



PLANÈTE MARS



Numéro 44 Bulletin de l'association Planète Mars, 28 rue de la Gaîté 75014-Paris www.planete-mars.com juillet 10

ISSN 1772-0370

WANTED : LANCEUR LOURD

La remise en cause du programme US par la nouvelle administration démocrate a au moins eu le mérite de remettre Mars au centre de la cible : le président Obama, dans sa déclaration très attendue du 15 avril, a affiché une mission humaine autour de Mars « dans le milieu de la décennie 2030 ». Cette déclaration est venue corriger le flou de la communication antérieure qui laissait le nouveau programme sans objectifs précis.

Après avoir reculé sur le lanceur lourd dans leur positionnement de début d'année, les USA ont réaffirmé leur objectif de développement d'un tel lanceur en affichant toutefois un début de programme en 2015. Il semble bien qu'après avoir élaboré un concept Ares 5 qui faisait sens, utilisant des boosters dérivés de ceux de la Navette (peut-être avec un peu trop de modifications ?), les moteurs à hydrogène et oxygène liquide RS 68 déjà opérationnels sur le lanceur Delta 4, et un moteur d'étage supérieur dérivé du vieux moteur J2 de Saturn 5, les Américains remettent maintenant tout à plat. Un tel recul est-il nécessaire ? Aucune révolution n'est à attendre dans le domaine des technologies pour s'arracher à la Terre. Le développement du lanceur lourd peut et devrait commencer dès maintenant. C'est un point de passage obligé pour tout programme d'exploration avec astronautes. Certes, ces dernières années, il aurait fallu beaucoup plus travailler sur les architectures des missions martiennes pour mieux définir le besoin. On sait qu'il faut viser la gamme de charges utiles 100 tonnes « plus » en orbite basse. Faut-il un lanceur lourd modulaire capable d'une gamme 90 à 180 tonnes par exemple ? Une telle question peut encore être posée.

Du côté européen, le flottement américain est une opportunité pour avancer dans la définition de positions. La conférence de Prague en Octobre 2009, organisée conjointement par l'Union Européenne et l'Agence Spatiale Européenne, ESA, avait pris des positions de principe favorables à l'exploration spatiale. Il reste à préciser les « feuilles de route », les domaines d'excellence de l'Europe, les scénarios de coopération et les développements à entreprendre. Rendez-vous à la prochaine conférence Union Européenne - ESA, à Bruxelles en novembre 2010.

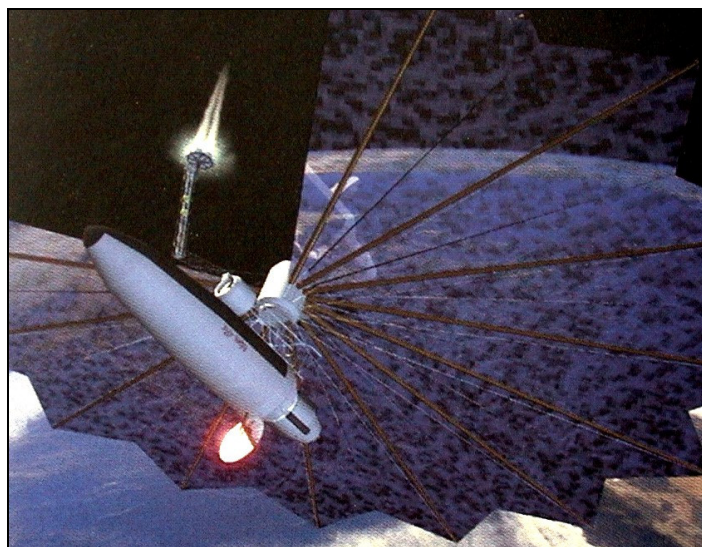
Alain Souchier

Président de l'association Planète Mars

Dans ce numéro :

-Wanted : lanceur lourd	p.1
-Un remorqueur électrique...	p.1
-La vie de l'association	p.4
-Un géocroiseur sur la route de Mars ?	p.5
-Quatre sites en lice pour Mars Science Laboratory	p.8

UN REMORQUEUR ÉLECTRIQUE POUR LES MISSIONS MARTIENNES



Projet de remorqueur électrique de forte puissance à énergie solaire du centre Glenn. 6 400 m² de panneaux, supportés par des mâts gonflables de 52 m, fournissent 800 kW. Poussée : 50 N (5 kgf).

(doc. NASA)

Combien de lancements lourds pour une mission habitée ?

Le scénario Mars Direct étudié par Robert Zubrin au début des années 90 prévoit une mission habitée martienne qui n'utilise pas de moyens de propulsion nouveaux, mais fait appel à la production in situ sur Mars des ergols nécessaires au retour des astronautes. Avec cette innovation, une mission avec 4 astronautes est possible en deux lancements d'une super fusée capable de mettre 140 t en orbite basse. Notons que la notion de super fusée est toute relative, car la Saturn 5 qui a permis les premiers voyages vers la Lune était capable de satelliser environ 145 tonnes ; et chaque fois qu'une Navette Spatiale est lancée, c'est environ 90 tonnes qui sont placées en orbite car, à la charge utile présente dans la soute, il faut ajouter les 70 tonnes de l'orbiter lui-même. On peut même ajouter 35 tonnes à ce total en considérant que le réservoir d'hydrogène et oxygène largable se trouve aussi quasiment mis en orbite. Recourir à deux, voire trois lancements lourds pour une mission habitée martienne est donc tout à fait raisonnable. Mais la mission Mars Direct est sans doute un peu optimiste sur l'évaluation des masses à lancer. En particulier le retour des astronautes en 6 mois est assuré dans un véhicule assez exigu !

Depuis les années 90, la NASA a étudié un certain nombre de missions martiennes qui ont conduit à des besoins en nombre de lancements de fusée lourde de plus en plus élevé. Les caractéristiques en masse des missions dépendent des scénarios de secours adoptés. Par exemple dans le cas de Mars Direct, les astronautes ont absolument besoin de descendre sur Mars pour

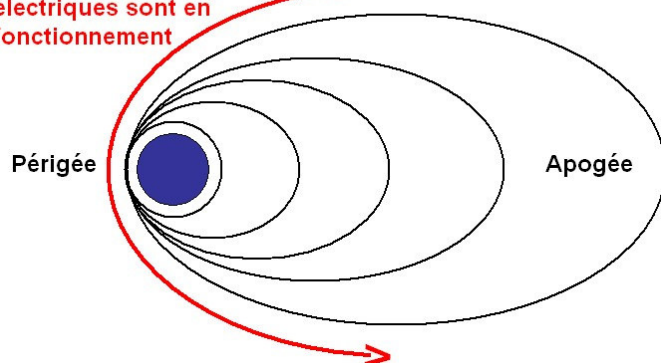
y trouver leur véhicule de retour. Si on se donne pour hypothèse d'être capable de revenir sur Terre sans se poser sur Mars, le bilan de masse de la mission s'élève. Dans sa dernière évaluation de scénario intitulé DRA 5, Stan Borowski, du Glenn Research Center de la NASA, a été conduit à proposer une mission demandant 7 lancements lourds ! Et encore, comme il nous le confiait en août 2009 lors du congrès Joint Propulsion de l'AIAA, il était arrivé dans un premier temps à 9 lancements lourds et son chef lui avait demandé de revoir sa copie. Et pourtant la DRA 5 utilise la propulsion nucléothermique, plus efficace que la propulsion chimique classique dans un rapport voisin de deux (deux fois moins de consommation d'ergols pour obtenir la même poussée). Mais les masses de certaines parties de son projet paraissent vraiment surévaluées. Le prix d'une mission martienne, aussi bien en développement qu'en récurrent, dépend du nombre de lancements nécessaires. La recherche du moyen de réduire ce nombre, gage de faisabilité, est donc toujours d'actualité.

La propulsion électrique à l'aide de Mars Direct ?

Un calcul simple montre que l'on peut **diviser par deux la masse à envoyer en orbite basse terrestre** si le passage de 8 km/s, vitesse orbitale, à 11 km/s, vitesse à peine inférieure à la vitesse de libération, est assuré par un moyen autonome, déjà envoyé dans l'espace auparavant et utilisant la propulsion électrique. C'est ce type de propulsion (en l'occurrence des moteurs « à effet Hall ») qui a permis à l'Europe de réaliser une première en 2003 – 2004 : le passage de la sonde Smart 1 d'une orbite de transfert géostationnaire (apogée 36 000 km) à une orbite interceptant la Lune (apogée vers 384 000 km), puis sa mise en orbite autour de la Lune.

Pour une mission humaine martienne le scénario serait le suivant. Le vaisseau martien, qu'il soit cargo ou module habitable de transfert vers Mars, est mis en orbite basse terrestre vers 400 km d'altitude. On peut évaluer sa masse à 50 tonnes. Le vaisseau habitable est lancé inhabité. Un remorqueur électrique d'une masse à vide de 15 tonnes, disposant d'une source de puissance électrique de 1 Mégawatt (MW) et chargé de 25 tonnes de xénon (le fluide propulsif généralement considéré pour les moteurs électriques) exécute un rendez-vous avec la charge utile.

Zone où les moteurs électriques sont en fonctionnement



Croissance progressive de l'apogée par utilisation du remorqueur.

Le moteur électrique est allumé sur des arcs de poussée entre moins et plus 60 degrés autour de ce qui va devenir le péricée au fur et à mesure du passage d'une orbite circulaire à une orbite elliptique. Avec une puissance de 1 MW, le ou les propulseurs électriques développent une poussée de 60 N (6 kgf) qui peut apparaître très faible, car elle s'exerce sur un ensemble

d'une masse totale de 90 tonnes ! Mais en moins d'un an, l'ensemble va se retrouver sur une orbite très elliptique de 250 000 km d'apogée. Il faut viser l'apogée le plus haut possible compatible avec l'absence de perturbations notables par l'attraction de la Lune, qui tourne à une altitude moyenne de 384 000 km. Lorsque cette orbite à haut apogée aura été atteinte, le remorqueur aura consommé 20 tonnes de xénon.

Les astronautes sont alors lancés, dans un vaisseau de taille réduite type Apollo ou Orion, sur la même orbite à haut apogée ; ils exécutent un rendez-vous avec leur véhicule de transfert martien, auquel ils amarrent leur vaisseau. Celui-ci servira aussi pour leur retour vers la Terre à la fin de leur mission, avec une entrée atmosphérique à près de 12 km/s. Ainsi, si pour une raison ou une autre ils ne sont pas capables d'effectuer le rendez-vous, ou si, lors de l'inspection de leur vaisseau de transfert martien, ils trouvent celui-ci hors d'état d'accomplir le voyage, ils peuvent revenir sur Terre. Si tout va bien, le remorqueur électrique est séparé et le véhicule martien acquiert sa vitesse définitive d'élancement vers Mars au moyen d'une impulsion de quelques centaines de mètres par seconde fournie par un moteur-fusée classique. Cette impulsion est appliquée au péricée, car c'est en mécanique orbitale la solution la plus rentable. De son côté, le remorqueur entreprend un freinage, toujours par des arcs de poussée autour du péricée, comme à l'aller ; il est juste orienté à 180 degrés par rapport à sa configuration aller. Comme il n'a plus la charge utile de 50 tonnes à propulser, sa consommation de xénon retour est limitée à 5 tonnes.

Pour une mission purement cargo, la procédure est la même ; il n'y a simplement pas rendez-vous en orbite elliptique et le cargo, après séparation du remorqueur, s'élance seul vers Mars au moyen d'une impulsion en propulsion chimique fournie de la même manière, au péricée.

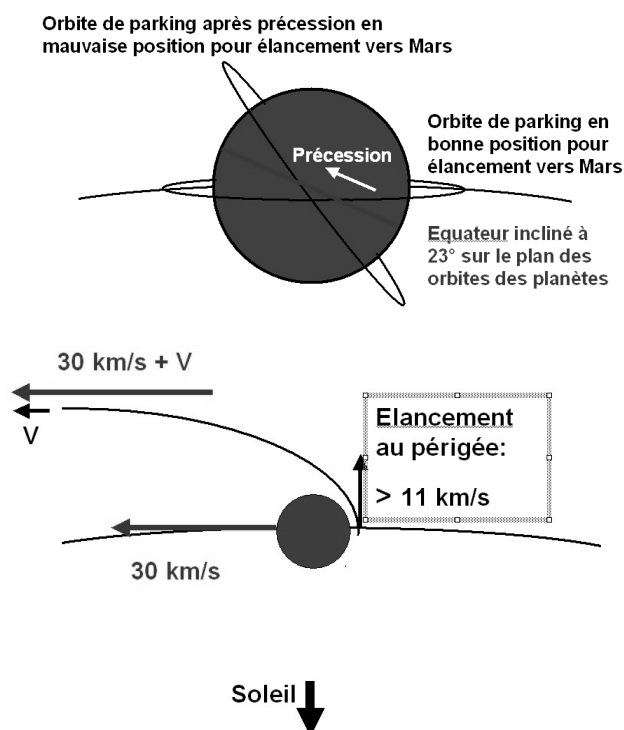


Le moteur 75 kW de la NASA en fonctionnement (ci-dessus) et présenté à côté d'une personne (à gauche) pour indiquer la taille. L'Europe a déjà testé un 5 kW (Snecma) et s'apprête à tester un moteur de la gamme 10-20 kW. (doc. NASA)

La masse à mettre en orbite terrestre pour cette mission martienne a ainsi été divisée par deux en économisant la masse des ergols (hydrogène et oxygène) nécessaires à la montée en orbite très elliptique, plus celles des réservoirs et du système propulsif associés. Mais, bien sûr, il aura fallu lancer auparavant les 15 tonnes du remorqueur et les 25 tonnes de xénon dont il a besoin. Il y a le choix entre deux lancements (15 puis 25 tonnes, auxquels il faut ajouter la masse à vide des réservoirs, le dispositif d'amarrage, le système de contrôle d'attitude) et un seul lancement de 40 tonnes. On peut aussi imaginer deux lancements de classe 20-25 tonnes : le remorqueur déjà chargé partiellement de xénon et le véhicule de ravitaillement complémentaire. On peut aussi imaginer une station service de xénon en orbite basse avitaillée par des lanceurs plus petits. Mais plus un lanceur est petit, plus le prix du kg de charge utile délivrée en orbite est élevé. Le plus gros intérêt du lancement par éléments de 20-25 tonnes est de pouvoir utiliser des lanceurs commerciaux produits et tirés en cadence élevée, gage de réduction de coût et d'augmentation de la fiabilité. 20-25 tonnes est, par exemple, la capacité du lanceur européen Ariane 5.

La maîtrise des orbites

Ce beau scénario de remorqueur électrique a des contreparties. Pendant l'année que va durer le passage de l'orbite basse circulaire à l'orbite très elliptique, l'orbite va précessionner (son plan va tourner). Ce phénomène est lié à la non-rotondité de la Terre, qui est renflée à l'équateur. Il faudra bien le maîtriser, sachant qu'il est parfaitement calculable (sans oublier l'influence des perturbations complémentaires dues à la Lune et au Soleil).



Autre contrainte : la position du périhélie. C'est au périhélie que se produit l'élancement final sur une trajectoire interplanétaire. Au moment du départ vers Mars, il faut que ce périhélie soit « à l'arrière de la Terre » en considérant son mouvement autour du Soleil, pour que le véhicule s'échappe de l'attraction terrestre « vers l'avant » car, pour « monter » dans le système solaire

vers Mars (ou Jupiter ou Saturne...), il faut additionner les 30 km/s du mouvement de la Terre autour du Soleil à la vitesse que le véhicule possède quand il sort du domaine d'attraction terrestre. Or la position du périhélie tourne aussi dans le plan de l'orbite au fil du temps. Mais là aussi tout est calculable. Les mêmes considérations sont à prendre en compte quand le remorqueur descend à vide pour retrouver son orbite de parking, voire sa station service de xénon.

Les ceintures de Van Allen

Un autre inconvénient à la montée lente en un an d'une orbite circulaire à l'orbite très elliptique de 250 000 km de périhélie est le passage répété dans les zones de radiation des ceintures de Van Allen et son effet sur les équipements. Cet inconvénient n'est pas rédhibitoire ; plusieurs missions ont déjà affronté sans dommage ces conditions. Le satellite d'observation astronomique européen Hipparcos, laissé par défaillance de son moteur d'apogée sur une orbite de transfert géostationnaire, a passé toute sa vie opérationnelle à traverser les ceintures de Van Allen. Et la sonde Smart 1, mentionnée au début de cet article, a aussi passé plusieurs mois à évoluer dans ces ceintures. Mais on sait aussi que le niveau de rayonnement des ceintures dépend de l'activité solaire et peut varier considérablement dans le temps.

La source d'énergie

Une question reste ouverte : quelle source d'énergie le remorqueur doit-il utiliser ? A 1 MW, de nombreux projets font appel à une source nucléaire (réacteur nucléaire et boucle de conversion de puissance sur le modèle – réduit – de nos centrales terrestres). Les masses indiquées pour le remorqueur dans cet article sont compatibles avec ce scénario. On peut imaginer aussi des panneaux solaires qui conduisent à des masses analogues mais à des surfaces considérables, même si les cellules solaires font des progrès permanents en rendement et légèreté. Il faut préciser que la Station Spatiale Internationale, avec ses énormes panneaux solaires, ne dispose que d'une puissance de 0,1 MW ! Mais la technologie de cellules et panneaux utilisée est assez ancienne. Lors du congrès Space Propulsion 2010 en mai dernier, la NASA a indiqué choisir les sources d'énergie solaire jusqu'à 200 kW, mais des projets avec des panneaux solaires de puissance bien supérieure ont été imaginés par le passé. Dans le moyen terme, la NASA imagine une mission de démonstration de 30 kW (avec source d'énergie solaire) en 2014. Lancé en orbite basse par une fusée Atlas, le véhicule monterait progressivement en orbite géostationnaire avant de reprendre sa course pour une mission vers Phobos et Deimos, les satellites de Mars.

Dans le cas d'une source nucléaire, il faut prendre en compte le fait que le réacteur, s'il n'est pas dangereusement radioactif au lancement, le devient dès qu'il a fonctionné. Ainsi, lorsque le remorqueur redescend après sa première mission, son cœur nucléaire est radioactif et il faut s'assurer qu'il ne puisse pas rentrer sur Terre. La plus grande probabilité de panne est qu'il reste sur une orbite basse. Il faudrait alors qu'un remorqueur le remonte sur une orbite élevée, où le cœur nucléaire aura le temps de perdre sa radioactivité. C'est de toute façon sur une orbite de ce type que le remorqueur, même opérationnel, devra être parqué en fin de vie.

D'autres applications du remorqueur

Comme l'illustre le projet NASA, l'intérêt d'un remorqueur

électrique est de permettre de nombreuses autres missions, y compris des mises en orbite géostationnaires. Pour des satellites de télécommunications commerciaux, les opérateurs ne s'accommoderaient pas aujourd'hui d'une mise en service qui serait retardée de plusieurs mois pour cause de montée lente vers l'orbite finale. Cette position peut-elle changer en regard des avantages de coût et de masse offerts ? En tout cas les missions scientifiques et institutionnelles devraient pouvoir accepter plus facilement cette contrainte. Le remorqueur électrique ne serait donc pas dédié aux seules missions martiennes.

Conclusion

La disponibilité de tels remorqueurs permettrait de diviser par deux le nombre de lancements lourds pour une mission habitée vers Mars... ou de se contenter de lanceurs deux fois plus petits. C'est assurément une solution à considérer.

Alain Souchier

LA VIE DE L'ASSOCIATION

Le conseil d'administration dans sa nouvelle composition issue de l'AG du 20 mars s'est réuni le 22 avril. Sur proposition de **Richard Heidmann**, **Alain Souchier** a été désigné président, Richard Heidmann prenant le poste de vice-président.

L'article « Infrastructures sol privées pour simulation de missions d'exploration », présenté par **Alain Souchier** lors d'un colloque en 2008, a été publié dans la revue de référence du monde spatial « Acta Astronautica ». Ce papier fait le point sur 6 ans d'expérimentations dans la station MDRS de l'Utah.

Boris Segret a poursuivi ses contacts et négociations en vue d'une remise à hauteur de notre site Internet dans l'objectif d'une rénovation avant la fin de l'année. **Christophe Vaglio** a réuni l'atelier nutrition-santé le 17 avril. Ce groupe, qui comprend **Dominique Ledevin**, **Jean Delaplace**, **Marie Lesure**, **Liam Fauchard** et **Alain Pouvreau**, va travailler sur la nutrition de l'équipage sur la durée de 1 000 jours d'une mission martienne type. Un point sera fait lors de l'AG de 2011.

Alain Souchier a pu participer à titre professionnel au workshop sur l'exploration et les innovations technologiques de Harwell, en Grande-Bretagne, les 29 et 30 avril. Ce workshop est le deuxième des trois qui contribuent à préparer la rencontre organisée par l'Union Européenne et l'agence spatiale européenne ESA en novembre prochain à Bruxelles, pour prendre position sur les orientations de l'Europe en matière d'exploration spatiale. Plusieurs membres de l'association ont assisté aussi, dans le cadre de leurs activités professionnelles, au congrès Space Propulsion 2010 organisé à San Sebastian par l'AAAF, le CNES et l'ESA. La NASA y a annoncé pour 2014 une mission qui partirait de l'orbite basse en propulsion électrique 30 kW et pourrait se terminer du côté de Phobos.

Le 25 mai, dans le cadre de l'année France-Russie, un débat a rassemblé à Moscou différents spécialistes français et russes de haut niveau sur le thème du voyage martien. Planète Mars avait fourni des éléments en préparation de cette rencontre, qui a été transmise en direct sur Internet.

Le 2 juin, **Richard Heidmann**, **Pierre Brisson** et **Alain Souchier** ont examiné l'avancement de la maquette de colonie martienne au 200^{ème} commandée au Strate College et pilotée par **Olivier Walter** et **Pierre Brulhet**. Elle représente l'implantation d'installations abritant une centaine de résidents. Elle viendra compléter nos maquettes pour les expositions.

Le 9 juin, le prix « Jeunes » de l'AAAF a été remis à **Elisa Cliquet**, membre du CA. Elisa avait réalisé lors du stage de fin

d'étude qui a précédé son entrée au CNES une remarquable synthèse sur les différents scénarios de voyage martien qui est devenu un ouvrage de référence. Toutes nos félicitations !



Elisa Cliquet reçoit le prix « Jeunes » de l'AAAF des mains de Jean-Pierre Haigneré.
(doc. A. Souchier)

Des projections du film de Richard Dindo « les rêveurs de Mars » ont eu lieu, suivies de débats avec participation de **Richard Heidmann**, **Pierre Brulhet**, **Olivier Walter** et **Boris Segret**. Ce film, dont **Richard Heidmann** était le conseiller scientifique, présente des portraits de membres de la Mars Society et des séquences tournées dans la station MDRS.

Planète Mars a invité Cyrille Fournier à présenter le 17 juin son expérience de 105 jours de simulation de voyage martien dans les installations Mars 500 à Moscou. Cette opération préparait la mission de 520 jours qui a commencé en juin. La conférence a eu lieu à la Maison des Associations du 14^{ème}, à Paris.

Charles Frankel et **Boris Segret** ont participé à la « 5^{ème} édition d'Auriol à la rencontre de l'espace », du 18 au 20 juin et **Richard Heidmann** au « Festival Météorites » d'Ensisheim, en soutien de représentants de la Mars Society Belgium.

Alain Souchier



Notre deuxième base martienne en cours d'élaboration

Passage de relais

Suite à ma participation à la fondation de la Mars Society en août 1998, dès que j'ai proposé de créer une section française, Alain Souchier s'est trouvé à mes côtés. Il a depuis fait preuve d'un dévouement sans faille. Aujourd'hui, prenant sa retraite, il devient encore plus disponible pour l'association, tout en maintenant ses contacts avec notre milieu professionnel, sachant que les miens portent malgré tout la marque d'une cessation d'activité datant déjà de huit ans. Sa nomination comme président va par ailleurs permettre de renouveler l'animation de notre mouvement. Bien entendu, tant que vous nous reconduirez votre confiance, nous continuerons à travailler main dans la main, et toujours avec la même passion. On to Mars !

Richard Heidmann

UN GÉOCROISEUR SUR LA ROUTE DE MARS ?

La commission chargée par le président Obama de faire des recommandations en termes de futur de l'exploration spatiale a proposé, dans le cadre de l'option *Flexible Path* (parcours adaptable), de viser un certain nombre d'objectifs intermédiaires avant l'atteinte du but final, Mars. L'une des étapes proposées n'était autre qu'un des satellites de la Planète rouge, Phobos, dont nous avons examiné dans notre précédent numéro à la fois l'intérêt et les difficultés spécifiques.

Mais une autre destination retient également l'attention, tant des scientifiques que des astronautes et des décideurs. Il s'agit des géocroiseurs (*NEO, Near Earth Objects* en anglais). Après avoir donné quelques indications sur la famille de ces visiteurs, nous examinerons leurs attraits sur les plans scientifique, astronautique et programmatique, puis décrirons un exemple type de mission habitée dédiée à leur exploration, telle qu'envisagée par la NASA.

Les géocroiseurs

On appelle ainsi de petits astres dont les orbites approchent ou interceptent celle de la Terre et qui sont donc susceptibles, dans un avenir plus ou moins lointain, de nous frôler, voire de nous impacter. La plupart des corps de la ceinture principale des astéroïdes, confinés entre Mars et Jupiter, n'en font donc pas partie. Les astéroïdes géocroiseurs sont majoritairement rocheux et plus ou moins pulvérulents et poreux, même si une petite proportion d'entre eux sont métalliques¹. On estime que 5 à 15 % des géocroiseurs sont des résidus cométaires (non actifs), contenant 30 % de glace d'eau. Mais on ne connaît pas de géocroiseurs parmi les comètes (actives) répertoriées : la prochaine comète géocroiseur à apparaître ne pourra être qu'une comète à très longue période (précédente visite datant d'avant l'ère de l'astronomie de position), ou une vagabonde plongeant pour la première et unique fois au cœur du système solaire.

En matière d'approche de notre globe et de fréquence d'impact, on établit des évaluations statistiques basées sur l'estimation des populations de géocroiseurs en fonction de leur taille, sachant que plus leur taille décroît, plus ces objets sont nombreux. Du fait de l'extrême gravité d'un impact majeur (heureusement pondérée par son extrême rareté), les NEO font l'objet d'efforts de plus en plus significatifs de détection systématique et de trajectographie à l'aide de télescopes terrestres ou spatiaux. Mi-2007, 4 800 NEO étaient répertoriés, parmi lesquels 850 sont considérés potentiellement dangereux (même si aucun impact n'est prévu de leur part).

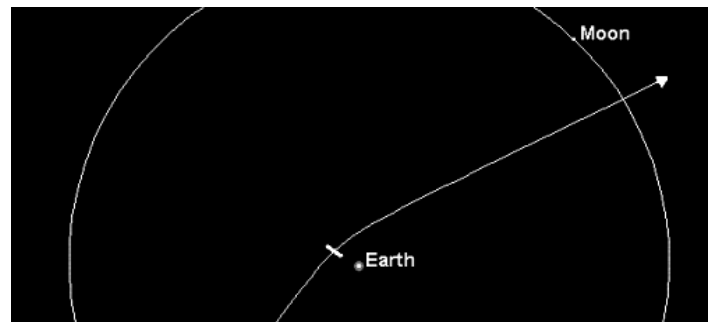
En 2005, il a été demandé à la NASA d'avoir identifié, à l'horizon 2020, 90 % de tous les NEO d'un diamètre supérieur à 140 mètres (objectif qui ne devrait pas être tenu sans un effort supplémentaire). On estime que la liste pourrait atteindre 100 000 objets, dont 20 000 seraient à surveiller de près. Dans ce catalogue sans cesse croissant, on devrait pouvoir identifier, au milieu de la décennie, des centaines, sinon des milliers de cibles potentielles pour une mission d'exploration habitée utilisant un vaisseau tel que la capsule Orion prévue par le programme Constellation.

A noter que ni les comètes nouvelles, ni les astéroïdes de taille inférieure à 140 m ne font l'objet d'une recherche systématique, essentiellement du fait que, dans leur cas, le préavis per-

mettant de réagir serait très court, voire quasiment nul (cas des petits objets, comme celui ayant provoqué le cataclysme de la Tunguska, en Sibérie, le 30 juin 1908).

Récemment, une illustration spectaculaire de l'attention qu'il convient d'accorder aux géocroiseurs nous a été fournie par la découverte de l'objet 2004 MN4 Apophis.

Cet astéroïde, d'un diamètre menaçant (environ 300 m), nous croisera en effet le 13 avril 2029 (c'est un vendredi, ça ne s'invente pas !) à une altitude de 30 000 km, inférieure à celle des satellites de télécommunications ! Et bien qu'on soit certain que tout danger d'impact est exclu à cette occasion, on calcule aussi que si Apophis venait à effectuer ce passage dans une certaine « fenêtre » d'altitude, épaisse il est vrai de seulement 600 m, il entrerait en collision avec la Terre le dimanche de Pâques 2036. Certes, la probabilité que cela advienne est minime (initialement évaluée à 1 / 40 000), mais il n'en reste pas moins que la perspective de cette double visite a frappé les esprits.



13 avril 2029 : la menace d'Apophis ; en blanc, l'incertitude (2007) sur son altitude de croisement ; à l'intérieur de cette zone, le passage dans une tranche de 600 m conduirait à un impact catastrophique le jour de Pâques 2036... (DR)

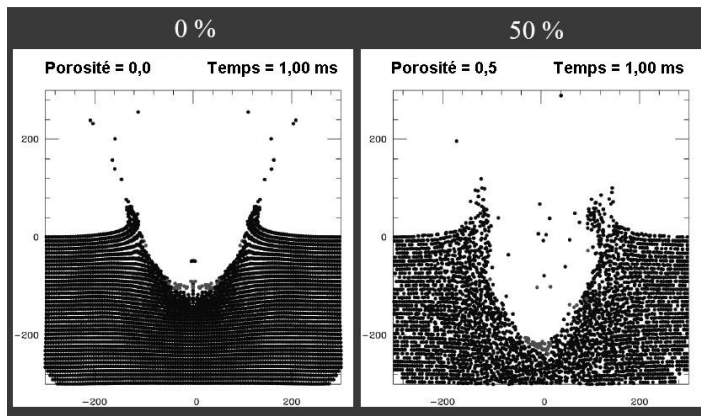
Intérêt de l'exploration des géocroiseurs

De fait, dans les discussions actuelles concernant les destinations potentielles de l'exploration, les géocroiseurs sont en bonne position. Face à la menace potentielle qu'ils présentent, le développement de nos capacités spatiales permet en effet d'envisager la mise en œuvre de parades. On imagine ainsi être capable de dévier l'astre, du moins dans certaines limites portant sur ses dimensions (masse à dévier) et sur le temps restant avant la rencontre (l'effet de la modification de trajectoire s'amplifiant avec le temps). Ou bien on envisage de le désintégrer à l'aide d'une charge nucléaire, solution au premier abord la plus facile à appliquer et à même de permettre une intervention plus tardive.

Mais de tels procédés ne pourront être appliqués sans une meilleure connaissance de la constitution de ces astres, qui peut différer considérablement selon leur type, leur taille, leur provenance, etc. Cela est particulièrement vrai si on mise sur la destruction de l'objet. Il est déjà difficile de prédire l'effet précis de la détonation d'une bombe sur un objet de constitution connue ; mais sans savoir si ce dernier est un massif rocheux monobloc, un assemblage de blocs ou, pour l'essentiel, un « tas » de gravats et de poussières, il devient impossible de prévoir l'effet de l'explosion, comme d'optimiser sa localisation (à distance, en surface, en profondeur ?).

Dans le cas d'une intervention par déviation, on rencontre d'autres interrogations, selon le mode d'interaction retenu. Ainsi, l'effet d'un impact varie en fonction de la porosité de la cible, comme le montrent les résultats de calculs de simulation illustrés ci-après (W. Benz).

(1) Comme celui qui, voici seulement 50 000 ans, forma le Meteor Crater, de 1,2 km de diamètre, en Arizona.



L'effet d'un impact sur la trajectoire croît avec la porosité du sol.
(doc. W. Benz, Univ. de Berne)

Il faut donc impérativement commencer par acquérir une connaissance beaucoup plus intime de ces corps, afin de dresser un catalogue des types et d'optimiser les conditions de l'intervention. Il faudra aussi parvenir à établir, dans toute la mesure du possible, une correspondance entre ces différents types et leurs caractéristiques observationnelles télescopiques. En effet, en cas de découverte tardive d'un NEO dangereux, il est souhaitable de pouvoir caractériser au mieux son type à distance, car le temps pourrait manquer pour y envoyer une sonde de reconnaissance...

Naturellement, l'exploration de ces corps présente un intérêt intrinsèque au strict plan scientifique. Les astéroïdes constituent des reliques de la formation du système solaire, sur laquelle ils peuvent nous donner beaucoup d'informations. Or nous les connaissons peu, même si quelques missions robotiques récentes nous ont déjà fait considérablement progresser.

Missions habitées ou robotiques ?

Quels sont les attraits spécifiques d'une telle destination pour l'exploration humaine ? Ce qui vient d'être dit sur les connaissances à acquérir plaide à vrai dire plutôt pour un programme d'exploration robotique extensif. Il s'agit en effet de relever les caractéristiques de plusieurs objets de tailles et de types variés, ce qui va nécessiter une série de missions vers des cibles soigneusement sélectionnées. Par ailleurs, beaucoup de ces caractéristiques (du moins celles de surface) peuvent être mesurées par des sondes automatiques. Finalement, du seul point de vue de la connaissance des NEO, les missions habitées ne s'imposent pas.

Mais la problématique n'est pas celle-là :

- les États-Unis, poussés par diverses motivations de nature essentiellement politique, ont décidé de lancer un programme d'exploration spatiale humaine à longue échéance ;

- avant de se lancer vers Mars, l'actuel gouvernement américain souhaite viser une destination moins ambitieuse, mais néanmoins attractive aux plans scientifique, technologique, programmatique et intérêt du public ;

- la Lune ayant été jugée insuffisamment attrayante de ces points de vue, les NEO, mais aussi Phobos ², s'imposent naturellement comme destinations alternatives.

Le choix de l'objectif intermédiaire est donc d'abord politique et programmatique.

Apport d'un équipage pour l'investigation scientifique

Néanmoins, à partir du moment où un plan de missions NEO sera mis à l'étude, on cherchera bien sûr à tirer le bénéfice scientifique maximum de la présence d'opérateurs humains.

En matière de **collecte d'échantillons**, l'efficacité et la flexibilité opératoires seront incomparables, tant en matière d'adaptation des techniques de prélèvement aux conditions réellement rencontrées qu'en ce qui concerne le choix, le nombre et la variété des sites de collecte.

En matière de **caractérisation de la structure interne**, il deviendra possible de procéder d'une part à des forages profonds, d'autre part au déploiement d'un système d'investigation sismique global élaboré (incluant la détonation de charges), deux tâches capitales dans l'optique de la défense planétaire mais trop complexes pour être confiées à des robots.

La présence de scientifiques in situ garantira une plus grande **adaptabilité** en fonction des résultats recueillis. Il sera par ailleurs possible de **réagir en temps réel** aux événements, par exemple lors des délicates opérations d'atterrissage (comme celles rencontrées par la sonde japonaise Hayabusa sur Itokawa) ; et, de façon plus générale, de **faire face à des situations imprévues**, devant lesquelles les robots les plus perfectionnés sont généralement paralysés (ex. : l'enlèvement de Spirit...).

En conclusion, du seul point de vue scientifique, la présence d'un équipage augmentera considérablement la pertinence et le volume des données recueillies, et une meilleure garantie de mener à bien les investigations.

Apport d'une mission NEO au plan programmatique

Sur ce plan, à partir du moment où on renonce à viser directement l'objectif final du débarquement sur le sol martien, la mission NEO est attractive.

En termes **d'impact sur le public**, elle se présente comme une réelle avancée, puisqu'elle permettra à l'Homme de s'aventurer pour la première fois dans les profondeurs de l'espace, au-delà du domaine Terre-Lune, déjà investi il y a quarante ans. A cette avancée seront associés des sentiments d'aventure, d'exploit, d'ouverture de nouvelles perspectives, mais aussi, en l'occurrence, la perception d'une utilité concrète liée à la menace que représentent les géocroiseurs. En même temps, elle apparaîtra comme une étape mesurée sur le chemin de conquêtes plus lointaines.

Mais, eu égard à la philosophie d'approche programmatique progressive prônée par la présente administration américaine, ce sont surtout **les apports techniques** de la mission qui sont appréciés. En effet, un bon nombre des capacités à maîtriser pour le voyage martien pourront être développées, mises en œuvre et qualifiées à l'occasion d'une reconnaissance vers un NEO, dans des conditions de coût et de sécurité moins exigeantes. L'expédition (voir ci-après) devrait durer de 3 à 5 mois, certes moins que la durée de séjour des astronautes dans l'ISS mais cette fois dans des conditions réellement représentatives d'un transfert Terre-Mars. Tout ce qui concerne la capsule d'habitation, l'ensemble de ses fonctions vitales, y compris les moyens de recyclage de l'eau et de l'air, mais aussi d'autres équipements comme les combinaisons spatiales, pourraient donc être portés à maturité dans le cadre d'une telle mission. Plus généralement, celle-ci constituerait une bonne préparation à l'expédition martienne, du moins pour ce qui concerne sa partie interplanétaire. Les phases critiques de descente et de remontée en orbite, ainsi que la phase d'exploration en surface, ne seraient par contre pas attaquées dans le cadre d'un tel effort...

Naturellement, cette mission ne déploierait tout son potentiel qu'à la condition de s'insérer dans un programme à plus long terme, d'emblée dédié à l'objectif final.

Un exemple de projet de mission

L'exploration humaine des NEO a été étudiée dès l'année 1966, dans le cadre d'un prolongement du programme Apollo.



Le NEO Eros, ici vu en 2000 par la sonde NEAR, envisagé dès 1966 comme objectif d'une mission habitée. (doc. NASA/JPL)

L'idée a été à nouveau proposée en 1989 dans le cadre de la *Space Exploration Initiative*, sans plus de succès, puis à quatre occasions depuis. Enfin, dans son discours de février dernier, le président Obama l'a remise en avant en demandant à la NASA de viser un NEO comme étape vers Mars... en 2025.

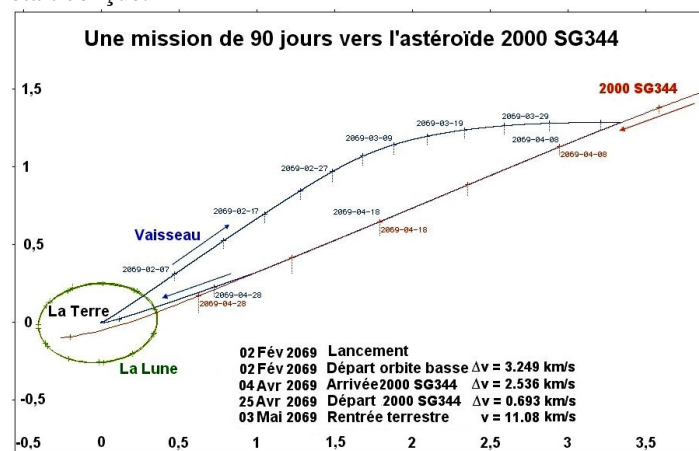
Tout comme pour les autres destinations, la **durée de l'expédition** est essentiellement fonction de la distance de l'objectif ; si l'on choisit de visiter un NEO venant à passer suffisamment près de la Terre - et au moment de ce passage - le temps de voyage aller et retour sera tout à fait raisonnable, disons entre 2 et 6 mois pour fixer les idées. Par contre, plus le séjour au voisinage de l'astre sera prolongé, plus les trajets s'allongeront, puisqu'on devra soit aller à la rencontre de ce dernier plus tôt sur sa trajectoire d'approche, soit le quitter plus tard, dans sa phase d'éloignement.

Du point de vue **énergie propulsive** à développer (qui joue sur la masse initiale en orbite terrestre), les ordres de grandeur dépendent pour beaucoup des caractéristiques de l'orbite du NEO ; plus celle-ci est voisine de celle de la Terre, plus les vitesses des deux astres autour du Soleil sont proches et les impulsions de vitesse (Δv) à fournir - donc la consommation de « carburant » - sont réduites. Les NEO présentent de plus l'avantage de posséder un champ de gravité négligeable (vu leur faible masse), ce qui réduit l'impulsion à fournir pour y pénétrer et pour s'en extraire. Dans le cas limite de caractéristiques orbitales presque identiques aux nôtres, en particulier en termes d'excentricité et d'inclinaison, l'impulsion de vitesse à produire se réduirait pratiquement à celle requise pour s'extraire - ou quasiment s'extraire - du champ de gravité terrestre (environ 3,3 km/s depuis une orbite basse de parking).

Pour illustrer le déroulement type d'une telle mission, on peut se référer à l'étude de David J. Korsmeyer (NASA Ames, 2007), qui envisage une expédition vers le NEO 2000 SG344. Le choix de cette cible se justifie par les caractéristiques particulièrement favorables de son orbite et de la rencontre calculée pour le 2 mai 2069 (espérons que la vraie mission se déroulera à l'occasion d'une circonstance moins lointaine !).

La figure ci-après montre que, dans ce cas favorable, on ne s'éloigne au maximum qu'à environ 10 fois la distance de la Lune et que l'expédition ne dure au total que 3 mois. Le séjour sur place pourrait être de 1 à 3 semaines, selon la masse initiale consentie pour la mission. On remarque que le Δv de départ est pratiquement égal à celui de la libération du champ terres-

tre, sans plus, ce qui est permis par la proximité du point de rencontre visé. Le « coup de frein » à l'arrivée est conséquent (2,5 km/s), ce qui résulte du fait qu'on va « à la rencontre » du NEO. A l'inverse, le coup d'accélérateur pour intercepter la Terre au retour est de moins de 0,7 km/s, manœuvre accessible au module de commande de la capsule Orion telle qu'elle était conçue.



Une mission minimale, à l'occasion d'une approche très favorable. (doc. NASA/D.J. Korsmeyer)

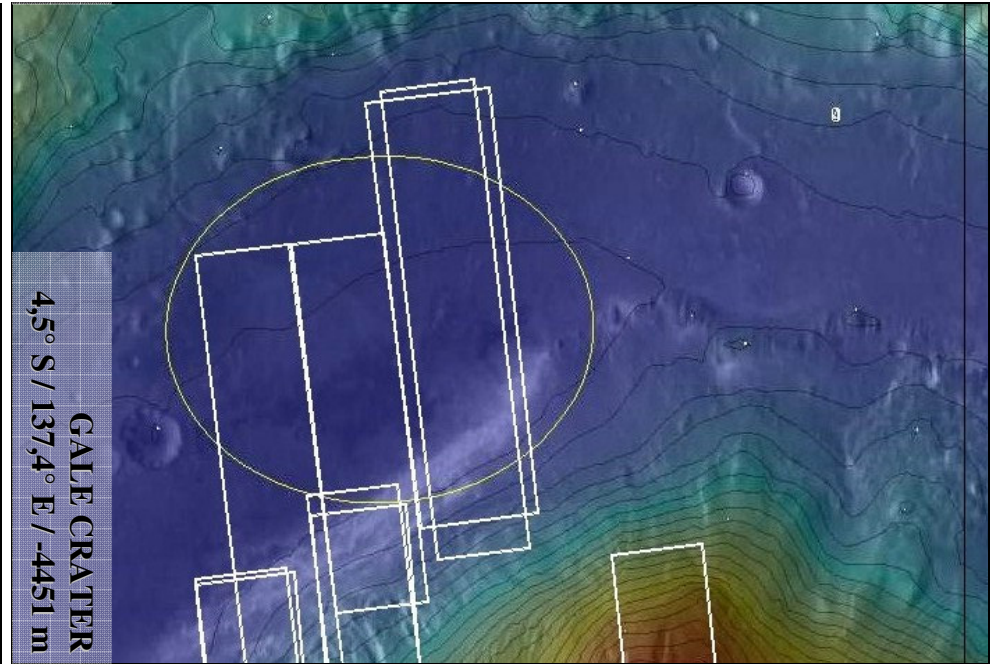
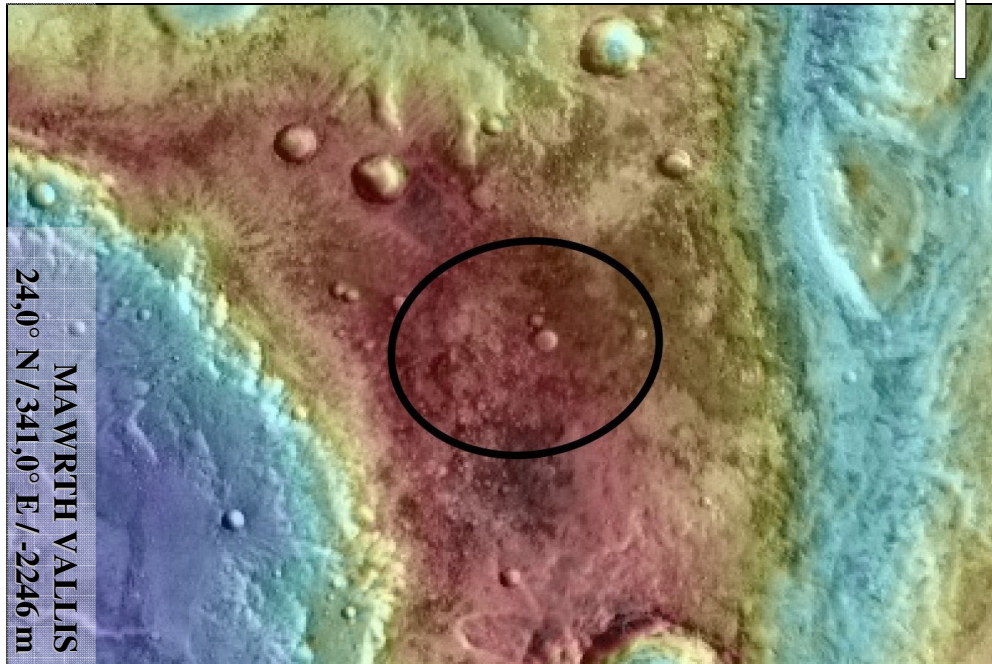
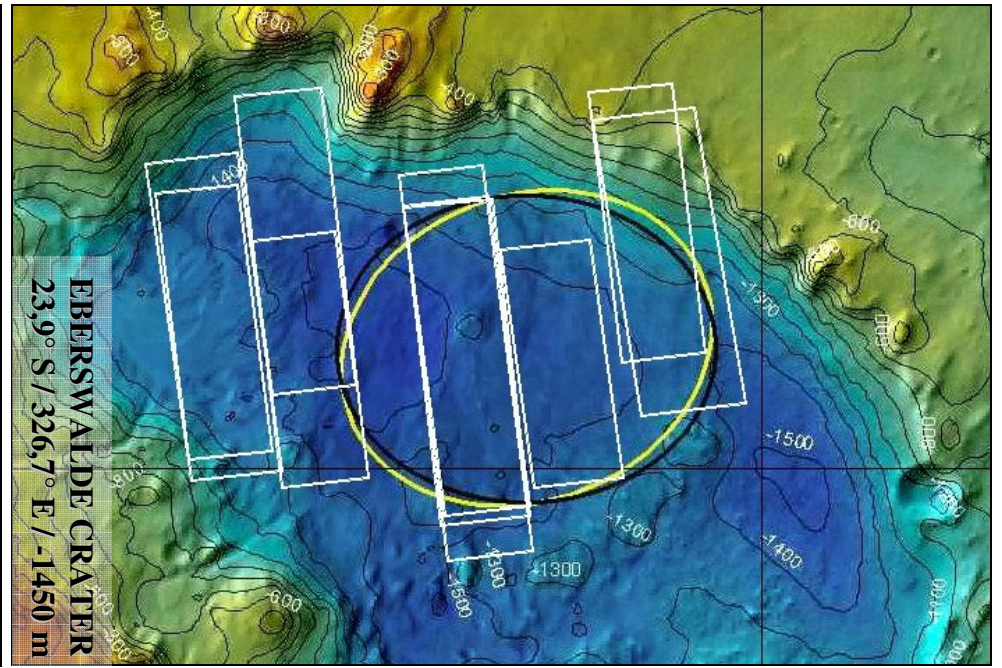
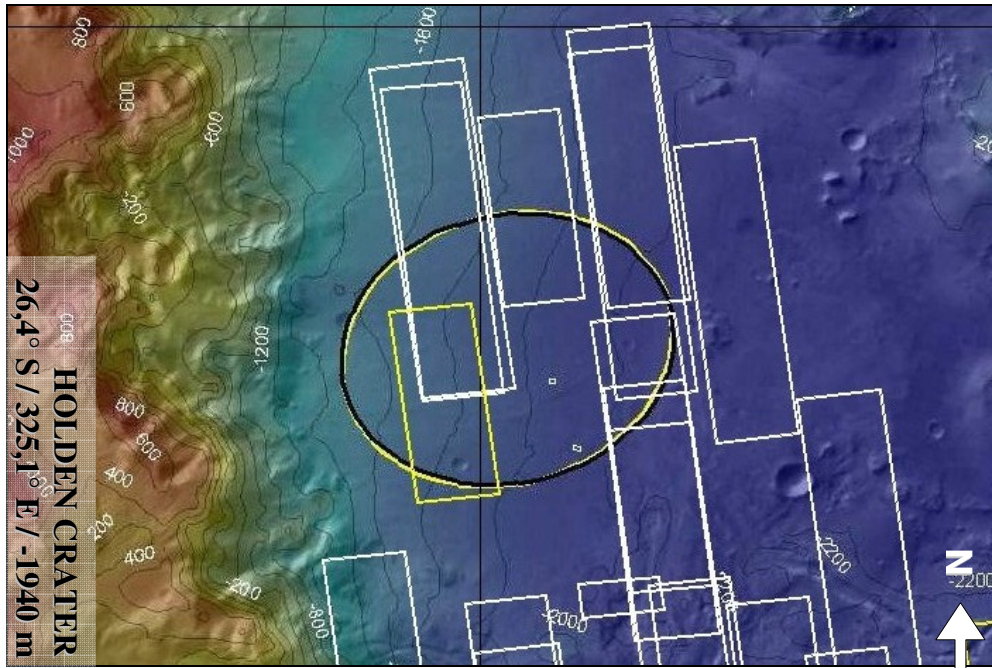
L'étude montre que si on limite l'équipage à 2 astronautes et le séjour sur place à 2 semaines, les besoins de lancement restent relativement modestes : un lanceur du type Ares 1 pour une capsule semblable à Orion et un lanceur Delta IV Heavy (lanceur commercial) pour la mise en orbite de parking d'un étage Centaur (étage supérieur du lanceur Atlas). Celui-ci serait utilisé pour la manœuvre propulsive d'élancement vers le NEO, le système propulsif du module de commande de la capsule assurant la fin de cette manœuvre, ainsi que les impulsions de rendez-vous et de retour.

Une expédition plus fournie, faisant cette fois appel à un lanceur de la classe Ares 5, a été également étudiée. Dotée, en plus d'une capsule type Orion, d'un module spécifiquement dédié à la phase d'exploration et permettant de disposer de moyens d'investigation plus conséquents, elle est servie par un équipage de trois astronautes. Tant du point de vue scientifique que comme étape intermédiaire avant le voyage vers Mars, il paraît plus réaliste de se placer dans ce schéma. D'autant plus que dans la période actuellement considérée par la NASA pour atteindre un tel objectif, une cible aussi favorable que celle de 2000 SG344 lors de son passage de 2069 ne se présente pas.

En conclusion

Vis-à-vis de la démonstration de nos capacités astronautiques, la visite d'un NEO représente une opération séduisante du fait de ses exigences en termes de voyage d'astronautes dans l'espace interplanétaire, tout en présentant des risques réduits (durée limitée de 3 à 5 mois) et des besoins propulsifs modestes (Δv total à partir de l'orbite basse de 5 à 6,5 km/s, contre 7,9 pour une visite de Phobos et 9,1 pour une mission lunaire). De par l'avancée qu'elle représenterait, cette mission serait appréciée du public, bien plus qu'un retour sur la Lune (déjà vu, déjà fait par nos grands-pères), d'autant plus que la conscience collective du risque des NEO a émergé et que l'opinion y verra donc une utilité bien concrète. Sur le plan scientifique, la mission doit être considérée comme un complément précieux à un programme d'investigation robotique et télescopique dont on ne pourra se dispenser.

Richard Heidmann



Quatre sites restent en compétition pour l'atterrissage du rover **MARS SCIENCE LABORATORY**, entre le 6 et le 12 août 2012. Sur ces vues altimétriques (zones les plus hautes en rouge, les plus basses en bleu) ont été dessinées les ellipses de dispersion calculées. Le procédé d'atterrissage innovant retenu a permis de réduire leur taille à une vingtaine de km, autorisant l'atteinte de zones plus intéressantes, au cœur de terrains témoignant d'une activité hydrologique passée (présence de phyllosilicates, de sulfates, de réseaux fluviaux ou de dépôts sédimentaires en éventail). Le choix définitif devrait intervenir en mai ou juin 2011, 6 mois avant le lancement. (doc. NASA)