

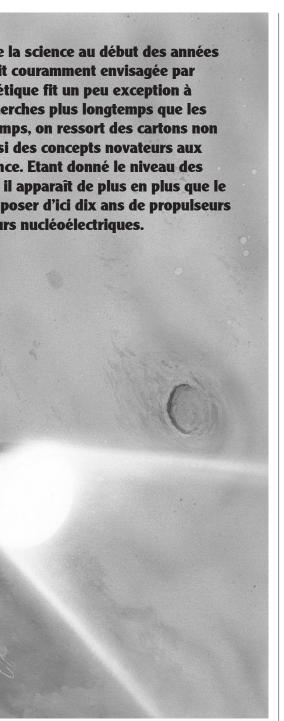
es futurs historiens des sciences spatiales porteront certainement un jugement mitigé sur l'époque du début des années 70 jusqu'à nos jours, tant les occasions et les possibilités de développer la conquête spatiale d'un facteur de plusieurs ordres de grandeur ont été ratées par manque de volonté politique et absence de perspectives des décideurs. Le nucléaire spatial, et les formidables opportunités qu'il pouvait apporter en tant que matrice d'un programme post-Apollo, a été particulièrement victime de ce retournement quasi général des prio-

PHILIPPE JAMET

rités en faveur de programmes à très court terme, dont l'expérience a montré qu'ils n'avaient que des retombées limitées sur le système industriel et de la recherche et sur l'emploi, excepté pour les télécommunications. Pour en juger, il suffit de comparer les chiffres de l'emploi du secteur spatial il y a une quinzaine d'années à ceux d'aujourd'hui.

Dans les années 1965-1966 régnait chez les ingénieurs américains

et russes un grand optimisme quant à l'utilisation du nucléaire dans l'espace pour produire de l'électricité et la maîtrise des techniques de propulsion nucléaire spatiale. Les concepts de propulsion nucléaire spatiale avaient été imaginés pendant la Seconde Guerre mondiale par Ernst Stühlinger (propulsion nucléoélectrique) et par Walter Thiel et Krafft Ehricke (propulsion nucléothermique). Un rapport, devenu une référence et rédigé en 1944 par deux chercheurs de Los Alamos, Stan Ulan et F. de Hoffmann, démontrait de facon définitive les possibilités offertes



par l'énergie nucléaire quant à la fourniture d'électricité à des sondes et la propulsion de fusées et de vaisseaux spatiaux. Néanmoins, il soulignait aussi les difficultés liées au transfert vers l'espace des technologies du nucléaire classique (par exemple, le transfert de l'énergie calorifique de la fission à un fluide propulsif dans le cadre d'une structure spécifique comme une fusée), tout en recommandant au gouvernement américain d'accélérer les recherches. En fait, ce n'est que vers le milieu des années 50, plus de dix ans après, que de véritables programmes seront mis

en œuvre pour alimenter des satellites ou des sondes en énergie par désintégration de radio-isotopes, transfert technologique le plus facile à réaliser, ou encore pour alimenter de petits réacteurs ou des moteurs pour la propulsion spatiale. Ce que nous venons d'écrire concerne en premier lieu les Etats-Unis mais aussi, avec quelques années de retard, l'Union soviétique qui préparait en secret d'étonnants programmes de vol habité martien, lesquels furent présentés aux journalistes par des scientifiques russes en 1990, lors de la signature de l'accord de coopération entre l'ESA et l'Union soviétique. Le plus étonnant de ces programmes était le projet Aelita qui visait à placer en orbite terrestre basse deux vaisseaux martiens à propulsion nucléaire d'une masse de 750 t et emportant chacun six hommes vers la planète rouge. Comme symbole de cette époque, où le nucléaire spatial avait vent en poupe, les historiens des techniques spatiales retiendront le programme américain Rover architecturé sur le concept Kiwi ainsi qu'un autre programme américain, Nerva, architecturé sur les concepts Phoebus et NRX.

Toute percée dans le domaine technologique ne peut dépasser le stade de concept sur papier que si elle correspond aussi à un besoin et une demande du système technique et du système économique qui font de cette percée une innovation. Il arrive parfois que ce besoin et cette demande, justifiant des recherches dans le domaine concerné, soient mal perçus des acteurs du système économique si ceux-ci raisonnent de façon linéaire et dans le court terme ou, dans le cas du domaine spatial, en fonction d'une stratégie marketing, un nouveau moteur de développement spatial devant automatiquement succéder à celui qui l'a précédé ou coexister avec celui-ci. Dans le domaine de la conquête de l'espace où il est sage de raisonner sur vingt à trente ans, tout en assurant le développement des programmes intermédiaires justifiant les activités à court terme, l'attitude la plus réaliste est de pratiquer en

* Cas des satellites radar de surveillance transocéaniques soviétiques utilisant des réacteurs Romachka et Topaz et de leurs équivalents américains OPS et SSU utilisant des SNAP-Pairs comme le SNAP-8 capable de fonctionner 10 000 h ou le SNAP-50 SPUR, équipé d'un réacteur au carbure d'uranium capable lui aussi de fonctionner pendant 10 000 h avec une puissance électrique allant de 300 à 1 200 kW.

permanence la technique du « saute-mouton » et d'engager des projets dépassant le cadre du moyen terme. Ce sont ces projets, une fois mis au point, qui vont créer une demande parfois inattendue grâce à la mise à disposition qu'ils permettent. Un tel schéma peut partiellement s'appliquer au nucléaire spatial, même si ses nombreux avantages par rapport aux techniques chimiques ont été identifiés depuis longtemps par des ingénieurs visionnaires, que ce soit aussi bien pour la fourniture d'électricité que pour la propulsion. Il ne fait aucun doute que, dans l'optique d'une expansion de l'homme dans le système solaire et en l'absence de tout « invité inattendu du changement technologique », c'est à partir du nucléaire que nous tirerons les sources d'énergie et les systèmes de propulsion capables de rendre possible cette expansion. L'avantage numéro un du nucléaire est d'être autonome, indépendant de la distance par rapport au Soleil et utilisable en n'importe quel endroit du Système solaire. Cette forme d'énergie spatiale implique une vision prospective sur vingt-cinq à cinquante ans et doit être défendue avec un dossier aussi objectif que sans concession vis-à-vis de ceux qui, irrationnels ou mal informés, sont confrontés à un problème psychologique d'acceptabilité du nucléaire dans l'espace.

Quelques notions de base

La question du nucléaire spatial est une notion complexe étant donné qu'elle ouvre une large palette de possibilités, mais les problèmes se posent différemment selon que l'on envisage le nucléaire spatial comme générateur de puissance électrique (en mode radio-isotopique ou en mode réacteur miniaturisé) ou comme source d'énergie pour la propulsion. L'expérience et les études montrent que les avantages pour la fourniture d'électricité pour des sondes ou des vaisseaux ne sont pas seulement fonction de la distance par rapport au Soleil, dont la densité de puissance énergétique transmise diminue comme l'inverse du carré de la distance par rapport à notre étoile. *

Les satellites Cosmos (équipés de Romachka et de Topaz) et leurs équivalents américains ont comme

particularité à la fois d'être de gros consommateurs d'énergie et d'orbiter sur des trajectoires assez basses au cours desquelles, pendant un certain temps, le disque terrestre masque complètement l'arrivée de la lumière solaire. Soviétiques et Américains ont donc fait le choix du nucléaire pour la traversée de ce cône d'ombre et pour alimenter les instruments gros consommateurs d'énergie. Les puissances transmises dans le cas de ces satellites de surveillance transocéanique (en fait, des satellites espions) l'étaient par de véritables réacteurs nucléaires en raison des particularités des crissions demandées, mais, en matière de fourniture énergétique, il y a une véritable gradation qui va de systèmes non nucléaires vers des systèmes nucléaires, au fur et à mesure des puissances demandées ou bien lorsque l'on envoie des sondes scientifiques vers les planètes extérieures du Système solaire. Ainsi, en ce qui concerne l'orbite de Jupiter située à 800 millions de kilomètres du Soleil, la densité de puissance transmise par l'énergie solaire n'est que de 3 % de celle existant au niveau de l'orbite terrestre. Et le chiffre est encore plus bas pour la belle Saturne: 1 %!

Poursuivons maintenant notre petite initiation énergétique en montrant que, pour certaines missions, il est possible de se passer du nucléaire. Le cas est évident pour certaines missions de courte durée comme des vols habités ou des missions automatiques de quelques jours ou de quelques semaines) et pour des puissances ne dépassant pas quelques kilowatts. Dans ces cas-là, le niveau d'énergie requis est tout à fait compatible avec d'autres systèmes moins puissants que le nucléaire. Une solution avantageuse correspondant à ces niveaux de demande en énergie est l'utilisation de batteries ou, mieux encore, de piles à combustibles (hydrogène, oxygène liquides) qui peuvent fournir une puissance moyenne variant autour de 10 kW. La technique des piles à combustibles (qui est encore imparfaitement maîtrisée par les Européens comme on l'a vu lors du déroulement du programme Hermes) est un système d'alimentation en énergie parfaitement maîtrisé par les Américains et les Russes. Il est, par exemple, couramment utilisé sur les navettes spatiales et les vaisseaux Soyouz et Progress. Le système est basé sur un



Panneaux solaires de la sonde cométaire européenne Rosetta. Les générateurs photovoltaïques possèdent l'inconvénient d'être lourds et encombrants, car le ratio surface collectrice-énergie traduite en kilowatts devient rapidement moins intéressant au fur et à mesure que l'on s'éloigne du Soleil.

processus électrochimique où vont entrer en jeu deux substances actives (hydrogène et oxygène) conservées à l'état liquide à bord du vaisseau. Ces deux substances actives vont interagir bien qu'étant séparées par une paroi poreuse permettant un échange d'ions. Nous avons donc ici une forme de pile dont le principe de réaction est le suivant : les ions hydrogène passent à travers la paroi pour rencontrer les ions oxygène avec lesquels ils vont se combiner pour donner de l'eau alors que les électrons libres s'échappent par les électrodes. Ce phénomène produit une différence de potentiel électrique que l'on peut utiliser pour fournir de l'énergie à des instruments. L'avantage du système, qui est le processus inverse de l'électrolyse qui décompose l'eau avec une consommation d'énergie électrique, vient du fait que sa capacité énergétique est environ cinq fois supérieure à celle d'un système de batteries par accumulateurs. L'eau produite au cours de ce processus peut être récupérée pour le système de survie des astronautes dans le cadre d'une mission habitée.

Pour ce qui concerne les missions de longue durée au niveau de l'orbite que décrit la Terre autour du Soleil (stations spatiales, satellites de toutes sortes), les puissances requises vont couramment au-delà de quelques dizaines de kilowatts et on emploie, pour capter et utiliser l'énergie solaire, des photopiles qui sont des générateurs photovoltaïques convertissant directement l'énergie solaire en électricité. C'est le mode énergétique le plus courant pour la fourniture des satellites de télécommunications, de météo, d'observation de la Terre, des satellites astrophysiques et des stations orbitales. Les générateurs photovoltaïques, malgré un certain nombre de progrès incontestables enregistrés au cours des dernières années comme les systèmes mis au point par l'ingénieur Christian Verrié au centre de Sophia-Antipolis, possèdent toutefois l'inconvénient d'être lourds et encombrants. En effet, le ratio surface collectrice-énergie traduite en kilowatts devient rapidement moins intéressant au fur et à mesure que l'on s'éloigne du Soleil pour aller vers Mars et les grandes planètes extérieures. Un bon exemple nous en est donné lorsque l'on regarde la taille des panneaux solaires de la sonde cométaire européenne Rosetta ou de la sonde Mariner 9, ressemblant à un papillon et qui fut le premier engin fabriqué de main d'homme à se positionner sur une orbite martienne le 13 novembre 1971.

A cause de la distance par rapport au Soleil, il existe bien évidemment des missions de longue durée où le solaire spatial n'est plus une forme d'énergie efficace, notamment en

46

matière de planétologie pour ce qui concerne les grandes planètes extérieures (Jupiter, Saturne, Uranus et Neptune) et Pluton. Pour contourner cet inconvénient, les ingénieurs spatiaux ont fait appel depuis longtemps à une forme d'énergie nucléaire « passive » basée sur la désintégration radioactive de certains éléments dits « isotopes » comme le plutonium 238, le curium 242 et le strontium 90. Il ne s'agit pas tout à fait de véritables réacteurs nucléaires qui sont actifs, mais d'une technique où l'énergie est fournie par la chaleur induite par la désintégration de ces isotopes. Celle-ci peut permettre à des sondes très éloignées de la Terre de fonctionner cinq à dix ans, comme l'exemple nous en a été donné par les sondes Voyager 1 et 2 qui ont survolé les planètes géantes gazeuses de la zone externe de notre Système solaire.

Dans le cadre de cette technologie, les problèmes techniques sont relativement faciles à résoudre et, ici, l'art de faire consiste à choisir le modèle le plus adéquat de transfert et de conversion électrique. Les systèmes les plus couramment utilisés sont les couples thermoélectriques et les diodes thermoïoniques. Paradoxalement, alors que la fin de la Guerre froide a permis de révéler que les Russes avaient travaillé à la fois sur la propulsion nucléoélectrique et la propulsion nucléothermique, nos connaissances sont assez parcellaires sur ce qu'ils ont fait en matière de générateurs radio-isotopiques. Par contre, la compétence américaine nous est mieux connue avec leur programme SNAP (Systems for Nuclear Energy Auxiliary Power) qui comprend deux filières : les SNAPpairs, qui sont de véritables réacteurs nucléaires (SNAP-8, SNAP-10 ou SNAP-50 SPUR) et les SNAP-impairs qui sont des générateurs radio-isotopiques dont les puissances électriques obtenues se situent entre 3 et 130 W. La NASA, le DOD et l'US Air Force ont successivement utilisé des SNAP-3 (2,7 W), des SNAP-5 (9 W) et des SNAP-9 (25 W) pour leurs satellites de navigation Transit,

des SNAP-11 (25 W) fonctionnant au curium 242 pour leurs sondes lunaires Surveyor, des générateurs plus puissants (respectivement 75 et 70 W) pour leurs stations lunaires Alsep et les missions martiennes Viking, trois SNAP-RTG (130 W) pour chacune des deux sondes Voyager et un système très proche pour la sonde Galileo et la sonde Cassini-Huygens. *

On se souvient des manifestations des écologistes imbéciles lors du lancementducomplexeCassini-Huygens en octobre 1997 sous prétexte que l'engin américano-européen embarquait des générateurs radio-isotopiques RTG. A l'heure où le succès de la mission semble se dessiner, on ne pourra pas s'empêcher de parler d'imposture verte comme l'écrivit dans un récent ouvrage le journaliste scientifique Pierre Kohler. Aux Etats-Unis, poussés par la nécessité de mieux connaître les différentes composantes planétaires, les travaux n'ont jamais cessé pour ce qui concerne les générateurs radio-isotopiques qui ont vu leurs performances s'améliorer au prix de quelques astuces. Ainsi, pour ce qui concerne la sonde américaine Mars Smart Lander Mission (dont le lancement est prévu pour 2009), les ingénieurs américains ont conçu un nouveau type de RTG (dénommé MMRTG), fonctionnant au plutonium 238 mais, si sa puissance ne dépasse pas les 100 kW déjà atteints auparavant lors de missions vers les planètes extérieures, la quantité de plutonium requise est diminuée de 50 %, ce qui permet d'avoir une charge utile plus importante et d'étendre le nombre des instruments scientifiques embarqués.

De la nécessité de dépasser les RTG : Topaz et les SNAP-pairs

Sur le plan théorique, il serait possible d'obtenir une petite poussée grâce à des RTG, mais celle-ci serait trop faible pour faire avancer ne serait-ce qu'une petite sonde. Sur le plan de la fourniture d'énergie, nous avons vu que, rien déjà qu'au niveau de l'orbite terrestre (pour des satellites radars transocéaniques), il faut faire appel dans certains cas à des générateurs thermodynamiques de type Romachka, Topaz ou SNAP-

pairs. Topaz qui intéressait beaucoup les Américains fut acheté par ceux-ci et transférés en deux exemplaires au centre de recherches atomiques d'Albuquerque où se déroule tous les deux ans un colloque sur l'utilisation du nucléaire dans l'espace. Ces Romachka, Topaz et SNAP-pairs ont fait des satellites radar de surveillance océanique qui les utilisaient de véritables petites centrales nucléaires en orbite, capables au moyen de convertisseurs thermocouples de convertir l'énergie de fission (venue de la réaction d'uranium 235 ou d'un mélange hydrure de zirconium-hydrure d'uranium très enrichi) en quantités plus appréciables d'électricité.

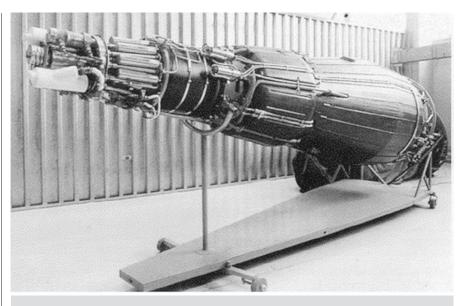
Il est évident que, pour intégrer ces petites centrales à un satellite, il a fallu faire des progrès dans le domaine de la compacité, le poids de ces réacteurs (sans compter les blindages) se situant entre 500 et 550 kg. Les opérations sont tout compte fait techniquement plus difficiles à exécuter que celle qui consiste à utiliser, dans une centrale nucléaire terrestre, une réaction comme machine thermique. Ici, l'élévation brutale de température due à une opération de fission contrôlée est utilisée pour faire passer un liquide à l'état de vapeur, laquelle, par l'intermédiaire d'un alternateur, est transformée en énergie mécanique, après son passage dans une turbine, puis en énergie électrique qui est couplée au réseau.

Dans un réacteur nucléoélectrique spatial, la conversion d'énergie n'est plus indirecte: elle s'effectue directement à partir du réacteur vers le thermocouple, ce qui pose par-là même de délicats problèmes d'intégration des composants dans la structure du satellite : le réacteur lui-même, les 48 kg d'uranium nécessaires à la masse critique permettant d'entretenir la réaction en chaîne, les matériaux absorbant les neutrons et les matériaux dits « modérateurs », nécessaires pour ralentir cette libération d'énergie pour la rendre plus efficace en la maintenant à un niveau constant. Cela fait beaucoup et, dans le cadre des SNAP-pairs américains et des Topaz soviétiques, les ingénieurs ont réussi à combiner en une seule substance la matière fissile et le modérateur. A tous ces composants, il faut également ajouter les blindages, les inévitables systèmes de refroidissement pour éliminer l'énergie calorifique excédentaire non utilisée

^{*} Elle vient d'arriver dans le système de Saturne où le module européen Huygens doit être détaché de la sonde principale Cassini pour plonger dans l'atmosphère du satellite Titan et s'y poser à sa surface où existent peut-être des océans de méthane, d'éthane et d'azote liquides.

pour la conversion par radiateur, par sels fondus, lithium liquide ou composé potassium-sodium. Pour notre confort intellectuel, nous allons étudier brièvement ce qu'ont été les programmes Topaz, SNAP-8, SNAP-10 en faisant aussi preuve d'une vision prospective pour ce qui concerne le SNAP-50 SPUR et le SNAP-100 qui, depuis peu, reviennent à l'ordre du jour dans le cadre du programme américain Prometheus qui inclut la Space Nuclear Initiative.

L'existence des Topaz a été révélée par les Soviétiques en janvier 1989 lorsqu'ils annoncèrent que deux de leurs véhicules spatiaux Cosmos 1818 et Cosmos 1867 - avaient utilisé en orbite à 1 500 km de la Terre des réacteurs nucléaires spatiaux basés sur le principe de la conversion thermoïonique. Il s'agit du système par lequel des éléments d'uranium enrichi sont échauffés jusqu'à des températures très élevées qui transforment une grosse partie de cet uranium en émission d'ions. Ce processus complexe génère un courant électrique obtenu sans organe mobile. L'énergie obtenue, et il en est de même pour les SNAP-pairs américains, se situe autour de puissances avoisinant les 10 kW. Toutefois, selon les ingénieurs qui les ont conçus, il aurait été possible de développer des versions de puissance électrique aptes à fournir les 500 kW nécessaires à l'alimentation d'un astronef martien par un propulseur nucléoélectrique par conversion thermoïonique, dont le pionnier fut dès le début des années 50 Ernst Stühlinger, lequel forma à cette technique de jeunes scientifiques de l'université du Michigan et de l'université du Wisconsin. La propulsion nucléoélectrique (NEP) est un système dans lequel la phase principale consiste à convertir l'énergie thermique d'un réacteur nucléaire en énergie électrique, utilisée ensuite pour créer un faisceau d'ions rapides soit un plasma qui sont éjectés dans l'espace pour jouer le rôle de fluide de propulsion. Pendant longtemps, pour les voyages lointains, la propulsion nucléothermique semblait avoir la faveur des décideurs, mais depuis deux ou trois ans, la situation est en train de changer. Cette situation nous amène rétrospectivement à penser aux recherches passées de Stühlinger, qui s'intéressa à concevoir des jeeps lunaires et mena des travaux prenant en compte non plus



Réacteur nucléaire spatial Topaz soviétique, basé sur le principe de la conversion thermoïonique.

un thermocouple bimétallique mais un thermocouple métal-plasma. Dans ce cas là, l'énergie électrique était produite par un contact à haut différentiel entre un métal froid et un plasma de césium (ou de potassium) chauffé à température très élevée. Selon Albert Ducrocq, qui consacra plusieurs de ses papiers aux travaux d'Ernst Stühlinger: «Les résultats se révélèrent extraordinaires et firent apparaître un pouvoir thermoélectrique mille fois plus grand qu'avec n'importe quel métal à l'état solide.» Il ne faut pas s'étonner si des projets actuellement émergents en matière de propulsion nucléoélectrique font directement référence à Stühlinger.

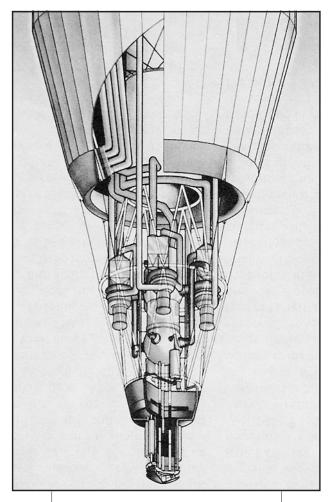
En Union soviétique, la filière Topaz a été justement interprétée comme une volonté des Soviétiques de conquérir l'espace en faisant appel à une graduation d'engins de plus en plus efficaces, permettant d'aller bien au-delà de la fourniture d'énergie à des plates-formes fort consommatrices. Il faut en outre souligner qu'à l'époque ou fut révélé par la Russie son programme, les Occidentaux, malgré leurs satellites-espions, ignoraient que les Soviétiques travaillaient sur plusieurs programmes de moteurs nucléothermiques et nucléoélectriques, dont l'existence nous fut révélée par Christian Lardier, journaliste et chef de rubrique espace au magazine Air & Cosmos. Placés en orbite circumterrestre à 1 500 km, les Topaz faisaient appel au principe de la conversion thermoïonique dans laquelle, au sein du réacteur, on porte de l'uranium enrichi à des températures très élevées. Conséquence de ce processus, il se forme une émission d'ions très énergétiques produisant directement un courant électrique. Ces Topaz fournissaient des puissances de l'ordre de 10 kWe, mais nous avons déjà vu que cette technique poussée jusqu'à son maximum pouvait déboucher sur la propulsion d'astronefs habités. Il est symptomatique qu'à l'époque l'Union soviétique, déjà en grandes difficultés économiques, se soit adressée aux Français pour faire des offres de collaboration. On sait qu'en 1982 a été décidé, à l'initiative d'André Lebeau, un projet d'électroremorqueur nucléaire dénommé Erato (Electroremorqueur Atomique de Transfert Orbital). Le contexte de la décision d'Erato fut l'objet d'une lourde erreur d'analyse, même si ses travaux technologiques peuvent être considérés comme indispensables à la poursuite d'un futur programme nucléoélectrique spatial français. Selon les ingénieurs F. Carré, J. Delaplace, E. Proust et Z. Tilliette qui firent partie de l'équipe mixte CNES-CEA, Erato était une réponse à l'introduction de la navette spatiale américaine dans les systèmes orbitaux, grâce à son association avec l'étage cryotechnique supérieur Centaur conçu pour la mise à poste des satellites géostationnaires par un envol à partir de la soute du Shuttle. A l'époque, les premiers plans d'Ariane 5 prévoyaient 9 t en

48

orbite basse et 4 t en orbite géostationnaire. En comparaison, la navette spatiale américaine, avec l'utilisation du Centaur, pouvait placer 6 t sur la même orbite GEO et, en conséquence, il apparaissait que la fusée européenne ne serait pas compétitive avec la navette pour le lancement des satellites lourds. Cet argument s'est avéré faux du fait que les opérations de maintenance et de remise en état (s'ajoutant aux coûts incompressibles de lancement) de l'engin spatial américain se sont révélées dispendieuses et que le Centaur fut interdit de navette après l'accident de Challenger qui se produisit en 1986. D'autre part, Ariane 5 évolua vers des versions plus performantes, ce qui ne rendait pas nécessaire pour celle-ci l'adjonction d'un étage supérieur nucléaire.

Le programme Erato fut lancé par les Français pour étudier la faisabilité, le coût et le développement de générateurs électronucléaires spatiaux pour divers programmes justificatifs : re-

morqueur interorbital LEO-GEO pour placer des satellites en orbite, radars d'observation de la Terre (20 kWe), etc. Les études avaient montré, selon Claude Poher (CNES), que les composants hyperfréquences prévus à l'horizon 2005-2010 donneraient la possibilité de réaliser des radars spatiaux à ouverture synthétique donnant des images du sol avec une résolution métrique à partir d'une orbite 1 200 km d'altitude (avec une puissance électrique consacrée de 20 kWe seulement). Plus étonnant, dans ce programme, on étudia aussi la faisabilité de systèmes de propulsion électrique de 200 à 400 kWe. La première phase du projet Erato fut principalement consacrée à l'étude d'un système d'énergie nucléaire de référence de 200 kWe, compatible avec le lanceur Ariane 5 en fournissant le système de propulsion électrique d'un véhicule de transfert orbital (OTV). Cet OTV devait assurer le transport d'une charge utile de haute masse d'une orbite terrestre basse vers une orbite terrestre haute (principalement géostationnaire). C'est le réacteur nucléaire d'Erato qui fournit l'énergie à



Concept de remorqueur électronucléaire interorbital Erato.

un propulseur électrique. On sait, que ce soit avec l'utilisation du nucléaire ou sans, qu'il existe trois types de propulsion électrique de base :

- le dispositif électrothermique, dans lequel l'énergie électrique est utilisée pour chauffer un gaz propergol qui est détendu dans une tuyère;
- le dispositif électromagnétique, dans lequel l'accélération est obtenue par l'action d'un champ électromagnétique sur un plasma électriquement neutre;
- le dispositif électrostatique, dans lequel l'énergie électrique est utilisée pour créer un plasma neutre à partir d'un gaz propergol et éjecte ce plasma à haute vélocité.

Toutefois, dans ce système, si l'impulsion spécifique est élevée, le niveau de poussée est relativement faible. Ainsi, pour le système de référence énergétique Erato, avec un engin utilisant le mercure et des ions de xénon, la durée de transfert d'une charge utile d'une altitude orbitale de

800 km (là où Ariane 5 aurait emmené le remorqueur) prenait 75 jours pour aller en GEO et 10 jours pour le retour de l'orbite géostationnaire vers l'orbite basse. Dans une seconde phase du projet, étalée entre mi-1986 et mi-1989, a été investigué un système d'énergie spatiale nucléaire de 20 kWe adapté à des satellites radars basés dans l'espace pour l'observation de la Terre. La mission principale et les spécifications du vaisseau spatial sont dans ce cas les suivantes : orbite polaire proche à environ 1 000 km d'altitude, radar disponible en continu et sur toute portion de l'orbite, source d'énergie électrique (énergie pour le radar, mise en œuvre des signaux, module de mission: 20 kWe), masse totale du système d'énergie électrique un peu en dessous de 2,5 t. Le système de conversion de la chaleur en électricité d'Erato consistait en turbomachines à cycle de Brayton qui utilisent un système de turbines à gaz à rendement de 20 %, mais il existe aussi d'autres systèmes

possibles pour produire cette électricité à partir d'énergie thermique : jonctions thermoélectriques SiGe, diodes thermoïoniques situées dans le cœur même du réacteur, turbomachines à cycle de Rankine, moteurs Stirling (à rendement de 25 %).

Pour ce qui concerne Erato qui utilise des turbomachines à cycle de Brayton, la solution était fort adaptée à l'emport par Ariane 5, car son grand radiateur (140 m²) était permis par le volume de la longue coiffe du lanceur européen. Les concepteurs d'Erato avaient tenu compte du fait que l'utilisation d'un réacteur nucléaire contraignait à d'importantes mesures de sécurité. Le réacteur nucléaire d'Erato aurait été lancé vierge (donc sans produits de fission) et mis en marche après avoir atteint une orbite de sécurité à 800 km, ayant pour conséquence un temps de retombée de plusieurs centaines d'années et suffisant pour permettre la décroissance à un niveau négligeable de la radioactivité des produits de fission. Par ailleurs, les deux réacteurs avaient été conçus pour ne pas devenir critiques dans toutes les configurations d'im-

prévus lors de la phase lancement. Il faut souligner en outre que l'usage de sources énergétiques nucléaires à 20 kWe et 200 kWe n'était pas limité à la propulsion électrique et aux systèmes radar basés dans l'espace. Un grand nombre de missions sont possibles avec de tels niveaux énergétiques: plates-formes de communications en orbite GEO, contrôle du trafic aérien et des océans, systèmes spatiaux de transport avancés pour la construction des centrales solaires SPS, fourniture de ravitaillement à des bases lunaires ou martiennes.

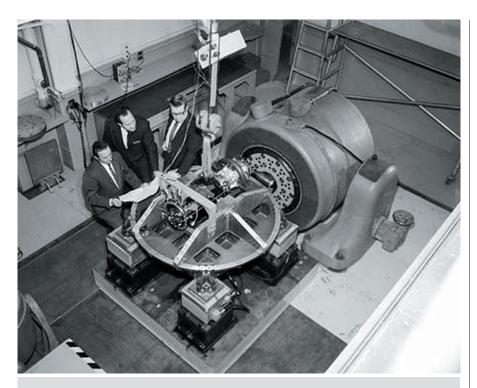
A l'époque des études Erato, il n'était pas envisagé en France de missions humaines habitées faisant appel à la propulsion nucléoélectrique à cause des difficultés liées à la nécessité d'un gros bouclier de protection qui accroît hautement la masse du générateur nucléaire ainsi qu'à la nécessité de procéder à plusieurs lancements en vue d'un assemblage en orbite. Cette opinion n'était toutefois pas partagée par les spécialistes de l'Union soviétique qui misaient à la fois sur le nucléothermique (NTP) et le nucléoélectrique (NEP). Cela explique les discussions qu'il y eut en 1989 entre Français et Soviétiques envisageant la possibilité d'un gros vaisseau nucléaire à propulsion électrique qui aurait pu débarquer deux hommes sur Mars en 2005. Le système de conversion proposé par les Soviétiques pour ce projet était le mode thermoïonique dont Stühlinger était un fervent partisan. Dans ce domaine, les Américains firent preuve d'une attitude tout à fait irrationnelle puisque, après avoir construit deux prototypes qui s'étaient avérés être un succès, ils abandonnèrent la filière et les travaux inspirés par Stühlinger, comme le SPAR (Space Power Advanced Reactor), et où s'étaient penchés de brillants ingénieurs comme R. P. Nagorski (JPL), D. Buden et J. A. Angelo (Los Alamos Scientific Laboratory) qui pensaient que le nucléoélectrique pouvait offrir à l'humanité, en même temps que les portes du Système solaire, une amélioration considérable de la mise en œuvre des anciens et de nouveaux moteurs de développement spatial.

Les négociations entre Soviétiques et Français ne débouchèrent pas sur un projet concret au grand dam des responsables de l'Union soviétique, car nous étions en pleine Guerre froide. Néanmoins, des échanges d'informations furent effectuées et, à l'heure où les Américains relancent de façon importante leur programme nucléaire spatial, une solution pour les Européens serait de se tourner vers la Russie. On sait que les Français ont travaillé de 1992 à 1997 sur un programme de moteur nucléothermique dénommé MAPS (moteur atomique de propulsion spatiale) et que ce projet, après avoir été arrêté, a été relancé. Pour l'instant les résultats sont classifiés.

Pour ce qui concerne Topaz dont les technologies ont été acquises par les Etats-Unis (en même temps que le transfert de trente-cinq ingénieurs russes), l'originalité de son système de conversion est thermoïonique et ne fait pas appel à des intermédiaires mécaniques qui présentent certains désavantages et alourdissent le vaisseau. Pour ce programme, les Soviétiques ont choisi la solution du nucléoélectrique statique qui offre des avantages mais aussi des inconvénients (faible rendement, nécessité de radiateurs encombrants pour évacuer la chaleur excédentaire vers l'espace à partir de la source chaude radioactive). Les relatives faiblesses de la filière Topaz amèneront les Soviétiques à effectuer des recherches approfondies pour apporter un meilleur rendement résiduel. Cette course au rendement, en partant de l'acquis, était justifiée par deux faits : augmenter le niveau d'énergie disponible à capter sur les grandes quantités en réserve de cette énergie et limiter l'évacuation d'énergie thermique pour, en quelque sorte, la recycler en productrice d'énergie électrique. Dans le cas d'un réacteur nucléoélectrique statique comme le Topaz, les ingénieurs soviétiques ont appliqué des concepts de cellules électriques placées au cœur même du réacteur nucléaire et architecturées de façon originale dans des cylindres contenant du carbure de zirconium et du carbure d'uranium, encastrés dans des tubes contenant du plasma de césium et dont la partie externe était enrubannée d'une fine couche de métal froid laissant passer les neutrons. En portant le contenu des tubes à une température élevée (la structure que nous venons de décrire étant placée au sein d'un réacteur nucléaire), au sein des tubes se développe la réaction en chaîne avec des phénomènes de fission intensifs. D'autre part, le césium sous forme de plasma contenu dans les tubes, par

l'influence de la chaleur, évolue sous une forme plus accentuée de plasma et produit une différence de potentiel entre l'axe et l'enveloppe avec, pour conséquence, la création d'une pile électrique atomique. En ce qui concerne cette filière nucléoélectrique, et malgré les avatars qui ont stoppé les travaux de Stühlinger, les Américains (notamment la société General Dynamics) ont effectivement réalisé des réacteurs atomiques un peu différents du Topaz, comme les SNAP-pairs, SNAP-8 et SNAP-10A.

Le SNAP-8, fonctionnant selon le principe NaK-sodium, vit le jour dans les années 60 et était couplé à un ou deux turboalternateurs, ce qui permettait de produire une palette énergétique allant de 30 à 60 kW. Le concept SNAP-8 est né de la constatation par les ingénieurs nucléospatiaux américains que les générateurs antérieurs manquaient de puissance et que, pour remédier à cela, il fallait tout à la fois jouer sur une plus faible consommation et des concepts novateurs. Le SNAP-8, d'un poids de 2 750 kg pour une durée de fonctionnement de 10 000 h, était un réacteur à uranium réglé au moyen d'un réflecteur, doté d'une turbine à vapeur de mercure et refroidi par un mélange sodium-potassium. On assiste là à une association entre un réacteur nucléaire et un système de conversion de la chaleur en électricité comportant deux cycles de Rankine. Les capacités du SNAP-8 (nucléoélectrique) dépassaient le stade de la simple fourniture d'énergie à des instruments en étant également un propulseur électrique pour satellites et vaisseaux spatiaux. A cette époque où on ignorait tout de ce qui se passait en Union soviétique en matière de nucléaire spatial, le SNAP-8 apparaissait comme le seul concept opérationnel en matière de propulsion électrique. Le SNAP-8 fit l'objet d'un article de la Revue des conférences d'avril 1965, où le fonctionnement de ce réacteur nucléoélectrique est décrit de la manière suivante : le réacteur utilise des éléments combustibles en hydrure de zirconium, le fonctionnement étant réglé par des réflecteurs de béryllium qui entourent le cœur. L'eutectique NaK s'échauffe dans le réacteur puis passe dans la chaudière où il perd des calories au profit du mercure. A la sortie de la chaudière, une pompe à moteur électrique le renvoie dans le réacteur. Dans la chaudière, le mer-



Le SNAP-8, d'un poids de 2 750 kg pour une durée de fonctionnement de 10 000 h, était un réacteur à uranium réglé au moyen d'un ré ecteur, doté d'une turbine à vapeur de mercure et refroidi par un mélange sodium-potassium.

cure bout à 580 °C et 19 bars, puis sort surchauffé à 650 °C. La vapeur est détendue à travers une turbine et entre dans un condensateur radiateur à 375 °C et 1,4 bar. Elle y est condensée et refroidie à 292 °C et 1,1 bar, puis le mercure liquide est pompé vers la chaudière où il entre à 352 °C et 23 bars après avoir refroidi l'alternateur et les équipements électroniques. Le SNAP-8 était décliné en deux versions: une version de 30 kW de puissance électrique et d'une masse de 900 kg et une version de 60 kW de puissance électrique pour une masse de 1 400 kg. Les deux versions étaient munies de radiateurs composés de deux panneaux de 4,5 m de long et 3 m de large, dont les plans coïncidaient avec le plan du noyau du réacteur pour diminuer la diffusion des neutrons. L'encombrement du réacteur et de son blindage, d'une part, de la chaudière et du turbogénérateur, d'autre part, peut être figuré par deux cylindres de 60 cm de diamètre et de 1,2 m de longueur, ce qui laissait environ 40 à 50 cm pour le réacteur proprement dit, chiffres à comparer à ceux des réacteurs soviétiques Romachka et Topaz qui étaient respectivement de 60 par 70 cm pour le premier (réacteur à neutrons rapides) et 28 par 26 cm pour le second (réacteur à modérateur). Ce SNAP-8 était destiné avant tout à produire de l'électricité pour des systèmes spatiaux embarqués mais ce concept, nouveau pour l'époque, permettait aussi une forme efficace de propulsion électrique. Ainsi, cette dernière apparaissait plus performante pour des programmes de sondes planétaires que les propulseurs chimiques classiques, après que le vaisseau à propulsion nucléoélectrique ait été mis à poste en orbite par des lanceurs de type Atlas-Centaur ou Saturn Cl. Les ingénieurs américains, se basant sur les possibilités du SNAP-8 en matière de propulsion, ont retenu pour ce faire cinq scénarios:

- Scénario A: le véhicule est lancé par une Atlas-Centaur vers Vénus, avec une charge utile de 700 kg pour un temps de transit de 110 jours.
- Scénario B : le véhicule est lancé par une Saturn Cl pour une sonde sur Mars, avec une charge utile de 1 430 kg et un temps de transit de 22 jours.
- Scénario C : le véhicule est lancé par une Atlas-Centaur pour une sonde sur Vénus, avec une charge utile de 1 700 kg pour un temps de transit variant entre 240 et 380 jours selon la

position des planètes.

- Scénario D : le véhicule est lancé par une Atlas-Centaur vers Mars avec une charge utile de 500 à 1 500 kg, pour un temps de transit d'environ 240 jours.
- Scénario E : le véhicule est lancé sur une orbite martienne inclinée de 17° sur l'écliptique et la charge utile est de 700 kg pour une durée de transit de 300 à 400 jours.

Curieusement, le SNAP-8 ne fut jamais utilisé pour des sondes et il n'est pas sûr qu'il le fut sur des satellites espions, car le programme fut classifié. Il n'en fut pas de même pour le SNAP-10A, moins performant, que l'on considérait à tort, à cause de l'ignorance qui régnait dans les années 60 sur les programmes soviétiques, comme « le premier générateur nucléaire d'électricité spatial essayé en vol ». En fait, cet honneur revenait au réacteur soviétique Romachka... Les inspirateurs du SNAP-10A, R.A. Johnson, W.T. Morgan et S.R. Rocklin, et qui fut lancé le 3 avril 1965 par une fusée Atlas-Agena, avaient conçu le SNAP-10A avec une capacité de production d'un an avec une énergie électrique de 500 W sous la forme d'un courant continu de 28 V. Selon leurs directives, le générateur devait être mis en marche sur orbite par télécommande depuis la Terre et être manipulé, transporté et lancé avec les critères de sécurité et les procédés couramment admis. D'autre part, ces impératifs explicitaient qu'il ne devait pas être nécessaire de piloter le réacteur après la phase de démarrage, que le satellite porteur serait doté d'un équipement suffisant pour contrôler complètement le fonctionnement du générateur, avec l'apport d'un écran de protection pour diminuer la dose de rayonnement nucléaire qui constitue un facteur inhibant pour le fonctionnement nominal des instruments du satellite. Pendant 43 jours, le SNAP-10A a fonctionné en continu donnant toute satisfaction, mais a cessé brutalement de fonctionner le 16 mai 1965. Le réacteur compact, utilisant comme combustible modérateur un mélange constitué par de l'hydrure de zirconium et 4,8 kg environ d'uranium 235, a été conçu dans l'optique d'une masse minimale capable toutefois de fonctionner à températures élevées, celles-ci étant permises par la grande stabilité thermique de l'hydrure de zirconium et les thermocouples utilisés sont de type Pb-Te.

Cette stabilité de l'hydrure de zirconium est renforcée par un système astucieux où les éléments combustibles modérateurs de 31,75 mm de diamètre et de 311 mm de longueur sont entourés par une gaine en hasteloy-N, dotée d'un revêtement permanent permettant de limiter les fuites d'hydrogène qui, dans ce système nucléoélectrique, est utilisé comme modérateur. C'est la présence de l'hydrure de zirconium qui permet à l'hydrogène de fonctionner à 650 °C et de jouer pleinement son rôle. Sur le SNAP-10A, le cœur est entraîné par un réflecteur en béryllium comportant quatre tambours semi-cylindriques tournants, qui permettent de piloter le réacteur pendant le démarrage, comme il est explicité dans un article de la Revue des conférences consacré au nucléoélectrique spatial et écrit par les concepteurs de ce réacteur nucléaire spatial américain. Après la phase de démarrage du réacteur, le contrôle est automatiquement assuré grâce à la stabilité inhérente à un engin de ce type. Il est évident que, pour un tel réacteur, il faut un système de refroidissement qui, ici, n'est pas joué par l'hydrogène dont le rôle sur le SNAP-10A est celui de modérateur, mais par le métal liquide NaK⁷⁸ (dénommé eutectique). A ce métal liquide, il faut une structure de circulation qui est assurée par une pompe électromagnétique et le système de conversion d'énergie assuré par un effet dit Seebeck, le matériau thermoélectrique étant du germaniumsilicium convenablement dopé pour fournir les deux polarités opposées. Les 2 880 thermocouples utilisés sont montés sur 40 tubes en acier inoxydable disposés longitudinalement sur la structure tronconique du réacteur, le SNAP-10A étant également équipé d'un écran de protection assuré par un bloc massif d'hydrure de lithium pesant environ 95 kg et enfermé dans une enveloppe en acier inoxydable de façon à empêcher les fuites d'hydrogène jouant ici le rôle de modérateur. Pour la phase de vol, le SNAP-10A était monté à l'avant de l'étage Agena et, en orbite, avait toujours la même face tournée vers la Terre.

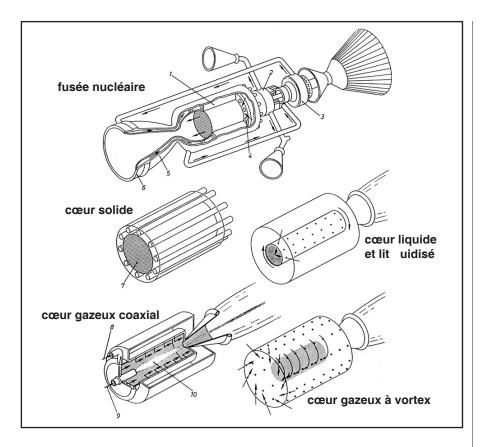
Parmi les projets non concrétisés, mais revenant à l'ordre du jour avec la relance du nucléaire spatial avec l'administration Bush, notons le SNAP-50 SPUR d'une masse de 2 750 kg. pour une puissance électrique allant de 300 à 1 200 kW. Le SNAP-50 SPUR, réacteur au carbure d'uranium, offrait des possibilités en matière de propulsion électrique pour des missions lointaines ou nécessitant une importante quantité d'énergie pour des satellites, des stations spatiales ou des missions lunaires. Les études SNAP50 SPUR avaient pour finalité la mise au point de systèmes de propulsion électriques pour des vaisseaux spatiaux. Le refroidissement du réacteur était assuré par du lithium liquide. Le SNAP-100 SPUR, encore plus puissant, ne vit non plus jamais le jour mais on en reparle depuis quelque temps.

L'exemple de tous ces réacteurs nucléoélectriques est là pour prouver que l'utilisation de l'énergie nucléaire dans l'espace n'exige pas la mise en orbite de masses considérables, contrairement à ce qu'affirmaient dans les années 60 les contempteurs du nucléaire spatial. Mais il est vrai que le problème se pose différemment si l'on raisonne par exemple en termes de vol habité nucléaire comme un vol martien. Il faut ici faire appel à la « grosse artillerie », en évitant le départ d'une structure massive (3 000 t pour 300 arrivant en orbite martienne) à partir de la Terre, mais sans oublier que l'utilisation du nucléaire permet une importante réduction de la masse d'ergols au décollage et permet une réduction du temps de mission habité. Dans ce cas, nous utiliserions a priori des systèmes nucléothermiques (en dépit du fait que la solution nucléoélectrique a de plus en plus de partisans) et, de toute façon, dans l'optique d'une expansion de l'homme dans le système solaire et en l'absence de tout « invité inattendu du progrès technologique », c'est à partir du nucléaire que nous tirerons les sources d'énergie et les systèmes de propulsion capables de réaliser cette expansion.

Nucléothermique ou nucléoélectrique : le débat qui divise les spécialistes

Du fait des progrès réalisés depuis quelques années ou en cours dans le domaine de la propulsion nucléaire, il n'est plus possible de poser les équations du problème comme on pouvait le faire encore au début des années 90. Les techniques ont évolué, de nouvelles solutions et de nouveaux concepts sont actuellement en émergence. Par exemple, il existe aux Etats-Unis une volonté politique pour remettre le nucléaire spatial sur le devant de la scène à laquelle répond, timidement certes, une volonté russe et française de relancer les programmes de propulsion nucléaire spatiale. Avant cette nouvelle donne, les regards portés sur les possibilités respectives de la propulsion nucléothermique et de la propulsion nucléoélectrique étaient fort différents de ceux portés aujourd'hui: à chacun son domaine, puisque les performances ne peuvent être comparées dans le domaine de la propulsion. Nous avons défini au cours de cet article ce qu'était la propulsion électrique : celle-ci se caractérise par un système où l'énergie thermique nucléaire est convertie en énergie électrique pour produire soit un faisceau d'ions rapides soit un plasma, qui sont éjectés dans l'espace en assurant le rôle de fluide propulsif. Pour ce qui concerne la propulsion, qui peut être à cœur solide, à lit de poussières, à cœur liquide et à cœur gazeux, le fluide propulsif est porté à haute température en passant dans le cœur d'un réacteur pour lequel il joue également un rôle de réfrigérant, avant d'être éjecté à grande vitesse dans l'espace par l'intermédiaire d'un divergent associé à une tuyère. Point sur lequel s'accordent les diverses écoles de pensée, pour obtenir des performances nettement plus élevées que les propulseurs cryotechniques brûlant de l'oxygène et de l'hydrogène liquides, il faut renoncer à utiliser une réaction chimique qui produit des gaz chauds dont la masse moléculaire sera toujours plus élevée (M égal 18 pour H₂O transformée en vapeur). Conséquence de ces faits, la solution optimale consiste à chercher à utiliser un gaz de masse moléculaire relativement bas.

En dehors du fait qu'il serait possible par des procédés astucieux de « casser » la masse moléculaire du méthane, la seule solution viable reste le nucléothermique à hydrogène qui, selon certains concepts élaborés aux Etats-Unis par Stanley Borowski, L. Dudzinski et Melissa McGuire, pourraient aussi être utilisés en mode bimodal, pour produire de l'électricité. Bien avant les travaux des scientifiques que nous venons de citer, des projets d'enver-



gure furent menés aussi bien dans le nucléothermique (programme Rover avec les réacteurs Kiwi, programme Nerva avec les réacteurs Phoebus et NRX) que dans le nucléoélectrique (comme nous l'avons vu avec les travaux de Stühlinger, Buden, de Angelo et Nagorski). Le même phénomène se produisit dans l'ex-Union soviétique avec les programmes NTP RD-0410 et RD-0411 et le moteur à propulsion nucléoélectrique YA ERD-550 issu de la série GPNER. En Union soviétique, les recherches furent poursuivies bien au-delà de l'arrêt officiel des programmes américains et certains programmes, à l'époque, envisageaient même d'associer un propulseur nucléaire embarqué avec le couple formé par la fusée géante Energya et la navette Bourane pour effectuer des essais dans l'espace. Aux Etats-Unis, concernant ces recherches, il apparaissait que l'avantage (surtout en matière de propulsion) allait au nucléothermique mais que, dans les deux cas (NTP et NEP), le pouvoir politique américain ne voulait plus les soutenir, en partie à cause du financement du programme Apollo et parce que ces projets arrivaient « trop tôt » et coûtaient « trop cher ». Même si la balance penchait pour le nucléothermique, les perspectives des réacteurs à fission nucléoélectrique

apparaissaient pleines de promesses pour les missions des années 80 et 90. Concernés en particulier par ces perspectives étaient de possibles véhicules récupérables de transfert orbital pour aller d'une orbite basse à une orbite GEO, des missions d'exploration et de reconnaissance des planètes extérieures et un « Space Tug » capable d'apporter un soutien logistique du processus de développement des ressources lunaires.

Des deux principales sources d'énergie électrique - le nucléaire et le solaire -, le nucléaire apporte le plus d'avantages avec une densité énergétique beaucoup plus élevée et des performances totalement indépendantes de la distance par rapport au Soleil. En addition, le NEPS (Nuclear Electric Propulsion System) évite la dégradation du véhicule spatial lorsqu'il traverse les ceintures de radiations qui se trouvent autour de la Terre, un facteur limitant sévèrement l'usage de la propulsion solaire électrique comme système récupérable de transfert orbital entre une orbite terrestre basse et une orbite géostationnaire, et vice-versa. A l'époque, en dehors de tout programme martien habité faisant appel à la NEP, les experts estimaient que la quantité d'énergie nécessaire pour les futures missions spatiales pouvant faire appel au nucléoélectrique se divisaient en deux classes: des centaines de kilowatts électriques pour des réacteurs interorbitaux, des satellites de grande taille, des plates-formes industrielles et des sondes scientifiques, des dizaines de mégawatts électriques pour des cargos automatiques martiens.

En faisant abstraction des programmes soviétiques et russes que nous n'avons abordé que succinctement, il n'est pas mauvais de faire un retour sur l'histoire étonnante du programme Rover à une époque où l'avenir du nucléaire spatial semblait se dessiner positivement, même avant l'époque du programme Apollo, puisque l'effort des Américains a débuté au milieu des années 50, avant même l'officialisation de la NASA comme agence spatiale américaine. L'effort américain, à une époque où le nucléoélectrique était encore considéré comme peu performant sur le plan de la seule propulsion, débuta par la mise en place en 1955 d'une structure unique dénommée SNPO (Space Nuclear Propulsion Office), structure mixte associant l'Atomic Energy Commission et ce qui allait devenir la NASA. La même année était lancé le projet Rover, dénomination d'ensemble d'études au sol d'une série de moteurs expérimentaux pour propulseurs spatiaux nucléothermiques, qui se poursuivit de 1955 à 1973 au Laboratoire national de Los Alamos et au Centre de recherches de Jackass Flats dans le Nevada. A l'époque du lancement du projet Rover, il existait un fort mouvement en faveur des fusées nucléothermiques qui constituaient, par opposition aux lanceurs chimiques classiques, l'exemple le plus caractéristique des fusées à « source d'énergie séparée ».

Comme l'a souligné l'ingénieur atomiste français Etienne Fischhoff, dans les fusées classiques ou chimiques, l'impulsion en grande quantité de mouvement génératrice de la poussée ainsi que l'énergie cinétique du jet résulte entièrement et uniquement de la transformation d'une partie de l'énergie thermique dégagée par la réaction chimique très exothermique d'un comburant et d'un carburant (propergols). Il s'ensuit que les porteurs de cette énergie sont donc les propergols eux-mêmes. La poussée étant donnée par le produit g · Ve, g étant le débit massique, il s'ensuit que l'on a intérêt, dans tous les cas et afin d'économiser la masse, d'éjecter

ces propergols à la vitesse d'éjection Ve la plus grande possible. Il n'en est pas de même pour les fusées nucléothermiques où la source d'énergie est entièrement distincte du fluide éjecté ou propulsif. Cette énergie est transférée au fluide qu'elle échauffe et qui est ensuite détendu dans une tuyère classique. Il n'est donc pas évident a priori que l'on ait intérêt à transférer à ce fluide le maximum d'énergie possible, même en supposant que la puissance et la réserve d'énergie de la source soient extrêmement grandes car de nombreux facteurs entrent en jeu. Dans les fusées chimiques, la chaleur étant dégagée au sein du fluide éjecté, les matériaux constituant la chambre de combustion peuvent être maintenus par refroidissement convenable à une température beaucoup plus basse que celle des gaz : ils n'ont pas besoin d'être réfractaires. Au contraire, dans le cas de la propulsion nucléothermique, la température des surfaces d'échange thermique entre réacteur atomique et fluide propulsif sera obligatoirement toujours supérieure de quelques dizaines de degrés à celle du fluide. D'où la nécessité de matériaux hautement réfractaires, ce qui constitue une limitation de la température maximum à communiquer au propulsif. Ce problème se pose moins pour les réacteurs nucléoélectriques qui fonctionnent, comme nous l'avons vu, sur des principes différents selon lesquels la chaleur du réacteur nucléaire est convertie en énergie électrique utilisée ensuite pour produire soit un faisceau d'ions rapides, soit un plasma qui sont éjectés dans l'espace en jouant le rôle de fluide propulsif. Dans le cas des propulseurs nucléothermiques, les matières fissiles du réacteur atomique, le modérateur, la structure et les organes de réglage éventuels seront portés, en général, à une température encore plus élevée en subissant le contact avec un fluide propulsif qui peut être variable, du moins théoriquement, et se situant, toujours selon Fischoff, dans le cadre de propriétés physiques et thermodynamique convenables: H₂, He, NH₃, H₂O. Dès que ce propulsif a atteint l'enthalpie nécessaire (mesure de la relation existant entre un système de volume V sous la pression P), sa détente ultérieure se poursuit dans une tuyère convergente-divergente, comme pour les fusées chimiques classiques. Dans le système nucléothermique, le fluide

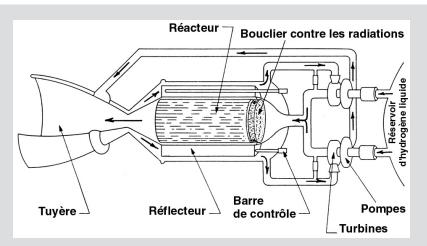


Schéma d'un moteur d'une fusée nucléothermique à cœur solide. L'hydrogène liquide est pompé du réservoir de stockage (à droite). L'hydrogène préchauffé est alors injecté dans le réacteur à fission nucléaire, chauffé à environ 3 000 K et éjecté dans la tuyère pour créer la poussée.

propulsif est pulsé dans un réservoir à la température $T_{\scriptscriptstyle 0}$ par un groupe de turbopompes qui lui fournit une pression PL sous un débit massif Q. Après circulation autour du propulseur qu'il refroidit, il pénètre dans le cœur du réacteur où une puissance thermique est dégagée par la fission. Cette puissance peut être contrôlée par des moyens analogues à ceux utilisés dans les piles atomiques classiques (barres de contrôle et de sécurité). Etant mis en présence d'une grande surface d'échange thermique, il en sort à une température absolue T_o et à une pression P₀ du fait des diverses pertes de charge. Jusqu'à l'époque du programme Rover, où n'existaient pas encore de nouveaux concepts révolutionnaires NTP (comme ceux élaborés par Stanley Borowski), il n'était imaginé que trois types de réacteurs atomiques nucléothermiques spatiaux : les réacteurs atomiques classiques ou solides, dont la température peut monter jusqu'à 3 000 K, les réacteurs à cœur liquide de 3 000 à 4 000 K et les réacteurs à combustible gazeux supérieurs à 4 000 K. Toutefois, selon des spécialistes du CEA, la température de fonctionnement d'un réacteur nucléaire NTP est limitée par la tenue des matériaux du cœur et il est difficile d'envisager des températures supérieures à 2 200 °C. Cette température est bien inférieure aux 3 250 °C obtenue avec H2O, mais l'utilisation de l'hydrogène pour la propulsion (M égale à 2 au lieu de 18 pour la vapeur d'eau) l'emporte largement et fait de la propulsion nucléaire thermique un

système particulièrement intéressant, même si on envisage depuis quelque temps des concepts nucléoélectriques prometteurs.

Pour comprendre les défis techniques qu'ont réussi à surmonter les Américains et les Russes en matière de NTP, nous nous référerons à l'examen de l'éternel pionnier qu'est Robert W. Bussard (qui est aussi un théoricien de la propulsion par fusion nucléaire, d'un calibre comparable à des spécialistes comme Kammash, Reupke et Winterberg), qui fit paraître un papier de référence dans Acta astronautica. Selon Bussard, deux problèmes principaux rendaient difficiles le développement des moteurs nucléaires pour fusées : d'abord, la nécessité d'obtenir une température de gaz élevée sans trop de conséquences pour le réacteur qui doit pouvoir être allumé et arrêté à volonté; ensuite, la nécessité d'obtenir un rendement énergétique élevé pour un échangeur de faible masse. Pour une accélération du véhicule supérieure à la force de gravité terrestre, une puissance spécifique du réacteur de l'ordre supérieur à 1 MW thermique par kilogramme de masse du réacteur est souhaitée. Sur la base des données relatives à la limite de résistance et du point de fusion, on peut évaluer la température maximale utilisable pour divers matériaux combustibles, ainsi que les valeurs approximatives des impulsions spécifiques que l'on peut attendre avec des propergols composés de H, et NH, dissociés et portés à des températures voisines de

| Tableau 1 | | | | |
|----------------------|-------------|-------------|---------------------------------|--|
| Matériau tive (s) | Température | limite Impu | Impulsion spécifique approxima- | |
| | °C | Hydrogène | Ammonium | |
| С | 2 600-2 700 | 800-900 | 410-430 | |
| Tic-Zrc | 3 000 | 930-970 | 450-470 | |
| Nbc | 3 400 | 1 020-1 120 | 490-530 | |
| ToC-Hfc | 3 700 | 1 100-1 230 | 530-580 | |

celles figurant dans le tableau 1.

L'étude des rapports entre la neutronique, la géométrie et la masse du réacteur, d'une part, et la structure de l'échangeur de chaleur, d'autre part, permet de conclure que les réacteurs rapides ont le rendement le plus élevé lorsque leurs dimensions sont inférieures à celles correspondant à l'obtention d'une puissance thermique d'environ 500 MW et d'une poussée de 10 000 kilodynes. Cette étude permet également d'affirmer que les réacteurs à spectre neutronique thermique ou intermédiaire utilisant des carburants de faibles densités, modérateurs de neutrons, ont un rendement d'autant meilleur que la puissance et la poussées sont augmentées. Pour un rendement de propergol supérieur aux chiffres cités plus haut, des échangeurs de chaleur à carburant liquide ou gazeux et des systèmes de propulsion électrique s'imposent.

A l'époque où Robert Bussard fit paraître son papier (1966), bien que les spécialistes estimaient que les systèmes d'accélérateurs de propergols nucléoélectriques permettraient des impulsions spécifiques allant jusqu'à 12 000 s, l'accent était mis sur la faible poussée entraînant une très faible accélération du véhicule. Ceci était vrai dans les années 60 mais, récemment, les progrès obtenus ont permis d'envisager de mettre au point des propulseurs nucléoélectriques ayant des performances comparables aux propulseurs nucléothermiques. Ainsi, alors qu'il était considéré comme « impossible » dans les années 60 de faire des progrès significatifs dans ce domaine, grâce à des études sur le cas d'une conversion directe de la fission en énergie électrique (par exemple, grâce à des lampes diodes thermoïoniques remplies de plasma), on a pu améliorer d'un facteur de 5 à 10 les performances de ce type de propulseurs sur des bancs d'essai jeter le bébé avec l'eau du bain. Sur le plan théorique, le programme Rover nous a montré qu'il existait une marge de progression considérable pour le nucléothermique. Les réacteurs dans lesquels le carburant fissile et le propergol sont tous deux à l'état gazeux peuvent en principe atteindre des températures de l'ordre de 40 000 °C. Cependant, dans la pratique, il faut que des atomes de carburant n'ayant pas subi le processus de la fission subsistent dans le noyau gazeux pendant la phase d'échappement du propergol amené à haute température. L'étude des problèmes posés par les principaux types de réacteurs à milieu gazeux a permis de conclure que les déperditions causées par la collision et la diffusion au cours du passage à travers les champs magnétiques utilisés pour la retenue, et les instabilités d'Helmholtz dans les écoulements de cisaillement, limitaient le rendement du réacteur au point que l'accélération du véhicule ne pourra jamais excéder un certain niveau théorique à cause de phénomènes de rétention limitatifs. Par contre, et selon les mêmes études, les réacteurs à carburant liquide stabilisé par centrifugation ne semblent pas présenter les mêmes difficultés, mais posent des problèmes de démarrage et de contrôle. Dans les meilleures conditions possibles, les carburants liquides pourraient fournir une température excédant de 1 000 °C les températures maximales atteintes à l'aide des meilleurs carburants solides. A l'époque où Robert Bussard rédigea son papier pour Acta astronautica, peu de travaux avaient été effectués touchant ces types de réacteurs (à l'exception de L.R. Shepherd et A.V. Cleaver qui s'intéressaient aussi aux réacteurs à cœur gazeux et à rendement élevé dès les années 1947-1948) et il apparaissait, pour les années à venir, que les

aux Etats-Unis. Certes, il ne faut pas

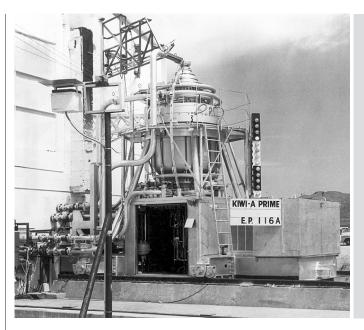
développements devraient s'orienter principalement vers les réacteurs à noyau solide. En se basant sur l'état des connaissances de cette époque, le niveau des températures des gaz atteintes avec les réacteurs à noyau solide était envisagé comme suit en s'élevant régulièrement de 2 200 °C vers 1965 à 3 000-3 600 °C dix ans plus tard. Il apparaissait à cette époque que l'on soit capables, vers 1975, d'accomplir la presque totalité des grands voyages interplanétaires dans le Système solaire par transits rapides à l'aide de véhicules mus par fission, de préférence à tout autre moyen. Les études faites par Hunter et London ont souligné l'importance de la vitesse initiale communiquée aux véhicules spatiaux et les résultats sont en effet étonnants si l'on utilise les tables qu'ils ont dressées en se basant sur la propulsion NTP:

- 1. avec une vitesse initiale de 15 250 m/s il serait possible :
- d'effectuer un vol vers Jupiter en 12 à 18 mois ;
- d'effectuer un vol vers Saturne en 38 mois au lieu de pratiquement 7 ans pour Cassini-Huygens.
- 2. avec une vitesse initiale de 19 800 m/s :
 - vol vers Jupiter en 10 mois ;
 - vol vers Saturne en 20 mois ;
- passage en tir direct à 0,1 unité astronomique du Soleil ;
 - vol vers Uranus en 44 mois;
 - vol vers Neptune en 7 ans.
- 3. avec une vitesse initiale de 23 000 m/s:
 - vol vers Saturne en 17 mois ;
 - vol vers Uranus en 34 mois;
 - vol vers Neptune en 4 ou 5 ans.

Les études assez complexes de Hunter et London n'ont pas non plus sous-estimé le problème de l'atterrissage sur les satellites des planètes extérieures, en montrant que la fourniture d'un incrément de vitesse de 5,5 km/s est suffisante pour qu'un véhicule spatial placé sur une orbite de capture autour d'une de ces planètes puisse atterrir sur presque tous leurs satellites.

L'examen rétrospectif des diverses phases de Rover est là pour démontrer que les spécialistes américains avaient franchi un certain nombre de barrières technologiques et réussi à valider les concepts de réacteur, lesquels furent sur le point de déboucher sur le propulseur opérationnel Nerva après dix ans d'essais continus où les étapes furent avalées

une à une. En juillet 1959, les ingénieurs du SNPO réussirent à valider la théorie selon laquelle la vitesse d'éjection de l'hydrogène à la sortie d'un propulseur nucléaire pouvait atteindre 7 500 m/s avec les essais d'un Kiwi doté de 100 MW de puissance. En octobre 1960, les essais encourageants d'arrêt et de rallumage d'un Kiwi-A-3 amènent la NASA à faire signer à Aerojet General et Westinghouse un contrat pour le développement d'un étage nucléaire assemblé sur un lanceur cryotechnique. La suite allait démontrer pourtant qu'il ne fallait pas brûler les étapes et, dans le cadre des essais de la série Kiwi-B, impliquant des réacteurs de 1 100 MW, les Américains mirent plus de deux ans pour arriver à maîtriser les problèmes d'alimentation en hydrogène gazeux et de vibration du moteur dus à l'augmentation de puissance du réacteur. Ces efforts seront concrétisés avec la mise au point du réacteur expérimental de grande puissance Phoebus 1-A. En février 1966, un progrès considérable est obtenu avec le premier réacteur de la série NRX-EST (dix simulations de vol pour 110 min de fonctionnement dont 2 à une puissance de 1 100 MW), où, pour la première fois, les turbopompes amenant l'hydrogène ne sont plus isolées du réacteur par du béton



Kiwi-A
Prime fut
I'un des
réacteurs
nucléaires
étudiés
pour la propulsion, à
Los Alamos
(Nouveau
Mexique).

mais intégrées sur le bâti même de celui-ci. Des essais de longue durée furent ultérieurement poursuivis avec la série NRX-A et de validation complémentaire des technologies impliquées avec les modèles de la série Phoebus-1. L'essai, le 23 février 1967, d'un Phoebus 1-B (poussée de 34 t à un niveau de 1 500 MW) se chargera alors de démontrer définitivement la validité du concept de réacteur homogène à cœur solide du futur Nerva.

A partir de cette date, soit deux ans avant le débarlunaire quement Apollo 11, le programme nucléaire américain de propulsion spatiale va prendre une tout autre dimension et évoluer vers un programme de simulation des conditions d'un vol spatial sur de nouveaux bancs d'essai spécialement adaptés, dénommés ETS (Engine Test Stand). Dans le cadre de ce programme, le réacteur XE-Nerva subit toute une série d'essais satisfaisants de mars à septembre 1969 et atteint une puissance de 1 100 MW pour une poussée de 25 t. Fin 1969, il n'était pas irréaliste de considérer

que les ingénieurs spatiaux américains avaient pratiquement résolu la plupart des problèmes techniques que pose la mise au point d'un lanceur nucléothermique: intégration de la charge utile et des réservoirs d'hydrogène, alimentation en propulsif par turbopompes, stabilisation de la réaction en chaîne au niveau des réacteurs pour des conditions correspondant à celles d'un vol spatial, échangeurs transférant l'énergie thermique au propulsif, arrêt et rallumage du propulseur, matériaux adaptés pour la chambre de combustion et la tuyère soumises aux fortes températures d'éjection, électronique de contrôle et de guidage, blindages, évacuation de la chaleur excédentaire par radiateur, protection contre les rayonnements. Il apparaissait dès lors que la mise au point d'un Nerva opérationnel (d'une poussée de 34 t pendant 40 min) et son intégration comme propulseur d'un étage supérieur nucléaire RIFT (Reactor in Test Flight) assemblé sur une Saturn 5 n'étaient qu'une question de temps. Hélas, il n'en fut rien et le programme fut arbitrairement stoppé en 1972, alors qu'un propulseur Nerva de 90 t de poussée et d'une puissance de 5 000 MW était en cours de mise au point. Jackass Flats fut fermé en 1973, sans que les études théoriques et de faisabilité au Los Alamos National Laboratory aient jamais vraiment cessé, et rouvert en 1991 à l'occasion du lancement du projet de missile à propulsion nucléaire Timberwind-SNTP.



Essais au sol du réacteur nucléaire NRX-A du programme Nerva.

Nouveaux concepts et nouvelles perspectives pour le nucléaire spatial

Historiquement, le milieu des années 90 se caractérisera par un accroissement du nombre d'études en nucléaire spatial, aussi bien en matière nucléothermique que nucléoélectrique, avec l'apparition d'une troisième voie dite bimodale, qui unifie dans un même concept les avantages des deux voies précédentes. Pascal Pempie, qui est responsable de l'évolution technique au CNES et participe à la direction du projet classifié MAPS, nous a donné une vue étendue de tous ces projets lors d'une conférence magistrale prononcée en mars 2001 au CNES, sous l'égide de l'AAAF (Association aéronautique et astronautique de France). Une des raisons principales de ce retour en grâce du nucléaire tient au renouvellement des idées sur les missions martiennes habitées: Pascal Pempie, se basant sur certains calculs relatifs à l'accès à Mars par l'intermédiaire des trajectoires dites de Hohmann, estime qu'il serait possible d'atteindre la Planète Rouge en 40 jours si l'on donne à un vaisseau nucléaire, partant d'une orbite terrestre basse, une vitesse de 85 km/s. Les projets en matière de nucléaire spatial fusent actuellement de partout...

Autre opportunité pour le retour en grâce du nucléaire spatial, nous ne partons pas de rien. Sur le plan théorique, dans le cas d'un moteur NTP, les expériences ont montré qu'un moteur-fusée nucléaire d'une certaine puissance permettrait de tripler les performances obtenues avec des moteurs cryotechnique. Un des avantages permis par le nucléaire spatial (NTP et NEP) est d'offrir de meilleurs rapports en charge utile. A l'époque du programme Apollo, les services du Jet Propulsion Laboratory (laboratoire commun à la NASA et au Caltech) avaient calculé qu'un propulseur nucléaire de type Nerva, intégré au troisième étage d'une Saturn 5, aurait permis une vitesse considérable de libération avec un accroissement notable pour la charge utile. Ces performances auraient alors permis de déposer sur la Lune un module Apollo 2 d'un poids plus élevé de 65 % par rapport aux modules habités ayant atterri sur notre satellite, d'accroître la masse d'une sonde solaire de 125 % ou de satelliser autour de Mars une sonde plus lourde de 90 % par rapport aux meilleurs moteurs cryotechniques. Les moteurs nucléaires permettent un meilleur délai imparti par la durée des voyages et, pendant longtemps, on crut que cette possibilité était la caractéristique propre à la NTP. Toutefois, les travaux se développant, on s'est aperçu qu'elle était aussi une caractéristique potentielle pour le nucléoélectrique, moins puissant que la NTP au départ, mais poussant continuellement pendant des temps très élevés, ce qui serait un avantage pour des vols pilotés humains vers les planètes extérieures.

Actuellement, on pense beaucoup au vol nucléaire pour Mars, mais l'utilisation de ces techniques est susceptible d'un grand nombre d'applications pour les années à venir. Ainsi, par exemple, on ressort des cartons un projet qui a été présenté en 1964 devant l'AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics) et conçu à partir d'un « lego » associant un lanceur cryotechnique Saturn 1B à des étages supérieurs nucléaires NTP pour des missions de mise en orbite de sondes autour des planètes Saturne, Uranus et Neptune – le voyage Terre-Saturne serait réduit à un an, Terre-Uranus à un peu plus de deux ans et Neptune serait à trois ans et demi de notre planète. Les Américains, dans le cadre de leur programme Prometheus (qui intègre la Space Exploration Initiative), ressortent même des cartons le programme de SNAP-pair dénommé SNAP-100. Ce projet, capable de fournir un haut niveau d'électricité (1 700 kWe) et une forte poussée, fut soutenu au début des années 70, avant d'être remisé dans les tiroirs puis ressorti dans le cadre de l'Initiative de défense stratégique (IDS).

Avec l'arrêt du programme antimissiles nucléaires américain, le SNAP-100 fut de nouveau jeté aux oubliettes et en sortit en 2002, car l'administration Bush, pour des visées militaires évidentes, veut l'intégrer à un programme moyennement budgétisé: 46,5 millions de dollars pour la propulsion et 79 millions de dollars pour la fourniture d'électricité. Il ne faut pas s'étonner de la faiblesse apparente d'un tel niveau de financement car, en dépit d'une léthargie de longues années en matière nu-

cléaire spatial, les travaux américains et russes n'ont jamais totalement cessé, situation qui a permis d'acquérir un certain nombre de données dont peuvent bénéficier les programmes émergents aujourd'hui et présentés au cours ou après le dernier colloque biannuel d'Albuquerque (3 au 5 février 2003 au Nouveau-Mexique). Mais, depuis cette date, le tir a été rectifié par l'Administration américaine et sa timide Space Nuclear Initiative a été intégrée au programme Prometheus, coordonné par la NASA et budgétisé à 3 milliards de dollars pour la période 2004-2008, auxquels viennent s'ajouter 1,5 milliard de dollars sur des projets classifiés des « Black Programms » et les fonds propres de divers laboratoires de recherche, mais qui sont plus difficiles à estimer. Tout ceci représente une manne conséquente et une menace pour l'Europe qui, à part la France avec son projet MAPS, ne s'investit pas dans ce domaine. Si nous laissons le monopole de ce type de recherches aux Américains, les conséquences seraient catastrophiques aussi bien en ce qui concerne les sondes scientifiques que les satellites de reconnaissance et le vol habité martien (nécessité d'un apport européen si nous voulons occuper plus qu'un simple strapontin).

En outre, il existe pour les NTP et les NEP bien d'autres applications comme le programme Mitee-B proposé par James Powell, G. Maise et J. Paniagua de la société américaine Plus Ultra Technologies basée à Shoreham près de New York, le projet NTR (Bimodal Nuclear Thermal Rocket) dont les objectifs sont la Lune et Mars (équipe de Stanley Borowski, L. Dudzinski et Melissa McGuire), le projet de R. Lenard, des Sandia National Laboratories, consistant à investiguer et intercepter les géocroiseurs qui présentent un certain danger de collisions avec la Terre. Nous consacrerons quelques paragraphes de cet article à ces différents projets.

D'une façon générale les projets, majoritairement américains, sont les suivants : Système LOX Augmented NTR, où l'on assiste à une injection dans le divergent d'oxygène liquide qui rebrûle dans l'hydrogène. La conséquence de ces innovations en matière nucléothermique est une baisse de l'impulsion spécifique avec, toutefois, l'avantage d'une augmentation en poussée. Le concept bimodal NTR, inspiré des travaux de Borowski sur

lesquels nous reviendrons, permet à la fois la propulsion, avec également une conversion thermique en électricité avec cycle de Brayton, et une seconde variante de propulsion s'ajoutant à la première, à savoir une propulsion plasmique à très grande impulsion spécifique, idéale pour les voyages interplanétaires. Le système implique néanmoins un radiateur important pour évacuer la chaleur. Un autre système émergent est actuellement étudié par les laboratoires de Brookhaven: le Particle Bed Reactor, dont le principe est connu depuis les années 60, à savoir le chauffage de l'hydrogène par lits de boulets maintenu par une force centrifuge.

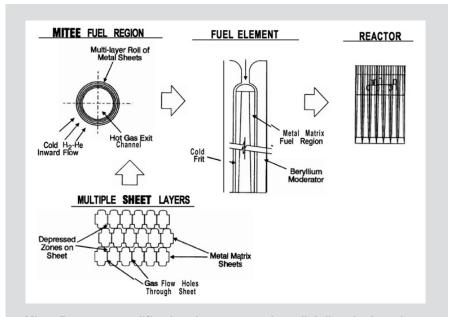
Dans cette version NTP, le composé d'uranium serait utilisé sous la forme d'une fine poussière gardant une configuration critique par l'effet de la force centrifuge plaquant les poussières contre les parois du tambour rotatif le contenant. L'hydrogène rentrerait par la surface latérale du tambour et traverserait la couche de poussière d'uranium. On pense ainsi pouvoir obtenir des températures de l'ordre de 3 900 K et une impulsion spécifique de 1 100 s. Il existe aussi des recherches effectuées sur des réacteurs à cœur liquide qui diffèrent des précédents, mais utilisant aussi de l'uranium 235, par le fait que l'uranium se trouverait à l'état liquide. La température limite serait de 5 000 K et l'impulsion spécifique de 1 100 s. Toutefois, des recherches récentes sur ce concept de « Liquid Core Nuclear Propulsion », dans lequel le produit fissile est conservé en contact à l'état liquide par rapport à la paroi, montrent qu'il serait possible de porter l'impulsion spécifique à 2 000 s. Le système se caractérise aussi par une éjection d'hydrogène chaud et d'uranium liquide. Autre concept sur lequel travaillent actuellement des équipes américaines, le « Gas Core Nuclear Propulsion », ou réacteur à cœur gazeux, utilise aussi de l'uranium. Selon un document de Doc-air espace de mai 1966, ce serait sur le papier le meilleur système, car il n'existerait plus de limite théorique et il serait possible d'atteindre des impulsions spécifiques de 3 000 s correspondant à des températures de propulsif de l'ordre de 16 500 K. Les problèmes à résoudre sont nombreux : obtention d'une masse critique avec un combustible gazeux, moyens de limiter les fuites de combustible, échauffement des parois du contenant par l'action du rayonnement nucléaire (neutrons et rayons gamma). Un tel système nécessiterait un programme de recherches bien doté s'étalant sur dix à quinze ans. Par suite de sa complexité structurelle ou de fortes pressions de fonctionnement (allant jusqu'à 1 000 bars), les générateurs de ce type seraient très lourds et leur utilisation ne pourrait se justifier que pour des missions exigeant des poussées de l'ordre de plusieurs centaines de milliers de décanewtons. Pour un concept de ce type, les températures atteindraient 55 000 K et l'impulsion spécifique 7 000 s. L'inconvénient majeur de ce concept, auquel pour l'instant nous n'avons encore trouvé aucune solution, réside dans l'éjection de produits de fission.

Parmi les projets sur lesquels travaillent les laboratoires américains, il existe également le Cermet qui est un réacteur à neutrons rapides utilisant une matrice métallique composée à 60 % de dioxyde d'uranium avec 40 % de tungstène. Il existe en outre des recherches sur les moteurs nucléaires à phase gazeuse à cycle fermé et dits « à ampoule nucléaire » dont l'impulsion spécifique, selon Pascal Pempie, peut atteindre 1 550 s. Parmi les autres programmes de propulsion nucléaire développés aux Etats-Unis, notons les réacteurs nucléoélectriques Nexis (Nuclear Electric Xenon Ion System), CBIO, le moteur à propulsion magnétoplasmadynamique MPD du NASA Glenn Research Center (qui effectue aussi des recherches sur la propulsion par fusion), les travaux effectués par l'équipe dirigée par l'astronaute Chang Diaz sur le projet Vasinir (Variable Specific Impulse Magneto Plasma Reactor) et le projet NEP SAFE 30 du Marshall Space Flight Center de la NASA. Du côté russe, où les moyens mis en œuvre sont plus faibles pour causes financières, il existe plusieurs études en cours, mais un seul qui a atteint le stade d'un véritable projet : le moteur NTP CADB, d'une masse de 2 t et capable d'atteindre une impulsion spécifique de 910 s, ce qui est mieux que le Nerva 2 qui fournissait une puissance de 4 500 MW thermiques, une température de 3 000 °C et une impulsion spécifique de 850 s. Il y a environ douze ans (1992) était encore sur les planches à dessin un projet de remorqueur orbital à propulsion NTP intégrable en tant qu'étage nucléaire supérieur au système Energya-Bourane.

Il existe aussi d'autres projets faisant appel à la NTP ou à la NEP, certains, notamment aux Etats-Unis, ayant émergé avant la mise en place du projet Prometheus, comme les projets de Stanley Borowski datant de 1993-1994 et que notre collègue et amie Marsha Freeman a présenté, en 1999, dans un scintillant article de notre magazine Fusion. Parmi tous ces projets figurent le projet Mitee-B animé par James Powell, G. Maise et J. Paniagua, le Bimodal Nuclear Thermal Rocket de l'équipe Borowski et le projet « Nuclear Electric Propulsion » de R. Lenard des Sandia National Laboratories.

Le projet Mitee-B, décliné en trois versions aux performances différentes, est basé sur un engin spatial nucléaire bimodal compact et léger, conçu dans le but de délivrer un haut niveau de poussée pour la propulsion et un haut niveau d'électricité pour les instruments d'une sonde. Nous avons vu, au cours de cet article, qu'en matière nucléaire spatiale, il ne fallait pas se laisser exclusivement polariser sur un aspect des choses et la tendance actuelle va à la fois sur des concepts bimodaux (NTR plus NEP) et à la mise au point de réacteurs nucléaires pour des missions potentielles requérant un montant substantiel de puissance électrique. Le concept bimodal Mitee-B est le fruit d'une collaboration entre une équipe d'ingénieurs de la société Plus Ultra Technologies et l'équipe de Stanley Borowski du NASA Glenn Research Center pionnier du bimodal. En effet, Mitee-B s'inspire en partie des travaux de Bimodal Nuclear Thermal Rocket effectués par l'équipe de Borowski. La conception nouvelle de Mitee-B est une modification du concept primordial d'engin thermique nucléaire qui était destiné uniquement à fournir une poussée propulsive. Dans sa nouvelle conception, un système de refroidissement séparé est incorporé au réacteur, lequel transfère les montants d'énergie thermique à utiliser à un petit système de conversion d'énergie qui génère de façon continue l'énergie électrique nécessaire aux instruments pour la totalité de la mission de façon régulière, dans le même temps où cette énergie délivre de la poussée.

Deux versions de Mitee-B sont actuellement en cours de développement : la version 1 génère 1 kW de puissance électrique continue pour le



Mitee-B est une modification du concept primordial d'engin thermique nucléaire qui était destiné uniquement à fournir une poussée propulsive. Dans sa nouvelle conception, un système de refroidissement séparé est incorporé au réacteur, lequel transfère les montants d'énergie thermique à utiliser à un petit système de conversion d'énergie qui génère de façon continue l'énergie électrique nécessaire aux instruments pour la totalité de la mission de façon régulière, dans le même temps où cette énergie délivre de la poussée.

contrôle du vaisseau spatial, les capteurs et senseurs, la transmission des données. Un tel niveau de puissance permet d'éliminer le recours aux générateurs radio-isotopiques RTG pour les missions vers les planètes extérieures et permet un niveau considérablement plus élevé de capacité opérationnelle pour le vaisseau spatial. De plus, ses capacités en matière de haut niveau de poussée et de haut niveau d'impulsion spécifique font de Mitee-B un concept vraiment attractif pour de telles missions. Dans la version 2, un total de 20 kWe est généré, ce qui permet un usage plus intensif de la propulsion électrique que dans la version 1. La combinaison d'un cycle hautement ouvert, se caractérisant par une poussée de 20 000 newtons avec une impulsion spécifique de 1 000 s pour de courtes périodes de combustion et des phases à long terme (se comptabilisant en mois et en années) de propulsion électrique, accroît considérablement les capacités de Mitee-B en matière de Delta-V. La version 2 de Mitee-B pourrait également permettre la production et le réapprovisionnement en hydrogène moléculaire H₂, propergol issu des ressources locales au moyen de l'électrolyse de l'eau provenant

des lunes glacées de Jupiter, à savoir Europa, Ganymède et Callisto. Les modifications à effectuer sur Mitee, en ce qui concerne les tubes pour assemblage multipressions des éléments de combustible pour permettre la réalisation de la capacité bimodale, ne sont pas d'une complexité extrême et ressortent du savoir-faire que nous possédons. Cette capacité permettra d'accroître grandement le Delta V nécessaire pour certaines missions planétaires. Le petit diamètre des tubes où circule le fluide caloporteur est assemblé à la surface du Mitee, où des structures très froides entourent les éléments du combustible. Lorsque le Mitee-B est en phase de non-opération, avec le propergol H, qui génère la haute poussée du concept, le réacteur continue à opérer avec un bas niveau d'énergie thermique qui est transférée au circuit clos du fluide caloporteur. Trois possibilités de générateurs de puissance électrique ont été examinées pour Mitee-B: le cycles fermé de Brayton, celui de Stirling et un cycle conventionnel à la vapeur. Le Stirling et le cycle à vapeur ont, par comparaison, la plus basse masse spécifique en kilogramme par kilowatt. Tous deux apparaissent comme une solution pratique pour Mitee-B. Un système

de propulsion nucléaire bimodal de type Mitee, ou bien NTR comme nous allons le montrer dans la suite de cet article, combinant les capacités de la NEP et de la NTP, apparaît comme la solution la plus attractive. Le système combiné permet d'obtenir une haute poussée, une haute capacité d'impulsion spécifique, d'augmenter de façon efficiente la montée vers le point où l'attraction terrestre devient nulle (échapper au puits gravitationnel terrestre est une difficulté pour un simple propulseur NEP) ou atteindre les satellites des planètes extérieures en même temps que la capacité d'un Delta V propulsif élevé. Un tel système bimodal de propulsion apparaît très efficace et repose sur une combinaison des technologies étudiées ou développées sur les systèmes NTP et NEP. C'est de ce système bimodal de propulsion et de fourniture d'électricité qu'est née la nomenclature B de Mitee.

Il faut citer toutefois l'apport de programmes antérieurs ayant permis de transférer des technologies à Mitee-B. A la fin des années 80, les Etats-Unis relancèrent les études, dans le cadre du programme DOD-SNTP, visant à développer un engin à propulsion nucléothermique compact et léger utilisable par des missiles. L'engin SNTP était basé sur le concept Particle Bed Reactor dans lequel un hybride de lithium 7 est utilisé comme modérateur, ce qui permet d'obtenir un réacteur plus petit et plus léger. Les éléments du combustible du PBR consistaient en un lit empaqueté de façon annulaire de petites particules de combustible nucléaire HTGR qui prennent place entre deux surfaces poreuses. Des flux du propergol hydrogène arrivent radialement vers l'intérieur, à travers la couche extérieure du lit de particules, lesquelles chauffent l'hydrogène à 3 000 K et qui est transvasé à partir des couches poreuses vers un flux central axial, puis détendu dans une tuyère. Le programme SNTP fut développé et les principaux constituants de l'engin furent testé avec succès. Tandis qu'aucun de ces engins ne fut assemblé dans sa totalité, ni construit, ni testé, des expériences poussées sur les points critiques furent toutefois menées. Des tests hydrauliques concernant les éléments du prototype contenant le combustible démontrèrent la capacité à opérer à une densité nécessaire à une haute puis-

sance, soit 30 MW par litre. Le concept PBR-SNTP pouvait compter sur une puissance de 1 000 MW et son ratio en matière de poussée était comparable aux meilleurs engins à propulsion chimique hautes performances. Le programme SNTP fut interrompu au début des années 90, à la suite de la fin de la Guerre froide.

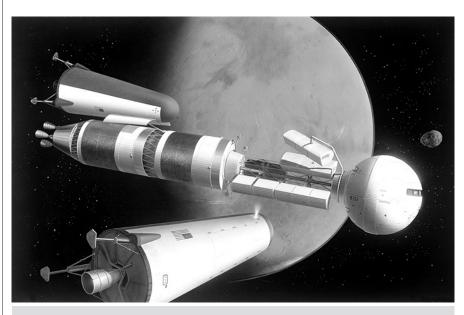
Plus récemment, des études de concepts d'engins SNTP à plus petites performances basées sur la technologie PBR ont été étudiées dans le cadre du programme d'engin nucléaire AEC 710. Les technologies du PBR ainsi que celles du réacteur Cermet faisant appel à un mélange à haute température tungstène-UO, (dioxyde d'uranium) ont également formé une base de développement technologique pour Mitee-B. Le Cermet à tungstène-UO, consiste en une matrice de tungstène où est incorporé jusqu'à 50 % du volume de particules d'UO2 d'une taille de 1 micron. Des combustibles Cermet similaires ont été essayés au sol à plusieurs reprises dans des réacteurs nucléaires et avec succès : dans tous les cas l'assemblage a été soumis à un flux d'hydrogène porté à la température de 3 000 K. Ces technologies ont directement inspiré la conception de nouveaux engins à propulsion nucléothermique, avant l'évolution vers un modèle bimodal avec la NEP et désignés sous les termes Mitee 1, 2 et 3. Le concept Mitee adopte la géométrie de flux de base radial du PBR pour ce qui concerne les éléments du combustible. Toutefois, il y a deux innovations fondamentales par rapport au PBR:

1. Au lieu d'avoir les éléments du combustible assemblés au cœur de l'assemblage à l'intérieur d'un récipient à pression commun, chaque élément est positionné à l'intérieur d'un tube à pression individuel qui contient une partie des éléments de ce combustible, une paroi externe de lithium 7 hybride modérateur et une petite tuyère à la sortie de chaque tube de pression. L'expérience montre que cet arrangement réduit le poids et simplifie la construction de l'engin. D'ailleurs la configuration simplifie le programme de tests nucléaires et réduit grandement le temps et les coûts. Au lieu d'effectuer des tests pour la totalité des assemblages de 37 ou 61 éléments, les tests de validation peuvent être menés pour un seul tube pression d'élément combustible assemblé.

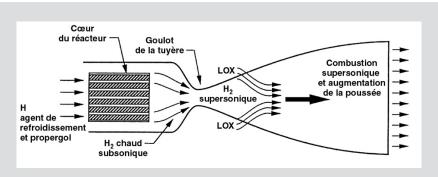
2. La seconde innovation fondamentale est l'usage d'un assemblage multicouches de tungstène et de dioxyde d'uranium performé de technologies Cermet pour couverture, au lieu d'un emballage pour lit de particules de combustible nucléaire PBR. L'assemblage tungstène-UO permet d'excellentes performances pour porter la température de l'hydrogène à 3 000 K pour un grand nombre d'heures. De plus, l'évacuation locale et le flux de la géométrie de propergol dans la couverture assemblée peut être contrôlé avec plus de précision que dans le système à lit de particules PBR. Le système réduit également les effets des facteurs chauds en chaîne. Le système permet en outre d'éliminer les possibilités de distorsion mécanique dus aux changements dans la position des particules causés par les effets du cycle thermal durant les opérations multiples de poussée. Une modification complémentaire de ce concept de petit engin nucléaire consiste à permettre une capacité bimodale afin à la fois de générer de la puissance électrique et un niveau élevé de poussée propulsive.

Les performances de Mitee-type 1 étaient les suivantes : seulement propulsion nucléothermique, capacité de redémarrage unique ou multiple, combustion NTP, 1 kWe de fourniture électrique. Les performances de Mitee-B, variante 1, étaient : propulsion nucléothermique plus propulsion électrique, puissance de réacteur

en NTP de 75 MW (th), impulsion spécifique de 1 000 s, poussée de 14 000 newtons. Les performances de Mitee-B, variante 2, sont en mode NTP, puissance de réacteur égale à 75 MW (th), impulsion spécifique de 1 000 s et poussée exceptionnelle de 22 000 newtons. Une sonde équipée d'un engin Mitee pourrait ainsi permettre le survol de Pluton au bout de sept ans, une mise en orbite autour de la même planète au bout de treize ans (en tenant compte de la phase de ralentissement) et un atterrissage autour de cet objet double (Pluton-Charon) en quatorze ans. Mitee-B mettrait une orbite de Jupiter à deux ans, une orbite de Saturne à trois ans, un retour d'échantillons du satellite Europa à cinq ans (deux ans pour l'aller, trois ans pour le retour) et un atterrissage sur Pluton avec retour d'échantillons à vingt-quatre ans Pour ce qui concerne le concept de Bimodal Nuclear Thermal Rocket (NTR), avec diverses variables, présenté par Borowski, Dudzinski et McGuire du Centre de recherches Glenn, nous retrouvons des conceptions qui nous sont familières puisque Borowski est aussi impliqué dans Mitee-B, lequel emprunte certaines solutions à Bimodal NTR même s'il s'agit d'un projet d'une tout autre envergure puisque conçu pour la colonisation de la Lune et le voyage martien habité. Le projet des ingénieurs du Centre Glenn (autrefois dénommé Lewis) a peut-être pris forme dans l'esprit de ses concepteurs à la suite du lance-



A destination du système jovien, ce vaisseau à propulsion nucléaire se réapprovisionne sur l'orbite de Mars.



L'équipe de Borowski a également développé un concept à triple mode pour le moteur nucléothermique, en introduisant de l'oxygène liquide (LOX) dans l'écoulement d'hydrogène supersonique de la tuyère, afin d'augmenter la poussée et la exibilité du moteur. L'hydrogène et l'oxygène brûlent spontanément.

ment avorté de la Space Exploration Initiative de George Bush père, qui réveilla temporairement les projets lunaires et martiens. Toutefois, l'intention était beaucoup plus forte qu'une simple réponse à une inspiration gouvernementale, puisque le centre de recherche américain a continué jusqu'à aujourd'hui sur ses fonds propres, auxquels s'ajoutent maintenant la manne non négligeable du projet Prometheus.

Comme l'écrivit Marsha Freeman dans Fusion (n°77, septembre-octobre 1999): « En 1992, le bureau de la propulsion nucléaire au Lewis Research Center [actuel Glenn Research Center| dans l'Ohio finança un programme commun entre les experts américains et ceux des nations de l'ex-Union woviétique pour concevoir un petit moteur pour une fusée nucléothermique, ou NTR pour Nuclear Thermal Rocket. L'équipe comprenait des spécialistes d'Aerojet, du fournisseur américain en équipements nucléaires Babcock & Wilcox et d'Energopol, un consortium de la CEI. En septembre de la même année, une équipe américaine visita le centre de tests au Kazakhstan et rencontra ses homologues de la CEI pour mener des études détaillées sur leur projet de réacteur nucléaire spatial.

« Ce travail en coopération déboucha sur des concepts assez élaborés tels que des éléments de combustible en "ruban torsadé" qui seraient ajustés selon la température de sortie exigée. Le moteur envisagé était conçu pour une impulsion spécifique de 940 à 960 s, environ le double de celle d'un moteur chimique à hydrogène liquide d'aujourd'hui. Des essais de réacteurs à Semipalatinsk [dans l'Oural] ont donné des températures de sortie de l'hydrogène de 3 100 K pendant plus d'une heure et de 2 000 K pendant deux mille heures. » Notons qu'une telle performance n'a jamais été atteinte aux Etats-Unis lors des programmes Rover et Nerva.

Comme le souligna Marsha Freeman: «En 1993, les participants américains au programme suggérèrent d'entreprendre un effort conjoint, estimant que cela serait profitable à tous les pays impliqués. En utilisant les installations d'essais de la CEI, les Etats-Unis n'auraient pas besoin de consacrer du temps et des ressources pour les reproduire. De plus, les conditions économiques des scientifiques et ingénieurs russes et de la CEI auraient pu s'améliorer tout en mettant leurs connaissances au service d'une bonne cause. Cependant, au terme de l'administration Bush, il apparaissait que ni la Maison Blanche ni le Congrès n'avaient la volonté de payer pour un programme spatial visionnaire, et la recherche sur la propulsion nucléaire fut encore mise en attente.»

Les études effectuées par Borowski et ses collaborateurs l'ont été sur des concepts bimodaux (propulsion plus fourniture d'électricité) optimisés pour des voyages orbite basse terrestre-Lune et retour, ou correspondant aux nécessités spécifiques du voyage martien. Une autre caractéristique de ces projets est d'améliorer la capacité nucléothermique des réacteurs NTP en faisant preuve d'une astuce : augmenter la poussée moteur en utilisant de l'oxygène en postcombustion supersonique dans la tuyère. A partir de tous ces principes, qui ne sont ni simples ni trop complexes, l'équipe du Centre Glenn

a imaginé toute une catégorie de véhicules adaptés à différents types de missions: les uns concernent la Lune, tandis que d'autres, plus puissants et sophistiqués, concernent Mars. A tel point que tous les plans de débarquement sur la planète rouge élaborés auparavant et ultérieurement doivent considérer les concepts Borowski et de son équipe comme un carrefour où il faut impérativement passer pour réussir. L'innovation la plus marquante, toutefois, réside dans l'extension des fonctions du réacteur nucléaire dans le vaisseau spatial. Borowski, très influencé par les conceptions de Frank Malina visant à déposer des réacteurs nucléaires de sous-marins sur la Lune, s'est également inspiré du concept de sous-marin nucléaire dans lequel la chaleur du réacteur produit de la vapeur à haute pression entraînant des turbines pour actionner l'hélice du navire et d'autres pour fournir l'électricité. Il est en effet possible d'utiliser un moteur nucléothermique à cœur solide en double mode, produisant une force propulsive et de l'électricité car l'engin contient plus de combustible dans son cœur qu'il n'en consomme dans son mode de propulsion. D'après Borowski, on peut parer à la nécessité d'un système de générateur électrique séparé en reconfigurant le moteur afin qu'une puissance électrique importante puisse être générée pour les systèmes embarqués du vaisseau spatial, comme la réfrigération active de l'hydrogène liquide, le système d'alimentation en oxygène et les communications à haut débit avec la Terre.

Pour ce qui concerne la Lune, les recherches de Borowski et de ses collaborateurs ont débouché sur le concept révolutionnaire de fusée nucléothermique à triple mode (énergie pour le système principal de propulsion et pour la puissance électrique embarquée pour le vaisseau, augmentation de la poussée comme nous l'avons vu avec l'apport d'oxygène en postcombustion supersonique dans la tuyère). Toujours selon Marsha Freeman: « Dans cette configuration, l'oxygène liquide serait éjecté dans le divergent du moteur où l'hydrogène a été accéléré à des vitesses supersoniques. Après injection, l'hydrogène à faible masse et à haute vitesse ainsi que l'oxygène de masse plus élevée brûleraient spontanément,

ajoutant masse et énergie chimique à l'échappement fusée pour augmenter la poussée. Le remplacement de l'hydrogène liquide à faible densité par de l'oxygène liquide de densité plus élevée augmente le débit massique et réduit la masse et le volume des réservoirs exigés pour le combustible, permettant ainsi la conception de véhicules spatiaux plus petits. » Ce concept est dénommé LANTR (Liquid Oxygen Augmented Nuclear Thermal Rocket) et ses caractéristiques (augmentation de la poussée, réduction de la taille du véhicule) permettraient, dans le cas d'une politique de conquête de la Lune, de disposer de toute une famille de véhicules correspondant aux impératifs spécifiques de plusieurs types de missions. Ces véhicules permettraient, selon Stanley Borowski, d'introduire une grande flexibilité aussi bien quant à la conception, puisqu'ils seraient architecturés autour de la même configuration de base (à la façon d'un lego), qu'aux opérations à mener. Dans ce domaine, la clé du succès vient de la variabilité du rapport oxygène-hydrogène dans le moteur, ce qui permet différentes manœuvres sur une large palette de valeurs de poussée et d'impulsion spécifique sans modification de base du fonctionnement du réacteur ou de sa puissance produite.

Selon Borowski, lorsque le rapport de mélange oxygène-hydrogène augmente de 1 à 7, le rapport poussée moteur-poids s'accroît d'environ 400 %, alors que la réduction d'impulsion spécifique est seulement d'environ 45 %. Ces véhicules seraient bien sûr transférés jusqu'en orbite terrestre basse par des lanceurs à développer et pourraient non seulement utiliser l'oxygène lunaire, parqué dans des citernes en orbite cislunaire, circumterrestres LEO et GEO, ce qui permettrait de segmenter économiquement le voyage en diminuant la quantité de comburant à emporter, accroissant d'autant la charge utile. On pourrait également utiliser des citernes d'hydrogène lunaire dont l'existence, dans des glaces d'eau aux pôles de notre satellite, ne fait plus aucun doute depuis les observations de neutrons d'hydrogène par la sonde Lunar Prospector et les travaux d'analyse d'Alan Binder et de son équipe. Il y aurait par ce biais la possibilité de multiplier par deux la charge délivrée à la surface de la Lune tout en minimisant la masse initiale à lancer



Ce vaisseau à propulsion nucléaire pourrait assurer des vols réguliers vers la Lune en 24 heures.

depuis la surface terrestre. Borowski estime que l'oxygène sélène (avant les découvertes de Lunar Prospector concernant l'hydrogène) devrait en premier lieu alimenter les véhicules faisant l'aller-retour (navette lourde) entre la surface de la Lune et le véhicule de transport en orbite lunaire. On réduirait ainsi la quantité d'oxygène liquide à transporter depuis l'orbite terrestre en réduisant peu à peu les importations et en parquant l'oxygène liquide et l'hydrogène liquide sur les orbites cislunaires, GEO et LEO. Ainsi, la masse d'emport des concepts Borowski pourrait augmenter de 400 % (avec la seule utilisation de l'oxygène et de l'hydrogène lunaires). Ceci change radicalement les conditions de mise en œuvre d'un programme lunaire, en permettant le démarrage du processus autocumulatif de croissance.

Les concepts Borowski peuvent se décliner en quatre types de navettes très différentes de celles des concepts Salkeld avec seulement pour point commun (pour trois d'entre elles) d'être réutilisables. Le premier de ces véhicules, avec une masse initiale de 132 t en orbite terrestre basse (où il a accès grâce à un lanceur lourd) fonctionne avec une propulsion nucléaire thermique en tant que lanceur consommable mais les trois autres sont récupérables: NTR réutilisable (seulement LH₂) qui est un cargo de 98 t sans atterrisseur capable de déposer 8,8 t à la surface de la Lune, tandis que le véhicule LANTR réutilisable (LTV avec Lunox : oxygène lunaire) pourrait faire alunir un cargo de 24 t avec une masse de départ de 152 t, dont 128 sont réutilisables, après la phase lunaire, pour la phase retour en orbite terrestre. Le dernier concept proposé par Borowski est une navette habitée lunaire propulsée par un LANTR réutilisable d'une masse de 188 t au départ : la navette pèse 15 t pour un équipage de trois hommes, performance comparable au programme Apollo, mais avec un coût incomparablement inférieur et une grande flexibilité rendant le voyage Terre-Lune presque comme une formalité et permettant pour les concepts les plus avancés 44 missions aller-retour vers la Lune. Marsha Freeman nous explique ces chiffres avancés par Borowski : « Après s'être ravitaillée avec de l'oxygène et de l'hydrogène lunaires dans un dépôt de propergol en orbite terrestre, cette navette lunaire [LANTR] débuterait son voyage. Le temps d'allumage total du moteur pour atteindre la vitesse élevée requise pour un transit rapide vers la Lune est inférieure à 47 min. Ce moteur nucléaire amélioré avec de l'oxygène liquide est conçu pour durer un peu plus de 34,5 h [...]. »

Borowski, Dudzinski et McGuire ont également imaginé des scénarios de vaisseaux martiens à propulsion nucléaire tandis que Lenard des Sandia National Laboratories envisage des concepts de propulsion nucléoélectrique pour les astéroïdes. D'autres laboratoires travaillent même sur la propulsion par fusion. Nous traiterons tous ces aspects dans un prochain article de Fusion.