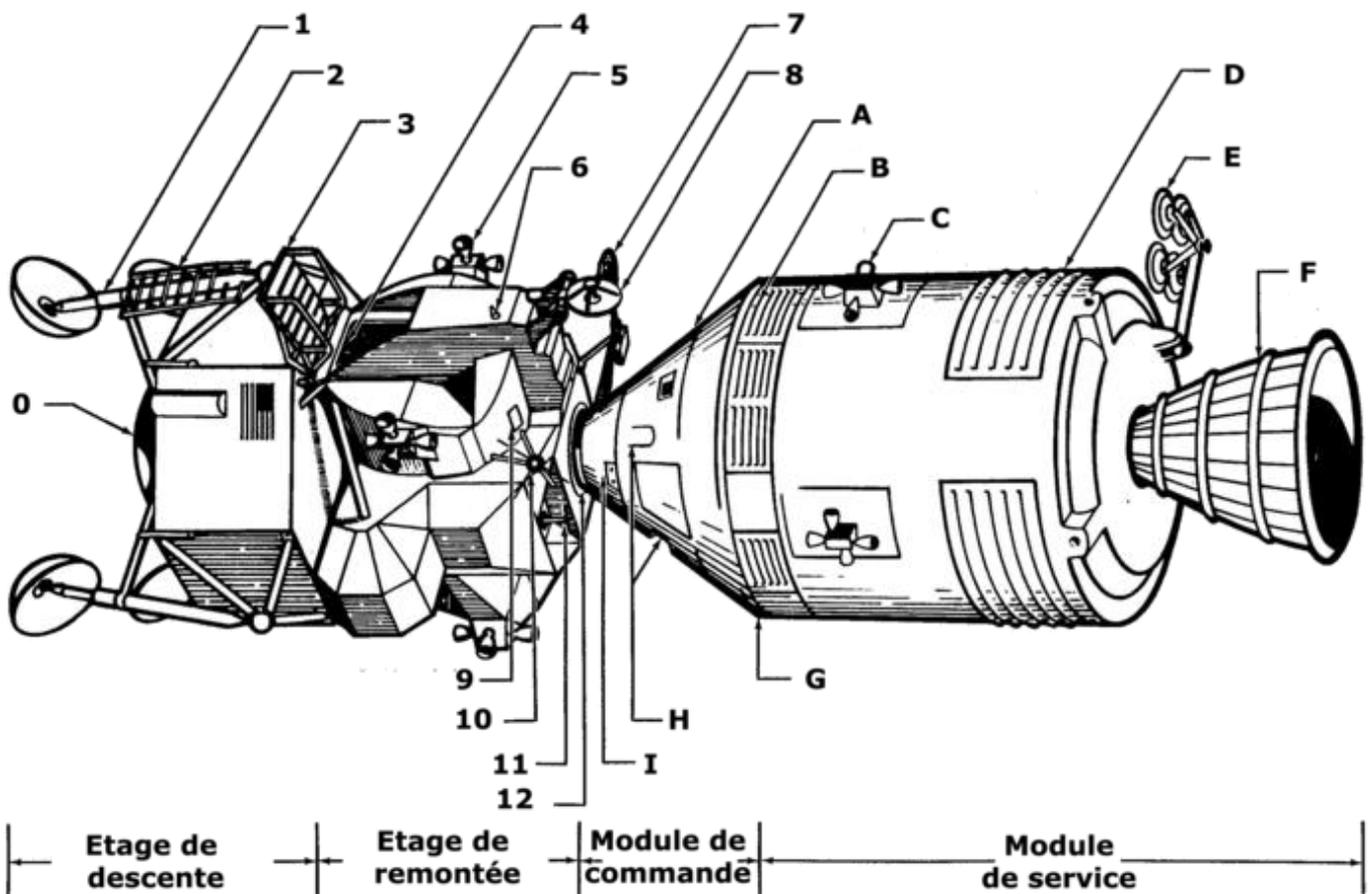




# Apollo 11 et son voyage vers la Lune

**Mission :** Dans le cadre du croisement sciences/SF/Fake news, explorer au travers de différents calculs, dont ceux réalisés par Neil Armstrong, la validité des équations et autres formules prévoyant les mouvements dans l'espace, comme les changements de trajectoire mais aussi les consommations d'ergols.

**Supports :** albums Tintin d'Hergé : *Objectif Lune* et *On a marché sur la Lune* , le film *First Man* de Damien Chazelle, le court métrage de Georges Méliès *Le Voyage dans la Lune*...+ éventuellement *De la Terre à la Lune* de Jules Verne



**Schéma 1** - Les quatre modules formant le vaisseau spatial lancé vers la Lune . **Étage de descente du module lunaire :** 0 Jupe inférieure du module de descente - 1 Train d'atterrissage - 2 Échelle - 3 Plateforme. **Étage de remontée du module lunaire :** 4 Écoutille - 5 Propulseurs contrôle d'attitude - 6 Antenne bande S - 7 Antenne bande S orientable - 8 Antenne du radar de rendez-vous - 9 Hublot utilisé pour le rendez-vous orbital lunaire - 10 Antenne VHF - 11 Cible utilisée pour l'amarrage - 12 Écoutille supérieure. **Module de commandé :** A Compartiment équipage - G Bouclier thermique - H Hublots - I Tunnel de communication. **Module de service :** B Radiateurs des piles à combustible - C Propulseurs contrôle d'attitude - D Radiateurs du système de contrôle de l'environnement - E Antennes grand gain orientables - F Tuyère du moteur principal.

Données : [https://fr.wikipedia.org/wiki/Apollo\\_11](https://fr.wikipedia.org/wiki/Apollo_11)

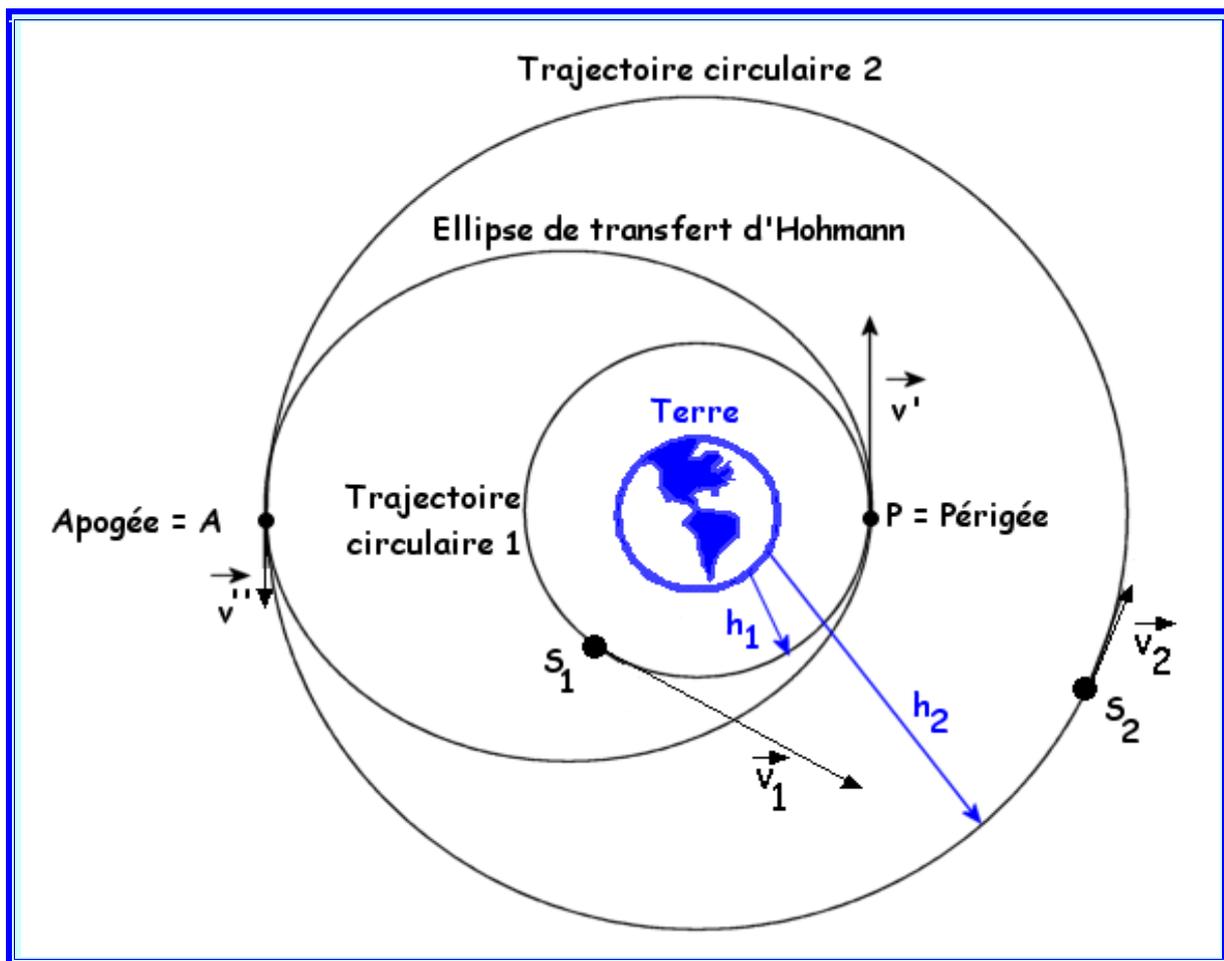
**Avant de commencer ce travail, regarder cette vidéo :**

<http://astronogeek.fr/saturnv/>

## **Partie 1 : Calculs numériques sur l'ellipse de transfert d'Hohmann (cas d'un satellite terrestre).**

**Votre premier travail consiste à lire cette partie du document et à faire les applications numériques (espaces vides après des signes =) à l'aide de votre calculatrice (ne pas oublier les unités).**

Soit un satellite artificiel  $S$ , de masse  $m_i = 1\,500\text{ kg}$ , en orbite autour de la Terre de masse  $M = 5,97 \cdot 10^{24}\text{ kg}$ , et que l'on veut remonter de la trajectoire circulaire 1, d'altitude  $h_1 = 500\text{ km}$  à la trajectoire circulaire 2, d'altitude  $h_2 = 600\text{ km}$ , ne serait-ce que parce-que les hautes couches de l'atmosphère le freinent et le font retomber progressivement. Voici comment on procède, que ce soit autour de la Terre, de Mars ou d'autres planètes : d'abord on met le satellite en orbite circulaire d'altitude  $h_1$ , sur laquelle il a une vitesse  $v_1$ . A un moment convenu, lorsque le satellite est au point P, futur périhélie de l'orbite elliptique de transfert, on augmente sa vitesse, sans changer sa direction, en la faisant passer à la valeur  $v'$ . Il faut lui donner une vitesse  $v'$  calculée de façon précise pour que l'apogée A de l'ellipse soit sur l'orbite circulaire définitive. Arrivé en A il a une vitesse  $v''$  inférieure à  $v'$ . On augmente encore sa vitesse, sans changer sa direction, jusqu'à la valeur  $v_2$ . Sur les 2 premières orbites le satellite peut faire plusieurs révolutions.



**Vitesse  $v_1$  du satellite sur l'orbite 1:** une conséquence de la troisième loi de Kepler, associée à la deuxième loi de Newton est que :

$$v_1 = \sqrt{\frac{GM}{R_1}}, \text{ ici } v_1 = \sqrt{\frac{GM}{R_T + h_1}} \Rightarrow v_1 = \sqrt{\frac{6,67 \cdot 10^{-11} * 5,97 \cdot 10^{24}}{(6378 + 500) \cdot 10^3}} \Rightarrow v_1 =$$

**Vitesse  $v_2$  du satellite sur l'orbite 2:** de même,

$$v_2 = \sqrt{\frac{GM}{R_2}}, \text{ ici } v_2 = \sqrt{\frac{GM}{R_T + h_2}} \Rightarrow v_2 = \sqrt{\frac{6,67 \cdot 10^{-11} * 5,97 \cdot 10^{24}}{(6378 + 600) \cdot 10^3}} \Rightarrow v_2 =$$

On constate qu'un faible écart de vitesse, le delta-v,  $\Delta v = v_2 - v_1 =$   $=$  , fait varier de façon significative l'altitude du satellite. En effet,

$$\frac{\Delta v}{v_1} = \frac{55}{7609} =$$

**Energie mécanique  $E_1$  du satellite sur l'orbite 1:** Nous admettons que l'énergie mécanique totale  $E = E_c + E_p$  (énergie cinétique + énergie potentielle de pesanteur ou de gravitation) d'un corps de masse  $m$  en mouvement orbital autour d'un autre, de masse  $M$ , est donnée par l'expression:

$$E = \frac{1}{2} m v^2 - \frac{GMm}{R} = \frac{1}{2} m \frac{GM}{R} - \frac{GMm}{R} \Rightarrow$$

$$E = - \frac{GMm}{2R}$$

$R$  étant la distance entre les centres des 2 corps.  $2R$  est le diamètre de l'orbite si elle est circulaire, qu'on peut remplacer par  $2a$  si elle est elliptique ( $2a =$  grand axe de l'ellipse).

On remarquera que si  $R \rightarrow \infty$  et si  $v = 0$ , l'énergie totale est nulle. Sinon elle est négative: c'est simplement une convention.

$$E_1 = - \frac{GMm}{2R_1} = - \frac{GMm}{2(R_T + h_1)} \Rightarrow E_1 = - \frac{6,67 \cdot 10^{-11} * 5,97 \cdot 10^{24} * 1500}{2(6378 + 500) \cdot 10^3} \Rightarrow E_1 =$$

**Energie mécanique  $E$  du satellite sur l'orbite elliptique de transfert:** On remarque que  $2a = AP = h_2 + 2R_T + h_1$ .

$$E = - \frac{GMm}{2a} = - \frac{GMm}{h_1 + h_2 + 2R_T} \Rightarrow E = - \frac{6,67 \cdot 10^{-11} * 5,97 \cdot 10^{24} * 1500}{(500 + 600 + 2 * 6378) \cdot 10^3} \Rightarrow E =$$

**Vitesse  $v'$  qu'il faut donner au satellite au point P:** Pour passer de l'orbite circulaire 1 à l'orbite elliptique de transfert, le satellite doit recevoir l'énergie  $E - E_1 = 0,03 \cdot 10^{10}$  J. En P l'énergie potentielle est la même sur les 2 orbites (même distance à la Terre). La différence d'énergie totale vient seulement de la variation d'énergie cinétique:

$$\frac{1}{2} m v'^2 - \frac{1}{2} m v_1^2 = E - E_1 \Rightarrow v' = \sqrt{\frac{2}{m} \left( E - E_1 + \frac{1}{2} m v_1^2 \right)} \Rightarrow v' = \sqrt{\frac{2}{1500} \left( 0,03 \cdot 10^{10} + \frac{1}{2} 1500 * 7609^2 \right)} \Rightarrow$$

$$v' =$$

**Energie mécanique E<sub>2</sub> du satellite sur l'orbite 2:** Comme précédemment,

$$E_2 = -\frac{GMm}{2R_2} = -\frac{GMm}{2(R_T + h_2)} \Rightarrow E_2 = -\frac{6,67 \cdot 10^{-11} * 5,97 \cdot 10^{24} * 1500}{2(6378 + 600) \cdot 10^3} \Rightarrow E_2 =$$

**Vitesse v'' avec laquelle le satellite arrive au point A:** Au point A, le satellite arrive avec la vitesse v'' et il faut lui donner la vitesse v<sub>2</sub> pour qu'il ait une orbite circulaire. En A, l'énergie potentielle est la même sur l'orbite elliptique de transfert et sur l'orbite circulaire 2 (même distance à la Terre). La variation d'énergie totale est E<sub>2</sub> - E = 0,03.10<sup>10</sup> J. Cette augmentation d'énergie du satellite est due à la variation d'énergie cinétique:

$$\frac{1}{2} m v_2^2 - \frac{1}{2} m v''^2 = E_2 - E \Rightarrow v'' = \sqrt{\frac{2}{m} \left( \frac{1}{2} m v_2^2 + E - E_2 \right)} \Rightarrow v'' = \sqrt{\frac{2}{1500} \left( \frac{1}{2} 1500 * 7554^2 - 0,03 \cdot 10^{10} \right)} \Rightarrow$$

$$v'' =$$

En conclusion, il faut ensuite lui donner la vitesse v<sub>2</sub> = 7554 m.s<sup>-1</sup> pour qu'il adopte la trajectoire circulaire 2. On voit encore que des petites variations de vitesse modifient grandement les trajectoires. Donc pour les corrections de trajectoires, les réacteurs sont beaucoup moins puissants et beaucoup moins consommateurs de carburant que les moteurs qui arrachent le lanceur à la Terre.

***Votre deuxième travail consiste à utiliser l'équation de Tsiolkovski afin de trouver quelle masse d'ergols doit être brûlés pour chacune des phases de « changement de vitesse ».***

Dans le domaine des vols spatiaux, une **manœuvre orbitale** est définie comme étant l'utilisation d'un système de propulsion spatiale afin de modifier l'orbite d'un astronef. Par exemple il peut s'agir de l'augmentation ou la diminution de la vitesse d'une sonde interplanétaire, de l'orientation d'un satellite, ou encore de la modification de l'inclinaison de son orbite.

Par opposition, lorsque le véhicule spatial considéré n'est pas soumis à une manœuvre orbitale, on dit alors qu'il est en phase de vol balistique. C'est-à-dire que les seules forces majeures qu'il subit sont celles dues à l'attraction gravitationnelle des corps célestes qui l'entourent.

**L'équation de Tsiolkovski** est l'équation fondamentale de l'aéronautique reliant la différence de vitesse entre le début et la fin d'une phase de propulsion d'un véhicule spatial, appelé delta-v, à la vitesse d'éjection des gaz du moteur-fusée et au rapport de la masse initiale à la masse finale de l'astronef.

***Pour chacune des manœuvres orbitales précédentes, appliquer l'équation de Tsiolkovski :***

$$\Delta v = v_e \times \text{Ln} \left( \frac{m_i}{m_i - m_e} \right)$$

où :

- Δv est la variation de vitesse entre le début et la fin de la phase de propulsion considérée ;
- v<sub>e</sub> est la vitesse d'éjection des gaz;
- m<sub>i</sub> est la masse totale de l'astronef au début de la phase propulsée (i pour initial) ;
- m<sub>e</sub> est la masse d'ergols brûlés lors de la phase propulsée, exprimée dans la même unité que m<sub>i</sub> ;
- Ln est la fonction logarithme népérien.

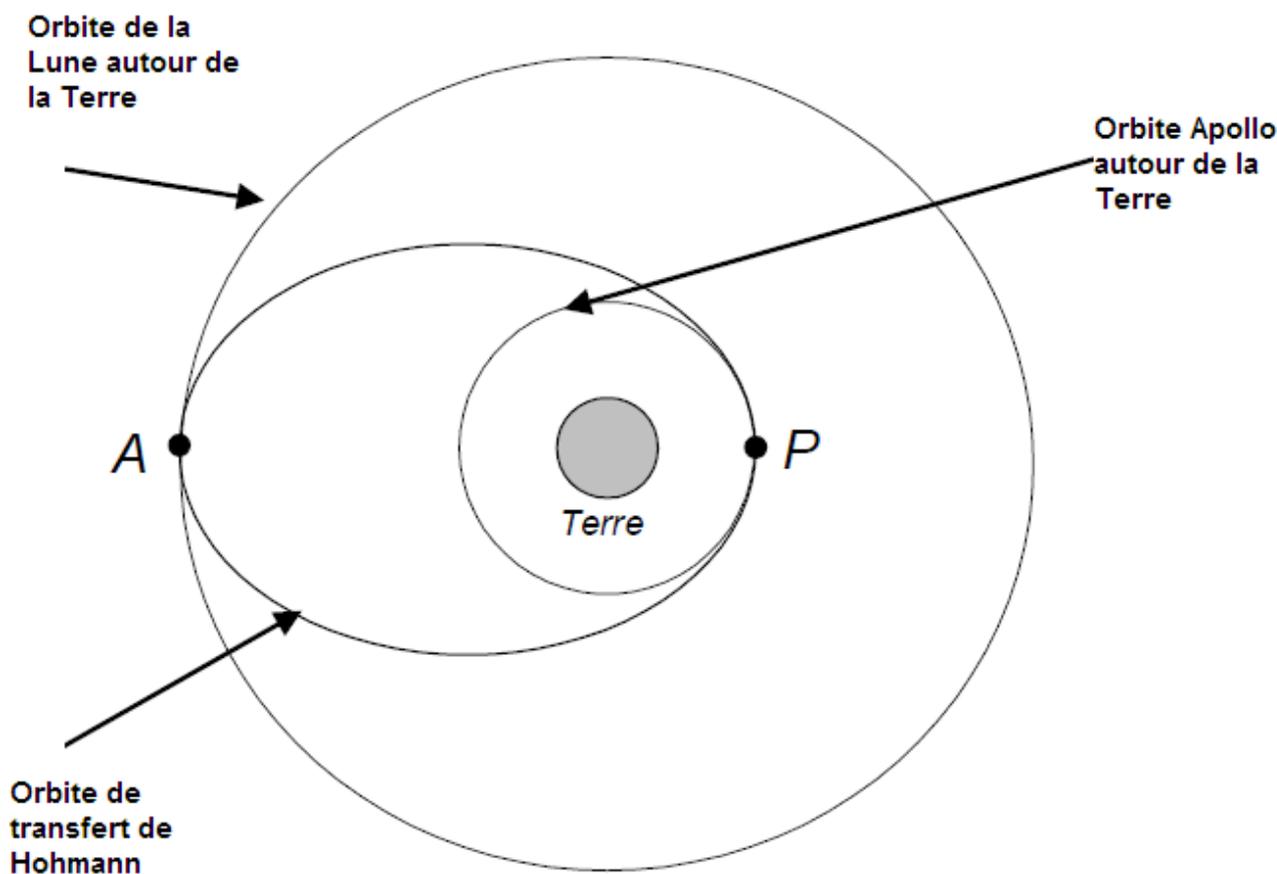
***pour déterminer la masse d'ergols brûlés, donc qui doivent être embarqués. Une vitesse d'éjection des gaz de 380 m.s<sup>-1</sup> est raisonnable pour le simple satellite artificiel S.***

***Aide : la fonction réciproque de Ln, la fonction logarithme népérien, est la fonction exponentielle Exp.***

## Partie 2: Comment quitter la Terre et rejoindre la Lune ?

Pour se balader dans le système solaire, il faut vaincre la gravité terrestre qui nous retient au sol ou au voisinage de la planète. Une seule solution : aller très vite et même dépasser la vitesse de libération ( $11,2 \text{ km.s}^{-1}$  au niveau du sol).

Ensuite, il faut faire des économies de carburant. L'ingénieur Walter Hohmann a montré en 1925 que pour passer d'une planète à une autre, la trajectoire la plus économe est une ellipse tangente à la fois à l'orbite terrestre et à l'orbite de la planète visée.



*En supposant que l'orbite de la Lune est circulaire et parfaitement dans le plan de l'équateur terrestre, adapter les calculs de la première partie pour le cas du vaisseau Apollo (voir film « First man »).*

*Aide : il faudra commencer par rechercher toutes les données numériques indispensables pour effectuer les calculs, les altitudes et distances, les masses et vitesse d'éjection d'ergols.*

[https://fr.wikipedia.org/wiki/Apollo\\_11#D%C3%A9collage](https://fr.wikipedia.org/wiki/Apollo_11#D%C3%A9collage)

[https://fr.wikipedia.org/wiki/Injection\\_trans-lunaire](https://fr.wikipedia.org/wiki/Injection_trans-lunaire)

[https://fr.wikipedia.org/wiki/Saturn\\_V](https://fr.wikipedia.org/wiki/Saturn_V)

et pour visualiser ce qu'est une orbite de transfert d'Hohmann, la simulation suivante :

[http://www.sciences.univ-nantes.fr/sites/genevieve\\_tulloue/Meca/Planetes/transfert.html](http://www.sciences.univ-nantes.fr/sites/genevieve_tulloue/Meca/Planetes/transfert.html)

La somme des delta-v est appelé le budget delta-v. Une marge est généralement ajoutée au budget afin d'avoir une petite ressource d'ergols disponible en cas d'imprévu. Dans le tableau suivant il y a différents delta-v pour le programme Apollo (source : wikipédia).

Budget Delta-v pour les missions habitées du programme Apollo	
Opération	Delta-V en m/s
Lancement en orbite terrestre basse	Dispensé par le lanceur
Injection sur une orbite de transfert Terre-Lune	3160
Insertion en orbite lunaire	900
Premier transfert vers une orbite plus basse	30
Second transfert vers une orbite plus basse	70
Atterrissage sur la Lune	2060
Décollage de la Lune	1850
Injection sur une orbite de transfert Lune-Terre	1000

***Vérifier que vos calculs donnent des résultats proches de ceux indiqués pour les phases d'injection de la Terre vers la Lune.***

## Partie 3 : Obus de Jules Verne, fusée de Tournesol ou Saturn V ?

### Jules Verne :

[http://www.crdp-strasbourg.fr/je\\_lis\\_libre/livres/Verne\\_DeLaTerreALaLune.pdf](http://www.crdp-strasbourg.fr/je_lis_libre/livres/Verne_DeLaTerreALaLune.pdf)

**Commencer par regarder cette vidéo :**

<https://www.youtube.com/watch?v=Us6TDxO9ItM>

Jules Verne commence par faire la liste des questions qu'une telle entreprise suscite à cette époque dans l'esprit du lecteur :

1. Est-il possible d'envoyer un projectile dans la Lune ?
2. Quelle est la distance exacte qui sépare la Terre de son satellite ?
3. Quelle sera la durée du trajet du projectile auquel aura été imprimée une vitesse initiale suffisante, et, par conséquent, à quel moment devra-t-on le lancer pour qu'il rencontre la Lune en un point déterminé ?
4. À quel moment précis la Lune se présentera-t-elle dans la position la plus favorable pour être atteinte par le projectile ?
5. Quel point du ciel devra-t-on viser avec le canon destiné à lancer le projectile ?
6. Quelle place la Lune occupera-t-elle dans le ciel au moment où partira le projectile ? »

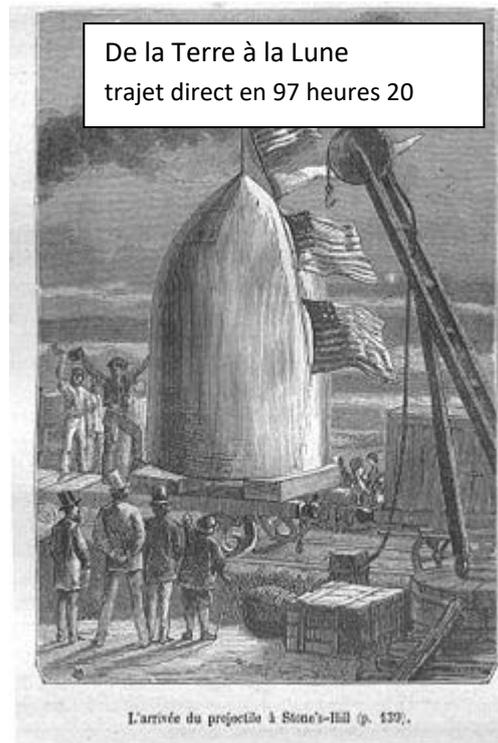
— Chapitre 4

Verne revendiquait de produire une littérature basée sur une science « sérieuse », à l'opposé de son contemporain et concurrent, le britannique Herbert Georges Wells (1866–1946) dont les principaux romans, mettant en scène une science nettement plus imaginaire, furent publiés vers 1900 : *La machine à explorer le temps* (1895), *L'homme invisible* (1897), *La guerre des mondes* (1898), *Les premiers hommes dans la Lune* (1901).

Ainsi Verne, en plus de se documenter solidement par lui-même, sollicita-t-il les compétences d'un véritable mathématicien, son cousin Henri Garcet, professeur au lycée Henri IV, pour calculer les paramètres du voyage de son obus lancé vers la Lune : durée du périple (« trajet direct en 97 heures 20 minutes »), heure (97 h 20 min avant le passage de la Lune au zénith) et lieu du lancement (à 28° de latitude Nord, aux États-Unis, non loin de l'actuelle base de Cap Canaveral).

Verne prend en compte la vitesse d'entraînement du projectile due à la rotation terrestre, de même qu'il calcule la vitesse de libération et la distance à laquelle les attractions gravitationnelles lunaire et terrestre s'équilibrent (point dit de Lagrange L1). Il envisage également les problèmes de l'alunissage en équipant l'obus de rétro-fusées et d'un matelas amortisseur rempli d'eau. Un simple capitonnage intérieur monté sur un réseau de ressort devant assurer la protection des passagers lors du contre-coup dû au tir de départ.

Néanmoins, d'autres aspects de l'histoire restent du domaine de la fantaisie et ne résistent pas à un examen critique de leur vraisemblance. Le fonctionnement du canon, par exemple : la faisabilité même d'une explosion suffisamment puissante pour propulser l'obus est douteuse, et le canon lui-même n'y résisterait pas. De même, Verne ne met en scène l'état d'apesanteur qu'en cours de route : « la pesanteur du boulet [. . .] finira par s'annuler complètement au moment où l'attraction de la Lune fera équilibre à celle de la Terre, c'est-à-dire aux quarante-sept cinquante-deuxièmes du trajet » (p.21). En réalité, cet état s'installe aussitôt



que l'obus sort de l'atmosphère et dure tout le long de la trajectoire balistique, ce que Verne savait probablement.

**Le but de ce travail est d'essayer de répondre aux questions 1 et 3 sans entrer dans tous les détails, notamment du point de Lagrange.**

### 1. Est-il possible d'envoyer un projectile avec un canon dans la Lune ?

A l'aide du logiciel « Satellites » que vous avez déjà utilisé, faire les réglages suivants :

Système :- Autre Astre attracteur avec pour Masse  $5.97E+24$  kg et pour Rayon 6378 km,

Echelle : 100 mille km

Puis dans « Chrono » faire les réglages indiqués ci-dessous :

The screenshot shows the 'Satellites' software interface. The main window is titled 'Terre. R = 6380 km'. It features a coordinate system with a vertical Y-axis and a horizontal X-axis. A blue dot is positioned on the Y-axis, and a black dot is on the X-axis. A scale bar indicates '100 mille km'. The right-hand side contains several control panels:

- Système:** Chrono (selected), Echelle, Vitesse, Exos.
- Informations sur le mouvement:**
  - Chrono (s):** 0000 (with a 'Jours' checkbox).
  - Durée de vol prévue (s):** 300 000 (with an 'Ajuster à 1 jour' button).
  - Durée dt entre deux positions consécutives calculées (s):** 300.
  - Multiplicateur de la durée élémentaire dt:** 1000 (with a slider for 'Valeur entre 100 et 1000').
  - Avancement du vol. Informations sous le curseur:** A scroll bar is present.
  - Date(s) = 173 220**
  - Vx(m/s) = -1 Vy(m/s) = 1 505**
  - X( km) = 0,0 Y( km) = 385 128,61**
- Conditions initiales de lancement:**
  - X initial en km:** 0
  - Y initial en km:** 6400
  - Vitesse initiale Vox (m/s):** 0
  - Vitesse initiale Voy (m/s):** 11184

At the bottom, there is an 'Actions et contrôles' panel with a 'Tracé en gras' checkbox, coordinates 'X = 489 000,00 km' and 'Y = -51 000,00 km', a 'Zoom' section, and buttons for 'Quitter', 'Imprimer', 'Replacer', 'Effacer', and 'Lancer'.

Vous pourrez ensuite lancer le projectile mais aussi suivre l'avancement en plaçant la souris dans la barre « Avancement du vol ».

**A quoi correspond la vitesse initiale de 11184 m/s ?**

**Vérifier que la vitesse de l'obus à l'arrivée à proximité de la Lune est compatible avec une mise en orbite autour de celle-ci.**

*Aide : il faudra rechercher la valeur de la vitesse de libération de la Lune*

En supposant que la hauteur  $h$  du canon soit de 100 m (ce qui est déjà énorme) et qu'au bout du fût, la vitesse atteinte  $v$ , soit de 11184 m/s, il est possible de calculer l'accélération  $a$  avec les équations horaires du mouvement (équations du temps  $t$ ) :

$$h = 1/2at^2 \text{ et } v = at$$

*Déterminer l'accélération et la comparer à celle de la pesanteur terrestre,  $g = 9,81 \text{ m/s}^2$  au cours d'une chute libre.*

*Est-ce que le corps humain peut résister à une telle accélération ?*

**3. Quelle sera la durée du trajet du projectile auquel aura été imprimée une vitesse initiale suffisante, et, par conséquent, à quel moment devra-t-on le lancer pour qu'il rencontre la Lune en un point déterminé ?**

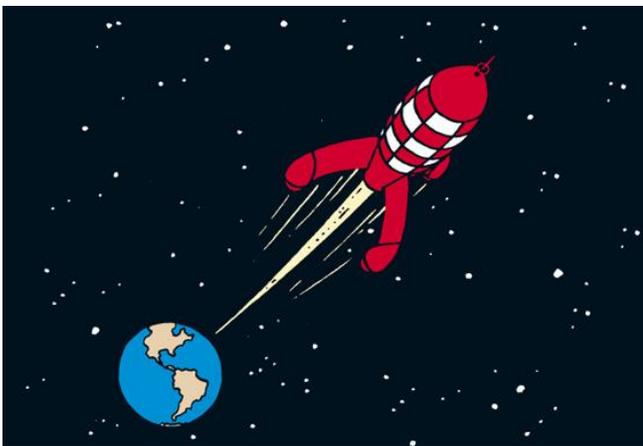
*Retrouver dans la simulation Satellites la durée du « vol balistique » en ligne droite, c'est à dire sans tenir compte de l'influence de la Lune.*

*Déterminer la vitesse de la Lune sur sa trajectoire supposée circulaire et à vitesse constante.*

*Déterminer le chemin que doit parcourir la Lune sur sa trajectoire pendant la durée du vol.*

*En déduire l'angle, exprimé en radian puis en degré, que doit faire l'axe Terre-Lune au moment de la mise à feu du canon pour qu'il rencontre la Lune.*

### La fusée lunaire de Tournesol



*Pour quelle raison la fusée est-elle à damier rouge et blanc ?*

*Quels sont les deux types de fonctionnement du moteur ?*

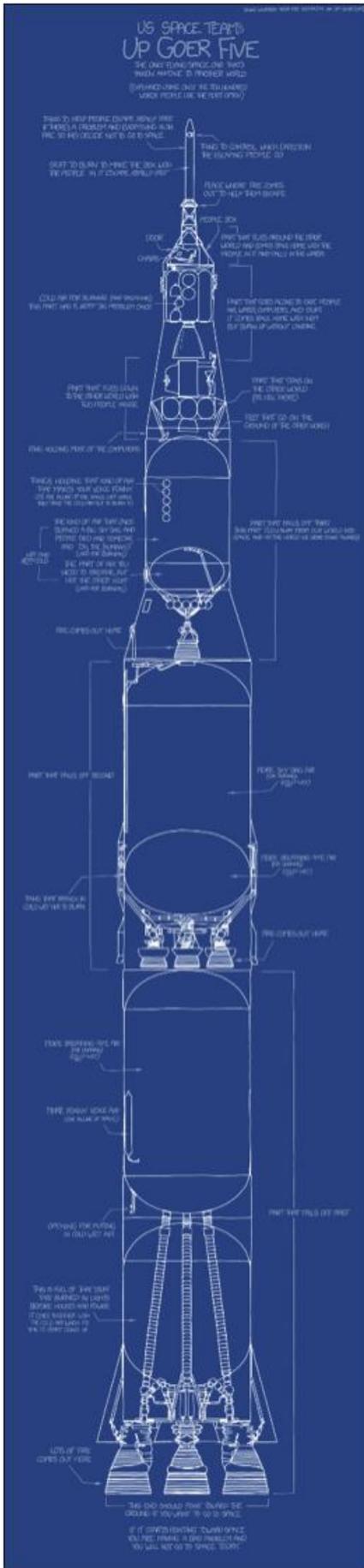
*Comment le problème de l'apesanteur est réglé par Tournesol ? Que cela impose-t-il au moment du retournement ?*

[https://fr.wikipedia.org/wiki/Objectif\\_Lune](https://fr.wikipedia.org/wiki/Objectif_Lune)

*Comparer la propulsion nucléaire et le propulsion chimique. Avantages/inconvénients ?*

[https://fr.wikipedia.org/wiki/Propulsion\\_nucl%C3%A9aire\\_thermique](https://fr.wikipedia.org/wiki/Propulsion_nucl%C3%A9aire_thermique)

# Saturn V



Identifier les trois étages de la fusée Saturn V sur le schéma ci-contre.

Quelles sont les différences majeures entre les moteurs F1 et F2 ?

Le moteur du troisième étage est aussi un moteur F2, en quoi diffère-t-il de celui du deuxième étage ?

Faire une frise chronologique du fonctionnement de chacun des moteurs de Saturn V.

Que deviennent les différents étages largués au cours d'une mission Apollo ?

Aide : si besoin revoir la vidéo <http://astronogeek.fr/saturnv/>

Budget Delta-v pour les missions habitées du programme Apollo	
Opération	Delta-V en m/s
Lancement en orbite terrestre basse	Dispensé par le lanceur

Retrouver la vitesse d'éjection des gaz du moteur F1 à partir du Delta-v et de la formule de Tsiolkovski.

Aide : [https://fr.wikipedia.org/wiki/F-1\\_\(moteur-fus%C3%A9e\)](https://fr.wikipedia.org/wiki/F-1_(moteur-fus%C3%A9e))

## Partie 4 : Le montage de la maquette !



ou/et :



Télécharger et installer l'application ci-dessus sur vos smartphones (Android seulement).

*Retrouver dans « Space Flight » la trajectoire de Hohmann ainsi que l'aérofreinage.*

Noter les différentes valeurs numériques indiquées.

Pour la phase « Entry, Descent & Landing », ouvrir « EDL Chart » document provenant de la NASA et noter les différentes valeurs.

*Choisir ensuite « Curiosity Rover » et préparez-vous au voyage !*

*Puis, une fois la mise en orbite de votre vaisseau autour de Mars effectuée, passez à la phase « EDL ».*

Bon amarissage !

## Partie 5 : Bilan

*Finir toutes les recherches en cours.*

*Faire le bilan de tout ce que vous avez découvert et compris.*