

Bulletin

99

Octobre 2024

Bulletin APM

Sommaire

Editorial P. 2

Comment alléger les MAV P. 3

Compte-rendu de la Convention 2024
de la Mars Society P. 11

Vie de l'association. P. 18





Bulletin n°99, octobre 2024.

Images de la page de couverture :

- Planète Mars, image NASA.
- Curiosity Landing with the Crane, image NASA.
- Mars Desert Research Station en Utah, image Alain Souchier, APM.

Association Planète Mars : <https://planete-mars.com/>

Editeur du bulletin : Jean-Marc Salotti

SOMMAIRE

Editorial.....	2
Comment alléger les MAV ?.....	3
Compte-rendu de la Convention 2024 de la Mars Society.....	11
Vie de l'Association, juillet à septembre 2024	18



Editorial

Par Philippe Clermont, Président APM,

Progrès européen : idées innovantes et accessibles pour une stratégie martienne

Nous avons invité Robert Zubrin, en janvier cette année, pour une conférence au CNES sur le thème de nouveaux concepts de missions martiennes. Robert nous a ainsi présenté ses idées pour de multiples missions, à faible coût, vers Mars. Il s'agit de déposer des capteurs, dont la mobilité est assurée par des véhicules tels que de petits rovers, des hélicoptères aux performances accrues - après le succès d'Ingenuity - et même des ballons, concept étudié par notre association dans les années 2000.

Un tel projet sous-entend, pour baisser les coûts, la définition d'un système de transport standardisé, industrialisé, dupliqué à l'identique pour de multiples missions : il s'agit de découpler largement la charge transportée de son système de transport, comme cela est en train d'arriver en orbite basse pour les lancements de micro et nano satellites, avec les développements de « Space Tugs ».

Sous réserve d'un accord à la ministérielle ESA de novembre 2025, l'Europe pourrait porter son projet de « Space Tug » vers Mars : le projet LightShip.

LightShip est un projet de SpaceTug à propulsion électrique, capable d'emporter jusqu'à 12 charges utiles à libérer sur différentes orbites martiennes, puis d'assurer lui-même en orbite une observation continue du climat de la planète rouge. Sa capacité d'emport devrait couvrir du Cubesat à des plateformes plus larges.

Sans oublier que la capacité d'Ariane 6 en injection martienne est loin d'être négligeable - a priori comparable à la capacité lunaire en première approximation - plusieurs tonnes - nous pourrions être, fin 2025, après la ministérielle ESA, à l'aube d'un programme martien en autonomie européenne, dans des budgets accessibles et s'inscrivant dans des logiques d'avenir.

A suivre !

Philippe Clermont

Président

pclermont@planete-mars.com

PS : vous trouverez dans ce numéro un compte rendu de la participation de Maxime Bary (notre nouveau Secrétaire de l'Association) à la 27^{ème} Convention de la Mars Society, en août, à l'Université de Seattle. La plupart des conférences - et notamment la conférence d'introduction de Robert Zubrin, sur le même sujet - sont disponibles sur Youtube (« The Mars Society »).



Comment alléger les MAV ?

Par Jean-Marc Salotti, APM

1. Introduction

Dans toutes les architectures de missions martiennes habitées, le retour sur Terre est la partie du voyage qui a le plus d'impact sur la masse initiale requise en orbite terrestre basse. Voir par exemples les missions de référence de la NASA, les scénarios semi-directs de Zubrin, le nôtre, ou la synthèse parue dans le rapport de l'Académie Internationale d'Astronautique [2,3,4,6,8,9,11]). C'est la raison pour laquelle il est souvent proposé de produire sur Mars tout ou partie des ergols nécessaires au retour, ou au moins à la remontée depuis la surface martienne à l'aide du MAV (Mars Ascent Vehicle) pour rejoindre un véhicule de retour terrestre en attente sur l'orbite martienne. Cependant, même avec cette stratégie, la masse du MAV est très importante et pose de grands défis à l'ensemble de la mission, comme l'entrée, descente et atterrissage d'un véhicule de 100 tonnes, et l'assemblage complexe d'un véhicule géant en orbite terrestre [2,3,4]. Voir figure 1.

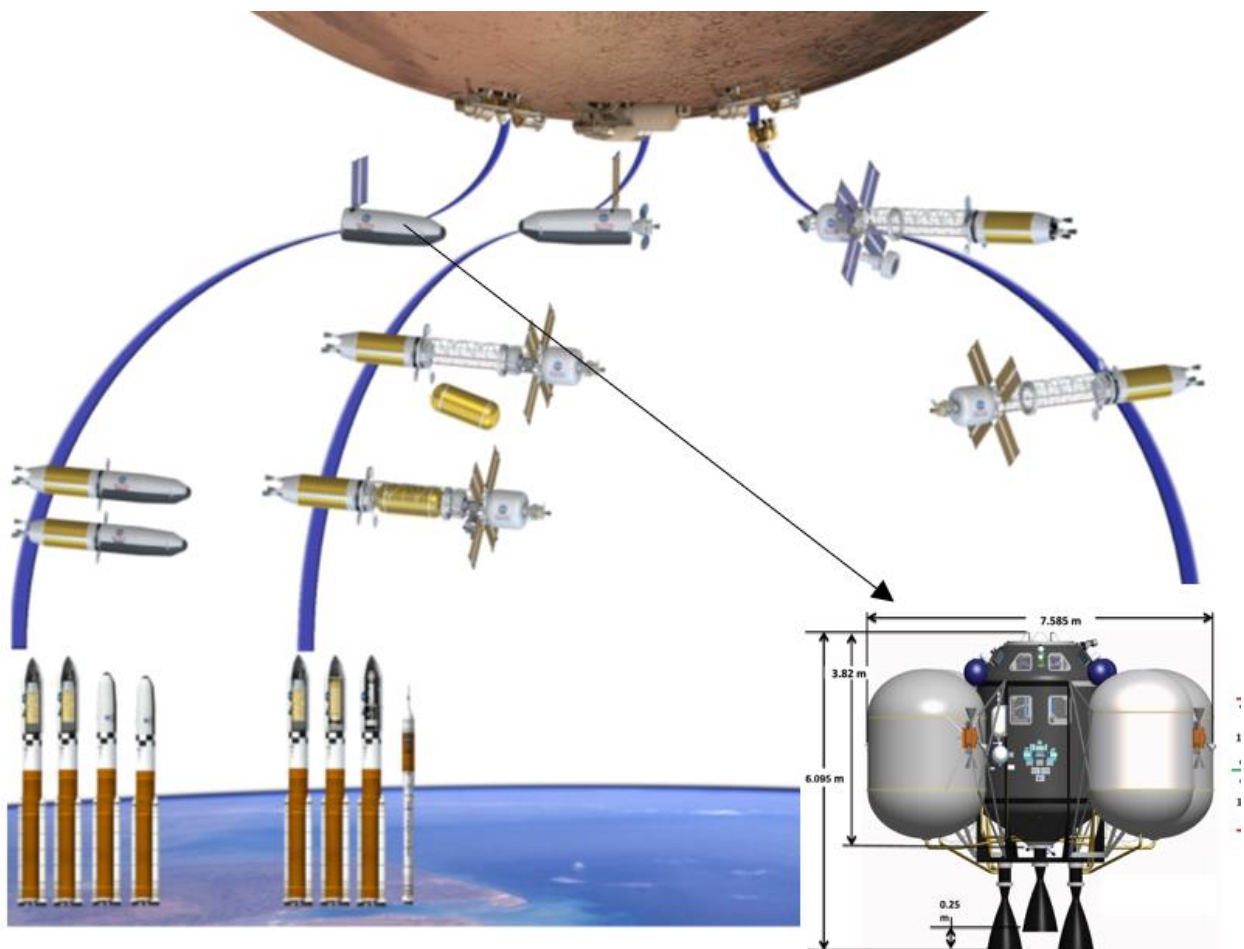


Figure 1 : Dans le scénario NASA, il faut assembler en orbite basse les deux parties du vaisseau interplanétaire afin de transporter vers Mars le MAV et l'usine de production d'ergols. Crédits NASA.



L'impact sur la complexité de la mission est si important qu'il a été suggéré de réduire le nombre d'astronautes ou de diviser l'équipage en deux équipes plus petites [8,9]. Néanmoins, toutes les options n'ont pas été étudiées pour réduire la masse du MAV. Il est proposé ici d'étudier certaines d'entre elles. La première consiste à réduire la masse de la cabine pressurisée et la seconde à diviser l'équipage et à utiliser deux petits MAV au lieu d'un grand.

2. Réduction de la masse structurelle de la cabine

2.1 Pression interne

La masse de la cabine pressurisée dépend fortement de la pression interne et du volume total requis pour les astronautes. La pression interne peut être choisie aussi basse que 330 mb, qui était la pression du module de commande de la mission Apollo (4,8 psi), ou aussi haute que 1 bar comme dans l'ISS. Plus la pression interne est élevée, plus les matériaux subissent de contraintes avec risque de rupture, et donc plus l'épaisseur de la paroi doit être importante, ce qui impacte directement la masse structurelle. Il est intéressant de noter que lors de l'étude du programme Apollo-Soyouz (années 80), les ingénieurs devaient amarrer une capsule Soyouz à une capsule Apollo, et ils furent confrontés à un problème de pression car "La pression de la cabine d'Apollo n'a pas pu être augmentée au-delà de 414 millimètres de mercure (8 psi) en raison de limitations structurelles, " (page 133, [5]). Le choix de la pression interne n'est donc pas un problème anodin.

En première approximation, selon la formule de Barlow, l'épaisseur requise croît linéairement avec la pression interne. Afin de diminuer la masse structurelle, la première option est donc de choisir de l'oxygène pur pour la respiration et une pression de l'ordre de 300 mb, ce qui correspond peu ou prou à la pression minimale utilisée pour les combinaisons spatiales.

2.2 Pression externe

L'épaisseur et la masse structurelle dépendent également de la pression dynamique externe que la cabine doit supporter pendant la remontée dans l'atmosphère. Sans rentrer dans le détail des calculs, en exploitant les modèles de la NASA et en prenant comme hypothèse que les astronautes subissent une accélération constante de 2g pendant toute l'ascension, nous pouvons exprimer la pression totale (en Pascal) subie par la capsule en fonction de l'altitude, exprimée en mètres. Voir figure 2.

La pression dynamique maximale est d'environ 1,3 kPa, ce qui est relativement faible par rapport aux 11 kPa subis pendant une rentrée atmosphérique martienne classique [3]. Cette valeur est également relativement faible par rapport à la pression interne. La pression dynamique n'ajoute donc pas de contraintes plus fortes sur la masse structurelle de la cabine. Autrement dit, alors que la descente dans l'atmosphère martienne implique une forte pression et un échauffement important des matériaux, la remontée vers l'orbite est beaucoup moins exigeante. Ce résultat est contre-intuitif car on pourrait s'attendre à une symétrie des effets. Mais ce n'est pas le cas, car lors de la descente, le



freinage est très tardif, donc très fort dans les couches basses de l'atmosphère, alors que lors de la remontée, l'accélération est plus régulière et étalée dans le temps, ce qui permet d'avoir une vitesse modérée à basse altitude, là où la densité de l'air pose le plus de problèmes.

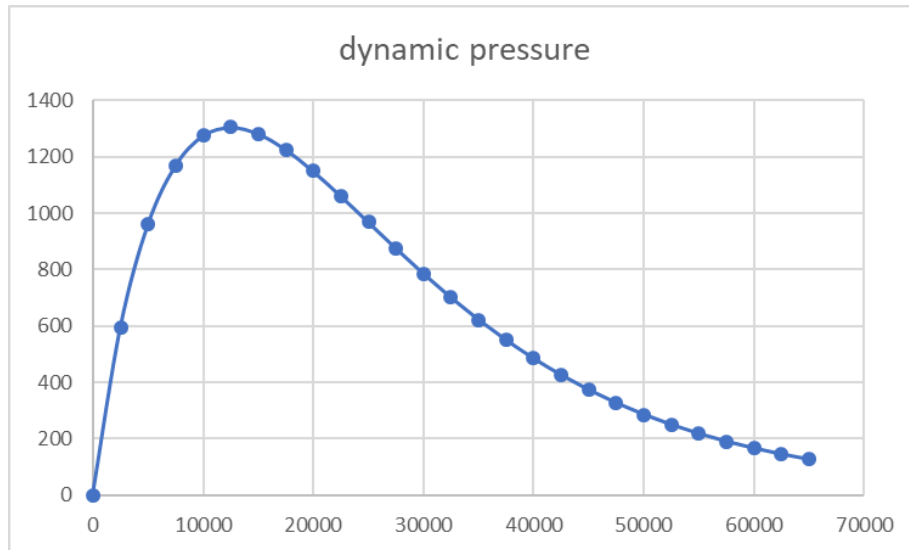


Figure 2 : Pression dynamique en Pascal en fonction de l'altitude exprimée en mètres.

3. Peut-on se passer d'une cabine pressurisée ?

Qu'en est-il de l'idée d'éliminer la cabine et de choisir les combinaisons spatiales comme seules protections pour les astronautes ? Pour de telles valeurs de pression dynamique, on s'attend à ce que la combinaison spatiale résiste facilement et que la pression ressentie soit également acceptable pour le corps humain, à condition que l'astronaute soit calé dans son siège. Grâce à la régularité de l'ascension, il est également important de noter que le frottement avec l'air serait très faible et qu'il ne serait pas nécessaire d'ajouter une protection thermique. Cela rappelle le film Seul sur Mars, dans lequel l'astronaute remonte dans une capsule dépressurisée et allégée au maximum. Cette partie du film serait donc réaliste.

En théorie, les astronautes pourraient ainsi être vêtus de leur combinaison spatiale pendant l'ascension vers l'orbite martienne, assis sur une petite plateforme par exemple, sans protection supplémentaire. De façon remarquable, l'idée de placer les astronautes sur une petite plateforme a déjà été proposée pour la remontée en orbite depuis la surface de la Lune, la première fois lors de la conception du module lunaire d'atterrissage et de remontée de la mission Apollo (idée finalement non retenue), et elle a également été proposée récemment par le laboratoire Langley comme concept possible pour le projet Artemis [1], [5]. Voir Figure 3. Pour Mars, cependant, les contraintes sont plus importantes et plusieurs questions doivent être discutées. Le principal problème est que le rendez-vous orbital est plus complexe et que, pour des raisons de sécurité, il ne serait pas raisonnable de supposer qu'il durera nécessairement moins de 7 heures, ce qui est le temps maximum typique que l'on peut passer dans une combinaison spatiale. Un minimum de 48 heures de survie est une



hypothèse plus raisonnable, d'ailleurs proposée par la NASA lors de l'étude de son MAV.



Figure 3 : Concept de véhicule de remontée lunaire proposé par une équipe du laboratoire Langley de la NASA. Crédits NASA/Langley.

Néanmoins, il existe plusieurs options simples pour pallier la limitation de la combinaison spatiale. Tout d'abord, il est possible de connecter la batterie du scaphandre à une alimentation électrique installée sur la plateforme. De même, l'oxygène peut être fourni par un système complémentaire. Ces idées ne sont pas nouvelles, car lors de la mission Apollo, il était déjà possible de brancher les scaphandres sur la batterie du rover lunaire. En revanche, pour ce qui est de la boisson, de l'alimentation et de l'hygiène, il n'y a pas de solution simple, mais ces exigences n'impliquent pas nécessairement que l'idée du scaphandre spatial doive être abandonnée. Une option possible est par exemple de placer une très petite cabine pour une personne au centre de la plateforme et de permettre à chaque astronaute d'entrer dans la cabine s'il en a besoin, typiquement pour son repas, pour des raisons d'hygiène, ou pour la maintenance du scaphandre s'il faut changer le filtre du gaz carbonique. Pour éviter les systèmes complexes, une idée simple consiste à concevoir une cabine non pressurisée, qui pourrait être pressurisée avec de l'oxygène pur une fois que l'astronaute est à l'intérieur et que la porte est hermétiquement fermée. Pour dormir, les astronautes pourraient rester dans leur combinaison spatiale, flottant en microgravité mais, bien entendu, fermement attachés à la plateforme.



En général, si le rendez-vous orbital ne dure pas plus de 7 heures, le passage en cabine n'est pas utile, mais s'il dure plus longtemps, notamment si le rendez-vous orbital nécessite des manœuvres imprévues, avec une extension de la durée pouvant aller jusqu'à 48 heures, voire plus, la cabine pourrait apporter le complément d'hygiène, de confort et de support vie indispensable.

Un autre avantage de cette option est qu'il n'est pas nécessaire d'ajouter un système d'amarrage complexe pour se connecter au véhicule de retour sur Terre. Le MAV doit être amarré, mais les astronautes pourraient entrer dans le véhicule de retour sur Terre par un sas uniquement accessible en scaphandre situé un peu plus loin. Autrement dit, contrairement au système d'amarrage de l'ISS, l'entrée ne serait pas située au niveau du point d'amarrage, mais sur le côté, ce qui permet un allègement complémentaire du MAV.

4. Réduction de la masse

Si l'option des combinaisons spatiales est choisie, quelle serait finalement la masse du MAV ? Considérons les estimations faites par la NASA dans le rapport de mission de référence pour un équipage de cabine de 6 personnes [3 page 263]. La cabine du MAV pèse de l'ordre de 3627 kg, dont 1308 kg pour les structures. A cela s'ajoute d'autres éléments comme les systèmes de protection thermique, les systèmes support vie, les vêtements, les casques, les batteries, etc. Parmi les systèmes du MAV, il est intéressant de noter que les combinaisons spatiales IVA (intra-vehicular activity) sont déjà incluses dans la liste des articles nécessaires à la remontée. Les combinaisons IVA, non pressurisées, sont plus légères que les combinaisons EVA dédiées aux sorties extravéhiculaires, mais certains éléments tels que les casques et les gants sont identiques. Selon un rapport de la NASA, une combinaison EVA pèse 39,2 kg alors qu'une combinaison IVA pèse 13,4 kg. Pour 6 astronautes, il y aurait donc une masse supplémentaire d'environ 155 kg. Cependant, il y aurait plusieurs réductions de masse. Les systèmes thermiques, le support vie et amarrage seraient plus légers et, surtout, la masse structurelle serait également simplifiée et beaucoup plus légère. Sans entrer dans les détails, l'économie de masse pourrait être de l'ordre d'une tonne, ce qui est considérable.

Concernant les ergols, l'équation de Tsiolkovsky montre que leur masse est proportionnelle à la masse de la charge utile. Compte tenu du delta V nécessaire pour atteindre l'orbite martienne depuis la surface de Mars et d'une impulsion spécifique de 350s pour un moteur CH₄/O₂, la masse des ergols représente de 8 à 10 fois la masse de la charge utile. 1 tonne de charge utile économisée, c'est donc au moins 8 tonnes de carburant économisées. Si les ergols sont produits sur Mars à partir de ressources locales, les économies de masse sont moindres, mais des gains sont néanmoins attendus pour la masse des systèmes de production ISRU (In Situ resource Utilization). Plus important encore, comme le MAV doit être envoyé à la surface de Mars, le véhicule d'atterrissage cargo qui le transporte a une charge utile plus faible, ce qui permet de réaliser d'énormes économies de masse de carburant pour le transfert interplanétaire. Il convient également de mentionner que la phase d'entrée, de



descente et d'atterrissage serait beaucoup plus facile avec un véhicule plus léger, ce qui diminuerait les risques de la mission.

5. Un ou deux MAV ?

Une autre option consiste à diviser l'équipage de 6 personnes en deux groupes de 3 personnes afin de les renvoyer en orbite martienne à l'aide de deux MAV. Intuitivement, ce n'est pas une bonne idée car cela augmente la complexité des procédures, il n'y a pas d'économie d'échelle et comme certains systèmes sont doublés (par exemple le système de navigation), la masse totale est plus grande. Néanmoins, comme indiqué précédemment, si on considère un seul MAV, sa masse est si élevée qu'un assemblage complexe en orbite terrestre basse est nécessaire pour le véhicule interplanétaire qui le transporte. Si deux MAV plus petits sont envoyés à la surface séparément, peut-on s'attendre à une suppression de l'assemblage en orbite terrestre ? De plus, comme les deux cargaisons seraient plus légères et plus petites, peut-on s'attendre à un gain en termes de complexité des systèmes d'entrée, descente et atterrissage et peut-être en termes de masse ?

Dans une étude précédente, il a été calculé que pour un équipage de seulement 3 astronautes, le MAV et le système de production d'ergols sont suffisamment légers pour permettre à un seul lanceur lourd de type SLS (ou Starship, d'une capacité d'au moins 100 tonnes) d'envoyer en orbite terrestre le vaisseau interplanétaire capable de se placer sur une trajectoire de transfert vers Mars puis de se mettre en orbite martienne par aérocapture, et enfin d'atterrir sur la surface [10]. En fait, cette option est rendue encore plus intéressante par la manœuvre d'aérocapture, économe en ergols, et qui est plus facile avec un véhicule cargo plus petit et compact. Enfin, comme l'ont souvent souligné de nombreux experts, la complexité de la phase d'entrée, descente et atterrissage, connue pour être un obstacle potentiel, est bien moindre pour les véhicules légers que pour les véhicules lourds [6]. En effet, plus c'est lourd, plus c'est difficile à contrôler et à manœuvrer, et lors de l'atterrissage final, tout comme pour le début de la remontée, plus c'est lourd, plus la poussée est forte et plus il y a de risques de creuser un véritable cratère sous le vaisseau, sans compter les éclats et possibles rebonds des pierres dans tous les sens qui peuvent endommager le vaisseau.

C'est donc la faisabilité elle-même qui est en jeu, et l'utilisation de deux MAV plus légers au lieu d'un seul pourrait tout simplement être la solution salvatrice en cas de difficulté à maîtriser les risques de l'atterrissage.

6. Conclusion

En conclusion, plusieurs options existent pour réduire la masse du MAV. L'idée principale est de réduire la pression de la cabine, et éventuellement sa taille. En outre, si un équipage nombreux est envoyé sur Mars, il pourrait être plus facile et plus léger d'envoyer plusieurs petits MAV plutôt qu'un grand. Les missions de référence de la NASA étant réputées pour leur complexité et la démesure de



leur coût, nous invitons les responsables des futurs programmes martiens à envisager ces options sérieusement afin d'apporter des réponses crédibles à ceux qui pensent que les missions martiennes sont trop chères et trop risquées. Quant à Space X, nous espérons vivement que leur programme martien aboutira. Mais dans l'éventualité où la phase d'entrée, descente et atterrissage sur Mars du Starship serait jugée plus difficile et risquée que prévue, ou si le redécollage de Mars du Starship s'avérait d'une complexité trop grande, l'option de petits atterrisseurs resterait une solution envisageable. L'architecture du programme serait à revoir, mais sans remettre en cause l'existence du lanceur lourd. Il faut donc garder à l'esprit que même en cas d'échecs répétés des premiers atterrissages sur Mars des vaisseaux Starship, il y aura des options sur la table pour accomplir, enfin, le premier voyage habité martien.

Cet article est une version française simplifiée de l'article publié à la conférence IAC-2024 de Milan sous la référence : IAC-24,D2,3,12,x84118.

Jean-Marc Salotti est Professeur des Universités. Il enseigne à l'Ecole Nationale Supérieure de Cognitique, une des écoles de Bordeaux INP. Pour ses recherches, il est rattaché à l'équipe Auctus de l'Inria spécialisée en robotique collaborative, ainsi que dans l'équipe de Cognitique et Ingénierie Humaine du laboratoire de l'Intégration du Matériau au Systèmes, spécialisée dans l'étude des interactions entre humains et systèmes complexes. Il a publié de nombreux articles sur les missions martiennes habitées, notamment le concept 2-4-2 et une architecture de type Mars Semi-Direct.

Références

- [1] J.F. Connolly (ed.), After LM, NASA lunar lander concepts beyond Apollo, NASA report SP-2020-220338, 2020.
- [2] G. Drake ed., NASA Report EX13-98-036, "Reference Mission Version 3.0, Addendum to the Human Exploration of Mars: The Reference Mission of the NASA Mars Exploration Study", June 1998.
- [3] G. Drake ed., Mars Architecture Steering Group, 1st Addendum of the Human Exploration of Mars, Design Reference Architecture 5.0, NASA Johnson Space Center, 2009.
- [4] G. Drake ed., Mars Architecture Steering Group, 2nd Addendum of the Human Exploration of Mars, Design Reference Architecture 5.0, NASA Johnson Space Center, 2014.
- [5] E.C. Ezell and L. N. Ezell, "The Partnership, a history of the Apollo-Soyuz test project", NASA SP-4209, 1978.
- [6] G. Genta and J.M. Salotti (ed.), Global Human Mars System Missions Exploration, Goals, Requirements and Technologies, Cosmic Study of the International Academy of Astronautics, January 2016.
- [7] E. Musk, Making Life Multiplanetary, Space X document, transcript of the talk presented at the 68th International Astronautical Congress, Adelaide, Australia, September 28th, 2017.
- [8] J.M. Salotti, Revised Scenario for Human Missions to Mars, Acta Astronautica, vol. 81, p.



273-287, 2012.

[9] J.M. Salotti, Robust, affordable, semi-direct Mars mission, Acta Astronautica, Volume 127, October–November, pages 235–248, 2016.

[10] J.-M. Salotti, Launcher size optimization for a crewed Mars mission, Acta Astronautica, Volume 191, Pages 235-244, 2022.

[11] R. Zubrin and D. Weaver, Practical Methods for Near-Term Piloted Mars Missions, AIAA 93-2089 AIAA/SAE 29th Joint Propulsion Conference, Monterey CA, 1993.



Compte-rendu de la Convention 2024 de la Mars Society

Par Maxime Bary, APM

Date : 8-11 août 2024

Lieu : University of Washington, the Hysky Union Building(HUB), Seattle, Washington, Etats-Unis

Cet article est un compte-rendu de la 27^{ème} Convention Internationale Annuelle de la Mars Society 2024, « The Road to Mars », à laquelle j'eus la chance d'assister en présentiel grâce à un voyage co-financé par l'Association Planète Mars. Le troisième jour, j'eus également la possibilité de présenter les résultats d'un projet scientifique que nous avons mené avec l'Ecole Polytechnique et l'APM, consistant en la conception d'un dôme transparent de verre et d'acier capable de résister aux contraintes martiennes et sous lequel des hommes pourraient vivre sans combinaison. Cette présentation fut un succès et suscita un grand enthousiasme parmi le public, plusieurs personnes déjà impliquées par ailleurs dans des associations et des groupes de travail concernant Mars se révélant intéressées.

Plusieurs thèmes furent abordés lors de cette Convention :

I) L'environnement spatial et ses spécificités

Un thème récurrent des interventions fut les spécificités de l'environnement spatial, en particulier le caractère partiel de la gravité, qui concerne Mars directement. Il fut rappelé que si l'effet de la gravité à 1g et à 0g ont déjà été étudiés, ce n'est pas le cas de la gravité partielle, par exemple des 0,37g de Mars.

Anna Wadhwa, dans son intervention « Latest research on artificial gravity by centrifugation » présenta son Phd Harvard/MIT issu de la mission Joint Partial Gravity Research Rodent Research Mouse Habitat Project-8 (MHU-8), coopération entre la NASA, la Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), Harvard Medical School, Northwestern University, Loma Linda University, the University of California-Davis et the University of Tsukuba. Des souris dans des habitats rotatifs simulant des gravités partielles furent envoyées dans l'ISS pour étudier les effets de la gravité partielle sur les muscles et le squelette. Si 2/3g semblent permettre d'éviter de nombreux effets négatifs, 1/3g ne semblent pas suffisant, rendant donc nécessaire des actions afin de les limiter sur Mars. Les résultats sont toutefois limités par le faible effectif des souris étudiées, un groupe témoin de 12 et un groupes de 6 souris pour chaque valeur de gravité partielle (0g, 1/3g, 2/3g).

La start-up GravityLabs présenta son produit, consistant en de petits satellites en LEO fournissant une gravité partielle programmable, sur de longues durées, à des fins de recherche scientifique,



concrètement des cubesats avec des bras télescopiques. La démonstration de la technologie à la NASA et au DoD américain est attendue pour 2024-2025, avec des missions commerciales pour 2026-2027 si les tests sont concluants.

Patrick Grove, membre de The Spring Institute for Forests on the Moon, présenta plusieurs projets, tous orientés vers l'établissement de CELSS, Controlled ecological life-support system, capables de soutenir des êtres humains dans l'espace entre autres sur Mars. Par exemple, le projet SCAMPI, ayant pour objectif d'étudier le comportement d'un micro-écosystème marin en apesanteur, a été sélectionné en 2023 pour un embarquement pour l'ISS en 2025-2026.

II) Perspectives sur l'avenir de la conquête spatiale.

a. L'avenir proche.

Des développements et besoins de la conquête spatiale pour un avenir proche, quelques années, ont été présentés.

D'abord, David Catling, professeur en Sciences de la Terre et de l'Espace à l'Université de Washington, Seattle, rappela la nécessité de l'exploration humaine de Mars pour l'avancée de la compréhension de l'évolution de l'environnement martien au cours du temps. En effet, malgré des avancées, les mêmes questions fondamentales se posent aujourd'hui qu'il y a 40 années à ce sujet, entre autres évolution du volcanisme martien, présence passée d'océan voire de vie. La mission Mars Sample Research Return (MSR) pourrait apporter quelques réponses, par exemple l'âge absolu des roches observées, mais seulement partielles.

Concernant le MSR, Tiffany Morgan, deputy program manager pour l'exploration de Mars à la NASA, dans le cadre d'une table-ronde de la NASA, rappela que le MSR est la première mission planifiant un aller-retour Terre-Mars. Toutefois, elle affirma également que les techniques ISRU n'étaient pas envisagées pour cette mission.

Vendi Verma, ingénieur en chef du Jet Propulsion Laboratory à la NASA, revint sur les missions robotiques sur Mars., notamment sur les progrès marqués par le rover Persévérance par rapport aux rovers précédents, une navigation autonome sur 90% du roulement, une partie des prélèvements autonomes et une distance de navigation autonome 20 fois plus importante à une vitesse 10 fois supérieure à Curiosity. Selon elle, les technologies requises pour l'exploration robotique de Mars pour l'avenir immédiat sont :

- L'augmentation de la longévité des explorations,
- De plus petits robots qui pourraient être ajoutés en freeload aux grandes missions. Le rover IRIS est un exemple de tel micro-rover pour l'exploration lunaire, de masse 2kg,
- L'accès aux terrains extrêmes et profonds,
- Le vol sur Mars, entre autres de ballons, qui auraient également une utilité sur Vénus et sur Titan.

Des projets concrets qui pourraient être réalisés sous peu, voire l'ont déjà été, ont enfin



également été présentés. L'entreprise HoneyBee Robotics, filiale de Blue Origins, présenta son dispositif RedWater, permettant de forer des puits Rodriguez sur Mars pour miner de l'eau, dans le cadre de l'ISRU. La technologie du puit Rodriguez est déjà éprouvée, étant utilisée pour l'approvisionnement en eau douce des stations antarctiques sur Terre. La start-up Lunasonde présenta son projet de senseurs capables de scanner le sol sur de grandes profondeurs depuis des satellites afin de détecter des produits minables. Cette technologie est applicable sur Terre à la détection d'eau souterraine, actuellement seulement recherchée par forages, mais il est envisagé qu'elle soit envoyée scanner un astéroïde de passer à proximité de la Terre. Des missions satellites à objectif terrestre ont déjà été menées en 2023.

b. L'avenir lointain

Des développements plus lointains de la conquête spatiale ont également été abordés lors des conférences.

Max Fagin traita dans sa conférence des différents modèles de conquête spatiale, de type Von Braun, O'Neil, Sagan ou Zubrin, et surtout présenta une carte de transport du système solaire présentant les Δv minimums entre les diverses origines et destinations.

Minimum One Way Δv . Aerobraking Employed (km/s)		Destination																																				
		Mercury			Venus			Earth/Moon							Mars							Asteroids			Jupiter			Saturn										
Origin		Mercury	LHgO	HgDO	Venus	LVO	VDO	Earth	LEO	GTO	GEO	LTO	L4/5	LLO	Moon	EDO	Mars	LMO	PTO	Phobos	MSTO	M SO	DPT	DTO	Deimos	MDO	NEA	MBA	Io	Europa	Ganymede	Callisto	JOO	Enceladus	Titan	SDO		
		Mercury	Mercury	3.3	4.5	10.1	10.1	8.3	13.5	13.5	16.8	18.1	16.8	17.3	17.9	19.9	16.8	15.0	15.0	18.5	19.3	18.5	19.1	18.9	18.5	19.0	18.5	23.5	28.9	39.8	31.7	34.3	31.7	22.4	23.2	23.2	23.2	
	LHgO	3.3	-	1.2	6.8	6.8	5.0	10.2	10.2	13.6	14.8	13.6	14.0	14.7	16.7	13.6	11.7	11.7	15.2	16.1	15.2	15.8	15.7	15.2	15.8	15.2	20.2	25.6	41.1	33.0	35.6	33.0	23.7	20.0	20.0	20.0		
	HgDO	4.5	1.2	-	8.6	8.6	8.6	12.3	12.3	12.3	13.6	12.3	12.8	13.4	15.4	12.3	14.0	14.0	14.0	14.8	14.0	14.6	14.4	14.0	14.5	14.0	19.0	24.4	35.3	27.2	29.8	27.2	17.9	18.7	18.7	18.7		
	Venus	23.5	20.2	19.0	-	8.9	11.9	16.2	16.2	16.2	17.5	16.2	16.6	17.3	19.3	16.2	18.1	13.9	18.1	19.0	18.1	18.7	18.6	18.1	18.7	18.1	19.1	26.8	40.9	32.8	35.4	32.8	23.5	24.6	24.6	24.6		
	LVO	14.6	11.3	10.1	0.0	-	2.9	7.3	7.3	7.3	8.5	7.3	7.7	8.4	10.4	7.3	9.2	5.0	9.2	10.1	9.2	9.8	9.7	9.2	9.8	9.2	10.2	17.8	32.0	23.8	26.5	23.8	14.6	15.7	15.7	15.7		
	VDO	15.9	12.6	14.4	0.0	0.0	-	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	1.2	0.0	7.4	4.3	6.3	6.3	7.2	6.3	6.9	6.7	6.3	6.8	6.3	7.3	14.9	29.0	20.9	23.5	20.9	11.6	12.8	12.8	12.8			
	Earth	28.2	24.9	32.2	16.4	16.4	16.4	-	9.2	11.7	13.0	12.2	13.1	13.8	15.8	12.3	16.0	16.0	16.0	16.9	16.0	16.6	16.4	16.0	16.5	16.0	16.1	23.7	38.7	30.6	33.2	30.6	21.3	22.8	22.8	22.8		
	LEO	19.0	15.8	5.5	3.5	3.5	3.5	0.00	-	2.40	3.85	3.08	3.91	4.58	6.60	3.18	6.8	6.8	6.8	7.7	6.8	7.4	7.3	6.8	7.4	3.6	3.2	4.5	23.7	15.6	18.2	15.6	6.3	7.3	7.3	7.3		
	GTO	7.6	4.4	3.1	1.1	1.1	1.1	0.00	0.00	-	1.46	0.88	1.51	2.18	4.21	0.78	4.4	4.4	4.4	5.3	4.4	5.0	4.9	4.4	5.0	1.2	0.8	2.1	21.3	13.2	15.8	13.2	3.9	4.9	4.9	4.9		
	GEO	9.1	5.8	4.6	1.9	1.9	1.9	1.46	1.46	1.46	-	2.14	1.62	2.30	4.32	1.27	4.9	4.9	4.9	5.8	4.9	5.5	5.4	4.9	5.5	2.2	1.3	3.6	22.7	14.6	17.2	14.6	5.4	6.3	6.3	6.3		
	LTO	7.0	3.7	2.5	0.4	0.4	0.4	0.00	0.00	0.00	1.46	-	0.82	1.50	3.52	0.09	3.7	3.7	3.7	4.6	3.7	4.3	4.2	3.7	4.3	3.7	3.9	1.5	20.6	12.5	15.1	12.5	3.2	4.2	4.2	4.2		
	L4/5	7.8	4.5	3.3	1.2	1.2	1.2	0.82	0.82	0.82	1.62	0.82	-	0.68	2.70	0.42	4.1	4.1	4.1	4.9	4.1	4.7	4.5	4.1	4.6	4.1	4.2	2.3	21.4	13.3	15.9	13.3	4.0	5.0	5.0	5.0		
	LLO	25.5	22.2	21.0	5.2	5.2	5.2	1.50	1.50	1.50	2.30	1.50	0.68	-	2.02	1.10	4.7	4.7	4.7	5.6	4.7	5.3	5.2	4.7	5.3	4.7	4.9	12.5	27.5	19.3	22.0	19.3	10.1	11.6	11.6	11.6		
	Moon	27.5	24.2	23.0	7.2	7.2	7.2	3.52	3.52	3.52	4.32	3.52	2.70	2.02	-	3.12	6.8	6.8	6.8	7.6	6.8	7.4	7.2	6.8	7.3	6.8	6.9	14.5	29.5	21.4	24.0	21.4	12.1	13.6	13.6	13.6		
	EDO	24.4	21.1	19.9	4.1	4.1	4.1	0.00	0.00	0.00	1.27	0.00	0.42	1.10	3.12	-	3.6	3.6	3.6	4.5	3.6	4.2	4.1	3.6	4.2	3.6	3.8	11.4	26.4	18.2	20.9	18.2	9.0	10.5	10.5	10.5		
	Mars	32.6	29.3	28.1	10.6	7.8	10.6	8.7	8.7	8.7	9.9	8.7	9.1	9.8	11.8	8.7	-	3.9	4.6	5.1	4.9	5.6	5.3	5.0	5.6	5.3	10.8	11.1	28.7	20.6	23.2	20.6	11.3	13.0	13.0	13.0		
	LMO	21.5	18.3	24.2	3.9	3.9	3.9	4.8	4.8	4.8	6.1	4.8	5.2	5.9	7.9	4.8	0.0	-	0.7	1.3	1.1	1.7	1.4	1.1	1.8	1.5	6.9	7.2	24.8	16.7	19.3	16.7	7.4	9.1	9.1	9.1		
	PTO	28.0	24.7	23.5	6.0	6.0	6.0	4.1	4.1	4.1	5.3	4.1	4.5	5.2	7.2	4.1	0.0	0.0	-	0.5	0.3	1.0	1.0	0.4	1.1	0.7	6.2	6.5	24.1	16.0	18.6	16.0	6.7	8.3	8.3	8.3		
	Phobos	28.1	24.9	23.6	6.2	6.2	6.2	4.2	4.2	4.2	5.4	4.2	4.6	5.3	7.3	4.2	0.5	0.5	-	0.9	0.7	0.4	1.0	0.8	0.9	6.3	6.7	24.2	16.1	18.7	16.1	6.9	8.5	8.5	8.5			
	MSTO	27.8	24.3	23.1	5.7	5.7	5.7	3.7	3.7	3.7	5.0	3.7	4.1	4.8	6.8	3.7	0.0	0.0	0.0	0.5	-	0.7	0.4	0.1	0.7	0.4	5.8	6.1	23.7	15.6	18.2	15.6	6.3	8.0	8.0	8.0		
	M SO	27.8	24.6	23.3	5.9	5.9	5.9	3.9	3.9	3.9	5.2	3.9	4.4	5.0	7.1	3.9	0.7	0.7	0.7	0.7	-	0.3	0.7	0.1	0.6	6.1	6.4	24.0	15.8	18.5	15.8	6.6	8.2	8.2	8.2			
	DPT	27.7	24.4	23.2	5.7	5.7	5.7	3.8	3.8	3.8	5.1	3.8	4.2	4.9	6.9	3.8	0.3	0.3	0.3	0.4	0.3	0.3	-	0.3	0.3	0.5	5.9	6.2	23.8	15.7	18.3	15.7	6.4	8.1	8.1	8.1		
	DTO	27.6	24.3	23.1	5.6	5.6	5.6	3.7	3.7	3.7	4.9	3.7	4.1	4.8	6.8	3.7	0.0	0.0	0.0	0.5	0.0	0.0	0.7	0.3	-	0.7	0.3	5.8	6.1	23.7	15.6	18.2	15.6	6.3	7.9	7.9	7.9	
	Deimos	27.8	24.5	23.3	5.8	5.8	5.8	3.9	3.9	3.9	5.2	3.9	4.3	5.0	7.0	3.9	0.0	0.0	0.0	0.9	0.0	0.7	0.1	0.3	0.7	-	0.5	6.0	6.3	23.9	15.8	18.4	15.8	6.5	8.2	8.2	8.2	
	MDO	27.2	24.0	22.7	5.3	5.3	5.3	3.3	3.3	3.3	4.6	3.3	3.8	4.4	6.5	3.3	0.0	0.0	0.0	0.9	0.0	0.6	0.5	0.0	0.5	-	5.5	5.8	23.4	15.2	17.9	15.2	6.0	7.6	7.6	7.6		
	NEA	23.5	20.2	19.0	3.8	3.8	3.8	3.1	3.1	3.1	4.4	3.1	3.5	4.2	6.2	3.1	3.4	3.4	3.4	4.3	3.4	4.0	3.9	3.4	4.0	3.4	-	8.8	26.0	17.9	20.5	17.9	8.6	9.8	9.8	9.8		
	MBA	28.9	25.6	24.4	6.5	6.5	6.5	5.8	5.8	5.8	7.0	5.8	6.2	6.9	8.9	5.8	3.2	3.2	3.2	4.1	3.2	3.8	3.7	3.2	3.8	3.2	8.8	-	21.3	13.2	15.8	13.2	3.9	5.4	5.4	5.4		
	Io	48.0	44.8	43.5	24.2	24.2	24.2	23.2	23.2	23.2	24.5	23.2	23.6	24.3	26.3	23.2	21.7	21.7	21.7	22.6	21.7	22.3	22.2	21.7	22.3	21.7	22.3	21.7	31.3	24.0	-	8.7	12.0	13.6	17.4	19.4	19.4	19.4
	Europa	39.9	36.6	35.4	16.1	16.1	16.1	15.1	15.1	15.1	16.4	15.1	15.5	16.2	18.2	15.1	13.6	13.6	13.6	14.5	13.6	14.2	14.1	13.6	14.2	13.6	23.2	15.9	8.7	-	8.2	10.2	9.3	11.3	11.3	11.3		
	Ganymede	42.5	39.3	38.0	18.7	18.7	18.7	17.7	17.7	17.7	19.0	17.7	18.1	18.8	20.8	17.7	16.2	16.2	16.2	17.1	16.2	16.8	16.7	16.2	16.8	16.2	25.8	18.5	12.0	8.2	-	8.4	11.9	13.9	13.9	13.9		
	Callisto	39.9	36.6	35.4	16.1	16.1	16.1	15.1	15.1	15.1	16.4	15.1	15.5	16.2	18.2	15.1	13.6	13.6	13.6	14.5	13.6	14.2	14.1	13.6	14.2	13.6	23.2	15.9	13.6	10.2	8.4	-	9.3	11.3	11.3	11.3		
	JOO	30.6	27.4	26.1	6.8	6.8	6.8	5.8	5.8	5.8	7.1	5.8	6.2	6.9	8.9	5.8	4.4	4.4	4.4	5.2	4.4	5.0	4.8	4.4	4.9	4.4	13.9	6.6	17.4	9.3	11.9	9.3	-	2.0	2.0	2.0		
	Enceladus	30.2	26.9	25.7	6.1	6.1	6.1	5.6	5.6	5.6	6.9	5.6	6.0	6.7	8.7	5.6	4.6	4.6	4.6	5.5	4.6	5.2	5.1	4.6	5.2	4.6	15.1	8.9	19.1	11.0	13.6	11.0	1.7	-	5.5	0.0		
	Titan	30.2	26.9	25.7	6.1	6.1	6.1	5.6	5.6	5.6	6.9	5.6	6.0	6.7	8.7	5.6	4.6	4.6	4.6	5.5	4.6	5.2	5.1	4.6	5.2	4.6	15.1	8.9	19.1	11.0	13.6	11.0	1.7	9.5	-	0.0		
	SDO	30.2	26.9	25.7	6.1	6.1	6.1	5.6	5.6	5.6	6.9	5.6	6.0	6.7	8.7	5.6	4.6	4.6	4.6	5.5	4.6	5.2	5.1	4.6	5.2	4.6	15.1	8.9	19.1	11.0	13.6	11.0	1.7	0.0	0.0	-		

Delta V minimums entre une origine et une destination. Crédits : Max Fagin.

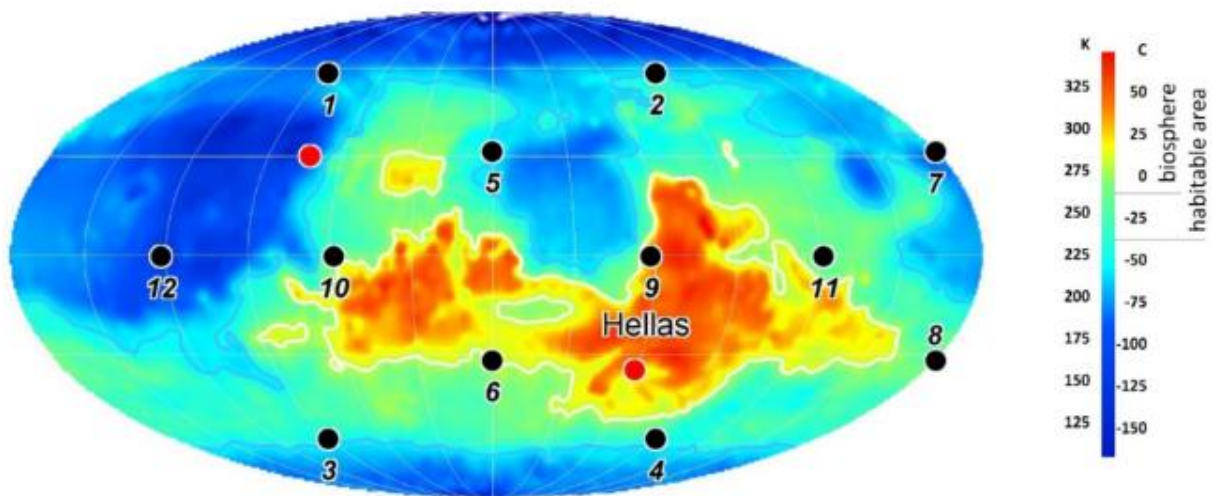
Une perspective plus artistique fut abordée par Bryan Versteg, concept designer et visualisation architect pour l'industrie, ayant déjà travaillé sur le thème de la conquête spatiale, entre autres avec le National Geographic, le New Scientist, et Mars Exploration Magazine.



« Mars Habitat, Valley End », <https://1-bryan-versteeg.pixels.com/>. Crédits Bryan Versteeg.

Enfin, l'enjeu de la terraformation fit l'objet de présentations scientifiques et de start-ups.

Agnieszka Wendland présenta le travail de son équipe de l'Université de Varsovie (Palka Piotr et al., « Using Spatial data science in energy-related modeling of terraforming the Martian atmosphere », 2022), modélisation climatique de Mars et de sa terraformation. Un résultat notable fut les diverses proportions de la surface de Mars habitables selon les conditions de terraformation au cours du temps, et que la plaine d'Hellas Planitia serait l'un des premiers lieux à voir pousser une plante sur Mars. Edwind Kite, professeur de *planetary science* à L'Université de Chicago présenta par ailleurs une courbe pertinente, rappelant la variabilité de l'évaluation de la faisabilité de la terraformation de Mars.



Carte de Mars présentant les températures de surface après 100 ans de production de gaz à effet de serre par une usine localisée sur Hellas Planitia. Crédits Edwin kite.



Edwind Kite présentant la variabilité de l'évaluation de la faisabilité de la terraformation de Mars au cours du temps.

III) Que faire dans le cadre de l'engagement associatif ?

Enfin, plusieurs exemples d'activités à mener en tant que Mars Society furent rappelés.

Premièrement, fut rappelée la réussite qu'est l'Analog Research de la Mars Society, recherches fondées sur des simulations, en particulier la Mars Desert Research Station (MDRS), et la Flashline Mars Arctic Research Station (FMARS). Ce sont des habitats similaires à ceux qui seraient utilisés sur Mars mais localisés sur Terre dans des environnements hostiles, respectivement un désert chaud et un désert polaire, servant à tester des architectures, des facteurs humains et l'usage de technologies dans ces contextes.



Mars Desert Research Station de la Mars Society, Utah. Crédits Mars Society.



Rappelons que de nombreux membres APM ont participé à de telles simulations, dont le regretté Alain Souchier, Alexandre Mangeot ou Cyprien Verseux.



Flashline Mars Arctic Research Station de la Mars Society. Crédits Mars Society.

Deuxièmement, Robert Zubrin me rappela personnellement qu'il était important d'organiser une Convention Européenne de la Mars Society, ne serait-ce que pour favoriser les rencontres entre acteurs concernés et favoriser la formation ou la réactivation de chapitres nationaux de la Mars Society.

Troisièmement, dans sa présentation « Advantages of game engines for Mars exploration », Mikolaj Sbobinski rappela que les moteurs de jeu sont devenus suffisamment puissants pour simuler entièrement la surface de Mars à une résolution du centimètre, rendant possible des simulations proches de la réalité. Ceux-ci peuvent être accessibles de fait gratuitement, tels qu'Unreal Engine, gratuit tant que le chiffre d'affaires issu de la simulation reste inférieur à 1M\$. Il conviendrait donc de se rapprocher de potentiels partenaires tels que les développeurs de jeux vidéo ayant pour environnement Mars et les départements de game design des universités et d'organiser des games jams, hackatons de conception de jeux .

Quatrièmement, Art Harman, président de la Coalition to Save Manned Space Exploration et Directeur du Conservative Caucus, expliqua comment il était possible de soutenir la politique spatiale de l'Etat américain sans être soi-même un homme politique, ses propositions étant adaptables au cas français ou européen. Le principal point était de ne pas hésiter à contacter un élu ou son assistant pertinent pour lui parler de la politique spatiale en se présentant comme membre de la Mars Society, notamment des élus de bas niveau, plus accessibles. Il convient de chercher à l'y intéresser en expliquant en quoi la politique spatiale rejoint ses propres enjeux, par exemple que financer tel projet pourrait inciter les jeunes de sa circonscription à s'engager dans les études scientifiques, que des



étudiants d'une université de sa circonscription mènent des projets de cube sat ou que plus généralement, les projets spatiaux peuvent permettre des avancées sur Terre, par exemple médicales.

Maxime Bary :

Ancien élève de l'École Polytechnique, Maxime est Ingénieur des Ponts, des Eaux et des Forêts. Au cours de sa scolarité à l'Ecole Polytechnique, il a mené en partenariat avec l'Association Planète Mars un projet scientifique de conception d'un dôme transparent constructible à la surface de Mars. Il travaille actuellement à la Direction Générale de l'Aviation Civile. Il est également secrétaire de l'Association Planète Mars depuis 2024



Vie de l'Association, juillet à septembre 2024

Par Jean-Marc Salotti, APM

Chers membres,

Voici les nouvelles de l'association pour le troisième trimestre 2024 :

- Rappel : deux articles ont été acceptés avec présentation orale pour le congrès International Astronautical Congress (IAC) qui se tiendra à Milan à partir du 14 octobre 2024 :
 - celui de Jean-Marc Salotti : "Designing light Mars ascent vehicles", qui est décrit dans ce numéro du bulletin.
 - celui des étudiants de l'ESTACA sous la tutelle de Lucien Bildstein : "Dimensioning and Cost Evaluation of a Martian Steel Production Plant", qui fera l'objet d'un futur article du bulletin.

Nouvelles de la Mars Society

Le Mars Technology Institute (MTI) a récemment annoncé qu'il lançait un concours mondial visant à démontrer des méthodes de production alimentaire radicalement plus efficaces, nécessaires à l'établissement de l'homme sur la planète rouge. Le MTI a baptisé son concours "Mars Against Hunger (MAH) Prize" (Prix Mars contre la faim), car les technologies qu'il vise à développer pourraient grandement contribuer à mettre fin au fléau séculaire de la faim sur Terre. Voir le site dédié :

<https://www.marssociety.org/news/2024/09/26/mars-technology-institute-to-hold-mars-against-hunger-prize-competition/>

DEVENIR MEMBRE :

Vous pouvez soutenir notre Association en devenant membre : <https://planete-mars.com/devenir-membre/>

Prenez soin de vous et en avant Mars !

Jean-Marc Salotti

Responsable du bulletin APM