

Projet de Physique P6
STPI/P6/2014 – 021

**ETUDE D'UNE MISSION SPATIALE :
VOYAGER VERS MARS**



Étudiants :

David ALIU-MARIN

Nicolas GICQUEL

Guillaume LEVOY

Luc MOITY

Juliette TALIBART

Enseignant-responsable du projet :

David VUILLAMY

Date de remise du rapport : **16/06/2014**

Référence du projet : **STPI/P6/2014 – 021**

Intitulé du projet : ***Étude d'une mission spatiale : Voyager vers Mars***

Type de projet : ***Recherche Documentaire/Calculs/Simulation Excel***

Objectifs du projet (10 lignes maxi) :

L'objectif de ce projet est de décrire au moyen de grandeurs physiques les caractéristiques d'un voyage vers Mars depuis la Terre. L'objet de notre étude se repose exclusivement sur l'aspect matériel du voyage, par le moyen d'un calcul de trajectoires et de la détermination de grandeurs telles que les vitesses ou encore les variations de masses. Nous avons fait le choix de ne pas traiter l'aspect humain d'un voyage vers Mars.

Mots-clefs du projet (4 maxi) : **Mars, Terre, mouvement à force centrale, ellipse.**

TABLE DES MATIÈRES

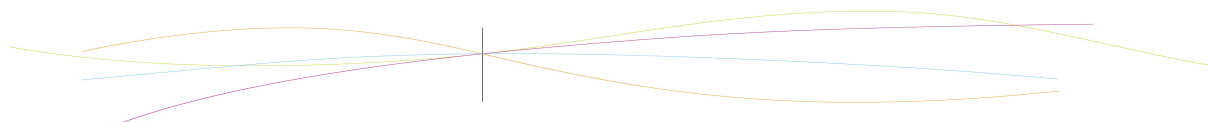
1.Introduction.....	5
2.METHODOLOGIE - ORGANISATION DU TRAVAIL.....	6
2.1.Méthodologie.....	6
2.2.Organisation du travail.....	6
3.TRAVAIL RÉALISÉ ET RÉSULTATS.....	7
3.1.Présentation de la mission spatiale de voyage vers Mars.....	7
3.1.1. Analyse des caractéristiques de la planète.....	7
3.1.2. Les défis à relever.....	8
3.1.2.1.S'arracher du sol terrestre.....	8
3.1.2.2.La durée du voyage.....	8
3.1.2.3.Gérer l'apesanteur et la pesanteur de Mars.....	8
3.1.2.4.Le problème des radiations ionisantes.....	8
3.1.2.5.La question de l'humain.....	9
3.1.2.6.Se poser sur Mars.....	9
3.1.2.7.Optimiser les choix techniques.....	9
3.1.3. Analyse des projets de mission.....	9
3.1.3.1.Le projet « Mars Direct ».....	10
3.1.3.2. Scénario du vol martien « 2-4-2 ».....	10
3.1.3.3.Conclusion sur les différents scénarios et propositions.....	11
3.2.Détermination de la trajectoire et du temps de trajet d'un voyage vers Mars.....	12
3.2.1.Caractéristiques des mouvements d'objets dans l'espace.....	12
3.2.2.La modélisation des trajectoires par le programme de calcul.....	13
3.2.2.1. Les orbites terrestres et martiennes autour du Soleil.....	13
3.2.2.2.La trajectoire du vaisseau entre la Terre et Mars à l'aller.....	14
3.2.2.3.La trajectoire de retour vers la Terre.....	15
3.2.2.4.Le calcul du temps de voyage par le programme.....	16
3.3.Analyse détaillée du trajet vers Mars : calcul de vitesses et de masses.....	19
3.3.1.Les grandeurs utilisées pour les calculs.....	19
3.3.1.1.Les constantes liées aux mouvement dans le Système Solaire.....	19
3.3.1.2.Le calcul de la variation de masse : l'équation de Tsiolkovski.....	20
3.3.2.Description détaillée du voyage vers Mars.....	20
3.3.2.1.Le décollage depuis la surface terrestre.....	20
3.3.2.2.Le départ depuis l'orbite terrestre.....	21
3.3.2.3.L'arrivée en orbite basse martienne.....	22
4.CONCLUSION ET PERSPECTIVES.....	23
5.Bibliographie.....	24
6.Annexes.....	25
6.1.Dessin récapitulatif du déroulement du voyage vers Mars pour une vitesse de trajectoire de 33 km/s.....	25

1. INTRODUCTION

Lors du 4^{ème} semestre de STPI à l'INSA, il nous est demandé de réaliser un projet de physique. Ce projet a pour but global de mettre en pratique les connaissances que nous avons acquises durant nos deux dernières années d'étude sur un sujet que nous aurons choisi. Parmi les sujets proposés, notre choix s'est vite porté vers l'intitulé suivant : « Étude d'une mission spatiale : voyager vers Mars », celui-ci a rapidement attisé notre curiosité puisqu'abordant un thème qui revient souvent dans l'actualité ces derniers temps : la conquête spatiale. En effet, depuis quelques années les agences spatiales telles que la NASA aux États-Unis et l'ESA en Europe ont remis au goût du jour ce type de mission qui était plus ou moins oubliées depuis la fin de la guerre froide et du projet Apollo.

C'est donc avec enthousiasme que nous avons choisi ce projet, bien que l'intitulé en lui-même nous en dise peu sur ce qui était concrètement attendu de nous. Allions-nous devoir envisager plusieurs scénarii de voyages différents et les comparer entre eux ? Ou bien en inventer un jusque-là non considéré ? Telles étaient nos interrogations lors de la première séance avec M. Vuillamy. Celui-ci nous informa alors du véritable objectif de notre projet. Plutôt que d'envisager des scénarii radicalement différents et ensuite les comparer entre eux, il s'agissait plutôt de quantifier les variables liées à la mission (poids de l'engin, carburant nécessaire, vitesse, temps de voyage) et de mesurer leurs variations en fonction de certains paramètres de mission que nous imposerions, ce à quoi nous tacherons de répondre dans ce dossier.

Dans une première partie nous développerons la façon dont nous nous sommes organisés pour mener le projet à son terme, puis nous expliquerons en détail les calculs réalisés pour quantifier les différents paramètres auxquels nous nous sommes intéressés. Enfin nous tenterons de tirer une conclusion de ces résultats afin de les remettre dans le contexte d'une véritable mission spatiale.



2. METHODOLOGIE - ORGANISATION DU TRAVAIL

2.1. Méthodologie

La première tâche à réaliser afin de comprendre au mieux le sujet de notre projet a été bien évidemment la recherche documentaire, avec notamment la lecture et analyse d'un livre fourni par M.Vuillamy comprenant de nombreuses informations notamment sur les spécifications techniques des différentes missions. Nous avons ensuite dû décider du type de mission que nous choisirions d'étudier, notre choix s'est alors porté sur le projet Mars Direct.

Après avoir choisi nos spécifications de mission, nous avons ensuite subdivisé celle-ci en plusieurs étapes : le décollage, la trajectoire d'interception de Mars, le freinage pour stabiliser le vaisseau sur une orbite martienne stable et le retour vers la planète Terre.

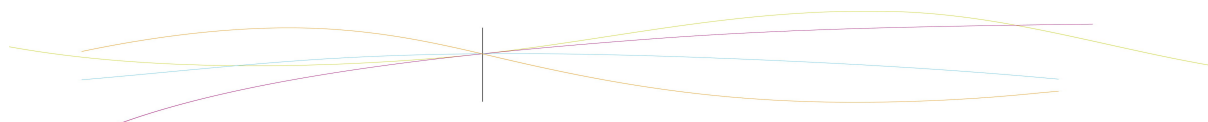
Pour chacune de ces étapes il nous a fallu nous intéresser aux facteurs évoqués dans l'introduction : vitesse du vaisseau, carburant nécessaire, masse... Pour réaliser ces calculs, M.Vuillamy nous a alors fourni des feuilles de tableur Excel et un programme de calcul qu'il nous a alors fallu adapter à notre situation en entrant ou modifiant certaines données.

Il a aussi été nécessaire afin de réaliser ces calculs d'apprendre à utiliser des formules nouvelles permettant de calculer par exemple la trajectoire ou la quantité de carburant nécessaire pour freiner le vaisseau en arrivant à proximité de Mars.

2.2. Organisation du travail

Pour ce qui concerne la communication à l'intérieur du groupe, les réseaux sociaux et les courriers électroniques ont été beaucoup mis à contribution, ceux-ci nous permettant d'échanger nos fichiers afin de constater l'état d'avancement du projet. Ils ont aussi été utiles pour la communication avec M.Vuillamy qui a répondu à nos interrogations ou fournis les documents que nous ne pouvions nous procurer nous-mêmes. D'autre part nous nous réunissions le vendredi matin à l'heure du créneau alloué à notre projet pour mettre en commun nos informations et décider de la marche à suivre pour la semaine suivante.

L'un des problèmes qui s'est posé à nous durant la réalisation de ce projet a été le fait qu'un membre du groupe, Nicolas Gicquel, ait été absent à plusieurs reprises pendant les séances organisées avec M.Vuillamy. Si ces absences étaient justifiées, elles n'en ont pas moins handicapé la progression du projet car il n'était plus en phase avec le travail réalisé par le reste du groupe, réduisant ainsi les tâches qui pouvaient lui être confiées.



3. TRAVAIL RÉALISÉ ET RÉSULTATS

Pour notre projet, l'essentiel de notre travail repose sur l'étude des caractéristiques physiques d'un voyage spatial de la Terre vers Mars. Cette question nous amène donc à nous intéresser aux mouvements des objets dans l'espace, ce qui doit nous permettre dans un premier temps de dessiner la trajectoire du vaisseau par rapport aux orbites des deux planètes, puis de calculer la durée de voyage, les vitesses de l'engin, ou encore la masse de carburant nécessaire.

3.1. Présentation de la mission spatiale de voyage vers Mars

3.1.1. Analyse des caractéristiques de la planète

La conquête de l'espace est, comme nous le savons, un sujet essentiel dans la recherche scientifique. Les ingénieurs et astronomes ne cessent de pousser les limites de notre vision du cosmos. Après la lune en 1969, où l'on avait franchi un cap majeur dans l'avancée des connaissances en envoyant pour la première fois des hommes sur notre satellite naturel, on a décidé d'aller plus loin : Mars.

Mars est la quatrième planète du système solaire en partant du soleil, la Terre se situant entre les orbites de Vénus et de Mars. Cette dernière est distante de la Terre de 56 000 000 de km en « opposition » (distance minimale) et de près de 400 000 000 de km en « conjonction ». Il fait en moyenne sur Mars -63°C , pour des extremums à 20°C et -200°C , qui sont des températures qui restent abordables pour nos technologies. La mission d'exploration de Mars, si elle réussissait, serait un nouveau record de distance parcourue par l'humain dans l'espace.

La planète Rouge possède bien des similitudes avec notre planète Terre. En effet, cet astre semble vivre des cycles tout à fait similaires aux nôtres. La durée du jour est de 24h38 en moyenne, ce qui offre une alternance jour-nuit quasi-identique à celle que nous connaissons. De plus, dû à l'obliquité de la planète sur le plan écliptique, Mars vit un cycle de saisons comparables au notre, avec une variation non négligeable des températures sur la surface.

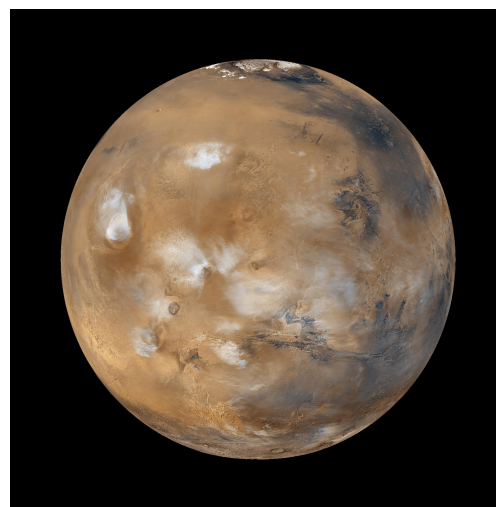
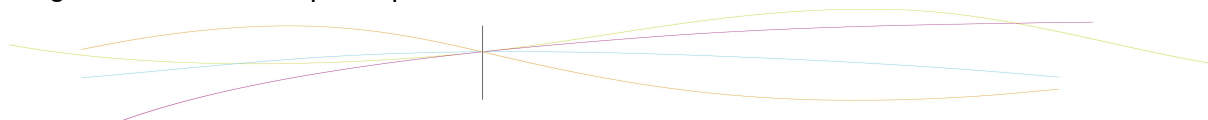


Illustration 1: Image de synthèse de Mars à partir de données réelles

Mais il serait bien trop simpliste de considérer Mars comme une simple jumelle de la planète Terre. Elle se différencie en de nombreux points avec notre globe, qui rendent sa future exploration des plus compliquées. Son atmosphère est composée de plus de 95% de gaz carbonique, 2% d'azote, d'argon 1,9% et une présence très faible d'oxygène (0,13%) et de vapeur d'eau (0,3%). La gravité est aussi un point qui différencie notre astre de Mars. En effet, celle-ci est de 3,7N,



soit 0,38 fois celle de la Terre, ce qui n'est pas négligeable (et supérieur à la valeur de la gravité lunaire de 0,16g). Néanmoins, cette gravité permettra le bon fonctionnement du matériel de recherche et d'exploration humain. Géologiquement, Mars se caractérise par un sol extrêmement sec et poussiéreux, dépourvue d'eau liquide. Cette poussière, bien plus fine que celle de la Lune, constitue l'un des obstacles à l'observation et l'exploration de la planète rouge.

3.1.2. *Les défis à relever*

Bien que la planète Mars soit à l'heure actuelle, après la Terre, l'astre le plus observé de notre système solaire, avec plus de 30 missions depuis une cinquantaine d'années, son exploration par l'Homme reste encore à l'état de projet au sein des agences spatiales, et pour cause, voyager vers Mars n'est pas chose facile : le taux d'échec des missions martiennes avoisinait encore les 30% au début du XXIème siècle. En effet, chaque étape du voyage comporte son lot de défis à relever.

3.1.2.1. *S'arracher du sol terrestre*

Tout d'abord, il faut s'extirper de l'attraction terrestre. Pour mener à bien une mission sur Mars, on estime nécessaire une masse entre 300 et 500 tonnes, ce qui n'est pas possible avec les moyens techniques actuels (maximum, lanceur lourd de classe 100t). Mais on n'envisage pas de tout envoyer en même temps, mais plutôt de diviser ce chargement en plusieurs départs, dispatchés différemment en fonction des scénarii. S'arracher du sol terrestre est donc plus un problème budgétaire que technologique.

3.1.2.2. *La durée du voyage*

L'exploration de Mars, si elle se fait, sera un nouveau record de temps passé dans l'espace pour l'Homme. En effet, du à l'alignement et aux mouvements des planètes, la trajectoire optimale à suivre par la navette entraînera une durée de 6 mois de voyage aller, 500 jours de séjour sur la planète rouge et à nouveau 6 mois de voyage retour, ce qui est considérable quand on sait que la plus longue opération sur le sol lunaire a été d'un peu plus de 3 jours. Ces années de vie dans l'espace sont donc un des grands obstacles de la mission martienne, autant sur la plan humain que technique.



Illustration 2: Le Mars Transfer Vehicule de la NASA, devant emmener les astronautes vers Mars

3.1.2.3. *Gérer l'apesanteur et la pesanteur de Mars*

Bien qu'il existe une pesanteur sur Mars qui ne posera que peu de problèmes aux astronautes et aux objets de recherche, c'est l'apesanteur de 6 mois de voyage qui risque de poser le plus de problèmes en diminuant les Hommes à leur arrivée sur Mars. Pour palier à ce problème, il est possible de recréer une gravité artificielle, en mettant en rotation la partie habitacle autour d'un module lié par un câble. Celle-ci est paramétrable, pour simuler non pas la pesanteur de la Terre mais directement celle de Mars.

3.1.2.4. *Le problème des radiations ionisantes*

Il est régulièrement question des radiations quand on parle d'exploration spatiale. Sur Terre, le champ magnétique et l'atmosphère nous protègent de ces rayons, qui détruiraient toutes formes de vie. Heureusement, l'atmosphère ténue de Mars a lui aussi un effet atténuateur. Le rover Curiosity (sur Mars depuis le 6 août 2012) a montré que les doses reçues par le sol martien sont équivalentes à celles endurées dans la Station Spatiale Internationale. On peut aussi envisager de réduire ces doses en installant des habitats semi-enterrés.

3.1.2.5. *La question de l'humain*

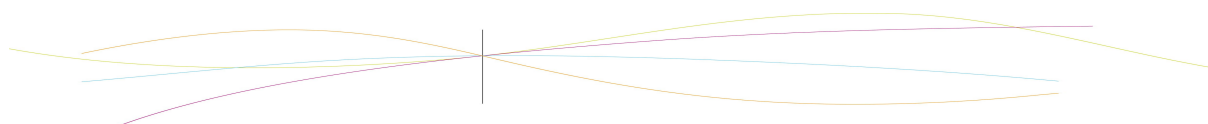
Là est l'une des plus grandes préoccupation des scientifiques : Faire cohabiter dans un espace confiné pendant près de 2 ans et demi, 4 à 6 personnes. À ceci on peut ajouter les questions de la mixité, de la différence de culture (l'équipage sera sûrement composé d'astronautes de différentes nationalités, compte tenu de l'ampleur de cette mission qui sera probablement le fruit d'une association internationale) et enfin l'âge. Autant de questions qui peuvent créer des conflits potentiels ainsi que des problèmes psychologiques au sein même de la navette. C'est d'ailleurs l'un des seuls points difficilement prédictibles de cette mission. Bien que des expériences soient menées, comme Mars500 (500 jours de réclusion dans une installation de Moscou), les études doivent continuer.

3.1.2.6. *Se poser sur Mars*

Si Curiosity avec ses 899kg a été le plus gros objet déposé sur Mars, une exploration martienne par l'homme sera une toute autre histoire. Si l'on considère les besoins de la mission, avec les hommes et leurs modules (habitat, véhicules de retour, objets de recherche etc...), on estime avoir à faire atterrir plus de 30 tonnes. Si l'on se base sur l'atterrissage de Curiosity, on tombe sur des chiffres équivalents totalement astronomiques : Bouclier thermique de 24,5m de diamètre, 30 parachutes de 15m de diamètre à ouvrir en supersonique... La solution que préconisent les ingénieurs de l'espace est de diviser ce chargement en plusieurs objets plus faciles à déposer sur la surface martienne.

3.1.2.7. *Optimiser les choix techniques*

Lorsque l'on cherche à établir les paramètres d'une mission sur Mars, deux objectifs majeurs sont poursuivis : minimiser la masse à envoyer autour de la Terre et assurer la sécurité des Hommes et des biens durant toutes les étapes du voyage. C'est ici le problème



des scientifiques : créer un scénario nominal qui peut s'adapter aux imprévus ou à des imprévus directement réparables par l'humain. Par ailleurs, il existe d'autres défis sur Mars, comme la biosécurité, et la poussière qui risque de limiter et de contraindre les objets et les personnes. Tout les défis qu'offre la planète rouge ne semblent donc pas insurmontables, et sont d'ailleurs sources de recherches et de progrès technologiques, avec des applications qui pourraient se retrouver sur notre globe.

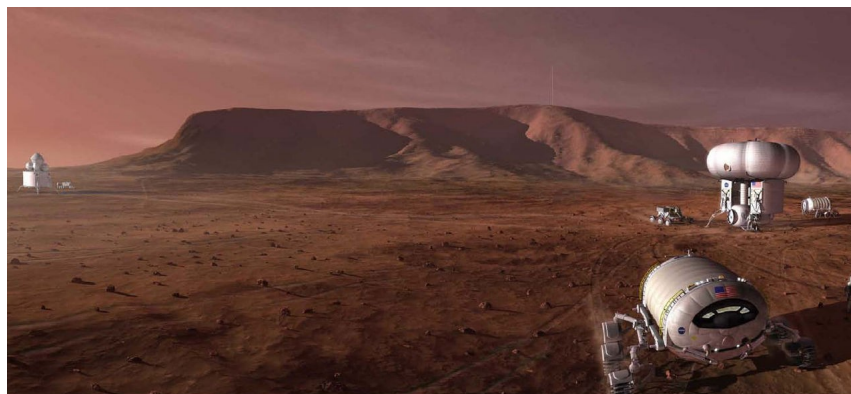


Illustration 3: Vue d'artiste du poste d'habitation d'une mission martienne

3.1.3. Analyse des projets de mission

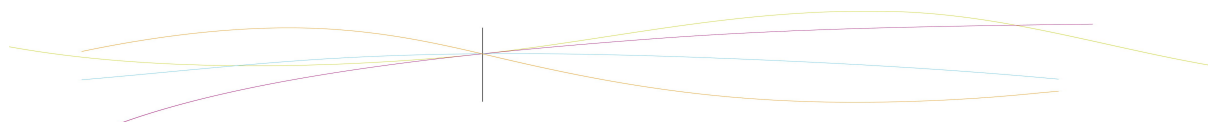
Depuis plus de 60 ans, les scientifiques, notamment russes et américains, proposent des dizaines de scénarios, allant des plus impensables (véhicule de 37 200 tonnes transportant 70 personnes) aux plus concrets et réalisables. Durant l'étude de ces scénarios sont prises en compte des questions telles que : Quelle trajectoire choisir ? Quelle propulsion utiliser ? Comment assurer la sécurité, le fonctionnement et l'atterrissage ? ...etc.

Si l'on se base sur l'architecture d'une mission de type Apollo, les calculs suggèrent qu'on arriverait à des masses à lancer et assembler de près de 1000t, ce qui nécessiterait plus de 40 lancements des lanceurs les plus performants du marché actuel. Ceci étant impossible, autant d'un point de vue budgétaire que sécuritaire et temporel (le mouvement des planètes n'offrant que quelques semaines de « tirs » par an pour suivre la trajectoire optimale), les scientifiques se concentrent sur la réduction des masses. Aussi, afin d'optimiser les chances de succès, les ingénieurs pensent à utiliser la planète Mars comme source de matières premières, notamment pour la création des ergols du retour à partir du dioxyde de carbone abondamment présent dans l'atmosphère martienne. Ceci permettrait de réduire considérablement la masse des objets à envoyer.

C'est en prenant en compte ces éléments et ceux vus dans la partie précédente qu'il existe aujourd'hui des scénarii que nous résumerons dans cette partie.

3.1.3.1. Le projet « Mars Direct »

Le scénario « Mars Direct » est à l'origine de toutes les architectures actuelles de missions vers Mars. Publié début 1990, en réponse au « Rapport des 90 jours » (proposition surréaliste de la NASA, qui prévoyait la mise en orbite basse terrestre de près de 980 tonnes, pour 15 jours de séjour et 4 astronautes, le tout pour un montant prohibitif de 800



milliards de dollars actuels) et aux autres propositions qui précédaient, le projet « Mars Direct » est rédigé par Robert Zubrin et David Baker.

Dans cette nouvelle proposition, ils reviennent sur le « pourquoi » des succès des précédentes missions d'exploration réussies : la simplicité. Objectifs : Voyager léger en prenant en compte les contraintes locales et en utilisant les ressources de l'endroit. Il faut donc, selon Zubrin, utiliser au maximum le dioxyde de carbone et l'atmosphère martienne, si ténue soit-elle. Le projet « Mars Direct » estime à 50 tonnes la masse totale à emporter pour mener à bien la mission. Le déroulement du scénario est basé sur un système ingénieux de roulement des équipes, ce qui n'est pas évident compte tenu de la distance Terre-Mars :

En premier lieu, on envoie sur place le véhicule de retour sur Terre (« ERV ») avec des réservoirs vides et l'unité de production d'oxygène et de méthane. En effet, Zubrin a pour idée d'utiliser le dioxyde de carbone présent dans l'atmosphère martienne (plus de 95%) afin de générer les ergols nécessaires au retour. De plus, cela permettrait de considérablement diminuer le poids à mettre en orbite au départ de la Terre. 8 à 9 mois après l'arrivée de ce module, on lance la production d'ergol.

26 mois plus tard, on envoie un deuxième lanceur avec l'habitat de 4 astronautes, leurs nourritures et des objets d'exploration, précédés quelques semaines auparavant d'un vol similaire au vol n°1, le vol n°3, qui servira de « back-up » au vol n°2 en cas d'incident, mais aussi tout simplement à continuer de transformer le dioxyde de carbone en ergols pour le prochain vol habité, le vol n°4. L'atterrissage se ferait par utilisation de la technique d'aérocapture (avec bouclier thermique), technique qui consiste à utiliser l'atmosphère martienne et par conséquent, les frottements qu'elle peut entraîner pour freiner la chute du module. Cette technique a déjà fait ces preuves pour certaines des sondes et rover martiens. Après un an et demi, la configuration planétaire étant à nouveau favorable, les astronautes partent pour un retour de 6 mois, en utilisant les ergols produits par le vol n°1. Les vols n°3 puis n°4 sont la suite naturelle de la première mission que l'on pourrait voir continuer ainsi par couples de lancements. Ainsi, on peut entreprendre l'exploration habitée de Mars avec une succession de 2 vols. Simple, comme se veut le projet.

Comme on peut le voir, « Mars Direct » nous propose ici un moyen, avec les technologies actuelles, de vivre la première exploration martienne avec seulement 50 tonnes de charge utile.

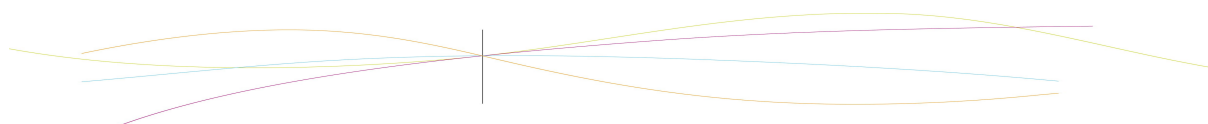
3.1.3.2. Scénario du vol martien « 2-4-2 »

Jean-Marc Salotti, membre du conseil d'administration de l'association Planète Mars a retravaillé l'architecture du projet Mars Direct, afin de rendre moins périlleuse la phase d'EDL, c'est-à-dire « Entry, Descent, Landing », soit la pénétration de l'atmosphère martienne et l'atterrissage.

L'idée première de ce projet est de réduire la taille et la masse des vaisseaux utilisés, donc d'augmenter leur nombre, et de les envoyer directement et par leur propres moyens sur Mars.

Le déroulement de la mission est le suivant :

- On envoie deux vaisseaux cargos, avec le dispositif pour la production d'ergols.
- 2 ans plus tard, on envoie deux vaisseaux habités chacun de 2 astronautes, et deux vaisseaux de retour, qui atterrissent au même endroit que les vaisseaux cargos. Dès leur



arrivée, ils enclenchent le système de production d'ergols pour la remontée en orbite martienne (cette production dure 300 jours).

- 500 jours plus tard, la configuration Terre-Mars est à nouveau favorable. La production des ergols est achevée, les astronautes réalisent une jonction entre leurs habitats et les véhicules de retour et embarquent pour un voyage retour de 6 mois.

3.1.3.3. Conclusion sur les différents scénarii et propositions

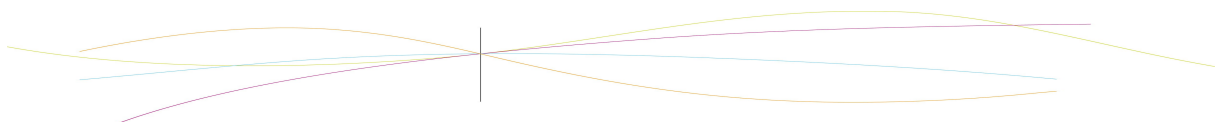
« Mars Direct » est le projet le plus prometteur à l'heure actuelle. C'est pourquoi son rédacteur, Zubrin, en a réalisé une version « light » en se basant sur les technologies développées entre 1990 et 2012, notamment le nouveau lanceur lourd « Falcon 9 Heavy » et la capsule « Dragon » de la compagnie SpaceX.

Par ailleurs, Dennis Tito, ancien ingénieur de la NASA devenu millionnaire, propose en février 2013 un embarquement pour Mars en 2018 (la NASA quant à elle n'envisageant plus une exploration humaine de Mars avant 2035, surtout pour des raisons budgétaires). Son projet « Inspiration Mars Foundation » propose de limiter le voyage à deux astronautes pour un séjour de 500 jours, sans mise en orbite ni descente sur le sol martien. Les retombées scientifiques seraient minimales, pour un coût à l'échelle du voyage réalisé : entre 1,5 et 2,5 milliards de dollars de financement purement privé.

Mais on peut souligner l'initiative de ces hommes et de ces femmes qui pensent à l'avenir non seulement de la science mais aussi de l'humanité, en réfléchissant aux moyens de franchir ce nouveau cap de l'évolution humaine et cette frontière que constitue pour l'instant l'atmosphère terrestre pour notre expansion.



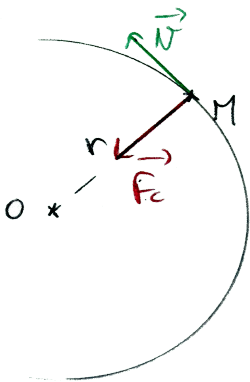
Le lanceur Ares V : avec ses 180t de charge utile en orbite basse. Ce lanceur pourrait être une bonne option pour une mission habitée vers Mars



3.2. Détermination de la trajectoire et du temps de trajet d'un voyage vers Mars

3.2.1. Caractéristiques des mouvements d'objets dans l'espace.

La première chose à envisager lorsque l'on entreprend un voyage dans l'espace est évidemment la détermination de la trajectoire à suivre en partant de la Terre pour rejoindre la planète Mars. Cette trajectoire dépend de nombreuses grandeurs physiques : la vitesse de la Terre autour du soleil, l'angle et la vitesse de départ du lanceur ou encore la vitesse de Mars. Pour simplifier le déroulement du projet, notre professeur référent a réalisé un programme Excel (en Visual Basic), qui exécute et répertorie les calculs effectués en fonction des grandeurs physiques de départ que nous déciderons d'imposer. Nous allons dans cette partie présenter ces calculs.



Le programme de calcul de trajectoire repose sur les principes de la mécanique spatiale. Dans l'espace, astres et appareils spatiaux ne sont soumis qu'à la force d'attraction gravitationnelle. C'est Isaac Newton qui démontra en 1685 que la loi universelle d'attraction gravitationnelle entre un astre sphérique, de centre O, de masse M et de rayon R, sur une petite masse ponctuelle m située en un point M, se réduisait à la simple force centrale

$$\vec{F}_c(M) = -k \vec{OM} = -\frac{K}{r^2} \vec{u}_r \quad \text{avec} \quad K = GMm \quad . \quad \text{On en déduit alors}$$

que l'accélération est elle aussi orientée vers le centre O. On parle d'accélération centripète.

Illustration 4:
Représentation d'un mouvement à force centrale

Dans le cas de notre système solaire, Johannes Kepler a démontré que les planètes décrivaient des trajectoires elliptiques dont le Soleil est l'un des foyers. Cette loi se retrouve à partir du principe fondamental de la dynamique appliqué au point matériel soumis à une force centrale :

$\sum \vec{F}_{ext}(M) = m \vec{a}(M) \Leftrightarrow \vec{F}_c(M) = m \vec{a}(M)$. Or, connaissant l'accélération d'un point M dans un repère cylindrique (Formule de Binet), on en déduit qu'une masse soumise à la seule force centrale suit trajectoire elliptique d'équation $r(\theta) = \frac{p}{1 + e \cos \theta}$ où e est

l'excentricité ($e = \frac{c}{a}$ avec $0 < e < 1$) et p est le paramètre de l'ellipse ($p = \frac{C^2}{\mu}$) . Ce sont des courbes coniques caractérisées par trois grandeurs :

- le demi-grand axe a
- le demi-petit axe b
- la distance $\vec{OF} = c$ où F est l'un des foyers (dans notre cas le soleil)

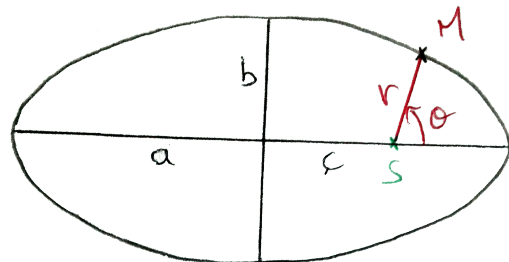
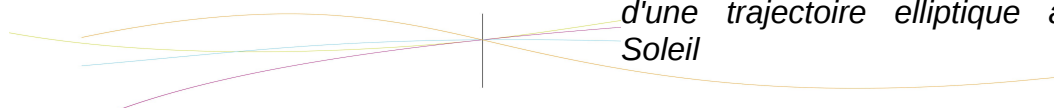


Illustration 5: Description géométrique d'une trajectoire elliptique autour du Soleil



3.2.2. La modélisation des trajectoires par le programme de calcul.

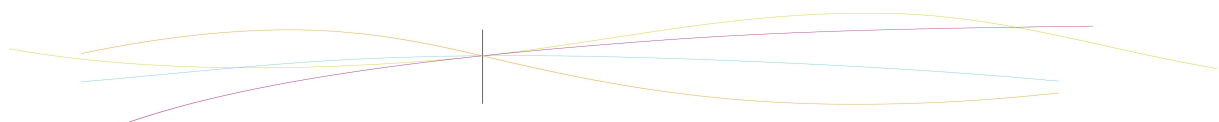
En nous intéressant aux uniques orbites de la Terre et de Mars, nous pouvons faire deux approximations : la première est que les deux orbites se trouvent dans le même plan. Ce résultat est assez proche de la réalité puisque l'inclinaison du plan de la trajectoire de Mars par rapport à l'Écliptique n'est que de 1,85°. La deuxième est que les orbites de la Terre et de Mars sont considérées circulaires. Cette hypothèse s'appuie sur le fait que la Terre et Mars ont des excentricités respectives proches de 0 (0,016 et 0,093). Ce modèle simplifié nous donne bien des trajectoires à accélération centrale, avec une force d'attraction orientée vers le centre du soleil.

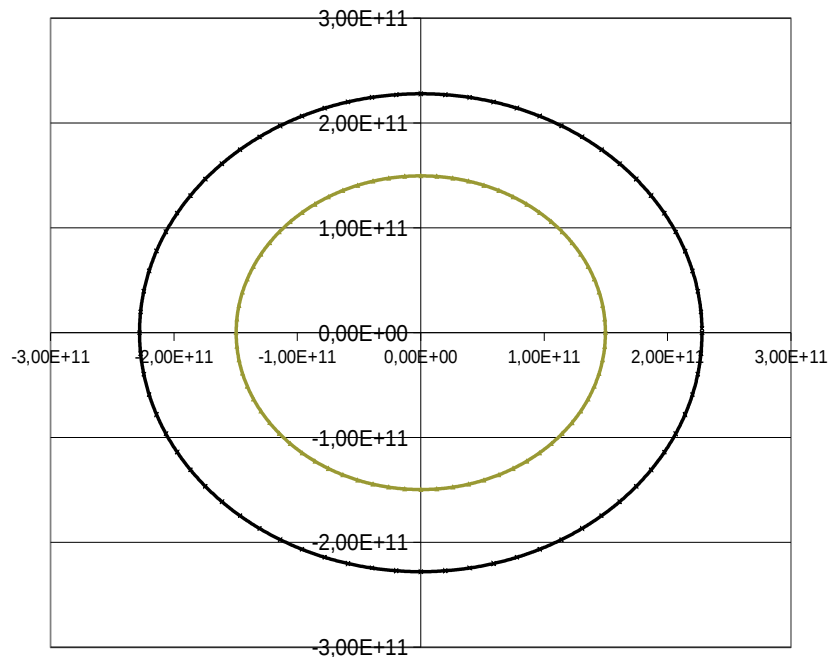
3.2.2.1. Les orbites terrestres et martiennes autour du Soleil.

Pour dessiner les orbites de la Terre et de Mars, nous avons projeté les rayons moyen des trajectoires ($R_T=149\,600\,000\text{ km}$ et $R_M=227\,900\,000\text{ km}$) en coordonnées cartésiennes et en fonction de l'angle θ : $X=R\cos(\theta_{rad})$. Ces calcul sont fait par les $Y=R\sin(\theta_{rad})$ feuilles « Terre » et « Mars » du programme, et le dessin des trajectoires se fait dans la feuille « verif1 ». On peut alors dessiner point par point les deux trajectoires elliptiques des planètes. En voici les 15 premières valeurs :

$R_T\text{ (m)}$	149600000000	
$\theta\text{ (degré)}$	X_T	Y_T
1	1,50E+11	2,61E+09
5	1,49E+11	1,30E+10
10	1,47E+11	2,60E+10
15	1,45E+11	3,87E+10
20	1,41E+11	5,12E+10
25	1,36E+11	6,32E+10
30	1,30E+11	7,48E+10
35	1,23E+11	8,58E+10
40	1,15E+11	9,62E+10
45	1,06E+11	1,06E+11
50	9,62E+10	1,15E+11
55	8,58E+10	1,23E+11
60	7,48E+10	1,30E+11

$R_M\text{ (m)}$	227900000000	
$\theta\text{ (degré)}$	X_M	Y_M
1	2,28E+11	3,98E+09
5	2,27E+11	1,99E+10
10	2,24E+11	3,96E+10
15	2,20E+11	5,90E+10
20	2,14E+11	7,79E+10
25	2,07E+11	9,63E+10
30	1,97E+11	1,14E+11
35	1,87E+11	1,31E+11
40	1,75E+11	1,46E+11
45	1,61E+11	1,61E+11
50	1,46E+11	1,75E+11
55	1,31E+11	1,87E+11
60	1,14E+11	1,97E+11





3.2.2.2. La trajectoire du vaisseau entre la Terre et Mars à l'aller

Pour déterminer la trajectoire du vaisseau, nous devons d'abord déterminer l'excentricité et le paramètre de l'ellipse en fonction des conditions initiales, pour pouvoir résoudre l'équation $r(\theta) = \frac{p}{1 + e \cos \theta}$.

Nous avons donc besoin de déterminer les grandeurs suivantes :

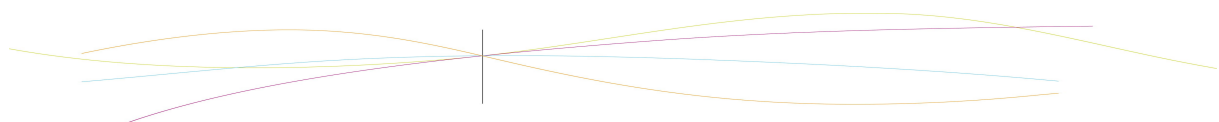
- La constante des aires $C = R_{total} V_{orth}$

- le paramètre de l'ellipse $p = \frac{C^2}{\mu}$

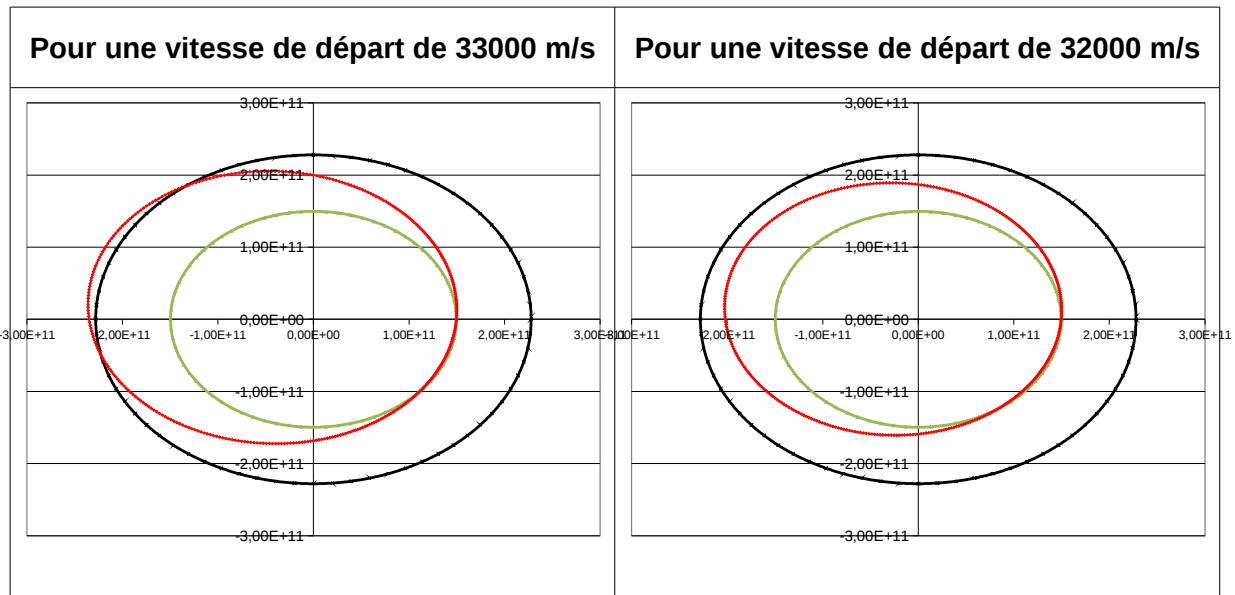
- l'excentricité $e = \sqrt{\frac{1 + 2 C^2 E_{tot}}{\mu^2}}$

La connaissance de ces valeurs nous permet alors de calculer le rayon de la trajectoire, puis le module entre la Terre et Mars en fonction de l'angle θ , puis, de la même manière que pour les orbites de la Terre et de Mars, on calcule les coordonnées X et Y de la trajectoire point par point. Les calculs des grandeurs se font dans la feuille « calcul2 », puis sont reportés dans la feuille « verif1 » et le dessin de l'ellipse se fait dans la feuille « verif1 ».

On fixe un angle de départ par rapport au vecteur vitesse de la Terre de 4° , afin d'être quasi tangent à sa trajectoire, et on va essayer de déterminer quelle est la vitesse de départ optimale grâce à notre feuille de calcul. On cherche tout d'abord à savoir quelle est la vitesse à partir de laquelle la trajectoire de l'engin et de Mars se croisent, c'est-à-dire la vitesse minimale nécessaire pour atteindre Mars. On calcule alors θ_{inter} , l'angle au point d'intersection de la trajectoire de Mars, pour différentes vitesses de départ. On obtient aucun résultat pour les vitesses comprises entre 0 et 32 km/s, et un angle de 125.42° pour une vitesse de 33 km/s. On en déduit que la vitesse minimale pour partir avec un angle de 4° est de 33 km/s.



Le programme nous permet de tracer les trajectoires de la Terre (en vert), de Mars (en noir) et de l'engin (en rouge) ici pour des vitesses de départ de 33 km/s et 32 km/s



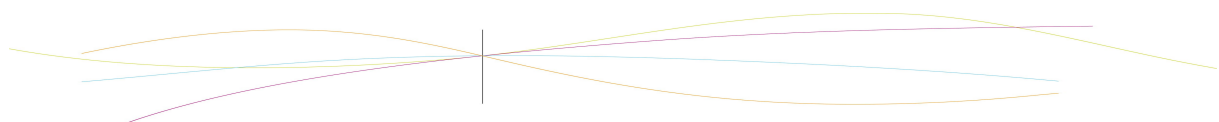
On remarque que, pour une vitesse de 33000 m/s, il y a bien intersection des trajectoires de Mars et de l'engin, il pourra donc s'y poser, tandis que pour des vitesses inférieures ou égales à 32000 m/s, l'engin n'atteindra pas sa cible.

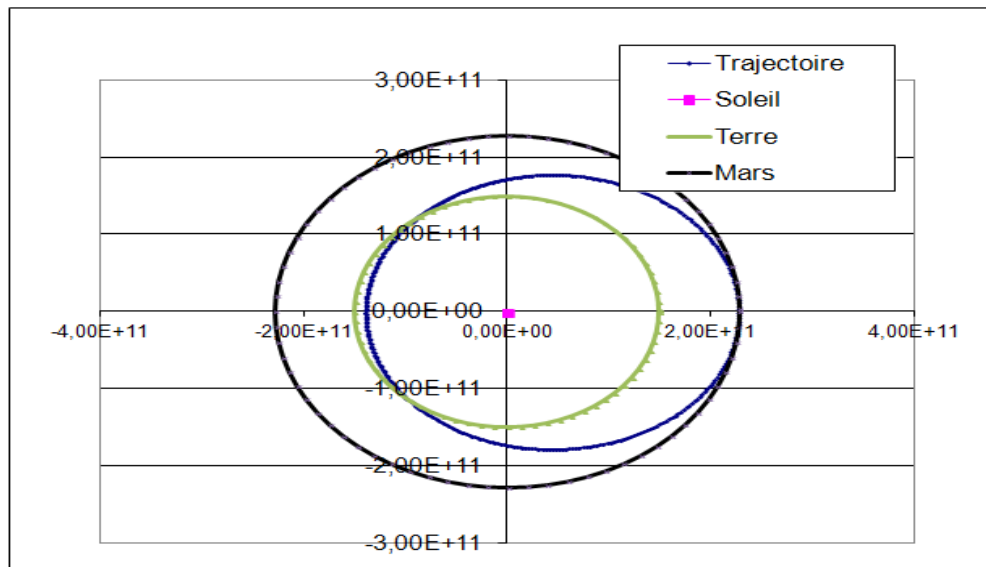
3.2.2.3. La trajectoire de retour vers la Terre

Nous nous sommes ensuite penchés sur la possibilité d'un retour vers la terre. Pour cela nous avons modifié le tableur utilisé pour l'aller en changeant les valeurs de références.

Tout d'abord nous corrigeons le rayon de la trajectoire de la terre dans la feuille calcul2 par celui de mars, à savoir 227 900 000 km. Ensuite on change la feuille verif1 en remplaçant « Mars » par « Terre » dans les annotations des lignes 2 à 13 ainsi que le rayon de la trajectoire de mars par celle de la terre c'est à dire 150 000 000 km.

Une fois cela modifié, le programme calcule (exactement de la même manière que précédemment) les trajectoire de mars, de la terre et du module en prenant comme origine pour celle du module la planète mars. Il détermine ensuite les points d'intersections en comparant les deux rayons des trajectoires.





On peut voir grâce à ce programme qu'en prenant en compte la vitesse de rotation de Mars autour du Soleil (24 km/s), la vitesse absolue de la fusée après avoir quitté l'attraction de Mars doit être réduite. Par conséquent en partant depuis une orbite basse de 200km, on doit non seulement donner une impulsion pour quitter l'attraction de Mars, et ensuite décélérer pour se placer dans une trajectoire correcte de retour et ainsi ne pas "rater" la Terre.

3.2.2.4. Le calcul du temps de voyage par le programme

Après avoir déterminé l'allure de la trajectoire du trajet, l'étape suivante est d'estimer la durée du voyage en fonction de la vitesse et de l'angle de départ. Ce sont les lois de Kepler qui vont nous donner les outils pour calculer le temps de voyage. En effet, la 2ème loi de Kepler nous dit que l'aire parcouru par un point M pendant un temps t est constante. Ceci

se traduit par $\frac{dA}{dt} = \frac{C}{2} = cste$ où C est la constante

des aires, et $\frac{dA}{dt}$ la vitesse aréolaire. Par une

analyse géométrique, on retrouve facilement que

$$dA = \frac{r^2(\theta) d\theta}{2}$$

Il apparaît donc que pour calculer le

temps de trajet, il nous faut déterminer l'aire parcourue par le module pour aller de la planète Terre à la planète Mars, et la comparer à l'aire totale de l'ellipse sur sa période.

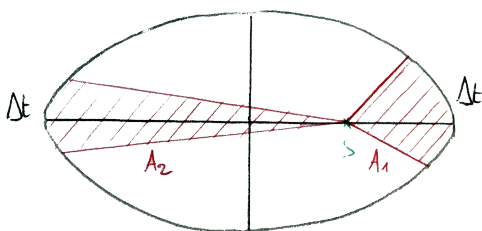
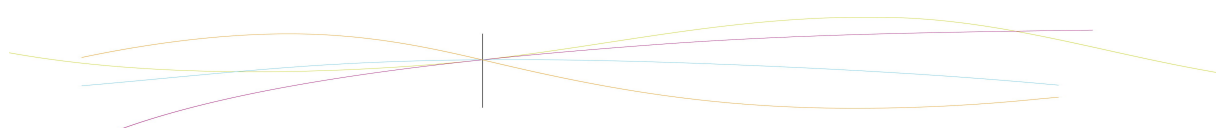


Illustration 6: Représentation de la conservation de l'aire

La période d'une ellipse nous est donnée

par la 3ème loi de Kepler : $T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$. L'aire de l'ellipse est $A = \pi ab$. Mais dans notre cas, il nous est impossible de connaître avec précision les grandeurs a et b, puisqu'elles dépendent de la position de Mars à l'instant t. Il nous faut donc exprimer l'aire en fonction de deux grandeurs connues.



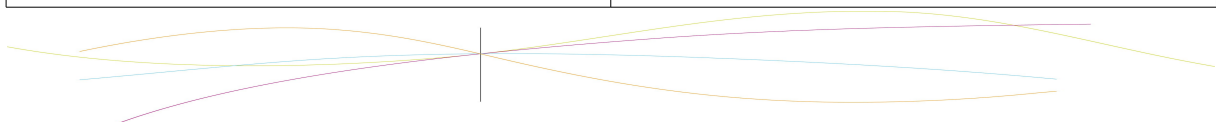
D'après le théorème de l'énergie mécanique, pour un point matériel soumis à une force conservatrice (ici la force de gravitation, qui dérive du potentiel gravitationnel), son énergie se conserve et : $E = E_c + E_p = cste$ avec $E_c = \frac{1}{2} m V^2$ l'énergie cinétique de l'engin et $E_p = -\frac{GMm}{r}$ l'énergie potentielle d'un module en orbite. On démontre alors que, dans le cas d'une trajectoire elliptique autour du Soleil, $E = cste = -\frac{\mu_s}{2a}$ où μ est la constante gravifique héliocentrique $\mu_s = GM_{soleil} = 1,327.10^{20} m^3.s^{-2}$, ce qui nous permet de déterminer à partir de l'énergie de l'engin. De plus, comme l'excentricité $e = \frac{c}{a}$ et que $a^2 + b^2 = c^2$, on en déduit $b = a\sqrt{1-e^2}$ et une nouvelle expression de l'aire de l'ellipse qui est $A = a^2\sqrt{1-e^2}$.

Les calculs du programme reviennent donc à calculer l'aire du voyage $A_{voyage} = \int_{\theta}^{\theta_{inter}} \frac{r^2(\theta)d\theta}{2}$. Le calcul de θ_{inter} se fait en comparant la trajectoire du module et la trajectoire de Mars : au point d'intersection, on a $r_{Mars} = r_{trajectoire}$. Une fois, cette aire déterminée, il ne reste plus qu'à appliquer la 3ème loi de Kepler $\frac{A_{totale}}{T} = \frac{A_{voyage}}{t_{voyage}}$ avec $A_{totale} = a^2\sqrt{1-e^2}$ et $T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$ pour trouver la durée de voyage.

Dans notre programme, l'intégrale A_{voyage} est calculée grâce à la méthode des trapèzes programmée en Visual Basic. Cette méthode consiste à découper l'intervalle $[\theta, \theta_{inter}]$ en plusieurs petits intervalles de taille h sur lesquelles on approximera la fonction à intégrer par des trapèzes. Il suffira alors de calculer la somme des aires de ces trapèzes, donc la somme des $h \frac{f(x) + f(x+h)}{2}$ et de calculer $t_{voyage} = \frac{T \cdot A_{voyage}}{A_{totale}}$

On obtient les résultats suivants :

Vitesse de départ (en m/s)	Temps de trajet (en jours)
33000	175,84
34000	133,69
35000	113,93
36000	101,15
37000	91,87
38000	84,68

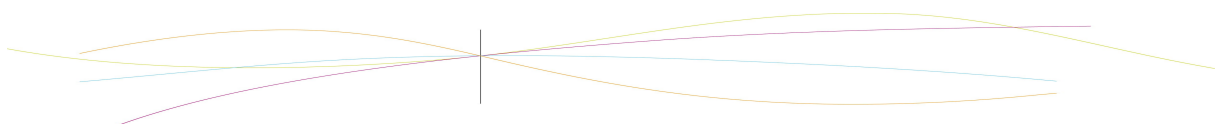


39000	78,87
40000	74,04
41000	69,92
42000	66,36

Comme on pouvait s'y attendre, plus la vitesse de départ est grande, plus le temps de trajet est court. Cependant, plus on l'augmente, plus on devra dépenser de carburant pour quitter la Terre, et surtout pour freiner à l'arrivée sur Mars. En effet, le programme nous donne également la vitesse d'arrivée au niveau de Mars en fonction de la vitesse de départ :

Vitesse de départ (en m/s)	Vitesse d'arrivée (à θ_{inter}) (en m/s)
33000	21900
34000	23400
35000	24800
36000	26200
37000	27500
38000	28900
39000	30200
40000	31500
41000	32700
42000	34000

On peut donc en conclure que la trajectoire optimale pour cette mission vers Mars est l'ellipse définie par une vitesse initiale $V=33\,000$ m/s. Dans la partie suivante, nous étudierons donc cette dernière plus en détail, pour enfin pouvoir calculer la masse de carburant nécessaire à une telle mission.



3.3. Analyse détaillée du trajet vers Mars : calcul de vitesses et de masses

Dans la partie précédente, nous avons pu déterminer la trajectoire idéale à suivre pour optimiser le voyage vers Mars. Mais la détermination de cette trajectoire s'est faite sans prendre en compte les effets de l'attraction terrestre sur la vitesse, de la poussée des moteurs ou encore de la variation de masse. La suite de notre étude consistera donc à effectuer une analyse plus poussée de ce voyage

3.3.1. Les grandeurs utilisées pour les calculs

3.3.1.1. Les constantes liées aux mouvement dans le Système Solaire

Dans la suite de notre étude, nous aurons besoin de plusieurs grandeurs constantes caractéristiques des mouvements d'objets dans l'espace. Ces valeurs sont répertoriées dans le tableau suivant :

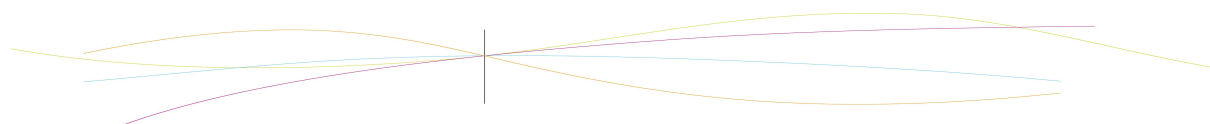
Grandeur	Nom	Valeur
Constante universelle de gravitation	$G \text{ (m}^3\cdot\text{s}^{-2}\cdot\text{kg}^{-1}\text{)}$	6,672E-11
Masse du Soleil	$M_s \text{ (kg)}$	1,989E+30
Constante gravifique héliocentrique	$\mu_s \text{ (m}^3\cdot\text{s}^{-2}\text{)}$	1,327E+20
Masse de la Terre	$M_t \text{ (kg)}$	5,972E+24
Constante gravifique géocentrique :	$\mu_T \text{ (m}^3\cdot\text{s}^{-2}\text{)}$	3,985E+14
Masse de Mars	$M_M \text{ (kg)}$	6,410E+23
Constante gravifique de Mars :	$\mu_M \text{ (m}^3\cdot\text{s}^{-2}\text{)}$	4,277E+13

Nous avons également besoin de connaître certaines vitesses. On sait que la vitesse d'un point de masse négligeable par rapport au centre de l'astre qui l'attire se calcule par la

formule $V_{orbitale} = \sqrt{\frac{GM_{astre}}{D}}$ où D est la distance séparant le centre de l'astre et le point

considéré. Cette formule s'applique aussi bien pour une planète en mouvement autour du soleil que pour un module en orbite autour d'une planète. On peut donc calculer les vitesses de la Terre et de Mars par rapport au Soleil, ainsi que les vitesse d'un engin en orbite basse (h=200km) autour de ces planètes :

$V_{Terre/Soleil}$	29,7 km/s
$V_{Mars/Soleil}$	24,0 km/s
$V_{orb/Terre}$	7,8 km/s
$V_{orb/Mars}$	3,4 km/s



3.3.1.2. Le calcul de la variation de masse : l'équation de Tsiolkovski

Le voyage vers Mars va dépendre de deux caractéristiques fondamentales de notre lanceur : sa masse initiale, et sa puissance. Le but de nos calculs va être de déterminer la masse initiale optimale pour obtenir la charge utile nécessaire au bon déroulement de la mission sur Mars (80T de charge utile selon le scénario de référence de la NASA, 50T pour Mars Direct).

Pour calculer la quantité de carburant nécessaire au trajet, nous nous sommes reposés sur l'équation de Tsiolkovski : $\Delta V = g_0 I_{sp} \ln \frac{m_i}{m_f}$ où ΔV est la variation de vitesse, g_0 est la constante de gravité terrestre, I_{sp} est l'impulsion spécifique, qui caractérise la poussée des lanceurs, m_i la masse initiale et m_f la masse finale.

En effet, lors du voyage vers Mars, on estime que la différence de masse entre le départ et l'arrivée n'est dû qu'à la consommation de carburant. La trajectoire entre les atmosphères terrestre et martienne ne reposant que sur l'énergie cinétique acquise par le module au départ, la consommation de carburant ne se fait qu'à 3 moments : au décollage depuis la surface de la terre, au moment d'échapper à l'attraction de la terre depuis l'orbite basse pour rallier la trajectoire de 33km/s, et au moment de l'arrivée sur Mars, où il faudra décélérer, pour être capté par l'attraction martienne (plus quelques modifications de trajectoires, qui ont un impact non significatif sur la variation de masse)

De l'équation précédente, il vient $\Delta m = m_i \left(1 - \exp\left(\frac{-\Delta V}{g_0 I_{sp}}\right)\right)$, ce qui nous permet donc de calculer cette variation de masse en fonction de la vitesse relative du vaisseau. Dans notre cas l' I_{sp} est de 360s (moteur oxygène/méthane).

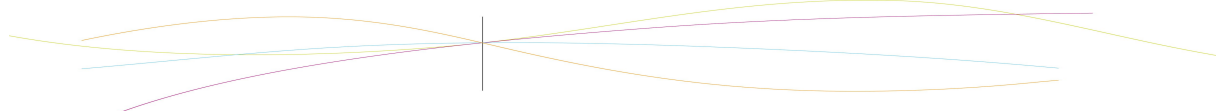
De plus, la variation de masse étant directement liée au temps de fonctionnement des moteurs, on pourra calculer cette durée de poussée par la formule $\Delta m = F V \Delta t$ où F est la force de poussée, égale à 4Tf pour un moteur oxygène/méthane, et V la vitesse initiale.

3.3.2. Description détaillée du voyage vers Mars

On considère le module M de masse initiale m_0 . Pour calculer la quantité de carburant nécessaire, il va falloir étudier les 3 moments clé du vol : le décollage, le départ depuis l'orbite terrestre, et l'arrivée sur l'orbite martienne. Dans les différents scénarios, l'atterrissage sur Mars depuis l'orbite se fait par des méthodes passives (aérocapture, parachutes, ...) ne nécessitant, a priori, pas d'ergols. Le voyage se définit donc comme suit (voir Annexe #) : Au point 0, le lanceur est à la surface de la Terre ; au point 1, le module est en orbite basse terrestre et allume les moteurs pour partir vers Mars ; au point 3, le vaisseau récupère la trajectoire idéale ; au point 4, il décélère pour être capturé par Mars ; au point 5, il est en orbite basse martienne.

3.3.2.1. Le décollage depuis la surface terrestre

Si l'on considère que le décollage se fait de la surface de la Terre avec une masse initiale de 800 tonnes jusqu'à une orbite stationnaire de 200km, on peut alors calculer la consommation de carburant au décollage entre $V_0=0$ et $V_1(M/Terre)=7,8\text{km/s}$. Pour un lanceur de type Ariane 5, nous disposons des caractéristiques suivantes :



	moteur à poudre	moteur MPS
débit (en kg/s)	1000	280
Isp (en s)	270	400
Masse à vide (en T)	38	12,3

En ce qui concerne l'impulsion spécifique, on établit l'Isp totale du lanceur au décollage : $Isp_{tot} = \frac{\sum F_i}{g_0 \sum Q_i} = 280 \text{ s}$. Nous pouvons alors appliquer l'équation de Tsiolkovski avec un $\Delta V = 7,8 - 1,7 = 6,1 \text{ km/s}$ (-1,7 km/s étant le résultats de la résistance de l'air et de la résistance due à la pesanteur). On obtient ainsi un Δm de 716T. Ensuite, il faut soustraire à cette valeur la masse des composants du lanceur se séparant pendant le décollage, c'est à dire la masse des deux moteurs à poudre à vide, du moteur MPS à vide, ainsi que 2,9t pour la coiffe. On trouve ainsi une consommation de 624T de carburant pour le décollage. Cette valeur diffère quelque peu de la valeur réelle (environ 640 tonnes). L'écart est dû aux approximations faites sur le ΔV et sur la masse de départ et au que nous n'ayons pas pris en compte les différentes phases du décollage durant lesquelles les étages du lanceur sont larguées successivement, changeant ainsi la masse de la fusée et l'impulsion spécifique total en fonction de l'altitude.

3.3.2.2. Le départ depuis l'orbite terrestre

Une fois en orbite stationnaire, à 200km au dessus de la surface de la terre, et avec une vitesse $V_1(M/Terre)=7,8\text{km/s}$, il va falloir se détacher de l'attraction terrestre, et rallier la trajectoire idéale, correspondant à une vitesse absolue initiale de 33km/s, qui a été calculée par le programme. Nous avons donc cherché la vitesse $V_2(M/Terre)$ correspondant à l'impulsion à donner au module depuis l'orbite basse pour arriver à une vitesse relative $V_3(M/Terre)=3,3\text{km/s}$ à une distance de 50 000 km depuis la Terre (équivalent approximativement au champs d'action de l'attraction terrestre). Pour ce faire, nous utilisons le fait que l'énergie totale se conserve entre les point 2 et 3 et $E_{totale} = \frac{1}{2}V^2 - \frac{\mu_T}{r_T+h} = cste$ avec h la distance entre la surface de la Terre et le module. On obtient donc $V_2(M/Terre) = \sqrt{2\left(\frac{3300^2}{2} - \frac{\mu_T}{r_T+50\,000\text{ km}} + \frac{\mu_T}{r_T+200\text{ km}}\right)} = 10,9\text{ km.s}^{-1}$. Il faudra donc partir avec une vitesse de 10,9 km/s pour atteindre l'orbite de transfert vers Mars. Disposant de cette variation de vitesse, on peut alors calculer, la variation de masse grâce à Tsiolkovski, puis la durée de fonctionnement des moteurs, en fonction de la masse initiale mise en orbite basse,. Ces valeurs sont répertoriées dans le tableau suivant :

m_1 (kg)	$\Delta m_{1 \rightarrow 2}$ (kg)	$\Delta t_{1 \rightarrow 2}$ (heures)
10 000,0	5 843,0	1,4
20 000,0	11 686,0	2,9
30 000,0	17 529,0	4,3
40 000,0	23 372,0	5,7
50 000,0	29 215,0	7,2

3.3.2.3. L'arrivée en orbite basse martienne

L'arrivée sur Mars se fait sur un schéma symétrique à celui du départ de la Terre. D'après les calculs préliminaires du programme, le croisement entre les orbites de notre vaisseau et de Mars se fait environ 175 jours après le départ de la Terre, et à une vitesse absolue de 21,9 km/s, soit une vitesse relative de -1,9 km/s. Cette vitesse relative négative s'explique par le fait que le module arrive devant l'astre. Il va donc se faire happer par son champs d'attraction dans le sens inverse de sa vitesse absolue. Mais cette vitesse sera à nouveau positive lorsque le module aura fait un demi-tour sur son orbite autour de Mars. Or,

nous savons que, toujours par la formule $V_{orbitale} = \sqrt{\frac{GM_{astre}}{D}}$, la vitesse qu'aura le module à 200km d'altitude sera de 3,4 km/s. Nous avons donc un $\Delta V = 1,5$ km/s. De plus, il faut noter que, lors du trajet sur l'orbite de transfert (entre les points 3 et 4), il n'y a aucune perte de masse, et $m_4 = m_3$. Ainsi, nous pouvons appliquer Tsiolkovski de manière à déterminer la quantité de carburant consommée et le temps de poussée du moteur pour l'arrivée. Nous obtenons les résultats suivants :

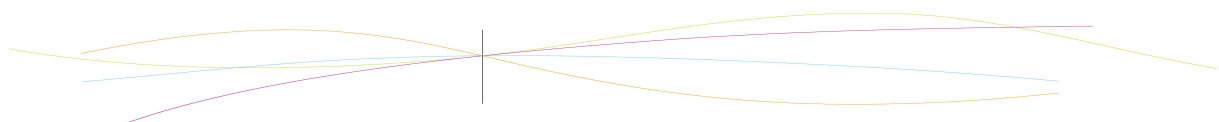
m_1 (kg)	m_4 (kg)	$\Delta m_{4 \rightarrow 5}$ (kg)	$\Delta t_{4 \rightarrow 5}$ (heures)
10 000,0	4 157,0	1 438,6	0,4
20 000,0	8 314,0	2 877,1	0,7
30 000,0	12 471,0	4 315,7	1,1
40 000,0	16 628,0	5 754,3	1,4
50 000,0	20 785,0	7 192,8	1,8

Nous pouvons donc conclure sur la masse finale de carburant consommée, et la masse utile déposée sur Mars :

m_1 (kg)	Δm_{tot} (kg)	m_{utile}
10 000,0	7 281,6	2 718,4
20 000,0	14 563,1	5 436,9
30 000,0	21 844,7	8 155,3
40 000,0	29 126,2	10 873,8
50 000,0	36 407,8	13 592,2

En comparaison aux exigences des missions de Mars Direct ou du scénario de référence de la NASA, on peut approximer les masses à mettre en orbite basse pour pouvoir emmener les masses utiles requises sur Mars, de respectivement 50T et 80T. On trouve les résultats suivants qui montrent bien la nécessité de séparé les lancements pour pouvoir optimiser la mission :

m_1 (kg)	Δm_{tot} (kg)	m_{utile} (kg)
200 000,0	145 631,1	54 368,9
300 000,0	218 446,7	81 553,3



4. CONCLUSION ET PERSPECTIVES

À travers ce dossier nous avons détaillé les différents scénarios ainsi que les notions relatives aux contraintes imposées par un voyage habité vers Mars. Grâce au programme conçue par M.Vuillamy et nous-mêmes, nous avons pu nous rendre compte des différentes caractéristiques techniques nécessaires à chaque scénario envisagé.

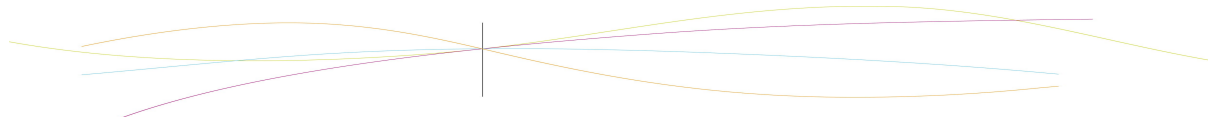
Néanmoins ce dossier représente seulement une approche de ce projet de voyage spatial. En effet beaucoup de variables et de facettes restent à explorer. Nous pourrions par exemple étudier l'influence d'autres types de propulsion telles que la propulsion thermonucléaire ou électronucléaire qui offrent des impulsions spécifiques bien plus grandes, réduisant ainsi le temps de voyage, mais faisant apparaître de nouvelles contraintes.

Il pourrait être intéressant de considérer, en plus des aspects techniques de la mission, les contraintes imposées par une mission habitée d'une telle durée : contraintes psychologiques sur les astronautes, prise en compte des réserves de provisions à emporter et des installations de survie... ainsi qu'aux contraintes économiques et politiques d'une mission de cette ampleur : prix, pays dirigeant les opérations, conséquences du rapatriement d'échantillons...

Sur un plan plus personnel on peut constater cet EC projet a été enrichissant à bien des niveaux, il nous a permis de mieux appréhender le métier d'ingénieur puisque nous avons un sujet très vague qu'il nous a fallu d'abord comprendre afin de répondre correctement à ce qui était attendu de notre part.

Par ailleurs, comme c'est souvent le cas dans le métier d'ingénieur, il a été nécessaire d'adapter nos outils de travail en fonction de la situation pour correctement calculer les différents paramètres nécessaires à la réalisation du projet. Nous sommes cependant conscients du fait que nous n'aurions sans doute pas tenu les délais du projet sans le soutien de M.Vuillamy ce qui, à la veille de notre entrée en département, nous indique le chemin qu'il nous reste à parcourir avant d'être pleinement autonomes en tant qu'ingénieurs.

Enfin, il a permis de renforcer encore davantage à nos yeux la nécessité du travail en groupe et de la répartition des tâches parmi nous pour mener à bien le projet dans les délais.



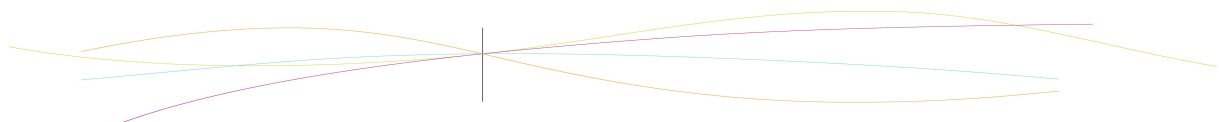
5. BIBLIOGRAPHIE

[1] Jean-François PELLERIN, Richard HEIDMANN, Alain SOUCHIER, “Embarquement pour Mars : 20 défis à relever”, A2C Médias, 2013.

[2] George MUSSER, Mark ALPERT,, “Comment aller sur Mars”, *Pour la Science*, n°271, p30-37, 2010.

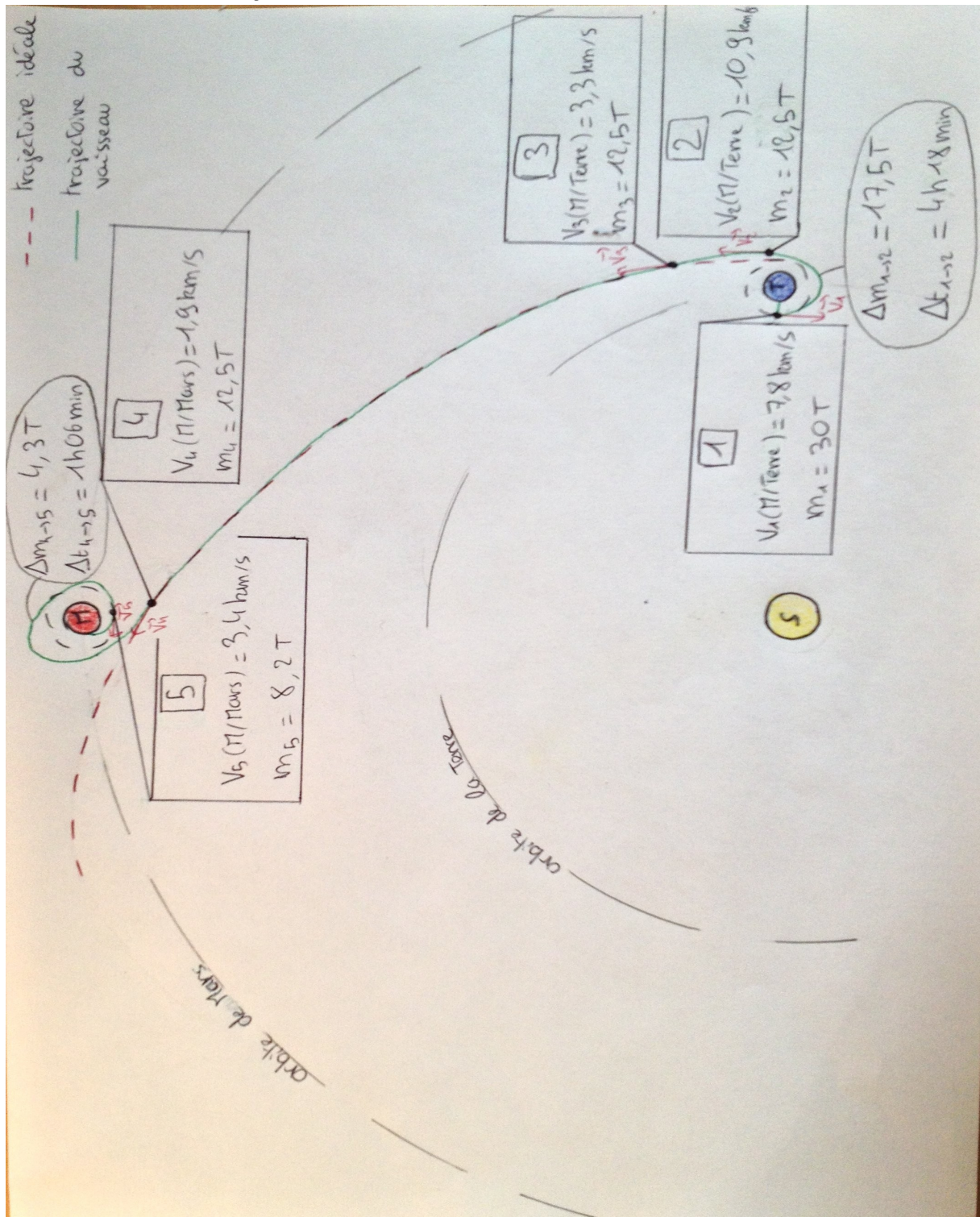
[3] Un lanceur pour les missions habitées vers Mars :<http://www.planete-mars.com/dossiers/lanceur/lanceur.html> (valide à la date du 14/06/2014).

[4] Ariane 5 en quelques chiffres :<http://www.cnes.fr/web/CNES-fr/771-ariane-5-en-quelques-chiffres.php> (valide à la date du 14/06/2014).



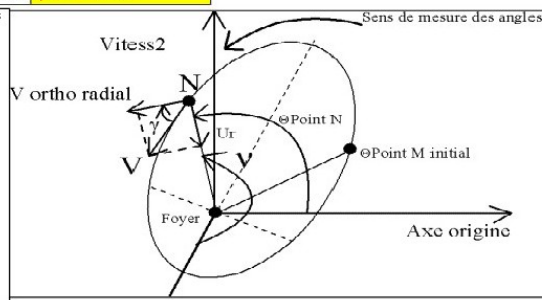
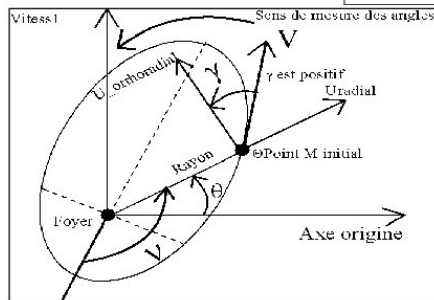
6. ANNEXES

6.1. Dessin récapitulatif du déroulement du voyage vers Mars pour une vitesse de trajectoire de 33 km/s



6.2. Extrait des feuilles du programme de calcul

masse de la Terre (kg)		5,97E+24
masse du soleil (kg)		1,99E+30
G, constante universelle (m ³ (s ⁻²)(kg ⁻¹) de gravitation		6,67E-11
constante gravifique :	Mu Soleil	1,327E+20 m ³ /s ²
rayon trajectoire de la Terre	Rt =	149600000 km
accélération de la pesanteur :	g ₀ =	inutile
teta point courant degré		0
	mu terre=	3,986E+14 m ³ /s ²

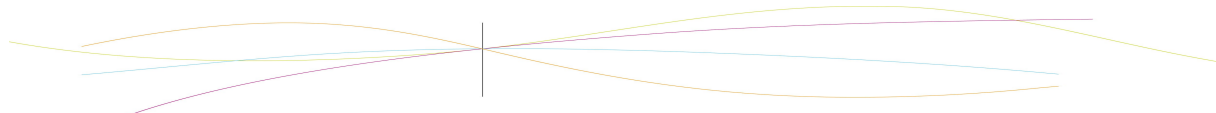


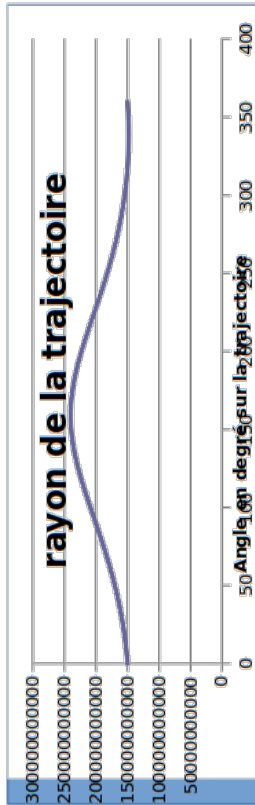
	Vitesse	V m/s	33000
	z	Km	200
	r	km	149600200
	Gama, angle du vecteur vitesse sur l'ortho rayon vecteur en degré		4
	Gama, angle du vecteur vitesse sur l'ortho rayon vecteur en rad		0,0698124444
	vitesse radiale		2301,9397459209
	vitesse ortho radiale		32919,6153289517
	Constante des aires m ² /s		4924781037134240
	p		182760791847,042
	energie totale	J/kg	-342571541,348207
	a, 1/2 grand axe	km	193691045,493343
	excentricité		0,2375529065
	Za Km		90102916,3122877
	Zp km		-1920825,32560253
	teta degré		0
	teta -teta 0 rad		0,3678480787
	teta -teta 0 degré		21,0763614759
	teta0_1 degré		-21,0763614759
	teta0_2 degré		21,0763614759
	etude de la solution 1		
	teta relatif ou nu degré		21,0763614759
	r		149600200000
	tgr gama		0,0699260828
	gama en deg		4
	etude de la solution 2		
	teta relatif ou nu degré		-21,0763614759
	r		149600200000
	tgr gama		-0,0699260828
	gama en deg		-4
	aire ellipse		1,14485685585897E+023
	periode (s)		46493716,0546399
	periode (jour)		538,1217135954

issu du calcul

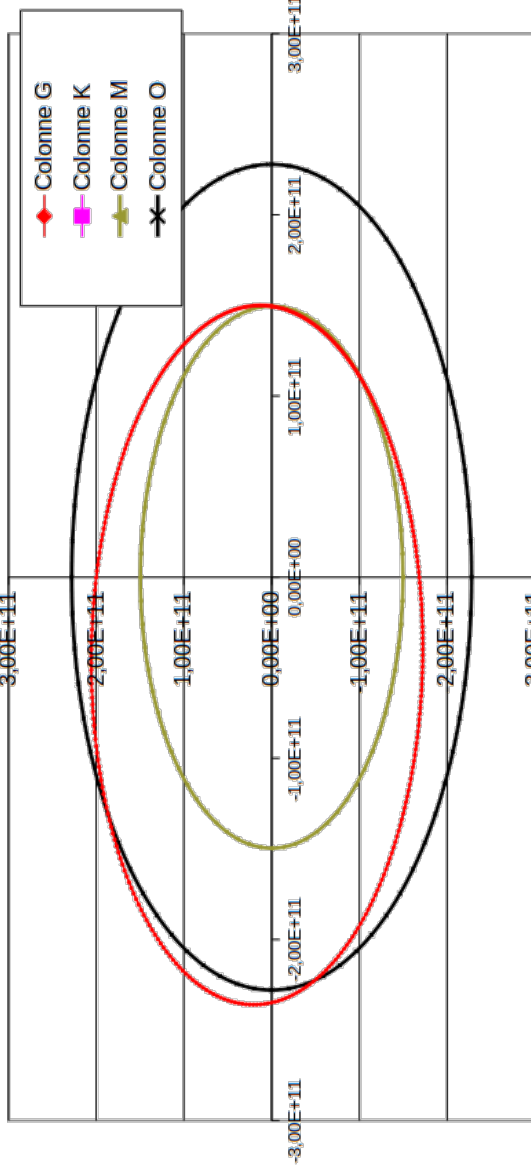
Orbite_perso2.xls!calcul2

dans cette feuille on recherche la position de l'apogée et du périhélie se donne la position initiale et le vecteur vitesse (en module et dir). Le système produit deux orientations possibles, dont l'une seule est valable. On recherche le teta0 vrai. En examinant les vecteurs vitesses on trouve la solution : c'est ce qui correspond à l'angle du vecteur vitesse imposé routine "calcul2"





teta_pt_M	teta deg	(teta - teta_perige)deg	Nu deg	Nurad	rayon	x	y	Y orig	X Terre	Y Terre	X Mars	Y Mars	rayon au carré/écart/mars
0	21,08	0,00	21,08	0,37	1,50E+11	1,50E+11	0,00E+00	21,07635	0	1,50E+11	2,61E+09	3,98E+09	1,12E+22 INF
1,00	22,08	1,00	22,08	0,39	1,50E+11	1,50E+11	2,61E+09	0	1,49E+11	1,30E+10	2,27E+11	1,99E+10	1,12E+22 INF
2,00	23,08	2,00	23,08	0,40	1,50E+11	1,50E+11	5,23E+09	0	1,47E+11	2,60E+10	2,24E+11	3,96E+10	1,12E+22 INF
3,00	24,08	3,00	24,08	0,42	1,50E+11	1,50E+11	7,86E+09	0	1,45E+11	3,87E+10	2,20E+11	5,90E+10	1,13E+22 INF
4,00	25,08	4,00	25,08	0,44	1,50E+11	1,50E+11	1,05E+10	0	1,41E+11	5,12E+10	2,14E+11	7,79E+10	1,13E+22 INF
5,00	26,08	5,00	26,08	0,46	1,51E+11	1,50E+11	1,31E+10	0	1,36E+11	6,32E+10	2,07E+11	9,68E+10	1,13E+22 INF
6,00	27,08	6,00	27,08	0,48	1,51E+11	1,50E+11	1,57E+10	0	1,30E+11	7,48E+10	1,97E+11	1,14E+11	1,14E+22 INF
7,00	28,08	7,00	28,08	0,50	1,51E+11	1,50E+11	1,78E+10	0	1,24E+11	8,64E+10	1,87E+11	1,14E+11	1,14E+22 INF
8,00	29,08	8,00	29,08	0,52	1,51E+11	1,50E+11	1,99E+10	0	1,18E+11	9,80E+10	1,77E+11	1,14E+11	1,15E+22 INF
9,00	30,08	9,00	30,08	0,54	1,51E+11	1,50E+11	2,20E+10	0	1,12E+11	1,09E+11	1,67E+11	1,14E+11	1,15E+22 INF
10,00	31,08	10,00	31,08	0,56	1,51E+11	1,50E+11	2,41E+10	0	1,06E+11	1,28E+11	1,57E+11	1,14E+11	1,15E+22 INF
11,00	32,08	11,00	32,08	0,58	1,51E+11	1,50E+11	2,62E+10	0	1,00E+11	1,47E+11	1,47E+11	1,14E+11	1,16E+22 INF
12,00	33,08	12,00	33,08	0,60	1,51E+11	1,50E+11	2,83E+10	0	9,40E+10	1,66E+11	1,37E+11	1,14E+11	1,16E+22 INF
13,00	34,08	13,00	34,08	0,62	1,51E+11	1,50E+11	3,04E+10	0	8,74E+10	1,85E+11	1,27E+11	1,14E+11	1,17E+22 INF
14,00	35,08	14,00	35,08	0,64	1,51E+11	1,50E+11	3,25E+10	0	8,08E+10	2,04E+11	1,17E+11	1,14E+11	1,17E+22 INF
15,00	36,08	15,00	36,08	0,66	1,51E+11	1,50E+11	3,46E+10	0	7,42E+10	2,23E+11	1,07E+11	1,14E+11	1,18E+22 INF
16,00	37,08	16,00	37,08	0,68	1,51E+11	1,50E+11	3,67E+10	0	6,76E+10	2,42E+11	9,7E+10	1,14E+11	1,18E+22 INF
17,00	38,08	17,00	38,08	0,70	1,51E+11	1,50E+11	3,88E+10	0	6,10E+10	2,61E+11	8,7E+10	1,14E+11	1,19E+22 INF
18,00	39,08	18,00	39,08	0,72	1,51E+11	1,50E+11	4,09E+10	0	5,44E+10	2,80E+11	7,7E+10	1,14E+11	1,19E+22 INF
19,00	40,08	19,00	40,08	0,74	1,51E+11	1,50E+11	4,30E+10	0	4,78E+10	2,99E+11	6,7E+10	1,14E+11	1,20E+22 INF
20,00	41,08	20,00	41,08	0,76	1,51E+11	1,50E+11	4,51E+10	0	4,12E+10	3,18E+11	5,7E+10	1,14E+11	1,20E+22 INF
21,00	42,08	21,00	42,08	0,78	1,51E+11	1,50E+11	4,72E+10	0	3,46E+10	3,37E+11	4,7E+10	1,14E+11	1,21E+22 INF
22,00	43,08	22,00	43,08	0,80	1,51E+11	1,50E+11	4,93E+10	0	2,80E+10	3,56E+11	3,7E+10	1,14E+11	1,21E+22 INF
23,00	44,08	23,00	44,08	0,82	1,51E+11	1,50E+11	5,14E+10	0	2,14E+10	3,75E+11	2,7E+10	1,14E+11	1,22E+22 INF
24,00	45,08	24,00	45,08	0,84	1,51E+11	1,50E+11	5,35E+10	0	1,48E+10	3,94E+11	1,7E+10	1,14E+11	1,22E+22 INF
25,00	46,08	25,00	46,08	0,86	1,51E+11	1,50E+11	5,56E+10	0	8,20E+09	4,13E+11	7,0E+09	1,14E+11	1,23E+22 INF
26,00	47,08	26,00	47,08	0,88	1,51E+11	1,50E+11	5,77E+10	0	7,54E+09	4,32E+11	6,0E+09	1,14E+11	1,24E+22 INF
27,00	48,08	27,00	48,08	0,90	1,51E+11	1,50E+11	5,98E+10	0	6,88E+09	4,51E+11	5,0E+09	1,14E+11	1,24E+22 INF
28,00	49,08	28,00	49,08	0,92	1,51E+11	1,50E+11	6,19E+10	0	6,22E+09	4,70E+11	4,0E+09	1,14E+11	1,25E+22 INF
29,00	50,08	29,00	50,08	0,94	1,51E+11	1,50E+11	6,40E+10	0	5,56E+09	4,89E+11	3,0E+09	1,14E+11	1,26E+22 INF
30,00	51,08	30,00	51,08	0,96	1,51E+11	1,50E+11	6,61E+10	0	4,90E+09	5,08E+11	2,0E+09	1,14E+11	1,26E+22 INF
31,00	52,08	31,00	52,08	0,98	1,51E+11	1,50E+11	6,82E+10	0	4,24E+09	5,27E+11	1,0E+09	1,14E+11	1,27E+22 INF
32,00	53,08	32,00	53,08	1,00	1,51E+11	1,50E+11	7,03E+10	0	3,58E+09	5,46E+11	0,0E+09	1,14E+11	1,28E+22 INF
33,00	54,08	33,00	54,08	1,02	1,51E+11	1,50E+11	7,24E+10	0	2,92E+09	5,65E+11	-1,0E+09	1,14E+11	1,29E+22 INF



V départ	Z départ	Angle départ	teta, point d'intersection trajectoire Mars	vitesse absolue au point d'intersection de la trajectoire de Mars	Composante Ur de la vitesse absolue d'intersection de la trajectoire de Mars	Composante Uteta de la vitesse absolue d'intersection de la trajectoire de Mars	Composante selon X de la vitesse absolue au point d'intersection de la trajectoire de Mars	Composante selon Y de la vitesse absolue au point d'intersection de la trajectoire de Mars	module de la vitesse relative de l'engin au point d'intersection
40000,00	200,00	4,00	68,23	31471,51	17445,50	26193,21	-22409,91	8949,62	17566,97
36000,00	200,00	4,00	83,01	26200,31	11433,81	23573,89	-23951,31	2938,41	11447,37
35000,00	200,00	4,00	90,28	24808,39	9495,96	22919,05	-24130,60	-117,52	9572,97
34000,00	200,00	4,00	101,65	23376,40	7124,65	22264,22	-23634,14	-4871,04	7365,13
33000,00	200,00	4,00	125,42	21896,49	3533,86	21609,39	-19665,80	-13984,14	4341,21
37000,00	200,00	4,00	77,81	27558,23	13130,96	24228,72	-23587,08	5094,02	13131,32
38000,00	200,00	4,00	73,87	28886,95	14671,81	24883,55	-23181,45	6702,23	14691,10
39000,00	200,00	4,00	70,76	30190,33	16100,59	25538,38	-22783,26	7951,28	16162,00
41000,00	200,00	4,00	66,13	32733,10	18724,89	26848,04	-22066,44	9765,86	18921,01
42000,00	200,00	4,00	64,35	33977,29	19949,46	27502,87	-21752,33	10446,81	20232,43

vitesse de Mars	Composante selon X de la vitesse absolue de l'engin	Composante selon Y de la vitesse absolue de l'engin	durée (en jours et fraction de jours)	delta Vx mars	delta Vy mars	module delta V	delta masse arrivé	delta V terre	delta masse départ
24130,88	-17854,99	25915,80	74,04	-4554,91	-16966,18	17566,97	143,64	11000,00	21,53
24130,88	-22006,16	14219,31	101,15	-1945,15	-11280,89	11447,37	24,57	7000,00	6,26
24130,88	-22965,03	9384,23	113,93	-1165,57	-9501,75	9572,97	14,04	6000,00	4,47
24130,88	-23244,08	2483,75	133,69	-390,06	-7354,79	7365,13	7,05	5000,00	3,12
24130,88	-19658,79	-9642,94	175,84	-7,01	-4341,20	4341,21	2,42	4000,00	2,10
24130,88	-20910,77	17949,72	91,87	-2676,32	-12855,70	13131,32	40,19	8000,00	8,63
24130,88	-19829,47	21005,83	84,68	-3351,98	-14303,59	14691,10	63,07	9000,00	11,79
24130,88	-18806,90	23616,49	78,87	-3976,36	-15665,21	16162,00	96,16	10000,00	15,97
24130,88	-16973,09	27988,44	69,92	-5093,34	-18222,58	18921,01	211,22	12000,00	28,90
24130,88	-16155,36	29889,68	66,36	-5596,97	-19442,87	20232,43	306,65	13000,00	38,69

6.3. Pour aller plus loin : les différents systèmes de propulsion

Les systèmes de propulsion

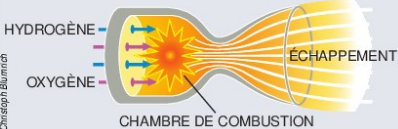
Comment propulser un véhicule spatial habité, d'une orbite terrestre jusqu'à Mars? Les différents systèmes proposés ont chacun leurs avantages et leurs inconvénients. Le principal compromis technique est entre la poussée de la fusée et son rendement énergétique. Les systèmes à forte poussée communiquent une accélération supérieure, mais ils consomment en général plus de carburant. Les systèmes à faible poussée prennent plus lentement de la vitesse, mais ils consomment moins.

Les deux systèmes sont complémentaires : les fusées à forte poussée transporteront rapidement les astronautes, tandis que les systèmes à faible poussée convoieront plus lentement du matériel ou des modules d'habitation vides.

CODE DE COULEURS	
→	CARBURANT
→	COURANT ÉLECTRIQUE
→	CHAMP MAGNÉTIQUE
→	OXYGÈNE

LA PROPULSION CHIMIQUE

La propulsion chimique est une technique éprouvée : la combustion de l'hydrogène et de l'oxygène produit des gaz dont la détente pousse la fusée. Elle engendre une poussée supérieure à celle de la plupart des autres techniques, mais avec un rendement inférieur. Les fusées chimiques nécessiteraient des quantités prodigieuses de carburant pour propulser un véhicule habité vers Mars. L'un des projets envisagés nécessite, en orbite terrestre basse, un engin de 233 tonnes, dont 166 tonnes d'hydrogène et d'oxygène liquides. Ses sept moteurs RL-10 (un moteur classique utilisé sur de nombreuses fusées américaines) seraient disposés en trois étages de propulsion. Le premier étage enverrait le véhicule en orbite elliptique haute autour de la Terre ; le deuxième placerait le véhicule sur une trajectoire vers Mars ; et le troisième le ferait retourner vers la Terre à la fin de la mission. Chaque étage serait mis à feu pendant quelques minutes seulement, puis serait largué.

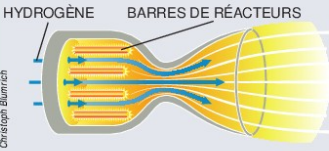


CHRISTOPH BLUMRICH

Poussée : 110 000 newtons
Vitesse d'éjection des gaz : 4,5 kilomètres par seconde
Temps de combustion spécifique : 21 minutes
Fraction de masse : 55 pour cent

LA PROPULSION THERMONUCLÉAIRE

Dans les années 1960, le gouvernement américain a construit et testé au sol des fusées thermonucléaires dans le cadre du programme *Rover/NERVA*. Dans ces moteurs, un flot d'hydrogène liquide traverse un réacteur à cœur nucléaire solide, où le gaz est chauffé à plus de 2 500 °C avant d'être éjecté à grande vitesse par la tuyère de la fusée. La propulsion nucléaire fournit deux fois plus de quantité de mouvement par kilogramme de carburant que les fusées chimiques les plus performantes, et les réacteurs produisent de l'électricité pour le véhicule spatial. Un vaisseau habité de 170 tonnes, avec trois moteurs nucléaires et environ 90 tonnes d'hydrogène liquide, atteindrait Mars en six ou sept mois. Toutefois le public s'oppose à l'envoi dans l'espace d'un réacteur nucléaire : plusieurs systèmes de propulsion qui utilisent également des réacteurs nucléaires ont été aujourd'hui écartés.

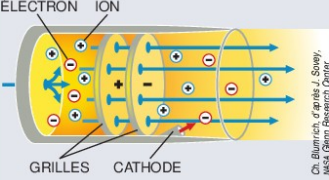


CHRISTOPH BLUMRICH

Poussée : 67 000 newtons
Vitesse d'éjection des gaz : 9 kilomètres par seconde
Temps de combustion spécifique : 27 minutes
Fraction de masse : 32 pour cent

LA PROPULSION IONIQUE

Conçue dans les années 1950, la propulsion ionique est l'une des techniques qui utilisent les champs électriques (plutôt que la chaleur) pour éjecter le gaz propulseur. Un gaz, comme le césium ou le xénon, passe dans une chambre où il est ionisé par un canon à électrons semblable à celui des tubes cathodiques des téléviseurs. Une tension électrique appliquée entre deux grilles de métal extrait les ions positifs, qui traversent la grille et sont éjectés dans l'espace. Simultanément une cathode, à l'arrière du moteur, évacue les électrons dans le faisceau d'ions, de manière que le véhicule spatial n'accumule pas des charges négatives. En 1998, la sonde *Deep Space 1* était équipée d'un tel moteur. Celui-ci a consommé 2,5 kilowatts d'énergie solaire et produit une poussée faible (0,1 newton, c'est-à-dire la force d'un souffle humain), mais longue (plusieurs mois). Malheureusement, les grilles, qui à la fois accélèrent et retiennent les particules, ne peuvent être dimensionnées pour des moteurs de puissance voisine du mégawatt, requis pour les missions habitées vers Mars. De surcroît, un système de propulsion ionique nécessiterait de l'énergie produite par des réacteurs nucléaires, car des panneaux solaires de plus de 100 kilowatts seraient probablement difficiles à manier.

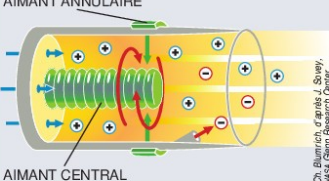


DR. BLUMRICH, CHRISTOPH BLUMRICH, NASA Glenn Research Center

Poussée : 30 newtons
Vitesse d'éjection des gaz : 30 kilomètres par seconde
Temps de combustion spécifique : 79 jours
Fraction de masse : 22 pour cent

LA PROPULSION À EFFET HALL

Comme les systèmes de propulsion ionique, les moteurs à effet Hall utilisent un champ électrique pour accélérer des particules chargées positivement (en général, des noyaux de xénon). Le moteur crée différemment le champ électrique : un anneau d'aimants engendre d'abord un champ magnétique radial, qui fait circuler les ions autour de lui. Ce déplacement crée alors un champ électrique axial, qui assure l'éjection. Contrairement à la propulsion ionique classique, ce système ne comporte pas de grille et pourrait être agrandi plus facilement. Le rendement est inférieur, mais un second étage de propulsion l'améliorerait. Des petits moteurs-fusées à effet Hall volent sur des satellites russes depuis le début des années 1970 et la technique a récemment été adoptée par les États-Unis. Les derniers systèmes construits par les Russes consomment environ cinq kilowatts et engendrent une poussée de 0,2 newton. De son côté, l'Europe dispose du moteur SNECMA PPS1350 d'une poussée de 0,08 newton.

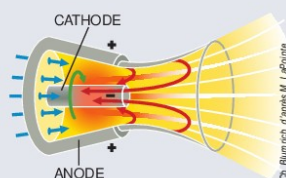


DR. BLUMRICH, CHRISTOPH BLUMRICH, NASA Glenn Research Center

Poussée : 30 newtons
Vitesse d'éjection des gaz : 15 kilomètres par seconde
Temps de combustion spécifique : 90 jours
Fraction de masse : 38 pour cent

LA PROPULSION MAGNÉTOHYDRODYNAMIQUE

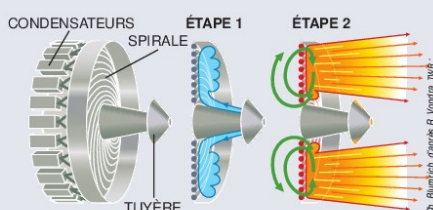
Ces moteurs accélèrent des particules chargées en utilisant des champs magnétiques plutôt que des champs électriques. Le système est composé d'une anode creuse, avec tige centrale formant cathode. Une différence de potentiel appliquée entre les deux électrodes ionise le gaz propulseur. Cette ionisation engendre un puissant courant électrique radial, qui s'écoule à travers le gaz et le long de la cathode. Ce courant engendre un champ magnétique circulaire, qui interagit avec le courant passant dans le gaz et accélère les particules dans une direction perpendiculaire aux deux, c'est-à-dire axiale. Le gaz propulseur peut être de l'argon, du lithium ou de l'hydrogène, par ordre croissant de rendement. Après s'être intéressée par intermittence à ce système pendant des décennies, la NASA a repris les travaux sur la propulsion magnétohydrodynamique en 1999. À la suite des recherches menées à l'Université de Princeton et dans des centres russes, japonais et allemands, la NASA a construit un prototype de un mégawatt, où le courant circule par impulsions de deux millisecondes.



Poussée : 100 newtons
Vitesse d'éjection des gaz : 20 à 100 kilomètres par seconde
Temps de combustion spécifique : 21 à 25 jours
Fraction de masse : 6,7 à 31 pour cent

LES MOTEURS À INDUCTION PULSÉE

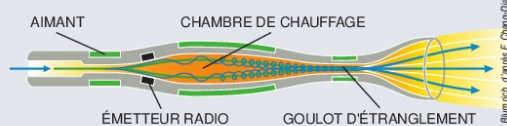
Le moteur à induction pulsée, qui retrouve les faveurs de la NASA, se fonde sur la création rapide de champs magnétiques et électriques perpendiculaires. Une tuyère éjecte d'abord une bouffée de gaz (en général, de l'argon), qui s'étale contre une spirale de fil électrique d'environ un mètre de diamètre. Une batterie de condensateurs produit alors, dans la spirale, une décharge de courant pendant environ dix millisecondes. Le champ magnétique radial créé par l'impulsion engendre un champ électrique circulaire dans le gaz, qu'il ionise et dont il accélère les particules dans la direction opposée à celle de l'impulsion électrique initiale. Comme leur déplacement est perpendiculaire au champ magnétique, ces particules sont éjectées dans l'espace. Contrairement à d'autres propulseurs électromagnétiques, ce système ne requiert pas d'électrodes, qui ont tendance à s'user, et l'on augmente la puissance en augmentant la fréquence des impulsions. On obtiendrait une puissance de un mégawatt, en émettant les impulsions 200 fois par seconde.



Poussée : 20 newtons
Vitesse d'éjection des gaz : 50 kilomètres par seconde
Temps de combustion spécifique : 110 jours
Fraction de masse : 14 pour cent

VASIMR

Le VASIMR (*Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket*, ou «fusée à magnétoplasma à impulsions spécifiques variables») comble la lacune entre les systèmes à forte et à faible poussée. De l'hydrogène est d'abord ionisé par des ondes radio, puis guidé vers une chambre centrale où l'on fait régner un champ magnétique. Là, les particules longent les lignes de champ magnétique en tournant autour d'elles à une fréquence qui ne dépend que de leur charge électrique et de leur masse (la fréquence de Larmor). En bombardant les particules avec des ondes radio à la même fréquence, on les chauffe jusqu'à des températures de dix millions de degrés. Une tuyère magnétique transforme enfin le déplacement en spirale en déplacement axial, ce qui engendre la poussée. En réglant le chauffage et le convertisseur magnétique de sortie, le pilote commande la vitesse d'éjection. Le mécanisme est analogue à celui du levier de vitesse d'une voiture. En fermant l'étranglement de sortie, la fusée passe «en cinquième» : on réduit le nombre de particules excitées (et donc la poussée), mais on augmente leur température (et donc la vitesse d'éjection). L'ouverture de l'étranglement correspond à «la première» : poussée forte, mais rendement faible. Un véhicule spatial utiliserait une faible vitesse et un dispositif de chauffage pour quitter l'orbite terrestre, puis passerait en «cinquième» pour la croisière interplanétaire. La NASA prévoit un vol d'essai avec un système de dix kilowatts en 2004 ; les missions vers Mars nécessiteraient dix mégawatts.



	«Première»	«Cinquième»
Poussée :	1 200 newtons	40 newtons
Vitesse d'éjection des gaz :	10 kilomètres par seconde	300 kilomètres par seconde
Temps de combustion spécifique :	2,1 jours	53 jours
Fraction de masse :	46 pour cent	2,4 pour cent

LES VOILES SOLAIRES

Les voiles solaires sont poussées par la faible pression de la lumière solaire. Pour transporter 25 tonnes en un an, de la Terre sur Mars, une voile devrait avoir une surface d'au moins quatre kilomètres carrés et une densité de un gramme par mètre carré. On fabrique aujourd'hui des fibres de carbone presque aussi fines qu'un cheveu, qui feraient ainsi des voiles très légères, mais comment déployer une structure aussi grande et aussi fragile ? En 1993, le Consortium spatial russe *Regatta* a déployé le miroir spatial *Znamya* de 300 mètres carrés, mais, lors d'un second essai en 1999, il s'est emmêlé. La NASA a récemment financé un concept similaire pour une «voile» magnétique qui capterait le vent solaire, les particules chargées émises par le Soleil, plutôt que la lumière solaire.

Poussée : 9 newtons par kilomètre carré (à la distance de la Terre au Soleil)
Vitesse d'éjection des gaz : pas de gaz
Temps de combustion spécifique : 58 jours