

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 :

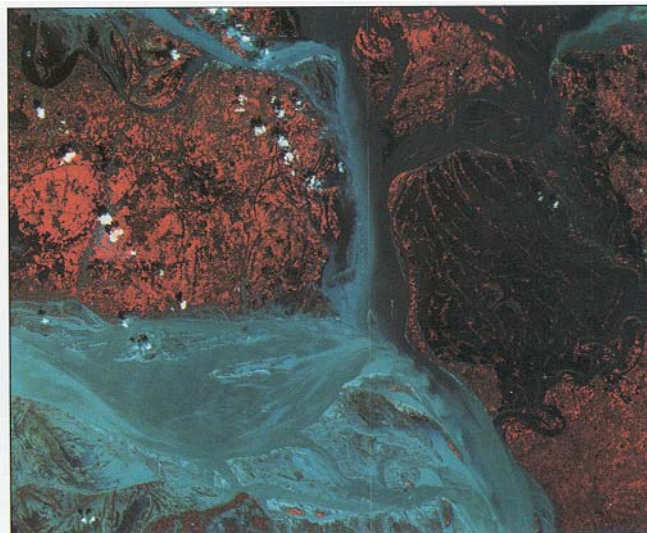
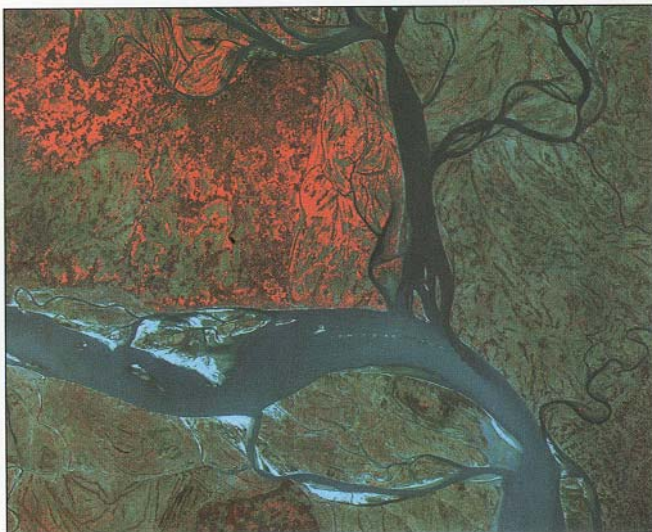
- 1. Pourquoi aller dans l'espace ?*
- 2. Missions principales*
- 3. Principes de satellisation*
- 4. Principes de propulsion*
- 5. Les références européennes*
- 6. La concurrence*
- 7. Quelques avant-projets*
- 8. La propulsion du futur*

1. Environnement

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

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

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

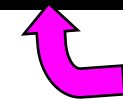
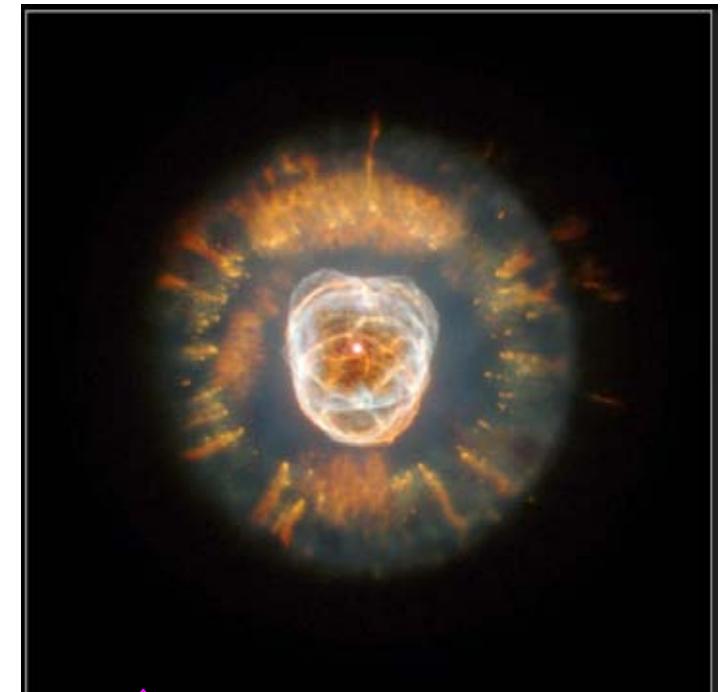
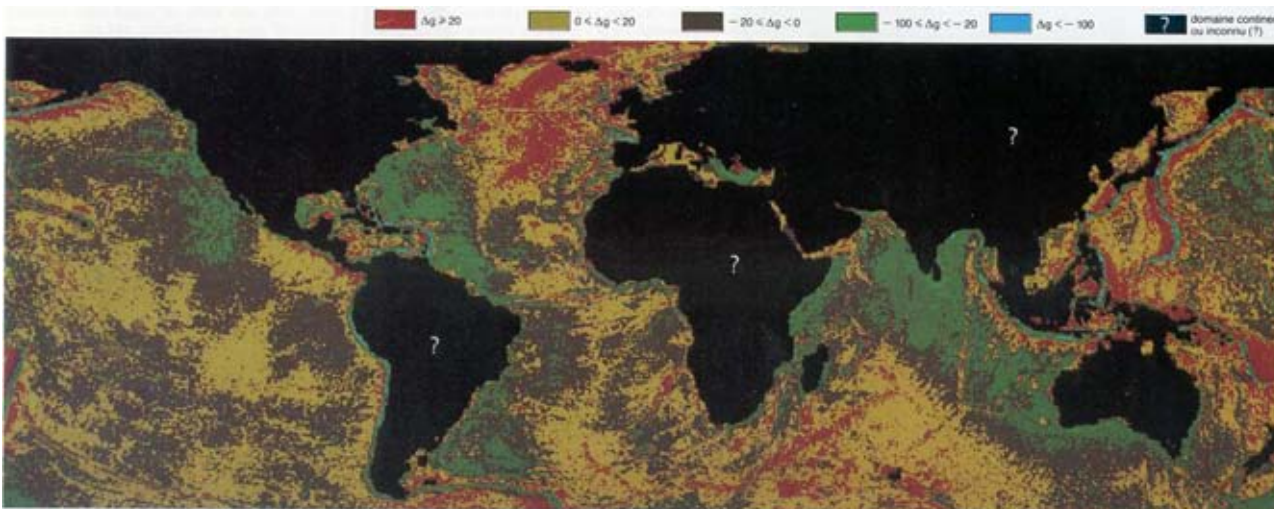


Inondations au Bangladesh : saison sèche à gauche, crues à droite (image Spot)

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^{ère} loi de Kepler : latitude constante \Rightarrow latitude nulle \Rightarrow orbite équatoriale

. 2^{ème} loi de Kepler : pas de mouvement apparent \Rightarrow orbite circulaire

. 3^{ème} 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...

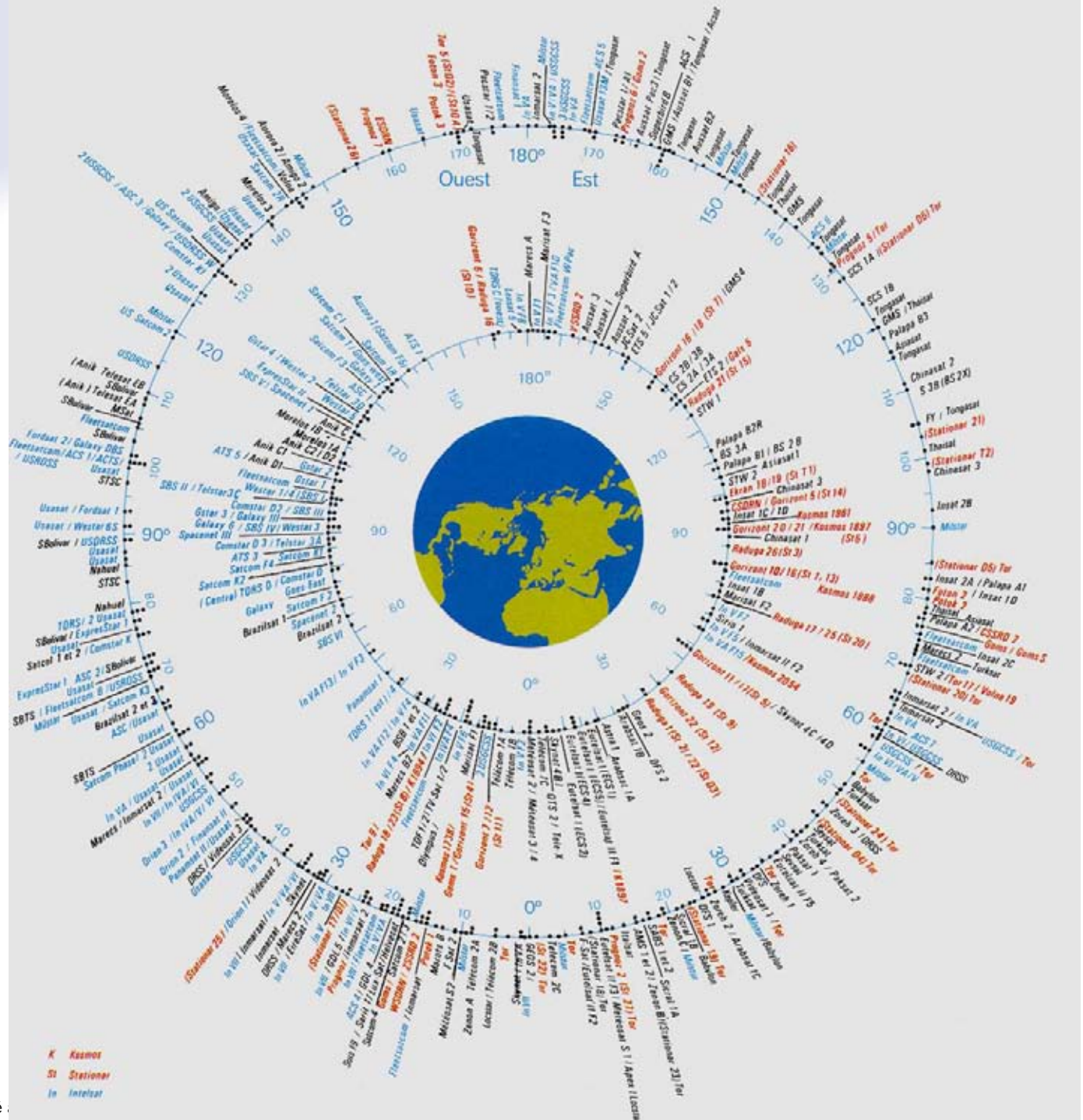
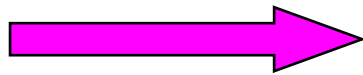
Exemples : Familles ASTRA, Hot-Bird, Intelsat, Telecom, Meteosat...

\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

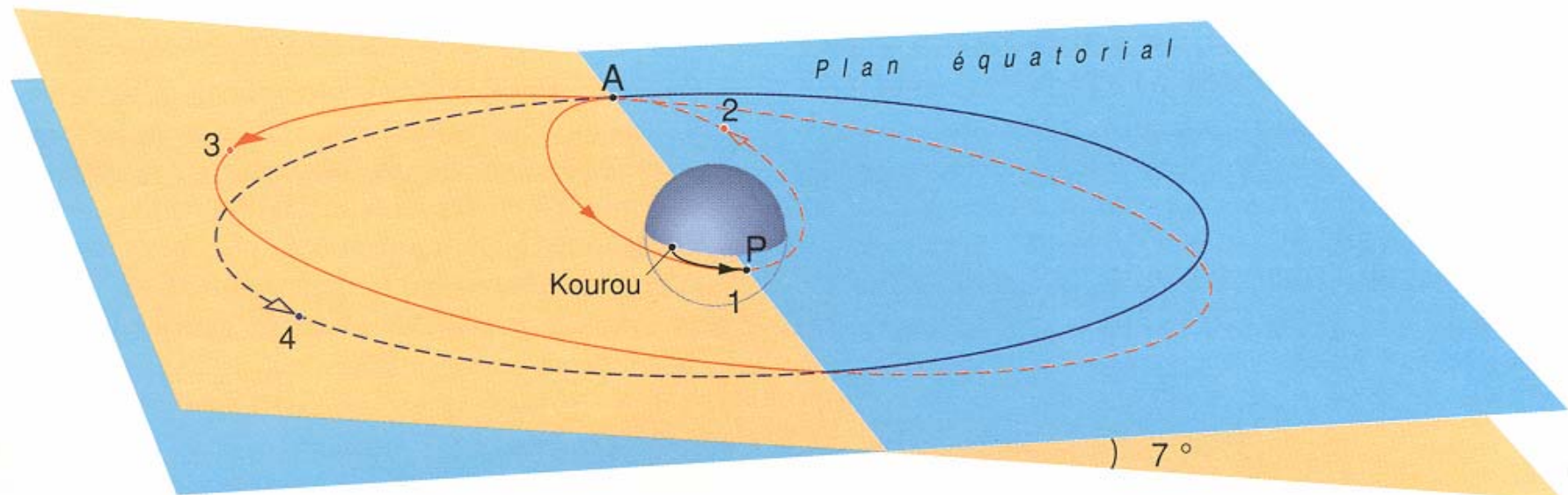


2. *Orbite de Transfert géostationnaire GTO (Geostationary Transfer Orbit)*

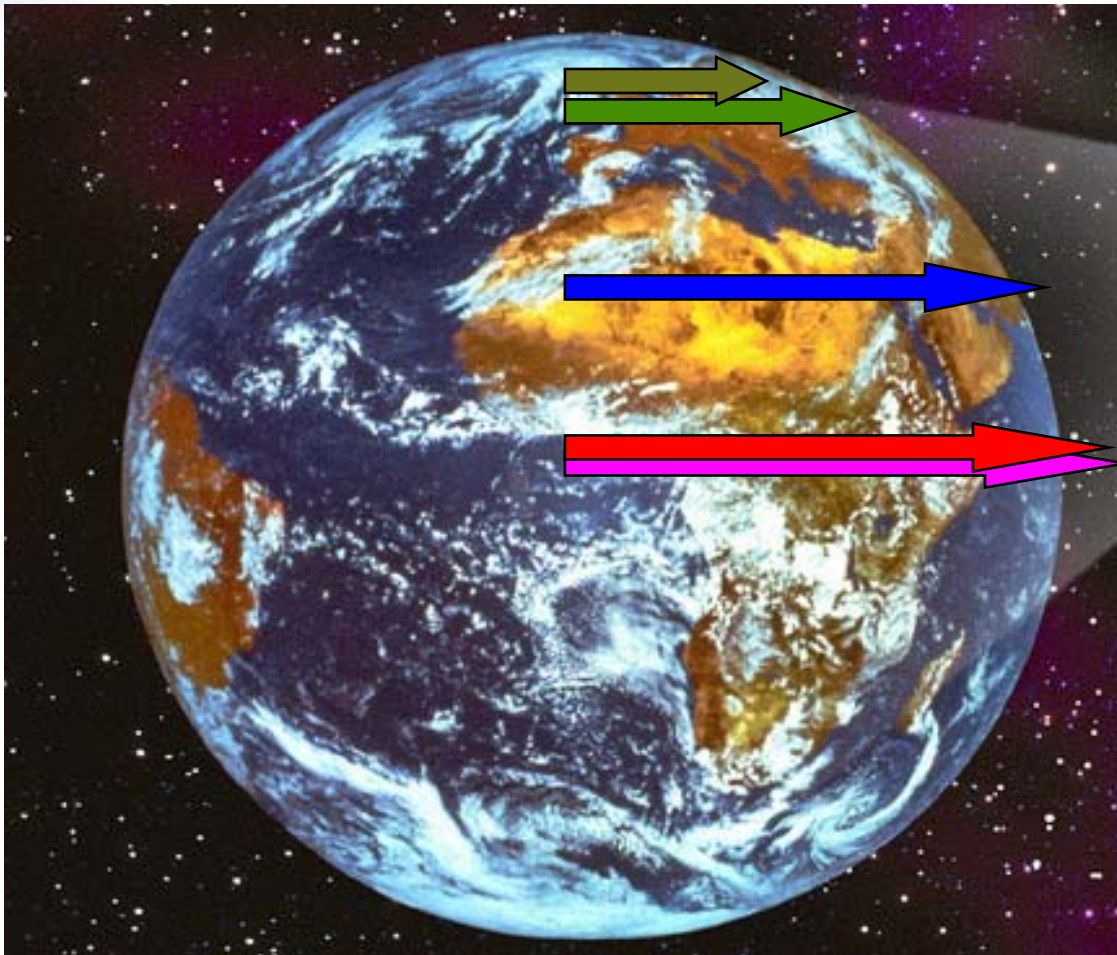
⇒ **c'est l'orbite la plus fréquemment visée par les fusées**

- . 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°) : $V_{\oplus} = 464$ m/s

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

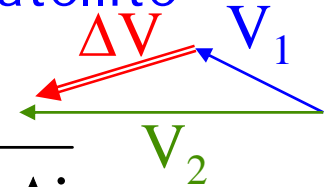
⇒ **Effet de la latitude du lieu pour un tir en GTO** : impact sur le satellite

. 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 ≈ 50 m/s /an)



Exemples :

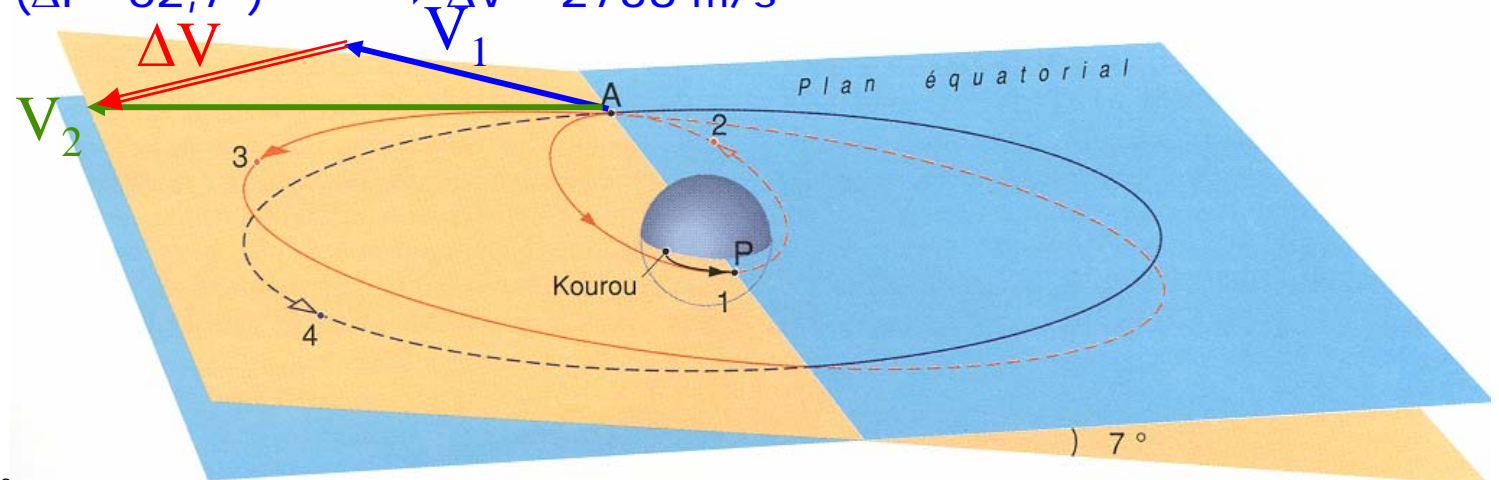
Sea Launch ($\Delta i = 0^\circ$) ⇒ $\Delta V = 1477$ m/s

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

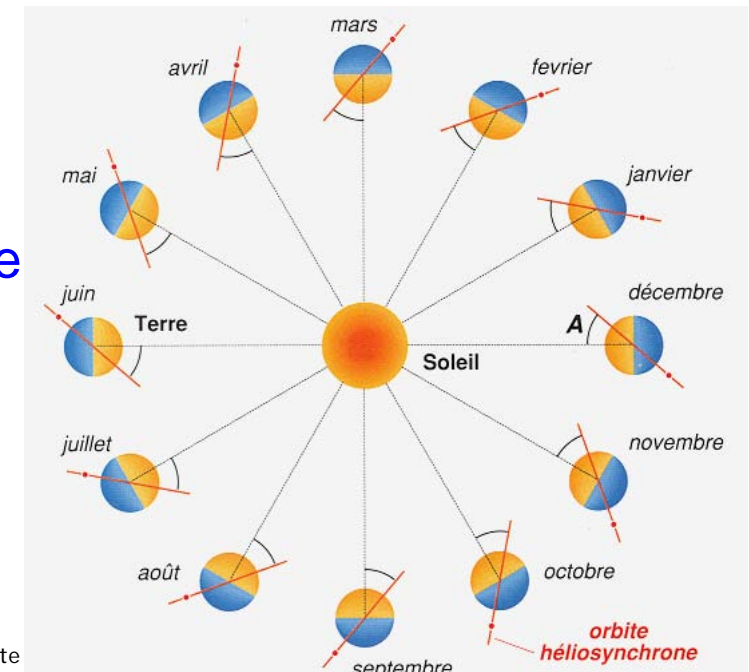
le même angle Soleil - Plan orbital - Terre

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° ou plus)

 - période courte (≈ 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

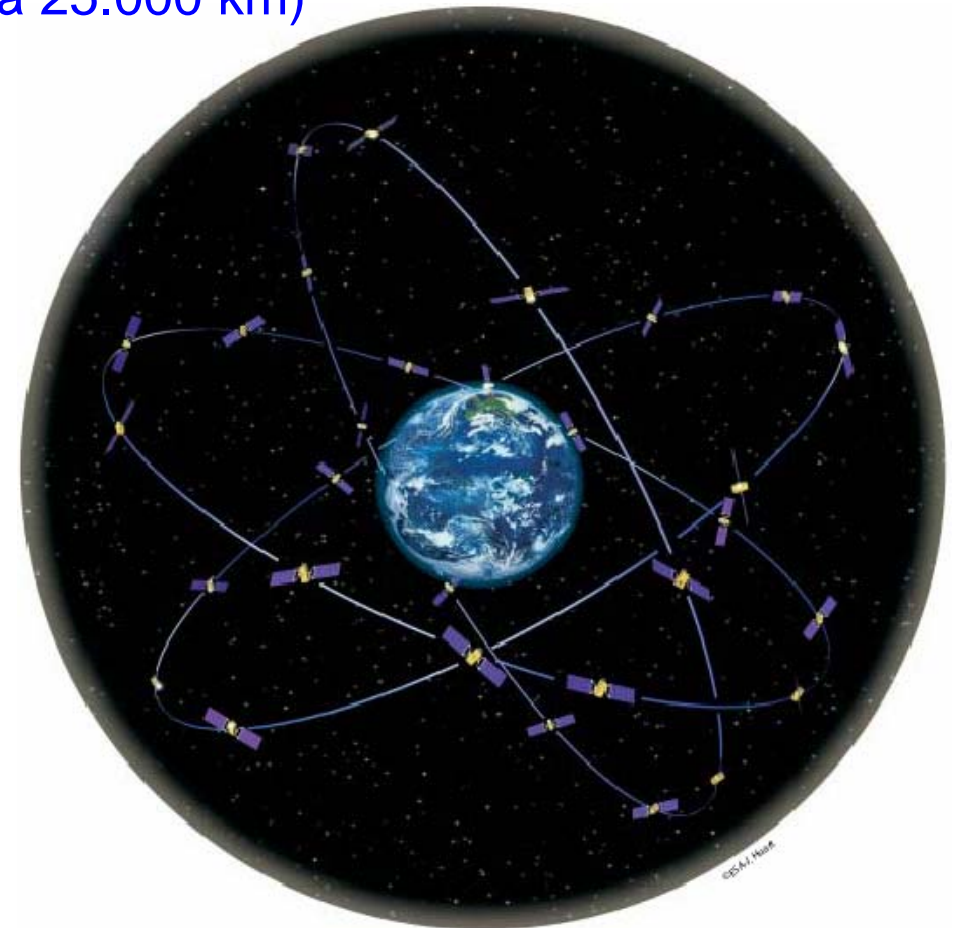
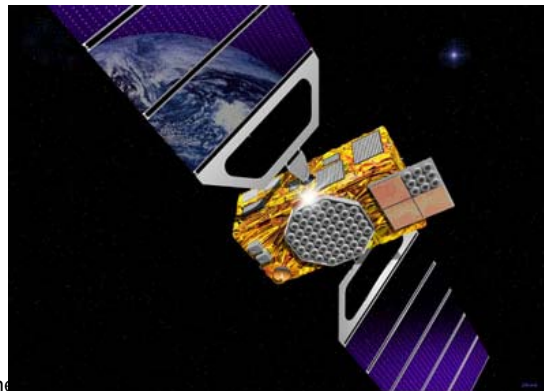
Exemples :

Iridium (78 satellites), Globalstar (56 satellites)



5. Constellations MEO

- . Orbites moyennes semi-synchrones (20.000 à 25.000 km)
fortement inclinées (55° à 60°)
 - période longue (≈ 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**



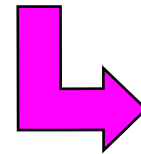
6. Station Spatiale Internationale ISS

. Gamme de missions vers l'ISS dans le futur

- missions habitées
- missions automatiques

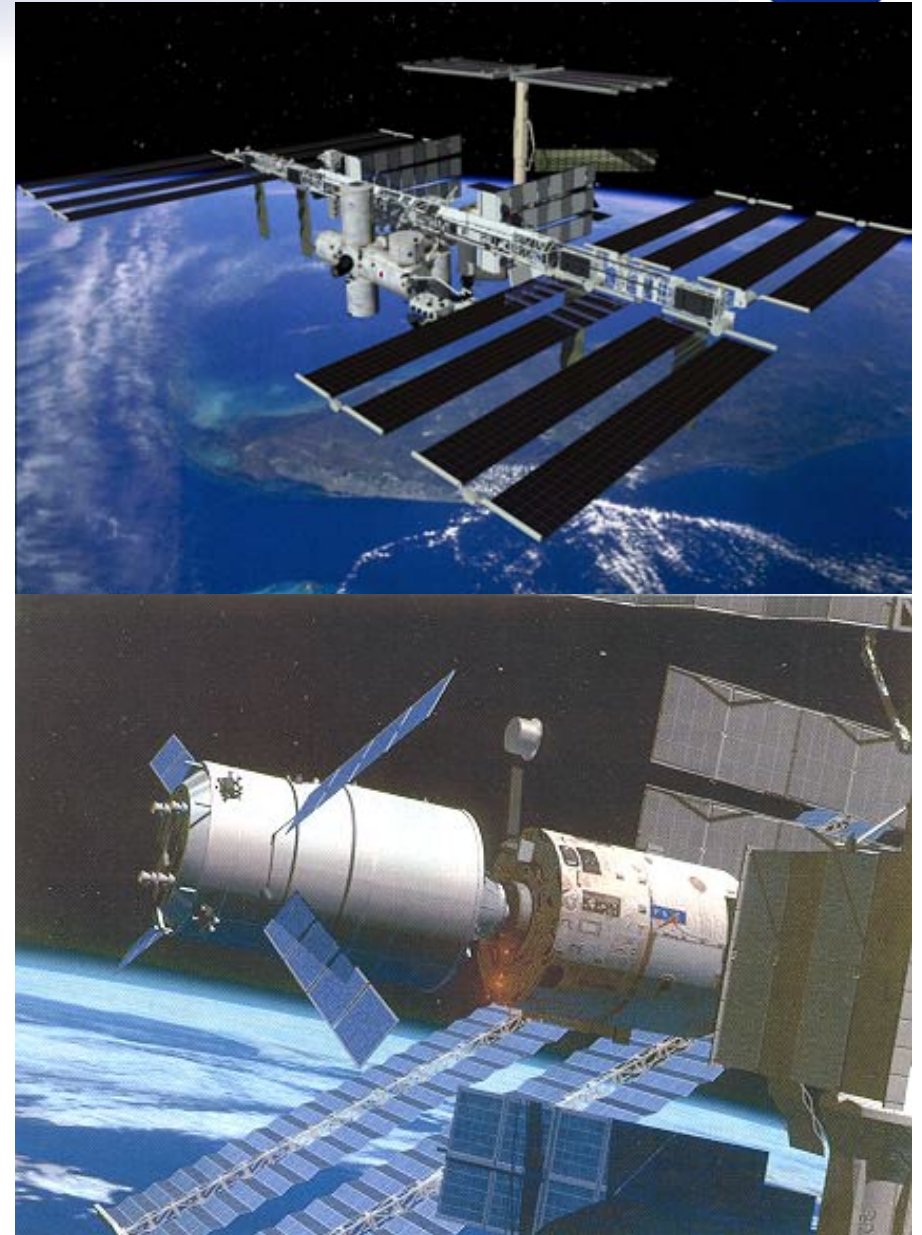
⇒ Marché moyen terme fortement inconnu

↪ 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°



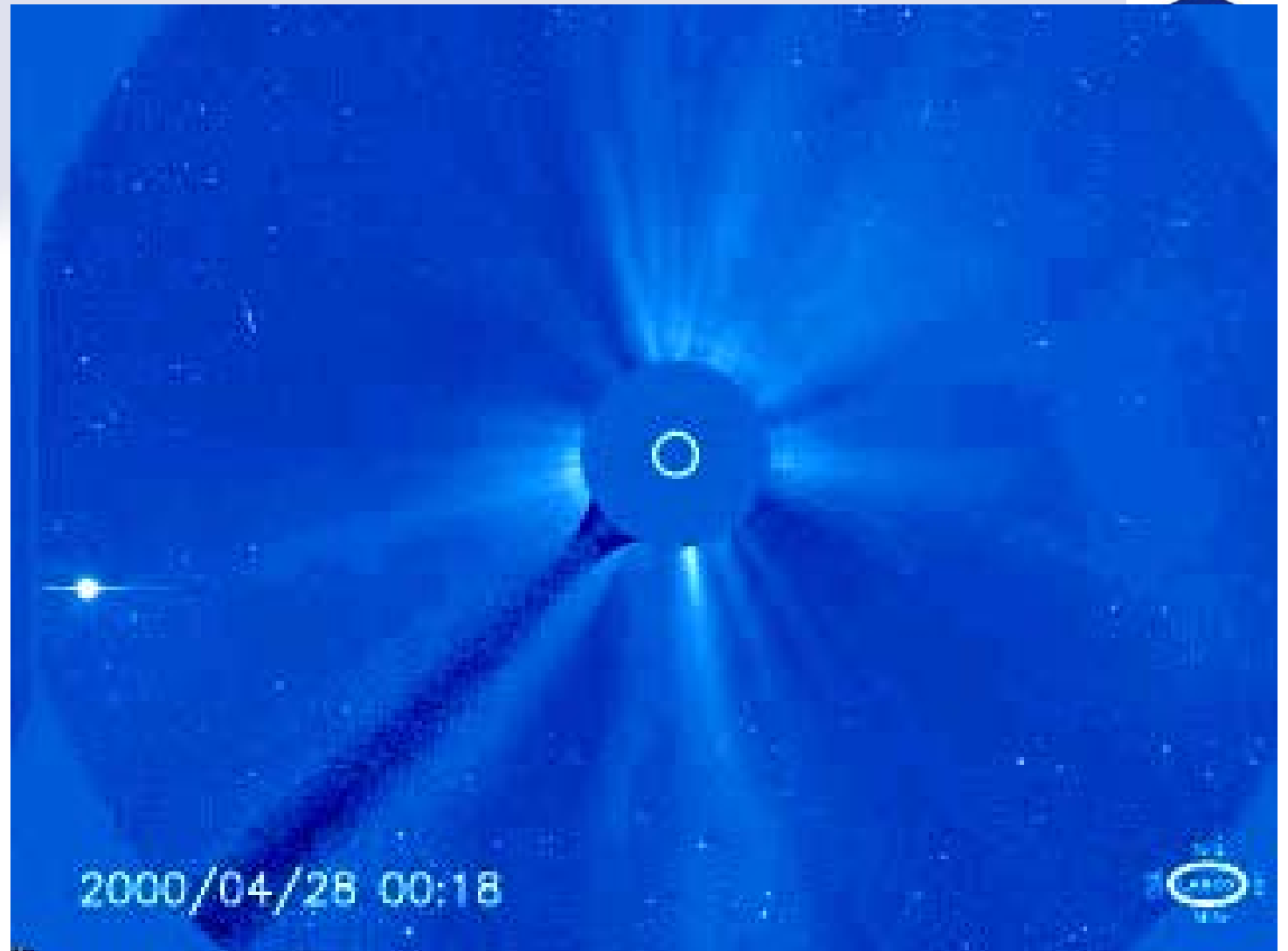
7. Scientifique

. Gamme très large
de missions

→ orbite terrestre

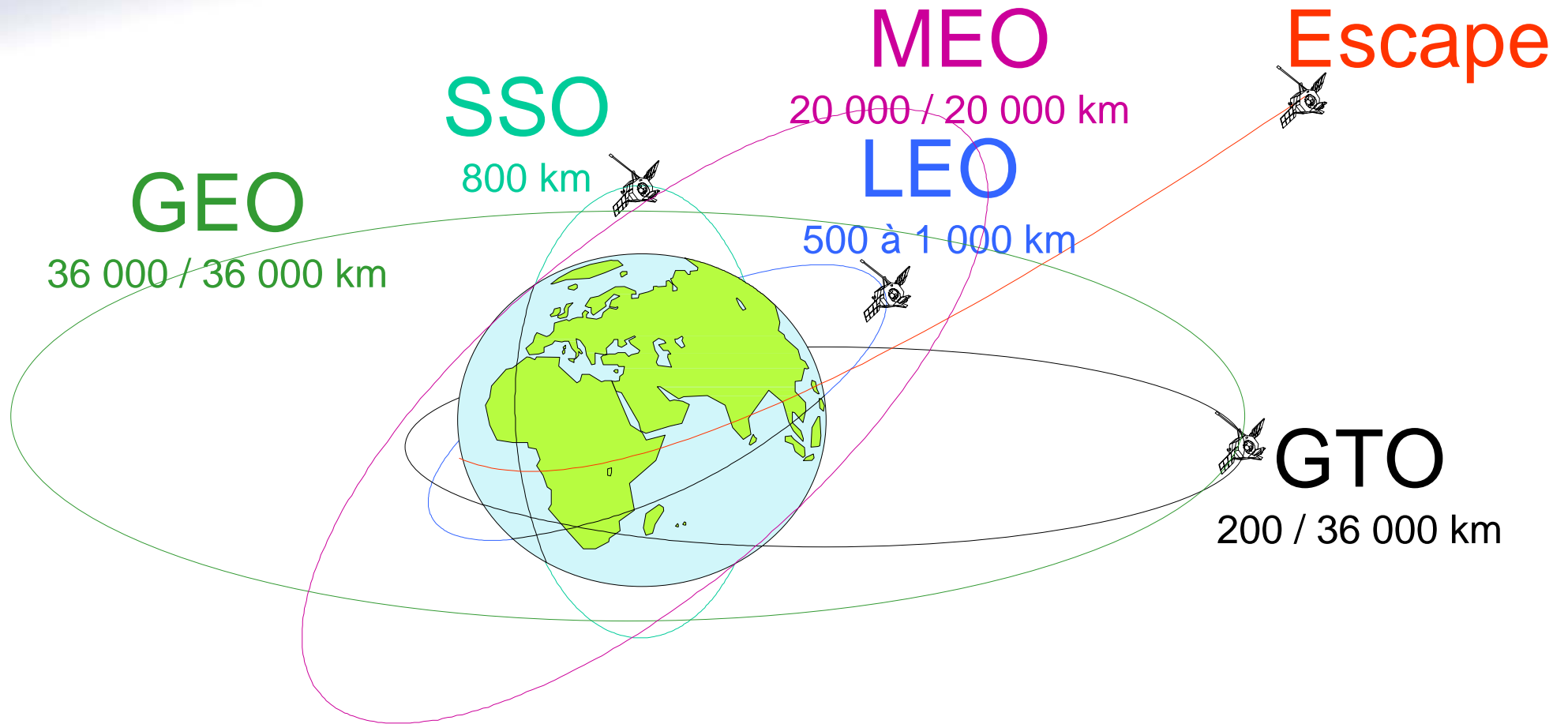
→ exploration planétaire

→ 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/s² au niveau du sol

Nota : g varie avec l'altitude :

$g = 7,3$ m/s² à 1000 km d'altitude,

$g = 3,1$ m/s² à 5000 km d'altitude,

$g = 0,2$ m/s² 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

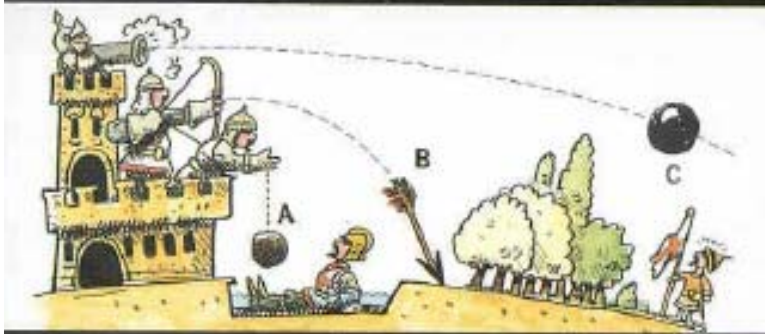
 - ⇒ courbure de la trajectoire de retombée

 - . 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 »

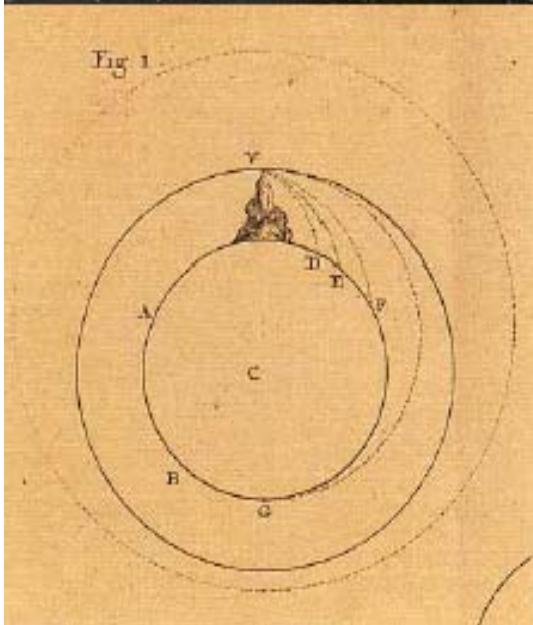


A $V_{\text{initiale}} = 0$
CHUTE VERTICALE

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 ≥ 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)
 ρ densité de l'air
 S maître couple = surface apparente

Exemple :

une voiture de 4 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 N nécessitant un moteur de 230 kW (315 cv)

→ $V = 28.000 \text{ km/h}$: traînée 30 M.N nécessitant un moteur de 230 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

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

γ 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

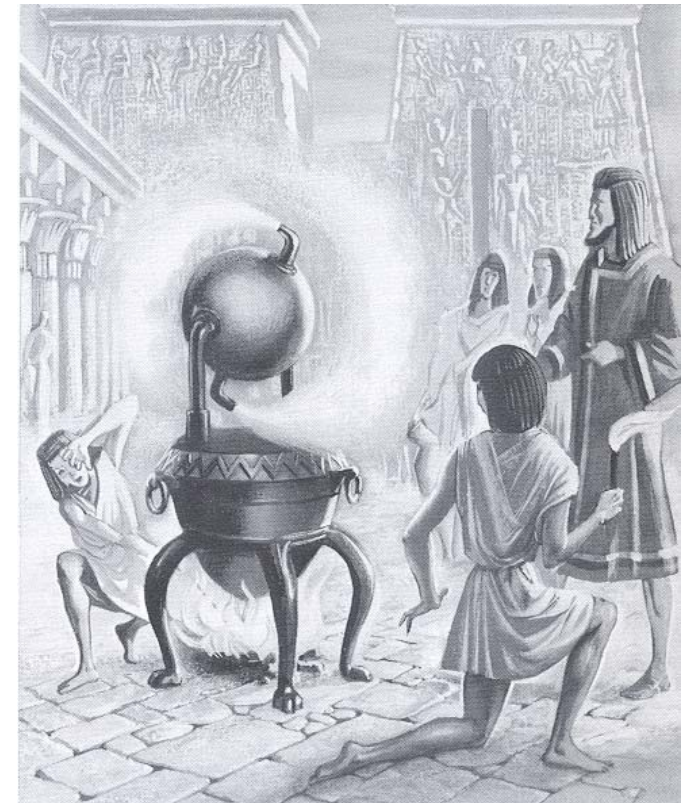
⇒ Il faut trouver un moteur puissant fonctionnant dans le vide

Principe de l'action-réaction :

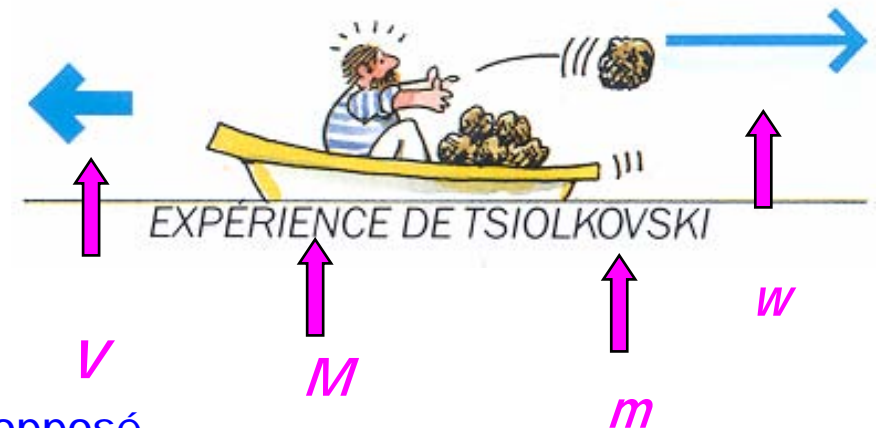
"L'éjection d'une masse dans un sens entraîne une réaction dans le sens opposé"

→ Principe connu depuis l'antiquité :

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



→ 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) :

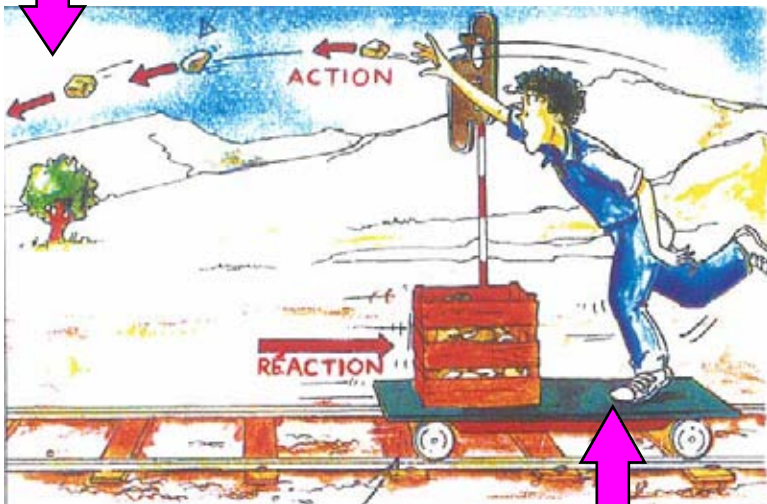
$$F = M \cdot \gamma = q \cdot w \quad \text{avec } q \text{ débit massique (kg/s) et } w \text{ vitesse d'éjection (m/s)}$$

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

le plus de masse possible, le plus vite possible !

En 1 seconde :

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



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

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

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

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



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

. 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, ...



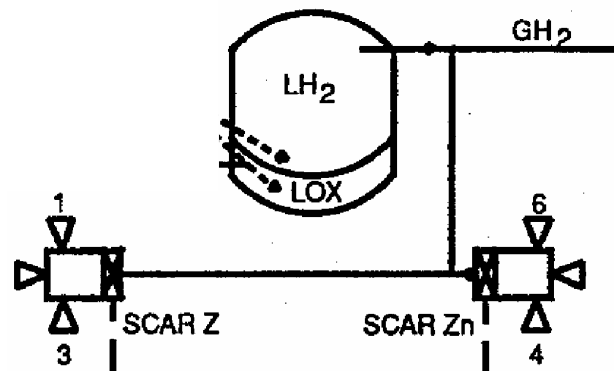
2. Petits moteurs gaz froids :

- . 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 (≤ 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

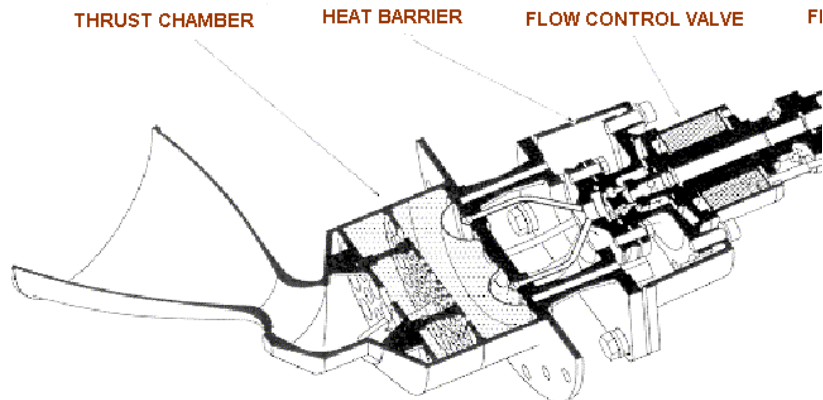
. Décomposition d'ergols très énergétiques sur un lit catalytique

↳ 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)

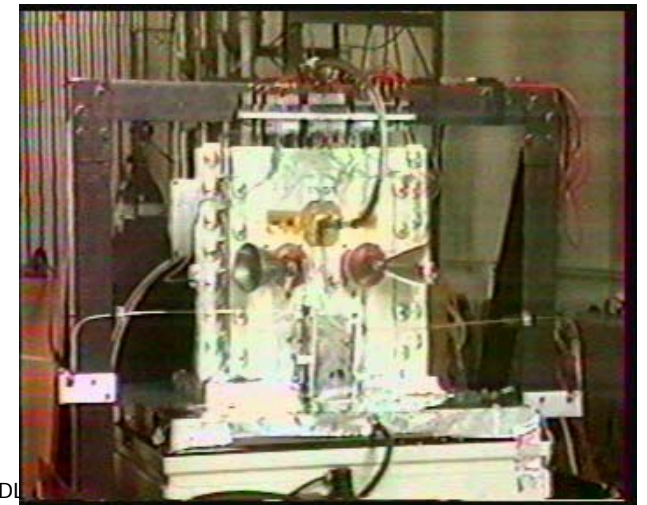
. Performances assez élevées ($w \approx 2400$ m/s)

. 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

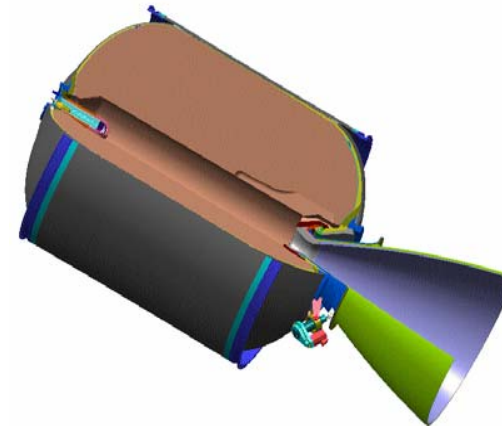
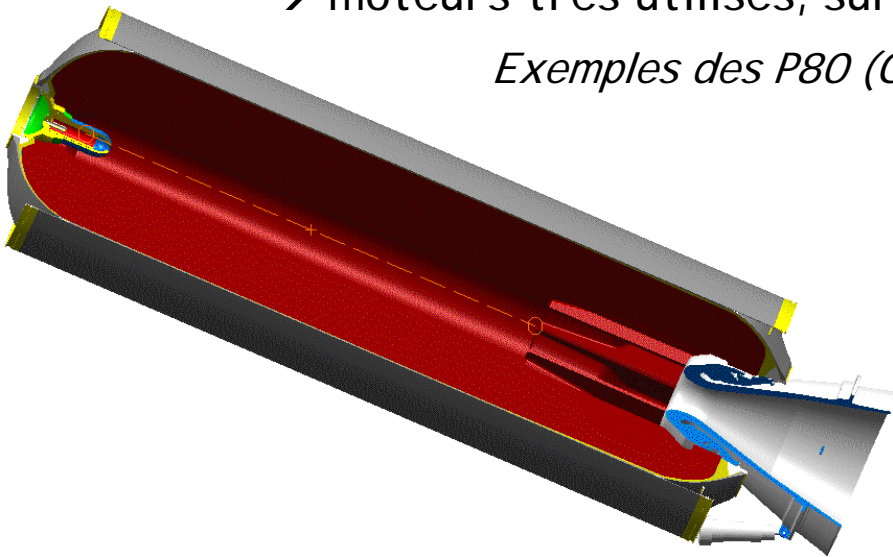


4. Ergols solides (moteurs à poudre) :

- . 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 (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 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 °C , LO_2 : -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 SSME de la Navette (B)



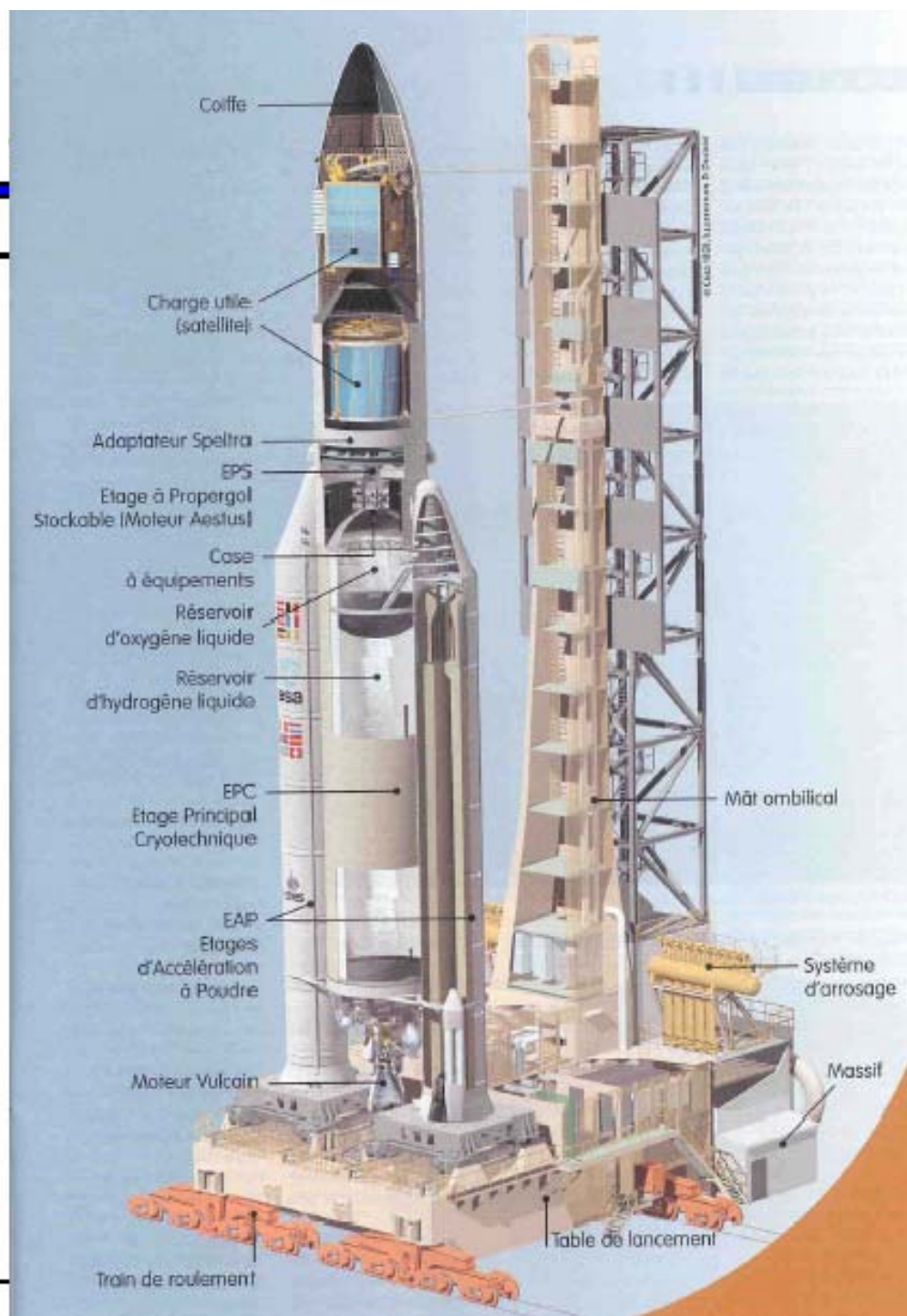
5. La référence européenne : Ariane 5

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

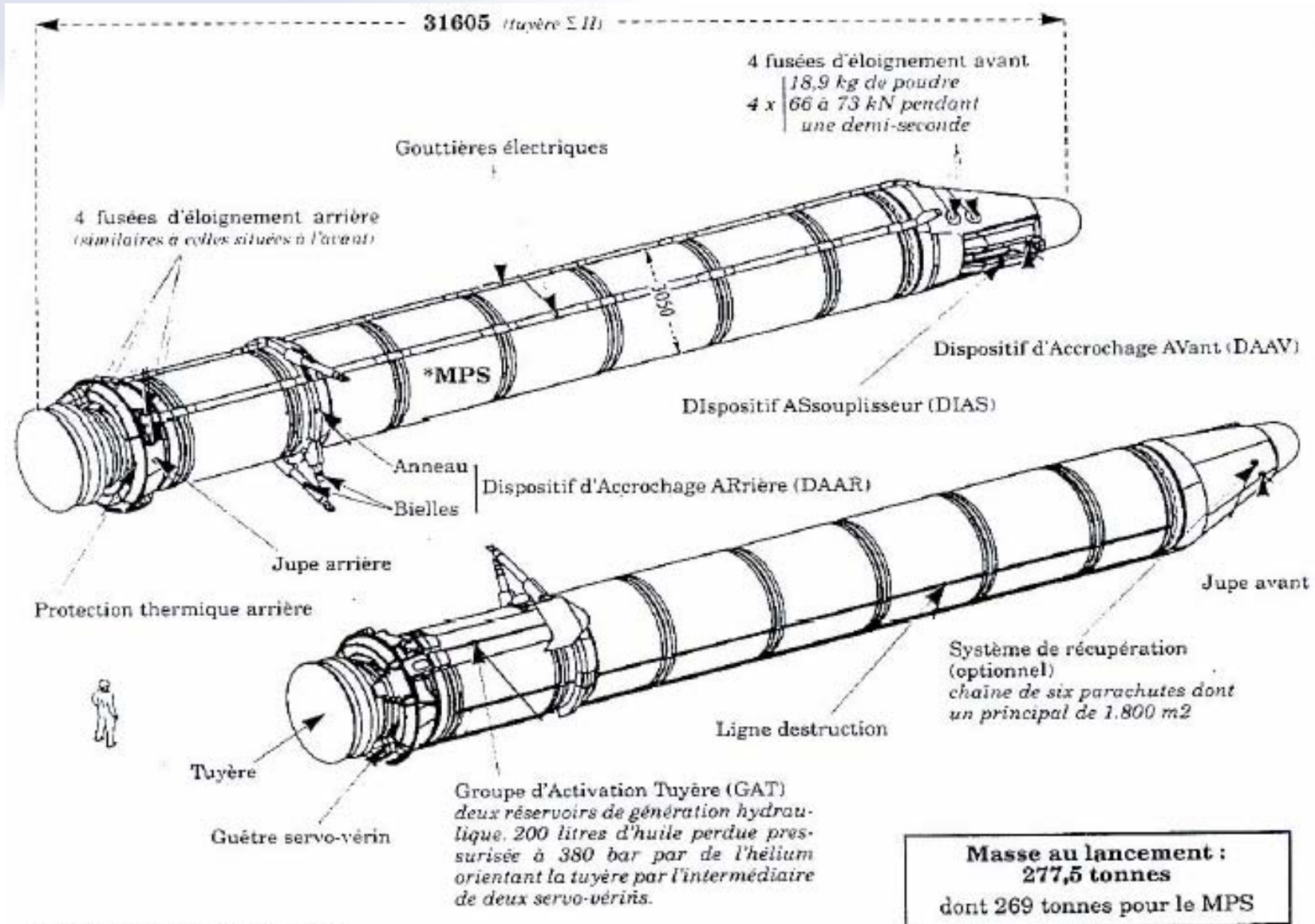
Caractéristiques au décollage :

- . Masse initiale : 740 tonnes
- . Poussée au sol : 11.660 kN (1.166 t)
- . Accélération initiale : 16 m/s² (1,6.g)
- . Hauteur au décollage : 52 m



5. La référence européenne : Ariane 5

Etage Accélérateur à Propulsion Solide EAP

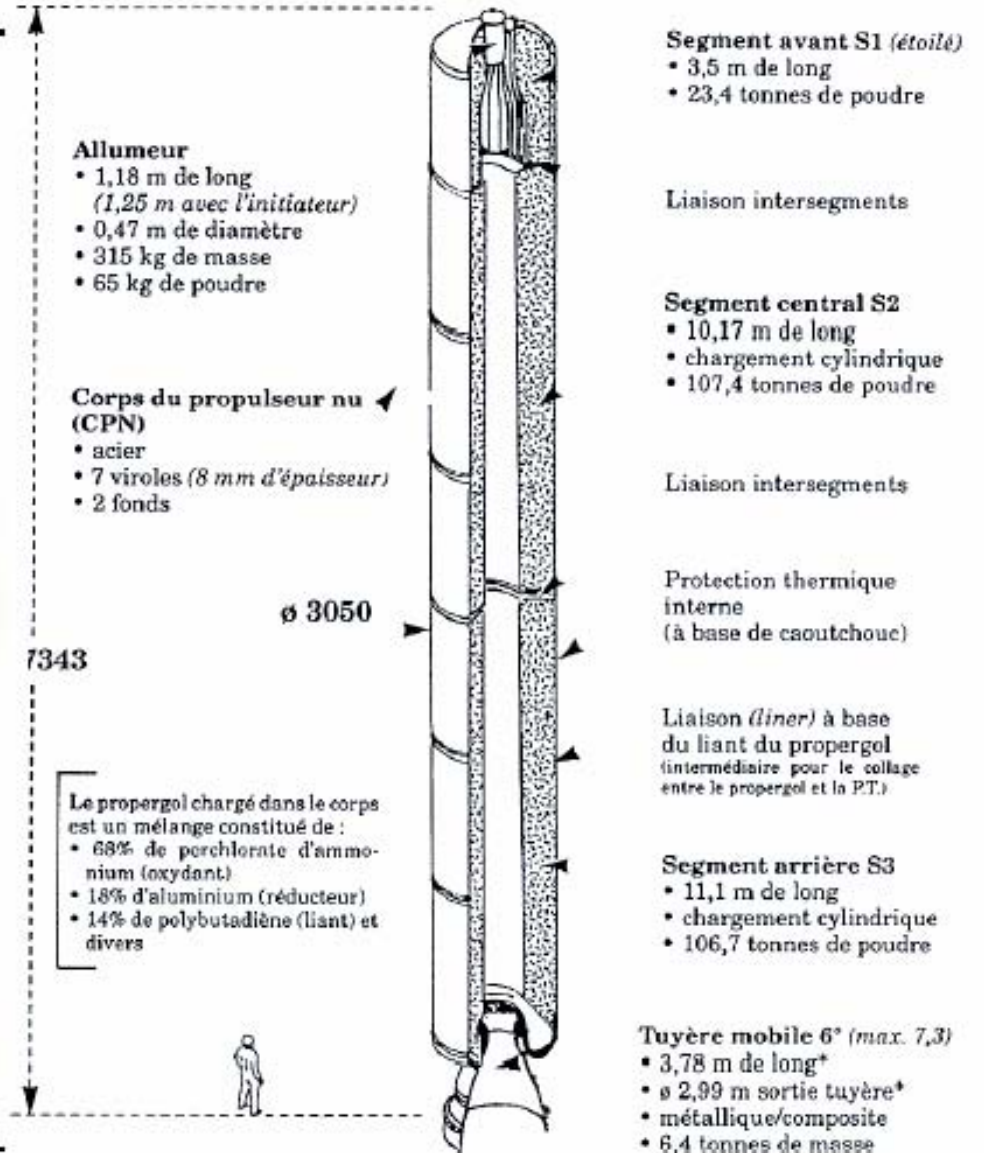


Moteur à Propulsion Solide MPS : (moteur de l'EAP)

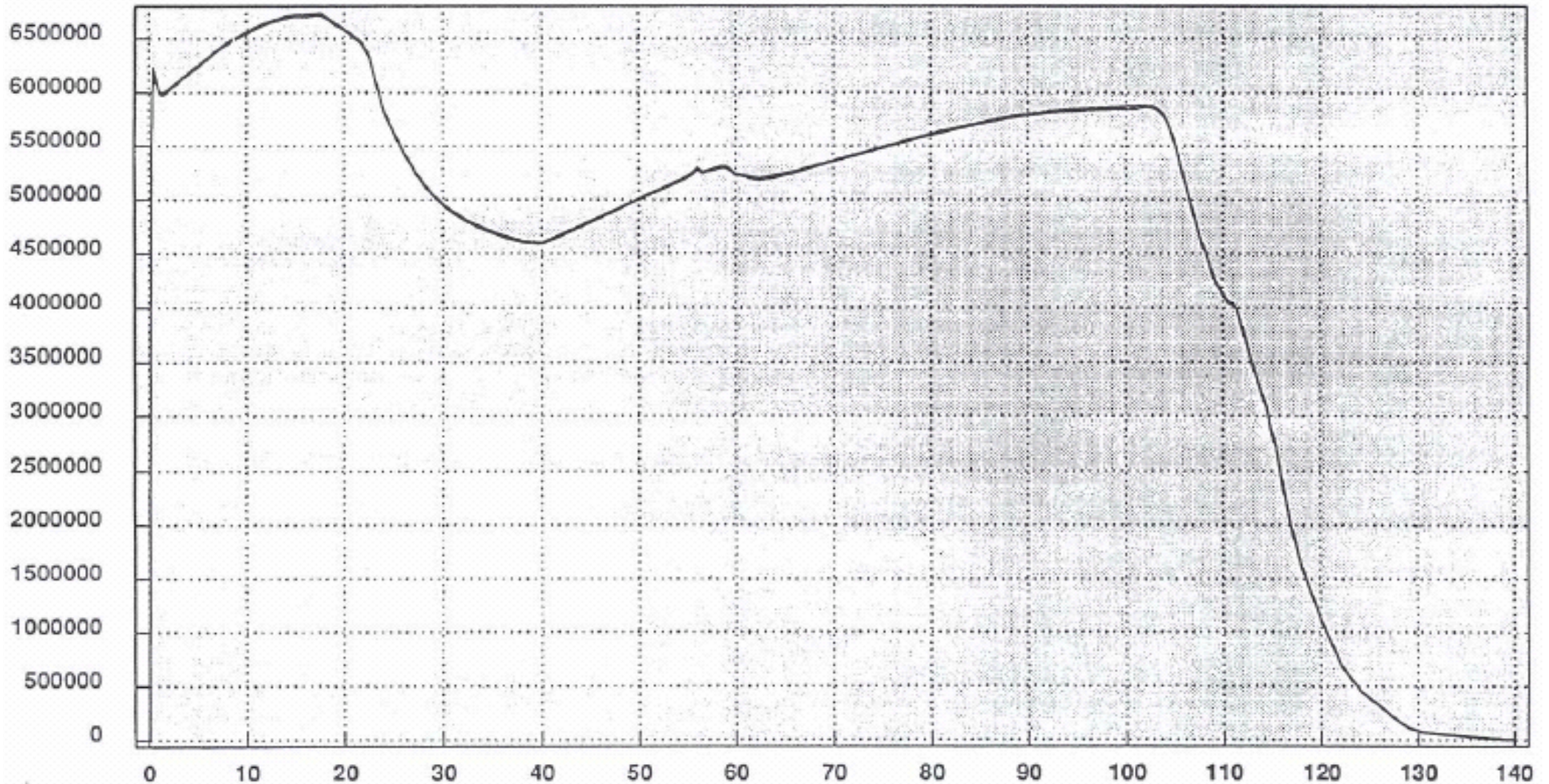
Poussée dans le vide	
maximum	6.709 kN
moyenne	4.984 kN
Pression maximum	61,34 bar
Impulsion spécifique	275,4 secondes
Propulsion	129 secondes

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

Maître d'œuvre :
EUROPROPULSION



Poussée (N) fonction du temps (s)



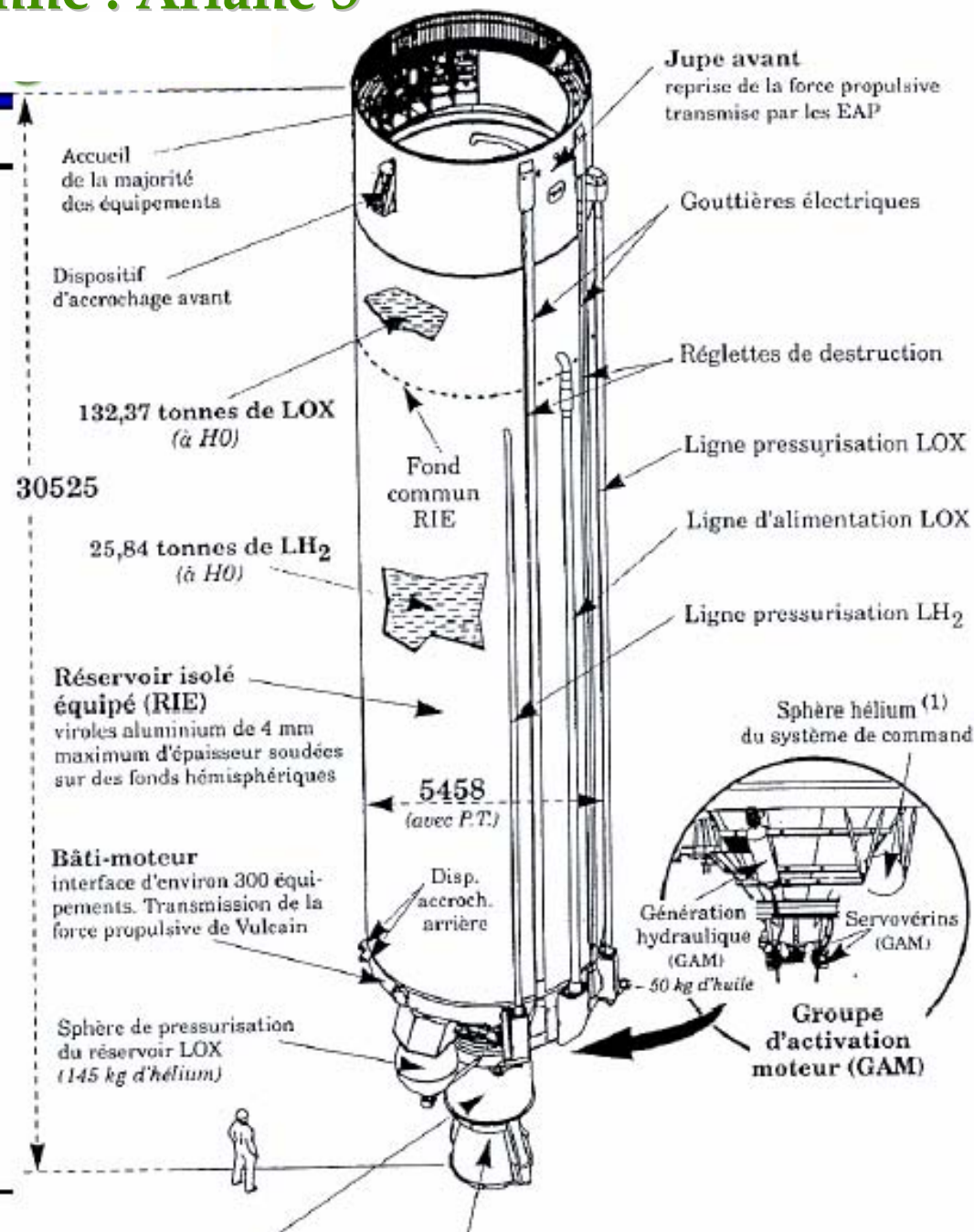
5. La référence européenne : Ariane 5

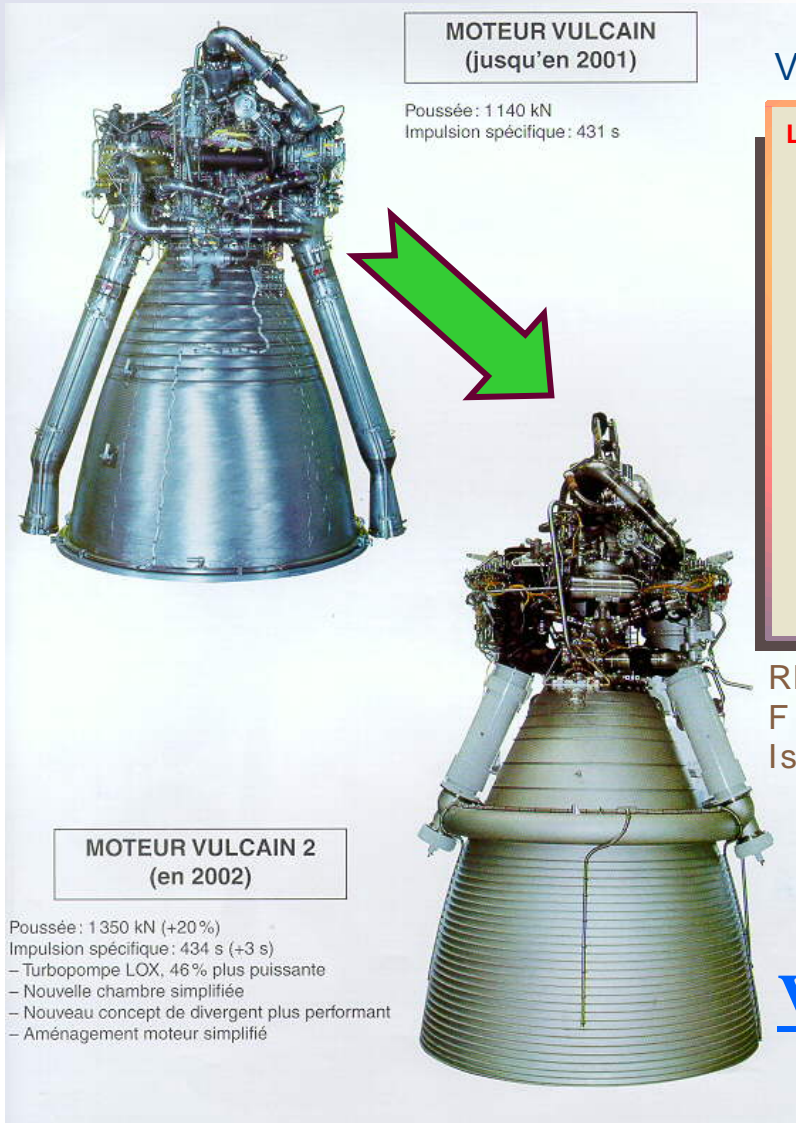
Etage Principal Cryotechnique EPC

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

Poussée moyenne vide : 1.114 kN (111 t)

Vol propulsé : 589 secondes





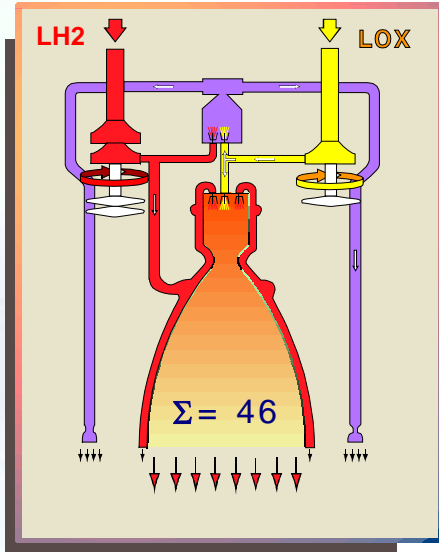
MOTEUR VULCAIN (jusqu'en 2001)

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

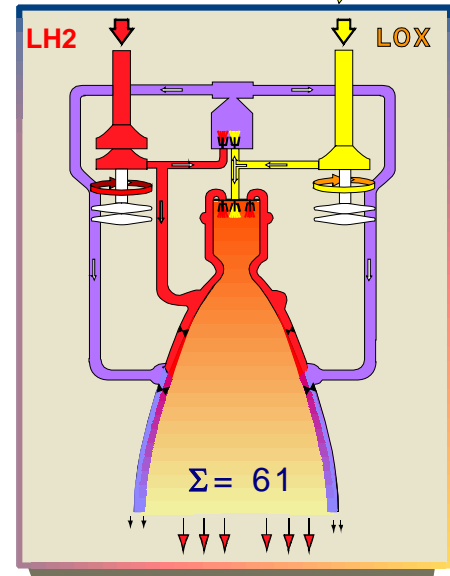
VULCAIN 1



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

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

+ 20%

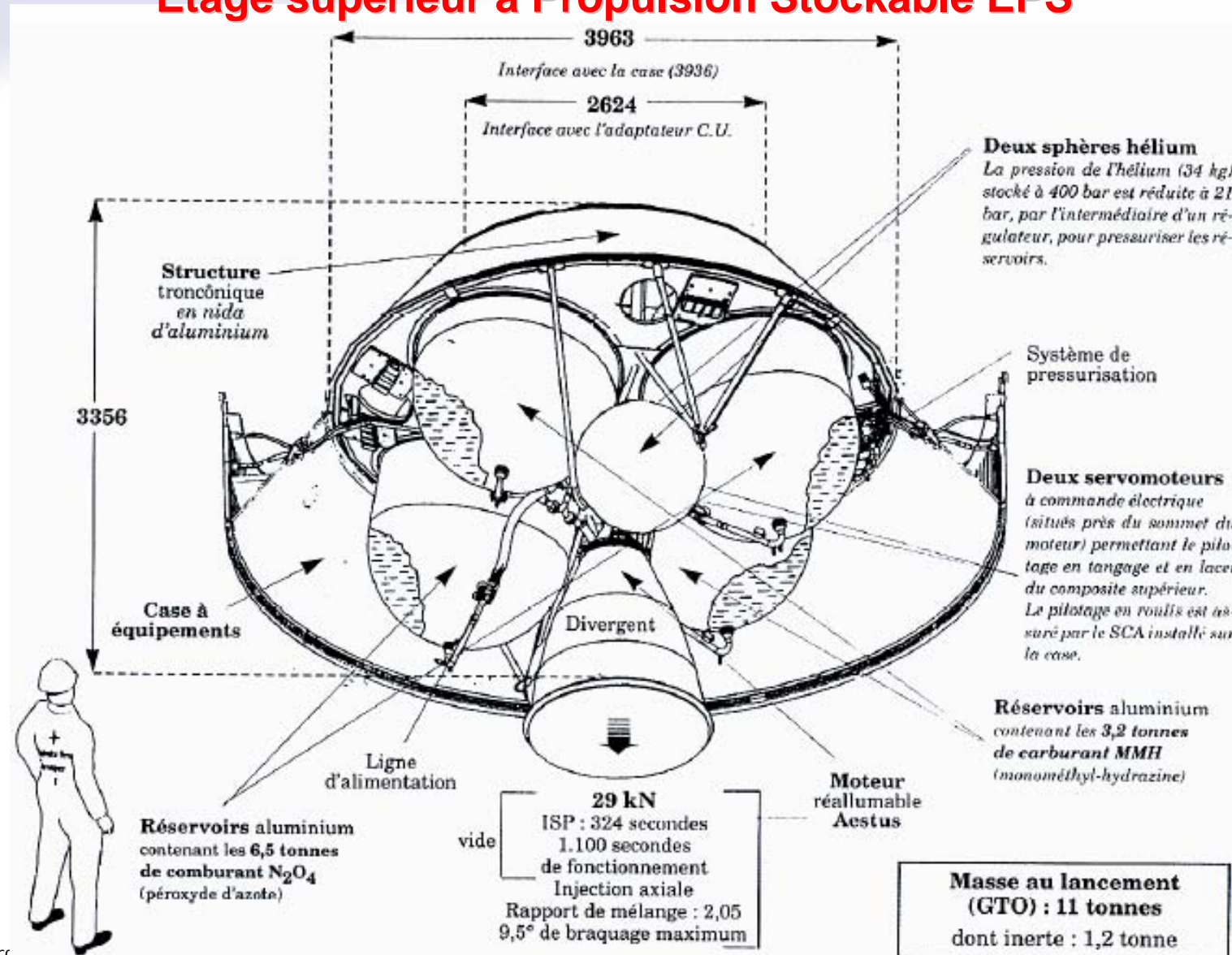


VULCAIN 2

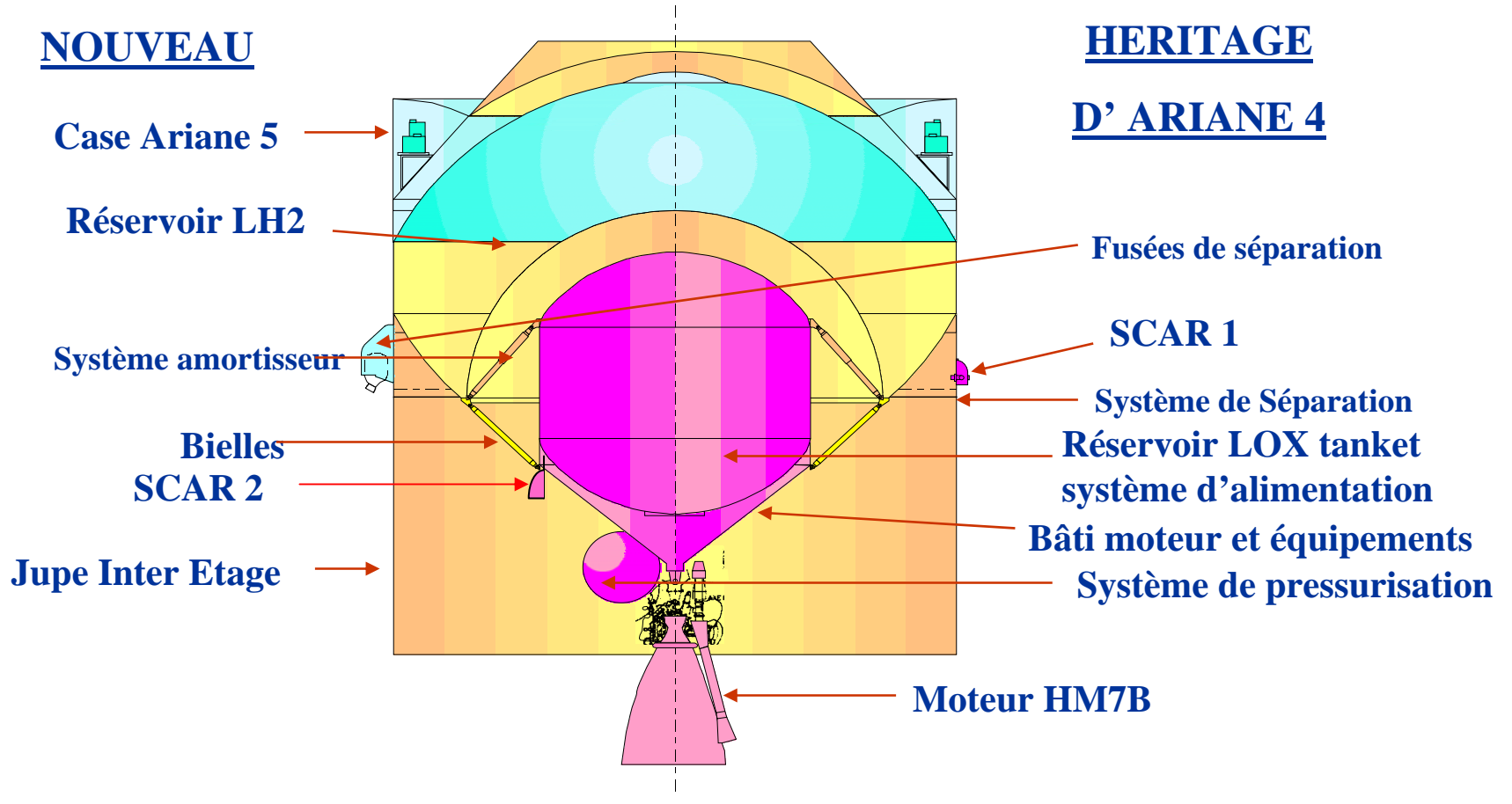
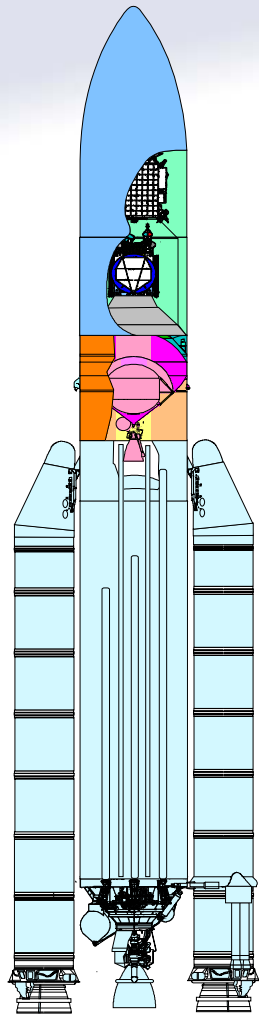
Les évolutions d'ARIANE 5 **Nouveau moteur: VULCAIN 2**

VULCAIN 2

Etage supérieur à Propulsion Stockable EPS



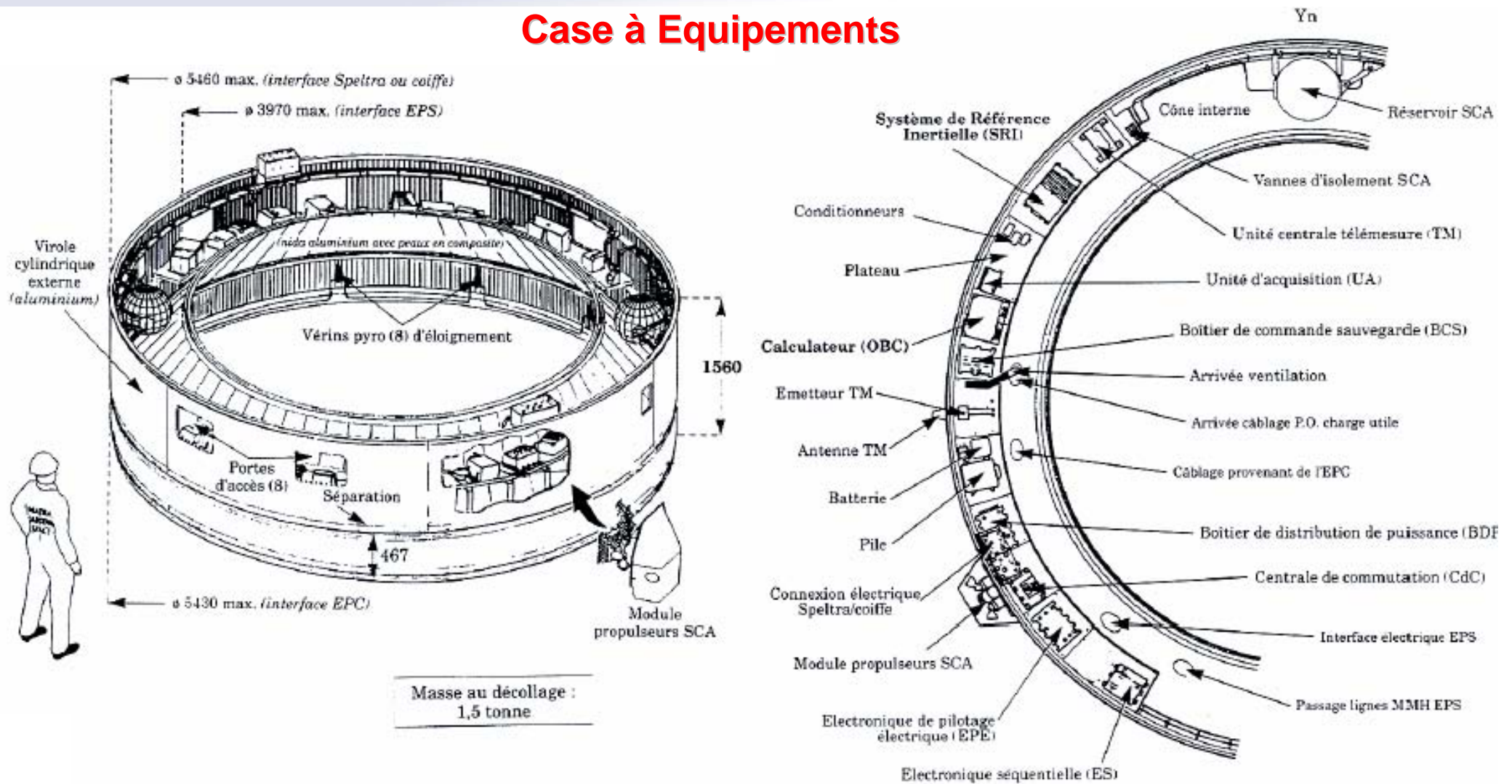
Etage supérieur cryotechnique ESCA

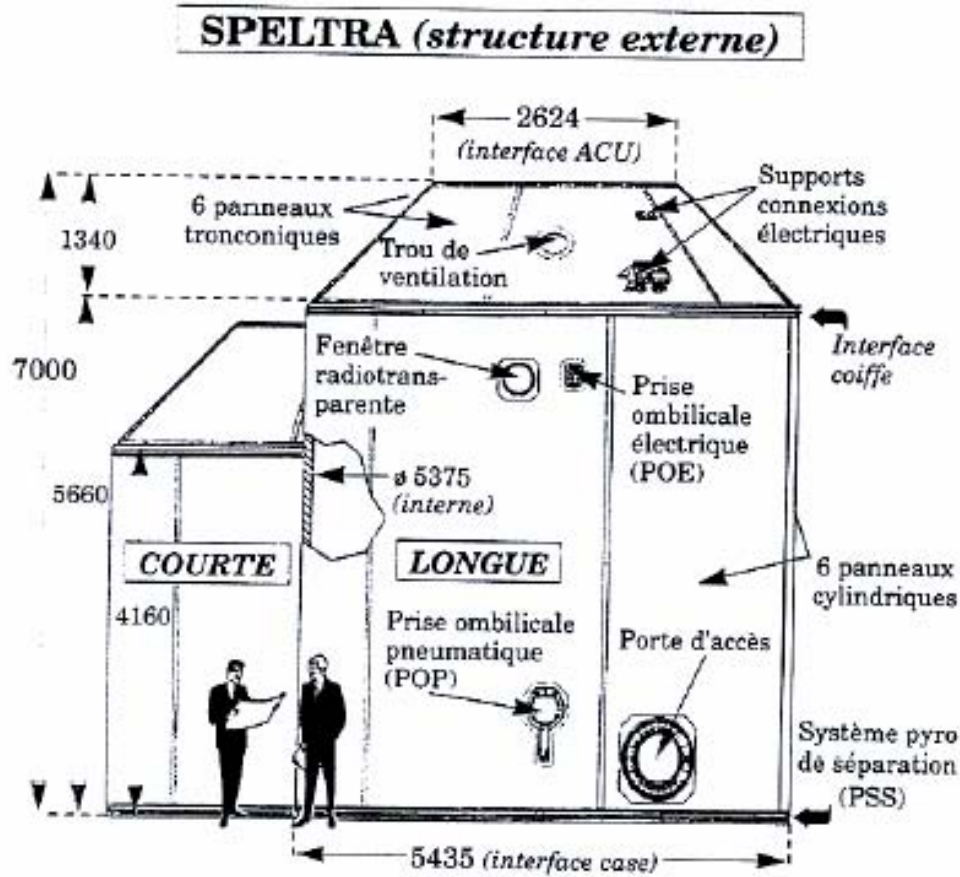


Case à Equipements Electriques = Cerveau du Lanceur :

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)

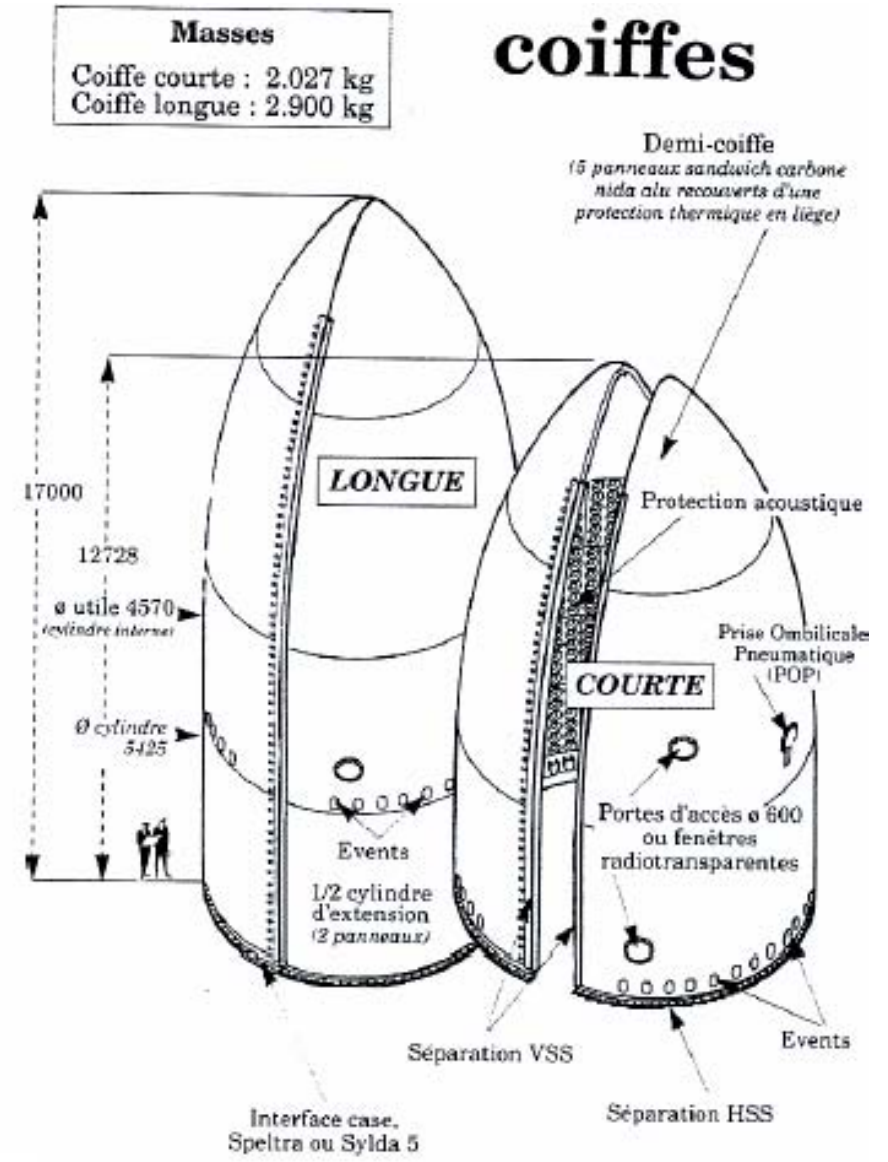
Case à Equipements

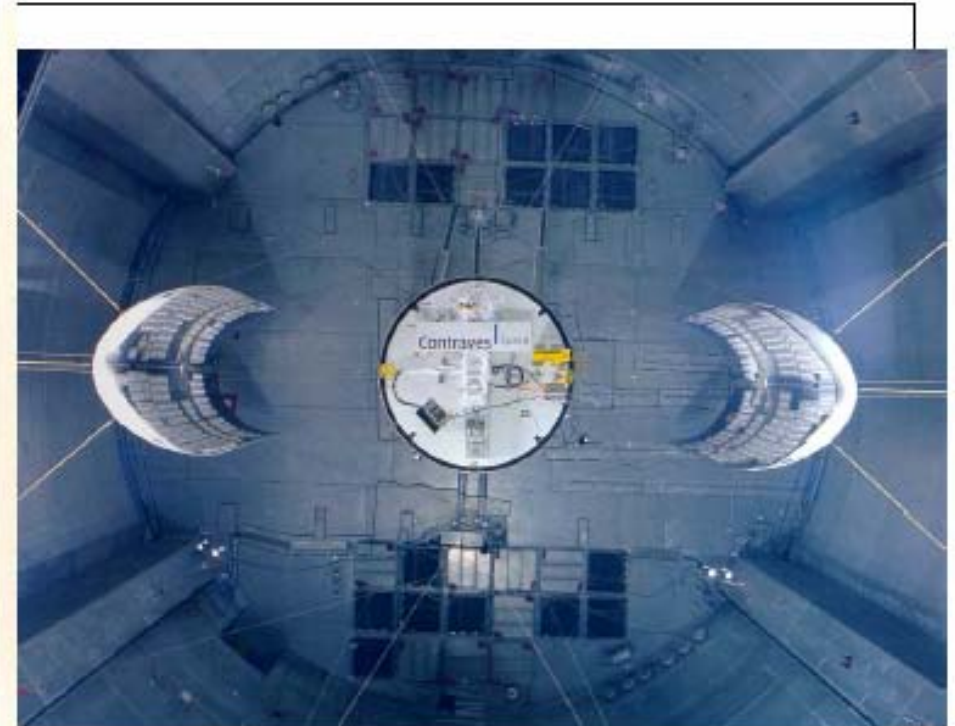
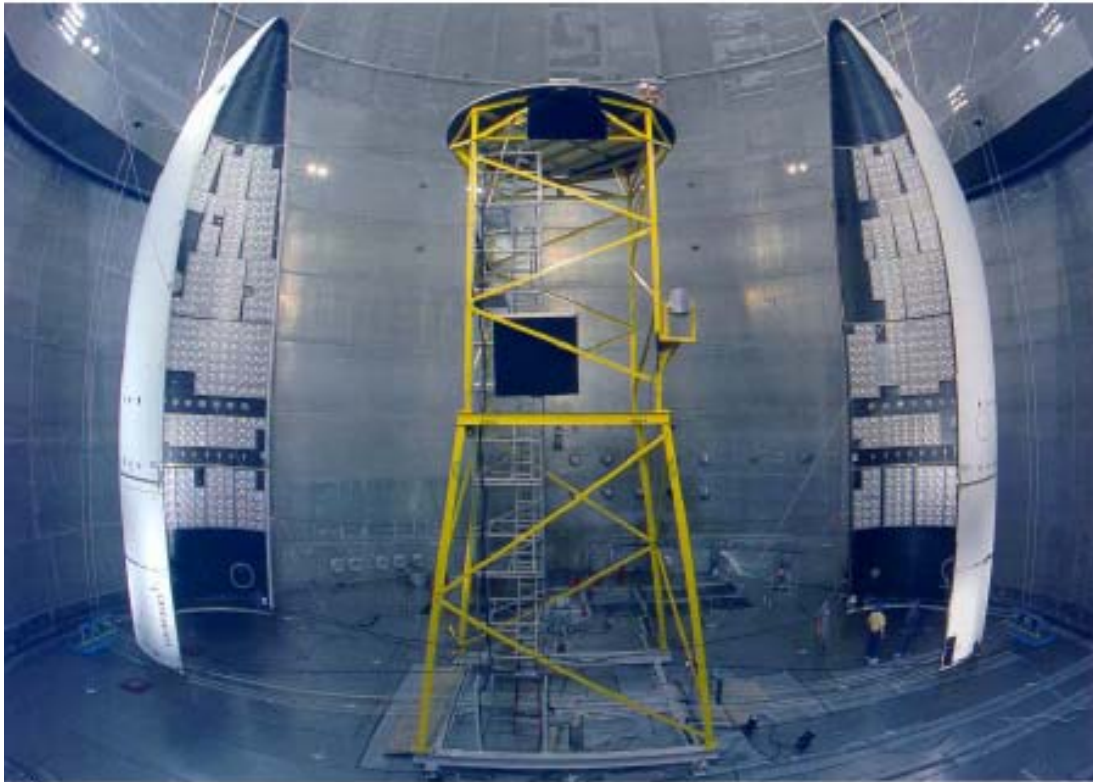




Masses

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)

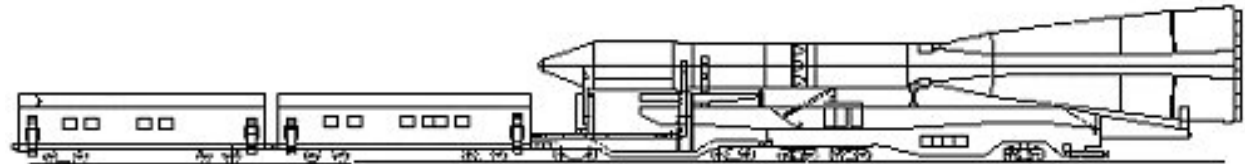
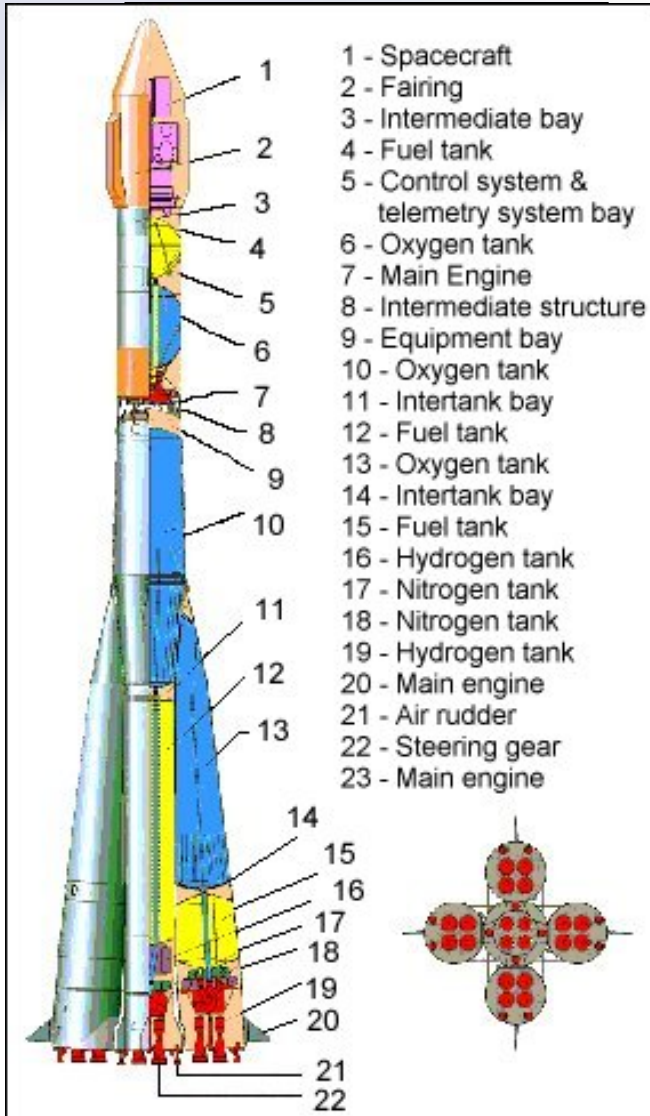
* 1er étage 94 t (LOX+Kero)

* 2ème étage 23 t (LOX+Kero)

2 étages supérieurs suivant énergie

↳ Adaptation en Guyane en cours : 2008







<< booster

partie haute >>

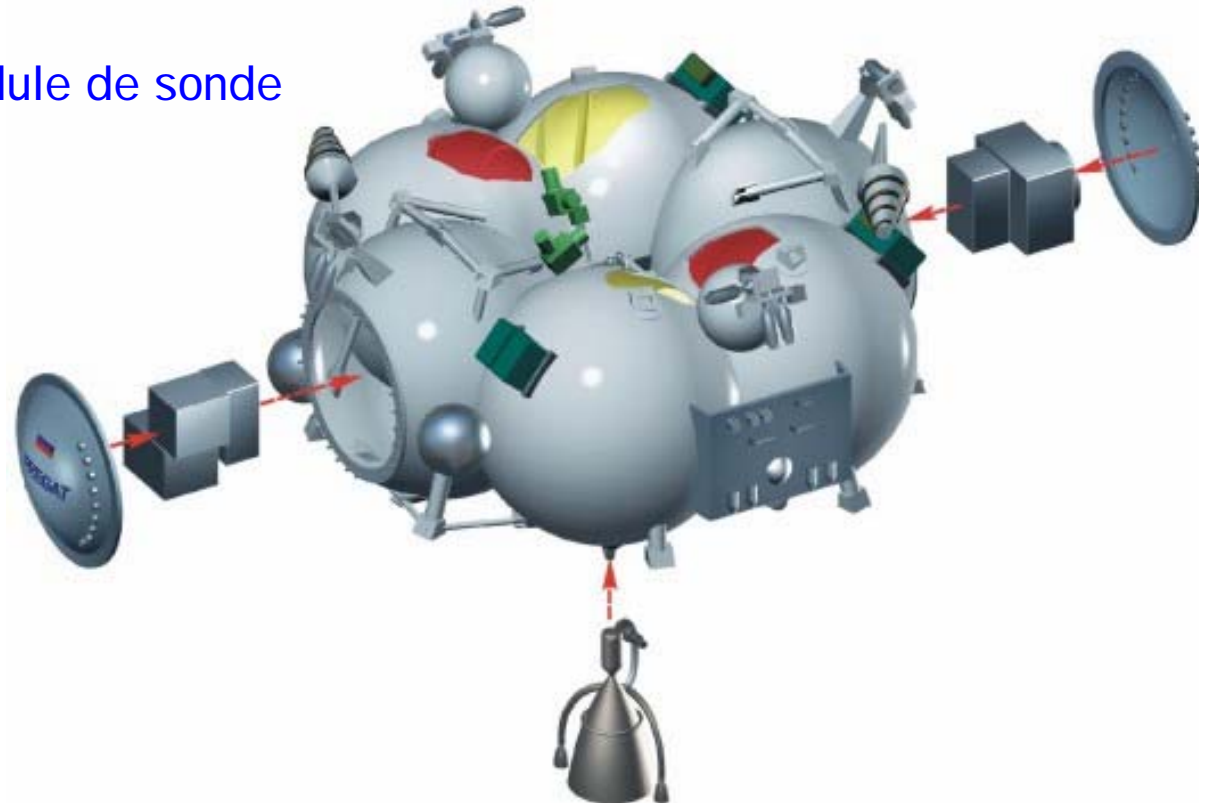


corps central



Etage supérieur moyenne énergie Fregat :

- * Etage stockable 5,3 t (N₂O₄+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€

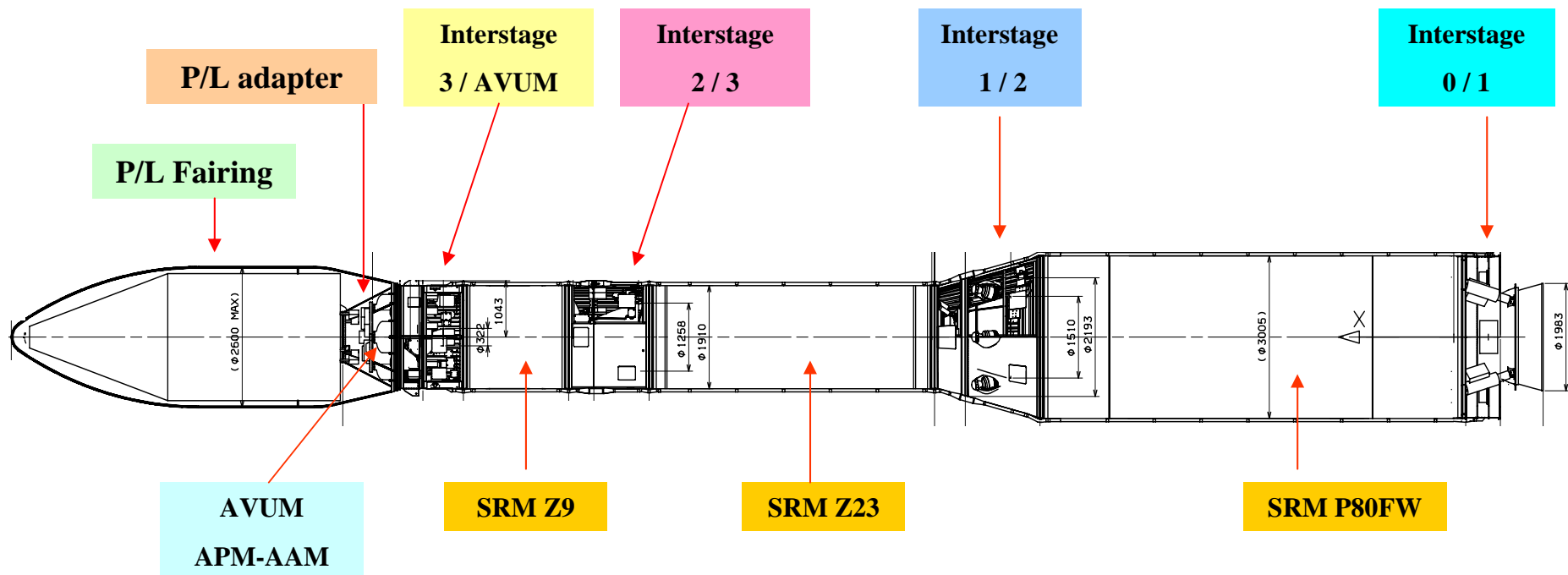
Exigences de haut niveau :

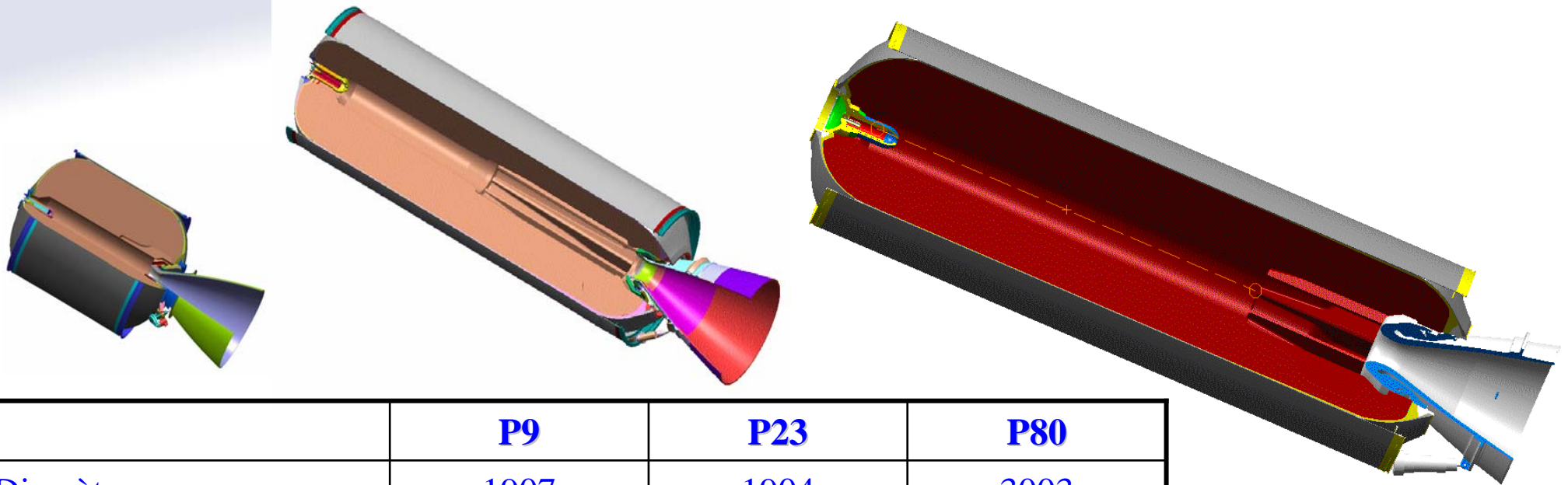
- * Marché des petits satellites (< 1500 kg) : 1,5 à 2 par an
- * Mission de référence 1500 kg sur 700/700/90
- * Capable d'une grande variété de missions
- * Coût de lancement objectif : moins de 20 M€
- * Premier vol fin 2007

5. La référence européenne : Vega



- * 1^{er} étage : P88 bobiné
- * 2^{ème} étage : Zefiro - P24
- * 3^{ème} étage : Zefiro - P9
- * 4^{ème} étage : AVUM - L0,5





	P9	P23	P80
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 :

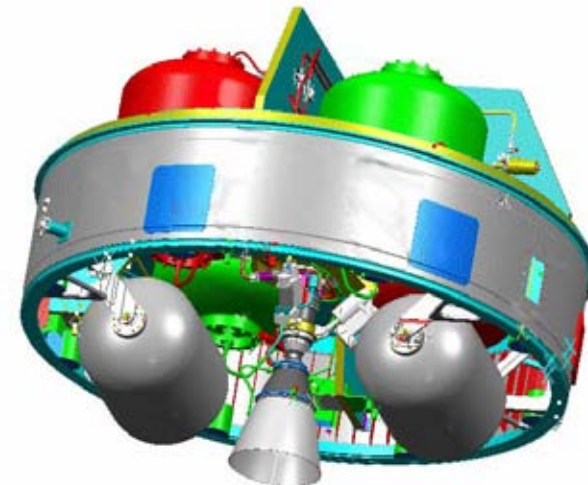
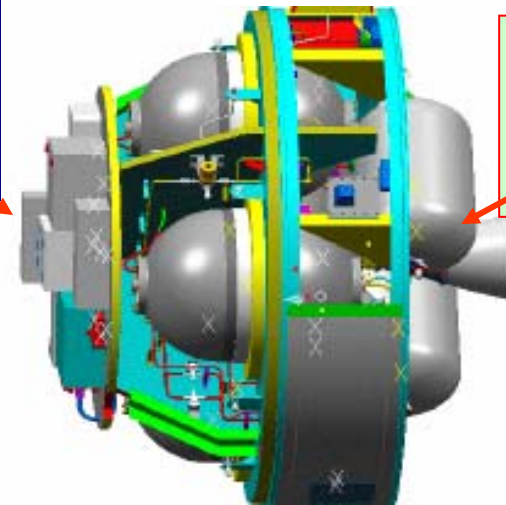
- moteur RD-869 de Yuzhnoye (Ukraine)
- UDMH + NTO (Rm 2)
- Poussée : 2450 N
- Pressurisé Hé : Palim 30 bars
- Isp : 315,5 s
- Réservoirs à membrane

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

Mast

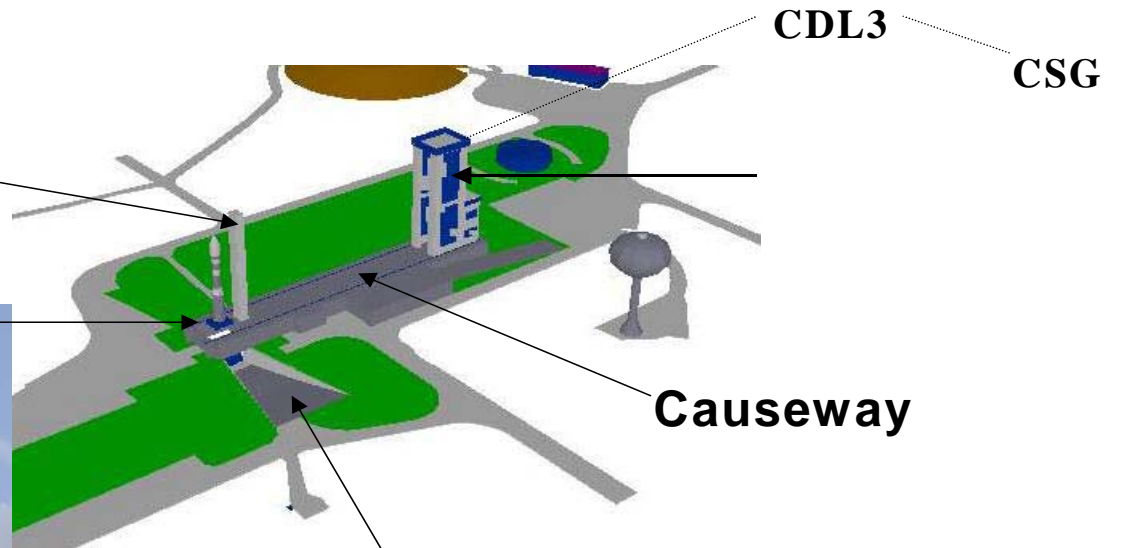
Launch Table

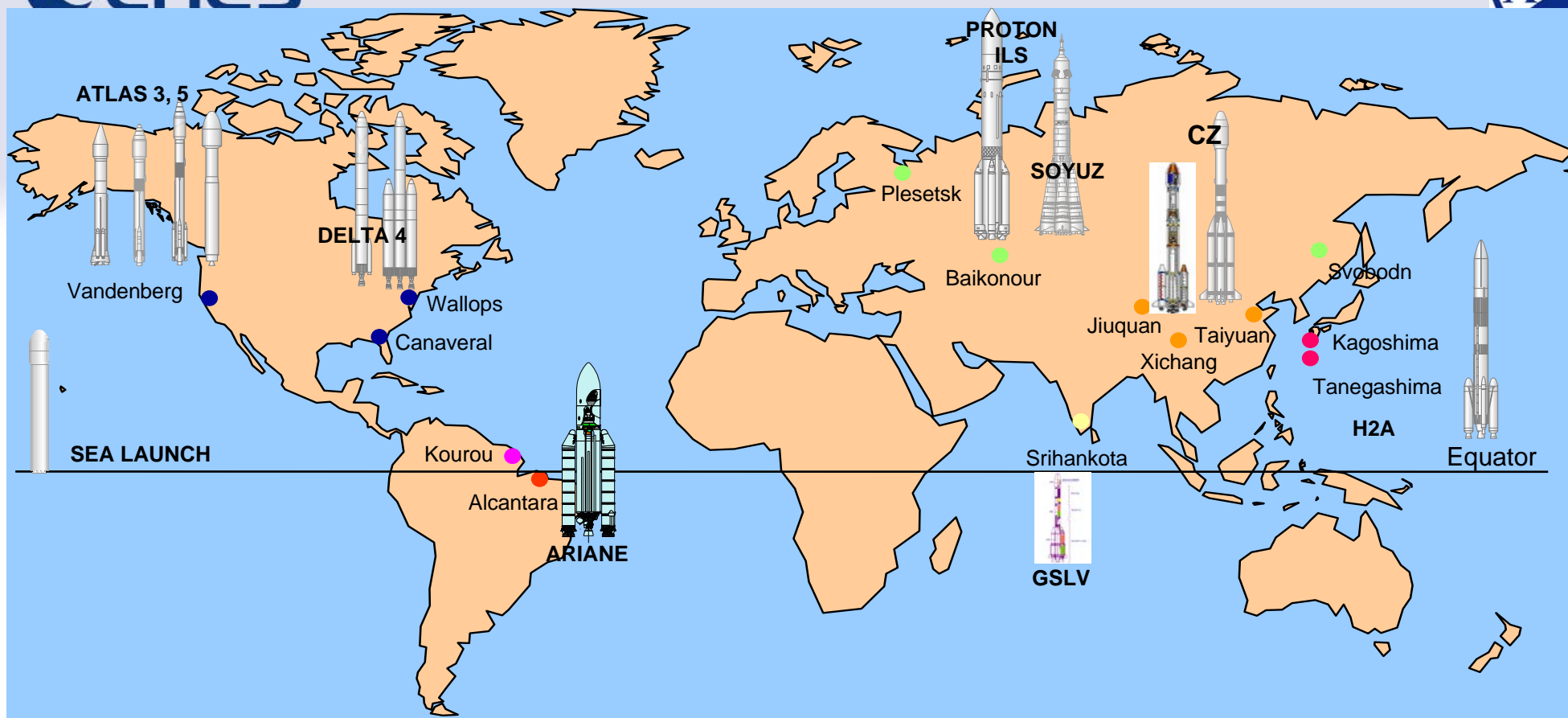
CDL3

CSG

Causeway

Single Duct (west)





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 :

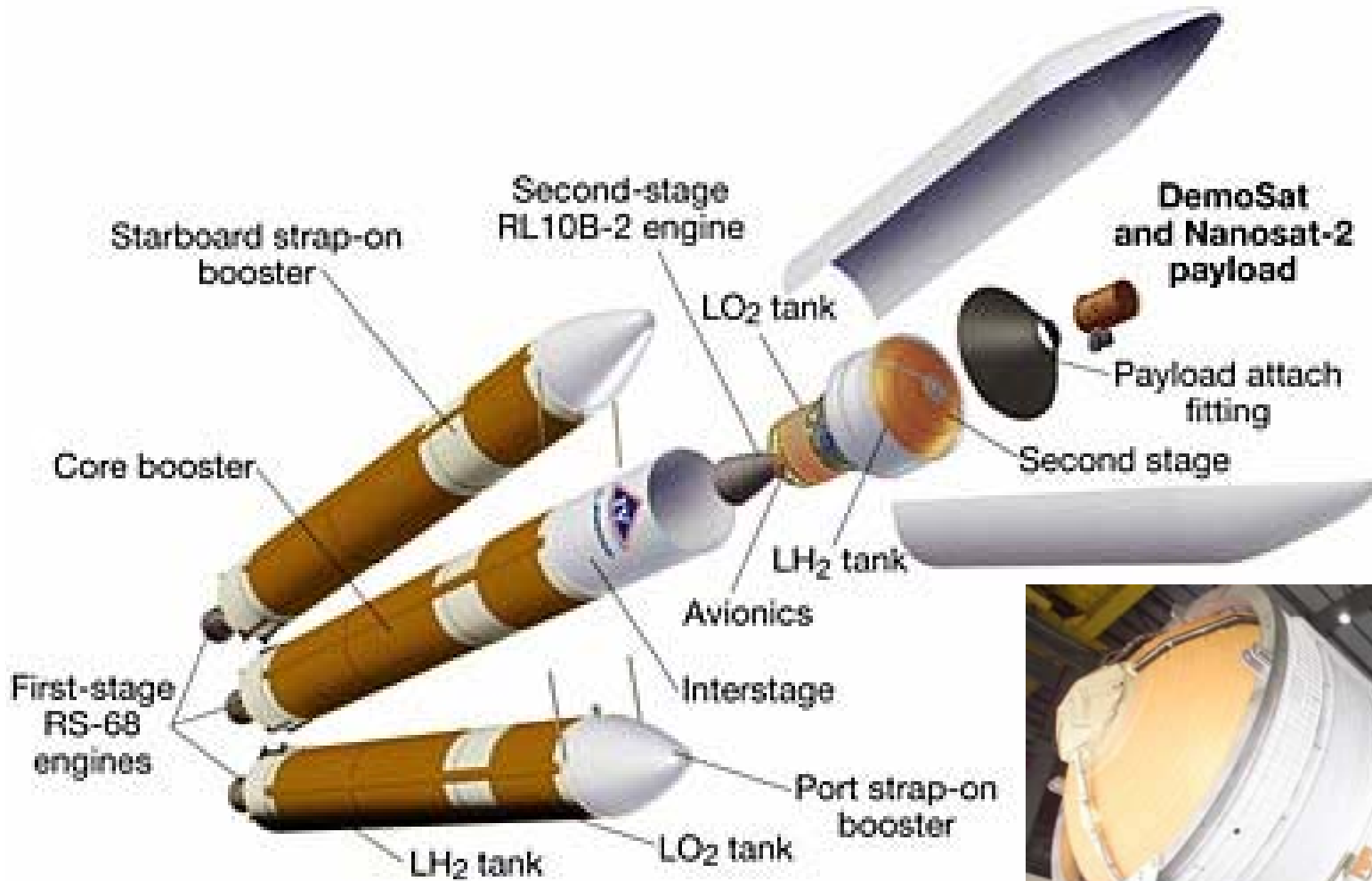
- * Boeing
- * Corps central unique H200
(CBC : Common Booster Core ©)
- * étage supérieur H20 ou H27 suivant version, rallumable, autorisant une gamme très large de missions (jusqu'à GEO direct)
- * 0, 2 ou 4 P30 suivant version
- * 6 coiffes différentes, composite ou métallique
- * Possibilité de lancement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





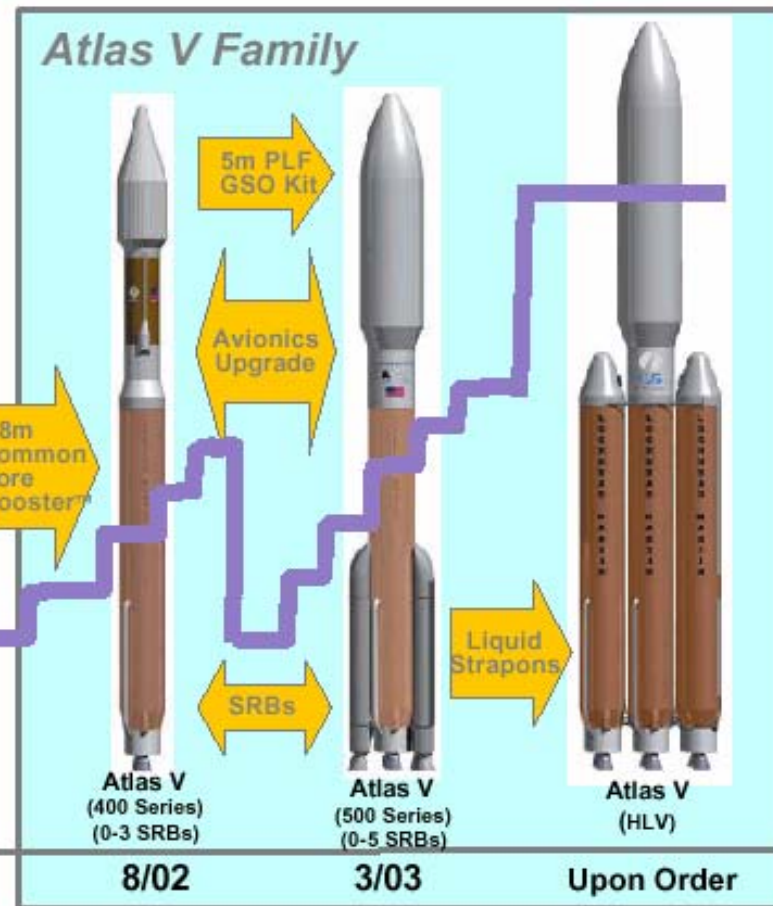
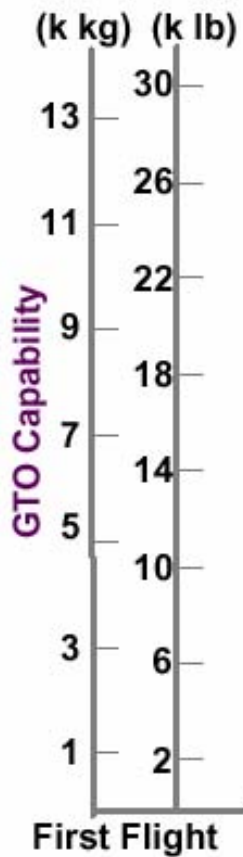
6. Atlas V

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



401 Atlas V Vehicle Naming Designator Definition

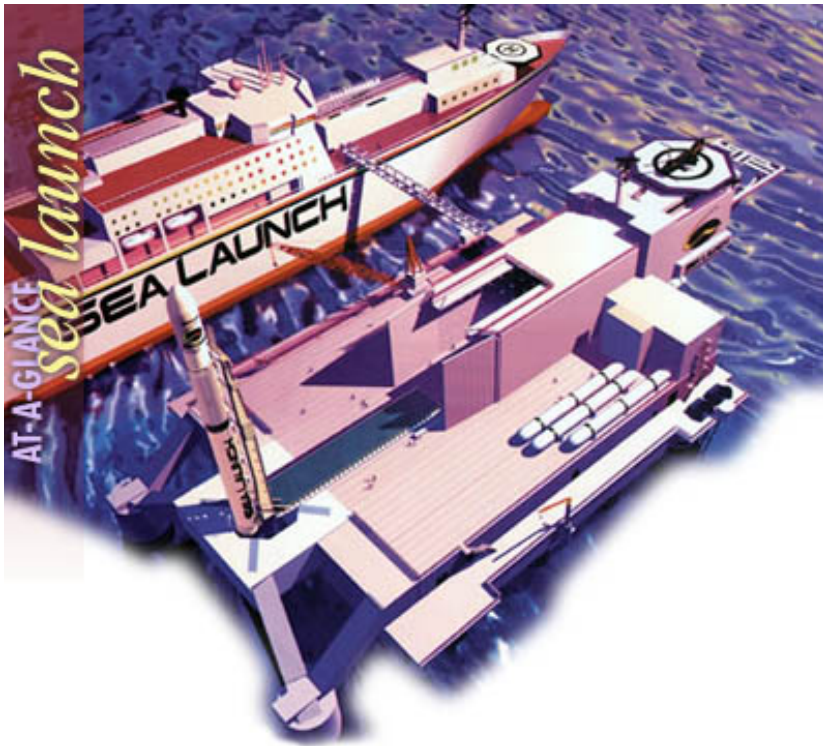
- Number of Centaur Engines (1 or 2)
- Number of Solid Rocket Boosters (0 to 5)
- Fairing Usable Diameter (3-m, 4-m, 5-m)



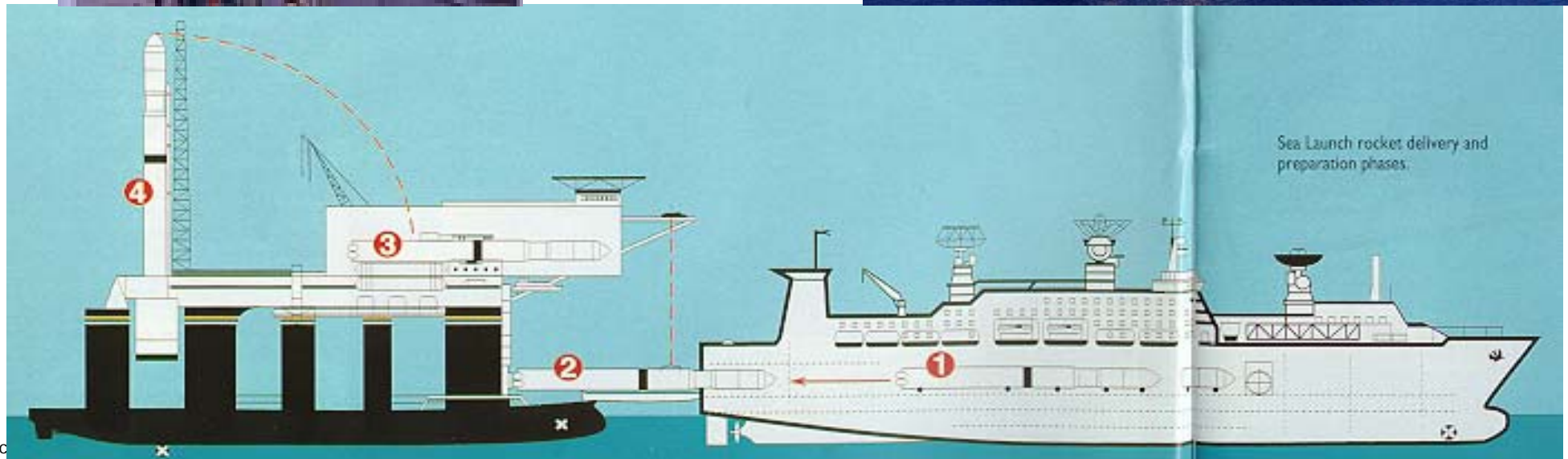


6. La concurrence actuelle : Sea Launch

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 :

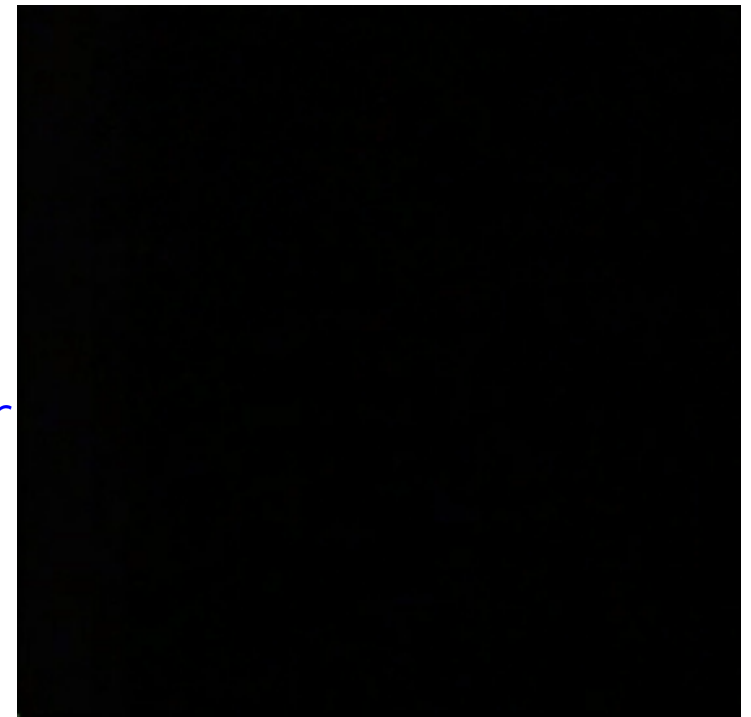
- * 420 t (NTO-UDMH) avec 6 RD253 (10 MN)
(I sv 316 s ; q 6 x 466 kg/s)
- * 156 t (NTO-UDMH) avec 4 RD0210 (2,3 MN)
(I sv 327 s ; q 4 x 195 kg/s)
- * 47 t (NTO-UDMH) avec 1 RD0210 (608 kN)
(I sv 326,5 s ; q 186 kg/s)

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



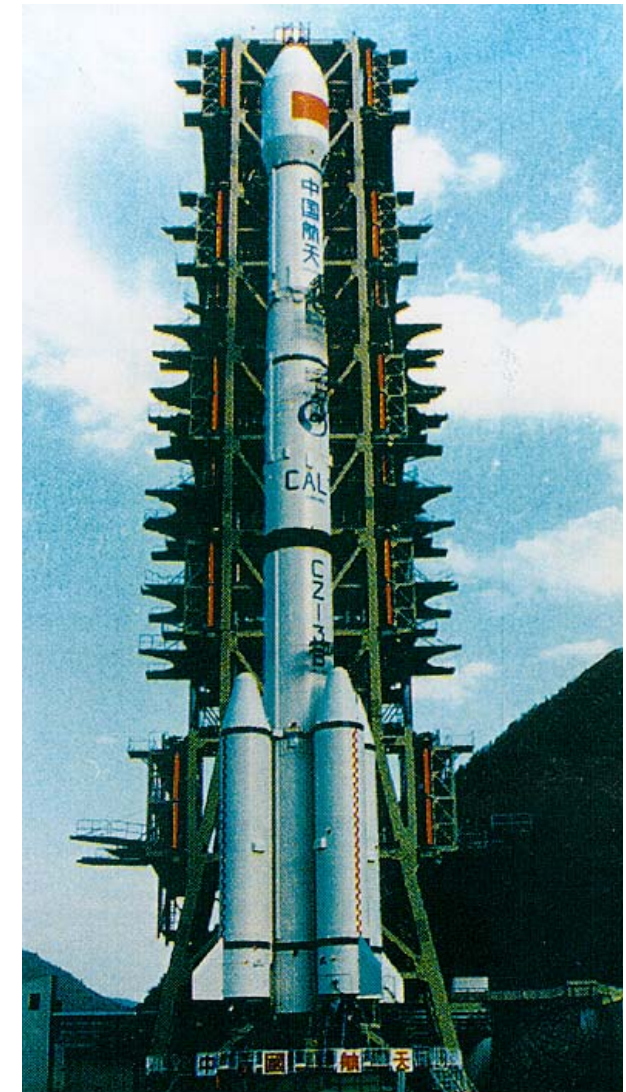


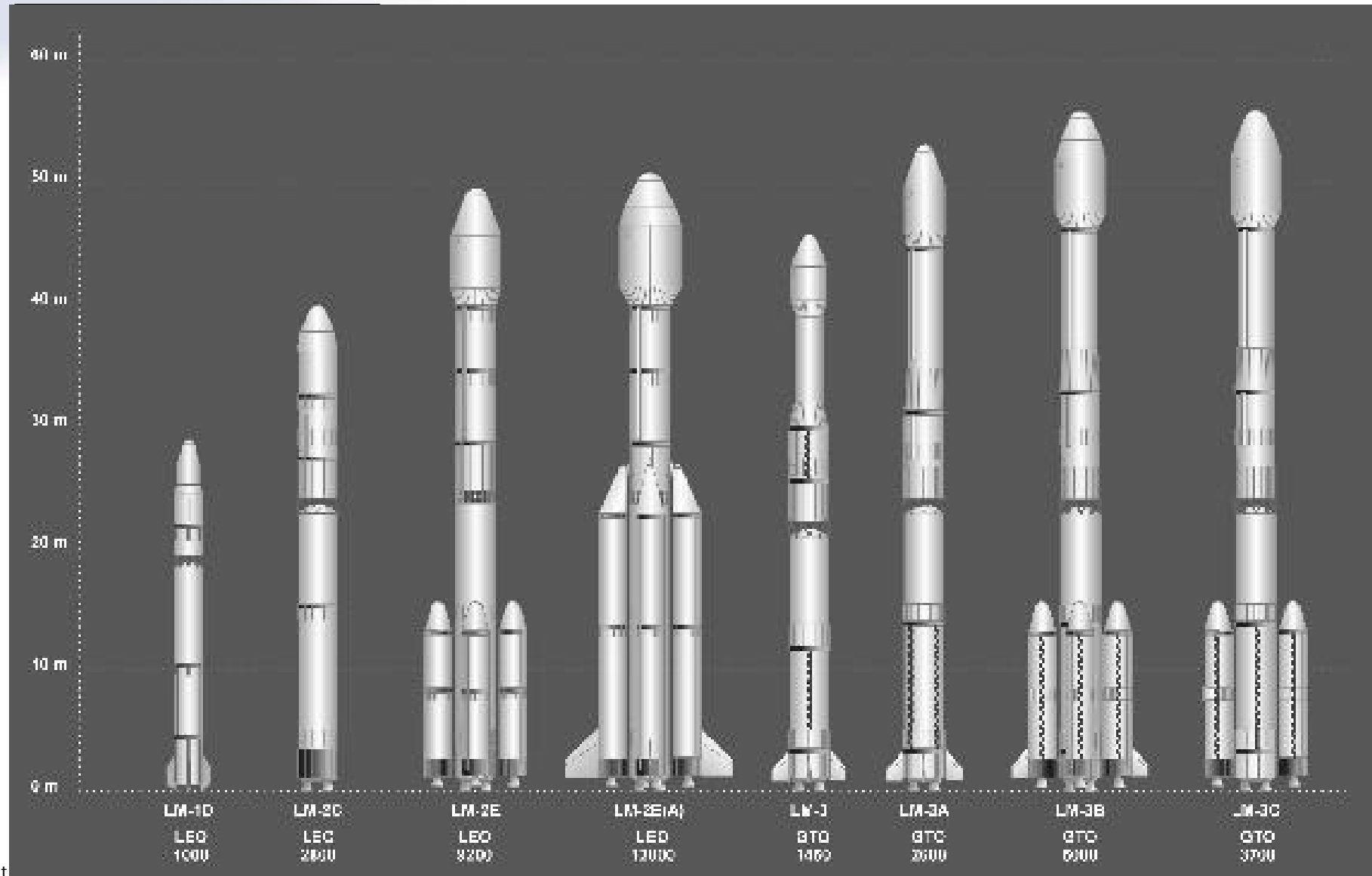
Famille de lanceurs très similaire à Ariane 1-4 :
commercialisés par "China Great Wall Industry Corp"

↳ Exemple du 3A (classe Atlas-1) :

- * 1er étage 142 t (N₂O₄+UDMH) avec 4 YF20B
(I sv 260,6 s ; q 4 x 294 kg/s)
- * 2ème étage 35 t (N₂O₄+UDMH) avec 1 YF22B
(I sv 280 s ; q 287 kg/s)
- * 3ème étage 8 t (H₂+O₂) 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



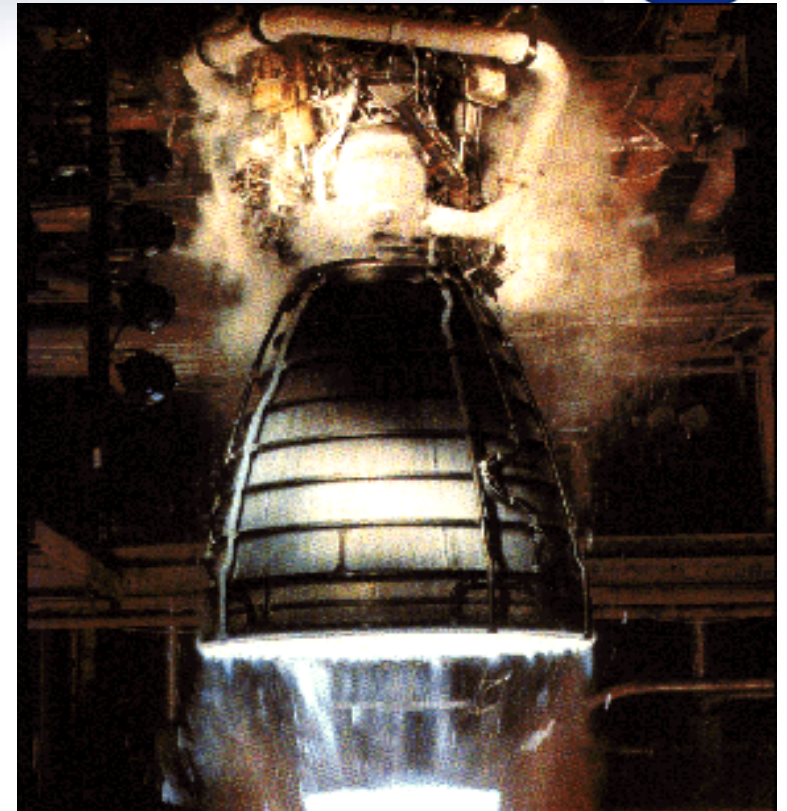


6. Les autres lanceurs lourds : Space Shuttle US

- * 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^{er} étage poudre : 129 t HTPB (débit moyen q 1.250 kg/s)
- * 2^{ème} 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^{ème} étage 12,5 t (LOX+LH2) (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



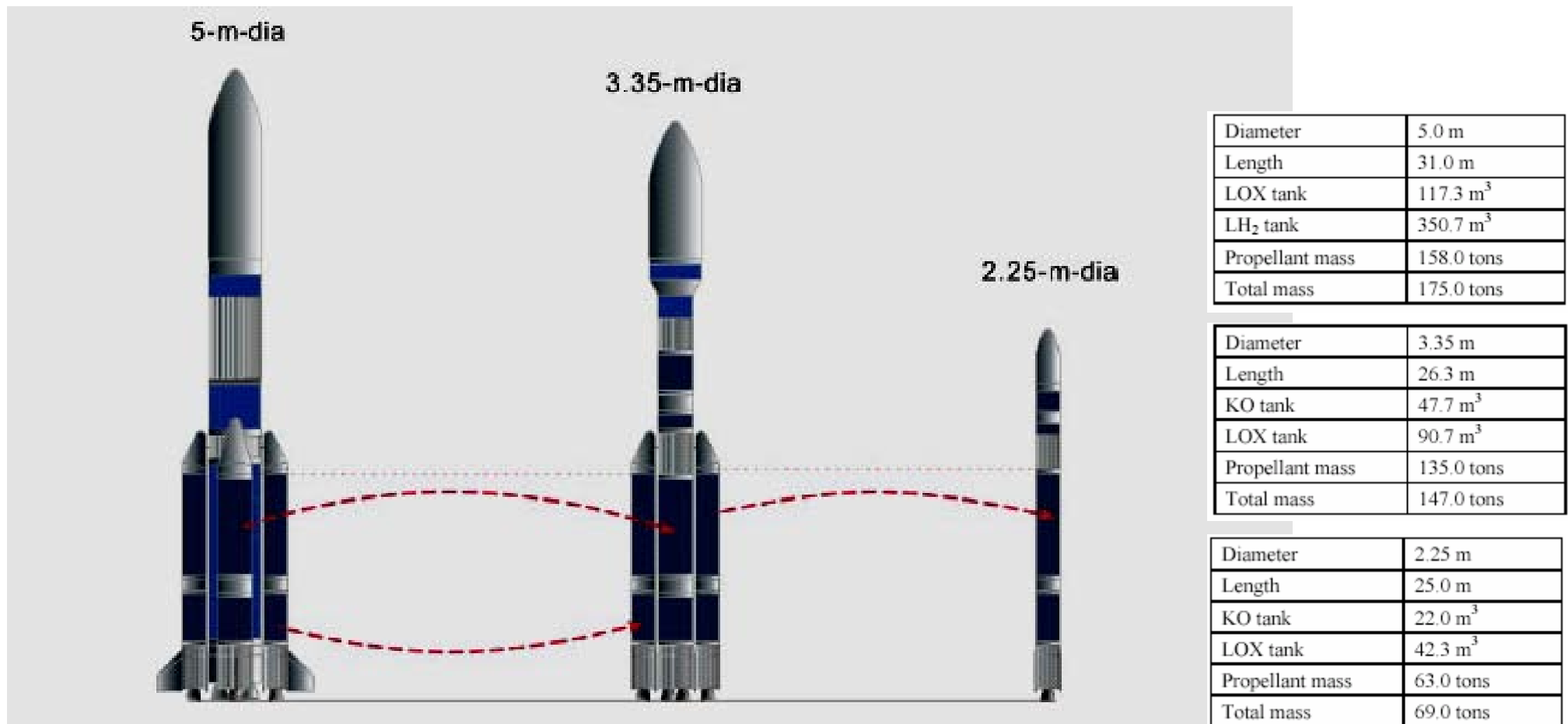
LV Type	Light Class		Medium Class	Heavy Class	Super- Heavy Class	
	Angara 1.1	Angara 1.2	Angara 3	Angara 5	Angara 5-UKVB	
Launch Weight (metric, T)	149	171	480	773	790	
PL mass on orbit launched from Plesetsk	Low $H_{cir} = 200$ km, $i = 63$	2.0	3.7	14.6	24.5	28.5
	Geotransfer $H_{per} = 5500$ km, $i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

Famille Long-March 5

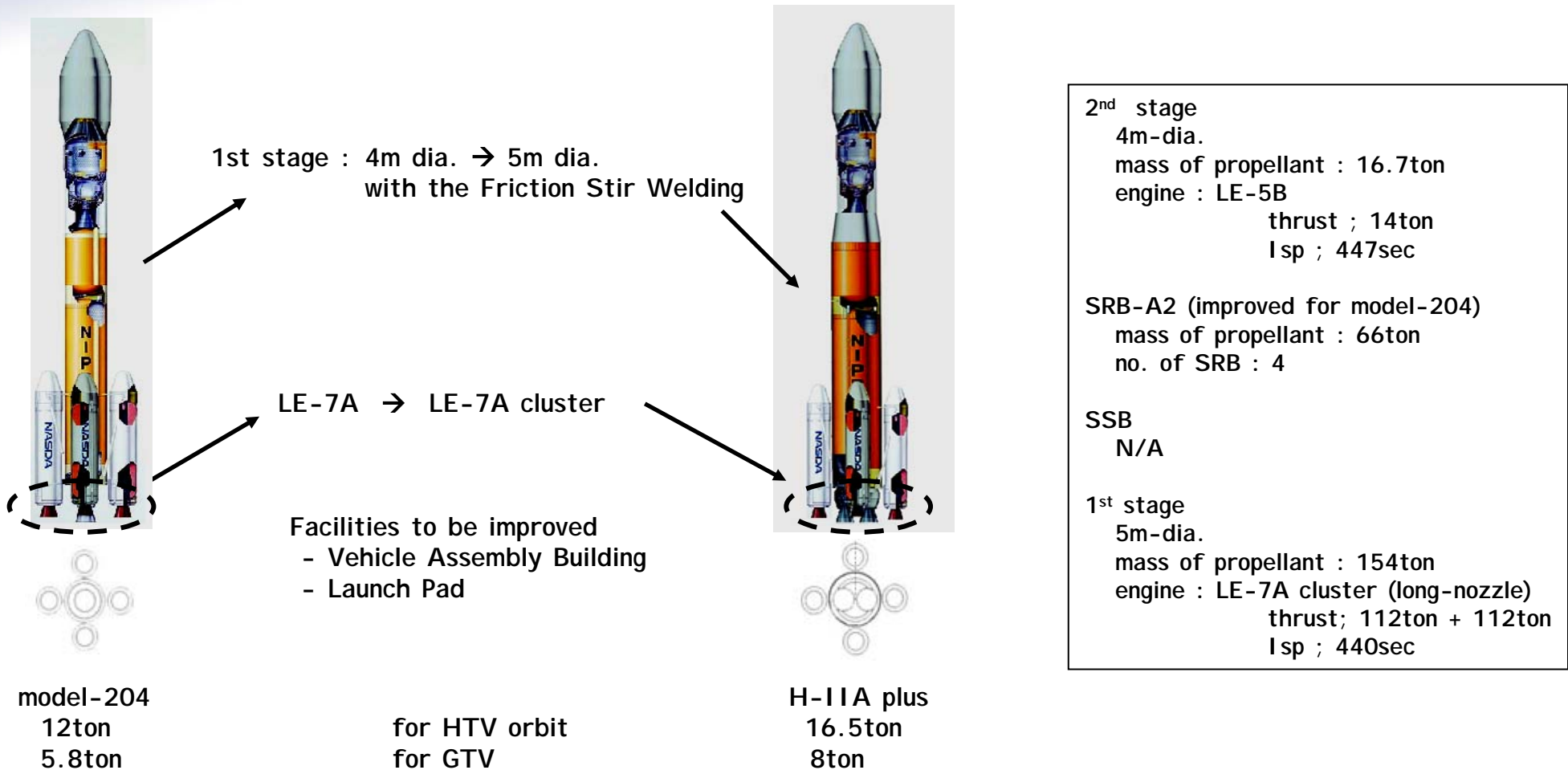
↳ Projet de nouvelle famille de lanceurs lourds chinois Modulaires

↳ 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 :

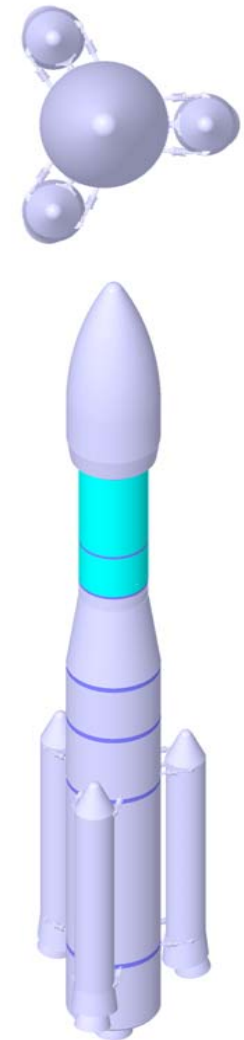
Concept linéaire tout cryotechnique :

- 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 :

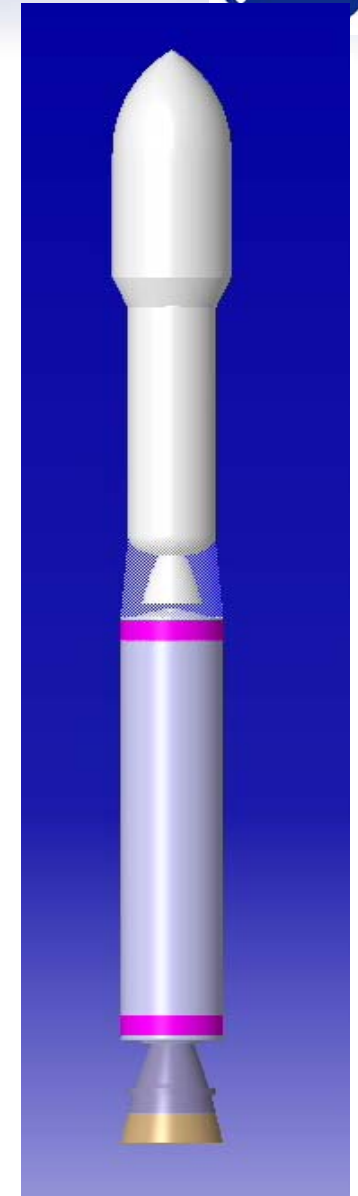
- 1er étage : Chargement 150 tonnes
 Mono-moteur
 - 2nd étage : Chargement 40 à 50 tonnes
 Bi-moteur à base Vinci
 - N boosters additionnels (0 à 5) de 60 tonnes
- ↪ Concept très prometteur, sans doute encore trop cher



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

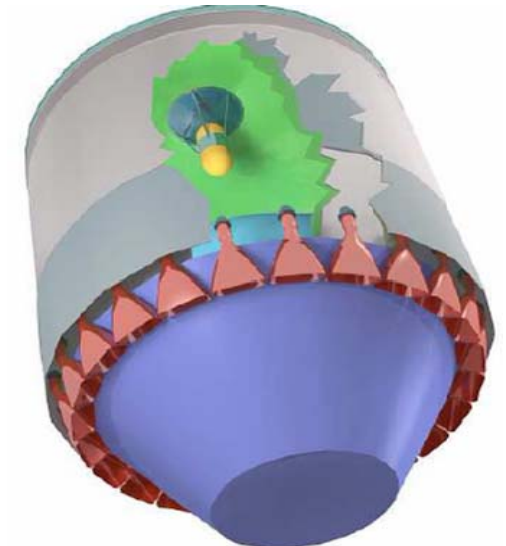
- Haute pression :
 - Réservoirs en composite
 - Etage pressurisé : pas de turbopompes
 - Nombreux petits moteurs simples
 - Etage très simplifié : pilotage par off-modulation



Nombreuses variantes en cours d'étude



EADS-ST



Calabro

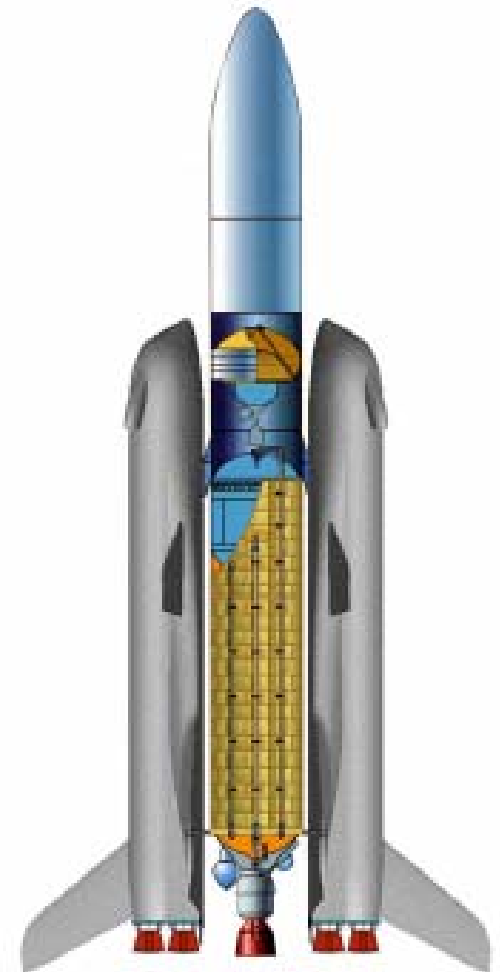
Kourou 14.03.06 – Ch..Bonnal

Lanceurs semi-réutilisables :



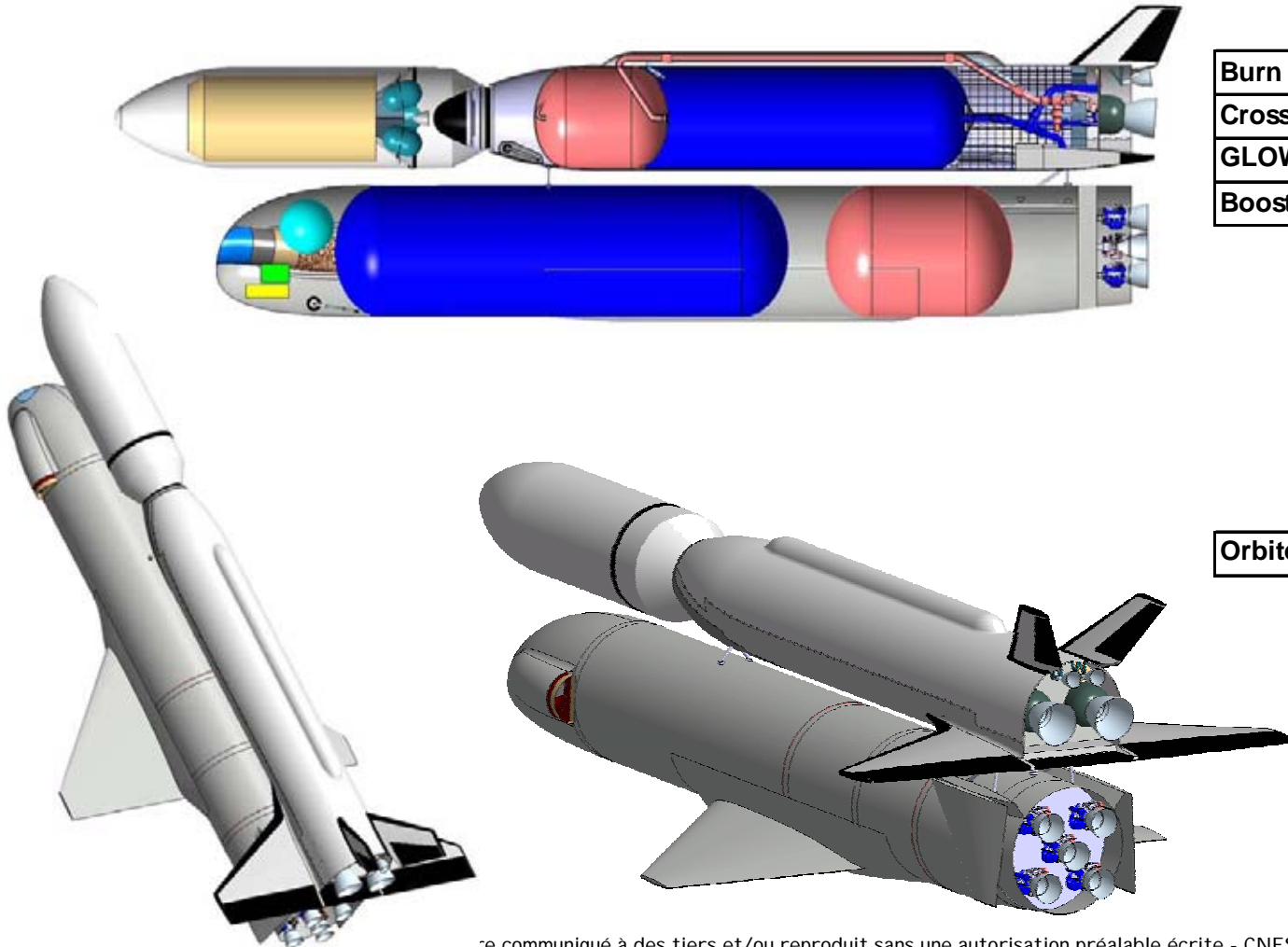
Exemple du concept Bargouzin (CNES-Tsniimash) :

- 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 :

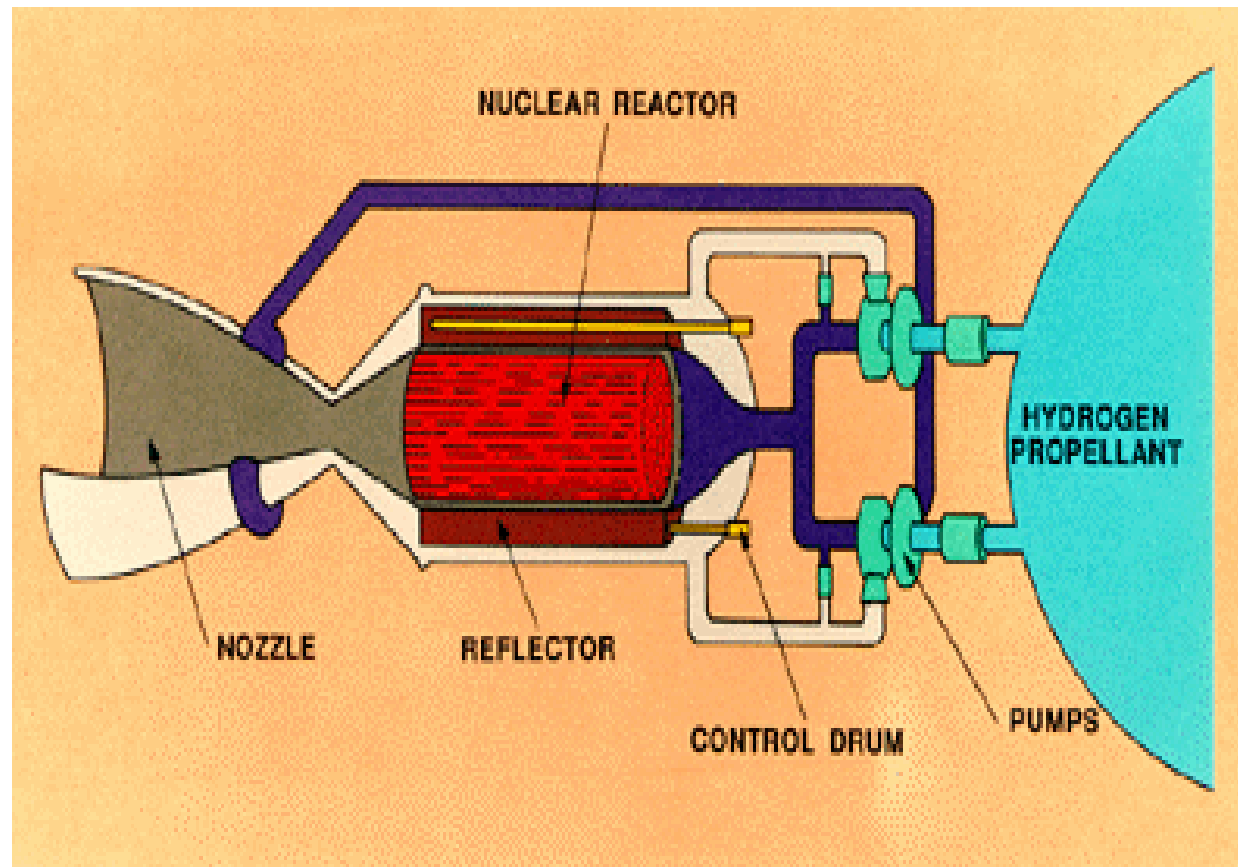
Exemple du concept Everest :



Separation Mach Number	6
Geometry	Parallel Aftward
Payload	TBD
Position	Forward
Return capability	No
Burn Sequence	Parallel
Cross Fedding	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

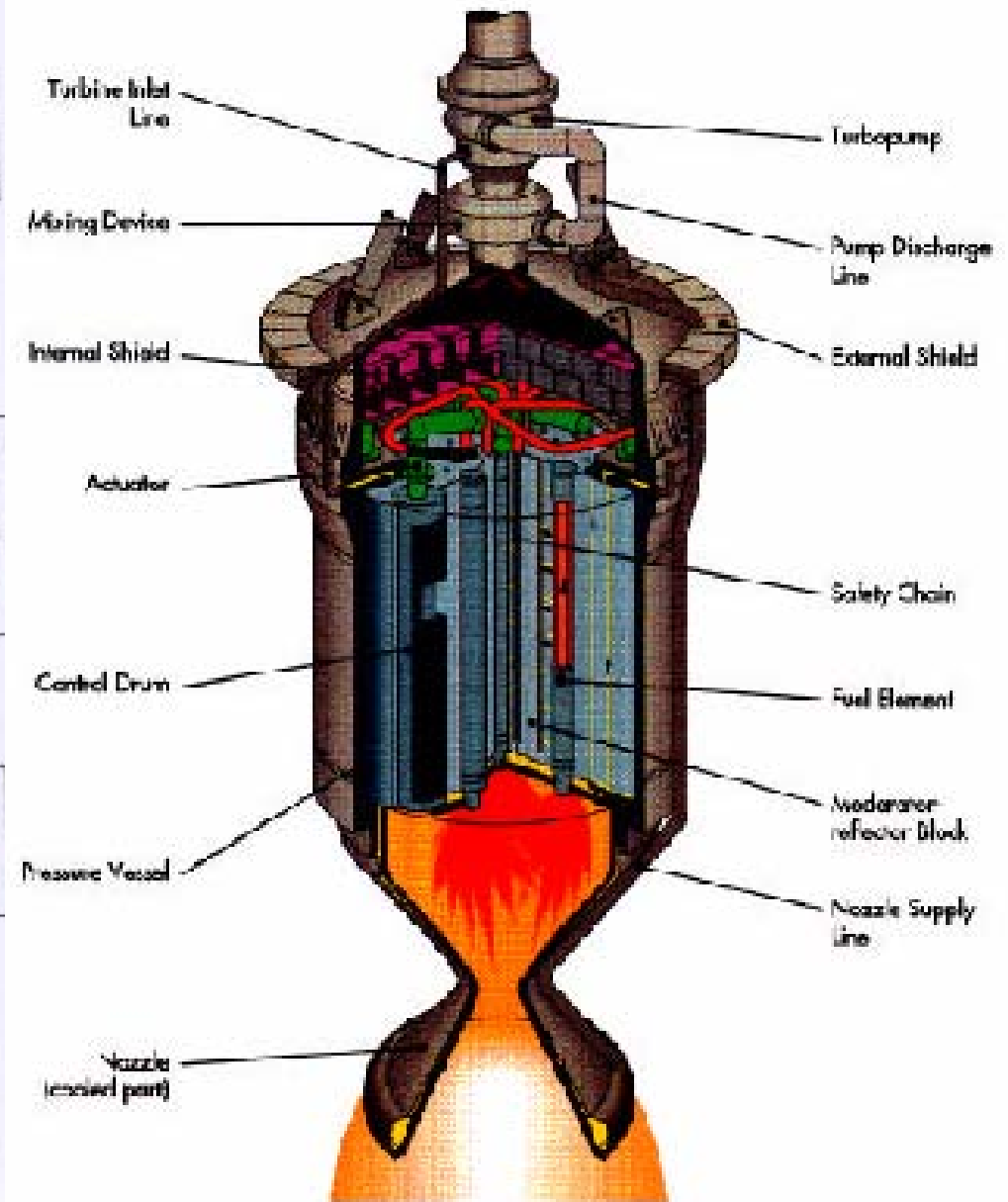
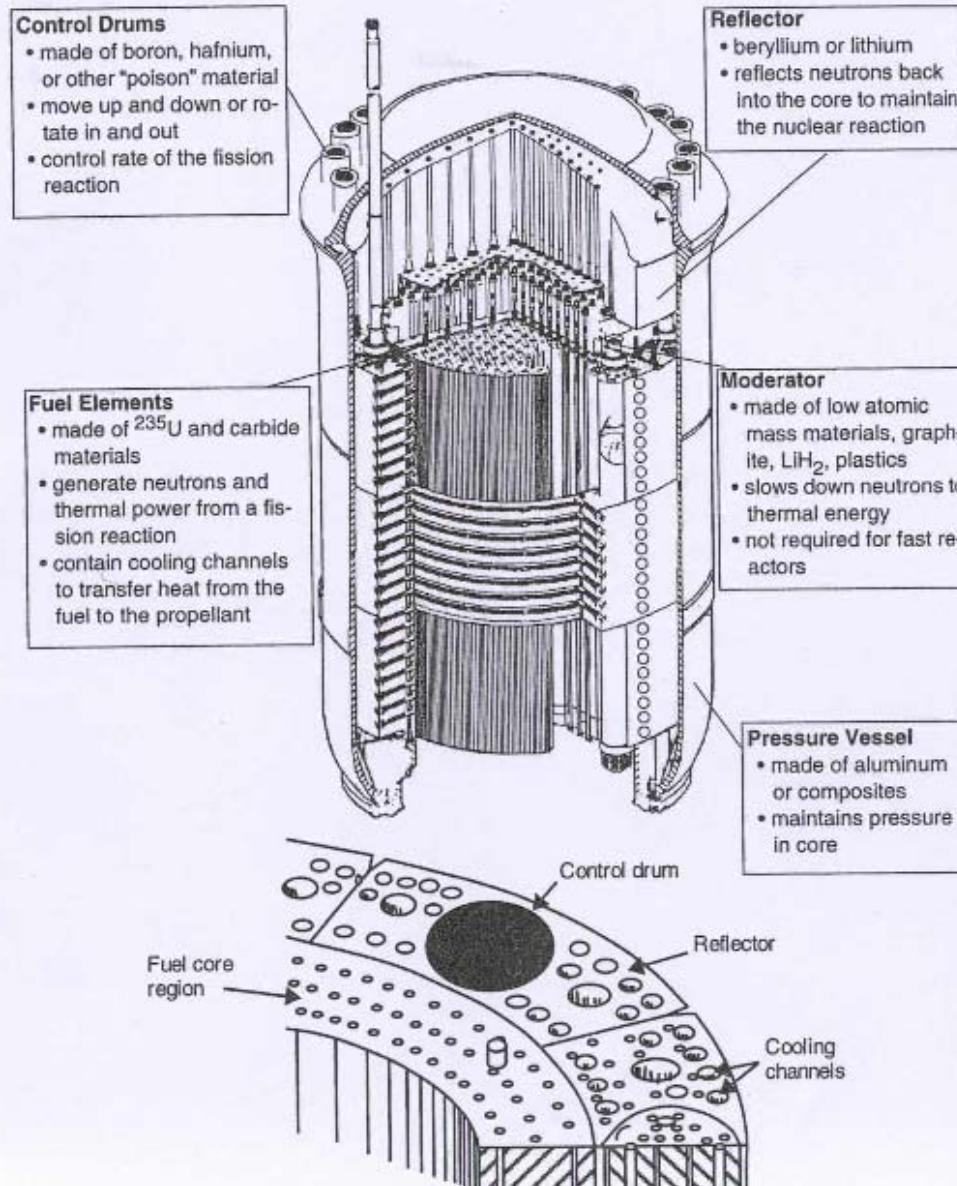


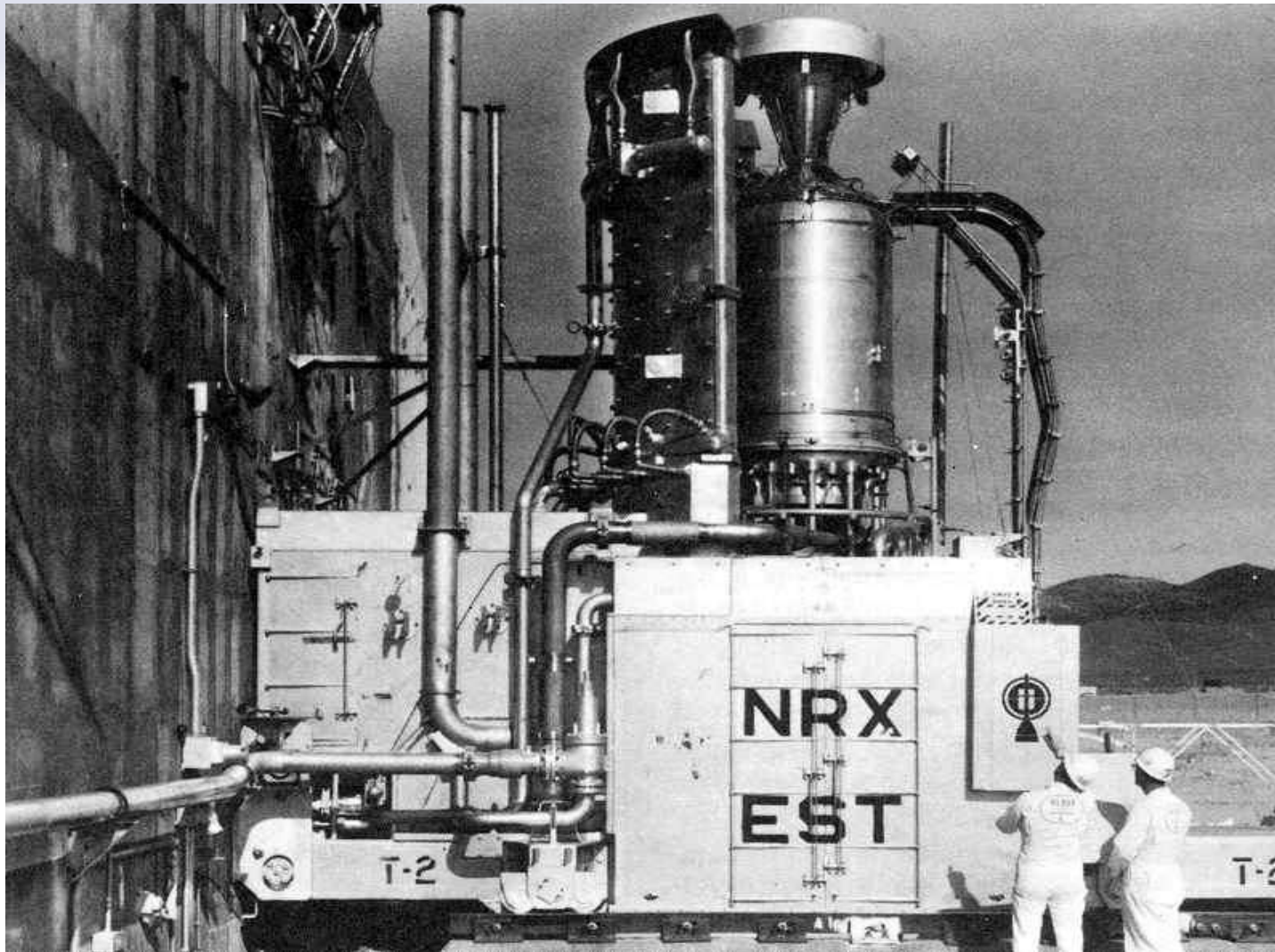
- $w = 9000 \text{ m/s}$
- $F = 330 \text{ kN}$
- $T_c = 2700 \text{ K}$
- $m = 5.7 \text{ t (moteur)}$

8. La propulsion du futur

MAPS

Nuclear Engine for Space Propulsion



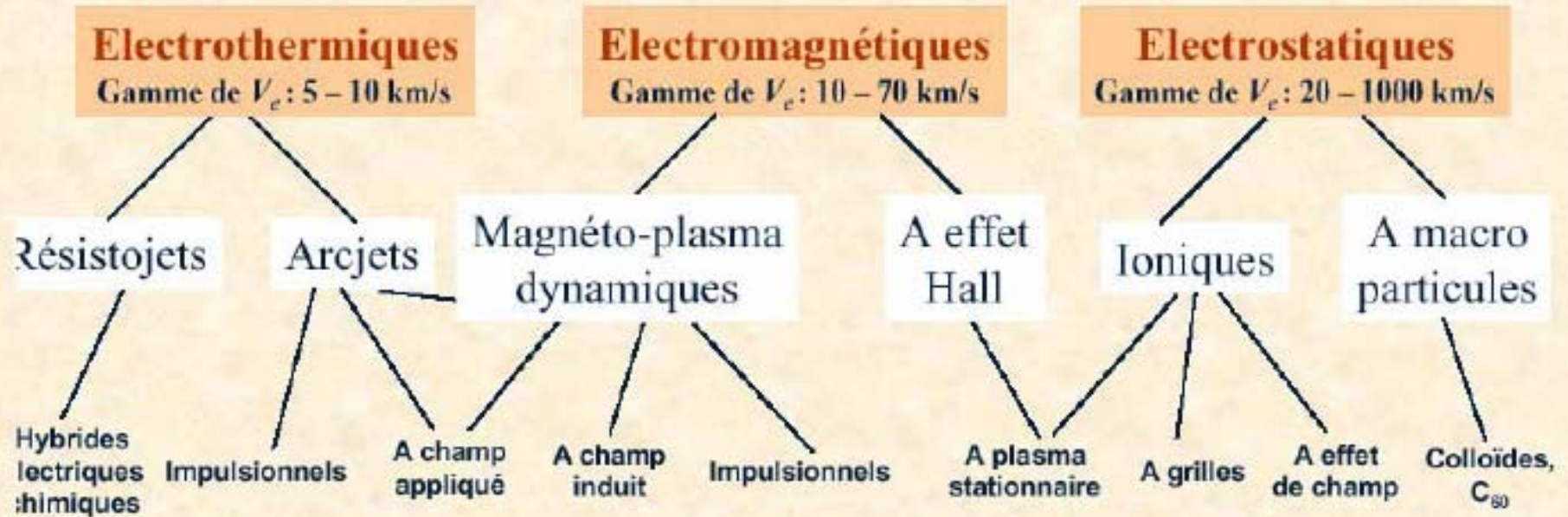


From NASA

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)

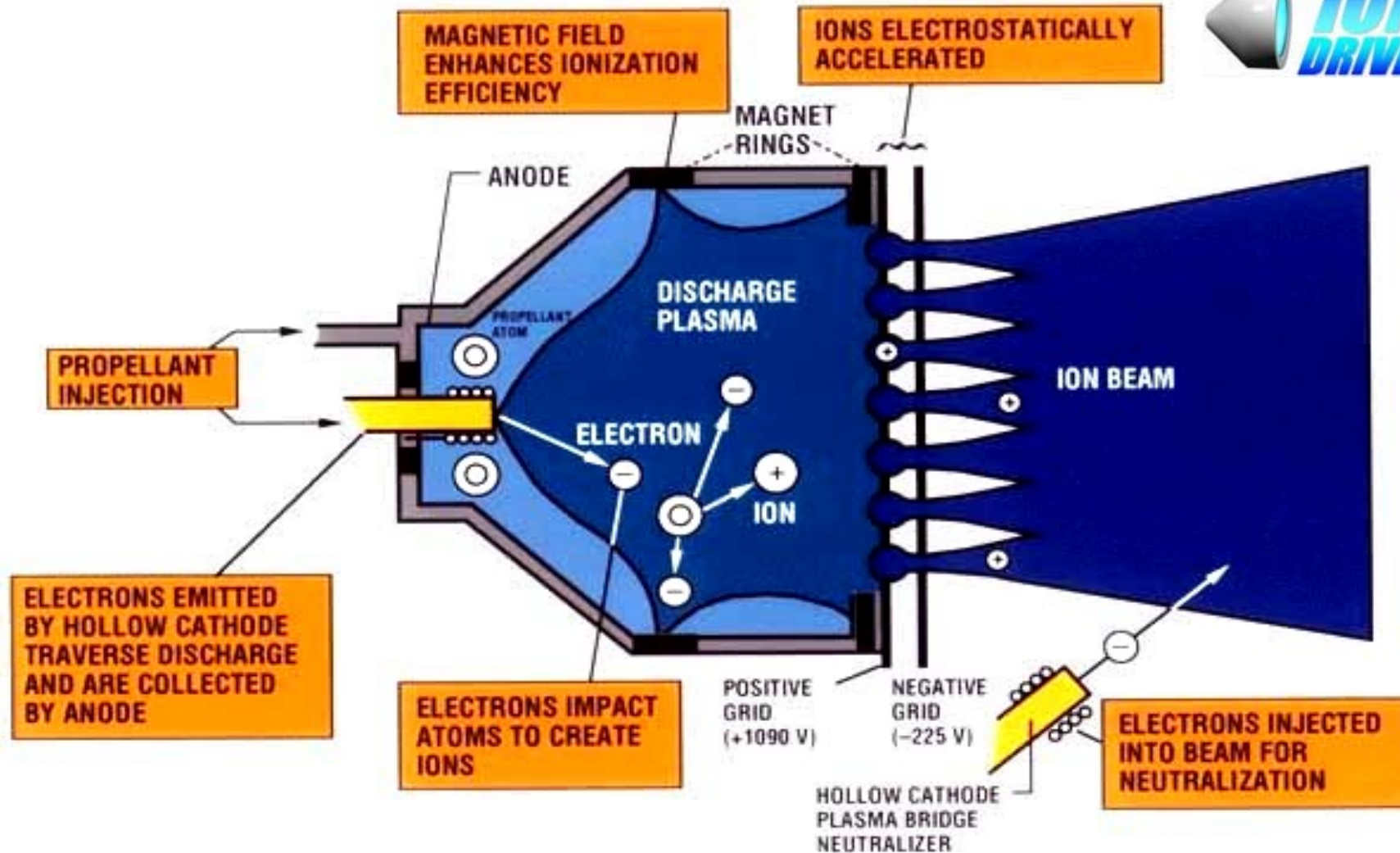


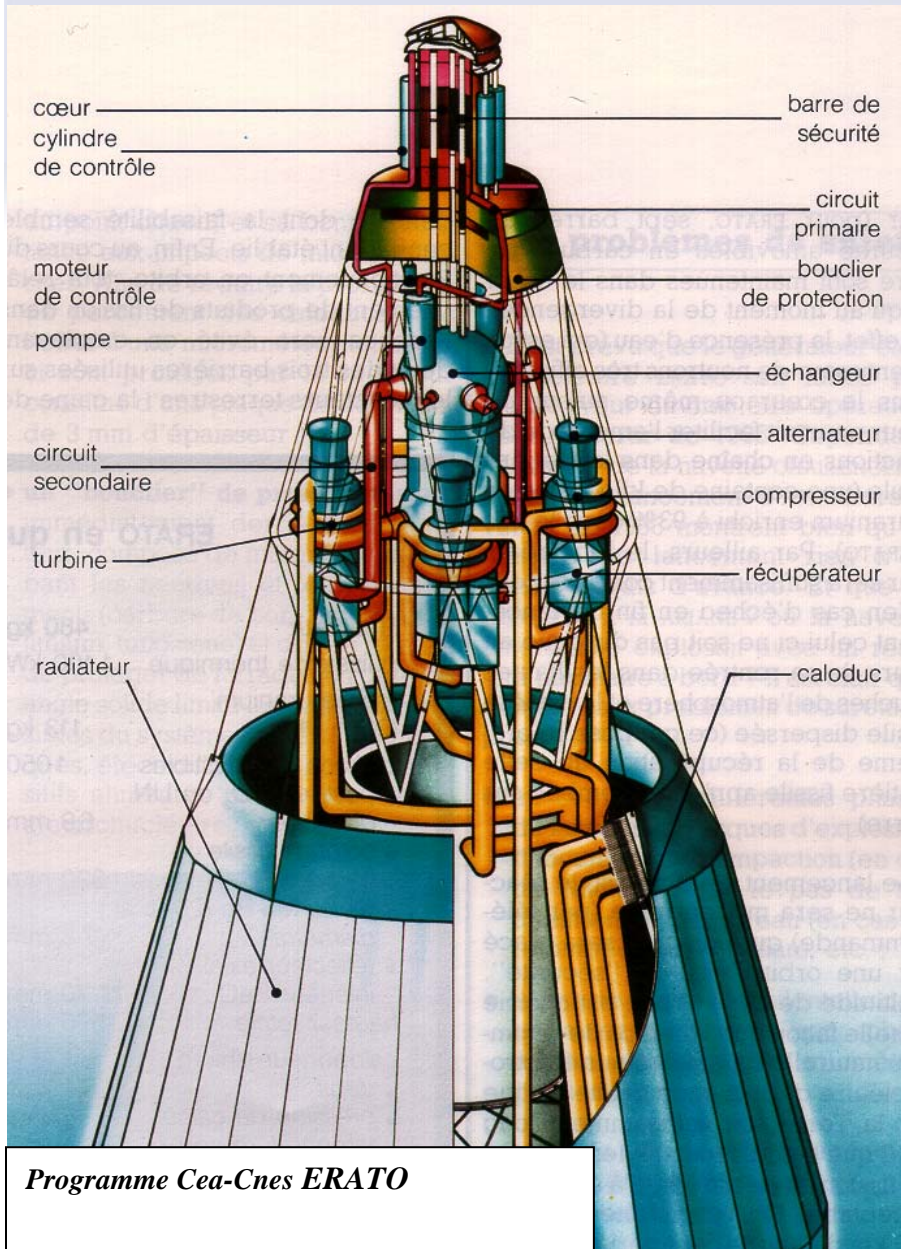
PPS 5 kW (Sneema, F)



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

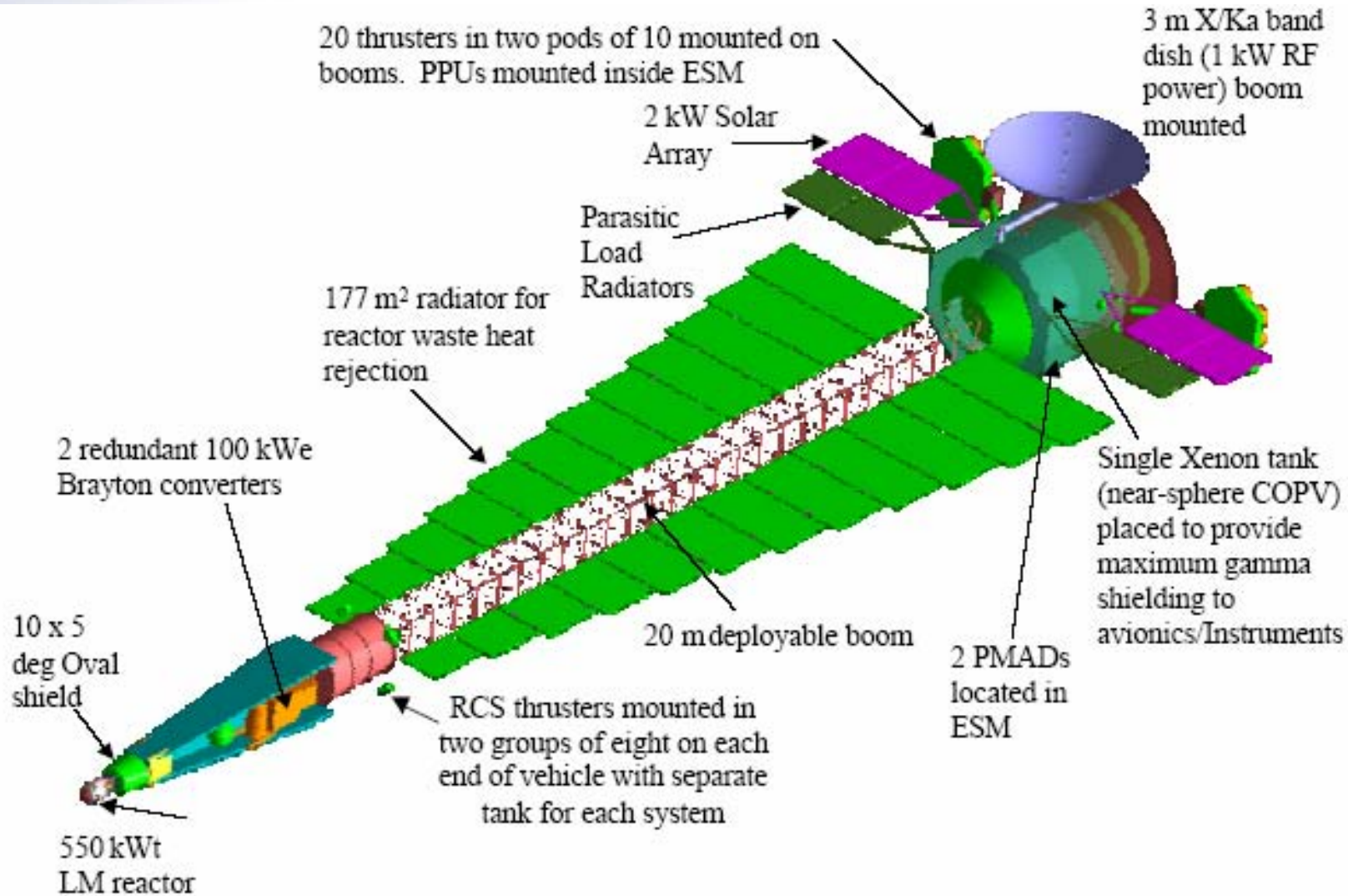
Puissance électrique : 10 kWe - 10 MWe

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

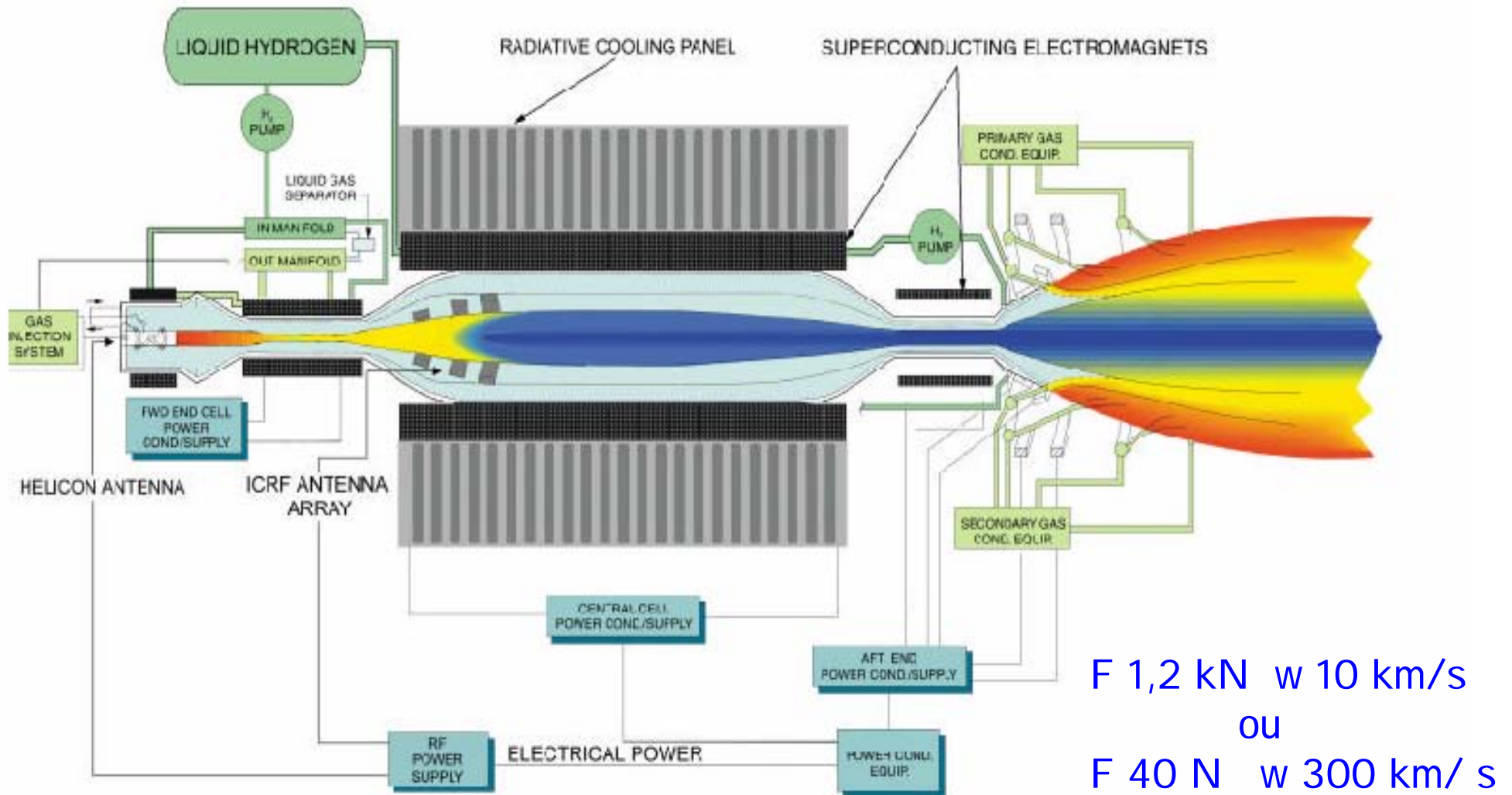
Durée de vie : 7 à 10 ans

Programme Cea-Cnes ERATO

Propulsion Nucléo-Electrique (Prometheus)



Moteur Plasmique VASIMR (NASA)

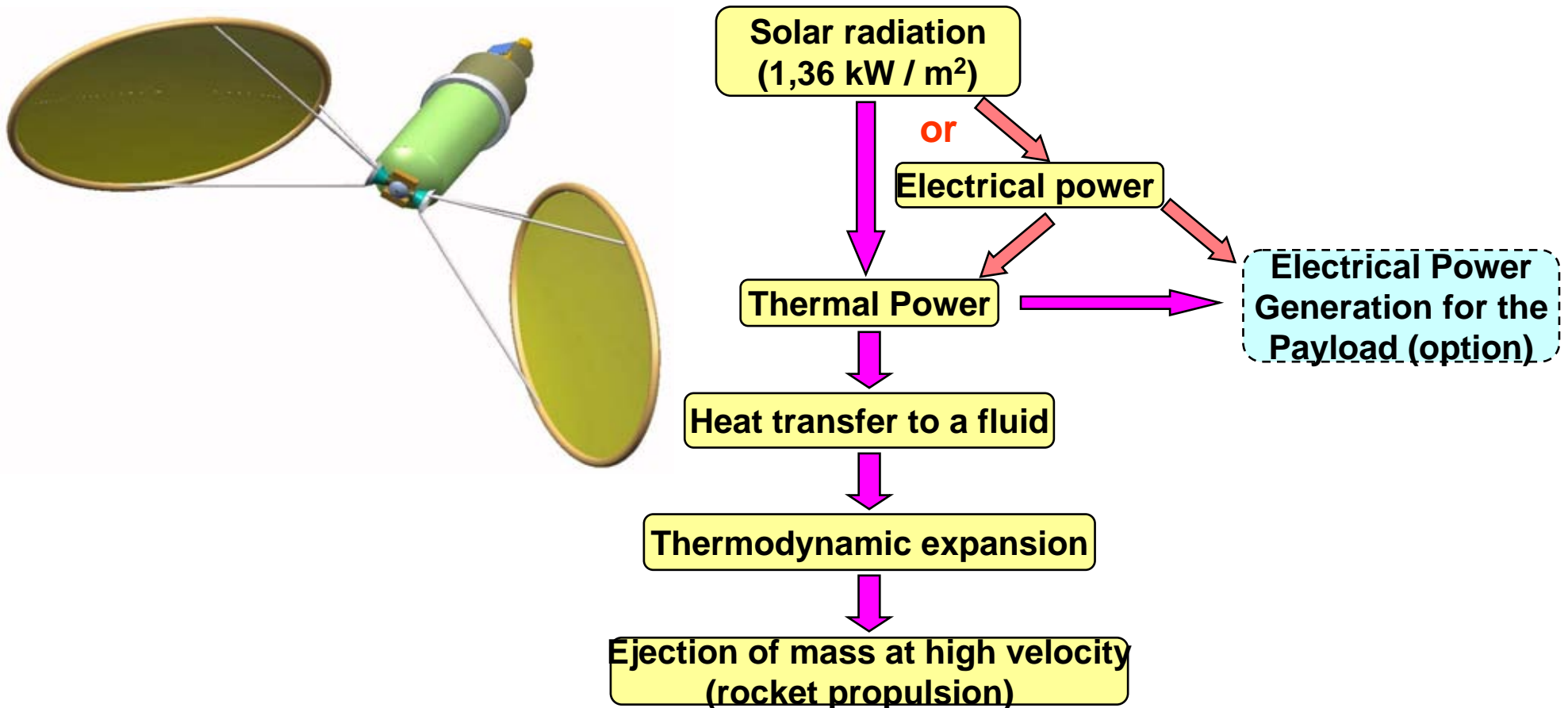


8. La propulsion du futur

Propulsion Héliothermique

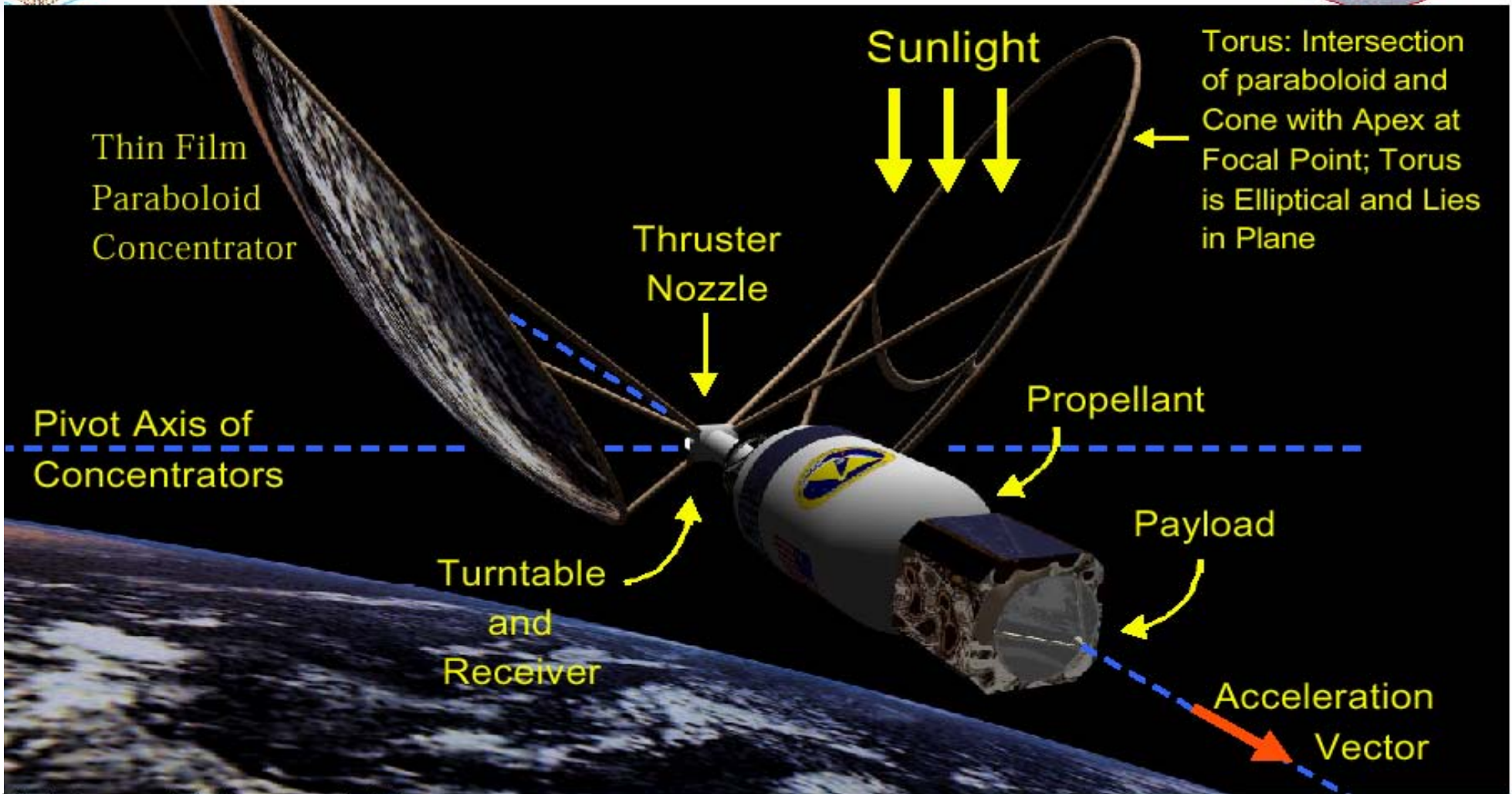
Comment améliorer le transfert entre orbites basses et hautes ?

↳ Se servir du soleil comme source d'énergie !



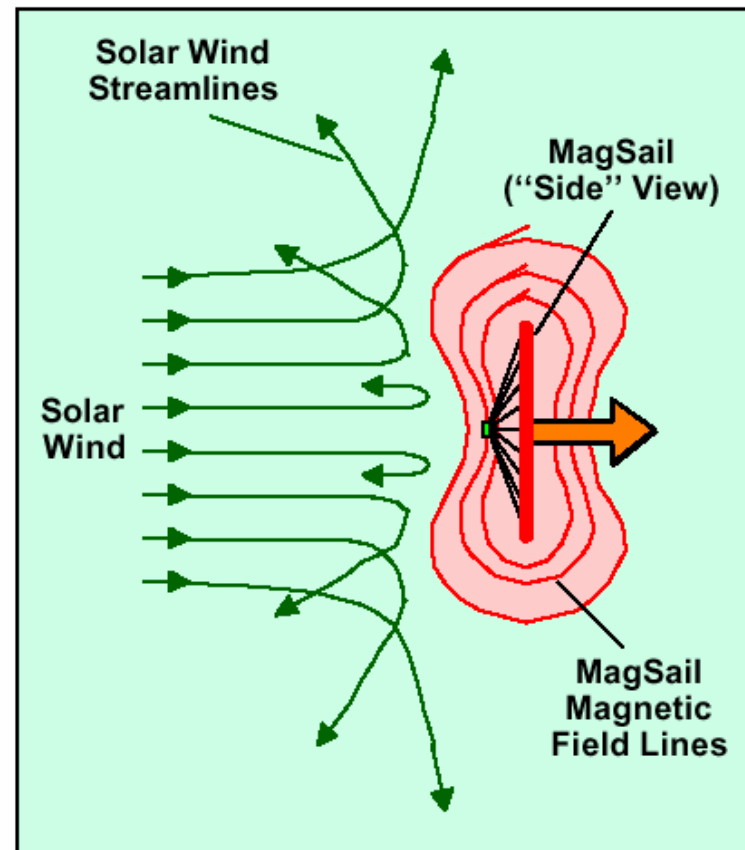
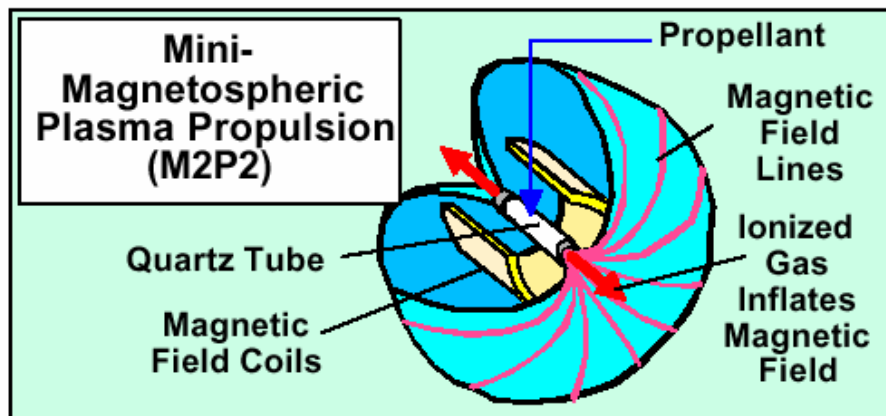
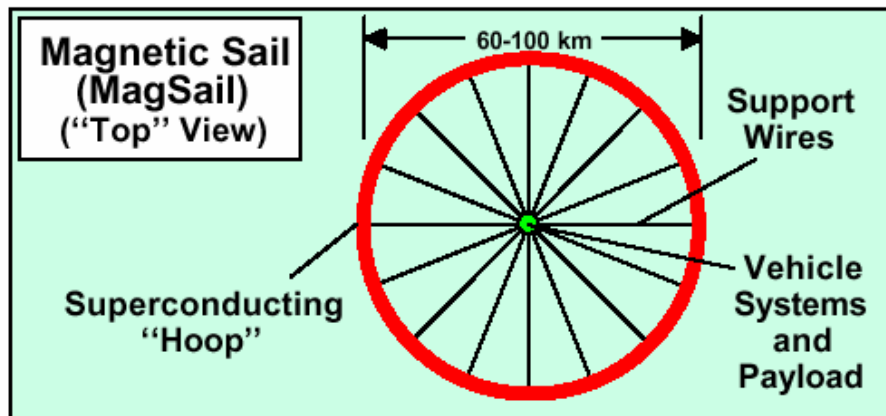


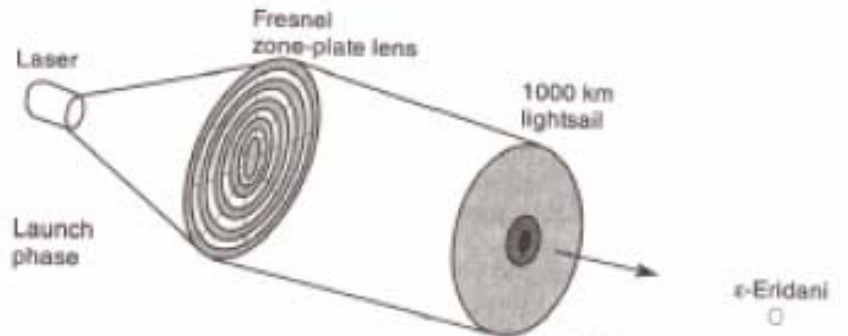
Solar-Thermal System Concept



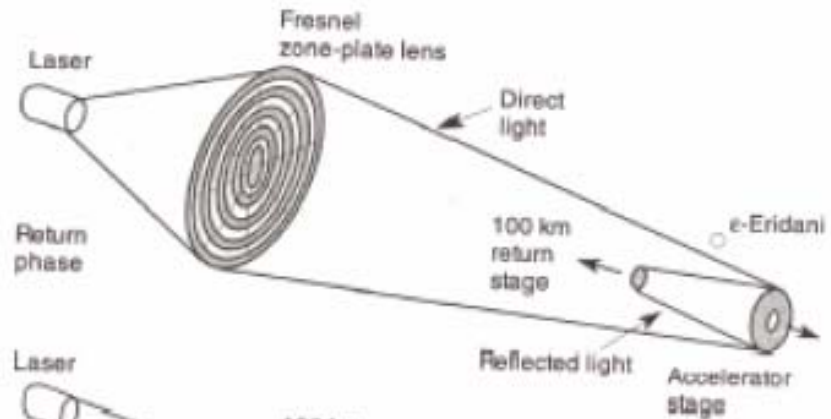
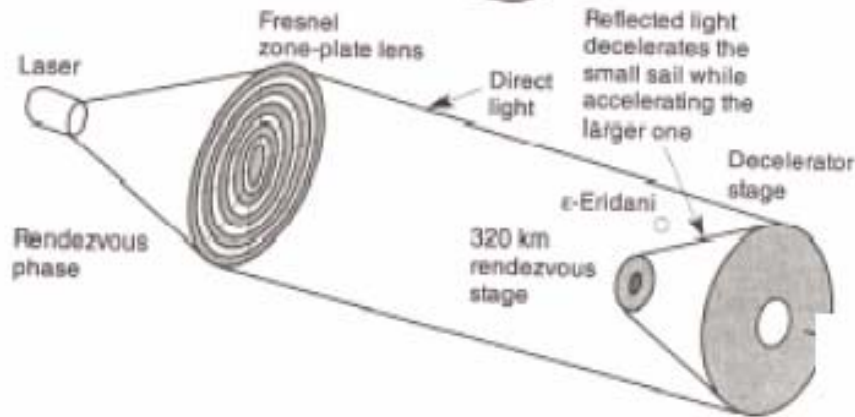
Propulsion Hélio-Dynamique : voile électromagnétique

- 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 ?

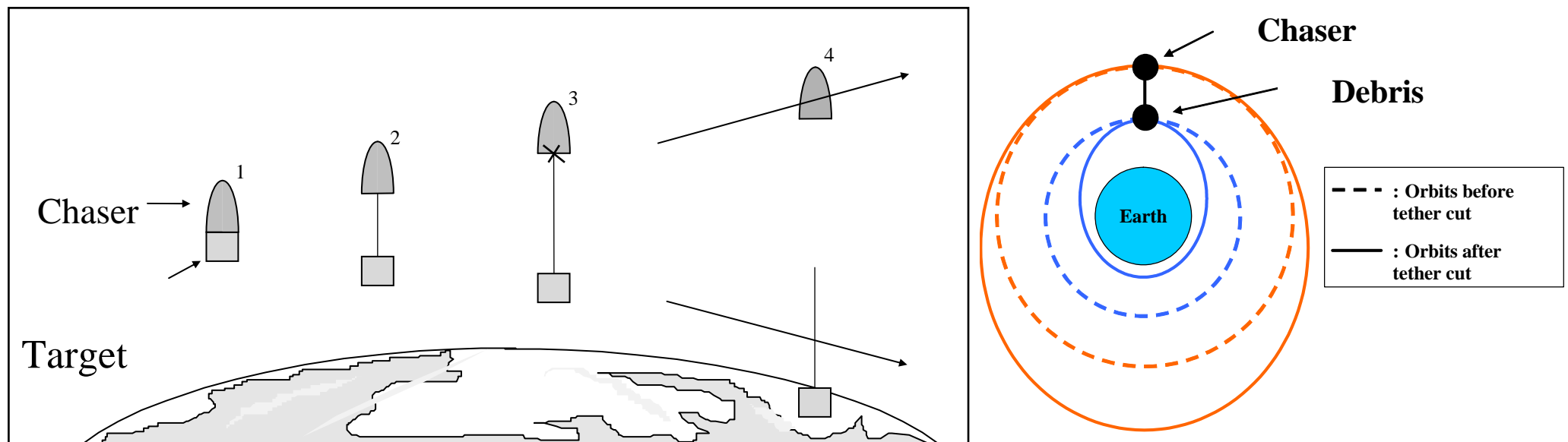


Tethers (câbles) passifs à transfert de moment cinétique

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

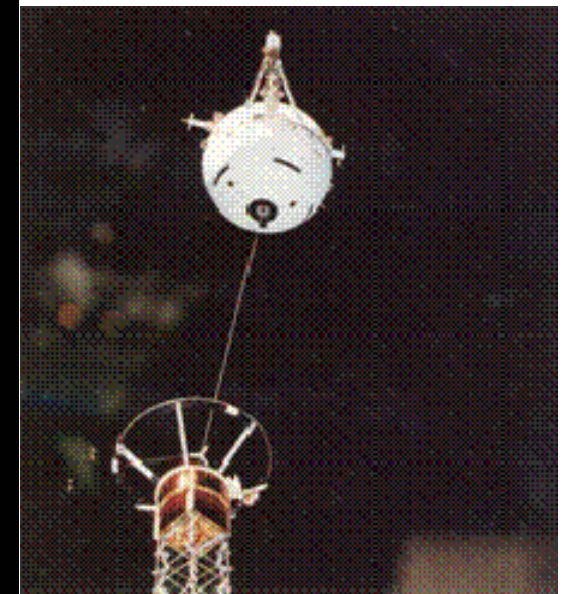
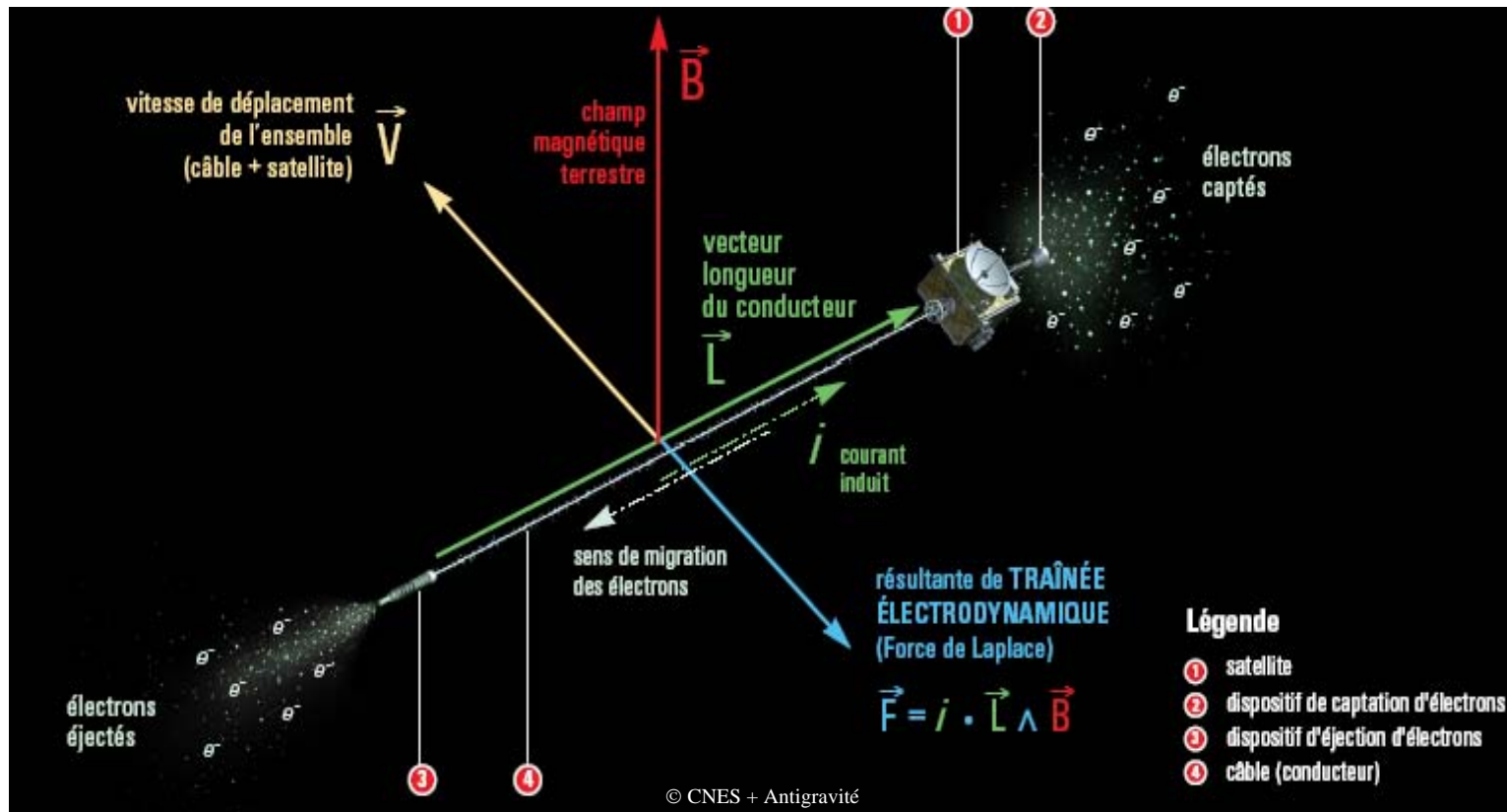
(Si $M_{\text{Chasseur}} \gg M_{\text{Chassé}}$, $\Delta \text{Perigée Chassé} \cong 7 \times \text{Longueur du Tether}$)



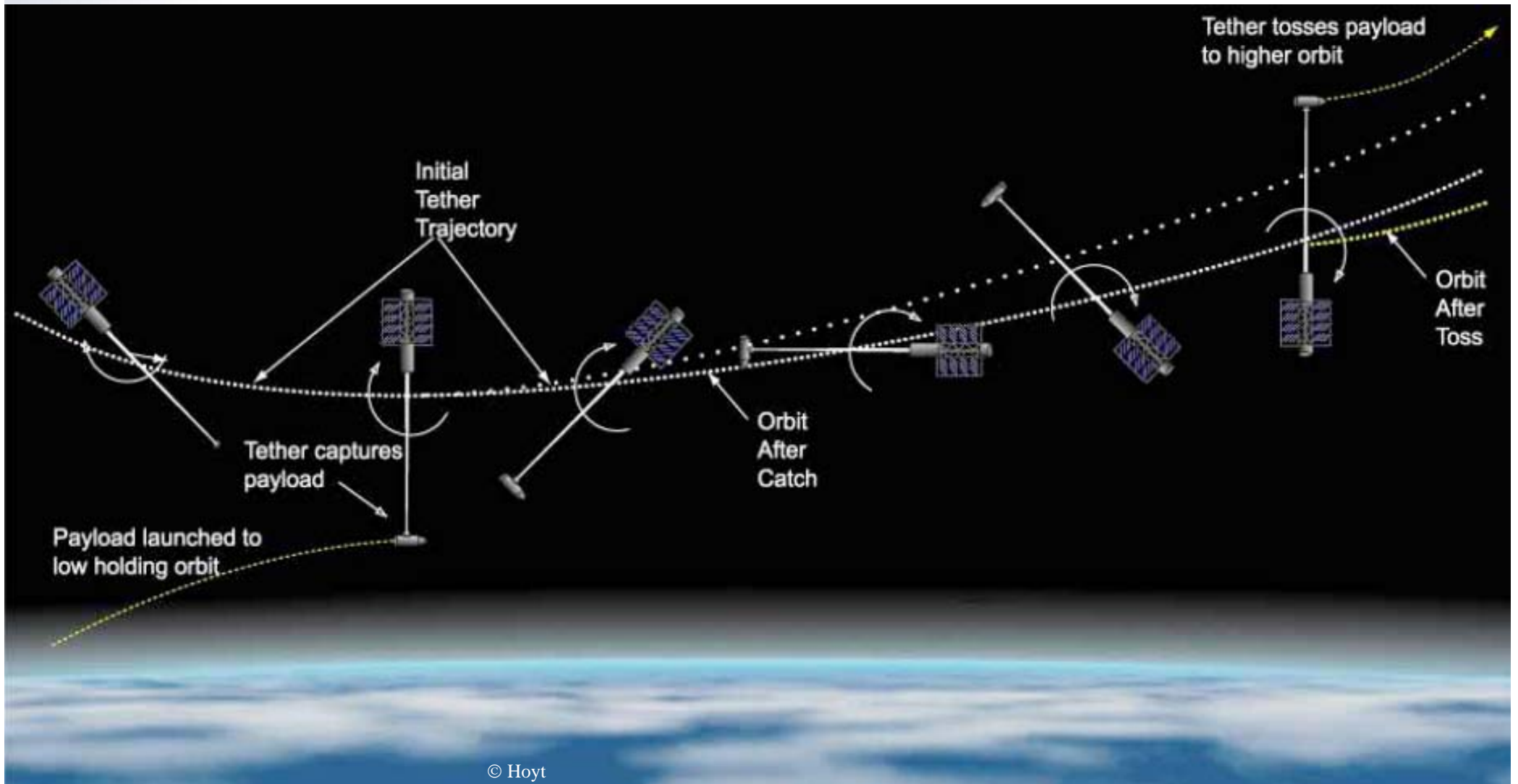
Tethers (câbles) électrodynamiques

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

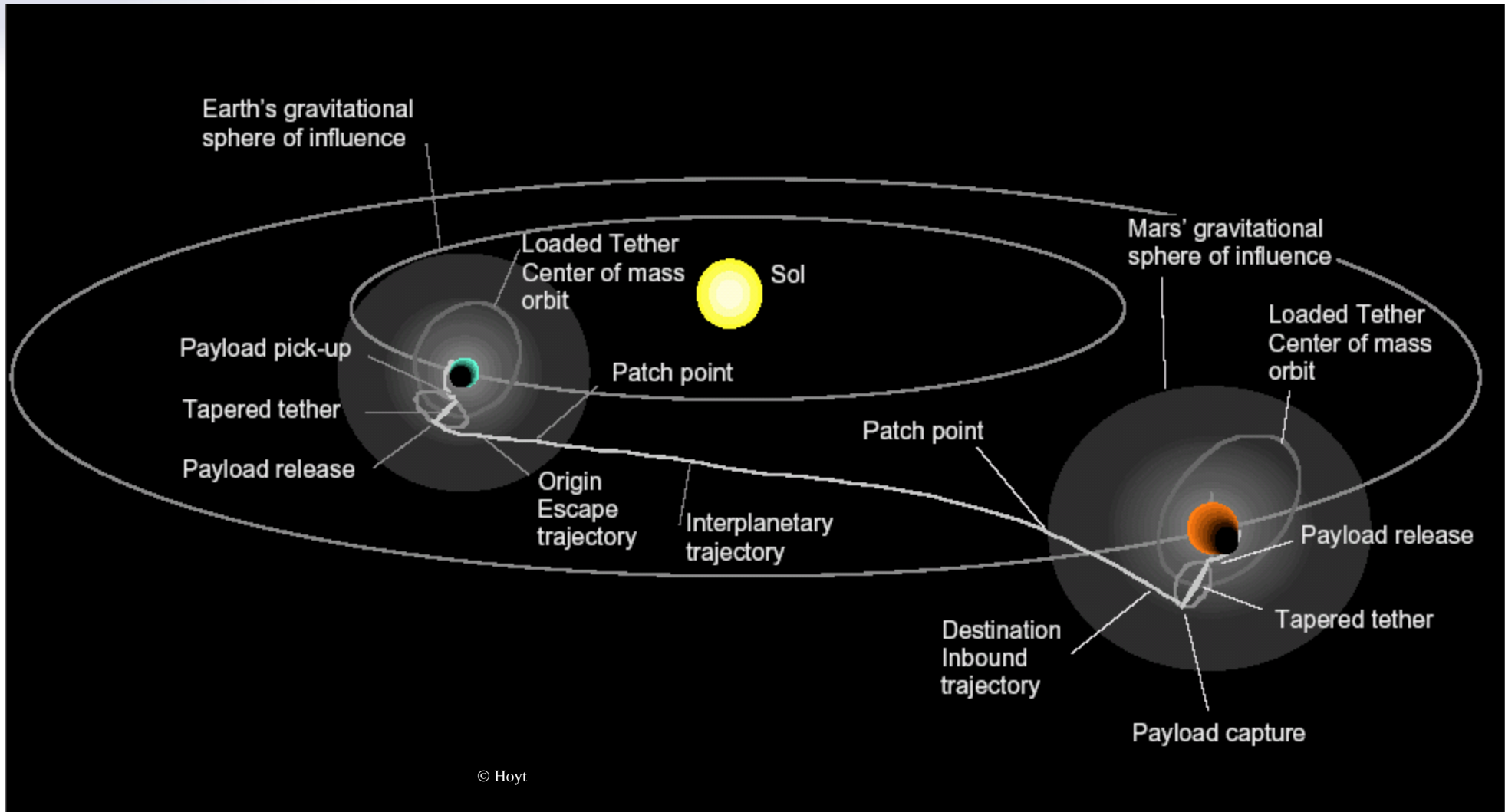
- Le câble coupe les lignes de champ magnétique terrestre
 - Bouclage d'un circuit électrique par canon à électrons + cathode creuse
- ⇒ Génération d'une force propulsive fonction du courant induit (Foucault) et de son sens
- ⇒ Testé une fois en vol (TSS-1R, câble de 20 km, déployé depuis la Navette)

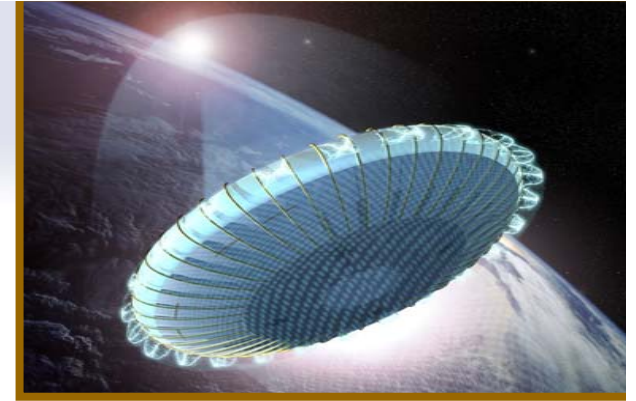


Transfert orbital par catapulte (MXER - Hoyt)



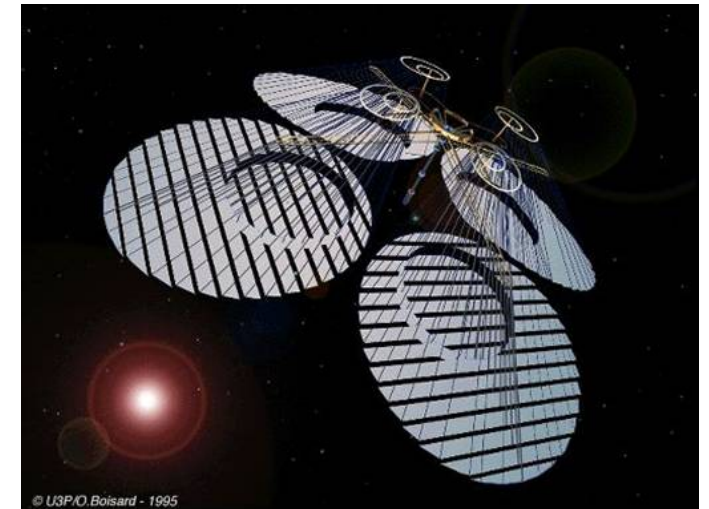
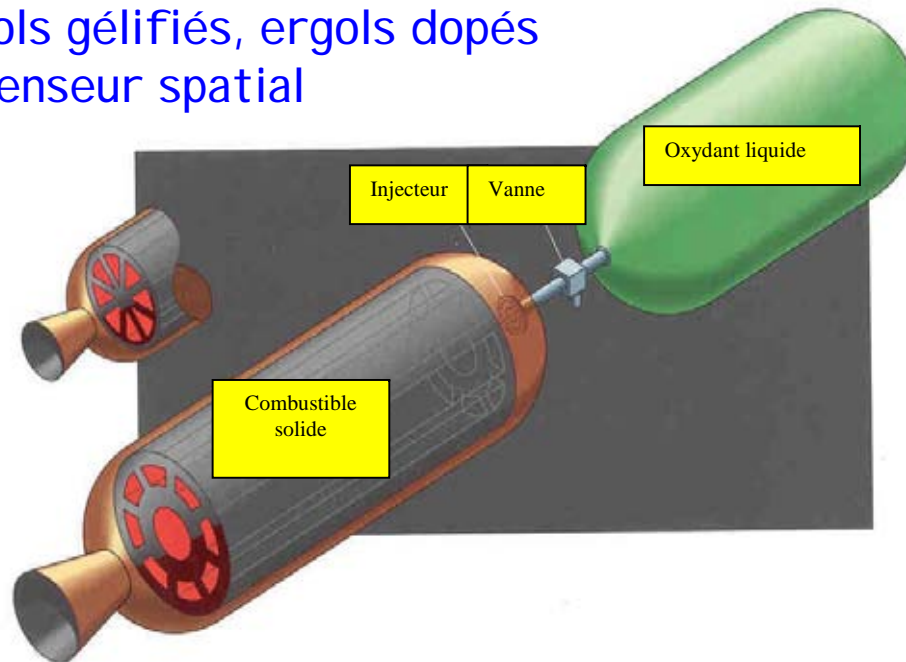
Transfert vers Mars avec un câble (Hoyt)





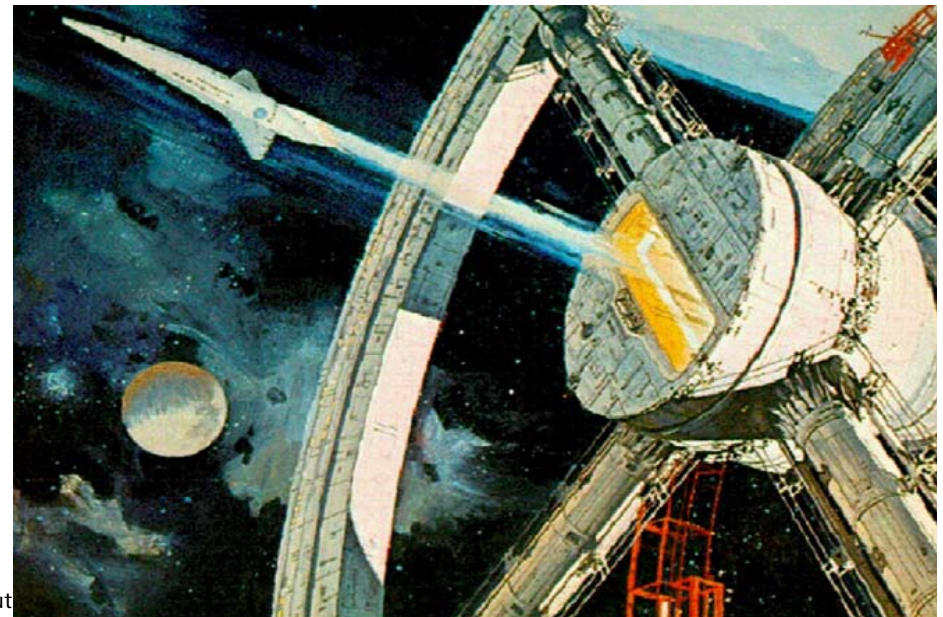
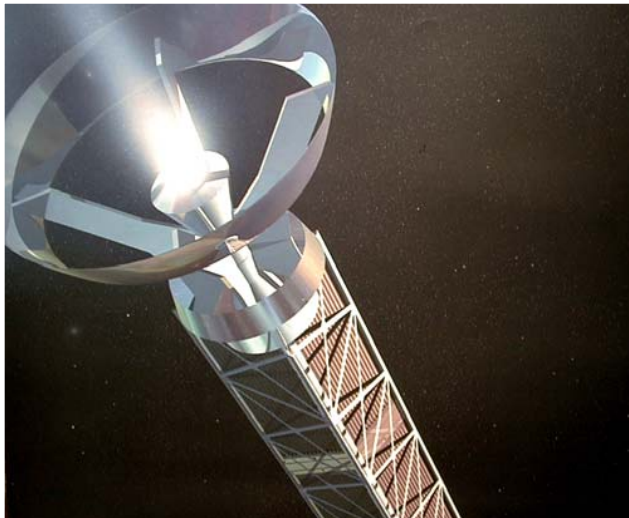
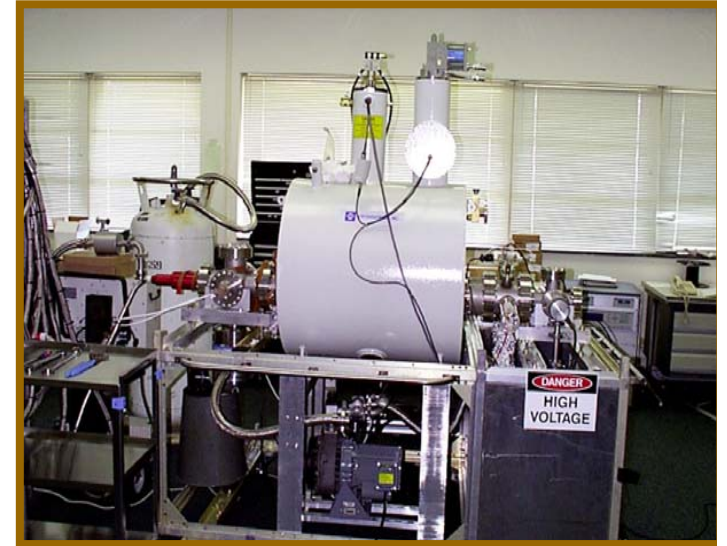
Autres systèmes de propulsion :

- . 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
- . ???

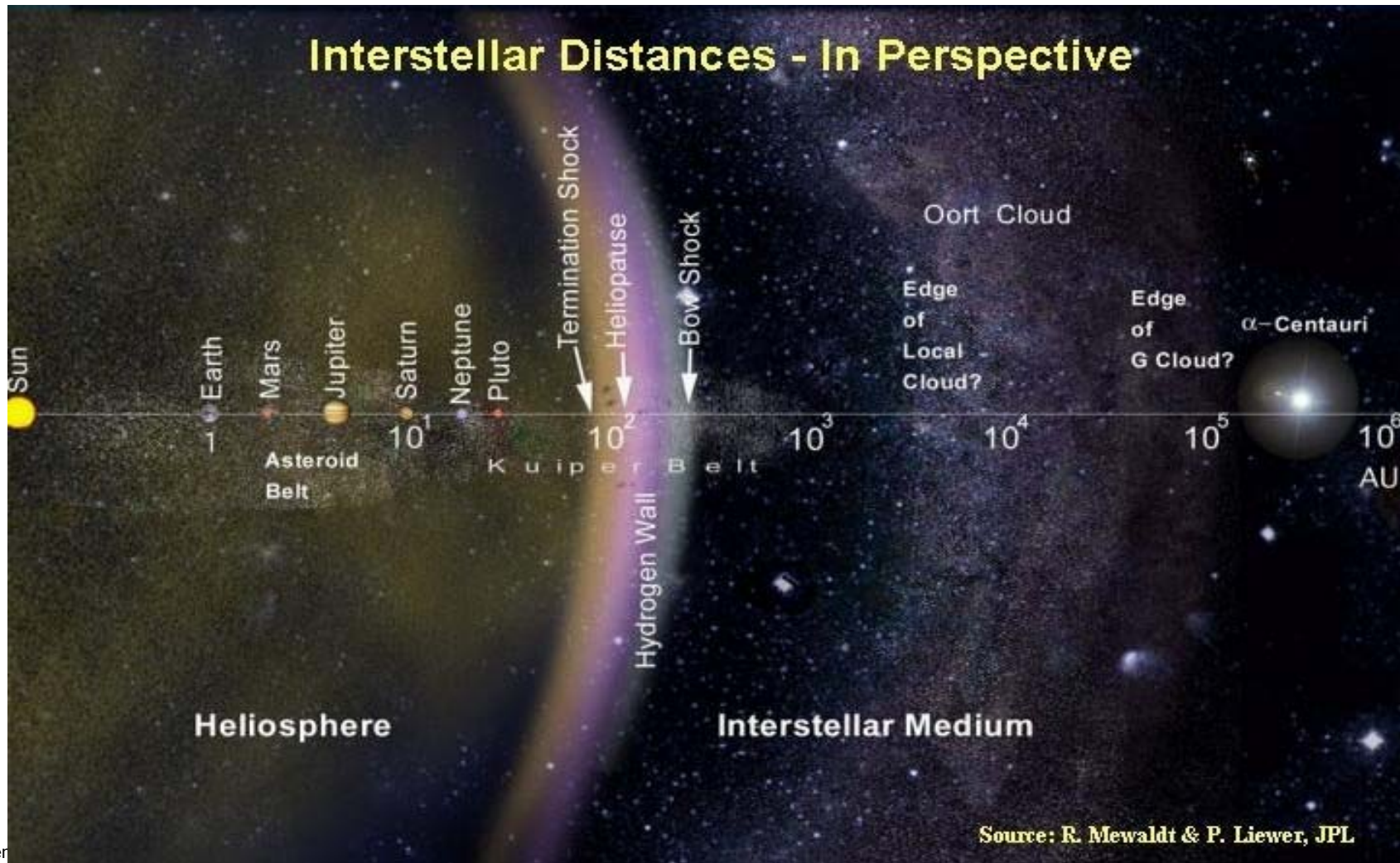


Conclusion : il faudra bien trouver autre chose...



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

Contact :
christophe.bonnal@cnes.fr

ACU = Adaptateur Charge Utile
ATV = Automated Transfer Vehicle
 ΔV = 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