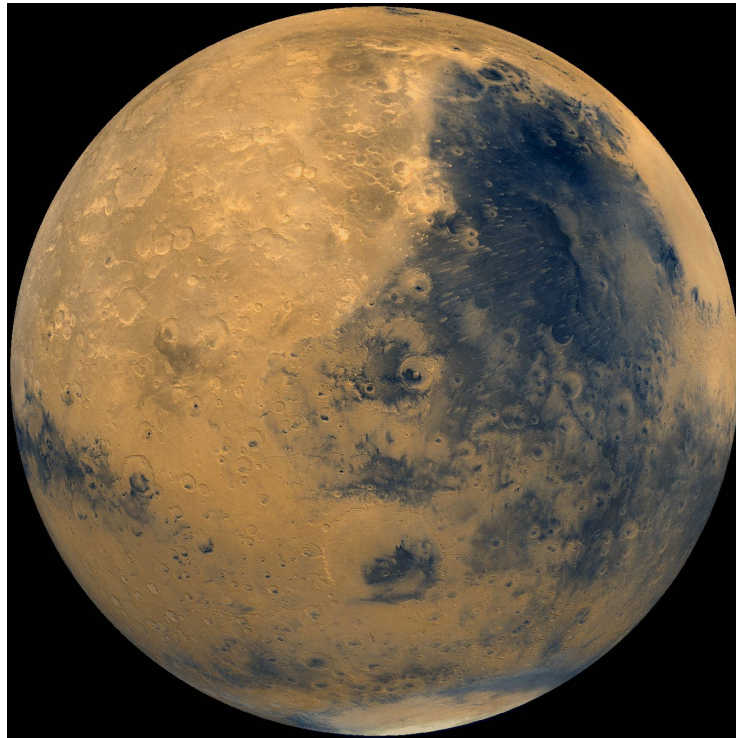


ETUDE DES MOYENS DE CREATION D'ERGOL DANS L'ESPACE OU SUR MARS



Étudiants :

Meriem ARAQI HOUSSAINI
Thomas KOBYLUCH
Anne-Laure MAZOYER
Julien NERRIERE

Geoffrey GINOUX
Valeria LUPASCU
Anna MIRA
Ummu Salamah ZUBIR

Enseignant-responsable du projet :
Didier VUILLAMY



Étude des moyens de création d'ergol dans l'espace ou sur Mars.



Étude des moyens de création d'ergol dans l'espace ou sur Mars.

Date de remise du rapport :

Référence du projet : **STPI/P6-3/2011-17**

Intitulé du projet : **Étude des moyens de création d'ergol dans l'espace ou sur Mars.**

Type de projet : **Bibliographique, technologique.**

Objectifs du projet : **L'objectif de ce projet est de réunir toutes les informations concernant une mission sur Mars envisageant un retour. Nous étudierons aussi une des hypothèses les plus étudiées, c'est-à-dire la création du carburant et du comburant (les ergols) au cours du voyage, et nous présenterons les avantages et les défauts de cette possibilité.**

Mots-clefs du projet : **ergol, Mars, chimie, stockage.**

INSTITUT NATIONAL DES SCIENCES APPLIQUEES DE ROUEN

Département Sciences et Techniques Pour l'Ingénieur
BP 8 - avenue de l'Université - 76801 Saint-Étienne-du-Rouvray Cedex
Tél : +33(0) 2 32 95 66 21 - Fax : +33(0) 2 32 95 66 31

Table des matières

I. Notations.....	5
II. Introduction.....	6
III. Méthodologie/Organisation du travail.....	7
IV. Travail réalisé et résultats.....	9
IV.A. Le voyage.....	9
IV.A.1. Vol vers Mars : Combien de temps ? Et quel trajet ?.....	9
IV.A.2. Orbite de Transfert.....	9
IV.A.3. Localisation de Mars.....	10
IV.A.4. Vitesses.....	11
IV.A.5. Vol vers Mars : le voyage de retour.....	11
IV.A.6. Conclusion.....	12
IV.B. Le véhicule de retour (Earth Return Vehicle – ERV).....	12
IV.B.1. Introduction.....	12
IV.B.2. Scénario de Mars Direct.....	13
IV.C. Production des ergols sur Mars.....	14
IV.C.1. Choix des ergols.....	14
IV.C.1.a CO/O ₂	14
IV.C.1.b H ₂ /O ₂	14
IV.C.1.c CH ₄ /O ₂	14
IV.C.2. Réaction Sabatier/électrolyse.....	15
IV.C.2.a Réaction de Sabatier.....	15
IV.C.2.b Réaction d'électrolyse.....	15
IV.C.2.c Décomposition thermique du CO ₂	16
IV.C.2.d Procédé général.....	16
IV.C.3. Réaction du gaz à l'eau inverse.....	17
IV.C.4. Quantités de matières.....	18
IV.C.4.a Quantités d'ergol produits.....	18
IV.C.4.b Pertes de masse.....	19
IV.D. Processus de fabrication et de stockage de l'ergol.....	19
IV.D.1. Objectif de cette partie :.....	19
IV.D.2. Déroulement du processus :.....	19
IV.D.3. Chiffres intéressants.....	20
IV.E. Alimentation énergétique.....	22
IV.E.1. Besoins.....	22
IV.E.2. Présentation des solutions d'alimentation.....	23
IV.E.2.a L'alimentation nucléaire.....	23
IV.E.2.b Le générateur thermoélectrique à radioisotopes.....	23
IV.E.2.c Alimentation solaire.....	25
IV.E.2.d Mise en place technologique.....	26
V. Conclusion.....	28
VI. Conclusion du groupe sur le projet.....	29
VI.A. Meriem ARAQI HOUSSAINI.....	29
VI.B. Geoffrey GINOUX.....	29
VI.C. Thomas KOBYLUC.....	30
VI.D. Valeria LUPASCU.....	30
VI.E. Anne-Laure MAZOYER.....	30
VI.F. Anna MIRA.....	31
VI.G. Julien NERRIERE.....	31
VI.H. Ummu Salamah ZUBIR.....	31
VII. Sources.....	33
VII.A. Sites Internet.....	33
VII.B. Documents papiers.....	33

I. Notations.

AU : Unité Astronomique

ERV : Earth Return Vehicle

MAV : Mars Ascent Vehicle

ISCP : Production de Carburant In Situ

Isp : Impulsion spécifique

RWGSR : Reserve Water Gas Shift Reaction

SHMP : Seed Hydrogen – Methane Produced

PPP : Propellant Production Plant

USA : États-Unis

CA : Californie

TN : Tennessee

OH : Ohio

NV : Nevada

II. Introduction.

Le quatrième semestre de STPI2 est un semestre qui a permis à chaque élève d'être plus proche du département qu'il envisage d'intégrer. Durant ce semestre, on a pu être initié à la conduite de projet en groupe grâce à de nombreuses disciplines parmi lesquelles se trouve le Projet Physique.

En ce qui nous concerne, nous sommes un groupe de 8 élèves qui visent des départements différents pour l'année prochaine, et qui ont donc des compétences différentes. Le sujet que nous avons traité est le suivant : *ETUDE DES MOYENS DE CREATION D'ERGOL DANS L'ESPACE OU SUR MARS*. Ce travail est de nature bibliographique et technologique avec quelques calculs numériques.

Notre problématique est la suivante : peut-on effectuer un aller-retour de la Terre jusqu'à Mars en transportant une grande quantité d'ergols pour réaliser l'aller-retour ou doit-on plutôt transporter assez de réactifs (H_2) pour produire de l'ergol durant le voyage ?

Un ergol est une substance homogène employée seule ou en association avec d'autres substances. Ces dernières sont constituées d'éléments oxydants et réducteurs/combustibles et sont destinées à fournir de l'énergie.

Le propergol, quant à lui, est constitué d'un ou plusieurs ergols (3) qui sont réunis pour former un composé apte à fournir une énergie de propulsion. Ils servent de combustible carburant aux moteurs fusée. On peut trouver deux sortes de propergols : solides et liquides. Ces derniers sont très utilisés car ils ont une meilleure impulsion, autrement dit ils peuvent atteindre une vitesse plus élevée et permettent de s'arracher à la pesanteur de la Terre plus rapidement.

Ce qui nous amène à dire que pour voyager dans l'espace, il faut se propulser hors de l'atmosphère terrestre grâce à un carburant liquide, qui dans notre cas est le méthane (CH_4) vu que c'est un ergol simple à produire. Cette substance donne une grande poussée au moteur pour atteindre la bonne vitesse en un petit laps de temps, mais le problème est qu'elle est vite consommée.

Nous avons donc essayé, au cours de ce projet, de voir si la solution de la production du CH_4 pendant le trajet est envisageable. En effet, des éléments comme la masse au décollage ou les besoins énergétiques sont déterminants pour la faisabilité d'une mission dans l'espace. De plus, le succès de ce genre de missions pourrait encourager ou conforter de futures missions habitées vers Mars.

III. Méthodologie/Organisation du travail.

Pour répondre à cette problématique, chacun de nous a dû choisir une partie qui se rapporte le plus à sa spécialité, chose qui n'était pas vraiment évidente. Mais grâce à plusieurs réunions mises en place (1 jour par semaine pendant 2 heures), nous avons réussi finalement à nous répartir les tâches. Ensuite, grâce à l'aide de notre encadrant (M. Didier Vuillamy) qui nous fournissait les documents nécessaires et répondait clairement à toutes nos interrogations, nous avons pu cerner le sujet qui s'est révélé être plus complexe que nous le pensions au départ. Aussi, afin d'avancer dans notre projet de manière continue, toutes les deux à trois semaines, des conversations internes ont été établies : ceux qui avaient des parties complémentaires pouvaient en discuter afin d'échanger des informations ou en discuter.

Tableau de répartition des tâches :

Prénom NOM	Semaine 1	78	12	13	14
Meriem ARAQI HOUSSAINI	Étude des documents (lecture et traduction rapide des documents anglais dans le but de les classer suivant selon ce qu'ils contiennent)	Introduction + Problématique	Rédaction des différentes parties		Relecture
Geoffrey GINOUX		Partie chimie			
Thomas KOBYLUCH		Production de l'énergie			
Valeria LUPASCU		Trajectoire			
Anne-Laure MAZOYER		Installations			
Anna MIRA		Conclusion + Travail de synthèse			
Ummu Salamah ZUBIR		ERV (Earth Return Vehicle)			
Julien NERRIERE		Thermodynamique (abandon faute d'éléments intéressants)	Mise en page, demande d'éclaircissements		
		Répartition des différentes parties du sujet			

Étude des moyens de création d'ergol dans l'espace ou sur Mars.



De gauche à droite : Valeria, Ummu, Geoffrey, Anne-Laure, Thomas, Meriem, Julien et Anna.

IV. Travail réalisé et résultats.

IV.A. Le voyage.

IV.A.1. Vol vers Mars : Combien de temps ? Et quel trajet ?

Maintenant que nous connaissons le programme de la mission, nous pouvons déterminer le déroulement (avec des approximations) de notre mission spatiale sur Mars. Après avoir construit la fusée et le vaisseau spatial, comment doit-on orienter la fusée, et combien de temps le vol durera-t-il pour aller jusqu'à Mars ?

Les orbites de la Terre et de Mars peuvent être assimilées à deux cercles dans le même plan, centrés sur le soleil. Le rayon de l'orbite de la Terre, noté r_1 , est proche de 150.000.000 kilomètres, distance dénommée "unité astronomique" (AU). Cette unité est commode pour les mesures de distances dans le système solaire. Ici encore, toutes les distances seront mesurées en AU et toutes les durées de temps en années. Dans ces unités, pour la terre, on a $r_1 = 1$ AU et T_1 , période orbitale, = 1 année. Pour Mars (indice inférieur 2), $r_2 = 1.523691$ AU, $T_2 = 1.8822$ années.

On peut d'abord penser que la meilleure solution pour atteindre Mars depuis la Terre est d'attendre que les deux planètes soient les plus rapprochées possibles puis de viser Mars et de faire décoller la fusée. Cela ne peut pas fonctionner pour plusieurs raisons.

D'abord, parce que la pesanteur de la Terre déformerait la trajectoire du vaisseau spatial lancé directement depuis la Terre. Pour atténuer ce facteur, il faut d'abord placer la fusée sur une orbite autour de la Terre, où la pesanteur est plus faible et la vitesse orbitale plus lente, ce qui permet de négliger ces deux facteurs. Dans la planification de l'orbite réelle, ce facteur correctif doit toujours être pris en considération.

Mais même dans ce cas, la fusée reste toujours satellisée autour du soleil, comme la Terre elle-même, puisqu'elle lui est directement liée, avec une vitesse d'environ 30 km/sec. Cette vitesse, que nous écrirons V_0 est beaucoup plus importante que ce qui est nécessaire pour atteindre l'orbite de Mars (et qui donc peut être plus facilement fourni par les fusées !). Si la mise à feu est effectuée lorsque Mars est au plus proche, (dessin), V_0 est perpendiculaire à la direction visée, de sorte que le vaisseau spatial se dirige dans une direction tout à fait différente de celle de Mars et il est certain que celui-ci s'éloignera longtemps avant que ne soit couverte la distance nécessaire. C'est une deuxième raison.

La troisième raison est que l'ensemble du système est dominé par l'attraction du soleil. Selon les lois de Kepler tous les objets se déplacent dans des orbites dont la trajectoire est une section conique, dont l'ellipse.

IV.A.2. Orbite de Transfert.

Ainsi, au lieu de "tirer au but," il est préférable de rechercher une orbite amenant le

Étude des moyens de création d'ergol dans l'espace ou sur Mars.

vaisseau spatial de la Terre à Mars, et de choisir l'instant du lancement pour que coïncide son arrivée sur l'orbite de Mars avec l'arrivée de Mars elle-même au même point.

En outre, il faut coordonner vitesse et direction du vaisseau spatial à son arrivée avec celle de Mars. Ceci mène à l'ellipse de transfert de Hohmann (ou orbite), imaginée pour la première fois, en 1925, par l'ingénieur allemand Wolfgang Hohmann. C'est une ellipse dont le périhélie P (point le plus proche du soleil) est sur l'orbite de la terre et l'aphélie A (point le plus éloigné du soleil) sur celle de Mars (Figure 1). Une telle ellipse de transfert est fréquemment utilisée pour placer des satellites de communication sur leurs orbites finales. Nous lançons depuis P en donnant à la fusée une vitesse supérieure à V_0 , ce qui la place dans une ellipse plus grande.

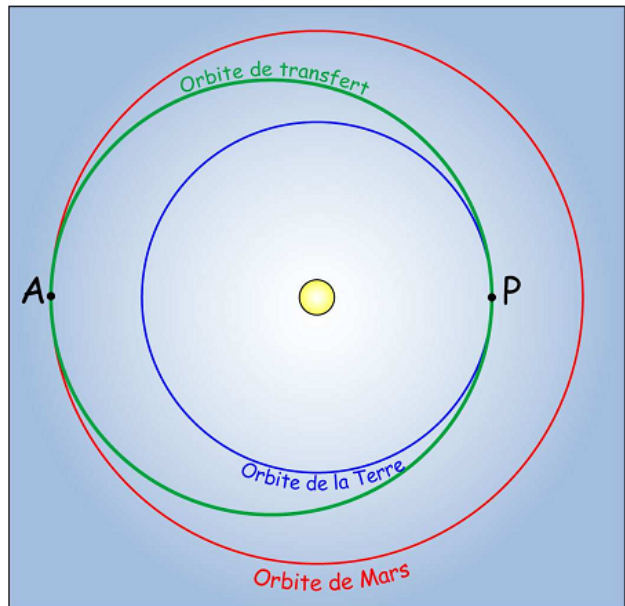


Figure 1: Trajectoire de transfert de type Hohmann

Calcul du temps de voyage :

La troisième loi de Kepler s'écrit $T^2 / a^3 = 1$ avec T en années et a en unités astronomiques.

Le grand axe de l'ellipse est : $PA = PS + SA = 1 + 1,523691 = 2,523691$ UA

Le demi grand axe vaut donc : $a = 2,523691/2$ soit 1,261845 UA ou 188 770 000 km.

$T^2 / a^3 = 1$ donc $T^2 = a^3$ et $T^2 = 1,261845^3 = 2,00918$ et $T = 1,417454$ années soit 518 jours.

T est le temps d'aller et retour.

L'aller sur Mars est moitié moindre, 0,70873 année, soit environ 259 jours ou 8,5 mois.

IV.A.3. Localisation de Mars.

Où doit être Mars à l'heure du lancement ? D'après les résultats cités ci-dessus, Mars accomplit une orbite complète, de 360° en 1.41745 années. Par conséquent, avec l'hypothèse d'une orbite circulaire et uniforme (approximation moins précise pour Mars que pour la Terre), Mars parcourt en 0.70873 années : $360^\circ * (0.70873 / 1.88) = 135.555^\circ$

Nous lançons donc quand Mars est sur son orbite à 136° du point A (Figure 2).

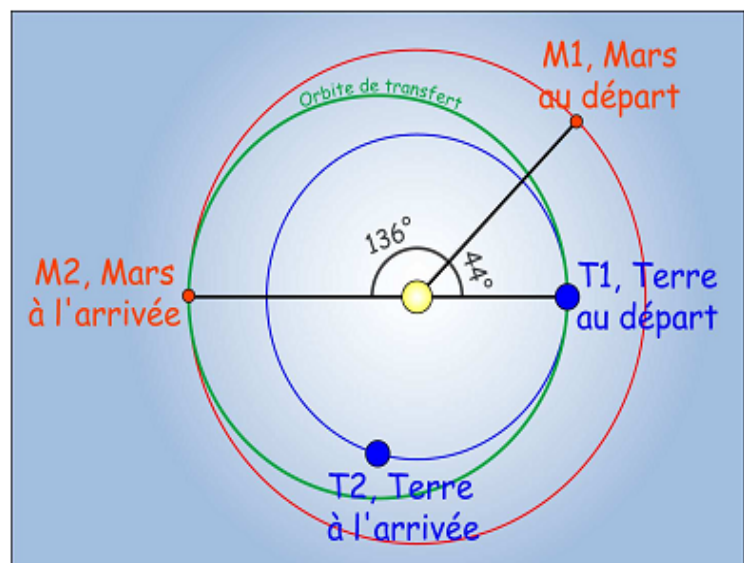


Figure 2: Voyage aller. Positions de la Terre et de Mars au départ du vaisseau depuis la Terre et à son arrivée sur Mars.

IV.A.4. Vitesses.

Au départ, tous les corps sur Terre, objets, animaux, hommes, etc., se déplacent autour du Soleil comme la Terre elle-même, à une vitesse d'environ 29,8 km/s. Pour que le vaisseau parcourt une ellipse plus grande, sa vitesse, au niveau de la Terre, doit être supérieure à 29,8 km/s. Grâce à la deuxième loi de Kepler, on peut calculer la vitesse du vaisseau au départ en T1 pour qu'il suive l'orbite de Hohmann. On obtient 32,7 km/s. Cela montre qu'il faut une poussée supplémentaire correspondant à une augmentation de vitesse de 2,9 km/s. A l'arrivée, le vaisseau atteint l'orbite de Mars avec une vitesse de 21,5 km/s. La vitesse de Mars sur son orbite, en la supposant constante (l'orbite de Mars est supposée circulaire) est de 24,1 km/s. Nous constatons que Mars se déplace plus rapidement et rattrape le vaisseau spatial.

Pour coordonner sa vitesse avec celle de Mars, le vaisseau spatial doit donc produire une poussée supplémentaire correspondant à une augmentation de vitesse de 2,6 km/s. La différence de vitesse du vaisseau entre son départ de la Terre et son arrivée sur Mars est due à une perte d'énergie cinétique (pour lutter contre l'attraction du Soleil) au profit de l'énergie potentielle.

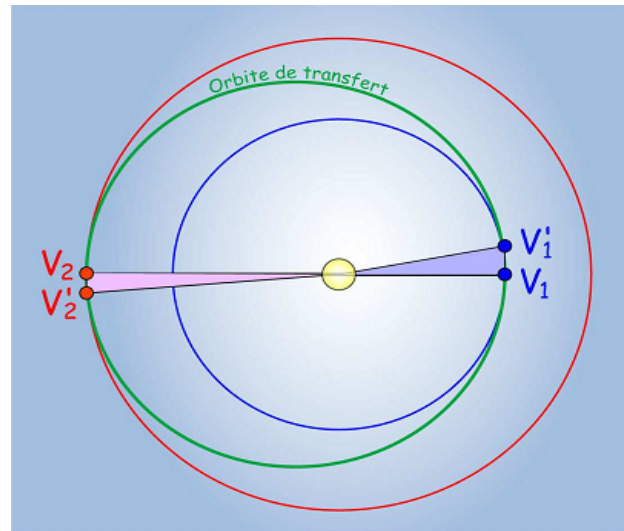


Figure 3: Vitesses du vaisseau

V_1 : position du vaisseau au départ de la Terre.

V_1' : une seconde après.

V_2 : le vaisseau 1 s avant l'arrivée sur Mars.

V_2' : à l'arrivée sur Mars.

IV.A.5. Vol vers Mars : le voyage de retour.

Pour le retour, on utilise les mêmes principes que pour l'aller, c'est-à-dire qu'on utilise l'ellipse de transfert de Hohmann comme trajectoire. Pour cela, comme on a déjà pu le remarquer, il faut bien prendre en compte les positions relatives de la Terre et de Mars à l'heure du lancement.

Le vaisseau arrive sur Mars 259 jours (0,70873 an) après son

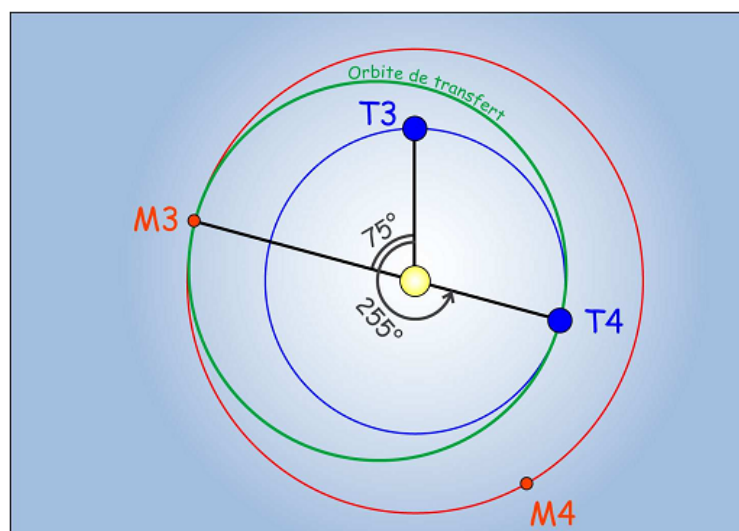


Figure 4: Voyage retour. Position de la Terre et de Mars au départ du vaisseau depuis Mars et à son arrivée sur la Terre

départ, pendant ce temps la Terre a parcouru 255° ($0,70873 \times 360^\circ$). Elle se trouve dans la position T_2 de la *figure 2* (75° par rapport à la position de Mars). Dans notre cas, le vaisseau spatial atterrissant sur Mars est un robot qui collecte un échantillon et qui décolle de Mars pour rentrer sur Terre. Il peut à nouveau suivre l'ellipse de transfert de Hohmann, après s'être libéré de la pesanteur de la planète. Après 259 jours, il arrive de nouveau au niveau de l'orbite terrestre. Mais la Terre n'est pas au rendez-vous, ayant parcouru à nouveau 255° ! Pour que la rencontre ait lieu, il faut que la Terre soit, au départ du vol de retour, 255° en arrière du point de rencontre. Cela la place à 75° derrière la position de Mars (voir *figure 4*).

Calculons le temps nécessaire pour retrouver cette configuration planétaire. À l'arrivée du vaisseau sur Mars, la Terre avait 75° d'avance sur la planète rouge (T_2 et M_2 sur la *figure 2*). Quand le vaisseau décolle de Mars, la Terre doit avoir 75° de retard (T_3 et M_3 de la *figure 4*). La vitesse angulaire de la Terre autour du Soleil est de $0,986^\circ/\text{jour}$ ($360^\circ/365,26$), celle de Mars est de $0,524^\circ/\text{j}$ ($360^\circ/687$). Donc la Terre rattrape Mars à raison de $0,462^\circ/\text{j}$. Pour passer de 75° d'avance à 75° de retard, elle doit avancer de 210° par rapport à Mars ($360 - 2 \times 75$), ce qu'elle fera en 454 jours ($210/0,462$) soit environ 15 mois. Au total la mission aura duré 8,5 mois pour l'aller et autant pour le retour, et 15 mois sur place soit 32 mois.

IV.A.6. Conclusion.

Il s'avère donc que la trajectoire la plus efficace pour atteindre Mars est l'ellipse de transfert de Hohmann. D'autres trajectoires sont plus rapides, mais exigent plus de poussée au départ et une correction plus grande à l'arrivée, incluant peut-être un changement de direction.

Y a-t-il des inconvénients ? Un seul : la condition très rigoureuse sur les positions relatives de la Terre et de Mars à l'heure du lancement. Comme nous l'avons vu précédemment, ces conditions ne se produisent qu'une fois tous les 26 mois. Pour revenir de Mars à la Terre, l'ellipse de Hohmann peut encore être utilisée, mais les planètes doivent aussi être correctement positionnées à l'heure du lancement. Si des hommes débarquent un jour sur Mars, ils auront à choisir entre attendre plus d'un an pour retrouver de bonnes conditions, ou adopter un trajet de retour plus direct mais moins économique. Dans notre cas, ça tombe bien, vu que nous aurons besoin de temps pour produire de l'ergol sur Mars pour le retour.

L'aller et le retour durent 8,5 mois, et sur la surface de Mars, l'atterrisseur restera 454 jours pour attendre le positionnement correct de la Terre et produire de l'ergol.

IV.B. Le véhicule de retour (Earth Return Vehicle – ERV).

Cette partie est destinée à expliquer la technologie actuelle pour pouvoir ramener le vaisseau à la Terre depuis Mars.

IV.B.1. Introduction.

Des années 50 à nos jours, tous les projets d'exploration de Mars par l'homme

Étude des moyens de création d'ergol dans l'espace ou sur Mars.

prévoient d'énormes vaisseaux capables d'embarquer tout le carburant nécessaire à ce grand voyage d'une durée de 2 ou 3 ans.

La taille des vaisseaux était incompatible avec un lancement direct et nécessitait donc un assemblage en orbite terrestre. De gigantesques stations spatiales devaient être envisagées pour stocker les énormes quantités de carburant et pour abriter les astronautes qui allaient assembler le vaisseau.

De tels scénarios étaient évidemment extrêmement coûteux et devaient être étalés sur plusieurs décennies. Pour réussir nous devons tout simplement utiliser les recettes qui ont fait le succès des programmes d'exploration terrestre : voyager léger et utiliser au maximum les ressources de l'endroit que l'on explore.

En partant de ce principe, Robert Zubrin avec une équipe d'ingénieurs de Martin Marietta Astronautics (devenu depuis Lockheed Martin Astronautics) a entamé une nouvelle étude au printemps 1990 appelé Mars Direct. Ce plan évite les nombreuses et coûteuses étapes intermédiaires. Pas besoin d'assembler un gigantesque vaisseau spatial en orbite basse. Pas besoin de "station-service spatiale". Pas besoin de grands hangars spatiaux ni de station spatiale sur-dimensionnée. Pas besoin non plus de base lunaire pour aller sur Mars.

IV.B.2. Scénario de Mars Direct.

Il s'agit d'un orbiteur qui fera la liaison Terre-Mars, lors d'une opposition pour un temps de voyage réduit (l'opposition est une situation dans laquelle la Terre et Mars sont les plus proches).

Mars Sample Return :

On utilise ERV pour atteindre l'objectif de ramener le vaisseau grâce aux ergols produits sur Mars. Le parcours de la mission est le suivant : les deux premiers véhicules sont lancés, et arrivent sur Mars de 6 à 8 mois plus tard. Un freinage mettra le véhicule en orbite martienne. Cette phase de vol sera utilisée pour tester une dernière fois tous les équipements de bord et attendre une météo optimale pour un atterrissage dans les meilleures conditions. L'ERV (dès le premier lancement) reste en orbite martienne tandis que le second véhicule (comportant le véhicule de remontée martienne, MAV (Mars Ascent Vehicle), l'ISCP (production de carburant in situ), hydrogène nécessaire à la production de carburant in situ et l'atterrisseur) atterrit à la surface martienne. Il emploie d'abord un aeroshell (bouclier de freinage), puis des moteurs pour ralentir la chute, et enfin des parachutes. À quelques mètres du sol, l'allumage des rétrofusées permettra un atterrissage en douceur sur le sol de Mars.

L'ISCP commence la production de carburant, qui est contrôlé depuis la Terre. L'air Martien est composé de 95% de dioxyde de carbone. En combinant ce dioxyde de carbone avec l'hydrogène amené de la terre, le module produira du méthane et de l'eau. Cette réaction de "méthanation" est une réaction chimique simple mise en œuvre dans l'industrie dès 1890. Afin d'obtenir le rapport idéal oxygène/méthane, une troisième unité extraira l'oxygène du dioxyde de carbone Martien. La production de l'ergol prendra 300 jours.

Pour le retour, on emploiera le MAV (pour décoller de Mars) puis l'ERV. L'étage de propulsion de l'ERV serait employé comme compensateur pour produire la pesanteur

artificielle pour le voyage de retour.

IV.C. Production des ergols sur Mars.

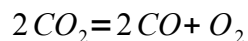
IV.C.1. Choix des ergols.

Dans cette partie, les différents ergols seront présentés ainsi : ergol(A)/ergol(B) Avec ergol(A) le combustible et ergol(B) le comburant. Les mélanges de différents ergols sont caractérisés, lors de la combustion, par des propriétés différentes : les ratios ergol(A)/ergol(B) varient d'un mélange à un autre tout comme la grandeur Isp (impulsion spécifique). Il faut donc choisir le mélange d'ergols adéquat en fonction de la masse, de son efficacité et de sa facilité de production.

IV.C.1.a CO/O₂.

Le premier choix d'ergols se tourne vers le mélange de monoxyde de carbone et d'oxygène. Son principal avantage est qu'il n'a besoin que de dioxyde de carbone présent à 95% dans l'atmosphère martienne.

Son équation est :



Cependant, dans le sens de la formation des ergols, la réaction est endothermique et demande donc un apport d'énergie (température d'environ 1000°C). De plus, son rendement est relativement faible, il est donc nécessaire d'utiliser un catalyseur. L'autre problème est que le dioxyde de carbone peut se décomposer en carbone (graphite) et oxygène. Premièrement, le monoxyde de carbone n'est pas produit. Deuxièmement, le graphite se dépose sur le catalyseur et l'empêche de fonctionner correctement. Troisièmement, le ratio CO₂/O₂ est de 0,5 (en supposant que la réaction est totale et sans réaction compétitive) alors que ce ratio devrait être de 6 pour un mélange combustible/comburant efficace.

Ainsi, l'utilisation du CO/O₂ demanderait une maintenance régulière à long terme puisque, de plus, la décomposition thermique du dioxyde de carbone est lente et demanderait plusieurs mois pour produire les ergols nécessaires. Il faut savoir qu'en plus de cela, ces ergols ne sont pas des plus performants (Isp = 260 sec).

IV.C.1.b H₂/O₂.

Le second choix d'ergols se porte cette fois-ci sur l'oxygène et l'hydrogène. C'est le mélange le plus efficace (Isp = 440 sec). En revanche, aucune application ne permet la fabrication d'hydrogène sur Mars, il faut donc le transporter. Quant à l'oxygène, il doit être produit à partir du dioxyde de carbone de Mars, c'est-à-dire avec sa décomposition thermique qui, vu précédemment, est peu efficace. Mais comme la réaction de combustion demande deux moles d'hydrogène pour une mole d'oxygène, il est donc nécessaire de transporter une masse plus importante d'hydrogène (environ le double) par rapport au mélange méthane/oxygène pour le retour, présenté ci-dessous.

IV.C.1.c CH₄/O₂.

Le troisième et dernier choix consiste à utiliser un mélange de méthane et

d'oxygène. Sa production est réalisable avec la réaction de Sabatier qui utilise de l'hydrogène et du dioxyde de carbone. L'intérêt par rapport au second choix est qu'il demande beaucoup moins d'hydrogène, environ trois fois moins.

Le produit de cette réaction n'est cependant pas complet puisqu'une mole de méthane est produite consécutivement avec une mole d'oxygène alors que la combustion demande 1,75 moles d'oxygène. Il faut donc une fois encore utiliser la décomposition thermique. Mais cette fois-ci, comme de l'oxygène est déjà produite, la décomposition thermique sert de complément. Il faut donc créer moins d'oxygène que lors du premier et second choix.

Nous pouvons également nous intéresser à d'autres alcanes (composés formés de carbones saturés en hydrogène) mais le méthane est le plus léger (16 g/mol) et le plus facile à produire.

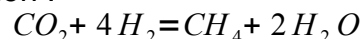
Ainsi, le mélange CO/O₂ est peu efficace et demande une trop longue durée de production sur Mars ; il est donc à exclure. Entre le second et troisième choix, il est à remarquer que le second (H₂/O₂) est plus efficace et requiert donc une masse globale d'ergols moins importante. Cependant, alors que le mélange CH₄/O₂ est moins performant (Isp = 374sec) et requiert alors une masse finale d'ergols plus importante, il est plus facile à produire (en termes de temps et de rendement) et nécessite 3 fois moins de réactifs.

Nous nous intéresserons donc sur les ergols composés de méthane et d'oxygène puisqu'ils sont les plus intéressants à produire.

IV.C.2. Réaction Sabatier/électrolyse.

IV.C.2.a Réaction de Sabatier.

La réaction de Sabatier a été découverte par Paul Sabatier, chimiste du XIX^{ème} et XX^{ème} siècle réputé pour ses travaux sur la catalyse. Cette réaction fait intervenir le dioxyde de carbone et l'hydrogène pour produire de l'eau et du méthane selon cette équation de méthanation :



Cependant, la réaction de Sabatier nécessite un catalyseur de nickel (Ni), de cuivre (Cu) ou de ruthénium sur alumine (Ru ; Al₂O₃) (ce dernier plus efficace). De plus, il faut produire sous une haute pression (32,5 à 33 bar) et une haute température (240°C avec ruthénium, environ 300°C avec nickel ou cuivre). La réaction est légèrement exothermique ($\Delta H = -40 \text{ kcal/mol}$), il est donc facile de maintenir la température de la réaction.

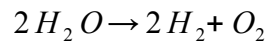
Concernant son rendement, en termes de quantité de matières, sur 2 moles d'hydrogène, une mole est perdue car utilisée pour former de l'eau. Mais la constante d'équilibre est d'environ 10⁹ (donc largement supérieur à 10⁴) dans le sens direct. En d'autres termes, la réaction de Sabatier est totale. Donc, le rendement d'utilisation de l'hydrogène pour former du méthane est de près de 50%.

IV.C.2.b Réaction d'électrolyse.

Comme écrit précédemment, les ergols se constituent de méthane et d'oxygène. Où trouver cette oxygène alors ? En fait, la réaction précédente est combinée avec une réaction d'électrolyse afin de transformer l'eau en oxygène et en hydrogène. Le premier

(O₂) servant pour la combustion des ergols, le second (H₂) pouvant réagir de nouveau avec le dioxyde de carbone pour la réaction de Sabatier. Par conséquent, l'hydrogène n'est pas perdu en eau et la réaction Sabatier/électrolyse a un rendement de transformation d'hydrogène en méthane d'environ 96% (à cause des différentes pertes dans le procédé complexe).

La réaction d'électrolyse s'écrit :

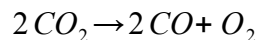


Ainsi, à partir de 1 kg de dioxyde de carbone et de 0,09 kg d'hydrogène, il est possible de produire 0,36 kg de méthane et 0,73 kg d'oxygène.

IV.C.2.c Décomposition thermique du CO₂.

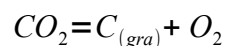
Cependant, pour la combustion, il faut consommer 1,75 moles d'oxygène pour 1 mole de méthane. Or, la réaction de Sabatier/électrolyse ne permet de produire qu'une mole d'oxygène pour une mole de méthane. C'est pour cette raison qu'il faut créer de l'oxygène. La meilleure solution reste la décomposition thermique du dioxyde de carbone déjà présent sur Mars en monoxyde de carbone et oxygène. L'oxygène est alors filtré par une membrane en zircon pour récupérer uniquement ce gaz.

Cette décomposition s'écrit :



Ainsi, il est inutile d'importer plus de quantité de matières puisque le dioxyde de carbone est déjà présent sur Mars. L'intérêt est qu'il est possible de créer autant d'oxygène que voulu puisque le dioxyde de carbone est en excès sur Mars (95% de son atmosphère) bien que la décomposition thermique ait une vitesse de réaction peu rapide.

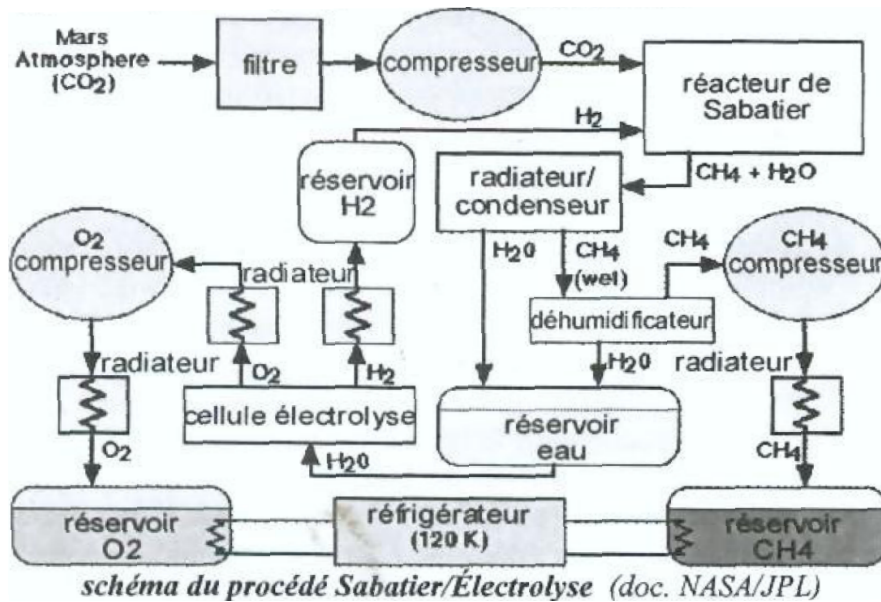
Pour augmenter ce rendement, il faut faire réagir le dioxyde de carbone à une température de près de 1070°C avec un catalyseur (Ni par exemple). Par contre, il persiste une réaction concurrente :



L'oxygène est tout de même produit mais le graphite va encombrer le catalyseur. Mais étant donné qu'il faut produire beaucoup moins d'oxygène que dans le cas CO/O₂, la décomposition thermique reste envisageable sans se soucier ni du temps de production, ni de la maintenance du catalyseur.

IV.C.2.d Procédé général.

Pour résumer le procédé de fabrication de l'ergol, nous pouvons le représenter selon ce schéma (page suivante) :



Tout d'abord, le dioxyde de carbone de Mars est filtré afin de retirer les 5% d'autres gaz et impuretés. Il est ensuite comprimé à 32,5-33 bars pour être injecté dans le réacteur de Sabatier à 240°C. L'hydrogène stocké dans le réservoir est également envoyé dans le réacteur pour produire l'eau et le méthane. Ces deux composés sont séparés une première fois par un condenseur (l'eau devient liquide et le méthane reste gazeux) puis les traces d'eau sont retirées par un déshumidificateur. Ensuite, le méthane est stocké dans un réservoir à une pression de 2 à 3 bars et une température de -161,6°C.

Parallèlement, l'eau récupérée est conduite vers une cellule électrolyse qui va transformer l'eau en oxygène et hydrogène. L'hydrogène retourne dans le réacteur de Sabatier (recirculation) et l'oxygène est stocké dans un réservoir à une pression de 2 à 3 bar et une température de -189,9°C. Cette pression de 2 ou 3 bar est couramment employée dans les fusées à ergols liquides.

Ainsi, la réaction Sabatier/électrolyse peut se résumer par cette équation générale :

$$CO_2 + 2 H_2 \rightarrow CH_4 + O_2$$

IV.C.3. Réaction du gaz à l'eau inverse.

Il existe cependant une autre réaction problématique faisant intervenir la réaction du dioxyde de carbone avec de l'hydrogène en formant de l'eau : la réaction du gaz à l'eau inverse (Reverse Water Gas Shift Reaction, RWGSR). De ce fait, cette réaction entre en compétition avec la réaction de Sabatier et s'écrit selon deux équations (l'une formant du méthanol, l'autre du monoxyde de carbone) :



Alors, cette réaction empêcherait la réaction de Sabatier de produire du méthane. Cependant, l'utilisation d'un catalyseur adéquat déplace l'équilibre vers la réaction de Sabatier. En effet, la réaction du gaz à l'eau (ou réaction de Dussan) déplace l'équilibre vers la consommation de l'eau avec un catalyseur de cuivre sur oxyde de zinc (ZnO) mélangé à de l'alumine (Al₂O₃), c'est-à-dire selon ces équations :



De plus, thermodynamiquement, la réaction du gaz à l'eau inverse est endothermique donc peu favorable puisque le réacteur de Sabatier est chauffé à 240°C. Par conséquent, en chauffant le dioxyde de carbone et l'hydrogène et en utilisant du ruthénium sur alumine (afin de favoriser la réaction de Sabatier) et du cuivre sur oxyde de zinc mélangé à de l'alumine (afin de favoriser la réaction de Dussan), nous préservons bien un rendement de près de 96% de la transformation de l'hydrogène en méthane en empêchant le dioxyde de carbone et l'hydrogène d'être consommés en des produits indésirables.

(Par ailleurs, le méthanol pourrait être un ergol utile mais la réaction RWGSR, composée de deux « sous-réactions », rendrait sa production peu efficace de par son faible rendement.)

IV.C.4. Quantités de matières.

IV.C.4.a Quantités d'ergol produits.

Pour le retour vers la Terre depuis Mars, il est demandé de produire 375 kg d'ergols pour sortir de l'orbite de Mars et permettre le trajet Mars-Terre (d'après R. Zubrin, S. Price, L. Mason et L. Clark). Nous devons ensuite savoir quelle masse d'hydrogène est nécessaire pour produire ces masses d'ergols.

Données :

$$M(\text{H}_2) = 2,0 \text{ g/mol}$$

$$M(\text{O}_2) = 32,0 \text{ g/mol}$$

$$M(\text{CH}_4) = 16,0 \text{ g/mol}$$

Quelles masses de méthane et d'oxygène ?

$$m_{\text{total}} = m(\text{CH}_4) + m(\text{O}_2) = 375 \cdot 10^3 \text{ g}$$

$$m(\text{CH}_4) = n(\text{CH}_4) \times M(\text{CH}_4) \text{ et } m(\text{O}_2) = n(\text{O}_2) \times M(\text{O}_2)$$

avec $1,75n(\text{CH}_4) = n(\text{O}_2)$ car il faut une mole de méthane pour 1,75 moles d'oxygène (soit un ratio massique oxygène/méthane de 3,5).

$$\text{Donc } m(\text{CH}_4) = (m_{\text{total}} \times M(\text{CH}_4)) / (M(\text{CH}_4) + 1,75 \times M(\text{O}_2))$$

$$\text{D'où } m(\text{CH}_4) = (375 \cdot 10^3 \times 16,0) / (16,0 + 1,75 \times 32,0) = 83,3 \cdot 10^3 \text{ g}$$

Ainsi, il faut produire 83,3 kg de méthane et 291,7 kg d'oxygène.

Quelle masse d'hydrogène pour fournir ces masses d'ergol ?

On sait qu'une mole de méthane et une mole d'oxygène est produit à partir de deux moles d'hydrogène donc $n(\text{H}_2) = 2n(\text{CH}_4) = 2n(\text{O}_2)$.

$$m(\text{H}_2) = n(\text{H}_2) \times M(\text{H}_2) = 2n(\text{CH}_4) \times M(\text{H}_2) = 2 \times m(\text{CH}_4) \times M(\text{H}_2) / M(\text{CH}_4)$$

$$m(\text{H}_2) = 2 \times 83,3 \cdot 10^3 \times 2,0 / 16,0 = 20,8 \cdot 10^3 \text{ g}$$

Cette hydrogène permet alors de produire une certaine masse d'oxygène :

$$m(\text{O}_2) = n(\text{O}_2) \times M(\text{O}_2) = m(\text{H}_2) \times M(\text{O}_2) / (2 \times M(\text{H}_2))$$

$$m(\text{O}_2) = (20,8 \cdot 10^3 \times 32,0) / (2 \times 2,0) = 166,4 \cdot 10^3 \text{ g}$$

Il faut 291,7 kg d'oxygène. Or, la réaction de Sabatier ne produit que 166,4 kg. La

décomposition thermique doit donc produire encore 125,3 kg d'oxygène.

Il est donc à prévoir la production de 83,3 kg de méthane et de 166,4 kg d'oxygène par la réaction de Sabatier/électrolyse et 125,3 kg d'oxygène par la décomposition thermique.

Ainsi, il faut emmener 20,8 kg d'hydrogène pour permettre le retour vers la Terre depuis Mars. Donc, 20,8 kg d'hydrogène (et un excédent de dioxyde de carbone sur Mars pour la réaction de Sabatier et la décomposition thermique) permet de produire 375 kg d'ergol, soit un gain de 354,2 kg de matières en moins à transporter.

IV.C.4.b Pertes de masse.

Cependant, comme dit précédemment, les éléments chimiques sont stockés sous forme liquide. Durant le voyage, il faut donc prévoir qu'une certaine masse d'hydrogène s'évaporerait.

Le réservoir reçoit environ 40W sur une mission qui dure 6 mois.

$P \cdot t = 40 \times 6 \times 30 \times 24 \times 3600 = 6,2 \cdot 10^8$ J d'énergie accumulée.

$H(\text{lat}, \text{H}_2) = 400$ kJ/kg donc la masse vaporisée de H_2 est :

$m_{\text{vap}} = 6,2 \cdot 10^8 / 4 \cdot 10^5 = 1,5$ tonnes.

Il faut donc anticiper cette perte en ajoutant 1,5 tonnes d'hydrogène de plus dans le réservoir, mais la masse est trop importante.

De ce fait, il faut prévoir le stockage de l'hydrogène à l'intérieur ou à l'ombre pour refroidir l'hydrogène (puisque la température est de -270°C là où le rayonnement solaire ne passe pas) pour éviter cette perte de masse trop importante.

IV.D. Processus de fabrication et de stockage de l'ergol.

IV.D.1. Objectif de cette partie :

L'objectif de cette partie est d'analyser le « chemin » parcouru par les différents composants et de définir leur stockage.

IV.D.2. Déroulement du processus :

L'atmosphère martienne est introduite au système à travers un filtre grâce à une pompe à sorption de zéolithe. La sorption désigne le processus par lequel une substance est adsorbée dans une autre substance. Dans notre cas, la zéolithe adsorbe le CO_2 de l'atmosphère (température élevée) et le pressurise quand il désorbe (processus inverse de l'adsorption) à basse température, c'est-à-dire qu'il le maintient à une pression atmosphérique normale.

Le CO_2 et l' H_2 sont ensuite combinés dans le réacteur de Sabatier où le catalyseur ruthénium sur alumine les convertit en méthane, en eau avec un petit excès de H_2 . Ce surplus est ôté grâce à un séparateur à combustible électrochimiques et retourne finalement au réacteur.

Le méthane et l'eau sont séparés en condensant l'eau dans un réservoir de stockage. Le méthane est ensuite comprimé et stocké de façon cryogénique (maintenir

une température beaucoup plus basse que la température ambiante, dans une certaine zone d'expérimentation thermiquement isolée de l'extérieur). L'eau est ensuite électrolysée selon la réaction suivante : $2\text{H}_2\text{O} \rightarrow 2\text{H}_2 + \text{O}_2$.

L'oxygène résultant de l'électrolyse est envoyé en stockage et l'hydrogène retourne dans le réacteur de Sabatier.

Le fonctionnement décrit est résumé dans le schéma ci-dessous.

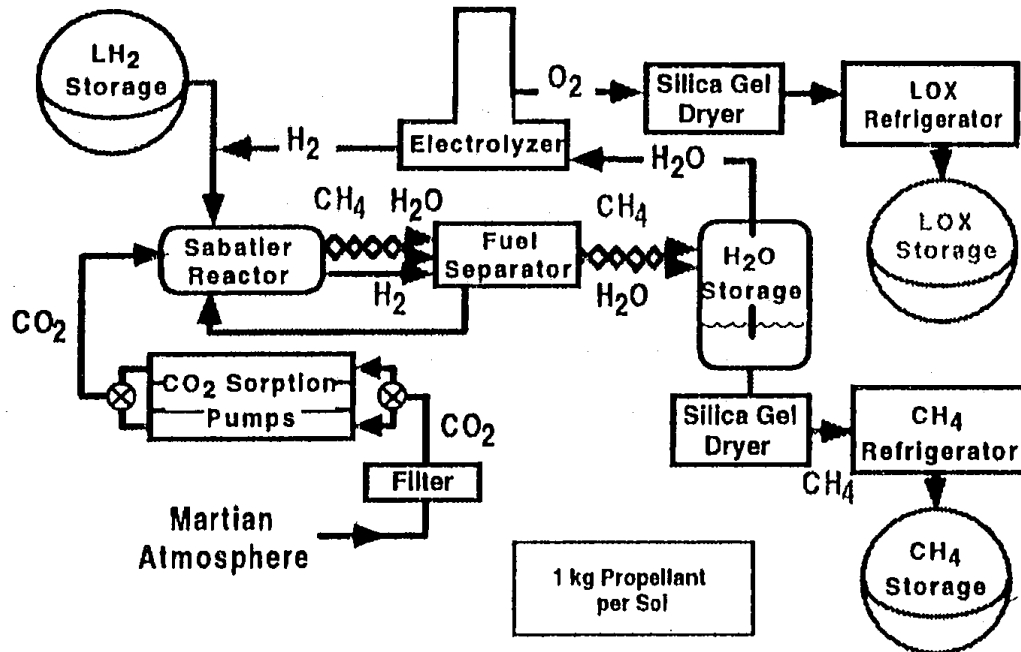


Fig. 1 SHMP Sabatier-electrolysis propellant plant diagram.

SHMP : Seed Hydrogen – Methane Produced

IV.D.3. Chiffres intéressants.

Ce système permet de produire 0.36 kg de méthane et 0.73 kg d'oxygène à partir de 1.0 kg de dioxyde de carbone atmosphérique et de 0.09 kg d'hydrogène provenant des réservoirs de stockage. CH_4 et O_2 sont stockés sous une pression de 2 à 3 bar et à $-161,6^\circ\text{C}$ (111,6K) pour le méthane et $-189,9^\circ\text{C}$ (83,3K) pour l'oxygène dans des réservoirs cryogéniques du véhicule de remontée de Mars.

Une fois que les réservoirs de méthane sont remplis, l'installation continue de fonctionner pour produire plus d'oxygène afin d'obtenir le rapport massique comburant/combustible de 3.5 (optimum pour les moteurs méthane/oxygène utilisés). Le méthane produit en surplus est ventilé.

La masse du matériel de production de propellant (PPP, Propellant Production Plant) est de 30 kg, avec une puissance de jour exigée de 230W, celle de nuit étant de 85W.

Afin de diminuer la quantité d'électricité nécessaire la nuit (réduisant ainsi le

Étude des moyens de création d'ergol dans l'espace ou sur Mars.

nombre de batteries de stockage d'énergie nécessaire), l'électrolyseur (~100W) ne fonctionne que la journée, quand les panneaux solaires peuvent fournir l'électricité. Le réacteur de Sabatier, lui, continue de fonctionner la nuit, avec le méthane envoyé aux réservoirs de stockage du véhicule de remontée de Mars et l'eau étant stockée pour les électrolyses effectuées durant la journée. Voici le fonctionnement décrit sur le schéma ci-dessous.

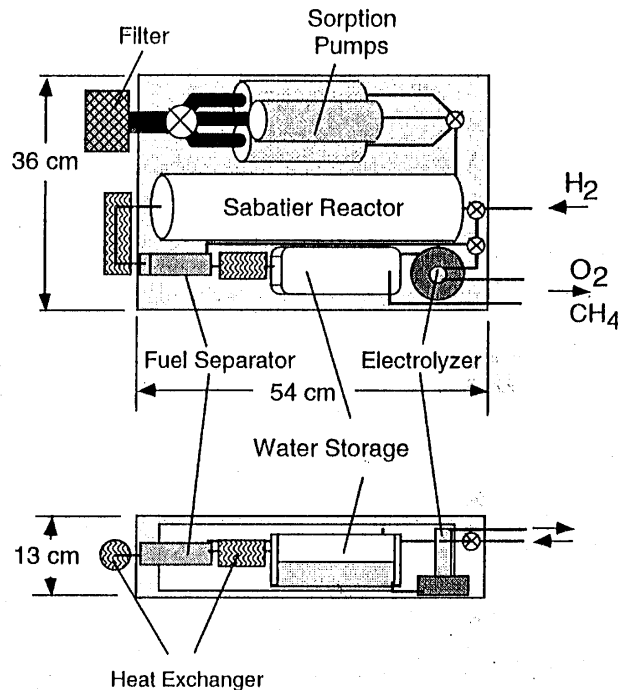


Fig. 2 SHMP propellant production plant configuration.

Le réacteur de Sabatier mesure 36 cm de long, 5 cm de diamètre et pèse 10 kg. Quant à l'électrolyseur, il mesure 25 cm de long, 5 cm de diamètre et pèse 3 kg. La quantité d'ergol produite est 375 kg pour un rapport massique O_2/CH_4 de 3,5 et un rapport molaire O_2/CH_4 de 1,75. La production des ergols sur Mars prend 500 jours.

Calculs :

Composants	Température de stockage (°C)	Pression (bars)
H ₂	-252.9	2 à 3
CH ₄	-161.6	2 à 3
O ₂	-189.9	2 à 3

La température de l'espace côté ombre est de -270°C.

La masse volumique de H₂ est de 71 kg/m³. On sait qu'il faut transporter 20,8kg d'H₂ liquide, 83,3kg de CH₄ et 291,7kg de O₂.

Cherchons le volume occupé par H_2 : $V_{H_2} = 0.293 \text{ m}^3 = 293 \text{ L}$.

Comme on connaît les masses volumiques de O_2 et CH_4 (trouvées sur Internet) (masse volumique de $O_2 = 1100 \text{ kg.m}^{-3}$, masse volumique de $CH_4 = 422.62 \text{ kg.m}^{-3}$) et leur masse respective, on peut calculer leur volume :

$V_{O_2} = 0.265 \text{ m}^3 = 265 \text{ L}$ et $V_{CH_4} = 0.197 \text{ m}^3 = 197 \text{ L}$.

Maintenant que nous avons les informations liées au stockage des réactifs et des produits, nous pouvons passer à l'étude de l'énergie nécessaire à fournir.

IV.E. Alimentation énergétique.

Au-delà du choix du procédé de transformation, l'approvisionnement en énergie est un des points importants de cette mission. En effet, de nombreuses solutions sont proposées, couvrant une large gamme de complexité mais aussi d'adaptabilité. Pour comprendre le problème que représente l'approvisionnement en électricité, penchons nous tout d'abord sur le coût du kilogramme à envoyer sur l'espace.

Lanceur	Prix (en \$/kg)
Ariane V	22 917
Atlas V	25 000
Delta II	36 011
Delta IV	40 380

Soit une moyenne de 31077\$. Dès lors, le surcoût que représenterait l'embarquement d'unité d'approvisionnement électrique à bord de la fusée ne serait acceptable. L'alimentation en vol est donc la piste vers laquelle nous nous tournerons.

IV.E.1. Besoins.

La transformation se basant sur le principe de Sabatier, nous aurons besoin de pompes, d'un réacteur, d'un électrolyseur, d'un réfrigérateur et d'une cellule de décomposition thermique par pyrolyse. Leurs consommations respectives sont les suivantes :

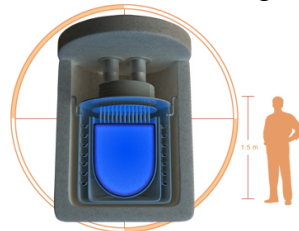
Installation	Énergie nécessaire
Pompes	50W
Réacteur	50W
Electrolyseur	135W
Réfrigérateur	80W
Cellule de décomposition thermique	395W

Soit un total de 710W

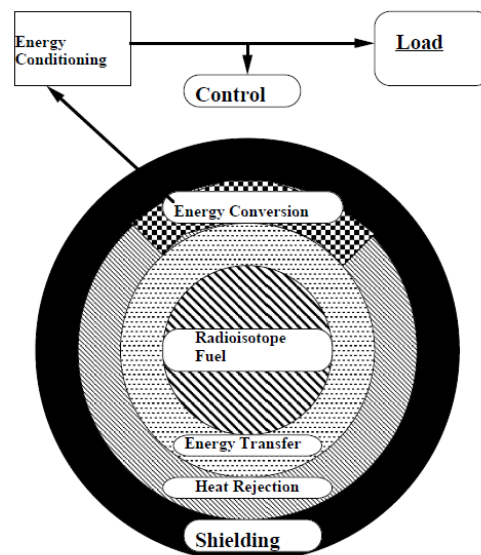
IV.E.2. Présentation des solutions d'alimentation.

IV.E.2.a L'alimentation nucléaire.

Cette solution consisterait à embarquer une pile nucléaire fonctionnant en parfaite autonomie, fournissant ainsi l'énergie nécessaire à l'alimentation du dispositif de transformation d'ergols. En 2008, la société Hyperion Power Generation proposait des générateurs nucléaires dits « portatifs ». Il produirait 27 MW ce qui est plus qu'amplement suffisant. Malheureusement trois problèmes de taille se présentent ; son poids, son prix et sa taille. Concernant le premier point, il pèse 20 tonnes ce qui représenterait un coût d'embarquement de : $31\,077 \times 20 \cdot 103 = 621\,540\,000\$$. Rien que ce point suffit à justifier l'abandon de cette solution. De plus, le prix du dispositif est de 20 millions de dollars, soit un coût total de 641 millions de dollars. Enfin, sa grande taille (s'inscrivant dans un cylindre de 1.5 m de diamètre pour une hauteur de 2m, sans compter le caisson de calfeutrement) le rend difficilement intégrable à une fusée. En revanche, ce système pourrait être utilisé pour l'envoi d'hommes sur Mars à cause de la forte demande en électricité (systèmes de renouvellement d'air, éclairage, appareils de bord, etc).



IV.E.2.b Le générateur thermoélectrique à radioisotopes.



Ce principe d'alimentation est basé sur la chaleur dégagée par la désintégration radioactive. Le fonctionnement, bien que très complexe techniquement, est assez aisé à comprendre.

Au centre, dans une enceinte blindée, se trouvent des radioisotopes. Cette même

enceinte se retrouve trouée afin d'y insérer des thermocouples. Ces derniers, reliés à un radiateur, grâce à la différence de température, génèrent une source d'électricité. Le tout est protégé par un bouclier thermique afin de limiter l'influence du rayonnement solaire sur ce système.

De plus, la nature des différents radioisotopes permettent d'avoir une modularité du système. En jouant sur le temps de demie vie, le nombre de désintégrations par seconde, on peut jongler entre une alimentation puissante ou une alimentation sur la durée.

La formule permettant de donner la quantité d'électricité générée est la suivante :

$P = (\text{Nombre de radioisotopes présent à } T=0) \cdot (\text{Vitesse de désintégration}) \cdot (\text{Energie relâchée par désintégration}) \cdot (\text{Nombre de radioisotopes restants à la date } t)$

Soit : $P(t) = \frac{N_0 \cdot \ln(2)}{t_{1/2}} \cdot E \cdot e^{-\frac{t \cdot \ln(2)}{t_{1/2}}}$ avec $t_{1/2}$ le temps de demi vie du radioisotope

Ainsi, nous obtenons, en fonction des tables, les résultats suivants :

Radio-isotope	Class of Emitter	Half-Life (yr)	SPON-FIS Half-Life (yr)	BOL/EOL Ratio (11 yr)	Compound Form	Melting Temperature (°F)	Density (gm/cc)	Watts per Gram	Curies per Watt	Pb Shield* Required (in.)
²³⁸ Pu	α	87.7	5 x 10 ¹⁰	1.09	PuO ₂	4352	10.0	0.39	30	0.1
²⁴¹ Am	α	432.0	2 x 10 ¹⁴	1.02	AmO ₂	3632	10.47	0.097	30	0.7
²⁴⁴ Cm	α	18.1	1.4 x 10 ⁷	1.52	Cm ₂ O ₃	3956	9.0	2.27	29	2.0†
¹³⁷ Cs	β	30.0	-	1.29	CsCl	1193	3.2	0.12	207	4.6
⁹⁰ Sr	β	28.0	-	1.31	SrTiO ₃	3704	4.6	0.22	148	6.0
⁶⁰ Co	γ	5.24	-	4.28	Metal	2723	8.8	1.74	65	9.5

Le polonium est aussi utilisé dans ce procédé. Nous obtenons après calcul, les données suivantes :

Radioisotope	241Am (Americium)	238Pu (Plutonium)	210Po (Polonium)
Période radioactive	432.2 ans	87.74 ans	138.38 jours
Puissance spécifique	106 W/kg	567 W/kg	140 000 W/kg
Puissance t=0	97 W/kg	390 W/kg	133 000 W/kg
Puissance t=1 mois	97 W/kg	389.7 W/kg	114 190 W/kg
Puissance t=2 mois	97 W/kg	389.5 W/kg	98 050 W/kg
Puissance t=6 mois	97 W/kg	388.5 W/kg	53280 W/kg
Puissance t=1 an	96.8 W/kg	386.9 W/kg	21 340 W/kg
Puissance t=2 ans	96.7 W/kg	383.9 W/kg	3 430 W/kg
Puissance t=5 ans	96.2 W/kg	374.9 W/kg	14 W/kg
Puissance t=10 ans	95.5 W/kg	360.4 W/kg	0 W/kg

Ainsi, l'Americium 241 serait utilisé pour les missions longues et le Polonium 210 dans les missions de durée inférieures à 5 ans. Dans notre cas, pour une durée de mission égale à 1 an (aller-retour), ce dernier conviendrait parfaitement.

Le principal problème de ce procédé serait le risque de contamination radioactive dans deux cas de figure. Le premier, lors des missions habitées sur Mars ; le deuxième, lors d'un échec de lancement de fusée.

Comme trouvé précédemment, la puissance à fournir est de 710W ce qui élimine d'office le plutonium 238 et l'Americium 241. Afin de minimiser le poids de l'installation, on désire avoir le strict minimum en matière de Polonium ce qui signifie avoir $P_{1\text{ an}} > 710\text{ W}$.

Afin de disposer d'une marge de sécurité, on prendra $P_{1\text{ an}} = 800\text{ W}$

Grâce à la table nous avons $P_{1\text{ kg-1 an}} = 21\,340\text{ W/kg}$

$m = 800/21340 = 0.0374\text{ kg} = 37\text{ g}$. Le coût d'embarquement serait dérisoire.

Cependant, de part la complexité de l'installation et des composants utilisés, le principal coût réside dans la construction et le développement du générateur. Dès lors, nous nous pencherons sur la piste de l'alimentation par panneaux solaires, grandement utilisée lors des missions n'allant pas plus loin que l'orbite martienne.

IV.E.2.c Alimentation solaire.

Ce procédé est le plus utilisé pour des missions de courtes distances. En effet, l'intensité du rayonnement solaire aux abords des planètes telluriques est largement suffisant pour permettre l'entretien des systèmes embarqués. De plus, cette solution présente divers avantages ; parmi eux, l'utilisation d'énergie propre (aucun risque en cas de raté au décollage), et non dangereuse ce qui permet d'écartier des risques d'explosion en vol.

Calcul de la surface nécessaire des panneaux :

Selon la loi de Stefan-Boltzmann, on obtient la puissance totale rayonnée par un astre grâce à la formule : $P = \sigma T^4$ avec σ constante de Stefan Boltzmann

$$\sigma = 5.670400 \cdot 10^{-8} \text{ Wm}^{-2}\text{K}^{-4}$$

$$\text{Ainsi } P_{\text{sol}} = 6.45 \cdot 10^7 \text{ W.m}^{-2}$$

La puissance rayonnée se conserve dans l'espace, en effet, le rayonnement se dissipe uniquement lors de la rencontre d'un corps, l'univers pouvant être considéré comme vide, on peut ainsi écrire que l'énergie rayonnée sur une orbite de rayon Soleil – Mars est la même qu'à la surface du soleil

$$\text{Ainsi : } 4\pi \cdot r_{\text{Soleil-Mars}}^2 P_{\text{Mars}} = 4\pi \cdot r_{\text{Soleil}}^2 P_{\text{Soleil}}$$

$$P_{\text{Mars}} = \left(\frac{r_{\text{Soleil}}}{r_{\text{Soleil-Mars}}} \right)^2 \cdot P_{\text{Soleil}}$$

Avec $r_{\text{Soleil-Mars}} = 227\,936\,640\text{ km}$ en moyenne, $P_{\text{sol}} = 6.45 \cdot 10^7 \text{ W.m}^{-2}$ et $r_{\text{Soleil}} = 695600\text{ km}$, on obtient $P_{\text{Mars}} = 600 \text{ W.m}^{-2}$

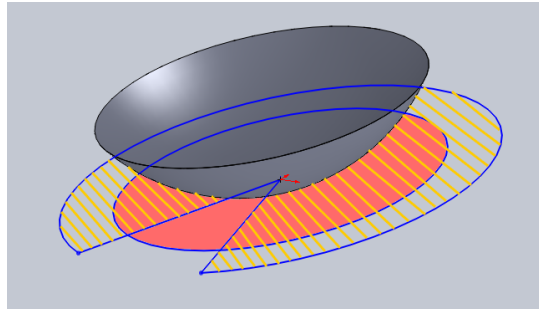
Pour information, $P_{\text{Terre}} = 1367 \text{ W.m}^{-2}$

Le rendement d'un panneau solaire est de 20%, on a donc, dans le pire des cas (c'est-à-dire à proximité de Mars) : $P_{\text{utile}} = 600 \cdot 0.2 = 120 \text{ W.m}^{-2}$

Il faudrait donc $710/120 \sim 7\text{ m}^2$ de panneaux solaires. Le calcul d'une aire de paraboloïde étant complexe à calculer, nous nous limiterons à un panneau solaire de forme circulaire.

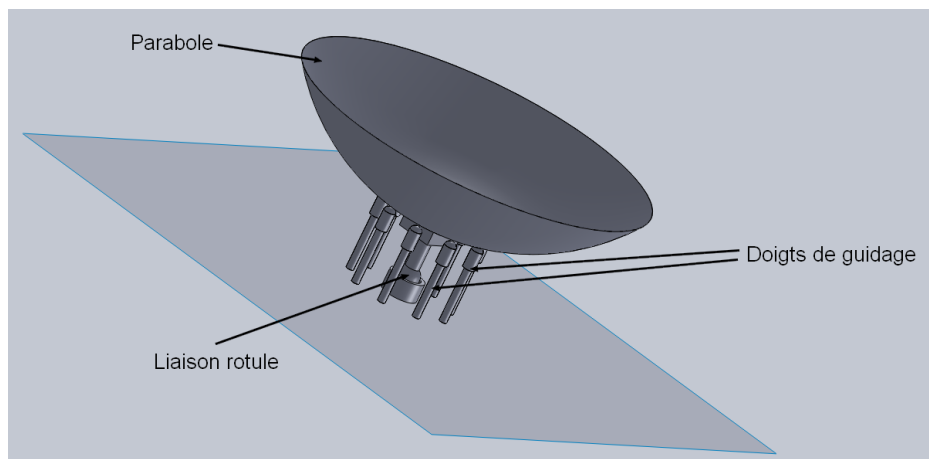
$$A = \pi r^2 = 7\text{ m}^2 \Rightarrow r = \sqrt{\frac{A}{\pi}} = \sqrt{\frac{7}{3.14}} = 1.5\text{ m}$$

Étude des moyens de création d'ergol dans l'espace ou sur Mars.

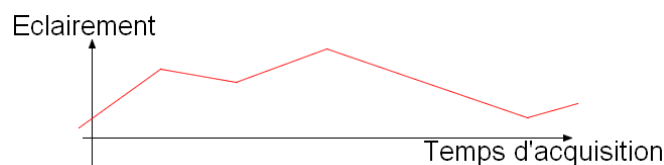


L'aire hachurée correspond à la parabolôide dépliée. Nous nous rendons compte que son aire est supérieure à celle du cercle en rouge. Les calculs pris avec $r = 1.5\text{m}$ pour un panneau circulaire sont donc adaptable pour une parabolôide.

IV.E.2.d Mise en place technologique.

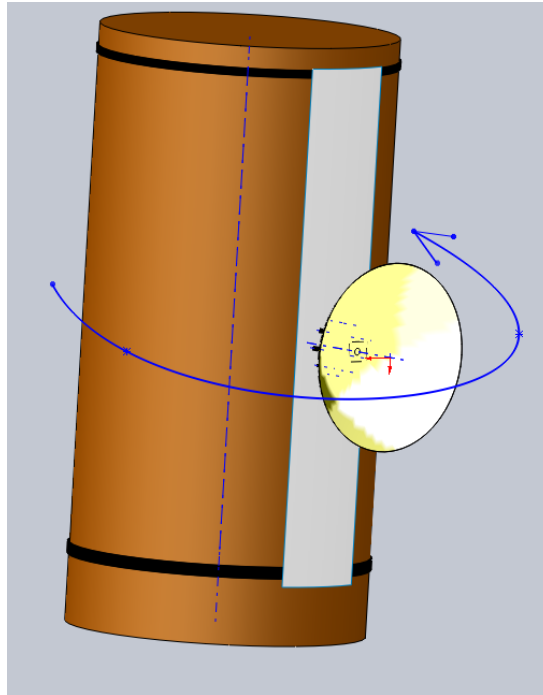


Grâce aux doigts de guidages animés d'un mouvement de translation, on peut obtenir la position voulue pour les panneaux solaires. Un module de calcul embarqué calculera le mouvement à traduire pour avoir l'inclinaison voulue. Une fois par jour, la parabole balayera tout son champ d'amplitude afin d'avoir un graphe d'éclairement en fonction du temps de l'opération. On obtiendrait un graphe similaire au suivant :



Ainsi, il suffit de repérer le maximum de la fonction. Le module d'enregistrement retrouvera la position de la parabole à cet instant et pourra s'orienter en conséquence pour toujours avoir un éclairement maximal.

Étude des moyens de création d'ergol dans l'espace ou sur Mars.



Pour une mission d'un an, il arrivera un moment où le panneau sera à l'ombre à cause de la trajectoire de la fusée. Avec la solution ci-contre, on peut orienter le panneau et le faire coulisser autour de la fusée.

Le panneau est fixé sur la structure en gris, elle-même fixée sur les rails noirs. Un moteur permet une rotation de la structure grise autour du cylindre orange symbolisant le corps de la fusée. Grâce à ce dispositif combiné à celui expliqué ci-dessus (avec les doigts de guidage), le panneau sera toujours orienté de façon à avoir un éclairage maximal.

(Modélisation sous Solid Works)

V. Conclusion.

Un aller-retour sur Mars est-il possible ?

Après de multiples missions sur Mars, nous disposons d'une quantité énorme d'informations, ce qui nous donne l'espoir qu'un jour l'homme mettra son pied sur la planète rouge. On a vu lors de notre étude que le trajet et le vol entraînent plusieurs difficultés, qui nous ramènent à une seule problématique : trouver un compromis entre la quantité de carburant à emporter, la durée du voyage, la distance, la sécurité et le prix de la mission. Mais est-ce qu'il est possible de trouver un bon rapport de masse, durée et distance ?

Nous avons vu que pour aller sur Mars en dépensant le moins possible d'énergie, et donc de carburant, nous devons utiliser la trajectoire de l'ellipse de transfert de Hohmann. Cette mission n'ayant que pour but de ramener un peu de sol martien sur Terre, on aura donc la possibilité de se séparer des éléments devenus inutiles pour alléger le vaisseau tout au long du voyage aller et retour. Et alléger le vaisseau sera primordial étant donné la quantité de réactifs que nous devons transporter. Néanmoins, l'alimentation électrique du vaisseau ne devrait pas poser de problèmes.

Mais concernant, l'envoi d'êtres humains sur Mars, le problème reste entier. En effet, les données sont complètement différentes. Le voyage devra être le plus rapide possible pour éviter que l'équipage n'affronte des problèmes psychologiques (rester tout le temps avec les mêmes personnes et sans avoir la possibilité de retour prématuré en cas de problème) et physiques (problèmes de décalcification des os, alimentation, rayonnements cosmique et nucléaire). Donc il faudra dépenser plus d'énergie pour le voyage. De plus, il faudra incorporer au vaisseau un module scientifique, un module de « vie » pour les astronautes et un réservoir d'air. Ce qui rendra l'ensemble encore plus lourd, avec pour conséquence le besoin d'encore plus d'énergie, d'encore plus d'ergols, et d'encore plus de masse de réactifs. L'ensemble pourrait alors devenir trop lourd pour être envoyé en une seule fois et il faudrait donc inventer une nouvelle mission prenant ces éléments en compte.

Mais depuis le début de la conquête spatiale, l'Homme a démontré plusieurs fois qu'il ne connaît pas de limites, comme en témoigne les missions Spoutnik ou Apollo. D'ailleurs, la NASA espère envoyer des Hommes sur Mars d'ici 2040. Tous les meilleurs spécialistes de la planète y travaillent d'arrache-pied. On peut donc, nous aussi, espérer que 70 ans après la célèbre phrase de Neil Amonstrong sur la Lune, nous pourrons suivre les premiers pas de l'Homme sur Mars depuis nos écrans de télévision.

VI. Conclusion du groupe sur le projet.

VI.A. Meriem ARAQI HOUSSAINI.

Le projet physique m'a beaucoup apporté :

Premièrement, j'ai appris la notion de travailler en groupe avec des gens qui ne sont pas forcément dans ma classe, chose que j'ai trouvé très instructif, parce que cela nous a permis de mieux se connaître.

Deuxièmement, vu le département pour lequel j'ai opté, je n'aurai donc pas l'occasion de rencontrer dans mes projets futurs ce genre de thématique, donc je trouve que c'était plutôt un enrichissement personnel.

Troisièmement, vu son caractère bibliographique, ce projet m'a initié à la recherche individuelle, personnelle et à l'art de la synthèse.

Finalement, passionnée par l'aérospatial, j'espère que grâce à cette étude menée par mes camarades et moi dans ce projet, je réussirais peut-être un jour à faire un aller-retour sur Mars.

VI.B. Geoffrey GINOUX.

De mon point de vue, ce projet m'a permis de mieux cerner l'intérêt et les applications de la science. Je souhaite devenir ingénieur en passant par le département CFI. Ainsi, j'ai pu voir ce que concrètement il était possible de produire en fonction d'un problème complexe. J'ai pu mieux comprendre la nécessité pour un ingénieur d'être imaginatif.

Concernant les difficultés que j'ai pu rencontrer. La première, c'est une évidence, est le manque de temps. En effet, vers la fin du projet, j'ai eu connaissance de l'utilisation d'autres ergols tels que le méthanol et surtout de l'éthylène. De plus, autre difficulté, l'obtention de la documentation n'est pas aisée. Certains devant faire l'objet de secrets industriels, il n'est pas facile de trouver le détail de certaines données chiffrées afin de les vérifier puisque certains documents se contredisent, faute de précision sur les conditions expérimentales par exemple. D'ailleurs, nous remercions M. Didier Vuillamy de nous avoir fourni une grande partie de notre documentation. Une dernière difficulté (ou plutôt un malentendu qui a été résolu) est que nous étions partis sur une mission pour envoyer des êtres humains sur Mars. Il a donc fallu revoir les masses d'ergols et le planning de la mission au cours du projet.

Enfin, je me suis personnellement occupé de la partie concernant le procédé de fabrication de l'ergol puisque je suis le seul du groupe de projet à vouloir continuer dans la chimie dans mes études et que cette partie m'intéressait beaucoup. Toutefois, je me suis documenté sur les autres parties afin de mieux faire correspondre ma partie au reste et pour l'entraide entre collègues, évidemment. Ainsi, le volume horaire que j'ai consacré au projet est d'environ cent vingt-cinq heures (sans compter les habituelles réunions

hebdomadaires de deux heures). Ce temps a essentiellement servi à lire tous les documents, à en rechercher et à croiser les données afin de résoudre le problème de contradiction entre les documents.

VI.C. Thomas KOBYLUCH.

Pour ma part, le projet de physique a été l'occasion d'aborder concrètement les sciences que nous avons étudiées tout au long de notre scolarité. En effet, plus nous avançons, plus nous nous confrontons à des problèmes d'ordre scientifique qu'il nous fallait résoudre. Étant personnellement attiré par l'aérospatial, c'est avec grand plaisir que j'ai pris part au projet. A première vue, j'ai tout d'abord pensé qu'il allait s'agir principalement de thermodynamique et de chimie ce qui ne m'attirait pas énormément. J'ai cependant trouvé une compensation en étudiant les solutions d'approvisionnement en énergie ce qui m'a permis de donner libre cours à mon imagination. Cependant, le principal point négatif était que nous avons dû réorienter l'intégrité du projet en cours. En effet, nous avons d'abord cru qu'il fallait analyser la production d'ergols sur Mars puis en second lieu, l'adapter pour un vol habité pour au final, réadapter ce système sur les expéditions sans présence humaine. Cela nous a particulièrement retardé mais nous a aussi permis d'adapter notre approche. Au final, ce projet a été une bonne expérience et nous a permis de concrétiser l'objet de nos études ainsi qu'avoir une approche sur le travail de l'ingénieur en milieu professionnel.

VI.D. Valeria LUPASCU.

Ce projet a constitué pour moi une bonne expérience dans la découverte de la possibilités de « conquérir » un jour la planète Mars. Grâce au caractère bibliographique de notre projet, j'ai eu l'occasion de m'informer et documenter sur différents domaines qui ne sont plus liés aux matières que j'étudie (je fais référence à la physique et à la chimie, vue que je fais comme thématique GM-ASI).

Comme je me suis occupé plus spécifiquement de la partie du trajet Terre-Mars, j'ai eu la possibilité de voir et analyser l'application des objets mathématiques dans la résolution des problèmes de physiques (l'ellipse, par exemple).

Une autre expérience utile de ce projet a été pour moi le travail en équipe. Nous étions tous bien organisés ce que a permis une bonne cohésion et organisation des tâches ainsi que l'aboutissement du projet proposé.

VI.E. Anne-Laure MAZOYER.

Ce que j'ai pensé de ce projet :

Ce projet m'a permis d'enrichir mes connaissances personnelles puisque l'astronomie n'est pas une matière enseignée dans le tronc commun du département STPI. J'ai donc pu découvrir et comprendre comment un voyage sur Mars était-il possible, sous quelles conditions, que reste-t-il à améliorer dans le futur, etc. De plus, le fait que mes recherches se soient étendues sur tout un semestre permet de vraiment bien cerner le sujet, même s'il reste assez vaste et que d'autres orientations auraient pu être envisagées.

Étude des moyens de création d'ergol dans l'espace ou sur Mars.

Cependant, la masse importante d'informations sur notre sujet a constitué un léger obstacle. En effet, comme nous sommes un groupe de huit, il y avait donc huit sous parties et il était très difficile au début du projet de trouver l'information qui correspondait vraiment au thème que je traitais.

Afin de fournir un travail régulier comme pour chaque matière, je passais environ deux heures chaque semaine pour trouver les informations d'abord, puis les organiser, et enfin rédiger le rapport.

L'ouverture du groupe m'a beaucoup plu. En effet, lorsque quiconque avait une question à poser sur sa sous-partie, chaque membre du groupe était là pour l'aider et avancer au mieux. Nous ne connaissions donc pas uniquement notre sous-partie, mais l'ensemble du sujet.

Pour conclure, ce fut un projet très enrichissant, autant sur le plan du travail en équipe, que sur celui des connaissances nouvelles acquises au cours du semestre.

VI.F. Anna MIRA.

Ce projet de physique m'a permis de développer mes connaissances scientifiques et mes aptitudes à travailler en équipe. Comme la plus grande partie de notre sujet est constituée de problèmes chimiques, j'ai eu la possibilité de travailler et d'améliorer mes compétences dans ce domaine, malgré le fait que ce semestre, j'étais dans la thématique GM-ASI. J'ai eu aussi la possibilité d'étudier les différentes conditions et contraintes nécessaires pour rendre possible le voyage vers Mars. J'ai aussi apprécié l'organisation dans notre équipe. Comme je m'occupais de rassembler et d'interpréter les données et les résultats de chaque membre, le travail collaboratif et la communication dans le groupe a beaucoup facilité ma tâche.

VI.G. Julien NERRIERE.

Opinion personnelle : Au départ, je n'étais pas franchement emballé par le sujet que je pensais moins tourné vers la chimie. Mais j'ai tout de même été très intéressé par ce sujet grâce à M. Vuillamy qui nous a permis de découvrir toutes les facettes du voyage vers Mars notamment toutes les difficultés qui s'y opposent.

Difficultés personnelles : J'ai d'abord voulu faire un travail plus calculatoire en voulant retrouver les données que nous citons à propos des réactions chimiques. Mais il s'est avéré que mes connaissances en thermodynamique n'étaient pas suffisantes. Notre rapport étant déjà assez volumineux et le nombre de pages étant limité, j'ai dû, à contre cœur, abandonner ma partie dans le rapport.

Tâches : Pour me rattraper, j'ai donc voulu m'occuper de la mise en page, de corriger ou réécrire certaines parties de mes camarades étrangères pour qui écrire en français était une difficulté supplémentaire, et de réunir les sources.

VI.H. Ummu Salamah ZUBIR.

Opinion personnelle : Je trouve que ce sujet est très intéressant. Ce projet de physique m'aura permis de développer mes connaissances scientifiques, mon aptitude à travailler en équipe et de gérer mon temps, compétences qui seront d'autant plus

Étude des moyens de création d'ergol dans l'espace ou sur Mars.

importantes dans le futur métier d'ingénieur, et ce, quelque soit le département et le domaine.

Difficulté personnelle : Personnellement, la grande difficulté était le manque de temps parce que notre projet est plutôt documentaire, donc ça peut prendre beaucoup de temps de lire les documents et de les comprendre.

Tâches : Dans un premier temps, je me suis occupée de la partie concernant l'installation pour pouvoir produire l'ergol et aussi du vaisseau pour aller sur Mars avec Valeria. Mais à la fin, je me suis occupée de la partie concernant le véhicule de retour (ERV). J'ai consacré environ une heure et demi au projet chaque semaine (sans compter les habituelles réunions hebdomadaires de deux heures) pour lire et résumer les documents afin de réaliser la partie dont je me suis occupée.

VII. Sources.

VII.A. Sites Internet.

http://www.planete-mars.com/dossiers/dossier_mars_direct.html
http://www.planete-mars.com/dossiers/cout_esa_nasa/mars_direct.html
<http://www.marssociety.org/home/about/mars-direct>
<http://www.kaida.co.uk/ruthenium-2-2.html>
<http://ralph.open-aerospace.org/solar/ares/report/sumrep.htm>
<http://salotti.pagesperso-orange.fr/doccarburant.htm>
<http://www.forum-conquete-spatiale.fr/t12010-dimensionnement-du-systeme-de-production-d-ergols-sur-mars>
http://www.nirgal.net/surveyor2001_lander.html

VII.B. Documents papiers.

M. Clapp, Comparison of Mars-Produced Methane and Carbon Monoxide, 27th Joint Propulsion Conference, 24-26 Juin 1991, Sacramento (CA, USA).

M.F. Wadel et E.A. Roncace, Propulsion Systems Using In Situ Propellants for a Mars Ascent Vehicle, 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 6-8 Juillet 1992, Nashville (TN, USA).

M. Clapp, Flexible In-Situ Propellant Manufacturing and Employment at Mars, 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 6-8 Juillet 1992, Nashville (TN, USA).

G. Savu, A Non-Chemical In-Situ Propellant for the Martian Machines, 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit, 10-12 Juillet 1995, San Diego (CA, USA).

S.C. Coons, R.M. Curtis, C. McLain, J.D. Williams, R. Warwick et A.P. Bruckner, In Situ Propellant Production Strategies and Applications for a Low-Cost Mars Sample Return Mission, 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit, 10-12 Juillet 1995, San Diego (CA, USA).

R. Zubrin, S. Price, L. Mason et L. Clark, A End-to-End Demonstration of a Full Scale Mars Sample Return In-Situ Propellant Production Unit, 31st Joint Propulsion Conference and Exhibit, 10-12 Juillet 1995, San Diego (CA, USA).

P.J. Mueller, D.W. Plachta, T. Peters, J.C. Whitehead, Subscale Precursor to a Human Mars Mission Using In Situ Propellant Production, 34th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 13-15 Juillet 1998, Cleveland (OH, USA).

D. Thunnissen, D. Rapp, C. Voorhees, S. Dawson et G. Guernsey, A 2007 Mars Sample Return Mission Utilizing In-Situ Propellant Production, 37th Aerospace Sciences Meeting

and Exhibit, 11-14 Janvier 1999, Reno (NV, USA).

R. Zubrin, B. Frankie, T. Muscatello, T. Kito, Progress in the Development of Mars in situ Propellant Production Systems, 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 11-14 Janvier 1999, Reno (NV, USA).

R. Heidmann, Faire le Plein sur Place, *Planète Mars*, Juillet 2004, pages 4-5.

R.L. Ash, W.L. Dowler et G. Varsi, Feasibility of rocket propellant production on Mars, *Acta Astronautica*, Vol. 5, pages 705-724, Pergamon Press Ltd, 1978.

R.H. Frisbee, Mass and Power Estimated For Martian In-Situ Propellant Production Systems, NASA, Octobre 1986.

W.H. Dauterman et L.D. Montgomery, Design And Analysis Of The Radiator Structure For Space Power Systems, Atomics International Division, 22 Juin 1973.

Analysis of Lunar Propellant Production, NASA, 9 Décembre 1985.

D. Pelaccio, M. Jacobs, C. Scheil et J. Collins, Engine System Assessment Study Using Martian Propellants, NASA, Juin 1992.

U. Hegde, R. Balasubramaniam et S. Gokoglu, Development of a Reactor Model for Chemical Conversion of Lunar Regolith, NASA, Avril 2009.

D.L. Linne, Carbon Monoxide and Oxygen Combustion Experiments : A Demonstration of Mars In Situ Propellants, 27th Joint Propulsion Conference, 24-27 Juin 1991, Sacramento (CA, USA).

D.L. Linne et M.L. Meyer, Technical Prospects for Utilizing Extraterrestrial Propellants for Space Exploration, 42nd International Astronautical Congress, 5-11 Octobre 1991, Montreal (Canada).

P.E. Nolan, Separating carbon monoxide from carbon dioxide for Mars oxygen production using catalytic disproportionation or selective solid adsorption, University of Arizona (USA), 1992.

M.E. Moran, Conceptual Study of on Orbit Production of Cryogenic Propellants by Water Electrolysis, 27th Joint Propulsion Conference, 24-27 Juin 1991, Sacramento (CA, USA).

R. Zubrin, Methods for Achieving Long Range Mobility on Mars, Martin Marietta Corp., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

R. Zubrin, B. Frankie et T. Kito, Mars In-Situ Resource Utilization Based on the Reverse Water Gas Shift : Experiments and Mission Applications, Pioneer Astronautics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1997.