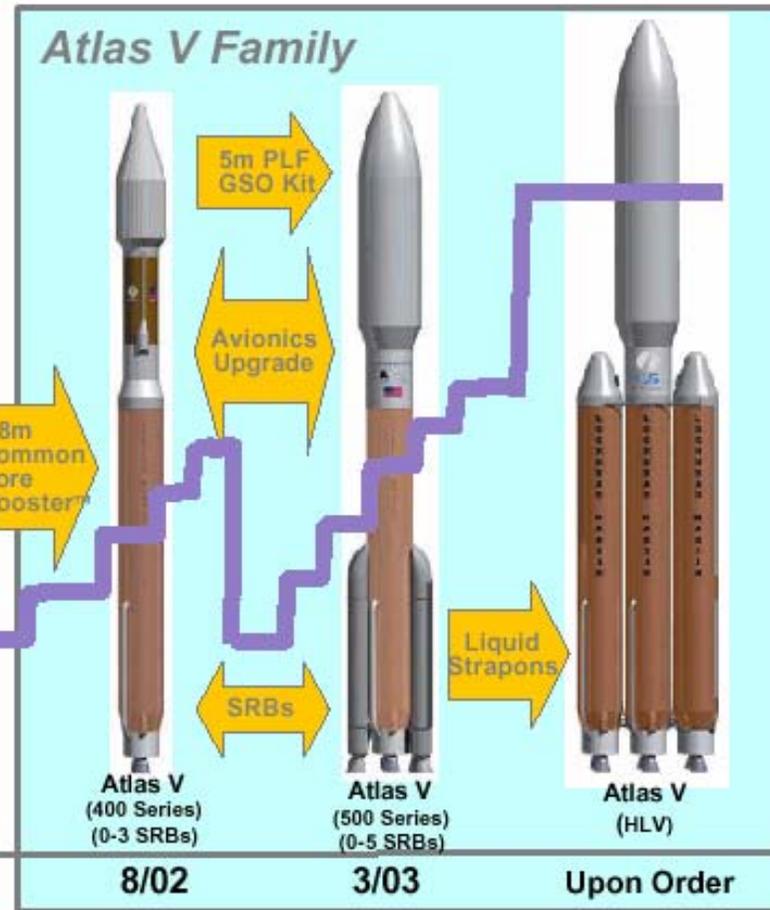
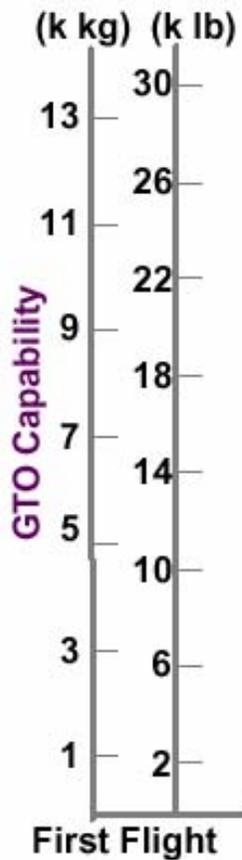
## 6. Atlas V

1er vol: 21 Août 2002  
7 vols réussis à ce jour



**401** Atlas V Vehicle Naming Designator Definition

- Number of Centaur Engines (1 or 2)
- Number of Solid Rocket Boosters (0 to 5)
- Fairing Usable Diameter (3-m, 4-m, 5-m)



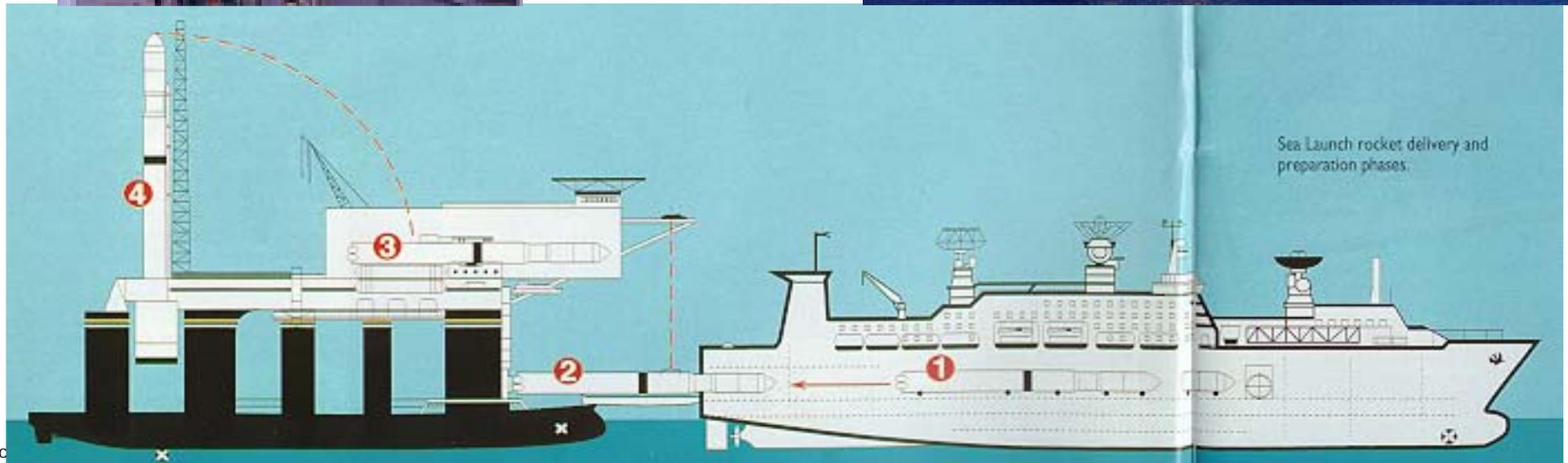


## **6. La concurrence actuelle : Sea Launch**

**Initiative Sea Launch** : Boeing (40%) + RSC Energia (25%)  
+ Kvaerner (20%) + KBYouzhnoye (15%)  
⇒ lancement du Zenit 3-SL depuis une plateforme marine



- bateau de transfert lanceur puis de commande
  - tir depuis l'équateur (îles Kiribati)
  - spécifiquement pour GTO : 6 tonnes de CU
  - 18 lancements à ce jour (1 échec)
- ↳ Projet de variante « Land Launch »





Commercialisé par International Launch Services  
(Lockheed-Krunichev-Energia)

### Architecture de base tri étage :

- \* 420 t (NTO-UDMH) avec 6 RD253 (10 MN)  
(I sv 316 s ; q 6 x 466 kg/s)
- \* 156 t (NTO-UDMH) avec 4 RD0210 (2,3 MN)  
(I sv 327 s ; q 4 x 195 kg/s)
- \* 47 t (NTO-UDMH) avec 1 RD0210 (608 kN)  
(I sv 326,5 s ; q 186 kg/s)

### Etage supérieur suivant la mission :

- \* K : Block-DM = 15,1 t (LOX-RP1) avec 1 11DM58  
(I sv 361 s ; q 22,2 kg/s) ou
- \* M : Breeze M = 20 t (N2O4-UDMH)

	PROTON D1e	PROTON M	PROTON KM
Premier vol	Opérationnel	1998	1999
Performance équivalente GTO 28.5°	4 500 kg	5 500 à 6 900 kg	6 000 kg

- \* version Breeze-M commerciale : 13 tirs, 2 échecs
- \* plus de 316 lancements Proton : fiabilité > 96%
- \* relativement pénalisé par la forte inclinaison de Baikonour
  - manoeuvres complexes (rallumages, visibilité, ...)
  - durée de mission longue pour le client
- \* 7 à 8 lancements commerciaux (occidentaux) par an
- \* coût estimé par sources AIAA : 50 - 70 M\$ par vol, voire moins

### Assemblage Final du Breeze M



Intégration de l'Etage Supérieur



Unité  
Centrale



Réservoir Torique  
additionnel

### Exemple : Mission #219 - Inmarsat 3F2



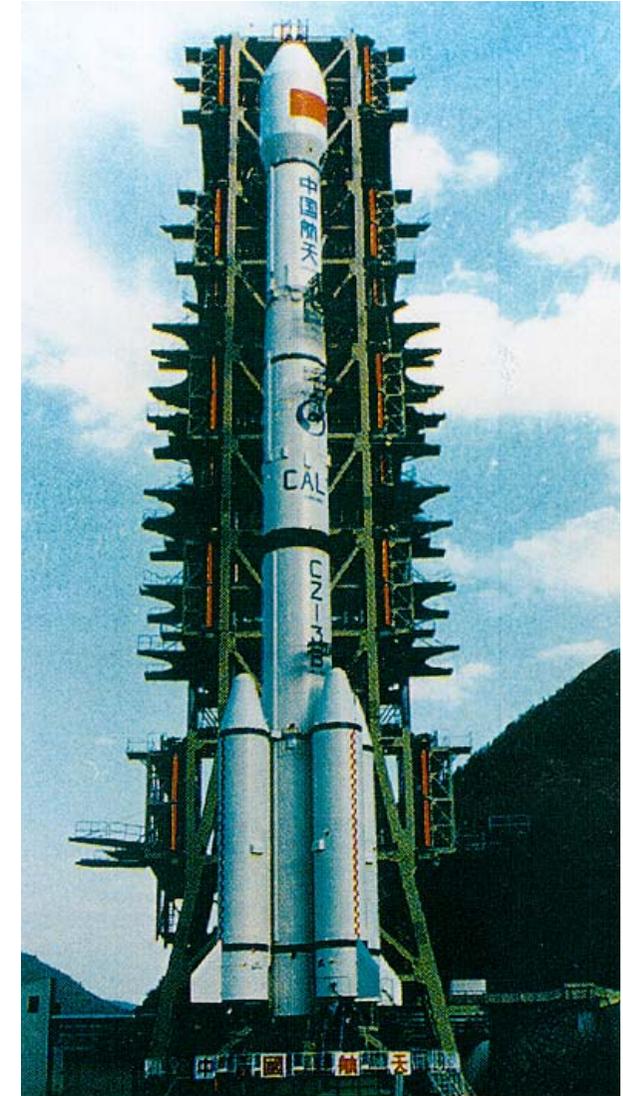


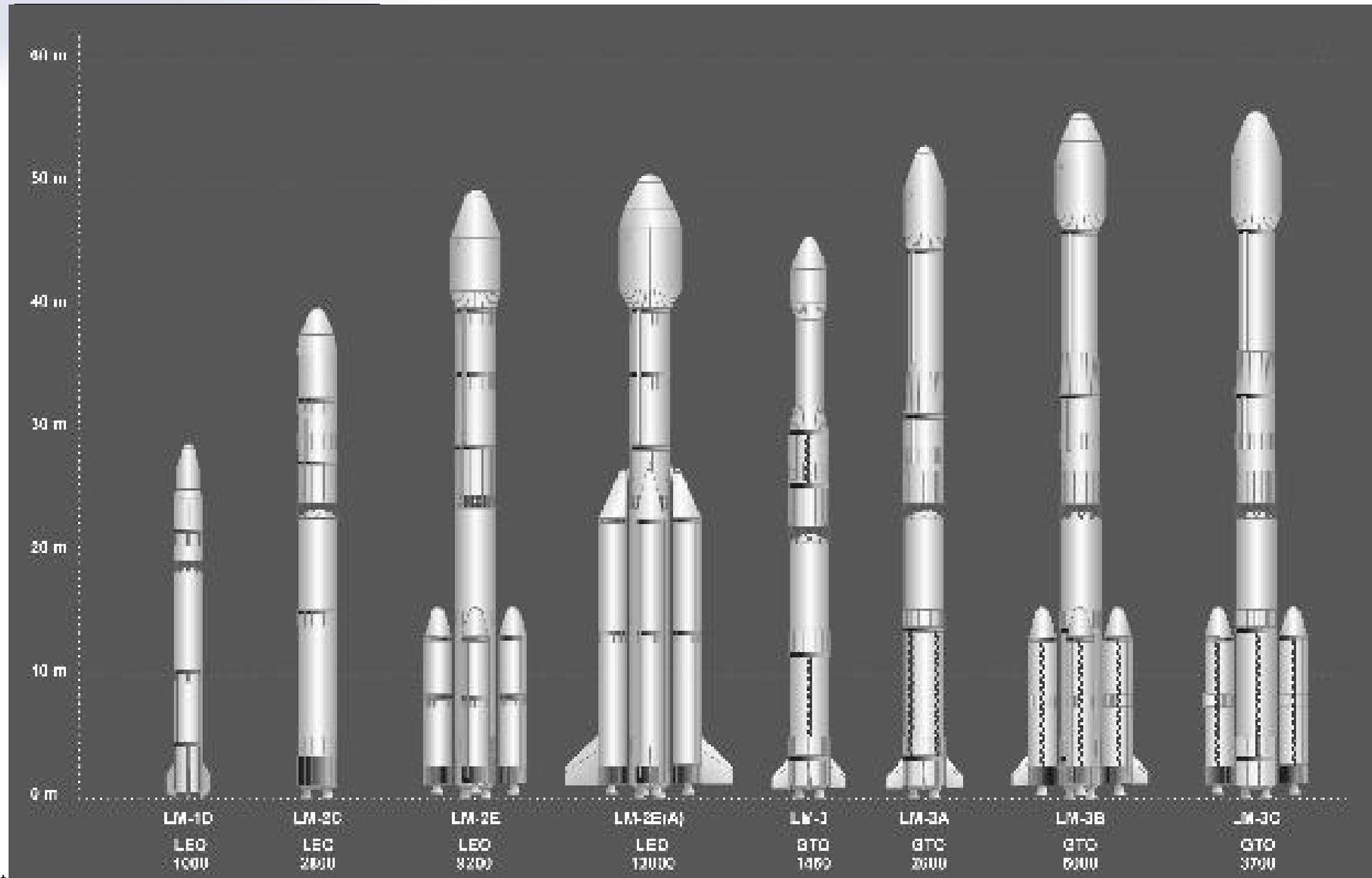
**Famille de lanceurs très similaire à Ariane 1-4 :**  
commercialisés par "China Great Wall Industry Corp"

↳ Exemple du 3A (classe Atlas-1) :

- \* 1er étage 142 t (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>+UDMH) avec 4 YF20B  
(I sv 260,6 s ; q 4 x 294 kg/s)
- \* 2ème étage 35 t (N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>+UDMH) avec 1 YF22B  
(I sv 280 s ; q 287 kg/s)
- \* 3ème étage 8 t (H<sub>2</sub>+O<sub>2</sub>) avec 1 YF-73 quadri-chambres  
(I sv 420 s ; q 10,7 kg/s)

⇒ GTO (2.300 kg en 28,5°), LEO (8t en 400 x 400 x 28,5°)  
7 tirs depuis 1994



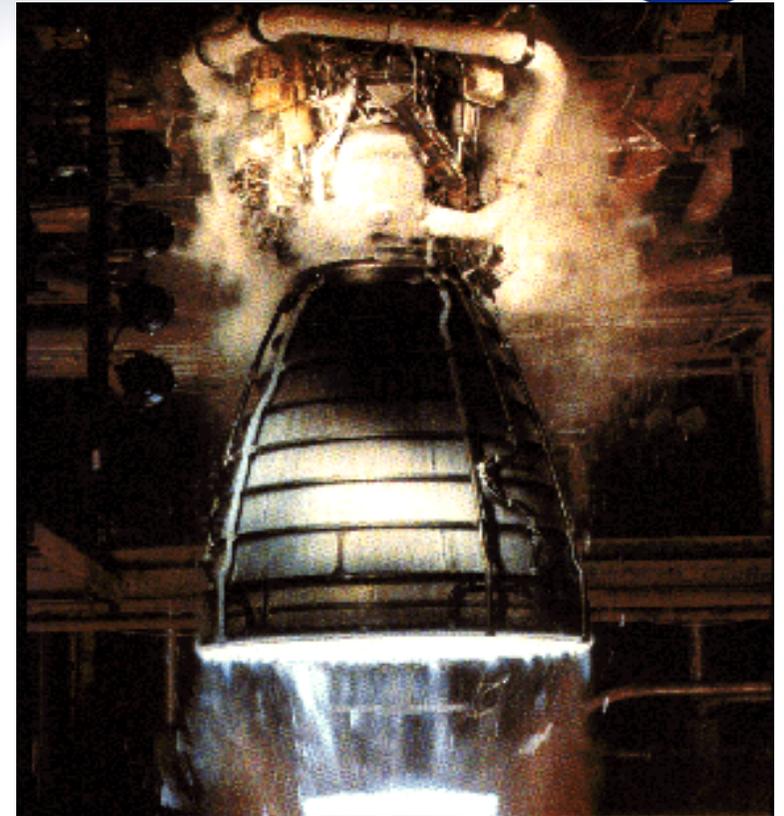


## 6. Les autres lanceurs lourds : Space Shuttle US

- \* 2 boosters à poudre 500 t
  - . Poussée maxi : 11.747 kN
  - .  $I_{sp}$  : 269 s (vide), 237 s (sol)
  - . Temps de combustion 124 s
  - . Diamètre 3,7 m, longueur 38,5 m
- \* Étage central 720 t LOX-LH2
  - . Masse sèche 30 tonnes
  - . Diamètre 8,7 m, longueur 46,9 m
- \* Shuttle Orbiter équipé de 3 moteurs SSME
  - . Masse totale : 100 tonnes
  - . Temps de combustion: 480 s
  - .  $I_{sp}$  : 455 s
  - . Poussée : 3 x 2.300 kN



- \* Non commercialisée :  
missions exclusivement gouvernementales
- \* Extrêmement chère ( $\cong$  450 M\$ par vol)
- \* 120 vols – 2 échecs – 14 morts
- \* Retour en vol en Juillet 2005 puis Mai 2006 ?
- \* Vols dédiés au servicing I SS
- \* Arrêt prévu en 2010



### Geostationary Satellite Launch Vehicle GSLV (Inde) :

- \* Évolution du PSLV développée par l'ISRO
- \* Performance: 2,5 t en GTO (classe Insat 2)
- \* 1<sup>er</sup> étage poudre : 129 t HTPB (débit moyen  $q$  1.250 kg/s)
- \* 2<sup>ème</sup> étage : 37,5 t (NTO+UDMH) avec 1 Vikas (dérivé du Viking d'Ariane 1 à 4) ( $I_{sp}$  293 s;  $q$  252 kg/s)
- \* 3<sup>ème</sup> étage 12,5 t (LOX+LH<sub>2</sub>) ( $I_{sp}$  450 s ;  $q$  15,6 kg/s)  
Version initiale dérivée du KVRD russe  
Nouvelle version avec moteur indien (2006)
- \* 4 Boosters Liquides 40 t avec Vikas

3 vols réussis à ce jour



## Famille ANGARA (Lockheed-Martin + Krunichev)

↳ Projet de gros lanceur modulaire en remplacement du Proton

↳ Architecturé suivant un gros CRM (Common Rocket Module)

Lancé depuis Plesetsk



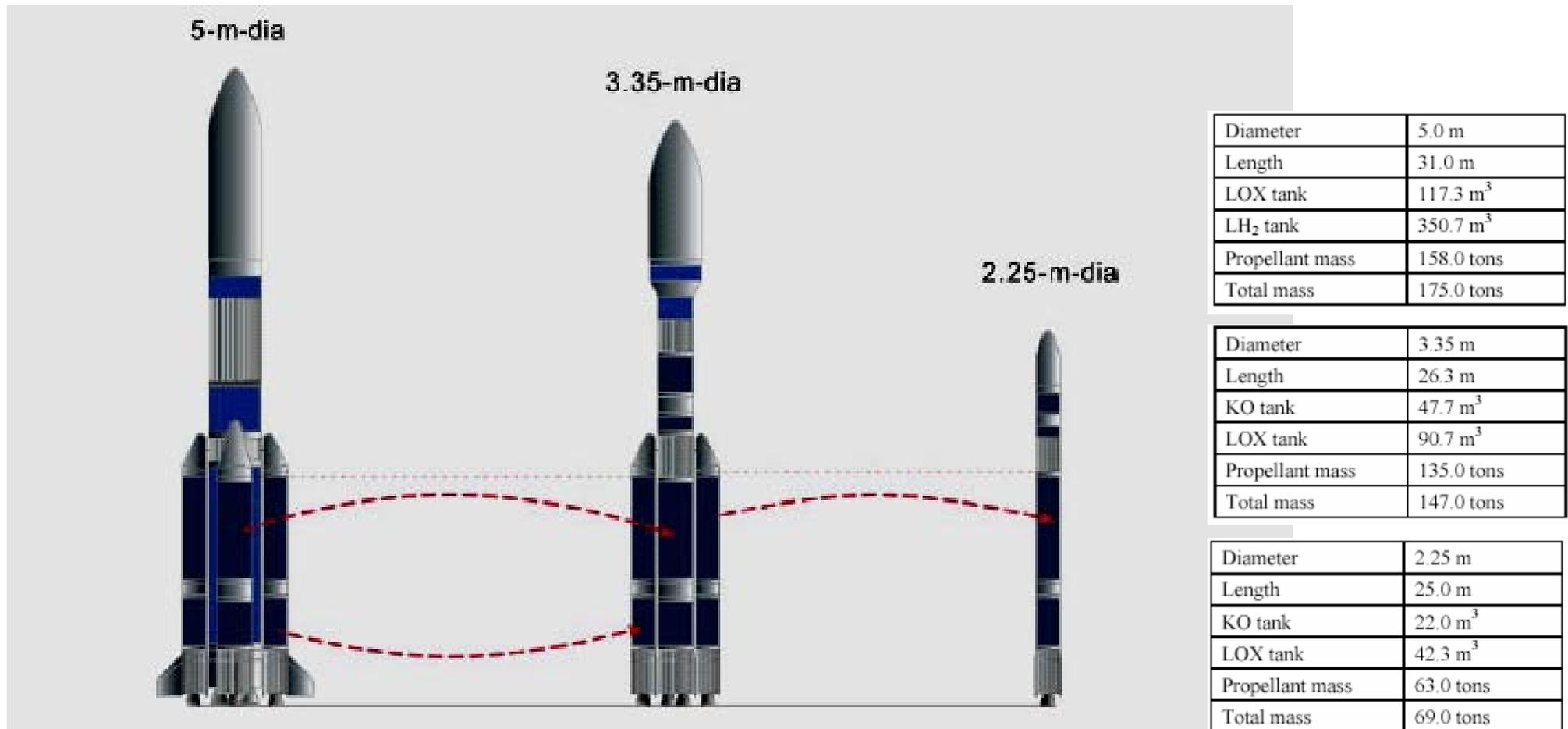
LV Type	Light Class		Medium Class	Heavy Class	Super- Heavy Class	
	Angara 1.1	Angara 1.2	Angara 3	Angara 5	Angara 5-UKVB	
Launch Weight (metric, T)	149	171	480	773	790	
PL mass on orbit launched from Plesetsk	Low $H_{cir} = 200$ km, $i = 63$	2.0	3.7	14.6	24.5	28.5
	Geotransfer $H_{per} = 5500$ km, $i = 25$	—	—	2.4	(5.4*) 6.6	8.0
Years of Production	2003		2004	2005*/07		

### Famille Long-March 5

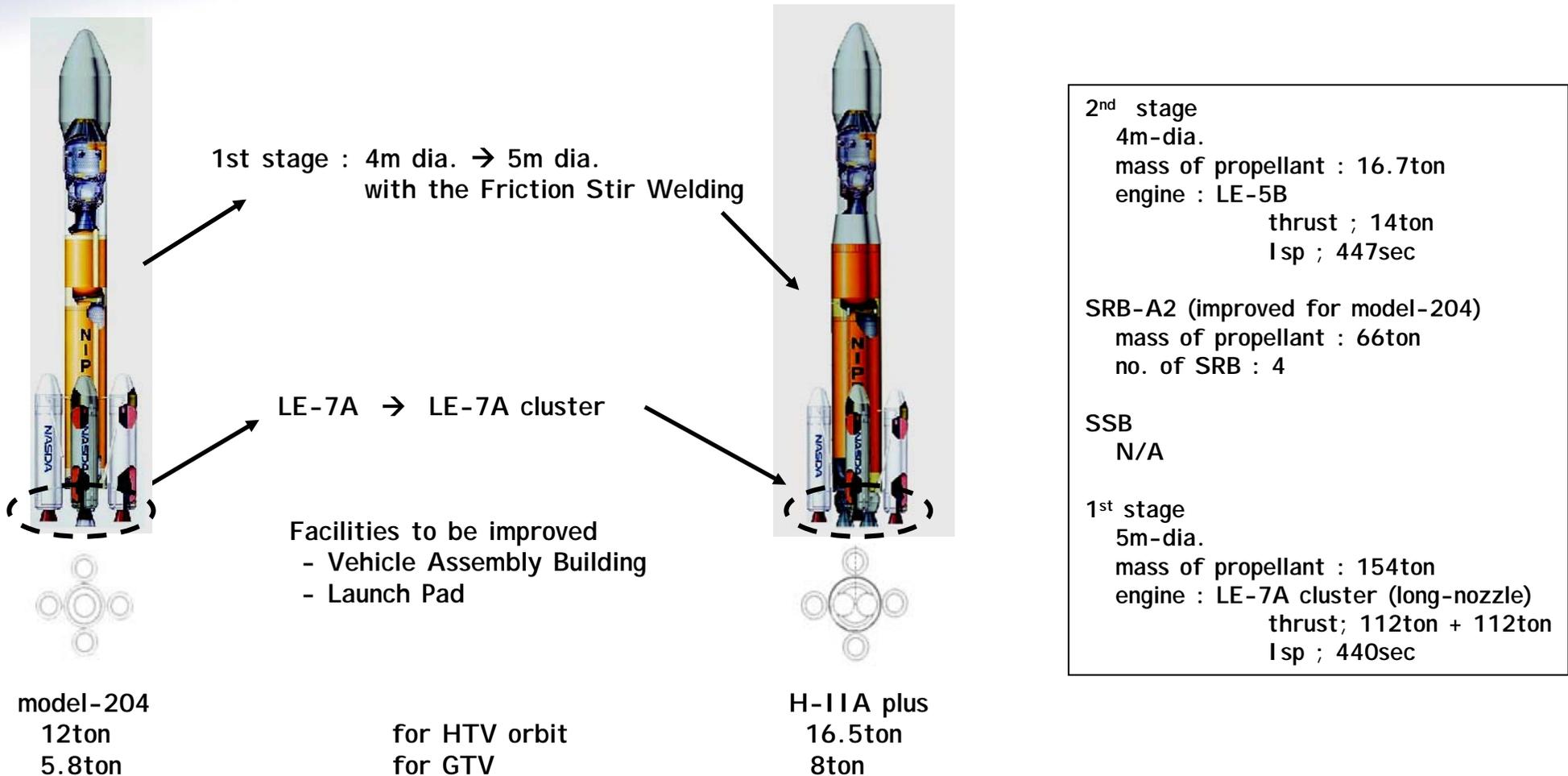
↳ Projet de nouvelle famille de lanceurs lourds chinois Modulaires

↳ Architecturé suivant 3 modules (diamètres 5 m, 3.35 m, 2.25 m)

⇒ Couvre toute la gamme de charges utiles entre 1,5 t LEO et 14 t GTO !



## Nouvelle évolution du H-I I A japonais ⇒ capable de lancer le HTV



### ***Problématique principale :***

↪ ***Capacité de réaction rapide à des évolutions de marché, de concurrence ou de politique***

⇒ Cadre typique : préparation de la génération post-Ariane 5

⇒ Exigences générales :

- Missions lourdes entre 4,5 et 7 tonnes en GTO – 20 tonnes en LEO
- Très grande flexibilité – Très grand choix de missions
- Robustesse des concepts
- Lancement depuis Kourou
- Coopération possibles avec la Russie
- Forte réduction des coûts de développement et de mission

↪ ***Trois grandes familles de concepts :***

- Lanceurs consommables
- Lanceurs semi-réutilisables
- Lanceurs réutilisables TSTO (Two Stage To Orbit)

### **Lanceurs consommables :**

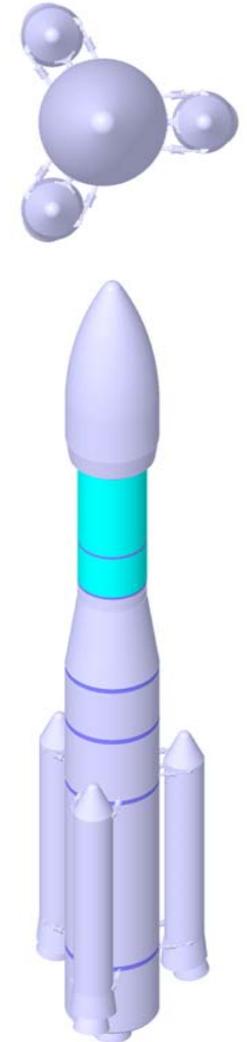
#### Concept linéaire tout cryotechnique :

- 1er étage :           Chargement 284 tonnes,  
                          Bi-moteur : gros 4000 kN innovant
- 2nd étage :           Chargement 58 tonnes  
                          Bi-moteur à base de Vinci

↪ Semble actuellement trop cher...

#### Concept linéaire boosté :

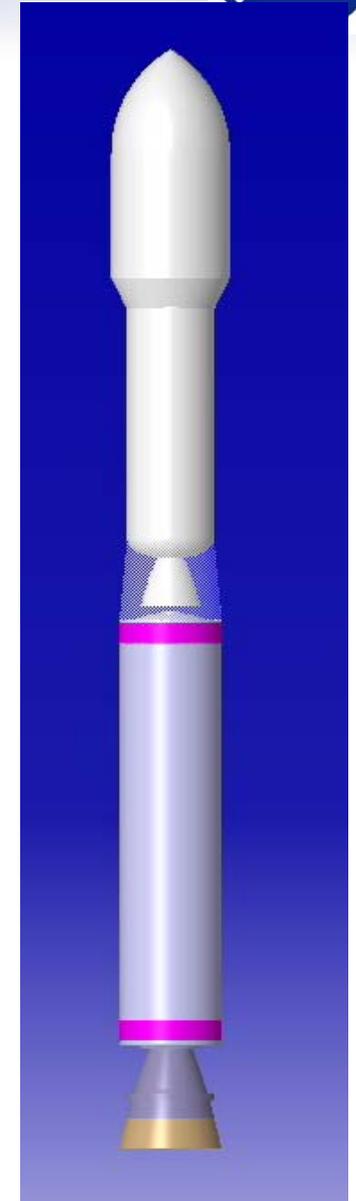
- 1er étage :           Chargement 150 tonnes  
                          Mono-moteur
  - 2nd étage :           Chargement 40 à 50 tonnes  
                          Bi-moteur à base Vinci
  - N boosters additionnels (0 à 5) de 60 tonnes
- ↪ Concept très prometteur, sans doute encore trop cher



### **Lanceurs consommables :**

#### Concept linéaire à premier étage solide :

- 1er étage :           Chargement 300 à 500 tonnes,  
                          Propulsion à poudre  
                          Conception très innovante
    - . Structure composite
    - . Chargement à composition variable
    - . Coulée continue
    - . Protection thermique dépôt liquide
    - . Intégration très simplifiée
  - 2nd étage :           Chargement 55 tonnes  
                          Mono ou Bi moteur à base de Vinci
  - Modularité potentielle par ajout d'un étage intermédiaire
- ↳ Très prometteur !



### **Lanceurs consommables :**

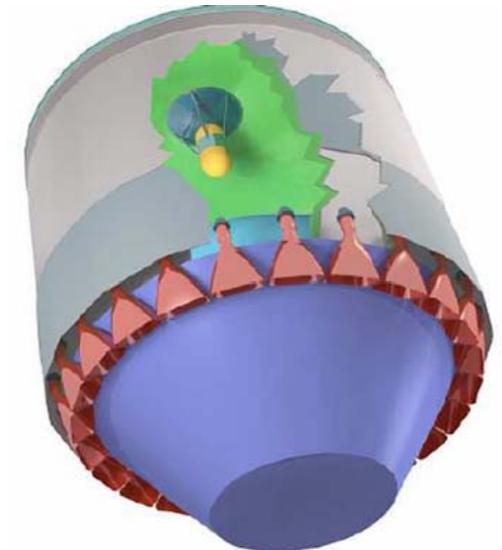
#### Etages supérieurs cryotechniques innovants :

- Basse pression :
  - Pressurisation par flux solaire, par accumulateur ou par pile à combustible
  - Motorisation à faible poussée  $\cong 2$  kN
  - Etage très simplifié
- Haute pression :
  - Réservoirs en composite
  - Etage pressurisé : pas de turbopompes
  - Nombreux petits moteurs simples
  - Etage très simplifié : pilotage par off-modulation

↪ Nombreuses variantes en cours d'étude



EADS-ST



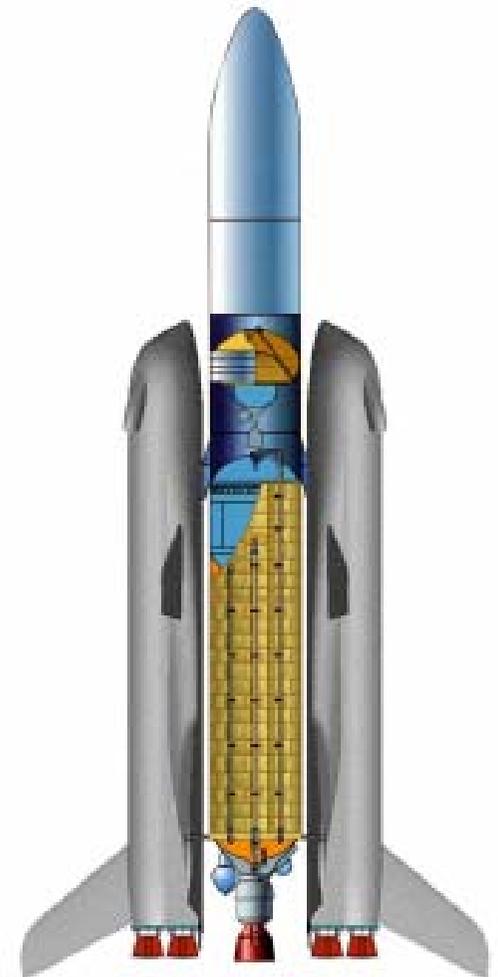
Calabro

### *Lanceurs semi-réutilisables :*



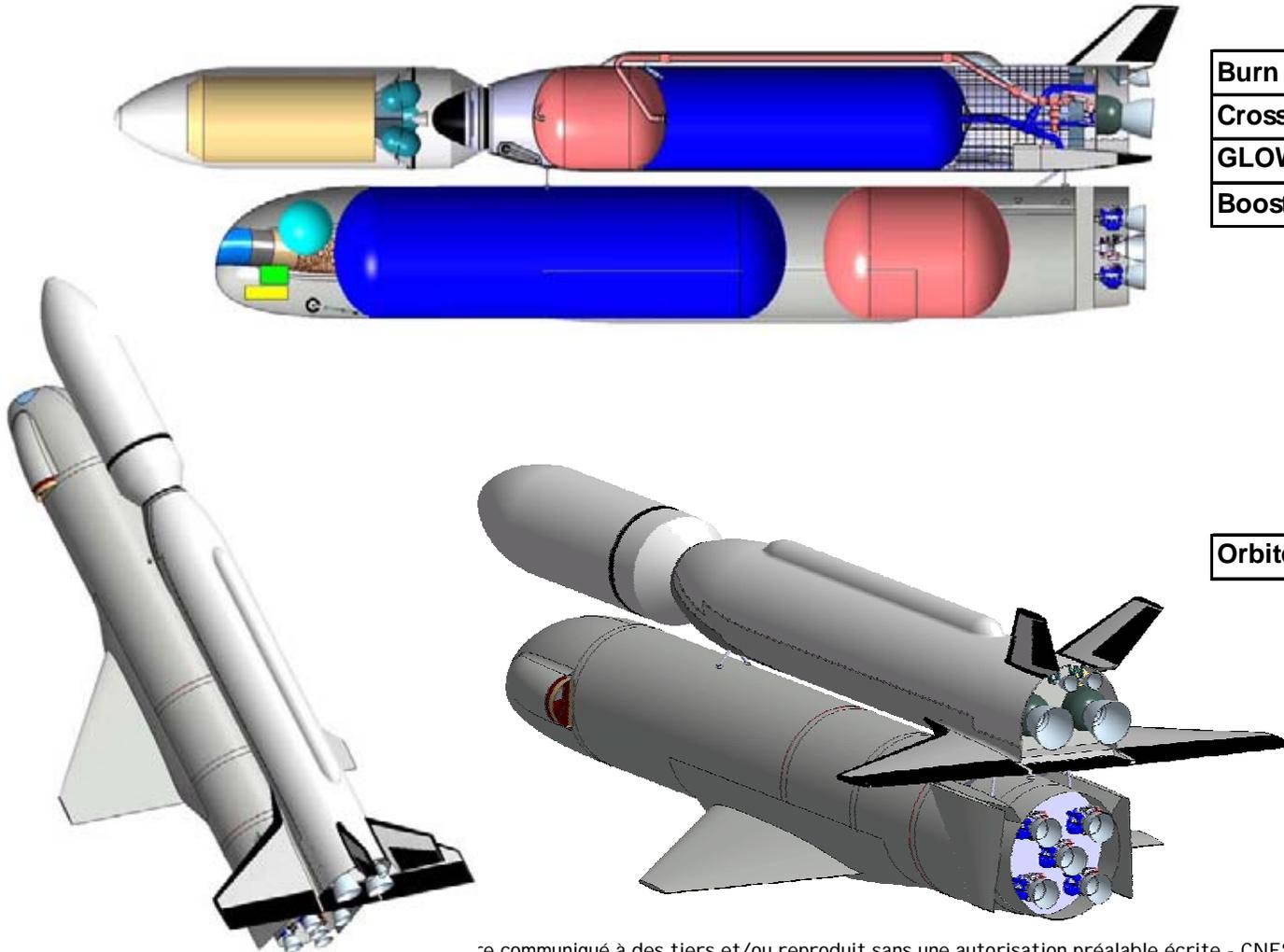
#### Exemple du concept Bargouzin (CNES-Tsniimash) :

- Réutilisation complète du corps central Ariane 5
- Remplacement des EAP par des boosters liquides réutilisables
  - Propulsion dérivée des Vulcain
  - Chargement environ 180 tonnes LOX-LH2
  - Réutilisation moteur limitée à 10 vols maxi
- Intérêt non confirmé :
  - Fort impact sol, donc coûts de développement
  - Faible intérêt au niveau coûts mission
  - Plusieurs points très critiques techniquement
- Pourrait se justifier comme première étape vers TSTO
- Pourrait permettre une étape majeure de coopération russe



## Lanceurs réutilisables TSTO :

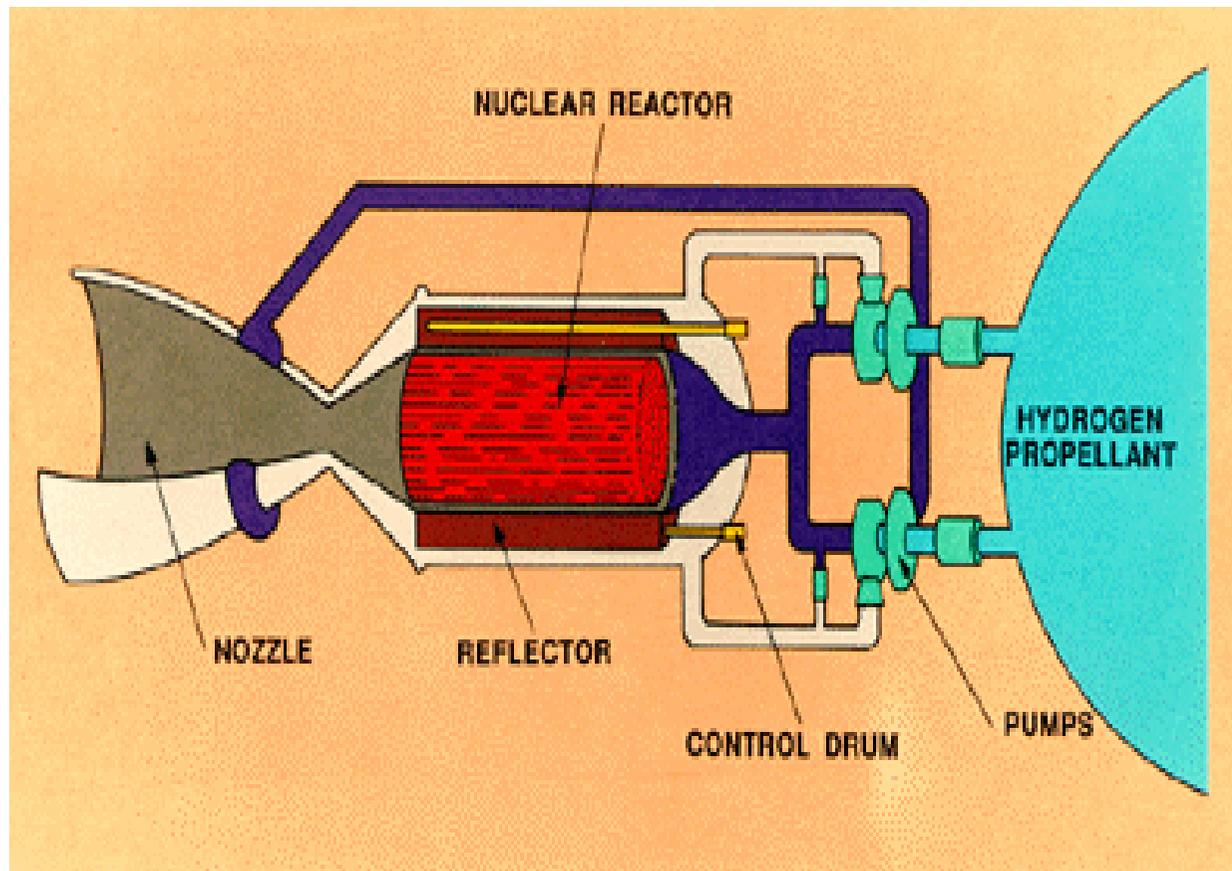
Exemple du concept Everest :



Separation Mach Number	6
Geometry	Parallel Aftward
Payload	TBD
Position	Forward
Return capability	No
Burn Sequence	Parallel
Cross Feeding	Yes
GLOW (t)	689 + P/L
Booster	94-t inert mass
Length (m)	48
Diameter (m)	7
Fuel / Oxidiser	LH2 / LO2
Propellant Loading (t)	379
Engines	5 SC
Engine Isp (SL-V), s	391-435
Engine Thrust (SL-V), t*	147-164
Orbiter	46-t inert mass
Length (m)	36,4
Diameter (m)	5,6
Fuel / Oxidiser	LH2 / LO2
Propellant Loading (t)	169
Engines	2 SC
Engine Isp (SL-V), s	360-448,3
Engine Thrust (SL-V), t	135-169

## 8. La propulsion du futur

### Propulsion Nucléo-Thermique

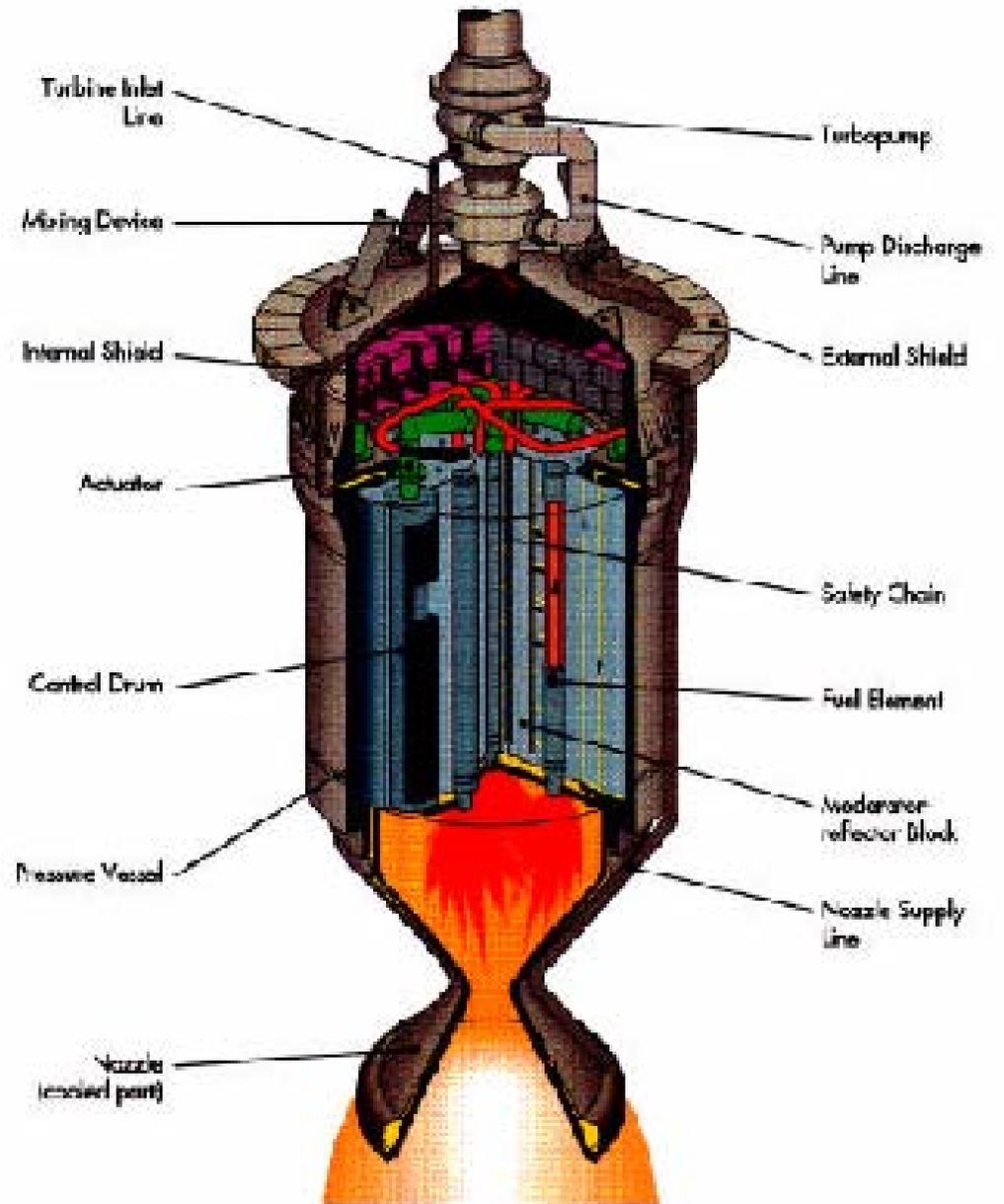
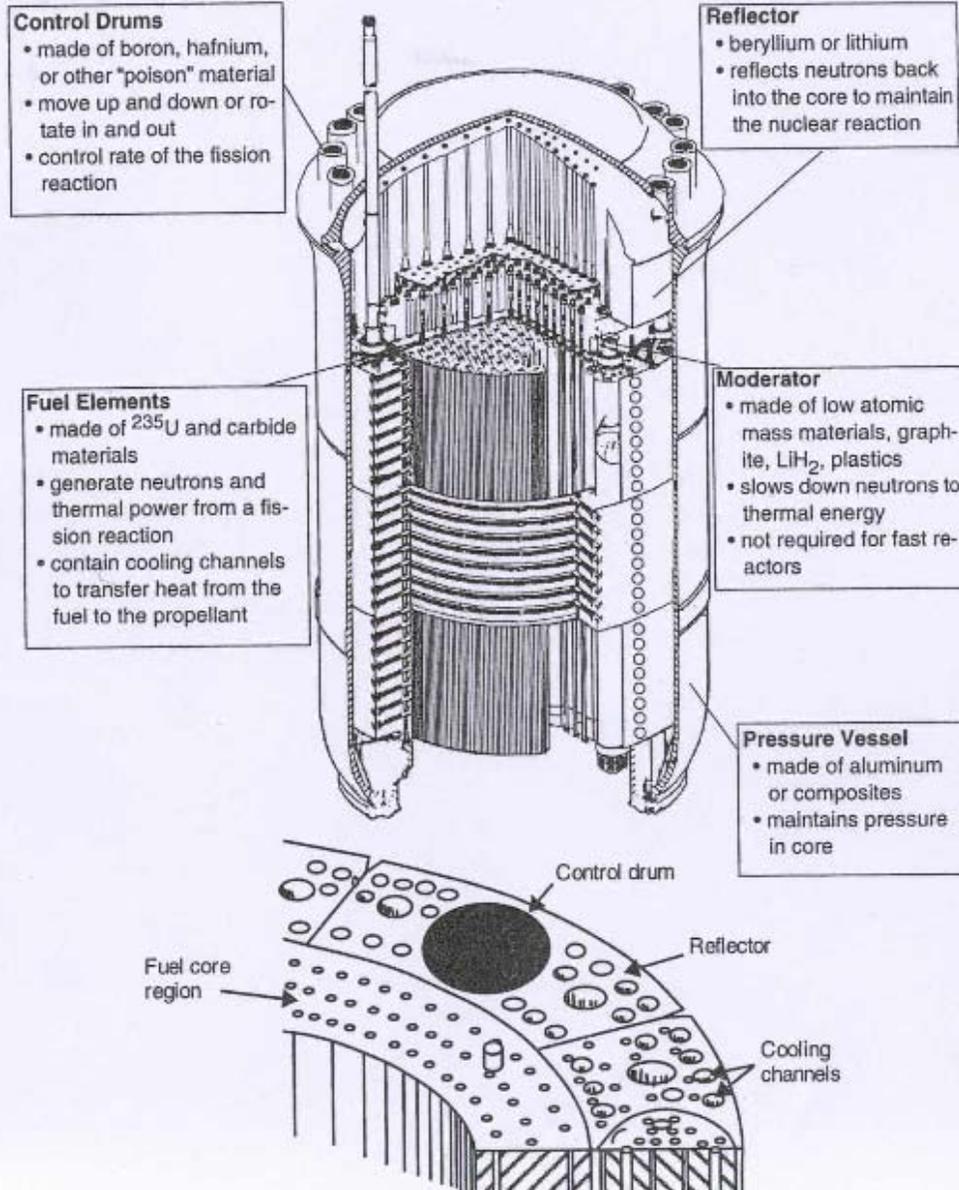


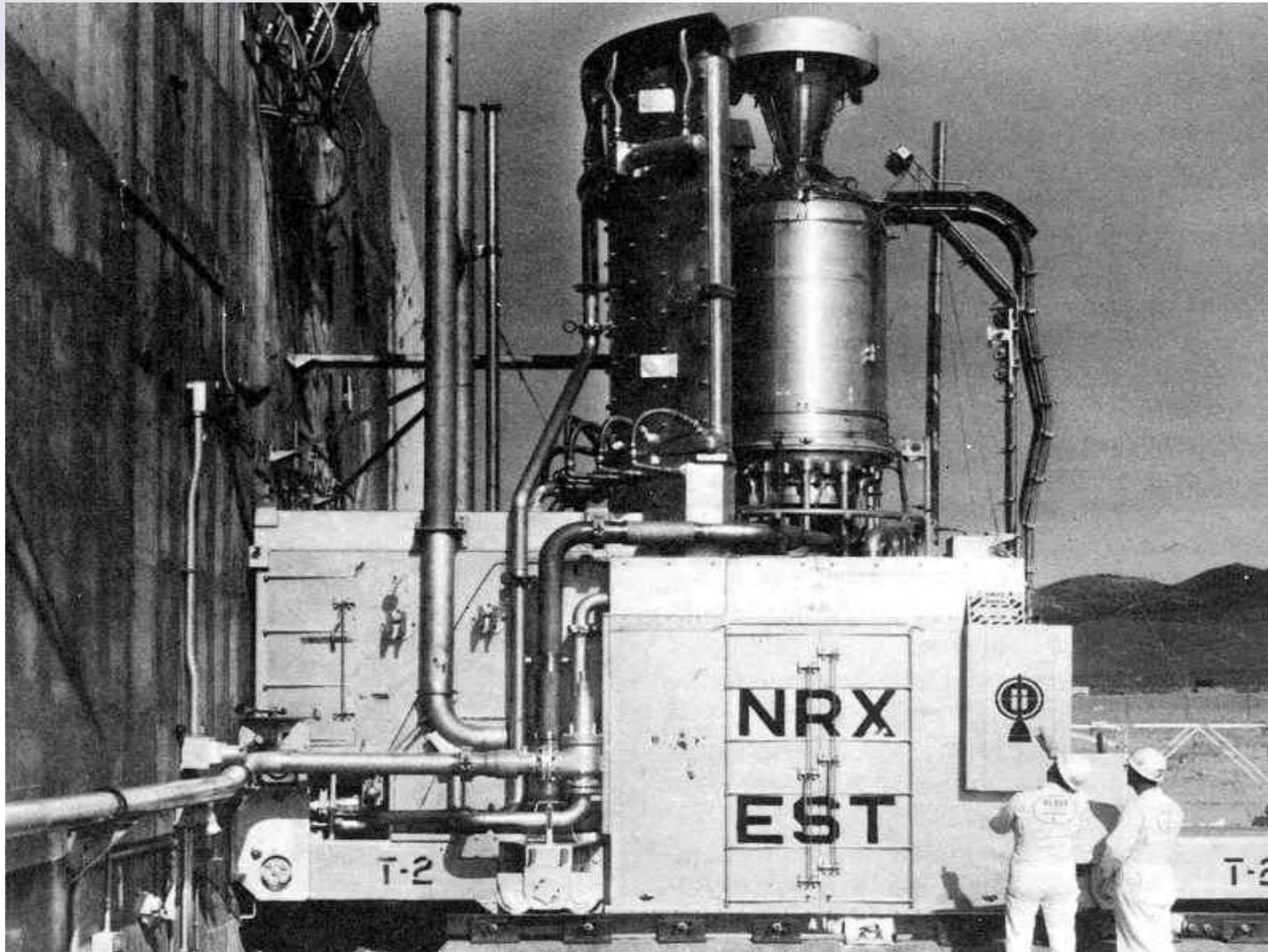
- $w = 9000 \text{ m/s}$
- $F = 330 \text{ kN}$
- $T_c = 2700 \text{ K}$
- $m = 5.7 \text{ t}$  (moteur)

# 8. La propulsion du futur

## MAPS

### Nuclear Engine for Space Propulsion



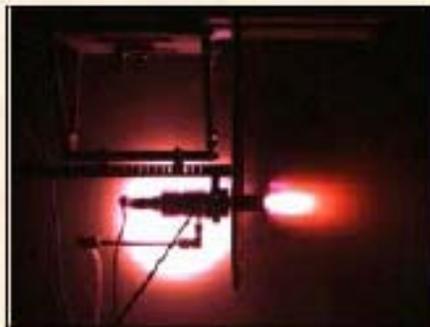
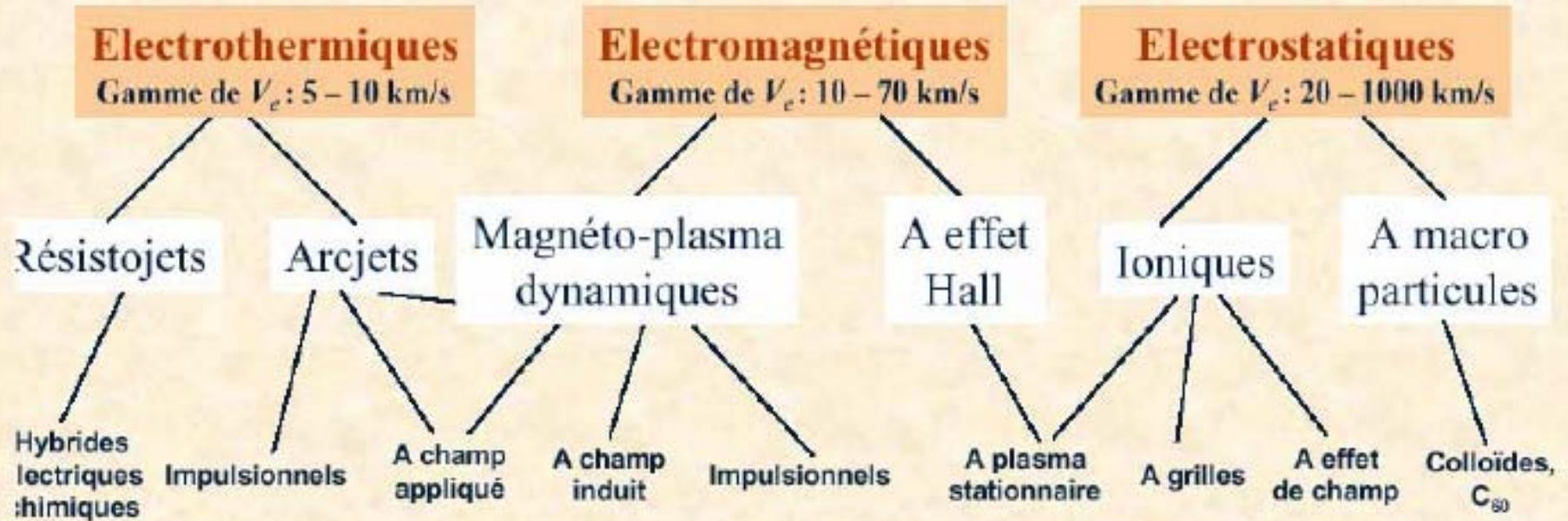


From NASA

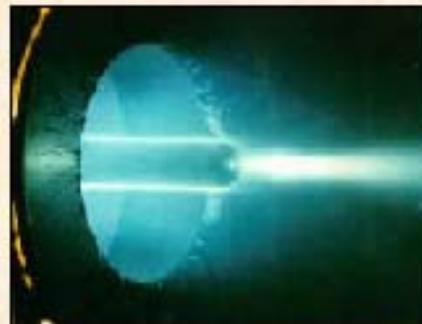
**Phoebus 1-B : 340 kN pendant 30 minutes (1966)**

## Les familles de propulseurs électriques

⇒ Poussée actuellement très limitée par la puissance électrique à bord



Arcjet 1 kW (Centrosazio, I)



MPD impulsionnel (U. Princeton, USA)

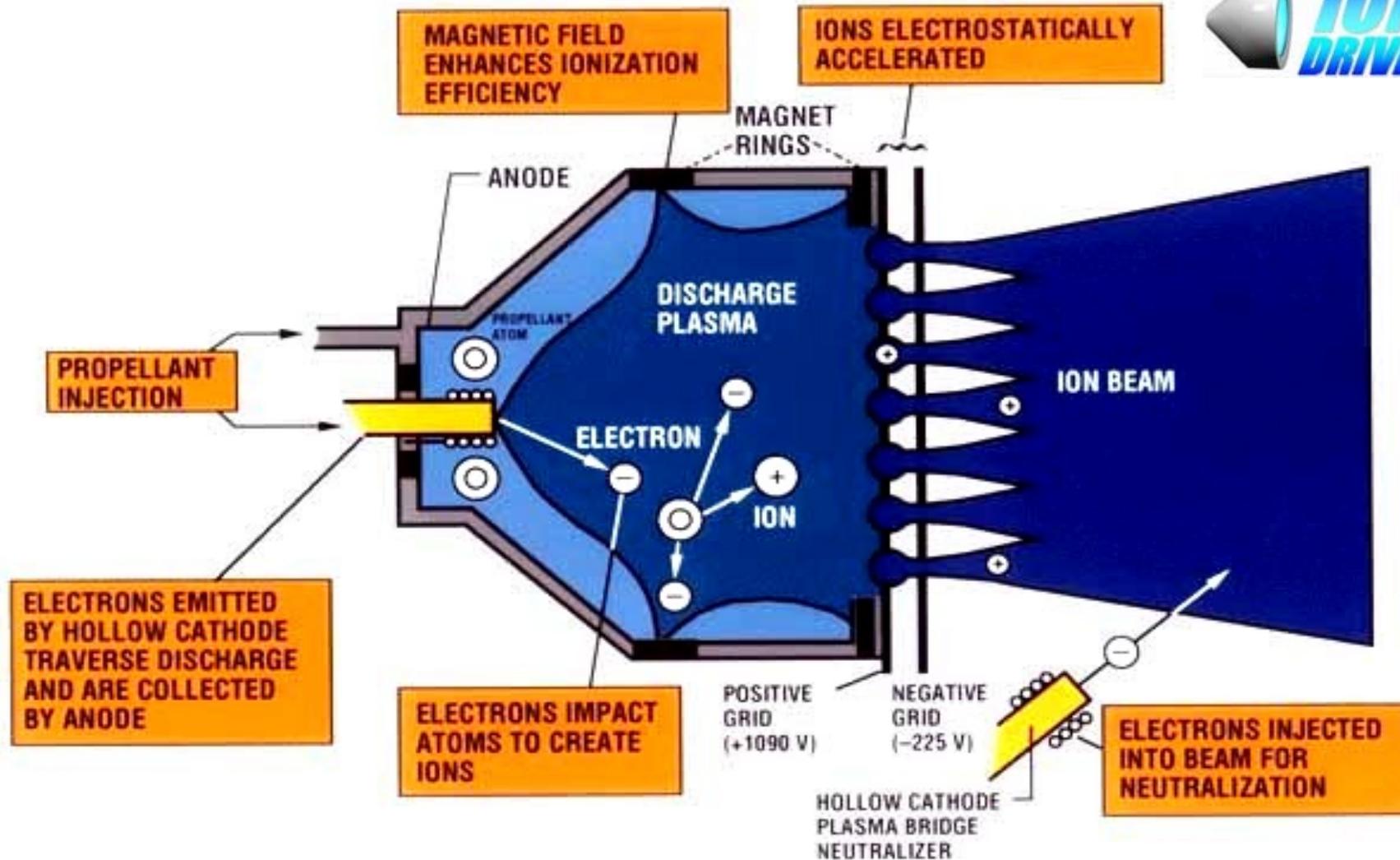


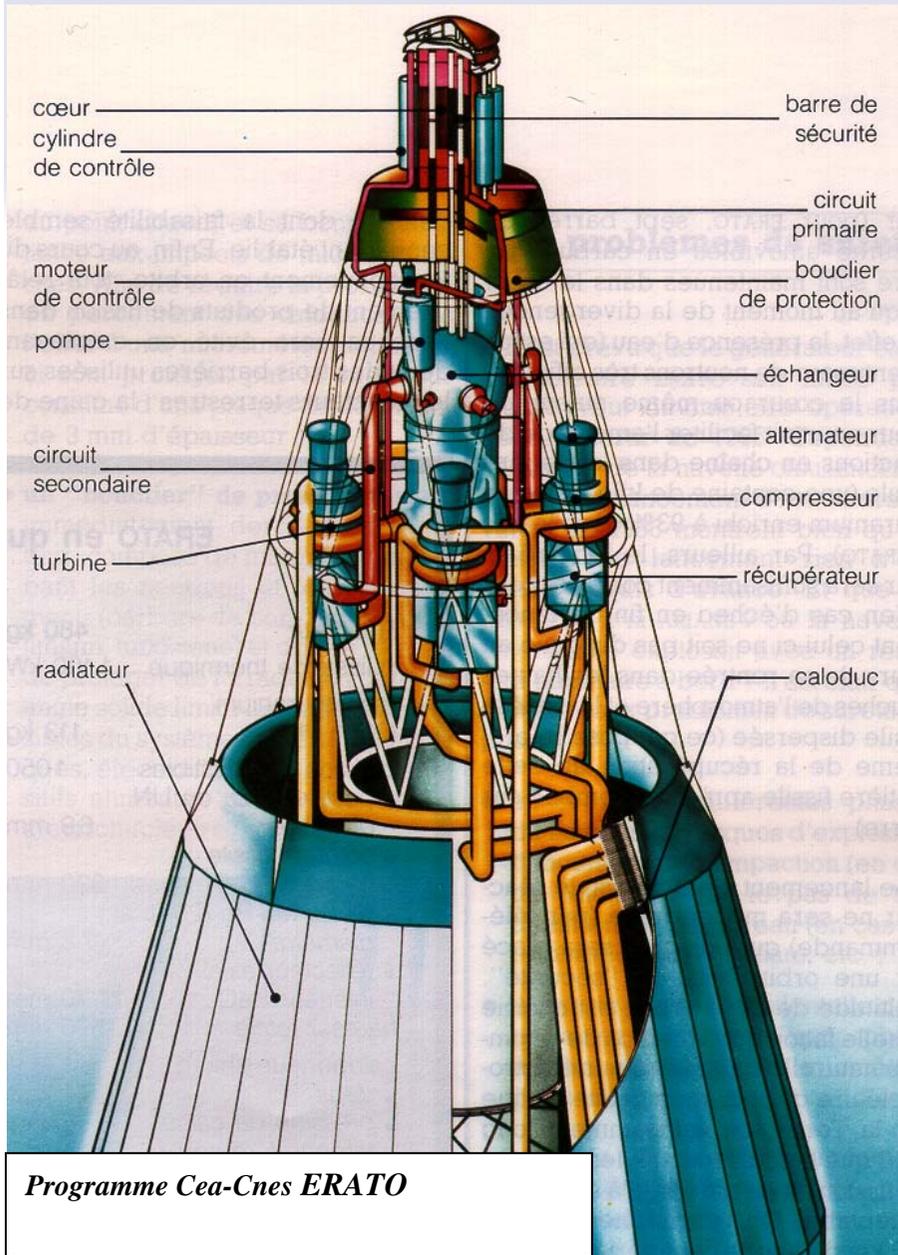
PPS 5 kW (Sneema, F)



Ionique à grilles 2,3 kW (NASA/Boeing, U)

## Moteur électrostatique ionique





### Propulsion Nucléo-Electrique (ERATO)

**Poussée :** 10 mN – 10 N

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

**Vitesse d'éjection :** 2 km/s - 10 km/s

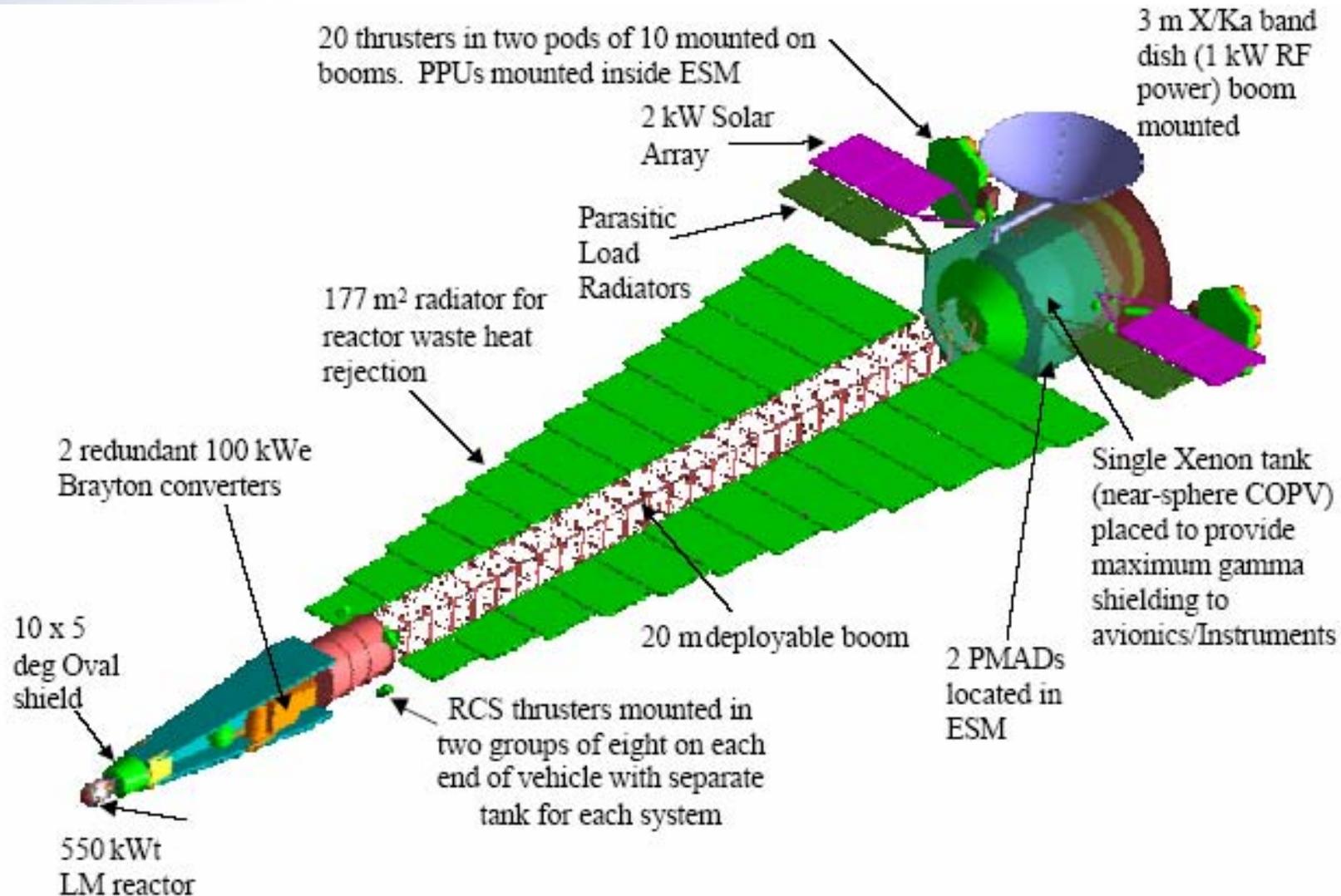
**Puissance électrique :** 10 kWe - 10 MWe

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

**Durée de vie :** 7 à 10 ans

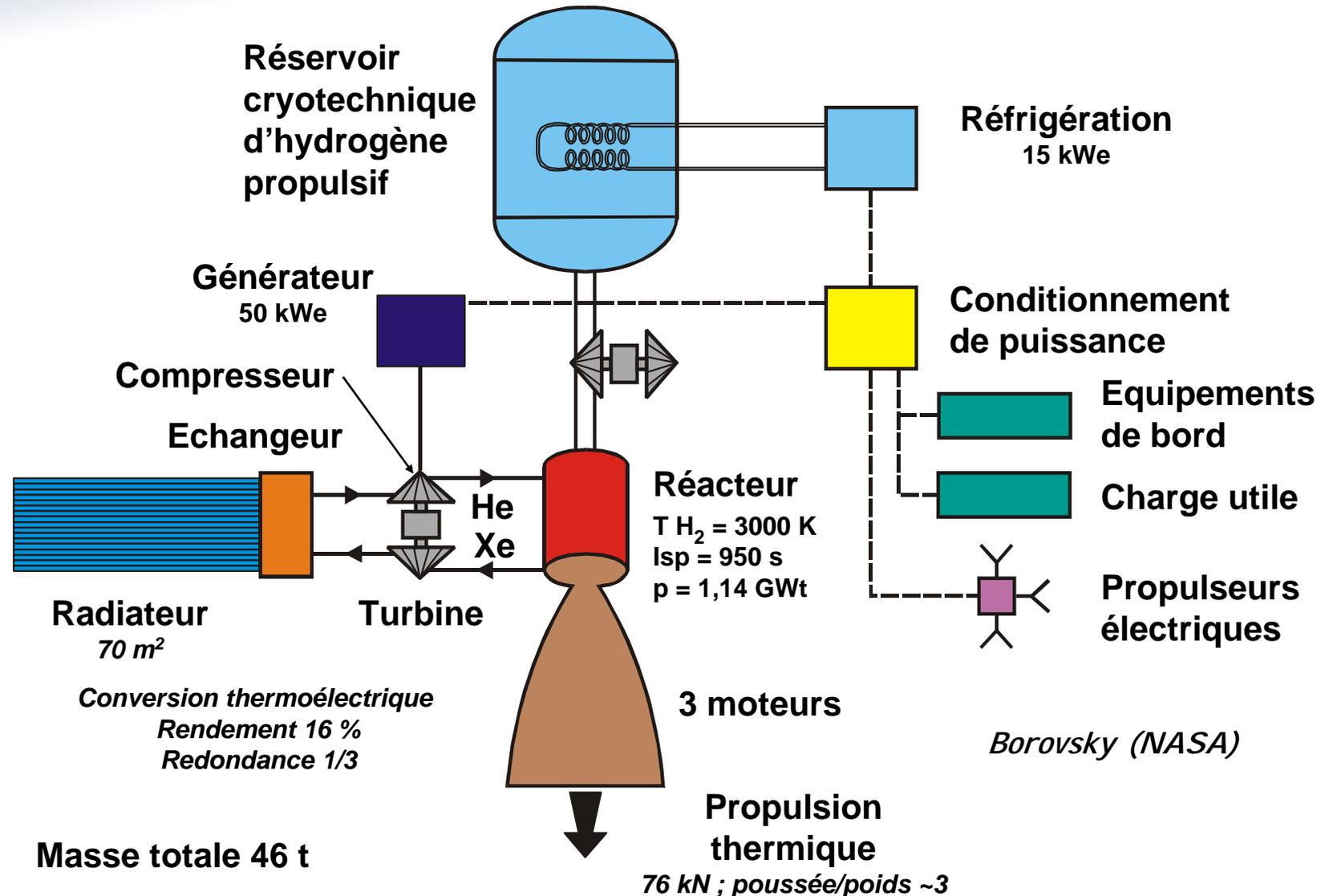
*Programme Cea-Cnes ERATO*

## Propulsion Nucléo-Electrique (Prometheus)

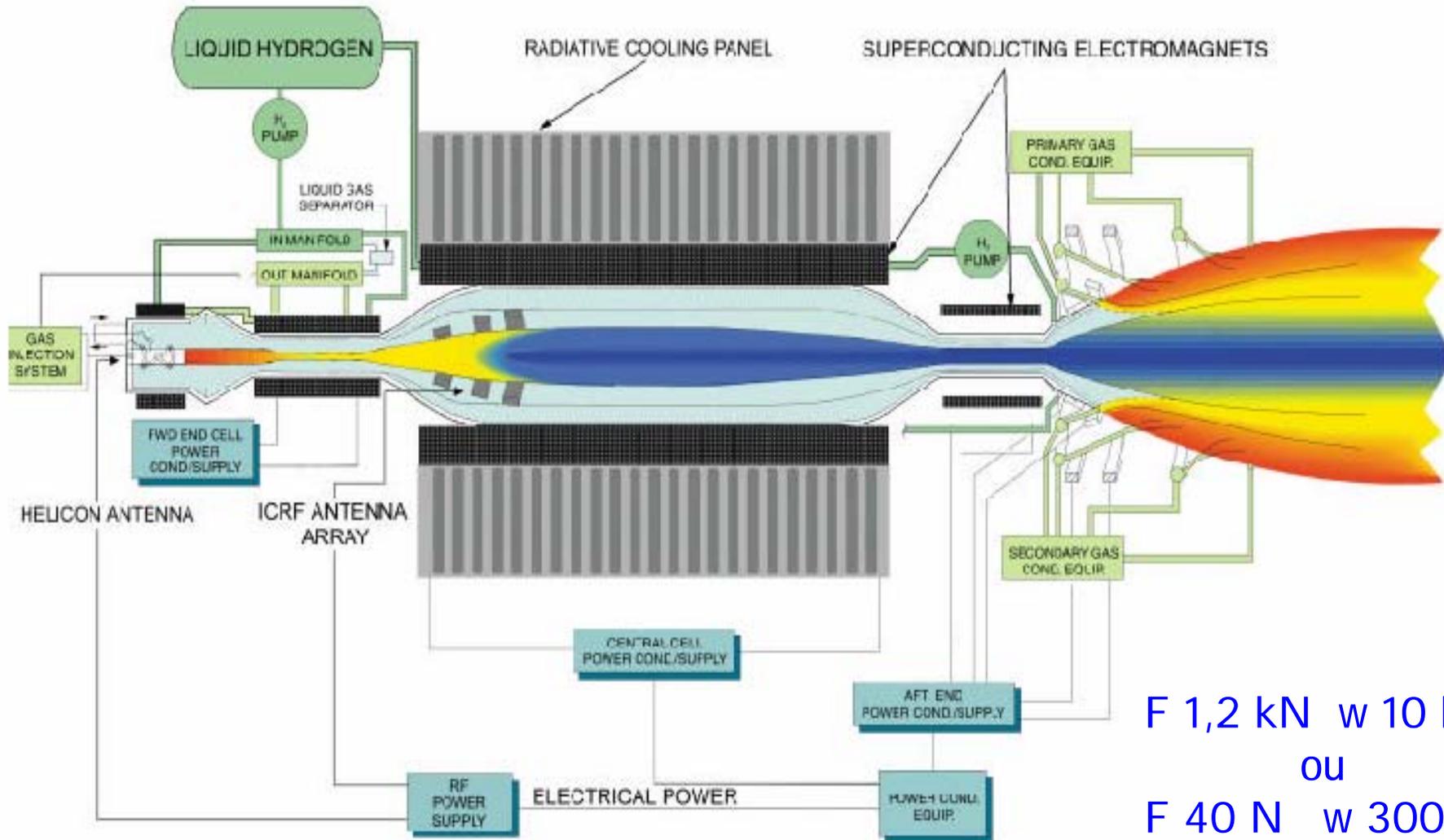


# 8. La propulsion du futur

## Propulsion Nucléaire bi-modale



## Moteur Plasmique VASIMR (NASA)



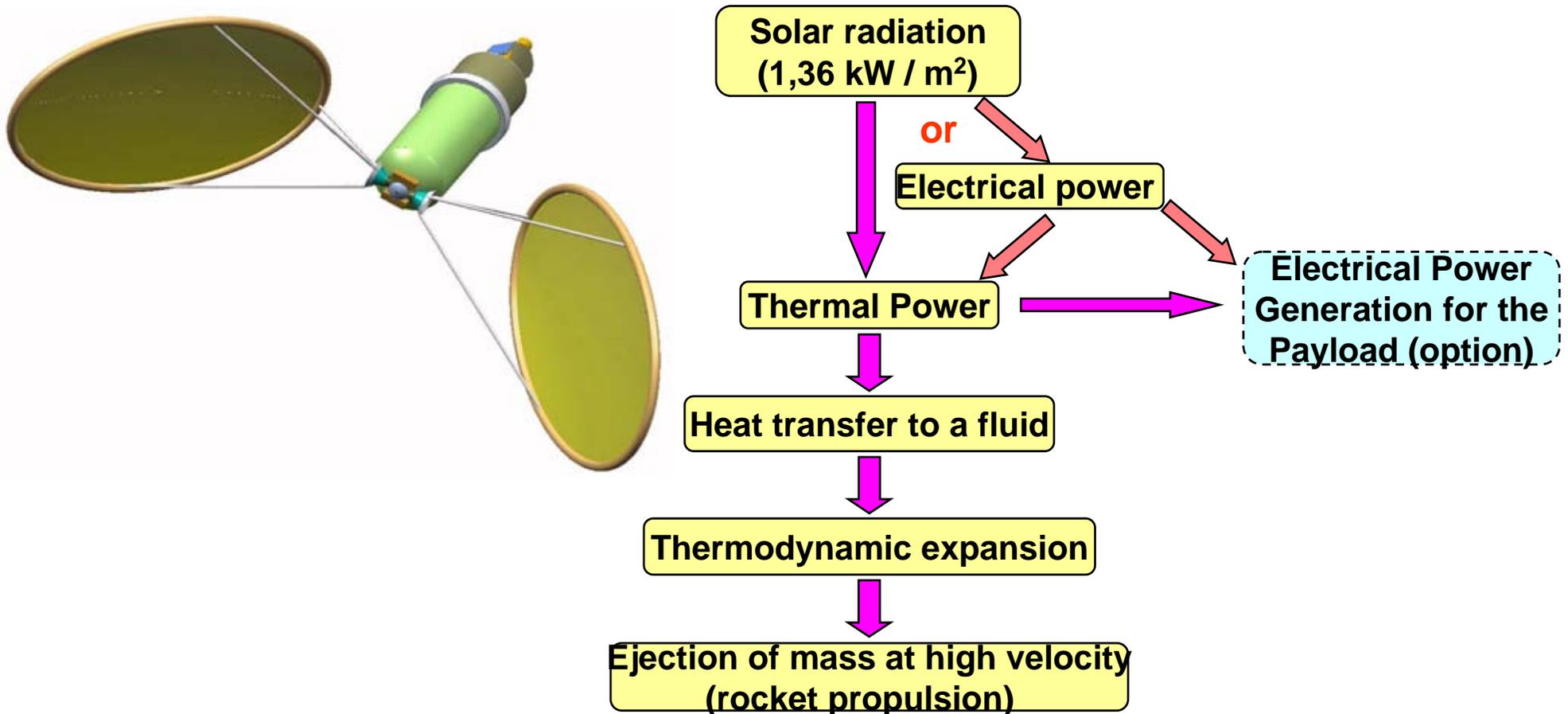
F 1,2 kN w 10 km/s  
 ou  
 F 40 N w 300 km/s

## 8. La propulsion du futur

### Propulsion Héliothermique

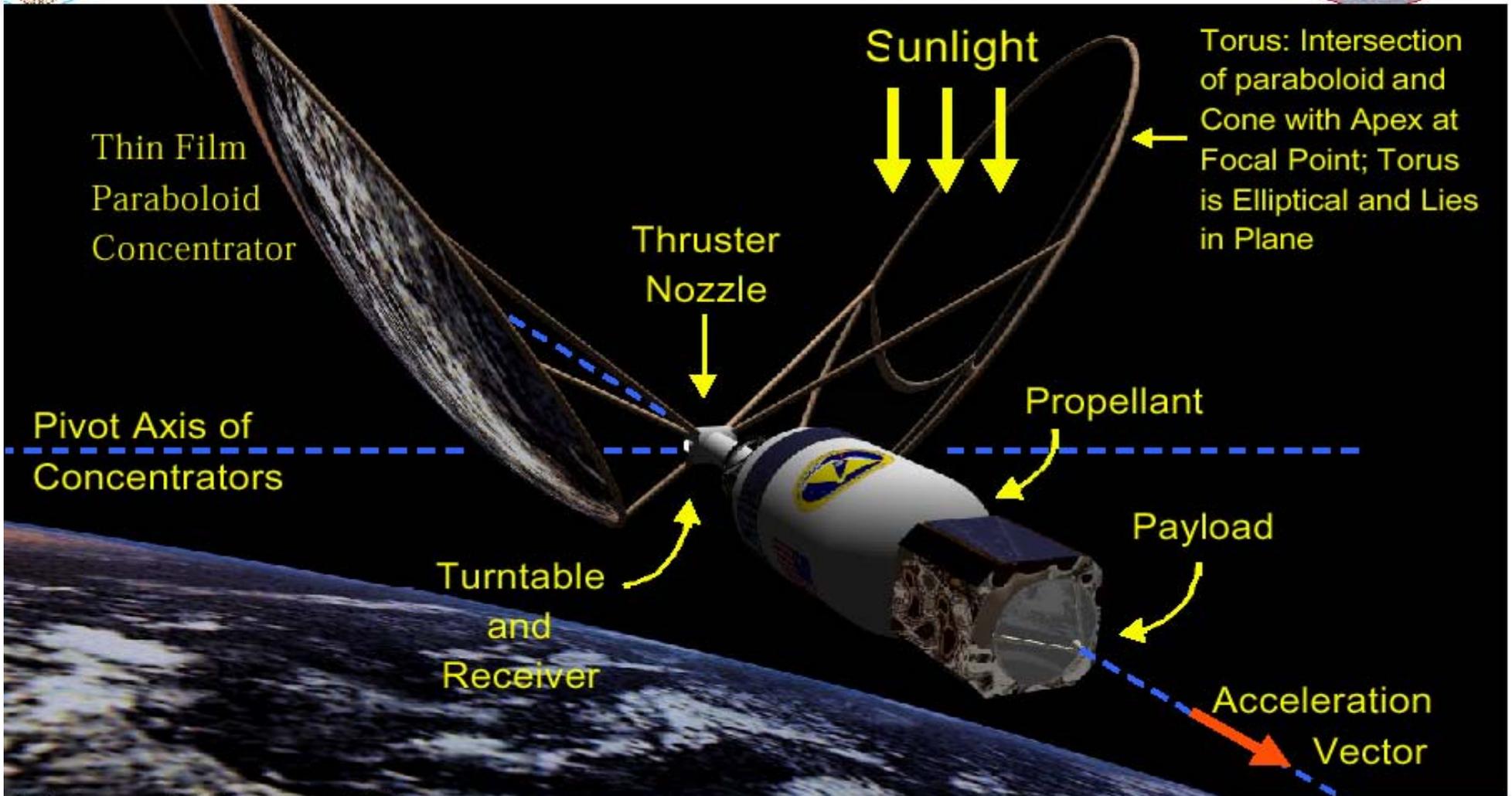
Comment améliorer le transfert entre orbites basses et hautes ?

↳ Se servir du soleil comme source d'énergie !





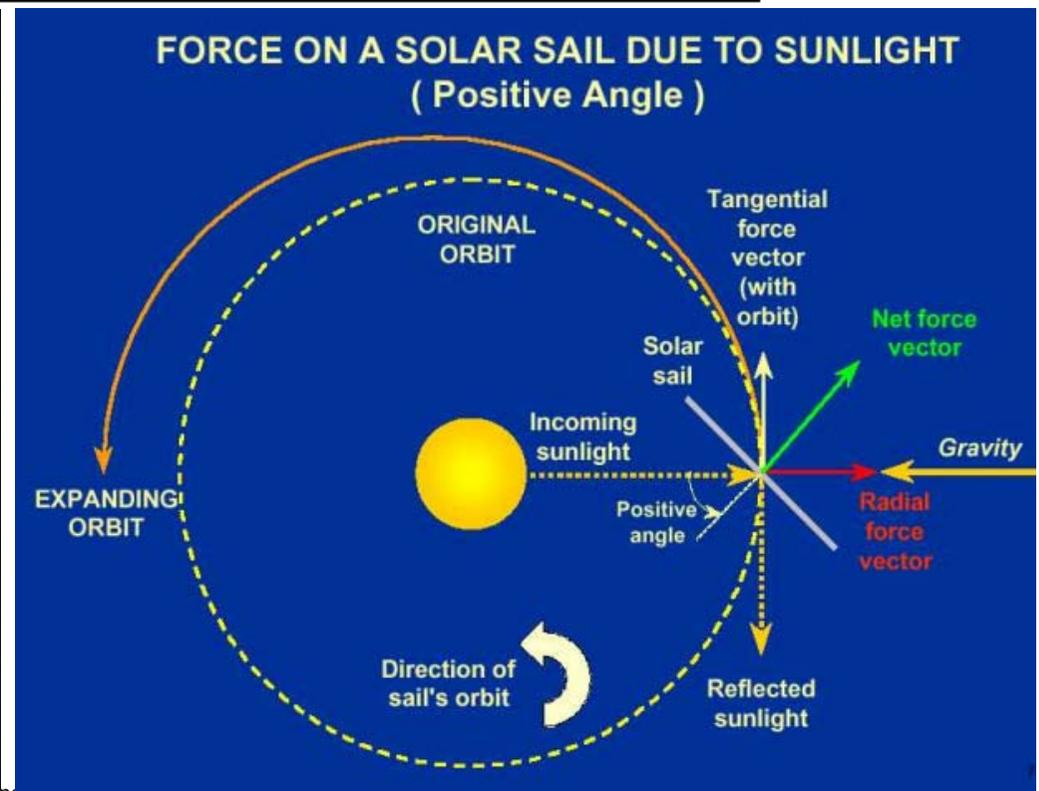
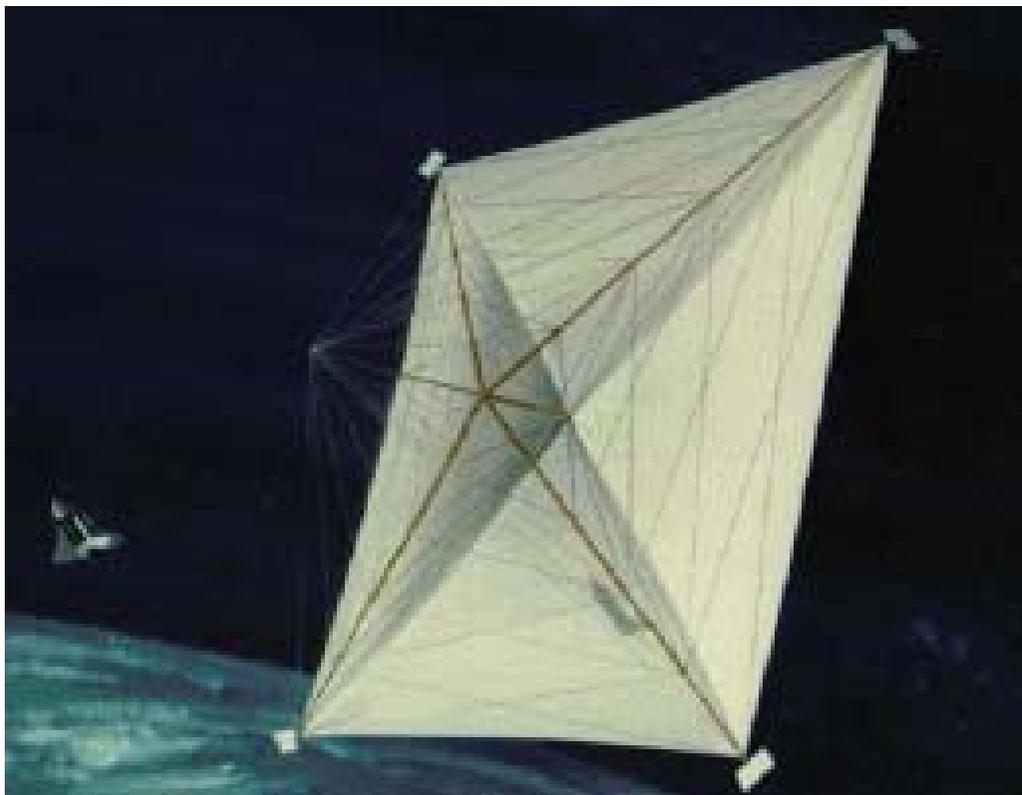
## Solar-Thermal System Concept



### Propulsion Hélio-Dynamique : voile solaire

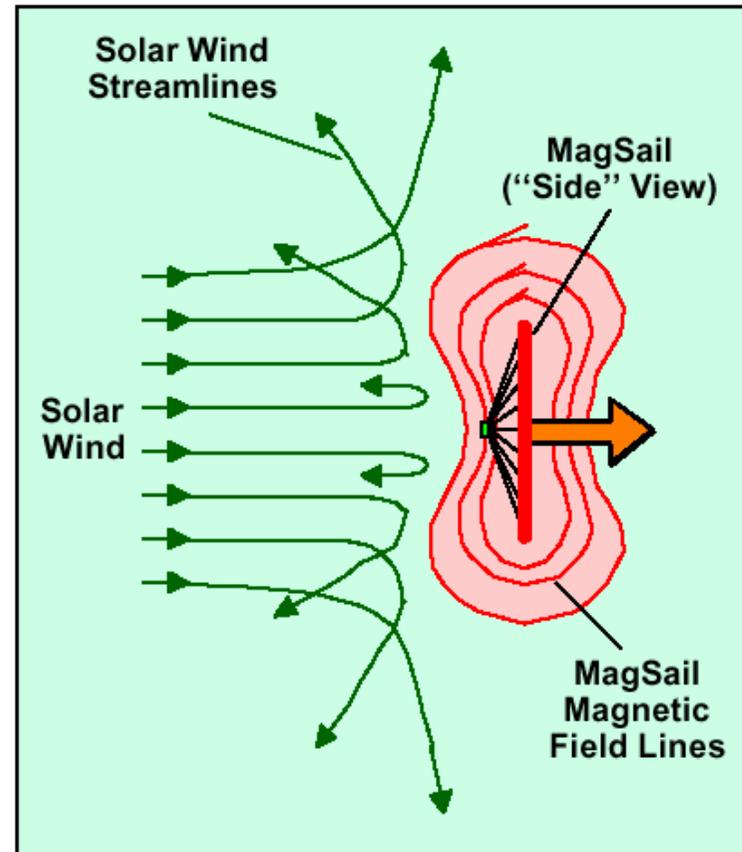
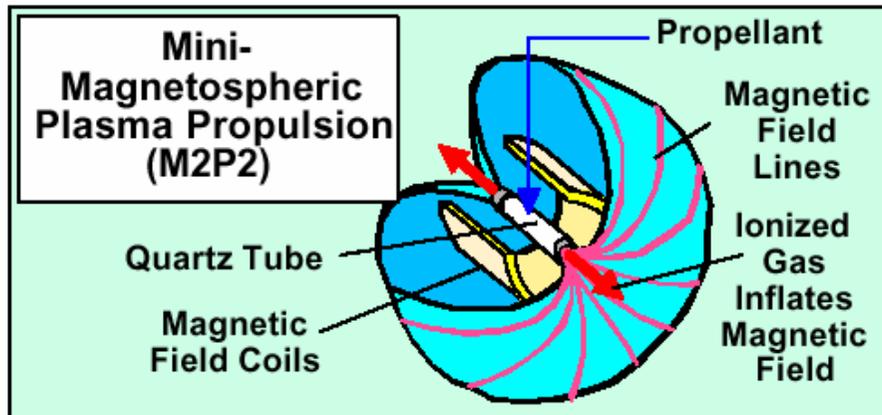
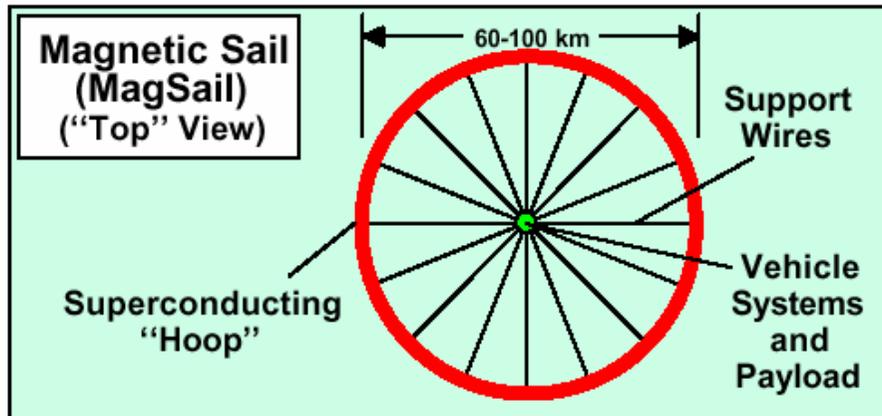
- Solar Sails use photon “pressure” or force on thin, lightweight reflective sheet to produce thrust: Ideal reflection of sunlight from surface produces 9 Newtons/km<sup>2</sup> (5.2 pounds/mile<sup>2</sup>) at 1 AU (drops off as 1/R<sup>2</sup>)
- Net force on solar sail perpendicular to surface
- One component of force always directed radially outward
- Other component of force tangential to orbit (Add/subtract to  $V_o$ )

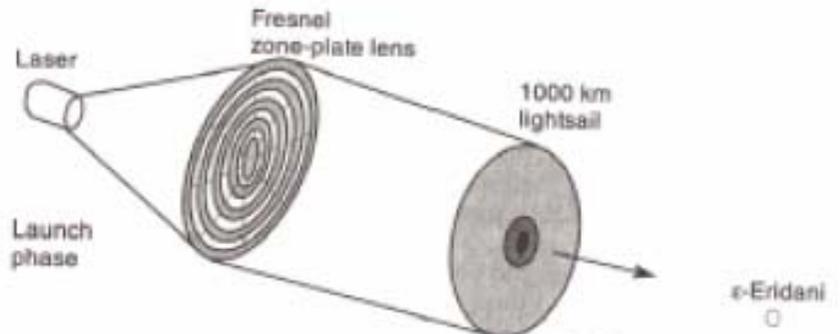
*Poussée :  
9 N/km<sup>2</sup>*



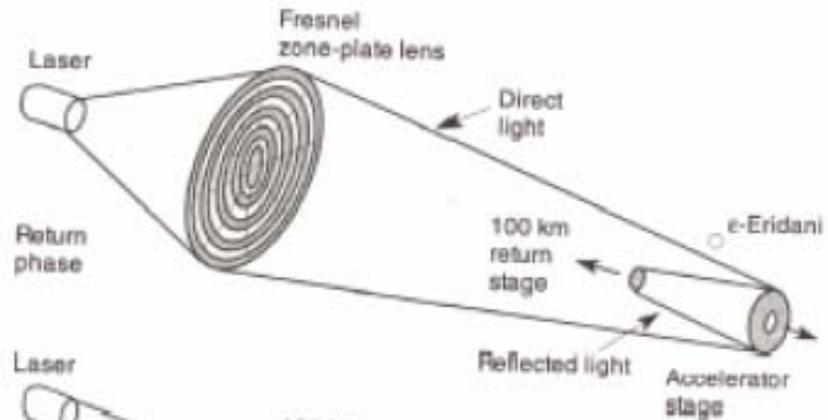
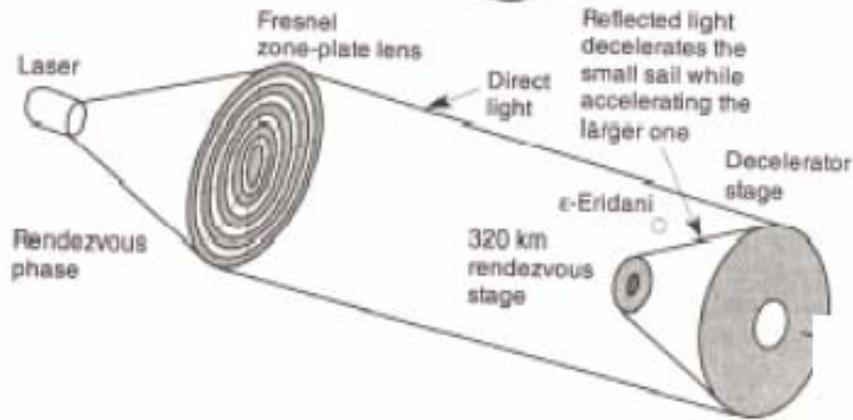
## Propulsion Hélio-Dynamique : voile électromagnétique

- Electromagnetic Sails use solar wind ion force on a magnetic “wall” to produce thrust
  - Magnetic Sail (MagSail) - Zubrin and Andrews
    - Generates mag. ( $10^{-5}$  Tesla) barrier by superconductor (“Wall” dia  $\gg$  loop dia.)
  - Mini-Magnetospheric Plasma Propulsion (M2P2) - Winglee
    - Uses ionized gas to “inflate” magnetic field to very large sizes





**Aller-Retour vers ε-Eridani**  
Source ?

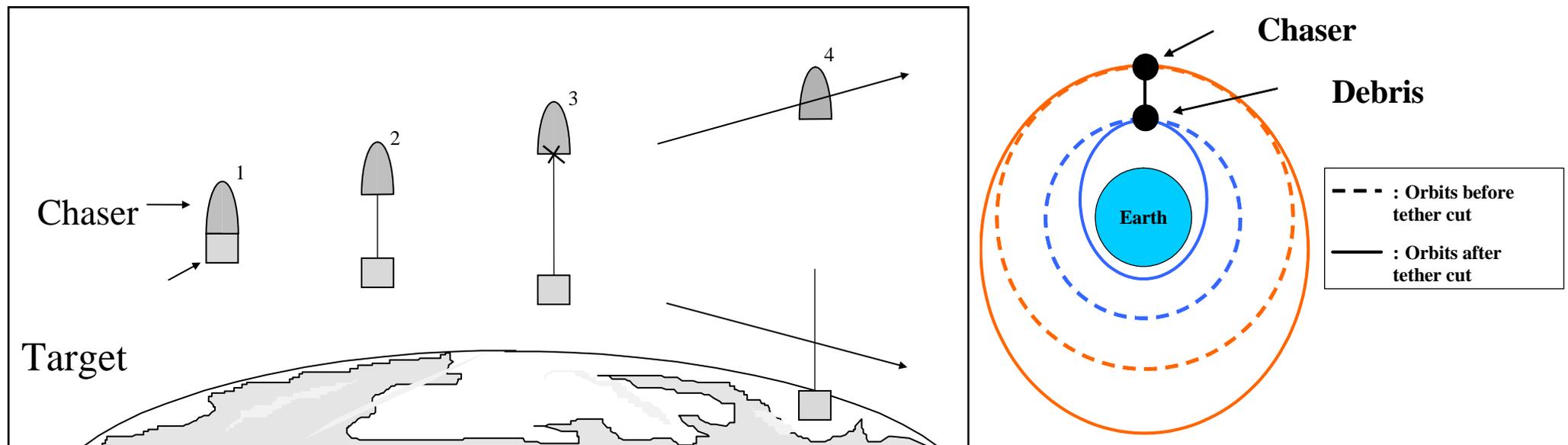


### Tethers (câbles) passifs à transfert de moment cinétique

#### Tethers classiques :

- Très bien connus et fréquemment démontrés en vol (Gemini avec Agena (1966), SEDS-1 (1993), SEDS-2, TIPS, OEDIPUS, ...)
- Simultanément : accroissement de l'apogée du chasseur et décroissance du périégée du chassé

(Si  $M_{\text{Chasseur}} \gg M_{\text{Chassé}}$ ,  $\Delta \text{Perigée Chassé} \cong 7 \times \text{Longueur du Tether}$ )

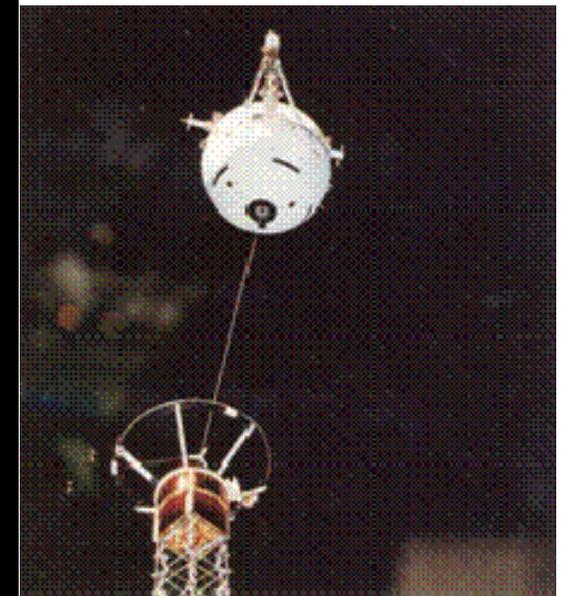
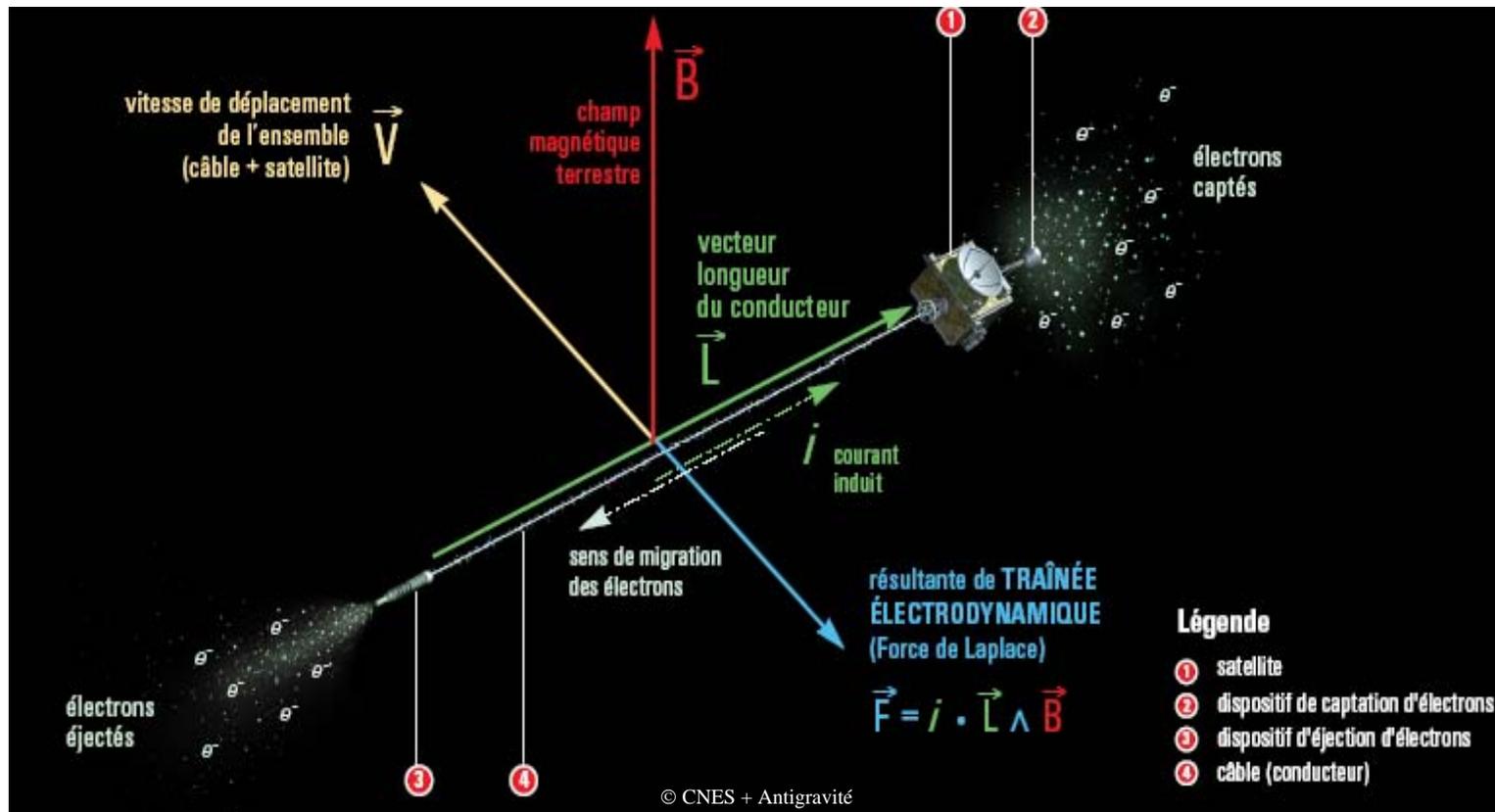


## Tethers (câbles) électrodynamiques

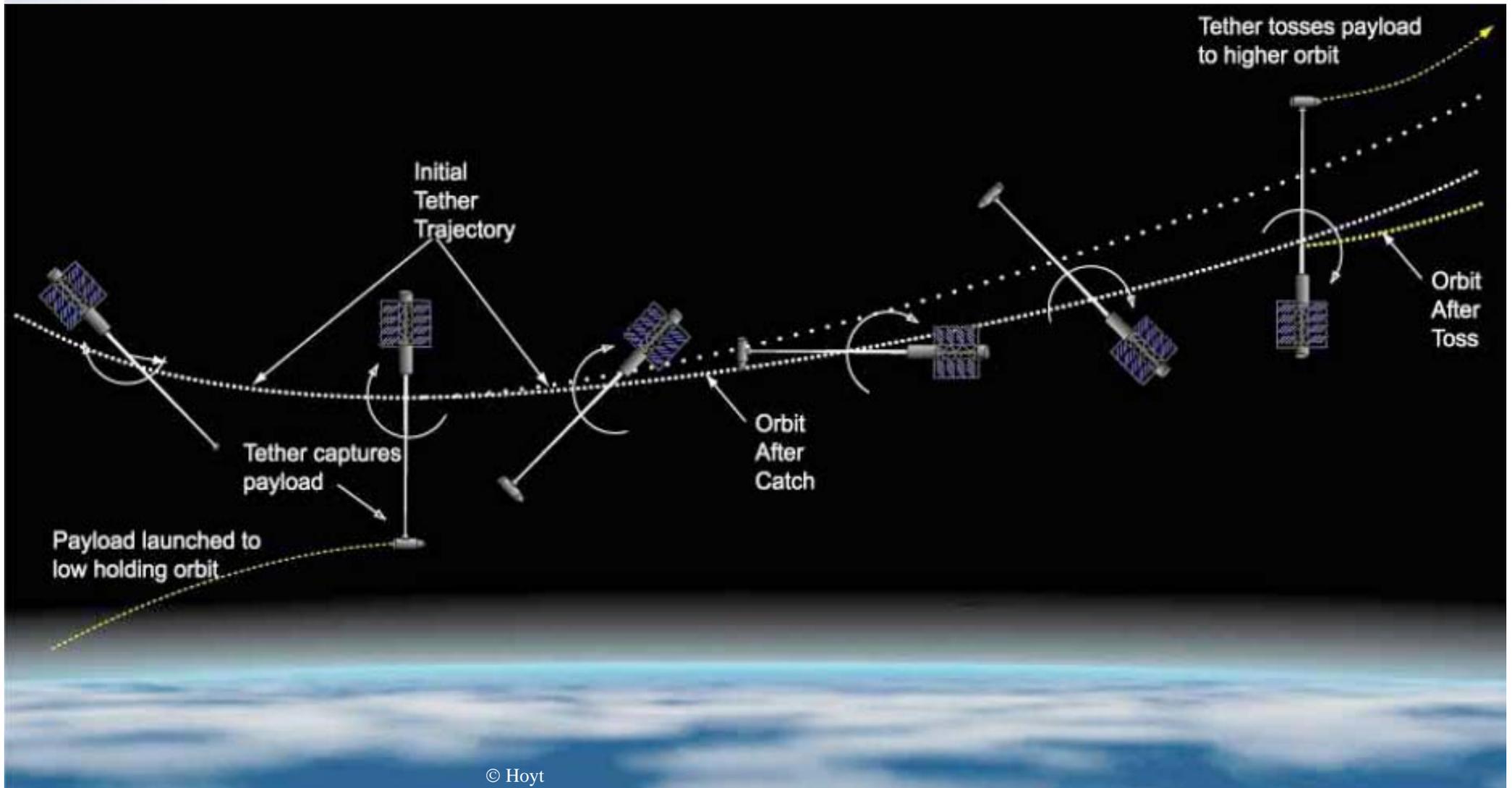
### Génération d'une force de Laplace sur un câble conducteur :

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

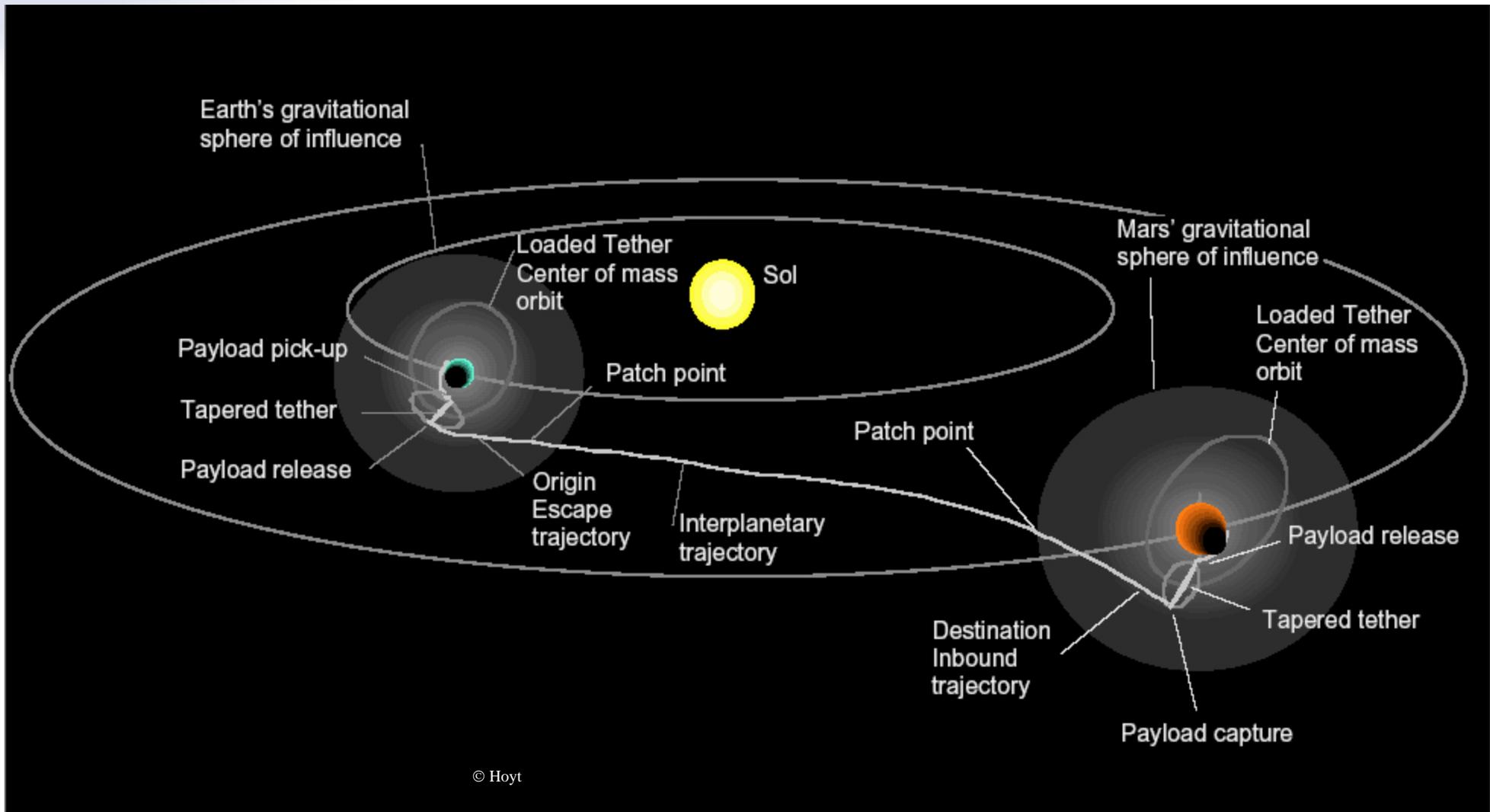
⇒ Génération d'une force propulsive fonction du courant induit (Foucault) et de son sens  
 ⇒ Testé une fois en vol (TSS-1R, câble de 20 km, déployé depuis la Navette)



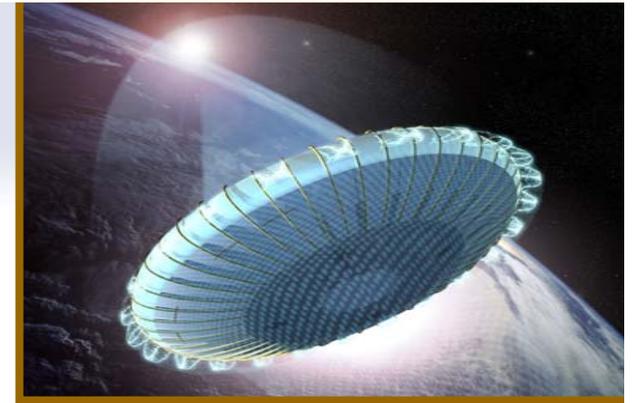
## Transfert orbital par catapulte (MXER - Hoyt)



## Transfert vers Mars avec un câble (Hoyt)

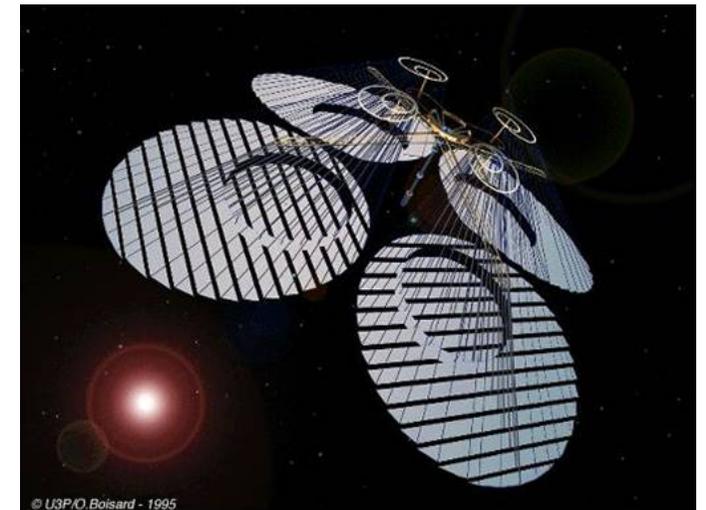
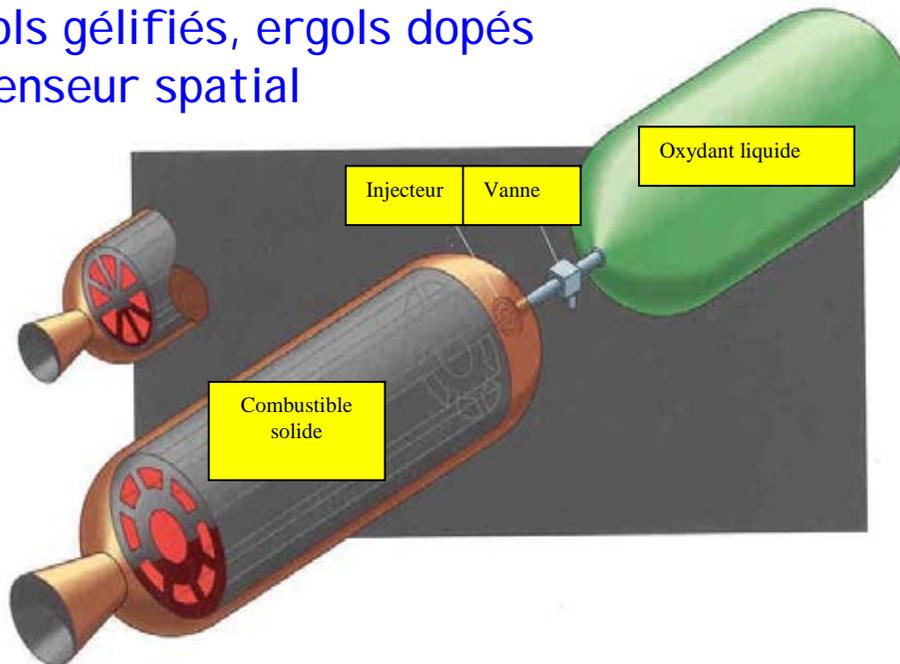
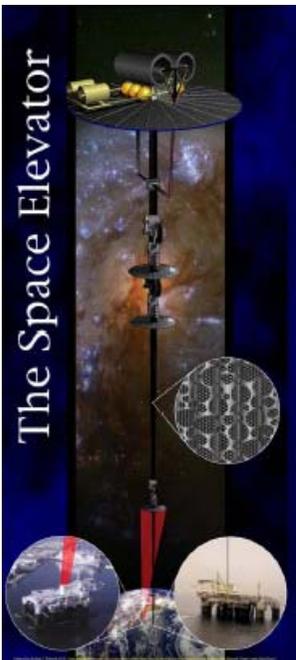
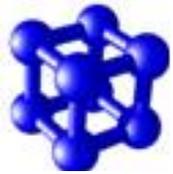


© Hoyt



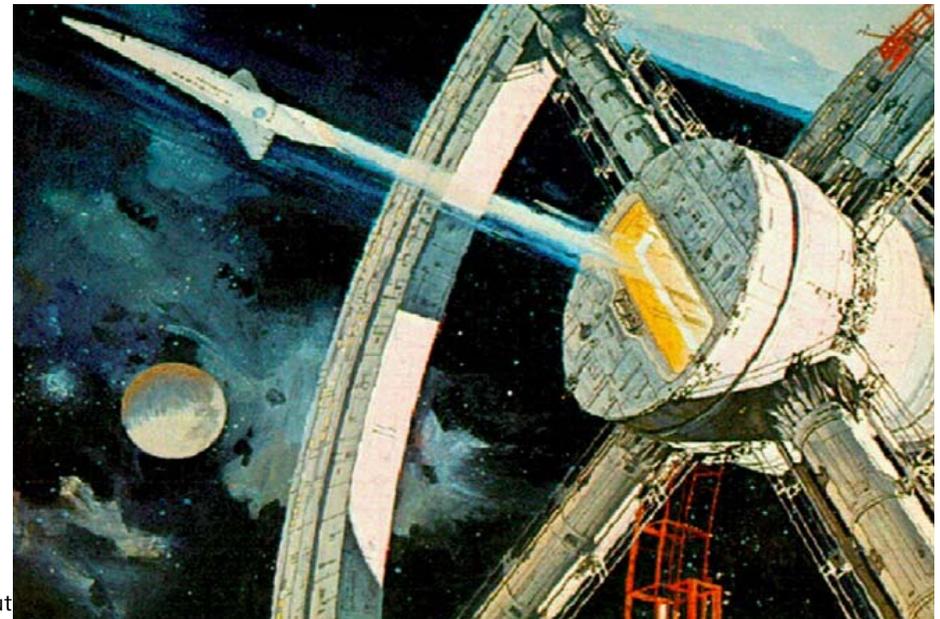
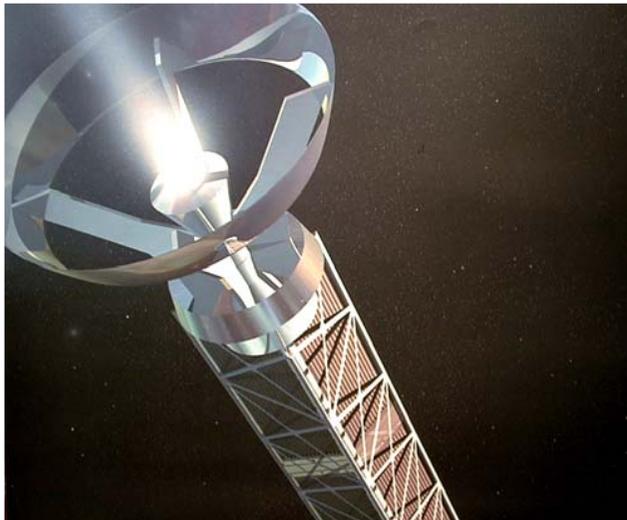
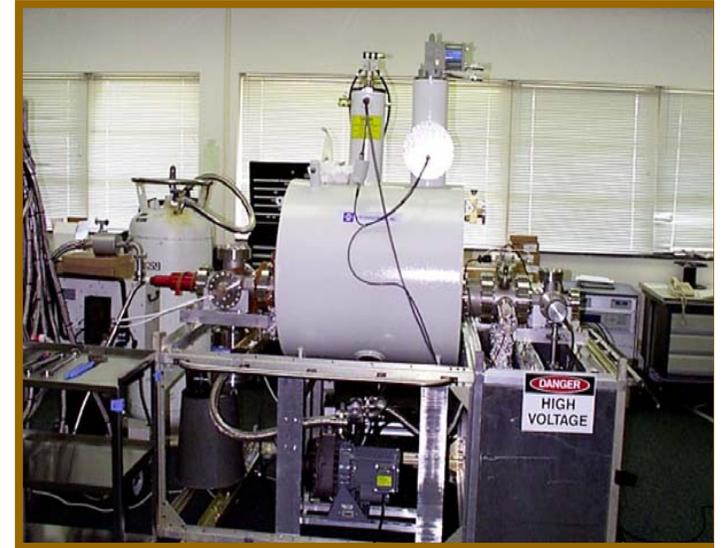
## Autres systèmes de propulsion :

- . Canon hypervélocité – rail gun
- . Moteurs à détonation pulsée PDRE
- . Propulsion par faisceaux d'énergie dirigée ; micro-ondes
- . Propulsion hybride (solide-liquide)
- . Ergols nouveaux – Nouvelles molécules
- . Hydrogène métallique
- . Ergols gélifiés, ergols dopés
- . Ascenseur spatial



## Physique Avancée :

- . Propulsion par réaction matière-antimatière
- . Propulsion par fusion nucléaire
- . Propulsion par antigravitation (Effet Podkletnov)
- . Energie du vide (Effet Casimir)
- . Transports par trou de vers
- . Anomalies Pioneer
- . MagnétoHydroDynamique
- . Biefeld-Brown, Naudin
- . Téléportation quantique
- . ???

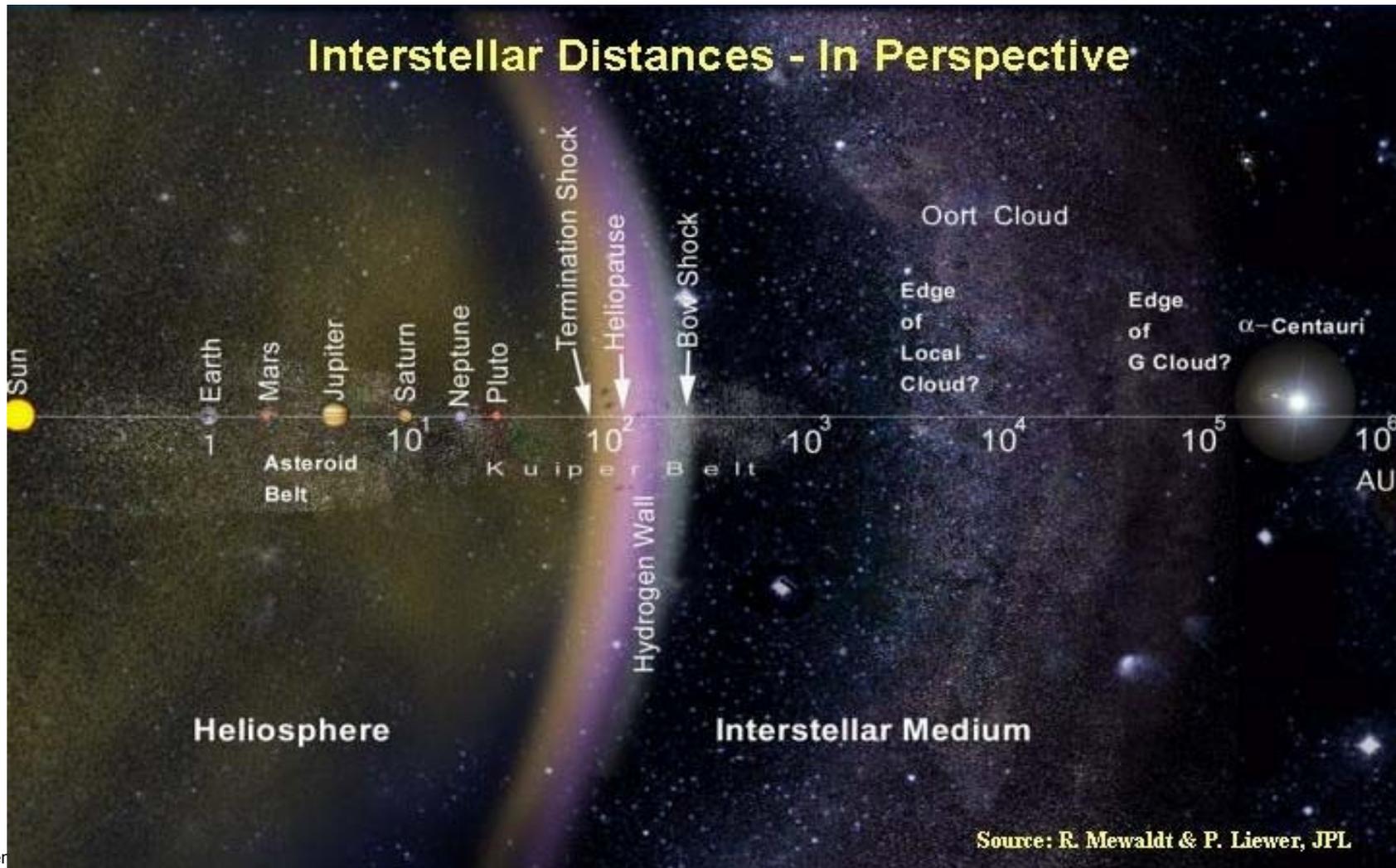


# Conclusion : il faudra bien trouver autre chose...



## Quelques distances

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...



*Merci de votre attention !*

Présentation disponible sous :  
[www.cnes-edu.org](http://www.cnes-edu.org)

Contact :  
[christophe.bonnal@cnes.fr](mailto:christophe.bonnal@cnes.fr)

ACU = Adaptateur Charge Utile  
ATV = Automated Transfer Vehicle  
 $\Delta V$  = Incrément de vitesse  
EAP = Etage Accélérateur à Poudre  
EPC = Etage Principal Cryotechnique  
EPS = Etage à Propergols Stockables  
ESC = ESCA = Etage Supérieur Cryotechnique  
GEO = Geostationary Earth Orbit = Orbite  
Géostationnaire  
GTO = Geostationary Transfer Orbit = Orbite de  
Transfert Géostationnaire  
Isp = Impulsion Spécifique  
ISS = International Space Station  
LEO = Low Earth Orbit = Orbite Terrestre Basse  
MEO = Medium Earth Orbits  
MPS = Moteur à Propulsion Solide  
PDRE = Pulsed Detonation Rocket Engine = Moteur à  
Détonation Pulsée  
Rm = RM = Rapport de mélange = Rapport des débits  
massiques Oxydant / Réducteur  
SCA = Système de Contrôle d'Attitude  
SCAR = Système de Contrôle d'Attitude et de Roulis  
SPELTRA = Structure Porteuse Externe de Lancement  
multiple Ariane

SPILMA = Structure Porteuse Interne de Lancement  
Multiple Ariane  
SSO = Sun Synchronous Orbit = Orbite HélioSynchrone  
Tc = Température chambre  
VASIMR = Variable Specific Impulse Magnetoplasmic  
Rocket