— **Acquérir des compétences** p. 171

46 > **Analyse**

1. a. Plus le satellite est lancé avec une vitesse élevée, plus il « retombe » loin. Dans l'ordre croissant, on a donc : $v_1 < v_2 < v_3 < v_4$.

b. D'après le schéma du **document 1**, la vitesse de lancement v_3 permet d'avoir une trajectoire circulaire autour de la Terre.

c. Un satellite qui est lancé avec une vitesse trop faible risque de retomber et de s'écraser sur la Terre (s'il ne brûle pas en rentrant dans l'atmosphère).

2. a. D'après le tableau du **document 2**, pour échapper à la gravitation de la Terre depuis sa surface, il faut atteindre la vitesse de libération de 11,2 km·s^{-1} soit $11{,}2 \times 3\,600 = 4{,}03 \times 10^4$ km·h^{-1}.

b. Cette vitesse est 4 fois plus grande que celle utilisée par le programme Apollo 11 ($1{,}0 \times 10^4$ km·h^{-1}).

c. Ces vitesses sont différentes car l'une correspond à la vitesse nécessaire pour échapper à l'attraction de la Terre depuis la surface et l'autre depuis un point A en orbite autour de la Terre.

> **Synthèse**

La vitesse de libération pour échapper à la gravitation à partir de la surface de la Terre étant trop importante ($4{,}03 \times 10^4$ km·h^{-1}), la stratégie de la mission Apollo 11 a consisté à procéder en deux étapes :

- le premier allumage a permis de placer la fusée en orbite autour de la Terre ;
- le second allumage de 10×10^3 km·h^{-1} correspond à la vitesse au point A (**doc. 1**) (vitesse supérieure à v_4), qui lui a permis d'échapper à l'attraction de la Terre pour avoir une trajectoire elliptique.

47 > **Le problème à résoudre**

L'ISS est modélisé par le point I.

On sait que :

$$\vec{F}_{T/I} = G \cdot \frac{M_T \cdot m_I}{(R_T + h)^2} \cdot \vec{u}_{IT}$$

et

$$\vec{g} = \frac{G \cdot M_T}{(R_T + h)^2} \cdot \vec{u}_{IT}$$

Or on lit sur le graphique qu'à la surface de la Terre, soit à $h = 0$ m, la valeur de l'intensité de pesanteur $g_0 = 9{,}81$ N·kg^{-1}.

Comme $g_0 = \frac{G \cdot M_T}{{R_T}^2}$ alors $R_T = \sqrt{\frac{G \,.\, M_T}{g_0}}$.

$$R_T = \sqrt{\frac{6{,}67 \times 10^{-11} \times 5{,}97 \times 10^{24}}{9{,}81}}$$

$R_T = 6{,}37 \times 10^6$ m

d'où $g_I = \frac{G \cdot M_T}{(R_T + h)^2}$.

$$g_I = \frac{6{,}67 \times 10^{-11} \times 5{,}97 \times 10^{24}}{(6{,}37 \times 10^6 + 400 \times 10^3)^2}$$

$g_I = 8{,}69$ N·kg^{-1}

Ainsi, $\frac{g_I}{g_0} = \frac{8{,}69}{9{,}81} = 0{,}886$ soit 89 %, donc à l'altitude de l'ISS, l'intensité de pesanteur est bien de l'ordre de 90 % de sa valeur à la surface de la Terre.