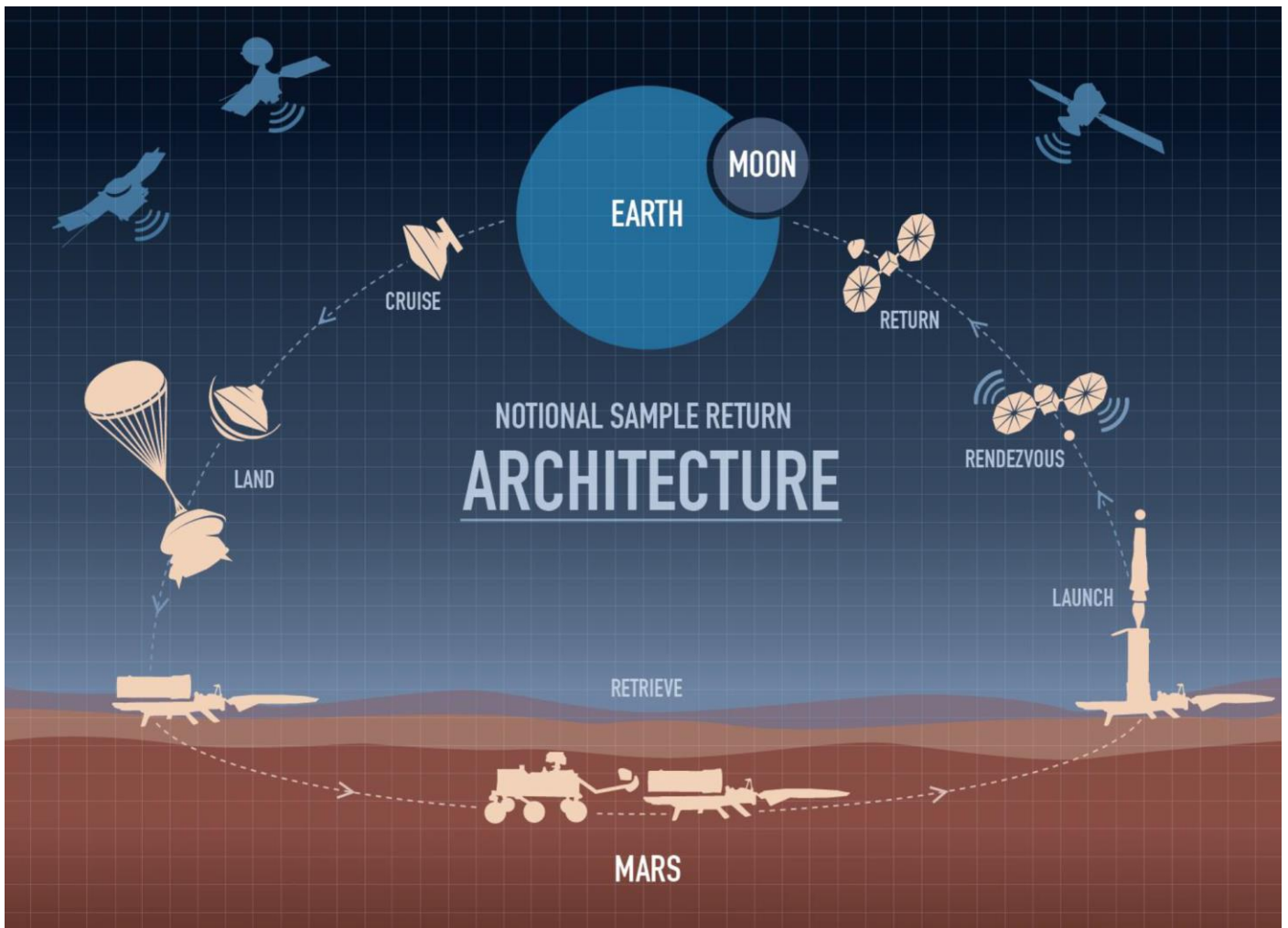


# KSC6 Mars Sample Return RPfive-Bobix

Catégorie DUO – Cahier des charges historique

## Analyse mission



## Table des matières

1	Introduction .....	3
2	Documents de références .....	3
3	Abbreviations.....	3
4	Organisation .....	3
5	Description de la mission.....	4
6	Introduction au problème de Lambert .....	6
6.1	Principe .....	6
6.2	Type de transfert .....	6
6.3	Les « Porkchops » ou « côte de porc » .....	7
7	Conception de la mission .....	8
7.1	Méthodologie .....	8
7.2	Les transferts préliminaires.....	9
7.3	Ajustement de la fenêtre de lancement .....	10
7.4	Calcul des rentrées atmosphériques.....	11
7.5	Choix de l'orbite parking d'ERO .....	13
7.6	Analyse des manœuvres de correction de trajectoires.....	14
7.7	Procédure de départ vers la Terre .....	17
7.8	Choix de la fenêtre de lancement du MAV .....	17
7.9	Procédure de rendez-vous entre ERO et l'OS.....	20
8	Conception des véhicules .....	21
8.1	Les charges utiles .....	21
8.2	Les lanceurs .....	25
9	Réalisation de la mission.....	28
9.1	Procédure d'installation et matériel nécessaires .....	28
9.2	Utilisation des différents scripts .....	29
10	Conclusion .....	32
11	Les annexes.....	32

## 1 Introduction

Ce document présente la participation en duo de Bobix et RPFive au challenge **KSC6 Mars Sample Return** organisé par l'association [Kerbal Space Challenge](#). Lors du KSC5 nous avons appris à travailler ensemble et nous avons développé notre propre façon de jouer à Kerbal Space Program. Pour KSC6 nous avons renouvelé notre collaboration pour poursuivre sur notre lancée mais nous n'avons pas anticipé que tous les efforts et l'énergie dépensés lors de notre participation au challenge KSC5 allaient nous freiner dans notre avancée. Ce dossier est donc avant tout une analyse mission détaillée qui donnera lieu à la réalisation de la mission et aux partages des vidéos associées dans un délai qui reste à déterminer, Bobix partagera son avancé pas à pas sur le [forum](#) du KSC. En annexe de ce document, vous trouverez les fichiers « .craft » et une archive octave qui vous permettra de réaliser la mission, voir §9 pour plus de détails. Bonne lecture.

## 2 Documents de références

- [DR1] [Cahier des charges du challenge](#)
- [DR2] [Mécanique Spatiale V2](#)
- [DR3] [Atlas 541](#)
- [DR4] [Ariane 64](#)
- [DR5] [Vulcan-Centaur](#)
- [DR6] <https://mars.nasa.gov/mars2020/>
- [DR7] [Mars Sample Return : analyse de mission préliminaire](#)
- [DR8] [Mars Ascent Vehicle guidance and navigation design for sample return](#)
- [DR9] [Development concepts for mars ascent vehicle](#)

## 3 Abbreviations

ADS	Airbus Defence and Space
$\Delta V$	Différentiel de vitesse appliqué lors d'une manœuvre
ERO	Earth Return Orbiter
ESA	European Space agency, Agence Spatiale Européenne
Isp	Impulsion spécifique, quantifie l'efficacité d'un moteur fusée
kOS	Kerbal Operating Système, mod d'automatisation de KSP
KSP	Kerbal Space Program, jeu de simulation de conquête spatial
MAV	Mars Ascent Vehicle
MSR	Mars Sample Return
NASA	National Aeronautics and Space Administration
OS	Orbital Sample (échantillon en orbite de Mars)
RPP	Ratio Poussée/Poids
SOI	Sphere Of Influence
TCM	Trajectory Correction Maneuver

## 4 Organisation

Pour notre participation à ce challenge, les tâches ont été réparties en fonction de nos préférences, RPFive étudie et planifie la mission, Bobix automatise les manœuvres des véhicules via kOS, cela englobe :

- l'automatisation des lancements,
- L'automatisation de la navigation et des corrections de trajectoire
- L'automatisation des séquences d'atterrissage
- L'automatisation du déplacement des rovers à la surface de Mars
- L'automatisation de la séquence de rendez-vous entre les véhicules

La phase d'étude nécessite des données d'entrée, notamment la connaissance des trajectoires des lanceurs afin de planifier les manœuvres d'éjection vers Mars avec le plus de précision possible. Il y a donc des itérations entre l'analyste mission et le directeur opérationnel avant la réalisation de la mission en elle-même.

Bobix est également chargé de partager notre travail sous format vidéo, celles-ci seront partagées sous peu quand nos disponibilités le permettront. Pour vous faire patienter, quelques essais et tests sont rattachés en annexe.

## 5 Description de la mission

La mission Mars Sample Return (MSR) est une collaboration internationale entre la NASA et l'ESA dans le but de ramener sur Terre des échantillons de sol martien, le but final étant d'analyser ces échantillons avec tous les outils disponible sur Terre, la puissance de ces outils étant bien supérieur à ce que peut embarquer un rover ou un atterrisseur Martien.

Une telle mission réunit plusieurs challenges :

- Se poser sur Mars,
- Récupérer des échantillons
- Les envoyer en orbite des Mars
- Les récupérer puis les ramener sur Terre

L'architecture préliminaire de la mission est décrite sur la Figure 1

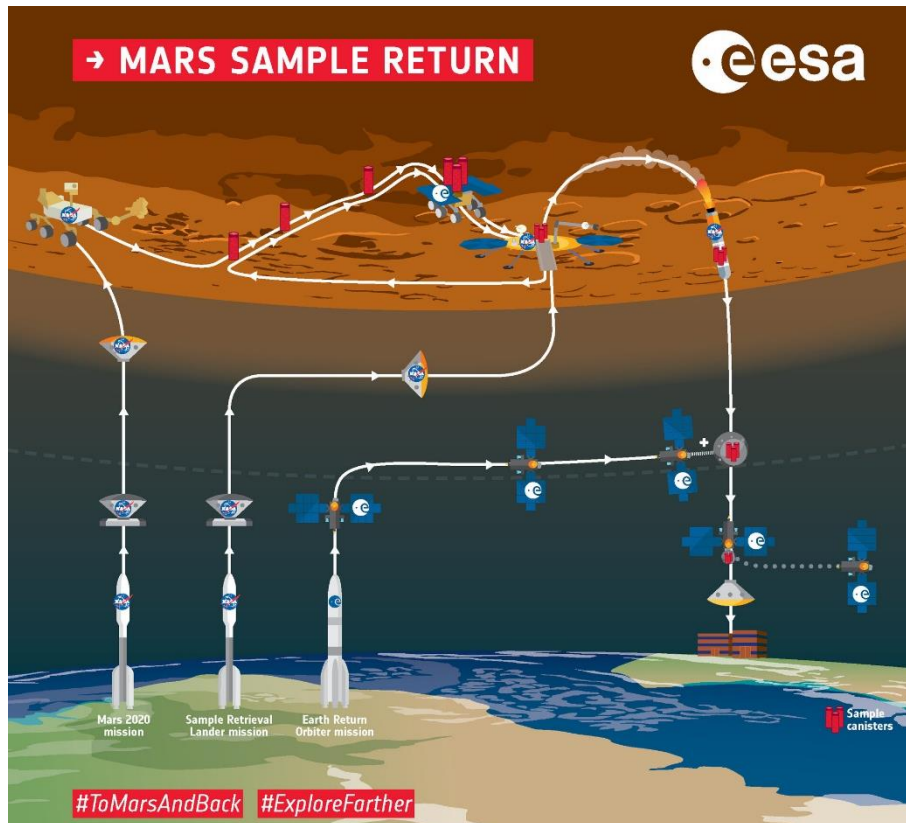


Figure 1 Architecture préliminaire MSR

La première partie de la mission est assurée par le rover Persévérance lancé le 30 Juillet 2020 par une Atlas 541, il va se poser sur Mars le 18 février 2021 dans le cratère Jezero pour ensuite prélever les échantillons et les encapsuler dans un centenaire stérile qu'il larguera au sol. Suivront 3 autres véhicules, à l'horizon 2026-2027 :

- Le fetch rover chargé d'aller récupérer les échantillons encapsulés et largué au sol par Perseverance
- le véhicule d'ascension Martien (MAV), chargé d'envoyer les échantillons du sol martien vers l'orbite martienne
- Le véhicule de retour vers la Terre, Earth Return Orbiter (ERO) dont la mission est de récupérer les échantillons en orbite martienne et de les ramener sur Terre

Le Fetch Rover et le MAV feront le voyage ensemble vers Mars après avoir été lancé par la Vulcan d'ULA actuellement en développement. ERO, de fabrication européenne, sera lancée par une Ariane 64, elle aussi en développement. ERO doit arriver avant le MAV autour de Mars pour servir de relai de communication lors de la rentrée atmosphérique du MAV.

Le site d'atterrissage et d'investigation du rover Perseverance retenu par la NASA est le cratère Jezero :

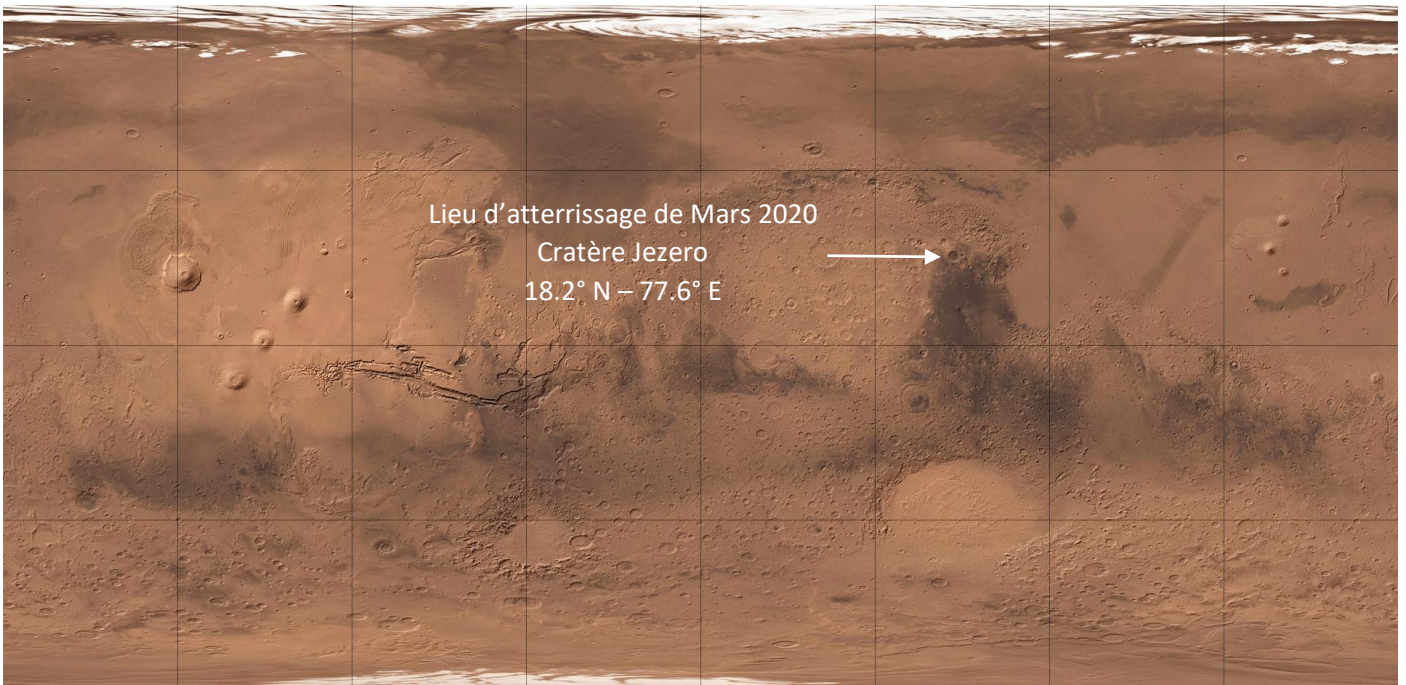


Figure 2 Position du Cratère Jezero à la surface de Mars

Deux sites de retour d'échantillon sont envisagés :

- Le désert de l'Utah aux Etats-Unis (Utah Test and Training Range ;  $40.5^{\circ}\text{N}$ ,  $113.6^{\circ}\text{O}$ ), déjà utilisé lors de la mission Stardust
- Le Woomera Range Complexe (WRC), en Australie ( $28.4^{\circ}\text{S}$ ,  $134.1^{\circ}\text{E}$ ). Ce site d'atterrissage a été utilisé lors d'Hayabusa et prochainement Hayabusa 2.



Figure 3 Site d'atterrissage envisagé UTTR et WRC.

Le choix du site d'atterrissage peut être contraint par l'orbite d'approche, le fait d'avoir un site dans les 2 hémisphères permet de couvrir tous les cas possibles.

## 6 Introduction au problème de Lambert

### 6.1 Principe

L'analyse mission qui va suivre s'appuie sur un composant majeur : un solveur du problème de Lambert. Le problème de Lambert consiste à trouver la trajectoire (ou portion d'orbite) qui relie les points  $P_1$  et  $P_2$  et un temps donné  $\Delta t$ . La résolution détaillée de ce problème ne sera pas abordée ici, cependant la Figure 4 laisse apparaître que la résolution s'appuie sur les propriétés des coniques (ellipse, parabole, hyperbole), pour plus de détail, référez-vous à [DR2].

Ci-dessous, Figure 4, une illustration des solutions pour des points  $P_1$  et  $P_2$  donnés et différents temps de vols  $\Delta t$ . Le point  $F_1$  est le foyer principal des ellipses là où est positionné l'astre autour duquel le véhicule orbite. Dans le cadre d'un transfert Terre-Mars, le point  $F_1$  est le soleil.

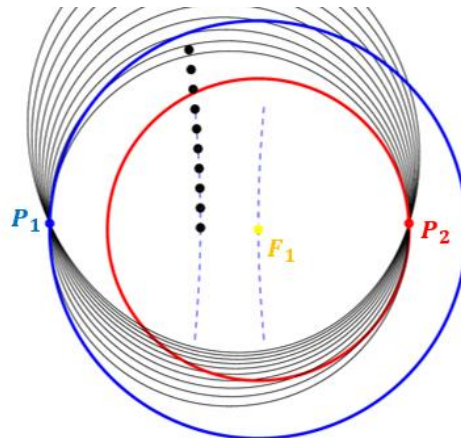


Figure 4 Trajectoire reliant les points  $P_1$  et  $P_2$  avec différents temps de vol

Avec cet outil, la conception des trajectoires des missions spatiales est simplifiée car en tant que concepteur on fait abstraction de la complexité de la géométrie de l'orbite de transfert qui est gérée directement par le solveur. Le concepteur manipule uniquement des paramètres de « haut niveau » tel que les dates de départ et la durée des transferts.

### 6.2 Type de transfert

Un point intéressant de ce solveur est qu'il permet de calculer des transferts « balistiques » entre les planètes sans correction de trajectoire intermédiaire et ce même entre astre non coplanaire. En effet les points  $P_1$ ,  $F_1$  et  $P_2$  forment un seul et unique plan. A tous moments, il existe donc une trajectoire directe sans correction.

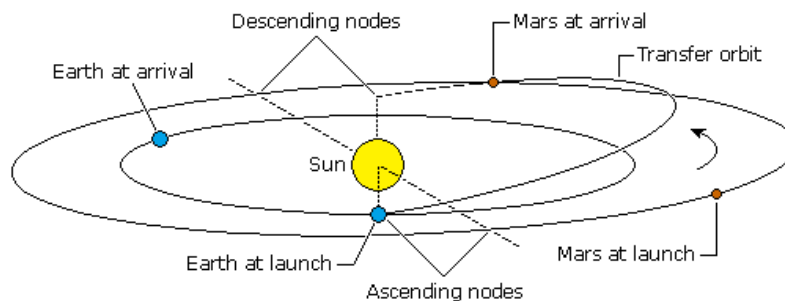


Figure 5 Exemple de transfert balistique Terre-Mars

Comme on le voit sur la Figure 5 l'idée est d'intercepter Mars avant ou après le nœud descendant (transfert de type 1 ou 2). En effet si l'angle parcouru autour du soleil se rapproche des  $180^\circ$  l'orbite de transfert devra être de plus en plus inclinée par rapport à l'écliptique pour compenser la différence d'inclinaison Terre-Mars et le  $\Delta V$  de départ/arrivé sera prohibitif. Cet effet est illustré sur la Figure 6, où l'on voit 2 zones de  $\Delta V$  faible séparées par une ligne, cette ligne démarque les transferts de type 1 et 2, les transferts de type 1 étant ceux avec la durée la plus courte.

Cette trajectoire peut paraître sub-optimale car le véhicule part incliné par rapport à la Terre, mais au prix de 10 à 20 m/s supplémentaire au départ, on s'épargne 275 m/s (dans le pire cas sur KSRSS) de correction d'inclinaison ce qui n'est pas négligeable.

### 6.3 Les « Porkchops » ou « côte de porc »

Le solveur du problème de Lambert, couplé à une librairie de fonction de mécanique spatiale, permet de tracer des diagrammes appelés « Côte de Porc » ou « PorkChops » mom que les anglophones lui ont donné à la vue des formes qui peuvent apparaitre sur ces graphes. Ces graphiques tracent un paramètre donné de la trajectoire en fonction de la date de départ (en abscisse) et de la durée du vol (en ordonnée). Ici, sur la Figure 6, l'échelle de couleur indique le  $\Delta V$  total d'un transfert Terre-Mars incluant le  $\Delta V$  de départ et d'arrivée.

Le point central à l'intersection des 2 lignes noires indique le minimum de  $\Delta V$  et donc le transfert optimal à l'intérieur de cette fenêtre de tir.

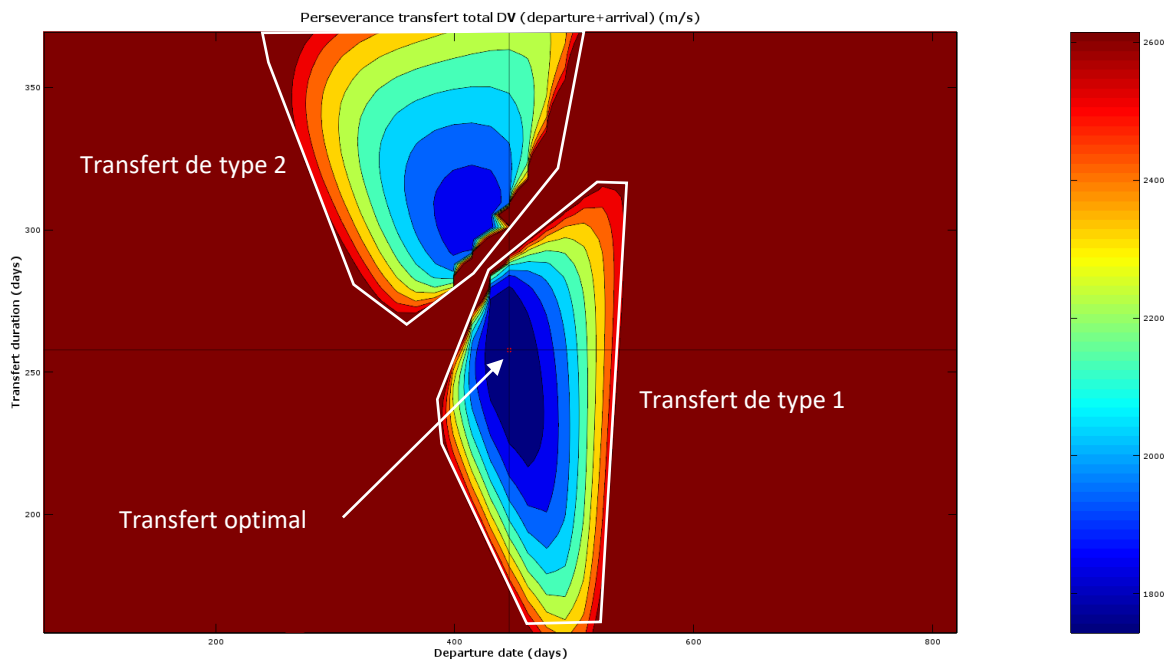


Figure 6 Côte de porc du transfert de Perseverance vers Mars

Comme évoqué précédemment un très grand nombre de paramètre liés à la trajectoire peuvent être tracés sur ces graphiques tel que le C3 (paramètre qui lié au DV de départ vers Mars) et la vitesse d'arrivée sur Mars.

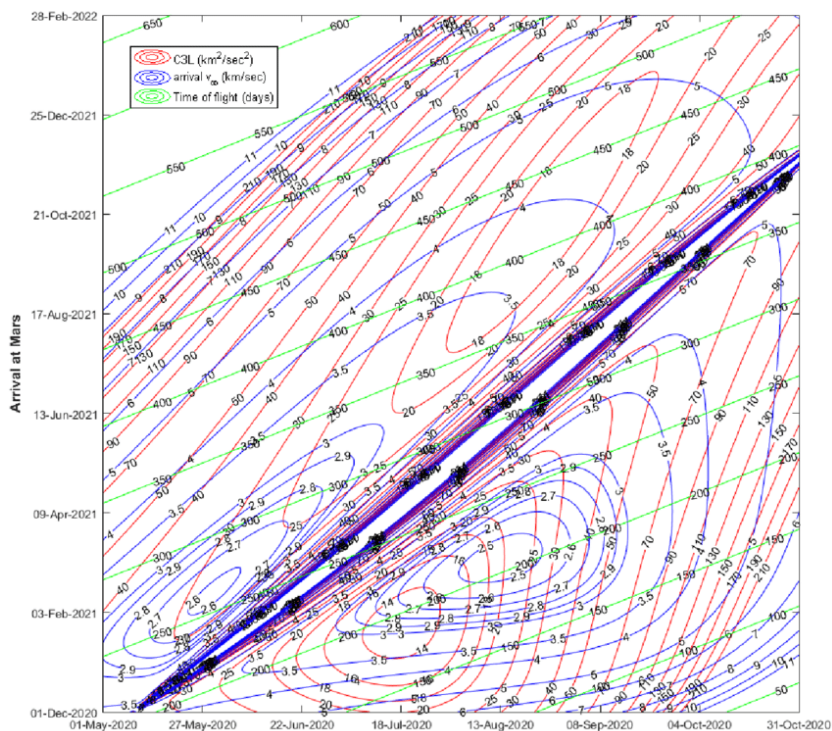


Figure 7 Côte de porc du transfert Réel au format (date de départ-date d'arrivée)

## 7 Conception de la mission

L'analyse mission qui va suivre s'inspire du travail réalisé dans la publication [DR7]. Pour cette mission, 4 trajectoires interplanétaires doivent être calculées :

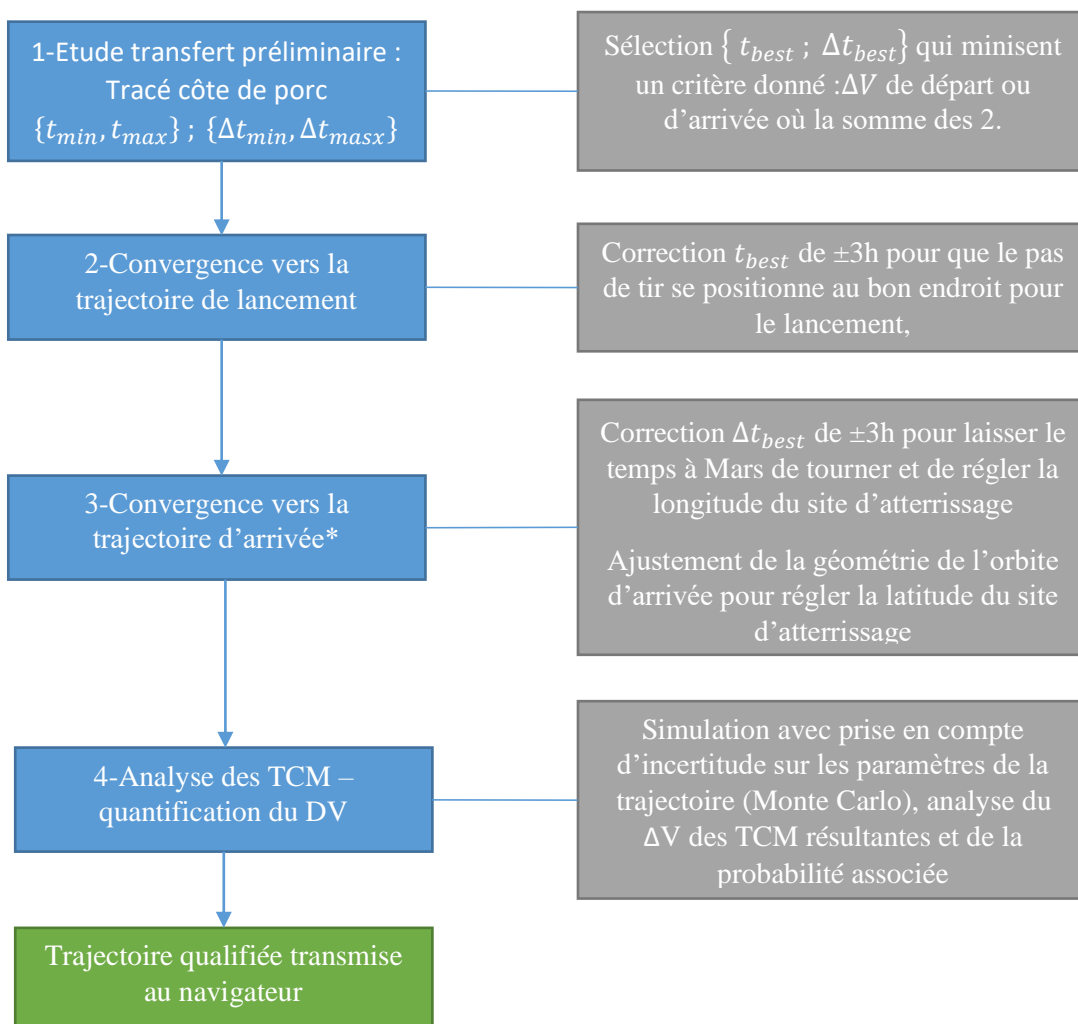
- 3 trajectoires Terre-Mars (Perseverance, ERO et MAV)
- Une trajectoire Mars-Terre pour le retour d'ERO

### 7.1 Méthodologie

La conception des trajectoires de chaque véhicule suit le processus suivant : tout d'abord on trace le Porkchops de la fenêtre considérée de la date de lancement minimum  $t_{min}$  à la date de lancement maximum  $t_{max}$  avec une durée de transfert qui varie de  $\pm 40\%$  d'un transfert de Hohman, voir [DR2] pour la détermination de  $\Delta t_{Hohmann}$ .

$$\Delta t_{min} = (1 - 0.4) \times \Delta t_{Hohmann} ; \Delta t_{max} = (1 + 0.4) \times \Delta t_{Hohmann}$$

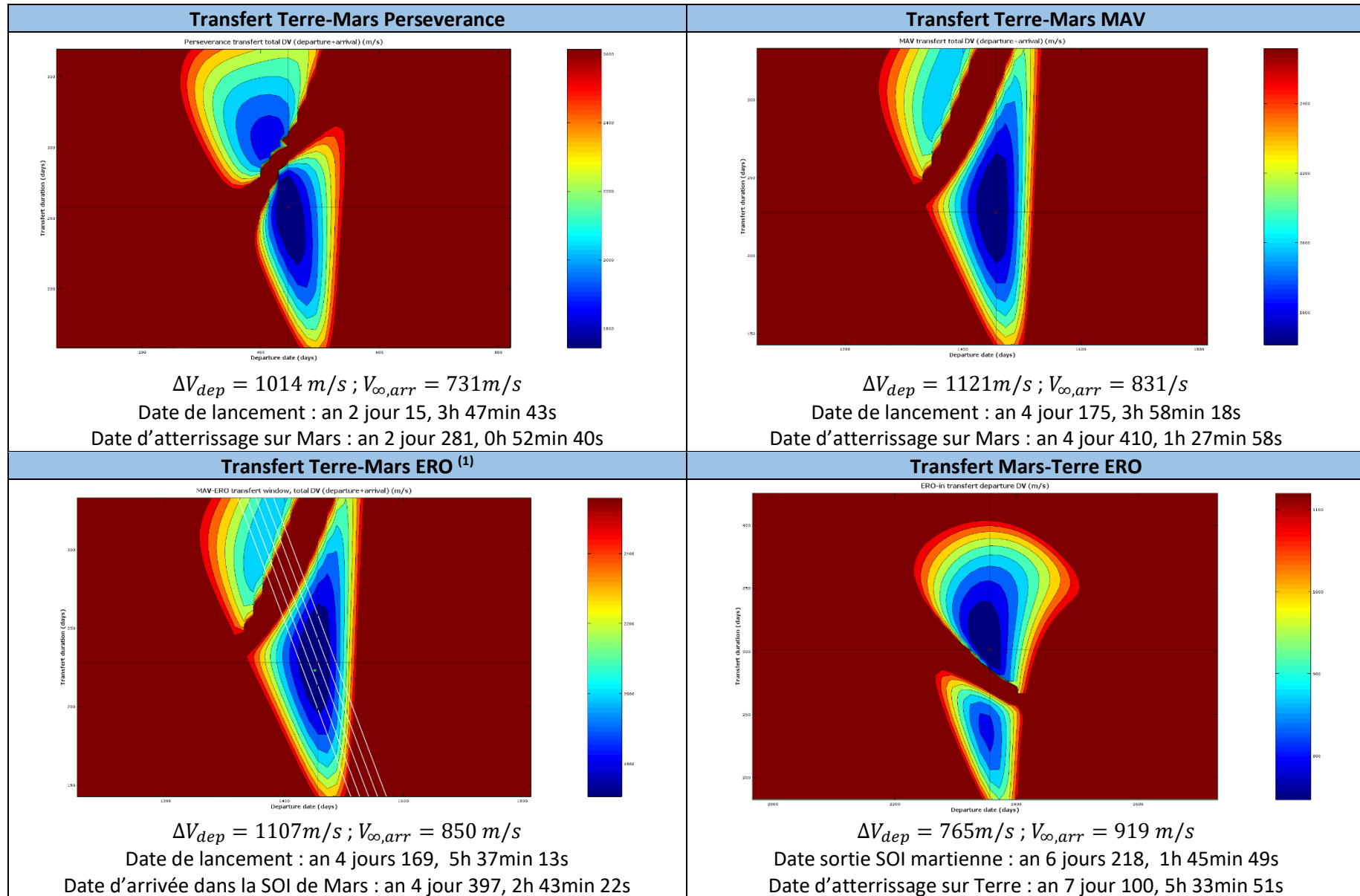
Ensuite les perturbations locales dues au timing de lancement et d'atterrissage sont ajoutés. En ajoutant progressivement ces perturbations on converge vers la trajectoire nominale.



**\*La trajectoire d'ERO suit un traitement particulier car sa trajectoire d'arrivée puis de départ de Mars doivent être coplanaires pour minimiser le  $\Delta V$  de la mission**

Figure 8 Processus de conception d'une trajectoire interplanétaire

## 7.2 Les transferts préliminaires



<sup>(1)</sup>Le long d'une même ligne blanche, les transferts permettent d'arriver la même date sur Mars. Le transfert choisi pour ERO lui permet d'arriver 10 jours avant le MAV autour de Mars pour servir de relais de communication lors de l'atterrissage de celui-ci.

### 7.3 Ajustement de la fenêtre de lancement

A partir du transfert optimal retenue lors de la phase préliminaire, la trajectoire de transfert est raffinée pour prendre en compte la taille de la SOI de la Terre, les vrais timing de décollage/atterrissage et orbite de départ.

Un algorithme de couture assure une continuité en position et vitesse lors du passage de la SOI de la Terre à celle du Soleil puis à l'arrivée autour de Mars. Cette étude prend en compte :

- la position du pas de tir
- la trajectoire du lanceur (angle et temps entre la séparation du pas de tir et la position de circularisation)
- Le temps de croisière sur l'orbite parking avant la manœuvre de départ

Le départ depuis l'orbite basse terrestre doit se faire impérativement moins d'une orbite après la circularisation.

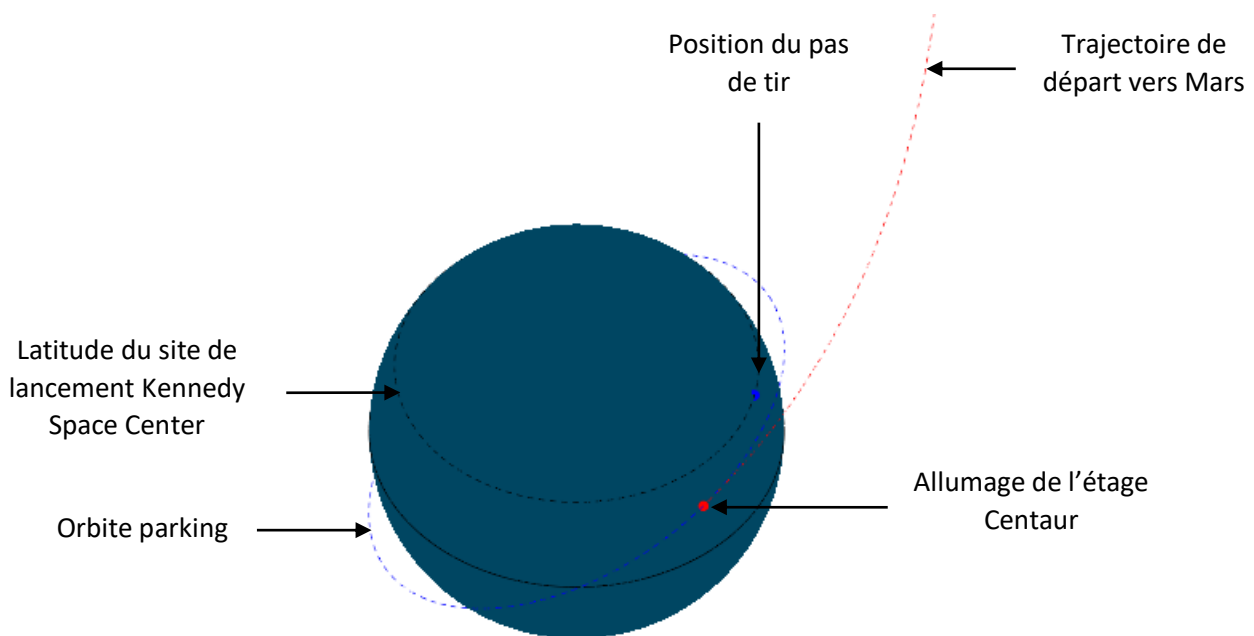


Figure 9 Trajectoire de départ de Perseverance vers Mars

En pointillé rouge sur la Figure 9 la trajectoire de départ de Persévérance, le point rouge donne le lieu de la manœuvre d'éjection et le point bleu la position du pas de tir lors du lancement.

## 7.4 Calcul des rentrées atmosphériques

A ce stade, la trajectoire de transfert interplanétaire et le vecteur vitesse d'arrivée dans la SOI de Mars sont connues, il reste à ajuster la trajectoire de rentrée et le timing pour se poser à l'endroit voulu. Pour cela il est nécessaire de connaître le comportement aérodynamique du véhicule de rentrée, de son comportement dépend la trajectoire.

Pour cela, il a été développé il y a quelques temps, un simulateur de vol qui reproduit assez fidèlement la physique de KSP notamment en termes de propriété des atmosphères et du calcul de la trainée (ce simulateur ne simule que des rentrés atmosphériques de corps non portant). Cependant pour utiliser ce simulateur, il faut connaître le coefficient de trainée de base du véhicule ( $A \times C_D$ ). Pour cela, pas de miracle, il faut faire des tests et mesures.

### 7.4.1 Campagne de test : recalage du $C_D$

Les différents véhicules de rentrée, Perseverance, le MAV et la capsule de retour sur Terre, ont donc été conçus sur KSP. Par la suite, via le menu de triche ils ont été envoyés en orbite pour réaliser des rentrées atmosphériques et réaliser des relevés de mesures. Ces mesures ont servies de base pour calculer le  $C_D$  de chaque véhicule.

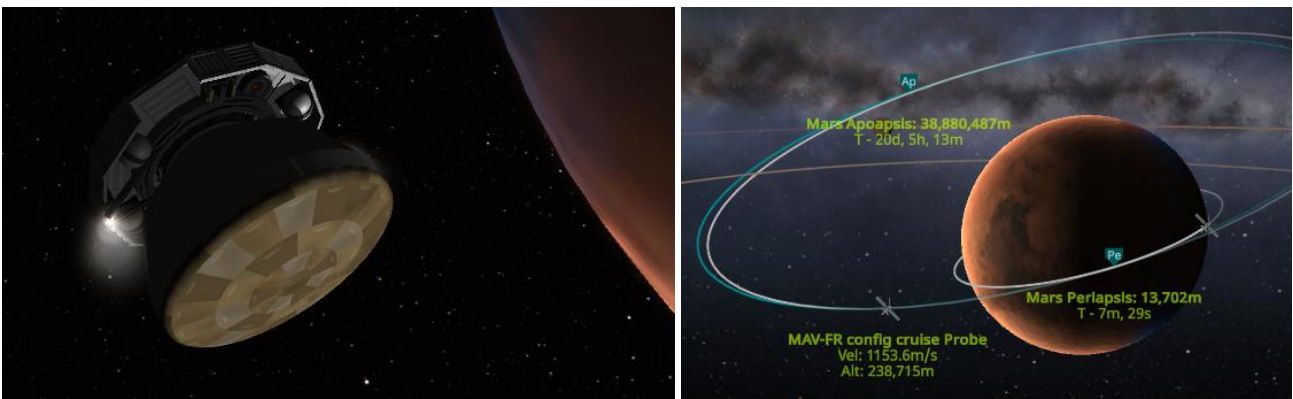


Figure 10 Véhicule de rentrée qui encapsule le MAV et le Fetch rover et son orbite de test (très elliptique)

La méthodologie est la suivante : on réalise une entrée atmosphérique en relevant tous les paramètres de l'orbite initiale puis on relève des points {altitude ; vitesse} le long de la trajectoire dans KSP. Ces paramètres sont rentrés dans le simulateur de vol qui ajuste le  $A \times C_D$  pour coller au mieux aux données relevées.

Voici le résultat du recalage de la rentrée du MAV. Les points à haute vitesse sont très fidèlement reproduit, il demeure un petit écart en subsonique mais qui impacte moins la précision du site d'atterrissage. Le modèle recalé prédit un atterrissage à  $0.03^\circ$  du site d'atterrissage réelle atteint lors du test sur KSP, soit une erreur de 170m à la surface de Mars.

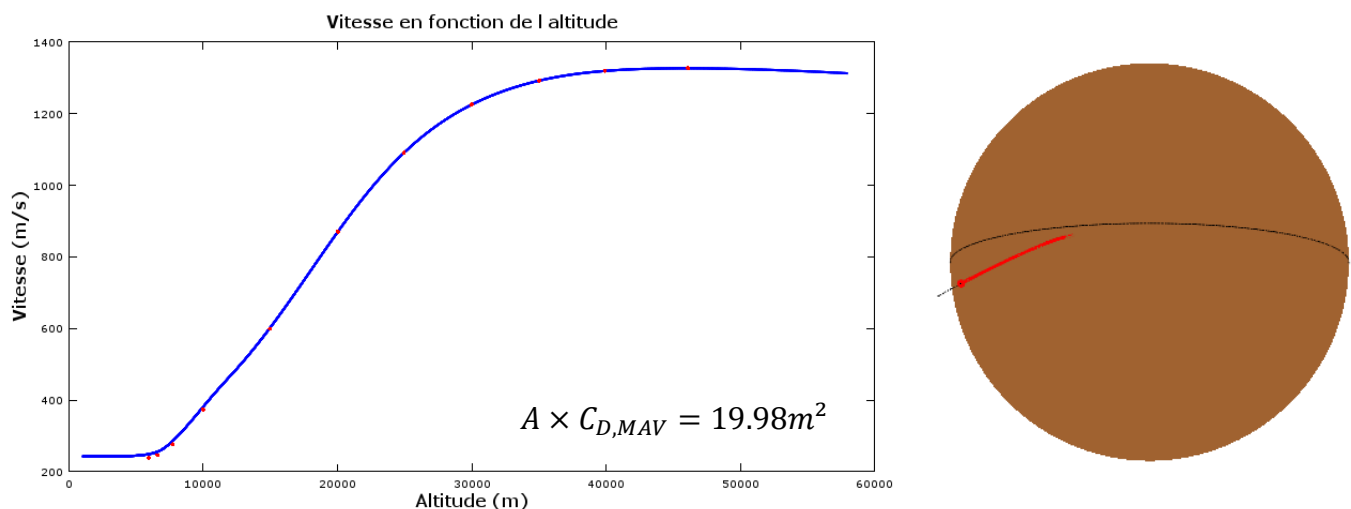


Figure 11 Résultats issus du recalage de la trainée du MAV

Ce coefficient de trainée ( $A \times C_{D,MAV}$ ) n'est qu'un coefficient de base qui est modulé en fonction des conditions de vol que le véhicule rencontre décrite par le nombre de Mac et nombre de Reynolds. Pour plus d'information, voir [DR2].

### 7.4.2 Convergence vers la trajectoire de direct entry

Une fois l'aérodynamisme recalée, on peut utiliser le simulateur de vol pour calculer la trajectoire de rentré et ajuster la trajectoire d'arrivée en fonction de l'écart avec le site d'atterrissage visé, on joue sur 2 paramètres ;

- L'angle  $\gamma$  qui gouverne l'orientation de l'orbite d'arrivée et influe sur la latitude du site d'atterrissage
- L'heure d'arrivée pour laisser le temps à Mars de tourner sur elle-même et d'aligner le site d'atterrissage visé avec la trajectoire d'entrée

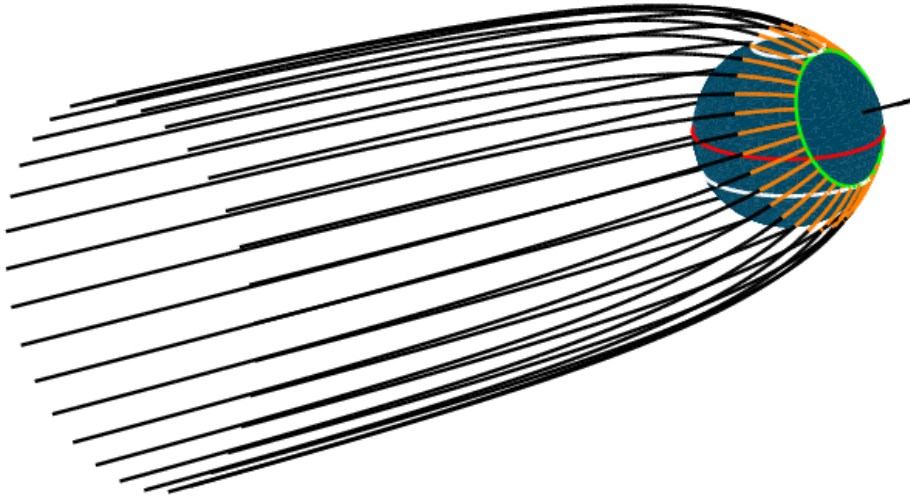


Figure 12 Trajectoire de rentrée atmosphérique possible étant donné un vecteur vitesse d'arrivée dans la SOI de la Terre

Le cercle vert indique tous les sites d'atterrissage possible, on remarque que l'on peut atteindre toute une bande de latitude qui est fonction de l'angle que décrit le vecteur vitesse d'arrivée avec le plan équatorial. On appelle cet angle la déclinaison de l'asymptote d'arrivée.

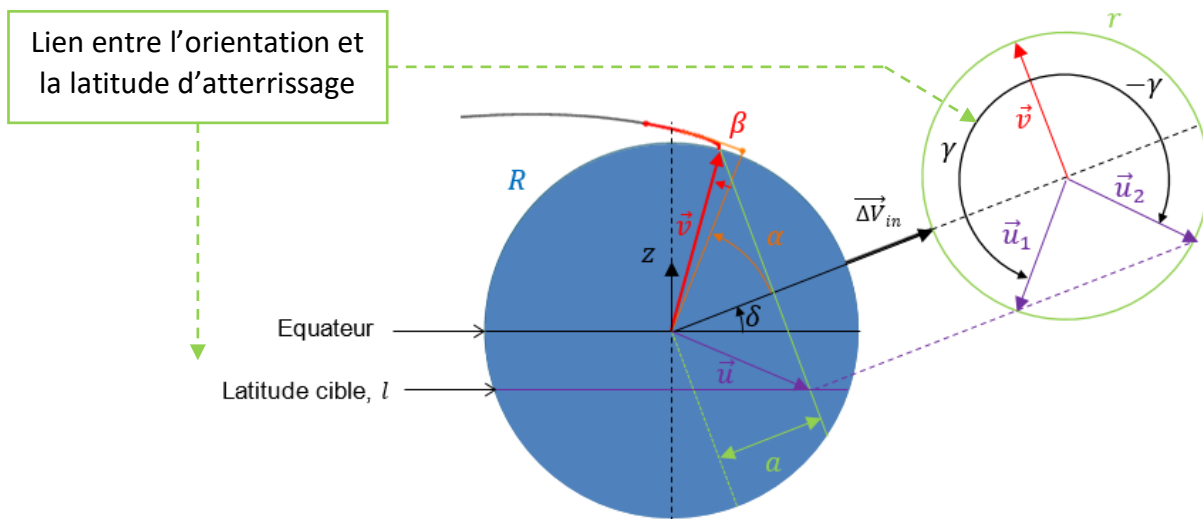


Figure 13 Lien entre l'angle  $\gamma$  et la latitude d'atterrissage

Parmi toutes ces trajectoires possibles on peut sélectionner celle qui mène à la latitude voulue. On remarque que suivant l'orientation de l'orbite le vent relatif lors de la rentrée atmosphérique sera différent ce qui a un impact sur la trajectoire atmosphérique, c'est pour cela qu'un simulateur de vol est nécessaire.

De plus, la modification de l'heure d'atterrissage a un impact sur la trajectoire interplanétaire (au 2<sup>nd</sup> ordre). C'est là que le solveur du problème de Lambert a tous son intérêt, il est très facile d'ajuster la durée du transfert  $\Delta t$ , d'une petite fraction  $dt$  pour converger vers l'orbite qui permettra d'atterrir à l'endroit voulu.

Exemple de convergence vers la trajectoire d'entrée du MAV pour se poser dans le cratère Jezero

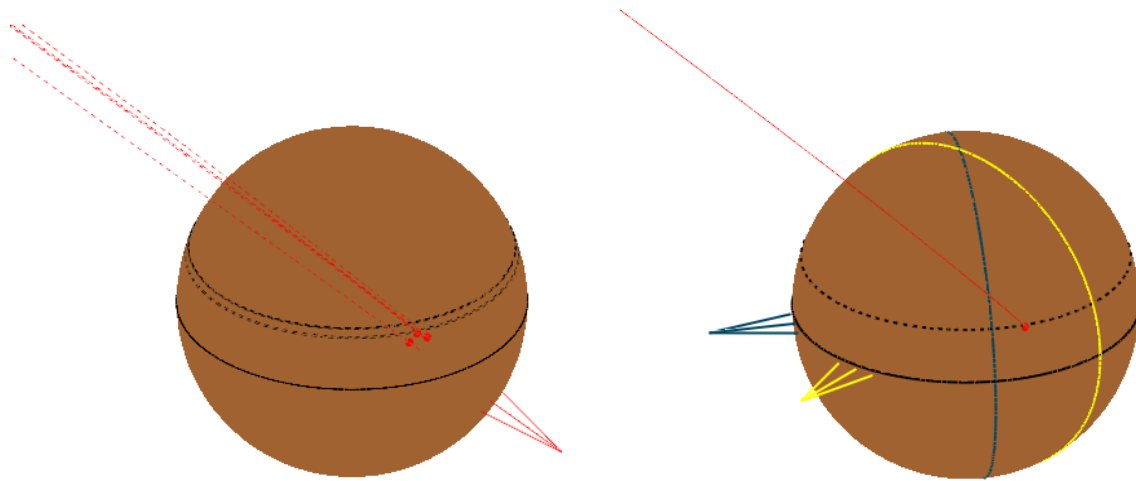


Figure 14 Convergence vers l'orbite d'entrée atmosphérique du MAV

Sur le graphe de droite on voit la trajectoire finale ainsi que le terminateur solaire et terrestre. On voit que pour suivre l'atterrissage de MAV un relai de communication est nécessaire, ERO assumera cette tâche.

### 7.5 Choix de l'orbite parking d'ERO

Le cas de l'Earth Return Orbiter est particulier car ce véhicule va devoir faire un aller-retour Terre-Mars. Le vecteur d'arrivée autour de Mars puis de départ de Mars vers la Terre sont différents. Si l'orbite parking d'ERO était fixée au hasard lors de l'arrivée d'ERO, cette orbite pourrait ne pas être bien alignée avec le vecteur vitesse de départ.

Or, 2 vecteurs (non colinéaires) définissent un plan, il existe donc un plan orbital qui permet d'arriver et de repartir de Mars de manière optimale sans effectuer de coûteuses manœuvres de correction d'inclinaison.

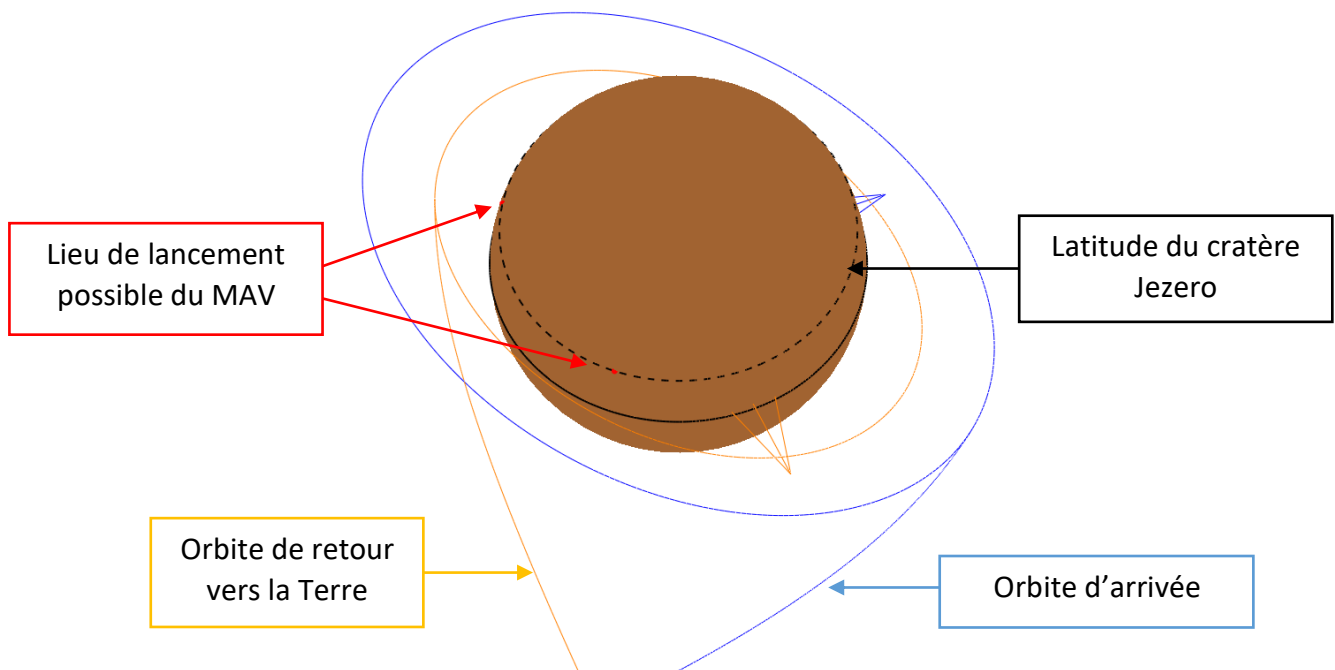


Figure 15 Orbite parking d'ERO permettant un départ/arrivée coplanaire

Dans la réalité cette contrainte n'existe pas car Mars tournant sur elle-même en environ 24h, elle est aplatis (son rayon polaire est inférieur à son rayon équatorial). Cette forme casse la symétrie sphérique de son champ de gravité, une des conséquences pour les véhicules qui orbitent Mars est la rotation du plan orbital autour de l'axe des pôles de Mars. On peut donc profiter de cette rotation pour aligner le plan avec le vecteur vitesse de départ. Le choix du plan de l'orbite parking d'ERO est donc plus libre dans le véritable système solaire que sur KSP.

## 7.6 Analyse des manœuvres de correction de trajectoires

Chaque trajectoire fait l'objet de l'analyse de ses manœuvres de correction de trajectoire.

### 7.6.1 Planification des manœuvres

Pour chaque véhicule, une première TCM est planifiée 5 jours après la sortie de la SOI de la Terre et une seconde a lieu 10 jours avant l'entrée dans la SOI Martienne. La première manœuvre permet au véhicule d'atteindre très précisément la position de TCM2 à la date prévue. La seconde manœuvre permet de corriger le vecteur vitesse en ce point et de s'assurer que le véhicule est recalé sur l'orbite d'arrivée nominale pour permettre un atterrissage en direct dans le cratère Jezero.

Là encore, cette approche peut sembler ardue mais l'utilisation d'un solveur du problème de Lambert prend tout son sens puisque le but même des TCM est d'atteindre des points donnés à des dates données.

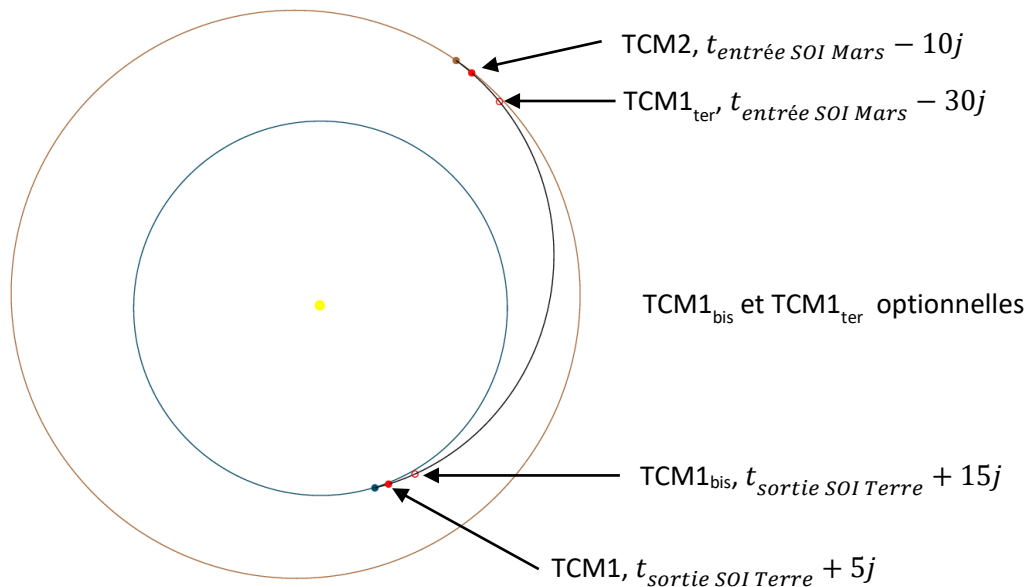


Figure 16 Exemple de la trajectoire de Perseverance

### 7.6.2 Incertitudes de la trajectoire de lancement

Pour faire cette analyse des manœuvres de correction de trajectoire, des budgets d'erreurs sont attribués à différents postes d'incertitudes.

Paramètres	Incertitudes	Commentaire
Heure de circularisation	$\pm 30s$	La trajectoire d'un lanceur est très dépendante du basculement en tangage initiale, ce qui a un impact sur l'instant de la circularisation, et décale temporellement toute la trajectoire.
LNA (deg)	$\pm 0.5deg$	La longitude du nœud ascendant est dépendante de la trajectoire du lanceur et de son heure de décollage
Inclinaison (deg)	$\pm 0.25^\circ$	L'erreur d'inclinaison dépend de la précision de la manœuvre en roulie pour s'aligner sur l'azimut de lancement.
Altitude (m)	$\pm 500m$	L'altitude de l'orbite dépend de la précision de la trajectoire et de la manœuvre de circularisation
Heure de la manœuvre d'éjection (s)	$\pm 0.5s$	Une fois sur l'orbite parking une erreur de timing conduit à un décalage angulaire de la trajectoire de sortie (erreur sur l'argument du périastre de l'orbite de sortie)
$\Delta V$ manœuvre d'éjection	$\pm 2m/s$	Une erreur sur la durée de la manœuvre induit une erreur sur le $\Delta V$ d'éjection
Heure de la séparation de la CU	$\pm 2s$	
$\Delta V$ de séparation	$0.1 \pm 0.05m/s$	

### 7.6.3 Analyse statistique du $\Delta V$ des TCMs interplanétaires

Tous ces paramètres ont été intégrés à un modèle de calcul des TCM, qui permet de quantifier le  $\Delta V$  des corrections en fonctions des paramètres d'entrés.

Lors du lancement de Perseverance, la manœuvre du Centaur est calculée pour que le rover évite Mars. Par la suite TCM1 puis la TCM2 ramènent le véhicule en ligne avec sa cible.

Avec l'injection nominale on obtient les manœuvres suivantes :

Manœuvres	TCM1	TCM2
Date	A2 J25 3h 11min 26s	A2 J268 4h 15min 40s
$\Delta V$	2.67 m/s	0.01m/s

L'impact des différents paramètres est :

Paramètres de la trajectoire	Dispersion ( $\pm$ )	DV_TCMs (m/s)	
		Nominal	Dispersion ( $\pm$ )
UT circularisation (s)	60	2.68	0.003
LNA (deg)	0.5		3.345
Inclinaison (deg)	0.25		1.491
Altitude (m)	500		4.698
UT manœuvre (s)	0.5		0.075
Delta V manœuvre (m/s)	2		1.435
UT separation (s)	2		0.000
Delta V de la séparation (m/s)	0.05		0.000

On remarque que les 2 paramètres les plus sensibles sont le LNA et l'altitude de l'orbite de croisière. Si l'on part un jour plus tard avec un produit en croix on voit que le DV des TCM augmentera d'environ 1.1m/s.

Une analyse statistique (par tirage de Monte Carlo) indique que le  $\Delta V$  moyen est proche de 6m/s, voir Figure 17 . Dans le pire des cas, l'étage de croisière de Perseverance devra modifier sa vitesse de 15m/s pour atteindre sa cible.

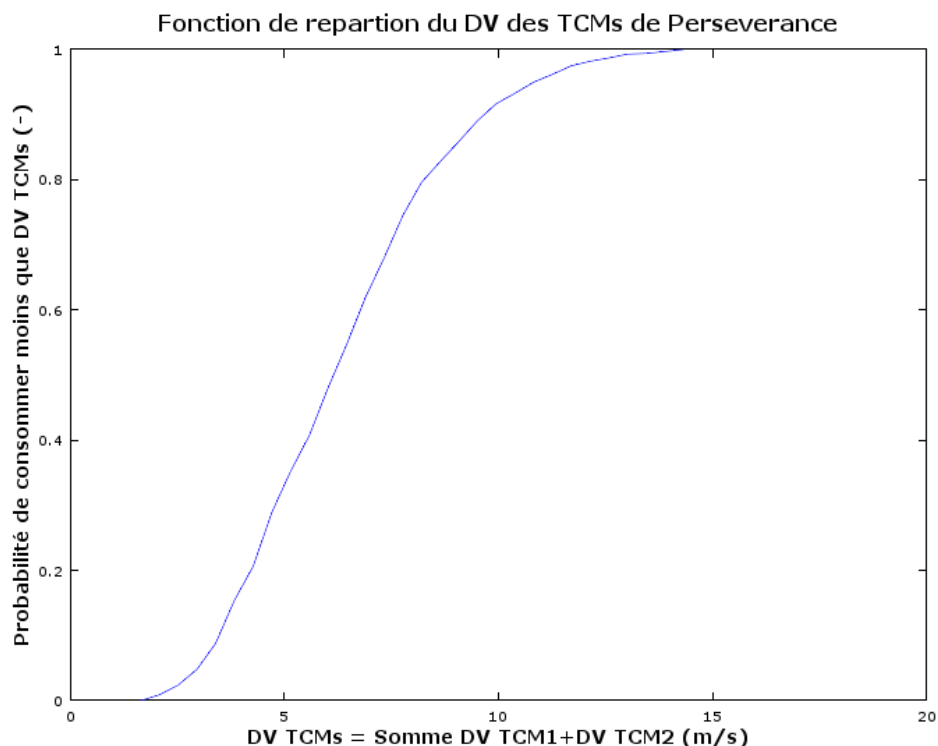


Figure 17 Résultat de l'analyse statistique

L'analyse des corrections des autres véhicules donne un résultat similaire.

### 7.6.4 Corrections finales pour direct entry

En théorie, la procédure de correction de trajectoire interplanétaire précédente permet d'arriver dans la SOI cible avec la trajectoire de rentrée atmosphérique nominale. Cependant, le challenge précédent à montrer qu'il persistait quelques écarts, pour rappel voici la précision atteinte lors du premier survol de Venus lors du KSC5 :

Survol	Lna (°)	Inclinaison (°)	Arg. Péri. (°)	Périastre (m)	Excentricité (-)	Moyenne quadratique des erreurs	Temps de passage au périastre
AG1 - Venus	Survol nominal	359.30	12.08	61.57	1060300	2.3602	A652 j326 3:45:19
	Après MCT1	3.97	11.43	56.59	1088426	2.3965	
	Erreur (-)	1.30E-02	5.40E-02	8.09E-02	2.65E-02	1.54E-02	2.06E-02
	Après MCT2	359.40	12.07	61.58	1053421	2.3514	A652 j326 03:51:04
Erreur (-)	2.68E-04	1.18E-03	1.64E-04	6.49E-03	3.73E-03	<b>1.52E-03</b> <b>00:05:45</b>	

Figure 18 Retour d'expérience du KSC5 sur la précision de la navigation

On remarque que la géométrie de l'orbite est bien respectée (0.15%) d'erreur mais on observe une erreur d'environ 5min sur le temps de passage au périastre. 5 min, cela correspond à un décalage de 5 degrés sur la longitude d'atterrissage ce qui n'est pas vraiment acceptable pour réussir à se poser dans le cratère Jezero.

Pour compenser cet écart, une dernière procédure de correction a lieu à l'intérieur de la SOI de l'astre cible.

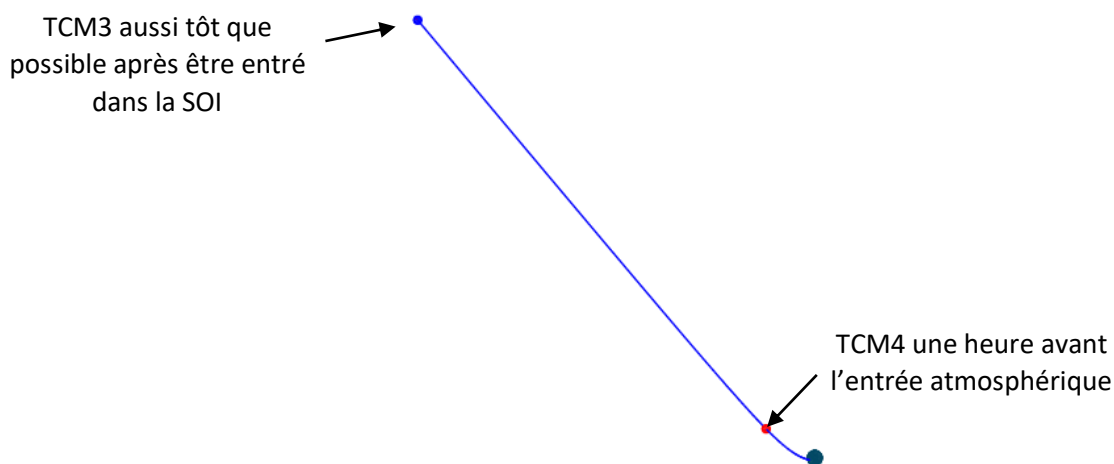


Figure 19 Correction de trajectoire avant l'entrée atmosphérique de la capsule

Quelques essais ont été menés en simulant de « mauvaises » trajectoires retardées de quelques minutes pour quantifier le  $\Delta V$  de correction nécessaire

$\Delta V$ TCM	Perseverance	MAV	ERO-in
Erreur temporelle $\pm 1$ min	2.46 m/s	1.66 m/s	1.27 m/s
Erreur temporelle $\pm 5$ min	12.36 m/s	8.31 m/s	6.37m/s

Figure 20 Bilan de  $\Delta V$  pour compenser une avance / retard d'arrivé dans la SOI

De manière globale il faut donc prévoir 30m/s (15 + 12 m/s) de correction de trajectoire pour assurer un atterrissage précis sur l'astre visée.

## 7.7 Procédure de départ vers la Terre

L'orbiteur de retour vers la Terre étant à propulsion électrique avec un ratio poussée poids (RPP) faible de l'ordre de 0.1, le véhicule peut difficilement effectuer de grandes manœuvres sans grande perte de  $\Delta V$ . Pour éviter cela, une procédure de départ par impulsion au périastre est prévue.

Ce départ se fait en 4 temps :

- Une première manœuvre de phasage pour assurer de sortir de la SOI à la date prévue
  - Une série de 6 manœuvres de sortie pour augmenter progressivement son apoastre
  - Si nécessaire, une correction d'inclinaison minimale pour assurer une sortie dans la direction prévue
  - Une dernière grande manœuvre pour gagner la vitesse suffisante pour quitter Mars et rejoindre la Terre. Cette manœuvre fait l'objet d'un recalage pour prendre en compte le faible RPP de l'orbiteur, voir Figure 21
- Procédure de départ vers la Terre d'ERO.

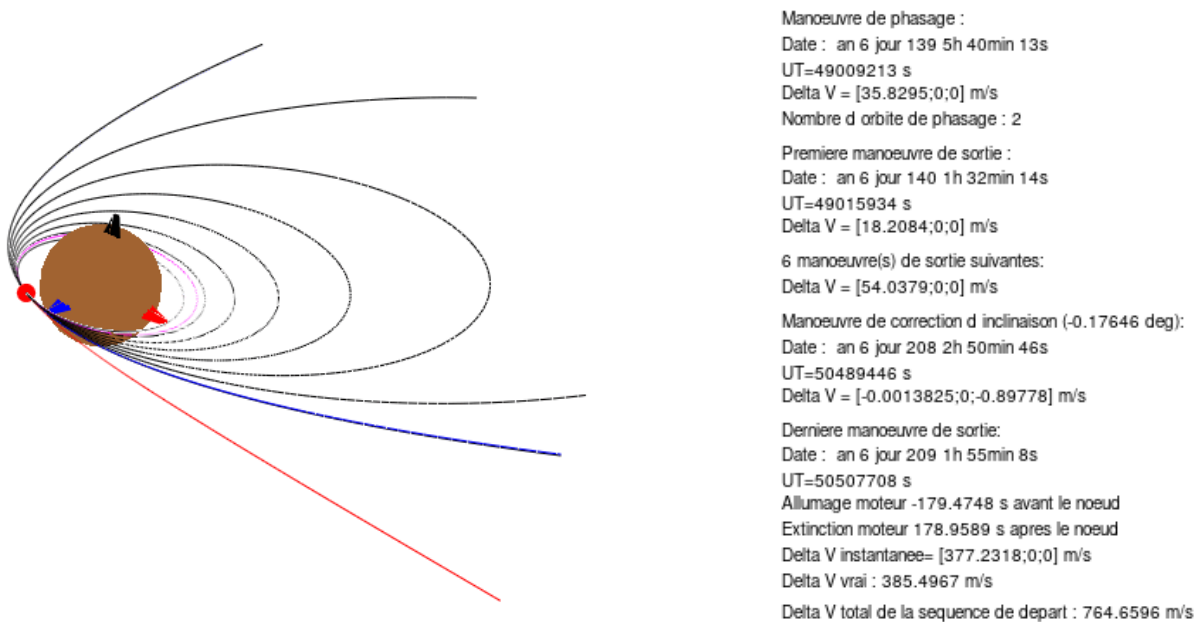


Figure 21 Procédure de départ vers la Terre d'ERO

On notera que la procédure de départ prend 70 jours. De plus, cette procédure s'adapte à n'importe quelle orbite initiale.

## 7.8 Choix de la fenêtre de lancement du MAV

La détection des échantillons en orbite par ERO va se faire par le biais d'une caméra, seule la lumière réfléchiée par l'OS lui permettra de reconstruire son orbite et d'enclencher la procédure de rendez-vous avant le départ vers la Terre. Dans ce cadre, il est plus simple d'essayer de détecter l'OS lors de son insertion orbitale juste après l'extinction du 2<sup>e</sup> étage du MAV, à ce moment, l'OS est encore liée au véhicule, ça taille et donc la lumière réfléchiée est plus importante. De plus, c'est à ce moment que la position de l'OS est connue avec le plus de précision. L'attitude de l'orbiteur est donc préprogrammée pour orienter ses caméras vers le point prévu. D'après quelques simulations de la trajectoire du MAV (voir, §8.1.2 Figure 30) voici les 2 points d'injections possibles :

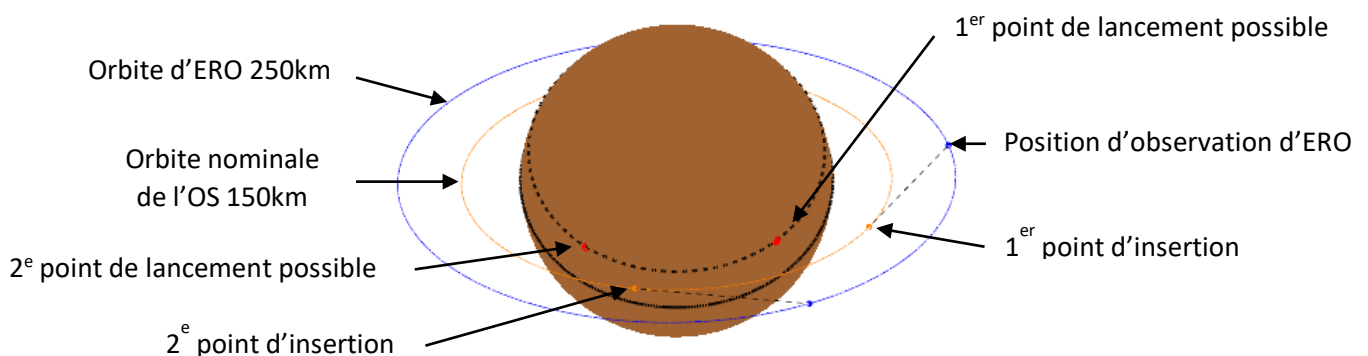


Figure 22 Procédure d'observation de l'OS par ERO lors de son insertion orbitale

Dans KSP les orbites des différents véhicules sont directement données par l'interface. Dans la réalité, la détermination de l'orbite d'un véhicule autour d'un autre astre du système solaire est un véritable challenge.

Dans cette partie, nous allons déterminer la meilleure fenêtre de lancement du MAV. Pour ça il faut que l'angle de phase ERO-OS-Soleil soit le plus favorable possible afin de maximiser le flux reçu par la caméra et diminuer la lumière parasite provenant de la lumière du soleil et de sa diffusion dans l'atmosphère martien.

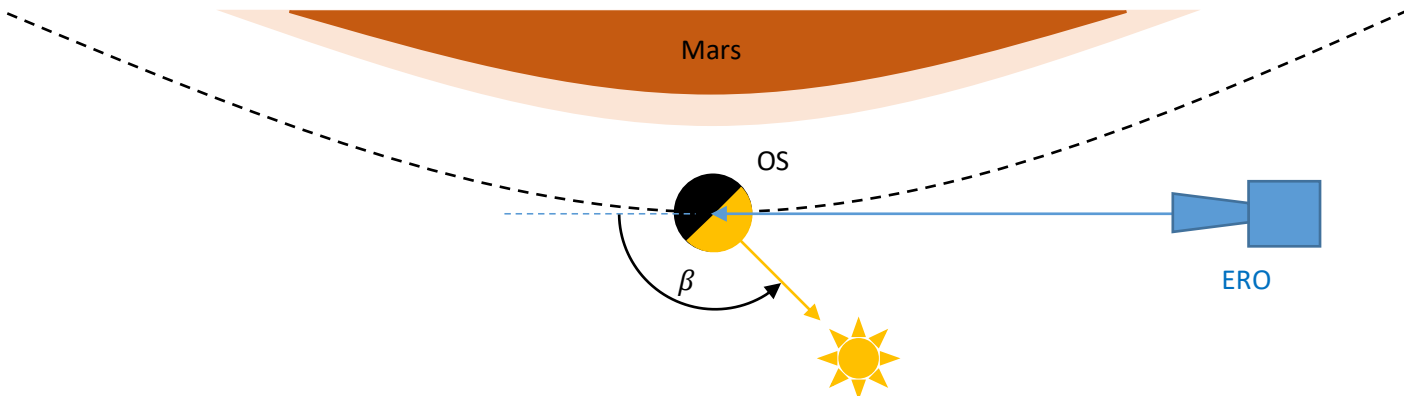


Figure 23 Angle de phase ERO-OS-Soleil

Sur la Figure 23 on voit que plus l'angle de phase  $\beta$  est grand plus la détection est simple car le flux renvoyé par l'OS augmente et la lumière parasite du soleil diminue. Pour diminuer la lumière parasite issue de l'atmosphère martienne, on observe l'OS de manière tangente par maximiser l'angle entre la haute atmosphère et la ligne de visée des caméras d'ERO.

L'évolution de l'angle  $\beta$  a été étudiée tout le long de la mission d'ERO en orbite basse de Mars, de sa capture en orbite au début de sa procédure de départ. La portion de la mission où les points d'insertions de l'OS sont dans l'ombre de Mars et donc où la détection par ERO est impossible est indiqué par un rectangle noir.

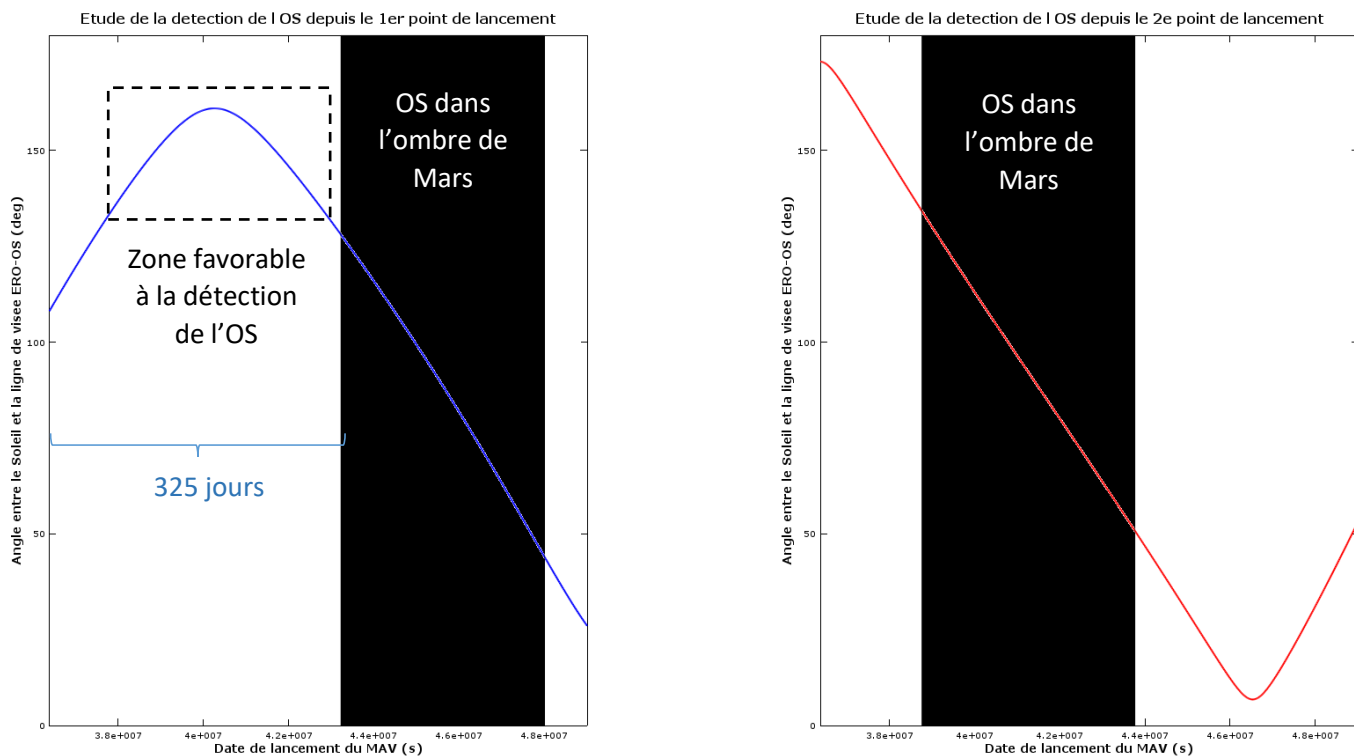


Figure 24 Etude de la fenêtre de détection de l'OS

La Figure 24 montre que le lancement du MAV depuis le point n°1 est plus favorable car il laisse plus de temps au fetch rover d'aller récolter les échantillons déposés au sol par Perseverance. De plus pendant tout ce temps l'angle de phase ne passe jamais en dessous de  $108^\circ$ , ce qui est tout à fait acceptable.

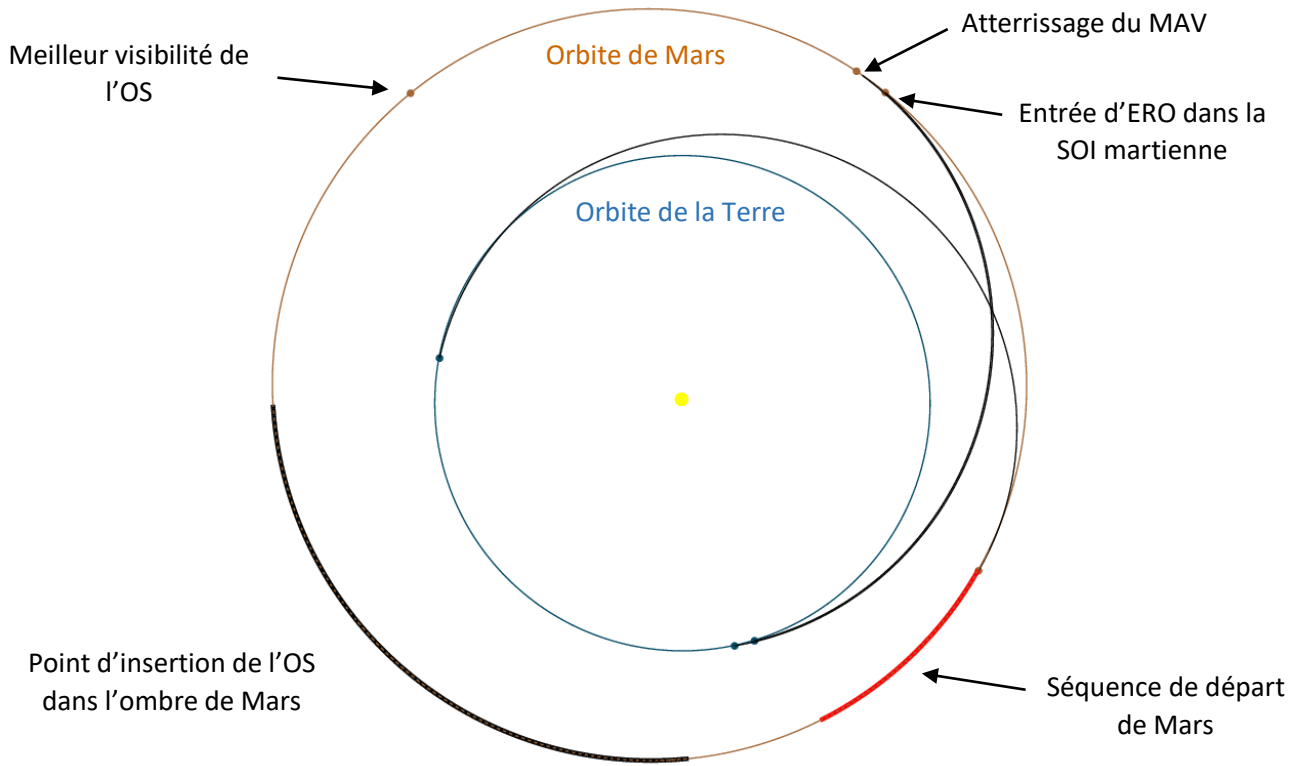


Figure 25 Enchaînement des phases de la mission d'ERO

Tout ce développement permet de définir que le MAV devra décoller du point numéro 1 selon un azimut de  $106.3^\circ$ . Ce qui contraint l'orientation de la plateforme de lancement du MAV lors de son atterrissage sur la surface martienne. En effet sur le tangage initial est réglable mais pas l'azimut, voir Figure 26.

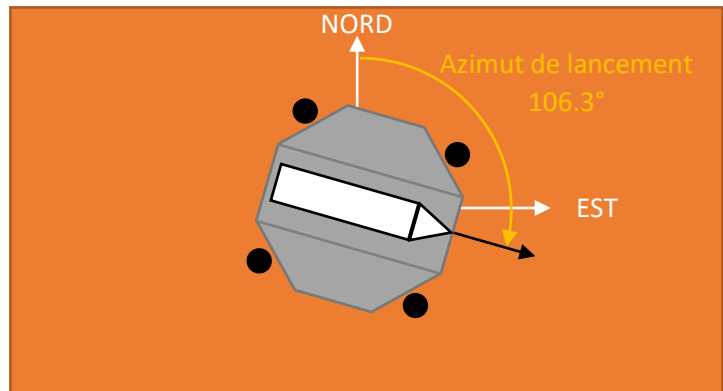
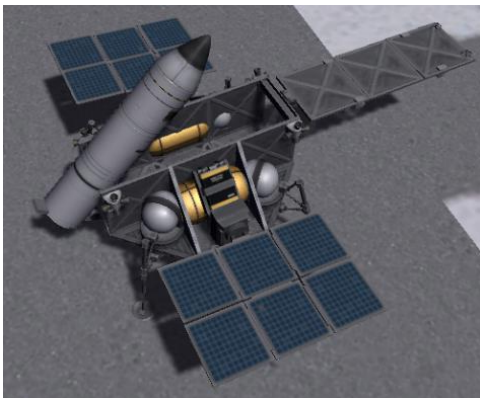


Figure 26 Orientation de la plateforme de lancement du MAV lors de son atterrissage

## 7.9 Procédure de rendez-vous entre ERO et l'OS

Le rendez-vous entre ERO et l'échantillon en orbite (OS) est une phase critique de la mission. Une fois les paramètres orbitaux de l'OS connu, la procédure de rendez-vous sera automatisée par Bobix. La procédure qui suit fait l'hypothèse qu'ERO se trouve initialement sur une orbite circulaire, ensuite les étapes sont les suivantes, voir Figure 27 :

- Correction d'inclinaison
- Transfert vers périastre de l'OS
- Manœuvre de phasage avec l'OS
- Rendez-vous et capture

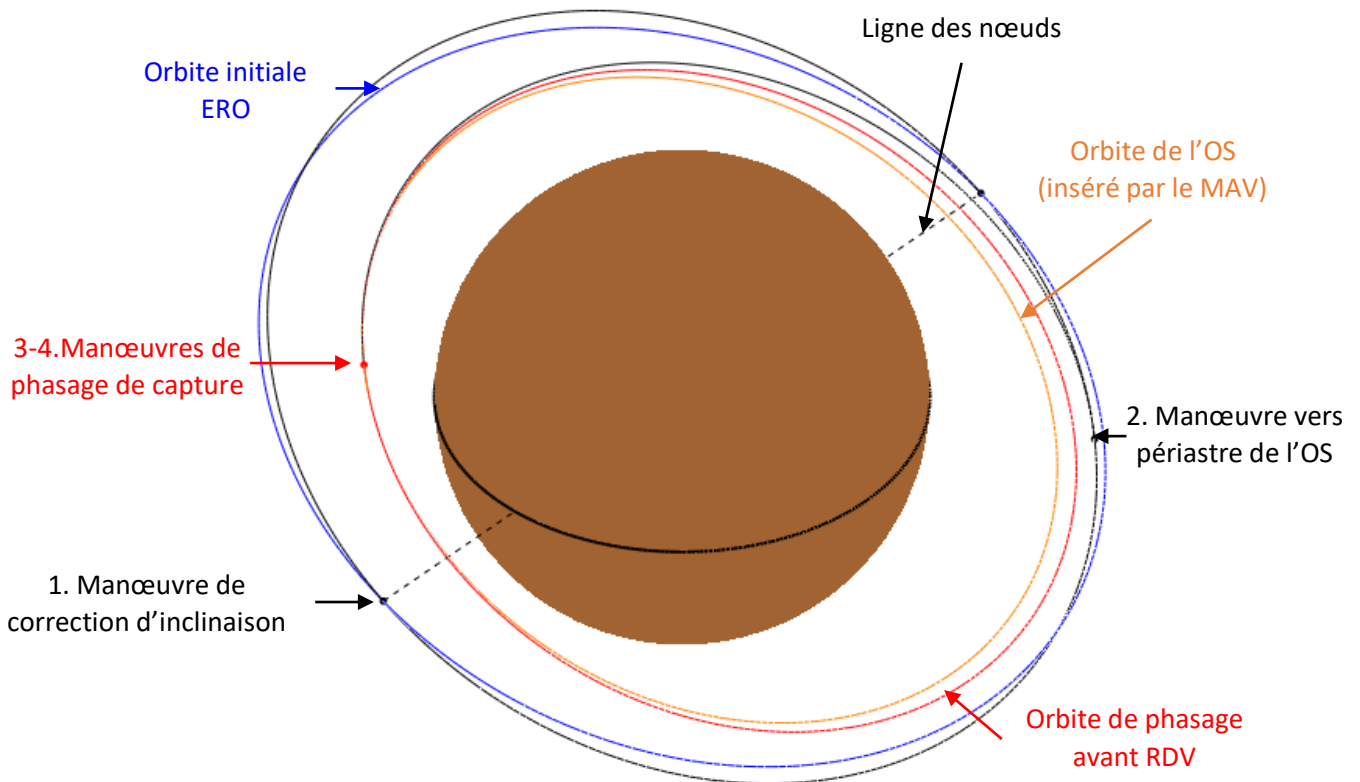


Figure 27 Procédure de rendez-vous ERO-OS

La dernière étape, non détaillée ici consiste à, une fois que les échantillons sont capturés à circulariser l'orbite d'ERO pour faciliter la procédure de départ vers la Terre

## 8 Conception des véhicules

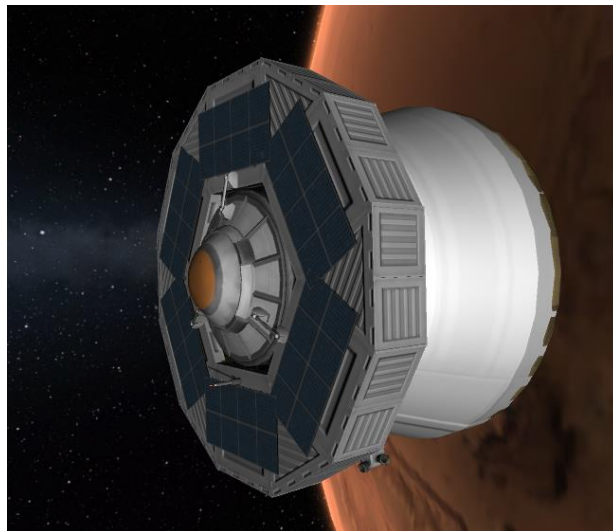
### 8.1 Les charges utiles

#### 8.1.1 Perseverance

Perseverance a été modélisé à partir du modèle 3D affiché sur le site de la NASA (voir [DR6]). Comme toutes les charges utiles de ce challenge, il a été reproduit dans KSP à l'échelle 1, cela permet une reproduction plus fidèle sans perdre trop de détail. Il se loge dans un étage de croisière de 4.5m de diamètre.



L'alimentation électrique est assurée par un RTG. Perseverance et sa crane (avec 8 moteurs, 4 nominaux et 4 redondants) se logent dans l'étage d'entrée atmosphérique. Le démonstrateur de vol atmosphérique sur Mars Ingenuity n'a pas été modélisé.



L'étage de croisière assure les corrections de trajectoire uniquement à l'aide de sa propulsion RCS. Il se sépare de l'étage de rentrée juste avant la rentrée atmosphérique, la séparation est facilitée par 4 petits moteurs à poudre. Cet étage de croisière et de rentrée atmosphérique est commun à Perseverance et au MAV

### 8.1.2 Le véhicule d'ascension martien (MAV), le Fetch Rover et leur plateforme d'atterrissage

Le véhicule d'ascension martien et le rover de récupération des échantillons s'inspirent du dernier concept de la NASA dont la Figure 28 donne quelques vues d'artiste.

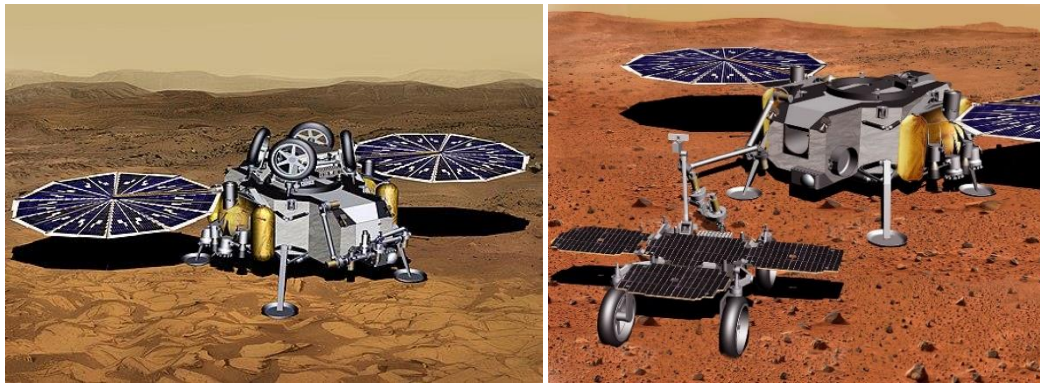


Figure 28 Vue d'artiste du concept de MAV et Fetch Rover de la NASA

Ce design a été reproduit dans KSP en essayant d'obtenir un résultat le plus compact possible :

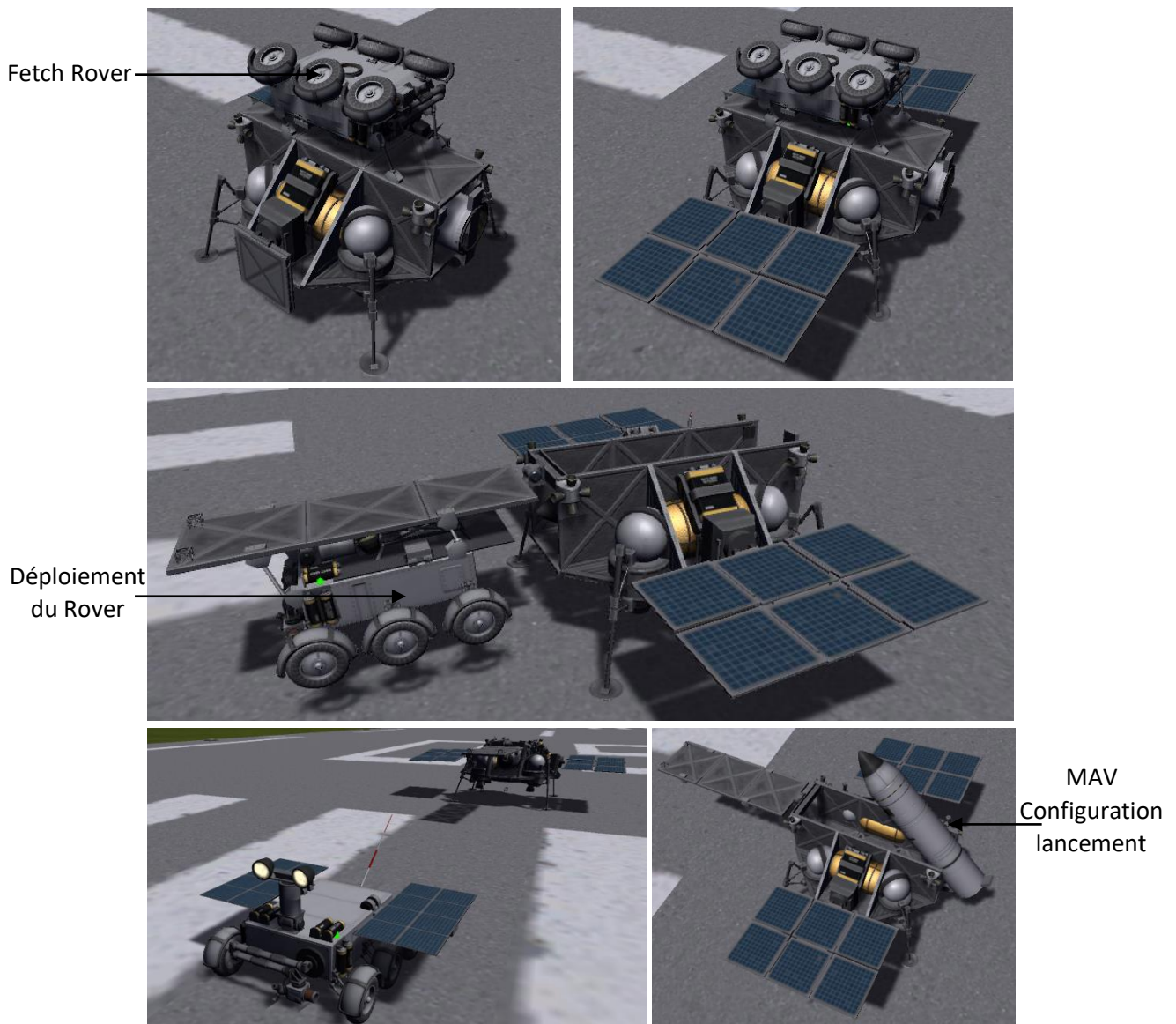


Figure 29 Test de la séquence de déploiement sur la piste

Le design du véhicule d'ascension martien, a fait l'objet d'une étude particulière. Il est composé de 2 étages à poudre le premier étant chargé d'atteindre un apoastre à 150 km et le second de circulariser l'orbite. La trajectoire retenue est un lent virage gravitationnel. Il a fallu trouver une trajectoire qui permettait d'atteindre une orbite la plus circulaire possible en 2 allumages de moteur à poudre. Il en résulte une trajectoire « inhabituelle » avec un virage gravitationnelle tardif.

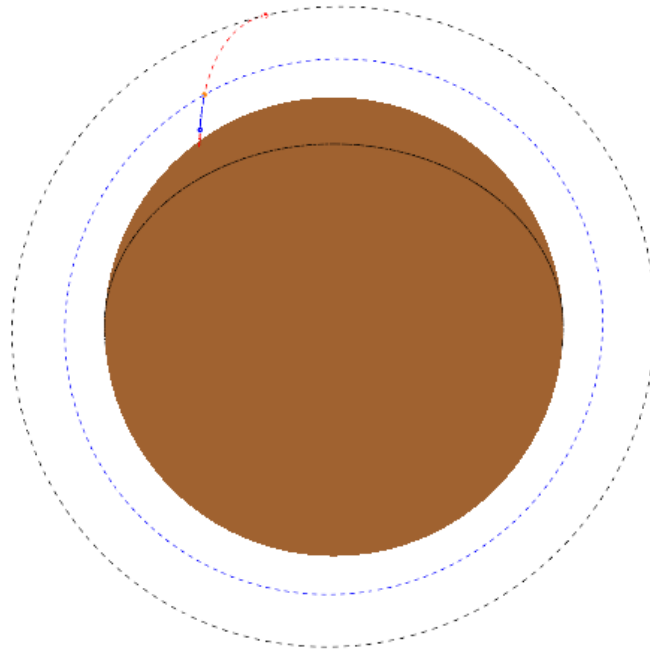
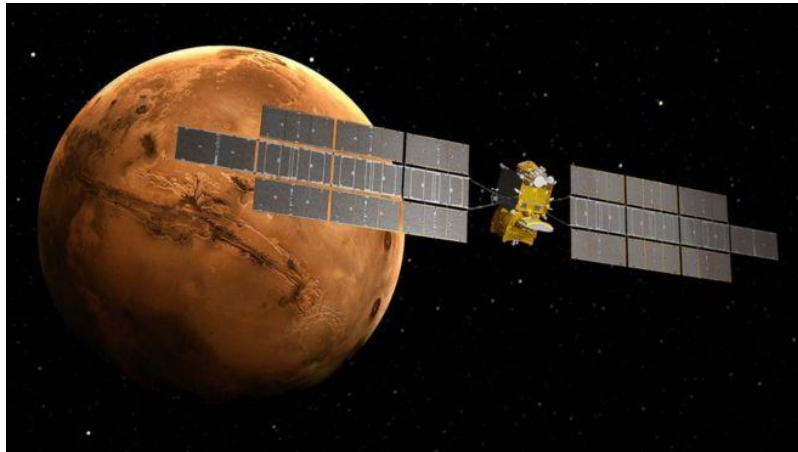


Figure 30 Trajectoire de lancement du MAV (dans le repère inertiel)

Cette trajectoire correspond à un virage gravitationnel suivi par un véhicule qui passe à 13° de tangage lorsque sa vitesse est égale à 20m/s. La dynamique d'un lancement depuis une rampe inclinée est plus complexe qu'un lancement vertical. Pour le MAV, il est conseillé de se poser sur un sol le plus plat possible et d'orienter initialement la fusée à 5° de tangage.

### 8.1.3 L'orbiteur de retour sur Terre (ERO)

L'orbiteur de retour sur Terre est basé sur le visuel dévoilé par ADS lors de leur annonce de contrat avec l'ESA pour la phase d'étude préliminaire du véhicule. Son architecture et notamment sa propulsion fait encore l'objet de recherche : tout électrique, électrochimique, ou tout chimique. Vous pouvez lire un papier sur le sujet, voir [DR7]. Néanmoins l'architecture hybride électrique/chimique semble se dégager.



Pour sa réplique KSP avec le mod KSRSS, la version tout électrique a été retenue car les  $\Delta V$  étant plus faible que dans le système solaire réel, d'un facteur 3.2 environ l'architecture optimale n'est pas la même.

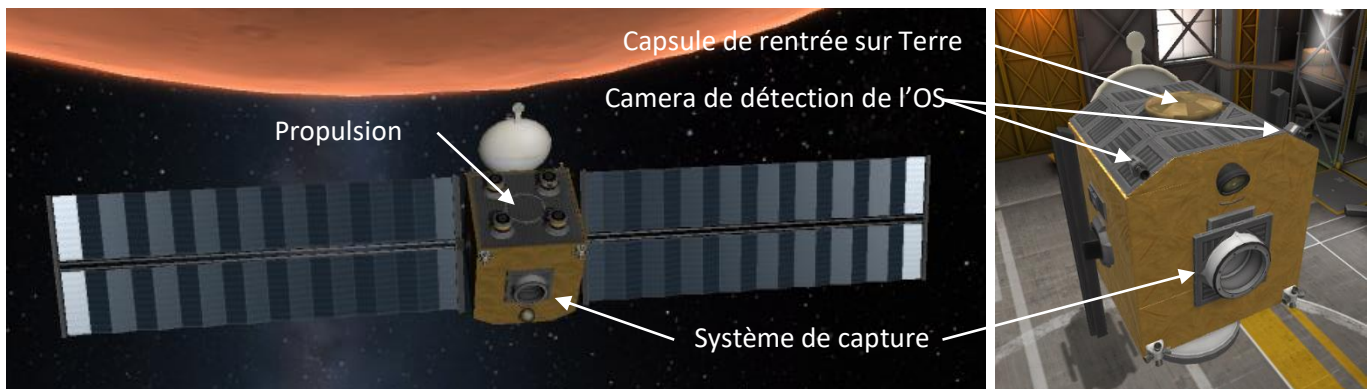


Figure 31 Réplique KSP de ERO

La propulsion de la réplique est assurée par 4 moteurs électriques au Xenon, leur puissance électrique unitaire est de 8.74 u/s, soit une consommation globale de 35 u/s. L'alimentation est assurée par 2 panneaux « Gigantor XL » tweakscalé à 150%. Leur production est de  $24.4 \times 1.5^2$  u/s autour de la Terre soit 109.8u/s. Autour de Mars, l'efficacité des panneaux est de l'ordre de 40%, ce qui donne 47u/s. L'alimentation permet d'utiliser la propulsion à sa puissance maximale même lors de la manœuvre d'injection autour de Mars.

## 8.2 Les lanceurs

Chaque lanceur a fait l'objet d'une étude détaillée pour le reproduire le plus fidèlement possible dans KSP en terme de dimensions et de  $\Delta V$ . Beaucoup d'informations sont disponibles sur l'Atlas 541 et la Vulcan d'ULA, cependant il est plus difficile de trouver des informations précises sur l'Ariane 6, notamment sur son corps central.

Pour chaque lanceur un bilan de  $\Delta V$  est réalisé. Pour plus d'information sur le calcul de ce bilan, voir [DR2].

### 8.2.1 Atlas 541

L'architecture de l'Atlas 541 est en grande partie issue de [DR3]. Le tableau ci-dessous détaille les paramètres des étages de la véritable Atlas 541. A partir de ces chiffres la répartition de DV de la réplique KSP est calculée.

Etage	Masse sèche (kg)	Masse mouillée (kg)	Masse carburant (kg)	Isp (Vac) [s]	Isp (ASL) [s]	Poussée (Vac) [kN]	Poussée (ASL) [kN]	Qm(kg/s)	Temps de combustion [s]	$\Sigma$ masse mouillée l->n
1	16000	186788	170788	275	245	5080.0	4525.8	1883.7	90.7	523366
2	22461	306914	284453	338	311	4152.0	3820.3	1252.6	227.1	336578
3	2026	22825	20799	451		99.194		22.4	927.4	29664
Perseverance+coiffe	6765.2	6839	73.8	330		0.1		0.0	2388.3	6839

Etage	Masse à l'allumage (kg)	Masse à l'extinction (kg)	Poussée (Vac) [kN]	Poussée (ASL) [kN]	Qm (kg/s)	DV Vac (m/s)	DV/DV total	DV Vac (m/s)	RPP Vac (-)	RPP ASL (-)
1	523366	352578.0	5080.0	4525.8	1883.69	1065.3	0.09	363.1	0.990	0.882
2	336578	52125	4152.0	3820.3	1252.62	6182.4	0.50	2107.6	1.258	1.157
3	29664	8865	99.2	0.0	22.43	5342.0	0.43	1821.1	0.341	0.000
						<b>DV total</b>	<b>12589.7</b>	<b>DV KSP total</b>	<b>4250.0</b>	

Bloc*	Masse à l'allumage (kg)	Masse à l'extinction (kg)	Poussée (Vac) [kN]	Poussée (ASL) [kN]	Qm (kg/s)	DV Vac (m/s)	DV/DV total	DV Vac (m/s)	RPP Vac (-)	RPP ASL (-)
1	523366	239007.2	9232.0	8346.1	3136.32	2307.1	0.19	786.50	1.799	1.626
2	223007	52125	4152.0	3820.3	1252.62	4818.0	0.39	1642.45	1.899	1.747
3	29664	8865	99.194	0	22.43	5342.0	0.43	1821.05	0.341	0.000
						<b>DV total</b>	<b>12467.1</b>	<b>DV KSP total</b>	<b>4250.0</b>	

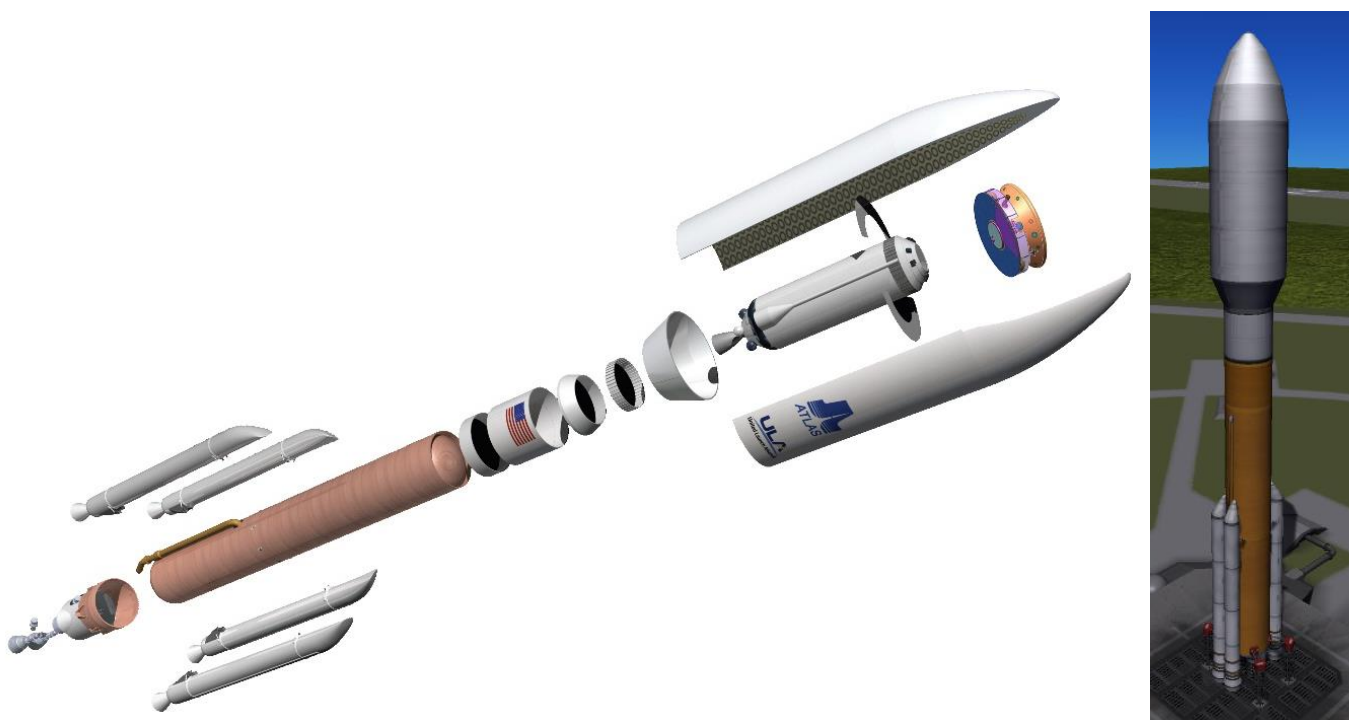


Figure 32 Atlas 541 et sa réplique à l'échelle 1

<b>Masse réplique Atlas 541 + Perseverance</b>
<b>270 tonnes</b>

## 8.2.2 Ariane 64

Architecture de l'Ariane 64 est tirée de [DR4], cependant il est très difficile de trouver des données précises sur le design de son corps central, quelques extrapolations à partir d'Ariane 5 ont été faites. Le tableau ci-dessous détaille les paramètres des étages de la véritable Ariane 64. A partir de ces chiffres la répartition de DV de la réplique KSP est calculée.

Etage	Masse sèche (kg)	Masse mouillée (kg)	Masse carburant (kg)	Isp (Vac) [s]	Isp (ASL) [s]	Poussée (Vac) [kN]	Poussée (ASL) [kN]	Qm(kg/s)	Temps de combustion [s]	Σ masse mouillée i->n
1	44000	618400	574400	278.5	245	18000.0	15834.8	6590.6	87.2	802000.00
2	10795.0	158100	147305	434.2	335	1324.0	1021.5	310.9	473.7	183600.00
3	2100	16500	14400	465		180		39.5	364.8	25500
ERO+coiffe	5929.1	9000	3070.9	330		0.1		0.0	99380.3	9000

Etage	Masse à l'allumage (kg)	Masse à l'extinction (kg)	Poussée (Vac) [kN]	Poussée (ASL) [kN]	Qm (kg/s)	DV Vac (m/s)	DV/DV total	DV Vac (m/s)	RPP Vac (-)	RPP ASL (-)
1	802000	227600.0	18000.0	15834.8	6590.63	3439.9	0.25	1052.0	2.289	2.013
2	183600	36295	1324.0	1021.5	310.94	6902.6	0.50	2111.0	0.735	0.567
3	25500	11100	180.0	0.0	39.47	3792.8	0.27	1159.9	0.720	0.000
<b>DV total</b>						<b>14135.4</b>	<b>DV KSP total</b>	<b>4250.0</b>		

Bloc*	Masse à l'allumage (kg)	Masse à l'extinction (kg)	Poussée (Vac) [kN]	Poussée (ASL) [kN]	Qm (kg/s)	DV Vac (m/s)	DV/DV total	DV Vac (m/s)	RPP Vac (-)	RPP ASL (-)
1	802000	200500.2	19324.0	16856.3	6901.57	3881.5	0.28	1187.06	2.457	2.143
2	156500	36295	1324.0	1021.5	310.94	6222.6	0.45	1903.02	0.863	0.666
3	25500	11100	180	0	39.47	3792.8	0.27	1159.92	0.720	0.000
<b>DV total</b>						<b>13896.9</b>	<b>DV KSP total</b>	<b>4250.0</b>		

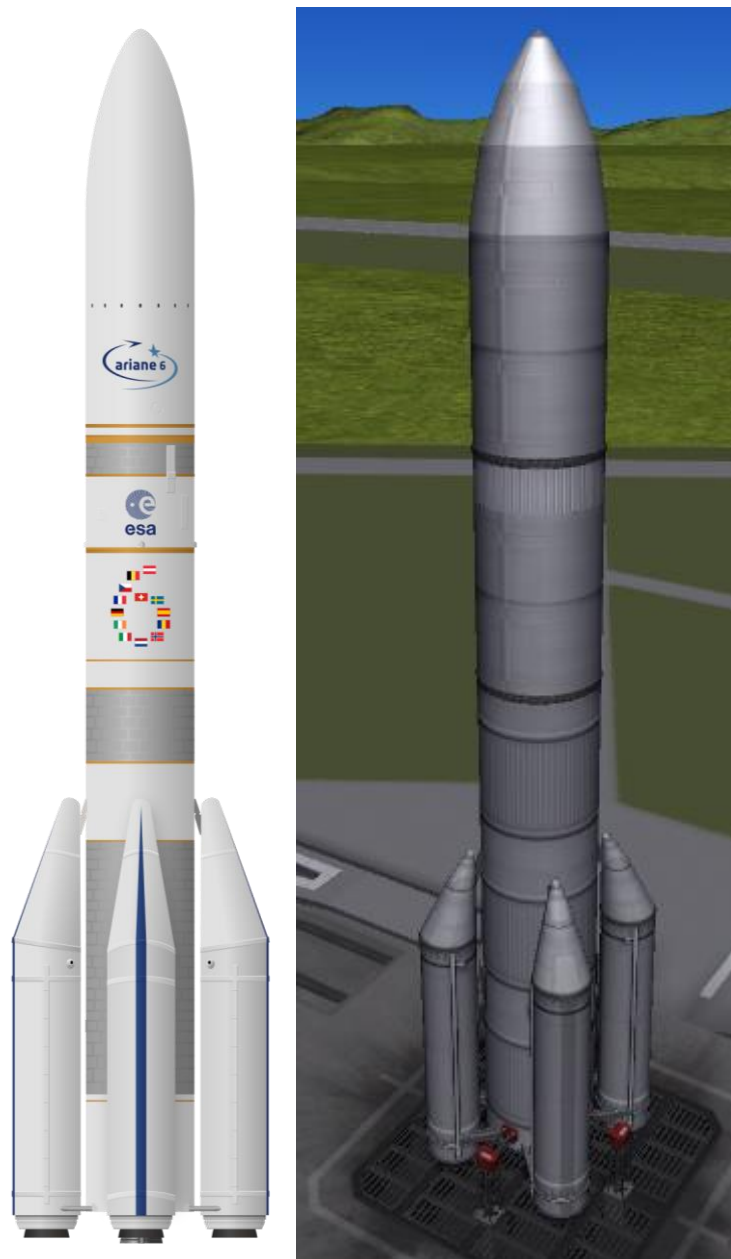


Figure 33 Ariane 64 et sa réplique à l'échelle 1

<b>Masse réplique Ariane 64 + ERO</b>
396 tonnes

### 8.2.3 Vulcan

Architecture de la Vulcan, on notera son étage centaure agrandi qui promet une très grande efficacité au lanceur. Le tableau ci-dessous détaille les paramètres des étages de la véritable Vulcan. A partir de ces chiffres la répartition de DV de la réplique KSP est calculée.

Etage	Masse sèche (kg)	Masse mouillée (kg)	Masse carburant (kg)	Isp (Vac) [s]	Isp (ASL) [s]	Poussée (Vac) [kN]	Poussée (ASL) [kN]	Qm(kg/s)	Temps de combustion [s]	Σ masse mouillée i->n
1	21600	213600	192000	275	245	8104.0	7219.9	3005.0	63.9	641483.04
2	29058.0	397058.0447	368000	338	311	5480.0	5042.2	1653.3	222.6	427883.04
3	2026	22825	20799	451		101.8		23.0	903.6	30825
MAV+Rover+coiffe	8926.2	8000	-926.2	330		0.1		0.0	-29973.6	8000

Etage	Masse à l'allumage (kg)	Masse à l'extinction (kg)	Poussée (Vac) [kN]	Poussée (ASL) [kN]	Qm (kg/s)	DV Vac (m/s)	DV/DV total	DV Vac (m/s)	RPP Vac (-)	RPP ASL (-)
1	641483.0447	449483.0	8104.0	7219.9	3005.01	959.2	0.08	329.7	1.288	1.148
2	427883	59883	5480.0	5042.2	1653.27	6518.1	0.53	2240.5	1.306	1.202
3	30825	10026	101.8	0.0	23.02	4967.4	0.40	1707.5	0.337	0.000
<b>DV total</b>						<b>12444.8</b>	<b>DV KSP total</b>	4250.0		

Bloc*	Masse à l'allumage (kg)	Masse à l'extinction (kg)	Poussée (Vac) [kN]	Poussée (ASL) [kN]	Qm (kg/s)	DV Vac (m/s)	DV/DV total	DV Vac (m/s)	RPP Vac (-)	RPP ASL (-)
1	641483	343850.4	13584.0	12262.2	4658.28	1818.4	0.15	625.05	2.159	1.949
2	322250	59883.04474	5480.0	5042.2	1653.27	5578.3	0.45	1917.47	1.734	1.596
3	30825	10026	101.8	0	23.02	4967.4	0.40	1707.48	0.337	0.000
<b>DV total</b>						<b>12364.2</b>	<b>DV KSP total</b>	4250.0		

Une partie des informations provient des tweets de Tory Bruno CEO de United Launch Alliance :

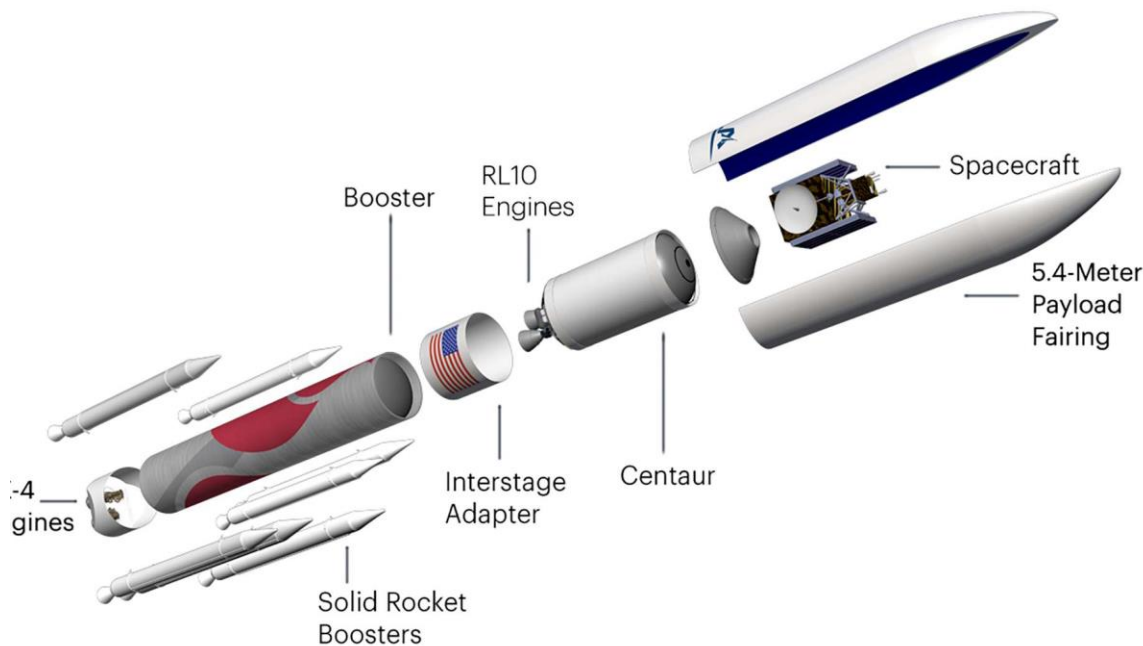
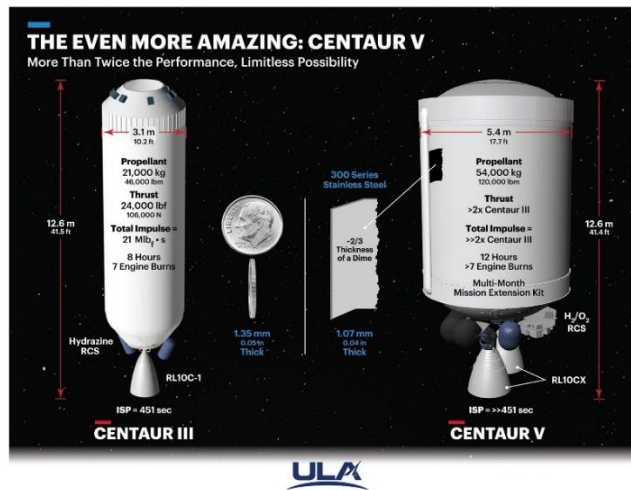


Figure 34 La Vulcan et sa réplique à l'échelle 1

<b>Masse réplique Vulcan + MAV + Fetch Rover</b>
410 tonnes

## 9 Réalisation de la mission

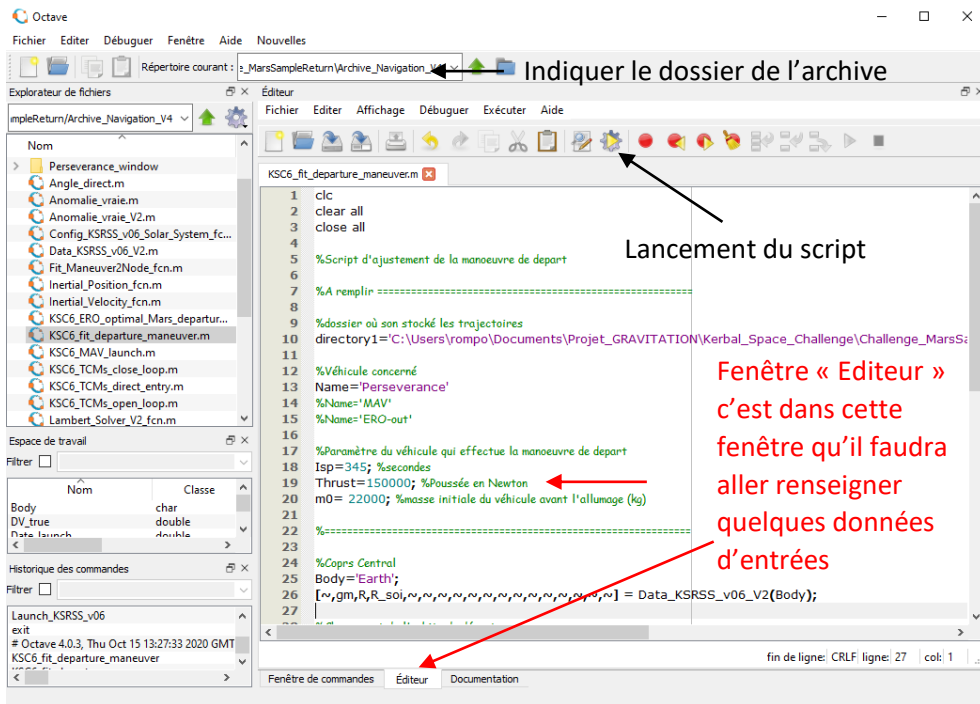
Cette partie vous invite à réaliser la mission par vous-même avec l'aide des différents scripts Octave et des .craft fournis avec ce dossier. L'utilisation de kOS n'est pas obligatoire, un bon pilotage manuel avec l'aide de Kerbal Engineer Redux et des outils de la mise à jour 1.7.3 « Room to maneuver » peut suffire pour se poser dans le cratère Jezero. Cependant, n'ayant pas eu le temps de réaliser la mission les scripts ne sont pas garanti sans bug. De plus la masse de quelques craft a pu changer depuis le recalage aérodynamique ce qui peut influencer la précision des atterrissages.

### 9.1 Procédure d'installation et matériel nécessaires

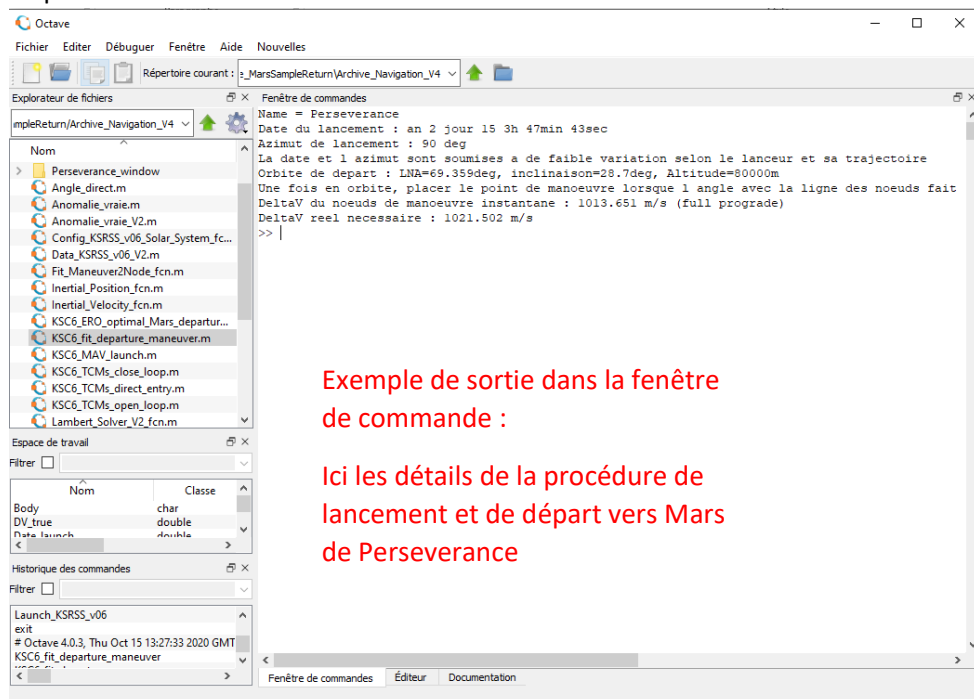
Pour réaliser la mission, vous devez installer Kerbal Space program version 1.8.1 avec les mods KSRSS et Kerbal Engineer Redux (KER) et tweakscale. Installez également le logiciel Octave (logiciel gratuit en open source).

- Présentation de l'interface octave

Selon les scripts des informations vous seront demandées dans « l'éditeur ». Définissez le répertoire courant comme étant le dossier de l'archive de navigation.



Les résultats des scripts sont visibles dans la « fenêtre de commande » :



L'archive est composée des fichiers suivants :

ERO-in_window	15/10/2020 13:26	Dossier de fichiers	
ERO-out_window	15/10/2020 13:26	Dossier de fichiers	
MAV_window	15/10/2020 13:26	Dossier de fichiers	
Perseverance_window	15/10/2020 13:26	Dossier de fichiers	
Angle_direct.m	03/09/2020 19:44	GNU Octave Script	1 Ko
Anomalie_vraie.m	10/05/2020 08:20	GNU Octave Script	4 Ko
Anomalie_vraie_V2.m	20/05/2020 20:33	GNU Octave Script	5 Ko
Calcul_date.m	13/08/2018 20:16	GNU Octave Script	1 Ko
Config_KSRSS_v06_Solar_System_fcn.m	19/09/2020 17:01	GNU Octave Script	2 Ko
Data_KSRSS_v06_V2.m	20/09/2020 15:16	GNU Octave Script	6 Ko
Date2Time.m	05/11/2019 19:52	GNU Octave Script	2 Ko
DeltaT_on_orbit.m	01/08/2020 10:28	GNU Octave Script	2 Ko
Fit_Maneuver2Node_fcn.m	27/09/2020 08:53	GNU Octave Script	12 Ko
Inertial_Position_fcn.m	02/01/2020 12:59	GNU Octave Script	3 Ko
Inertial_Velocity_fcn.m	15/04/2020 18:34	GNU Octave Script	3 Ko
Initial_Launch_parameters_KSRSS_v06_fc...	08/09/2020 16:59	GNU Octave Script	4 Ko
KSC6_ERO_optimal_Mars_departure.m	15/10/2020 15:35	GNU Octave Script	2 Ko
KSC6_fit_departure_maneuver.m	15/10/2020 13:37	GNU Octave Script	3 Ko
KSC6_MAV_launch.m	15/10/2020 14:54	GNU Octave Script	1 Ko
KSC6_TCMs_close_loop.m	14/10/2020 22:05	GNU Octave Script	9 Ko
KSC6_TCMs_direct_entry.m	15/10/2020 10:44	GNU Octave Script	7 Ko
KSC6_TCMs_open_loop.m	15/10/2020 14:15	GNU Octave Script	8 Ko
Lambert_Solver_V2_fcn.m	15/10/2020 14:15	GNU Octave Script	11 Ko
normal_orbite.m	12/08/2017 10:53	GNU Octave Script	1 Ko
Normal2Param.m	28/08/2020 19:27	GNU Octave Script	1 Ko
Optimal_departure_maneuver_fcn.m	11/10/2020 17:46	GNU Octave Script	20 Ko
Rotation.m	05/04/2020 20:24	GNU Octave Script	1 Ko
Sim_maneuver_fcn.m	15/10/2020 13:36	GNU Octave Script	10 Ko
Sim_maneuver_inst_fcn.m	10/05/2020 11:05	GNU Octave Script	6 Ko
Time_since_p.m	29/04/2020 16:22	GNU Octave Script	2 Ko
Time_since_p_V2.m	19/05/2020 17:07	GNU Octave Script	2 Ko
Time2Date.m	26/10/2019 10:48	GNU Octave Script	2 Ko
Trajectographie_3D_fcn.m	11/04/2020 09:54	GNU Octave Script	3 Ko
Trajectographie_fcn.m	02/01/2020 18:25	GNU Octave Script	2 Ko

La quasi-totalité des scripts nécessitent de renseigner le chemin d'accès où est stockée l'archive, comme ci-dessous :

```
%A remplir =====  
  
%dossier où son stocké les trajectoires  
directory1='C:\Users\rompo\Documents\Projet_GRAVITATION\Kerbal_Space_Challenge\Challenge_MarsSampleReturn\';
```

#### Avertissement :

Tous les scripts de l'archive sont en configuration « DEBUGGAGE », c'est-à-dire que les paramètres d'entrées sont issues des trajectoires nominales des différents véhicules. Cela permet de vérifier le bon fonctionnement des scripts. Dans les cadres d'une utilisation normale, les données d'entrée doivent être remplacées par de véritables paramètres mesurés sur KSP à l'aide du mod « Kerbal Engineer Redux » (ou kOS)

## 9.2 Utilisation des différents scripts

### 9.2.1 Lancement des véhicules vers Mars

Pour savoir quand lancer les véhicules, utilisez le script « KSC6\_fit\_departure\_maneuver.m ». **ATTENTION, ERO est lancé depuis Kourou, les autres véhicules sont lancés depuis le Kennedy Space Center.**

#### Données d'entrée :

Pour plus de facilité, commentez/décommentez les lignes,

```
%Véhicule concerné  
Name='Perseverance'  
%Name='MAV'  
%Name='ERO-out'  
  
%Paramètre du véhicule qui effectue la manoeuvre de depart  
Isp=345; %secondes  
Thrust=150000; %Poussée en Newton  
m0= 22000; %masse initiale du véhicule avant l'allumage (kg)
```

#### Exemple de sortie :

```
Name = Perseverance  
Date du lancement : an 2 jour 15 3h 47min 43sec  
Azimut de lancement : 90 deg  
La date et l'azimut sont soumises a de faible variation selon le lanceur et sa trajectoire  
Orbite de depart : LNA=69.359deg, inclinaison=28.7deg, Altitude=80000m  
Une fois en orbite, placer le point de manoeuvre lorsque l'angle avec la ligne des noeuds fait 51.449 deg  
DeltaV du noeuds de manoeuvre instantane : 1013.651 m/s (full prograde)  
DeltaV reel necessaire : 1021.502 m/s
```

## 9.2.2 Les corrections de trajectoires

### 9.2.2.1 Si vous n'interceptez aucune SOI

Après la sortie de la SOI de l'astre de départ, utilisez le script « KSC6\_TCMs\_open\_loop.m ». Ce script peut être utilisé jusqu'à 40 jours avant l'arrivée dans la SOI de l'astre cible.

Données d'entrée : le nom du véhicule et son orbite courante autour du soleil

```
11 %-----
12 %Sélectionner vehicule concerné
13 %-----
14 Name='Perseverance'
15 %Name='ERO-out'
16 %Name='MAV'
17 %Name='ERO-in'
```

Remplacez « UT\_min » par le temps universel courant, remplacez tous les paramètres 'Orb\_trf(i)' par la valeur du paramètre donnés par KER

```
78 %-----
79 %Importation des données de KSP pour le calcul
80 %-----
81
82 %Importation des paramètres de l'orbite héliocentrique actuelle A REMPLIR (avec 6 digits)
83 Utc=UT_min; %Temps universel au moment du relevé
84 L_orb=Orb_trf(1); %longitude du noeuds ascendant (deg)
85 i_orb=Orb_trf(2); %inclinaison (deg)
86 w_orb=Orb_trf(3); %argument du péraistre (deg)
87 rp_orb=Orb_trf(4); %rayon du péraistre (m)
88 e_orb=Orb_trf(5); %excentricité (m)
89 tht_orb_c=Orb_trf(6); %anomalie vraie courante
```

Exemple de sortie :

Dates des manœuvres et leur DV dans l'ordre {prograde, normal, radial out} en m/s

```
Name = Perseverance
UT_TCM1 = 9.7315e+006
Date_TCM1 =
    2    25    3    11    26

DV_TCM1_local =
    0.39942
    2.14763
   -1.73629

UT_TCM2 = 1.4984e+007
Date_TCM2 =
    2   268    4    15    40

DV_TCM2_local =
   -5.0814e-005
    2.0538e-004
   -3.6220e-004
```

### 9.2.2.2 Si vous interceptez aucune SOI

Après la sortie de la SOI de l'astre de départ, utilisez le script « KSC6\_TCMs\_close\_loop ». Ce script peut être utilisé jusqu'à 40 jours avant l'arrivée dans la SOI de l'astre cible.

Données d'entrée : idem au script « KSC6\_TCMs\_open\_loop.m » auquel il faut ajouter l'heure d'arrivée dans la prochaine SOI et les paramètres orbitaux du survol de l'astre cible :

```
80 %-----
81 %Importation des données de KSP pour le calcul
82 %-----
83
84 %Importation des paramètres de l'orbite héliocentrique actuelle A REMPLIR (avec 6 digits)
85 Utc=UT_min; %Temps universel au moment du relevé
86 L_orb=Orb_trf(1); %longitude du noeuds ascendant (deg)
87 i_orb=Orb_trf(2); %inclinaison (deg)
88 w_orb=Orb_trf(3); %argument du péraistre (deg)
89 rp_orb=Orb_trf(4); %rayon du péraistre (m)
90 e_orb=Orb_trf(5); %excentricité (m)
91 tht_orb_c=Orb_trf(6); %anomalie vraie courante
92
93 %Importation des paramètres de l'orbite d'arrivée dans la SOI cible (tel que calculé par KSP) A REMPLIR
94 UTin=UT_min+Dt_min; %Temps universel de rentré dans la SOI cible
95 L_fb=Orb_arr(1); %longitude du noeuds ascendant (deg)
96 i_fb=Orb_arr(2); %inclinaison (deg)
97 w_fb=Orb_arr(3); %argument du péraistre (deg)
98 rp_fb=Orb_arr(4); %rayon du péraistre (m)
99 e_fb=Orb_arr(5); %excentricité (m)
```

Données de sortie : idem « KSC6\_TCMs\_close\_loop »

### 9.2.2.3 Vous venez de rentrer dans la SOI cible et vous voulez ajuster votre orbite d'entrée atmosphérique

Utilisez le script « KSC6\_TCMs\_direct\_entry.m »

Données d'entrée : idem au script « KSC6\_TCMs\_open\_loop ». Ce script peut être utilisé jusqu'à 2 heures avant l'entrée atmosphérique.

```
69 %Importation des paramètres de l'orbite actuelle A REMPLIR (avec 6 digits)
70 Utc=UT_soi_entry; %Temps universel au moment du relevé
71 L_orb=Orb_entry(1); %longitude du noeuds ascendant (deg)
72 i_orb=Orb_entry(2); %inclinaison (deg)
73 w_orb=Orb_entry(3); %argument du péraistre (deg)
74 rp_orb=Orb_entry(4); %rayon du péraistre (m)
75 e_orb=Orb_entry(5); %excentricité (m)
76 tht_orb_c=Orb_entry(6); %anomalie vraie courante
```

Données de sortie : idem « KSC6\_TCMs\_close\_loop »

### 9.2.3 Calcul de la fenêtre de lancement du MAV

Utilisez le script « KSC6\_MAV\_launch.m »

Données d'entrée : les coordonnées d'atterrissage du MAV et la date courante.

```
%Renseigner les coordonnées du MAV (deg)
lat=18.5;
long=77+36/60;

%Date courante [an, jour, heure, minute, seconde]
Date=[4,5,4,20,35];
```

Données de sortie : heure et azimut de lancement.

```
Orbite de depart : LNA=72.355deg, inclinaison=23.365deg, Altitude=150000m
Date_launch =
    4    5    4    22    13
azimut = 106.040046883793
```

## 9.2.4 Calcul de la procédure de départ de ERO vers la Terre

Utilisez le script « KSC6\_ERO\_optimal\_Mars\_departure.m »

**Données d'entrée :** les paramètres d'ERO (masse, isp et poussée), les paramètres de son orbite et la date à laquelle ils ont été relevés.

```
20 %Paramètre du véhicule |
21 Isp=800; %secondes
22 Thrust=8000; %Poussée en Newton
23 m0= 8000; %masse initiale du véhicule avant l'allumage (kg)
24
25 UT_i=UT_min-426*6*3600; %rentrer le temps universel courant
26
27 %renseigné les paramètre de l'orbite à la date courante [LNA,i.w.r.p.e.tht]
28 Orb_Parameter(1)=Orb_dep(1); %LNA (deg)
29 Orb_Parameter(2)=Orb_dep(2)-1; %inclinaison(deg)
30 Orb_Parameter(3)=0; %argument du périastre (deg)
31 Orb_Parameter(4)=Orb_dep(4); %rayon du périastre (m)
32 Orb_Parameter(5)=0; %excentricité (m)
33 Orb_Parameter(6)=15; %anomalie vraie (m)
34 %=====
```

**Données de sortie :**

Voir Figure 21 Procédure de départ vers la Terre d'ERO.

## 10 Conclusion

Ce challenge aura été une nouvelle occasion de mettre en pratique tout le travail fait lors du challenge précédent, et de l'approfondir. Cette fois, nous nous sommes attaqués au direct entry qui permet de se poser avec précision directement depuis une trajectoire interplanétaire sur un astre du système solaire ayant une atmosphère. Nous avons essayé de prendre en compte quelques contraintes opérationnelles réelles qui illustrent la complexité d'une véritable mission spatiale.

Le temps a fait que nous n'avons pas pu mettre en ligne une vidéo qui met en scène et résume toute la mission. Cependant, en ayant partagé avec vous les outils nécessaires à sa réalisation, vous pourrez voir par vous-même le résultat.

## 11 Les annexes

En annexe de ce dossier vous trouverez les différents fichiers « .craft », l'archive octave nécessaire pour réaliser la mission et quelques vidéos de test que Bobix a réalisé.

