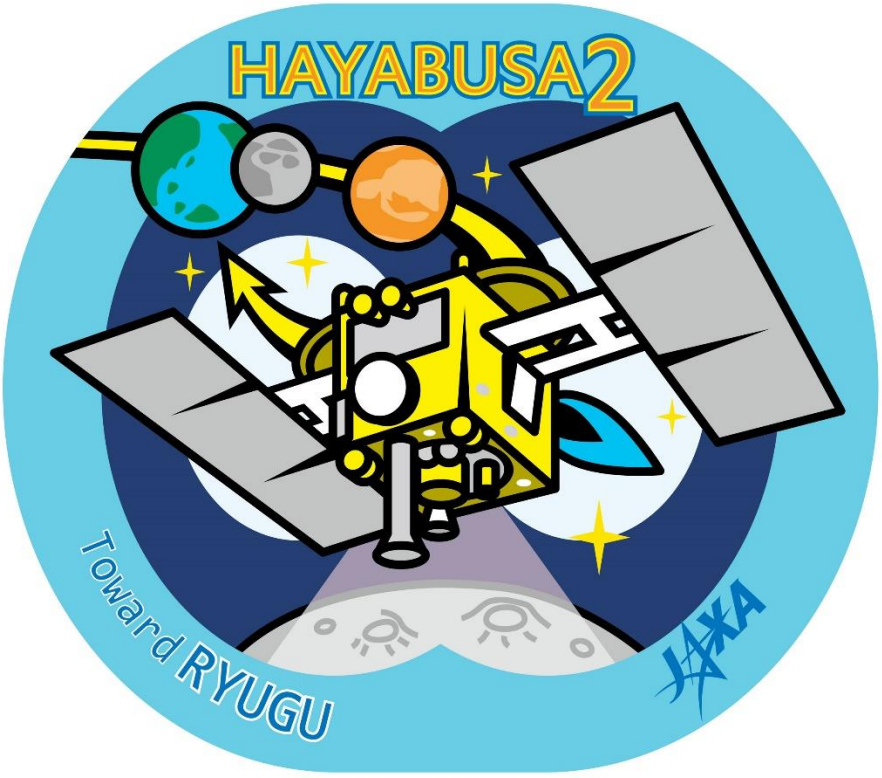
KSC3 – Challenge Hyabusa 2 – Rpfive 05

Rapport de mission



e.mail : rom.poirier@gmail.com

Sommaire

1 Introduction 3
2 Notation et Abréviation 3
3 Description de la mission 4
3.1 Objectifs 4
3.2 Contraintes 4
3.3 Chronologie 5
4 Orbitographie 6
4.1 Analyse des orbites de la Terre et de Ryugu 6
4.2 Trajectoire de retour vers la Terre 8
4.3 Trajectoire aller vers Ryugu 14
4.4 Fenêtre et trajectoire de lancement 23
4.5 Trajectoires de la sonde autour de l'astéroïde 27
4.6 Bilan du besoin en ΔV de la mission 31
5 Conception de la sonde et du lanceur 33
5.1 La sonde 33
5.2 Le lanceur HII-A 39
6 Réalisation de la mission 41
6.1 Lancement et mise en orbite 41
6.2 Ejection vers orbite héliocentrique 42
6.3 TCM 1 et assistance gravitationnelle 43
6.4 Transfert vers Ryugu (TCM 2-3) 44
6.5 TCM4 et Insertion autour de Ryugu 45
6.6 Phase scientifique « in situ » 46
6.7 Départ de Ryugu et retour sur Terre (TCM 5, 6 et 7) 53
6.8 Rentrée atmosphérique 54
6.9 Bilan de la mission 55
7 Conclusion 55
8 Formulaire 56

1 Introduction

Ce document retrace ma participation au challenge « KSC3 - Hayabusa 2 » de sa phase de conception à sa réalisation. J'ai pris plaisir à planifier et calculer chaque élément lors de la phase d'architecture : choix des orbites, transfert allé, azimut de lancement, assistance gravitationnelle, rendez-vous avec Ryugu, trajectoires in situ, trajectoire de retour vers la Terre, vitesse de rentrée atmosphérique… La conception de la sonde et du lanceur sont détaillées. Pour finir chaque étape de la mission est illustrée et comparer aux trajectoires prévues.

Ce dossier s'adresse à des passionnés d'espace qui y trouveront un grand nombre de détails mais aussi à des gens curieux qui souhaitent en apprendre d'avantage sur la planification d'une mission spatiale. J'ai détaillé la méthodologie utilisée, quelques formules et de très nombreux schémas illustrent mes propos. J'espère que les mathématiques ne feront pas fuir les lecteurs, après tout ce document est une preuve « qu'ils servent à quelque chose » ☺.

Je finirais par remercier l'équipe de KSC qui m'a donné l'opportunité et l'envie de rédiger ce rapport et d'écrire un bon nombre de ligne de code ! Bonne Lecture.

2 Notations et Abréviations

Notation	Significations
a	Demi grand axe de l'orbite
AG	Assistance Gravitationnelle
ΔV	Incrément de vitesse nécessaire à la modification de la trajectoire de la sonde
e	Excentricité de l'orbite
GM	Paramètre gravitationnel standard de l'astre
Isp	Impulsion spécifique, quantifie l'efficacité d'un moteur
i	Inclinaison de l'orbite
NA	Nœuds Ascendant
ω	Argument du périastre
Ω	Longitude du nœud ascendant
φ	Angle entre le rayon vecteur et le vecteur vitesse
RCS	Reaction Control System, propulseur d'appoint pour les corrections d'attitude et d'orbite
r	Distance radiale au point central (souvent suivit d'indice)
r_a	Apoastre de l'orbite
r_p	Périastre de l'orbite
SCI	Système de création du cratère d'impact
SRB	Solid Rocket Booster ou Etage d'Accélération à Poudre (EAP)
θ	Anomalie vraie (voir définition partie 4.1)
$\theta(t)$	Anomalie vrai de la planète en fonction du temps depuis son dernier passage au périastre
$t(\theta)$	Temps de parcours depuis le périastre de l'orbite jusqu' à la position courante θ
TCM	Trajectory Correction Maneuver ou manœuvre de correction de trajectoire
T	Période de l'orbite
$\vec{V}$	Vecteur vitesse
V	Norme du vecteur vitesse (ou simplement vitesse)
V_a	Vitesse à l'apoastre de l'orbite
V_p	Vitesse au périastre de l'orbite
WRC	Woomera Range Complex (site d'atterrissage de la sonde en Australie)
X mod Y	« X modulo Y » : reste de la division euclidienne de X par Y (Exemple, 5 mod 2 = 1)

Nota :

Toutes les dates indiquées dans ce document sont indiquées en seconde depuis le lancement du jeu ou en année ***terrestres*** *(lié à la période de révolution de la Terre avec le mod KRSS). Ce choix est fait pour simplifier la présentation, car l'horloge du jeu est basée sur la période de révolution de Kerbin qui n'est pas celle de la Terre.*

3 Description de la mission

3.1 Objectifs

La mission Hayabusa 2 de la JAXA à plusieurs objectifs scientifiques et techniques :

- En apprendre d'avantage sur la formation du système solaire et des planètes en particulier
- Fiabiliser les technologies de retour d'échantillons depuis l'espace lointain
- Démontrer la faisabilité de la création d'un cratère d'impact sur un astéroïde

Pour remplir ces objectifs, la sonde Hayabusa 2 a rejoint un astéroïde géocroiseur, Ryugu, pour l'observer à l'aide de très nombreux instruments, y déposer des rovers, créer un cratère, y prélever des échantillons et enfin les ramener « à la maison » pour les analyser en profondeur avec tous les moyens dont disposent les laboratoires terrestres.

3.2 Contraintes

Se rendre à proximité d'un astéroïde géocroiseur n'est pas chose aisée, la plus part orbite entre la Terre et Mars sur des orbites souvent plus inclinée que les planètes du système solaire. C'est cette différence d'inclinaison qui complexifie le voyage et nécessite beaucoup d'énergie, le lanceur n'a généralement pas assez de Delta V pour placer la sonde sur une orbite de transfert direct. On peut citer 2 exemples :

- La mission Hayabusa 2 de la JAXA
- La mission OSIRIS-Rex de la NASA

Ces 2 missions ont fait appel à des assistances gravitationnelles pour rejoindre leur cible. La méthode la plus courante est de lancer la sonde au passage de la ligne des nœuds entre les 2 orbites sur une trajectoire « parallèle » à celle de la Terre pour qu'un an plus tard le survol de la Terre permette de modifier l'inclinaison de la trajectoire de la sonde pour atteindre sa cible, voir Figure 1. Le calcul de l'assistance gravitationnelle est l'objet du paragraphe 4.3.

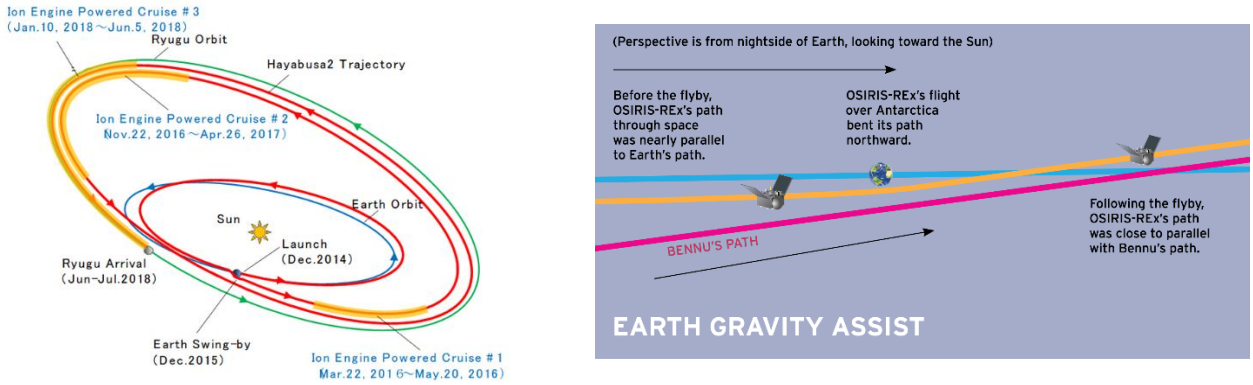


Figure 1 Trajectoire de Hayabusa 2 et Osiris-Rex

Le retour d'échantillon est une contrainte en lui-même, il impact fortement l'architecture de la mission notamment sur le choix de la fenêtre de lancement, voir paragraphe 4.4.1.

Enfin dernières contraintes, la sonde sera lancée depuis le site de Tanegashima au Japon et la capsule atterrira sur le site de Woomera Range Complex (WRC) en Australie.

Figure 2 Site de lancement et d'atterrissage de la mission

3.3 Chronologie

Les grandes étapes de la mission réelle sont détaillées dans les tableaux suivant, elles serviront de base pour la reconstruction de la mission dans KSP.

Dates	Description
3 Décembre 2014	Lancement (Tanegashima 30° N, 131°E)
3 Décembre 2015	Assistance gravitationnelle
27 Juin 2018	Rendez-vous avec Ryugu
Juin 2018 – Dec 2019	Opération à proximité de Ryugu, voir Tableau 2
Nov – Déc 2020	Retour de la capsule (Woomera 31°S, 136°E)

Tableau 1 Macro Planning de la mission

Year	Month/Day	Item	Status
2018	10 Jan	Phase 3 ion engine operations begin	Complete
	3 Jun	Ion engine operation ends	Complete
	3 Jun	Start of asteroid approach (dist. 3,100 km)	Complete
	27 Jun	Arrive at asteroid (alt. 20 km)	Complete
	Late Jul	Medium altitude observation #1 (alt. 5 km)	Est.
	Aug	Gravity measurement descent (alt. 1 km)	Est.
	Late Aug	Decision of landing sites	Est.
	Sep–Oct	Touchdown operation slot #1	Est.
	Sep–Oct	Rover descent operation slot #1	Est.
	Nov–Dec	Interim operations (communication unavailable)	Est.
2019	Jan	Medium altitude observation #2 (alt. 5 km)	Est.
	Feb	Touchdown operation slot #2	Est.
	Mar–Apr	Crater creation operations	Est.
	Apr–May	Touchdown operation slot #3	Est.
	Jul	Rover descent operation slot #2	Est.
	Aug–Nov	Stay in asteroid vicinity	Est.
	Nov–Dec	Depart asteroid	Est.

Tableau 2 Planning des opérations à proximité de l'astéroïde

4 Orbitographie

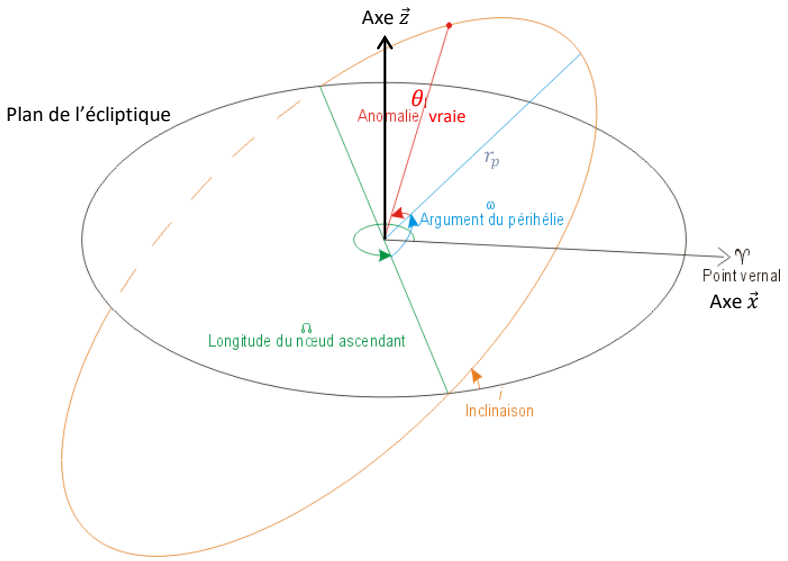
Dans cette partie, nous allons détailler la méthode utilisée pour déterminer la trajectoire de la sonde dans le système solaire pour remplir les objectifs de la mission tout en respectant les contraintes.

Les étapes sont les suivantes :

- Analyse des orbites de la Terre et de Ryugu
- Choix de la trajectoire de retour vers la Terre
- Choix de la trajectoire de transfert vers Ryugu
- Calcul de la trajectoire de lancement depuis le site de Tanegashima
- Trajectoires de la sondes « in-situ » autour de Ryugu

4.1 Analyse des orbites de la Terre et de Ryugu

Pour commencer, un peu de vocabulaire, 6 paramètres sont uilisés pour définir la position d'un astre dans l'espace, 3 définissent l'orientation de l'orbite, 2 sa forme et le dernier fixe la position sur cette orbite, voir Figure 3.



Les paramètres orbitaux :

$$\begin{cases} -\ Orientation\ de\ l'ellipse & \begin{cases}\Omega \\ i \\ \omega\end{cases} \\ -\ Forme\ de\ l'ellipse & \begin{cases}r_p \\ e\end{cases} \\ -\ Position\ sur\ l'ellipse & \theta \end{cases}$$

Figure 3 Définition des paramètres orbitaux

Plan de l'écliptique : c'est le plan de dans lequel s'effectue l'orbite terrestre, ainsi nommé car la lune doit se trouver dans ce plan pour qu'il y ait une éclipse.

Ligne des nœuds : c'est la droite d'intersection entre le plan de l'ecliptique et le plan de l'orbite de l'objet étudié

Nœuds ascendant : C'est le nœuds où l'objet étudié passe du sud au nord de l'ecliptique

Nœuds descendant : Par opposition c'est le nœuds où l'objet étudié passe du nord au sud de l'ecliptique

Point vernal (ou direction vernale) : Le point vernal est la position du soleil le jour de l'equinoxe de printemps. Il indique la direction de référence du système solaire, inquée par le vecteur Terre->Soleil ce même jour.

Inclinaison : noté i, compris entre 0 et 180°, angle entre le plan de référence et le plan de l'orbite

Longitude du nœud ascendant : noté Ω, compris entre 0 et 360° mesuré dans le sens direct, angle entre la direction vernal et le nœud ascendant dans le plan de référence

Argument du périastre : noté ω, compris entre 0 et 360° argument du périhélie est l'angle entre le nœud ascendant et la ligne des apsides dans le plan de l'orbite, il est mesuré dans le sens de mouvement de l'astre

Anomalie vrai : noté θ, compris entre 0 et 360° est l'angle entre l'axe des apsides et le vecteur soleil astre il donne la position de l'astre sur son orbite.

Longitude du périastre : notée ϖ, compris entre 0 et 360°. Pour les orbites de faible inclinaison on peut définir la position du périastre directement par rapport à la direction vernale, $\varpi = \Omega + \omega$

Dans le cas de la Terre et de Ryugu les paramètres orbitaux issus du .cfg sont :

Paramètres	Terre	Ryugu
Longitude du nœud ascendant, Ω	$0°$	$0.44°$
Inclinaison, i	$23.45°$	$29.43°$
Argument du périgée, ω	$103°$	$66.4°$
Demi grand axe, a	$1.41 \times 10^{10} m$	$1.61 \times 10^{10} m$
Excentricité, e	0.016	0.206
Anomalie vraie initiale (an 1 jour 1), θ_0	$93.9°$	$189.7°$

Tableau 3 Paramètres orbitaux de la Terre et Ryugu

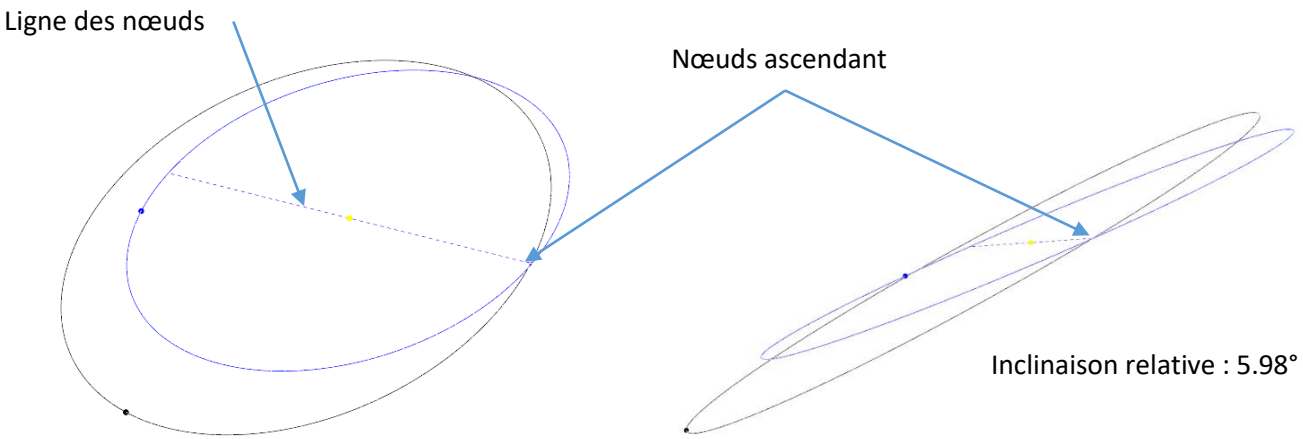


Figure 4 Positions des astres sur leurs orbites à t=0s

La Figure 4 montre que les 2 orbites sont très proches de s'intercepter à proximité du nœud ascendant. Par calcul on montre que la distance Terre-Ryugu est au minimum de 85 452 km c'est-à-dire que Ryugu peut passer dans la sphère d'influence de la Terre (rayon de 86 895 km) !

Ce passage est géométriquement possible, mais pour qu'il y ait une rencontre entre les 2 corps il faut que chacun passe au même moment à ce point de leur orbite ce qui reste peu probable.

Cependant cela veut dire que si l'on planifie bien les choses on peut profiter de cette configuration orbitale pour revenir vers la Terre quasi gratuitement.

Quelques paramètres complémentaires utiles aux calculs

Paramètres	Soleil	Terre	Ryugu
Pramètre gravitationel standard, GM	$1.1822 \times 10^{18}\ m^3 s^{-2}$	$3.531 \times 10^{12}\ m^3 s^{-2}$	$3\,713\ m^3 s^{-2}$
Rayon de l'astre, R	$87200\ km$	$600\ km$	$0.435\ km$
Période orbitales, T	-	$9\,663\,889 s\ (447\ jours\ ou\ 1 an)$	$11\,647\,098 s\ (\sim 1.2\ an)$
Périastre, r_p	-	$13\,862\,335\,039\ m$	$12\,667\,843\,226\ m$
Apoastre, r_a	-	$14\,315\,902\,134\ m$	$19\,244\,205\,086\ m$
Vitesse au périastre, V_p	-	$9\,309\ m/s$	$10\,609\ m/s$
Longitude du périastre, ϖ	-	$103°$	$66.84°$

Tableau 4 Paramètres complémentaires

4.2 Trajectoire de retour vers la Terre

4.2.1 Choix de la fenêtre de retour

Comme évoqué au paragraphe précédent, on peut choisir une fenêtre favorable au retour d'échantillon sur Terre. Pour cela, il faut rechercher les dates où la Terre et Ryugu sont simultanément proches du nœud ascendant. L'énergie à dépenser sera réduite car les points de départ et d'arrivée seront « le mieux placé possible ».

On calcule l'anomalie vraie de la Terre et de Ryugu lorsqu'il passe au nœud ascendant, on obtient :

	Terre	Ryugu
θ_{NA}	259.14°	295.27°

Tableau 5 Anomalie vraie de la Terre et de Ryugu sur leur orbite au passage au nœud ascendant

On calcule la date du premier passage de la Terre en ce point grâce à la formule suivante :

$$t(\theta) = \frac{r_p(e+1)^2}{V_p}\left(\frac{esin\theta}{(e^2-1)(\mathrm{e}\cos\theta+1)} + \frac{2}{(1-e^2)^{3/2}}tan^{-1}\left(\sqrt{\frac{1-e}{1+e}}tan\left(\frac{\theta}{2}\right)\right)\right)$$

Elle donne le temps écoulé entre le dernier passage au périastre et la position actuelle de l'astre sur son orbite définie par θ. On obtient :

$$t_{NA\,Terre,1} = t(\theta_{NA,Terre}) - t(\theta_{0,Terre})\,;\; t_{NA\,Terre,1} = t(259.14°) - t(93.9°)$$

$$t_{NA\,Terre,1} \approx 5\,133\,200\; secondes$$

La Terre repasse tous les ans à la même date,

$$t_{NA\,Terre,k} = t_{NA\,terre,1} + (k-1) \times T_{terre}$$

Ensuite, on calcule la position de Ryugu, θ, à chaque $t_{NA,k}$ jusqu'à obtenir une valeur proche de 295°, voir Tableau 5. Seuls les résultats donnant un écart inférieur à un certain seuil (ici 10°) sont listés dans le Tableau 6, la recherche a été limitée aux 100 premières années du jeu.

Fenêtre	Année, k	$t_{NA\,Terre,k}$	$\theta(t_{NA,k})$	Ecart, $\theta(t_{NA,k}) - \theta_{NA}$
1	13	120 500 000 s	303.1°	4.7°
2	19	178 490 000 s	293.1°	-5°
3	60	574 710 000 s	301.9°	3.6
4	66	632 690 000 s	292.0°	-6.2

Tableau 6 Fenêtres de retour à faible énergie

Le Tableau 6 montre que 4 fenêtres de retour sont possibles, la première en l'an 13 et la seconde en l'an 19. En choisissant ces dates de retour, on s'assure une trajectoire de retour coplanaire avec Ryugu et donc très peu consommatrice en carburant.

4.2.2 Calcul de la trajectoire de retour

4.2.2.1 Période de l'orbite de retour

Le lieu de retour est fixé, il s'agit du nœud ascendant entre les 2 orbites (le nœud où les 2 orbites sont très proches). Les dates favorables à ce retour ont été listées, il est maintenant possible de déterminer les paramètres de l'orbite de retour pour les différentes fenêtres envisagées.

L'orbite de retour est en fait une simple orbite de phasage, on a montré au paragraphe 4.1 que les 2 orbites s'interceptait à 85 000 km près, le point de rendez-vous dans l'espace étant fixé, Il suffit d'ajuster la période de l'orbite de retour pour qu'une révolution plus tard après une correction mineure, la capsule intercepte la Terre au nœud ascendant, voir Figure 5.

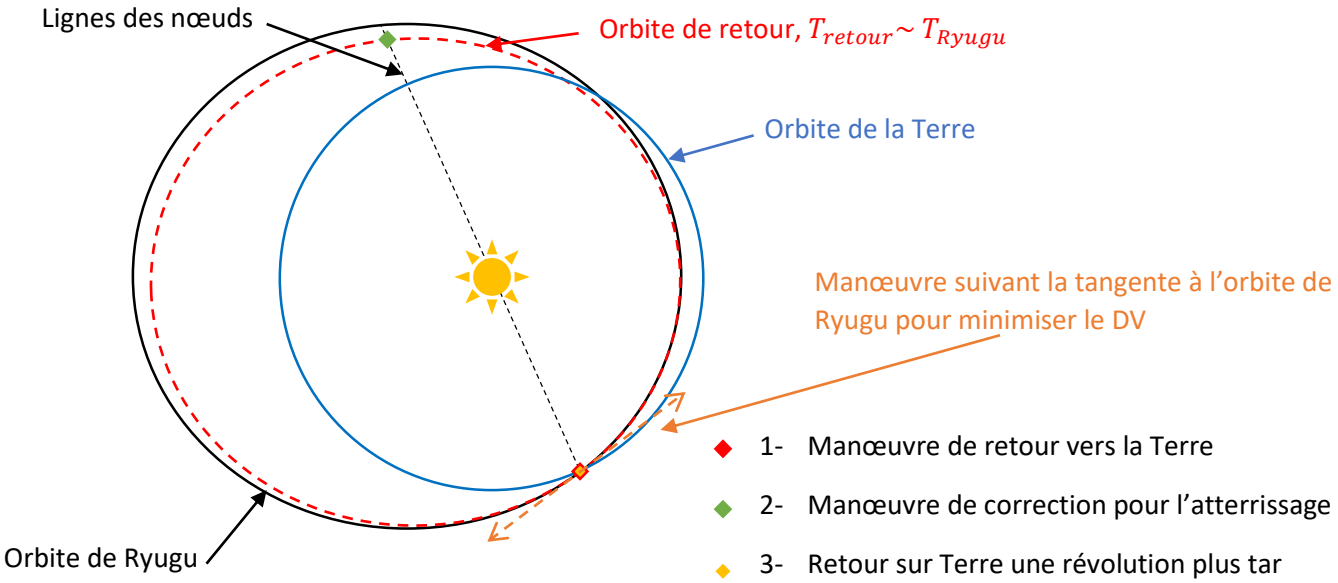


Figure 5 Trajectoire de retour vers la Terre

- Calculons les temps de passage de Ryugu au nœud ascendant

$$t_{NA\,Ryugu,K} = t_{NA\,Ryugu,1} + (K-1) \times T_{Ryugu}$$

- Calculons la période de l'orbite de retour et son demie grand axe a_{retour} pour chaque fenêtre i

$$T_{retour,i} = t_{NA\,Terre,k} - t_{NA\,Ryugu,K}$$

On remarquera la différence des indices k et K car la Terre et Ryugu n'ont pas la même période et donc pour obtenir des temps de passage au nœud proches il ne parcours pas le même nombre d'orbite. Je ne détaillerais pas ici le processus de calcul K par rapport à k.

La 3e loi de Kepler donne :

$$T^2 = 4\pi^2 \frac{a^3}{GM}; \quad \boxed{a_{retour,i} = \left(GM \frac{{T_{retour,i}}^2}{4\pi^2}\right)^{\frac{1}{3}}}$$

Fenêtre	Date départ de Ryugu $t_{NA\,Ryugu,K}$	Date retour capsule $t_{NA\,Terre,k}$	Période de l'orbite de retour $T_{retour,i}$	Demi grand axe orbite de retour, $a_{retour,i}$
1	108 730 000 s	120 500 000 s	11 767 000 s	16 065 000 km
2	166 970 000 s	178 490 000 s	11 515 000 s	15 835 000 km
3	562 970 000 s	574 710 000 s	11 738 000 s	16 039 000 km
4	**621 210 000 s**	632 690 000 s	11 486 000 s	15 809 000 km

Tableau 7 Paramètre de l'orbite de retour selon la fenêtre choisie

4.2.2.2 Calcul du Delta V de la manœuvre de retour

Comme indiqué sur la Figure 5 la manœuvre de retour sera tangente à l'orbite de Ryugu pour minimiser le ΔV nécessaire. Les paramètres connus sont :

- Demi grand axe de l'orbite de retour, a_{retour} (voir Tableau 7)
- Le lieu de la manœuvre de retour : les nœuds ascendant, ce qui définie r_i la distance sonde – Soleil au moment de la manœuvre
- La direction de la manœuvre : colinéaire (tangente) au vecteur vitesse de Ryugu, ce qui définit l'angle φ_i, voir sa définition sur la Figure 6

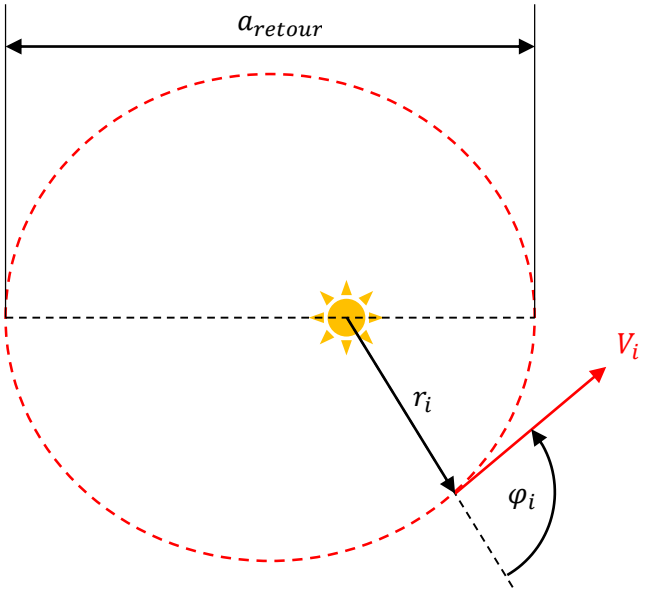


Figure 6 Paramètre de l'orbite de transfert retour

Il faut déterminer V_i pour obtenir le demie grand axe souhaité a_{retour}. Le ΔV de la manœuvre correspond à la différence entre V_i et la vitesse de Ryugu en ce point : le nœud ascendant.

$$\Delta V_{retour} = V_i - V_{Ryugu,NA}$$

La vitesse de Ryugu au nœud ascendant est donnée par la formule suivante :

$$\|\vec{V}\|(\theta) = \frac{V_p}{e+1}\sqrt{e^2 + 2ecos\theta + 1}$$

$$V_{Ryugu,NA} = \frac{10609}{0.206+1}\sqrt{0.206^2 + 2 \times 0.206 \times cos(295.27°) + 1}\,;\ \boxed{V_{Ryugu,NA} = 9709.8\ m/s}$$

Les étapes de résolution pour obtenir V_i ne sont pas détaillées. Finalement on obtient les résultats suivants :

Fenêtre	V_i	ΔV_{retour}
1	9 735.7 m/s	25.9m/s
2	9 680.7 m/s	$-29.1\ m/s$
3	9 729.4 m/s	19.6 m/s
4	9 674.2 m/s	$-35.6\ m/s$

En choisissant ces fenêtres de retour le ΔV nécessaire au retour de la capsule sur Terre est très faible.

Des manœuvres supplémentaires seront nécessaires pour atteindre le point d'atterrissage visé. Ces manœuvres seront déterminée « in game » (de la marge sera pris sur le DV de la mission pour assurer le retour, voir 4.6.2)

4.2.3 Calcul de la trajectoire de rentrée atmosphérique

4.2.3.1 Vitesse de rentrée atmosphérique

L'orbite de retour est déterminée pour les 4 fenêtres envisagées, il est maintenant possible de calculer la vitesse de rentrée atmosphérique de la capsule.

Pour cela, les données nécessaires sont :

- Le vecteur vitesse de la Terre au nœud ascendant, $\vec{V}_{NA,Terre}$
- Le vecteur vitesse de la sonde au nœud ascendant, $\vec{V}_{NA,retour}$
- Le périgée de l'orbite hyperbolique de rentrée, $r_{p,rentrée}$

$$e = \frac{{V_p}^2 r_p}{GM} - 1$$

$$cos(\theta_r) = \frac{r_p(e+1) - r_{atm}}{r_{atm} e}$$

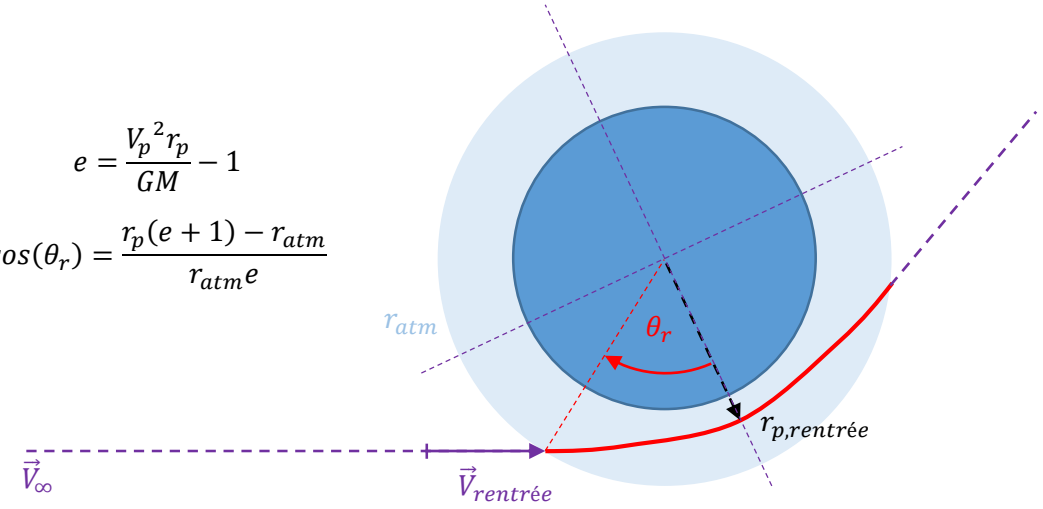


Figure 7 Paramètre de la rentrée atmosphérique

On a la relation de composition des vitesses:

$$\vec{V}_\infty = \vec{V}_{NA,retour} - \vec{V}_{NA,Terre}$$

où $\vec{V}_\infty$ est le vecteur vitesse de rentrée au bord de la sphère d'influence, les vecteurs $\vec{V}_{NA,retour}$ et $\vec{V}_{NA,terre}$ sont obtenus grâce à la formule suivantes :

$$\vec{V} = \frac{V_0 e sin\theta}{e+1}\overrightarrow{u_r} + \frac{V_0 r_0}{r}\overrightarrow{u_\theta}$$

Cette formule donne les composantes de vecteur vitesse dans le repère orbital local, si le plan des 2 orbites est différent, un changement de repère pour passer d'un plan d'orbite à l'autre doit être fait. Pour cela on utilise plusieurs matrices de rotation, plus d'information dans le Formulaire.

Finalement si l'on choisit le repère orbital local de la Terre au nœud ascendant, pour la première fenêtre on obtient :

$$\vec{V}_\infty = \begin{Bmatrix} -1660 \\ 9557 \\ 1007 \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} -145 \\ 9133 \\ 0 \end{Bmatrix}; \vec{V}_\infty = \begin{Bmatrix} -1514 \\ 423 \\ 1007 \end{Bmatrix}; \|\vec{V}_\infty\| = 1867\ m/s$$

Les formules suivantes donnent la vitesse au périgée et la vitesse de rentrée (voir Figure 7 pour les calculs intermédiaires) :

$$V_{p,rentrée} = \sqrt{{V_\infty}^2 + \frac{2GM}{r_{p,rentrée}} - \frac{2GM}{r_{SOI}}}\ ;\ \|\vec{V}\|(\theta_r) = \frac{V_p}{e+1}\sqrt{e^2 + 2ecos\theta_r + 1}$$

Selon la fenêtre, la vitesse de rentrée est égale à $3725 \pm 6\ m/s$:

4.2.3.2 Simulation de la rentrée

Les équations de la rentrée atmosphérique d'une capsule font intervenir un grand nombre de paramètre : vitesse de rentrée, coefficient de trainée, angle d'attaque de la capsule, surface normale à l'écoulement de l'air, température au point de stagnation, composition du bouclier thermique … Il n'est pas raisonnable d'espérer développer un modèle de rentrée atmosphérique en quelques pages, par conséquent, une approche expérimentale sur KSP a été préférée.

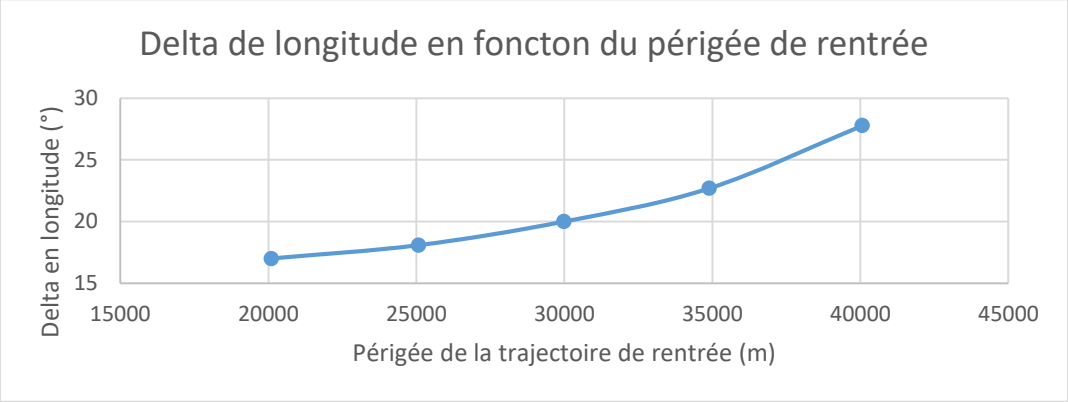
Un véhicule avec la capsule de rentrée qui sera utilisé pour le retour d'échantillon a été placé sur une orbite équatoriale à grande excentricité (e=0.96). Une manœuvre a été effectuée pour obtenir des rentrées atmosphériques à des vitesses comparables à la rentrée lors de la mission Hayabusa 2 et mesurer (entre autre) la quantité d'ablateur consommé lors de la rentrée.

- Résultat des tests réalisés

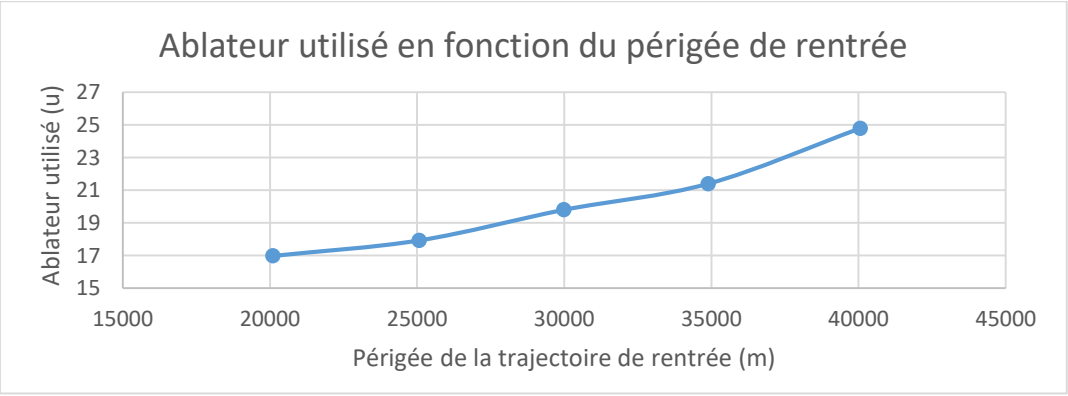
Pour chaque test, le périgée de la trajectoire a été modifié. La quantité d'ablateur utilisé et la différence de longitude entre le point d'interface d'entrée dans l'atmosphère et le point d'atterrissage ont été relevées.

Test	Altitude du périgée (m)	$V_{entrée}(m/s)$	ΔL (°)	Ablateur utilisé (u)
1	20098	3720	17	16.98
2	25074	3738	18	17.93
3	29991	3758	20	19.8
4	34900	3739	22.7	21.4
5	40064	3718	27.8	24.79
6	40105	3725	26.1	24.8

Tableau 8 Résultat de la campagne de tests de rentrée atmosphérique



La variation du périgée de rentrée permet de faire varier la longitude d'atterrissage de 10°. Ce paramètre de réglage sera utilisé pour atteindre le site d'atterrissage souhaité.



La quantité maximum d'ablateur utilisée est de 25 unités, la capsule emmènera le strict nécessaire. On remarquera que contrairement à ce que l'on pourrait penser, une trajectoire de rentrée plus « agressive » avec un périgée plus faible consomme moins d'ablateur qu'une rentrée à une altitude plus élevée.

La trajectoire de rentrée devrait être proche de la trajectoire suivante (la flèche jaune indique la direction du Soleil) :

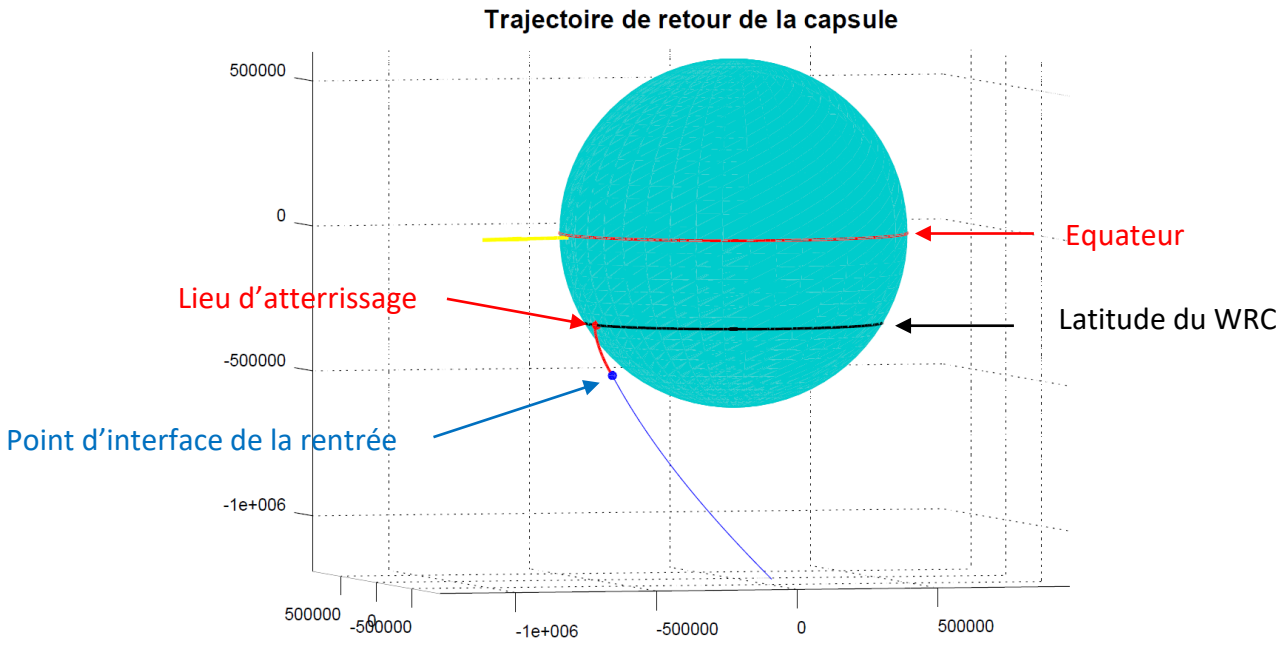


Figure 8 Trajectoire de rentrée atmosphérique de la capsule

La trajectoire de la Figure 8 donne un écart angulaire de 15° entre le point d'interface d'entrée et le lieu d'atterrissage, une extrapolation du Tableau 8 indique que le périgée de rentrée doit être au maximum à 15000 m, la quantité d'ablateur consommé devrait être de 16 à 17 unités.

Trajectoire de rentrée				
$\mathbf{i}(°)$	$\mathbf{\Omega}(°)$	$\boldsymbol{\omega}(°)$	$\boldsymbol{r_p}(\boldsymbol{km})$	$\boldsymbol{e}(-)$
85	186.2	343	615	1.6

Tableau 9 Paramètre de la trajectoire de rentrée

Ces paramètres sont une estimation ne prenant pas en compte l'incertitude des manœuvres et des calculs. En effet bien que précis le modèle utilisé n'est pas complet et pourrait être complexifié pour obtenir des résultats plus fiable, mais cela n'a pas été jugé nécessaire.

4.2.3.3 Coordonnées de la zone d'atterrissage

Les coordonnées de la zone d'atterrissage du WRC ne sont pas facile d'accès. Après un croisement entre différentes sources et quelques superpositions d'image, elle sera approximées par les coordonnées suivantes :

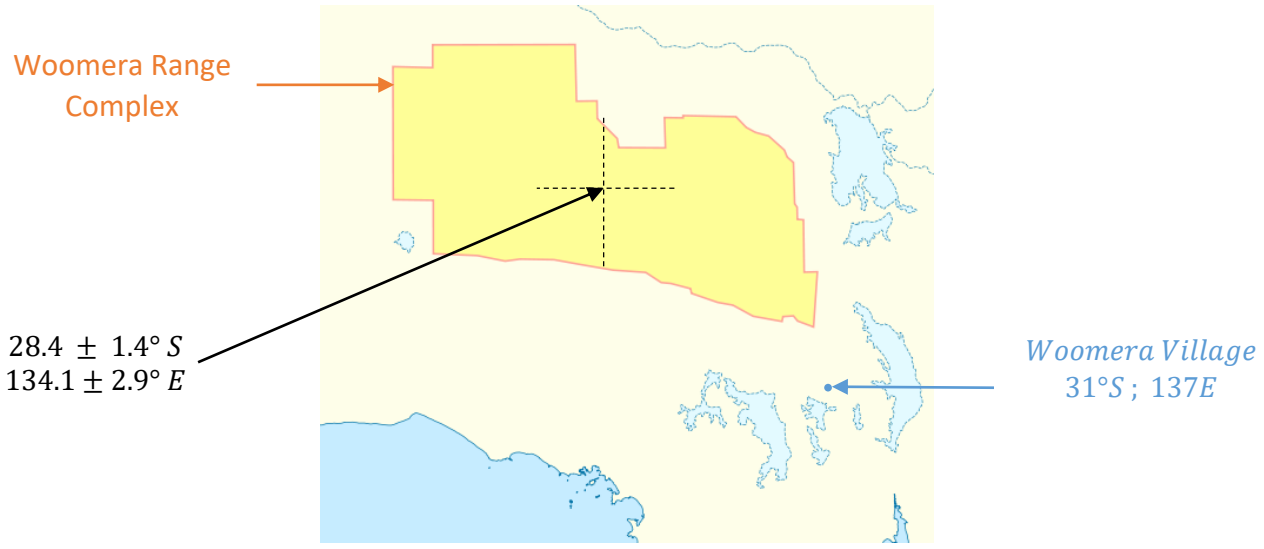


Figure 9 Position de la zone d'atterrissage de la capsule

4.3 Trajectoire aller vers Ryugu

L'étude menée jusqu'à présent a permis de déterminer 4 dates de manœuvre de retour possible depuis Ryugu jusqu'à la Terre. Il faut maintenant déterminer une trajectoire allée vers Ryugu et y arriver avant l'une des 4 dates de retour possibles. La mission Hayabusa 2 a utilisé une assistance gravitationnelle pour se rendre sur Ryugu, nous allons faire de même.

4.3.1 Principe de l'assistance gravitationnelle

L'assistance gravitationnelle est une manœuvre qui consiste à se servir du champ de gravité d'un astre secondaire, ici la Terre, pour modifier la trajectoire d'une sonde autour de l'astre principale, ici le Soleil, sans utiliser de carburant.

Le principe est le suivant : lorsque la sonde croise la Terre, son vecteur vitesse géocentrique d'entrée dans la SOI va subir une rotation (dépendant de l'excentricité de l'hyperbole de survol). A la sortie de la sphère d'influence, ce nouveau vecteur vitesse géocentrique va se sommer à la vitesse héliocentrique de la Terre ce qui va modifier la trajectoire héliocentrique de la sonde. Elle peut gagner ou perdre de la vitesse suivant le sens de rotation, et l'excentricité de la trajectoire de survol.

L'exemple de la Figure 10 montre un gain de vitesse visible en bas à gauche de la figure.

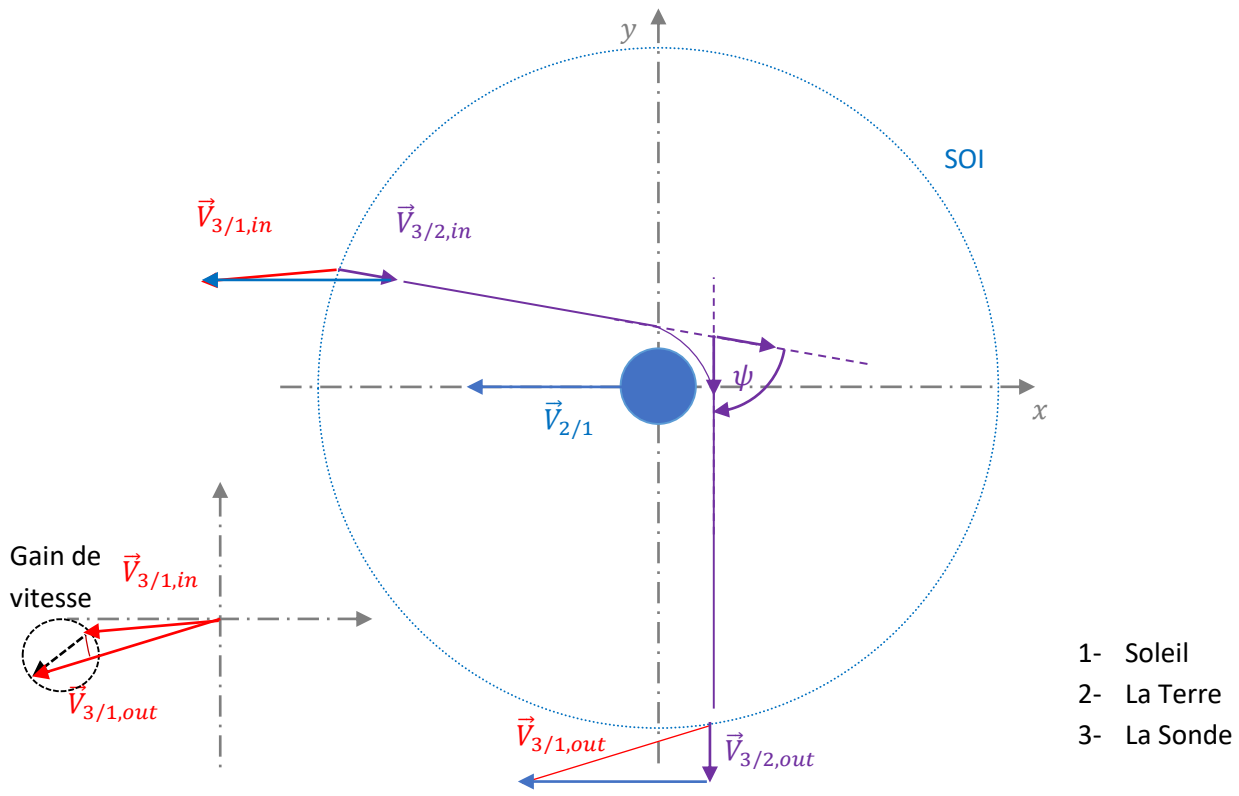


Figure 10 Principe de l'assistance gravitationnelle

De façon qualitative plus l'angle de déviation ψ est important, plus la planète va modifier le vecteur vitesse de la sonde. L'angle ψ est fonction de la vitesse d'entrée à « l'infini », $\vec{V}_{3/2,in}$, et de l'altitude de l'AG.

$$r_p = R + alt_{AG}\ ;\ V_p = \sqrt{{V_{3/2,in}}^2 + \frac{2GM}{r_p}}\ ;\ e_{AG} = \frac{{V_p}^2 r_p}{GM} - 1\ ;\ \boxed{\psi = 180 - 2acos\left(\frac{1}{e_{AG}}\right)}$$

Dans les calculs qui vont suivre, on fera l'hypothèse que la durée du passage de la sonde dans la SOI de la Terre est négligée, nous considérerons que celle-ci lui transmet de la vitesse de manière instantanée. Cette hypothèse est valable dans le sens où le temps de passage dans la SOI est de 6 à 7 jours ce qui représente moins de 1.5% de la période de l'orbite de la Terre (447 jours).

Cette hypothèse simplifie les calculs sans trop dégrader leur précision.

4.3.2 Utilisation de l'assistance gravitationnelle

Dans le cadre de la mission Hayabusa 2, la cible présente une inclinaison de 6° par rapport à l'orbite de la Terre. L'étude des manœuvres spatiale montre que c'est le changement d'inclinaison qui est souvent la manœuvre la plus gourmande en ΔV. Par conséquent, nous allons utiliser une AG pour effectuer la correction d'inclinaison et se rapprocher au plus près de l'orbite de Ryugu pour ensuite rejoindre l'astéroïde.

Il est important de noter que l'assistance gravitationnelle sera utilisée dans un premier temps pour nous rapprocher « géométriquement » de l'orbite de Ryugu, c'est seulement ensuite que la phase de rencontre « temporelle » sera détaillée (voir 4.3.4).

4.3.2.1 Dates de lancement

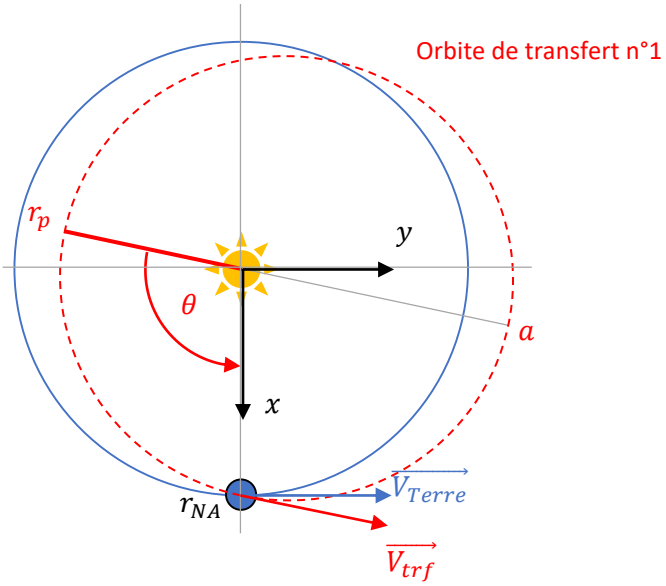
Les manœuvres de correction d'inclinaison se font au passage de la ligne des nœuds entre les 2 orbites. Par conséquent, la sonde devra passer au nœud ascendant lorsque la Terre s'y trouvera. Pour cela la sonde sera lancée au passage de la ligne des nœuds un an avant l'AG sur une orbite d'une période d'un an, voisine de celle de la Terre. Un an plus tard, la sonde et la Terre se retrouveront pour l'assistance gravitationnelle.

Par conséquent, les dates de lancement possibles sont connues, il s'agit des dates où la Terre passe au nœud ascendant. Le calcul a déjà été fait au paragraphe 4.2.1, le résultat est le suivant :

$$t_{NA\,Terre,k} = t_{NA\,terre,1} + (k-1) \times T_{terre}\ , k \in \mathbb{N}^{+*}$$

4.3.2.2 Paramètre de l'orbite de transfert

L'orbite de transfert avant AG doit avoir la même période que celle de la Terre, son demie-grand axe a est fixé, **seule son excentricité peut varier, voir** Figure 11**.**



$$r_p = a(1-e)$$

r_{NA}, distance Terre-Soleil au NA

$$cos(\theta) = \frac{r_p(e+1) - r_{NA}}{r_{NA}e}$$

Figure 11 Forme de l'orbite de transfert vers AG (Orbite de transfert n°1)

4.3.2.3 Paramètre de l'assistance gravitationnelle

L'AG est définie par 3 paramètres :

- l'altitude du survol, alt_{AG}
- l'inclinaison, i_{AG}
- le sens de survol (la sonde peut passer devant ou derrière la Terre), $sens_{AG} = \pm 1$

La déviation de la trajectoire héliocentrique se calcule en suivant ces étapes :

- Calcul du vecteur vitesse de la Terre au NA, $\vec{V}_{2/1}$
- Calcul du vecteur vitesse de la Sonde au NA, $\vec{V}_{3/1,in}$ (fonction de e_{trf1}, voir 4.3.2.2 et Figure 11)
- Calcul du vecteur vitesse de rentrée de la sonde dans la SOI de la Terre, $\vec{V}_{3/2,in} = \vec{V}_{3/1} - \vec{V}_{2/1}$
- Calcul de $\vec{V}_{3/2,out}$ la déviation du vecteur $\vec{V}_{3/2,in}$ autour de la Terre (fonction de alt_{AG}, i_{AG} et $sens_{AG}$)
- Calcul du vecteur vitesse de sortie de la Sonde, $\vec{V}_{3/1,out} = \vec{V}_{3/2,out} + \vec{V}_{2/1}$
- Calcul de l'orbite héliocentrique de sortie à partir de $\vec{V}_{3/1,out}$

Exemple :

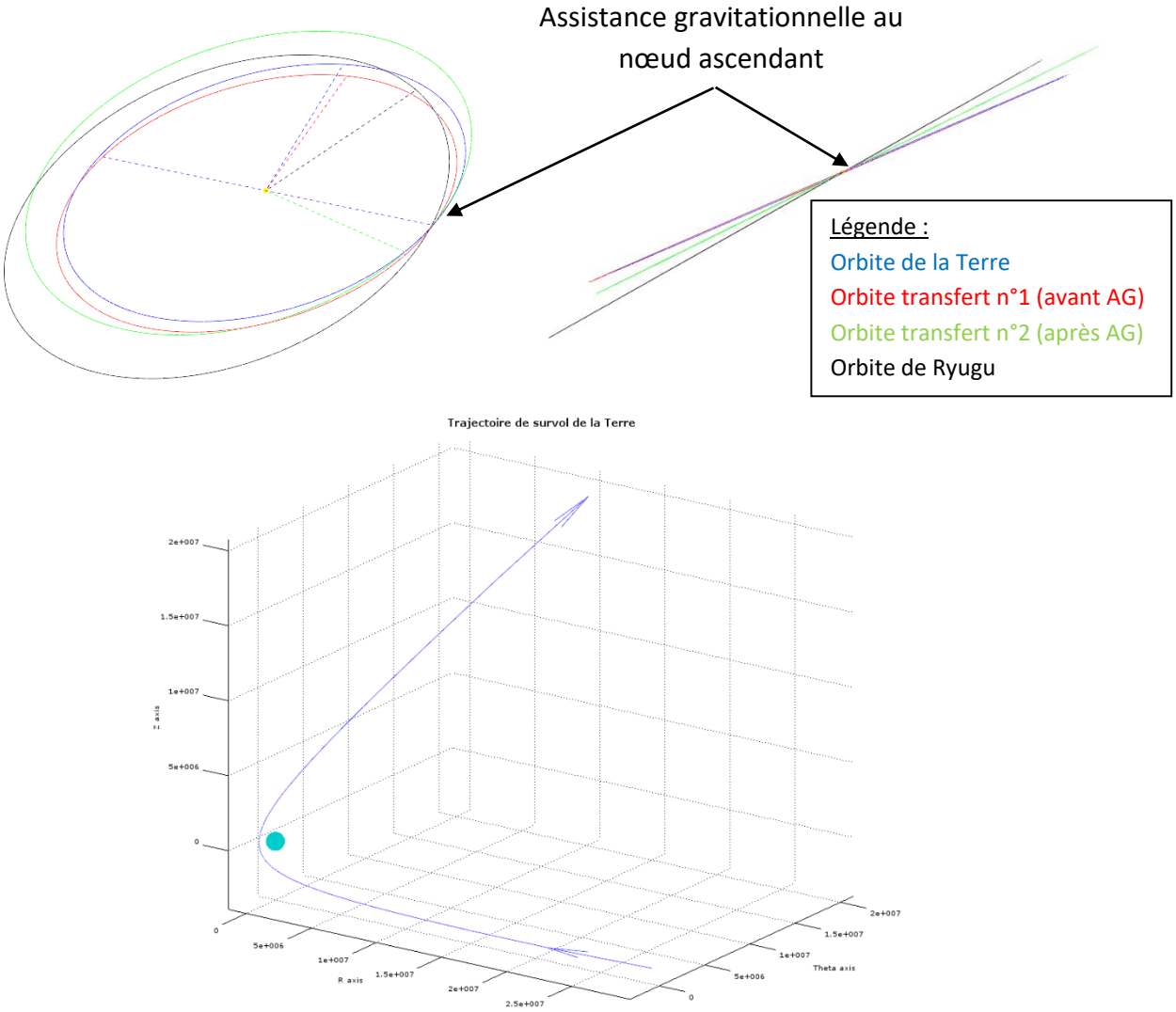


Figure 12 Exemple de déviation de la trajectoire d'une sonde par une AG

Les paramètres de cette simulation ne sont pas optimaux pour 2 raisons :

- l'inclinaison entre les 2 plans n'a pas été totalement corrigée (il reste environ 3° d'écart)
- Les lignes des apsides (visible en pointillés) de l'orbite de transfert n°2 (après AG) et de Ryugu ne sont pas bien alignées, elles sont séparées d'environ 90°, ce qui est très couteux à corriger par la suite.

4.3.3 Optimisation

Les équations régissant une assistance gravitationnelle en 3 dimensions entre 2 orbites non coplanaires sont complexes. De plus l'objectifs de l'optimisation est multi critères ce qui rend le choix de la trajectoire de transfert encore plus difficile. Nous allons utiliser un algorithme d'optimisation pour trouver le transfert adéquate.

4.3.3.1 Objectifs de l'optimisation

L'assistance gravitationnelle doit permettre de corriger l'inclinaison et de se « rapprocher » de l'orbite de Ryugu.

Se « rapprocher » n'est pas simple à définir mathématiquement car les 2 orbites doivent se rapprocher dans l'espace qui a 3 dimensions, un seul critère ne suffit pas. Par exemple, 2 orbites peuvent avoir la même inclinaison mais pas la même ligne des nœuds et pas la même excentricité, etc.

L'optimisation a pour objectif de minimiser les écarts en :

- Inclinaison
- Argument du périastre
- Périastre
- Demi-grand axe

4.3.3.2 Méthode d'optimisation

Nous allons utiliser la méthode de Monte Carlo. Il s'agit de tirer au hasard des combinaisons de paramètres d'entrée et de simuler l'assistance gravitationnelle obtenue, ce processus est répété un grand nombre de fois. Ensuite on analyse les résultats et on sélectionne la meilleure assistance gravitationnelle.

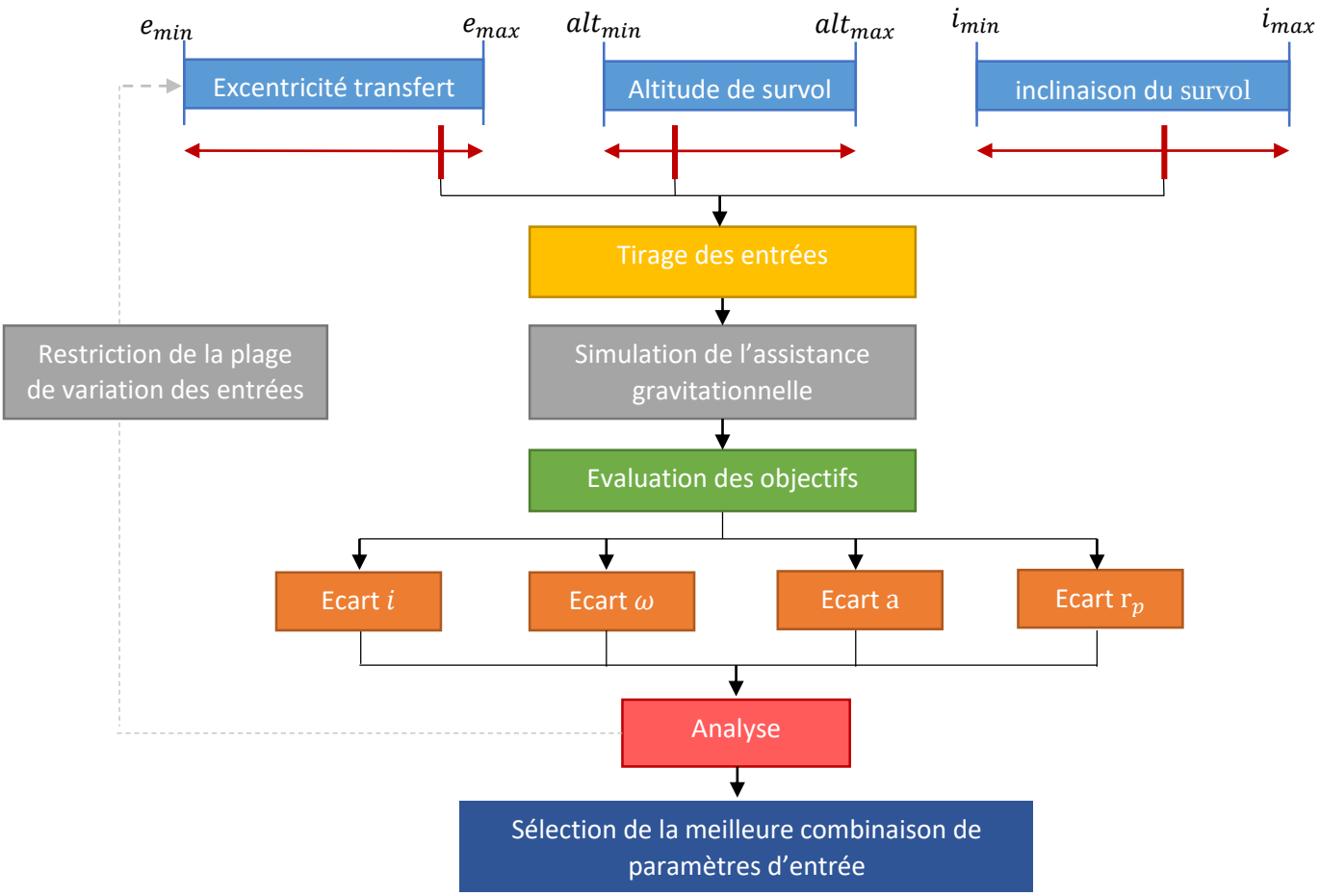


Figure 13 Optimisation de l'assistance gravitationnelle par algorithme de Monte Carlo

4.3.3.3 Résultats après optimisation

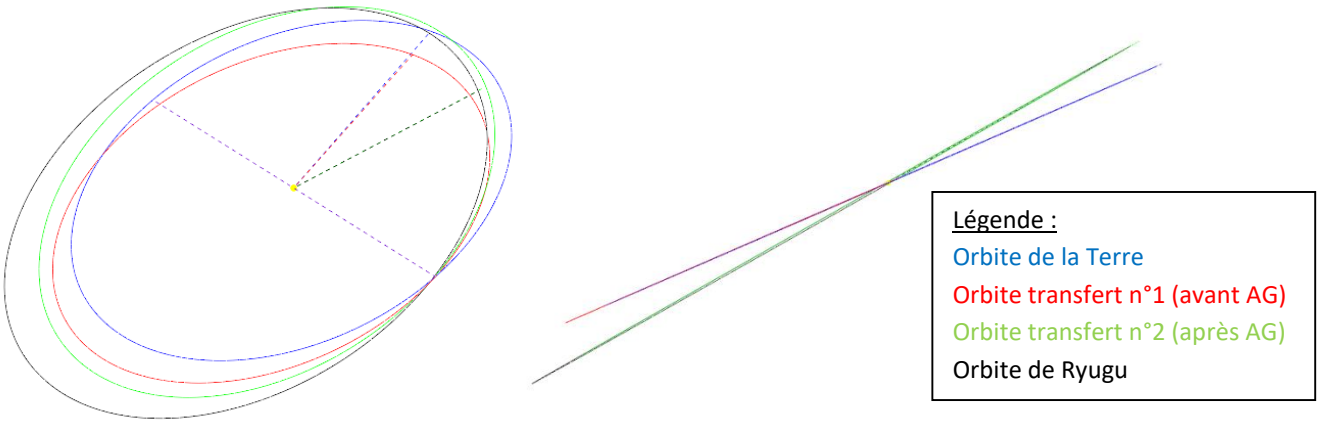


Figure 14 Assistance gravitationnelle optimisée

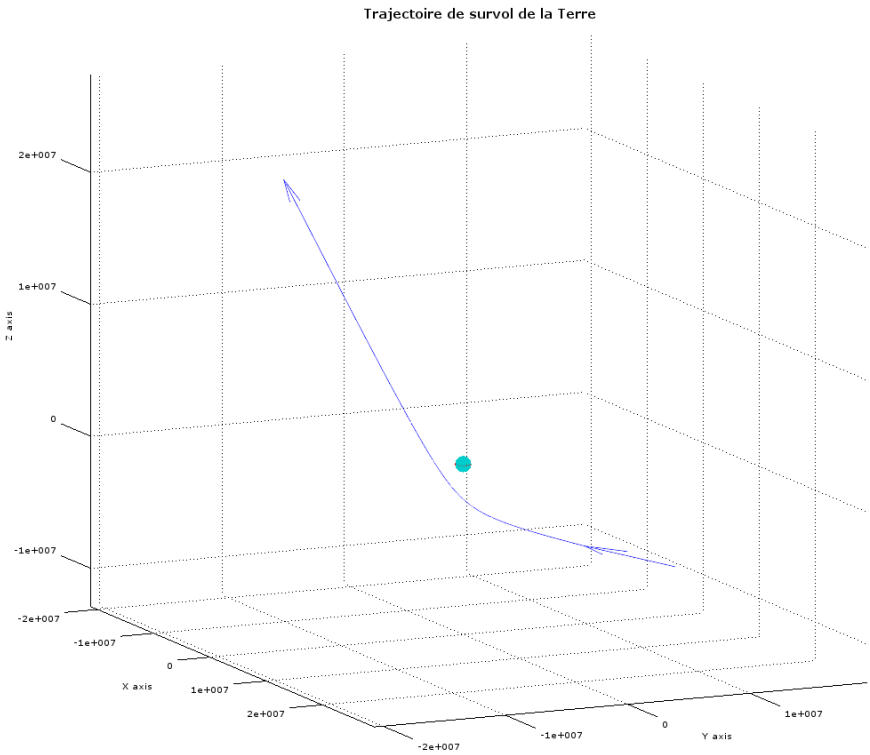
L'orbite de transfert n°2 (après AG) de la Figure 14 présente les écarts suivant avec l'orbite de Ryugu :

Paramètre optimaux	Valeur
e_{trf1}	0.158
i_{AG}	82.6°
alt_{AG}	2235 km

Ecart avec Ryugu	Ecart (%)
Inclinaison, i	<0.1%
Argument du périastre, ω	<0.1%
Excentricité, e	4%
Demi-grand axe, a	6%

Tableau 10 Résultats de l'optimisation

Il est possible d'obtenir de meilleur résultat mais nous verrons dans la partie suivante qu'il faut garder un peu d'écart entre les orbites pour trouver une fenêtre de transfert vers l'astéroïde.



Paramètres orbitaux du survol	
Ω_{survol}	186.9°
ω_{survol}	293.2°
i_{survol}	82.6°
$Altitude_{survol}$	2235 km
e_{survol}	2.3

Figure 15 Trajectoire de survol optimale dans le repère lié à l'équateur Terrestre.

4.3.4 Transfert final vers l'astéroïde

L'assistance gravitationnelle a permis d'obtenir une orbite proche de celle Ryugu (dans le même plan et aligné avec la même ligne des apsides), il faut maintenant déterminer la trajectoire de transfert finale vers l'astéroïde.

Pour simplifier les calculs, 2 types de transfert sont possibles voir Figure 16 et Figure 18. Chaque transfert à sa propre fenêtre de tir (zone grisée sur les figures).

4.3.4.1 Transfert de Type 1

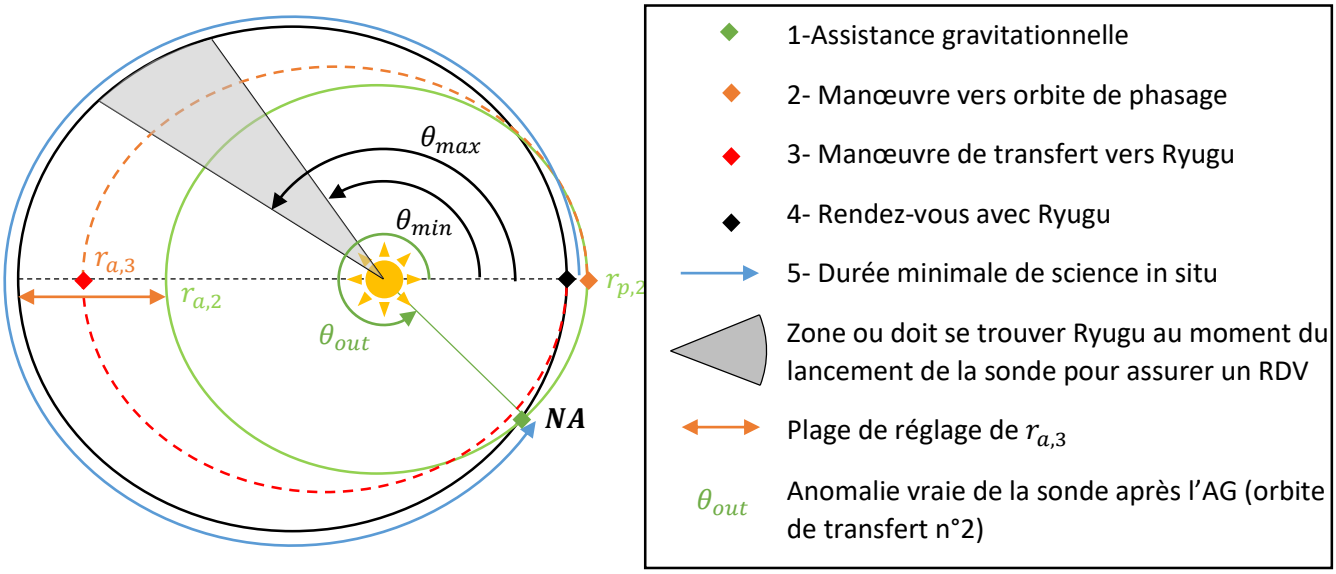


Figure 16 Transfert final de type 1

L'apogée de l'orbite de transfert n°3 peut varier entre celui de l'orbite après AG à celui de l'orbite de Ryugu. Cette plage de réglage donne directement la position et la largeur de la fenêtre de transfert $[\theta_{min1}, \theta_{max1}]$.

Les phases du transfert de type 1 et leur durée sont :

- Lancement de la sonde sur une orbite voisine de la Terre (orbite de transfert n°1)
- Assistance gravitationnelle de la Terre, $\boldsymbol{\Delta t_1 = 1\ an}$
- Croisière jusqu'au périgée de (l'orbite de transfert n°2), $\boldsymbol{\Delta t_2}$
- Manœuvre vers orbite de phasage
- Croisière jusqu'à l'apogée de l'orbite de phasage (orbite de transfert n°3) $\boldsymbol{\Delta t_3}$
- Manœuvre vers orbite de transfert n°4
- Croisière jusqu'au rendez-vous avec Ryugu $\boldsymbol{\Delta t_4}$

Calcul de Δt_2,

$$\Delta t_2 = T_2 - t(\theta_{out,trf2})$$

Où $t(\theta)$ est la formule détaillée au paragraphe 4.2.1. Calcule de Δt_3 à l'aide de la 3e loi de Kepler :

$$\Delta t_3 = \pi\sqrt{\frac{(r_{p,2} + r_{a,3})^3}{8GM}}$$

Calcule de Δt_4,

$$\Delta t_4 = \pi\sqrt{\frac{(r_{a,3} + r_{p,Ryugu})^3}{8GM}}$$

Finalement l'écart de temps entre le lancement et la rencontre avec Ryugu Δt est égale à :

$$\boxed{\Delta t = T_{Terre} + T_2 - t(\theta_{out,trf2}) + \frac{\pi}{\sqrt{8GM}}\left(\sqrt{(r_{p,2} + r_{a,3})^3} + \sqrt{(r_{a,3} + r_{p,Ryugu})^3}\right)}$$

- Calcul de $\Delta t_{\theta_{min,1}}$ et $\Delta t_{\theta_{max,1}}$

$\theta_{min,1}$ Correspond au point le plus éloigné du point de rdv ($\theta = 0°$), l'anomalie vraie $\theta_{min,1}$ correspond donc au transfert de type 1 le plus long, lorsque $r_{a,3} = r_{a,Ryugu}$.

$$\Delta t_{\theta_{min,1}} = T_{Terre} + T_2 - t(\theta_{out,trf2}) + \pi\sqrt{\frac{(r_{p,2} + \boldsymbol{r_{a,Ryugu}})^3}{8GM}} + \frac{T_{Ryugu}}{2}$$

$Pou\ \theta_{max,2}$ on trouve :

$$\Delta t_{\theta_{max,1}} = \left(T_{Terre} + T_{trf\ 2} - t(\theta_{out,trf2}) + \frac{\pi}{\sqrt{8GM}}\left(\sqrt{(r_{p,2} + \boldsymbol{r_{a,2}})^3} + \sqrt{(\boldsymbol{r_{a,2}} + r_{p,Ryugu})^3}\right)\right)$$

- Calcul de $\Delta t_{Science,min,1}$

La phase d'étude scientifique in situ durera au minimum le temps que Ryugu parcours son orbite du périastre jusqu'au nœud ascendant avec la Terre, à savoir :

$$\Delta t_{Science,min,} = t(\theta_{out})_{Ryugu}$$

- Calcul de $\theta_{min,1}$ et $\theta_{max,1}$

On connait le temps que va mettre la sonde à rencontrer l'astéroïde, on cherche maintenant la position de l'astéroïde sur son orbite qui correspond à ce temps de voyage.

La position de l'astéroïde peut être donnée par le temps écoulé depuis son dernier passage au périhélie. Dans le cadre du transfert de type 1, la rencontre se fait au périhélie de Ryugu après une orbite complète :

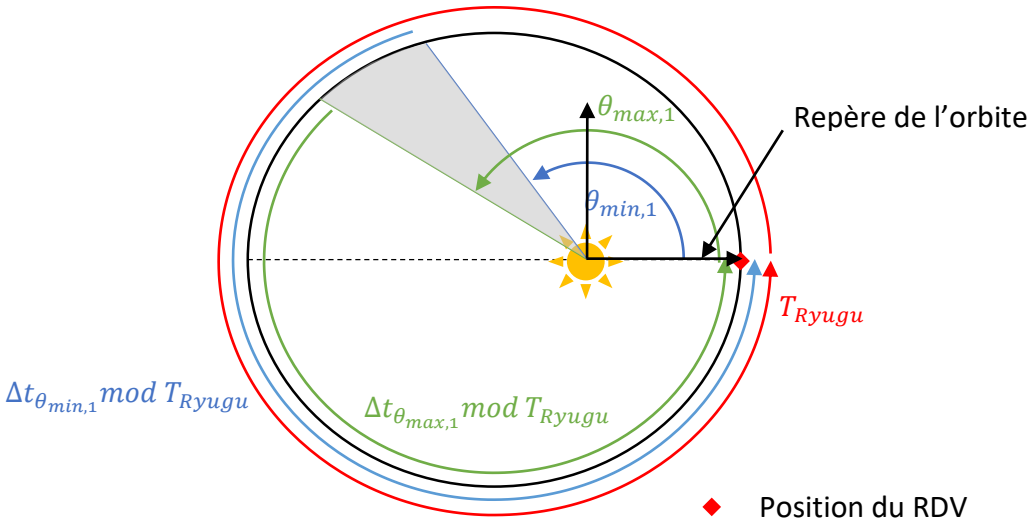


Figure 17 Calcul des anomalies limites de la fenêtre de transfert de Type 1

On sait que le rendez-vous de type 1 se fait au périastre de Ryugu, donc :

$$\theta_{min,1} = \theta(T_{Ryugu} - \Delta t_{\theta_{min,1}} mod\ T_{Ryugu})$$

$$\theta_{max,1} = \theta(T_{Ryugu} - \Delta t_{\theta_{max,1}} mod\ T_{Ryugu})$$

L'assistance gravitationnelle retenue au paragraphe 4.3.3.3 donne la fenêtre de lancement de type 1 suivante :

Fenêtre de Type 1	Transfert allé	Science in situ
Durée	2.25 - 2.38 années	1.05 min

$\theta_{min,1}$	$\theta_{max,1}$	Largeur de la fenêtre
12.6°	68.8°	56.2°

Tableau 11 Résumé de la fenêtre de transfert de type 1

4.3.4.2 Transfert de Type II

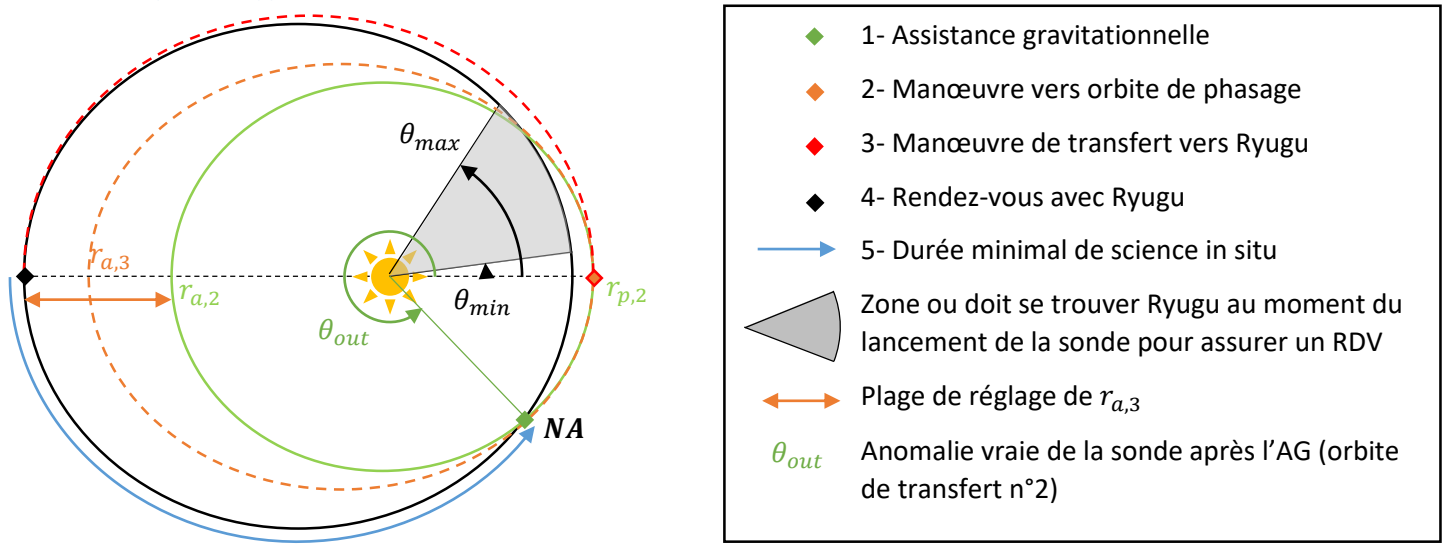


Figure 18 Transfert final de type II

L'apogée de l'orbite de transfert n°3 peut varier entre celui de l'orbite après AG à celui de l'orbite de Ryugu. Cette plage de réglage donne directement la position et la largeur de la fenêtre de transfert $[\theta_{min2}, \theta_{max2}]$.

Les phases du transfert de type 2 sont :

- Lancement de la sonde sur une orbite voisine de la Terre (orbite de transfert n°1)
- Survol de la Terre par la sonde un an plus tard (assistance gravitationnelle), $\boldsymbol{\Delta t_1 = 1\ an}$
- Croisière jusqu'au au périgée de l'orbite de transfert n°2, $\boldsymbol{\Delta t_2}$
- Manœuvre vers orbite de phasage
- Croisière jusqu'au retour au périgée de l'orbite de phasage (orbite de transfert n°3) $\boldsymbol{\Delta t_3}$
- Manœuvre vers orbite de transfert n°4
- Croisière jusqu'au rendez-vous avec Ryugu $\boldsymbol{\Delta t_4}$

$$\boldsymbol{\Delta t = \Delta t_1 + \Delta t_2 + \Delta t_3 + \Delta t_4}$$

De la même manière que pour le transfert de type 1, on trouve :

$$\boxed{\Delta t = T_{Terre} + T_{trf\,2} - t(\theta_{out,trf2}) + \frac{\pi}{\sqrt{8GM}}\left(2\sqrt{(r_{p,2} + r_{a,3})^3} + \sqrt{(r_{p,2} + r_{a,Ryugu})^3}\right)}$$

- Calcul de $\Delta t_{\theta_{min,2}}$ et $\Delta t_{\theta_{max,2}}$

θ_{min} Correspond au point le plus éloigné du point de rdv ($\theta = 0°$), l'anomalie vraie θ_{min} correspond donc au transfert de type 1 le plus long, lorsque $r_{a,3} = r_{a,Ryugu}$. A contrario, θ_{max} est obtenue lorsque $r_{a,3} = r_{a,2}$

$$\Delta t_{\theta_{min,2}} = \left(T_{Terre} + T_{trf\,2} - t(\theta_{out,trf2}) + \frac{\pi}{\sqrt{8GM}}\left(2\sqrt{(r_{p,2} + \boldsymbol{r_{a,Ryugu}})^3} + \sqrt{(r_{p,2} + r_{a,Ryugu})^3}\right)\right)$$

$$\Delta t_{\theta_{max,2}} = \left(T_{Terre} + T_{trf\,2} - t(\theta_{out,trf2}) + \frac{\pi}{\sqrt{8GM}}\left(2\sqrt{(r_{p,2} + \boldsymbol{r_{a,2}})^3} + \sqrt{(r_{p,2} + r_{a,Ryugu})^3}\right)\right)$$

- Calcul de $\Delta t_{Science,min,2}$

La phase d'étude scientifique in situ durera au minimum le temps que Ryugu parcours son orbite de l'apoastre jusqu'au nœud ascendant avec la Terre, à savoir :

$$\Delta t_{Science,min,2} = t(\theta_{out})_{Ryugu} - \frac{T_{Ryugu}}{2}$$

- Calcul de $\theta_{min,2}$ et $\theta_{max,2}$

On connait le temps que va mettre la sonde à rencontrer l'astéroïde, on cherche maintenant la position de l'astéroïde sur son orbite qui correspond à ce temps de voyage.

La position de l'astéroïde peut être donnée par le temps écoulé depuis son dernier passage au périhélie. La position de rencontre est connue car dans le cadre du transfert de type 2, la rencontre se fait à l'aphélie de Ryugu après une demi orbite :

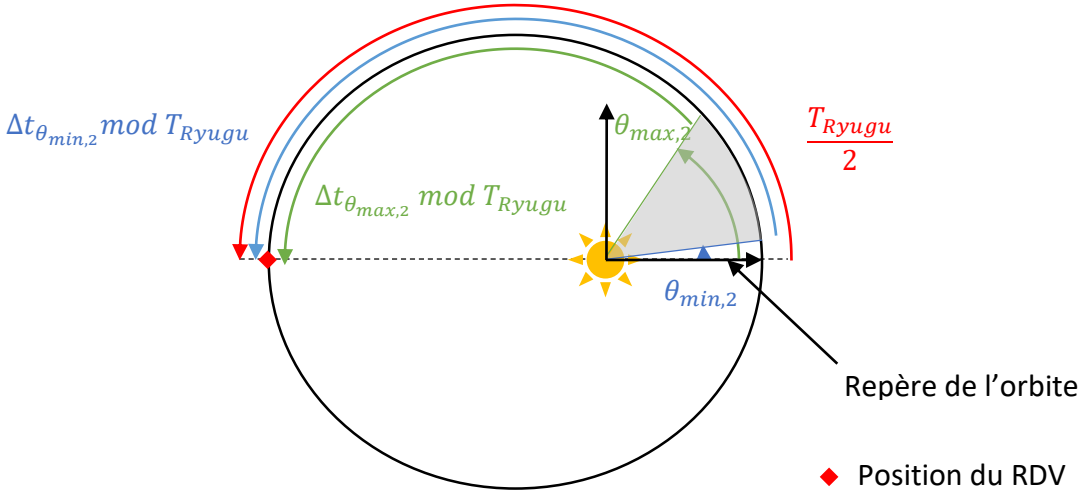


Figure 19 Calcul des anomalies limites de la fenêtre de transfert de Type 2

On sait que le rendez-vous de type 2 se fait à l'apoastre de Ryugu, donc :

$$\theta_{min,2} = \theta\left(\frac{T_{Ryugu}}{2} - \Delta t_{\theta_{min,2}} mod\ T_{Ryugu}\right)$$
$$\theta_{max,2} = \theta\left(\frac{T_{Ryugu}}{2} - \Delta t_{\theta_{max,2}} mod\ T_{Ryugu}\right)$$

L'assistance gravitationnelle retenue au paragraphe 4.3.3.3 donne la fenêtre de lancement de type 2 suivante :

Fenêtre de Type 2	Transfert allé	Science in situ
Durée	2.88 - 3.02 années	0.45 min

$\theta_{min,2}$	$\theta_{max,2}$	Largeur de la fenêtre
-1.3°	57.6°	58.9 °

Tableau 12 Résumé de la fenêtre de transfert de type 2

4.3.4.3 Résumé de la fenêtre de transfert

Au lancement de la sonde, Ryugu doit se trouver dans la fenêtre suivante :

Fenêtre	θ_{min}	θ_{max}	Largeur de la fenêtre
Type 1	12.6°	68.8°	56.2°
Type 2	-1.3°	57.6°	58.9 °
		Total	**70.1 °**

Les 2 fenêtres se superposent en partie, la fenêtre globale représente 70° de largeur.

4.4 Fenêtre et trajectoire de lancement

Tous les éléments sont connus :

- le transfert vers l'astéroïde (type 1 ou 2)
- Durée de la science in situ
- Le retour vers la Terre, voir 4.2.2.
- Les dates présélectionnées pour le retour de la capsule sur Terre, voir 4.2.1

Estimation de la durée totale de la mission :

Phase	Durée en année terrestre	
	Type 1	Type 2
Transfert allé	~2.32	~2.95
Science in situ	1.05 min	0.45 min
Transfert retour	~1.2	
Durée minimale de la mission	**> 4.57**	**> 4.60**

La mission doit durer un nombre entier d'année terrestre (départ et retour au même point de l'orbite), cela donne une durée minimale de 5 ans (en cohérence avec la mission réelle qui va durer 6 ans).

4.4.1 Choix de la fenêtre de tir

La Figure 20 montre la position de Ryugu à chaque opportunité de lancement, les dates de retour de la capsule (en trait plein) et les dates de lancement la plus tardive associées (en pointillé). **Dès qu'un point est situé dans une fenêtre de transfert en amont de la date de décollage d'une mission, il définit une date de tir possible.**

Ensuite, c'est le point le plus proche de la date limite qui sera choisi pour minimiser la durée de la mission.

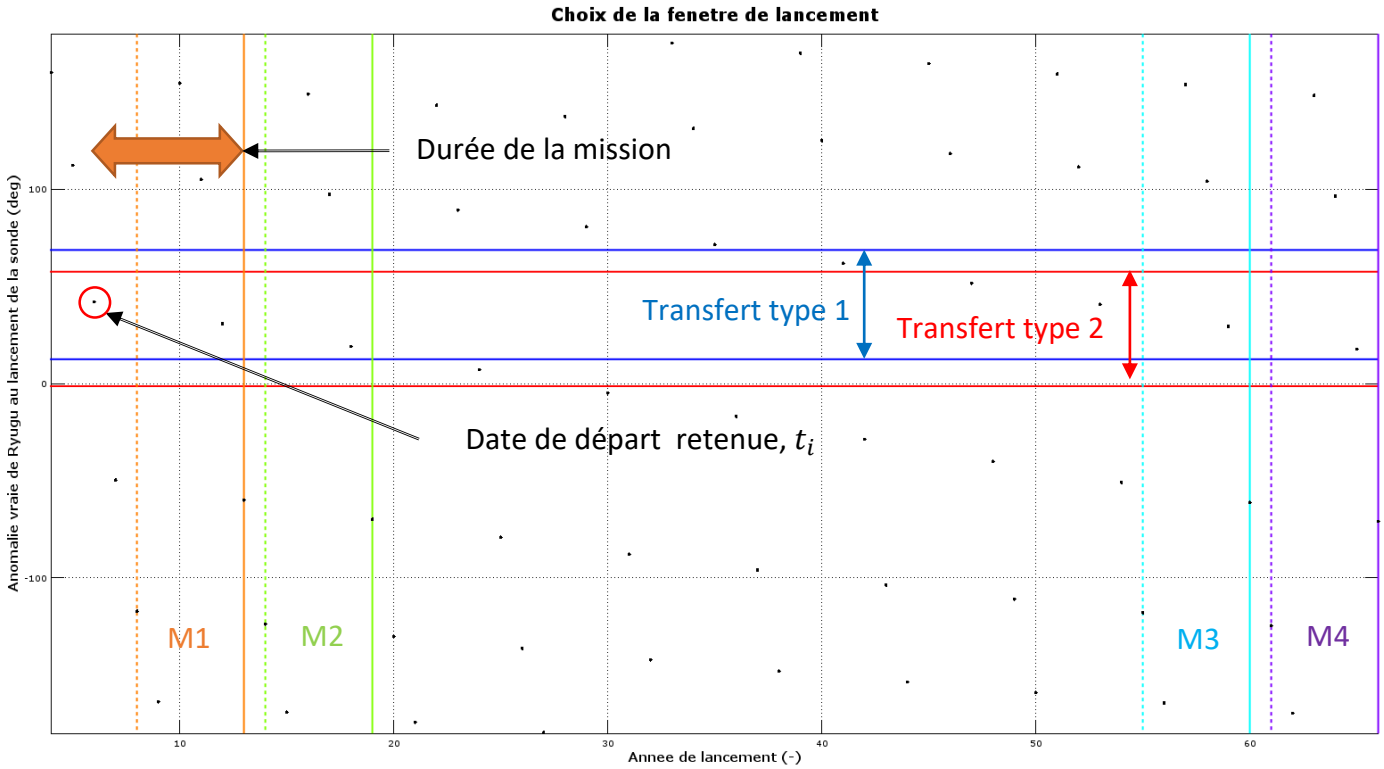


Figure 20 Choix de la fenêtre de tir

La fenêtre de lancement retenue est l'an 6. La mission durera 7 ans. La véritable mission Hayabusa 2 va durer 6 ans, elle a été lancée le 3 Décembre 2014 et le retour de la capsule s'effectuera fin 2020. La planification de la mission virtuelle est en cohérence avec la mission réelle.

4.4.2 Calcul de la trajectoire de lancement

4.4.2.1 Delta V de la manœuvre d'éjection

La fenêtre de lancement a été choisie ainsi que l'orbite héliocentrique sur laquelle sera placée la sonde, voir 4.3.3.3. Avec ces 2 entrées, on peut déterminer le vecteur vitesse d'éjection à la sortie de la sphère d'influence de la Terre, $\vec{V}_\infty$, nécessaire pour s'insérer sur l'orbite héliocentrique souhaitée.

$$\vec{V}_{trf} = \vec{V}_{terre} + \vec{V}_\infty \Leftrightarrow \boxed{\vec{V}_\infty = \vec{V}_{trf} - \vec{V}_{terre}}$$

Les données sont les suivantes :

$$\vec{V}_{trf} = \begin{Bmatrix} -1770 \\ 8222 \\ 3566 \end{Bmatrix} m/s \; ; \; \vec{V}_{terre} = \begin{Bmatrix} -480 \\ 8369 \\ 3630 \end{Bmatrix} m/s \; donc \; \vec{V}_\infty = \begin{Bmatrix} -1290 \\ -147 \\ -64 \end{Bmatrix} m/s$$

A partir de cette vitesse de sortie « à l'infini » le ΔV de la manœuvre d'éjection est calculé, il dépend entre autre de l'altitude, alt_{launch}, à laquelle est réalisée la manœuvre,

$$\Delta V_{\;ejection} = V_{p,ejection} - V_{lauch}$$

$V_{p,ejection}$ étant la vitesse au périgée de l'orbite d'éjection et V_{lauch} étant la vitesse sur l'orbite circulaire où vont s'inséré l'étage supérieur et la sonde avant la manœuvre d'éjection. Cette orbite est définie par son rayon r_{launch} fixé à 685 km .

$$\Delta V_{\;ejection} = \sqrt{{V_\infty}^2 + \frac{2GM}{r_{launch}} - \frac{2GM}{r_{SOI}}} - \sqrt{\frac{GM}{r_{launch}}} \; ; \; \boxed{\Delta V_{\;ins} = 1\,182\; m/s}$$

4.4.2.2 Définition des paramètres orbitaux de l'orbite d'éjection

Le vecteur vitesse d'éjection « à l'infini » est défini, il faut maintenant déterminer les paramètres orbitaux qui permettent d'obtenir ce vecteur vitesse.

On souhaite minimiser le travail du lanceur pour cela la fusée partira selon un azimut de 90°, pleine Est, pour bénéficier au maximum de la rotation de la Terre (trajectoire identique au lancement réel, voir Figure 23).

Cela contraint la géométrie du problème : $\vec{V}_\infty$ doit appartenir à un plan passant par le centre de lancement, le centre de la Terre et ayant une inclinaison égale à celle du site de lancement (ici 31.2°N pour le site de Tanegashima). Le problème est illustré sur la Figure 21

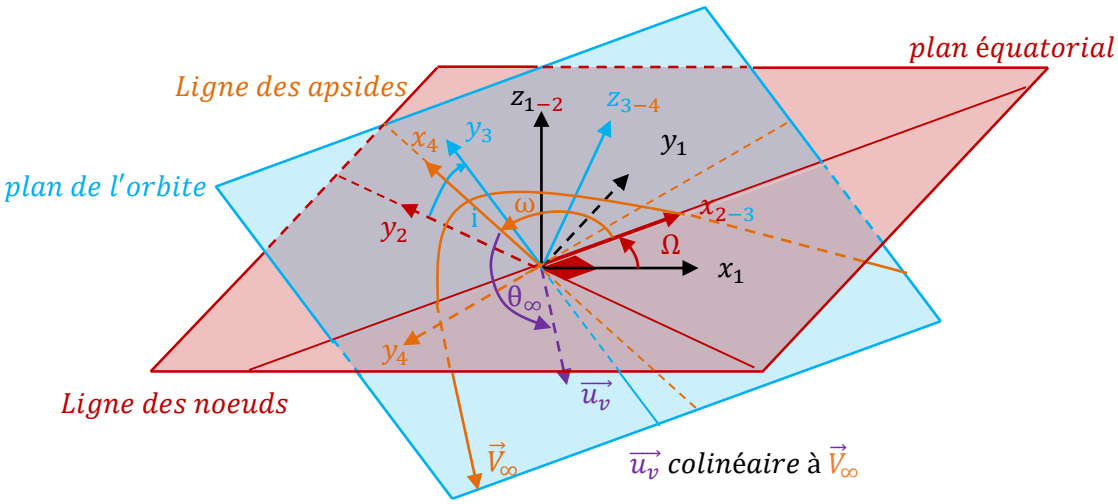


Figure 21 Géométrie de l'éjection sur une trajectoire hyperbolique

Il faut trouver les angles Ω, ω et i qui permettent d'obtenir le bon vecteur vitesse.

Finalement 2 solutions sont possibles, on remarquera que les points de sortie ne sont pas dans le plan de l'équateur, à l'échelle du système solaire cela induit une erreur négligeable sur l'inclinaison de l'orbite de transfert qui sera corrigée par une manœuvre de correction trajectoire une fois en orbite autour du Soleil.

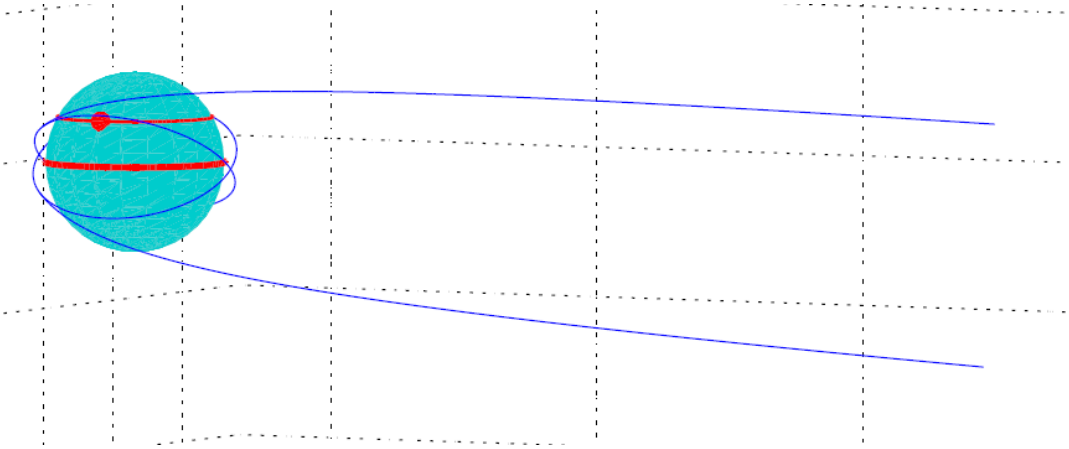


Figure 22 Trajectoires de lancement possibles

Le point rouge indique la position du site de lancement à l'instant du décollage.

Trajectoire	$\mathbf{i}(°)$	$\boldsymbol{\Omega}(°)$	$\boldsymbol{\omega}(°)$	$\boldsymbol{r_p(km)}$	$\boldsymbol{e}(-)$
1	31.2	191.2	216	685	1.31
2	**31.2**	**1.85**	**47**	**685**	**1.31**

Tableau 13 Paramètre orbitaux des trajectoires possibles

La trajectoire n°2 est plus proche de la trajectoire de lancement de la véritable sonde (Figure 23), c'est donc cette trajectoire qui est retenue.

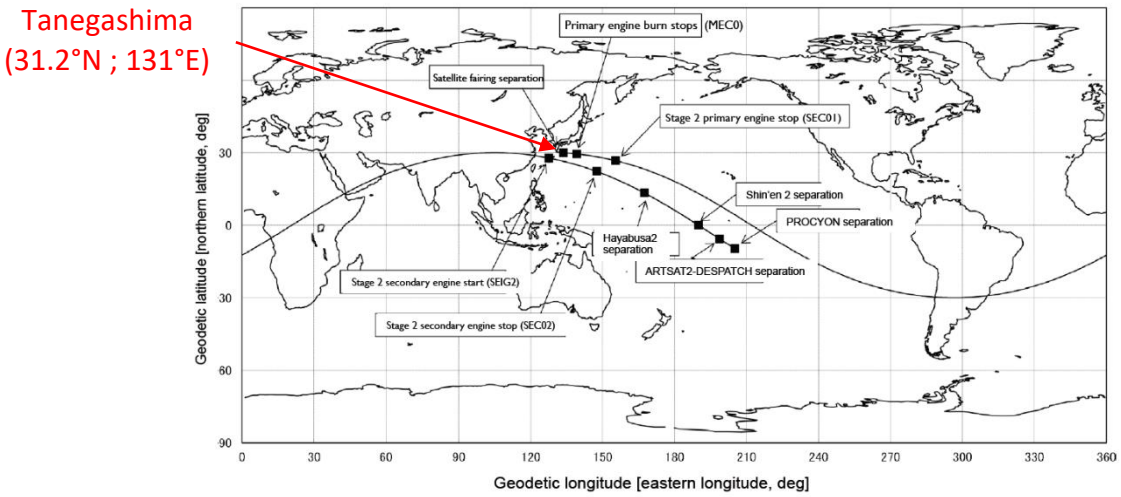


Figure 23 Trajectoire de lancement de la véritable sonde Hayabusa 2

4.4.2.3 Heure du lancement

Déterminons l'heure du lancement, pour cela nous allons utiliser la longitude (ou heure) sidérale qui définit l'orientation d'un méridien par rapport à la direction de référence du système solaire, l'axe vernal (voir 4.1 pour la définition).

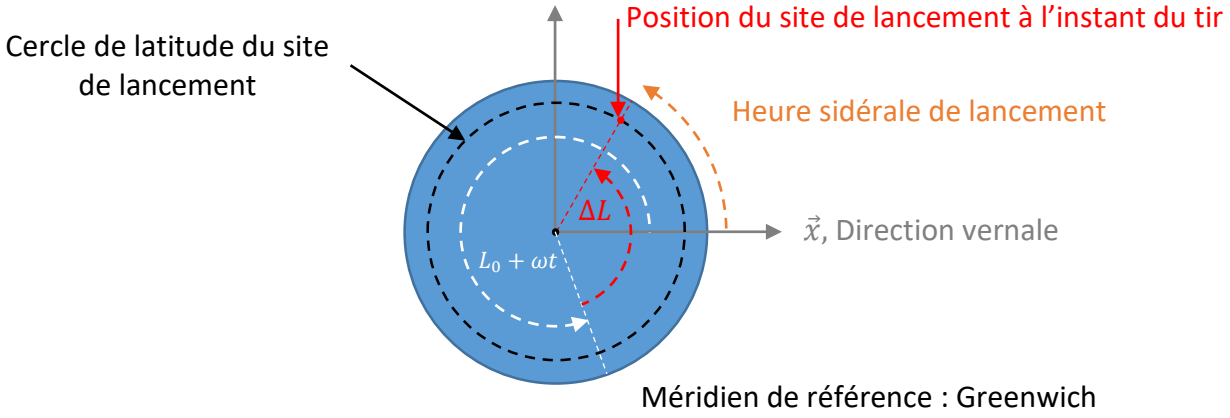


Figure 24 Définition de l'heure sidérale (Terre vue du pôle nord)

La longitude nécessaire au lancement L_{launch} est de 91.62° (Cette angle est obtenu à partir des paramètres orbitaux de l'orbite visée).

$$L = L_0 + \omega t + \Delta L \; avec \begin{cases} L_0, heure\ sidéral\ initiale\ du\ méridien\ de\ référence \\ \omega, la\ vitesse\ de\ rotation\ de\ la\ Terre\ autour\ de\ son\ axe \\ \Delta L, la\ longitude\ du\ méridien\ étudié \\ t, le\ temps\ écoulé\ depuis\ le\ lancement\ du\ jeu \end{cases}$$

On trouve L_0 dans le .cfg, elle est fixée à 0° pour la Terre.

On cherche le temps 't_{launch}' inférieur à la date d'insertion héliocentrique, t_i, mais le plus proche possible qui vérifie $L_{launch} = L_0 + \omega t + \Delta L$.

$$t_{launch} = \frac{L_{launch} - L_0 - \Delta L}{\omega} + kT \,, k \in \mathbb{Z} \,;\; t_{launch} = t_0 + kT \,, k \in \mathbb{Z}$$

$$t_{launch} < t_i \,;\; t_0 + kT < t_i \,;\; k < \frac{t_i - t_0}{T}$$

Finalement, le lancement s'effectuera **an 6 jour 317 0h 54min 7sec**.

La manœuvre d'éjection vers l'orbite héliocentrique se fera à l'issu d'une phase de croisière d'une durée d'environ 30 min à l'**an 6 jour 317 1h 24min.**

4.5 Trajectoires de la sonde autour de l'astéroïde

4.5.1 L'environnement autour de Ryugu

Altitude (m)	Vitesse orbitale (m/s)	Période orbitale
100	2.63	21min 18s
500	1.99	49min 12s
1 000	1.61	1h 33min 20s
2 000	1.23	3h 27min 19s
4 000	0.91	1j 2h 30min 22s
8 000	0.66	3j 4h 18min 21s
16 000	0.48	9j 4h 45min 34s

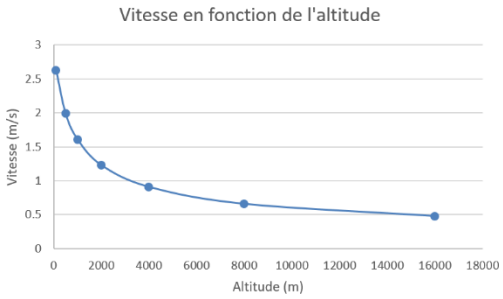


Tableau 14 Dynamique orbitale autour de Ryugu

4.5.2 Séquence de largage des sondes et prélèvement d'échantillons

Une fois in situ, la sonde doit accumuler des données scientifiques notamment par le largage de multiple objet à sa surface. Cependant, ces objets ne disposent pas de leur propre module de propulsion et la sonde devra les larguer sur une trajectoire qui leur permet d'atteindre la surface à une vitesse raisonnable < 1m/s.

La sonde devra également effectuer des « touch and go » pour prélever des échantillons. Les 2 procédures sont très proches, seule l'altitude d'approche finale est différente. Les trajectoires sont gouvernées par les équations de la chute libres :

$$\ddot{z} = g \,;\, \dot{z} = v = gt \,;\, z = \frac{1}{2}gt^2$$

Finalement la vitesse d'atterrissage v_a est fonction de l'altitude de largage, z_0 :

$$v_a = \sqrt{2z_0 g}$$

Ainsi si l'on souhaite que l'atterrissage des différents s'objet se fasse à moins de 1m/s, ils doivent être largués à 25m de la surface avec une vitesse initiale nulle.

Le temps de chute est également donné par l'altitude de largage z_0 :

$$t = \sqrt{\frac{2z_0}{g}}$$

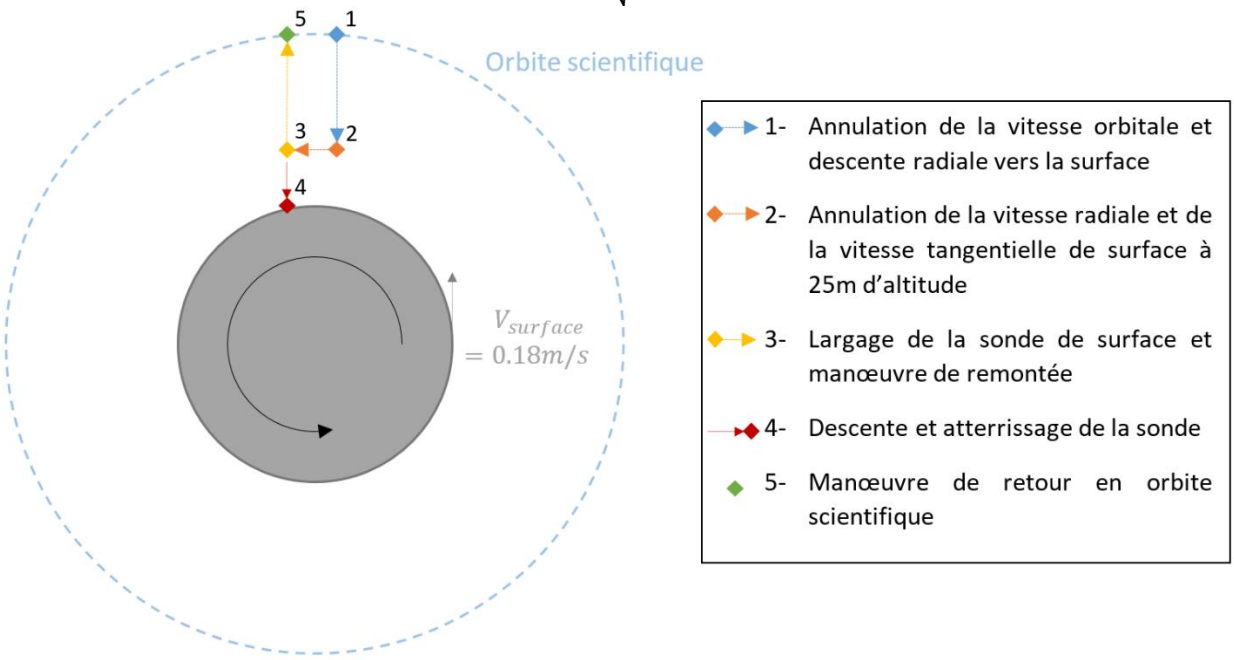
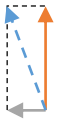


Figure 25 Séquence de largage des sondes de surfaces et prélèvement d'échantillons

L'orbite scientifique est à une altitude supérieure au plus haut relief de Ryugu, de cette manière la sonde peut y rester sans surveillance particulière. Ryugu à un rayon de 435m, l'altitude de sécurité sera déterminée sur place.

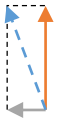
Ici, nous allons faire l'hypothèse d'une orbite scientifique à 400 m d'altitude et calculer le DV nécessaire au largage des sondes de surface.

4.5.2.1 Largage à 25m

1- Largage sonde de surface		
Etapes	**ΔV**	Durée
Annulation de la vitesse orbitale à 400 m	$2\ m/s$	-
Descente à **25 m**	-	~ 105 s
Annulation vitesse de surface à 25 m puis largage	 $\Delta V = 2.7 m/s$	~ 10 s
Manœuvre de remontée à 400 m	$2.7\ m/s$	-
Remontée	-	~ 105 s
Manœuvre de retour en orbite	$2\ m/s$	-
Total	$\mathbf{9.4\ m/s}$	210 s
Total margé (20%)	**11.3 m/s**	-

Cette procédure de largage va être répétée 4 fois : pour le largage des Rovers 1A, 1B, MASCOT, puis celui de Minerva II-2.

4.5.2.2 Récolte d'échantillon

2- Récolte d'échantillon		
Etapes	**ΔV**	Durée
Annulation de la vitesse orbitale à 100 m	$2\ m/s$	-
Descente à **0 m**	-	~ 121 s
Annulation vitesse de surface à 0 m puis « touch down »	 $\Delta V = 2.82 m/s$	~ 10 s
Manœuvre de remontée à 400 m	$2.81\ m/s$	-
Remontée	-	~ 121 s
Manœuvre de retour en orbite	$2\ m/s$	-
Total	$\mathbf{9.6\ m/s}$	234 s
Total margé (20%)	**11.5 m/s**	-

On remarquera que le temps de chute de 121 secondes correspond à une rotation de 3° de Ryugu autour de son axe de pôles. A l'équateur cela correspond à un déplacement de la surface de 22m.

4.5.3 Séquence de la création du cratère

La JAXA détaille la séquence de la création du cratère sur la figure suivante

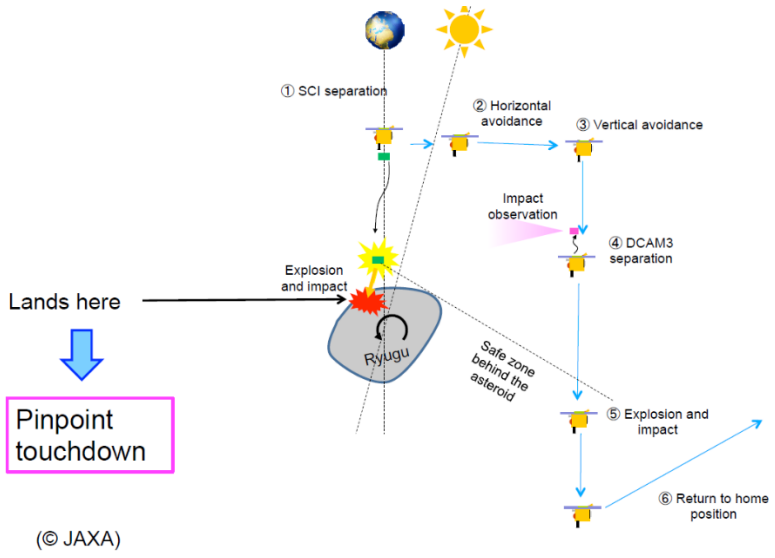


Figure 26 Séquence de création du cratère de la JAXA

La séquence doit être adaptée à l'environnement de Ryugu et à la technologie disponible dans KSP :

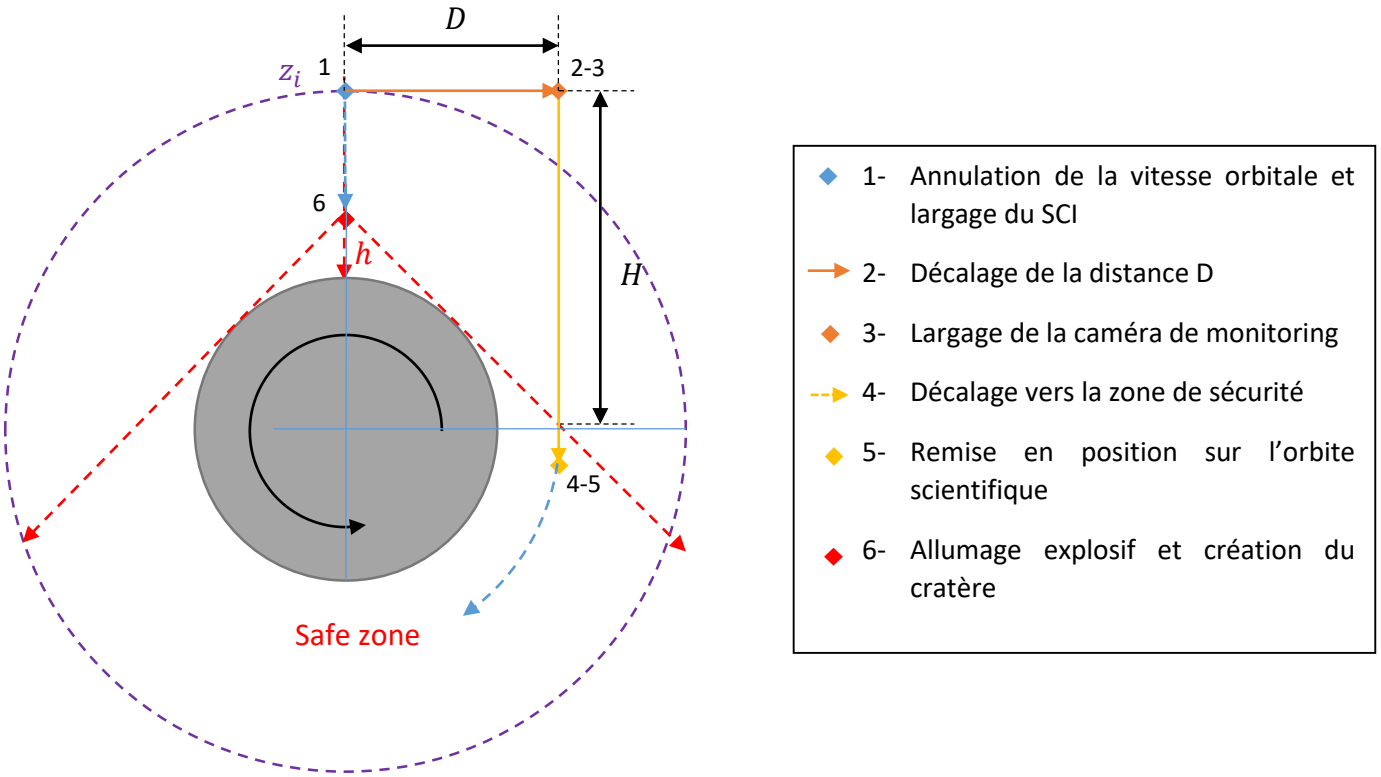


Figure 27 Séquence de création du cratère adaptée pour KSP

h est dictée par la distance dont a besoin le SCI pour atteindre sa vitesse d'impact. Dans notre cas, le système utilisé à besoin de 1000m pour atteindre une vitesse d'impact d'environ 900m/s (voir 5.1.3). Les 2 km/s de la version réelle ne sont pas respecté car pour atteindre cette valeur j'ai jugé la distance d'accélération nécessaire (>5km) trop importante.

La valeur de h a donc été fixé à 1200m, ensuite une simulation a été menée pour déterminer les paramètres de la séquence afin que la sonde soit dans la « safe zone » lorsque SCI sera déclenchée.

Le résultat est le suivant :

t mission	Etapes	ΔV
t- X min	Hayabusa 2 en orbite à 1500 m d'altitude	-
t= 0s	Annulation de la vitesse orbitale	1.38 m/s
t+ 2s	Largage SCI	-
t+ 5s	Hayabusa 2 amorce un décalage de 600m	3.5 m/s
t+ 3min 11sec	Hayabusa 2 annule sa vitesse orbitale	3.5 m/s
t+ 3min 20sec	Largage de la caméra de monitoring	-
t+ 3min 30sec	Hayabusa 2 amorce un décalage de 2400m vers la « safe zone »	3.5 m/s
t+ 14min 56sec	Hayabusa 2 est dans la « safe zone » et s'insère sur une orbite circulaire à une altitude de 320 m	4.8 m/s
t+ 15min 54s	Déclenchement du SCI à une altitude de 1000 m	-
t+ 15min 56s	Impact à la surface de Ryugu à une vitesse de 900 m/s	-

Figure 28 Séquence de création du cratère

Besoin margé en DV (20%): 20 m/s

On notera qu'en 15min 56secondes Ryugu aura effectué une rotation de 22°. La longitude de largage du SCI devra être décalée de 22° par rapport au point visé. La chute étant radiale, la latitude de largage sera la même que la latitude visée.

4.5.4 Bilan de besoin en DV pour les opérations scientifiques

Ci-dessous est présenté le DV nécessaire pour réaliser les objectifs scientifiques « in situ » de la mission. Il prend en compte quelques marges, notamment plus de séquence largage, prélèvement et cratère que nécessaire. Ainsi qu'un budget pour les manœuvres non planifiées.

	Etapes	ΔV
	Insertion en orbite de Ryugu (20km)	90 m/s
	Transfert vers l'orbite « Medium altitude observation » (5 km)	0.4 m/s
	Descente à orbite à 1 km d'altitude	0.7 m/s
x 6(=**4**+2)	Transfert à 400 m	1 m/s
	Séquence de largage rover / Mascot	11.2 m/s
	Retour à 1km d'altitude	1 m/s
x 5(=**3**+2)	Transfert à 400 m	1 m/s
	Séquence de prélèvement d'échantillon	11.5 m/s
	Retour à 1km d'altitude	1 m/s
x 2(=**1**+1)	Transfert à 1500 m	1 m/s
	Séquence de création de cratère	20 m/s
	Retour de 320 à 1km	1 m/s
	Autre : Corrections d'attitude, changement de plan,…	100 m/s
	Manœuvre de retour vers la Terre	25.9 m/s
	Total mission scientifique	**291 m/s**

Tableau 15 Bilan du Delta V nécessaire pour la tenue des objectifs scientifiques

4.6 Bilan du besoin en ΔV de la mission

4.6.1 Chronologie des manœuvres et de leur ΔV

Les dates des principales manœuvres de la mission, leur DV associé ainsi que les paramètres des orbites parcourues sont listés dans le Tableau 16.

Dates	Temps mission	Etapes	$\Delta V\ (m/s)$
An 6 jour 317	t+ 0s	Lancement	~ 3 km/s[1]
An 6 jour 317	t+ 8 min 46 sec	Injection en orbite de croisière	
		Orbite de croisière $\{i = 31.2°\,;\Omega = 1.8°\,;r_p = 685\ km\,;e = 0\}$	-
An 6 jour 317	t+ 30 min	Manœuvre d'injection héliocentrique	1182 m/s[1]
An 6 jour 317	t+ 35 min	Séparation Hayabusa II	-
		Orbite d'injection héliocentrique $\{i = 31.2° = \ ;\Omega = 1.8°\,;\omega = 47°\,;r_p = 685\ km\,;e = 1.3\}$	-
An 6 jour 320	t+ 3jours	Sortie de la SOI de la Terre	-
		Orbite de transfert n°1 $\{i = 23.4°\,;\Omega = 0°\,;\omega = 103°\,;r_p = 12\ Gm\,;e = 0.148\}$	-
An 7 jour 336	t+ 1an 18 jours	Entrée dans la SOI de la Terre	-
		Orbite de survol $\{i = 83°\,;\Omega = 187°\,;\omega = 293°\,;r_p = 2835km\,;e = 2.3\}$	-
An 7 jour 342	t+ 1an 24 jours	Sortie de la SOI de la Terre	-
		Orbite de transfert n°2 $\{i = 29.4°\,;\Omega = 2.3°\,;\omega = 66°\,;r_p = 13.2\ Gm\,;e = 0.12\}$	-
An 7 jour 411	t + 1 an 93 jours	Manœuvre vers orbite de phasage	70.5 m/s[2]
		Orbite de transfert n°3 $\{i = 29.4°\,;\Omega = 2.3°\,;\omega = 66°\,;r_p = 13.2\ Gm\,;e = 0.14\}$	-
An 9 jour 69	t + 2 an 178 jours	Manœuvre vers rendez-vous	218. m/s[2]
		Orbite de transfert n°4 $\{i = 29.4°\,;\Omega = 2.3°\,;\omega = 66°\,;r_p = 13.2\ Gm\,;e = 0.19\}$	-
An 9 jour 346	t + 3 an 28 jours	Insertion en orbite autour de Ryugu	90 m/s[2]
		Mission scientifique	285 m/s[3]
An 12 jour 348	t + 6 an 31 jours	Départ de Ryugu vers la Terre	25.9 m/s[2]
		Orbite de retour $\{i = 29.4°\,;\Omega = 2.3°\,;\omega = \ 66°;r_p = 12.7\ Gm\,;e = 0.21\}$	-
An 14 jour 39	t+ 7 ans 148 jours	Entrée dans la SOI de la Terre	-
		Trajectoire de rentrée atmosphérique $\{i = 85°\,;\Omega = 186°\,;\omega = 343;r_p = 615\ km\,;e = 1.6\}$	-
An 14 jour 41	t+ 7 ans 150 jours	Séparation de la capsule	-
An 14 jour 41	t+ 7 ans 150 jours	Manœuvre d'évitement	10 m/s[3]
An 14 jour 41	t+ 7 ans 150 jours	Rentrée atmosphérique de la capsule	$V_{rentrée}$ $3\ 733\ m/s$

Tableau 16 Chronologie de la mission

[1]ΔV Fourni par le lanceur
[2]ΔV Fourni par la propulsion électrique
[3]ΔV Fourni par le RCS

4.6.2 Bilan par sous ensemble propulsif

Afin de dimensionner chaque sous ensemble propulsif, leur besoin en ΔV doit être connu. Des marges sont prises sur chacun : elles prennent en compte les corrections de trajectoire du lanceur, les corrections de trajectoires héliocentriques (notamment pour obtenir l'AG souhaité et atterrir en Australie lors de la phase de retour).

Sous ensemble propulsif	ΔV	**Marge**	$\Delta V_{margé}$
Lanceur H II-A	3000 m/s + 1182 m/s	5% (sur le ΔV d'insertion héliocentrique)	4240 m/s
Propulsion électrique	405 m/s	50 %	600 m/s
RCS	295 m/s	5 %	305 m/s

Tableau 17 ΔV margé de la mission

5 Conception de la sonde et du lanceur

5.1 La sonde

5.1.1 Description de la Sonde

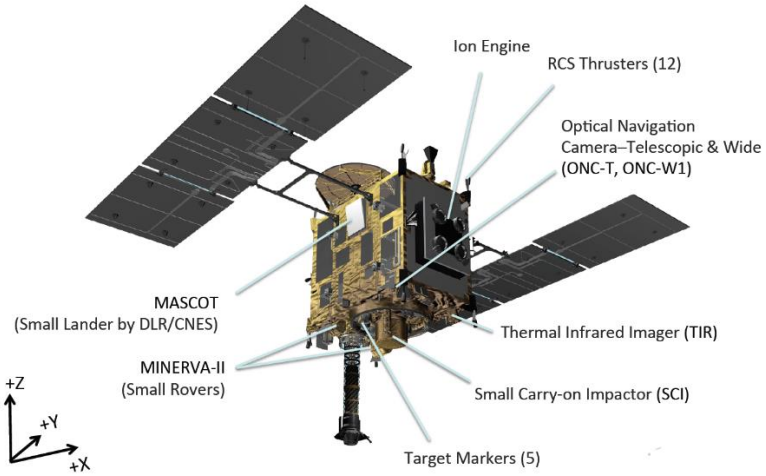


Figure 29 Composition de la Sonde Hayabusa 2

La sonde contient :

- Un bras de collecte des échantillons
- Capsule de retour d'échantillon
- 1 Impacteur
- Une caméra détachable pour monitorer l'impact
- Les rovers Mnerva II 1 (Rover 1A et Rover 1B)
- L'atterrisseur MASCOT (livré par le DLR et le CNES)
- Le rover Minerva II 2
- Charge utile scientifique « conventionnelle », caméra de navigation, Imageur IR, spectromètre proche IR…

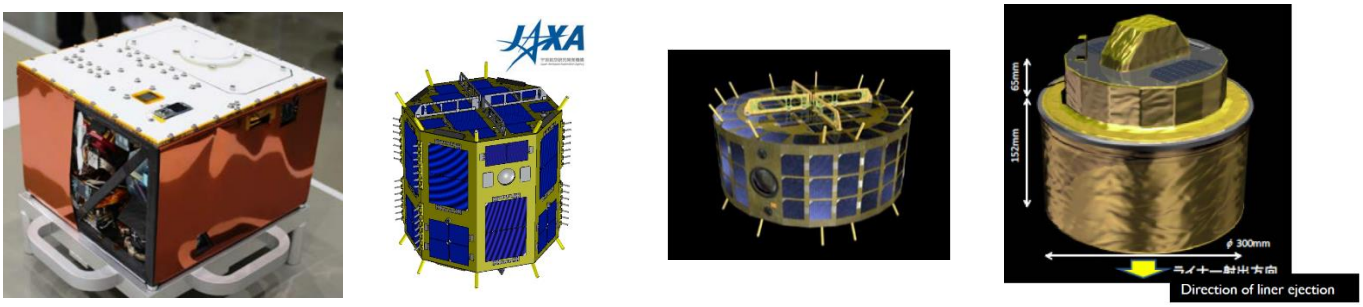


Figure 30 MASCOT, les rovers Minerva II et l'impacteur

La sonde est propulsée par 4 moteurs ioniques (3 fonctionnant simultanément pour une poussée globale de 28mN) qui servent uniquement pour les phases de transfert interplanétaires. Elle est équipée de propulsion chimique pour les manœuvres à proximité de l'astéroïde. Le maintien d'attitude fin est assuré par 4 roues à réactions.

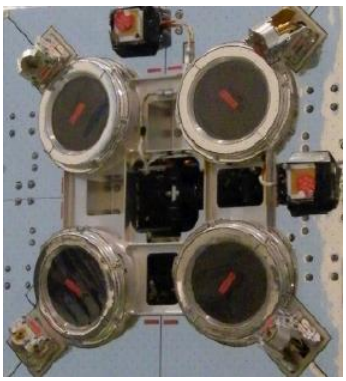


Figure 31 Module de propulsion électrique

5.1.2 Réplique dans KSP

5.1.2.1 La structure

La sonde est inspirée de la construction de Dakitess visible dans le clip de lancement du challenge.

La sonde est construite autour d'un noyau composé du probe core et des réservoirs de mono propellant. Y sont rattachés les modules auxiliaires (capsule, SCI, les rovers Minerva, Mascot ...), le module de récupération d'échantillons et les batteries. Le tout est habillé par des panneaux structuraux dorés pour reproduire la structure d'Hayabusa 2 recouverte de MLI (Multi Layer Insulation). Pour finir des panneaux solaires tweakscalés y sont rattachées ainsi que adaptateurs circulaires retournés pour représenter les antennes de télécommunications sur la phase supérieure.

La propulsion électrique est reproduite par 4 moteurs ioniques réduits. Des propulseurs RCS unidirectionnels sont ajoutés sur chaque faces, 2 par face « verticale » et 4 pour la face inférieure pour maximiser le ratio poussé / poids et ainsi minimiser les pertes gravitationnelle lors des phases de dépose et de récolte d'échantillon.

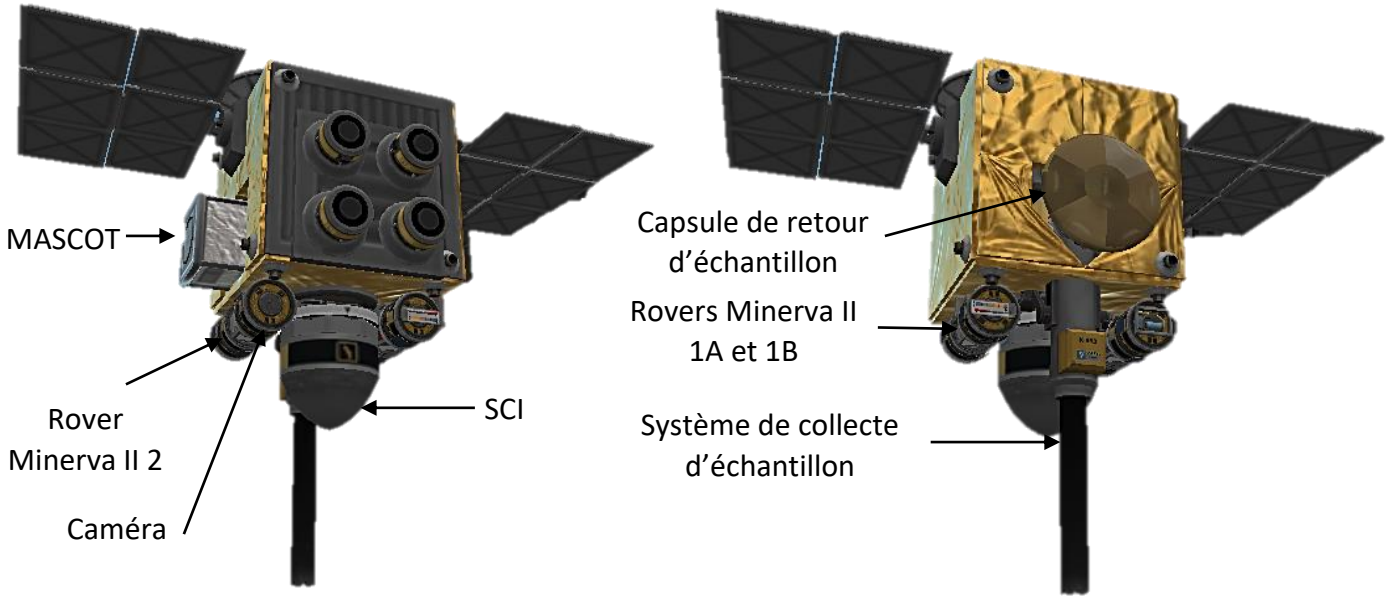


Figure 32 Vue des faces avant et arrière d'Hayabusa 2

J'ai fait le choix de ne pas équiper la face supérieure avec des modules RCS car cette face étant orientée vers le haut, il n'y a pas besoin de propulseur pour initier un mouvement vers le bas, la gravité s'en chargera (voir Figure 25). Ce choix limite le nombre de part.

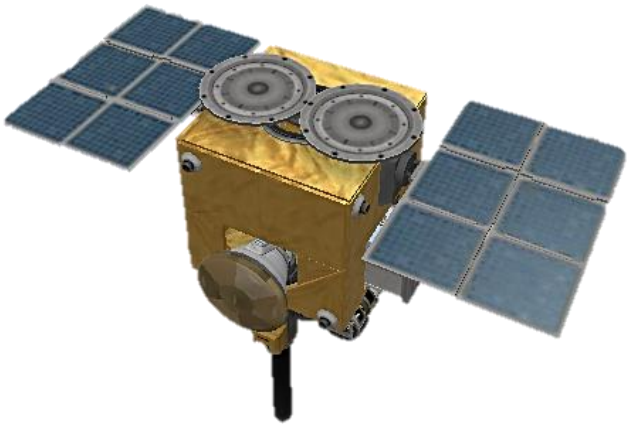


Figure 33 Vue de la face supérieur d'Hayabusa 2

La sonde totalise environ 100 parts.

5.1.2.2 Dimensionnement de l'alimentation électrique

Le Tableau 18 présente le bilan de puissance lors de la phase la plus critique de la mission, l'insertion en orbite autour de Ryugu. Cette phase est critique pour 2 raisons :

- La durée de la manœuvre est limitée par la taille de la sphère d'influence de l'astéroïde. Les autres manœuvres de transfert sont plus gourmande en ΔV (voir Tableau 16) mais leur durée n'est pas contrainte car elles auront lieu dans l'espace interplanétaire.
- La manœuvre à lieu à l'aphélie de Ryugu, le point le plus éloigné du Soleil et donc là où la production d'énergie par les panneaux solaire est la plus faible.

- Calcul de la puissance reçue lors de la manœuvre

Le flux solaire reçu est inversement proportionnelle au carré de la distance au Soleil, un panneau fourni 3.6 u/s à proximité de l'orbite terrestre (panneau tweakscalé), au moment de la manœuvre d'insertion on obtient :

$$P_{insertion} = P_{Terre} \times \left(\frac{a_{Terre}}{r_{a,Ryugu}}\right)^2 = 3.6 \times \left(\frac{14\,089\,118\,586}{19\,244\,205\,086}\right)^2$$

$$\boxed{P_{insertion} = 1.93\ u/s}$$

- Calcul du couple parasite généré par l'utilisation de 3 moteurs sur 4

La véritable sonde Hayabusa 2 utilise uniquement 3 moteurs simultanément. Ils sont montés sur des mécanismes (voir Figure 31) qui permettent d'orienter la poussée de chaque moteur et d'obtenir une force alignée avec le centre de gravité de la sonde.

Il n'est pas possible de le faire dans KSP, par conséquent la roue à réaction de la sonde devra compenser en continu le couple parasite généré par les moteurs. Sa consommation va être estimée pour la prendre en compte dans le bilan de puissance.

On notera que le module de propulsion électrique a été placé le plus symétriquement possible par rapport au centre de masse, voir Figure 34.

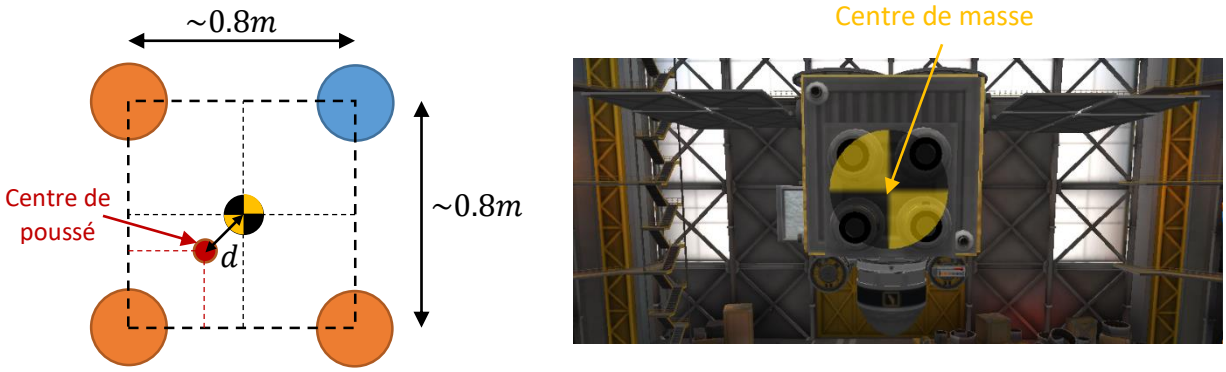


Figure 34 Calcul du couple parasite induit par l'allumage de 3 moteurs

Après analyse, $d = 0.2\ m$.

La force de 1.97 kN résultant des 3 moteurs allumés[(1)] s'applique donc selon un vecteur distant de 0.2m du centre de masse ce qui génère un moment parasite de 0.4 kNm. La roue à réaction utilisée peut générer 5kNm de couple pour une consommation de 0.25 u/s. Ce qui implique une consommation de 0.02 u/s lors de la mise en marche des moteurs

[(1)]Les moteurs ioniques sont tweakscalé à 0.4m.

- Bilan de puissance lors de la phase d'insertion autour de Ryugu

La sonde compte de nombreux probe de contrôle car chaque élément détachable en est équipé. Pour limiter la consommation électrique, ils sont mis en hibernation jusqu'à ce que l'élément en question soit largué. On a donc le bilan suivant :

Elément	Consommation	Production
Probe de contrôle	0.05 u/s	-
Roue à réaction	0.02 u/s	-
3 x Moteur Electrique	3 x 2.87 u/s = 8.6 u/s	-
2 x Panneau solaire	-	2 x 1.93 u/s = 3.86 u/s
Total	**-4.81 u/s**	

Tableau 18 Bilan de puissance lors de l'insertion autour de Ryugu

La production instantanée est inférieure à a consommation maximum de la sonde : **une batterie est nécessaire**.

Ce bilan fait l'hypothèse que l'éclairement solaire est toujours optimal (perpendiculaire au panneau solaire) pendant la poussée des moteurs, cela contraint la trajectoire d'insertion autour de Ryugu, voir sur la Figure 35.

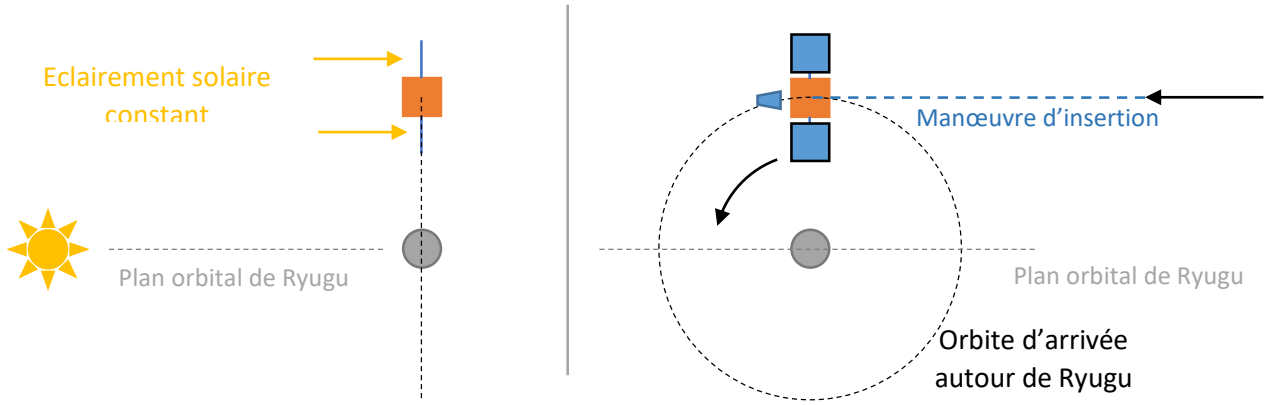


Figure 35 Trajectoire d'insertion autour de Ryugu

- Dimensionnement de la batterie

La manœuvre d'insertion autour de Ryugu nécessite un DV de 90m/s, idéalement elle devrait être réalisée sur une distance équivalent au rayon de la SOI de Ryugu. Initialement sa vitesse relative par rapport à Ryugu est de 90m/s puis de 0m/s à la fin de la manœuvre (ici on néglige la vitesse de l'orbite autour de Ryugu) ce qui donne une vitesse moyenne pendant la manœuvre de 45m/s. Au final la durée maximale de la manœuvre est estimées à 555 secondes (=25000/45).

Au moment de la manœuvre la sonde aura une masse maximale de 2307 kg (la masse du carburant nécessaire pour les manœuvres précédentes a été retranchée à la masse initiale). Dans ces conditions, l'équation de Tsiolkovski (voir 0) nous indique que la manœuvre d'insertion nécessitera 106 secondes[(1)] d'allumages des 3 moteurs électriques. La consommation électrique est alors de :

$$Q = 4.81\ u/s \times 106\ s = 510\ u$$

La sonde doit embarquer au minium des batteries avec une capacité total de 510 unités. La sonde embarque réellement 1200 unités pour parer à toutes éventualités.

[(1)]La durée la manœuvre est inférieur à 555 secondes ce qui confirme la faisabilité de l'insertion autour de Ryugu avec la propulsion électrique avec une vitesse d'approche de 90 m/s.

5.1.3 Zoom sur le SCI

Le rôle du SCI est d'impacter Ryugu à une vitesse élevée pour y créer un cratère d'impact. La vitesse d'impact réelle a été de 2km/s, nous allons essayer d'obtenir le même résultat dans KSP

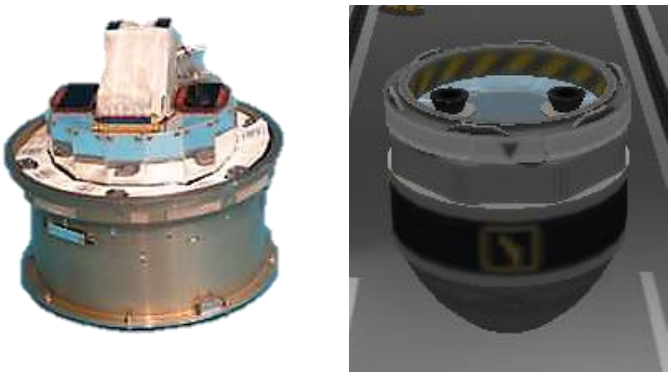


Figure 36 Le SCI réel et sa réplique

Dans KSP on ne peut pas simuler une explosion instantanée, la vitesse est obtenue pas l'utilisation de moteurs (on peut empiler un grand nombre de découpleur mais ce serait encombrant).

Plus la masse à bouger est importante moins l'accélération sera grande, un compromis doit être fait entre la masse du SCI, la vitesse d'impact et la distance d'accélération pour faciliter la séquence de création du cratère, 4.5.3. Plus la distance d est grande plus il faut être précis lors du largage du SCI pour ne pas qu'il manque sa cible.

Figure 37 Distance d'accélération du SCI

Les équations du problème sont les suivantes :

$$m_{SCI} = m_{probe} + m_{batterie} + m_{dome} + N \times (m_{moteur} + m_{carburant})\ ;$$

$$\Delta V = -I_{sp} g_0\, ln\left(1 - \frac{m_{carburant}}{m_{SCI}}\right);$$

$$d = -\frac{I_{sp} g_0}{Q_m}\left[(m_c - m_{SCI}) ln\left(1 - \frac{m_c}{m_{SCI}}\right) - m_c\right] \ avec\ Q_m\ le\ débit\ massique\ des\ moteurs, Q_m = \frac{P}{I_{sp} g_0}$$

Configuration	Nombre de moteur	Carburant / moteur (u)	Masse du SCI	ΔV	d
1	2	4	135 kg	888 m/s	1010 m
2	2	8	195 kg	1443 m/s	3064 m
3	4	4	220 kg	1191 m/s	1305 m
4	4	8	340 kg	1848 m/s	3729 m
5	6	8	485 kg	2048 m/s	4026 m

Tableau 19 Résultat pour différentes configuration du SCI

Finalement, c'est la configuration n°1 qui a été retenue, elle l'emporte avec sa faible masse et sa faible distance d'accélération tout en impactant l'astéroïde à 888 m/s ce qui reste assez important. Seule la configuration 5 aurait permis d'atteindre la vitesse d'impact réelle cependant elle aurait représentée à elle seule 20% de la masse de la sonde.

5.1.4 Comparaison entre la sonde réelle et sa réplique

	Hayabusa 2	Réplique KSP
Dimensions (panneau non déployé)	1 x 1.6 x 1.25 m^3	1.875 x 1.875 x 1.875 m^3
Masse initiale	609 kg	2 323 kg
Masse de Xenon	60 kg	36 kg (360 u)
$\Delta V_{Electrique}$	2 km/s	> 600 m/s
Masse d'hydrazine	48 kg	82.5 kg (82.5 u)
$\Delta V_{Chimique}$	~ 240 m/s(1)	> 300 m/s

Tableau 20 Comparaison de la sonde réelle et de sa réplique KSP

(1)En faisant l'hypothèse d'un Isp de 292s pour les propulseurs chimique d'Hayabusa.

Le calcul du ΔV ne prend pas en compte le largage des différents modules et le séquençage entre propulsion chimique et électrique, ce qui donne de la marge supplémentaire. En effet si on a 2 moteurs qui fonctionnent avec 2 carburants différents il est préférable de bruler avec le moteur de plus faible Isp en premier, de cette manière lorsque le 2nd moteur prend le relais la sonde est plus légère et le ΔV total est supérieur.

5.2 Le lanceur HII-A

La sonde Hayabusa 2 a été injectée en orbite héliocentrique par le lanceur japonais H-IIA

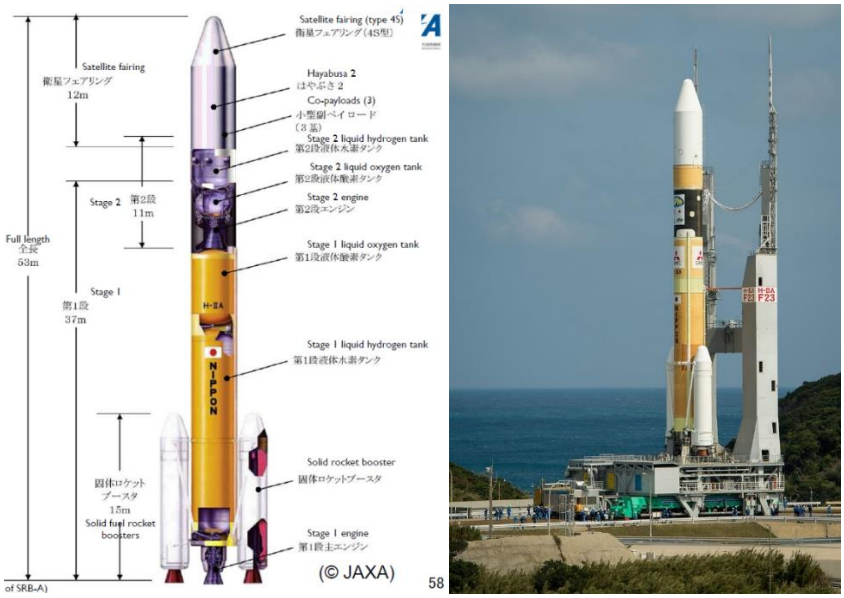


Figure 38 Lanceur H-IIA

Moteur	Nombre	Poussée
SRB-A	2	2245 kN
LE-7A	1	1098 / 870 kN
LE-5B	1	137.2 kN

Au décollage, le lanceur a une masse de 285 tonnes le ratio poids/poussé au décollage est donc de 1.9.

$$\boxed{TWR_i = \frac{2 \times 2245 + 870}{285 \times 9.81} = 1.92}$$

- Réplique du lanceur

Le lanceur a été construit autour d'un réservoir de 2.5m de diamètre entouré de 2 moteurs Thumper. La coiffe qui recouvre Hayabusa 2 a une masse de 500 kg.

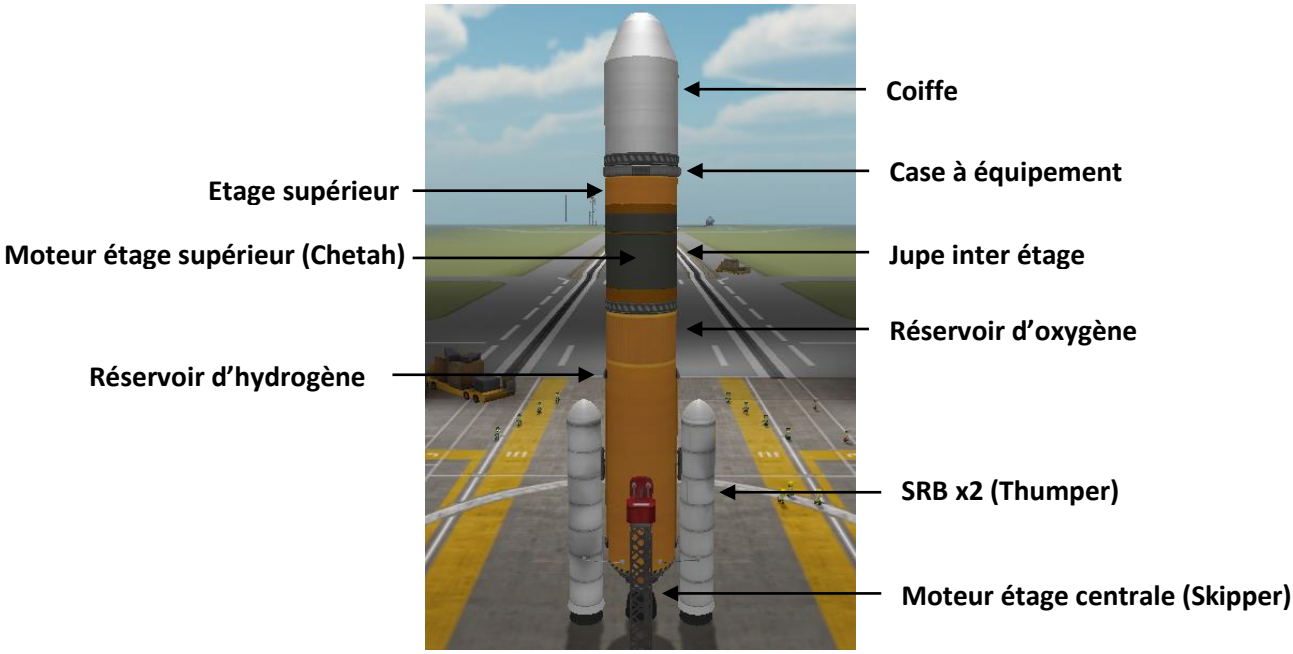


Figure 39 Réplique du lanceur H-IIA

Etage	Moteur (s)	Nombre	Isp	Poussée	$m_{0,i}$ (1)	$m_{c,i}$ (2)	ΔV (3)
1	Thumper	2	175 s	250 kN	49.4 t	6.15 t	837 m/s
	Skipper	1	280 s	569 kN		5.7 t	
2	Skipper	1	320 s	650 kN	28.1 t	10.3 t	1431 m/s
3	Chetah	1	355 s	125 kN	8.5 t	3.6 t	1928 m/s
Total							**4196 m/s**

Tableau 21 Composition de la réplique du lanceur

(1)Masse du lanceur lors à l'allumage de l'étage

(2)Masse de carburant brulé par moteur pendant le fonctionnement de l'étage « i »

(3)Le calcul du DV utilise des hypothèses différentes selon les étages (**1er étage**, Isp au niveau de la mer et TWR constant à 1.9 ; **2ème étage**, Isp dans le vide ; **3ème étage**, Isp dans le vide et coiffe séparée)

Le ΔV du lanceur est légèrement inférieur aux spécifications détaillée au paragraphe 4.6.2. Cependant la trajectoire du lanceur peut être optimisée pour diminuer le ΔV requis pour la mise en orbite. La trajectoire choisie est le virage gravitationnel.

- Exemple de trajectoire de lancement,

La trajectoire ci-dessous suit un virage gravitationnel pour atteindre une orbite à 85 km d'altitude (lanceur différent du H-IIA). La trajectoire est tracée dans le repère géocentrique lié au site de lancement.

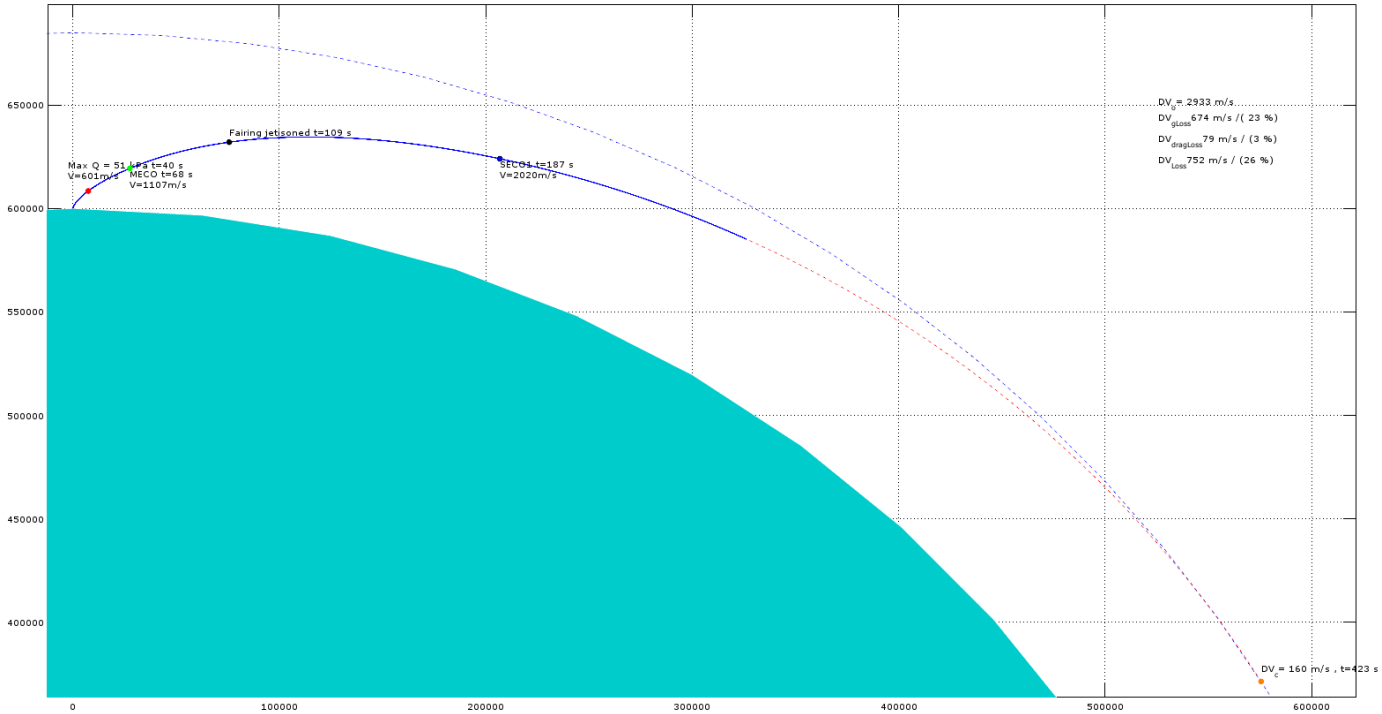


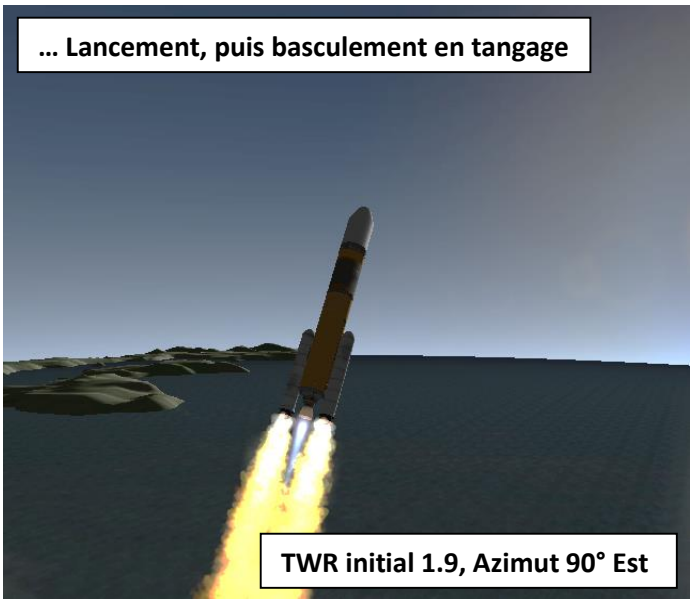
Figure 40 Exemple de trajectoire de lancement vers une orbite à 100 km d'altitude

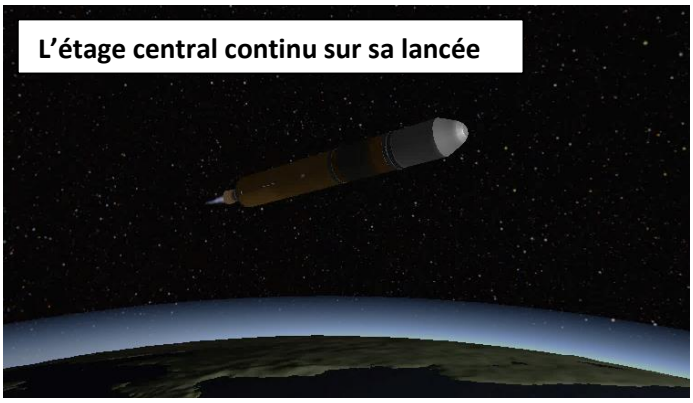
Dans cette simulation le lanceur atteint l'orbite avec 2933 m/s de ΔV. Les pertes gravitationnelles et atmosphériques représentent 26% du ΔV initial, les pertes gravitationnelles sont les plus importantes.

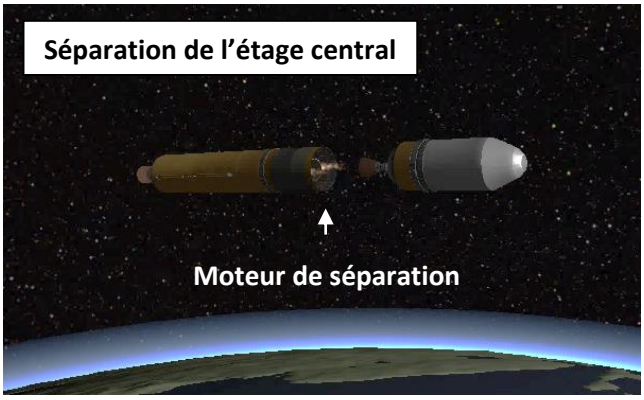
Une trajectoire du même type sera utilisée pour le lancement de Hayabusa 2

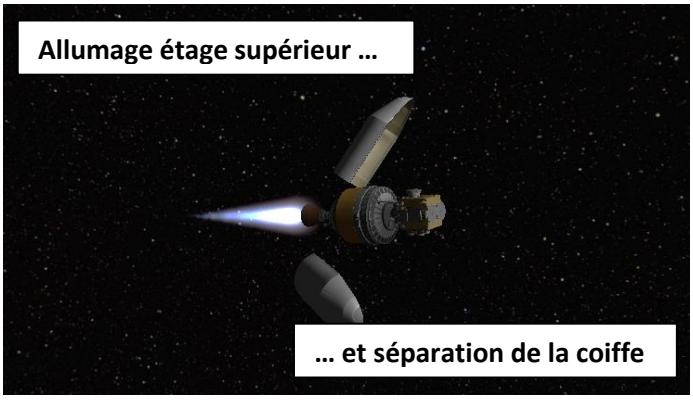
6 Réalisation de la mission

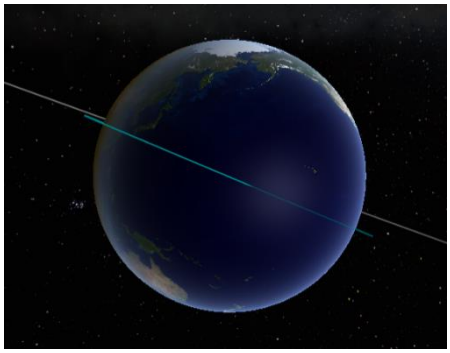
6.1 Lancement et mise en orbite







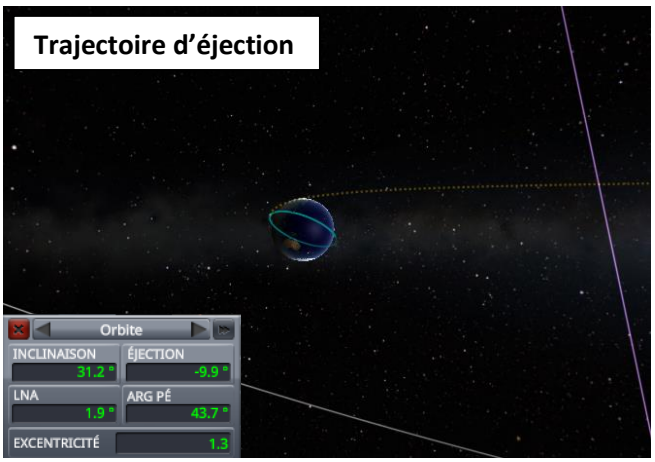


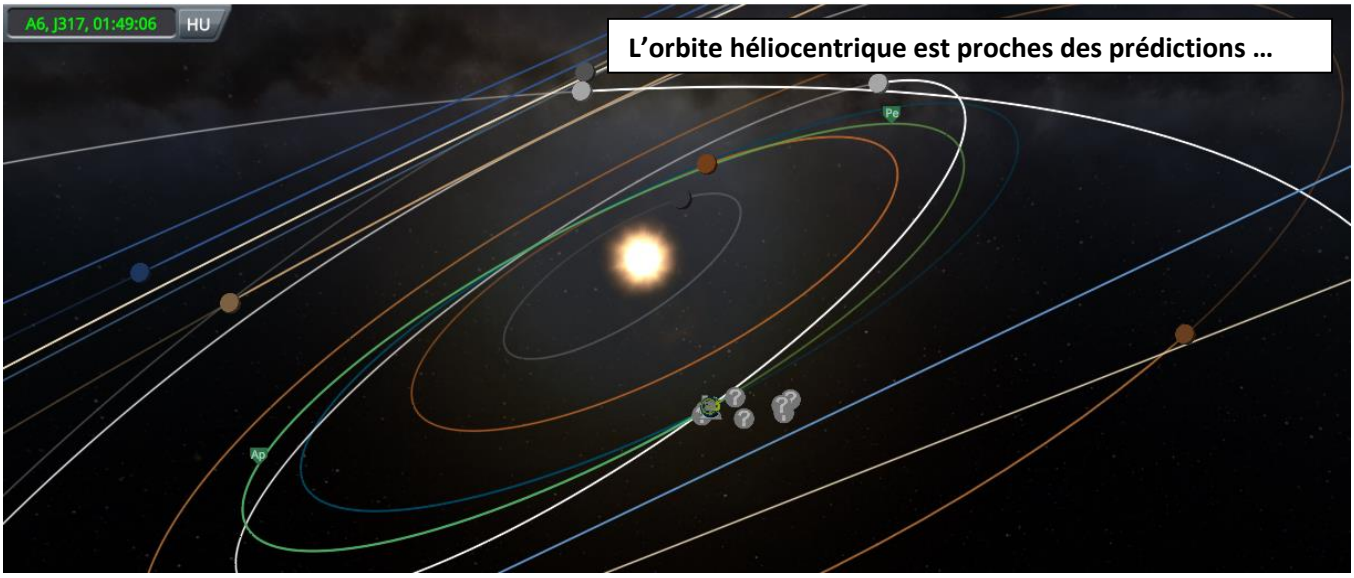


L'étage supérieur à atteint l'orbite parking et attend le point d'éjection pour propulser Hayabusa 2 vers une orbite héliocentrique qui lui permettra de profiter d'une assistance gravitationnelle vers Ryugu.

On remarquera que le plan de l'orbite est proche de celui de Lune (en arrière-plan) ce qui montre sa proximité à celui de l'écliptique.

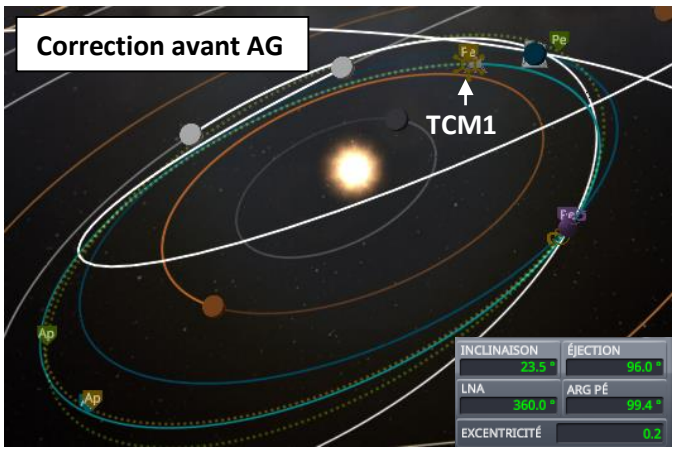
6.2 Ejection vers orbite héliocentrique

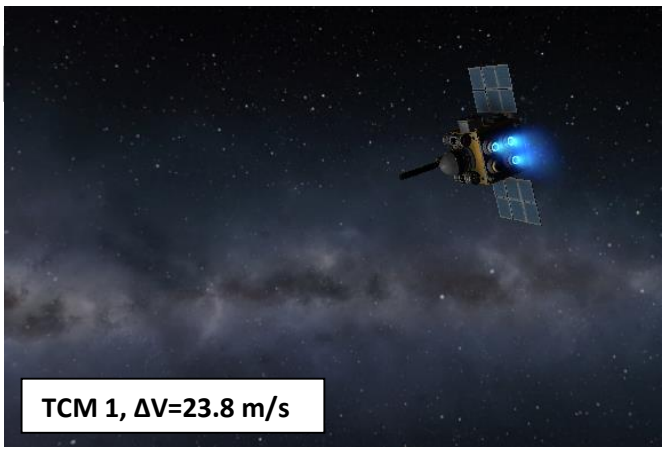


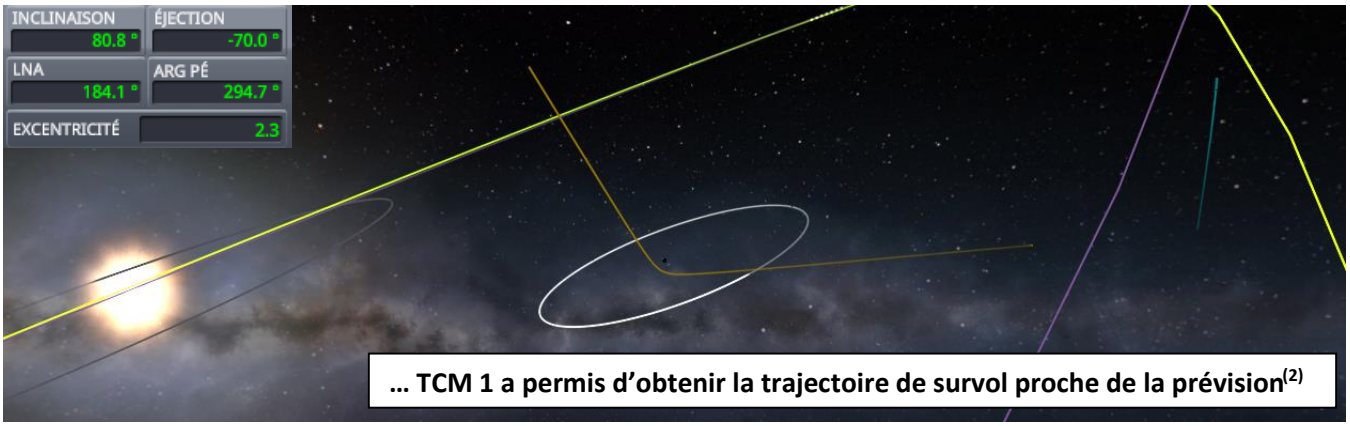


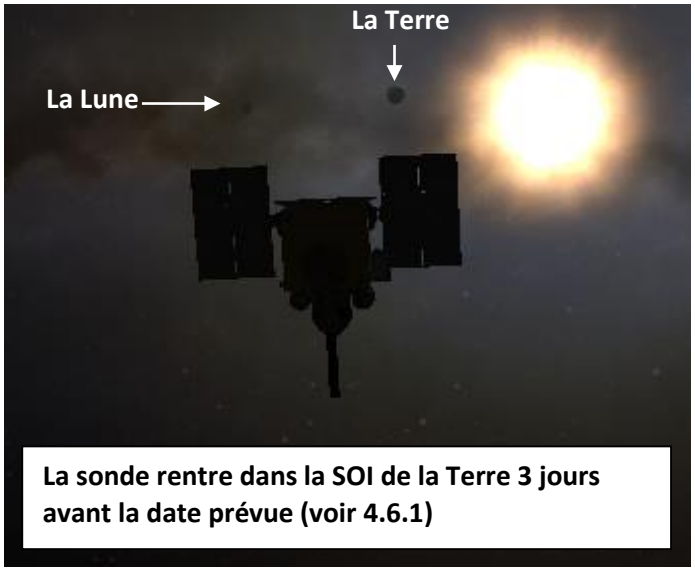
… Sauf que l'astrodynamicien a oublié que les distances étaient données par rapport à la surface du soleil (Altitude) et non pas par rapport au centre de l'astre. L'orbite a donc un demi grand axe 174 400 km trop grand … (Faire des calculs compliqués c'est bien, bien utiliser les résultats c'est mieux :D !)

6.3 TCM 1 et assistance gravitationnelle







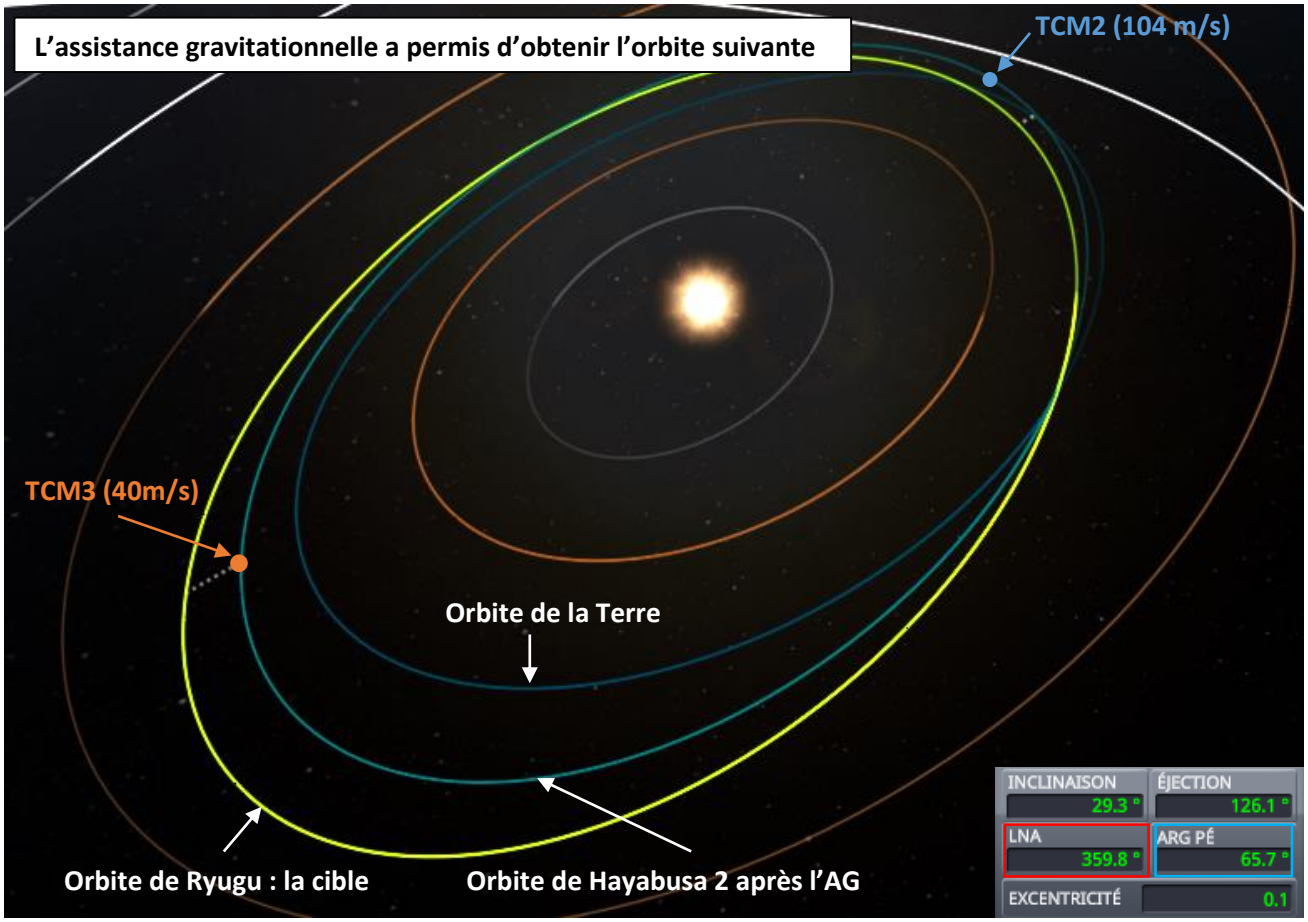


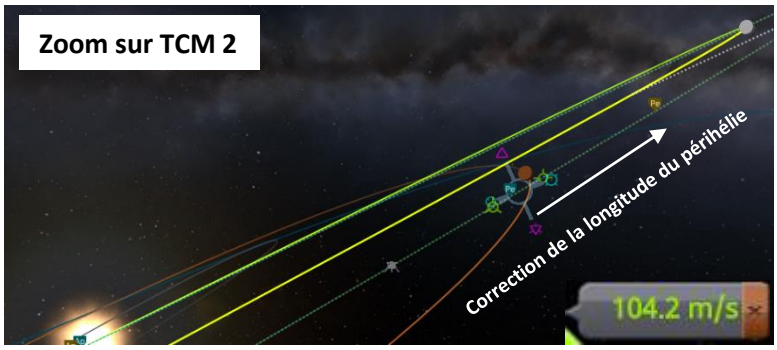
(1) Cette manœuvre a été compliquée à réaliser car la trajectoire de survol de la Terre et donc l'orbite de transfert vers Ryugu sont extrêmement sensibles aux variations de DV de la manœuvre.

(2) Comparaison de la trajectoire de survol avec la prévision :

Paramètres	i	Ω	ω	e
Calculé	83°	187°	293°	2.3
Réel	80.8°	184.1°	294.7°	2.3

6.4 Transfert vers Ryugu (TCM 2-3)





Longitude du périhélie de l'orbite de transfert, ϖ_{trf} :

$$\varpi_{trf} = (\Omega + \omega)\ mod\ 360 = 65.5°$$

Longitude du périhélie de Ryugu, voir Tableau 4 :

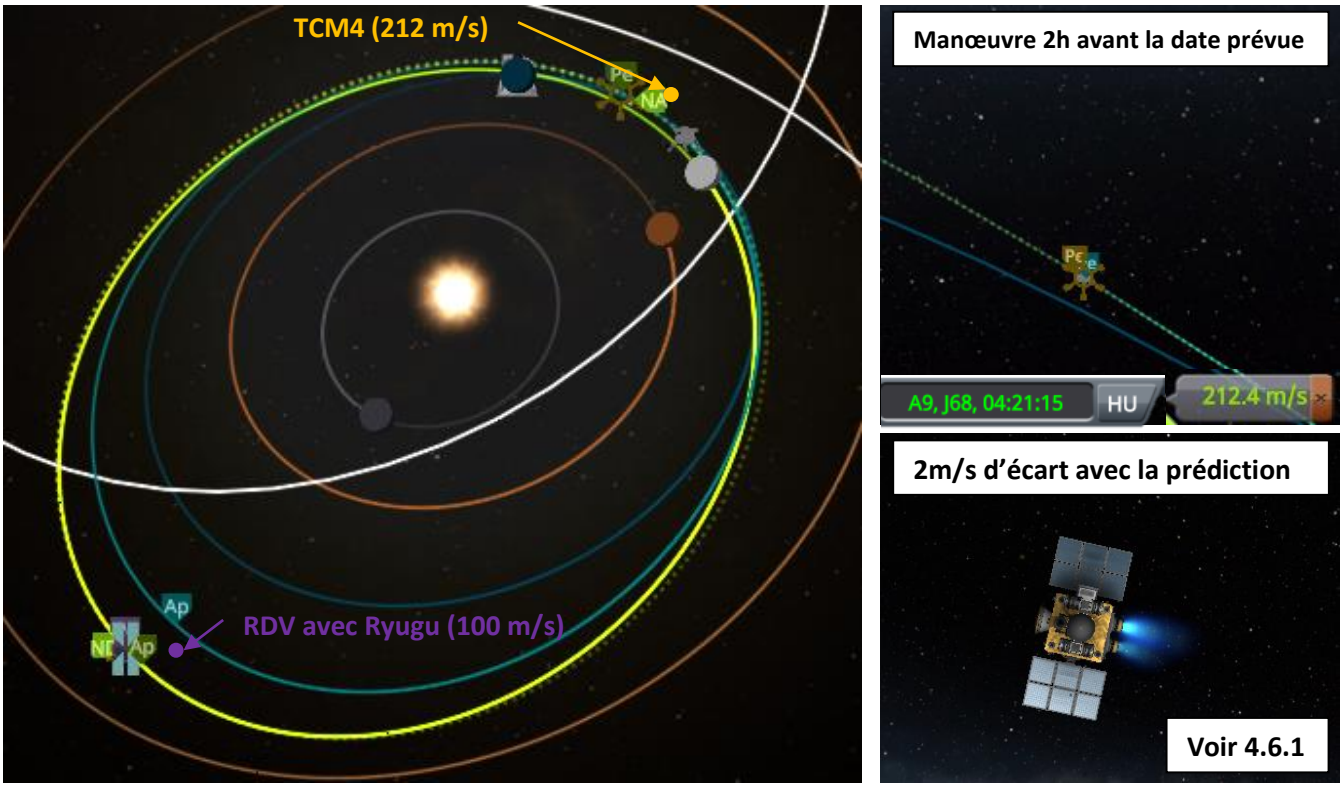
$$\varpi_{Ryugu} = 66.84°$$

Il faut corriger l'écart de 1.34° pour aligner les 2 orbites

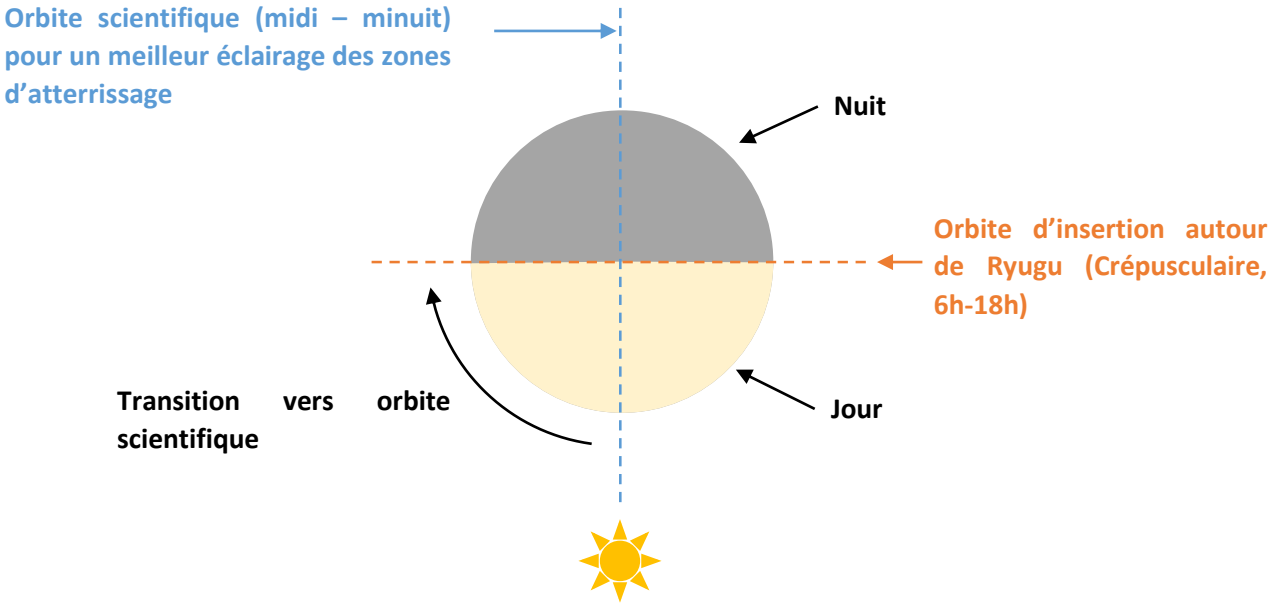
TCM2 : Réglage de la longitude du périhélie et de la période de l'orbite de phasage pour assurer le timing du RDV

TCM3 : Correction du reliquat d'inclinaison (0.4°) entre l'orbite de phasage et l'orbite de Ryugu et ramène la ligne des nœuds proche de la ligne des apsides, de cette façon la distance Hayabusa 2 – Ryugu sera minimisée pour la phase de RDV. On notera que la manœuvre est réalisée au nœud le plus éloigné du soleil pour minimiser le ΔV (40 m/s).

6.5 TCM4 et Insertion autour de Ryugu

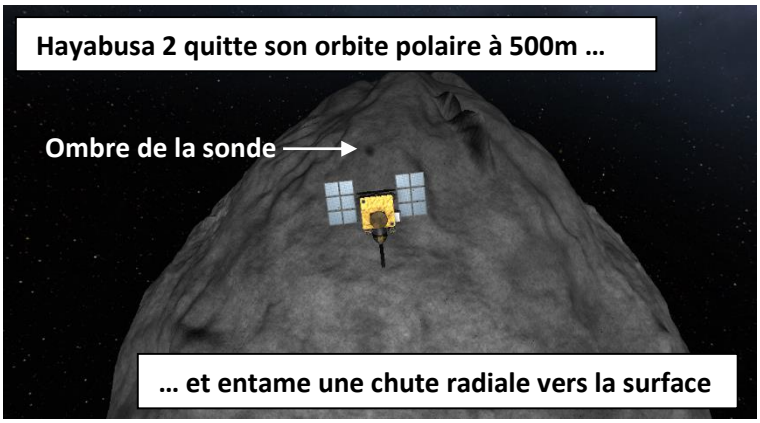


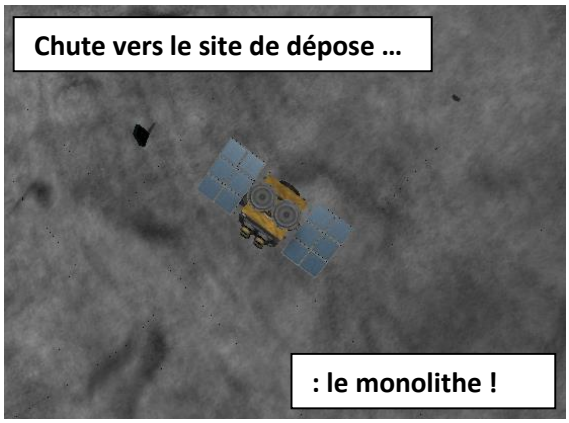
Transition à la propulsion chimique, manœuvre vers orbite scientifique pour un meilleur éclairage solaire

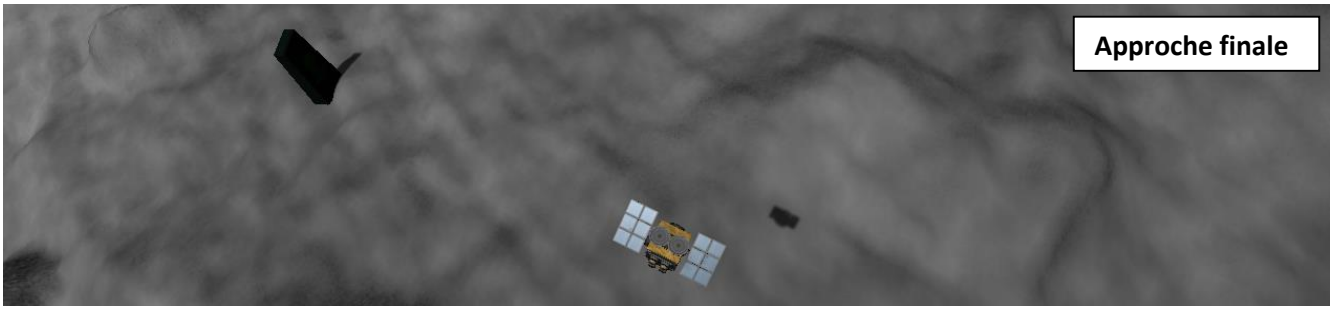


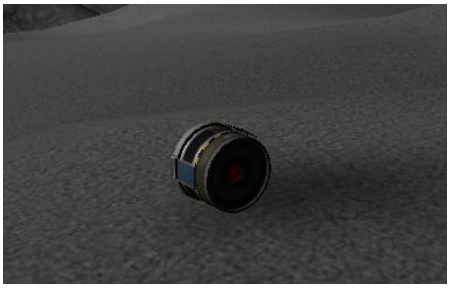
6.6 Phase scientifique « in situ »

6.6.1 Dépose des rovers Minerva II 1A, 1B et MASCOT

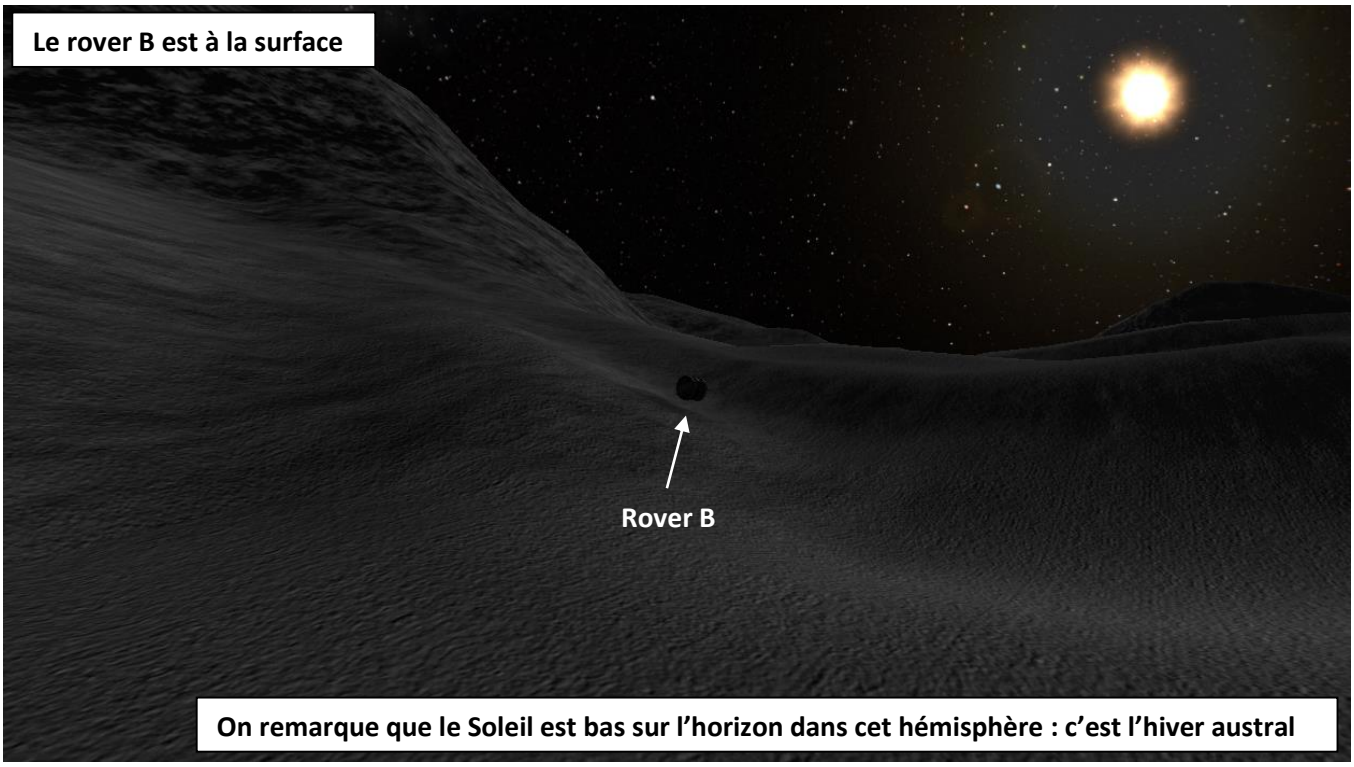






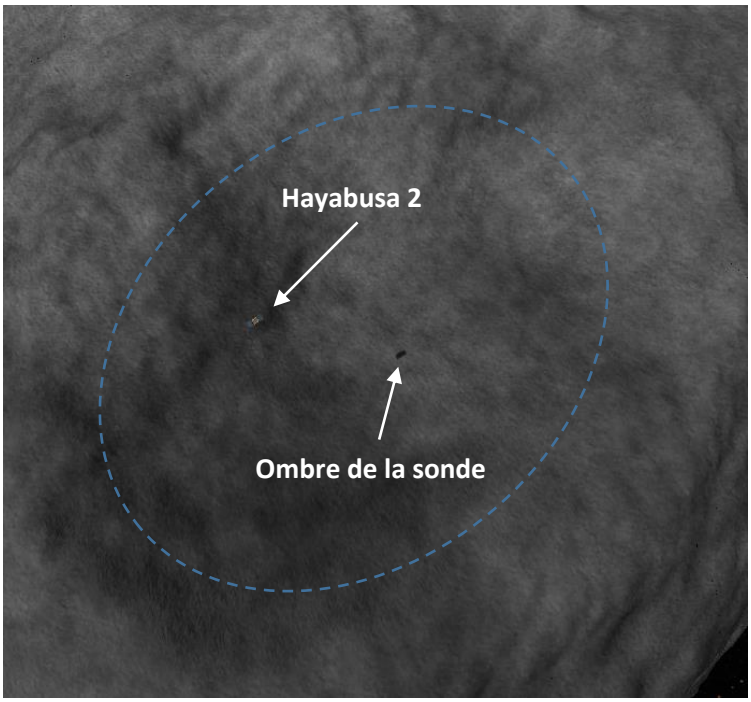


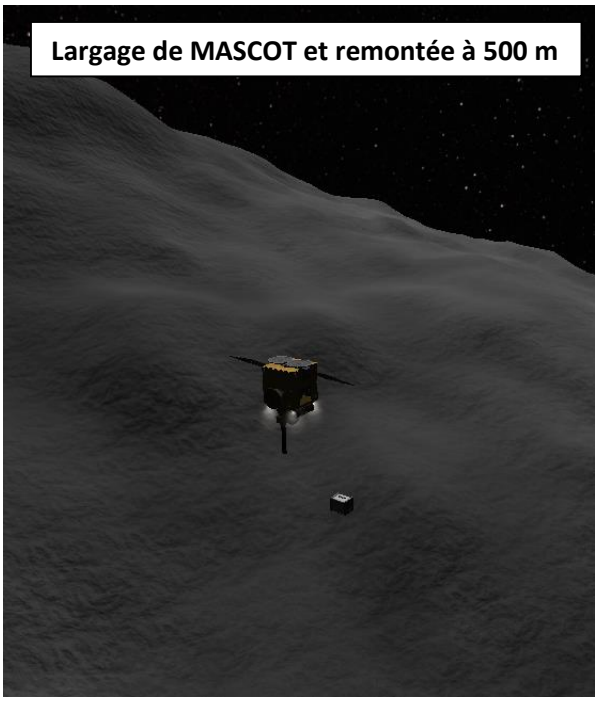
Le rover 1A s'est posé sans encombre et a entamé l'exploration de la surface, mais suite à un malaise due à un tournis incessant, le contact a été rompu.

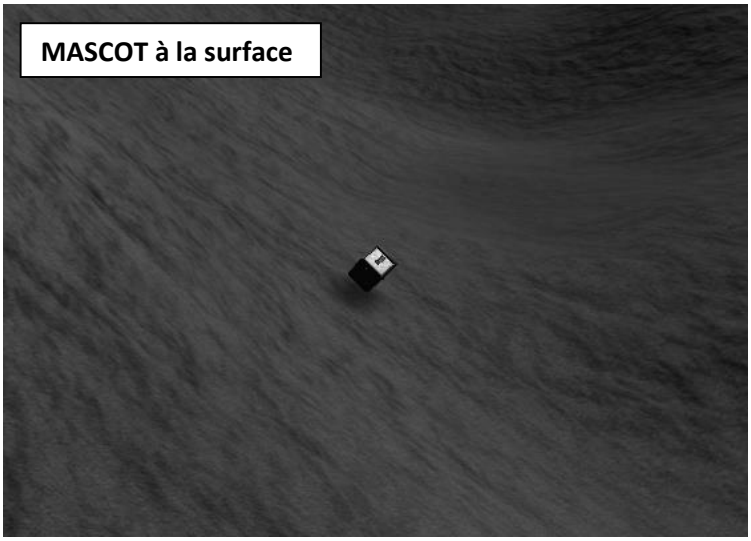


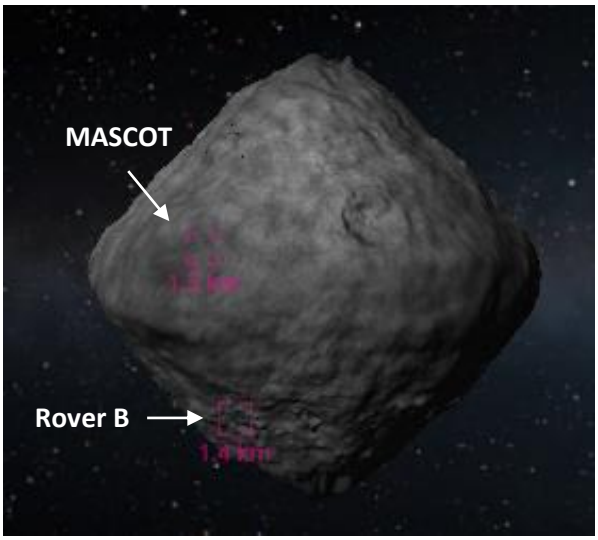
Après chaque dépose Hayabusa 2 revient sur son orbite parking polaire. Pour cela, après sa remontée verticale à 500 m elle pointe le nord indiqué par la Nav Ball et réalise une manœuvre de 2m/s pour s'insérer en orbite.


MASCOT sera déposé au cœur de ce cratère juste au nord de l'équateur
Zone de dépose de MASCOT


Hayabusa 2
Ombre de la sonde

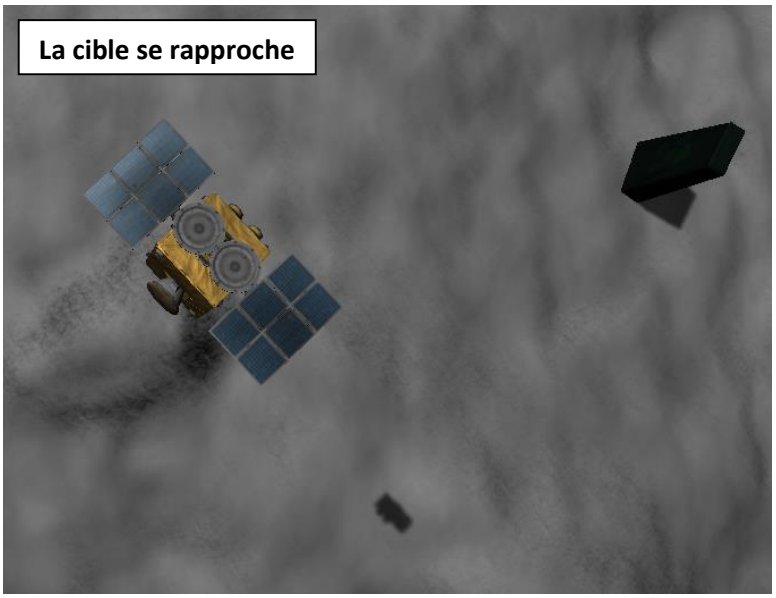

Largage de MASCOT et remontée à 500 m

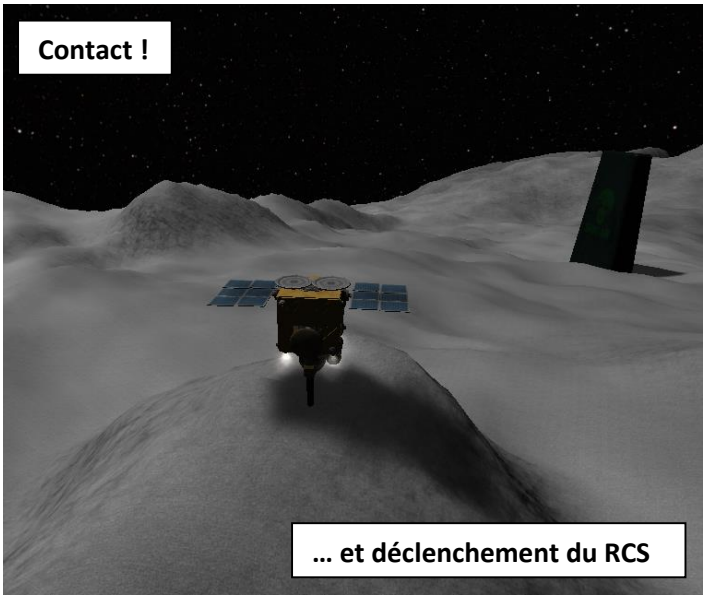

MASCOT à la surface

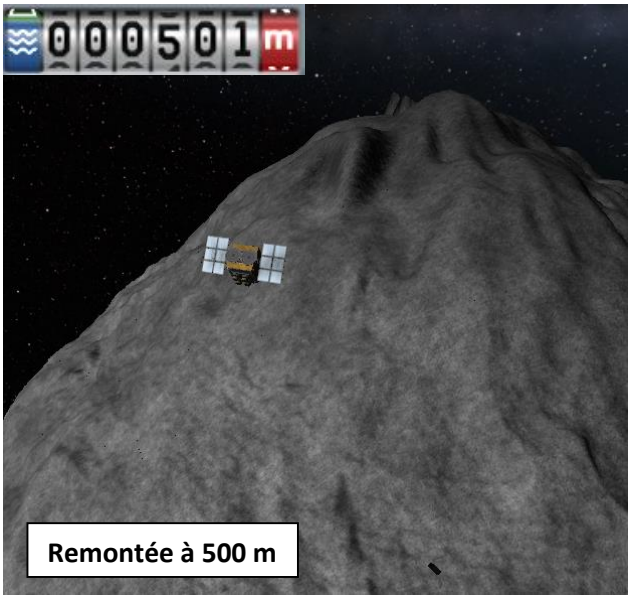

MASCOT
Rover B

6.6.2 Premier prélèvement d'échantillon

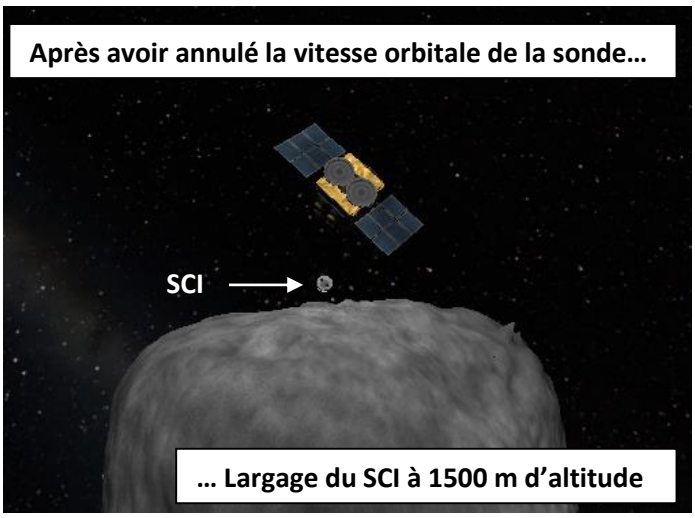
Avant la séquence de prélèvement du premier échantillon, une séquence d'essai a été réalisée pour valider la procédure d'approche finale.

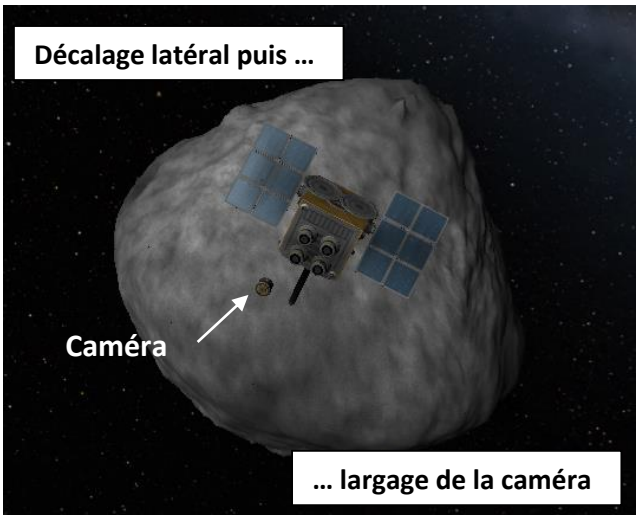


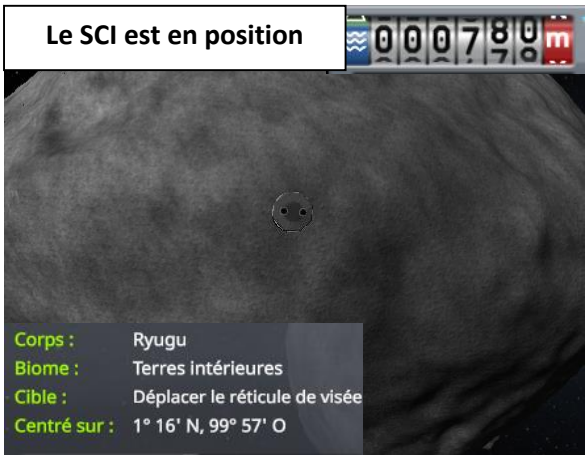


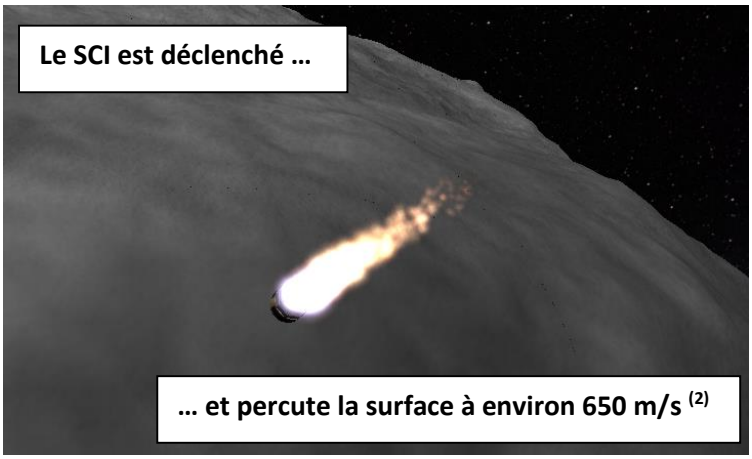


6.6.3 Création du cratère





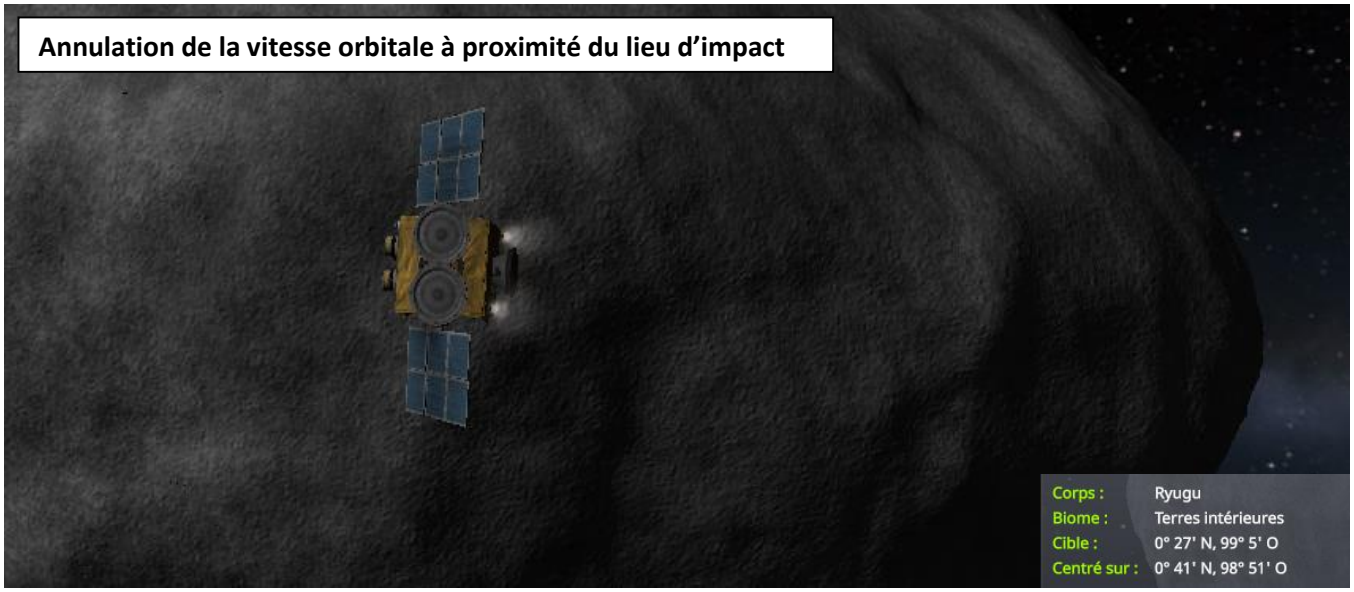


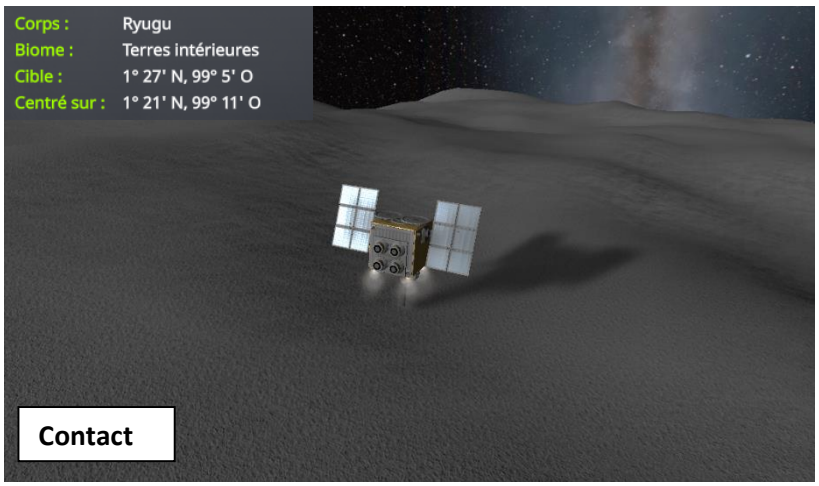


(1) à cet instant le SCI s'apprête à passer sous l'horizon de Hayabusa 2, la sonde est donc en sécurité derrière Ryugu. La caméra est toujours en visibilité pour relayer l'impact du SCI.

(2)Le SCI n'a pas atteint les 900 m/s car je n'avais pas pris en compte la vitesse de séparation initiale avec la sonde. La force d'éjection aurait dû être réduite. Par conséquent le SCI s'est retrouvé trop proche de la surface et n'a pas eu assez de distance pour accélérer jusqu'à 900 m/s (voir 5.1.3).

6.6.4 Récupération d'échantillon dans la zone d'impact





Ecart en latitude :

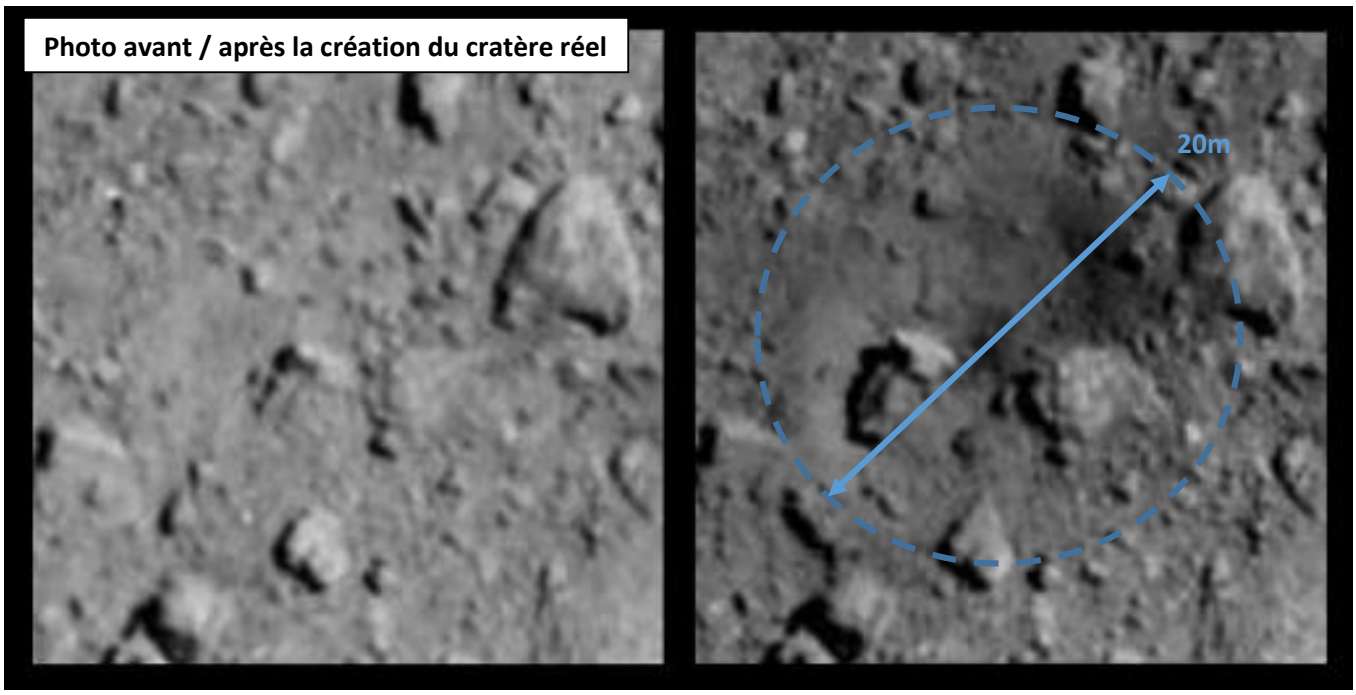
$$\Delta l = |1°16' - 1°27'| = 11'$$

Ecart en longitude :

$$\Delta L = |99°57' - 99°5'| = 52'$$

$$\Delta = \sqrt{\Delta l^2 + \Delta L^2} = 53'$$

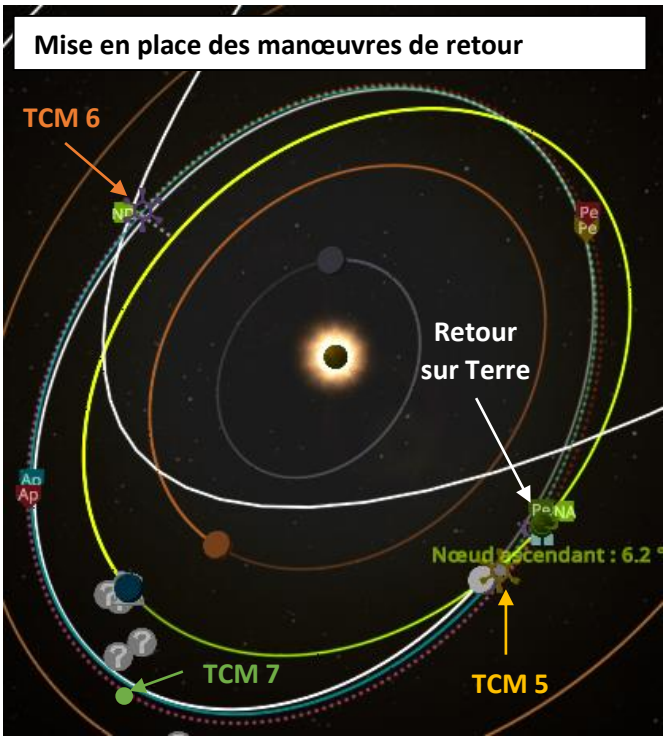
L'échantillon a été prélevé à 7m du lieu de l'impact ce qui est cohérent avec la taille du cratère réel (Ø 20m)



6.6.5 Dépose du rover de Minerva II 2

6.7 Départ de Ryugu et retour sur Terre (TCM 5, 6 et 7)

Hayabusa 2 quitte Ryugu et se place une orbite voisine de l'astéroïde avec sa propulsion chimique



Plusieurs manœuvres sont planifiées pour revenir sur le site du Woomera Range Complex en Australie:

TCM 5 : Phasage vers le retour sur Terre

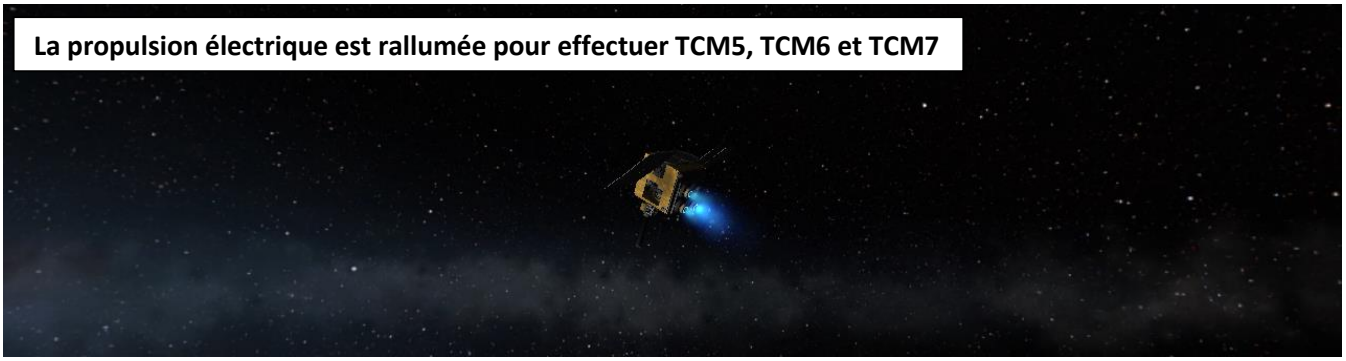
$$\Delta V = 16.5\ m/s$$

TCM 6 : réglage grossier du site d'atterrissage

$$\Delta V = 40\ m/s$$

TCM 7 : réglage fin du site d'atterrissage

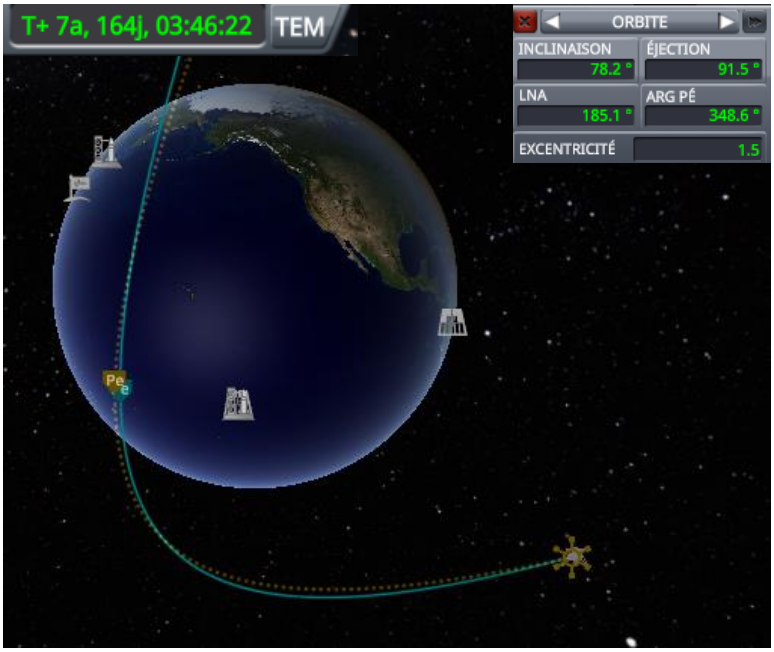
$$\Delta V = 39\ m/s$$



La propulsion électrique est rallumée pour effectuer TCM5, TCM6 et TCM7

Après avoir largué les modules autour de Ryugu et effectuée la dernière manœuvre de correction de trajectoire la masse de la sonde est de 1810 kg et le ΔV restant est estimé à 86 m/s

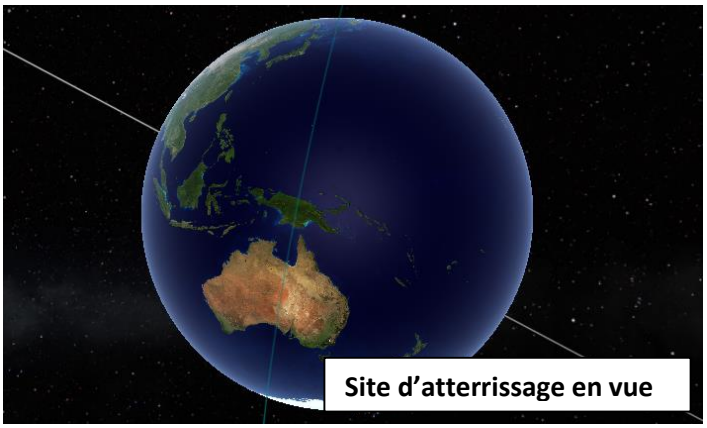
6.8 Rentrée atmosphérique

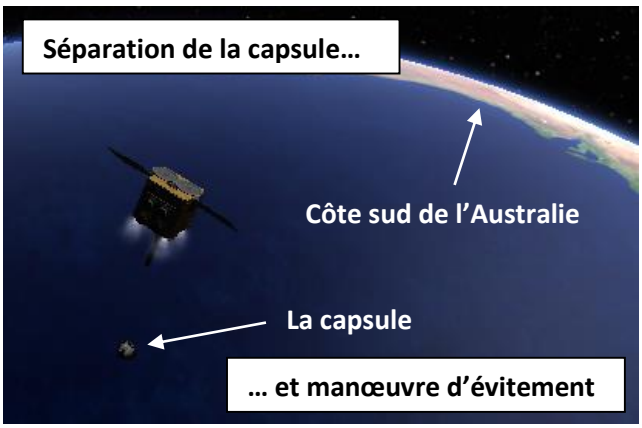


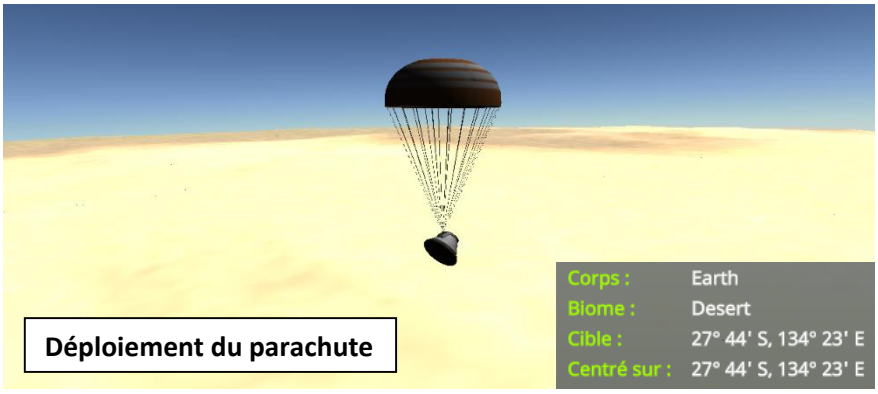
Ultime correction de trajectoire (2m/s) à l'aide du RCS pour assurer de se poser au centre de la zone d'atterrissage.

Les paramètres orbitaux de la trajectoire de rentrées sont étonnamment proches de ceux prévus (voir 4.2.3.2) :

- **Ω, 185.1° pour 186° prévu**
- **ω, 348.6° pour 343° prévu**
- **i, 78,2° pour 85° prévu**
- **e, 1.5 pour 1.6 prévu**







6.9 Bilan de la mission

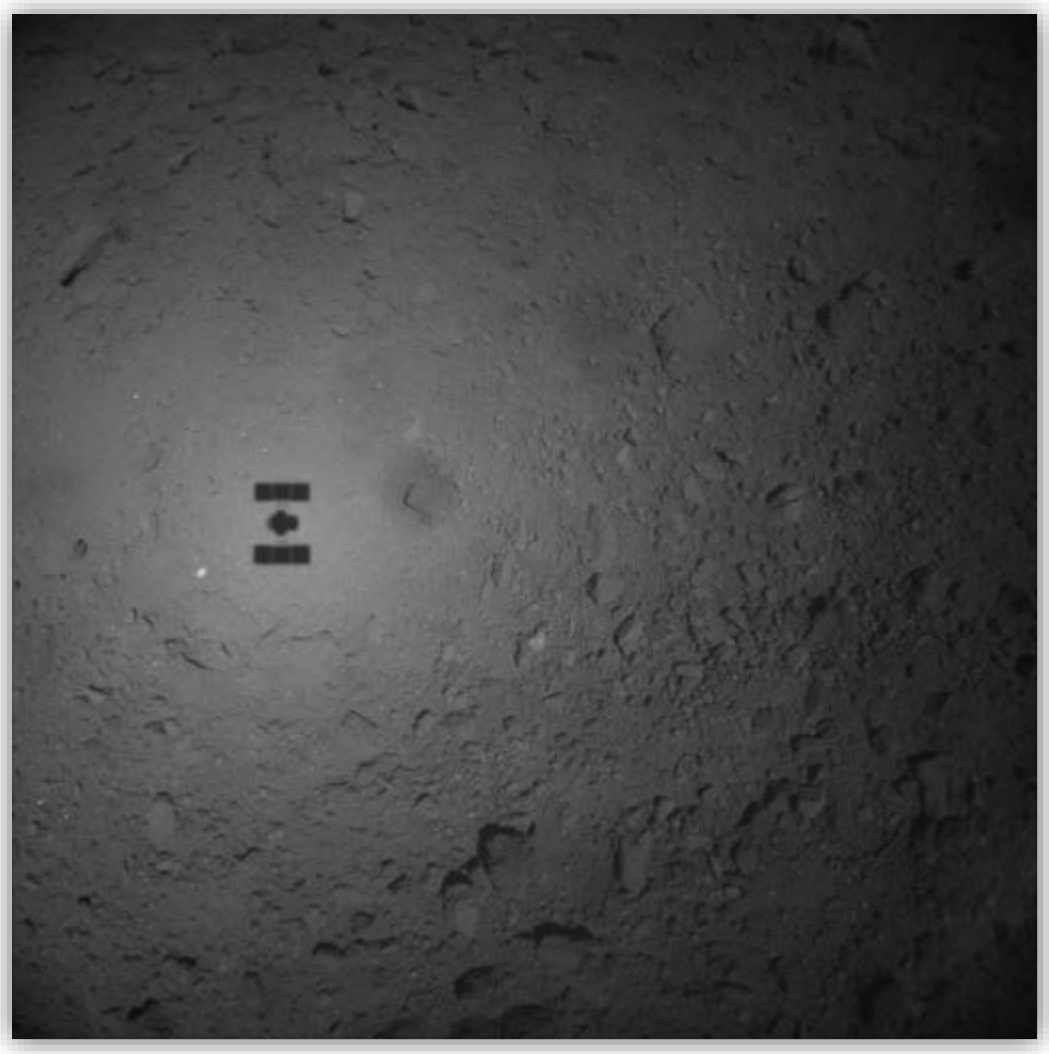
Après environs 7 ans (terrestres) de mission la capsule a été récupérée (17 jours plus tard que prévu) et de nombreuses découvertes suivront pour les Kerbals. Les différents rovers sont toujours à la surface de Ryugu et y resteront à jamais. A la fin de la mission la sonde avait encore quelques réserves, j'ai notamment un peu surdimensionné les besoins et ΔV de la phase d'exploration scientifique mais dans la réalité il y a toujours des marges de sécurité. Les plus gros challenges de ce challenge ont été :

- la rentrée atmosphérique de précision (calcul compliqué mais ultra satisfaisant !)
- le rendez-vous avec Ryugu (elle est beaucoup trop petite cette SOI !)

Cette mission n'aurait jamais pu être menée sans la dernière mis à jour de KSP qui donne accès aux paramètres orbitaux (j'aimerais avoir accès à plus de décimales ^^) et donne la possibilité de régler très finement les manœuvres.

7 Conclusion

Merci d'avoir lu jusqu'ici, j'espère que vous avez apprécié parcourir ce rapport et que j'ai réussi à vous communiquer ma passion pour l'espace. Ces pages sont une illustration modeste du travail que réalise les personnes qui font les véritables calculs car dans le monde réel plusieurs couches de complexité viennent s'y ajouter (problème à N corps, maintien de la communication, navigation dans le système solaire, étude de sensibilité, fiabilité, redondance, radiations, thermique, tenue au lancement, système sol …). Ce challenge m'a permis de développer quelques scripts que je voulais coder depuis longtemps (~1200 lignes de code) notamment la recherche d'assistance gravitationnelle, le calcul des trajectoires de lancement et d'atterrissage, merci à l'équipe du KSC !



Ils l'ont fait pour de vrai !

8 Formulaire

Si j'ai titillé votre motivation mathématique voici quelques formules pour vous lancer dans l'architecture approfondie de vos missions.

- Passage du repère cartésien au repère polaire

Cette partie liste une partie des formules utiles à la préparation de la mission, elles sont données sans démonstration.

Les formules qui décrivent le mouvement d'un objet dans un champ de gravité prennent place dans un repère polaire,

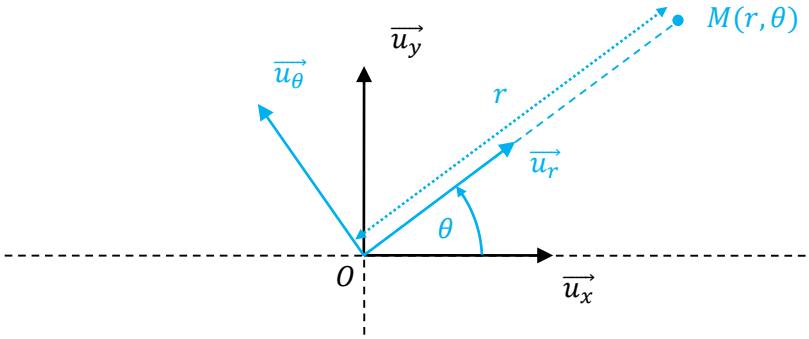


Figure 41 Passage du repère cartésien au repère polaire

$$\overrightarrow{u_r} = cos\theta\ \overrightarrow{u_x} + sin\theta\ \overrightarrow{u_y}$$

$$\overrightarrow{u_\theta} = -sin\theta\ \overrightarrow{u_x} + cos\theta\ \overrightarrow{u_y}$$

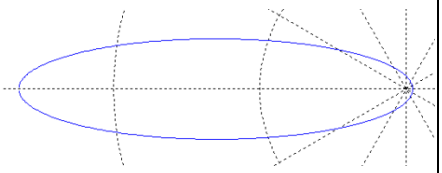
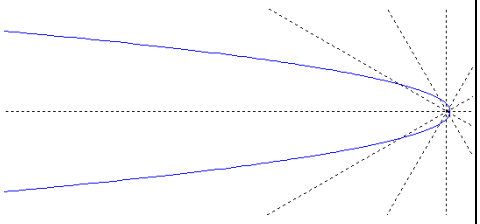
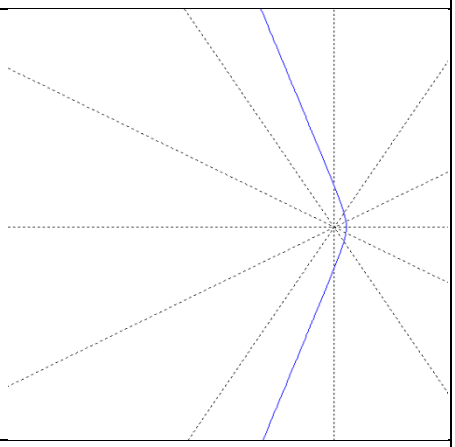
- La géométrie des orbites

L'orbite que suit un objet est décrite par la formule suivante :

$$r(\theta) = \frac{r_p(e+1)}{ecos(\theta)\ +1}$$

θ est l'angle qu'à parcouru l'objet autour de l'astre central depuis son périastre

Il existe 3 cas selon la valeur de "e"

$\mathbf{0 < e < 1}$	$\mathbf{e = 1}$	$\mathbf{e > 1}$
Orbite elliptique	Orbite parabolique	Orbite hyperbolique
		
		Il existe un angle limite $\theta_\infty\ = \pm acos\left(-\frac{1}{e}\right)$

- Position d'un objet dans le système solaire / planétaire

$$M_{système\ solaire} = \begin{bmatrix} cos\Omega & -sin\Omega & 0 \\ sin\Omega & cos\Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & cosi & -sini \\ 0 & sini & cosi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} cos\omega & -sin\omega & 0 \\ sin\omega & cos\omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} rcos\theta \\ rsin\theta \\ 0 \end{Bmatrix}$$

Où Ω est la longitude du nœud ascendant, i l'inclinaison, ω l'argument du périastre, θ l'anomalie vraie et r la distance à l'astre central

- Temps de parcours depuis le périgée (ellipse, e<1)

$$t(\theta) = \frac{r_p(e+1)^2}{V_p}\left(\frac{esin\theta}{(e^2-1)(\mathrm{e}\cos\theta+1)} + \frac{2}{(1-e^2)^{3/2}}tan^{-1}\left(\sqrt{\frac{1-e}{1+e}}tan\left(\frac{\theta}{2}\right)\right)\right)$$

- Temps de parcours depuis le périgée (hyperbole, e>1)

$$t(\theta) = \frac{r_p(e+1)^2}{V_p}\left(\frac{esin\theta}{(e^2-1)(\mathrm{e}\cos\theta+1)} - \frac{2}{(e^2-1)^{3/2}}tanh^{-1}\left(\sqrt{\frac{e-1}{e+1}}tan\left(\frac{\theta}{2}\right)\right)\right)$$

- Temps de parcours depuis le périgée (parabole, e=1)

$$t(\theta) = \frac{4r_p}{V_p}\frac{\sin(\theta)(\cos(\theta)+2)}{3(\cos(\theta)+1)^2}$$

- Les formules précédentes donne le temps de parcours en fonction de l'anomalie vraie, (θ) , le problème inverse qui consiste à trouver l'anomalie vraie en fonction du temps de passage depuis le dernier périhélie, $\theta\ (t)$, n'a pas de solution analytique. On appelle ce problème **le problème de Kepler**. Il peut être résolu par une approche itérative numérique (algorithme de Newton-Raphson par exemple).

- Période de révolution d'une orbite : la 3e loi Kepler

$$T^2 = 4\pi^2\frac{a^3}{GM}$$

- Vecteur vitesse le long de la trajectoire

$$\vec{V} = \frac{V_p esin\theta}{e+1}\overrightarrow{u_r} + \frac{V_p r_p}{r}\overrightarrow{u_\theta}$$

- Vitesse limite, « à l'infini » d'une trajectoire hyperbolique

$$V_l = V_p\sqrt{\frac{e-1}{e+1}}$$

- Produit scalaire

Le produit scalaire est utilisé pour calculé l'angle entre 2 vecteurs (pour déterminer le temps de parcours entre 2 positions par exemple)

$$\overrightarrow{v_1}.\overrightarrow{v_2} = \|\overrightarrow{v_1}\| \times \|\overrightarrow{v_2}\| \times \cos(\overrightarrow{v_1};\overrightarrow{v_2}) = v_{1x}v_{2x} + v_{1y}v_{2y} + v_{1z}v_{2z}$$

- Produit vectoriel

Le produit vectoriel permet d'obtenir un vecteur orthogonal au 2 vecteurs utilisés pour le calcul. Par exemple, il permet d'obtenir la ligne des nœuds $\vec{v}$ entre 2 orbites en multipliant la normal des 2 orbites entre elle :

$$\vec{v} = \overrightarrow{n_1} \wedge \overrightarrow{n_2}\ ;\ \vec{v} = \begin{Bmatrix} n_{1,x} \\ n_{1,y} \\ n_{1,z} \end{Bmatrix} \wedge \begin{Bmatrix} n_{2,x} \\ n_{2,y} \\ n_{2,z} \end{Bmatrix} ; \vec{v} = \begin{Bmatrix} n_{1,y}n_{2,z} - n_{1,z}n_{2,y} \\ n_{1,z}n_{2,x} - n_{1,x}n_{2,z} \\ n_{1,x}n_{2,y} - n_{1,y}n_{2,y} \end{Bmatrix}$$

- Normale à une orbite en fonction de ses paramètres orbitaux

$$\vec{n} = \begin{Bmatrix} \sin\Omega \sin i \\ -\cos\Omega \sin i \\ \cos i \end{Bmatrix}$$

- Calcul du ΔV

$$\Delta V = -v_e\, ln\left(1 - \frac{m_c}{m_0}\right)$$

Avec v_e vitesse déjection des gaz du moteur $v_e = ISP \times g_0$ ($g_0 = 9.81 m/s^2$) ; m_c la masse de carburant brulée et m_0 la masse initial du véhicule.