

Seul sur Mars

par Serine REMITA

1. Objectifs du Rapport

Ce rapport a pour objectif de proposer une analyse critique du film *Seul sur Mars*, en examinant la crédibilité scientifique des événements et des situations présentés, afin d'évaluer dans quelle mesure ils sont réalistes ou s'éloignent des connaissances actuelles en physique et en sciences spatiales.

Dans *Seul sur Mars*, l'histoire repose sur des concepts clés liés à l'exploration spatiale et à la survie humaine dans un environnement extraterrestre. Le film se veut une ode à l'ingéniosité humaine et à la capacité de résoudre des problèmes par l'application des sciences, mais certains aspects peuvent sembler simplifiés ou exagérés pour des raisons dramatiques.

2. Synopsis

Ce film est réalisé par Ridley Scott en 2015, inspiré par le roman d'Andy Weir (tous deux intitulés *Seul sur Mars*). L'histoire se passe en 2035. C'est dans le cadre de la mission ARES III, habitée, que la NASA envoie un équipage sur le sol martien. Un imprévu se dresse alors : une forte tempête arrive plus tôt que prévu sur la base de nos astronautes. Ils n'ont d'autre choix que de prendre la fusée pour repartir, sous peine qu'elle soit endommagée par la tempête. Les astronautes s'empressent de rejoindre la fusée lorsque Mark Watney, biochimiste et ingénieur mécanique, est frappé par une antenne volante. Il est alors emporté par le vent, caché par la tempête et laissé pour mort par ses collègues.

Ce pourrait être la fin d'une histoire tragique, mais ce serait négliger l'ardeur et la ténacité de Mark Watney. Réveillé après la tempête, blessé mais vivant, il réalise qu'il est désormais seul sur une planète inhospitalière. Coupé de tout contact avec la Terre et livré à lui-même, il entreprend de transformer sa situation désespérée en une bataille acharnée pour la survie. Entre suspense, science et moments d'émotion, *Seul sur Mars* raconte une odyssée humaine où l'ingéniosité, la ténacité et la collaboration se révèlent plus fortes que les obstacles les plus extrêmes.

3. Paysages Martiens : Entre Réalisme Scientifique et Exagérations Cinématographiques

Le film offre des paysages saisissants de Mars avec des plaines désertiques, des formations rocheuses impressionnantes, et des cieux poussiéreux qui rappellent la réalité des images capturées par les rovers comme Curiosity ou Perseverance, mais ils ne sont pas exempts d'exagérations et d'inexactitudes. Si le sol martien est effectivement rougeâtre, les teintes dans le film sont souvent saturées pour accentuer le contraste et l'aspect extraterrestre. Dans la réalité, les couleurs sont parfois plus ternes, tendant vers le beige ou le brun, selon l'éclairage solaire.

De plus, le relief martien est également souvent accentué pour des raisons cinématographiques. Les montagnes et canyons, bien que spectaculaires, sont exagérés en hauteur et en échelle.

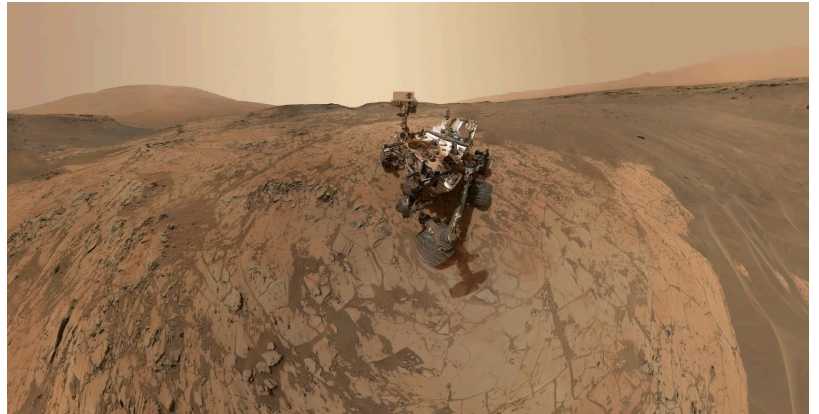


Image de Mars prise par Curiosity



Image de Mars dans le film

4. Les Tempêtes Martiennes : Un Effet Dramatique mais Scientifiquement Improbable

Dans le film *Seul sur Mars*, la scène d'ouverture montre une tempête martienne violente qui force les astronautes à évacuer au risque que le vaisseau bascule. Bien que cette scène soit très dramatique et ajoute du suspense, elle n'est pas scientifiquement réaliste en raison de la nature de l'atmosphère martienne.

En réalité, Mars a une atmosphère beaucoup plus fine que celle de la Terre, avec une pression atmosphérique d'environ 1 % de celle de notre planète. Même si des vents martiens peuvent atteindre des vitesses élevées (jusqu'à 100 km/h ou plus), la faible densité de l'air implique que ces vents exercent très peu de force sur des objets. En comparaison, une tempête martienne à 100 km/h aurait moins d'impact physique qu'un vent de 15 km/h sur Terre. Cela signifie qu'une tempête martienne ne pourrait pas soulever d'objets lourds ou

causer des dommages comme on le voit dans le film. Ceci s'explique par la démonstration suivante :

Selon la loi des moments :

$$F_v \cdot \cos(\alpha) \cdot OG - P \cdot \sin(\alpha) \cdot OG = 0$$

$$\Rightarrow \frac{F_v}{P} = \tan(\alpha) = \frac{2r}{H}$$

$$\text{or : } P = mg_M,$$

$$\text{et : } F_v = \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S/2 \cdot c_x.$$

avec : ρ la masse volumique moyenne de l'atmosphère, V la vitesse du vent, c_x un coefficient empirique dépendant de la forme de la surface exposée au vent (ici, on trouve $c_x = 1$ pour un cylindre) et $S = 2\pi rH$ la surface du cylindre.

En prenant comme exemple un vaisseau de la même taille que le module lunaire, c'est à dire de hauteur $H = 7 \text{ m}$, de rayon $r = 2 \text{ m}$ et de masse $m = 15000 \text{ kg}$ et sachant que sur Mars $g_M = 3.71 \text{ N/kg}$ et

$\rho = 0.02 \text{ kg/m}^3$, il est possible de tracer $\frac{F_v}{P}$ en fonction de la vitesse et en déduire la vitesse limite à partir du point d'intersection et les graphes. On trouve pour mars $V_{lim} = 965 \text{ km/h}$ contre une vitesse limite de 201 km/h sur Terre, soit une vitesse 4.8 fois plus élevée.

Cependant, les tempêtes de poussière sont un phénomène courant sur Mars. Elles peuvent couvrir de grandes parties de la planète, bloquant la lumière du soleil et rendant les conditions difficiles, mais elles ne sont pas dangereuses en termes de force physique. En effets, les vents dans une tempête martienne peuvent atteindre les 100 km/h , on est bien loin de notre vitesse nécessaire pour faire basculer le vaisseau.

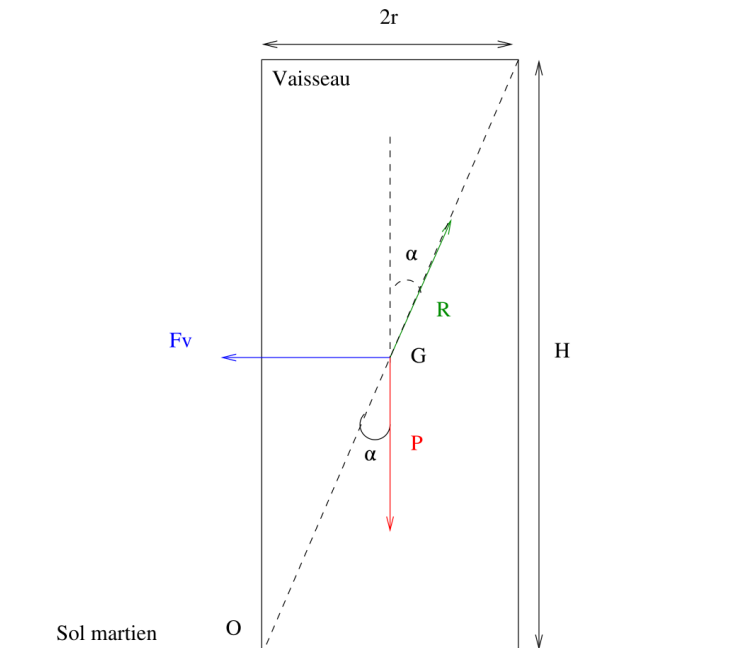
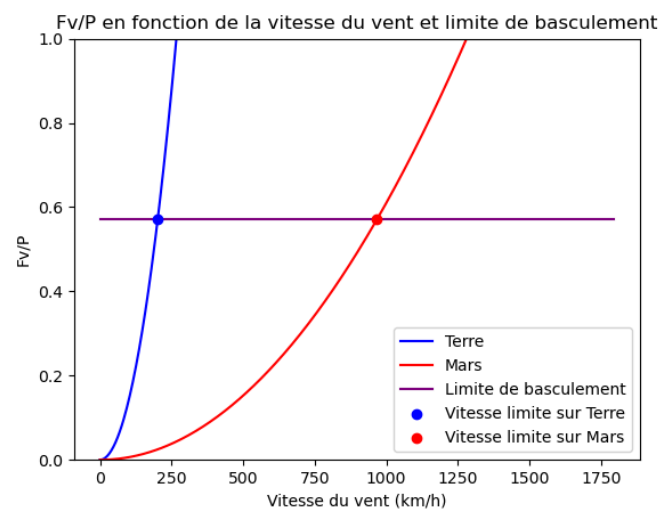


Schéma des forces exercées sur le vaisseau



5. Sang Coagulé et Antenne : Une Réparation Improbable du Scaphandre

De cette tempête, Mark garde une grande séquelle : une antenne a pénétré sa combinaison, ainsi que son bassin, mais a, semble-t-il, survécu grâce à la coagulation sanguine...

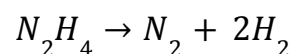
En théorie, le sang pourrait coaguler et former un caillot, mais dans un environnement martien avec une pression atmosphérique extrêmement basse (600 Pa contre 1000 hPa sur Terre) et une température moyenne de -60°C , le sang exposé au vide gèlerait ou se vaporiserait presque instantanément. En revanche, utiliser un objet solide comme l'antenne pour obstruer la fuite semble déjà plus plausible afin d'éviter ces effets et pouvoir espérer une survie. Les astronautes sont formés pour improviser en cas de défaillance, et colmater un trou dans un scaphandre avec une pièce rigide pour limiter la perte de pression pourrait fonctionner temporairement. En effet, on pourrait survivre à une faible pression dans un temps limité à quelques secondes, uniquement dans la mesure où une recompression à 270 hPa s'effectue dans un très court délai. Cette pression correspondant à un tiers de la pression atmosphérique est suffisante pour le corps humain et permet aux astronautes de pouvoir être libre de leur mouvement dans un environnement à faible pression.

Cependant, tout cela ne suffirait probablement pas à maintenir la pression nécessaire à long terme. Dans la réalité, il est peu probable qu'un scaphandre soit aussi tolérant à une perforation, même si la réparation temporaire parvenait à contenir une partie de la fuite. Les scaphandres sont conçus pour résister à des environnements extrêmes, mais une défaillance rapide du système de maintien de la pression pourrait entraîner une perte de conscience ou des dommages graves aux organes vitaux en quelques minutes.

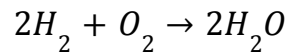
6. Hydrazine pour Générer de l'Eau : Une Solution Scientifique, mais Extrêmement Risquée

Mark Watney utilise l'hydrazine (N_2H_4) pour générer de l'eau dans le but de faire pousser des cultures dans son habitat martien. La réaction chimique montrée dans le film repose sur la décomposition de l'hydrazine en ses composants de base : l'azote (N_2), l'hydrogène (H_2), et la combustion de l'hydrogène avec de l'oxygène pour produire de l'eau (H_2O). Cette idée est basée sur une chimie réelle, mais comporte des dangers énormes dans la pratique.

L'hydrazine peut être décomposée catalytiquement en azote et en hydrogène via la réaction suivante :



Ensuite, Watney brûle l'hydrogène dans de l'oxygène pour produire de l'eau :



Cette réaction produit de l'eau, et elle est scientifiquement correcte en théorie. Cependant, cela soulève plusieurs problèmes de sécurité.

L'hydrazine est une substance hautement toxique et est utilisée comme carburant de fusée, mais elle est aussi extrêmement volatile et dangereuse. Toute fuite ou mauvaise manipulation de l'hydrazine pourrait entraîner des empoisonnements, des brûlures chimiques graves ou même une explosion.

L'hydrogène est extrêmement inflammable, et sa combustion dans un environnement clos représente un danger énorme. En présence de quantités d'oxygène et d'hydrogène mal dosées, une explosion pourrait survenir.

Faire un feu dans un habitat martien pose des risques évidents. Non seulement le feu peut consommer de l'oxygène précieux, mais en plus, une combustion incontrôlée pourrait endommager les systèmes vitaux de l'habitat, comme ceux qui régulent la température, la pression et l'oxygène.

On le voit d'ailleurs lorsque l'installation explose à cause d'un excédent d'oxygène. Quand bien même dans le film il arrive à corriger ce problème, cette installation n'en reste pas moins impraticable et dangereuse.

7. Le RTG comme Source de Chaleur : Une Technologie Sûre et Pratique sur Mars

Un RTG est un générateur thermonucléaire qui fonctionne en convertissant la chaleur dégagée par la désintégration radioactive d'un isotope (généralement du plutonium-238) en électricité.

Utiliser une source radioactive à proximité comporte bien sûr des risques, mais dans le cas du RTG, ceux-ci sont bien contrôlés (plusieurs couches de protection, rayonnement alpha...) Les RTG sont conçus pour être extrêmement sûrs. Le plutonium-238 est enfermé dans plusieurs couches de protection qui empêchent les fuites radioactives, même en cas de crash ou de rupture accidentelle. De plus, le plutonium-238 émet principalement des particules alpha, qui sont facilement arrêtées par des matériaux simples (comme le verre ou le plastique) et ne présentent pas de danger tant que la substance reste à l'intérieur du RTG.

1. Puissance et demi-vie du plutonium-238

Le plutonium-238 a une demi-vie d'environ 87,7 ans, ce qui le rend particulièrement adapté pour des missions de longue durée. L'énergie dégagée par sa désintégration radioactive, qu'on appelle aussi la puissance spécifique P_s , est de l'ordre de 0,57 W/g.

Si un RTG contient 4 kg de plutonium-238, la puissance thermique totale dégagée peut être calculée comme suit :

$$P_{thermique} = m \cdot P_s = 4\,000 \times 0.57 = 2\,280\text{ W}.$$

2. Utilisation de la chaleur et pertes thermiques

En plus de produire de l'électricité, la chaleur dégagée par le RTG peut être utilisée directement pour maintenir les systèmes opérationnels dans des environnements froids, comme la surface martienne où les températures descendent souvent en dessous de -60°C .

On suppose qu'une sonde ait une capacité thermique totale de 200 J/K et qu'elle doit être maintenue à une température interne de 20°C face à une température extérieure moyenne de -80°C , soit $\Delta T = 100^\circ\text{C}$.

La puissance thermique nécessaire pour compenser cette différence de température peut être approximée par la loi de conduction thermique (en supposant un flux constant) :

$$Q_{nécessaire} = \frac{k \cdot A \cdot \Delta T}{d} = 80\text{ W}$$

avec la conductivité thermique $k = 0.02\text{ W/m.K}$, la surface exposée 2 m^2 et l'épaisseur de l'isolant $d = 0.05\text{ m}$. Le RTG, avec sa puissance thermique disponible de 2280 W, peut largement compenser cette perte thermique.

3. Fiabilité et décroissance radioactive

La puissance thermique du RTG diminue avec le temps en raison de la décroissance radioactive du plutonium-238. Sachant que le plutonium-238 a une demi-vie de 87.7 ans et que $\lambda = \frac{\ln(2)}{\text{demi-vie}}$, la loi de décroissance radioactive donne après 50 ans :

$$P_{résiduelle}(t) = P_{initiale} \cdot e^{-\lambda t} \simeq 1\,550\text{ W}.$$

La diminution est faible, ce qui confirme que le RTG est une source stable sur des décennies.

Les RTG fournissent à la fois de l'électricité et de la chaleur, avec une sécurité et une fiabilité exceptionnelles, même dans les conditions extrêmes de Mars. Leur production thermique de plusieurs kilowatts est suffisante pour alimenter des instruments, des systèmes de communication, et maintenir les systèmes critiques à des températures opérationnelles.

4. Applications dans les missions spatiales

Dans des missions réelles, la chaleur des RTG a souvent été utilisée pour maintenir les systèmes au chaud et prévenir les pannes dues au froid extrême de l'espace ou d'environnements extraterrestres. Nous pourrions citer Voyager 1 où ses 3 RTG délivrent toujours plus de 55% de leur puissance initiale après avoir été lancée en 1977, ce qui démontre la fiabilité de ces appareils. De même, Voyager 2, New Horizon Galilée et tant d'autres appareils ont bénéficié de cette technologie très utile.

8. Réduire les Coupures de Communication Terre-Mars : L'Importance des Satellites en Orbite Martienne

La communication entre la Terre et Mars est sujette à des défis importants dus à la distance entre les deux planètes, la position orbitale de Mars et les obstacles géographiques, comme les montagnes martiennes. Dans le film, on parle d'une coupure de 17 minutes toutes les 41 heures que la NASA souhaite réduire à 4 minutes.

En utilisant des constellations de satellites en orbite autour de Mars (similaires à ce qui est fait pour les constellations de satellites de communication autour de la Terre), il serait possible d'assurer qu'au moins un satellite reste en vue de la Terre à tout moment. Si plusieurs satellites sont positionnés à différentes altitudes et dans des orbites inclinées, cela permettrait d'assurer la communication pendant que Mars et la Terre se déplacent dans leurs orbites respectives.

1. Calcul de la couverture d'un satellite

Pour commencer, nous faisons quelques hypothèses de base :

- Rayon de Mars $r_{Mars} = 3\,396\text{ km}$.
- Altitude des satellites h : En supposant que les satellites sont placés à $10\,000\text{ km}$ d'altitude (au-dessus de l'atmosphère martienne).
- Rayon de l'orbite du satellite r_{orbite} : C'est la distance du centre de Mars au satellite, soit

$$r_{orbite} = r_{Mars} + h = 13\,396\text{ km}$$

Pour effectuer nos calculs, nous utilisons la formule qui donne la distance maximale qu'un satellite peut couvrir, appelée portée géodésique, à partir d'un point donné sur la surface

martienne. Pour calculer la portée, nous utilisons la relation suivante pour déterminer l'angle d'élévation θ , qui correspond à la couverture visible d'un satellite :

$$\theta = \arccos\left(\frac{r_{Mars}}{r_{orbite}}\right) \simeq 75^\circ.$$

La fraction de la surface visible est obtenue en intégrant la région sphérique visible sur Mars, définie par θ . La formule pour cette fraction est donnée par :

$$f_v = 1 - \cos(\theta) \simeq 0.74$$

La surface couverte par un seul satellite est donc : $S = S_{Mars} \times f_v$ soit 74% de la surface de Mars pour un seul satellite.

2. Couverture combinée avec deux satellites

Si deux satellites couvrent des calottes sphériques avec un angle entre leurs axes donné par φ , la surface commune entre elles est approximée par :

$$S_{int} \simeq S_{Mars} (\cos(\theta) - \cos(\theta + \varphi/2)).$$

Donc, pour n satellites on a :

$$S_{tot} = \sum_{i=1}^n S_i - \sum_{\text{paires } (i,j)} S_{int_{ij}} + \sum_{\text{triplets } (i,j,k)} S_{int_{i,j,k}} - \dots$$

On suppose qu'on utilise seulement 2 satellites sur une orbite à 10 000 km, et on essaye de trouver φ l'angle entre les centres des deux calottes pour $S_{tot} = S_{Mars}$:

$$S_{tot} = S_1 + S_2 - S_{int} \Rightarrow S_{int} = S_1 + S_2 - S_{tot}$$

$$\Rightarrow \cos(\theta) - \cos(\theta + \varphi) = \frac{S_1 + S_2 - S_{tot}}{S_{Mars}}$$

$$\Rightarrow \varphi = 2 \times \left(\arccos\left(\cos(\theta) - \frac{S_1 + S_2 - S_{tot}}{S_M}\right) - \theta \right)$$

Soit : $\varphi \simeq 55^\circ$

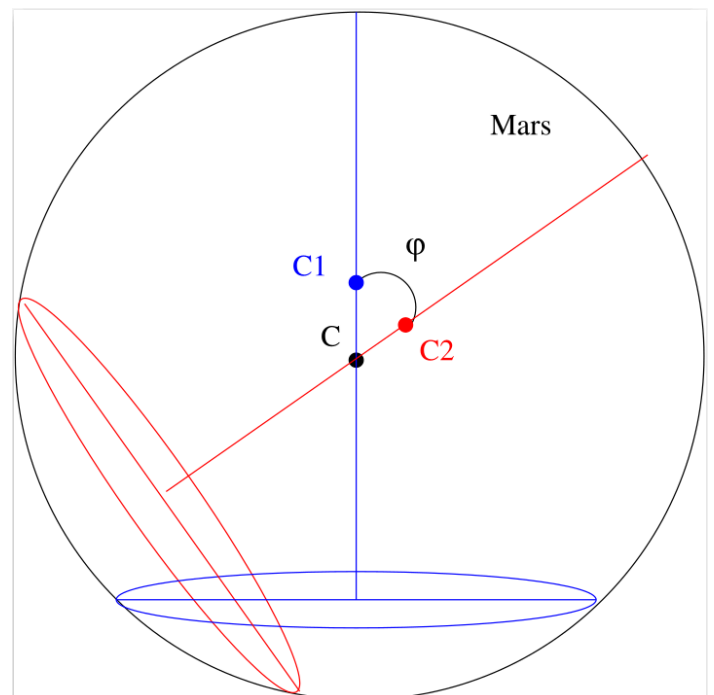


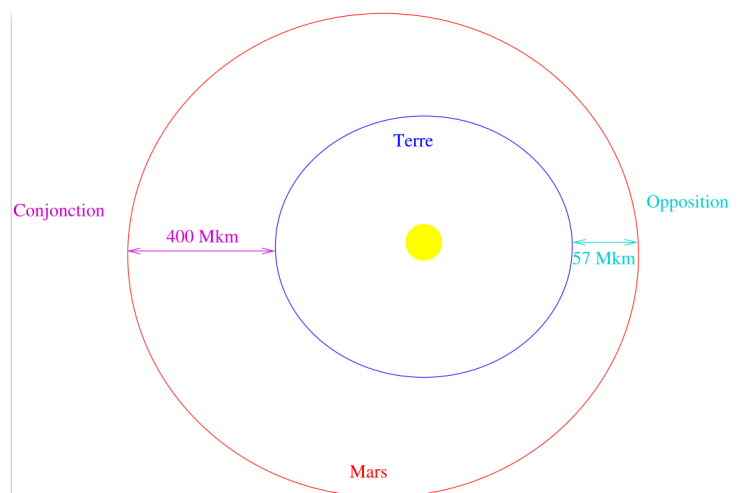
Schéma des calottes sphériques

En plaçant 2 satellites à différentes positions orbitales, on peut garantir une couverture presque continue de la surface martienne, réduisant ainsi considérablement les périodes de coupure des communications. Bien que des ajustements précis des trajectoires orbitales et des calculs détaillés des positions soient nécessaires pour optimiser cette couverture, il est possible de réduire les coupures de communication de 17 minutes à seulement 4 minutes avec cette approche.

9. Délai de Transmission Terre-Mars : Une Approximation Réaliste dans le Film

La distance Terre-Mars varie grandement en fonction des trajectoires elliptiques des corps. Il est intéressant de noter que nous nous trouvons à seulement quelques semaines, voire mois, après le départ du vaisseau. Dès lors que les ingénieurs ont planifié la mission ARES III de sorte à effectuer le trajet le plus court, on peut supposer que Mark est encore proche de la Terre comparé à l'écartement maximal que peut former la distance Terre-Mars.

- À la distance minimale (opposition 100 Mkm) : Le délai aller simple est d'environ 3 minutes 2 secondes (environ 6 minutes aller-retour).
- À la distance maximale (conjonction 400 Mkm) : Le délai aller simple peut atteindre jusqu'à 22 minutes 20 secondes (environ 44 minutes aller-retour).



Conjonction et opposition de Mars

Dans le film, un délai de 32 minutes aller-retour implique une distance d'environ 12 à 13 minutes aller simple, soit environ 225 à 240 millions de kilomètres entre Mars et la Terre à ce moment-là.

Environ 10 mois s'écoulent entre une opposition et une conjonction Terre-Mars, au SOL 109 Mark aura parcouru environ un tiers de l'écart conjonction-opposition. On se retrouve à un peu plus de 200 Mkm de distance Terre-Mars.

10. Réparations d'Urgence avec du Scotch et un Bache : Ingéniosité Réaliste ou Fiction Exagérée ?

Suite à une explosion du SAS d'entrée à l'habitat, Mark se retrouve avec une fissure sur son casque et un immense trou dans l'habitat.

Dans un environnement martien, les réparations d'urgence avec des matériaux de fortune, tels que du ruban adhésif et une bâche, dépendent de plusieurs facteurs physiques, notamment la pression, la résistance des matériaux et les conditions météorologiques spécifiques à Mars.

1. Le problème de la fissure et la perte d'air

La perte d'air (débit) à travers une fissure est régie par l'équation de débit de fuite pour un gaz comprimé :

$$D = C_d \cdot A \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta P}{\rho}} \simeq 0.009 \text{ m}^3/\text{s}.$$

avec le coefficient de débit $C_d = 0.8$, l'aire de la fissure $A = 0.5 \text{ cm}^2$, la différence de pression entre l'intérieur ($P_{\text{casque}} = 0.29 \text{ atm}$) et l'extérieur du casque ($P_{\text{Mars}} = 600 \text{ Pa}$) est $\Delta P = P_{\text{casque}} - P_{\text{Mars}} \simeq 28\,800 \text{ Pa}$ et la masse volumique de l'air dans le casque $\rho = 1.2 \text{ kg/m}^3$.

À une contenance $V_0 = 8 \text{ L}$ d'air respirable, le casque serait vide en :

$$t = \frac{V_0}{D} \simeq 1 \text{ s}.$$

Cela illustre la nécessité d'une réaction extrêmement rapide pour colmater la fissure.

2. La résistance des matériaux pour colmater le trou

La résistance du ruban adhésif et de la bâche dépend de la force exercée par la pression interne sur un trou de surface $A = 4 \text{ m}^2$:

$$F = \Delta P \cdot A.$$

Le ruban et la bâche doivent résister à une force de 10 kN . Les rubans adhésifs industriels, tels que ceux utilisés en astronomie, ont une résistance typique à la traction supérieure à 40 N/cm^2 , ce qui est suffisant si plusieurs couches sont appliquées.

Par exemple, les astronautes d'Apollo 17 ont utilisé du duct tape pour réparer une partie de leur module lunaire. Dans le vide spatial, ces types de ruban ont une forte adhérence et peuvent maintenir une bonne étanchéité, surtout pour des réparations temporaires.

3. Conditions météorologiques martiennes et faisabilité de la réparation

D'après le film, on ne peut pas faire ce dépannage à base de scotch et bâche car la tempête serait bien trop forte et, bien évidemment, un petit rafistolage de ce niveau ne tiendrait pas. Il pourrait se fissurer, prendre des débris etc...

Cependant, dans la mesure où les conditions météorologiques de Mars étaient respectées, on sait dès lors que les vents martiens sont très faibles comparés à ceux sur Terre, ce qui tend à renforcer l'idée que ce dépannage aurait pu tenir.

En effet, Pour des vents martiens à $v \approx 30 \text{ m/s}$ et une densité atmosphérique à $\rho \approx 0.02 \text{ kg/m}^3$, la pression dynamique est donnée par :

$$P_{\text{dynamique}} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \simeq 9 \text{ Pa}.$$

Cette pression est insignifiante par rapport à la pression interne, ce qui confirme que les vents martiens ne seraient pas capables de déloger la réparation.

11. Renvoyer l'Hermès sur Mars : Défis Logistiques et Stratégiques d'une Mission Complexe

Renvoyer l'Hermès sur Mars à Sol 561 est une entreprise complexe mais réalisable sous certaines conditions. La mission nécessite une planification minutieuse, une gestion adéquate des ressources en carburant, et des solutions logistiques pour permettre une procédure réussie. Tout cela doit être géré dans un environnement où la communication entre Mars et la Terre souffre d'un délai important.

1. Le défi du transfert interplanétaire

La trajectoire la plus économe en énergie pour un retour sur Mars est un transfert de Hohmann, une orbite elliptique entre la Terre et Mars. Les paramètres de l'orbite sont tels que

- Rayon de l'orbite terrestre : $r_T = 1.496 \times 10^8 \text{ km}$
- Rayon de l'orbite martienne : $r_M = 2.279 \times 10^8 \text{ km}$
- Constante gravitationnelle solaire : $\mu = 1.327 \times 10^{20} \text{ m}^3/\text{s}^2$

La vitesse orbitale initiale et finale sont calculées à partir des lois de Kepler :

$$v_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_T}} \text{ et } v_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_M}}$$

Pour le transfert, les vitesses sur l'orbite elliptique sont :

$$v_{peri} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_T} - \frac{1}{a} \right)} \text{ et } v_{apo} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_M} - \frac{1}{a} \right)}$$

avec le demi-grand axe $a = \frac{r_T + r_M}{2}$.

Or la vitesse nécessaire pour l'injection et la capture est telle que :

$$\Delta v_1 = v_{peri} - v_1 \text{ et } \Delta v_2 = v_2 - v_{apo}.$$

On trouve :

v_1 (km/s)	v_2 (km/s)	a (km)	v_{peri} (km/s)	v_{apo} (km/s)	Δv_1 (km/s)	Δv_2 (km/s)
29.78	24.13	1.8×10^8	32.73	21.49	2.95	2.64

2. Consommation de carburant

Les besoins en carburant sont calculés à l'aide de l'équation de Tsiolkovski :

$$\Delta v = v_e \ln \left(\frac{m_0}{m_f} \right)$$

avec la variation de vitesse totale $\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2 = 5.59 \text{ km/s}$.

En estimant la masse totale de l'Hermès $m_f = 100\,000 \text{ kg}$ et pour un moteur chimique typique $v_e = 4.5 \text{ km/s}$, on trouve :

$$m_0 = m_f \cdot e^{\frac{\Delta v}{v_e}} \simeq 350\,000 \text{ kg},$$

soit la quantité de carburant, nécessaire $m_{carburant} = 250\,000 \text{ kg}$.

3. Durée du transfert

La durée d'un transfert de Hohmann pour un aller simple est donnée par la moitié de la période orbitale de l'ellipse :

$$T = \pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = 2.24 \times 10^7 s \simeq 259 \text{ jours}$$

Dans le film l'Hermès modifie sa trajectoire au SOL 219 et arrive sur Mars au SOL 561 soit un délai de 342 jours. En comptant la durée que prend l'Hermès avant d'arriver proche de la Terre pour faire demi-tour, la date d'arrivée sur Mars est assez cohérente avec nos calculs.

12. Alléger le vaisseau : Remplacement de la Coque par une Bâche, Une Solution Pratique

Afin de rejoindre l'Hermès, Mark Watney utilise un module spatial appelé Mars Ascent Vehicle (MAV). Ce vaisseau est un petit véhicule conçu pour décoller de la surface de Mars et envoyer un astronaute vers une station spatiale en orbite basse, hors l'Hermès ne peut se positionner qu'en orbite de transfert martien (généralement entre 1 000 km et 10 000 km) par manque de carburant.

Pour que Mark réussisse à atteindre l'Hermès, la NASA propose d'alléger le vaisseau spatial de 5000 kg en enlevant les systèmes de survie, le tableau de bord, les systèmes de communication secondaires ainsi qu'une partie de sa coque (le sas frontal et les hublots) en les remplaçant par une bâche. Cette idée vise à réduire le poids du vaisseau pour améliorer ses performances lors de la manœuvre de retour sur Mars, elle pourrait potentiellement fonctionner si elle est bien exécutée.

1. Calcul des Performances du MAV

La performance d'un vaisseau spatial est régie par l'équation de Tsiolkovski, qui relie la variation de vitesse Δv d'un engin à la masse initiale m_0 et finale m_f (après consommation du carburant), ainsi qu'à la vitesse d'éjection des gaz v_e :

$$\Delta v = v_e \ln\left(\frac{m_0}{m_f}\right).$$

La vitesse orbitale requise pour atteindre une orbite de transfert supposée à $r' = 5\,000 \text{ km}$ dépend du paramètre gravitationnel standard pour Mars μ , du rayon de Mars r et du du demi-grand axe l'orbite de transfert $a = \frac{r+r'}{2}$, soit :

$$v = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \simeq 4\,200 \text{ m/s}.$$

Sachant que $v_e = 4500 \text{ m/s}$ (valeur typique pour les moteurs chimiques) et $m_0 = 12\,000 \text{ kg}$ et en considérant une perte de 4000 kg de carburant, soit $m_f = m_0 - 4\,000 = 8\,000 \text{ kg}$, on cherche à trouver la masse à déduire m tel que :

$$\begin{aligned} \Delta v &= v_e \ln \left(\frac{m_0 - m}{m_f - m} \right) \Rightarrow \frac{m_0 - m}{m_f - m} = e^{\frac{\Delta v}{v_e}} \\ \Rightarrow m &= \frac{m_0 - m_f e^{\frac{\Delta v}{v_e}}}{1 - e^{\frac{\Delta v}{v_e}}} \simeq 5\,400 \text{ kg}. \end{aligned}$$

Cette valeur est en accord avec ce qui est présenté dans le film.

2. Conséquences Techniques et Risques

Bien que l'idée d'alléger le vaisseau pour maximiser ses performances semble plausible dans un contexte de survie, la solution de remplacer une partie de la coque par une bâche est extrêmement risquée. Dans la réalité, la NASA ne prendrait probablement pas un tel risque pour une mission habitée, surtout avec les dangers associés à une sortie de l'atmosphère martienne. Les coques des vaisseaux spatiaux sont conçues pour supporter des conditions bien plus extrêmes que celles auxquelles une simple bâche pourrait faire face. De plus, en enlevant les systèmes de survie et les équipements de communication, le vaisseau perd non seulement en termes de protection physique mais aussi de soutien vital. Si la solution proposée dans le film permet d'ajouter du drame et de l'intensité à l'histoire, elle est irréaliste du point de vue de la conception spatiale.

13. *I Am Iron Man : Une Détermination Héroïque Face à une Impossibilité Scientifique*

Dans une scène mémorable du film *Seul sur Mars*, Mark Watney improvise un système de propulsion en perforant sa combinaison spatiale pour "voler" en direction de l'Hermès, évoquant l'image du super-héros Iron Man. Bien que ce moment soit impressionnant sur le plan cinématographique, il s'éloigne considérablement des réalités physiques et biologiques associées aux combinaisons spatiales et à la dynamique des fluides.

Les combinaisons spatiales sont conçues pour maintenir une pression interne stable, environ 30 % de la pression atmosphérique terrestre, afin de protéger l'astronaute dans le vide spatial. En perforant la combinaison Mark s'expose à une dépressurisation rapide qui

entraînerait un risque immédiat de perte de conscience causé par l'hypoxie, ainsi qu'à une fuite incontrôlée de gaz à haute pression provoquant des blessures internes ou un déséquilibre corporel.

De plus, il est impossible de contrôler la trajectoire et sa vitesse. La propulsion par fuite de gaz repose sur le principe de conservation de la quantité de mouvement. La combinaison agit ici comme une sorte de mini-réacteur. Il est possible de calculer l'effet possible de ce système de propulsion.

1. Calcul de la Force de Propulsion

La force exercée est définie par le débit massique du gaz s'échappant \overline{m} et la vitesse d'éjection du gaz v_e :

$$F = \overline{m} \cdot v_e.$$

L'estimation du débit massique du gaz s'échappant est basée sur une analyse qualitative des systèmes de survie des combinaisons spatiales et des hypothèses sur la taille de la perforation. La combinaison spatiale étant pressurisée à environ $p = 30\%$ de la pression atmosphérique terrestre, soit $\Delta p = 30 \text{ kPa}$, la vitesse d'éjection approximative est donnée par :

$$v_e = \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta p}{\rho}} \simeq 215 \text{ m/s},$$

avec $\rho = 1.3 \text{ kg/m}^3$ la densité de l'oxygène, la combinaison utilisant une atmosphère d'oxygène pur.

Or :

$$\overline{m} = \rho \cdot A \cdot v_e,$$

avec A la surface de perforation. Si on suppose une perforation de diamètre de 2 cm , on obtient $\overline{m} \simeq 0.09 \text{ kg/s}$. On retrouve une force approximative $F \simeq 19 \text{ N}$.

2. Calcul de l'Accélération

On cherche maintenant à déterminer l'accélération en supposant que la masse de Mark, combinaison incluse, est de $m \simeq 100 \text{ kg}$. En effet, l'astronaute a subi une perte de poids significative à travers le film en raison du rationnement. Selon certaines sources, l'acteur qui incarne Mark aurait déclaré avoir perdu 15 kg pour ce film. Si on considère que son poids de

base est d'environ 80 kg , sachant que la combinaison pèse environ 30 kg , on peut retrouver une masse totale de 100 kg .

Selon le principe fondamental de la dynamique $F = m \cdot a$, soit :

$$a = \frac{F}{m} = \frac{\overline{m} \cdot v_e}{m} \simeq 0.2\text{ m/s}^2.$$

En l'absence de résistance de l'air, dans le vide spatial, une telle accélération permettrait à l'astronaute de modifier sa trajectoire au fil du temps. Bien qu'elle soit faible, un temps plus long de propulsion permettrait à l'astronaute d'accumuler un changement de vitesse significatif pour atteindre des objectifs plus lointains.

3. Estimation du Temps de Propulsion

Supposons que la quantité de gaz disponible pour la propulsion dans la combinaison est de 2 kg . Le temps pendant lequel le gaz peut être éjecté, en supposant un débit de \overline{m} constant, est donné par :

$$t = \frac{m}{\overline{m}} \simeq 22\text{ s}.$$

La vitesse acquise après un certain temps de propulsion peut être calculée en utilisant la formule : $v = t \cdot a \simeq 4.4\text{ m/s}$, la distance parcourue sera donc $d = v \cdot t \simeq 97\text{ m}$. Or dans le film l'équipage de l'Hermès mentionne une distance d'interception de 312 m que Mark ne pourra jamais atteindre en raison de la friction dynamique qui le ralentit.

Perforer une combinaison spatiale aurait des conséquences fatales, et l'idée de voler sans un système de propulsion adéquat n'est pas réalisable. Et même si cette scène met en avant la détermination de Watney et son esprit de survie, ce n'est pas suffisant pour atteindre l'équipage de l'Hermès.

14. *Bombe à Bord de l'Hermès : Une Solution Risquée et Irréaliste pour Inverser la Poussée*

Dans le film Seul sur Mars, l'équipage de l'Hermès décide de construire une bombe improvisée à bord de leur vaisseau spatial pour inverser la poussée et ajuster leur trajectoire afin de sauver Mark Watney. Cependant, créer une bombe à bord d'un vaisseau spatial est une opération hautement risquée, en particulier dans un environnement aussi hostile et contrôlé que l'espace. Les principales conséquences potentielles d'une telle explosion incluent :

- Des dommages structurels au vaisseau :

- L'Hermès, comme tout vaisseau spatial, est conçu pour résister à des pressions externes et internes bien définies. Une explosion, même calculée, pourrait générer des ondes de choc localisées capables d'endommager la coque ou des systèmes critiques.
- La structure interne pourrait également subir des dommages secondaires, tels que des déformations ou des ruptures dans des circuits vitaux (oxygène, électricité, etc.).
- Risque de dépressurisation :
 - La moindre fissure ou perforation dans la coque extérieure du vaisseau pourrait entraîner une perte catastrophique de pression interne, mettant immédiatement en danger la vie de l'équipage.
 - La gestion de la dépressurisation nécessite un équipement spécialisé, comme des combinaisons spatiales, qui ne sont pas toujours adaptées à une intervention prolongée.
- Poussée non contrôlée :
 - La propulsion dans l'espace repose sur des forces parfaitement calculées et maîtrisées. Une explosion, par définition, est une réaction incontrôlée, rendant difficile l'estimation de la direction et de la magnitude de la poussée générée.
 - Une erreur dans la gestion de cette force pourrait dévier l'Hermès de sa trajectoire prévue, compromettant la mission de sauvetage et mettant l'équipage en danger.
- Durée limitée de la poussée :
 - Les moteurs spatiaux traditionnels sont conçus pour produire une poussée continue et régulée sur de longues périodes, permettant des ajustements précis. À l'inverse, une explosion fournit une impulsion brève et brutale, peu compatible avec les besoins de navigation spatiale.

1. Calcul de la Force et de la Poussée

La force générée par une explosion peut être estimée en calculant l'impulsion spécifique de la réaction. L'impulsion dépend de la surpression $\Delta P = 10^6 \text{ Pa}$ (typiquement pour une petite charge explosive), de la surface interne affectée par l'explosion $A \simeq 10 \text{ m}^2$, et la durée de l'explosion $\Delta t = 0.001 \text{ s}$. En effet,

$$I = \Delta P \cdot A \cdot \Delta t \simeq 10\,000 \text{ N}.$$

2. Variation de Vitesse du Vaisseau

La variation de vitesse Δv du vaisseau causée par cette poussée peut être calculée avec l'équation de la conservation de la quantité de mouvement, en estimant la masse de l'Hermès à $m = 100\,000\text{ kg}$, donc :

$$\Delta v = \frac{I}{m} = 0.1\text{ m/s}.$$

Cette variation de vitesse est très faible, sachant que l'équipage de l'Hermès a pour but de réduire la vitesse de 11 m/s , montrant que l'explosion aurait un impact limité sur la trajectoire du vaisseau.

3. Comparaison avec une Poussée Contrôlée

Comparons avec une poussée contrôlée. Les moteurs ioniques ou chimiques des vaisseaux spatiaux sont conçus pour fournir une poussée continue et mesurée. Supposons que l'Hermès dispose de moteurs capables de produire une poussée $F = 200\text{ N}$ sur une durée prolongée de 500 s :

$$\Delta v = \frac{F \cdot t}{m} \simeq 1\text{ m/s}.$$

Un moteur standard peut générer un changement de vitesse 10 fois supérieur à celui d'une explosion, avec des risques beaucoup moindres.

4. Risques de Dommages Structurels

Pour ce qui est des risques de dommage structurels, la force exercée sur les parois est donnée par :

$$F = \Delta P \cdot A \simeq 10^7\text{ N}.$$

C'est une force colossale, susceptible de déformer les parois structurelles du vaisseau et d'endommager les systèmes critiques même si la passerelle et le local du réacteur sont scellés.

La décision de créer une bombe à bord de l'Hermès pour inverser la poussée est un acte de désespoir et inutile qui, bien que spectaculaire dans le film, comporte de nombreux risques et n'est pas efficace dans la réalité. Les conséquences d'une telle explosion pourraient inclure des dommages structurels, une dépressurisation, et des risques pour la vie de l'équipage. En réalité, il est peu probable qu'une telle solution soit envisagée en raison de la complexité et des dangers associés à une explosion non contrôlée en espace.

15. Conclusion

Mark Watney a survécu avec échec à sa mort prématurée sur Mars. Les idées mises en oeuvre fonctionnent partiellement: parfois mauvaises, souvent explicable par le danger potentiel des objets manipulés, mais aussi bonnes car il recycle des appareils pour en créer une utilité seconde qui ne présente à priori pas de danger imminent. Bien qu'il ait survécu, le terme de survie avec échec prend tout son sens quand on pense aux conditions climatiques exagérées de notre planète rouge. De même, l'adrénaline pourrait justifier ses actes héroïques qui lui feront grâce de ces quelques mètres manquants, ce n'est cependant pas un justificatif raisonnable pour réévaluer les lois impériales de la physique. Nous pouvons pardonner à ce film la mise en contexte incohérente, car l'objectif restait tout de même de nous donner une idée de ce que survivre sur Mars signifierait si l'occasion se présentait à nous.

16. Bibliographie

- Page Wikipédia du film Seul sur Mars :
[https://fr.wikipedia.org/wiki/Seul_sur_Mars_\(film\)](https://fr.wikipedia.org/wiki/Seul_sur_Mars_(film))
- Image prise par le rover Curiosity
https://mars.nasa.gov/msl/multimedia/raw-images/?order=sol+desc%2Cinstrument_sort+asc%2Csample_type_sort+asc%2C+date_taken+desc&per_page=50&page=0&mission=msl
- Etude de cas par l'ENS Lyon, tempêtes et atmosphère martiennes :
<https://planet-terre.ens-lyon.fr/ressource/seul-sur-Mars.xml>
- Tempêtes martiennes
https://fr.wikipedia.org/wiki/Temp%C3%AAte_de_poussi%C3%A8res_sur_Mars
- Réponse du CNRS sur le film :
<https://lejournel.cnrs.fr/articles/peut-vraiment-rester-seul-sur-mars>
- Propriétés des combinaisons spatiales :
https://fr.wikipedia.org/wiki/Combinaison_spatiale#:~:text=Il%20est%20exclu%20de%20maintenir,pratiquement%20tout%20mouvement%20des%20membres
- Update to Mars Ascent Vehicle Design for Human Exploration
<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20190001229/downloads/20190001229.pdf>
- [Série d'été 8/9] L'énergie nucléaire dans la culture : Seul sur Mars (The Martian)
<https://www.sfen.org/rgn/serie-dete-8-9-lenergie-nucleaire-dans-la-culture-seul-sur-mars-the-martian/>