

8. PROSPECTIVE (REACTEUR NUCLEAIRE)

8.1. Les applications spatiales des réacteurs  
nucléaires (J.CACHEUX)

*SEMINAIRE LONG TERME*

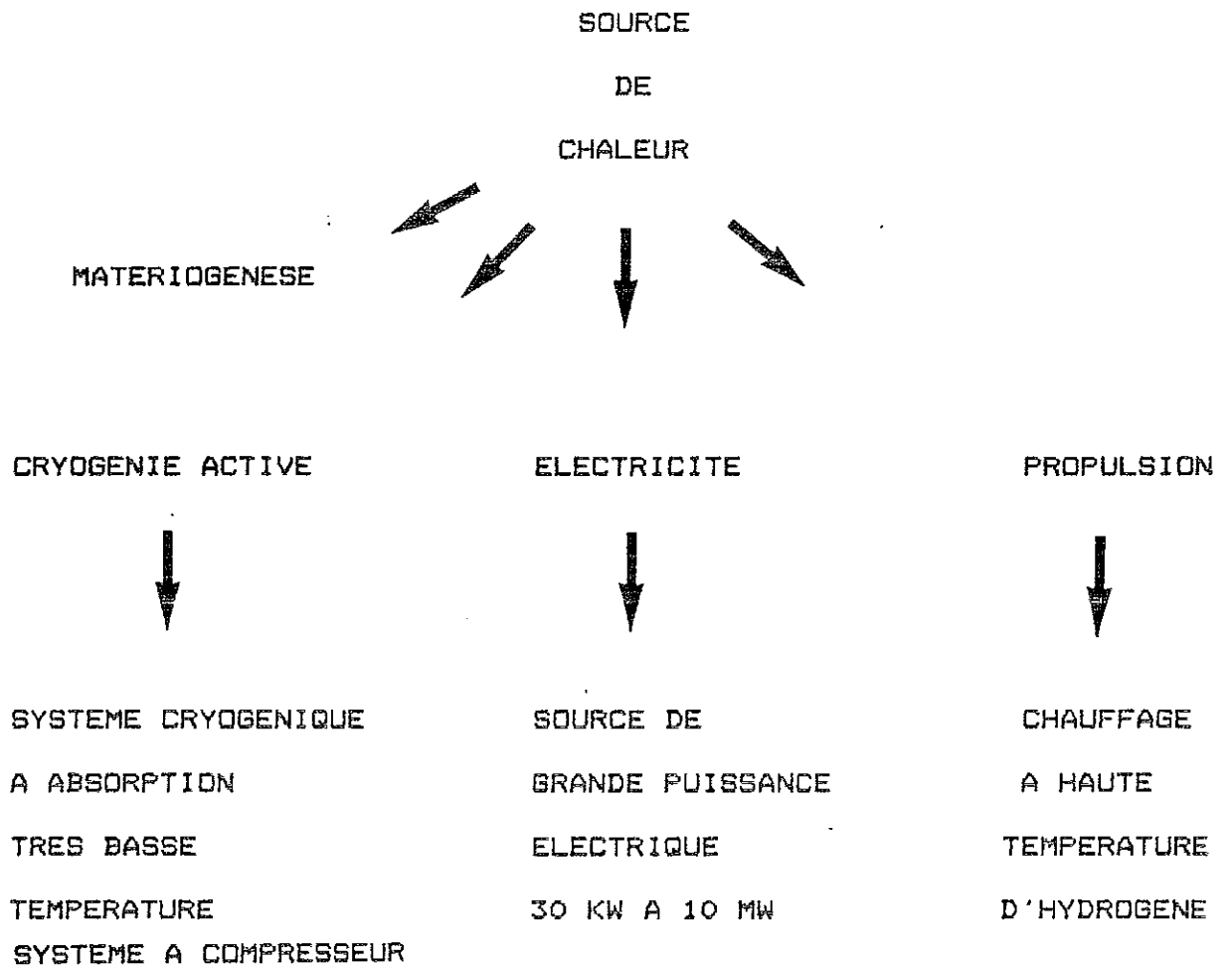
URY, LES 25 & 26 NOVEMBRE 1985

*LES APPLICATIONS SPATIALES  
DES REACTEURS NUCLEAIRES*

Jean CACHEUX

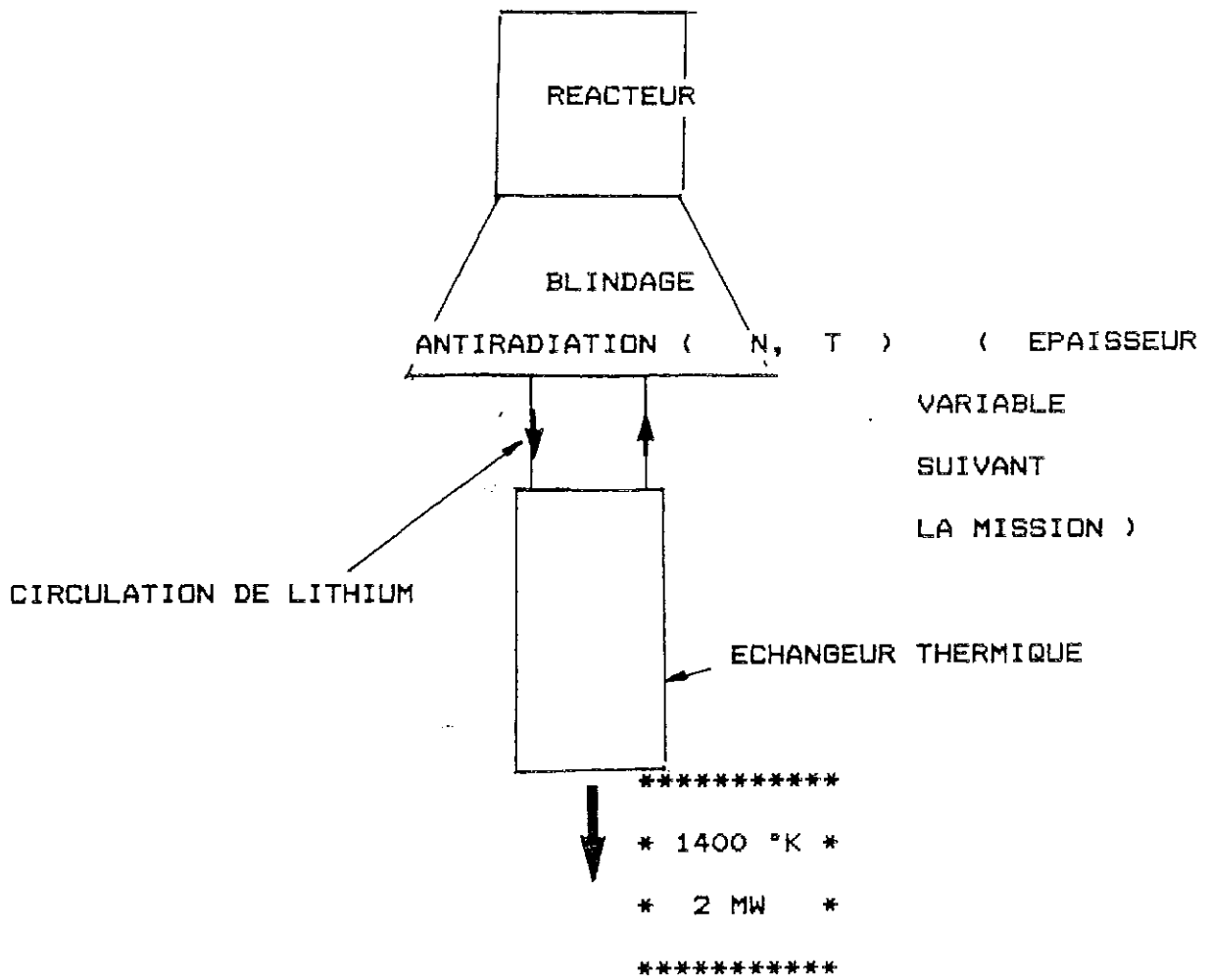
CST-PMF

CNES-CST-PMF-PRO



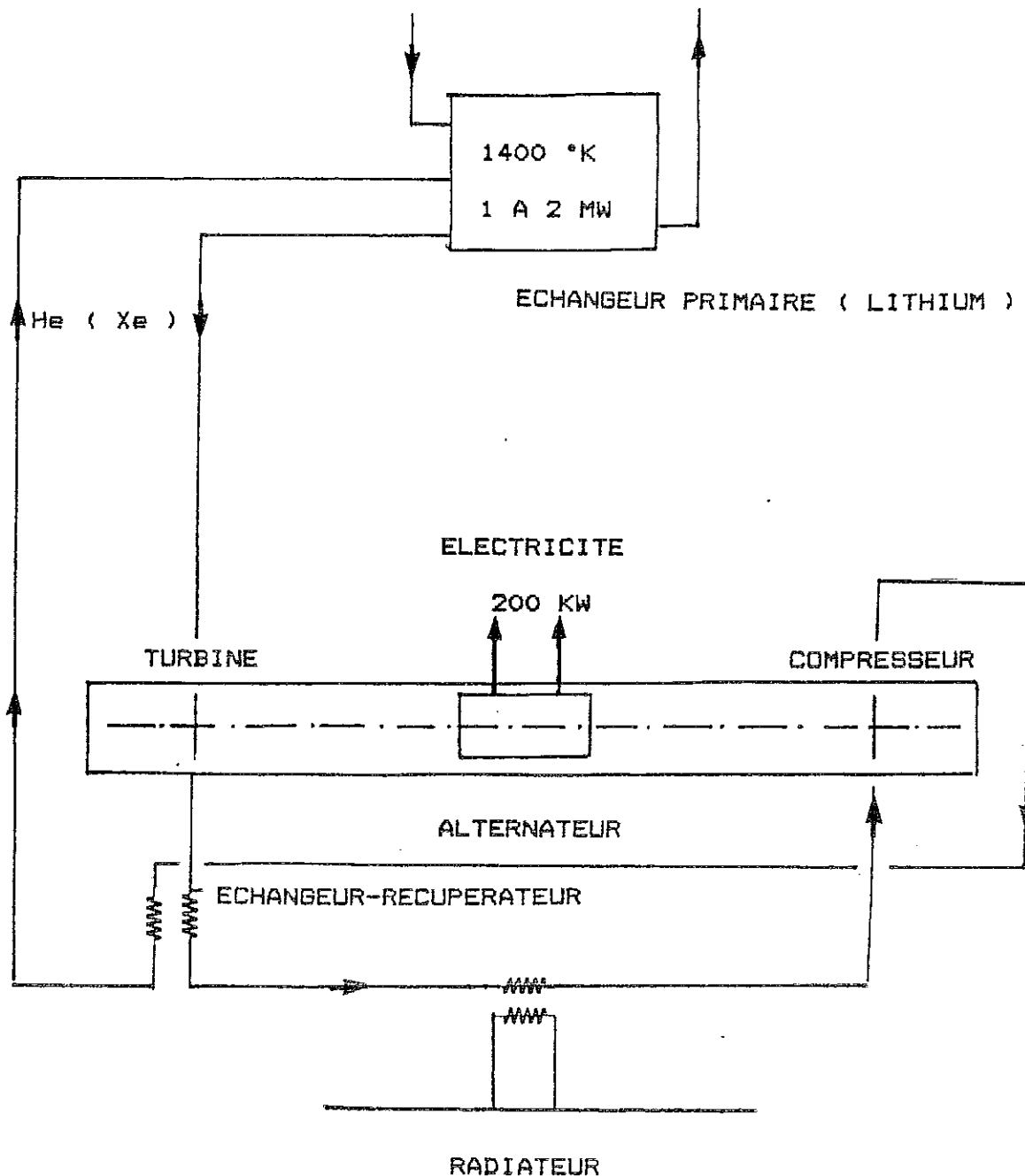
MODULE NUCLEAIRE : SOURCE DE CHALEUR

\*\*\*\*\*

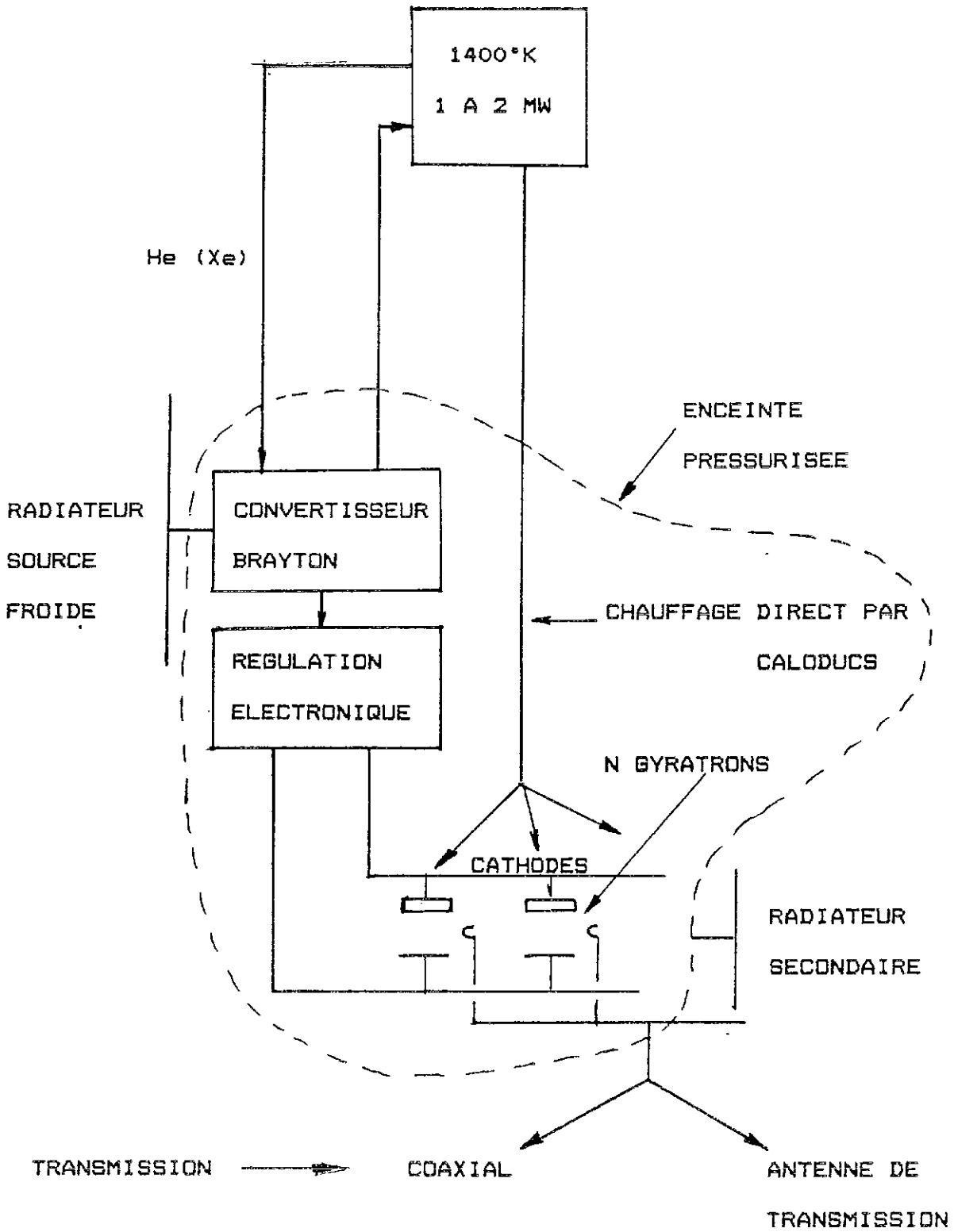


SYSTEME ELECTRIQUE

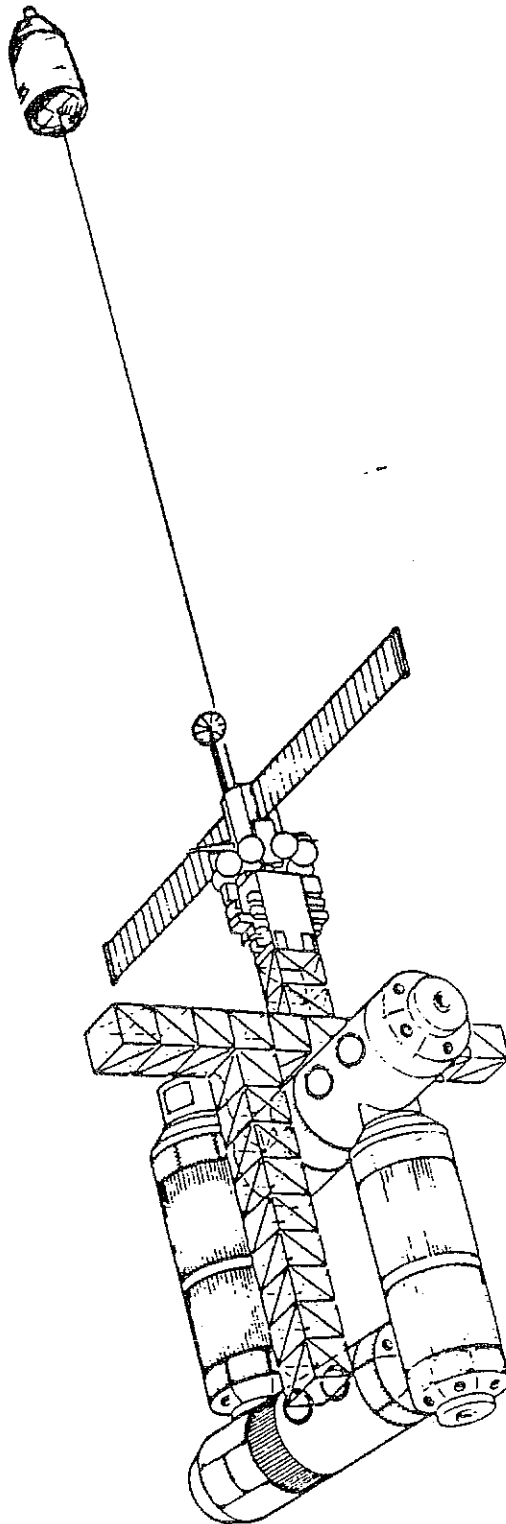
\*\*\*\*\*



SYSTEME ELECTRIQUE DE PUISSANCE



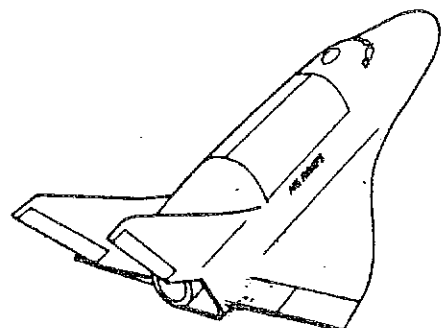
APPLICATION DU REACTEUR NUCLEAIRE  
A LA STATION SPATIALE



- CONFIGURATION INITIALE  
    PUISSANCE 30 KWe  
    ( EXTENSION A 100 KWe )

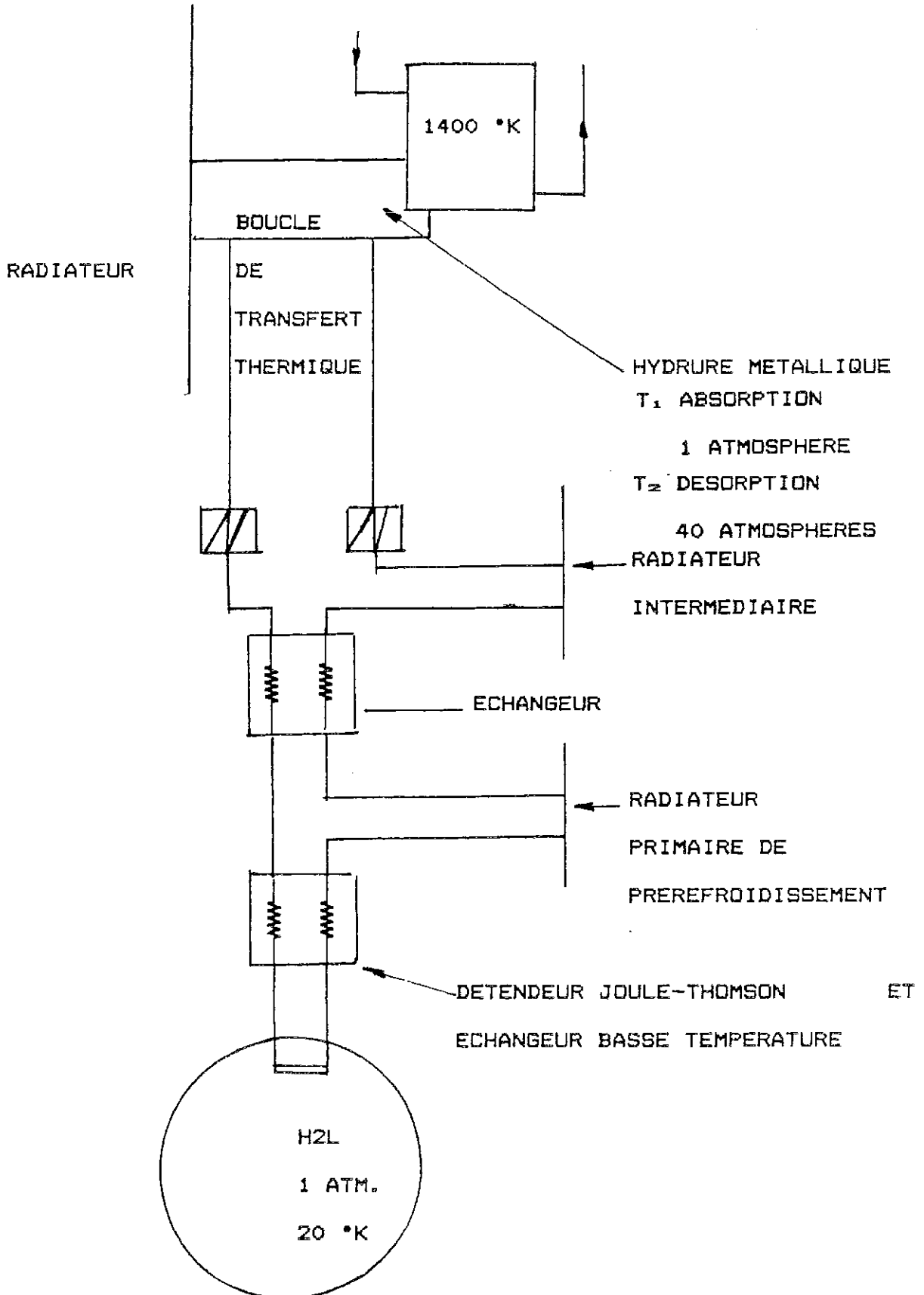
- AVANTAGES :

- STABILISATION PLUS  
    SIMPLE, PAS DE  
    POINTAGE
- ABSENCE DE STOCKAGE  
    D'ENERGIE
- TRES GRANDE  
    VARIABILITE DE LA  
    PUISSANCE
- ECONOMIE D'ERGOLS POUR  
    LE CONTROLE D'ATTITUDE



SYSTEME CRYOGENIQUE

\*\*\*\*\*



## APPLICATIONS DE LA CRYOGENIE DE GRANDE PUISSANCE

\*\*\*\*\*

- REFROIDISSEMENT DES GRANDS SYSTEMES DE DETECTION \*
  
- STOCKAGE DE LONGUE DUREE DES CRYERGOLS EN ORBITE
  
- UTILISATION DES SUPRACONDUCTEURS :
  - ALTERNATEURS
  - CHAMP MAGNETIQUE DE HAUTE INTENSITE
  - ACCELERATEURS ELECTROMAGNETIQUES \*

\* applications militaires



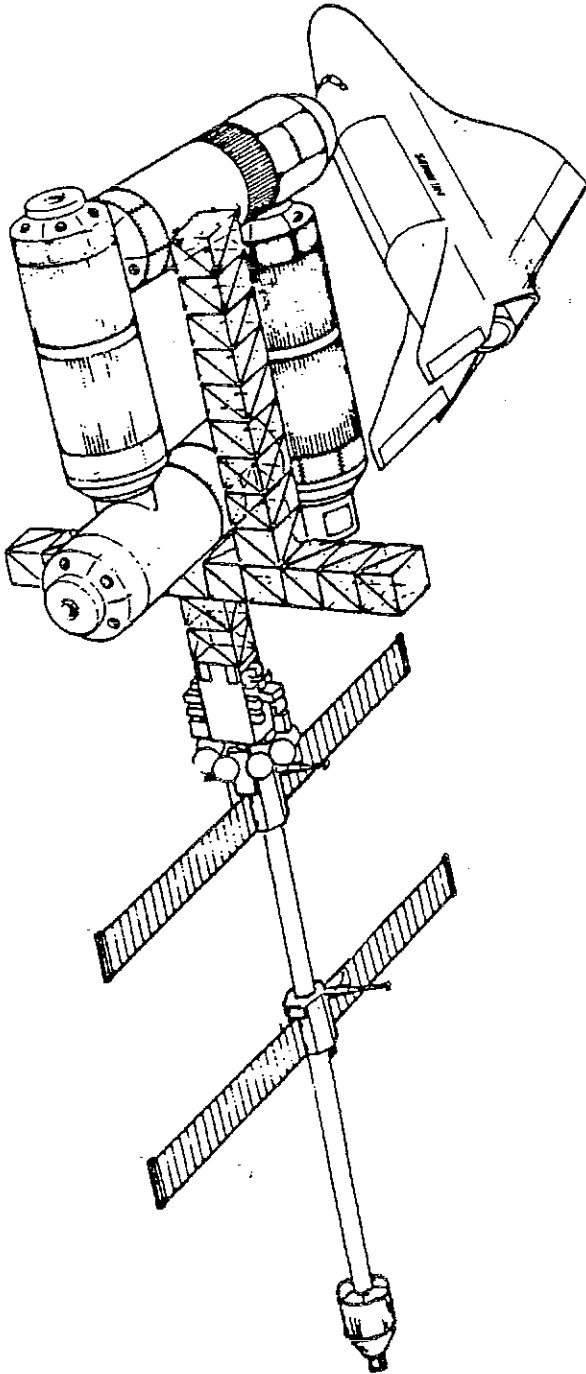
STATION-SERVICE SPATIALE

\*\*\*\*\*

STOCKAGE DES ERGOLS (O<sub>2</sub>L  
& H<sub>2</sub>L ) de LONGUE DUREE

AVANTAGES :

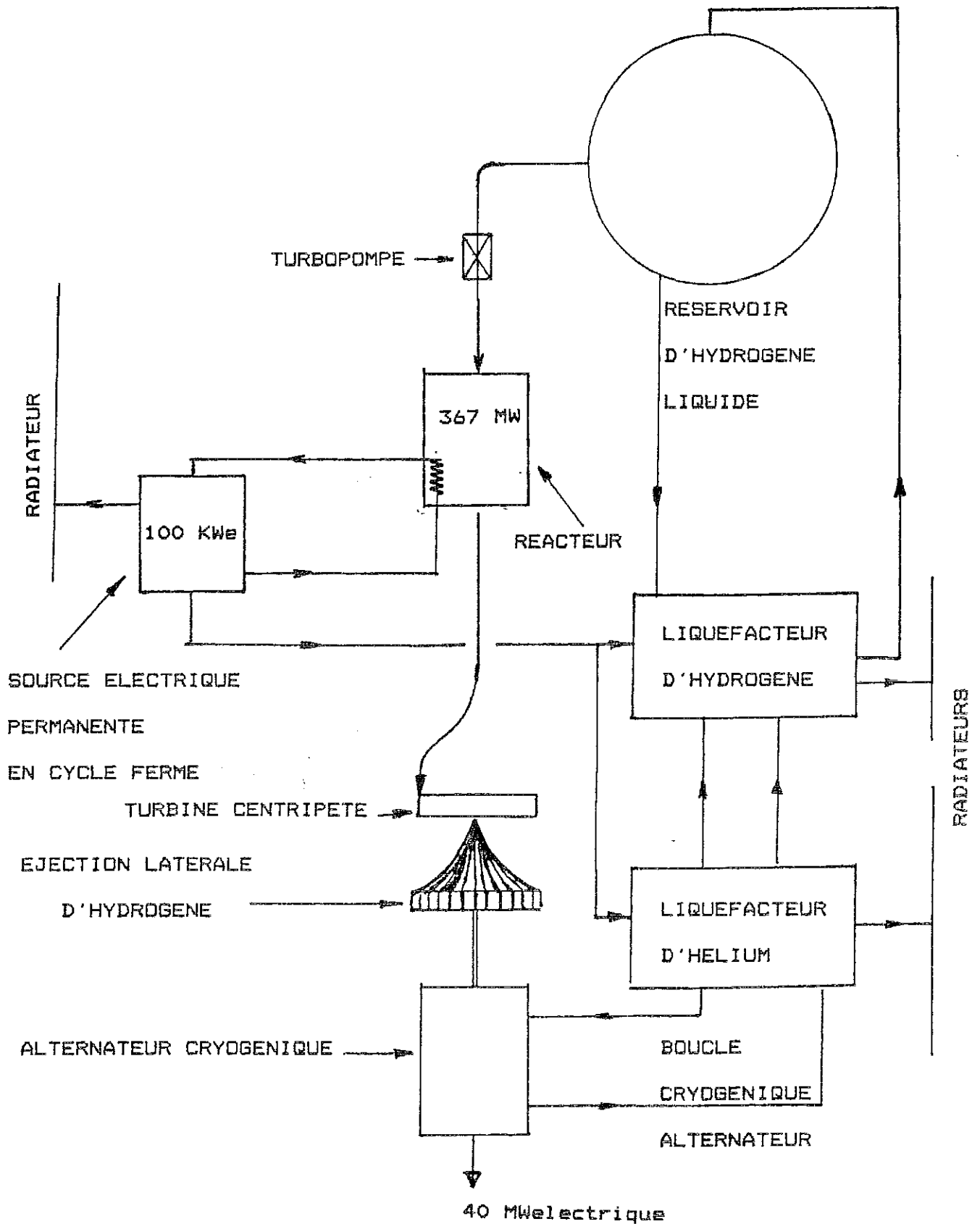
- ACCROISSEMENT DE  
L'AUTONOMIE D'HERMES
- RENTABILITE  
D'ARIANE V
- MISSIONS  
PLANETAIRES



SOURCE DE GRANDE PUISSANCE ELECTRIQUE

A DUREE DE FONCTIONNEMENT COURT

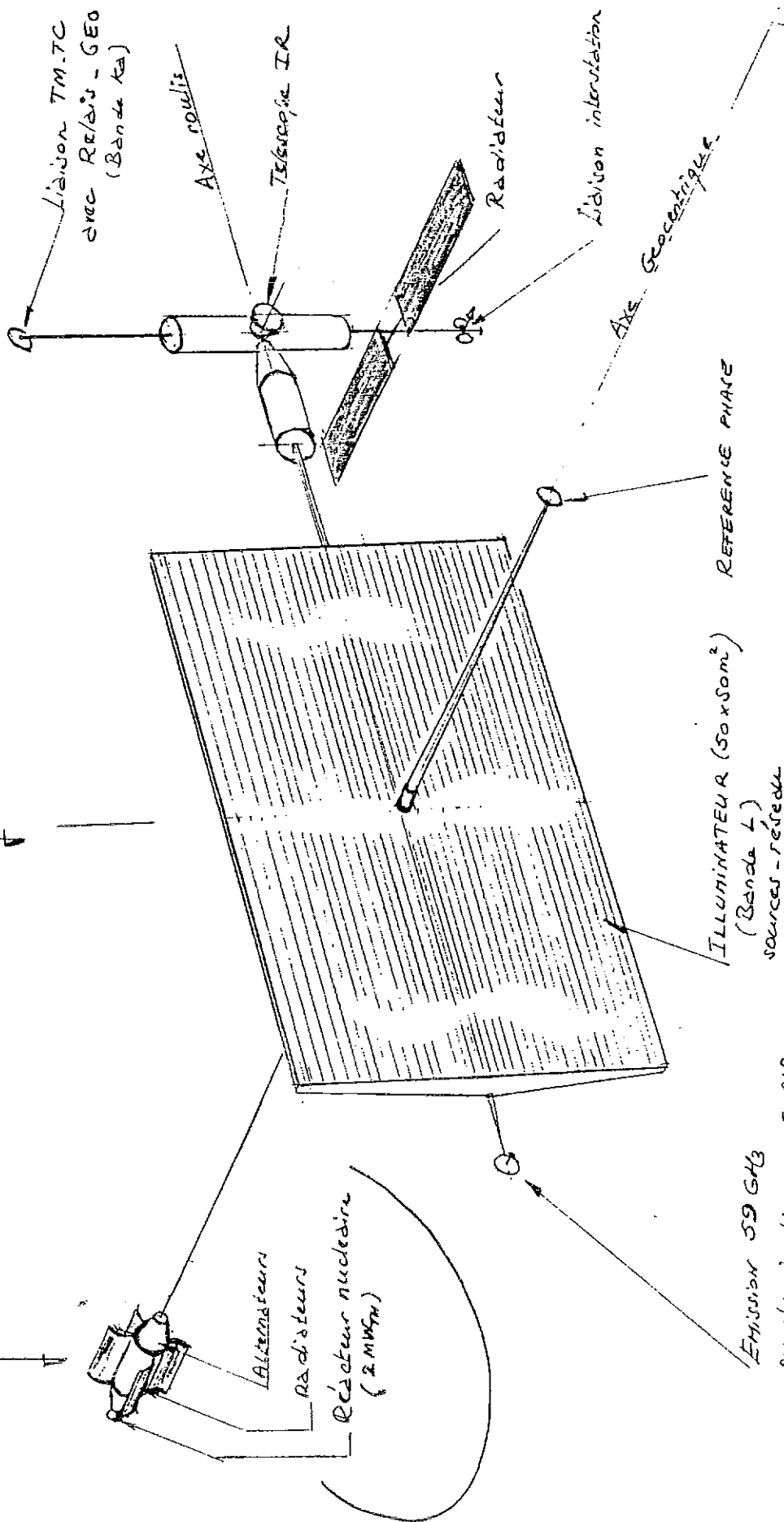
\*\*\*\*\*



GROUPE ELECTRONUCLEAIRE

RADAR

TELESCOPE IR



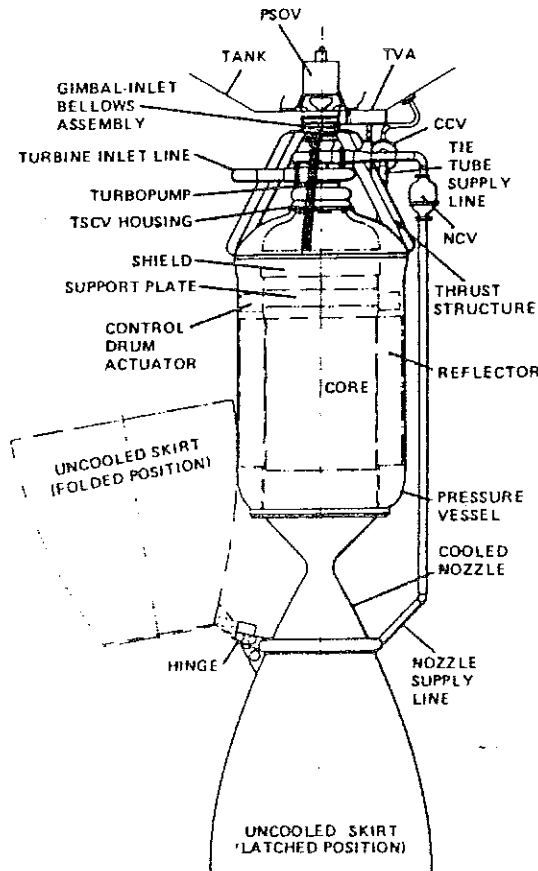
STATION RADAR - DETECTION - LOCALISATION  
 POUR SUITE  
 D'ICBM &  
 cibles multiples

SYSTEME INTEGRE DE PROPULSION THERMIQUE

\*\*\*\*\*

( TRANSFERTS ORBITAUX )

A- SYSTEME DE TECHNOLOGIE SIMILAIRE AU REACTEUR  
 ETUDIE ET ADAPTE A ARIANE V.



- 1773 °K
- 6865 M/S
- MASSE INITIALE : 14800 KG
- MASSE D'H2L : 7760 KG
- DEBIT : 44 G/S
- PUISSANCE MOTRICE: 1037 MW
- POUSSEE : 302 N

\*\*\*\*\*

TRANSFERT LEO/GEO

- DUREE DU TRANSFERT : 46 H
- DUREE DU RETOUR : 5 H

\*\*\*\*\*

\* CHARGE UTILE : 5380 KG \*

\*\*\*\*\*

(COMPATIBLE AVEC LE CENTAUR 6)

LONGUEUR DU REMORQUEUR : 12.5 M

SYSTEME INTEGRE DE PROPULSION THERMIQUE

\*\*\*\*\*

( TRANSFERTS ORBITAUX )

B- SYSTEMES DE TECHNOLOGIE " HAUTE TEMPERATURE "

- TEMPERATURE DE CHAMBRE 2696°K
- IMPULSION SPECIFIQUE 8580 M/S
- PRESSION CHAMBRE 310 N/CM2
- DEBIT D'HYDROGENE 8.51 KG/S
- PUISSANCE 367 MW
- POUSSEE 7297 N
- TURBOPOMPE 930 KW

(efficacité pompe:0.65

efficacité turbine:0.80)

- MASSE SECHE 2550 KG

\*\*\*\*\*

TRANSFERT LEO/GEO

PERFORMANCES:

- AVEC UN RESERVOIR D'HYDROGENE DE 14 500 KG ( 13000 KG D'H2L )

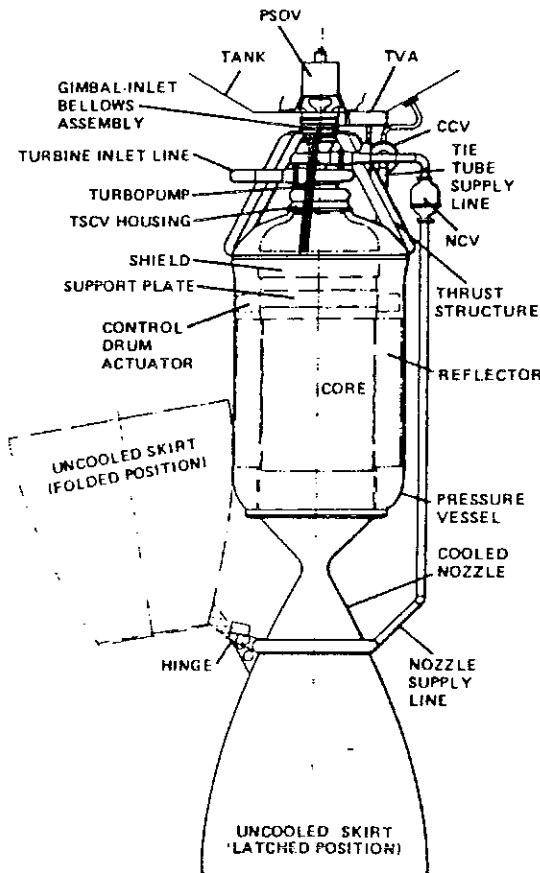
- CHARGE UTILE: 14 000 KG
- DUREE DU TRANSFERT: 1500 S (25 MN )

- RESERVOIR D = 4.5 M L = 14 m

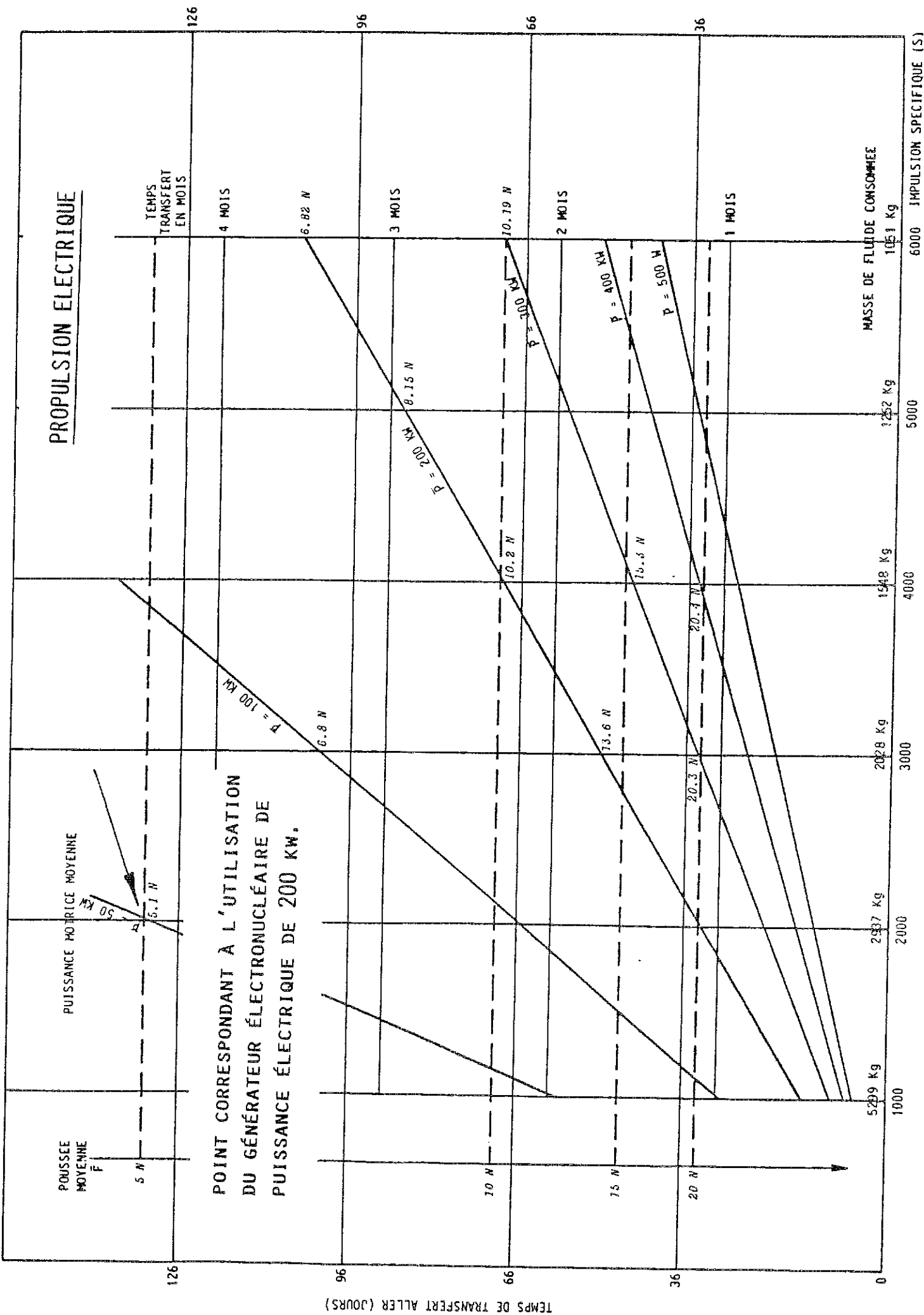
- AVEC UN RESERVOIR D'HYDROGENE DE 23 000 KG ( 21 000 KG D'H2L )

- CHARGE UTILE: 26 000 KG
- DUREE DU TRANSFERT: 2500 S (42 MN )

- RESERVOIR D'H2L D= 4.5 M L= 22 M



OPTIMISATION : TEMPS DE TRANSFERT - ALLER - PUISSANCE MOTRICE - IMPULSION SPECIFIQUE - PUSSEE



TRANSFERT

150 J

100 J

50 J

20 J

GEO 42.164 Km

RAYON ORBITAL Km

30.000

20.000

10.000

7.400

MASSE TOTALE DU COMPLEXE A L'ARRIVEE  $12^T$   
 MASSE TOTALE DE COMPLEXE AU DEPART  $15^T$   
 IMPULSION SPECIFIQUE MOYENNE : 2000s  
 MASSE DE FLUIDE CONSOMMEE 2.938 Kg

ALTITUDE 10.000 Km

LEO 7.400 Km 5°

$M_F = 2938 \text{ Kg}$

$F = 4.44 \text{ N}$

$P_m = 43.5 \text{ KW}$

$\dot{m} = 2.26 \cdot 10^{-4} \text{ Kg}$

$I_e \approx 200 \text{ kW}$

$M_F = 2938 \text{ Kg}$

$F = 6.67 \text{ N}$

$P_m = 65.6 \text{ KW}$

$\dot{m} = 3.4 \cdot 10^{-4} \text{ Kg}$

$M_F = 2938 \text{ Kg}$

$F = 13.34 \text{ N}$

$P_m = 131 \text{ KW}$

$\dot{m} = 6.8 \cdot 10^{-4} \text{ Kg}$

$M_F = 2938 \text{ Kg}$

$F = 33.35 \text{ N}$

$P_m = 327 \text{ KW}$

$\dot{m} = 1.7 \cdot 10^{-3} \text{ Kg}$

ORBITE GEOSTATIONNAIRE - PERFORMANCES  
 COMPAREES DES DIFFERENTS SYSTEMES

SYSTEME	MASSE (KG)	COUT UNITAIRE (K\$)	DISPONIBILITE
SHUTTLE - PAM D	544	39	1982
DELTA 3920 - PAM D	726	41	1981
<u>ARIANE 1</u>	952	<u>37.5</u>	1982
SHUTTLE PAM A	998	39	1983
ATLAS G / CENTAUR	1225	53	1982
<u>ARIANE 3</u>	1406	<u>35</u>	1985
TITAN 34 D / IUS	1860	75	1982
SHUTTLE / IUS	2268	55	1983
<u>ARIANE 4</u>	2359	<u>33</u>	1987
SHUTTLE / TOS*	3084	26.5	1986
SHUTTLE / CENTAUR	5380	31	1986
ERATO TN**	6000	20 (?)	1995 (?)

\* T O S - TRANSFER ORBIT STAGE DE  
 OSC - ORBITAL SYSTEMS CORPORATION  
 (MARTIN MARIETTA)

\*\* VERSION PROPULSION THERMIQUE - TEMPERATURE BASSE



TRANSFERT EN ORBITE GEOSTATIONNAIRE

\*\*\*\*\*

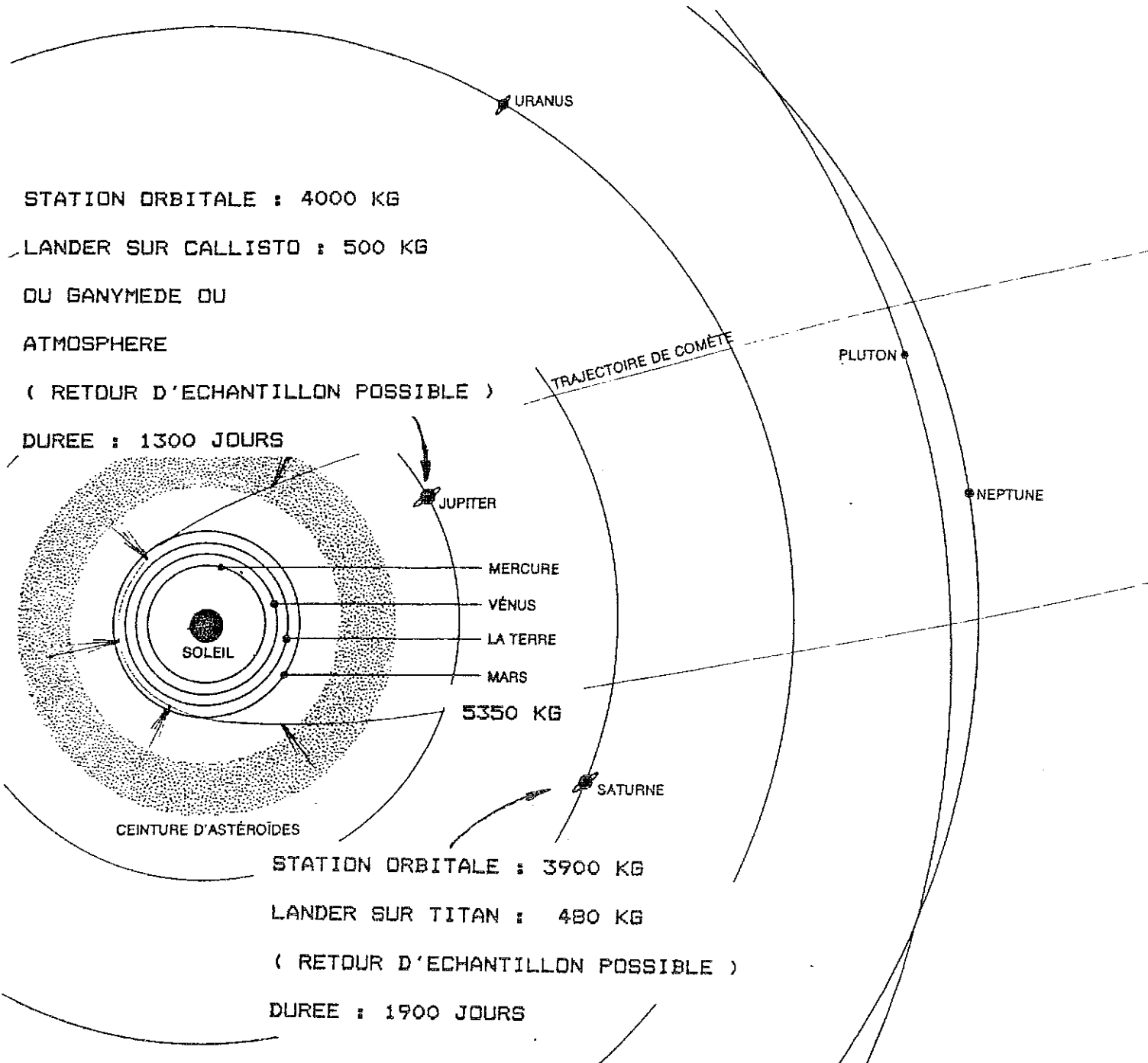
REMORQUEUR ELECTRIQUE : 5500 KG 170 JOURS

REMORQUEUR THERMIQUE : 5380 KG 50 HEURES



MISSIONS PLANETAIRES

\*\*\*\*\*



STATION ORBITALE : 4000 KG

LANDER SUR CALLISTO : 500 KG

DU GANYMEDE OU

ATMOSPHERE

( RETOUR D'ECHANTILLON POSSIBLE )

DUREE : 1300 JOURS

5350 KG

STATION ORBITALE : 3900 KG

LANDER SUR TITAN : 480 KG

( RETOUR D'ECHANTILLON POSSIBLE )

DUREE : 1900 JOURS

MASSE DE DEPART EN ORBITE

TERRESTRE BASSE : 17664 KG

CU : 6564 KG

RE : 5200 KG

ER : 5900 KG

## SYNTHESE

\*\*\*\*\*

1- LE REACTEUR NUCLEAIRE PERMETTRAIT DANS UNE PREMIERE REALISATION DE TECHNOLOGIE DEJA DISPONIBLE :

- DE DISPOSER D'UNE SOURCE ELECTRIQUE DE GRANDE PUISSANCE POUR LA STATION SPATIALE EUROPEENNE
- DE PERMETTRE LA CONCEPTION D'UN VEHICULE SIMPLE DE TRANSFERT ORBITAL ET D'INJECTION PLANETAIRE METTANT *ARIANE V* AU MEME NIVEAU QUE LE COUPLE LE PLUS PERFORMANT SHUTTLE-CENTAUR G
- D'ALIMENTER LES PREMIERES STATIONS DE SURVEILLANCE DES SYSTEMES DE DEFENSE SPATIALE



2- AVEC UNE TECHNOLOGIE PLUS EVOLUEE, DE HAUTE TEMPERATURE, RELATIVEMENT ACCESSIBLE, IL OUVRIerait DES PERSPECTIVES FORT INTERESSANTES DANS LES DOMAINES SUIVANTS :

- CONCEPTION DE STATIONS-SERVICES DE CRYERBOLS
- VEHICULE DE TRANSFERT ORBITAL DE GRANDE PERFORMANCE ( PLUS DE 18 TONNES VERS MARS )
- SOURCE ELECTRIQUE DE GRANDE PUISSANCE POUR LES STATIONS SPATIALES DE DEFENSE
- UTILISATIONS DE SUPRACONDUCTEURS



## ASPECTS TECHNOLOGIQUES IMPORTANTS

\*\*\*\*\*

LES ETUDES *ERATO* ONT MONTRE L'IMPORTANCE DE CERTAINS MATERIAUX ET DE LEUR TECHNIQUE DE FACONNAGE.

IL S'AGIT ESSENTIELLEMENT DE DEUX MATERIAUX :

- LE MOLYBDENE ( ALLIE AU RHENIUM )

- LE BERYLLIUM

\*\*\*\*\*

DES DEUX METAUX ET CERTAINS ALLIAGES REFRACTAIRES SERONT EGALEMENT UTILISES PAR LE PROJET *HERMES*

\*\*\*\*\*

8.2. Politique suivie par le CNES en matière de générateurs  
électronucléaires spatiaux (C.POHER)

POLITIQUE SUIVIE PAR LE CNES EN MATIERE  
DE GENERATEURS ELECTRONUCLEAIRES SPATIAUX

(URY, novembre 1985)

**PREAMBULE :**

Le CNES prend en compte le souci Européen de se doter, à l'horizon 2000, d'une station spatiale habitée autonome, et considère l'évolution future de la demande en énergie électrique dans le projet actuel de station spatiale des USA. L'hypothèse que fait alors le CNES est celle d'une croissance considérable des besoins en énergie électrique spatiale au cours des prochaines décennies, et surtout au delà de 2005.

Le CNES suppose aussi que l'existence de générateurs électriques spatiaux de forte puissance fera naître de nouvelles applications civiles : radars, propulsion électrique, élaboration industrielle de matériaux en microgravité, etc..

Par ailleurs, des applications militaires ambitieuses pour des systèmes de défense spatiale européenne ont été envisagées qui nécessitent également des générateurs électronucléaires spatiaux.

En outre, les études menées conjointement par le CNES et le CEA ces dernières années ont montré qu'il serait probablement possible de réduire fortement le coût récurrent spécifique des générateurs embarqués de forte puissance par l'emploi de générateurs à réacteur nucléaire. Cette évolution laisse entrevoir la possibilité d'amortissement du coût de développement sur un nombre restreint de générateurs et sur une durée raisonnable.

C'est dans ce contexte que le CNES entend poursuivre les travaux entrepris en coopération avec le CEA depuis 1982.

## DANS UN CADRE STRICTEMENT NATIONAL :

Les études passées ont mis en lumière les principaux enjeux technologiques, politiques et militaires du développement de générateurs électronucléaires spatiaux, aussi le CNES a-t-il choisi de poursuivre ces travaux dans un cadre purement national.

## QUATRE PHASES SUCCESSIVES :

L'ensemble des travaux prévus sur ce programme a été divisé en quatre phases :

- PHASE 1 : 1982 à mi 1986
- PHASE 2 : mi 1986 à fin 1990
- PHASE 3 : 1991 à 1995 environ
- PHASE 4 : 1996 à 2000 au sol, 2005 en vol.

### - *PHASE 1* :

La première phase des travaux est complètement financée et se termine actuellement. Elle résulte des accords de coopération passés entre le CNES et le CEA en 1982 et renouvelés en 1984.

Les deux organismes participent chacun pour moitié à l'effort budgétaire total. Cette phase, qui se terminera à la mi 86, a permis de confirmer la faisabilité technique de générateurs de 100 à 400 Kw, en dégagant les options technologiques les plus prometteuses, et a servi à élaborer le plan de développement optimum qui permettra de calculer le coût prévisionnel du programme, jusqu'au premier lancement inclus. Ce coût total sera connu en février 1986.

Un séminaire restreint de présentation des principaux résultats obtenus sera organisé fin février 1986, au profit du CNES, du CEA et des ARMEES.

Le financement de cette première phase a été engagé sur le budget de Recherche et Développement pour ce qui concerne la part CNES.

### - *PHASE 2* :

La seconde phase est prévue de mi 1986 à mi 1990. La décision d'engager cette seconde phase interviendra à l'issue du séminaire CNES/CEA/ARMEES de février 1986. En effet, le coût des phases 2 à 4 sera alors mieux connu.

La phase 2 consistera à mettre au point toutes les technologies considérées les plus critiques. La plupart de ces travaux seront menés dans les laboratoires du CEA qui apparaît le seul compétent dans les domaines identifiés jusqu'à présent : métaux hautement réfractaires, combustible nucléaire spécialisé, bouclier antiradiations, etc...

Le coût total de cette phase est provisoirement estimé à un total de 200 à 300 MF (85) avec un démarrage très progressif. L'hypothèse qui paraît la plus réaliste est celle qui consiste à prévoir un partage équitable de ce financement entre le CEA et le CNES, car les ARMEES ont peu de chances de pouvoir intervenir avant 1990.

Ainsi, la part que le CNES aura à prévoir sera de l'ordre de grandeur suivant (à confirmer en février 1986) :

1986.....	6 MF	)	
1987.....	8 MF	)	
1988.....	12 MF	)	MF de 1985, 0
1989.....	35 MF	)	
1990.....	70 MF	)	

La somme de 6 MF correspondant aux travaux de 1986 est à prévoir dès 1985, et à bloquer jusqu'à la décision d'engager la phase 2 des travaux.

### - PHASE 3 :

La troisième phase pourrait commencer à partir de 1991 environ. La décision de l'engager sera prise en concertation par le CNES, le CEA, et les ARMEES vers la fin de 1990. On fait l'hypothèse que chacun de ces trois organismes participera pour un tiers au coût de cette phase.

La phase 3 consistera à réaliser un prototype à terre du générateur électronucléaire spatial, et à l'essayer dans les installations du CEA.

Ces conditions spatiales seront simulées afin de juger de la validité du concept technique retenu.

Par ailleurs, on procédera parallèlement aux essais permettant de démontrer la sûreté nucléaire du système dans toutes les configurations de mission, normales et anormales.

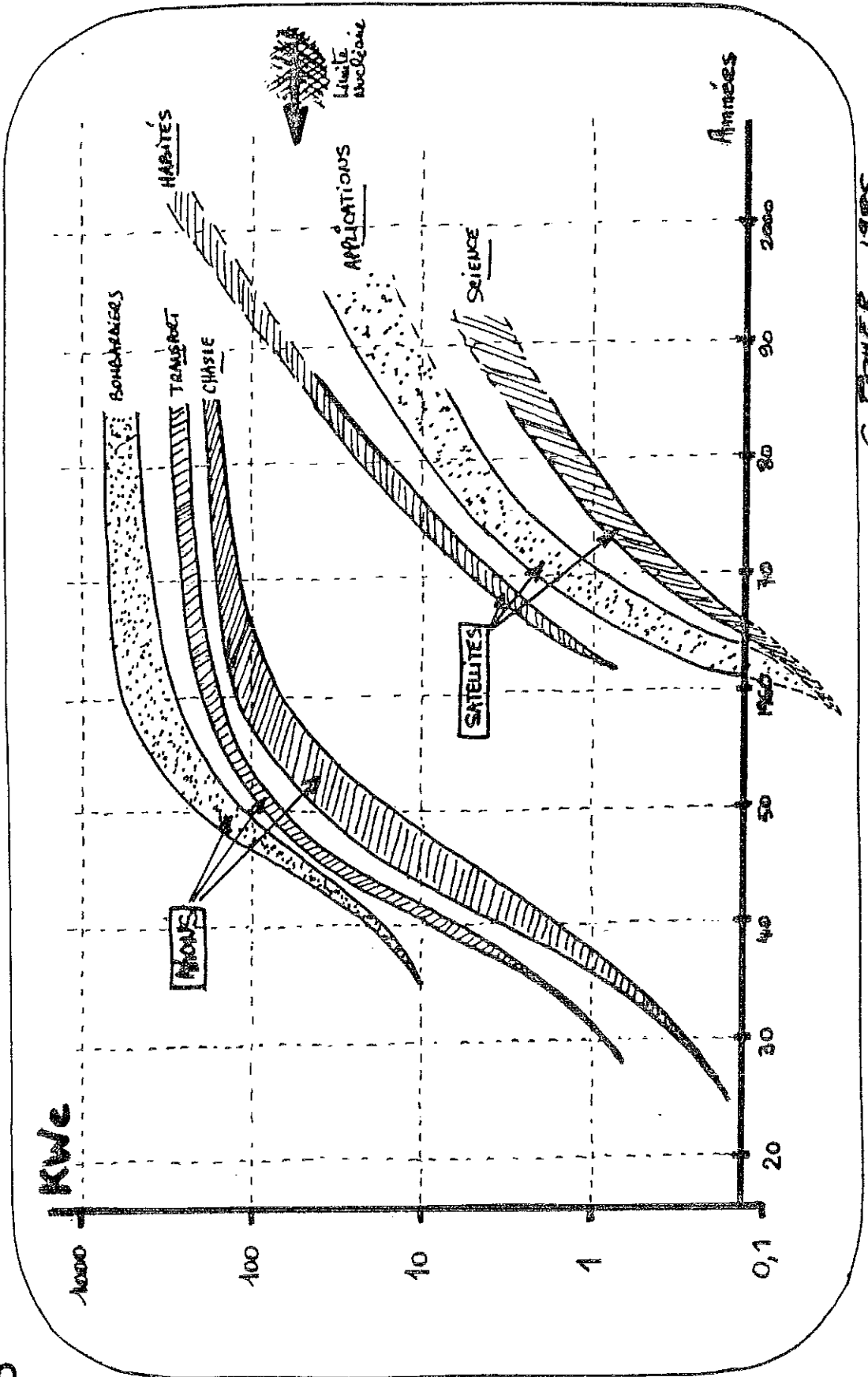


*- PHASE 4 :*

La décision de passer en phase 4 sera prise à l'issue des résultats de la phase 3.

Cette partie des travaux consistera à réaliser un modèle de vol d'un générateur électronucléaire spatial et à le lancer vers 2000. Une phase d'essais en vol de cinq années environ est à prévoir avant l'utilisation opérationnelle ultérieure.

Les caractéristiques précises de ce générateur et de la mission spatiale qui lui sera associée seront étudiées au cours de la phase 3.



C. FERNER 1985

# COÛT DU KW SPATIAL (HORS DEVT)

- Radioisotopique Pu238 → 180 à 300 MF /e KW  
(220 kg/kg)

- SOLAIRE Si ou AsGa → 12 MF /e KW

- Nucléaire → 0,5 à 1 MF /e KW

Coût devt nucléaire 200 MW de 2500 MF      Coût 1 générateur Solaire 200 kW = 2400 MF

CF 85

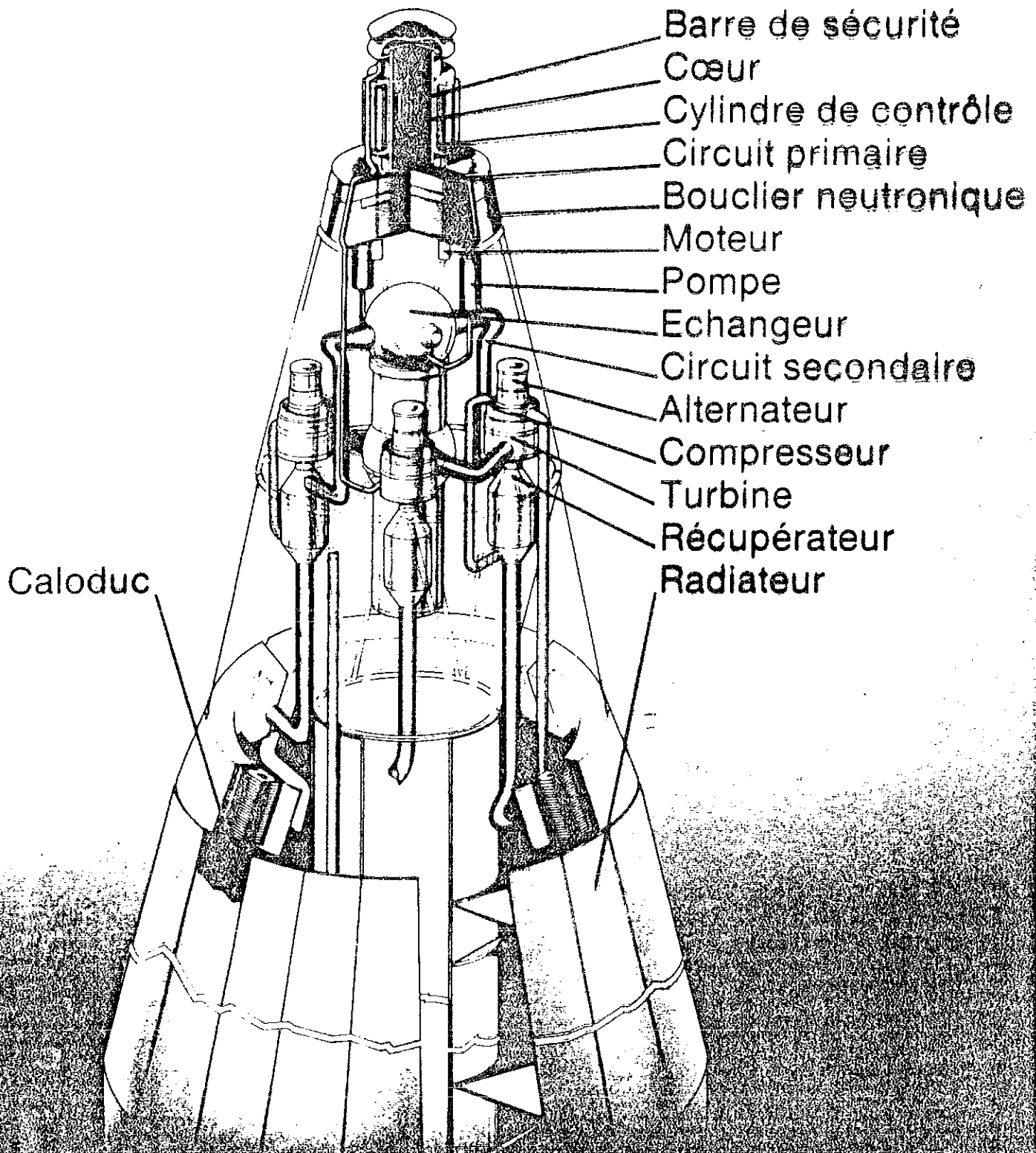
LANCEMENTS SOVIETIQUES DE REACTEURS NUCLEAIRES SPATIAUX (RADARS MILITAIRES OCEANIQUES)				
COSMOS N°	date de lancement	Orbite début	orbite finale	durée de vie en orbite basse
198	27.12.1967	265/281 km/65,1°	894/952 km	?
209	22.3.1968	250/282 km/65,1°	871/944 km	3 jours
367	3.10.1970	246/264 km/65,1°	932/1030 km	?
402	1.4.1971	261/279 km/65°	948/1036 km	?
469	25.12.1971	259/276 km/65°	941/1023 km	10 jours
516	21.8.1972	256/277 km/65°	920/1030 km	31 jours
626	29.12.1973	257/280 km/65°	910/990 km	44 jours
651	15.5.1974	256/276 km/65°	892/954 km	71 jours
654	17.5.1974	261/277 km/65°	913/1024 km	74 jours
723	2.4.1975	256/277 km/65°	916/951 km	44 jours
724	7.4.1975	258/276 km/65°	868/938 km	66 jours
785	12.12.1975	259/278 km/65°	898/1023 km	1 jour (échec ?)
860	17.10.1976	252/265 km/65°	919/1008 km	24 jours
861	21.10.1976	251/265 km/65°	921/1005 km	60 jours
952	16.9.1977	252/265 km/65°	910/998 km	32 jours
954	18.9.1977	251/265 km/65°	échec propulsion tombé au CANADA le 24.1.78	Durée ?
1176	29.4.1980	260/265 km/65°	874/965 km	135 jours
1249	5.3.1981	251/264 km/65°	898/989 km	106 jours
1266	21.4.1981	248/267 km/65°	?	8 jours
1299	24.8.1981	251/265 km/65°	911/959 km	13 jours
1365	14.5.1982	259/276 km/65°	885/977 km	136 jours
1372	1.6.1982	258/277 km/65°	908/977 km	72 jours
1402	30.8.1982	254/279 km/64°	échec/Retour en terre	120 jours
1412	2.10.1982	255/280 km/65°	901/985 km	40 jours

Trois nouveaux lancements sont intervenus depuis fin 1982 jusqu'en octobre 1985 (après échec de Cosmos 1402)

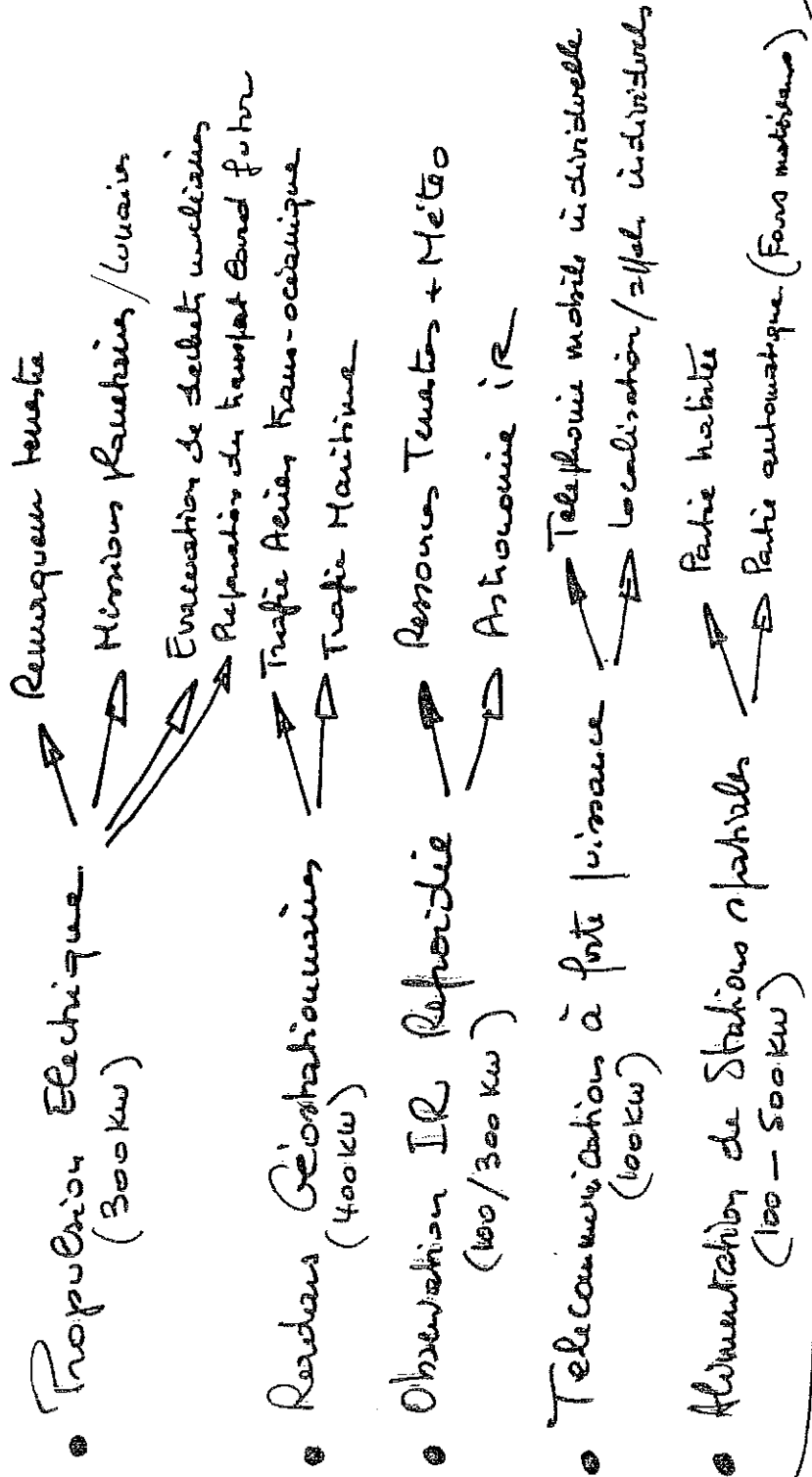
FIGURE 5 : Lancements militaires soviétiques de réacteurs nucléaires spatiaux

lancés de Baïkonur (45° 9' N / 63° 3' E) par lanceur FA.M.../...

# **ERATO : Générateur électronucléaire 200 kWe**

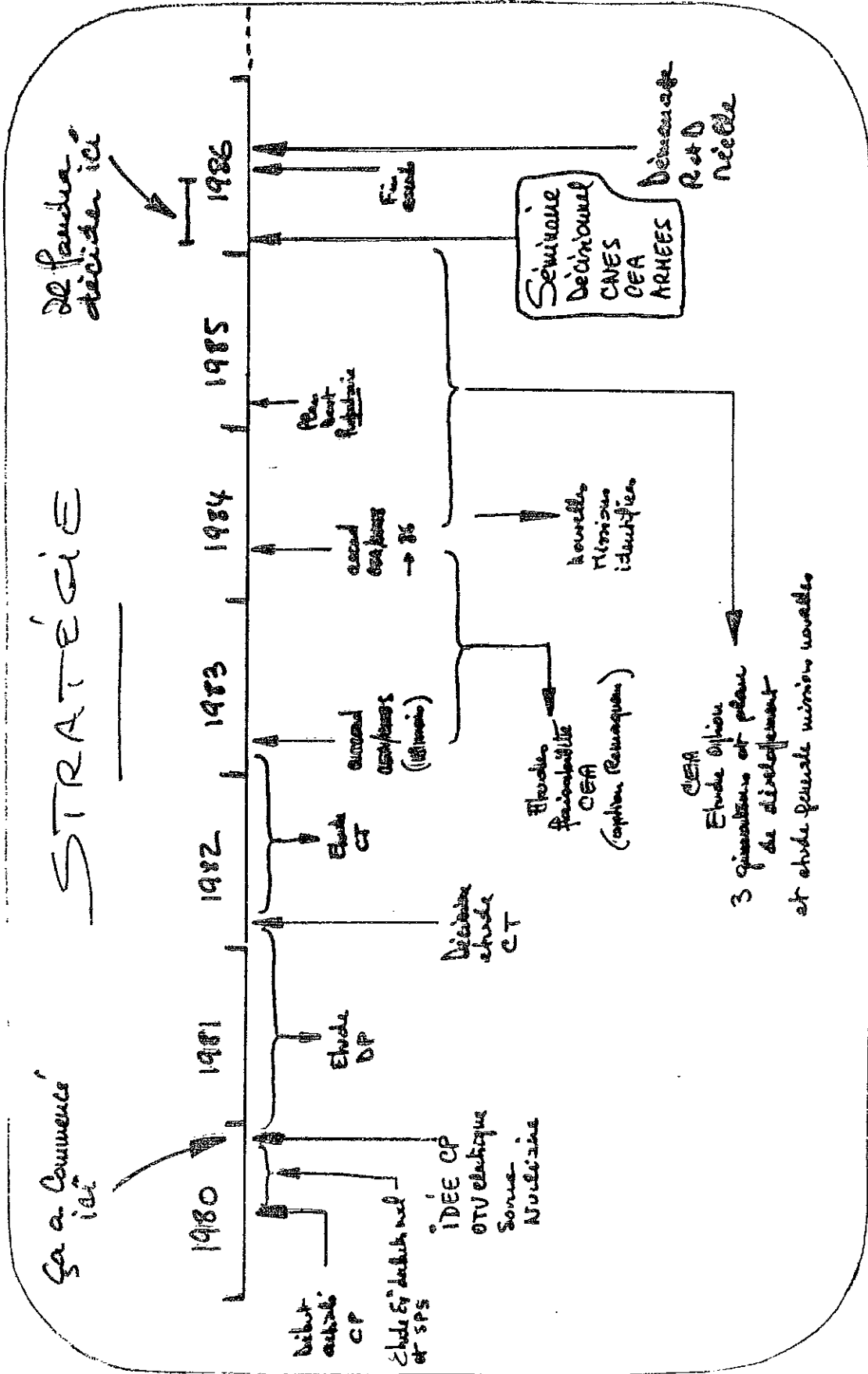


# APPLICATIONS CIVILES



## APPLICATIONS MILITAIRES

- Durcissement des générateurs de satellites chimiques (Telecom/obs) 30 kW
- Altim. Satellite Telecom autotoutent impulsion EM 100-400 kW
- Méteors d'alerte avancée Mirnits de Russie 200-400 kW
- Radars obs tous temps, durcis 100-200 kW
- obs infra-rouge refroidie 100-400 kW
- Brailleurs radio/Radar 100 kW
- Canons électromagnétiques 50-300 kW
- Armes à transfert d'énergie 1 à 50 MW
- Radars de surveillance océanique 100-300 kW
- Satellite manœuvrants 100-300 kW





# Plan de Développement Flexible

