



PLANÈTE MARS



Numéro 20 *Bulletin de l'association Planète Mars, 28 rue de la Gaîté 75014-Paris* www.planete-mars.com

Juillet 04

ÉDITO : RIEN N'EST GAGNÉ !

En 2001, l'Agence Spatiale Européenne a lancé le programme Aurora visant une exploration du système solaire avec, en objectif à moyen terme, le débarquement de l'homme sur Mars. Début 2004, le président américain a donné une orientation analogue au programme spatial de son pays. Si l'on s'en tenait à ces deux énoncés, notre association pourrait considérer ses buts comme atteints. Mais rien n'est gagné ! Dans l'immédiat le programme américain doit encore trouver des sources de financement à la hauteur des premiers efforts, même si, à terme, l'arrêt de la navette et de la station orbitale doit libérer des budgets annuels élevés. Mais le plan américain comporte également le risque d'un enlèvement (financier) dans de lourdes infrastructures et missions lunaires, qui tarifieraient les budgets et étoufferaient toute tentative d'exploration martienne d'envergure. Le rapport de la commission Aldridge, mandatée par le président Bush, donne l'espoir que ce ne sera pas le cas. Elle n'oublie pas non plus de mentionner comme première priorité la disponibilité d'un lanceur lourd.

En Europe, le projet Aurora se bat pour le renouvellement de ses crédits, dans un environnement où les budgets sont à peine suffisants pour assurer les activités fondamentales d'accès à l'espace et d'applications stratégiques. L'Allemagne est l'un des partenaires les plus réticents. En même temps, l'appel des Américains à coopération dans leur grand projet d'exploration peut réveiller les tendances centrifuges d'autres pays européens. Et l'organisation recommandée par la commission Aldridge, celle de l'avion de combat JSF, est inacceptable. Heureusement, en différentes instances, une position européenne cohérente est en construction. L'exploration du système solaire a l'avantage, par rapport à un programme comme la station internationale, d'être multiforme, d'offrir de nombreuses missions et objets sur lesquels travailler en complémentarité et autonomie. Une coopération mondiale pourrait être plus facile à établir.

Nous n'en sommes qu'au début. La crédibilité dans le grand public des missions habitées d'exploration martienne a fortement progressé, ainsi que l'appropriation des motivations qui les sous-tendent. Ayons l'impudence de croire que nous y avons été et y serons encore un peu pour quelque chose !

Alain Souchier, Vice-Président de « Planète Mars »

Dans ce numéro :

- Le vaisseau martien : monobloc ou en kit ? p.1
- Gusev : une brève histoire de l'eau sur Mars p.1
- Faire le plein sur place p.4
- La vie de l'association p.5

prochain numéro : octobre 2004

LE VAISSEAU MARTIEN : MONOBLOC OU EN KIT ?

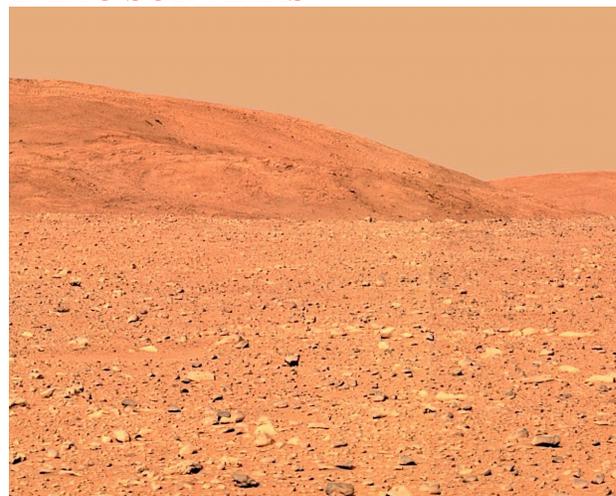


mission de référence NASA : les vaisseaux cargos demandent 2 lancements lourds à 80 tonnes (doc. NASA)

Lorsque les Américains décidèrent d'aller sur la Lune, une constitution du vaisseau lunaire par rendez-vous en orbite terrestre fut imaginée. Puis l'astuce du rendez-vous en orbite lunaire permit de faire décroître la masse requise en orbite terrestre basse jusqu'à une valeur compatible avec un seul

(suite page 2)

GUSEV : UNE BRÈVE HISTOIRE DE L'EAU SUR MARS



Spirit à l'approche des collines « Columbia » (doc. NASA/JPL)

Voilà nombre d'années que le cratère Gusev hante nos pensées. Il s'agit d'un cratère d'impact de 170 km de diamètre environ, centré par 14,5°S et 175°E, localisé sous l'équateur martien et étudié par l'équipe de planétologues du Labora-

(suite page 6)

vol du lanceur lourd Saturn 5. Le 3^{ème} étage S IV B de Saturn était allumé pendant 2,5 mn pour obtenir la satellisation d'une masse de 136 t constituée de ce 3^{ème} étage (11 t à vide), contenant encore 76 t d'hydrogène et oxygène pour l'envol ultérieur vers la Lune, et de l'ensemble des éléments Apollo (module de commande et de service, module lunaire) totalisant 45 t. A cela il fallait encore ajouter le carénage conique qui encapsulait le module lunaire (2 t) et la case à équipements de la fusée (2 t). Si on avait voulu diminuer la taille de la Saturn 5, on aurait pu se contenter d'une capacité orbitale réduite à 87 t avec envoi, lors d'un premier lancement, de l'ensemble Apollo (60 t avec l'étage supérieur Saturn vide) puis, au prix d'un deuxième lancement, d'un étage S IV B avec suffisamment d'ergols pour l'envol vers la Lune (87 t). La masse plus faible de l'ensemble Apollo aurait permis l'embarquement des ergols pour le rendez-vous, et l'insertion sur une trajectoire lunaire aurait eu lieu ensuite comme dans le scénario historique.



*décollage de la Saturn 5 emportant Apollo 16 en 1972 :
136 tonnes en orbite terrestre (doc. NASA)*

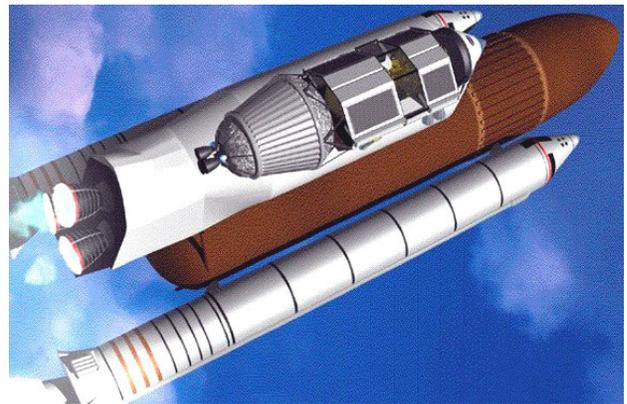
Pourquoi la NASA n'a-t-elle pas choisi la solution du lancement double dans les années 60 ? Le débat en 1961 et 62 concernait d'abord le choix entre le rendez-vous en orbite terrestre et le rendez-vous en orbite lunaire ; en aucun cas une mission cumulant les deux types d'opérations n'avait été imaginée (à une époque où aucun rendez-vous n'avait encore été réalisé !). Or, en l'absence du rendez-vous lunaire, la masse de chacun des deux vaisseaux à assembler aurait été plus élevée et aurait exigé aussi une Saturn 5. Von Braun craignait qu'il ne soit difficile de dérouler deux chronologies en parallèle et d'assurer le deuxième lancement à l'heure prévue. Par ailleurs, un échec du deuxième lancement annulait toute la mission.

Le rendez-vous en orbite lunaire fut confirmé le 7 novembre 1962. Cette solution était plus dangereuse car, en cas d'échec de rendez-vous, les deux astronautes de retour de la Lune auraient été perdus. Mais elle autorisait la mission au moyen d'un seul vol de Saturn 5. Aujourd'hui, on peut réexaminer l'option du rendez-vous en orbite terrestre et la cumuler avec l'option du rendez-vous en orbite lunaire. Certaines difficultés demeurent : si on lance d'abord l'étage de transfert lunaire à hydrogène et oxygène liquides, son maintien en situation opérationnelle peut être limité dans le temps car ses ergols vont s'évaporer ; si on met d'abord en orbite le vaisseau habité, les astronautes risquent d'attendre, mais on sait maintenant que l'homme peut rester longtemps opérationnel en micropesanteur. Dans les deux cas, pendant cette période d'attente imprévue, la Lune sort du plan de l'orbite, ce qui implique, au moment de l'envol, une torsion de trajectoire génératrice de pertes de performances. Depuis Kourou, situé pratiquement sur l'équateur, ce problème serait minimisé car on peut se placer

dans le plan orbital de la Lune ; mais la NASA opère depuis la Floride, du Kennedy Space Center, situé à 28,5 degrés de latitude, ce qui implique qu'une satellisation sur une orbite inclinée à moins de 28,5 degrés n'est pas possible. Or l'inclinaison de l'orbite lunaire varie, en 18,6 ans, entre 18,3 et 28,6 degrés. La solution consiste à prévoir des marges. Si on considère, par exemple, que deux semaines seront suffisantes pour les deux lancements, le rendez-vous et la vérification du vaisseau, avec des retards éventuels à chaque stade, il suffit de lancer dans un plan que la Lune coupera deux semaines plus tard.

Si on accepte ces inconvénients et en considérant que l'aptitude des fusées à partir à l'heure, leur fiabilité et celle des rendez-vous ont fait des progrès, un lanceur d'une capacité voisine de 80 tonnes autorise les missions humaines vers la Lune en cumulant les solutions du rendez-vous en orbite terrestre et du rendez-vous en orbite lunaire.

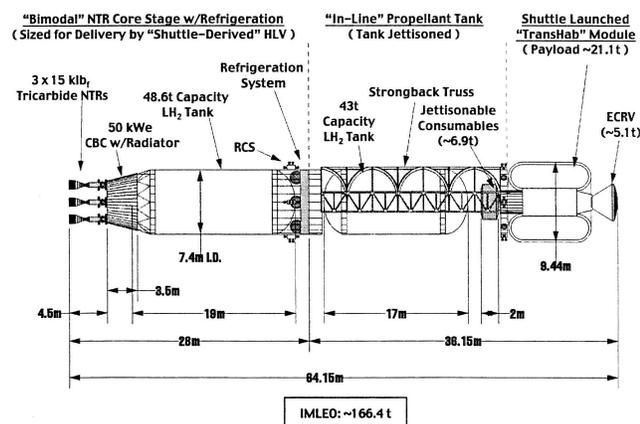
Théoriquement, on peut même aller plus loin, mettre en orbite des véhicules « à sec d'ergols » et faire le plein ensuite. Appliquée à un véhicule type Apollo, cette solution permettrait de se contenter d'une fusée capable de satelliser 25 tonnes, c'est-à-dire qu'une Ariane 5 devient capable d'assurer la mission. Mais il faut alors 7 vols et 6 rendez-vous pour constituer un ensemble prêt au départ vers la Lune. Nous allons regarder en quoi, dans le cas des missions martiennes, de tels nombres commencent à faire planer une menace sur le bon déroulement des opérations.



le Shuttle C, version cargo de la navette, sans l'orbiter, placerait 80 t en orbite basse ; ce projet ancien est à nouveau proposé pour les besoins de l'exploration spatiale (doc. NASA)

Dans la Mission de Référence n° 4 de la NASA, proposée par Stan Borowsky, du John Glenn Research Center, un lanceur de capacité 80 t en orbite basse est utilisé. Les deux premiers vols permettent d'assembler le cargo n° 1 chargé de déposer en automatique sur Mars un habitat. Masse en orbite terrestre : 132,5 t. L'envol vers Mars fait appel à la propulsion nucléothermique, mode de propulsion dans lequel un réacteur nucléaire chauffe de l'hydrogène éjecté ensuite par une tuyère classique. Le deuxième vaisseau cargo, également assemblé après deux lancements, emporte le véhicule de remontée martien (sans les ergols de retour) et 28,5 t de charge utile à déposer sur Mars. Sa masse en orbite terrestre est de 135,1 t ; sa propulsion est également nucléothermique. Le troisième vaisseau va emporter l'équipage, mais il demande 2 lancements pour assembler un véhicule de 135,8 t, suivis d'un lancement de navette qui transporte les astronautes et l'habitat du trajet interplanétaire aller-retour. Ce vaisseau habité totalise ainsi 168,9 t ; il a assez d'hydrogène

(91,1 t) pour assurer, au moyen de ses moteurs nucléothermiques, l'envol vers Mars, la mise en orbite autour de Mars et le retour vers la Terre. Après mise en orbite de ce troisième vaisseau, l'équipage exécute un rendez-vous avec le véhicule de descente et remontée martien, qui est ensuite désorbité puis freiné par l'atmosphère martienne. L'atterrissage a lieu sous parachutes puis au moyen de moteurs-fusées. Le véhicule se pose à côté du cargo 1, qui a suivi une procédure de descente analogue. Après les 500 jours d'exploration, les astronautes repartent à bord de l'étage de remontée chargé de 39,5 t d'oxygène et méthane produits sur place, pour se mettre en orbite. De retour au vaisseau 3, ils s'élancent vers la Terre en consommant les dernières réserves d'hydrogène. Au total il aura fallu 7 lancements et 4 rendez-vous en orbite terrestre pour dérouler cette expédition. A 98 % de probabilité de succès des lancements et en supposant une fiabilité absolue pour les opérations de rendez-vous, la probabilité de pouvoir démarrer la mission avec tous les éléments opérationnels n'est que de 87%. Avec un lanceur de la classe Saturn 5, l'assemblage s'effectue avec trois vols plus un vol de navette et un rendez-vous ; la probabilité remonte à 92 %.

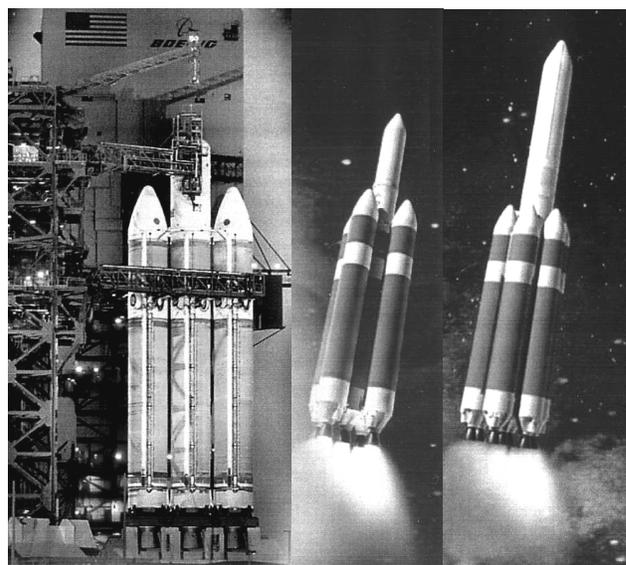


la constitution du vaisseau habité exige deux vols du lanceur lourd à 80 tonnes de charge utile et un vol de navette (doc. NASA)

Mais pour cette mission les éléments les plus massifs (module habité du vol interplanétaire, module propulsif vide d'hydrogène) ne dépassent pas les 25 t et un lanceur ayant cette capacité suffirait théoriquement pour répondre au besoin. Cependant, il faudrait 18 vols (plus un vol de navette) ainsi que 18 rendez-vous. A 98 % de probabilité de succès des lancements, la probabilité de constitution des trois trains martiens tombe à 68 % ! En prévoyant des lanceurs supplémentaires en cas d'échec au lancement (voire au rendez-vous) pour les vols d'avitaillement en ergols (50 % du total), la probabilité remonte à 82 %. Encore faut-il que ces vols supplémentaires soient assurés par une autre fusée que celle utilisée pour les vols principaux. En effet, lorsqu'un échec au lancement survient, il faut en déterminer la cause, qui n'est jamais triviale, puis modifier le matériel, le tester, enfin modifier le lanceur, toutes opérations qui demandent en général au moins un an !

Dans son projet « Mars Direct » de 1990, Robert Zubrin propose des configurations plus légères que celles de la Mission de Référence n° 4, en particulier parce que l'équipage n'est que de 4 astronautes (au lieu de 6). L'envol vers Mars fait appel à une propulsion chimique hydrogène-oxygène classique et n'exige donc pas d'attendre le développement d'une propulsion nucléothermique, dont les avantages sur la solution chimique sont faibles en raison des masses élevées des moteurs et du réservoir d'hydrogène, mais aussi du fait de l'altitude élevée (800 km) en

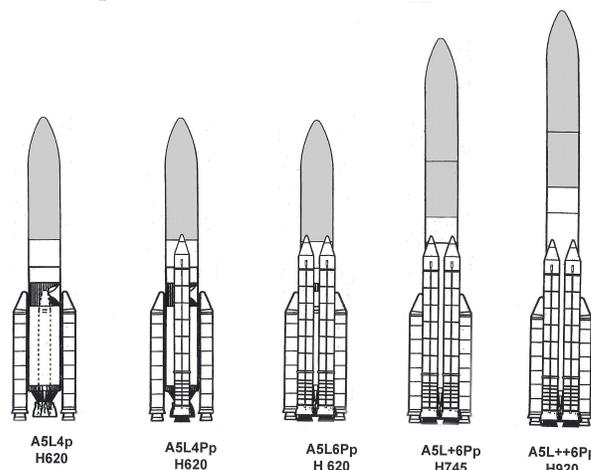
dessous de laquelle il est interdit de faire fonctionner un réacteur nucléaire. Dans ce projet, le premier véhicule, emportant la cabine de retour, l'étage de remontée vide et l'unité de production d'oxygène et de méthane à partir du gaz carbonique martien, n'a qu'une masse de 28,6 t ; le vaisseau habité totalise quant à lui 25,2 t. Ces masses s'entendent sans l'étage d'envol vers Mars depuis l'orbite terrestre basse, et il faut donc compter 80 t à mettre en orbite au total. Deux lancements à 26 mois d'intervalle sont nécessaires, l'enchaînement des missions assurant une redondance au niveau des véhicules de retour (l'équipage d'une mission donnée peut se rabattre en cas de problème sur le vaisseau de la mission suivante).



de son Delta 4 Heavy (à gauche) capable de satelliser 25 tonnes, Boeing pense dériver des versions dépassant 80 tonnes (doc. Boeing)

Cependant, le bilan masse des véhicules paraît un peu optimiste ; en tablant plutôt sur 40 t, la masse à mettre en orbite, incluant l'étage d'envol vers Mars, s'élève à 115 t.

Finalement, pour les missions martiennes comme pour les missions lunaires, 80 t semble un minimum pratique et 140 t un dimensionnement moins contraignant. A partir de cette constatation, deux possibilités existent.



A partir d'Ariane 5 peut être développée une famille de lanceurs de 80-140 t. Une telle entreprise serait internationale ; les accélérateurs à poudre de grande taille sont ceux de la navette US, le corps central est à 5 moteurs Vulcain. La version de gauche a été étudiée par le CNES dès 1991 (doc. Snecma Moteurs)

Soit on utilise un lanceur qui va trouver en même temps des applications commerciales, donc des cadences de production et lancement élevées, ce qui diminue les coûts et augmente la fiabilité. Or ces applications sont vraisemblablement plus proches de 30 t en orbite basse (environ 12 t en transfert géostationnaire). Alors un lanceur modulaire, offrant une gamme de 30 à 80 t, peut être la bonne solution.

Soit on essaie de répondre au mieux aux besoins de l'exploration spatiale, en tablant sur leur pérennité, et la bonne gamme serait 80 à 140 t. Les études montrent en effet que cette gamme répond aussi aux scénarios futurs où les véhicules sont propulsés par des moteurs nucléoélectriques de forte puissance. Dans ces scénarios, on va vouloir profiter des performances accrues de ce mode de propulsion pour réduire les durées de voyage en emportant plus d'ergols que le strict nécessaire pour un voyage économique et long. L'envoi de 50 t vers Mars avec cette propulsion avancée, en visant une division de la durée de transfert par 2, nécessite toujours de l'ordre de 100 à 140 t en orbite terrestre.

Alain Souchier

FAIRE LE PLEIN SUR PLACE

L'énergie du voyage

Les voyages interplanétaires, particulièrement lorsqu'il s'agit d'allers-retours, comportent tout une série de manœuvres au cours desquelles il faut imprimer aux vaisseaux des modifications de vitesse (*en jargon astronautique, des « delta V », ΔV*) significatives. Ainsi a-t-on, pour un voyage Terre-Mars (à partir d'une orbite de départ autour de la Terre) : l'envol sur la trajectoire de transfert Terre-Mars, le freinage pour la mise en orbite martienne, le freinage final à l'atterrissage, la remontée en orbite martienne, l'injection sur la trajectoire de retour Mars-Terre. La somme de tous ces « ΔV » est importante eu égard aux capacités des systèmes de propulsion. Pour fixer les idées (en km/s) :

- aller simple sur la Lune : 5,7
- aller simple sur Mars : 3,7 à 4,2 (suivant l'époque de la mission)
- aller-retour sur la Lune : 8,3
- aller-retour sur Mars : 10,2

(p.m. : placement sur orbite géostationnaire d'un satellite de télécommunications : 3,9).

Notons au passage que s'il est, de ce point de vue, moins « coûteux » de se poser sur Mars que sur la Lune (car on bénéficie de l'atmosphère martienne pour le freinage à l'arrivée), le ΔV est par contre plus élevé pour l'aller-retour (du fait de la gravité supérieure de la planète).

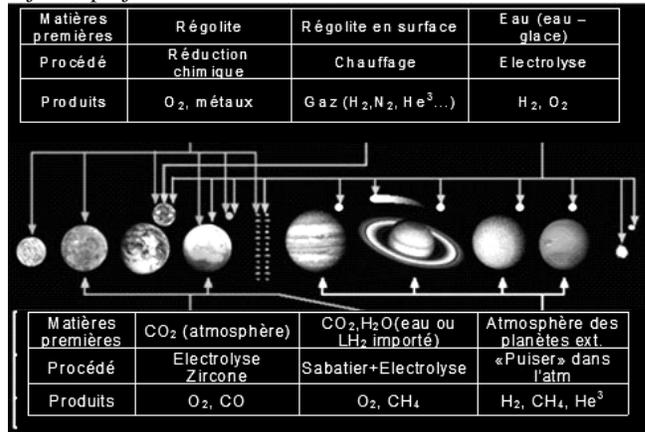
Le « ΔV » d'un aller simple reste à la portée de nos fusées, même d'un seul étage. Mais, il n'en va plus de même dans le cas d'un aller-retour, et de loin ! C'est que la masse de propergol (de « carburant ») nécessaire croît exponentiellement avec la vitesse à fournir. Ainsi, dans le cas d'une fusée monoétage à hydrogène / oxygène (cas irréaliste, mais c'est pour fixer les idées), en supposant que la masse de l'étage réservoirs vides représente 5 % de la masse de propergol à emporter, cette dernière serait égale à :

1,67 fois la masse du vaisseau pour un aller simple sur Mars (4,2 km/s) ;

14 fois pour un aller-retour ! (*resp. 1,82 et 64 fois si la masse à vide monte à 10 % de la masse de propergol...*).

On améliore ce ratio en utilisant plusieurs étages, mais cela n'est pas suffisant pour ramener la masse initiale en orbite terrestre à une valeur acceptable. Même avec des technologies

avancées, le projet « post-Apollo » de 1969 (Von Braun) réclamait ainsi une masse initiale de 1500 tonnes, soit 11 fois celle de l'expédition lunaire ! Fait qui explique à lui seul le rejet du projet.



les ressources du système solaire (doc. NASA/JPL)

Faire le plein sur place ?

Imaginons qu'il soit possible, pour procurer les quelque 6 km/s de la phase de retour (ou même seulement les 4 km/s de remontée en orbite martienne), d'utiliser du propergol fabriqué sur Mars, au lieu d'avoir à l'arracher de la Terre et à le déposer sur le sol de la planète, ce qui nécessite encore plus de « carburant » ; il est facile de comprendre que le « train martien » s'en trouverait considérablement allégé. Cette idée de la production de propergol in situ (In Situ Propellant Production, ISPP, en anglais) n'est pas nouvelle. Dans le sillage d'Apollo, il avait déjà été proposé d'extraire de l'oxygène du sol lunaire, par exemple en « réduisant » de l'ilménite, un minéral commun sur notre satellite. Mais, dans ce mode de réalisation quelque peu simpliste, le concept s'avéra stérile, car la possibilité pratique d'utiliser une ressource locale ne dépend pas que de sa concentration ; la facilité d'extraction est un facteur déterminant ! Or, s'il est abondant dans le régolite lunaire, l'oxygène y est fortement lié chimiquement, ce qui implique de grandes quantités d'énergie pour sa libération. Mais, surtout, il faut commencer par miner la matière première, ce qui suppose de lourds équipements de manutention. Envisageable dans le cadre de l'installation d'une base permanente exigeant une desserte fréquente, ce scénario d'infrastructures coûteuses n'est ni adapté, ni nécessaire, ni praticable budgétairement dans une phase initiale d'exploration du système solaire.

Dans le cas de Mars, le tableau est beaucoup plus favorable du fait de l'existence d'une atmosphère de gaz carbonique (CO₂). Quoi de plus facile que de puiser cette ressource, riche en oxygène ? Une simple pompe aspirante suffit. De plus, l'énergie à fournir pour libérer l'oxygène est moins élevée. Cela étant, pour faire un propergol, il faut non seulement un comburant (l'oxygène est parfait), mais aussi un carburant. Or, sans source d'hydrogène, la seule possibilité pratique devient le couple CO/O₂, produit direct de la décomposition thermique du CO₂. Malheureusement, si ce propergol est facile à produire, il est d'une efficacité déplorable. Il a pourtant été pris en considération dans les projets des années 80. Mais, même en limitant l'utilisation de l'ISPP à la remontée en orbite martienne, on aboutissait à un engin bi-étage massif. L'avantage, au prix d'une réelle complication par rapport à la solution traditionnelle, restait marginal... Tant pour la Lune que pour Mars, l'applicabilité du concept paraissait ainsi toute théorique.

Souplesse conceptuelle

C'est alors qu'émergea, avec le projet révolutionnaire Mars

Direct de R. Zubrin et D. Baker, en 1990, l'idée décisive suivante. Réalisant que l'hydrogène, très léger, ne constitue en masse qu'une faible proportion de la plupart des propergols (par exemple seulement 5 % de l'excellente combinaison oxygène/méthane), ces ingénieurs se dirent qu'importer le précieux élément de la Terre devait être la solution ! La pénalité de masse est négligeable. Certes, il faut conserver les quelques tonnes d'hydrogène liquide pendant le transfert interplanétaire, mais c'est un problème surmontable, soit en emmenant un surplus pour compenser l'évaporation (de l'ordre de 20 % pour 6 mois de voyage), soit en disposant d'un système de réfrigération actif.

En ayant été suffisamment imaginatif pour accepter cette restriction à la pureté du concept ISPP, on rendait enfin celui-ci applicable, et de façon particulièrement élégante.

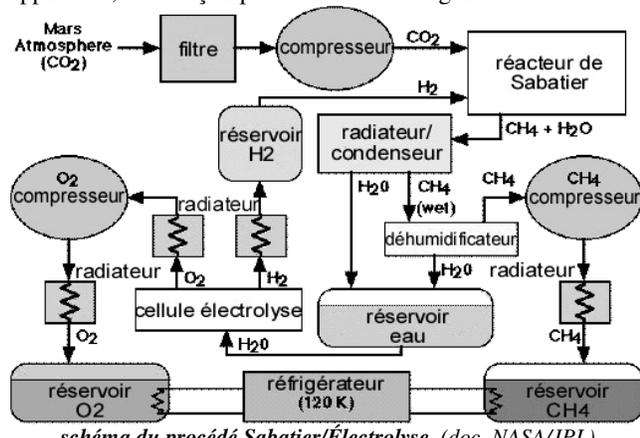


schéma du procédé Sabatier/Électrolyse (doc. NASA/JPL)

Les procédés envisageables

Il se trouve en effet qu'il est aisé de faire réagir le CO₂ avec l'hydrogène pour produire des corps directement utilisables dans la synthèse de propergols performants. Trois procédés principaux apparaissent.

Le premier, appelé *Sabatier/Électrolyse*, consiste à faire réagir, vers 300°C, le CO₂ et l'H₂ pour produire d'une part du méthane (CH₄), le carburant, d'autre part de l'eau. Cette eau est ensuite électrolysée pour donner de l'oxygène et un résidu d'hydrogène, qui est recyclé. Seule complication : la quantité d'oxygène produite, rapportée à celle de méthane, est insuffisante, et il faut compléter le dispositif par un des deux procédés ci-dessous, propres à fournir le complément d'oxygène.

Le deuxième, appelé *Reverse Water Gas Shift* (réaction du gaz à l'eau inverse), utilise les mêmes réactants, mais dans des conditions différentes. Il peut fournir soit du monoxyde de carbone (CO) et de l'eau, soit du méthanol (alcool méthylique CH₃OH) et de l'eau. Dans le premier cas, on ne produit pas de carburant, mais le schéma peut être couplé au procédé Sabatier/Électrolyse pour fournir le complément d'oxygène ; dans le deuxième cas, on obtient un couple un peu moins performant qu'oxygène/méthane, mais néanmoins très séduisant.

Enfin, un troisième procédé consiste à *décomposer thermiquement* le CO₂ en CO et O₂ (vers 1000°C), l'oxygène étant ensuite *séparé* au travers d'une membrane en zircon.

Et l'eau martienne ?

Maintenant qu'on a la certitude que de la glace d'eau existe en abondance, non seulement dans les calottes polaires, mais aussi dans les premiers mètres du sous-sol de pratiquement toutes les régions martiennes, pourquoi ne pas en tirer profit pour produire in situ le précieux hydrogène ? Pour la même raison que dans le cas de l'oxygène lunaire. Il faudrait, pour « miner » le sol glacé, des moyens de forage et de manutention lourds et

prodigues en énergie, qui viendraient grever le bilan masse de l'expédition. Naturellement, le jour où nous en viendrons, après la première phase d'exploration, à installer une base permanente, la question se posera en termes différents.

De quoi a-t-on besoin ?

On peut illustrer l'application de cette technologie dans le cas du scénario Mars Direct, qui prévoit d'utiliser l'ISPP de façon extensive, c'est-à-dire pour la remontée en orbite martienne et l'envol sur la trajectoire de retour (retour direct). L'équipage de Mars Direct étant réduit à 4 personnes et le vaisseau de retour volontairement limité en volume, il est possible d'assurer le retour direct avec une centaine de tonnes du couple oxygène/méthane. Ces cent tonnes nécessitent la consommation de 5 tonnes d'hydrogène (6 pour tenir compte des déperditions pendant le transfert Terre-Mars). Comme le vaisseau de retour, avec l'unité de production de propergol, est envoyé sur Mars deux ans avant le vaisseau habité, on a tout le temps de procéder à la synthèse et, avec les 100 kW de puissance électrique dont on dispose en tout état de cause pour les besoins propres de la base, les réservoirs seront remplis en quelques mois, ce qui laisse largement le temps de réagir à d'éventuels aléas.

Notons que la NASA, dans son projet dérivé de Mars Direct, la « mission de référence » (DRM), ne prévoyait d'utiliser l'ISPP que pour la remontée en orbite, le transfert de retour étant assuré par un vaisseau resté en attente autour de Mars (cf. article de notre n°18).

Conclusion

L'ISPP est reconnue comme une des technologies-clés de l'expédition martienne, du fait de la réduction drastique de masse initiale qu'elle permet. Même si elle a déjà fait l'objet de travaux de laboratoire allant jusqu'à des démonstrations, elle va nécessiter un important effort de développement. En effet, si les principes sont acquis, il s'agit de relever le défi de la fiabilité d'une installation comportant de nombreux organes fluidiques (vannes, réacteur chimique, compresseurs, liquéfacteurs) et devant être déployée et fonctionner en mode automatique.

Richard Heidmann

(à l'invitation de l'Assoc. Aéronautique et Astronautique de France, R. Heidmann et A. Souchier présenteront l'ISPP le 20 septembre prochain, à 18 heures, au CNES Paris ; entrée libre)

LA VIE DE L'ASSOCIATION

ASSOCIATION PLANÈTE MARS

Le nouveau Conseil d'Administration s'est réuni le 14 avril et a procédé à la nomination du bureau. Nouvelles attributions : trésorier **Pierre Brisson** ; responsable presse et secrétaire adjoint **Anne Pacros**.

Par l'intermédiaire des pages accessibles aux membres, les prestations offertes sur le site vont être développées. Déjà en ligne : « Contactez un spécialiste », En projet : « Vos questions », « Les plus beaux paysages de Mars », « Boutiques ».

Nous allons renforcer la coopération avec d'autres organisations et consacrer davantage de ressources à des projets propres ou en partenariat. Nous nous sommes ainsi rapprochés de Planète Sciences (ex-Ass. Nat. Sciences & Techniques Jeunesse), de l'AAAF (Ass. Aéronautique & Astronautique de France), de la section Espace de l'Aéro-club de France, ainsi que d'un club d'astronomie travaillant sur un projet martien. Ces liens ont déjà produit des résultats (conférences, articles, projets). Notre partenariat avec la SAF s'est quant à lui manifesté par l'organisation en commun de la conférence du 2 juillet à Paris, où Nathalie Cabrol et Edmond Grin, travaillant au centre Ames

NASA et à l'origine du choix du site Gusev, nous ont présenté l'aventure des missions MER. A noter enfin notre prestation prévue à la Cité des Sciences et de l'Industrie, le 9 octobre, avec l'intervention de G. Dawidowicz et O. de Goursac.



les planétologues N. Cabrol et E. Grin (doc. C. Frankel)

Autre fait marquant, la parution début juillet d'un « **numéro collector MARS** » de VSD, contenant plusieurs de nos articles ainsi qu'une publicité en demi-page pour l'association. A ne pas rater ! Nous avons également publié des articles dans Espace Magazine et dans la revue de l'AAAF. A guetter enfin la parution prochaine de la traduction du livre fondateur de Robert Zubrin, « The Case for Mars », grâce aux efforts de B. Spitz, aidé de G. Scot, P. Brisson, M. Sari, et à la contribution de Manchu (*Cap sur Mars*, éd. Goursau, www.goursau.com ; moins 25 % sur le prix de 23 € pour les membres APM).



(dessin : Manchu)

MARS SOCIETY

La Mars Society s'est jointe, au sein de la « Space Exploration Alliance », à douze autres organisations soutenant l'initiative de retour dans l'espace (dont la Planetary Society et la National Space Society). En cette période de délibérations du Congrès américain sur le budget NASA 2005, la mobilisation est cruciale pour faire adopter l'augmentation de 5,6 % et les réaffectations de crédits nécessaires à la mise en application du plan. Le congrès annuel du 19 au 22 août à Chicago, déjà porté par l'actualité scientifique et politique, se voit consacré par la venue d'orateurs des plus prestigieux, dont l'amiral Craig Steidle, responsable du nouveau programme d'exploration spatiale, le docteur Steven Squyres, responsable scientifique du programme MER et le réalisateur James Cameron. Un grand cru en perspective. Le congrès européen se tiendra quant à lui en Grande-Bretagne, du 8 au 10 octobre.

Richard Heidmann

(suite de l'article page 1 : Gusev, une brève histoire...)

toire de Physique du Système Solaire de l'Observatoire de Meudon, dirigé par le Professeur Dollfus. Nous sommes en 1990 et Nathalie Cabrol vient de passer sa thèse de doctorat. Gusev est pour elle une révélation, une véritable obsession...

La quête de l'eau martienne

On sait depuis l'ère des télescopes que l'eau existe aujourd'hui sur Mars à l'état solide (stockée aux pôles) et sous forme de

vapeur d'eau (0,03%) dans l'atmosphère. De plus, depuis les sondes Mariner et Viking Orbiter, il apparaît que de l'eau liquide a jadis coulé sur Mars, laissant dans les paysages observés aujourd'hui de profondes empreintes caractéristiques d'écoulements, tantôt uniques, catastrophiques et spon-tanés, tantôt pérennes et hiérarchisés. La science de l'eau martienne est en route. Seul bémol et pas des moindres, personne n'a de **preuves formelles** qu'il s'agisse bien d'eau, H₂O ! Les atterrisseurs Viking de 1976 n'indiqueront rien de probant sur le sujet. Le démonstrateur technologique Mars Pathfinder, envoyé dans l'exutoire d'Ares Valles en 1997, n'apportera pas non plus de preuves directes.

Il faut donc, pour valider l'hypothèse de l'eau en phase liquide, sélectionner des sites d'atterrissages particulièrement bien choisis, le choix devant se faire en fonction du potentiel hydro-géomorphologique passé du site. Parallèlement, il convient de concevoir des sondes automatiques dont les objectifs sont de trouver des preuves irréfutables du passage de l'eau en phase liquide dans le paysage, dans le sol ou le sous-sol et dans la chimie des roches locales. C'est la double mission des Mars Exploration Rovers, véritables robots-géologues partis vers la planète rouge en 2003. Mais depuis Pathfinder, les choses ont tout de même bien changé : entre la sonde à haute résolution Mars Global Surveyor et la sonde thématique Mars Odyssey, on sait maintenant que de l'hématite (Fe₂O₃) est présente sur Mars en quelques rares lieux préférentiels, dont la région équatoriale Terra Meridiani. Sur Terre, la formation de l'hématite est le plus souvent liée à la présence d'eau à l'état liquide, même si une forme volcanique exclut le précieux élément. Et l'on se prête à rêver qu'il en était de même sur Mars il y a au moins... 3 milliards d'années. L'un des robots MER (MER-B) ira donc explorer la zone martienne la plus riche en hématite : Terra Meridiani. Ce rover est celui des deux qui doit impérativement réussir sa mission, on le nomme Opportunity. Pour son jumeau Spirit (MER-A), on choisira un site d'atterrissage où les formations observées depuis l'orbite laissent visuellement supposer la présence passée d'un écoulement durable. Entre Isidis Planitia, Elysium Planitia, Candor Chasma, les cratères d'impact Gale, Gusev et quelques autres sites potentiels, la sélection est rude. Chacun possède des arguments et des intérêts majeurs. Au terme de 4 ans de débats, c'est finalement Gusev qui retient l'attention de la NASA, grâce à la ténacité de Nathalie Cabrol et d'Edmond Grin, partis travailler entre-temps pour le SETI Institute au NASA Ames Research Center. Ce second rover se pose le premier sur Mars, le 4 janvier 2004.

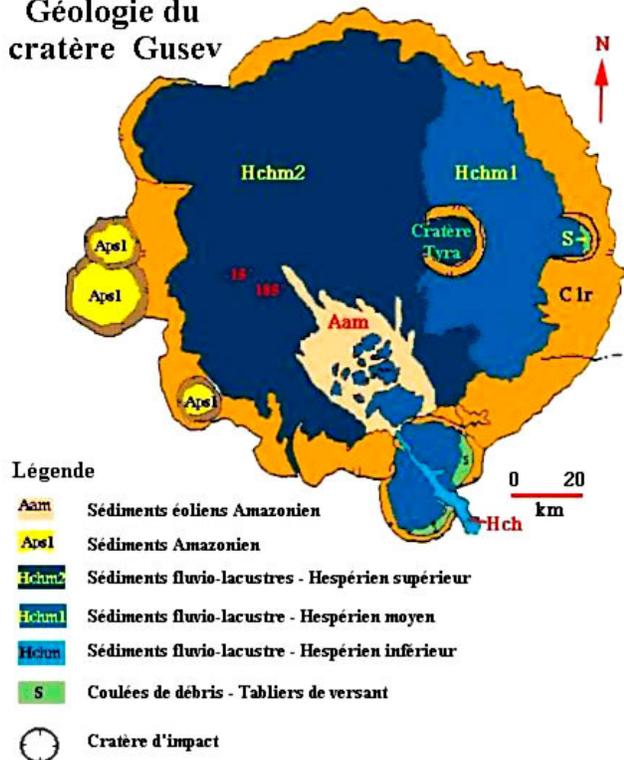
Gusev : une cible idéale

Le cratère Gusev est une vieille structure d'impact, âgée de 3,8 milliards d'années environ (rappelons que la planète Mars s'est formée vers 4,6 milliards d'années, que les premiers volcans se sont formés vers 3,9 milliards d'années et que la phase intense de bombardement météoritique s'est terminée vers 3,8 milliards d'années). Gusev date donc de l'Hespérien inférieur (-4 à -3 milliards d'années environ) et se trouve être un témoin exceptionnel de l'histoire géologique et climatique de Mars. Sur Terre, du fait de la tectonique des plaques et de l'érosion, rares sont les endroits où aujourd'hui l'on peut observer des roches aussi vieilles que celles de Gusev...

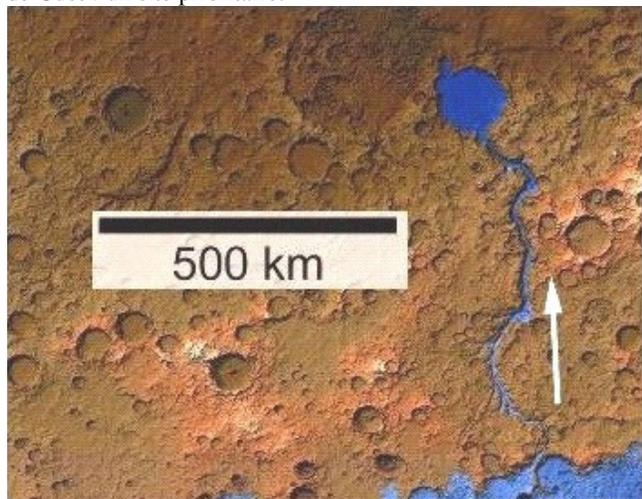
Le cratère Gusev se trouve être à l'exutoire d'une vallée de 1000 km de long : Ma'adim Vallis. Celle-ci débouche dans la partie Sud du cratère d'impact. Parallèlement, le volcan Apollinaris Patera se situe à seulement quelques centaines de

kilomètres au Nord de Gusev et il est aujourd'hui avéré que ses laves se sont épanchées jusqu'à l'intérieur de Gusev.

Géologie du cratère Gusev



Ces laves en tapissent le plancher dans un complexe mélange de cendres, de sédiments fluviatiles et de sédiments éoliens. En terme de géologie et d'exobiologie, on trouve donc trois ingrédients fondamentaux constituant une niche potentielle pour la vie : la présence probable d'eau liquide amenée par Ma'adim Vallis, sa stagnation sous forme de lac dans Gusev et la chaleur d'un volcan proche, dont les coulées de laves sont venues lécher les bords du cratère... Cette exceptionnelle situation a fait de Gusev un site prioritaire.



comment Ma'adim Vallis a alimenté Gusev (doc. NASA)

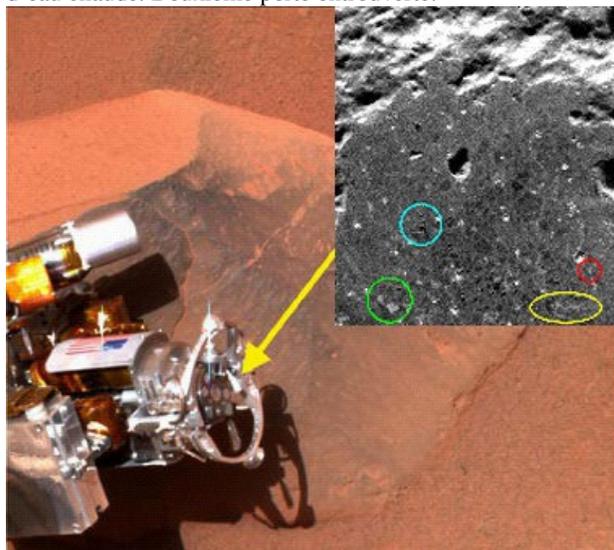
Spirit cherche et trouve des traces d'eau

Arrivée sur Mars le 4 janvier 2004, Spirit renvoie dans les premières heures de son séjour des clichés qui, à première vue, sont monotones et même un peu décevants. La zone d'atterrissage est une vaste plaine rougeâtre, sans relief particulier et dont la surface est constellée de petits blocs semblables à des laves, englués dans des poussières très fines. Toutefois

quelques collines sont visibles dans le lointain...

Ce paysage n'est donc pas vraiment spectaculaire et, bien que différent de ceux des Viking Landers 1 et 2 et de Pathfinder, il ne présente pas grand intérêt pour le commun des mortels.

Les scientifiques de la NASA planifient les premières cibles à analyser : les roches les plus grosses et celles qui présentent des formes particulières. Prudent, l'engin se dirigera progressivement vers un grand cratère d'impact situé à 300 m de là, au Nord Nord-Est, le cratère d'impact « Bonneville ». Pendant les manœuvres de déplacement de l'engin, les scientifiques font leurs premiers communiqués sur les analyses déjà faites. Spirit, à l'aide de son spectromètre Mössbauer, a détecté la présence d'olivine dans le sol. L'autre spectromètre a quant à lui détecté, toujours dans le sol, de forts niveaux de fer et de silicium, ainsi que des traces de chlore et de soufre. Il est alors envisagé que les particules du sol, aussi fines que du talc, soient liées par des chlorures ou des sulfates (des sels minéraux constitués de chlore et de soufre). Ce genre de sels minéraux contenus dans le sol se forme sur Terre après évaporation d'eau liquide... Une première porte est entrouverte. Le 6 février, l'étude d'« Adirondack » montre que des cristaux blanchâtres sont présents dans les interstices de la roche. Ils se seraient formés par précipitation, lors d'écoulements d'eau chaude. Deuxième porte entrouverte.



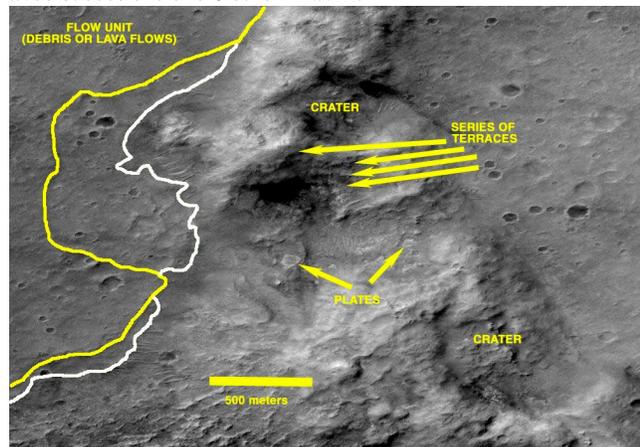
Spirit examine « Adirondack » (doc. NASA/JPL)

Mais face aux premières révélations exceptionnelles faites aux antipodes de Gusev par la sonde Opportunity explorant son cratère « Eagle », tout cela apparaît comme décevant et déjà les reproches fondent sur Gusev, qui est mal compris. C'est compter sans l'acharnement de Spirit et son exceptionnelle endurance.

En 44 sols (*sol* : jour martien, durant 24h37mn), le rover dépasse déjà ce que Sojourner a fait en 90 sols. Les planétologues espèrent observer dans « Bonneville » des couches géologiques affleurantes et, qui sait, peut-être y faire descendre le robot. Le 10 mars, Spirit atteint enfin « Bonneville » et contemple cette magnifique concavité de 200 m de diamètre et de 15 m de profondeur. Mais on n'observe pas de strates géologiques sur le rempart interne du cratère et les ingénieurs décident de contourner « Bonneville » par le Sud, sans entrer dedans.

Spirit quitte finalement le cratère pour se diriger vers les « Columbia Hills », situées encore à... 2300 m de là ! Il accélère toujours et parcourt maintenant plus de 90 mètres

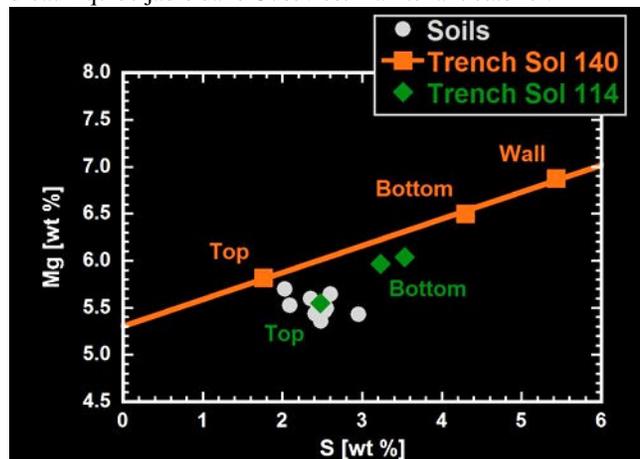
par jour en moyenne, du fait d'un nouveau logiciel téléchargé avec succès entre le 8 et le 12 avril.



les formations des collines Columbia vues par MGS (doc. MSSS)

Le 15 mai (sol 130) il a parcouru une distance totale de 2 291 mètres. Il ne se trouve plus qu'à 936 m des « Columbia Hills », au pied desquelles il compte arriver aux alentours du 160^{ème} sol, à la mi-juin. Spirit continue d'avancer très vite vers les contreforts des « Columbia Hills », désormais toutes proches. Avec sa caméra panoramique, il contemple un horizon à couper le souffle avec une ligne ondulante de collines, séparées par ce qui ressemble à des couloirs. De quoi sont faites les collines ? Est-ce que des processus d'érosion se sont produits ou se produisent encore sur leurs flancs ? De l'eau a-t-elle coulé dessus en laissant dans le paysage des traces de terrasses fluviales, comme l'interprétation des vues orbitales de la région semble l'indiquer ? Il faudra être dessus pour tenter de répondre à ces questions fondamentales...

Le 20 mai (sol 135), Spirit marque une pause et creuse avec ses roues avant une petite tranchée. Le robot y découvre des traces de soufre et de magnésium. On pense alors à du sulfate de magnésium présent en sub-surface et provenant d'une évaporation d'eau liquide contenant des sels. La preuve de la présence d'eau liquide jadis dans Gusev est maintenant établie !

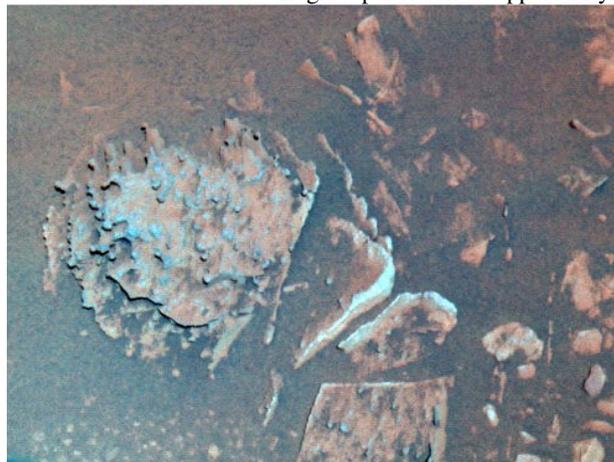


concentrations de soufre (S) et de magnésium (Mg) dans des échantillons de sol de Gusev (doc. NASA/JPL)

Le 28 mai (sol 142), Spirit se remet en route. Au sol 150, il a parcouru plus de 3 000 mètres ! Il reste encore 220 m à faire et le chemin devient plus accidenté. On roule maintenant sur de vieux matériaux provenant des versants des Hills et datant de

Ont collaboré à ce numéro : Gilles Dawidowicz, Richard Heidmann, Alain Souchier.

plus de 3 milliards d'années ! Ce se sont les plus vieux terrains observés jusqu'alors sur Mars. Enfin, au sol 155, Spirit a atteint le premier point nommé « West Spur », situé aux pieds des « Columbia Hills », sur une pente qui est inclinée de près de 20°. Après un premier arrêt près d'un rocher baptisé « Pot of Gold » en référence aux trésors cachés aux pieds des arcs-en-ciel, Spirit étudie une zone appelée « Rotten Rocks », littéralement les « rochers décomposés ». Au sol 158, il a en effet découvert des roches qui tranchent radicalement avec celles observées jusque-là. Ces roches pourraient être volcaniques, peut-être des basaltes, mais elles présentent la particularité d'être altérées. Très altérées même si l'on en juge aux images sur lesquelles les roches apparaissent rongées de l'intérieur, comme vidées par un acide qui aurait épargné la partie extérieure, une coquille en quelque sorte. Ce type d'altération est sur Terre très courant et provient généralement d'une action géochimique dans la roche. En se dissolvant, pour des raisons de différence de dureté ou de résistance, l'érosion épargne totalement ou partiellement la gangue, l'écorce extérieure, qui se comporte comme un cortex et persiste dans le temps. Par ailleurs, « Pot of Gold » se présente visuellement comme très semblable aux roches observées dans le cratère « Eagle » par la sonde Opportunity.



« Pot of Gold » (doc. NASA/JPL)

Outre le fait que cette roche est plus claire que les environs, on y observe ce qui pourrait être des sphérules et des couches stratifiées, empilées les unes sur les autres ! S'agit-il, comme pour Terra Meridiani, de sphérules d'hématite, ou s'agit-il d'autre chose ? C'est ce que les analyses faites, mais non communiquées à ce jour, devront révéler. De toutes façons, une action chimique s'est produite dans la zone, reste à déterminer laquelle. Vraisemblablement de l'eau liquide y a été impliquée... Enfin, le 20 juin (sol 165), Spirit a observé dans « Hank's Hollow » des formations blanchâtres pulvérulentes sous la sub-surface : il s'agirait d'évaporites...

Bref, la voie, pour ne pas parler de brèche, vers l'eau liquide est ouverte. Dans quelques semaines, à mesure que Spirit se rapprochera d'« Home Plate », on découvrira des terrasses étagées, des stratifications sédimentaires de plusieurs mètres cubes provenant de l'évaporation de l'eau, des chenaux plus ou moins méandriques... De nouvelles preuves et nombreux atouts pour proposer, avec de l'eau liquide cette fois, de nouveaux scénarios et tenter d'expliquer l'histoire exceptionnelle de cette zone !

Gilles Dawidowicz

Ndlr : G. Dawidowicz vient d'être élu président de la commission planétologie de la Société Astronomique de France.