



**Société des Amis de l'ENSAE et de l'ENSTA**

---

**SYSTEMES PROPULSIFS A PROPERGOLS LIQUIDES**  
**PETITE PROPULSION SPATIALE**

---

Christophe R. KOPPEL

KopooS Consulting Ind.

[Support@kopoos.com](mailto:Support@kopoos.com)

Edition 2008

---

SAE ♦ 32, boulevard Victor 75015 PARIS

# **SOMMAIRE**

## **1 - BESOIN EN PROPULSION**

## **2 - DEFINITIONS**

## **3 - TYPES DE PROPULSION**

## **4 - SYSTEMES PROPULSIFS A HYDRAZINE**

**Systemes**

**Propulseurs**

## **5 - PROPULSION BILIQUE**

**Systemes**

**Propulseurs**

## **6 - PROPULSION DUAL MODE**

**Systemes**

**Propulseurs**

## **7 - PROPULSION ELECTRIQUE**

**Systemes**

**Propulseurs**

## **8 - RESERVOIRS D'ERGOLS LIQUIDES**

## **9 - AUTRES EQUIPEMENTS**

## **10 -MODELISATIONS**

## 1 - Besoin en Propulsion

### TYPES DE MISSION

#### MISSIONS SPATIALES

- MISSIONS SCIENTIFIQUES
  - Sondes spatiales
- MISSIONS D'APPLICATION ET COMMERCIALES
  - Orbite géostationnaire, télécommunications, météorologie,...
  - Orbite terrestre basse, observation de la terre
- APPLICATION EN MICROGRAVITE
  - Stations spatiales, laboratoires spatiaux
  - Navettes, module habités
- VEHICULES DE TRANSFERT

#### LANCEURS ET MISSILES

- SCA (Système de Contrôle d'Attitude)
- PROPULSION PARTIES HAUTES

## 1 - Besoin en Propulsion

### TYPES D'UTILISATION DE LA PETITE PROPULSION (Poussée de 0.001 à 10 000 N)

#### Missions spatiales

- Applications commerciales

Télécommunications, Météorologie                      en orbite géostationnaire                      (inclinaison équatoriale      $i = 0^\circ$ )

Météorologie                      ) en orbite basse                      (inclinaison polaire              $i \approx 90^\circ$ )

Observation de la terre/ des océans                      ) ou moyenne altitude

Télécommunications, Constellations                      )                      (inclinaison                       $i \approx 50^\circ$  à  $90^\circ$ )

- Applications scientifiques

Sondes spatiales                      en orbite spéciale géocentrique, sélénocentrique, héliocentrique

Laboratoire Micro pesanteur, Navettes / modules habités                      en orbite basse inclinée

Station spatiale, Véhicules de transfert, ATV

#### Missions de lancement

- Système de contrôle d'attitude de lanceur                      en haute atmosphère et au delà

- Système propulsif de missile manœuvrant                      au sol, en altitude et au delà

## 1 - Besoin en Propulsion

### PHASES D'UTILISATION SATELLITES

#### MISE A POSTE

- ATTENTE ET REGLAGE D'ATTITUDE
  - Correction de la vitesse de spin résiduelle
  - Mise en rotation du volant d'inertie
  - Acquisition de la terre
  - Redressement de l'axe cinétique
  - Contrôle d'attitude lors des corrections d'orbite
- MISE EN ORBITE FINALE
  - Manœuvre d'apogée ( $\Delta V$ )..

#### PHASE ORBITALE

- Correction d'attitude lors des corrections d'orbite
- Correction Est-Ouest et Nord-Sud.
- Correction de la direction de l'axe cinétique.
- Décharge du volant d'inertie

Pour satellite spinné

- Contrôle de la vitesse de rotation

#### DESORBITATION

## 1 - Besoin en Propulsion

### TYPES DE BESOINS EN PETITE PROPULSION

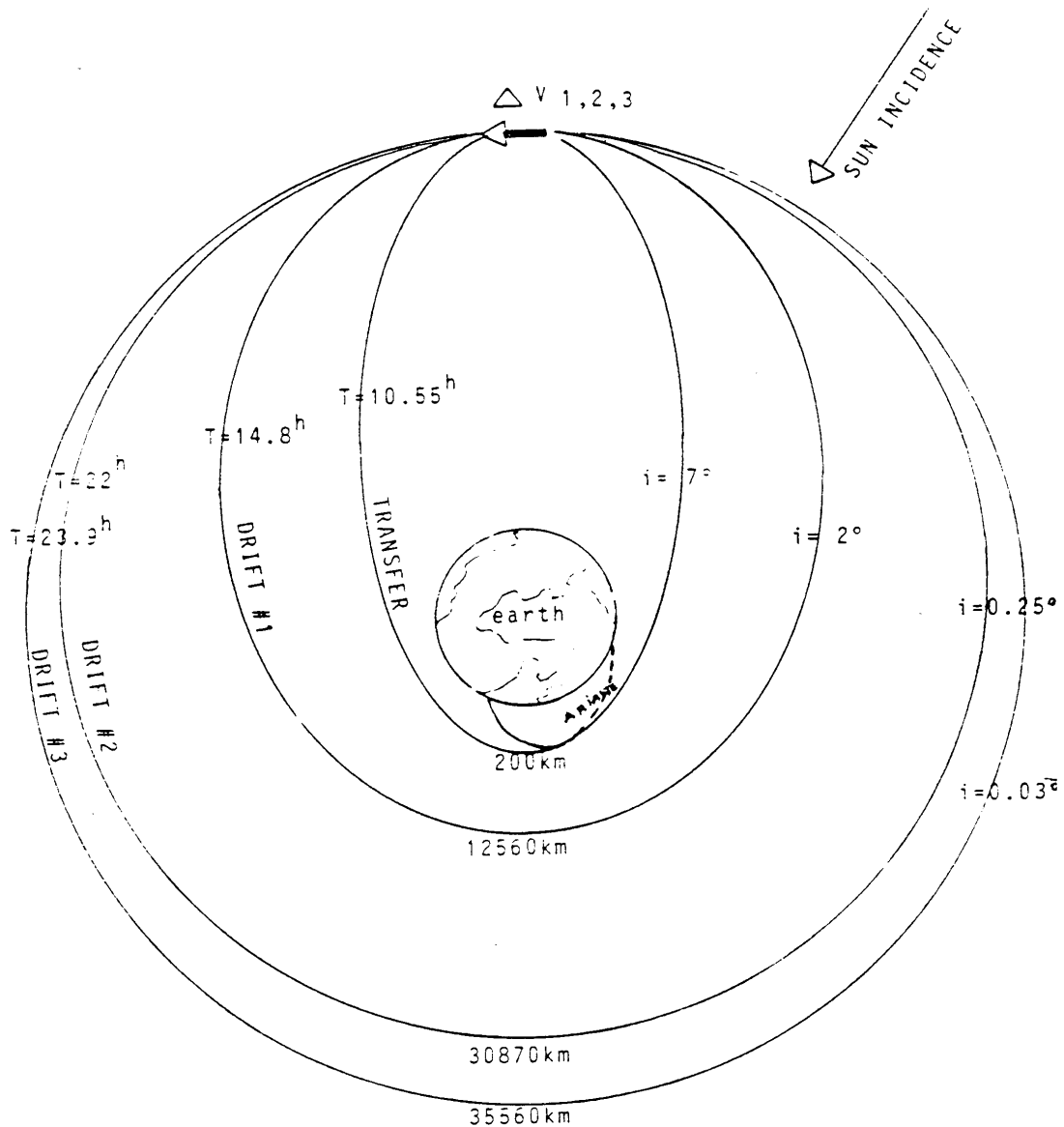
- Satellites en orbite géostationnaire

Généralement les satellites sont injectés sur une orbite intermédiaire dite orbite de **transfert géostationnaire**. Un tir (ou plusieurs) à l'apogée est alors nécessaire pour rejoindre l'orbite géostationnaire.

Phase d'utilisation	Poussée unitaire	Nombre de moteurs	Mode d'utilisation	Energie nécessaire
<b><u>En transfert</u></b> <ul style="list-style-type: none"> <li>• Actuellement ~ 15 jours</li> <li>• A court terme ~ 3 mois</li> </ul>	~ 400 N  et 10 à 20 N	1 ou 2  ~ 4	~ 4 tirs continus ~ 1 heure tirs pulsés	1000 à 2000 kg d'ergols 1 à 20 kg d'ergols
	~0,3 N	~ 4	tirs continus ~ 2500 heures	~ 300 kg de Xénon
<b><u>En orbite</u></b> 7 à 15 ans et plus	1 à 20 N	~ 8 à 16 avec redondances	tirs continus ~ 4 minutes + tirs pulsés ~ 50 ms ON	~ 30 kg/an d'ergols
	ou/et  0,02 à 0,2 N	4 avec redondances	tirs continus ~ 1 heure	ou  ~ 7 kg/an de Xénon

# 1 - Besoin en Propulsion

## TV SAT / TDF1



Masse satellite au décollage: 2 144 kg

Poussée du moteur d'Apogée: 400 N

Durée des impulsions:

$$\Delta V_1 \approx 1 \text{ h}$$

$$\Delta V_2 \approx 30 \text{ à } 40 \text{ mn}$$

$$\Delta V_3 \approx 5 \text{ mn}$$

*PUISSANCE Electrique :*

4 500 W (BoL)  $\rightarrow$  3 312 W (EoL, après 9 ans)

Note : BoL : Beginning of life

EoL : End of Life

## 1 - Besoin en Propulsion

### TYPES DE BESOINS EN PETITE PROPULSION (suite)

- Satellites en Orbite basse

Généralement les satellites sont injectés directement sur leur orbite nominale. Si nécessaire un module propulsif spécifique (Dispenser) permet de rejoindre l'orbite nominale.

Phase d'utilisation	Poussée unitaire	Nombre de moteurs	Mode d'utilisation	Energie nécessaire
<b><u>En orbite</u></b> 3 à 10 ans	1 à 50 N	~ 16	~ 1 tir continu par an ~ 10 minutes + tirs pulsés	~ 5 kg/an
<i><u>Eventuellement</u></i> <b><u>En transfert</u></b> <i>par Dispenser</i>	100 à 500 N  et 1 à 20 N	~ 1 à 4   ~ 4	~ 2 tirs continus ~ 10 minutes  tirs pulsés	~50 à 300 kg   ~ 1 à 5 kg



## 1 - Besoin en Propulsion

### TYPES DE BESOINS EN PETITE PROPULSION (suite)

- Véhicules de transfert ATV ou Navette

Phase d'utilisation	Poussée unitaire	Nombre de moteurs	Mode d'utilisation	Energie nécessaire
<b><u>En transfert</u></b>	~ 400 N	~ 4	~ x tirs continus ~ 10 minutes	~ 300 kg
	et ~ 200 ou 20 N	~ 8	tirs pulsés 10 ms ON	~1 à 10 kg
<b><u>En orbite</u></b> Reboost station	~ 200 N	~ 20	tirs continus et pulsés	~ 3000 kg

## 1 - Besoin en Propulsion

### TYPES DE BESOINS EN PETITE PROPULSION (suite)

- Satellites ou sondes en Orbites spéciales

Généralement les sondes sont équipées d'un système de propulsion leur permettant de rejoindre leur orbite nominale par une ou plusieurs orbites de transfert.

Phase d'utilisation	Poussée unitaire	Nombre de moteurs	Mode d'utilisation	Energie nécessaire
<b><u>En transfert</u></b>	~ 100 à 500 N et 1 à 20 N	1 à 2  ~ 10	tirs continus  tirs pulsés ~ 50 ms ON	100 à 1000 kg  ~ 1 à 10 kg
	0.1 à 1 N	1 à 4	long tir continu	100 à 1000 kg Xenon
	<b><u>En orbite</u></b>	1 à 20 N ou 0,001 N variable (projet LISA)	~ 10  ~ 6	tirs pulsés  tirs continus modulés
<b><u>Atterrissage sur la Lune</u></b>		~ 500 N variable ou ~ 5000 à 10 000 N	6  1	tirs continus  tirs continus et pulsés OFF

## 1 - Besoin en Propulsion

### TYPES DE BESOINS EN PETITE PROPULSION (suite)

- Lanceurs - Système de Contrôle d'attitude et d'orbite

Phase d'utilisation	Poussée unitaire	Nombre de moteurs	Mode d'utilisation	Energie nécessaire
Contrôle d'attitude	~ 350 N	~ 6	tirs pulsés	~ 100 kg
Contrôle d'orbite	~ 350 N	~ 2	tirs continus 10 minutes	~ 100 à 500 kg

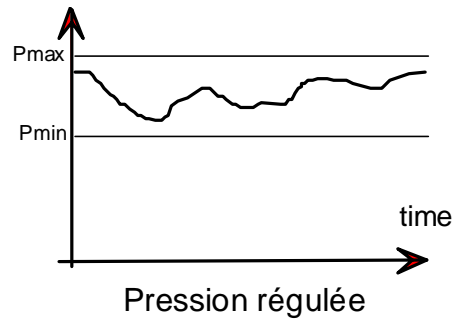
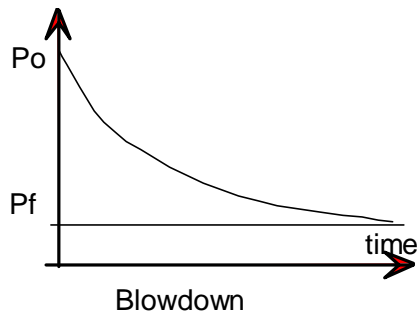
- Systemes propulsifs de missile

Semblables aux Systemes de Contrôle d'attitude et d'orbite.

## 2 - Définitions

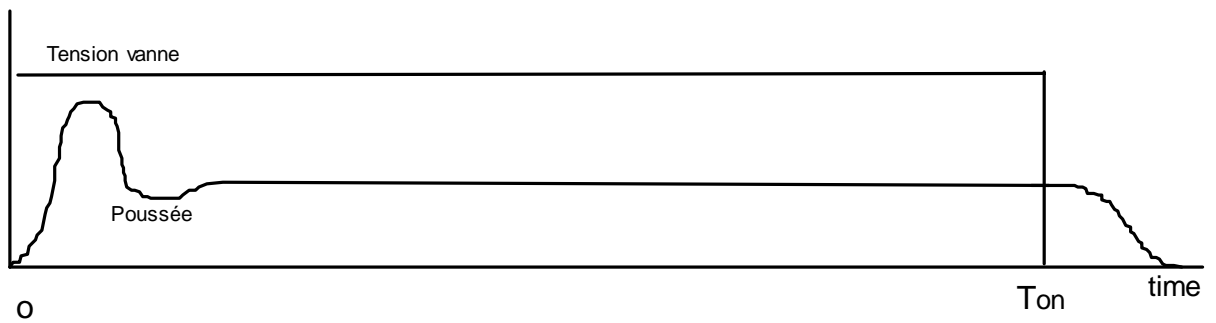
### MODE DE FONCTIONNEMENT

#### TYPE DE PRESSURISATION

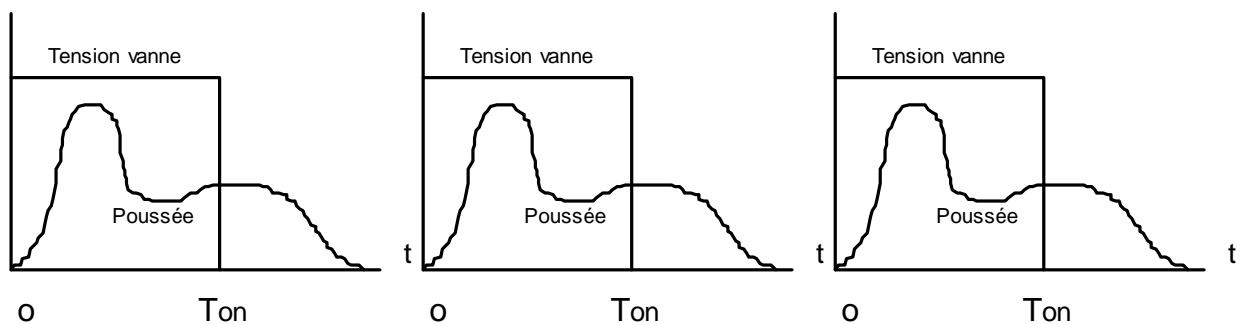


#### NATURE DES TIRS

##### Fonctionnement continu



##### Fonctionnement pulsé



## 2 - Définitions

### PARAMETRES PROPULSIFS

**POUSSEE**  $F(t)$  (N)

**IMPULSION**  $\int F(t)dt$  (Ns)

#### **MIB (Minimum Impulse Bit):**

Impulsion minimale délivrable pour un créneau isolé avec des conditions fixées et une reproductibilité donnée.

#### **IMPULSION SPECIFIQUE**

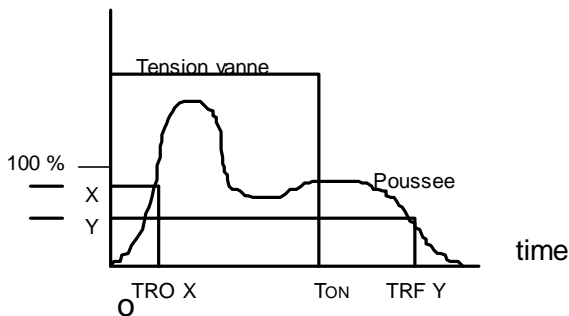
$$Isp = \frac{F}{q \cdot g_0} \quad (s)$$

q : débit d'ergol consommé

g<sub>0</sub> = 9.80665 m/s<sup>2</sup> accélération **conventionnelle** de la pesanteur au sol

*On préfère aujourd'hui utiliser le produit  $g_0 \cdot Isp = F/q$  en unité **m/s** ou **N.s/kg***

#### **PARAMETRES TRANSITOIRES:**



X, Y pourcentage valeur stabilisée  
(e.g. X=63 et Y=37 -> TRO63  
TRF37)

$$\text{Temps centroïde } \Gamma = \frac{\int F(t) \cdot t \, dt}{\int F(t) \, dt}$$

TRO : Temps de réponse à l'ouverture

TRF : Temps de réponse à la fermeture.

## 2 - Définitions

### STABILITE:

e.g :

$$\sigma = \left[ \frac{\int_{t_1}^{t_2} (P_c(t) - \bar{P}_c)^2 dt}{\bar{P}_c^2 \cdot (t_2 - t_1)} \right]^{1/2}$$

$$\text{avec } \bar{P}_c = \frac{\int_{t_1}^{t_2} P_c(t) dt}{(t_2 - t_1)} \text{ la pression de combustion moyenne}$$

### AUTRES PARAMETRES

RM: Rapport de mélange = c'est le ratio du débit de comburant par le débit de carburant.

En propulsion bilinguide, on utilise le RM **isovolume** qui conduit à l'utilisation de **réservoirs d'ergols identiques**.

Exemple:  $RM_{N_2O_4+MMH}$  isovolume = 1.62.

## 2 - Définitions

### Abbreviated terms

The following abbreviated terms are defined in **ECSS** (ref 41) and used within that Standard:

<b>Abbreviation</b>	<b>Meaning</b>
<b>AIT</b>	assembly, integration and test
<b>AOCS</b>	attitude and orbit control system
<b>BOL</b>	beginning-of-life
<b>CoM</b>	centre of mass
<b>DCG</b>	document content.s guideline
<b>DRD</b>	document requirements definition
<b>DRL</b>	document requirements list
<b>EMC</b>	electromagnetic compatibility
<b>EMI</b>	electromagnetic interference
<b>EOL</b>	end-of-life
<b>FEEP</b>	field emission electric propulsion
<b>FOS</b>	factor of safety
<b>GEO</b>	geostationary orbit
<b>GSE</b>	ground support equipment
<b>GSO</b>	geo-synchronous orbit
<b>MDP</b>	maximum design pressure
<b>MEOP</b>	maximum expected operating pressure
<b>MMH</b>	monomethyl hydrazine
<b>MON</b>	mixed oxides of nitrogen
<b>MPD</b>	magneto-plasma-dynamic thruster
<b>NDI</b>	non-destructive inspection
<b>NTO</b>	nitrogen tetroxide
<b>OBDAH</b>	on-board data handling
<b>PACT</b>	power-augmented catalytic thruster
<b>PCU</b>	power conditioning unit
<b>PED</b>	positive expulsion device
<b>PMD</b>	propellant management device
<b>PPT</b>	pulsed plasma thruster
<b>RAMS</b>	reliability, availability, maintenance and safety
<b>RCS</b>	reaction control system
<b>STD</b>	surface-tension device
<b>TBI</b>	through-bulkhead initiator
<b>TM/TC</b>	telemetry and telecommand
<b>TVC</b>	thrust vector control
<b>UDMH</b>	unsymmetrical-dimethylhydrazine

### 3 - Types de propulsion

## NOTIONS DE BASE

### IMPULSION SPECIFIQUE D'UN PROPULSEUR

C'est l'**impulsion** que fournit un propulseur à un véhicule **par kilogramme** de masse consommée (et éjectée).

$$\text{Impulsion} = \int F dt \quad \text{en N.s} \quad \text{ou} \quad \int m dv \quad \text{en kg.m/s} \quad (F = m \cdot \gamma \Rightarrow F dt = m dv)$$

L'impulsion spécifique est donc

$$g_0 \cdot I_{sp} = \frac{\int F dt}{\int dm} \Rightarrow \text{en régime permanent} \quad g_0 \cdot I_{sp} = \frac{F dt}{dm} \Rightarrow g_0 \cdot I_{sp} = \frac{F}{q} \quad \text{en m/s ou en N.s/kg}$$

On peut aussi voir que l' $I_{sp}$  est l'impulsion (par unité de masse) que le propulseur a fourni à l'unité de masse consommée et éjectée.

$$g_0 \cdot I_{sp} \approx \frac{dm \cdot V_{\text{éjection}}}{dm} \approx V_{\text{éjection}} \approx \text{Vitesse moyenne d'éjection de la masse consommée (en m/s)}$$

Usuellement, la poussée ayant été à l'origine exprimée en kgf,  $I_{sp} = \frac{F(\text{kgf})}{q(\text{kg/s})}$  en s.kgf/kg

ou avec  $g_0 = 9,80665 \text{ m/s}^2$  (ie.  $g_0 = 9,80665 \text{ N/kg}$ )

$$I_{sp} = \frac{F(\text{N})}{g_0 \cdot q(\text{kg/s})} \quad \text{en secondes} \quad \textit{valable quel que soit le système d'unités SI ou US...}$$



## PUISSANCE ELECTRIQUE SPECIFIQUE D'UN PROPULSEUR ELECTRIQUE

Dans le cas des propulseurs électriques, la **Puissance électrique consommée** par le moteur est transformée en **Puissance mécanique** fournie à la masse éjectée (à un rendement près  $\eta$ ) :

$$\eta \cdot P_e = \frac{\frac{1}{2} dm \cdot V_{\text{éjection}}^2}{dt} \Rightarrow \eta \cdot P_e = \frac{1}{2} q V_{\text{éjection}}^2 \quad \text{avec } F \approx \text{Débit} \times \text{Vitesse moyenne d'éjection de la masse consommée}$$

$$\triangleright \quad \eta P_e = \frac{1}{2} F \cdot V_{\text{éjection}}$$

La Puissance Electrique Spécifique est le ratio de la Puissance électrique consommée par l'unité de force de poussée produite.

Puissance Spécifique  $\frac{P_e}{F} = \frac{1}{2 \eta} V_{\text{éjection}}$  donc avec  $Isp \approx V_{\text{éjection}}$  et un rendement  $\eta$  toujours voisin de 50%

$$\frac{P_e}{F} \approx Isp \quad \frac{P_e}{F} \text{ (W / N)} \approx Isp \text{ (m / s)}$$

Ainsi la **Puissance spécifique** d'un propulseur électrique est quasi **proportionnelle** à son **Isp**, c'est-à-dire à sa **performance**:

Pour produire une même poussée,

**Plus la performance est élevée (ie. Isp élevée),  
Plus le propulseur consomme la puissance électrique !!!**

### 3 - Types de propulsion

#### 3.TYPES DE PROPULSION

On peut aujourd'hui distinguer quatre types principaux de propulsion qui ont chacun leur niche d'utilisation:

**-La propulsion solide ou à poudre-** Ces propulseurs peuvent être envisagés lorsque l'impulsion nécessaire est calculable précisément à l'avance et doit être délivrée sur un tir unique. Ils sont typiquement utilisés pour les manœuvres de transfert d'orbites (moteur d'apogée ou d'insertion en orbite planétaire) ou pour la mise en rotation d'un composite constitué par l'étage supérieur du lanceur et du satellite lui-même.

**-La propulsion gaz " froid "-** C'est le système le plus simple et généralement le plus économique, utilisé classiquement sur tous les systèmes dans les années 60. Un gaz, usuellement de l'Azote ou de l'Hélium, est stocké dans un réservoir haute pression, détendu au travers d'un détendeur-régulateur de pression et éjecté dans une tuyère. Les limitations de ces systèmes sont une faible Impulsion Spécifique (~50 s), une poussée réduite (< 5 N) , et une Impulsion Totale basse compatible d'une masse système raisonnable.

**-La propulsion chimique -** les gaz éjectés dans une tuyère supersonique sont obtenus par des réactions chimiques de décomposition catalytique ou de combustion hypergolique d'un ou plusieurs ergols stockés sous forme liquide(s). Les niveaux de poussée réalisables (de 0,5N à plusieurs centaines de Newton) et la versatilité de fonctionnement (mode pulsé ou fonctionnement continu) permet de couvrir tous les besoins d'une manœuvre de transfert d'orbite et ceux du contrôle d'attitude et d'orbite.

Trois technologies principales sont à noter pour les systèmes propulsifs dans ce type de propulsion:

L'Hydrazine monoergol de formule  $N_2H_4$

Les diergols utilisant le couple  $N_2O_4$ +MMH (Peroxyde d'Azote et Monométhyldiazine de formule  $N_2H_3CH_3$ ). On notera que en Russie l'UDMH de formule  $N_2H_2CH_3$  reste encore utilisée à la place de la MMH qui s'est imposée en occident.

Le Dual -mode qui associe des propulseurs Hydrazine monoergol ( $N_2H_4$ ) avec des propulseurs diergols utilisant le couple Peroxyde d'Azote- Hydrazine ( $N_2O_4$ + $N_2H_4$ )

**-La propulsion électrique-** Elle est caractérisée par l'utilisation d'énergie électrique pour conditionner et/ou accélérer le "fluide" propulsif Les poussées obtenues sont de l'ordre de quelques dizaines à quelques centaines de milli-newton.

Trois technologies principales sont à noter.

### 3 - Types de propulsion

.La propulsion électrothermique "résistojet" ou "arcjet" regroupe les propulseurs dans lesquels un gaz obtenu par un générateur chimique est surchauffé par une chaufferette électrique ou par un arc électrique. Cette technologie est principalement utilisée avec des générateurs à décomposition catalytique d'Hydrazine.

. La propulsion électrostatique (ionique ou "Ion Bombardment") consiste à créer des ions à partir d'un gaz (Xénon par exemple) puis à accélérer ces ions dans un champs électrique: les ions et les électrons sont séparés et il y a des charges d'espace.

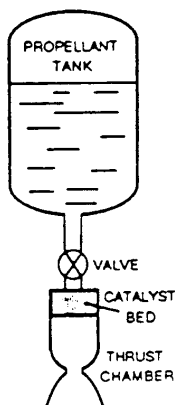
. La propulsion plasmique consiste à créer un plasma à partir d'un gaz (Xénon usuellement) à travers une "décharge électrique " et à accélérer les ions dans dans un champ électrostatique en conservant cependant en tout point du fluide la neutralité électrique caractéristique du plasma.

Technologie	Manoeuvre de Transfert	Contrôle d' orbite	Contrôle d'attitude	Isp (continu) (s)	Poussée (N)
<b>Gaz froid</b>			x	50-170	0,05-20
<b>Solide</b>	x			280-310	50-50000
<b>Liquide</b>					
Monoergol		x	x	220-240	0,5-2500
Diergol	x	x	x	280-315	5-500
Dual-mode	x	x	x	280-340	5-500
<b>Electrique</b>					
Electrothermique		x	x	450-650	0,1-0,2
Electrostatique		x	x	2500-3000	0,02
Plasma		x	x	1200-2500	0,01-0,1

#### PRINCIPALES TECHNOLOGIES DE PROPULSION

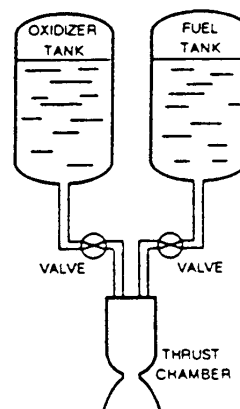
### PROPULSION CHIMIQUE

#### DECOMPOSITION D'HYDRAZINE



Isp 180 à 250s

#### BILIQUEE STOCKABLE, DUAL MODE

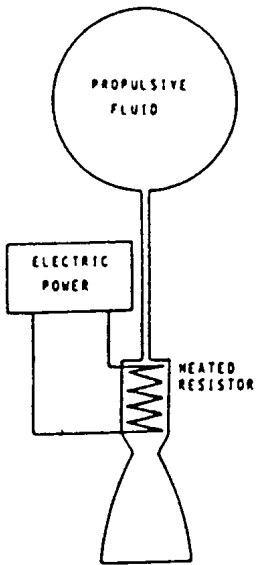


Isp 280 à 325s

### 3 - Types de propulsion

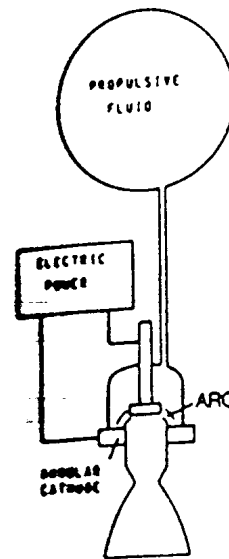
## PROPULSION ELECTRO-THERMIQUE

### RESISTOJET



Isp 200 à 300 s  
up to 1500s (H2)

### ARCJET



Isp 400 à 2000 s

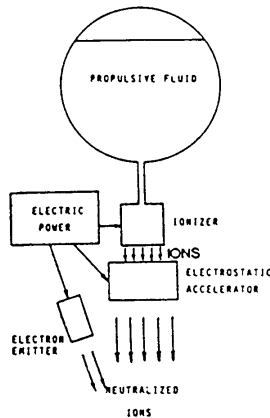
## PROPULSION ELECTRIQUE

### PLASMIQUE

(PPS: Propulsion à Plasma Stationnaire  
ie. SPT Stationary Plasma Thruster)

Isp 1500 à 2500 s

### IONIQUE



Isp 2000 à 10 000 s

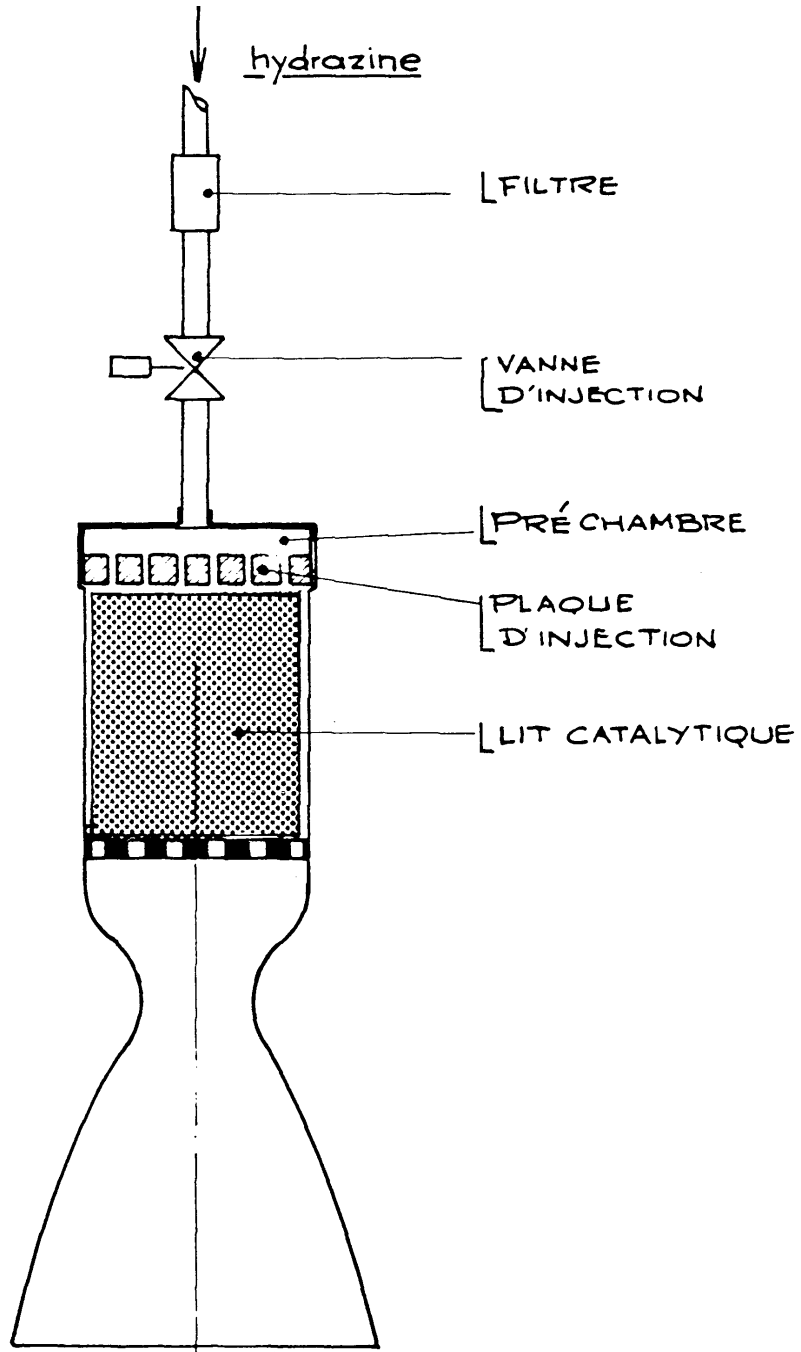
### ELECTROMAGNETIQUE

- MPD (MagnetoPlasmaDynamic)

Isp 1500 à 2500 s

## 4 - Systèmes propulsifs à hydrazine

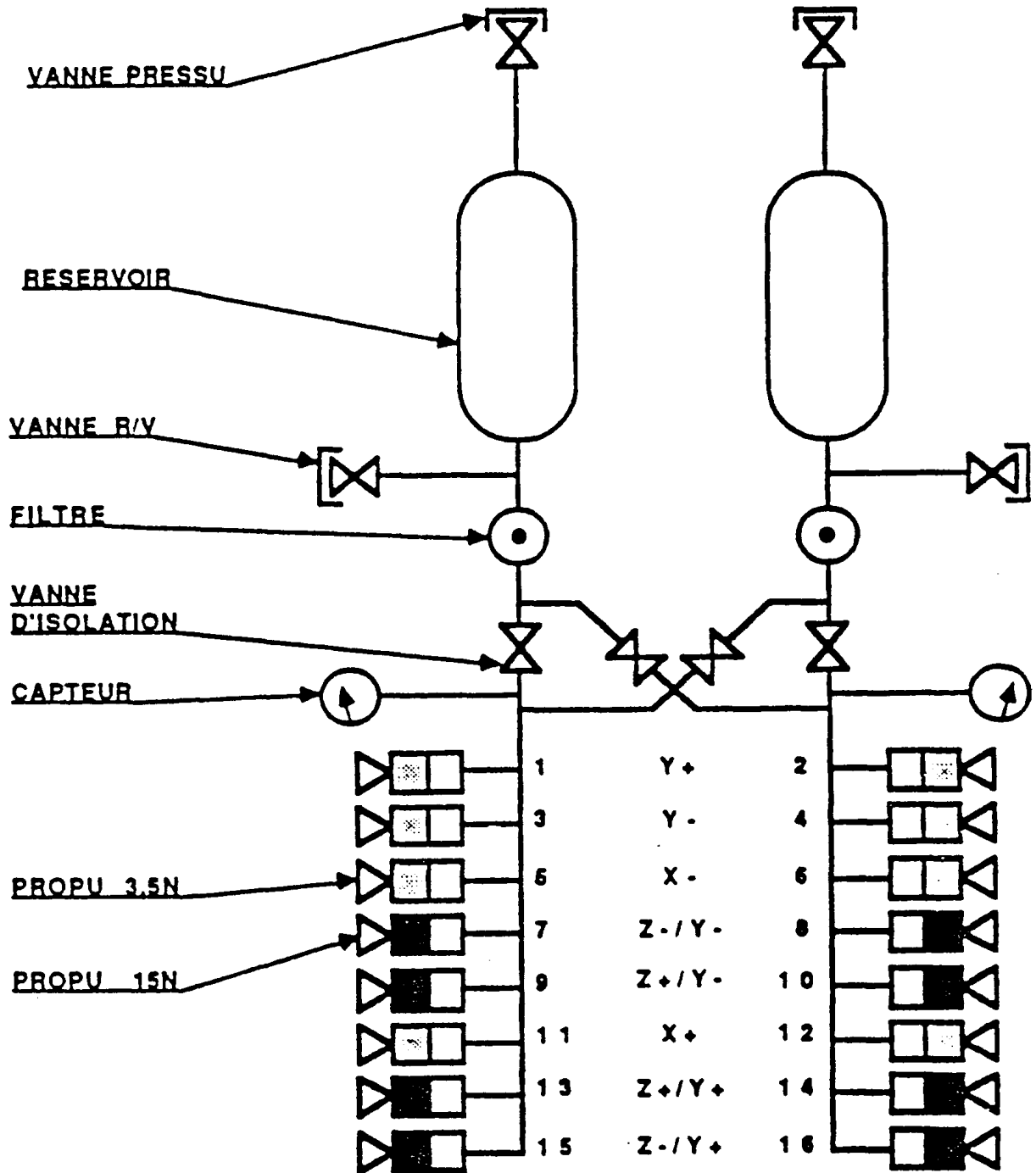
### PROPULSEUR A DECOMPOSITION CATALYTIQUE D'HYDRAZINE



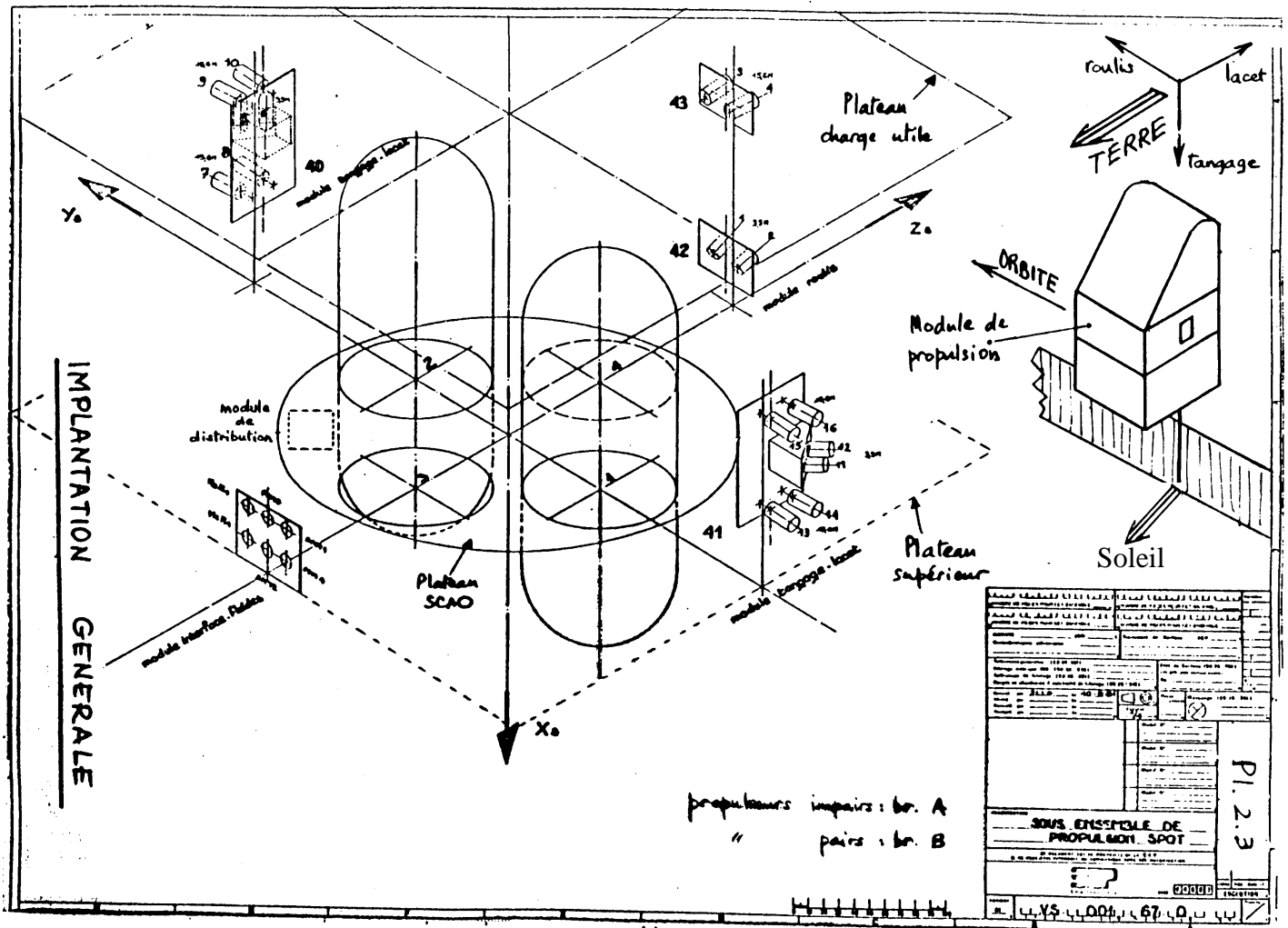
## 4 - Systèmes propulsifs à hydrazine

### Système PROPULSIF

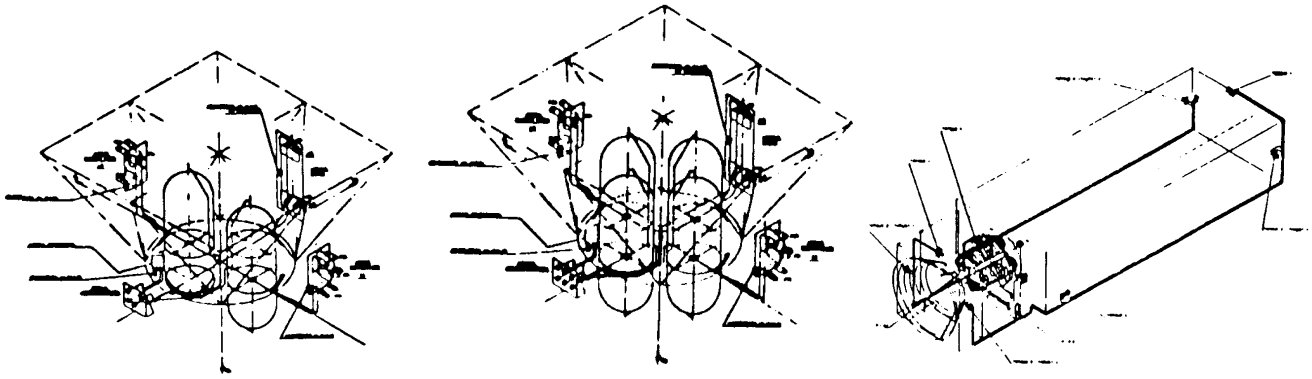
#### Exemple SPOT



## 4 - Systèmes propulsifs à hydrazine



## 4 - Systèmes propulsifs à hydrazine CONFIGURATION DES SOUS ENSEMBLES PROPULSION



	SPOT 1 SPOT 2 SPOT 3	ERS 1 ERS 2	SPOT 4 HELIOS 1 HELIOS 2	PPF
<u>Nombre de :</u>				
Réservoirs	2	4	2	4
Propulseurs 3,5N	6	8	8	0
Propulseurs 15,6N	10	8	8	16
<u>Durée de : (années)</u>				
Stockage sol	2	2	9	9
Mission orbite	3	3	5	5
<u>Aménagement</u>	séparé	séparé	séparé	intégré

	SPOT1	SPOT2	ERS1	SPOT3	SPOT4 HELIOS 1A HELIOS 1B	ERS2	(ancien PPF) ENVISAT 1	SPOT 5A HELIOS 2A, 2B	METOP 1, 2, 3
<b>Masse au lancement (kg)</b>	1809	1870	2384	1907	2500	2500	8000	2500	
<b>Dimensions au lanc. (m)</b>	2x2x 3,5						2.5x2.5x8	2.5x3x4	
<b>Durées</b>									
Stockage sol	2	2	2	2	9	9	9	9	
Mission	3	3	3	3	5	5	5	5	
<b>Planning</b>									
Réalisation									
Livraison	1985	1986	1988	1990	1994				
Lancement	V11 fév 86	V35 jan 90	V44 jul 91	V59 sep 93	V107 V75 V124 1998 1995 1999	V72 1995	2001 ...	2001 2002 2005	...



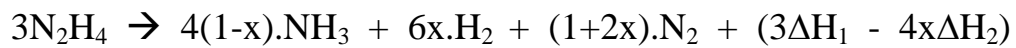
## 4 - Systèmes propulsifs à hydrazine

### ANALYSIS OF HYDRAZINE

ANALYSIS OF HYDRAZINE (MIL P 26536 C AMEND 2)

- N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>	(% MASS)	≥ 98,50
- NH <sub>3</sub>	(% MASS)	/
- H <sub>2</sub> O	(% MASS)	≤ 1,00
- CO <sub>2</sub>	(PPM)	≤ 30
- NON VOLATIL RESIDUE AT 110°C	(PPM)	≤ 50
- CLORIDE CL <sup>-</sup>	(PPM)	≤ 5
- ANILINE	(% MASS)	≤ 0,5
- OTHER VOLATIL CARBONEOUS MATERIAL	(PPM)	≤ 200
- IRON	(PPM),	≤ 20

### REACTION DE DECOMPOSITION de L'HYDRAZINE

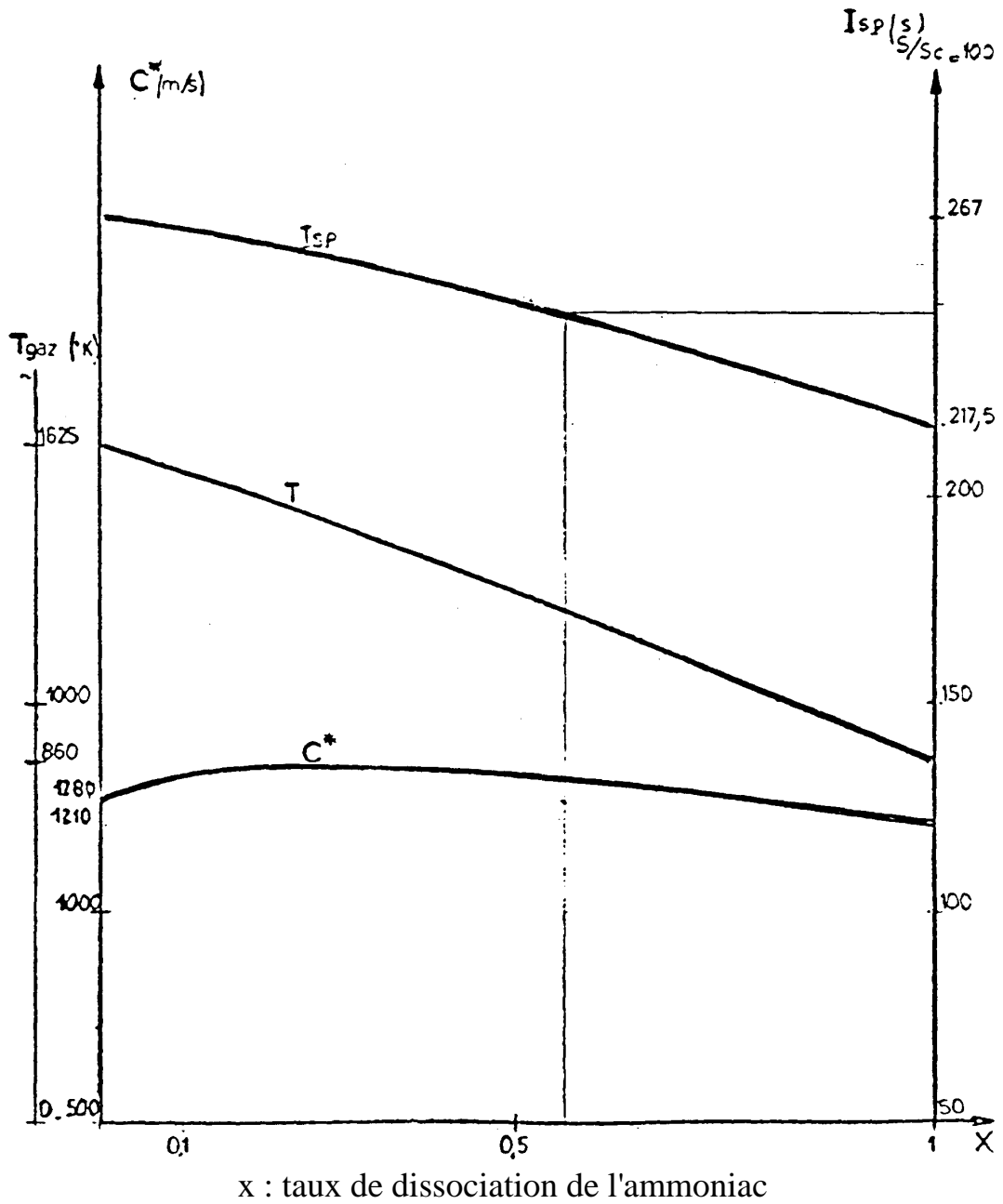


x : taux de dissociation de l'ammoniac

(cas pratique :  $0,5 \leq x \leq 0,7$ )

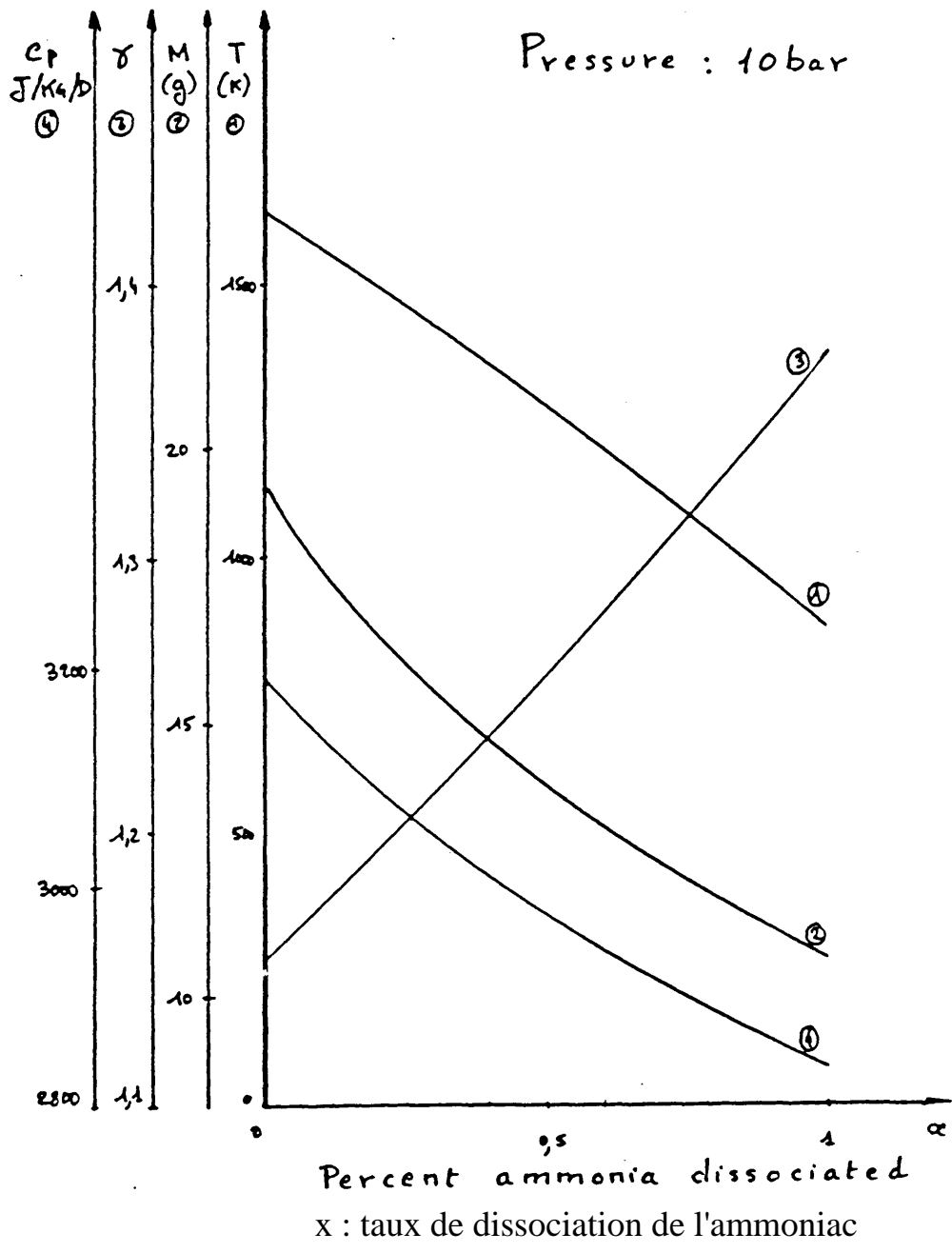
## 4 - Systèmes propulsifs à hydrazine

### PERFORMANCES THEORIQUES



## 4 - Systèmes propulsifs à hydrazine

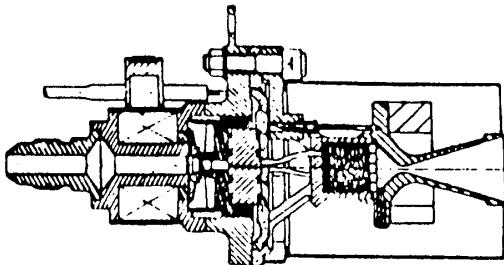
### CARACTERISTIQUES DES GAZ



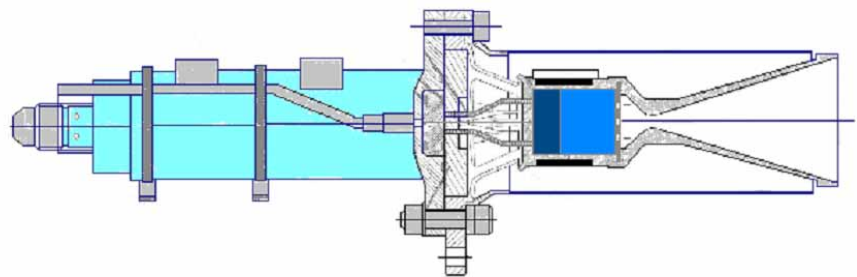
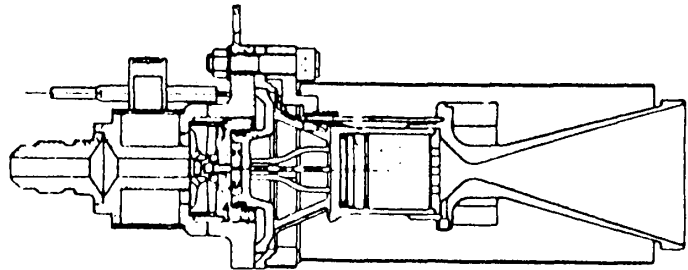
## 4 - Systèmes propulsifs à hydrazine

### PROPULSEURS SNECMA (SEP) A DECOMPOSITION CATALYTIQUE D'HYDRAZINE

Propulseur 3.5 N

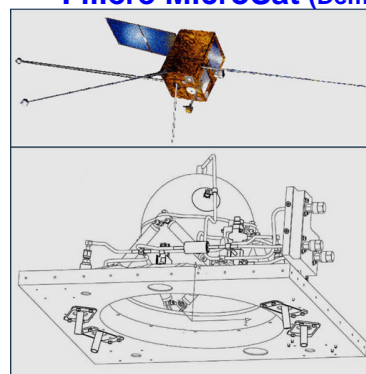


Propulseur 15.6 N



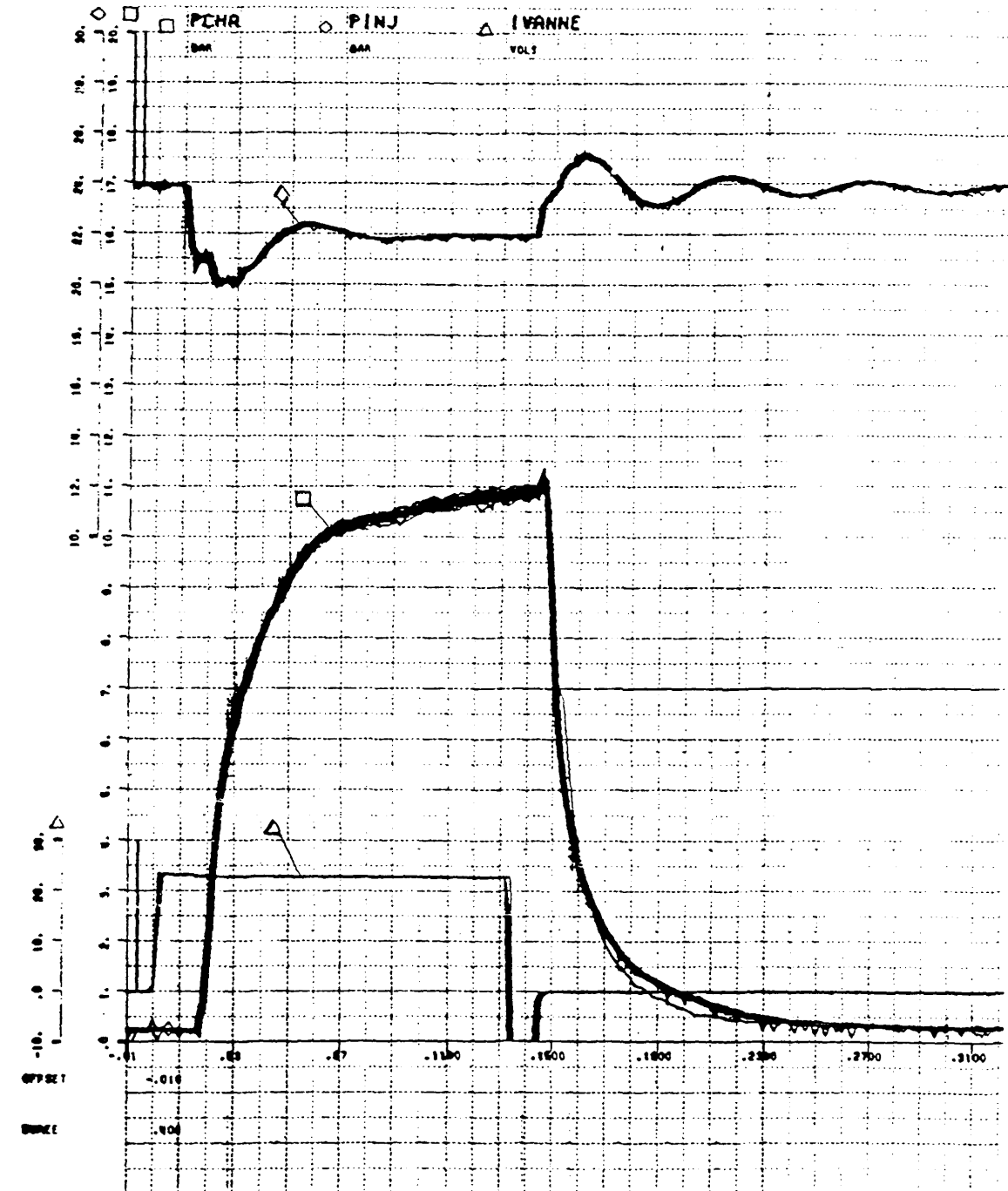
FILIERE SPOT... FILIERE Microsat...	SPOT 1	SPOT 2	ERS 1 ERS 2	SPOT 3	SPOT 4 HELIOS 1A, 1B	PPF Envisat	SPOT 5 HELIOS 2A, 2B	Microsat
NOMBRE DE :								
RESERVOIRS		2	2	4	2	2 (4 helios)	4	2 (4 helios)
PROPULSEURS 3.5 N		6	6	8	6	8	0	0
PROPULSEURS 15.6 N		10	10	8	10	8	16	16
PROPULSEURS 1 N								4
CHANGEMENTS :								
Electrovannes de propulseur	2 sièges	1 siège	1 siège	1 siège	1 siège	1 siège	2 sièges	2 sièges
CATALYSEUR	CNESRO	CNESRO	CNESRO ERS1 /Oil drop ERS2	CNESRO OIL DROP	CNESRO OIL DROP	CNESRO OIL DROP	CNESRO OIL DROP	CNESRO OIL DROP
DUREE DE STOCKAGE SOL(années)	2	2	2	2	2	9	9	9
DUREE MISSION EN ORBITE (années)	3	3	3	3	3	5	5	5
QUALIFICATION :								
	Tous équipts. + système	electrovannes		catalyseur	2 propulseurs	1 propulseur + compl. Qual.	1 propulseur + compl. Qual.	1 propulseur
PROPULSEURS 3.5 N ou 1 N								
Pulses froids	2700				9000			3000
Pulses chauds	40000				40000			250000
Impulsion totale (N.s)	54000 (25 kg)				60000 (28 kg)			200000 (90 kg)
PROPULSEURS 15.6 N								
Pulses froids	2700			2700	9000	13500	...	...
Pulses chauds	40000			40000	40000	115000	...	...
Impulsion totale (N.s)	220000			220000	220000	613000	...	...
Equivalent Mass of Hydrazine(kg)	100			100	100	265	...	...
REPETITIVITE DES PERFO.	5%			5%	2%	2%	2%	2%

Filière MicroSat (Demeter, Parosol, ESSAIM)



## 4 - Systèmes propulsifs à hydrazine

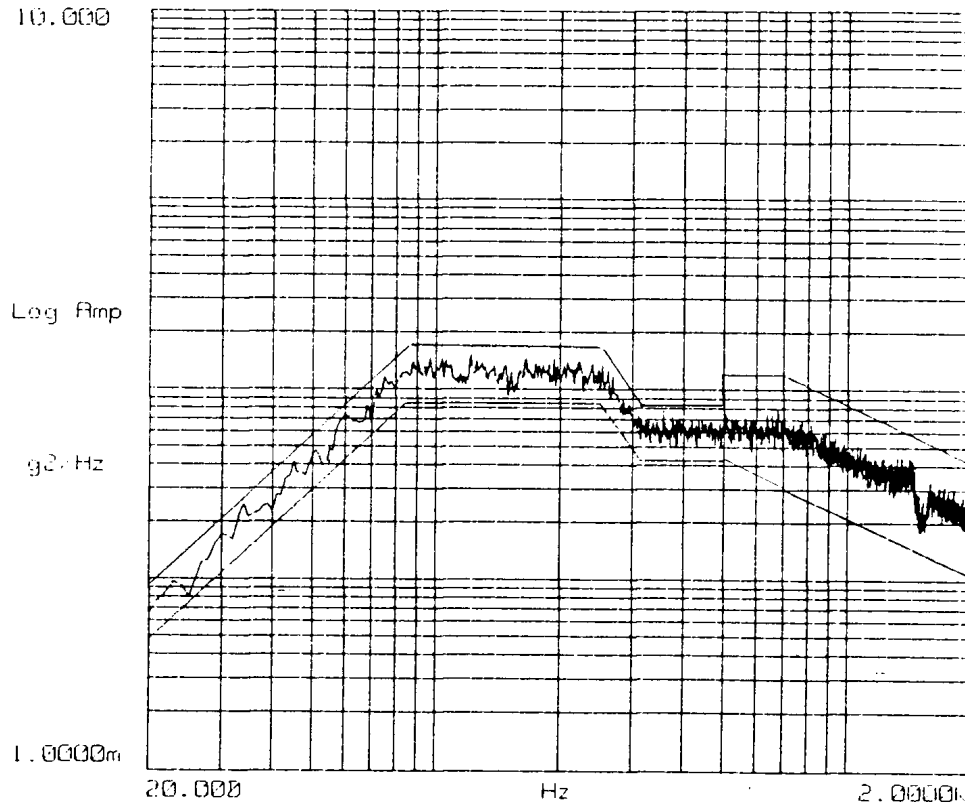
### Exemple de Pulse de poussée



## 4 - Systèmes propulsifs à hydrazine

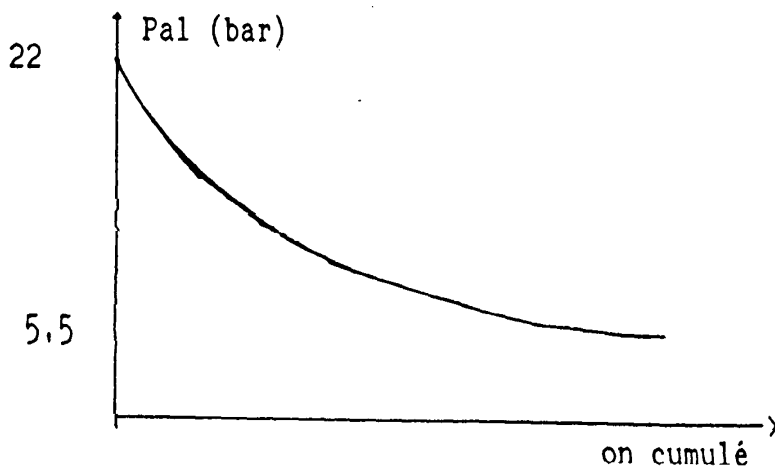
### DONNEES D'INTERFACE

#### VIBRATIONS



#### DOMAINE DE FONCTIONNEMENT

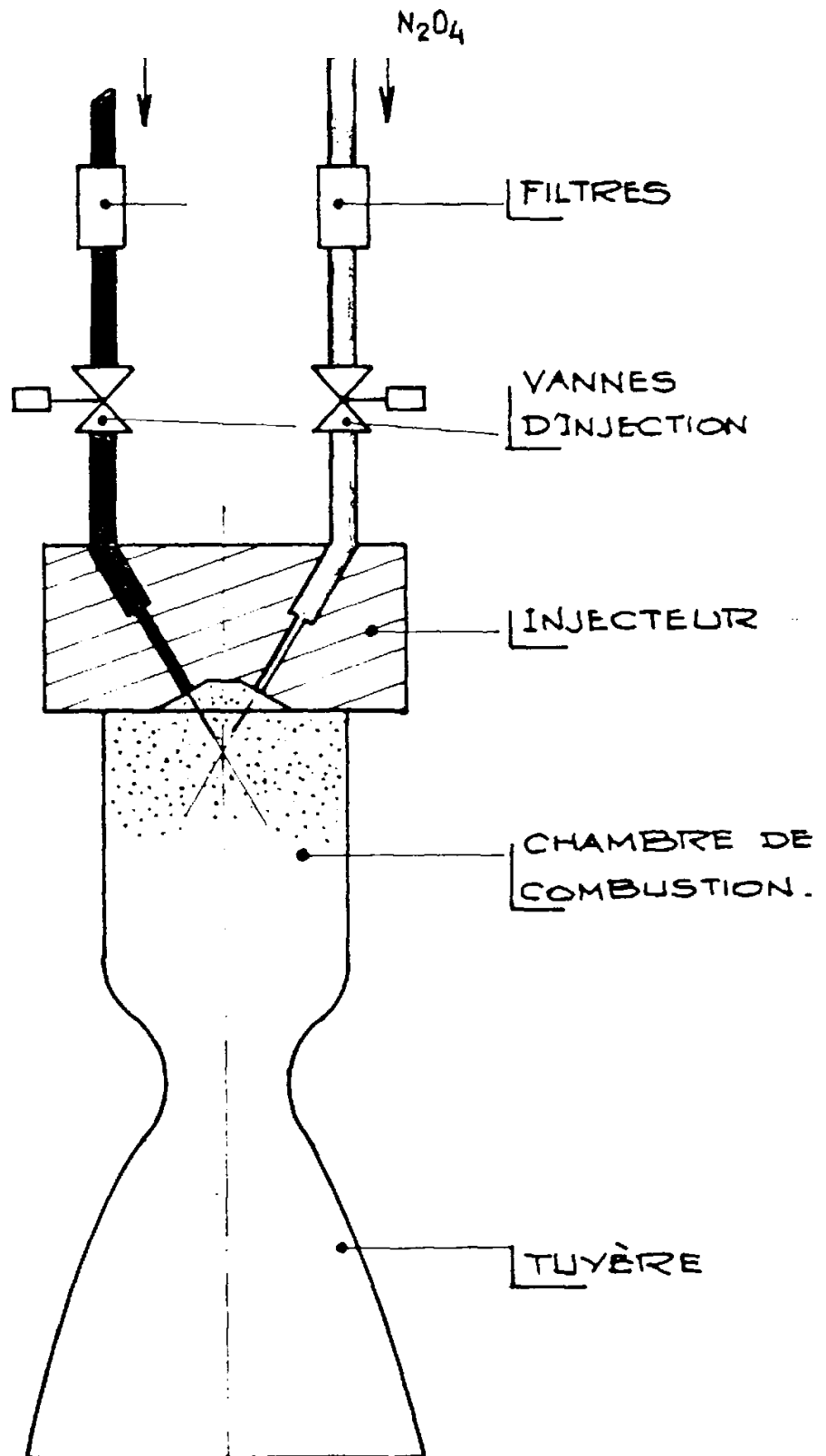
##### Fonctionnement en blowdown (détente naturelle)



Température hydrazine: 50 à 10 °C

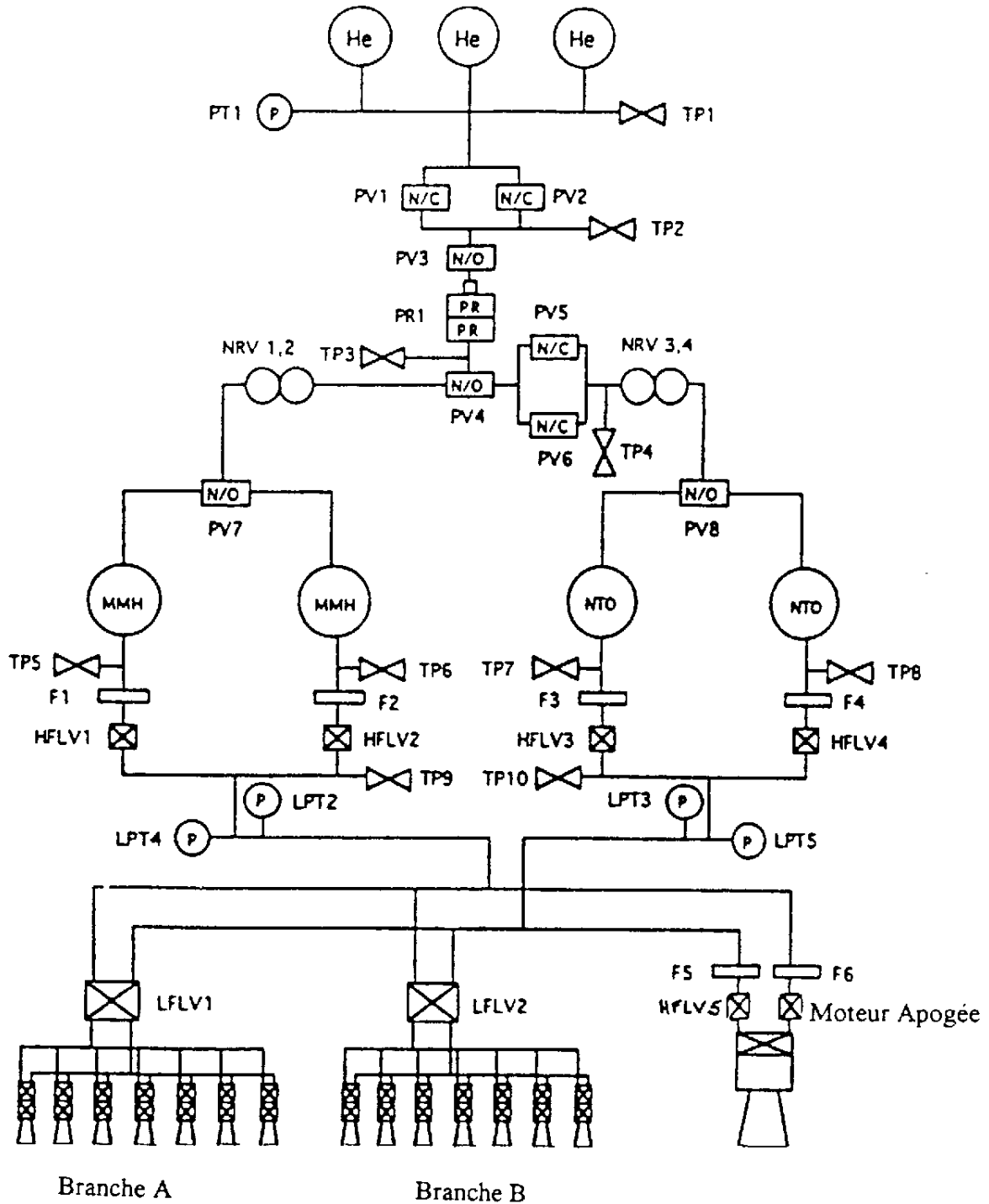
## 5 - Propulsion bilingue

### PROPULSEUR



## 5 - Propulsion biliquide

### SYSTEME PROPULSIF





## 5 - Propulsion biliquide

### EXIGENCES RELATIVES AU MOTEUR D'APOGEE

#### INTERFACE

- Mécaniques
- Thermiques
- Electriques

#### PERFORMANCES

- Impulsion totale
- Impulsion spécifique stabilisée
- Poussée
- Reproductibilité
- Alignement de poussée
- Délai d'allumage
- Ambiance induite

#### CONDITIONS D'ENVIRONNEMENT

- Vibrations

#### FIABILITE

### EXIGENCES RELATIVES AUX MOTEURS DE CONTROLE

#### INTERFACE

- Mécaniques
- Thermiques
- Électriques

#### PERFORMANCES

- Impulsion totale
- Impulsion spécifique stabilisée et en mode pulsé
- Fonctionnement mode pulsé (impulsion, paramètres transitoires)
- Endurance (fonctionnement continu, cyclage thermique)  
Nombre de rallumages élevé
- Ambiance induite

#### CONDITIONS D'ENVIRONNEMENT

- Vibrations au lancement

#### MASSE

#### DUREE DE VIE

#### FIABILITE

## 5 - Propulsion bilingue

### PRINCIPALES DIFFICULTES DE CONCEPTION

#### VANNE

- **Choix matériaux**
- **Endurance**

#### INJECTEUR

- **Performance**
- **Stabilité de combustion (BF, HF)**
- **Caractéristiques d'allumage**
- **Protection de la paroi de chambre**
- **Compatibilité des remontées thermiques**

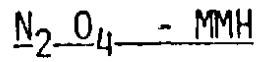
#### CHAMBRE DE COMBUSTION

- **Matériau**
- **Endurance**
  - compatibilité thermique**
  - tenue au cyclage (moteurs de contrôle)**
- **Procédés de réalisation**

#### LIAISON INJECTEUR-CHAMBRE

- **Définition de l'assemblage**
- **Découplage thermique**

## 5 - Propulsion biliquide

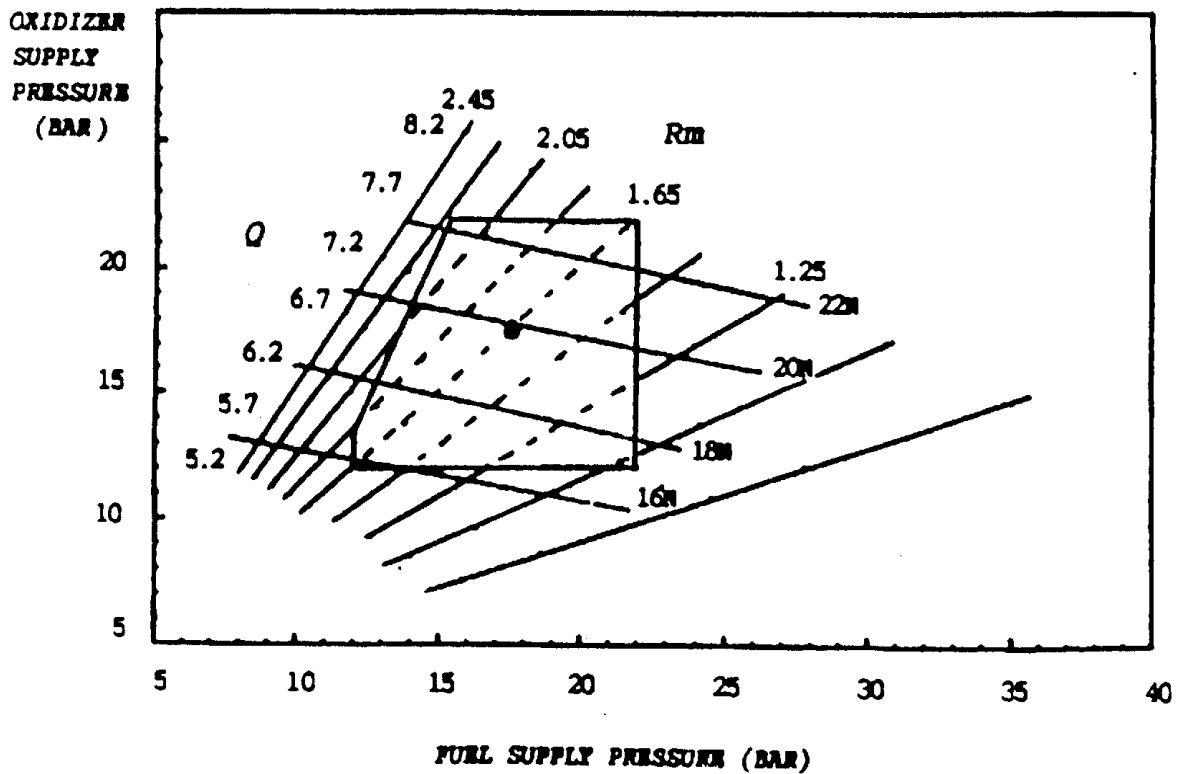


### COMPOSITION DES GAZ DE COMBUSTION

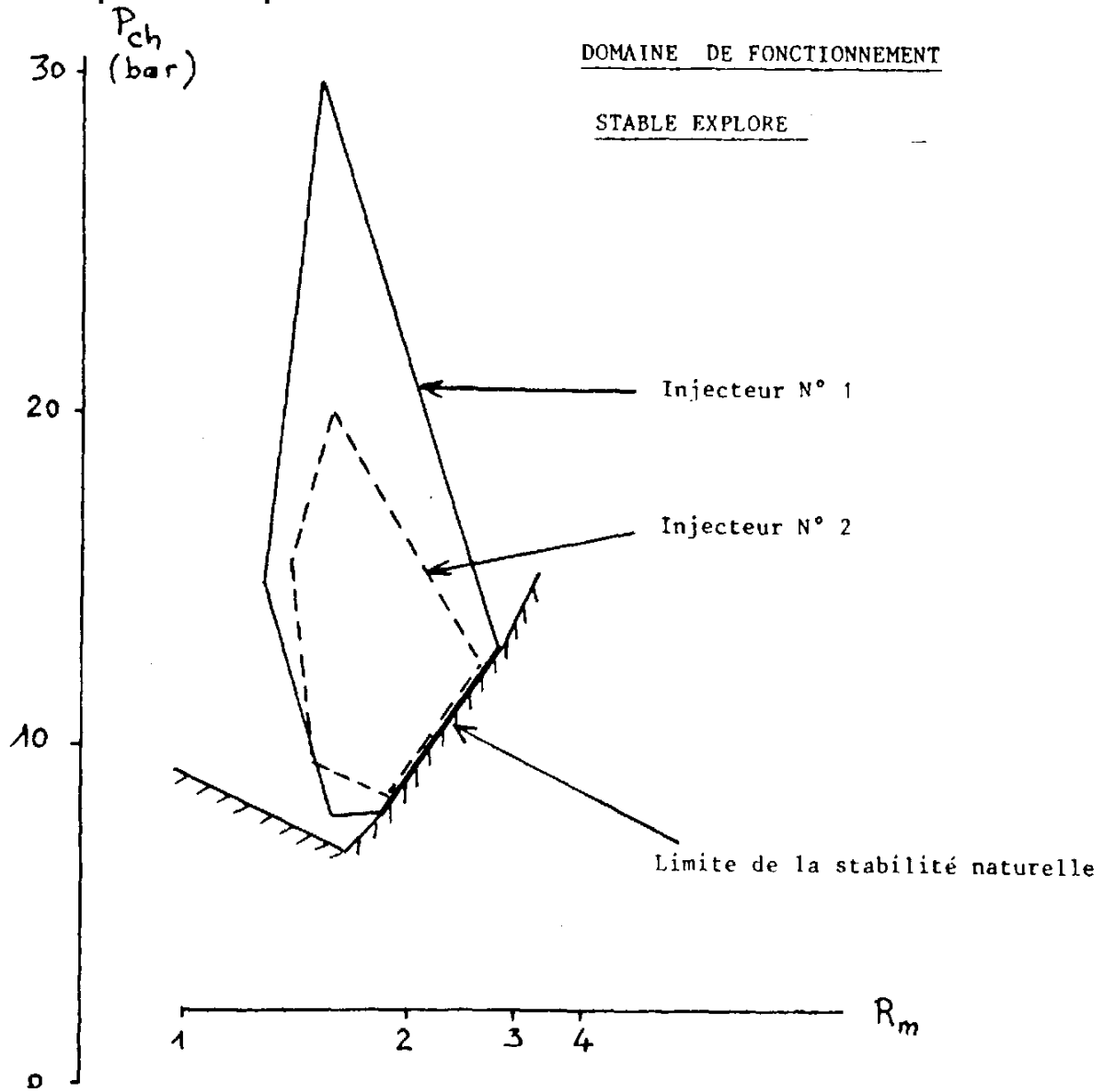
<div style="border: 1px solid black; padding: 2px; display: inline-block;">Rm</div> = 1,65	H <sub>2</sub> O	33 %	(FRACTION MOLAIRE)
	N <sub>2</sub>	30 %	
	H <sub>2</sub>	16 %	
	CO	13 %	
	CO <sub>2</sub>	4 %	
	H, HO, ...	4 %	

Tc

 = 3100° K THÉORIQUE



## 5 - Propulsion bilingue

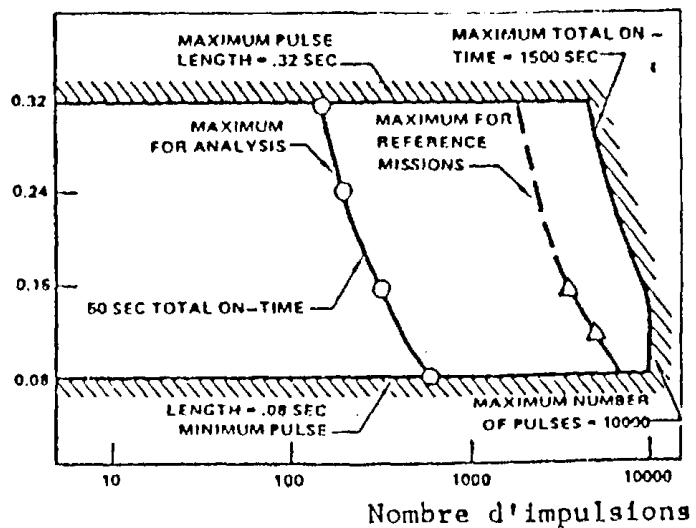


### Spécifications de durées de fonctionnement pour le Shuttle

Fonctionnement continu :  $0,32 \text{ s} \leq t \leq 125 \text{ s}$

Fonctionnement pulsé :

Durée d'une impulsion (s)



## 5 - Propulsion biliquide

### INSTABILITES DE COMBUSTION

#### 1. INCONVENIENTS

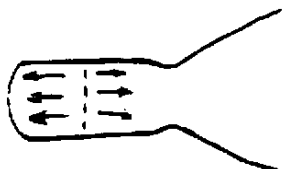
- POUSSEE VIBREE
- FLUX THERMIQUES TRES ELEVES ---> FUSION CHAMBRE

#### 2. 1ER TYPE : BASSE FREQUENCE (QUES 100Hz)

- MECANISME : COUPLAGE ENTRE ALIMENTATION ET COMBUSTION  
OSCILLATIONS LONGITUDINALES
- REMEDE : AUGMENTATION DES  $\Delta P$  INJECTION. PROBLÈME  
CONSIDÉRÉ COMME RÉSOLU.

#### 3. 2EME TYPE : HAUTE FREQUENCE (QUES 100 OU 1000 Hz)

- MECANISME : COUPLAGE ENTRE COMBUSTION ET OSCILLATIONS  
ACOUSTIQUES DANS LE FOYER. *ET INJECTION*
- PLUSIEURS MODES POSSIBLES (PLUS LES HARMONIQUES)



AXIAL



RADIAL



TANGENTIEL

- FREQUENCE : DEFINIE PAR RÉSONANCE ACOUSTIQUE
- REMEDES : - MODIFIER L'INJECTION (DIMINUER LA  
RÉGULARITE).
  - METTRE DES BAFFLES POUR CHANGER LES  
FRÉQUENCES PROPRES.
  - RÉSONATEURS ACOUSTIQUES DANS L'INJECTEUR
  - PAROIS ABSORBANTES ACOUSTIQUES

## 5 - Propulsion biliquide

### INSTABILITES HAUTE FREQUENCE

MODES PROPRES ACOUSTIQUES DE LA CHAMBRE

SOLUTION DE L'ÉQUATION D'ONDE

$$N_{MNO} = \frac{A}{2} \sqrt{\left(\frac{\alpha_{MN}}{R}\right)^2 + \left(\frac{\alpha}{L}\right)^2} \quad \text{Hz}$$

A : VITESSE DU SON

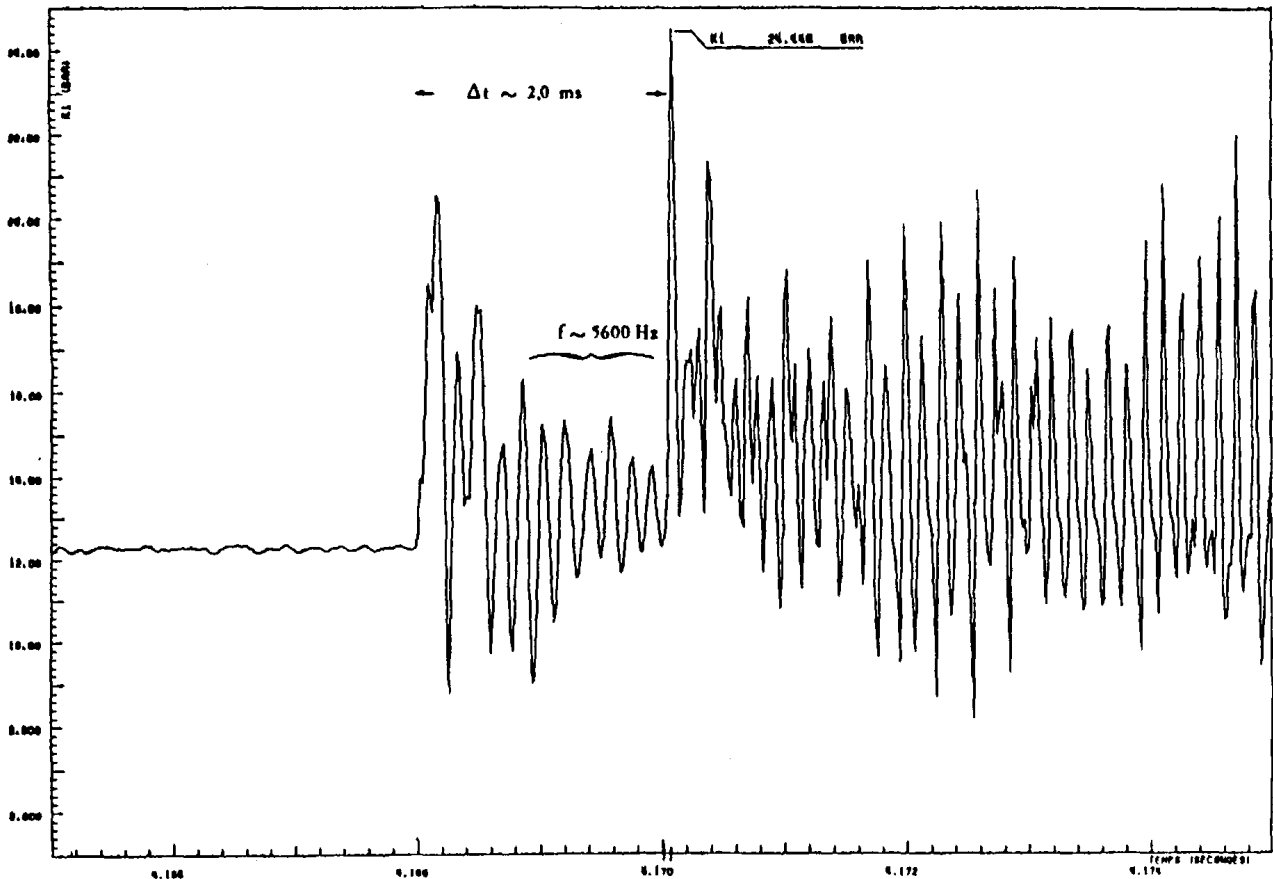
R : RAYON CHAMBRE

L : LONGUEUR CHAMBRE

M, N, Q : NOMBRES D'ONDE DES MODES RADIAUX, TANGENTIEL, LONGITUDINAUX.

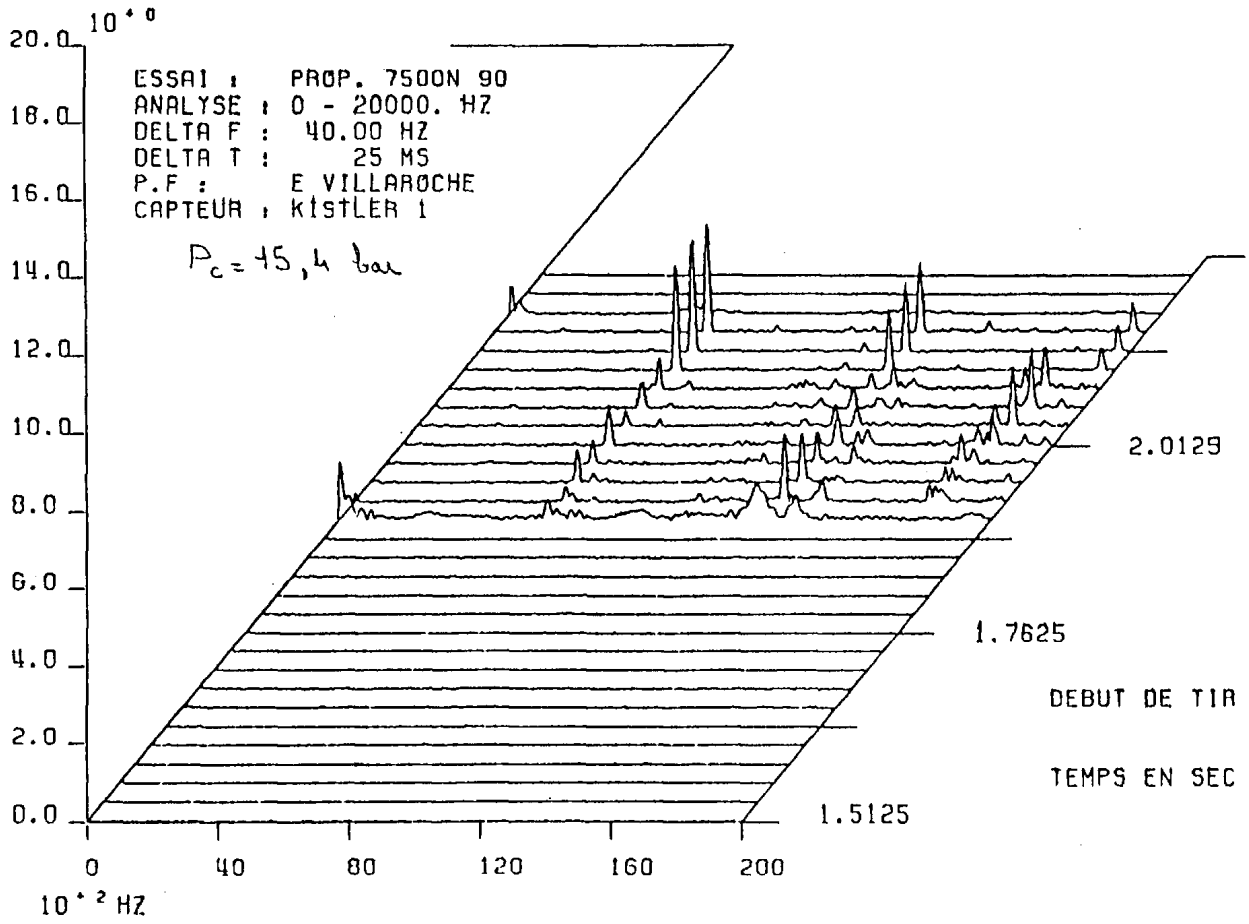
$\alpha_{MN} =$

M	0	1	2	3
N				
0	0	1,220	2,233	3,238
1	0,586	1,697	2,714	3,726
2	0,972	2,135	3,173	4,192
3	1,337	2,551	3,611	4,643



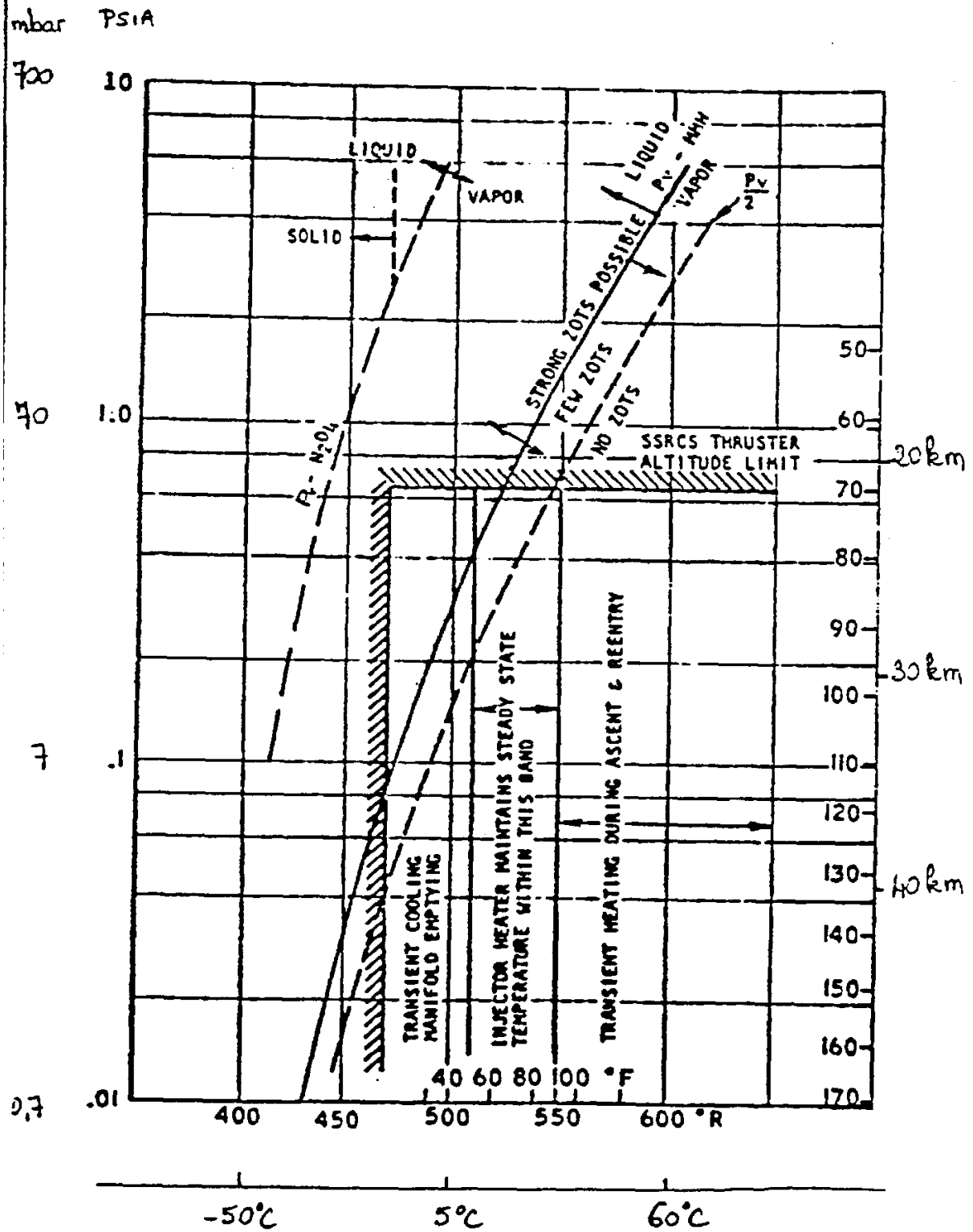
# 5 - Propulsion bilingue

G EFF





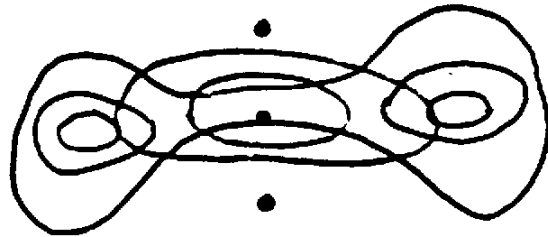
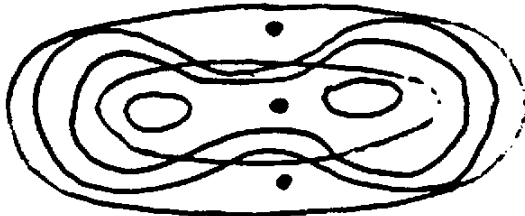
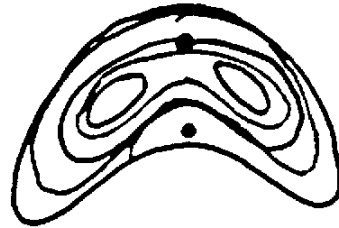
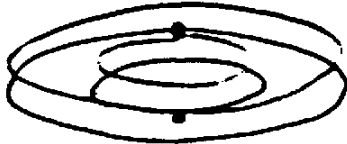
# 5 - Propulsion biliquide



# CHOIX DE L'ÉLÉMENT D'INJECTION

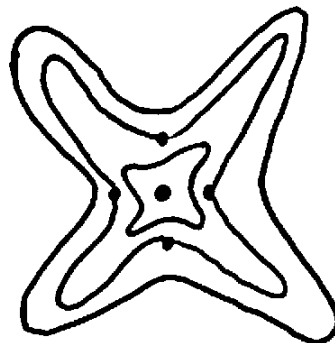
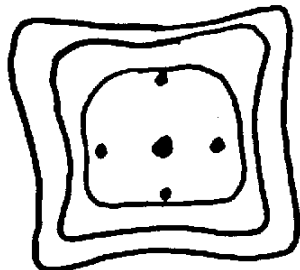
## Répartition des débits

### Doublet

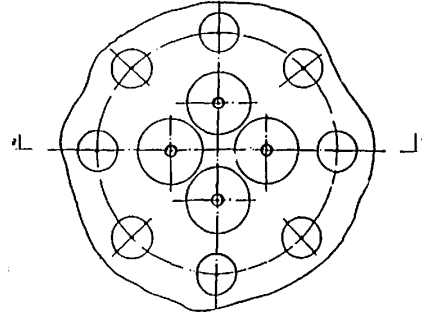
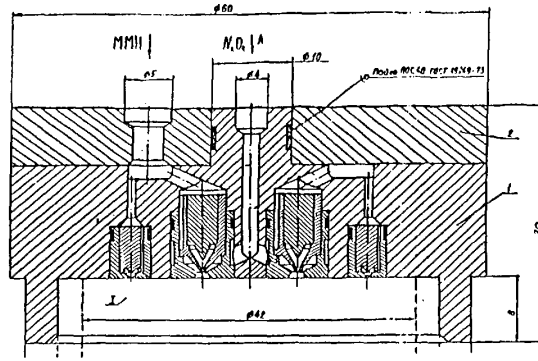
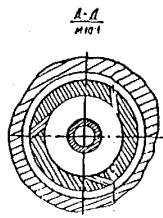
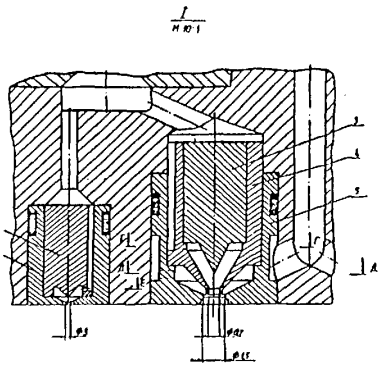


### Triplet

### Quintuplet



## 5 - Propulsion biliquide



## 5 - Propulsion bilinguide

### CHAMBRES TYPES D'EXIGENCES POUR LE MATERIAU

#### TENUE MECANIQUE A CHAUD ET RESISTANCE A L'OXYDATION

Résistance à l'oxydation (ergols et gaz de combustion) à haute température

Résistance à l'ablation au col

Tenue en endurance et au cyclage thermique

#### RESISTANCE MECANIQUE A FROID

Résistance aux charges mécaniques durant la phase de décollage  
(choc, accélération, vibrations)

Tenue aux conditions de vol orbital (micro-impacts)

#### COMPATIBILITE AVEC LES CONDITIONS DE RENTREE

Effets catalytiques faibles

#### FAIBLE DENSITE

#### FAIBLE SENSIBILITE A LA CORROSION

### CHAMBRES TYPES DE TECHNOLOGIES

#### CHAMBRES METALLIQUES REFROIDIES REGENERATIVEMENT

Divergent de tuyère exclu

Mal adapté aux faibles poussées

Performant mais complexe et coûteux

#### CHAMBRES REFROIDIES PAR FILM

##### METALLIQUES

Niobium (Columbium) protégé antioxydation  $T_p < 1400\text{ °C}$

Beryllium  $T_p < 1200\text{ °C}$

Silice phénolique  $T_p < 1600\text{ °C}$

Platine rhodié  $T_p < 1400\text{ °C}$

Rhénium + dépôt Iridium  $T_p < 2200\text{ °C}$

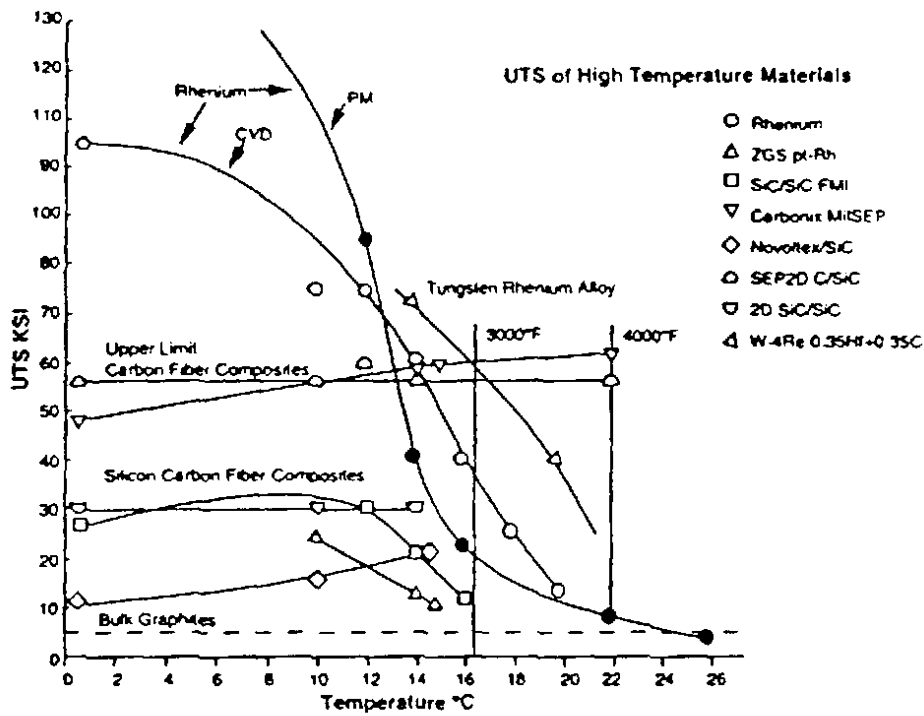
##### CMC (Composites à Matrice Céramique)

C/SiC  $T_p < 1600\text{ °C}$

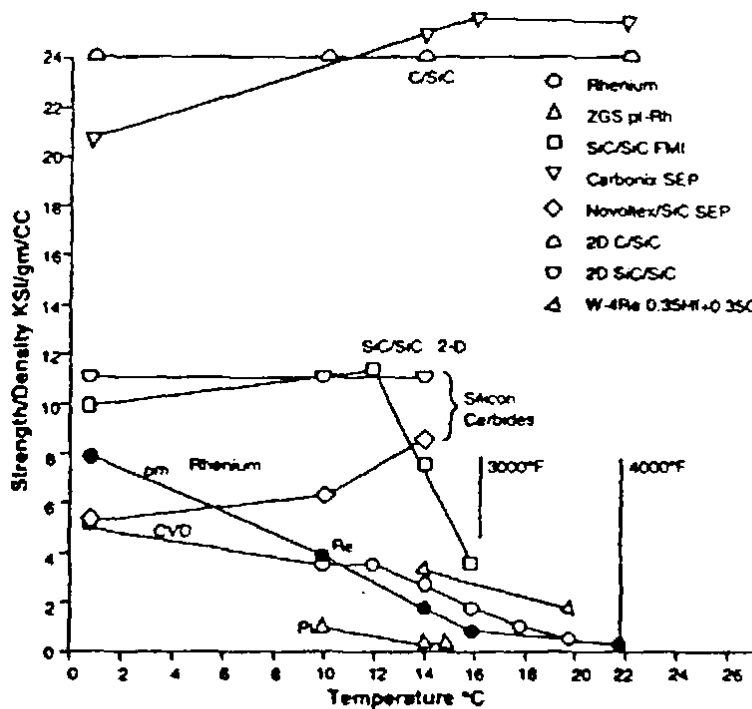
SiC/SiC  $T_p < 1600\text{ °C}$

## 5 - Propulsion biliquide

### CHAMBRES COMPARAISON DES MATERIAUX



Comparison of high temperature material based on ultimate tensile strength.



Comparison of high temperature materials based on strength to density ratio.

## 5 - Propulsion biliquide

### CHAMBRES TECHNOLOGIES UTILISEES

**CHAMBRES METALLIQUES REFROIDIES REGENERATIVEMENT**  
(refroidissement partiel) **ASTRIUM (DASA , MBB)**

### CHAMBRES REFROIDIES PAR FILM

#### METALLIQUES

**Niobium (Columbium) protégé antioxydation**  
**Technologie de référence**  
**TMC, ARC, RO,.....**

#### Beryllium

**Mise en oeuvre délicate (toxicité)**  
**Utilisations limitées (refroidissement interrégénératif)**

#### Silice phénolique

**Limitée aux courtes durées, technologie bien maîtrisée**

#### Platine rhodié

**Utilisable pour faibles poussées**  
**ASTRIUM (DASA , MBB)**

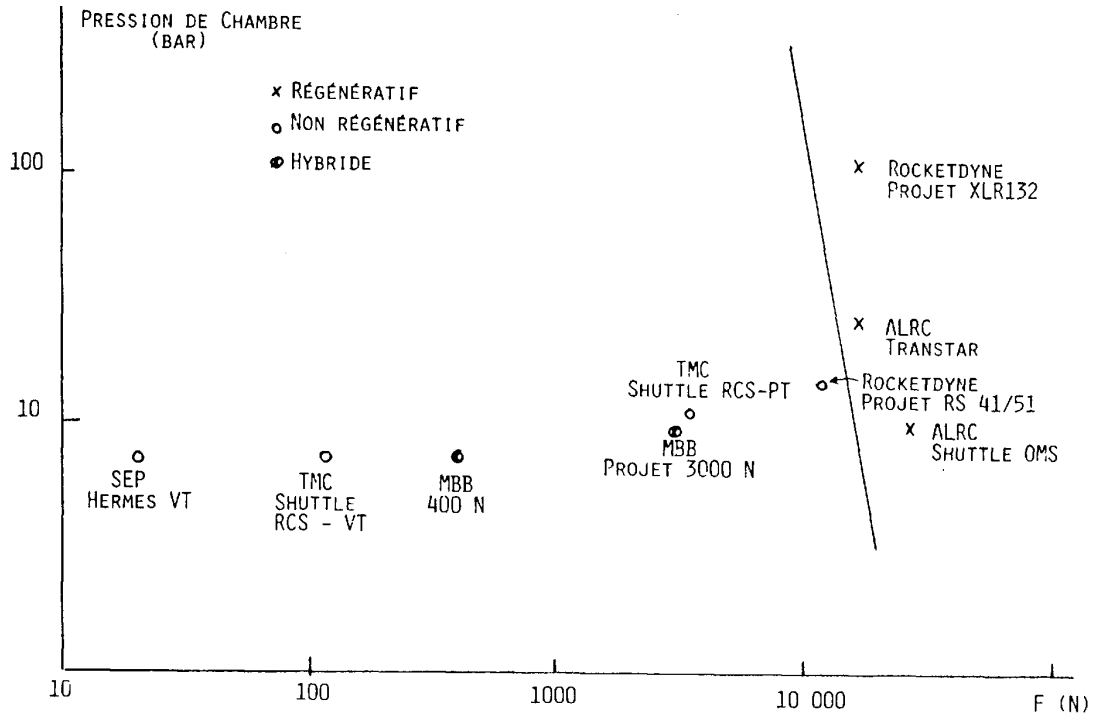
#### Rhénium + dépôt Iridium

**Potentiel très intéressant (film non nécessaire en rayonnant)**  
**En cours de développement Aerojet**  
**(technologie difficile)**

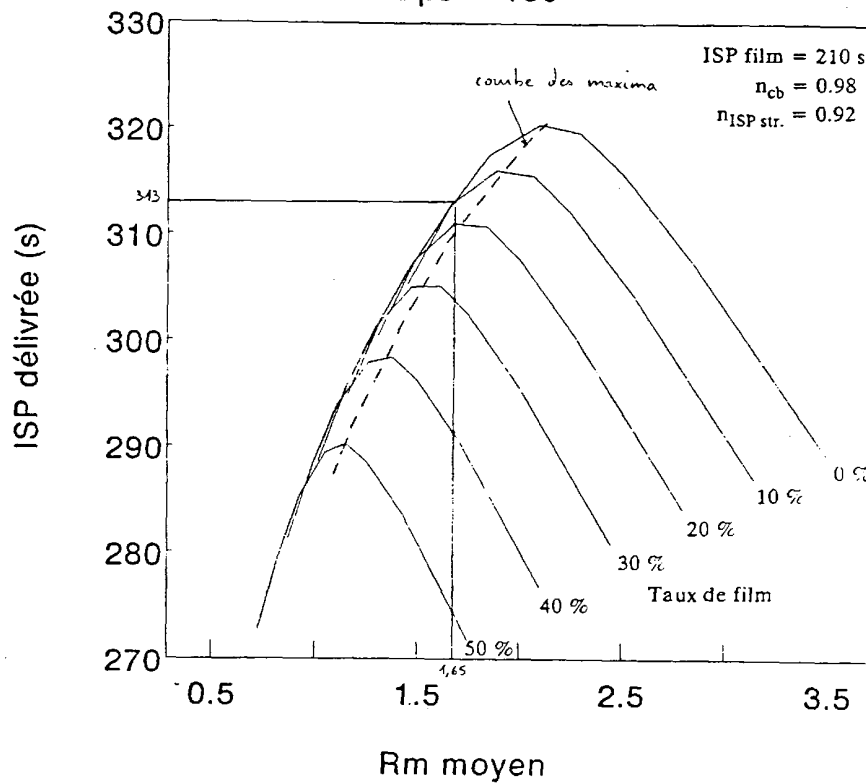
#### CMC (Composites à Matrice Céramique)

**Potentiel intéressant pour des cas d'application particuliers**

## 5 - Propulsion bilingue



Prévision de performance MMH-N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>  
Eps = 150



MAITRISE DES TRANSFERTS  
THERMIQUES

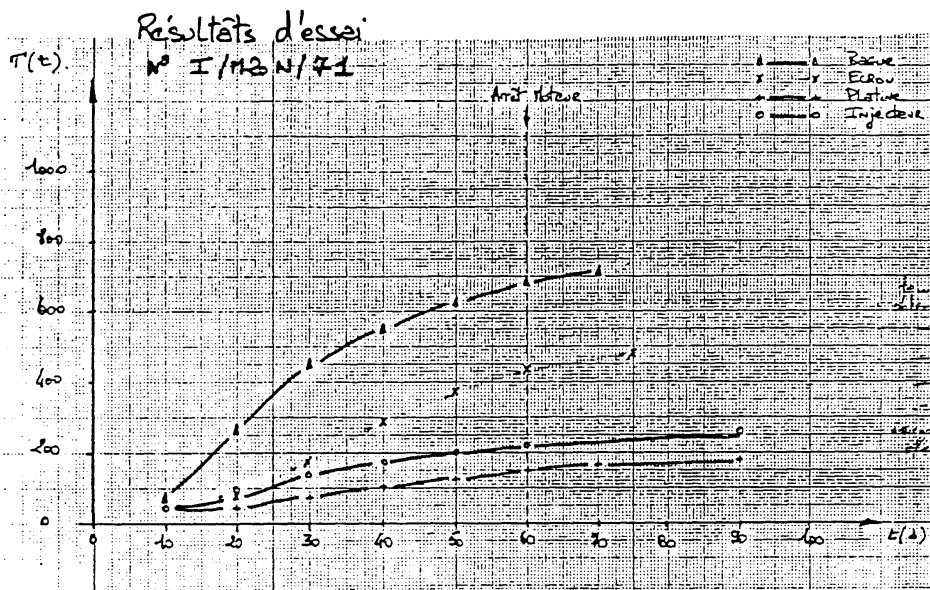
- CONTROLE DES REMONTEES THERMIQUES :

- . Chambre ----> Injecteur
- . Injecteur ----> Vannes

- MAINTIEN DE L'EQUILIBRE ENTRE :

- . Echauffement des ergols
- . Refroidissement par circulation des ergols

Résultats d'essai en "Fonctionnement continu"



	Températures à 60 s (non stabilisées)	Températures stabilisées
Bague	700°C	850°C
Erou	450°C	550°C
Injecteur	220°C	300°C
Platine	150°C	200°C
Chambre foyer	-	1400°C int / 1250°C ext
Chambre Col	-	1500°C int / 1000°C ext



## 5 - Propulsion biliquide

### MODE PULSE : BILAN/CONCLUSIONS

POUR LES TAUX DE PULSES EFFECTUES (2 % A 20 %) :

- VANNES D'INJECTION :

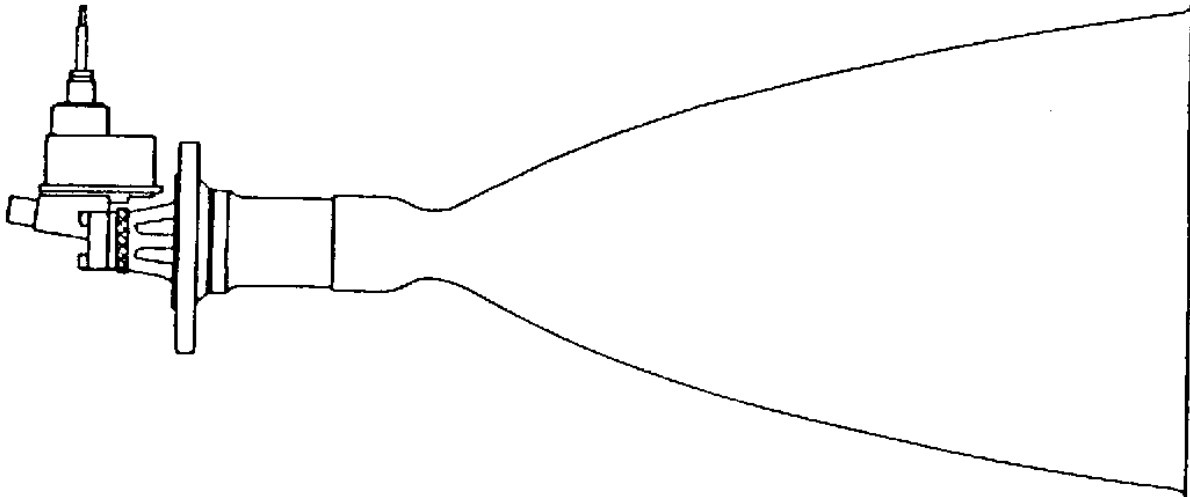
==> les taux de pulse faibles sont plus contraignants pour les vannes

==> marge de sécurité sur l'échauffement (température maximum atteinte de 70 °C pour une température limite de fonctionnement de 120 °C).

- INJECTEUR ET PIECES DE LIAISON :

==> l'accroissement du taux de pulse induit une augmentation des températures.

## 6 - Propulsion dual mode



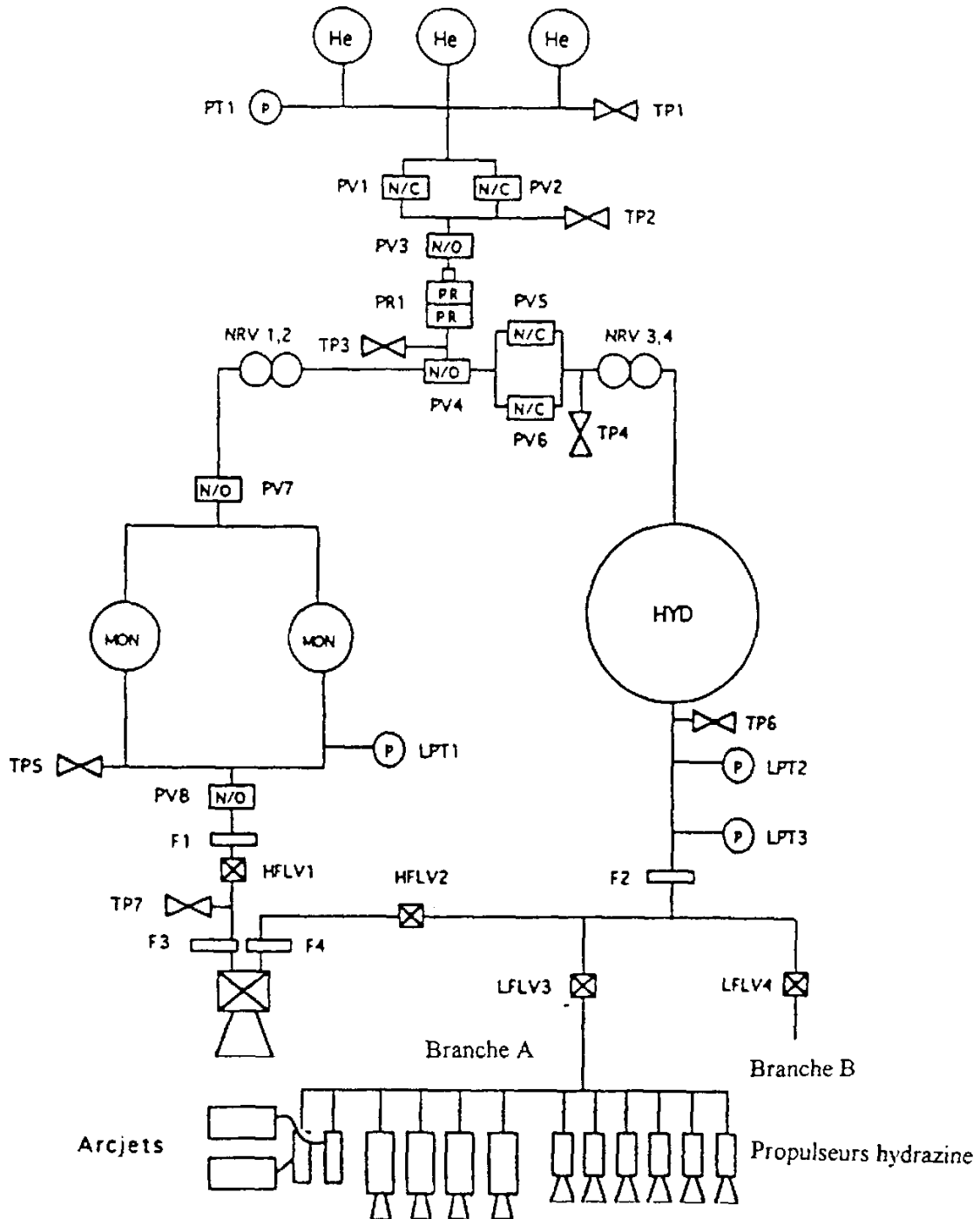
LEROS 1 500 N MON/HYDRAZINE LAE

### LEROS 1 performance characteristics

Thrust	470N
Mixture Ratio	0.8
Mass Flow Rate	0.155 Kg/s
Chamber Temperature	1360 °C
Inlet Pressure	15.2 bar abs
Chamber Pressure	6.9 bar abs
Area Ratio	150:1
Specific Impulse	314s

## 6 - Propulsion dual mode

### SYSTEME PROPULSIF

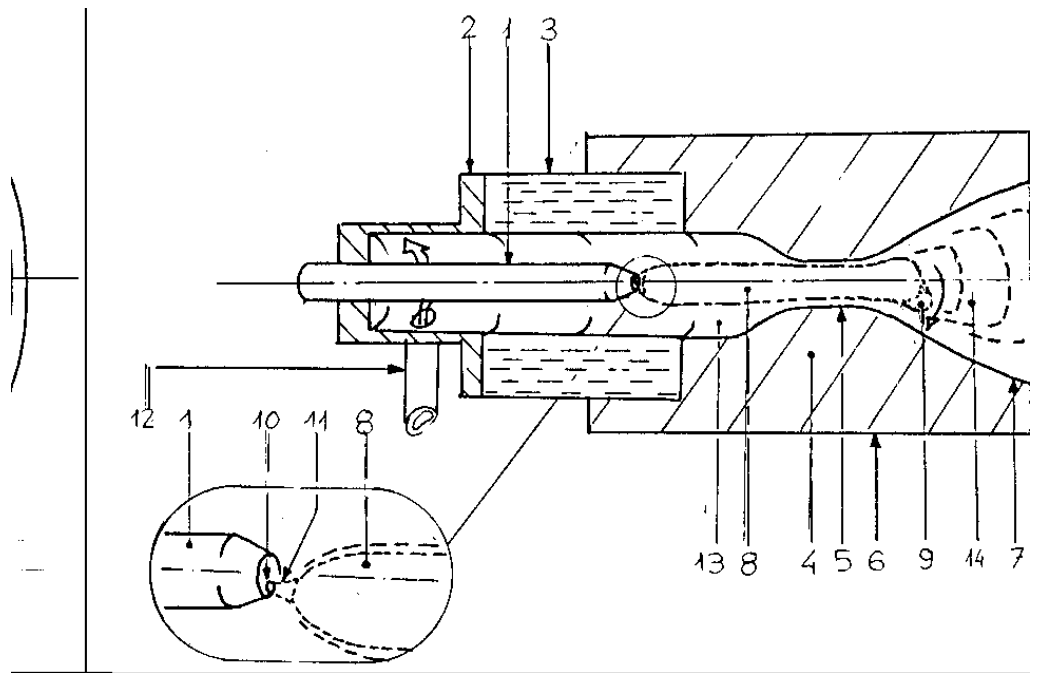
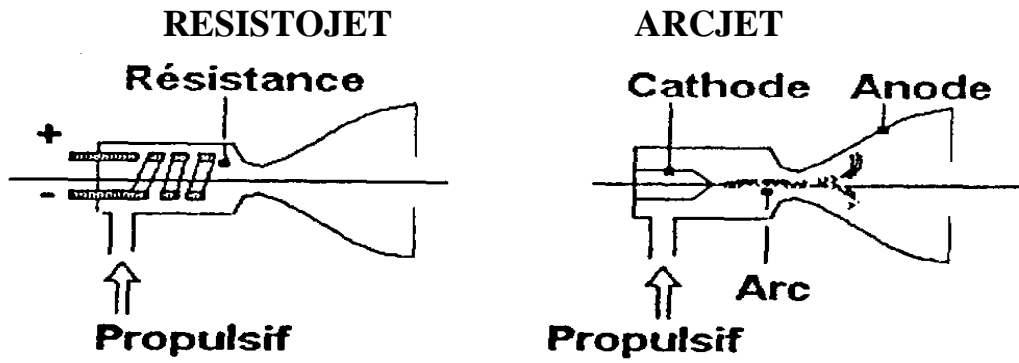


**En dual Mode, les réservoirs sont rarement identiques, l'hydrazine étant à la fois utilisée :**

- **pour la propulsion principale (Mode 1) :** propulseur(s) d'apogée
- **pour la propulsion auxiliaire (Mode 2) :** ArcJet et propulseurs mono-ergols

## 6 - Propulsion dual mode

### SCHEMA DE PRINCIPE



### COUPE SCHEMATIQUE D'UN ARC JET

#### LEGENDE

1 -	Cathode	8 -	Colonne de plasma
2 -	Support de cathode	9 -	Accrochage de l'arc sur l'anode (tache tournante)
3 -	Isolateur	10 -	Zone d'accrochage sur la cathode
4 -	Anode/tuyère	11 -	Gaine de cathode
5 -	Restriction cylindrique (remplace le col sonique)	12 -	Alimentation en propulsif
6 -	Refroidissement par rayonnement	13 -	Gaz non ionisés
7 -	Divergent	14 -	Détente figée

## 6 - Propulsion dual mode

### ARCS JETS = DATES REPERES ET CONSTRUCTEUR/DEVELOPPEURS

Années 1960	USA	Arcs jets de 10 à 100 kW = AVCO, Marquardt, Giannini
	FRANCE	SNECMA = Arc jet régénératifs à hydrogène de 15 kW SEPR/U Poitiers = Modèles de laboratoire de 5 à 30 kW, propulsifs = N <sub>2</sub> + 3H <sub>2</sub> , N <sub>2</sub> +2H <sub>2</sub> , diagnostic du jet, diminution des instabilités d'arc (cavités acoustiques)
	URSS	Recherche abandonnées au profit des MPD et SPT
Années 1990	USA	- Arc jets Aerojet (anciennement General Dynamic - PRIMEX - RRC) 1,8 kW hydrazine opérationnel (Intelsat 8) 2.2 kW à impulsion spécifique améliorée (600 s) 26 kW ammoniac - essai d'endurance 1500 h 5 et 10 kW en développement  - NASA Lewis  Arc jets de faible puissance  - Recherches au MIT, Princeton, Calspan, Phillips lab., etc ...
	ALLEMAG NE	Université de Stuttgart  - arc jets de 1 kW (avec ERNO) - arc jets modulaires (10 à 30 kW) - arc jet de 100 kW (contrat USAF)
	ITALIE	BPD  - arc jet RRC 1,8 kW sous licence - arc jet 1 kW (avec Centrospazio - Pise)
Années 2000	JAPON	Arc jet de 1 kW ...

## 6 - Propulsion dual mode

### PERFORMANCES DES RESISTOJETS ET ARCJETS

#### COMPAREES AUX PERFORMANCES DES PROPULSEURS CHIMIQUES

	PROPULSION CHIMIQUE		PROPULSION ELECTRIQUE		
	HYDRAZINE	BILIQUE	RESISTOJET HYDRAZINE MR-502	ARCJET HYDRAZINE MR-508	ARCJET AMMONIAC
POUSSEE (N)	15.6	20	0.508/0.36	0.240/0.208	≈ 1.5
Isp (S)	230	296	306	520	≈ 900
PUISSANCE (W)		< 20	830/610	1.800	30 000
IMPULSION TOTALE (qualification) (NS)	615 000	2 500 000	534 360	≈ 700 000	8 100 000
DUREE DE (H) FONCTIONNEMENT		≈ 30	382	891	1 500

### **ARC JET = ORDRES DE GRANDEUR TYPQUES (RRC, 1,8kW) (Stuttgart, 1,8 kW)**

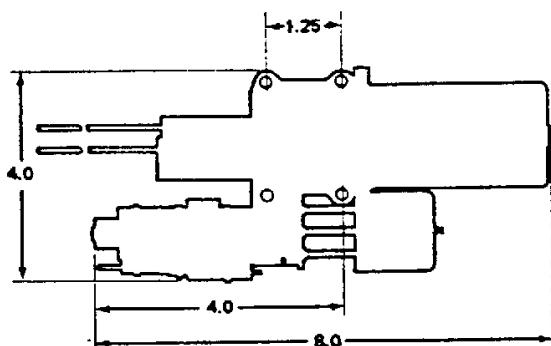
Tension de décharge	120 à 150 V
Intensité	15 à 12 A
Diamètre de la partie ionisée	<0,5 à 1 mm
Diamètre de col	≈ 0,5 mm à 0,6 mm
Débit masse	60 à 30 mg/s
Impulsion spécifique	450 à 500 s
Poussée	0,15 à 0,3 N
Durée de vie	< 1000 h
Rendement	25 à 35 %
Enthalpie	20 000 à 40 000 kj / kg
Température	Cathode = 3000 à 3200 K Anode = 1000 à 1500 K

## 6 - Propulsion dual mode

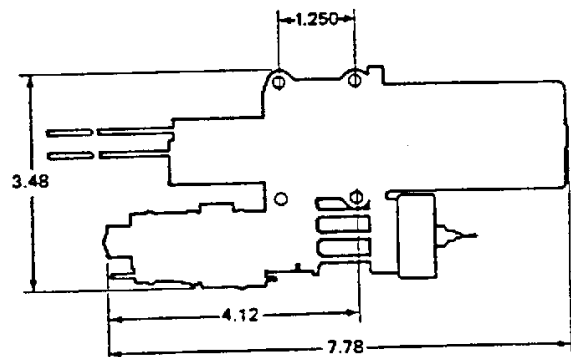
### PERFORMANCE RESISTOJET A HYDRAZINE

	Unité	RRC MR-501	RRC MR-502
<b>Caractéristiques de conception</b>			
Catalyseur		Shell 405	Shell 405
Poussée	N	0,33 - 0,18	0,50 - 0,36
Pression d'alimentation	MPa	24,1 - 6,9	22,1 - 11,7
Pression de chambre	MPa	6,5 - 3,4	
Débit	kg/s	0,13 - 0,06 $10^{-3}$	0,17 - 0,12 $10^{-3}$
Puissance chaufferette de surchauffe	W	510 - 350	830 - 610
Tension chaufferette de surchauffe	V	27,5 - 22	29,5 - 24,5
<b>Performances</b>			
Impulsion spécifique moyenne	s	280 - 304	302 (SS)
Impulsion totale	Ns	311000	525000
Nombre de créneaux		500000	430000
Impulsion minimale @ Pmax	Ns	0,002	0,089
<b>Masse</b>	kg	0,816	0,848
<b>Statut vol</b>		opérationnel ≥ 7 plates-formes	opérationnel ≥ 3 plates-formes

MR-501  
MR-501



MR-502  
MR-502



(Dimensions en inches)

## 6 - Propulsion dual mode

### PERFORMANCE ARCJET A HYDRAZINE RRC MR-508

□ Pression d'alimentation	1.76 - 1.41	MPa
□ Poussée	0.24 - 0.20	N
□ Débit	47 - 38 10 <sup>-6</sup>	kg/s
□ Impulsion spécifique (moyenne mission)	520	s
□ Puissance d'alimentation	1800	W
□ Tension d'alimentation	65 - 96	VDC
□ Masse/encombrement		
▪ Masse		
- propulseur/câble	1.42	kg
- PCU	4.17	kg
▪ Encombrement		
- propulseur	0.237 x 0.112 x 0.114	m
- PCU	0.277 x 0.218 x 0.083	m



## 6 - Propulsion dual mode

### PROPULSEUR ARCJET RRC MR-508 NIVEAU DE QUALIFICATION

<b>Vibrations au lancement</b>	19.9	GRMS
--------------------------------	------	------

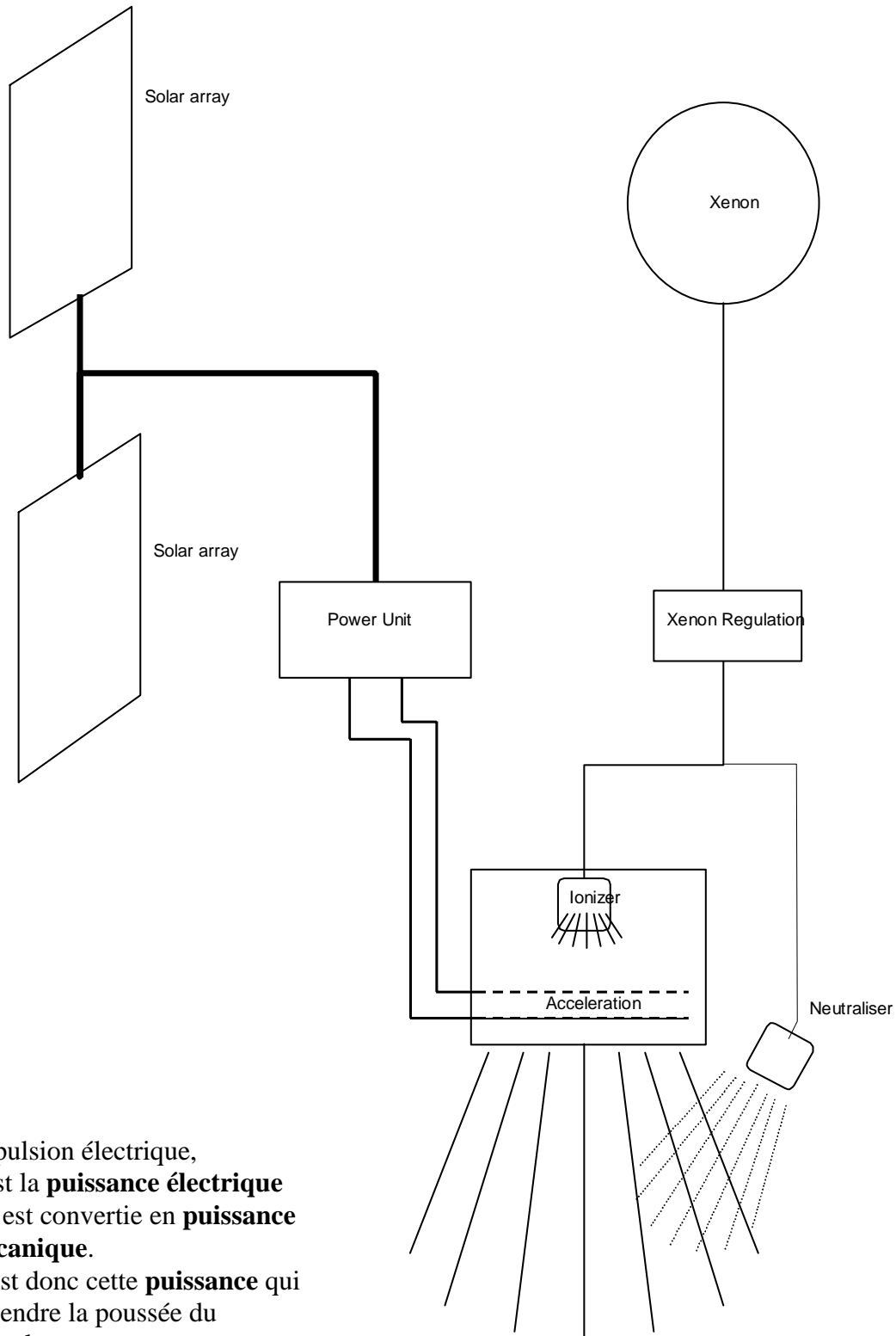
#### Tests durée de vie avec marges (1.5 x besoin mission 10 ans)

- Durée de tir cumulée	891	heures
- Nombre de démarrages	918	
- Impulsion totale	686000	Ns

#### Essais aux limites

- Pression d'injection	2.03 - 1.31	MPa
- Arrêt de débit	Fermeture vanne propulseur en cours de tir	
- Ingestion de gaz	Bulle GHe 2cm <sup>3</sup>	

## 7 - Propulsion électrique



En propulsion électrique,

- ❑ c'est la **puissance électrique** qui est convertie en **puissance mécanique**.
- ❑ C'est donc cette **puissance** qui engendre la poussée du propulseur

## 7 - Propulsion électrique

### MISSIONS

#### Caractéristiques propulseurs

Isp élevée

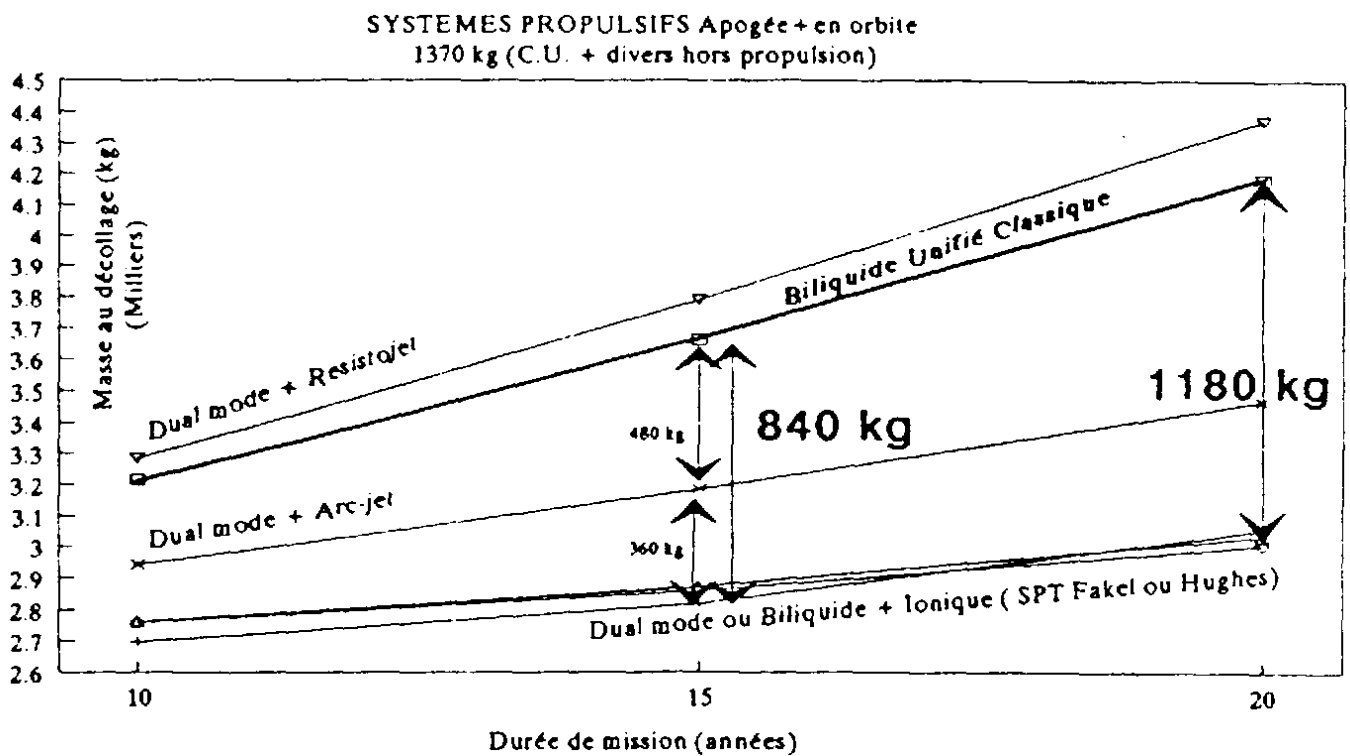
Mais consommation électrique importante

⇒ poussée faible

#### Utilisations

- Contrôle Nord/Sud et Est/Ouest des satellites géostationnaires
- Éventuellement transfert GTO → GEO (mise à poste longue).

### INTERET DE LA PROPULSION ELECTRIQUE



## 7 - Propulsion électrique

### AMENAGEMENT DES MOTEURS

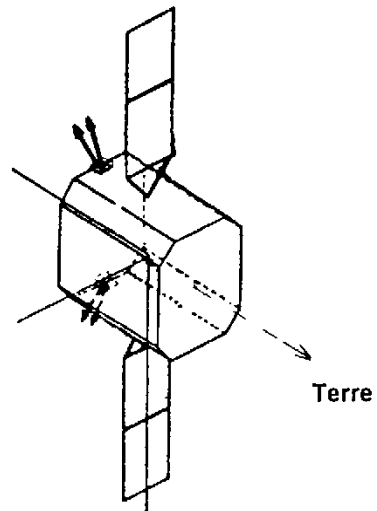
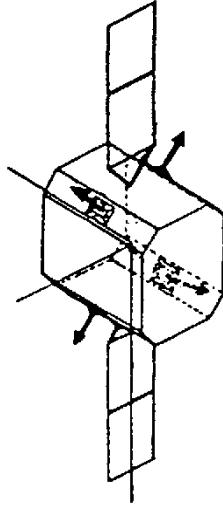
#### EN CONTRÔLE D'ORBITE

4 MOTEURS INCLINÉS À 45° (REDONDANCE)

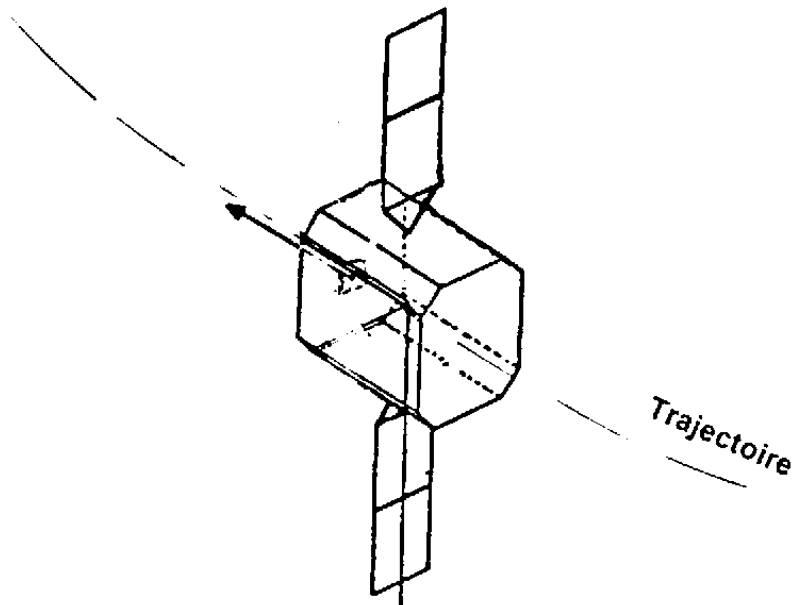
4 MOTEURS INCLINÉS À 45° (REDONDANCE)

POUR CONTRÔLE D'ORBITE NORD/SUD  
CONTRÔLE D'ORBITE EST/OUEST  
EN UTILISANT 2 MOTEURS....

POUR CONTRÔLE D'ORBITE NORD/SUD  
EN UTILISANT 1 MOTEUR À CHAQUE  
NOEUD

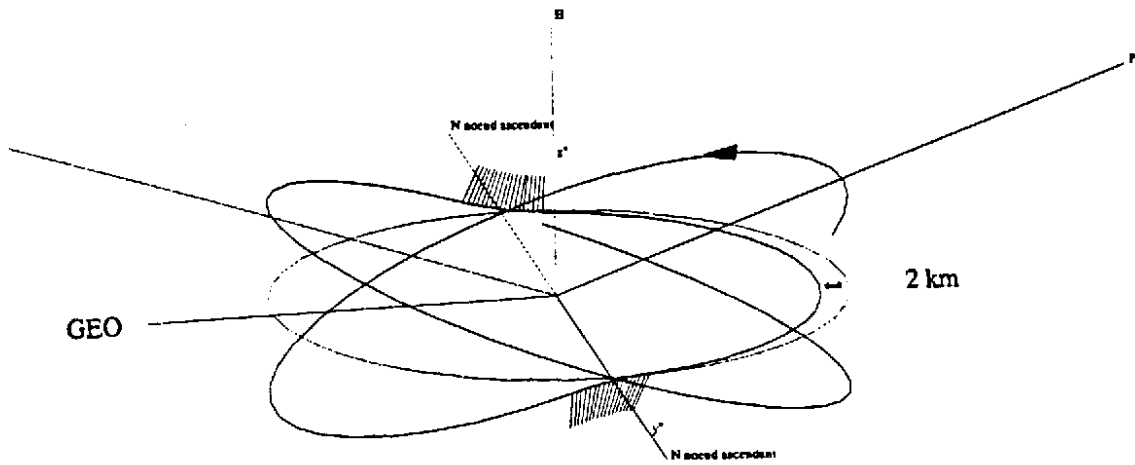


#### EN MANOEUVRE DE TRANSFERT D'ORBITE

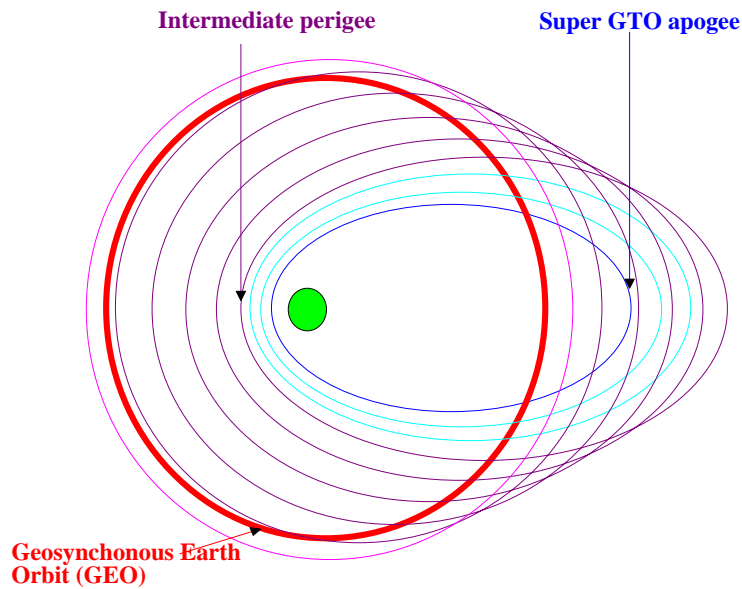


## 7 - Propulsion électrique

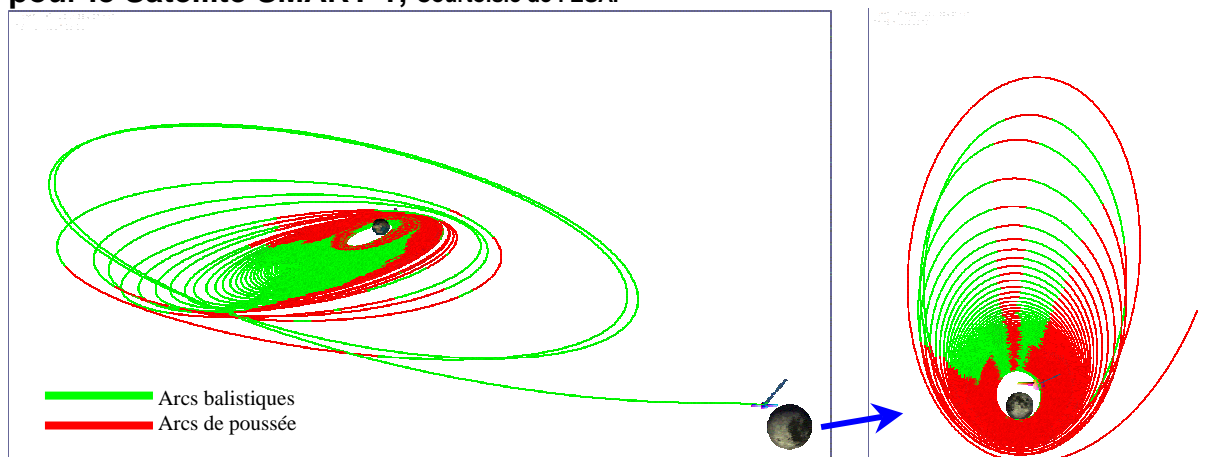
### ARCS DE POUSSEE EN CONTROLE D'ORBITE: CORRECTION NORD/SUD



### TIR CONTINU EN MANOEUVRE DE TRANSFERT D'ORBITE DE SUPER-GTO VERS GEO



### Exemple de trajectoire GTO-Terre-Lune en propulsion Electrique (Première Mondiale) pour le Satellite SMART-1, Courtoisie de l'ESA.



## **7 - Propulsion électrique**

### **INTERACTIONS MOTEURS IONIQUES/SATELLITE**

#### **INTERACTIONS MECANIQUES**

- Création de moments de force perturbateurs
  - dus aux imprécisions des caractéristiques du jet
  - dus aux imprécisions de montage ou aux dilatations thermiques.
- Effets mécaniques du jet sur les surfaces du satellite
  - forces perturbatrices
  - moments de force perturbateurs induits.

#### **CONTAMINATION SATELLITE**

- Produits érodés du moteur
- Effets du jet ionique sur les surfaces du satellite
  - érosion des matériaux exposés
  - redéposition des matériaux érodés.

#### **INTERACTIONS ELECTROMAGNETIQUES**

- Interférences électromagnétiques conduites, rayonnées
- Perturbation des faisceaux hertziens.

#### **INTERACTIONS THERMIQUES**

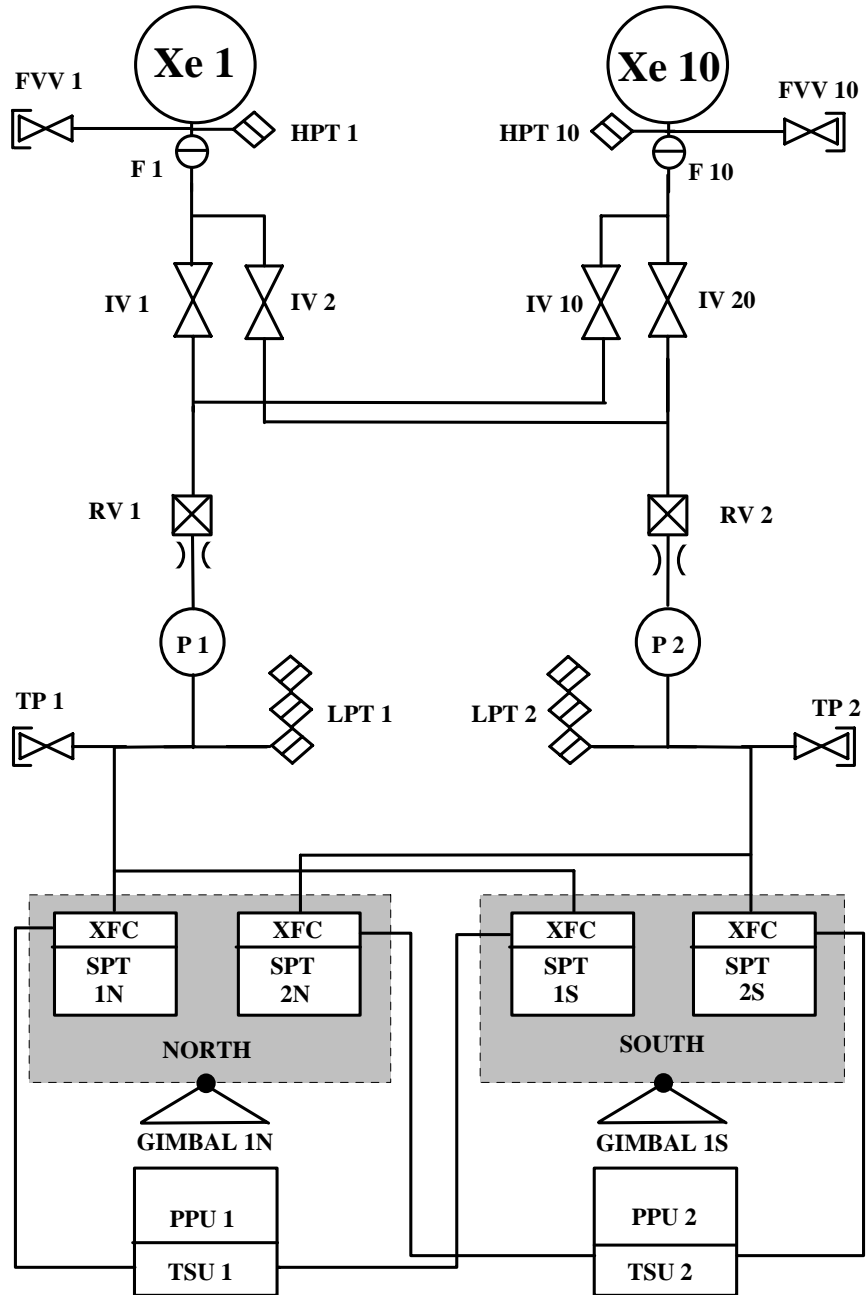
- Flux thermiques conduits
- Flux rayonnés
- Effets thermiques du jet ionique sur les surfaces du satellite.

#### **INTERACTIONS MAGNETIQUES**

- Champ d'induction magnétique en et hors fonctionnement
- Création de moments de forces perturbateurs.

## 7 - Propulsion électrique

### ARCHITECTURE SYSTEME PROPULSIF



#### Légende :

Xe	Xenon Tank
FVV	Fill vent valve
HPT	High pressure transducer
F	Filter
IV	Isolation valve
RV	Regulation valve
P	Plenum volume
TP	Test point
LPT	Low pressure transducer

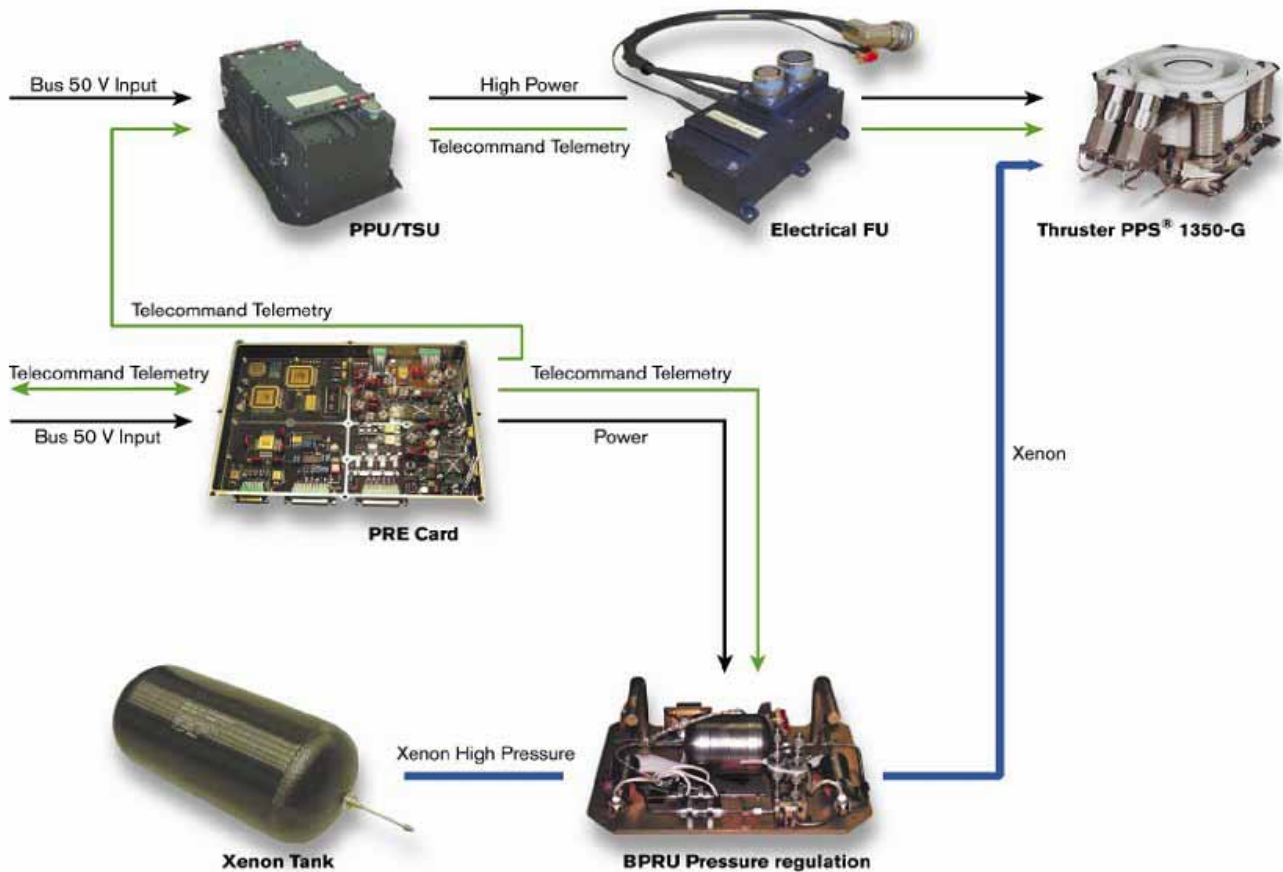
XFC	Xenon flow control
SPT	Stationary plasma thruster
GIMBALS	Thruster orientation device
PPU	Power processing unit
TSU	Thruster switch unit
0 , 1	Nominal branch
2	Redundant branch
N	North
S	South

## 7 - Propulsion électrique

SMART-1 : Moon probe



### Electric propulsion sub-system



Electric propulsion world records : about 5000 hours of thrust  
Long duration continuous thrust: > 10 days.  
Moon contact foreseen on 3<sup>rd</sup> September 2006.



## 7 - Propulsion électrique

### COMMENT IONISER UN ATOME ?

- ⇒ PAR COLLISION AVEC UN ELECTRON (MOTEUR A BOMBARDEMENT)  
Electron énergétique + atome neutre ==> ion + 2 électrons
  
- ⇒ PAR EMISSION DE CHAMP :  
L'atome est arraché de la surface du solide ou du liquide par les forces électrostatiques
  
- ⇒ PAR PHOTO IONISATION :  
Photon + atome neutre ==> ion + électron  
Ce procédé n'est pas utilisé en propulsion ionique.
  
- ⇒ PAR CHAMP RADIOFREQUENCE OU HYPERFREQUENCE  
Moteur radiofréquence (RIT - MBB)
  
- ⇒ PAR CONTACT (pour mémoire : uniquement applicable au Césium)

## 7 - Propulsion électrique

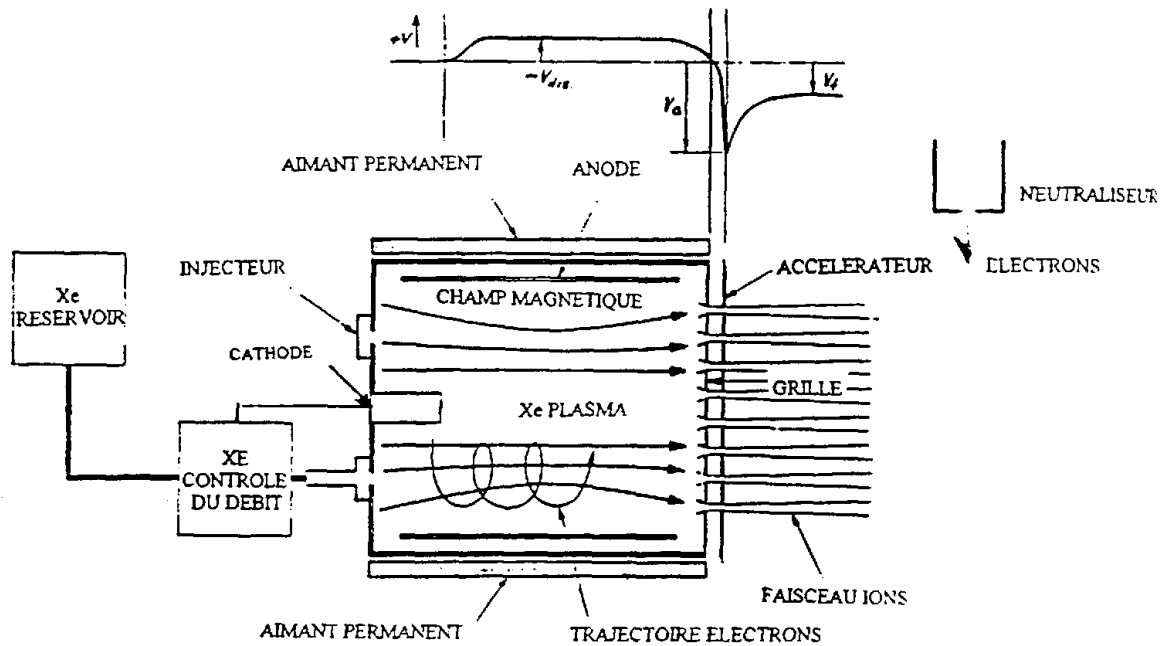
### PERFORMANCE DES PROPULSEURS CHIMIQUES/ELECTRIQUES

	Moteur hydrazine	Moteur biquide	Stationary PlasmaThruster SPT 100      PPS 1350		Moteur ionique Bombardement	Moteur Arcjet
Poussée (N)	15,6	10	0,08		0,017	0,2
Isp (Ns/kg)	2200	2900	15700	17800	26500	5100
Endurance						
. en masse d'ergol	200 kg	530 kg	62 kg	> 56 kg	<b>23</b> kg	115 kg
	hydrazine	MMH + N2O4	XENON		XENON	Hydrazine
. en ΔV (2000 kg)	200 m/s	650 m/s	500 m/s	> 500 m/s	300 m/s	300 m/s
. en impulsion totale	0,4 MNs	1,5 MNs	1 MNs	> 1 MNs	0,6 MNs	0,6 MNs
Angle de divergence			45°	45°		

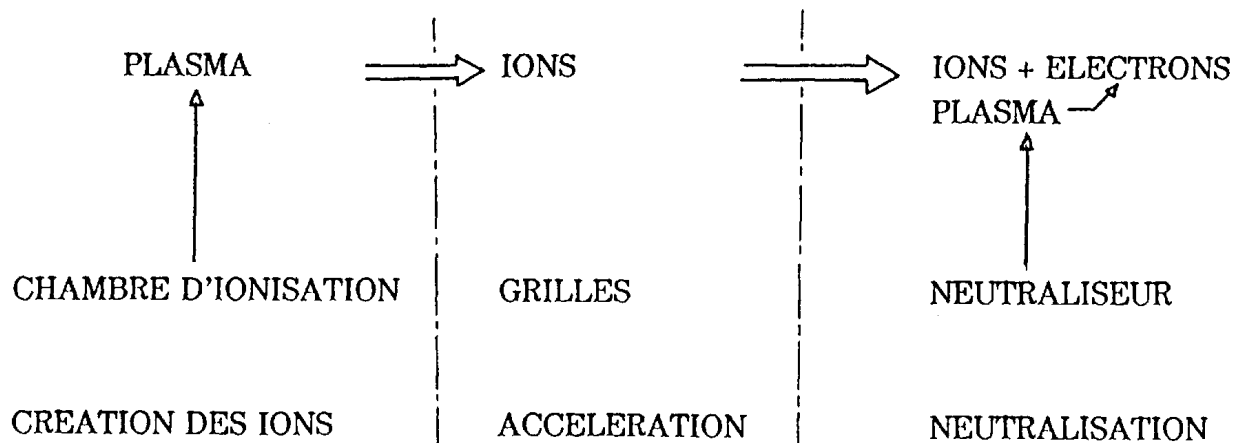
	Moteur hydrazine	Moteur biquide	Stationary PlasmaThruster SPT 100      PPS 1350		Moteur ionique Bombardement	Moteur Arcjet
Isp (Ns/kg)	2 200	2 900	15 700	17 800	26 500	5 100
Consommation électrique (W)	20	20	1 360	1 480	470	1 800
Consommation électrique spécifique	-	-	17 kW/N	18 kW/N	27 kW/N	9 kW/N

## 7 - Propulsion électrique

### PROPULSEUR IONIQUE A BOMBARDEMENT DESCRIPTION FONCTIONNELLE



### COMMENT FONCTIONNE UN MOTEUR IONIQUE BOMBARDEMENT ?



## 7 - Propulsion électrique

### COMMENT CHOISIR LES PARAMETRES

#### DE FONCTIONNEMENT D'UN MOTEUR IONIQUE

Dans le cas d'un moteur bombardement, l'énergie de formation des ions est de 100 à 200 Watt/ampère, potentiel correspondant = 100 à 200 V.

⇒ On a donc intérêt à choisir des tensions d'accélération supérieures :  
1000 V et plus

Pour rester dans les limites de puissance électrique raisonnable (30 W/mN), il faut limiter la vitesse d'éjection à 40 km/s.

⇒ Pour obtenir des vitesses d'éjections inférieures à 40 km/s à 1000 V, il faut des ions dont la masse est au moins 130.

Pratiquement, cela limite le choix des propulsifs à :

. Xenon	131.30
. Césium	132.9
. Mercure	200.6
. Colloïdes	> 10 000

- ☞ La pression dans la chambre de décharge doit être basse : libre parcours moyen de l'ordre de quelques centimètres
- ☞ La densité de courant extraite est limitée par les phénomènes de charge d'espace à 3 - 6 mA/cm<sup>2</sup>
- ☞ Tension de grille accélératrice : compromis à trouver entre l'amélioration de la pervéance (grille accélératrice très négative) et l'usure par ions d'échange de charge
- ☞ Optique à trois grilles plus complexe mais moins sensible à l'usure par ions d'échange de charge
- L'accélération des ions Xénon a lieu dans un plasma neutre : il n'y a pas d'effet de charge d'espace
- Le champ magnétique est maximal dans le plan de sortie
- Le champ magnétique doit obéir à un profil particulier pour assurer :
  - un pourcentage réduit d'électrons dans le courant de décharge (maximisation du rendement électrique)
  - une forme correcte des équipotentielles (focalisation des ions)
  - la neutralité effective du plasma dans la zone d'accélération

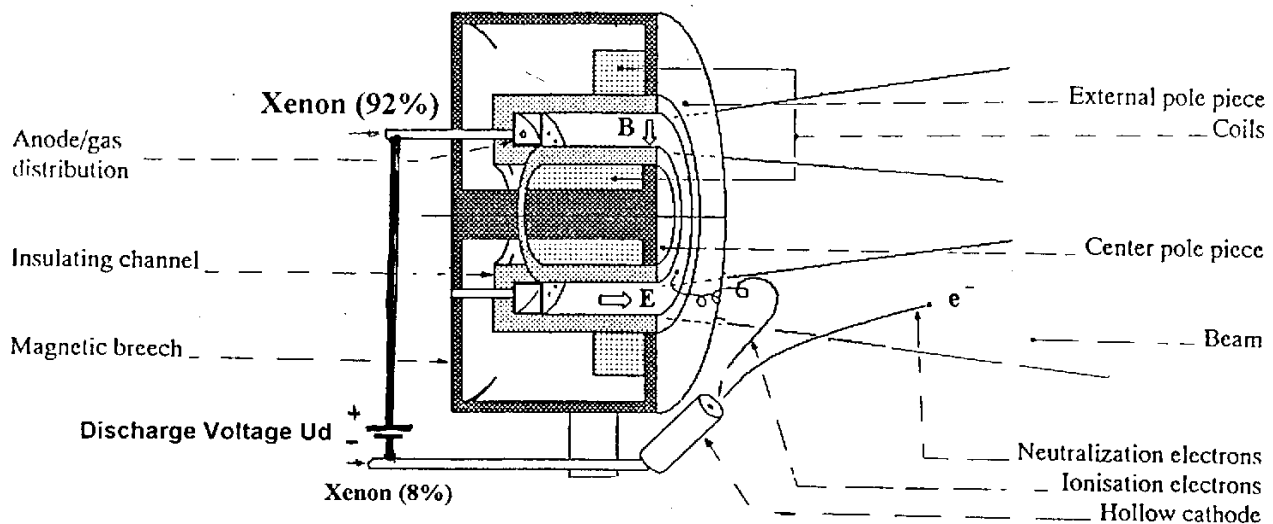
## 7 - Propulsion électrique

### QUELQUES GRANDEURS PHYSIQUES DE BASE

LIBRE PARCOURS MOYEN	$\approx 1 \text{ cm}$
LONGUEUR DE DEBYE	$\left(\frac{\epsilon_0 kT}{n_e e^2}\right)^{1/2} = 0,01 \text{ à } 0,1 \text{ mm}$
FREQUENCES PLASMA	$8,97 \cdot 10^3 \cdot N_e^{1/2} = 1 \text{ à } 10 \text{ GHz}$
FREQUENCES CYCLOTRON	$\frac{eB}{m_e} = 100 \text{ MHz à } 1 \text{ GHz}$
DENSITE DE NEUTRES	$n_0 \leq 10^{14} \text{ cm}^{-3}$ (en amont de la décharge)
DENSITE D'ELECTRONS	$n_e \leq 10^{12} \text{ cm}^{-3}$

## 7 - Propulsion électrique

### Propulseurs à Plasma Stationnaire (PPS, SPT) DESCRIPTION FONCTIONNELLE

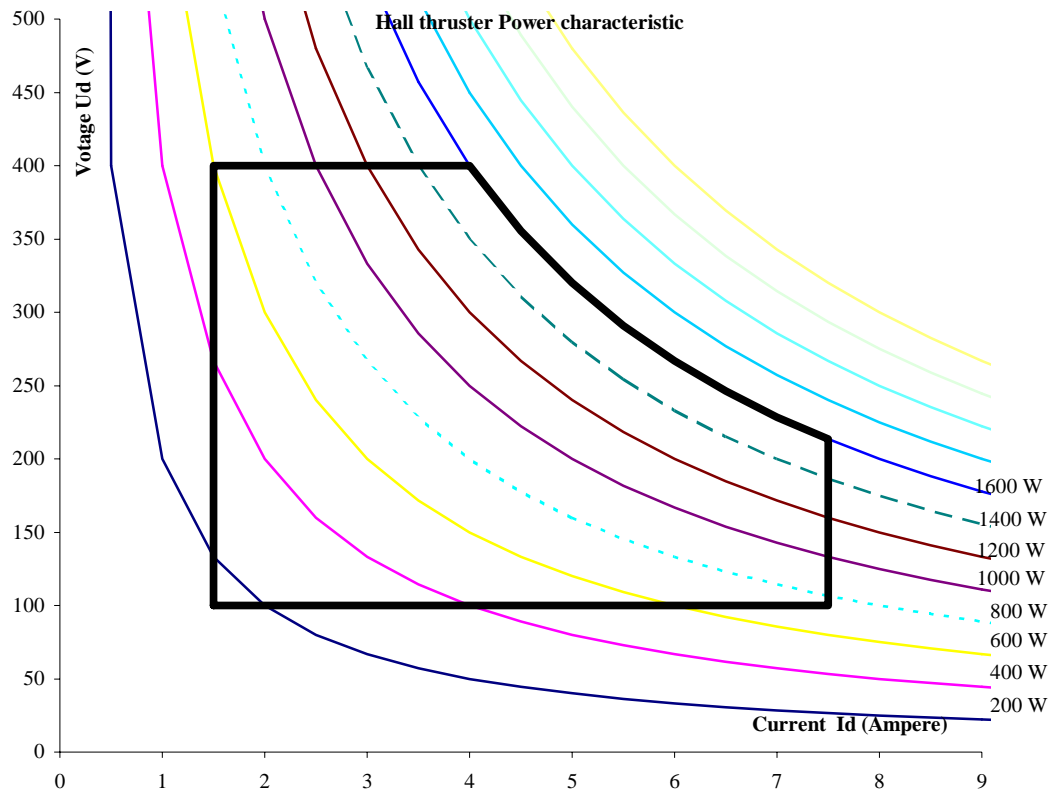


### SPT 100 : PERFORMANCES B.O.L.

Poussée nominale	:	83 mN
Impulsion spécifique	:	1500 s
Débit nominal	:	5,4 mg/s Xénon
Paramètres de décharge nominaux :		
* Tension	:	300 V
* Courant	:	4,5 A
* Puissance	:	1350 W
* Puissance maximale	:	1600 W
* Courant maximal	:	6 A
* Temps de démarrage	:	$\leq 220$ s
Durée de fonctionnement par cycle	:	$60 \text{ s} < t < 300 \text{ h}$
Durée de vie :		
* nominale	:	3500 h, 4000 cycles
* qualification	:	5250 h, 6000 cycles
Impulsion totale :		
* nominale	:	$10^6 \text{ N.s}$
* qualification	:	$1,5 \cdot 10^6 \text{ N.s}$
Divergence du faisceau	:	à 95 % $I_l$ , $10^{-5}$ Torr = $45^\circ$
Masse :		
* moteur	:	3,5 kg
* XFC	:	0,8 kg

# 7 - Propulsion électrique

## Diagrammes fonctionnels caractéristiques

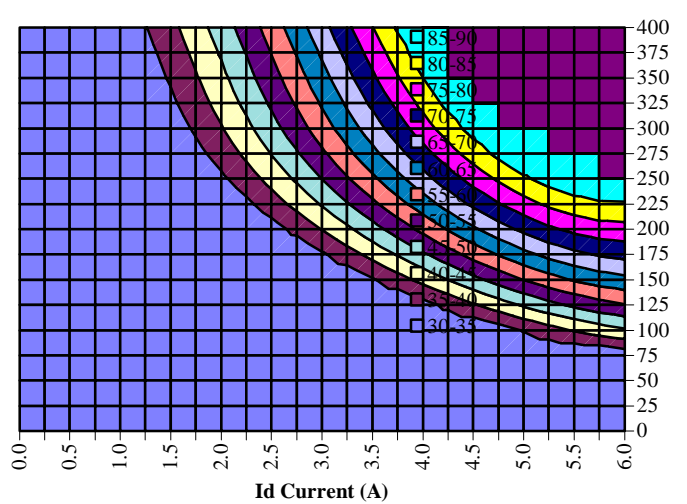
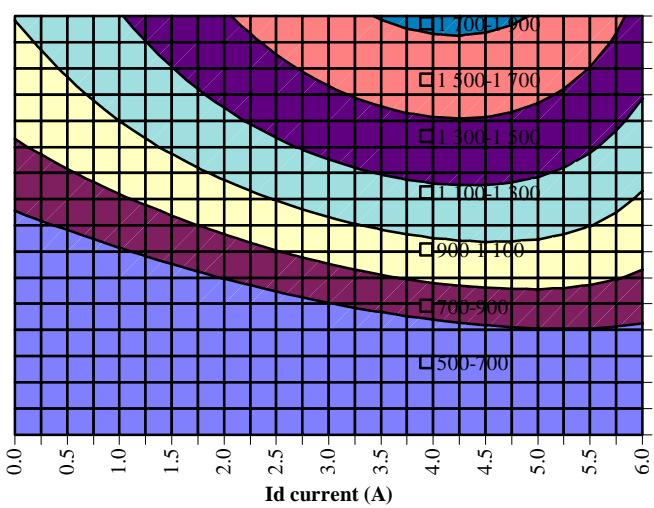


Specific Impulse (s)

$U_d$  Voltage

Thrust (mN)

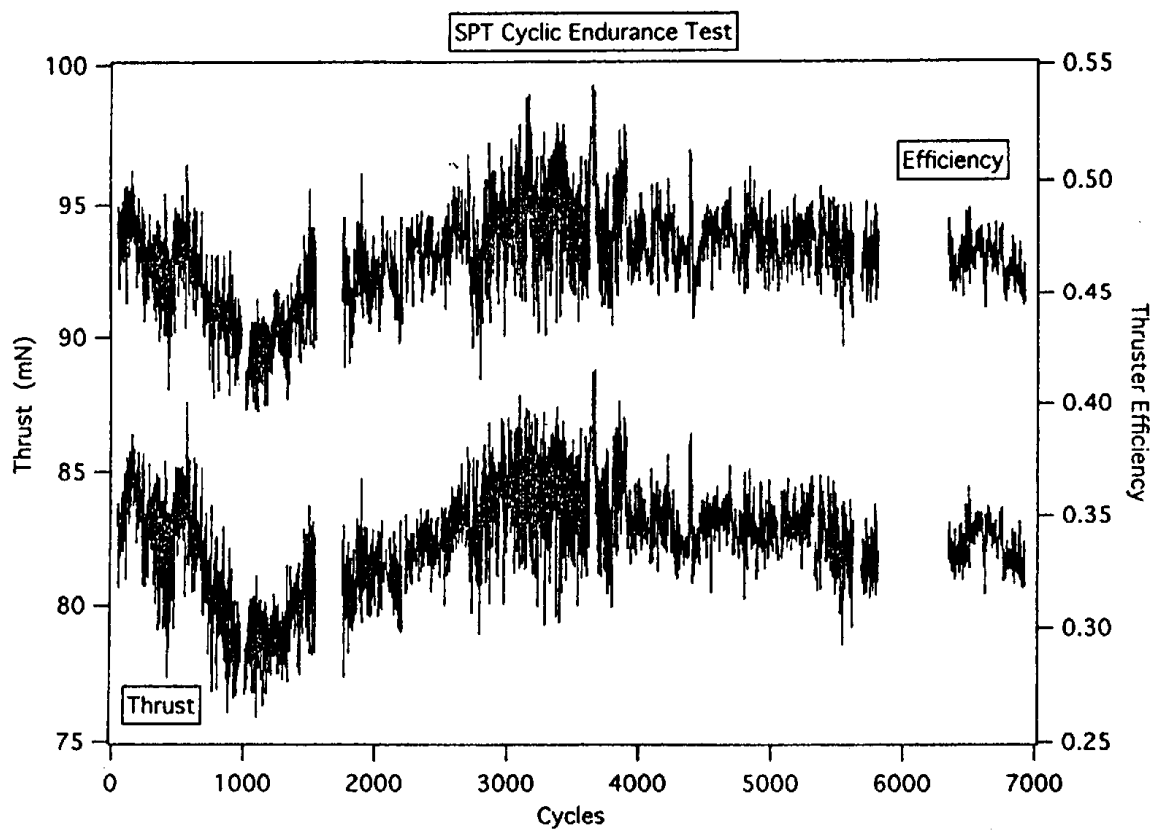
$U_d$  Voltage (V)



## 7 - Propulsion électrique

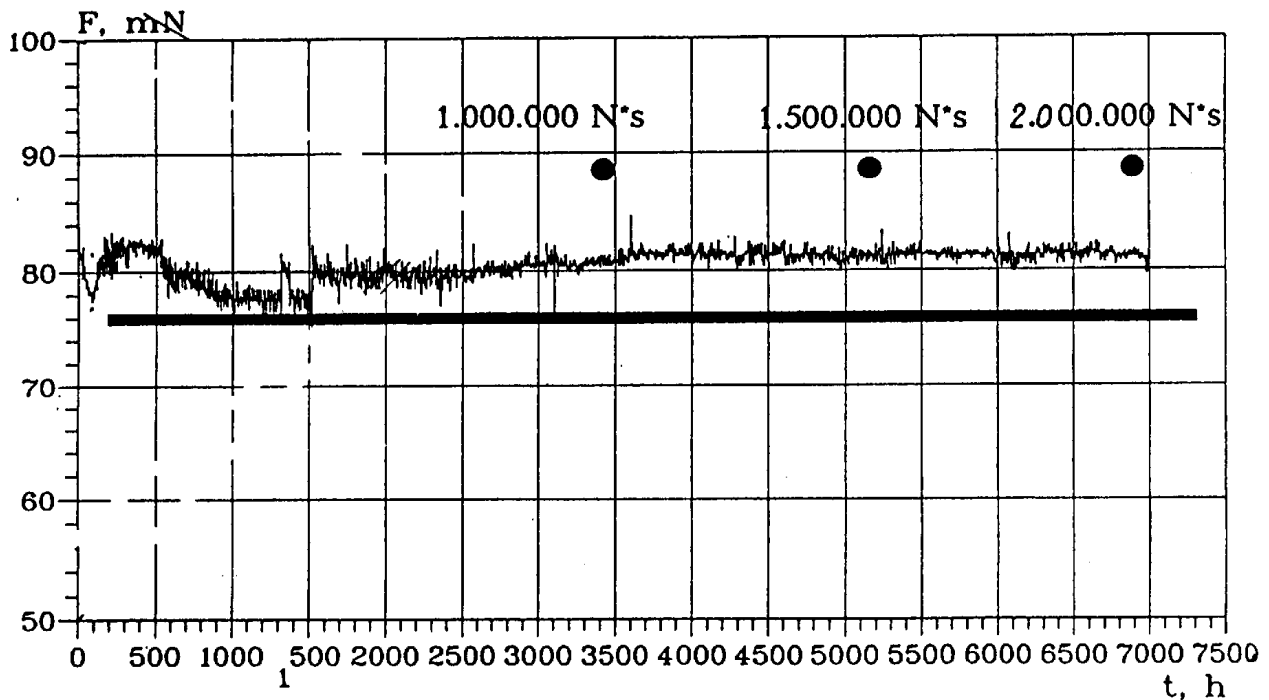
### Cyclic endurance Test (SPT)

Test Start Date:	July 1, 1993
Completion Date:	November 19, 1994
Number of Cycles:	6925
Number of Thruster Operating Hours:	5730.3
Number of Hours on Cathode 1:	5002.5 (6051 cycles)
Number of Hours on Cathode 2:	727.8 (874 cycles)





## 7 - Propulsion électrique



### PPS - SPT ETAT DE DEVELOPPEMENT ET PERSPECTIVES

#### CEI

- Développement années 60 - 70
- Premier vol SPT60 en 1972
- Depuis 1972 :
  - 110 moteurs SPT 50, 60 et 70 utilisés en vol.
  - plus de 120 moteurs SPT 100 en orbite depuis janvier 1994 (satellite GALS 1994, Années 2000 : Série de satellites Express, Express A, ...)

#### MONDE

- Adaptation du SPT 100 par Fakel (Russie) et Qualification par Snecma (France) du PPS<sup>®</sup> 1350 au sein de la Joint Venture ISTI (avec SS/Loral - USA).
- Développement de nouveaux PPS<sup>®</sup> et SPT forte Puissance : PPS<sup>®</sup> X000 avec  $x$  de 4 à 20 kW.
- Aux US forts investissements à Aerojet (Primex, Busek) sur les moteurs BPT.
- Années 2000 : Lancement des satellites commerciaux équipés de propulsion électrique pour le contrôle d'orbite Nord/Sud :
  - \*Hall effect thrusters : Intelsat 10-02, Inmarsat 4 F1, F2 (Astrium), Mbsat, Ipstar-Thaicom 4, Intelsat Americas 8- Telstar 8 (LORAL SSL)...
  - \*Ion Bombardment thrusters: Boeing (Hughes) platforms 601 and 702, ...
- Lancement de la sonde lunaire Européenne SMART-1 en 2003.
- Lancement prévu du satellite AEHF (2008)

## **7 - Propulsion électrique**

### **PPU FONCTIONS**

#### **ALIMENTATIONS**

**Alimenter la décharge (tension anode-cathode)**  
**Alimenter les électroaimants**  
**Amorcer et (éventuellement) chauffer la cathode**  
**Alimentations auxiliaires : électrovanne Xénon, thermostriktion**

#### **LIMITATIONS INCORPOREES AUX ALIMENTATIONS**

**Limitations de courant**  
**Détection de surtension**

#### **FONCTIONS LOGIQUES**

**Temporisations**  
**Détection de l'amorçage décharge (seuil de courant décharge)**  
**Gestion des alarmes**

#### **BOUCLES D'ASSERVISSEMENT**

**Courant de décharge  $\longleftrightarrow$  thermostriktion (régulation du courant de décharge  
par variation du débit de Xénon)**  
**Courant dans les bobines  $\longleftrightarrow$  rendement**

#### **INTERFACE TELEMESURE-TELECOMMANDE**

## 7 - Propulsion électrique

### PERFORMANCE DES PROPULSEURS (modèle de vol)

	Type propulseur	Poussée (mN)	Isp (s)	Puissance moteur (W)	Masse Propulseur (kg)	Masse PCU /PPU (kg)
<b>RIT 10 (ASTRIUM)</b>	Ionique radiofréquence	15	3400	550	2,9	8 + 1,5
<b>MELCO (Japan)</b>	Ionique bombardement électronique	23	3200	670	2,7	
<b>UK 10 (QuinetiQ)</b>	Ionique bombardement électronique	25	3200	640	1,6	≈ 8
<b>BOEING (HUGHES)</b>	Ionique bombardement électronique	17,7	2700	450	5	6,8
<i>RIT XT en cours de dev.</i>	<i>Ionique radiofréquence</i>	<i>200</i>	<i>3000-4000</i>	<i>5000</i>		
<b>SPT70 (FAKEL)</b>	Hall effect Thruster	40	1600	640	1,5	
<b>SPT100 (FAKEL)</b>	Hall effect Thruster	80	1600	1350	4	10 with TSU
<b>PPS®1350</b>	Hall effect Thruster	88	1700	1500	4.5	10 with TSU
<i>PPS®5000 en cours de dev.</i>	<i>Hall effect Thruster</i>	<i>200-300</i>	<i>1800</i>	<i>5000</i>	<i>12</i>	<i>15</i>
...						

## 7 - Propulsion électrique

### FEEP DESCRIPTION FONCTIONNELLE

#### Emission de champ (FEEP)

##### Principe =

Ionisation d'un métal liquide (en pratique Césium ou Indium) par un champ électrostatique très élevé ( $\sim 1 \text{ V/\AA}$ ).

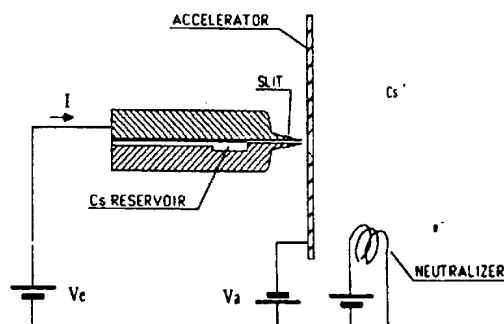
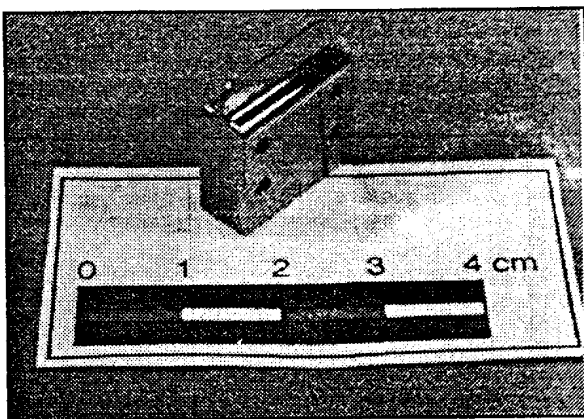
Tout ménisque liquide se déforme sous l'effet d'un champ électrique et forme des "cônes de Taylor". Il y a alors multiplication du champ par effet de pointe

##### Avantages =

- Simplicité
- Très pur de neutres
- Aucune perturbation électromagnétique
- Impulsion spécifique élevée
- Fonctionnement à basse température ( $30^\circ\text{C}$ )
- Poussée modulable à volonté

##### Inconvénients =

- Technologie d'émetteur très délicate (pièces polies de très haute précision)
- Puissance spécifique élevée ( $50 \text{ à } 60 \text{ W / mN}$ )
- Méfiance des utilisateurs vis à vis du Cæsium



## 7 - Propulsion électrique

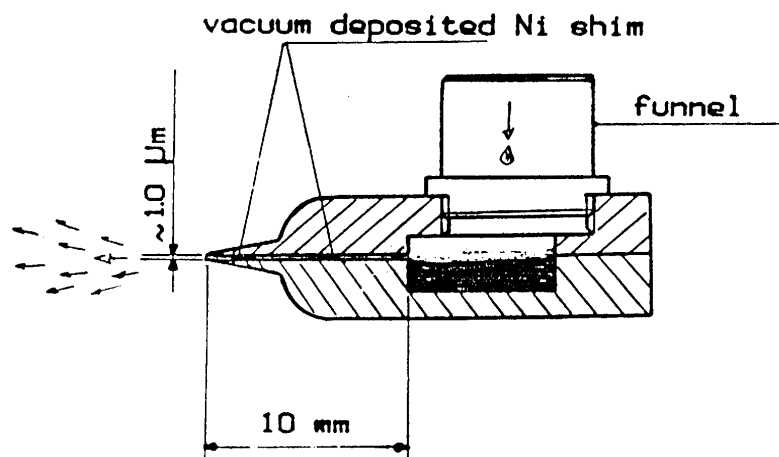
### F.E.E.P.

#### General Characteristics :

Isp	= 5 000 to 8 000 s
Thrust per emitter	= 1 to 2.5 mN
Throttling	= 0,1 to 1 by voltage differential variation
Pulsed operation	= From 100 ms to continuous
Specific power	= 50 to 60 W/mN
Propellant	= Cæsium

#### Possible applications :

- NSSK,
- Extremely fine attitude control of medium or small spacecraft,
- Trajectory control of small spacecraft (spun or not)
- Prévu sur SMART-2 LisaPathfinder



**RESERVOIRS D'ERGOLS LIQUIDES**

**A MEMBRANE**

**ELASTOMERE**

**METALLIQUE**

**A TENSION DE SURFACE**

**A TOILES METALLIQUES**

**A LAMES**

## 8 - Réservoirs d'ergols liquides

### RESERVOIRS D'ERGOLS

#### ASPECTS CLES DU DEVELOPPEMENT

##### 1.- ETANCHEITE (EN STOCKAGE)

IMPLIQUANT LA CONSERVATION DE L'INTÉGRITÉ DES RÉSERVOIRS PENDANT 10 ANS ET DONC LEUR INSENSIBILITÉ A L'AGRESSIVITÉ DES ERGOLS DANS LES CONDITIONS D'AMBIANCE SPÉCIFIÉES (TEMPÉRATURE, CHOCS, VIBRATIONS ...)

. TENUE AUX ESSAIS D'AMBIANCE

. COMPATIBILITÉ MATÉRIAUX- ERGOLS SUR UNE TRÈS LONGUE DURÉE

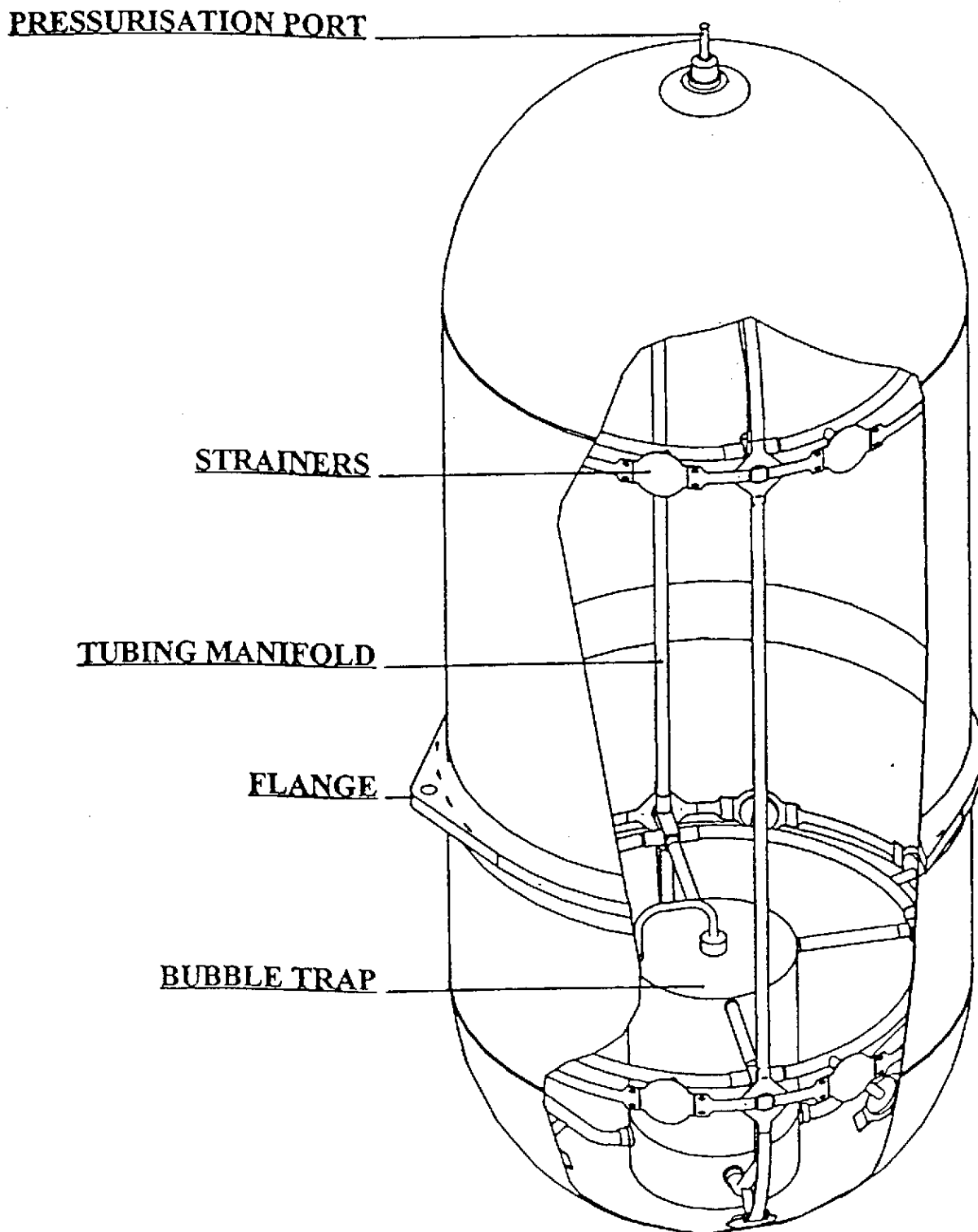
##### 2.- MAITRISE DE L'EFFONDREMENT DE VESSIE POUR ALIMENTER LES MOTEURS AVEC DES ERGOLS EXEMPTS DE GAZ DE PRESSURISATION

### Réservoirs d'ergols liquides Snecma:

	RETS 18	MC 38	SPOT	EUROSTAR	LSTT
Diameter (mm)	333	420	400	610	920
Length (mm)	-	-	1040	1020	1320
Volume (l)	18	38	110	225	673
Mass (kg)	1.75	3.3	14	13.4	40
MOP (bar)	33	22	22	20	22
Flow rate (g/s)	20	6	20	60	2600
Expulsion efficiency	>98 %	>98 %	>98 %	>99 %	>99 %
Maxi accelerations(g)					
Lateral	1	1	1	0.36	0.5
Longi +	4	1	1	>1	1.2
Longi -	10 <sup>3</sup>	1	1	0.02	0.3

## 8 - Réservoirs d'ergols liquides

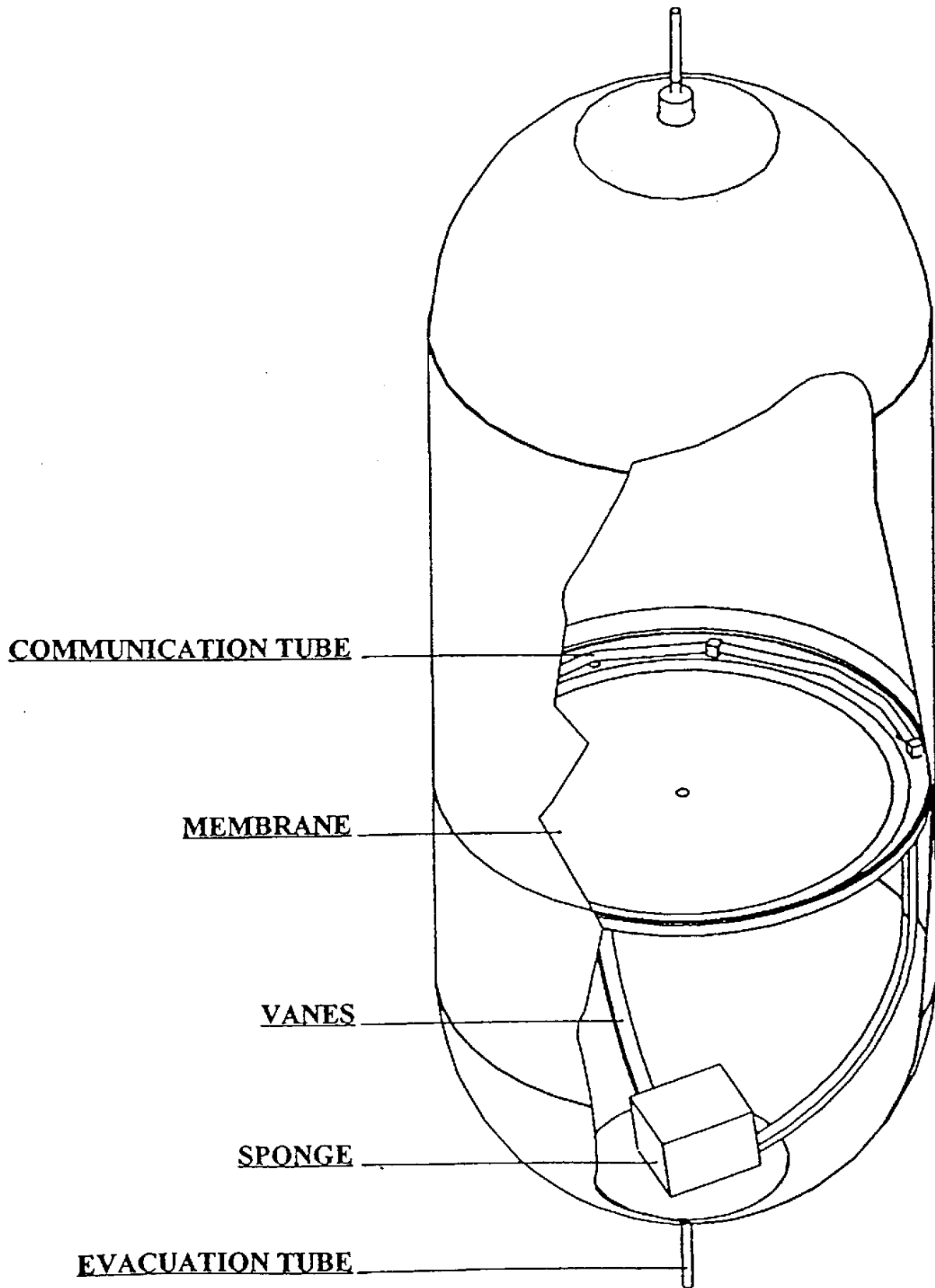
Réservoir Spot (Snecma), vue en perspective





## 8 - Réservoirs d'ergols liquides

Réservoir de satellite commercial géostationnaire Eurostar (Snecma), vue en perspective



**AUTRES EQUIPEMENTS**

**VANNES D'INJECTION**

**SPHERES DE PRESSURISATION**

**REGULATEURS DE PRESSION**

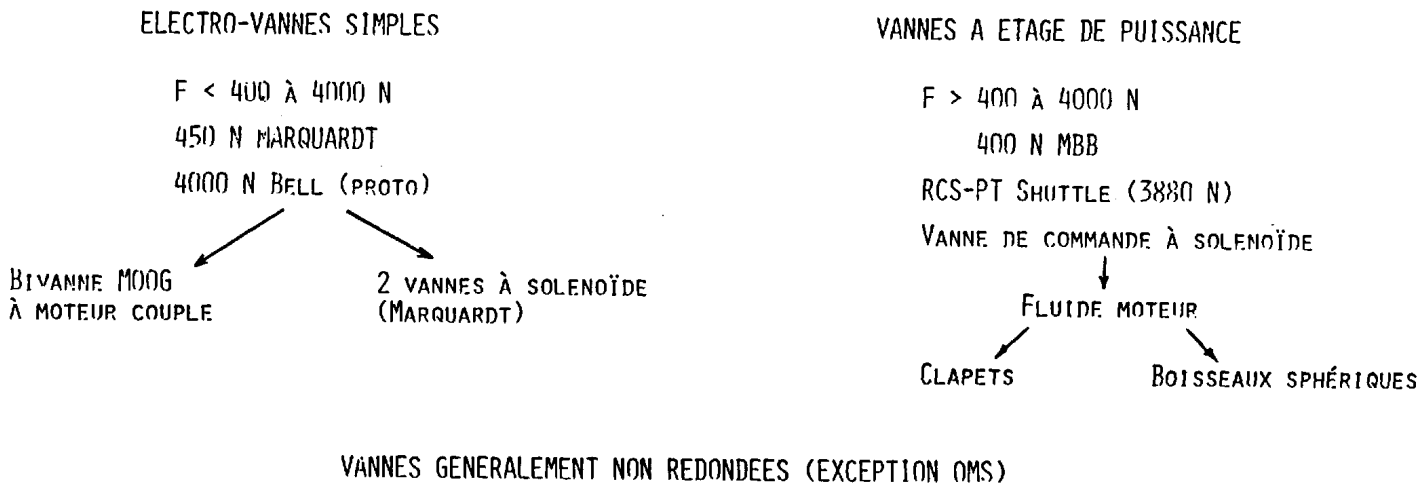
**VANNES DE BARRAGE**

**CAPTEURS**

....

## 9 – Autres Equipements

### VANNES D'INJECTION



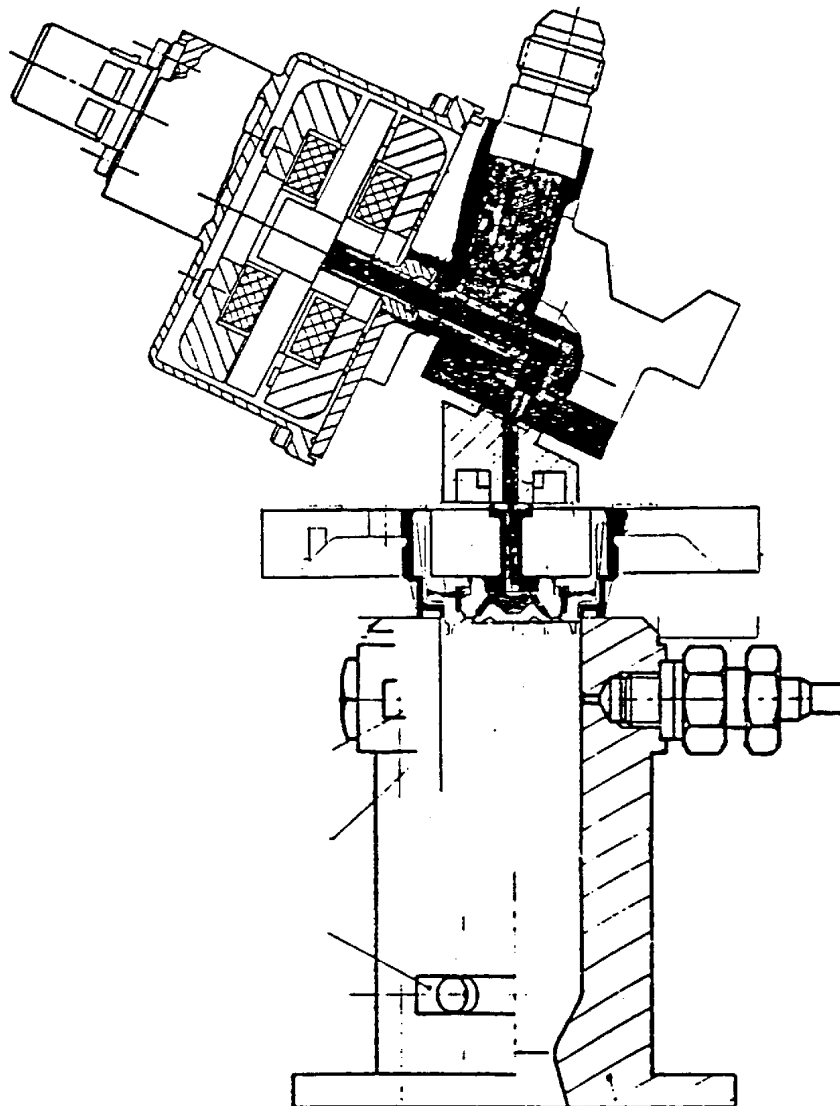
### TEMPS DE REPONSE DES MOTEURS

AVEC ÉLECTROVANNE SIMPLE	F < 100 N	:	5 à 12 ms
	100 N < F < 500 N	:	10 à 20 ms
AVEC VANNES à ETAGE DE PUISSANCE	RCS-PT	:	50 ms, F = 3400 N
	MX-PBPS	:	100 ms, F = 11000 N
+ REFROIDISSEMENT RÉGÉRATIF	SYMPHONIE MBB	:	250 ms, F = 400 N
	SHUTTLE OMS	:	500 ms, F = 27000 N



## 9 – Autres Equipements

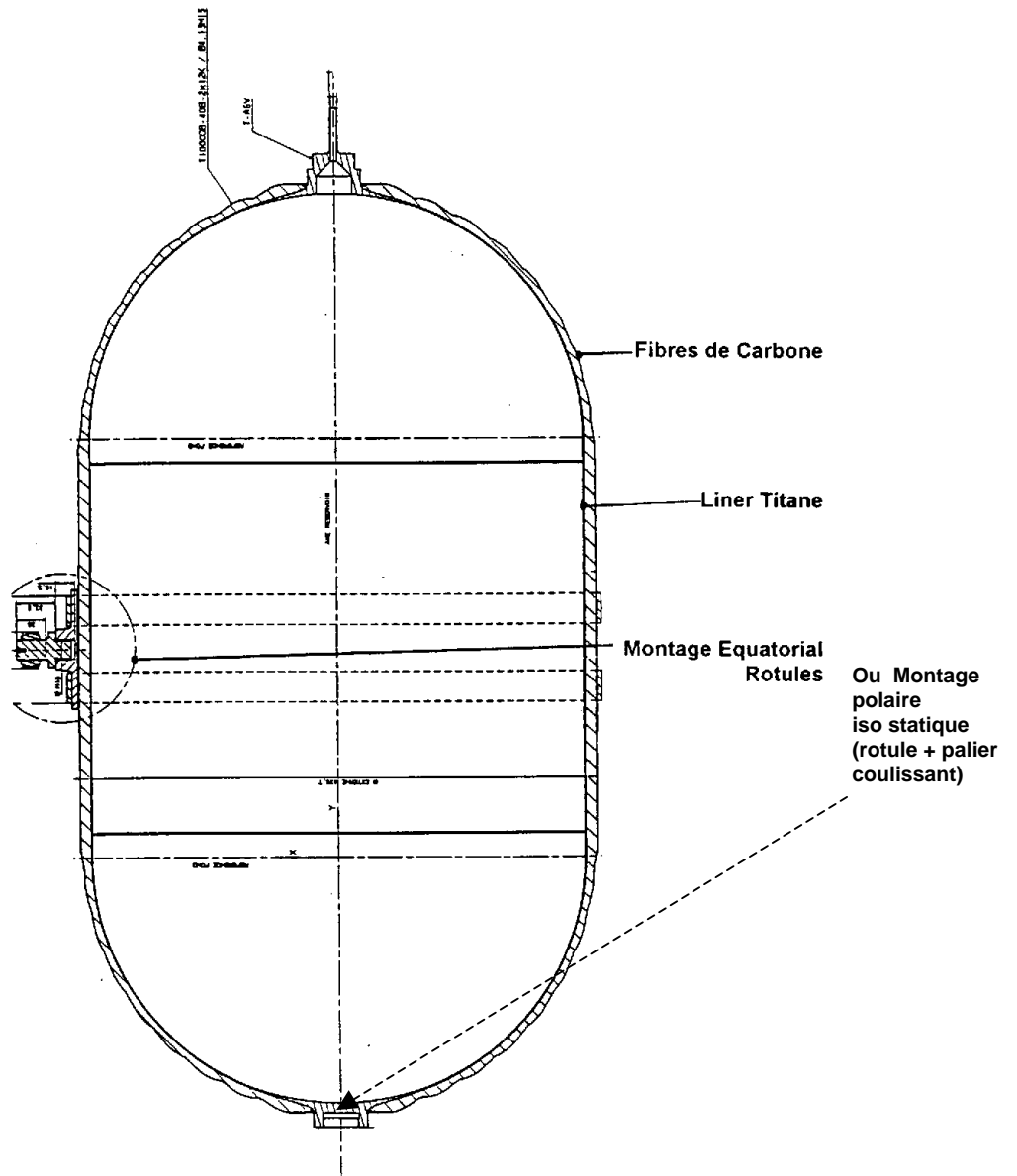
### Bivanne à moteur couple



## 9 – Autres Equipements

### RESERVOIR DE PRESSURISATION

### RESERVOIR DE XENON (EADS aquitaine- ex AEROSPATIALE)



Réservoir à double fonction :

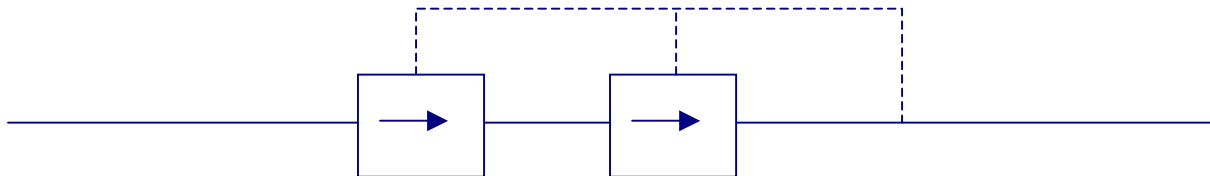
- ❑ Conçu pour le stockage du gaz permettant la pressurisation de réservoirs d'ergols (média : Hélium voire Azote)
- ❑ Mais aussi conçu pour le stocka du fluide propulsif de la propulsion électrique (« ergol » : Xénon)

## 9 – Autres Equipements

### REGULATEUR DE PRESSION

Pour la régulation de la pression des ergols: utilisation de détendeurs avec montage série redondant.

- ❑ Les points de régulation des 2 détendeurs sont légèrement différents de sorte qu'en cas de défaillance (fuite au niveau d'un clapet/siège) il n'y a pas de risque de surpression de la partie aval.
- ❑ Inconvénients : point de régulation fixe, coût, contrôle thermique en cas de forte détente et risque de liquéfaction.

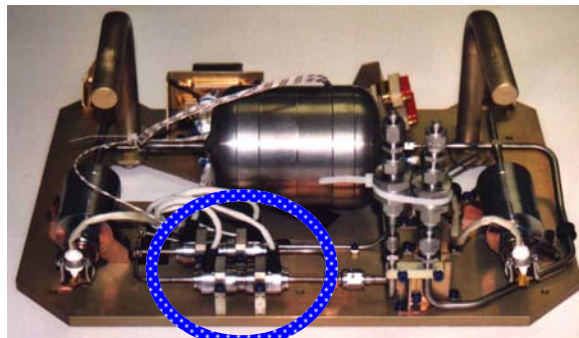
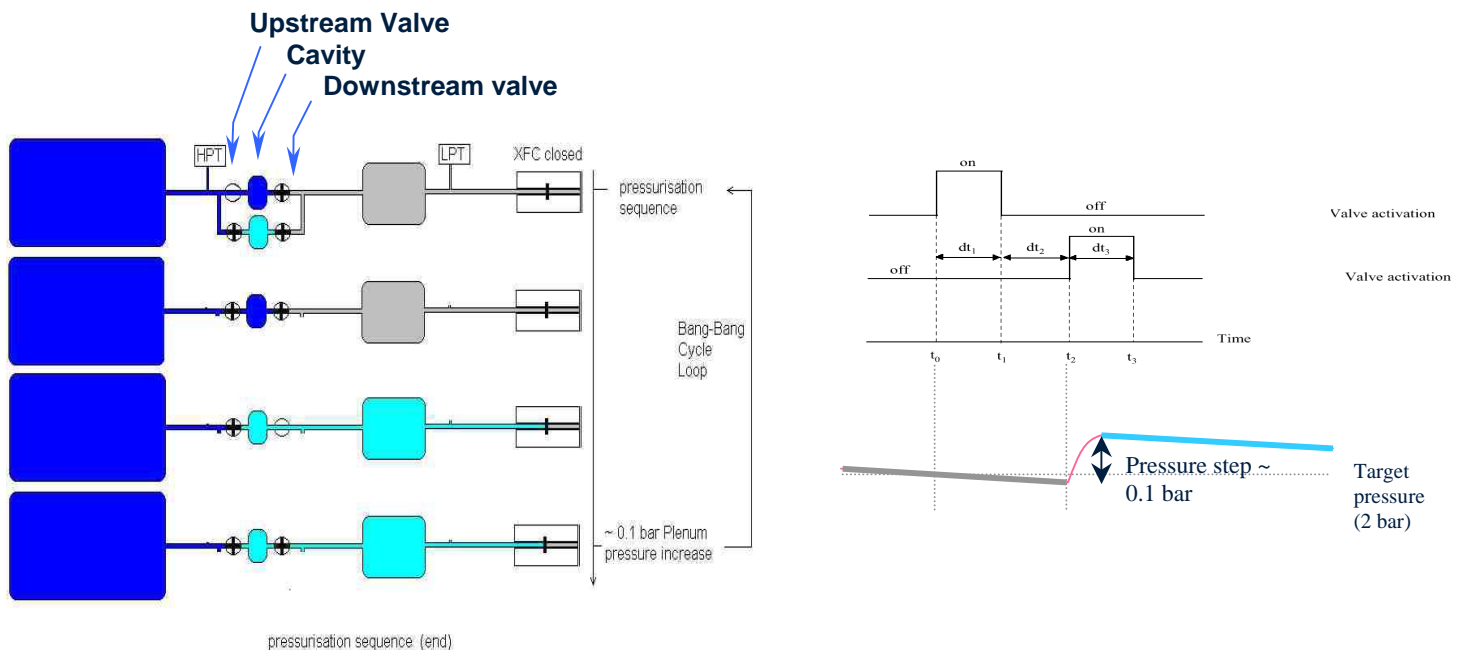


Montage série-redondant

Pour l'alimentation de moteurs à gaz froids ou pour l'alimentation de propulseurs électriques

- ❑ Utilisation de régulateurs de même type, mais adaptés aux débits réduits,
- ❑ Ou utilisation de régulateurs digitaux, permettant de moduler le point de réglage de la pression régulée en fonction des besoins.

Exemple du régulateur digital « robuste » utilisé sur SMART-1 : robuste car ce type de régulateur interdit toute communication directe entre le réservoir haute pression et la partie basse pression : utilisation d'un petit volume intermédiaire (cavity).



Vannes Bang-Bang de Moog, incluant chacune deux vannes à solénoïde séparées par une cavité

## 10 – Modelisations

### BESOIN DE MODELISATION

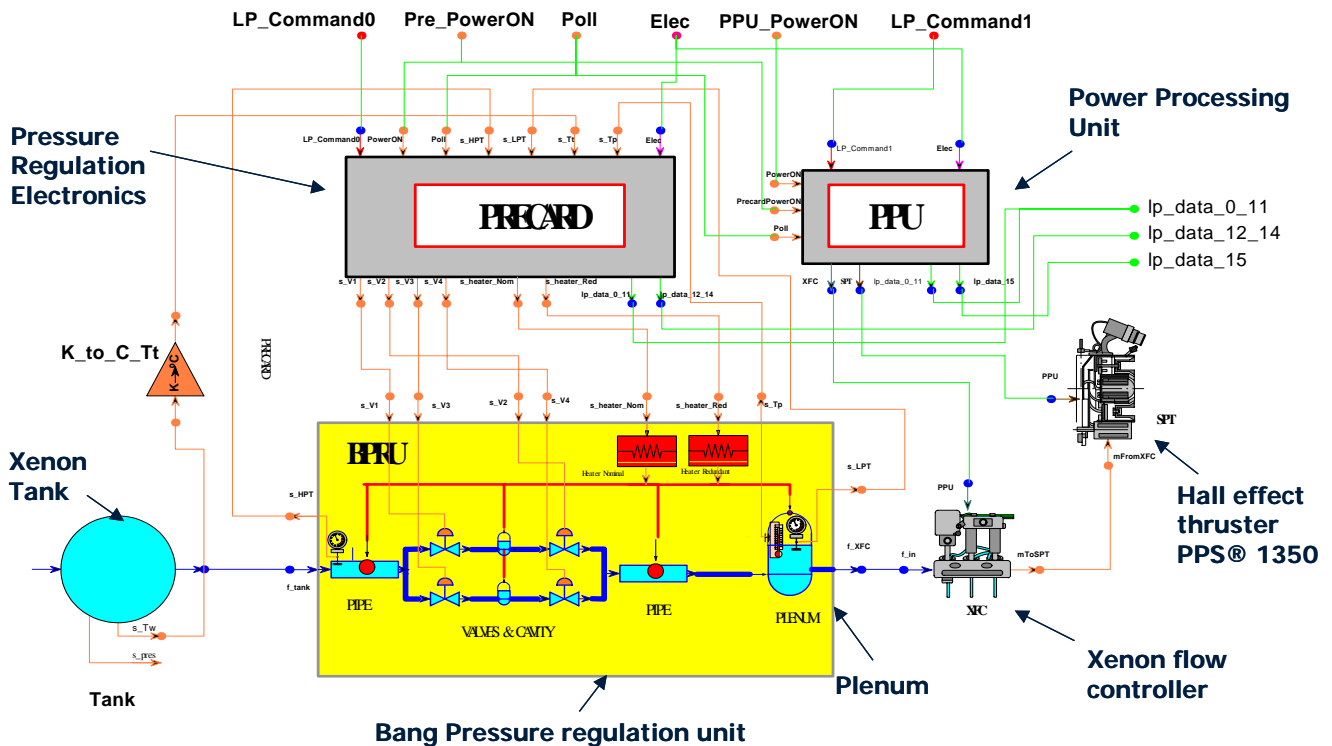
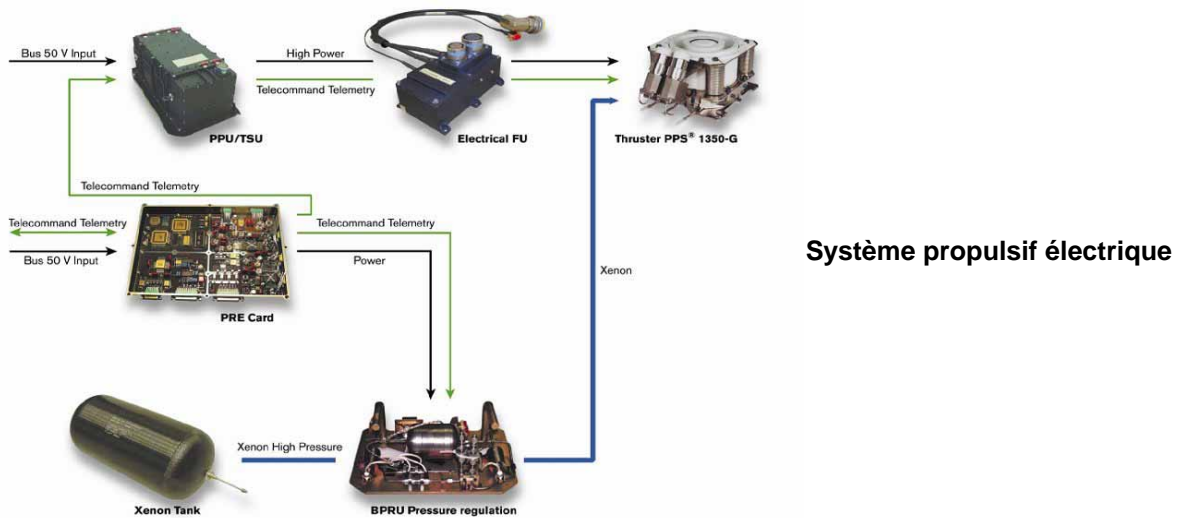
**AU NIVEAU COMPOSANT :** modèles fonctionnels, thermiques, hydraulique instationnaire, mécanique, performance ... le besoin étant induit par la définition des matériels.

**AU NIVEAU SYSTEME :** besoin client, besoin utilisateur de simulation système en opération satellite.

La simulation système inclut l'ensemble de télécommandes et télémétries : la modélisation du système génère la réponse correspondante, le plus fidèlement possible. Les cas de défaillance inopinée sont testés.

#### Exemple de simulation système utilisé pour le système propulsif de SMART-1

Utilisation du logiciel multi-domaines « EcosimPro® » développé sur fonds ESA.



**Modélisation du Système propulsif électrique sous EcosimPro® :** en gaz réel, ...  
 Utilisation du modèle pour effectuer les simulations complètes du fonctionnement au centre de contrôle satellites (ESOC Darmstadt).



## REFERENCES

1. M. GILLI, P. LUQUET Considerations sur le transfert en orbite géostationnaire par propulsion ionique: application au lanceur EUROPA III Session VI Electric Propulsion And Its Space Applications, CNES - LAAS Sponsored Conference, 21-25 June 1972, Toulouse, France.
2. Design Of Liquid Propellant Rocket Engines, **NASA SP 125**.
3. J. DARDARE, J. MERIGUET, L. VAILHE La poussée, les propergols, les échanges thermiques, ENSAE.
4. S.P. HORIO, C.H. GUTTMAN SEP Stage For Earth Orbital Missions, AIAA 10<sup>th</sup> Electric Propulsion Conference, Oct 31 - Nov 2, 1973, Lake Tahoe, NE.
5. R L. POESCHEL, J HYMAN, Hughes Research Laboratories, "A comparison of Electric Propulsion Technologies for Orbit Transfer", April 25, 1983, published by AIAA.
6. C. SELPH and D. PERKINS IEPC 84-80: An Analysis Of Electromagnetic Thrusters For Orbit Raising, 17<sup>th</sup> IEPC, Tokyo, May 1984.
7. A.R. MARTIN ET al. AIAA 87-1031: A UK Large Diameter Ion Thruster For Primary Propulsion, 19<sup>th</sup> IEPC, May 11-13, 1987, Colorado springs, CO.
8. W.D. DEININGER, K.T. NOCK AIAA-90-2553: A Review Of Nuclear Electric Propulsion Spacecraft Systems Concepts, 21<sup>st</sup> IEPC, 18-20 July 1990, Orlando, FLA..
9. A. MELCHIOR, R. LE COURT IAF-90-251: Combustion Stability Tests Of A 6 Kn Engine And Comparison With Subscale Tests, October 6-12 1990, Dresden, GDR.
10. A.I. BUGROVA, N.A. MASLENNIKOV, A.I. MOROZOV The Laws Of Similarity Of The Integral ACED Performances, J.T.P., vol 61, n° 6, 1991.
11. S.W. JANSON, The Aerospace Corporation, AIAA 93-2220: The On-Orbit Role of Electric Propulsion, AIAA/SAE/ASME/ASEE 29<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference and Exhibit, June 28-30, 1993 / Monterey, Ca.
12. J.E. POLLARD, D.E JACKSON, D.C. MARVIN, A.B. JENKIN, S.W. JANSON, The Aerospace Corporation , AIAA 93-2221: Electric Propulsion Flight experience and Technology Readiness, AIAA/SAE/ASME/ASEE 29<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference and Exhibit, June 28-30, 1993 / Monterey, Ca.
13. D. VALENTIAN, Cours de propulsion électrique, SEP/TP/AT/DV 8574/93 du 15/11/93
14. J. MARUGAN, H. BIGAND, L. DENIS Support de cours pour stage V09, Petite propulsion spatiale, Systèmes propulsifs à propergols liquides pour satellites et transfert d'orbite, SAE 1990-1997.
15. T.M. MILLER et Al. AIAA-94-2861: System Level Requirements For An Operational Solar Electric Orbital Transfer Vehicle 30<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference 27-29 June 1994, Indianapolis, IN.
16. Brevet SEP/SNECMA, C. KOPPEL Obturateur de tuyère de propulseur.
17. Brevet SEP/SNECMA, C. KOPPEL Système optimisé d'alimentation de moteur fusée réallumable.
18. C. KOPPEL, V. HODNENKO Intégration des moteurs SPT sur les satellites géostationnaires, Colloque International Propulsion des Véhicules Spatiaux, CNES/ESA 8/10 novembre 1994 - Toulouse.
19. M. BURGASOV, C. KOPPEL, A. NADIRADZE, D. VALENTIAN The Software Package For Calculation Of The Spt Jet Influence On The Spacecraft, Colloque International Propulsion des Véhicules Spatiaux CNES/ESA 8/10 novembre 1994 - Toulouse.
20. C. KOPPEL, P. LETORRIVELLE Pollution des circuits des systèmes de propulsion chimique Colloque International Propulsion des Véhicules Spatiaux, CNES/ESA 8/10 novembre 1994 - Toulouse.
21. Hughes Aircraft Company, A. SPITZER, European Patent Application, number 0 673 833 A1, 27/12/94.
22. A. SPITZER IEPC-95-212: Novel Orbit Raising Strategy Makes Low Thrust Commercially Viable, 24<sup>th</sup> IEPC, 19 - 23 sept 1995, Moscow, Russia.
23. D. VALENTIAN, C. KOPPEL IEPC 95-36: Present And Near Future Applications Of Spt M2 Thrusters, 24<sup>th</sup> IEPC, 19 - 23 sept 1995, Moscow, Russia.
24. J.-P. BUGEAT, C. KOPPEL IEPC 95-35: Development Of A Second Generation Of SPT, 24<sup>th</sup> IEPC, 19 - 23 sept 1995, Moscow, Russia.
25. D. G. FEARN, Defence Research Agency, "The impact of ion propulsion on high energy interplanetary missions" Acta Astronautica, Vol 37, pp 203-214, 1995.
26. Brevet SEP/SNECMA, C. KOPPEL Rocket Propellant Tank Self-Pressurization.
27. Brevet SEP/SNECMA, C. KOPPEL, L. MAINE Moteur fusée à impulsions.
28. X. PAGES AIAA 96-3017: Design And Development Status Of A 200 N Reaction Control Engine, 32<sup>nd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 1-3, 1996/ Lake Buena Vista, FL.
29. D. VALENTIAN, C. KOPPEL AIAA 96-2722: SPT Sizing For Integrated Propulsion Missions, 32<sup>nd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, July 1-3, 1996/ Lake Buena Vista, FL.
30. A. COUTROT IAF-96-5.1.08: Storable Liquid Propellant Thrusters For Space Applications, 47<sup>th</sup> International Astronautical Congress, October 7-11, 1996 / Beijing, China.
31. Brevet SEP/SNECMA, C. KOPPEL Procédé et système de mise en orbite d'un véhicule spatial avec des propulseurs à forte impulsion spécifique.
32. D. VALENTIAN, C. KOPPEL Workshop on Solar Electric propulsion - Future Planetary Mission - Stationary Plasma thrusters: Performance Development Status And Potential Application To Planetary Missions, ESA/ESTEC 13-14 feb. 1997.
33. P. GALLIER, X. PAGES 200 Newton Bipropellant Thruster Development, Second European Spacecraft Propulsion Conference, 27-29 May 1997 ESA-SP-398, Aug. 1997.
34. C. KOPPEL Optimal Specific Impulse Of Electric Propulsion, Second European Spacecraft Propulsion Conference, 27-29 May 1997 ESA-SP-398, Aug. 1997.
35. C. KOPPEL 14<sup>th</sup> International Symposium on Space Flight Dynamics 1999, Advantages of a continuous thrust strategy from a geosynchronous transfer orbit, using high specific impulse thrusters , Foz de Iguassu, Brazil 8-12 February 1999.
36. C. KOPPEL, P. GALLIER AIAA 99-2591 Status of a Miniaturized Pulse Thruster Test, 35<sup>th</sup> JPCE 20-24 June 1999 Los Angeles Ca,
37. C. KOPPEL IAF 99-A-1.08 Electric Propulsion Sub-System comparison, 50<sup>th</sup> IAF 4-8 Oct. 1999 Amstersdam, The Netherlands,
38. C. KOPPEL, S. BARRAL High specific impulse thrusters behaviour, Workshop Cnes Low thrust trajectories 7-8 March 2000, Toulouse.
39. C. KOPPEL Thrust orientation strategies for a continuous transfer to geo, Workshop Cnes Low thrust trajectories 7-8 March 2000, Toulouse.
40. C. KOPPEL, M. LYSZYK, D. VALENTIAN, G. SACCOCCIA, D. ESTUBLIER AIAA 2000-3427 PPS 1350 with variable power feature for SMART-1, 36<sup>th</sup> JPC 17-19 July 2000, Huntsville, AL.
41. **ECSS-E-30 Part 5.1A** "Space engineering - Mechanical - Part 5.1A: Liquid and electric propulsion for spacecraft", 2 April 2002
42. C. KOPPEL, D. ESTUBLIER AIAA-2004-3435 The Smart- 1 Electric Propulsion Sub- System: In Flight Experience, 40<sup>th</sup> JPC 13-15 July 2004, Fort Lauderdale, FL.
43. O. DUCHEMIN and al. AIAA-2004-3605 Stretching the Operational Envelope of the PPS@X000 Plasma Thruster, 40<sup>th</sup> JPC 13-15 July 2004, Fort Lauderdale, FL.
44. C. KOPPEL, F. MARCHANDISE, D. ESTUBLIER AIAA-2004-3977 Robust Pressure Regulation System for the SMART-1 Electric Propulsion Sub-System, 40<sup>th</sup> JPC 13-15 July 2004, Fort Lauderdale, FL.
45. C. KOPPEL et al. Smart-1 Electric Propulsion System, SimTecT2008-178