



FR0202126

7MS-FR-1372

UTILISATION DE L'ÉNERGIE NUCLEAIRE DANS L'ESPACE

Xavier Raepsaet – CEA Saclay

Pascal Pempie – CNES Evry

Deux modes d'utilisation de l'énergie nucléaire sont envisageables pour des applications spatiales. La plus triviale est la production d'électricité. Cette électricité pourra servir à l'alimentation de satellites, de véhicules d'exploration, de bases lunaires ou planétaires ainsi qu'à l'alimentation de propulseurs électriques. La deuxième façon de tirer parti de l'énergie nucléaire dans l'espace est la propulsion nucléaire thermique. Le réacteur nucléaire sert alors de simple échangeur thermique à un gaz qui viendra ensuite se détendre dans une tuyère classique. Ces deux applications, qui concernent toutes deux des réacteurs de très petites tailles, sont présentées ici en s'appuyant sur deux exemples de projets menés en collaboration entre le CNES et le CEA : ERATO comme générateur électrique et MAPS pour la propulsion nucléothermique.

Les utilisations potentielles de l'énergie nucléaire dans l'espace

La production d'électricité

Depuis le début des activités spatiales dans le monde, satellites, sondes d'exploration planétaire, navettes, stations automatiques ou habitées... ont constamment eu besoin pour fonctionner d'énergie électrique. Par ailleurs, quel que soit le moyen de production d'énergie, les systèmes spatiaux opérationnels aujourd'hui ont toujours été optimisés du point de vue de leur durée de vie et de leurs performances dans un souci constant d'économie des réserves d'énergie embarquées. Afin de ne pas limiter les activités de l'homme dans l'espace faute de source d'énergie convenable, les agences spatiales n'excluent pas le recours à l'énergie nucléaire dans leurs missions futures. Parmi celles-ci, l'exploration planétaire lointaine, l'alimentation de bases lunaire ou martienne ou les missions lourdes vers Mars sont envisagées aujourd'hui et l'énergie nucléaire y représente une source d'énergie sans équivalent.

Il existe des moyens très divers pour produire l'électricité dans l'espace chacun ayant son domaine privilégié d'application (Tableau 1). En dehors des générateurs chimiques limités à des applications de courte durée et des panneaux solaires encombrants bornés à des applications à proximité du soleil, les générateurs radioisotopiques (RTG[#]) ont assuré bon nombre de missions jusqu'à maintenant. L'extrapolation en puissance des RTG pose néanmoins des problèmes incontournables de faisabilité et de sûreté ainsi que d'approvisionnement en ²³⁸Pu. Dans ce contexte, le *générateur électronucléaire* offre une large gamme de puissance pour une masse spécifique relativement faible (kg/kWe).

[#] Radioisotope Thermoelectric Generator

DISCLAIMER

**Portions of this document may be
illegible in electronic image products.
Images are produced from the best
available original document**

Le réacteur électronucléaire peut être couplé à des **propulseurs électriques**. C'est le cas des missions vers les planètes extérieures où les satellites peuvent alors tirer un bénéfice considérable de ce couplage. La source de puissance assure également l'alimentation de la sonde pendant la mission scientifique, ce qui permet des puissances d'émission 100 à 1000 fois plus élevées que sur les sondes de la NASA. Enfin, le niveau de puissance (30 à 300 kWe) correspond aussi à celui exigé pour l'approvisionnement en électricité d'une base lunaire (nuit de 14 jours) ou martienne.

Tableau 1

<i>Générateurs</i>	<i>Autonomie</i>	<i>Gamme de puissance</i>	<i>Masse spécifique</i>
Turbogénérateurs à ergols	quelques heures	-	~ 5 kg/kWe
Electrochimiques (piles à combustibles)	plusieurs centaines d'heures	quelques dizaines de kWe	~ 15 kg/kWe
Solaires photovoltaïques	10 ans	quelques dizaines de kWe	100 à 200 kg/kWe (avec batteries)
Solaires dynamiques	7 ans	20 – 100 kWe	150 à 300 kg/kWe
Radioisotopiques (^{238}Pu) : RTG, DISP [#]	quelques dizaines d'années	quelques kWe	~ 200 kg/kWe (RTG) ~ 100 kg/kWe (DISP)
Réacteurs nucléaires	10 ans	10 kWe – 1 MWe	30 kg/kWe à 200 kWe 100 kg/kWe à 20 kWe

[#] *Dynamic Isotope Power System*

La propulsion nucléaire thermique et la problématique du transport spatial

L'énergie disponible par unité de masse d'un matériau fissile est approximativement sept ordres de grandeur supérieure à celle produite par la meilleure réaction chimique (H_2/O_2) qui chauffe le gaz avant de le détendre dans une tuyère. Bien entendu, en aucun cas la totalité de cette énergie ne sera transformée en enthalpie pour le gaz propulsif compte tenu des problèmes posés par les hautes températures, les pertes par transfert thermique et du fait que seulement une partie du combustible nucléaire est brûlé. Néanmoins, l'idée d'utiliser un réacteur nucléaire pour chauffer un gaz propulsif semble attrayante.

En effet, la seconde loi de Newton appliquée à un véhicule spatial de masse m animé de la vitesse V et éjectant du gaz à la vitesse $V_{\text{éj}}$ implique :

$$m \frac{dV}{dt} = F = - \frac{dm}{dt} V_{\text{éj}} \quad (1)$$

La poussée F fournie au véhicule pendant un certain temps permet d'obtenir un incrément de vitesse ΔV :

$$\Delta V = V_{ej} \text{Log} \frac{M_{initiale}}{M_{finale}} \quad (2)$$

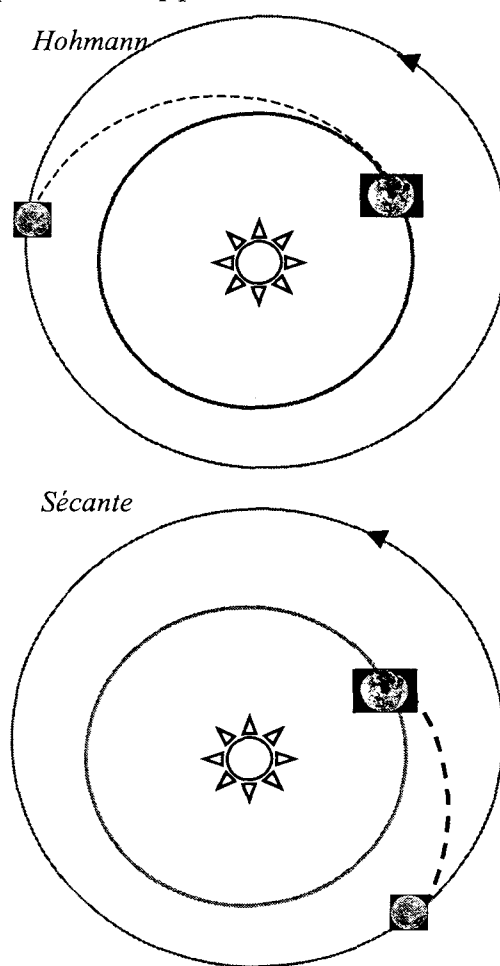
La différence entre la masse initiale et la masse finale correspond aux ergols brûlés. Cette quantité est d'autant plus faible pour un même incrément de vitesse que la vitesse d'éjection est élevée. Or la conservation de l'énergie d'un gaz chaud qui se détend dans une tuyère fait apparaître que cette vitesse d'éjection est proportionnelle

à $\sqrt{\frac{T}{M}}$ où M est la masse molaire du gaz éjecté. Lors de la combustion H_2/O_2 , la

température atteinte dans la chambre de la tuyère est de l'ordre de 3500 K pour une masse M de 18 g/mol. En considérant de l'hydrogène chauffé par un réacteur nucléaire jusqu'à des températures de l'ordre de 2000 K, un **facteur 2 est vite gagné sur la vitesse d'éjection et donc sur la consommation d'ergol**. Cette estimation rapide des ordres de grandeur montre que l'énergie nucléaire ouvre la voie à une nouvelle gamme de propulseur là où le propulseur chimique a désormais atteint ses meilleures performances avec le couple H_2/O_2 .

Les missions spatiales proches de la terre pour les applications commerciales (satellites de télécom, de télévision, d'imagerie) sont couvertes par la propulsion chimique classique. Pour une mission automatique vers Mars où la durée du voyage n'est pas un facteur déterminant et où la charge utile est modeste, la propulsion chimique est aussi la solution. Par contre, pour une mission habitée la charge utile à déposer sur Mars est de l'ordre de 30 tonnes et la durée du voyage doit être aussi la plus courte possible. Le déroulement d'une mission "moderne" est d'abord une injection par un lanceur lourd "conventionnel" type Ariane 5, sur une orbite terrestre basse (500 km) d'un véhicule de transfert. Il convient de limiter la masse à mettre en orbite basse (la capacité d'Ariane 5 est de l'ordre de 20 tonnes !). Il s'agit aussi d'éviter de multiples lancements, des manœuvres de rendez-vous et d'assemblage en orbite et le critère actuel est de "limiter" la masse en orbite basse à 120 T (masse accessible à un super lanceur lourd).

La trajectoire de transfert la plus "économique" est celle dite de *Hohmann* mais pour Mars le voyage dure 258 jours. Pour raccourcir la durée



du transfert on utilise des trajectoires *sécantes*.

La figure 1 suivante illustre le besoin en ΔV pour des transferts martiens en fonction du temps de transfert. Le ΔV correspond à la somme de deux termes :

- ΔV_1 pour se libérer de l'attraction gravitationnelle de la Terre et s'engager sur une trajectoire elliptique dont le soleil est un foyer et rencontrer la trajectoire de la planète visée,
- ΔV_2 pour ralentir la sonde et la faire capturer par le champ gravitationnel de la planète.

Figure 1

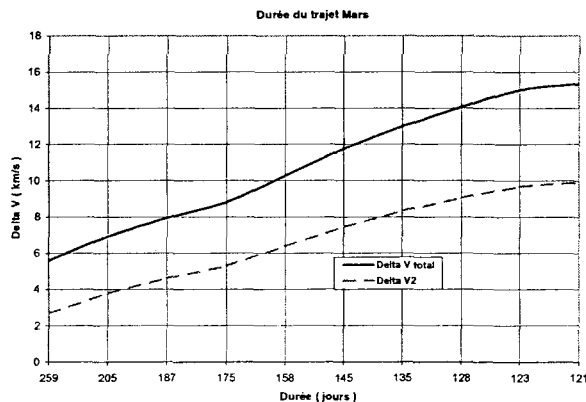
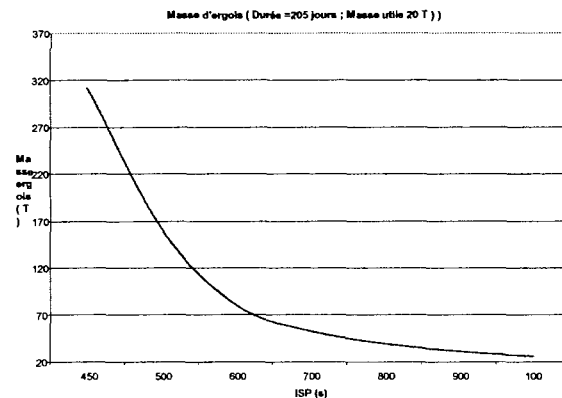


Figure 2



La masse d'ergols fonction de l'ISP# pour une mission destinée à poser sur Mars une charge utile de 20 tonnes et d'une durée de 205 jours, est illustrée par la figure 2. Il apparaît clairement que la propulsion nucléaire pour des missions habitées vers Mars est la bonne solution.

Pour des missions vers d'autres planètes, le tableau suivant indique les temps de transfert par des trajectoires de Hohmann et les ΔV correspondants pour des missions vers les planètes du système solaire :

	Mercure	Vénus	Mars	Jupiter	Saturne	Uranus	Neptune	Pluton
ΔV (km/s)	13,2	6,8	5,7	23,3	17,7	14,5	15,2	11,1
Durée/année	0,3	0,4	0,7	2,7	6	16	31	45

Les mêmes considérations que celles développées sur la mission martienne conduisent à rechercher une ISP la plus élevée possible. Il convient alors d'utiliser la propulsion électrique (ionique ou plasmique) qui permet des ISP de l'ordre de 10 000 s. Ce type de propulseur nécessite une puissance électrique de quelques Mégawatt. Ce niveau de puissance est inaccessible aux cellules photovoltaïques. Le recours à l'énergie nucléaire est dans ce cas aussi une solution à retenir (*propulsion nucléaire électrique*).

Impulsion Spécifique (s) = Vitesse d'éjection du gaz / g_0

Psychologiquement, compte tenu de l'ambiance antinucléaire latente ou active dans de nombreux pays, l'envoi d'un réacteur nucléaire dans l'espace peut être considéré comme une sorte de provocation.

Historiquement, il est facile de rappeler que les américains et les russes ont envoyé et continuent d'envoyer des matières nucléaires dans l'espace (réacteurs nucléaires avec satellites militaires et ^{238}Pu des RTG installés sur ULYSSE, GALILEO, CASSINI...). La prise de conscience sur le plan international des questions posées par la sûreté des sources d'énergie nucléaire dans l'espace est apparue après les accidents recensés de satellites soviétiques équipés de réacteurs nucléaires : Cosmos 954 en 1978 (retombé dans le nord canadien) et Cosmos 1402 en 1983 (retombé dans l'océan indien au nord de Madagascar).

Cependant, les recommandations internationales en matière de sûreté sont moins nettes et concrètes pour le nucléaire spatial que pour la plupart des autres utilisations de l'énergie nucléaire (transports internationaux des matières radioactives, propulsion navale) pour lesquelles une concertation multilatérale a conduit à l'établissement de règles et de critères de sûreté communs. Malgré la dimension internationale de ces aspects de sûreté liés à la mondialisation des risques radiologiques éventuels, aucun critère quantitatif n'existe en terme de sûreté des sources d'énergie nucléaire dans l'espace.

Cet état de fait impose aux concepteurs des systèmes nucléaires spatiaux le soin de réaliser, en parallèle des études de dimensionnement, l'analyse de sûreté (qualifiée d'exploratoire) basée sur des objectifs et des options de sûreté le plus souvent définies par eux même. Il en ressort une base commune de critères de sûreté généralement admis et pris en considération dès les études de conception :

- le réacteur est lancé *vierge de tous produits radioactifs* (produits de fission et transuraniens) en dehors des éventuelles sources de démarrage et des corps formés par la première divergence de calibrage. Le recours à un combustible uranium est incontournable.
- le *fonctionnement* du réacteur ne sera possible que lorsqu'il sera sur une orbite assez haute dite *orbite de sécurité*. Une adéquation est souvent recherchée entre l'évolution de la radiotoxicité de l'inventaire du cœur et le temps de vie du satellite sur cette orbite.
- les *rejets de corps radioactifs* dans l'espace doivent être *réduits au maximum*. Cette philosophie est généralement rencontrée dans les grands programmes de sûreté qui prévoient la réduction des risques à un niveau aussi faible que raisonnablement réalisable.
- le réacteur est *maintenu sous-critique dans tous les cas d'accident* (incendie, retombée sur le pas de tir, immersion dans l'océan, ...).

A titre d'illustration du premier point, une évaluation faite par Technicatome au cours des études LunPS[#] a montré que les risques encourus en terme de débit d'équivalent de dose par l'échec au lancement étaient de 7 à 10 ordres de grandeur plus faibles pour le réacteur LunPS que pour l'ensemble des RTG de la mission CASSINI. Par ailleurs, les études MAPS ont montré qu'au bout de deux siècles, l'inventaire radioactif du réacteur en fin d'utilisation représenterait une activité inférieure à 1 Cu. Ceci correspondrait à une dose reçue dans un environnement proche du réacteur très vite comparable à la dose reçue dans l'espace interplanétaire, qui, rappelons-le, reste très hostile de ce point de vue (rayonnement cosmique et rayonnement solaire : p⁺, α et ions) .

Les concepts de générateurs électronucléaires

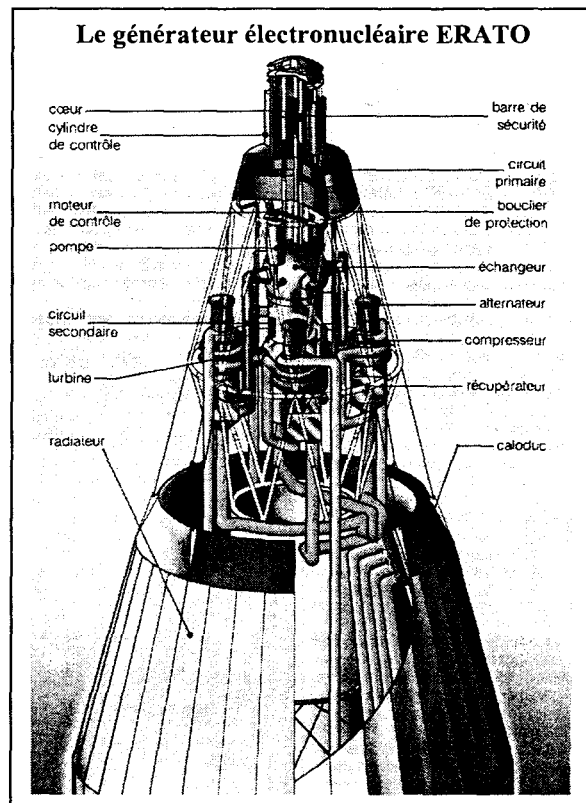
Les contraintes et le problème de la source froide

Le générateur électronucléaire spatial se compose de :

- un réacteur nucléaire qui constitue la source chaude du système
- un système de conversion d'énergie
- un radiateur qui représente la source froide (rayonnement vers l'espace)
- un bouclier de protection radiologique qui protège de l'irradiation les matériels sensibles embarqués.

Parmi les contraintes imposées aux systèmes spatiaux, celles liées à la *masse* et à *l'encombrement minimum* sont primordiales. Ce souci de compacité conduit à envisager des réacteurs de petites tailles à uranium très enrichi (93 %). Par ailleurs, le recours au rayonnement vers l'espace comme source froide et la minimisation de l'encombrement du radiateur sont très contraignants. Il conduit souvent à envisager des températures de fonctionnement dans le réacteur très élevées. En effet, la puissance rayonnée dans l'espace est reliée à la puissance fournie W par :

$$\varepsilon \sigma S_{rad} T_f^4 = \frac{1-\eta}{\eta} W \quad (3)$$



[#] Lunar Nuclear Power System

où η peut être explicité par le rendement de Carnot en fonction de T_f et T_{ch} , les températures des sources froide et chaude. La surface de radiateur S_{rad} s'exprime par :

$$S_{rad} = \frac{1}{\varepsilon \sigma} \frac{W}{T_f^3 (T_{ch} - T_f)} \quad (4)$$

Elle présente alors un minimum pour $T_f = (3/4)T_{ch}$, correspondant à un rendement de Carnot de 25 %. Tout d'abord, il convient de noter que les rendements thermodynamiques réels seront limités à des valeurs de l'ordre de 20 %. Nous remarquerons ensuite qu'il est exclu de travailler à des températures trop basses au niveau du radiateur. Des températures moyennes T_f de 500 et 800 K correspondent respectivement à des puissances rayonnées de 2.1 et 14 kW/m² pour une émissivité de 0.6. Enfin, considérer une température moyenne T_f de 800 K au niveau du radiateur conduit à envisager des *températures en sortie du cœur bien supérieures à 1000 K*.

De ces considérations, il ressort qu'un réacteur de quelques centaines de kWe avec un rendement de 20 % devra évacuer une puissance par rayonnement de l'ordre du MW_{th} qui correspondra à une surface de radiateur d'environ 100 m². Il apparaît donc que les contraintes d'encombrement d'un système de production d'énergie dans l'espace sont des limites à l'extrapolation de la fourniture de fortes puissances électriques. Seule la course à des *hautes températures* dans le réacteur permet de contourner le problème et de réduire significativement la taille du radiateur. Néanmoins, pour une température T_{ch} fixée, (1500 K) le respect du minimum de l'équation (4) imposera des technologies d'avant garde pour les matériaux utilisés par le radiateur.

Clés pour la conception des générateurs électronucléaires spatiaux

Que ce soit pour la fourniture d'électricité ou la propulsion électrique, les technologies des générateurs électronucléaires spatiaux ont été largement développées durant ces dernières décades. Plusieurs systèmes ont été étudiés pour fournir quelques dizaines à quelques centaines de kWe de puissance sur des périodes allant de sept à dix ans. Au cours de ces projets, différents concepts de réacteurs à gaz ou à métal liquide ont été couplés avec une grande variété de systèmes de conversion d'énergie (thermoélectrique, thermoionique, Brayton, Rankine et Stirling).

Le choix du couple - concept de réacteur / système de conversion - est à la base de toutes les études de conception d'un générateur électronucléaire. Parmi les différents projets étudiés, le couple *réacteur à métal liquide / conversion thermoelectrique* a souvent été sélectionné (programme SP-100 aux USA). Basé sur un combustible UN refroidi au lithium (1300 K), la puissance totale du système peut varier en changeant le nombre de crayons combustibles et de convertisseurs thermoélectriques. Cette flexibilité et sa compacité en ont fait une référence.

Le couple *métal liquide/Stirling* offre un meilleur rendement et des températures de fonctionnement des matériaux plus basses. En revanche, il fait appelle à un cycle de conversion plus innovant et moins bien connu. De plus, un système de conversion de type Stirling ou s'appuyant sur un cycle de Brayton nécessite souvent de plus grandes surfaces de radiateur que le système de conversion statique par thermoéléments.

En ce qui concerne le *concept thermoionique*, plus de 30 réacteurs de ce type (TOPAZ I) ont été envoyés en orbite terrestre par les Russes durant la guerre froide. Dans ce concept, un courant est généré entre la gaine métallique du combustible (~ 2000 K), qui émet par agitation thermique des électrons, et un collecteur (~ 1000 K) situé à quelques centaines de μm de la gaine. Le collecteur refroidi par un métal liquide (NaK dans TOPAZ II) peut être l'objet d'un deuxième système de conversion (thermoélément SiGe sur TOPAZ) utilisant le reste de l'énergie non convertie par effet thermoionique. Malgré un rendement assez faible (~ 5 %), ce concept a l'avantage de présenter une faible surface de radiateur. Cependant, la dégradation des performances de l'espace inter-électrodes au cours de la vie du réacteur exclue une utilisation sur plus de trois ans. De plus, cette technologie maîtrisée aujourd'hui essentiellement par les russes est limitée à des applications de faibles puissances (< 100 kWe).

A côté des grands programmes américains et russes précités, la France a étudié entre 1982 1989 un réacteur électronucléaire à travers le projet ERATO issu d'une collaboration entre le CNES et le CEA [1]. Basé sur des technologies à court terme, les études se sont concentrées sur un générateur de 200 kWe puis de 20 kWe par la suite. Les études de conception & dimensionnement ont abouti à trois concepts de cœur classés par leur technologie combustible-caloporteur-matériaux de gainage et de structure :

- UO₂/sodium/Inox T < 700 C
- UC₂/He/alliages sp. T < 850 C
- UN/lithium/Mo-Re T < 1150 C

Tableau 2 : Caractéristiques ERATO 200 kWe

Puissance thermique	1100 kW
Diamètre/hauteur cœur	32/32 cm
Diamètre réacteur	48.8 cm
Combustible (93 % ²³⁵ U)	UO ₂ ou UN
Masse d'uranium	113 kg
Réflecteur	BeO
Densité de puissance comb.	~100 W/cm ³
Densité de puissance cœur	~10 kW/litre
Caloporteur	Lithium
Débit	5.4 kg/s
Température entrée cœur	1147 °C
Température sortie cœur	1197 °C
Surface du radiateur	140 m ²
Hauteur totale	17 m
Masse de l'ensemble	7000 kg

Les critères de dimensionnement du cœur

Dans un souci constant d'optimisation de la puissance spécifique (kWe/kg) des systèmes spatiaux électrogènes, les réacteurs présentent souvent de petites dimensions (20 à 30 cm de diamètre et hauteur) et utilisent de l'uranium enrichi à 93 %. Les puissances spécifiques rencontrées sont alors de l'ordre de quelques dizaines de kW/litre de cœur. Dans les choix qui sont faits lors des études de

conception, l'avantage d'avoir recours ou non à un cœur à neutron rapide ou bien thermalisé n'est pas évident (Tableau 3).

Tableau 3

<i>Type de coeur</i>	<i>rapide</i>	<i>thermalisé</i>
Taille critique et masse du système	--	++
Taux de combustion du combustible	++	--
Contrôle de la réactivité	++	--
Distribution de puissance	++	--
Dommages subits par les matériaux (dpa, gonflement,...)	--	++
Gestion des hautes températures	++	--

Si le réacteur thermique à uranium fortement enrichi offre la plus petite taille critique, bien d'autres paramètres sont à prendre en compte. Le taux de combustion maximum du combustible (lié à la puissance et au nombre d'années de fonctionnement requises), le contrôle de la réactivité, les pics de puissance, ...sont autant de critères à considérer.

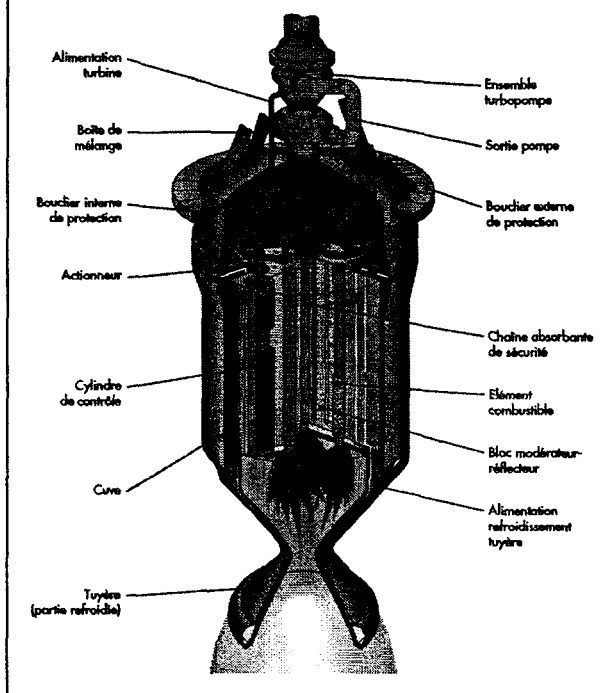
Ne pas dépasser un certain taux de combustion moyen dans le cœur (par exemple 70000 MWj/t) pour un réacteur de 1 MWth (200 kWe) devant fonctionner 10 ans impose une charge minimum en uranium supérieure à 50 kg alors qu'à l'optimum de modération d'un cœur refroidi au NaK et modéré au ZrH, environ 11 kg suffisent. Le seul critère technologique du combustible force le choix d'un réacteur plutôt épithermique et donc plus massif et plus lourd. Par ailleurs, le contrôle de la réactivité, la gestion des pics de puissance et les problèmes de refroidissement du modérateur sont au désavantage des cœurs à neutrons thermiques.

La propulsion nucléaire thermique

La définition de principe de la propulsion nucléaire thermique citée précédemment mène directement aux limites technologiques et aux contraintes qui seront rencontrées lors des études de conception d'un réacteur de propulsion :

- le combustible et une partie des matériaux de structure du réacteur devront résister à de très hautes températures ($> 2000\text{ K}$). En revanche, les temps cumulés de fonctionnement sur la vie du réacteur sont très faibles. En effet, contrairement au propulseur électrique de très faible poussée, le moteur nucléothermique a des poussées comparables aux moteurs cryogéniques et les temps sont courts pour atteindre les incréments de vitesse. Le combustible nucléaire est donc fortement sollicité en température mais peu du point de vue du taux de combustion.

la température de l'hydrogène en sortie du cœur et le débit est imposé par le niveau de poussée requis. Par exemple, pour une poussée dix fois plus faible que le moteur Vulcain d'Ariane V, soit environ 100 kN (10 tonnes), il faut un réacteur de 450 MW_{th} pour chauffer les ~ 14 kg/s d'hydrogène jusqu'à 2200 K. Or, toujours dans un souci d'encombrement et de masse minimum, les réacteurs de propulsion font appel à l'uranium très enrichi et possèdent des tailles de cœur similaires à celles des réacteurs électrogènes spatiaux. Les densités de puissances atteintes, de l'ordre de 1 à 10 $MW/litre$ de cœur



dans ce type de réacteur, soit un à deux ordres de grandeur supérieures à celles des REP, apparaissent donc comme un défi.

- enfin, le moteur doit pouvoir démarrer et atteindre sa puissance nominale très rapidement, ce qui suppose un élément combustible capable de supporter des *variations de température très importantes* sur des intervalles de temps très courts.

Pour atteindre ces critères, oxydes, carbures, nitrures, ... d'uranium ont été développés et testés (en pile et hors pile) pour des applications de propulsion nucléaire spatiale. De vastes programmes de recherche sur les combustibles et la conception de réacteur de propulsion ont été menés aux Etats-Unis et en URSS dès le début des années 50 [2, 3]. Ils ont permis d'identifier des options de conception et des combustibles prometteurs. Au cours d'expérimentations de prototypes testés sur terre, des températures allant jusqu'à 2550 K pendant 2 heures ont été atteintes (projet NERVA). Des combustibles fonctionnant à plus de 3000 K pendant une heure en réacteur et plus de 100 heures en laboratoire ont été testés en URSS.

Un héritage technologique colossal a donc été laissé par le programme Rover/NERVA mené aux Etats-Unis entre 1955 et 1973. Une remarque similaire peut être faite concernant l'expérience acquise en URSS à la même période, mais qui reste cependant plus confidentielle et plus difficilement mesurable. Pendant les années 95-97, le CEA, en collaboration avec le CNES, a pris part à la définition d'un réacteur nucléaire de propulsion (projet MAPS) pour des applications adaptées à Ariane V.

Tableau 4 : Caractéristiques MAPS

Puissance	300 MW
Nb d'éléments combustible	19
Diamètre/hauteur cœur	60/70 cm
Diamètre réacteur	94 cm
Combustible (93 % ^{235}U)	UC_2
Masse d'uranium	19.2 kg
Modérateur/réflecteur	Be
Densité de puissance comb.	12.1 kW/cm ³
Densité de puissance cœur	1.5 kW/cm ³
Température entrée cœur H_2	150 K
Température sortie cœur H_2	2200 K
Hauteur totale du moteur	3.85 m
Masse de l'ensemble	1900 kg

Le réacteur MAPS [4] est construit autour d'éléments combustibles annulaires. Le combustible est formé d'un lit de particules de quelques centaines de μm situées entre deux parois poreuses concentriques. L'hydrogène, distribué à la périphérie, traverse radialement les parois de l'élément combustible et s'échauffe au contact des particules. Ceci permet de maximiser surface d'échange et dispersion du combustible et donc de minimiser sa température. Ces éléments combustibles sont disposés au sein d'un massif modérateur-réflecteur

constitué de béryllium.

Les performances modestes de MAPS du point de vue propulsion (vitesse d'éjection et poussée) en regard des projets américains et russes font apparaître néanmoins déjà un très fort potentiel d'innovation radicale. De telles innovations permettraient d'élargir le domaine de faisabilité des technologies du nucléaire d'aujourd'hui. Elles pourraient avoir des retombées sur le combustible et la conception des réacteurs terrestres ou dans des applications nécessitant de très hauts flux (incinération, irradiation de matériaux) ou de très fortes compacités.

Références

- [1] *Etude de comparaison de différents générateurs spatiaux de 20 kWe.*
F. Carre, E. Proust et P. Keirle. Rapport DMT/SERMA-1056, 1989.
- [2] *Annual 1st to 10th Symposium on Space Nuclear Power Systems.*
Albuquerque 1984 - 2001.
- [3] *A critical Review of Space Nuclear Power and Propulsion* – Mohamed S. El-GENK
AIP press, 1994
- [4] *La propulsion nucléaire thermique spatiale* – X. Raepsaet
Rapport Scientifique CEA/DRN 1996.