



Propulsion spatiale L'hydrogène, un carburant léger pour lanceurs lourds

Philippe Buffet

Summary Space propulsion: hydrogen, a light fuel for heavy launchers

Launching is a rather important part of the total cost of an in orbit spacecraft. Following a presentation of satellization and rocket engine principles, a demonstration is given of how the use of liquid hydrogen as propellant for satellite launchers increases very significantly their payload capacities, and consequently reduces the launching costs. Hydrogen, implemented in Europe on the current Ariane 4 and new Ariane 5, is now used worldwide as it is a must for every heavy launcher manufacturer.

Mots-clés Espace, lanceurs, propulsion spatiale, moteurs-fusées, propergol ou ergol, hydrogène.

Key-words Spaceflight, satellite launchers, space propulsion, rocket engines, propellant, hydrogen.

Le 4 octobre 1957, le lancement par l'Union Soviétique du Spoutnik, premier satellite artificiel de la Terre, marquait l'ouverture de l'ère spatiale. Par la suite, de nombreux événements à fort retentissement médiatique se sont succédés : l'Homme dans l'espace, puis sur la Lune, l'exploration du système solaire par des sondes spatiales ou l'observation du cosmos à partir de télescopes en orbite, sans oublier depuis 15 ans l'occupation de l'espace par des stations habitées en permanence.

Mais au-delà de ces prouesses destinées, un temps, à renforcer le prestige des pays initiateurs et toujours à développer les connaissances scientifiques, l'espace est aussi devenu le siège d'applications pratiques. Celles-ci ne cessent de se développer, qu'il s'agisse de l'observation de la Terre (cartographie, aménagement, ressources, météo, surveillance...), de la localisation ou de la navigation des « mobiles » et surtout, des télécommunications. Tous ces domaines, et particulièrement le dernier, ont pris une véritable dimension économique, leurs acteurs étant naturellement soumis aux lois du marché. Par suite, que l'on considère les budgets consacrés par les États à la recherche, toujours distribués avec parcimonie, ou les investissements d'opérateurs commerciaux soumis à une très forte concurrence, on doit toujours réduire le coût d'un satellite en orbite. Et pour cela, on est amené à agir, entre autres, sur le prix du lancement lui-même, car il représente une fraction significative de l'investissement total.

A titre d'illustration, le marché commercial des lancements est occupé pour les trois quarts par celui des gros satellites de télécommunication, dont plus de deux cents sont en service actuellement sur la fameuse orbite géostationnaire, à 36 000 km au-dessus de l'équateur. Ils y gravitent, chacun, à la

même vitesse angulaire que la Terre et occupent donc une position fixe par rapport à celle-ci, ce qui permet de recueillir assez simplement les signaux qu'ils émettent, et en particulier de nombreux programmes de télévision. Leur mise à poste se fait presque toujours en deux étapes : d'abord une puissante fusée – on préfère dire un lanceur – les place sur une orbite elliptique « de transfert » dont le périhélie est proche de la Terre, mais qui culmine à 36 000 km, puis ils rejoignent l'orbite circulaire définitive par leurs propres moyens.

La masse de ces satellites au lancement n'a cessé d'augmenter : elle était classiquement de 1 200 kg il y a 20 ans, atteignait 3,5 tonnes en 1995, et l'on envisage aujourd'hui de dépasser les 5 tonnes. En même temps leur capacité, d'une vingtaine de répéteurs il y a quelques années, a fortement augmenté et peut dépasser la centaine, chaque canal relayant au moins huit chaînes de TV numérique simultanément. Enfin, de tels satellites vivent quinze ans, valent entre 150 et 300 millions d'euros, et il faut ajouter environ la moitié de ces chiffres pour payer le lancement lui-même.

Pour des raisons de prestige, mais aussi d'indépendance, de plus en plus de pays ou de continents mettent en ligne leur propre lanceur. Par suite, l'offre est supérieure à une demande qui se situe autour de 30 lancements par an et il s'ensuit une concurrence très dure qui se joue sur la fiabilité et sur le prix du kilo mis en orbite, ce deuxième point étant lié directement à la capacité d'emport du véhicule spatial. C'est alors que la propulsion par hydrogène liquide, qui autorise un véritable saut de performance, s'impose de façon totalement incontournable.

Satelliser

Placer un satellite sur orbite, c'est l'amener en un point, dit d'injection, situé le plus souvent à

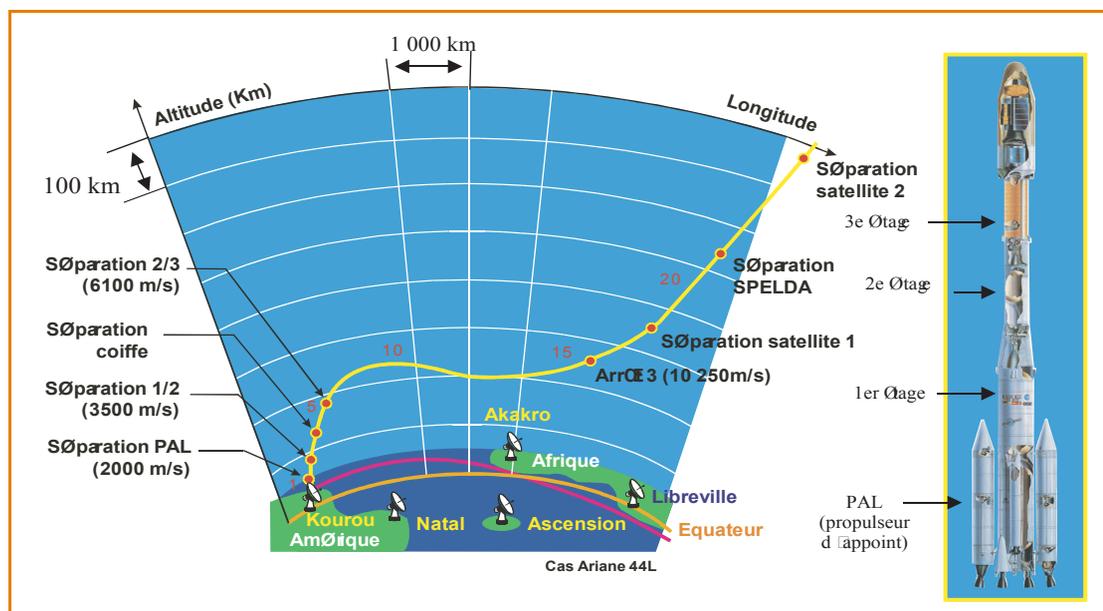


Figure 1 - Le vol d'Ariane 4.

quelques centaines de kilomètres de la surface terrestre, en lui communiquant une vitesse de 8 à 10 km/s. Et pour évaluer l'impulsion totale nécessaire, il faut ajouter à celle-ci un équivalent de 2 km/s qui tient compte des pertes rencontrées par le lanceur en début de vol. La trajectoire commence en effet par une montée rapide, quand la vitesse est encore faible, en vue de sortir de l'atmosphère qui exerce, malgré tout, un freinage (pertes aérodynamiques). En outre, au cours de la montée destinée aussi à rejoindre l'altitude d'injection, le mouvement est encore trop lent pour que l'effet de satellisation se fasse sentir et diminue le poids apparent du véhicule. Par suite, une partie de la poussée des moteurs sert à équilibrer celui-ci et ne contribue pas à la mise en vitesse (pertes par gravité). En revanche, au fur et à mesure du vol, la trajectoire s'infléchit et les deux perturbations s'estompent de plus en plus jusqu'à disparaître complètement.

Bien sûr, les vitesses requises sont considérables, et on ne peut les atteindre que par l'emploi de plusieurs étages, généralement trois, qui fonctionnent successivement (figure 1).

Propulser

Pour mettre en évidence les principes de base, on peut étudier l'exemple du 3^e étage d'Ariane 4 qui entre en fonctionnement après le largage des étages inférieurs dont il prend le relais. C'est essentiellement un réservoir contenant les combustibles et oxydant, ou « ergols », destinés au moteur, et qui

joue simultanément un rôle structural (figure 2). À l'avant, il supporte la charge utile constituée par un ou deux satellites et à l'arrière, il est relié à un moteur dont il reçoit et transmet la poussée. Celle-ci est due à l'éjection à très grande vitesse de la masse des gaz produits par la combustion des ergols, et accélérés ensuite à travers une tuyère supersonique. Comme indiqué plus haut, en l'absence de forces perturbatrices, l'ensemble de l'étage et de sa charge utile est un système isolé, de sorte qu'à chaque instant la quantité de mouvement des gaz éjectés vers l'arrière est équilibrée par une augmentation, en sens opposé, de la quantité de mouvement du véhicule (avec les ergols restants), et donc de sa vitesse.

À partir de cette observation, on déduit deux points très importants :

- La poussée produite par un moteur fusée est le produit de la vitesse des gaz éjectés par le débit d'ergols consommés. En d'autres termes, à poussée fixée, plus la vitesse d'éjection est grande, plus la consommation est réduite. Ceci est à rapprocher du fait que 90 % de la masse d'un étage est constituée par les ergols qu'il contient.
- Le gain de vitesse apporté par un étage sur la durée de son fonctionnement est proportionnel à la vitesse d'éjection des gaz.

La voie royale de l'hydrogène

Or, en pratique, les moteurs qui consomment des ergols classiques, comme les couples peroxyde d'azote/UDMH¹ ou oxygène liquide/kérosène,



HYDROGÈNE ET ESPACE

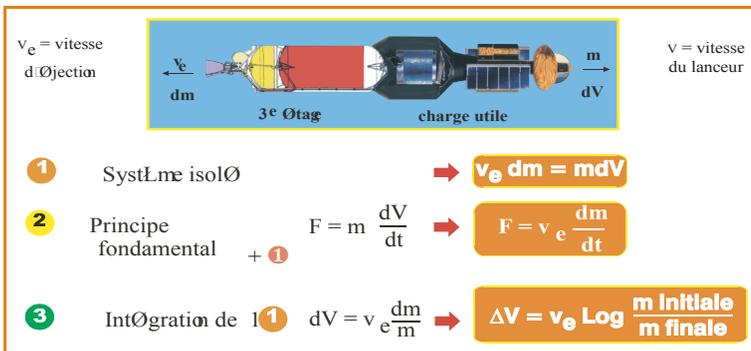


Figure 2 - Dynamique du 3^e étage d'Ariane 4.

permettent d'atteindre tout au plus une vitesse d'éjection de 3 300 m/s. En revanche, avec l'utilisation du couple oxygène/hydrogène liquides (LOX/LH₂), on peut dépasser les 4 500 m/s.

Ce gain, énorme, a pour conséquence que le remplacement du seul étage supérieur d'un lanceur « tout classique » par un étage « cryotechnique »² permet, pour certaines trajectoires, d'augmenter sa capacité de lancement de près de 50 % ! On comprend alors pourquoi, malgré les difficultés prévisibles, les concepteurs du lanceur Ariane ont décidé à l'origine, en 1973, de développer un tel 3^e étage. Heureusement, ils pouvaient s'appuyer sur des travaux commencés en 1960 qui avaient permis de faire fonctionner un moteur de démonstration à la fin de la décennie. Depuis, la version définitive Ariane 4 du véhicule initial a fait plus de 100 vols avec le succès que l'on sait.

Mais l'intérêt de la cryotechnie ne se limite pas à l'étage supérieur. A titre d'exemple, lors de la course à la Lune, le Saturn 5 des Américains, qui avait un 2^e et un 3^e étage à hydrogène, pesait

2 700 tonnes au décollage et satellisait 140 tonnes en orbite basse, alors que le N1 des Soviétiques, légèrement plus lourd, n'était capable que de 90 tonnes.

Un exemple de moteur

Le moteur HM7 B d'Ariane 4 pèse 155 kg, est haut de 2 mètres et développe une poussée de 65 kN pour une consommation de 14,9 kg/s (figure 3). Il comporte :

- une chambre de combustion dans laquelle les ergols injectés brûlent sous 35 bars et donnent des gaz à la température très élevée de 3 500 K,
- une tuyère de détente, à travers laquelle ces gaz de combustion acquièrent la vitesse d'éjection de 4 370 m/s, nécessaire à l'effet propulsif,
- un système d'alimentation de la chambre de combustion en ergols grâce à un jeu de pompes entraînées par une turbine de 380 kW, elle-même animée par des gaz issus de la réaction d'une partie des ergols dans une chambre auxiliaire appelée générateur de gaz.

Avant combustion, la plus grande part de l'hydrogène parcourt les parois les plus chaudes en vue de les refroidir. Un léger débit d'hydrogène refroidit la partie aval de la tuyère, moins sollicitée thermiquement, et n'est pas brûlé dans la chambre de combustion (dump cooling).

Les conditions de la performance

On montre que la vitesse est d'autant plus grande que le taux de détente de l'amont vers l'aval P_0/P_e

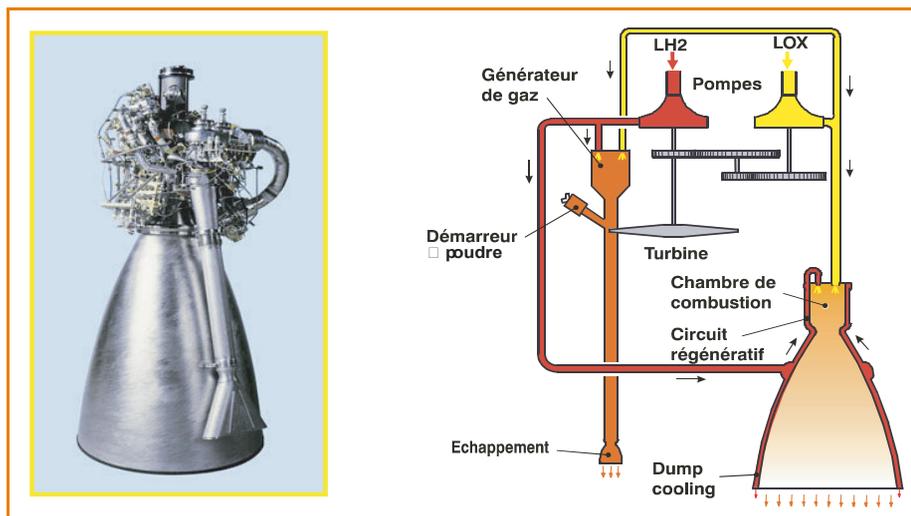


Figure 3 - Le moteur HM7 B.

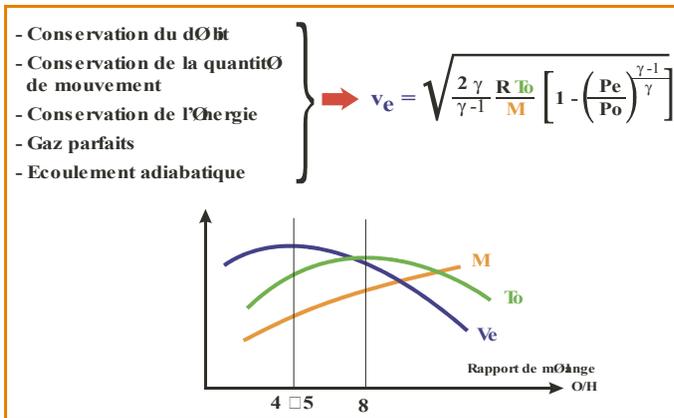


Figure 4 - Écoulement simplifié dans une tuyère.

est élevé, mais surtout que son carré varie comme la température de combustion amont T_0 et comme l'inverse de la masse moléculaire moyenne M (figure 4).

Ce résultat est d'ailleurs assez intuitif. Le rôle de la tuyère est en effet d'orienter l'énergie thermique désordonnée (proportionnelle à RT_0) de molécules s'agitant en tout sens, pour la transformer au mieux en l'énergie cinétique ($\frac{1}{2} Mv^2$) d'un jet dirigé.

C'est évidemment la recherche de M faible qui justifie le recours à l'hydrogène. Et, bien sûr, si celui-ci est employé seul, M est particulièrement bas... mais T_0 aussi ! C'est pourquoi il faut une combustion avec de l'oxygène, ce qui augmente M , et il y a donc un optimum à rechercher. L'hydrogène n'est alors pas brûlé en totalité, et par suite la température des gaz est inférieure au maximum théorique, ce qui est, aussi, favorable à une bonne tenue de la chambre.

Quel cycle thermodynamique ? (figure 5)

Dans le moteur précédemment décrit, tous les gaz ne sont pas éjectés par la tuyère principale, car quelques pour cent ont traversé la turbine. Et même s'ils sont ensuite accélérés par une tuyère secondaire, ils ne peuvent être éjectés à très grande vitesse, car leur température amont est limitée par les caractéristiques métallurgiques de la turbine. Leur contribution à la propulsion est donc relativement modeste. Cela revient à abaisser d'une centaine de mètres par seconde la vitesse moyenne d'éjection du moteur, ce qui n'est pas négligeable, chaque m/s en moins représentant sur Ariane 4 une perte de 1,75 kg en orbite. La simplicité du « cycle à générateur de gaz » se paie par une perte de performance.

A l'opposé dans les « cycles fermés », c'est tout l'hydrogène qui traverse les turbines après avoir subi l'échauffement nécessaire à l'entraînement des pompes. Il est par la suite injecté dans la chambre de combustion principale, où sa combustion et sa détente sont réalisées dans des conditions optimales, et il n'y plus d'échappement secondaire en parallèle. Deux cas sont alors possibles :

- Dans le **cycle à combustion étagée**, l'hydrogène subit une première combustion modérée, dans une préchambre, avant d'atteindre les turbines, puis la chambre propulsive. Pour être intéressant, ce cycle, adapté à des moteurs de forte poussée, doit être mis en œuvre avec des pressions de chambre élevées, au niveau de 20 Mpa. On imagine le monstre que peut être une pompe à hydrogène liquide qui doit vaincre, en plus de cette pression, les pertes de charge dues à

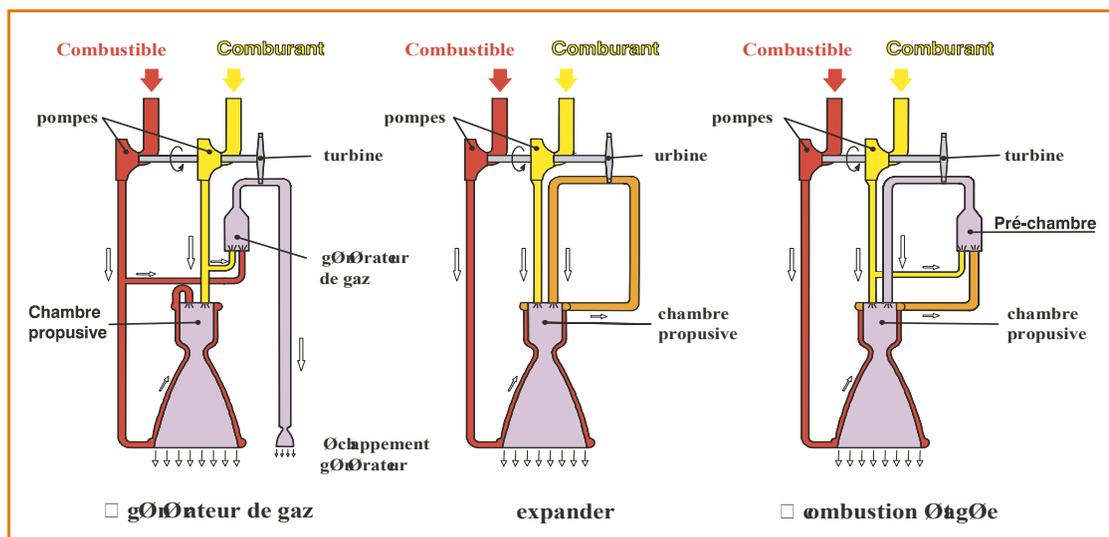


Figure 5 - Cycles de moteur fusée.



HYDROGÈNE ET ESPACE



Figure 6 - Ariane 5 au décollage.

l'injecteur ainsi qu'au circuit régénératif de refroidissement. A titre d'exemple, les trois moteurs principaux de la navette spatiale américaine ont une poussée de 2 000 kN et consomment chacun 70 kg, c'est-à-dire 1 m³, de LH₂ par seconde, ce qui demande une turbopompe de 50 mégawatts... Les moteurs à combustion étagée sont performants, mais chers, et ils trouvent mieux leur place sur des véhicules réutilisables.

- Dans le **cycle expander**, l'échauffement résulte du seul échange thermique le long des canaux de refroidissement de la chambre propulsive. Plus simple que le précédent dans sa conception et sa mise en œuvre opérationnelle, ce cycle est limité par la puissance disponible pour les turbines. Il est particulièrement bien adapté à des missions requérant une poussée moyenne comme celle de l'étage supérieur d'un lanceur.

La cryotechnie et Ariane

Comme nous l'avons vu, c'est grâce à des travaux commencés dès 1960, que les concepteurs du lanceur européen Ariane ont pu faire le choix d'un

étage supérieur cryotechnique, dont la version améliorée HM7 B du moteur est utilisée par Ariane 4. Mais après une belle carrière et de multiples améliorations, ce véhicule, qui ne met que... 5 tonnes en orbite, doit céder définitivement, en 2003, la place à un nouveau lanceur plus puissant qui a débuté sa carrière commerciale en 1999.

Ariane 5 (*figure 6*), de conception entièrement nouvelle, comporte en premier lieu un composite inférieur dans lequel un « étage principal cryotechnique » (EPC) est flanqué de deux énormes accélérateurs à combustible solide, de 6 500 kN de poussée chacun, qui assurent le décollage et les deux premières minutes de vol. L'EPC, dont le moteur à générateur de gaz **Vulcain** est lui aussi allumé au décollage, vole encore huit minutes après séparation des accélérateurs, ce qui lui confère plutôt le rôle d'un second étage. L'ensemble est surmonté d'un étage supérieur qui, par souci de simplicité, utilise des ergols classiques et offre une poussée assez modeste (27,5 kN). La version de base satellise ainsi une masse de 6 tonnes.

Mais les satellites deviennent de plus en plus lourds, et il faut continuer à les lancer groupés par deux pour peser sur les coûts. Ariane 5, qui a un fort potentiel de croissance, est donc en train d'évoluer rapidement :

- L'EPC va emporter 175 t d'ergols contre 150 et recevoir un nouveau moteur **Vulcain 2**, dont la poussée passe de 1 140 kN à 1 350 kN, ce qui porte déjà la charge utile à 7,3 tonnes ;
- En outre, un « étage supérieur cryotechnique » (ESC) pourra se substituer à l'étage traditionnel. Dans un premier temps, l'ESC-A utilisera l'actuel moteur HM7 B d'Ariane 4, afin de pouvoir satelliser 10 tonnes dès 2002. Puis, L'ESC-B sera doté d'un moteur **Vinci** dont le développement est en cours. Fonctionnant selon le cycle expander, ce moteur de poussée 180 kN, permettra de lancer 12 tonnes à partir de fin 2005. Ces améliorations, ainsi qu'une politique industrielle appropriée, doivent conduire à diviser par deux les coûts de lancement.

La société Snecma Moteurs à Vernon (Eure) est maître d'œuvre du développement et de la production des trois moteurs cryotechniques d'Ariane 4 et d'Ariane 5, qu'elle assure en collaboration avec de nombreux coopérants appartenant à toute l'Europe spatiale. Au stade du développement, elle agit pour le compte de l'Agence Spatiale Européenne, par l'intermédiaire du Centre National d'Études Spatiales, maître d'œuvre du « système lanceur » complet. En phase de production, elle fournit les moteurs à la société Arianespace, chargée de l'exploitation opérationnelle.



Les exigences de la performance

Si l'**hydrogène liquide** autorise des gains de performances considérables en propulsion spatiale, son emploi, en revanche, demande une grande maîtrise technique.

Aux **très basses températures** – l'hydrogène est liquide à 20 K – il y a contraction et fragilisation des matériaux. De plus, tous les gaz sont solides dans ces conditions, hormis l'hélium, ce qui oblige à des procédures rigoureuses d'élimination des produits condensables, puis de mise en froid des nombreux circuits de l'étage. Enfin, au niveau de l'injecteur, l'hydrogène (gazeux) et l'oxygène (liquide) sont à moins de 100 K et leur inflammation immédiate demande un apport d'énergie très élevé : un allumeur pyrotechnique peut ainsi avoir une puissance instantanée de plusieurs centaines de kW. Et comme la séquence de démarrage est toujours délicate, on a préféré sur Ariane 5 allumer le moteur Vulcain au sol, de façon à en contrôler le bon fonctionnement avant décollage : il vaut mieux accroître la fiabilité que respecter les canons de l'étagement !

La **très faible densité** (70 kg/m^3) de l'hydrogène liquide impose des réservoirs volumineux et donc relativement lourds. Par ailleurs, les pompes, traversées par un débit volume considérable, absorbent une très forte puissance et doivent, en plus, tourner à régime très élevé pour que l'effet centrifuge soit suffisant. Et pourtant, les roulements à billes ne peuvent être lubrifiés ! Sur Vulcain, la turbopompe hydrogène ne tourne « qu'à » 35 000 tr/min, contre 60 000 pour HM7, mais elle développe une puissance de 14 mégawatts, tout en ne pesant que 250 kg. Sur Vinci, la vitesse atteint 90 000 tr/min.

La **taille de la molécule** d'hydrogène, plus petite que celle de l'hélium, demande un grand savoir-faire pour obtenir des étanchéités satisfaisantes, particulièrement lorsqu'il s'agit de joints tournants à très grande vitesse, et d'autant plus qu'aux basses températures il n'existe pas de matériaux souples.

L'**oxygène liquide** demande aussi des précautions, car il peut enflammer les métaux dès qu'un point chaud se crée, en cas de contact fortuit et de frottement dans une pompe par exemple.

La cryotechnie pour tous

Les États-Unis ont été les premiers à utiliser le couple LOX/LH₂. Dès 1963, une fusée Atlas volait avec un étage Centaur, propulsé par deux moteurs RL 10, construits par Pratt & Whitney. Le moteur RL 10, qui a participé à de nombreuses

« premières » dont certaines préparaient les vols Apollo, est toujours utilisé dans des versions améliorées³. De la classe 100 kN, il fonctionne selon le cycle expander. Enfin, son constructeur étudie un moteur de poussée voisine de 300 kN, en vue de le proposer pour les étages supérieurs des Delta 4 et Atlas 5, prochains concurrents d'Ariane 5.

Dans les mêmes années 60, les deuxième et troisième étages de la fusée lunaire Saturn V possédaient respectivement cinq et un exemplaires du moteur J2, à générateur de gaz et de poussée 1 000 kN, construit par Rocketdyne. Le J2 sera abandonné avec le programme Apollo, mais son constructeur sera chargé ensuite de développer le SSME (space shuttle main engine) de la navette spatiale que nous avons déjà évoquée. Enfin, ce même constructeur prépare actuellement le RS 68, à générateur de gaz et de classe 3 000 kN, destiné à la famille de lanceurs Delta 4.

De leur côté, les Soviétiques travaillaient sur la cryotechnie, mais ont préféré miser sur l'exploitation très poussée des possibilités des ergols classiques. Ce n'est qu'à la fin des années 80 que l'on découvrit la puissante et éphémère fusée Energya qui, lors de son deuxième et dernier vol, emportait la navette Bourane. Son deuxième étage, allumé au sol comme pour Ariane 5, possédait quatre remarquables moteurs cryotechniques à flux intégré RD 0120 de la classe 2 000 kN. Les difficultés économiques de la CEI ont interrompu le programme Energya, mais le moteur doit trouver sa place sur la version lourde de la fusée Angara, en cours de développement en Russie.

Par ailleurs, ce pays fabrique maintenant un moteur KVD 1 de 76 kN, destiné au dernier étage d'une version améliorée de son classique Proton. Ce moteur est aussi vendu à l'Inde qui l'a utilisé pour la première fois, avec succès, sur son GSLV en avril dernier.

Le Japon n'est pas en reste. Après avoir développé un lanceur H2, il en a tiré une version plus économique H2 A, capable de satelliser 5 tonnes – et plus tard 7,5 – dont le premier vol vient de réussir. De même architecture qu'Ariane 5, il possède un moteur LE 7 A à flux intégré, de poussée 1 080 kN pour son étage principal et un moteur LE 5 B expander, de poussée 118 kN, pour son étage supérieur. Enfin, la Chine est aussi active. Après avoir mis en service, en 1984, un moteur de 44 kN de poussée sur son lanceur Longue Marche 3, elle utilise maintenant des moteurs sensiblement plus puissants (78 kN), couplés par paire, sur les versions améliorées 3A et 3B, capables de satelliser 2,6 et 5,1 tonnes.



HYDROGÈNE ET ESPACE

En définitive, les pays qui possèdent des lanceurs de satellites puissants ont tous été amenés, sans exception, à faire tôt ou tard le choix de l'hydrogène, preuve que l'utilisation de ce carburant de l'espace est incontournable.

Notes

- ¹UDMH: abréviation anglaise pour diméthyl Uhydrazine dissymétrique.
- ²L'hydrogène et l'oxygène ne sont liquides qu'en dessous de respectivement 20 et 91 K, à la pression atmosphérique, ce qui explique la référence à la technique du froid.
- ³Dont les dernières possèdent un divergent de tuyère déployable en vol, produit par Snecma

Moteurs (France) et réalisé en matériau composite réfractaire carbone/carbone.



Philippe Buffet*

est ingénieur de l'École Centrale de Lille et a dirigé pendant quinze ans la communication de l'Établissement de Snecma Moteurs à Vernon (Eure), où sont conçus et fabriqués les moteurs d'Ariane. Il est l'auteur, avec Marcel Lebaron de l'ouvrage *L'Espace, comment ça marche, à quoi ça sert ?*, publié aux éditions Ronald Hirlé.

* contact : AFH2