



## RÉFLEXIONS SUR LE PROJET SPACEX « MARS COLONIZATION TRANSPORT » (version 3)

(Points principaux de la note complète, accessible à nos membres sur le site Internet)

### Introduction

Le projet « *Mars Colonization Transport* » (MCT) n'a jusqu'ici pas fait l'objet d'une communication formelle de la part de SpaceX. Néanmoins, depuis deux ans Elon Musk et son adjoint Tom Mueller ont livré un certain nombre d'informations ou d'indices significatifs.

**Nous ne nous sommes pas penchés ici sur la conception et les performances du lanceur** qui serait utilisé dans ce projet, prenant comme une donnée de base la capacité annoncée de 300 T de charge utile en orbite basse terrestre (LEO). Cette masse permettrait d'expédier environ 100 T vers Mars.

Sur la base des déclarations de SpaceX (cf. § 2) il est néanmoins possible d'avoir une idée du lanceur envisagé ; celui-ci serait basé sur la formule trois corps du Falcon9 Heavy, chaque corps, de 10 m de diamètre, étant pourvu de 9 moteurs Raptor oxygène/méthane de 4400 kN de poussée, 363 s d'Isp (vide), à cycle intégré « full flow »).

Sur la base des possibilités offertes par ce lanceur, **on s'est proposé d'imaginer ce que pourrait être un MCT**. Les choix des ingénieurs de SpaceX pourraient certes être différents de ceux auxquels nous avons abouti. Mais, résultat essentiel, cette réflexion met en lumière **une architecture de mission totalement inédite** mettant en œuvre **un MCT Terre-Mars aller-retour réutilisable et monobloc**. L'idée essentielle permettant ce schéma de mission serait de **faire descendre d'orbite martienne le vaisseau entier** (« the entire thing »). Une innovation radicale, a priori contre intuitive, qu'Elon Musk évoque discrètement dans une de ses déclarations.

Pour pouvoir penser à ce scénario inouï, il faut cependant imaginer être capable **d'implanter sur Mars les équipements permettant**, à partir du gaz carbonique atmosphérique et de l'eau présente dans le régolite, **de produire les ergols de retour** ( $\text{CH}_4 / \text{O}_2$ , plus de 400 T par vol). On peut prévoir de déposer en mode automatique ces équipements à l'aide d'un lanceur tel que le Falcon9 Heavy (53 T en LEO, 15 T vers Mars, 5 T de charge utile déposée).

Une seconde condition est de parvenir à **mobiliser les ressources financières** propres à assurer le développement du vaisseau navette et du lanceur décrit ci-dessus, à proprement parler gigantesque. Cette étude, limitée, ne traite pas de cet aspect déterminant. Mais elle ne l'ignore pas, car on sait qu'il provoque un fort scepticisme, en particulier compte tenu de l'apathie et de la confusion qui caractérisent depuis des années la politique d'exploration spatiale américaine. Cependant, l'observation des déclarations et de la conduite des affaires du fondateur de SpaceX, Elon Musk, permet d'espérer voir le projet de moyen de transport martien se réaliser.

### 1. Relevé de déclarations de Space X

Dans la note complète, accessible à nos membres sur notre site Internet, nous avons rassemblé des extraits parmi les plus éclairants d'articles et de déclarations au sujet du MCT. Au-delà des informations sur la conception, l'insistante communication sur ce projet, clairement présenté comme la véritable raison d'être (l'objet) de la société SpaceX, démontre l'importance qu'y attache Elon Musk. La déclaration de Juillet 2013 indique d'ailleurs bien qu'à ses yeux l'activité sur le marché des lancements est avant tout un moyen de le promouvoir, à travers les développements techniques qu'elle autorise mais aussi en vertu de la croissance du poids financier de l'entreprise qu'elle entraîne.

### 2. Un scénario technico-financier crédible

Sur la base du peu d'indications sûres dont nous disposons ainsi nous parvenons à la conclusion qu'**un MCT entièrement réutilisable** (mis à part éventuellement l'étage supérieur du lanceur) **apparaît**

**techniquement et opérationnellement imaginable**, même s'il suppose que soient franchies un certain nombre d'étapes techniques, tout particulièrement en ce qui concerne le lanceur.

### *Une architecture de mission innovante*

On aboutit au scénario ci-dessous.

**1-**Lors de la fenêtre de tir précédente, 3 ou 4 lancements automatiques de la classe 50 T en LEO, capables de délivrer 5-6 T de Charge Utile (CU) sur Mars (Falcon9 Heavy ou équivalent) déposent les équipements nécessaires à la production et le stockage des ergols de retour in situ.

**2-**La mission proprement dite commence par la mise en orbite terrestre basse, sans équipage, d'une navette martienne MCT d'une centaine de T (CU cargo incluse), 300 T avec les ergols. Une surcharge en ergols de 200 T permet à la navette de contribuer à la mise en orbite (rôle de 3<sup>ème</sup> étage).

**3-**Aussitôt après, les membres d'équipage rejoignent le MCT, à l'aide d'un ou plusieurs lancements du type Falcon9 + Dragon2 (7 passagers par capsule).

**4-**Le moteur Raptor du MCT, adapté au vide, injecte la navette en transfert.

**5-**A l'arrivée sur Mars, une manœuvre d'aérocapture permet la mise en orbite elliptique du MCT. L'apoastre est ensuite abaissé jusqu'à circularisation.

**6-**La phase d'entrée, descente, atterrissage (EDL) se produit ensuite. Le freinage propulsif final (500 m/s plus pertes) est assuré par 4 moteurs auxiliaires de 47 T de poussée maximale.

**7-**En temps utile, la navette est avitaillée par la station de production-stockage in situ.

**8-**Après 18 mois, pour le décollage, les moteurs auxiliaires sont utilisés pour assurer la sustentation, tandis que le moteur Raptor est allumé. Suite à une mise en vitesse rapide, les moteurs auxiliaires sont éteints.

**9-**La navette atteint d'abord une orbite de parking, puis le même moteur assure finalement l'injection sur l'orbite de transfert Mars-Terre.

**10-**A l'arrivée dans le domaine terrestre, une manœuvre d'aérocapture place le MCT sur une orbite elliptique, puis un ou plusieurs aérofreinages circularisent l'orbite. Enfin se produit la rentrée.

**11-**L'atterrissage est semblable à celui du Shuttle. Le train, déjà utilisé en mode posé sur Mars, est réutilisé sur Terre en mode roulé.

### *Un contexte favorable*

Reste à se convaincre qu'une entreprise aussi ambitieuse puisse être endossée par un décideur visionnaire, capable de mobiliser les ressources financières, et menée à bien par une organisation suffisamment galvanisée... Au vu des décennies passées, on peut douter que cela advienne avant longtemps dans le strict cadre des instances officielles. Par ailleurs, qu'un acteur privé - mécène, association ou entreprise - en soit capable a jusqu'à présent été considéré du domaine de l'utopie. La percée de SpaceX doit conduire les plus sceptiques à être moins catégoriques, et les plus enthousiastes à bien comprendre les raisons de pouvoir croire au succès de l'initiative.

Ces raisons sont liées à la personnalité de cet homme, tout à la fois entrepreneur innovant, ingénieur au jugement sûr, financier avisé, interlocuteur politique de haut vol et, pour couronner le tout, chef d'entreprise et communicant charismatique. Ses réussites sont là pour le prouver, même si le caractère innovant, intrinsèquement risqué, de ses entreprises l'expose plus que d'autres aux coups de ses adversaires et aux revers.

En douze ans, il a bâti un ensemble industriel comprenant, outre SpaceX (lanceurs, moteurs et véhicules spatiaux), Tesla Motors (voitures électriques) et SolarCity (installation et financement d'énergie solaire). Cet ensemble, hors SpaceX (Elon Musk a déclaré ne pas souhaiter introduire SpaceX en bourse tant que le MCT n'est pas devenu une réalité opérationnelle !), représente une capitalisation boursière d'une trentaine de milliards \$. Il est annoncé une croissance rapide de ces entités : pour SpaceX, déjà introduite dans le commercial, en pénétrant dans le militaire et en continuant à obtenir le soutien gouvernemental pour ses développements (dont le Raptor) ; pour Tesla en passant de 30000 voitures en 2013 à dix fois plus en 2020 ; enfin, pour SolarCity en exploitant un marché dont la pénétration n'est encore que de 0,5%. Que vaudra Elon Musk en 2020, même en admettant que les cours de bourse bénéficient aujourd'hui d'une surcote liée à l'innovation ? Si tout se passe selon les prévisions, la capitalisation boursière devrait s'accroître et Musk lui-même pourrait peser 25 milliards \$.

En fin de compte, la situation que l'on observe confère une crédibilité et - déjà - une réalité à l'ambition martienne de ce personnage d'exception. Et si cette ambition ne devait pas se matérialiser

sous la forme que son initiateur imagine, elle resterait un moyen efficace de réveiller des institutions en manque de vision et de vigueur, en leur montrant que oui, c'est possible (« yes, we can »).

### 3. Résumé de l'analyse technique

Sur la base du scénario de mission imaginé, décrit précédemment, nous nous sommes livrés à un exercice de projet impliquant des choix plus détaillés et une série de dimensionnements, essentiellement propulsifs et structuraux. Le juge de paix, c'est bien sûr la charge utile (CU) déposée sur Mars.

Si les options majeures déjà affirmées par SpaceX (propergol méthane/oxygène et avitaillement in situ pour le voyage de retour) ne sont pas remises en cause, deux autres au moins parmi celles restant à choisir s'avèrent critiques et restent discutables, à la fois pour la CU et pour la sécurité. Elles concernent respectivement la trajectoire de transfert aller (économe en propergol ou de « libre retour ») et le type de propulseurs utilisés pour le freinage final et l'atterrissage sur Mars (ergols méthane/oxygène ou stockables). Par ailleurs, en l'absence de calculs de dimensionnement des structures, nous n'avons pu que nous référer aux configurations du Shuttle et du X33 pour estimer deux postes prépondérants du devis masse, la structure du vaisseau et le système de protection thermique (TPS).

Le détail des données, hypothèses et calculs est donné dans la note complète. Nous résumons ici les points principaux.

#### *Mécanique du vol*

Pour l'aller on retient la trajectoire de libre retour, malgré une pénalité de masse de 15 T, essentiellement pour un retour garanti en cas d'impossibilité de poursuivre la mission, mais aussi pour réduire la dose de rayonnements ionisants. Pour le retour, on souhaite effectuer les deux manœuvres propulsives principales (montée en orbite et injection sur l'orbite de transfert) avec un seul véhicule (en mono-étage), ce qui implique un  $\Delta V$  total élevé par rapport à la performance du propergol  $\text{CH}_4/\text{O}_2$ ; néanmoins, la capacité des réservoirs, dimensionnés par les manœuvres de fin de mise en LEO et de transfert Terre-Mars, permet un retour sur une trajectoire plus rapide que celle de Hohmann.

#### *Données propulsives du vaisseau navette*

##### *Moteur principal Raptor*

Ce moteur est utilisé pour l'injection en transfert Terre-Mars (depuis LEO) et, après avitaillement sur Mars, pour la remontée en orbite de parking martienne, puis pour l'injection en transfert Mars-Terre.

Isp : 363s au vide, en version sol ; 380 s pour un Raptor optimisé vide.

Poussée : 4400 kN (~450 T) au sol.

##### *Moteurs de descente/décollage*

On opte, pour des raisons de performance, pour des moteurs à turbopompe utilisant les mêmes ergols que le moteur principal. Pour décharger facilement, il est préférable que la navette se pose horizontalement. Pour redécoller, on utilise les moteurs d'atterrissage pour s'élever de quelques mètres et fournir la sustentation, puis on allume le moteur principal pour accélérer, d'abord en horizontal, puis en redressant progressivement.

#### *Formule aérodynamique*

La contrainte principale pour le dimensionnement du vaisseau-navette est de faire en sorte qu'aucune manœuvre aérodynamique n'entraîne des phénomènes thermiques (flux et charge) incompatibles avec l'emploi d'un système de protection thermique (TPS) entièrement réutilisable et le plus léger et le plus facilement maintenable (métallique plutôt que céramique).

La clé est de présenter un coefficient balistique  $C_B$  aussi faible que possible  $\{C_B = M / (C_x S)\}$ , où  $M$  est la masse,  $S$  la surface projetée présentée à l'écoulement et  $C_x$  le coefficient de traînée}.

Une référence dont on peut s'inspirer est le prototype de 34 T de lanceur mono étage réutilisable X33 de la NASA, avec des ailerons de taille réduite et un corps de volume moindre.

Par homothétie tenant compte du rapport des masses, la navette martienne, de 94,5 T à l'entrée dans l'atmosphère de la planète, nécessiterait des dimensions  $(94,5/34)^{1/2} = 1,67$  fois plus grandes pour offrir le même  $C_B$ , soit : Longueur = 35 m ; Largeur (corps) = 28 m ; Hauteur (corps) = 7 m. En fait, pour des raisons d'optimisation du volume interne et de réduction de l'envergure, on prendra :

**Longueur = 33 m ; Largeur (corps) = 27 m ; Hauteur (corps) = 8 m**

Malgré l'influence de ce choix sur la traînée, la navette est placée en parallèle du corps central, la configuration en ligne présentant de grosses difficultés d'efforts aux vents et, surtout, de pilotage.

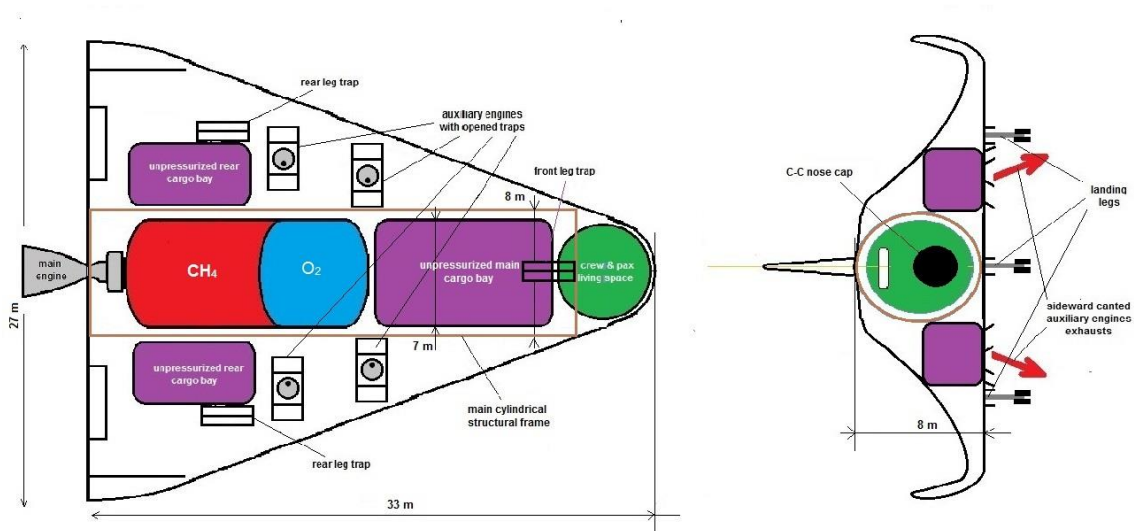


Schéma d'aménagement

(C) APM / R. Heidmann  
(doc. APM/R. Heidmann)

#### 4. Devis masse, en configuration transfert vers Mars

##### Deux postes majeurs :

##### TPS

On se réfère aux données X33, en recoupant avec celles du Shuttle. A noter les travaux sur le TPS du X33 ont mis en évidence un léger gain de masse par rapport à la technologie Shuttle.

##### Structure

(à titre approximatif, un calcul resterait à faire)

Une étude NASA indépendante sur l'EDL dans différentes configurations donne, pour la formule DRA5, 18,3 T. Pour le Shuttle, on trouve dans les notes de calcul détaillées du projet 6,8 lb/ft<sup>2</sup> = 33 kg/m<sup>2</sup> pour l'ensemble Structures + TPS. Ces bases sont cohérentes et conduisent à retenir 19 T.

##### Autres points marquants :

diamètre utile du corps central de la navette : 7 m

diamètre structural : 8 m

habitable pressurisé (version cargo) : sphère pressurisée de 6 m de diamètre, offrant environ 10 m<sup>3</sup>/par passager pour une douzaine de personnes, ce qui jugé acceptable pour le maintien des performances humaines.

#### Récapitulatif

POSTE	MASSE (T)
TPS	8,5
Structure corps portant	19,0
Réservoirs principaux	17,1
Réservoirs auxiliaires isolés	1,5
Moteur Raptor	4,1
Moteurs auxiliaires	2,3
Habitacle pressurisé	1,5
Soutes équipées (3)	1,5
RCS	2,0
Energie	1,0
Autres équipements	2,5
Train	2,5
Ergols Orbitation & EDL	17,4
SOUS-TOTAL	80,9
<b>CHARGE UTILE</b>	<b>14,4</b>
TOTAL	95,3

## 5. Problèmes divers

De plus, un certain nombre de points critiques sont apparus.

### *Centrage, rétropropulsion*

Entre le freinage final sur Mars et le décollage, le centre de gravité (CdG) est a priori positionné très différemment. Le problème posé est celui du fonctionnement des moteurs auxiliaires, dont la résultante de poussée doit passer par le CdG (aux commandes de pilotage près) tout en gardant par rapport au vaisseau une orientation déterminée. Il se pourrait que ces contraintes obligent à conférer aux tuyères un angle de débattement important, avec des conséquences sur la taille des trappes et la masse des acteurs. Ce point n'a pas fait l'objet d'une évaluation.

### *Sensibilité aux évaluations des postes du devis masse*

Étant donné qu'on aboutit à une valeur de CU de 15%, il est nécessaire, à ce stade, d'être prudent sur l'évaluation des masses ; le point le plus intéressant à évaluer plus sérieusement est la structure du corps portant, poste majeur, sur lequel des méthodes simplifiées de calcul des structures pourraient être appliquées. Il se pourrait par ailleurs qu'on puisse relâcher quelque peu l'exigence sur le coefficient balistique, ce qui conduirait à réduire les dimensions du corps portant et donc la masse de sa structure.

### *Choix sous-optimal pour la sécurité*

Le système de propulsion auxiliaire (freinage) est très critique car, en cas de dysfonctionnement à l'aller il conduit à la perte de l'équipage (il n'y a pas de mode secours !), et au retour, s'il empêche le décollage, il conduit au moins à la perte de mission, l'équipage pouvant cependant trouver refuge dans la colonie naissante. Le recours à la solution propulsive la plus simple, c'est-à-dire à des ergols hypergoliques (MMH, N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>) alimentés par pressurisation serait a priori plus sûr. **La perte de CU liée à ce choix serait cependant de 3 T ;** peut-être est-il préférable de chercher à sécuriser la solution retenue, avec une ou plusieurs des dispositions suivantes : niveau de poussée autorisant le fonctionnement sur 3 moteurs, une seule turbopompe commune mais surdimensionnée, redondances des circuits d'alimentation et de commande des vannes et acteurs...

### *Choix sous-optimal pour les performances*

La trajectoire de Hohmann à l'aller, plus économique en propergol mais plus longue, a été écartée au profit de celle dite de libre retour, qui garantit un retour en cas de panne propulsive - en deux ans ! - tout en réduisant de 2 mois la durée d'exposition maximale (milieu interplanétaire) aux rayons cosmiques ionisants. Les conséquences sur les performances sont importantes, du fait que l'injection en transfert requiert une quinzaine de T d'ergols supplémentaires. Un transfert de Hohmann à l'aller permettrait de porter l'objectif de CU de 15 à 20 tonnes, tout en relâchant les estimations des principaux postes de masse de l'ordre de 10% par rapport aux valeurs retenues ici, qui peuvent être jugées trop optimistes.

## Conclusion

Les incertitudes de cette approche obligent à considérer nos évaluations avec précaution, même si le bilan est encourageant quant à la cohérence technique. L'architecture pressentie conduit à une masse de charge utile de 14,4 tonnes, à comparer aux 33 tonnes qui seraient obtenues avec un vaisseau entièrement consommable appliquant la conception du projet NASA DRA5 (*CU de 40 T pour une masse en entrée de 110 T, contre 92 T ici*). Mais, en sus de la CU, le vol met également à disposition le moyen de retour sur Terre ! La comparaison des masses totales à expédier vers Mars est donc en fait à l'avantage de cette architecture « Super Directe », exécutée en mode réutilisable, propre aux yeux de SpaceX à révolutionner les conditions d'accès à la Planète rouge.

Beaucoup ont cru que les déclarations martiennes d'Elon Musk ne faisaient que traduire la lubie d'un illuminé. Mais il convient de reconsidérer ce jugement au vu des résultats de cet entrepreneur dans tous les domaines : innovations techniques, productions industrielles à grande échelle, succès des produits et services, conquête de nouveaux marchés, soutiens concrets de l'administration américaine et expansion rapide de la richesse créée.

Cette trajectoire est risquée, encombrée de pièges techniques et financiers, de concurrents et d'adversaires puissants ; mais c'est celle d'un aventurier qui nous fait rêver, car il ambitionne de réaliser, d'une façon révolutionnaire, ce qu'il proclame être le but de sa vie : permettre à l'homme de devenir un jour une espèce multiplanétaire, à la civilisation de s'ouvrir un nouveau champ d'activité. Nous avons des raisons d'espérer qu'il y parvienne.

## OCCUPY MARS !

Richard Heidmann



*La communication de SpaceX écrase celle de ses concurrents (ex. rapport 10000 de fréquentation d'un des grands médias sociaux). Ici une image pour le recrutement, qui dit tout : jeunesse, enthousiasme, innovation, rêve martien...  
(doc. CreativeCommons/Jurvetson)*