

KSC4 – Challenge Apollo 11 – RPfive05

Catégorie Historique

Rapport de mission



e.mail : rom.poirier@gmail.com

Sommaire

1	Introduction	3
2	Notation et Abréviation	3
3	Références	3
4	Description de la mission	4
4.1	Objectifs	4
4.2	Contraintes	5
4.3	Chronologie, étapes de la mission	5
5	Méthodologie	6
6	Architecture de la mission	7
6.1	Scénario de la mission.....	7
6.1.1	Direct Ascent.....	8
6.1.2	Lunar Orbital Rendez-vous.....	9
6.1.3	Choix de l'architecture	9
6.2	Etude préliminaire de la trajectoire	10
7	Conception.....	11
7.1	La Saturn V.....	11
7.2	Le module de commande et le module de service.....	12
7.3	Le module lunaire	12
8	Réalisation de la mission.....	13
8.1	Dates d'alunissage envisageables	13
8.2	Lancement	13
8.3	Injection trans-lunaire avec retour libre (TLI).....	17
8.4	Transpositions et amarrage	18
8.5	Insertion en orbite lunaire	18
8.6	Alunissage	20
8.7	Rendez-vous avec module de commande.....	21
8.8	Injection de retour sur Terre	23
8.9	Entrée atmosphérique et amerrissage.....	24
9	Conclusion	25
	Annexe 1 : Le moteur de simulation	26
	Annexe 2 : L'algorithme au cœur de tous mes algorithmes.....	27

1 Introduction

Ce dossier retrace ma participation au challenge KSC4-Apollo 11. Dans la continuité de mon dossier au KSC3 j'ai apporté une grande attention à la conception et à la réalisation de la mission pour coller au plus près de la mission réelle. Un algorithme de recherche de trajectoire de retour libre a été développé pour ce challenge. Ce dossier ce veut pédagogique, les formules mathématique sont discrètes au profit de schéma et texte explicatifs. Vous ne trouverez pas dans ce dossier le détail des calculs effectués mais une synthèse de la méthode employée et ses résultats.

Pour cette participation j'ai utilisé les mods suivant :

- KSRSS (avec *initialRotation* = 98.102 pour la Lune voir Moon.cfg)
- Deadly Rentry
- Tweak scale

Une sauvegarde contenant les véhicules et les différentes étapes du vol est rattachée à ce dossier.

2 Abréviations

Les abréviations suivantes sont utilisées dans le document :

Notation	Signification
CSM	Module de Service et de Commande
DR	Document de référence
LM	Module Lunaire
LOI	Insertion en orbite lunaire
RDV	Rendez-Vous spatial en orbite autour d'un astre
TEI	Injection de retour sur Terre
TLI	Injection tans-lunaire

3 Références

Mon dossier et la reproduction de la mission Apollo 11 sont basés sur les sources suivantes :

- [DR1] [We choose to go to the moon](#)
- [DR2] [Apollo 11 timeline](#)
- [DR3] [Apollo 11 flight plan](#)
- [DR4] [Apollo atmospheric entry phase](#)
- [DR5] [Lunar orbit rendezvous](#)
- [DR6] [Apollo landing sites](#)
- [DR7] [Les missions Apollo une exposition de l'Association Française d'Astronomie](#)
- [DR8] [Apollo 11 the complete descent](#)
- [DR9] [De la Terre à la Lune](#)
- [DR10] <https://history.nasa.gov/afj/launchwindow/lw1.html>
- [DR11] [Horizon Web Interface](#)
- [DR12] [Mécanique Spatial](#)
- [DR13] [Loi de Kepler et application](#)

4 Description de la mission

4.1 Objectifs



Figure 1 *We choose to go the Moon* 20/02/1962

Dans son *Special Message to the Congress on Urgent National Needs* le 25 mai 1961, le président Kennedy donne pour objectif au programme spatial américain de poser un homme sur la Lune et de le ramener sain et sauf. Il tient ce discours seulement 3 semaines après le premier vol d'Alan Shepard (le 5 mai 1961), alors qu'aucun Américain n'a encore atteint l'orbite terrestre (ce qui sera chose faite le 20 février 1962). Il prononcera son discours "We choose to go to the moon" le 12 Septembre 1962 à Houston à l'université Rice. Lors du même déplacement il annoncera la création du centre du vol spatial habité de la NASA à Houston.

4.2 Contraintes

Les contraintes imposées par le challenge et certaines contraintes que je me suis imposé sont listées ci-dessous :

- Reproduction de la Saturn V
- Site de lancement : Kennedy Space Center (28°36' N, 80°36' W)
- Orbite parking à 191.2 km
- Transfert en retour libre dans le plan de l'orbite de la Lune capture autour de la Lune sur une orbite elliptique de 111 par 315 km, l'altitude de l'apoastre pourra varier pour assurer un atterrissage avec les conditions d'illuminations solaires prévues.
- Circularisations à 111 km d'altitude
- Site d'atterrissage du module lunaire : Mer de la tranquillité (0°41' N, 23°26' E)
- Élévation Solaire au moment de l'alunissage entre 5 et 14° (10.8° pour Apollo 11). Cette élévation permet de voir plus facilement le relief grâce à la lumière rasante du Soleil (voir [DR10]).
- Site d'amerrissage d'Apollo 11 : Océan Pacifique, le site exact (13°30'N, 169°15'W) d'atterrissage ne sera peut-être pas fidèlement reproduit, il dépend grandement de la déclinaison de la Lune lors de la manœuvre de retour sur Terre (TEI)

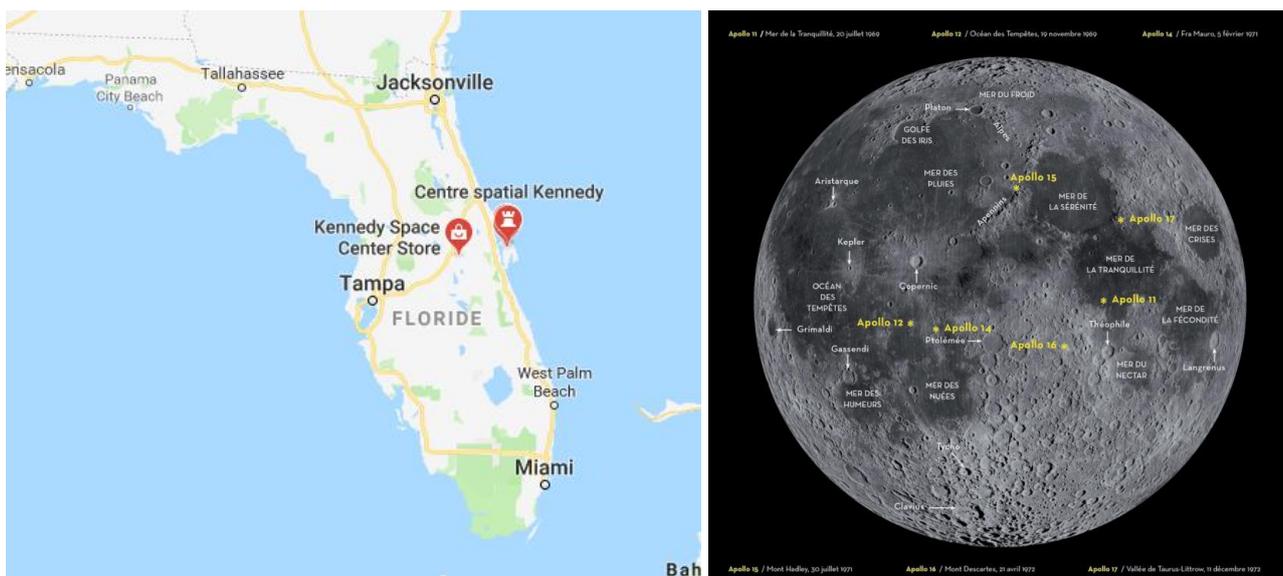


Figure 2 Sites de lancement et d'alunissages des missions Apollo

4.3 Chronologie, étapes de la mission

Pour se rendre sur la Lune qui orbite autour de la Terre, plusieurs trajectoires sont envisageables. La plus économe en énergie est le transfert de Hohmann, les étapes sont les suivantes :

Étapes	DV KSP KSRSS ⁽¹⁾	DV réel ⁽²⁾
Lancement en orbite basse ⁽³⁾	~ 3.2 km/s	~ 11 km/s
Injection trans-lunaire ⁽³⁾	~ 850 m/s	3185 m/s
Capture autour de la Lune (111km), LOI	~ 200 m/s	891+48=939 m/s
Alunissage	~700 m/s	2062 m/s
Retour en orbite lunaire	~700 m/s	1847 m/s
Ejection vers l'orbite de retour géocentrique, TEI	~ 200 m/s	1004 m/s
Total véhicule spatial ⁽⁴⁾	1800 m/s	5852 m/s

Tableau 1 Etude préliminaire du ΔV nécessaire à la réalisation de la mission

⁽¹⁾ Les calculs sont basés sur les formules développées dans les document [DR12] et [DR13]

⁽²⁾ les DV proviennent de [DR3]

⁽³⁾ Le lancement et l'injection son réalisé par le lanceur.

⁽⁴⁾ Ce total indique le DV nécessaire une fois arrivé en orbite basse pour aller se poser sur la Lune et revenir sur Terre.

5 Méthodologie

Premièrement nous allons analyser brièvement les différentes architectures possibles pour une mission lunaire. Ici l'idée est de vous donner l'aperçu de ce qu'a dû faire la NASA au début du programme Apollo. Direct Ascent ? EOR, LOR ? Rendez-vous 6.1.1 pour en savoir plus.

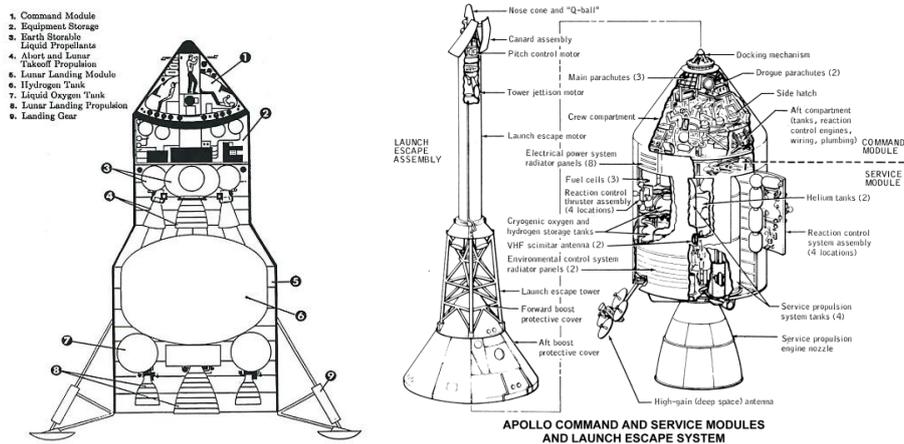


Figure 3 Direct Ascent ou Lunar Orbital Rendez-vous ?

Une fois l'architecture globale de la mission retenue (no spoil on va choisir le rendez-vous en orbite lunaire), il est temps de planifier la mission dans le détail. Pour cela, contrairement à d'habitude nous n'allons pas procéder de la fin vers le début mais nous partirons du milieu : l'atterrissage du module lunaire.

Pourquoi ce choix ? Et bien parce qu'il s'agit de la phase critique de la mission et qu'elle est contrainte par les conditions d'illumination du site d'alunissage. Des « zones tampons » ont été identifiées entre certaines phases de la mission et seront ajustées pour assurer le timing globale (en ajustant le nombre d'orbite parking par exemple).

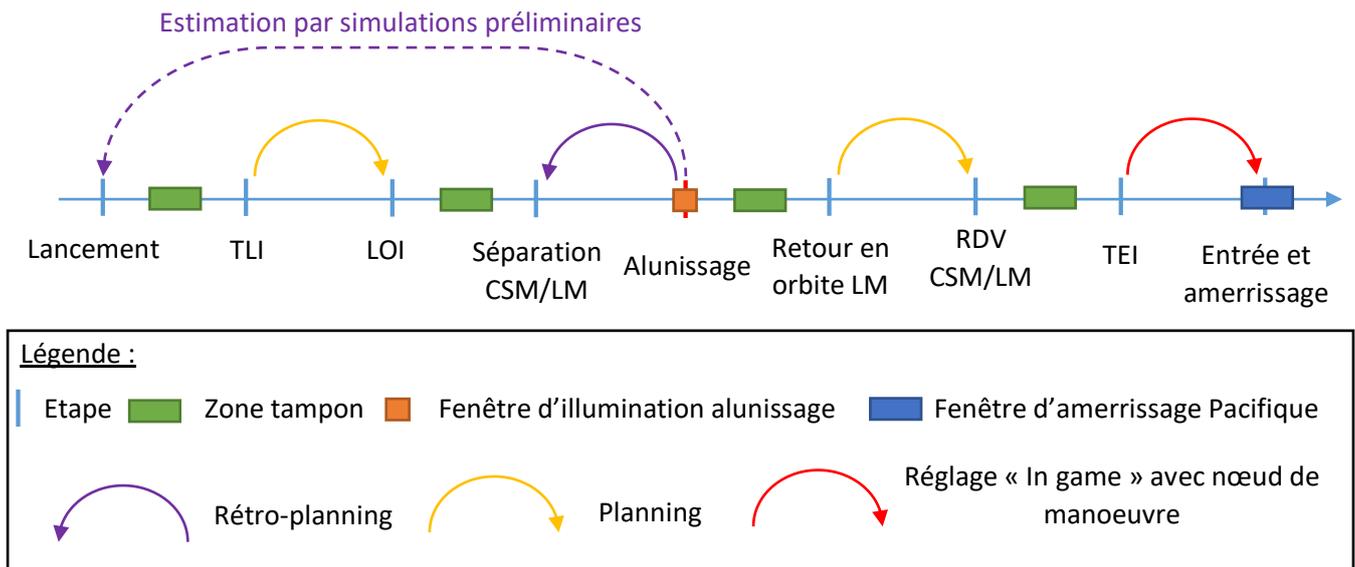


Figure 4 Méthodologie de planification

A partir de la date d'alunissage retenue nous pourrions remonter le fil des étapes pour arriver à l'heure du lancement de la Saturn V. Concernant l'amerrissage final dans le Pacifique, la longitude du point de rentrée est une affaire de timing qui peut être ajusté facilement par une phase d'attente en orbite lunaire, cette étape n'est pas soumise à des contraintes excessives car le Pacifique, c'est grand. Par conséquent cette phase ne sera pas étudiée précisément et sera réalisée dans le jeu à l'aide du nœud de manoeuvre.

6 Architecture de la mission

6.1 Scénario de la mission

Le plan de route étant fixé, voir 4.3, plusieurs architectures de mission sont envisageables pour le suivre. Dans cette partie, je vous propose de suivre la démarche qu'a effectuée la NASA au tout début du programme Apollo pour sélectionner le meilleur scénario.

Pour cela l'équation principale du problème est l'équation de Tsiolkovski qui donne le DV d'un véhicule en fonction de sa masse initiale m_0 , sa masse de carburant c , et la vitesse d'éjection des gaz de son moteur :

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

Nous allons développer un modèle simple de véhicule spatiale pour quantifier la masse du lanceur nécessaire aux différents scénarios.

La masse du véhicule est égale à :

$$m = m_{utile} + m_{moteur} + m_{réservoir} + m_{carburant}$$

On fait les hypothèses suivantes Pour un véhicule issu de KSP,

- $m_{réservoir} = 0.1 \times m_{carburant}$
- $m_{moteur} = 0.1 \times (m_{utile} + m_{réservoir} + m_{carburant})$

Au final :

$$m_0 = 1.1 \times (m_{utile} + 1.1m_c)$$
$$m_0 \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{v_e}} \right) = m_c ; 1.1 \times (m_{utile} + 1.1m_c) \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{v_e}} \right) = m_c$$
$$1.1m_{utile} \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{v_e}} \right) = m_c \left(1 - 1.21 \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{v_e}} \right) \right)$$

$$m_c = \frac{1.1m_{utile} \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{v_e}} \right)}{1.21e^{-\frac{\Delta V}{v_e}} - 0.21}$$

Dans les calculs qui suivront nous allons faire l'hypothèse de moteur ayant une ISP de 314s soit une vitesse d'éjection des gaz de 3080m/s.

6.1.1 Direct Ascent

- Un seul étage

L'intégralité de la mission, de l'insertion en orbite lunaire au retour dans l'atmosphère est assurée par un unique véhicule qui doit cumuler tout le ΔV de la mission. On estime la masse de la charge utile pour ensuite connaître la masse totale. A gauche de la barre verticale, les chiffres KSP, à droites les chiffres dans le vrai système Terre-Lune.

Pièce	Masse (tonnes)
Capsule	2.72
Bouclier thermique	1
Parachute	0.3
Batterie	0.16
Pile à combustible	0.1
Pied d'alunissage (x4)	0.4
Autre	0.3
Total charge utile	5
ΔV (m/s)	1800 5852
Estimation masse totale	11.6 > 800 tonnes

Tableau 2 Estimation de la masse de l'architecture Direct Ascent mono étage

Une mission type « Direct Ascent » mono-étage requiert l'envoi vers la lune d'un véhicule de 11.6 tonnes.

- Deux étages

Cette fois la mission est menée par un véhicule bi-étage, le premier assure la capture en orbite lunaire et l'alunissage, le second prend en charge la remontée et le retour vers la Terre.

Etage de retour-remontée		Etage de capture-descente	
Pièce	Masse (tonnes)	Pièce	Masse (tonnes)
Capsule	2.72	Pied d'alunissage	0.4
Bouclier thermique	1	Structure	1
Parachute	0.3	Séparateur	0.2
Batterie	0.16	Batterie	0.08
Autre	0.4	+ 2nd étage	6.5 17.6
Total charge utile	4.31	Total charge utile	8.2 19.3
ΔV (m/s)	900 2851	ΔV m/s	900 3001
Estimation masse totale	6.5 17.6	Estimation masse totale	12.3 86.3

Tableau 3 Estimation de la masse de l'architecture Direct Ascent bi-étage

Dans KSP, une mission type « Direct Ascent » bi-étage requiert l'envoi vers la lune d'un véhicule de 12.3 tonnes, comparé au 86 tonnes dans la vie réelle.

6.1.2 Lunar Orbital Rendez-vous

Cette fois avec cette architecture, chaque étape du voyage est assurée par un élément dédié :

- Les manœuvres d'insertion et d'éjection de l'orbite lunaire sont assurées par un premier module
 - La descente vers la surface lunaire est assurée par un étage de descente
 - L'étage de remontée permet à l'équipage de revenir en orbite lunaire
- Dimensionnement du module lunaire (bi-étage)

Etage de remonté		Etage de descente	
Pièce	Masse (tonnes)	Pièce	Masse (tonnes)
Habitacle	1.5	Pied d'alunissage	0.4
Batterie	0.04	Structure	1
moteur RCS	0.16	Séparateur	0.2
Carburant RCS	0.2	Batterie	0.08
Autre	0.3	+ Etage de montée	3 5.2
Total charge utile	2.2	Total charge utile	4.7 6.9
ΔV (m/s)	700 1847	ΔV (m/s)	700 2062
Estimation masse totale	3 5.2	Estimation masse totale	6.5 18.2

Tableau 4 Estimation de la masse du module lunaire (LOR)

On remarque que l'estimation donne la masse approximative du LM d'Apollo avec 5 tonnes pour l'étage de remontée et 18.2 tonnes dans sa totalité (contre 16 tonnes en réalité).

- Dimensionnement du module de commande

Le dimensionnement du module de commande demande un peu plus de calcul car la manœuvre d'insertion s'effectue avec le module lunaire alors que la manœuvre de retour vers la Terre se fait sans celui-ci.

Pièce	Masse (tonnes)
Capsule	2.72
Bouclier thermique	1
Parachute	0.3
Batterie	0.16
Pile à combustible	0.1
Autre	0.3
+ Module lunaire	6.5 (0)⁽²⁾ 18.2 (0)⁽²⁾
Total charge utile	12.1 (4.6)⁽²⁾ 23.8 (4.6)⁽²⁾
ΔV (m/s)	200 (+ 200)⁽²⁾ 939 (+ 1004)⁽²⁾
Estimation masse totale initiale	13.7 53.1

Tableau 5 Estimation de la masse du module de commande (LOR)

⁽¹⁾Les paramètres entre parenthèses sont valables pour la manœuvre d'injection trans-terrestre

Pour une mission de type « Lunar Orbital Rendez-vous » dans KSP KSRSS, il faut envoyer vers la Lune un ensemble de véhicule cumulant une masse de 13.7 tonnes. Dans le système Terre-Lune réel l'estimation annonce une masse de 53 tonnes (45 tonnes en réalité, l'estimation donne le bon ordre de grandeur).

6.1.3 Choix de l'architecture

Ainsi selon les paramètres orbitaux et donc le DV nécessaire à l'accomplissement de la mission, l'architecture optimale n'est pas la même. Dans KSP l'architecture la plus légère est le « direct ascent » mono étage, alors que dans la vie réel c'est le « Lunar Orbital Rendez-vous ».

Bien entendu, ce challenge est une reproduction de la mission Apollo 11 par conséquent, nous allons sélectionner l'architecture LOR, mais je voulais détailler la méthodologie qui permet de choisir la meilleur architecture.

Architecture retenue : Lunar Orbital Rendez-vous

6.2 Etude préliminaire de la trajectoire

Dans cette partie, nous allons établir le timing préliminaire ce qui permettra par la suite de converger vers le planning détaillé pour une fenêtre de lancement donné.

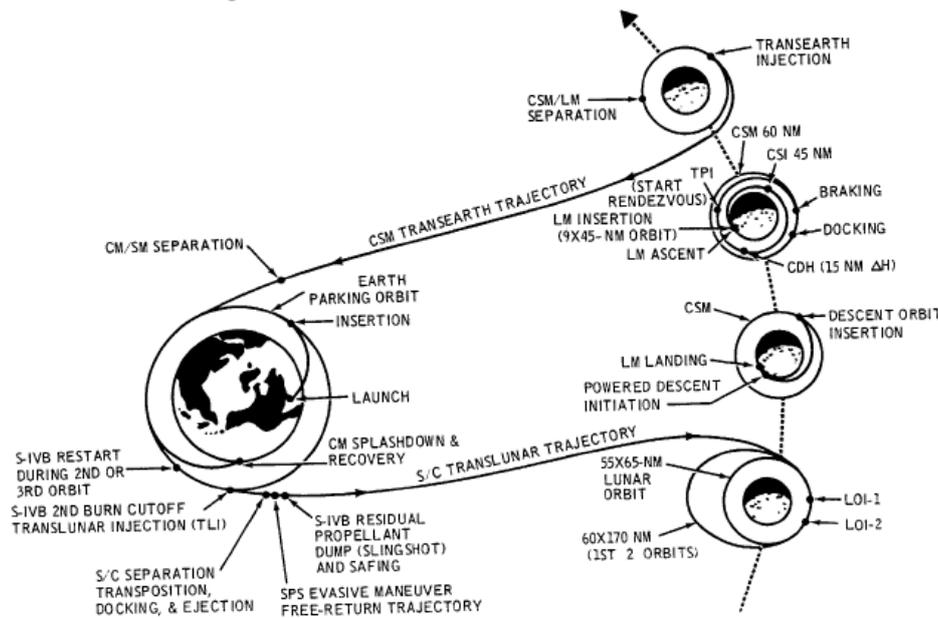


Figure 5 Trajectoire de la mission Apollo 11

Une fois en orbite lunaire, le timing de la trajectoire des missions Apollo est facile à déterminer, les paramètres des orbites sont connus et les lois de Kepler suffisent. La difficulté réside dans le calcul précis du timing du TLI car la trajectoire de lancement est incertaine car réalisée à la main.

Par conséquent, il n'est pas possible d'établir le planning exact de la mission sans un simulateur capable de calculer la trajectoire du véhicule depuis l'orbite base jusqu'à l'alunissage, puis le retour de l'étage d'ascension du LM vers le CSM pour l'arrimage.

J'ai développé un tel simulateur et je l'ai fait tourner sur différentes fenêtres d'alunissage pour estimer le planning typique d'une mission lunaire, voici les résultats :

Etapes	Durée (s)	Temps mission (s)
Décollage	0	0
Mise en orbite	480	480
Attente pour phasage en orbite basse (1.5 orbites à 191km)	3528	4008
TLI	0	4008
Croisière -> Entrée SOI	70696	74704
Entrée SOI -> Périastre 111km	19065	93769
LOI1 : Capture en orbite de la Lune 111*315 km	0	93769
2 Orbites d'attentes (111*315 km)	13912	107681
LOI2 : Circularisation à 111 km	0.0	107681
Attente 6 orbites parking (111 km)	25989.0	133670
Séparation, Manœuvre d'approche surface LEM à 6500m	0	133670
Croisière vers périastre 6500 m	1578	135248
Descente propulsée et alunissage	180	135428

Une analyse préliminaire indique que l'alunissage se déroulera environ **136000 secondes** après le lancement. Cette même étude a également montré que **d'importantes corrections d'inclinaisons seront nécessaires pour atteindre le site d'alunissage** car l'axe de rotation de la Lune n'est pas aligné avec la normale à son orbite (ceci est dû à l'impossibilité technique de modéliser l'obliquité dans KSP 1).

7 Conception

7.1 La Saturn V

Ma réplique de la Saturn V mesure 53 m de haut et affiche une masse de 419 tonnes sur la balance. La fusée dispose de 5162 m/s pour envoyer les 3 kerbonautes vers la Lune. Cela peut sembler beaucoup mais le faible TWR de décollage proche de 1.15 (conformément à la fusée réelle) est responsable de pertes gravitationnelles importantes.

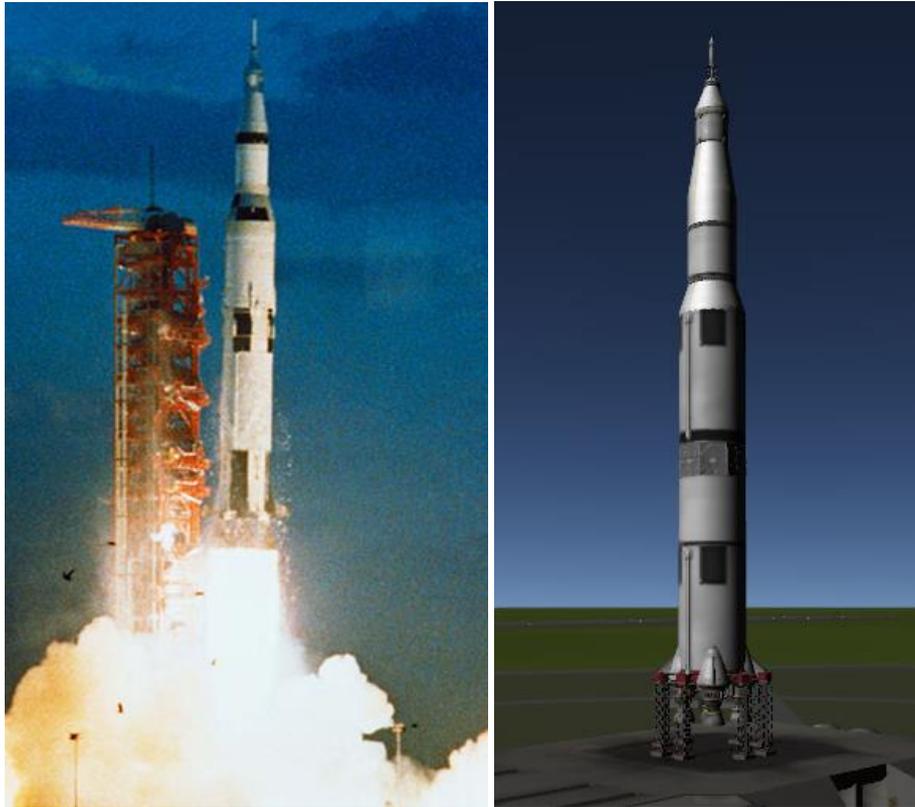


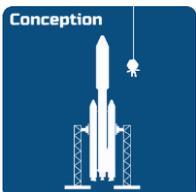
Figure 6 La vraie Saturn V et sa réplique

Etage	Moteur (s)	Nombre	Isp	Poussée ⁽¹⁾	$m_{0,i}$ ⁽²⁾	ΔV ⁽³⁾
1	Mainsail	5	285 s	5171 kN	419 t	2110 m/s
2	Swivel	5	320 s	806 kN	123 t	1682 m/s
3	Swivel	1	320 s	215 kN	41 t	1369 m/s

⁽¹⁾La poussée des moteurs a été réduite pour s'approcher des TWR des étages de la Saturn V

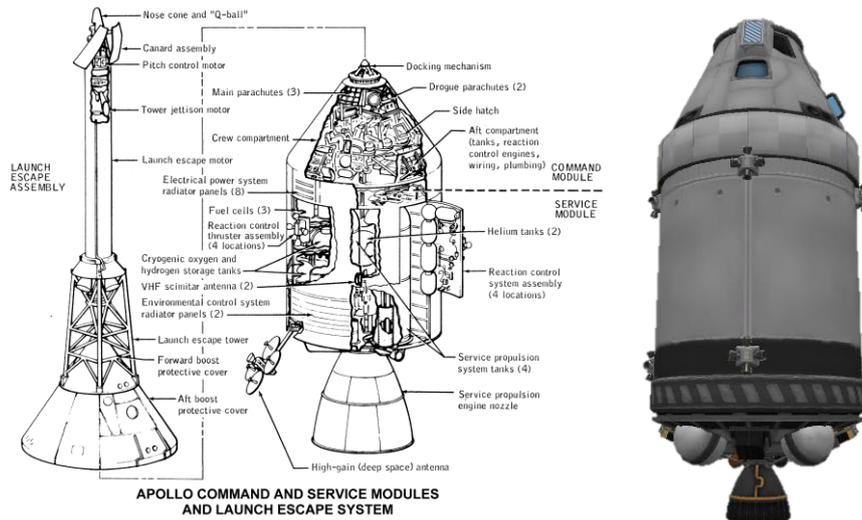
⁽²⁾Masse du lanceur lors à l'allumage de l'étage

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



Reproduction Saturn V : OK

7.2 Le module de commande et le module de service

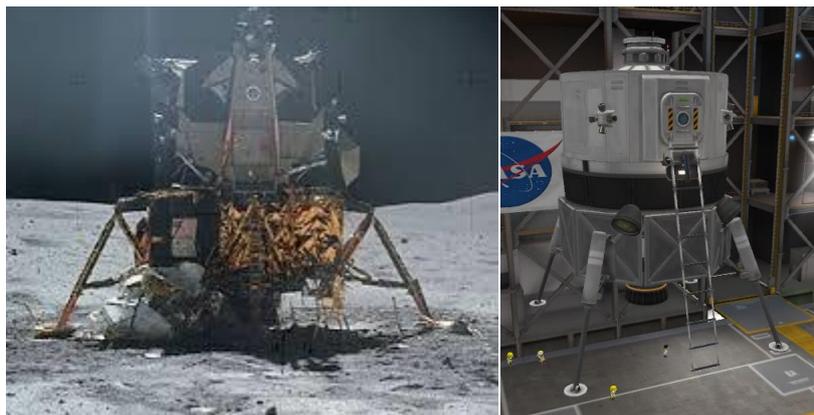


Moteur (s)	Isp	Poussée	m_0	ΔV
Terrier	345 s	60 kN	10.7 t	1566 m/s

Figure 7 Détail du module de commande dans KSP

Le delta V du module de commande est très clairement surdimensionné mais des manœuvre de changement d'inclinaison étant prévu pour atteindre le site d'alunissage, des marges ont été prises. Le module est alimenté par 2 piles a combustibles.

7.3 Le module lunaire



Etage	Moteur	Isp	Poussée	m_0	ΔV
Descente	Terrier	345 s	20 kN	6.5 t	798 m/s
Remontée	Spark	320 s	10 kN	3 t	850 m/s

Figure 8 Détail du module lunaire dans KSP

Le module lunaire est alimenté par 2 piles à combustible et dispose d'une réserve de 250 m/s de DV grâce à sa propulsion RCS. En effet le moteur d'ascension n'est utilisé qu'une seule fois pour quitter la surface lunaire, les manœuvres suivantes sont réalisées avec le RCS. De plus le moteur d'ascension ne peut pas s'orienter, cette fonction est donc également réalisée par le RCS.

8 Réalisation de la mission

8.1 Dates d'alunissage envisageables

Afin de respecter la contrainte de l'éclairement solaire (élévation de 10.8°), cela impose de se poser à des dates bien précises. Il existe une fenêtre de lancement chaque mois lunaire, ces fenêtres sont espacées de la période solaire de la Lune, c'est-à-dire, le temps qu'elle met à faire un tour par rapport au Soleil. Il existe également de petite fluctuation due à l'excentricité de son orbite autour de la Terre

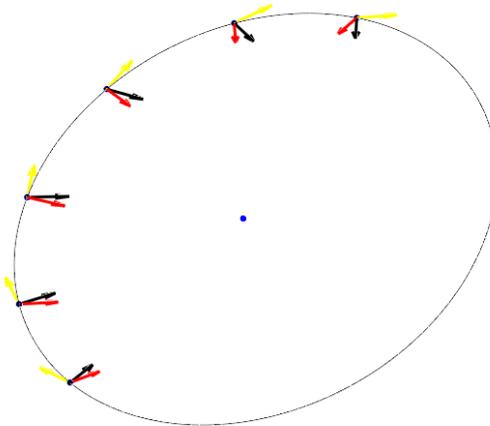


Figure 9 Visualisation des 6 premières fenêtres d'alunissage

En jaune, le vecteur indique la direction du soleil, en rouge le vecteur indique la direction du méridien de référence de la Lune (au centre de sa face visible) et en noir le vecteur indique l'orientation du site d'alunissage d'Apollo 11.

La première fenêtre d'alunissage est **l'an 1 jour 18 à 2h 45min et 14 secondes**.

Le décollage doit donc se produire avant **an 1 jour 12 à 1h 58min et 34 secondes**

8.2 Lancement

La Lune et le Kennedy Space Center sont dans une configuration particulière, la latitude de la base de lancement est quasiment égale à l'inclinaison de l'orbite (à savoir 28.36°), cela conduit à un angle φ égale à 90° (voir Figure 10).

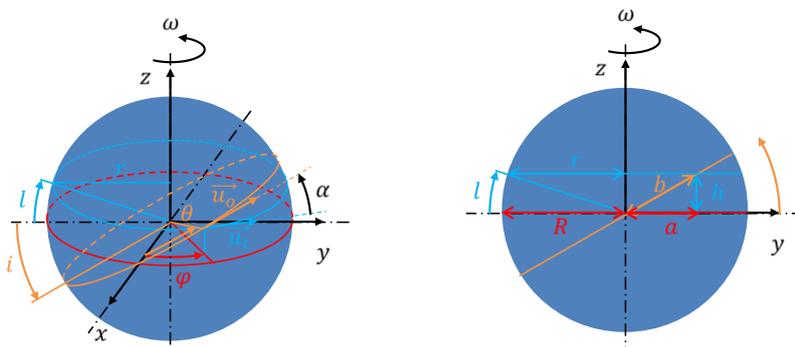


Figure 10 Paramètres de la trajectoire de lancement

La longitude du nœud ascendant de la Lune étant égale à 2.3° , le lancement doit se produire lorsque le KSC est orienté à 92.3° par rapport à l'axe vernal qui définit le repère sidéral (lié aux étoiles fixes).

Pour la première fenêtre d'alunissage le lancement retenue à lieu **an 1 jour 13 à 2h 43min 5 secondes**.

On remarquera que la date de lancement retenue dépasse la date limite d'environ 7h, il s'agit d'une erreur de simulateur qui calcul une mauvaise de date de lancement (erreur d'arrêt d'une boucle « while »). Heureusement, 6 orbites parking était prévues avant l'alunissage, en réduisant ce nombre la mission est toujours possible 😊.

Rappel historique :

Il faut savoir que les paramètres orbitaux de Lune varient constamment (à cause des perturbations du Soleil). Ces perturbations entraînent une modification de l'inclinaison relative entre le plan de l'équateur et le plan de l'orbite lunaire, qui est comprise entre 18.3 et 28.54°

Vérifions la configuration orbitale lors de la mission Apollo 11 :

Paramètre orbitaux de la Lune le 20 Juillet 1969 (issu de [DR11]) :

```
2440422.500000000 = A.D. 1969-Jul-20 00:00:00.0000 TDB
EC= 5.814583242515473E-02 QR= 3.595572498785641E+05 IN= 5.119783929597979E+00
OM= 3.528921074398835E+02 W = 3.089653027060060E+02 Tp= 2440431.392470291350
N = 1.543012924706707E-04 MA= 2.414488614432407E+02 TA= 2.358019748209341E+02
A = 3.817546943646045E+05 AD= 4.039521388506450E+05 PR= 2.333097761111937E+06
```

Symbol meaning:

JDTDB	Julian Day Number, Barycentric Dynamical Time
EC	Eccentricity, e
QR	Periapsis distance, q (km)
IN	Inclination w.r.t XY-plane, i (degrees)
OM	Longitude of Ascending Node, OMEGA, (degrees)
W	Argument of Perifocus, w (degrees)
Tp	Time of periapsis (Julian Day Number)
N	Mean motion, n (degrees/sec)
MA	Mean anomaly, M (degrees)
TA	True anomaly, nu (degrees)
A	Semi-major axis, a (km)
AD	Apoapsis distance (km)
PR	Sidereal orbit period (sec)

Avec les paramètres orbitaux, on peut calculer l'angle entre le plan équatorial et le plan de l'orbite lunaire, δ .

$$\delta = \arccos(\vec{p}_{terre} \cdot \vec{n}_{lune}) \text{ où } \vec{p}_{terre} = \begin{pmatrix} 0 \\ \sin(23,44^\circ) \\ \cos(23,44^\circ) \end{pmatrix} \text{ et } \vec{n}_{lune} = \begin{pmatrix} \sin \Omega \sin i \\ -\cos \Omega \sin i \\ \cos i \end{pmatrix}$$

Finalement

$$\delta = \arccos \left(\begin{pmatrix} 0 \\ 0.398 \\ 0.917 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} -0.011 \\ -0.089 \\ 0.996 \end{pmatrix} \right); \boxed{\delta = 28.52^\circ}$$

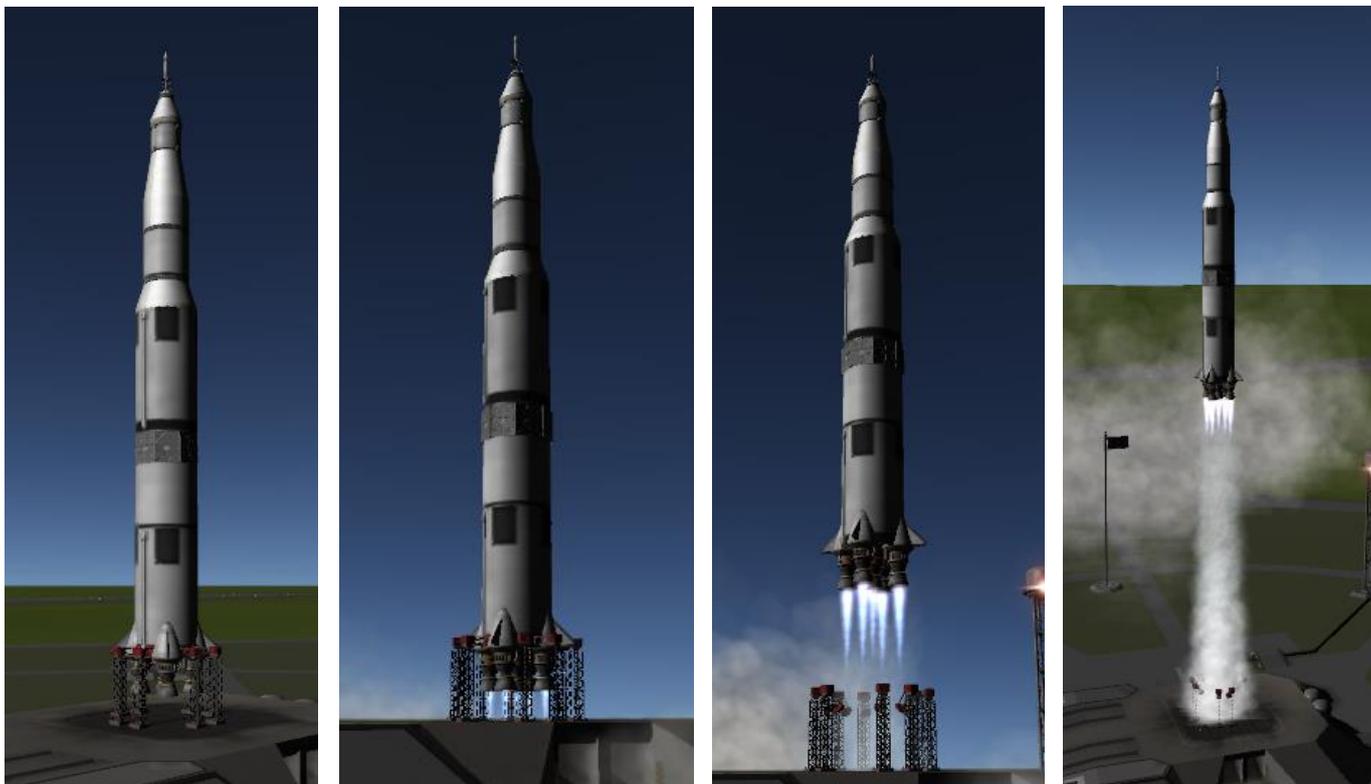
La latitude du KSC étant égale à 28.6°, pour Apollo 11 un lancement très proche plan de l'orbite de la lune était possible (à 0.08° près) alors que pour Apollo 17 (Décembre 1972) cet angle était égal à 25.45°.

Deuxième coïncidence⁽¹⁾ : Dans KSP KSRSS, l'orbite de la lune est modélisée avec une inclinaison de 28.36° pas si loin de la configuration de l'année 1969, on peut donc reproduire fidèlement Apollo 11 ⁽²⁾.

⁽¹⁾ Coïncidence ? Les moddeurs savent peut être ce qu'ils font ^^ !

⁽²⁾ L'obliquité de la Lune pose toujours problème mais bon c'est déjà ça !

Lancement de la réplique de la mission dans KSP

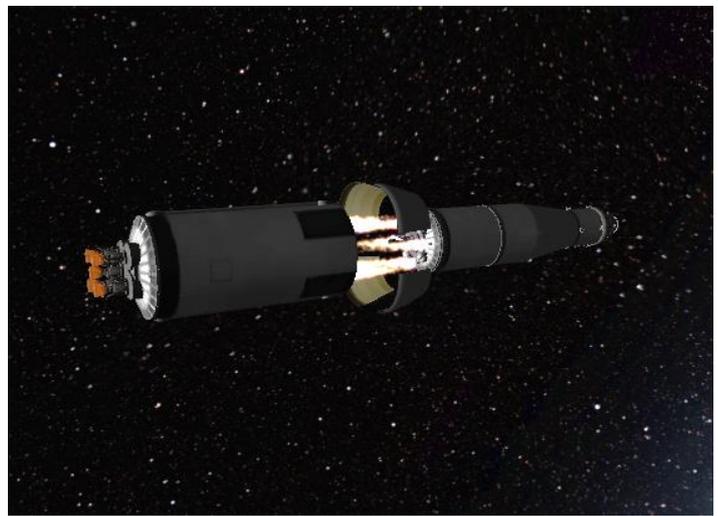


Allumage des moteurs, augmentation des gazs et décollage !

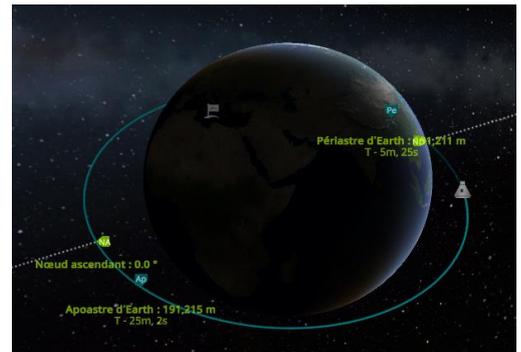


Séparation du S-IC, séparation de la structure inter étage et éjection de la tour de sauvetage

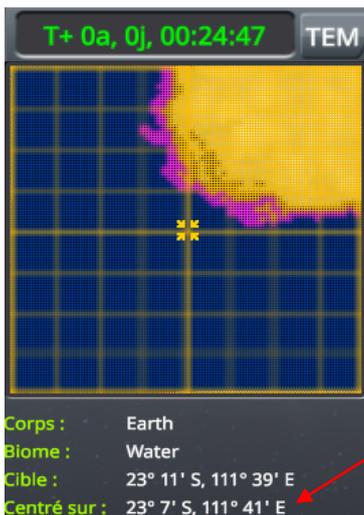
Figure 11 Le lancement



Le S-II poursuit sur sa lancée puis séparation du S-IVB



Après 3 allumages : insertion 90x191.2km, correction du résidu d'inclinaison (0.3°), puis circularisation à 191.2 km ; le véhicule est en orbite parking autour de la Terre dans le plan de la Lune.



Lancement à 191.2 km dans le plan de la lune : **OK**

Le point suivant est survolé 24 min 47 secondes après le décollage. Cette information est rentrée dans l'ordinateur du centre de contrôle et permet de planifier le reste de la mission ...

Figure 12 Le lancement, suite

8.3 Injection trans-lunaire avec retour libre (TLI)

Le but de la manœuvre de TLI est d'injecter le train lunaire vers la Lune sur une trajectoire qui pourra le ramener sur Terre en cas de problème.

Cette trajectoire est très sensible, après analyse, depuis une orbite à 191.2 km autour de la Terre elle doit se faire avec un DV proche de 853 m/s et un angle de phase véhicule->Lune de $140 \pm 2^\circ$ suivant la position de la Lune sur son orbite.

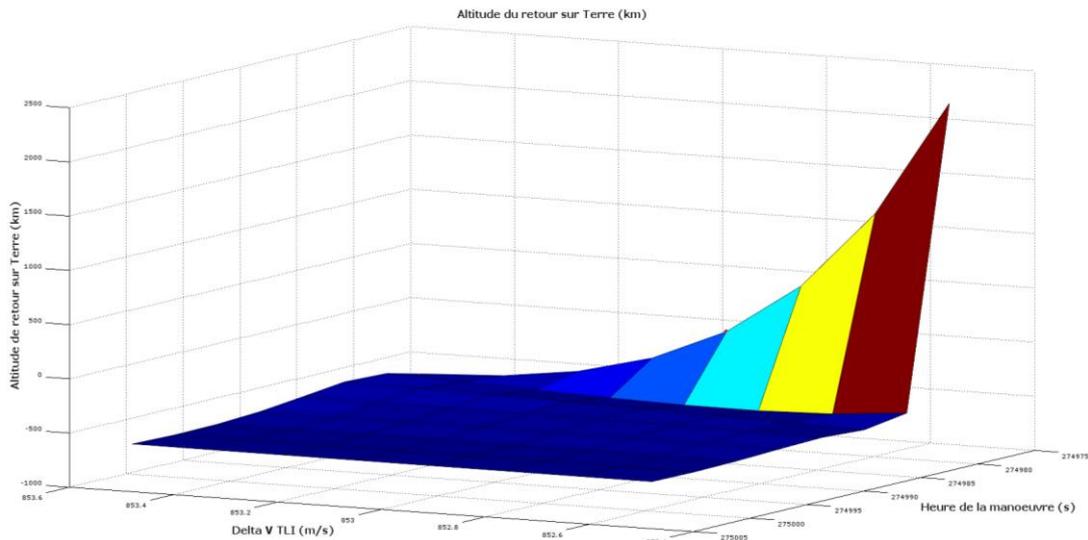


Figure 13 Altitude de retour libre en fonction du DV et de l'heure de la manœuvre

Sur la Figure 13, on voit que la manœuvre de TLI est très sensible un DV 1m/s trop élevé augmente de plusieurs milliers de kilomètre l'altitude de retour.

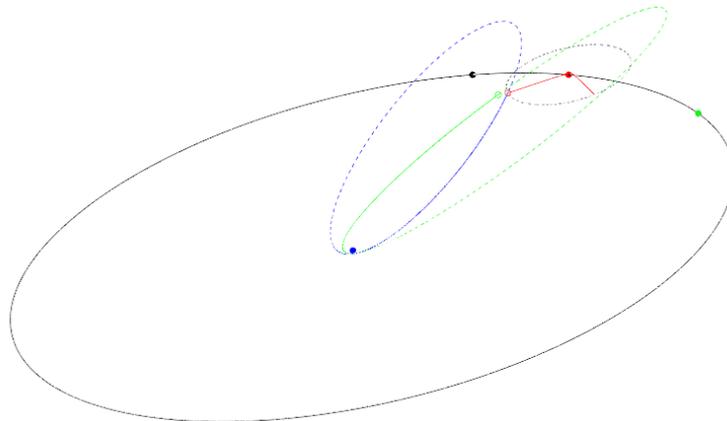


Figure 14 Simulation du transfert avec retour libre

L'algorithme de calcul du TLI a convergé vers la trajectoire suivante, indiquant une heure d'allumage jour 1 an 13 à 4h 21min et 53s et un angle de phase avec la Lune de 142° , l'information capitale à respecter étant l'angle de phase.

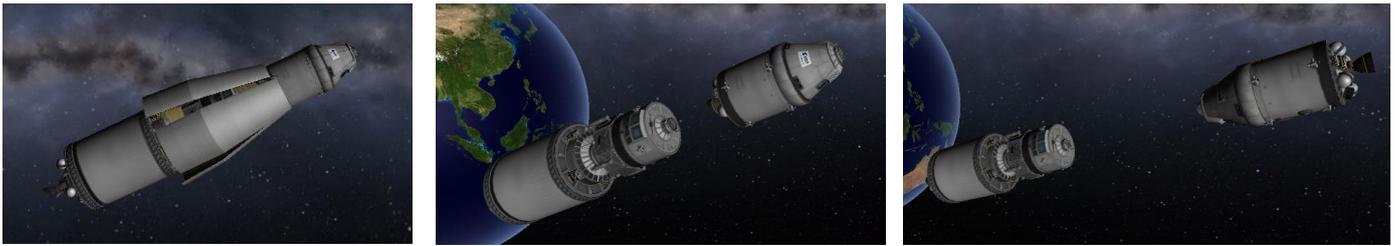


Figure 15 Injection trans-lunaire

Finalement l'angle de phase a été atteint 3 secondes plus tard que prévu, après une manœuvre de 15 secondes la trajectoire prévue était totalement respectée (l'erreur maximum est de 0.5% sur l'un des paramètres) !

8.4 Transpositions et amarrage

Une fois en route vers la lune, le module de commande se sépare et vient s'amarrer au module lunaire pour réaliser la suite de la mission



Séparation du CSM, ouverture des pétales, transposition et arrimage avec le LM



Séparation entre le « train lunaire » et le S-IVB

Figure 16 Manœuvre de transposition et arrimage

8.5 Insertion en orbite lunaire

Une fois arrivé au périastre de l'orbite de survol de la lune, le module de commande doit effectuer une manœuvre d'insertion en orbite lunaire. Cette manœuvre doit permettre d'assurer le timing de l'alunissage. Pour cela nous allons régler la période de la première orbite de capture.

Ci-dessous sont tracés le temps écoulé entre LOI1 et l'alunissage pour différentes altitudes d'apogée après LOI1 et différent nombre d'orbite parking après la circularisations à 111 km.

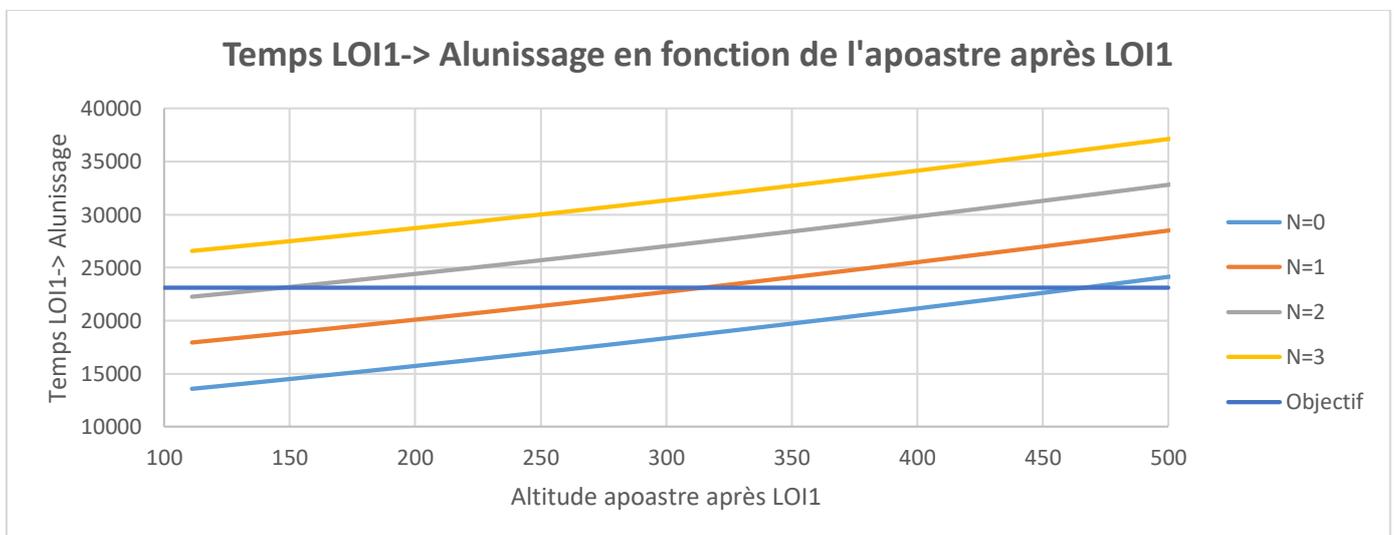


Figure 17 Choix de l'apogée de l'orbite de capture après LOI1

La ligne bleue indique le temps objectif que l'on souhaite atteindre pour assurer l'alunissage avec la bonne élévation solaire. On observe 3 intersections avec les courbes N=0,1 et 2. On remarquera qu'avec N=1, l'altitude qui permet d'assurer le timing de l'atterrissage est de 315 km comme lors des missions Apollo, ce résultat est de la pure chance !

Le simulateur de vol a abouti à la procédure de capture autour de la Lune suivante : 3 manœuvres sont nécessaires, LOI1, 2 et 3. En effet le véhicule arrive à 40.9km d'altitude. LOI1 capture le véhicule sur une orbite de 40.9x315 km, LOI2 remonte l'apogée à 111 km puis LOI3 circularise à 111 km (il n'a pas été possible d'arriver directement à 111km d'altitude car la trajectoire de retour libre est extrêmement sensible et ne le permettait pas)

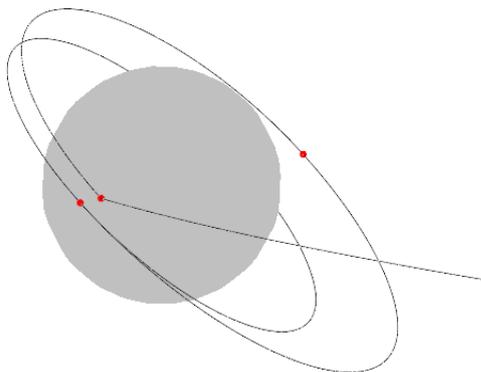
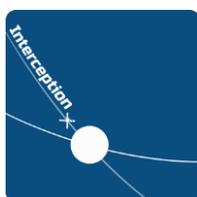
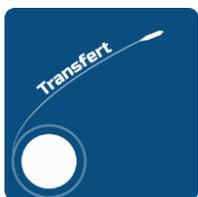


Figure 18 Simulation des manœuvres de capture et de circularisations autour de la Lune

On remarque que lors de la première manœuvre, l'inclinaison du plan orbital est modifiée de 31° pour permettre l'atterrissage sur la mer de la Tranquillité.



Figure 19 Survol de retour libre et manœuvre de capture (DV=385 m/s)



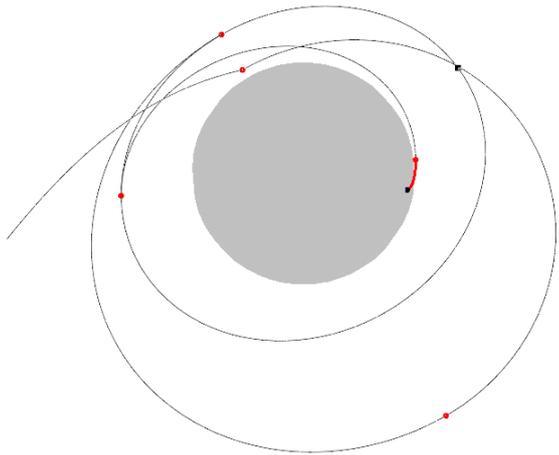
Transfert avec retour libre + capture orbite 111⁽¹⁾ x 315 km: OK

⁽¹⁾L'orbite initiale était de 40.9*315 km puis de 111*315 km après LOI2 qui a eu lieu à l'apogée.

8.6 Alunissage

Suite à la circularisations à 111 km s'en suit une phase d'attente avant la séparation et la descente du LM à 5700m.

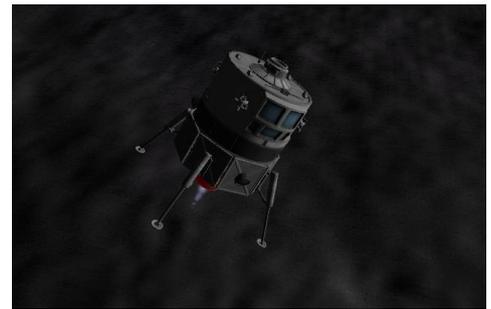
Plan de vol vers l'alunissage



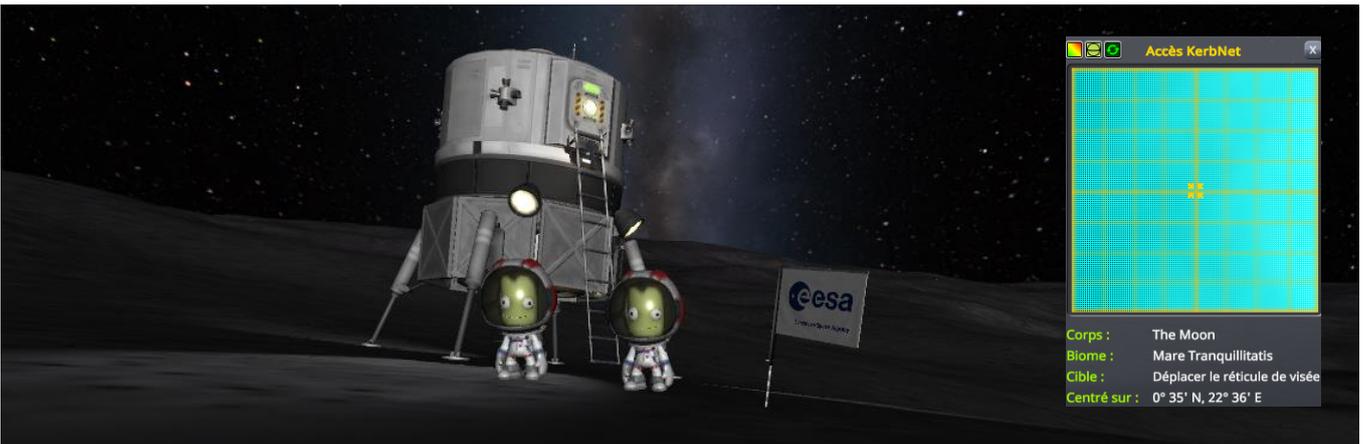
Manœuvre de descente an 1 j 18, 3h 15min 40s



Le LM en approche de la surface lunaire

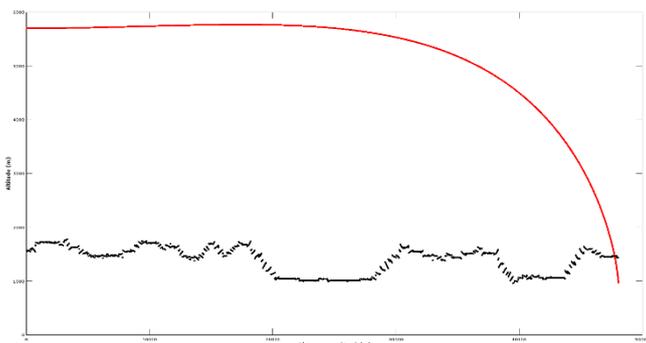


L'aigle s'est posé an 1 j 18, 3h 45min 27s, à 13s de l'élévation solaire visée



Le LM c'est posé à 6' d'écart en latitude et 40' d'écart en longitude du lieu d'alunissage d'Apollo 11 ce qui correspond à un écart de 1.92 km (sur KSRSS) entre les 2 sites d'atterrissage

Figure 20 Séquence d'alunissage



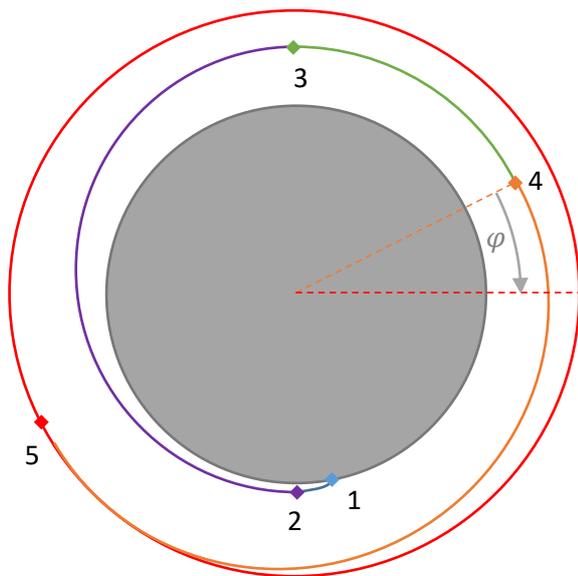
Trajectoire de descente propulsée (Power Descent) du module lunaire pour alunir sur la Mer de la Tranquillité. J'ai tenté de relever le relief lunaire le long de trajectoire mais les résultats ne sont pas correct car rassurez-vous, je ne me suis pas crashé.



Alunissage mer de la Tranquillité : OK

8.7 Rendez-vous avec module de commande

Le RDV avec le CSM se fait en plusieurs étapes, premièrement le LM s'insère sur une orbite elliptique 7.4x83.3 km (ou 4x45 miles nautique, voir Figure 5) avec le moteur d'ascension. Ensuite, il circularise à 83.3 km à l'aide du RCS, s'en suit une phase d'attente pour atteindre l'angle de phase requis pour le RDV, voir Figure 21.



◆	Description	DV
◆	Décollage	~ 800 m/s ⁽¹⁾
◆	Insertion orbite 7.4x83.3km	
◆	Circularisations à 83km	40 m/s ⁽²⁾
◆	Transfert vers CSM à 111 km	11.1 m/s ⁽²⁾
◆	RDV avec CSM	10.8m/s ⁽²⁾

⁽¹⁾DV fournis par le moteur de remontée

⁽²⁾DV fournis par le RCS

Figure 21 Déroulement du RDV LM - CSM

Pour un transfert de Hohmann, l'angle de phase entre le LM et le CSM est donné par la formule suivante, où a_1 est le rayon de l'orbite initiale du LM et a_2 est le rayon de l'orbite du CSM.

$$\varphi = \pi \left(1 - \sqrt{\frac{(a_1 + a_2)^3}{8a_2^3}} \right); \quad \varphi = \pi \left(1 - \sqrt{\frac{(2 \times 163.6 + 83.3 + 111)^3}{8 \times (163.6 + 111)^3}} \right);$$

$$\boxed{\varphi = 13.45^\circ}$$

Le décollage du module lunaire doit se faire pour garantir un angle de phase minimum de 13.45° une fois que l'orbite est circularisée à 83.3 km, ainsi le RDV pourra se faire. Dans les faits l'angle de phase au moment du décollage du LM doit être d'environ 100° pour assurer le RDV (car la première phase de vole elliptique du LM induit un fort déphasage).

De plus, ce RDV à lieu plusieurs heure après l'alunissage, la Lune à tourner sur elle-même d'environ 6°, le CSM soit effectuer une correction d'inclinaison pour que le LM s'insère sur une orbite coplanaire

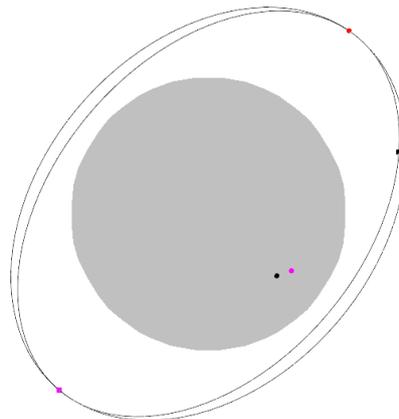


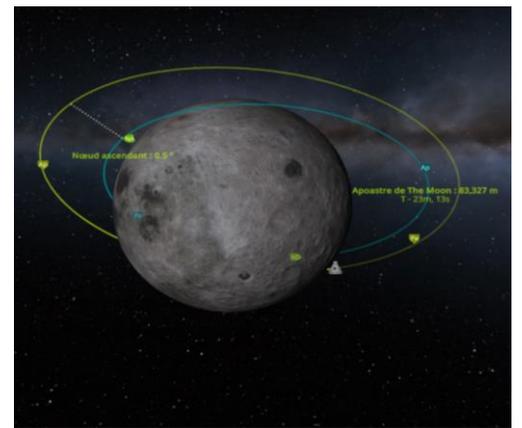
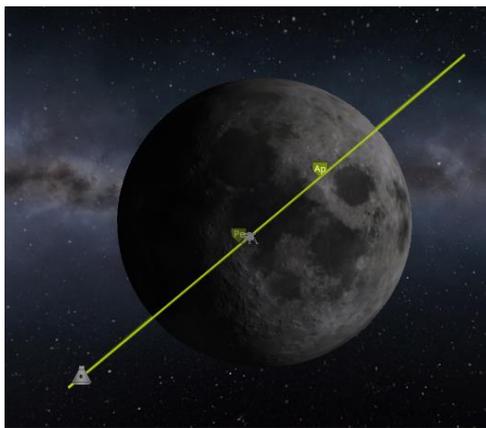
Figure 22 Correction d'inclinaison du CSM pour assurer un RDV coplanaire

En noir les positions du CSM et du LM à l'alunissage, en rose leurs positions au décollage du LM pour la phase de RDV. En rouge le point de manœuvre du CSM.

Correction orbite du CSM



Le LM est dans le plan orbital, décollage puis insertion sur une orbite de transfert vers 83.3 km d'altitude



RDV et amarrage

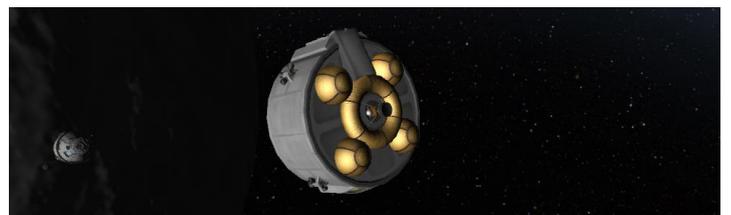
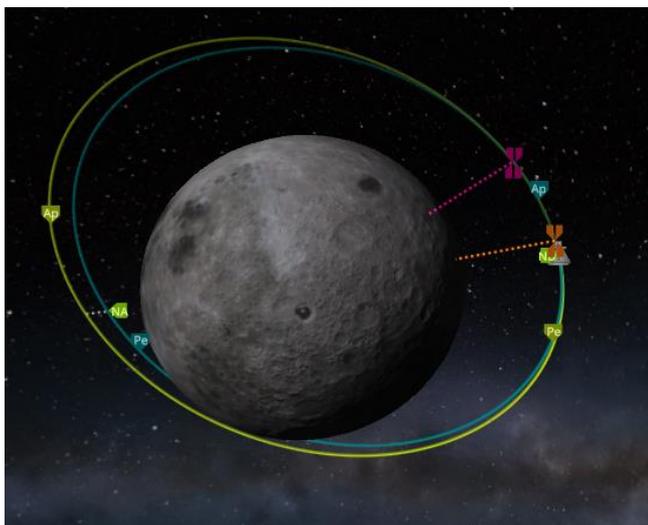
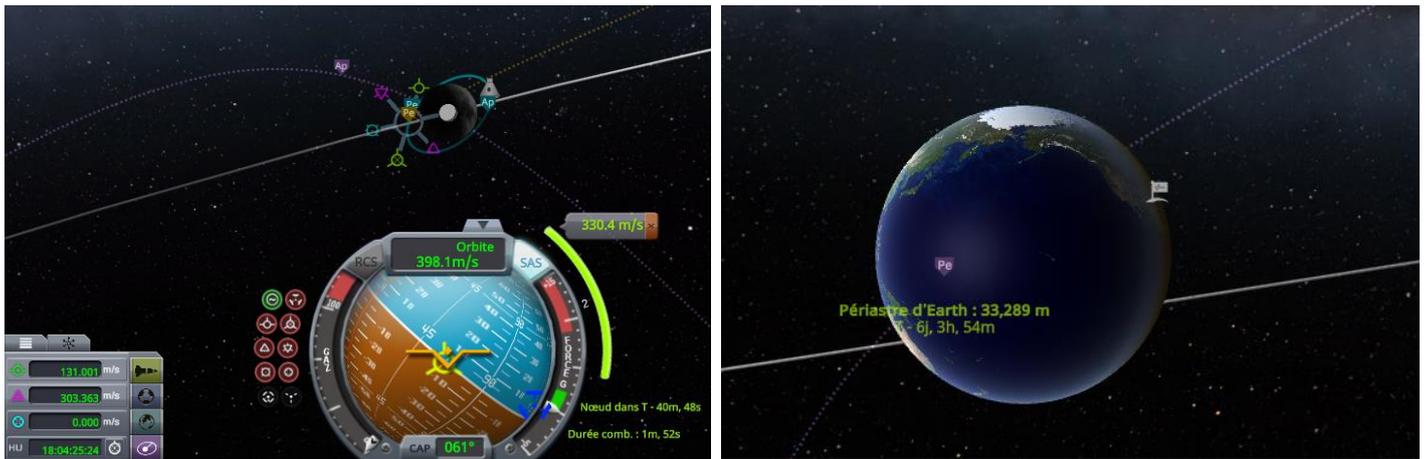


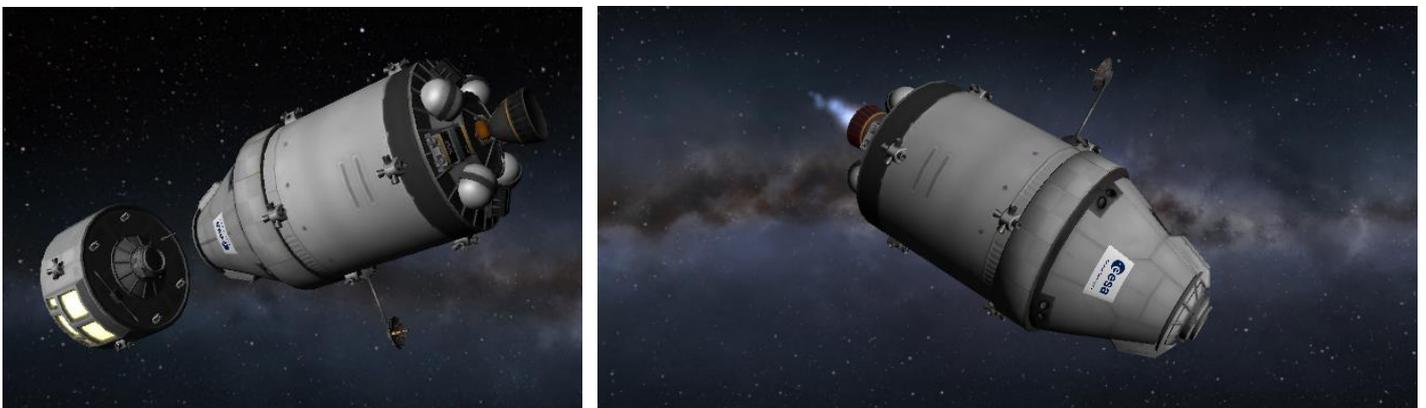
Figure 23 Phase de remontée et RDV avec le module de commande

8.8 Injection de retour sur Terre

L'injection de retour sur Terre (ou TEI), est plus simple à réaliser, la zone d'atterrissage, le pacifique représente entre 1/3 et 1/2 du globe terrestre par conséquent le bon timing n'est pas compliqué à obtenir. Le point d'amerrissage est très proche du périastre comme l'indique la vidéo réalisé par la NASA sur le sujet, voir [DR4]. Il faut donc faire en sorte de placer le périastre dans l'atmosphère de la Terre au-dessus du Pacifique.



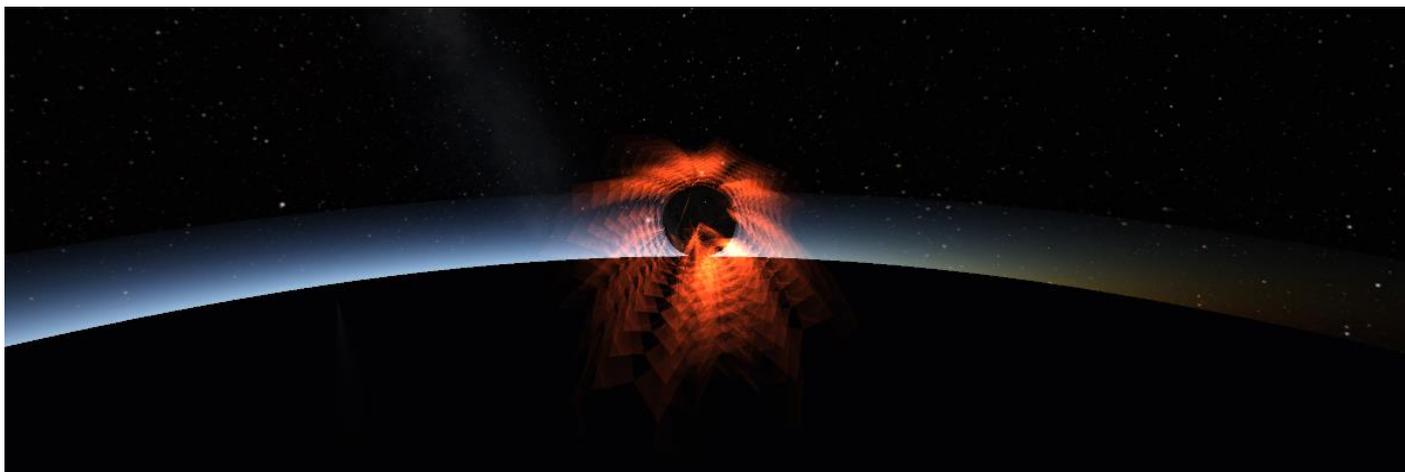
Ici le périégée de la trajectoire de retour est de l'autre côté de la Terre à l'opposé du Pacifique. La rentrée à lieu dans 6 jours et 4h la Terre va donc faire 6,66 tour sur elle-même et l'amerrissage se fera dans le pacifique



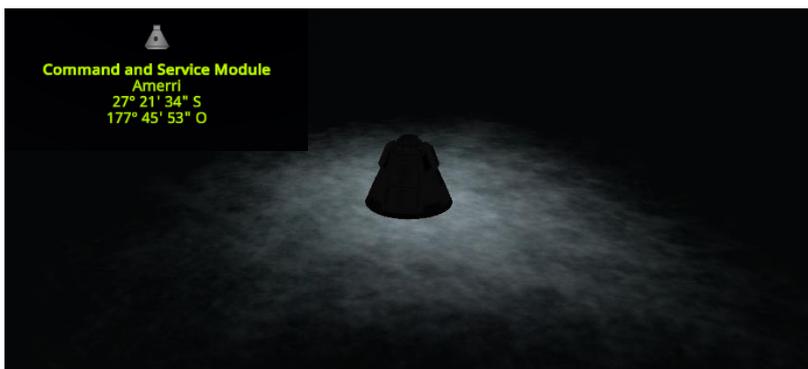
Séparation du module lunaire et manœuvre de TEI du CSM

Figure 24 Manœuvre de retour sur Terre

8.9 Entrée atmosphérique et amerrissage



Entrée atmosphérique



Command and Service Module
Amerris
27° 21' 34" S
177° 45' 53" O

Déploiement des parachutes et amerrissage dans le Pacifique (27°S 177W) au nord-est de la Nouvelle Zélande

Figure 25 Phase de rentrée et d'amerrissage



Amerrissage dans la PACIFIQUE : OK

9 Conclusion

Après KSC3 et la réplique de Hayabusa2, cette réplique d'Apollo 11 m'aura permis de pousser encore plus loin précision de réalisation d'une mission. Pour atteindre le niveau de précision requis pour se poser à l'endroit et l'heure prévu, les simplifications ne sont plus permises.

Jusqu'ici, je considérais les manœuvres ponctuelles et je négligeais la taille des sphères d'influences. Pour ce challenge, j'ai développé de nouveaux outils qui permettent de calculer les « vraies » manœuvres et trajectoires, ces outils étant « pointus » il nécessite des données d'entrées précises auxquelles le jeu donne accès depuis la MAJ 1.7.3 « Room to maneuver ». Les méthodes de calculs et de convergence vers la bonne trajectoire étant complexes, ce dossier ne rentre pas dans les détails mais j'espère avoir montré suffisamment de chose pour que vous compreniez la démarche.

Merci à l'équipe du KSC qui nous offre cet « espace » pour partager notre passion et merci à l'équipe de développement du jeu Kerbal Space Program qui permet à tous d'avoir accès aux étoiles.

Annexe 1 : Le moteur de simulation

Le moteur de simulation que j'ai développé permet de simuler la mission du lancement au rendez-vous en orbite lunaire entre le CSM et l'étage de remonté du LM après l'alunissage.

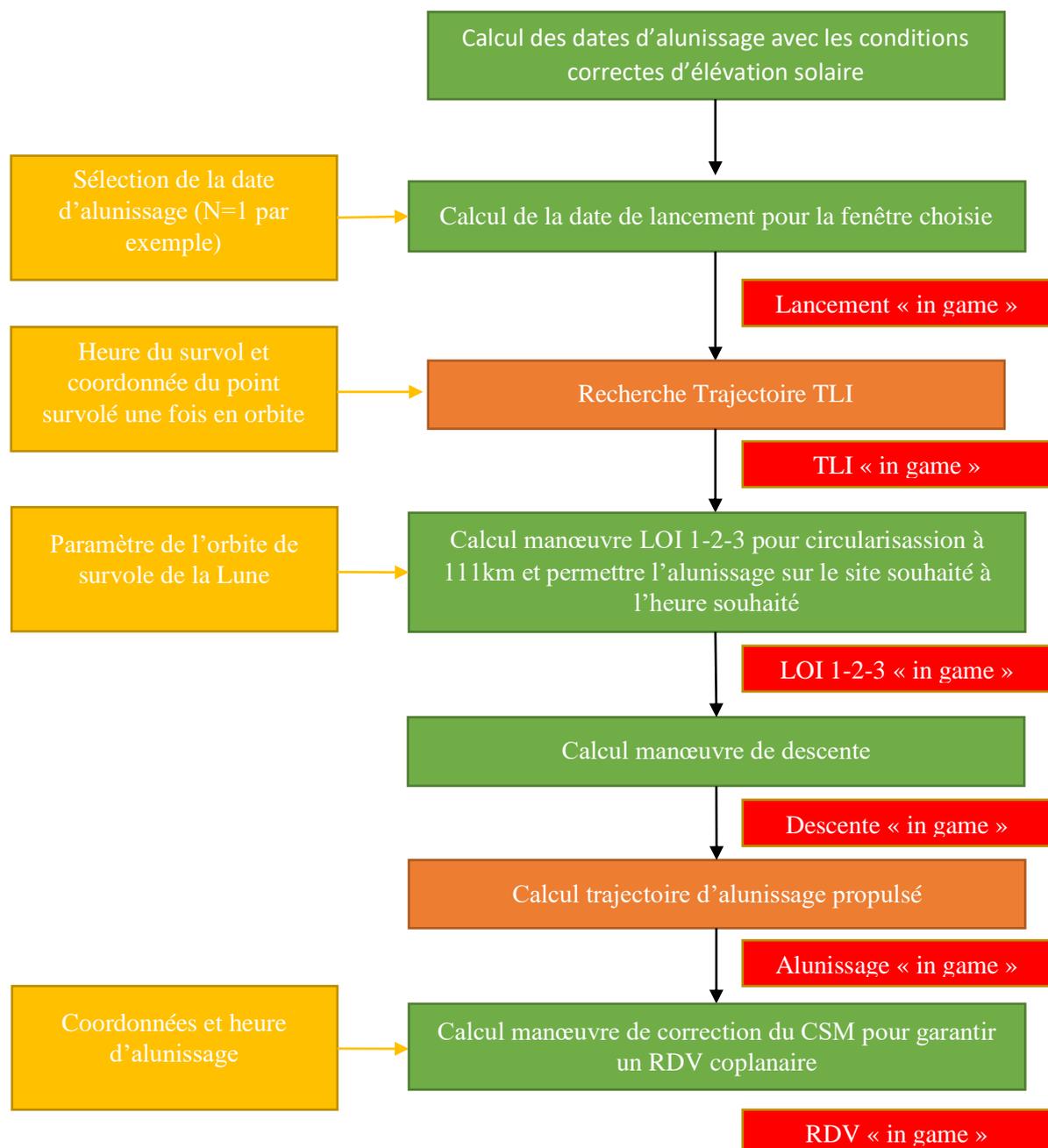
En vert sont indiqués les calculs « standard » impliquant des manœuvres instantanées et les lois de Kepler.

En orange, les calculs font intervenir la dynamique réel du véhicule, les manœuvres de sont plus instantanée.

En jaune, ce sont les informations fournies par l'utilisateur au fil de la réalisation de la mission pour alimenter les calculs et revenir sur Terre. En effet, les calculs sont très précis mais les manœuvre étant réalisées « à la main dans le jeu » l'utilisateur induit des erreurs qu'il doit corriger en indiquant les paramètres orbitaux de l'orbite obtenu par exemple. On notera par exemple que les perturbations du à la manœuvre de transposition / amarrage ne sont pas modélisées.

En rouge, les étapes réalisé par le joueur dans KSP au fil de la simulation.

Pour les simulations « préliminaires » évoquées au paragraphe 6.2 les étapes jaunes et rouges n'avaient pas lieu, la précision était dégradée mais suffisante pour estimer le temps entre le lancement et l'insertion en orbite lunaire.



Annexe 2 : L'algorithme au cœur de tous mes algorithmes

Dans la majeure partie de mes calculs de mécanique orbitale ce cache un algorithme bien connu : la méthode de Newton. Elle peut se généraliser à la méthode du gradient, explication :

Cet algorithme permet de résoudre des problèmes complexes non linéaire (qui sont nombreuses lorsque l'on s'écarte des orbites circulaires) tout ce dont il a besoin c'est d'une « assez bonne » valeur initiale (x_0) et en quelques itérations la solution est trouvée.

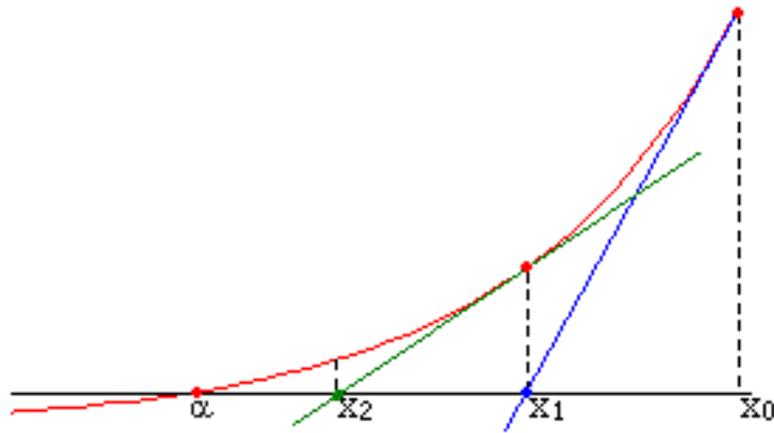


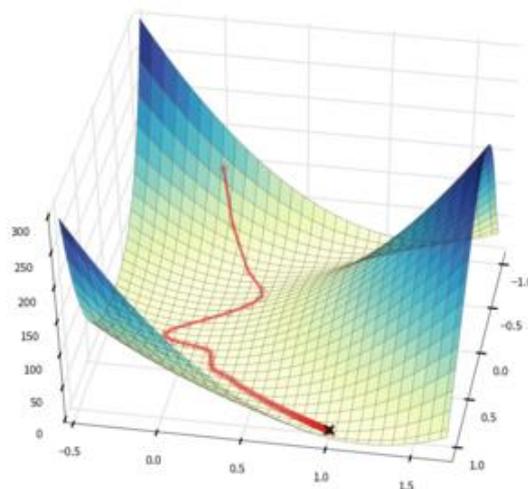
Figure 26 la méthode de Newton

L'algorithme consiste à calculer la pente locale à la fonction au point x_i et à la prolonger pour déterminer le prochain point x_{i+1} . A chaque étape on vérifie si l'erreur du calcul est sous un certain critère de convergence, si l'erreur est inférieure, on s'arrête, la solution est trouvée ; sinon on calcule l'équation de la tangente et son intersection avec l'axe des abscisses donne le prochain point de calcul.

Comment calculer l'équation de la tangente lorsque la formule de la dérivée est inconnu? Et bien numériquement ! En appliquant une variation infinitésimale ε autour de x_i :

$$f'_i = \frac{f(x_i + \varepsilon) - f(x_i)}{\varepsilon}$$

On peut également le faire en plusieurs dimensions : c'est la méthode du gradient.



Cette méthode marche très bien si le point initial est bien choisi. Vous l'aurez compris, l'algorithme permet de converger vers un minimum local (et non globale) il faut donc bien déterminer le premier point car sinon il peut diverger. Une étude initiale de la topologie de la surface de réponse (voir Figure 13) est donc conseillée avant de lancer cet algorithme.