

Résolution de problème : aspects énergétiques des phénomènes électriques

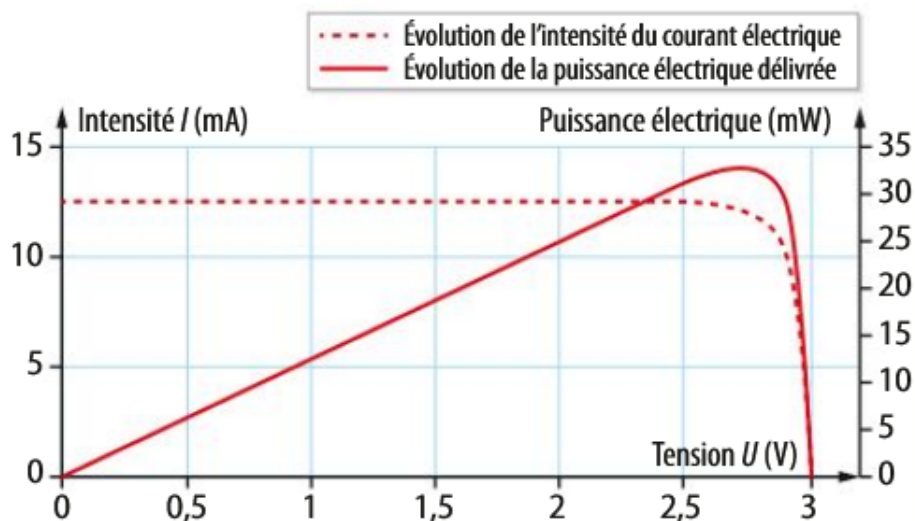
Solar Orbiter est un satellite d'observation du Soleil de l'Agence spatiale européenne qui doit être lancé en 2020 et commencer ses observations vers 2023.

Doc. 1 L'énergie dont aura besoin Solar Orbiter



L'énergie électrique sera produite par des cellules solaires triple jonction. La dimension des panneaux solaires permet de fournir suffisamment d'énergie lorsque le satellite se trouve à sa plus grande distance du Soleil soit 210 millions de kilomètres. La demande de puissance maximale du satellite est de 1 000 W.

Doc. 2 Caractéristique de la cellule triple-jonction de surface $S = 8,9 \times 10^{-5} \text{ m}^2$ avec un ensoleillement de $1\,000 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$



(d'après l'article de M. A. Green et al. « Solar cell efficiency tables (version 39) », *Progress in Photovoltaics Research and Applications*, 2012; 20:12-20)

Doc. 3 Luminosité et puissance surfacique

La **puissance** S
totale **rayonnée**
par une étoile est
appelée **luminosité**.

Elle est notée L et
s'exprime en watts.

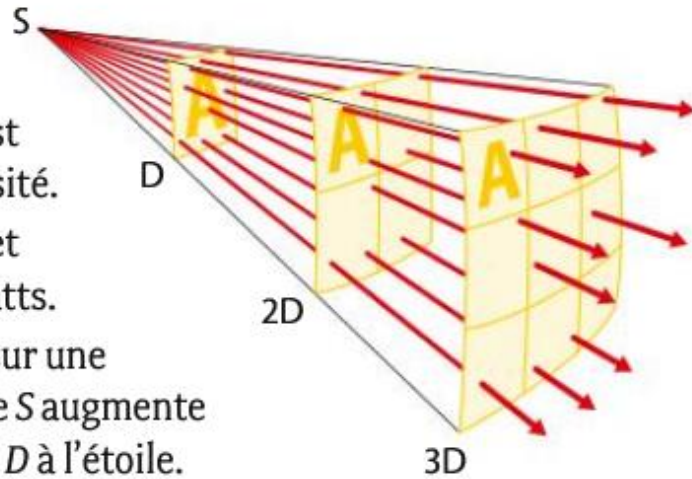
Elle se répartit sur une
sphère dont l'aire S augmente
avec la distance D à l'étoile.

La **puissance surfacique** reçue à une distance D de l'étoile
représente la puissance par unité de surface.

Elle est notée F et s'exprime en $\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$.

L et F sont liés par la formule : $F = \frac{L}{S} = \frac{L}{4 \cdot \pi \cdot D^2}$.

La luminosité du Soleil est de $3,846 \times 10^{26} \text{ W}$.



► Déterminer la surface des cellules solaires nécessaires au fonctionnement de cette sonde.

À une distance $D = 210$ millions de km du Soleil (distance la plus grande donc la moins favorable à la réception d'énergie, d'après le doc. 1), la puissance surfacique F est, d'après le doc. 3 :

$$F = \frac{3,846 \times 10^{26}}{4 \times \pi \times (210 \times 10^9)^2} = 6,94 \times 10^2 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}.$$

D'après le doc. 2, pour un ensoleillement de $1\,000 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$, et une surface de $S = 8,9 \times 10^{-5} \text{ m}^2$, donc pour une puissance lumineuse de 89 mW, la puissance électrique maximale récupérée est de 33 mW, soit un rendement maximal de la cellule triple jonction de : $\frac{33}{89} = 37\%$.

Donc, si on veut une puissance électrique de $1\,000 \text{ W}$ pour le satellite, il faut une puissance lumineuse incidente de $\frac{1\,000}{0,37} = 2,7 \text{ kW}$.

Avec un ensoleillement de $6,94 \times 10^2 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$, il faut donc une surface $S = \frac{2\,700}{694} = 3,9 \text{ m}^2$.

Avec 4 m^2 de cellules solaires triple jonction, il est donc possible d'assurer l'autonomie électrique de Solar Orbiter.

Remarque : le rendement d'une cellule photovoltaïque dépend de l'éclairement. Pour résoudre le problème, on considère que le rendement pour un ensoleillement de $1\,000 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$ est le même que pour un ensoleillement à $694 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$.