

Meilleure note :

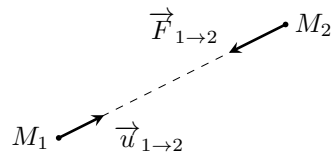
Moyenne :

Écart-type :

I L'atmosphère de Mars et son échappement

Q1 Par définition, le poids est la somme de la force de gravitation et de la force d'inertie d'entraînement (ici due à la rotation de la planète Mars sur elle-même). La force d'inertie d'entraînement est probablement ici négligeable (l'énoncé ne donne pas de données).

Q2 Loi de Coulomb.



La force électrostatique exercée par la charge q_1 sur la charge q_2 est de la forme :

$$\vec{F}_{1 \rightarrow 2} = \frac{1}{4\pi\epsilon_0} \frac{q_1 q_2}{M_1 M_2^3} \vec{M_1 M_2} = k \frac{q_1 q_2}{r_{12}^2} \vec{u}_{1 \rightarrow 2}$$

$$\vec{F}_{q1/q2} = \frac{q_1 q_2}{4\pi\epsilon_0 d^3} \vec{M_1 M_2}$$

Q3 Analogies électrostatiques/gravitationnelles :

Électrostatique	Gravitation
q	m
$\vec{E}_1(M) = \frac{q_1}{4\pi\epsilon_0 r^2} \vec{u}_r$	$\vec{g}_1(M) = -\frac{Gm_1}{r^2} \vec{u}_r$
$\frac{1}{4\pi\epsilon_0}$	$-G$

Théorème de Gauss gravitationnel :

Énoncé : le flux sortant du champ gravitationnel créé par une distribution de masse \mathcal{D} , à travers une surface fermée (\mathcal{S}) , est égal à la masse de \mathcal{D} située à l'intérieur de (\mathcal{S}) fois -4π :

$$\Phi_{calS}(\mathcal{G}) = \oint_S \vec{g}(M) \cdot d\vec{S}_M = -4\pi G m_{int}$$

Q4 On assimile le champ de pesanteur au champ gravitationnel. La distribution de masses est :

- invariante par rotation d'angles θ et ϕ quelconques.
- Par les plans de symétries : $(M, \vec{e}_r, \vec{e}_\theta)$ et $(M, \vec{e}_r, \vec{e}_\phi)$

Ainsi $\vec{g}(r, \theta, \phi) = g_r(r) \vec{e}_r$.

Surface de Gauss : sphère de rayon r .

Hypothèse : on néglige la contribution de l'atmosphère à \vec{g} .
l'application du théorème de Gauss gravitationnel conduit à

$$4\pi r^2 g_r(r) = -4\pi G m_m$$

$$\text{dc} \quad g_r(r) = -\frac{G m_m}{r^2}$$

$$\text{dc} \quad \vec{g}(r) = -\frac{G m_m}{r^2} \vec{e}_r$$

Q5 Au niveau du sol, $r = R_m$, $\vec{g}_0 = -\frac{G m_m}{R_m^2} \vec{e}_r$ donc $\vec{g}(r) = \left(\frac{R_m}{r}\right)^2 \vec{g}_0$.

AN : $g_0 = 3,73 \text{ m.s}^{-2}$.

Q6 L'équivalent volumique des forces de pression a pour expression :

$$\vec{f}_P = -\vec{\text{grad}}(P).$$

Pour le système {Particule de fluide de volume $d\tau$ }, dans le référentiel martien supposé galiléen, et à l'équilibre, le TRC nous donne l'équation locale de la statique des fluides :

$$\vec{0} = \mu \vec{g} - \vec{\text{grad}}(P).$$

Q7 En assimilant l'atmosphère à un GP, on a $PV = nRT = \frac{mRT}{M_a}$ soit

$$\mu = \frac{M_a P}{RT}.$$

D'après Q6, et après projection dans la base sphérique, on a :

$$-\frac{\partial P}{\partial r} = \frac{M_a P g}{RT} \quad (1)$$

$$-\frac{1}{r} \frac{\partial P}{\partial \theta} = 0 \quad (2)$$

$$-\frac{1}{r \sin(\theta)} \frac{\partial P}{\partial \phi} = 0 \quad (3)$$

Les lignes (2) et (3) impliquent que $P(r, \theta, \phi) = P(r)$ soit $\frac{dP}{dr} + \frac{P}{H} = 0$ avec $H = \frac{RT_0}{M_a g_0}$.

La condition aux limites $P(r = R_m) = P_0$ nous donne l'expression demandée :

$$P(r, \theta, \phi) = P_0 e^{-\frac{r - R_m}{H}} = C_0 e^{-\frac{r}{H}}$$

avec $H = \frac{RT_0}{M_a g_0}$ et $C_0 = P_0 e^{\frac{R_m}{H}}$.

Q8 D'après les données de l'introduction relative à la composition de l'atmosphère :

$$M_a = 96\% \times M_{\text{CO}_2} + 2\% \times M_{\text{Ar}} + 2\% \times M_{\text{N}_2}.$$

$$\text{AN : } M_a = 43,6 \text{ g.mol}^{-1} \text{ et } H = 10,7 \text{ km.}$$

Q9 D'après Q7, on a $\mu(M) = \frac{M_a P(M)}{RT_0} = \frac{M_a P_0}{RT_0} e^{-\frac{r - R_m}{H}} = \mu_0 e^{-\frac{r - R_m}{H}}$

avec $H = \frac{RT_0}{M_a g_0}$ et $\mu_0 = \frac{M_a P_0}{RT_0}$.

Q10 Déterminons m_{atm} par intégration de $\mu d\tau$ sur tout l'espace entre R_m et l'infini. On supposera que l'hypothèse g uniforme est encore valable.

$$\begin{aligned} m_{\text{atm}} &= \iiint_{V_{\text{int}}} \mu d\tau \\ &= \int_{r=R_m}^{+\infty} \mu_0 e^{-\frac{r - R_m}{H}} 4\pi r^2 dr \\ &= 4\pi \mu_0 H^3 \int_0^{+\infty} \left(u + \frac{R_m}{H}\right)^2 e^{-u} du \\ &= 4\pi \mu_0 H^3 \times \left(2 + 2\frac{R_m}{H} + \left(\frac{R_m}{H}\right)^2\right) \end{aligned}$$

en utilisant les intégrales données en fin d'énoncé.

Avec $\mu_0 H = \frac{P_0}{g_0}$, on obtient le résultat demandé :

$$m_{\text{atm}} = 4\pi \frac{P_0}{g_0} (2H^2 + 2HR_m + R_m^2).$$

Avec $R_m \gg H$, on obtient $m_{\text{atm}} \simeq 4\pi \frac{P_0}{g_0} R_m^2$.

$$\text{AN : } m_{\text{atm}} = 2.34 \cdot 10^{16} \text{ kg.}$$

Remarque : cette valeur est cohérente avec l'indication initiale de l'énoncé : « l'atmosphère martienne est estimée à 25 teratonnes (25 000 milliards de tonnes) ».

Q11. Le libre parcours moyen est la distance moyenne parcourue par une particule entre deux collisions.

Au niveau du sol $\mu_0 = \frac{M_a P_0}{RT_0}$ donc $\ell_0 = \frac{RT_0}{a^2 N_a P_0}$.

AN avec $a \approx 10^{-10} \text{ m}$, $\ell_0 \approx 0,5 \text{ mm}$.

Cette distance est très supérieure à la taille des particules, en accord avec un gaz très dilué pour cette pression très réduite.

Q12 Par définition de e , en $r = R_m + e$, on a

$$H = \ell(r = R_m + e) = \frac{M_a}{a^2 N_a \mu_0 e^{-e/H}} = \ell_0 e^{e/H}.$$

Ainsi on trouve $e = H \ln \left(\frac{H}{l_0} \right)$.

AN : $e = 1,8 \cdot 10^5 \text{ m}$

La valeur est en bon accord avec l'indication donnée en fin d'énoncé ($e = 2,2 \times 10^2 \text{ km}$).

Q13 Déterminons au préalable la vitesse de libération d'une particule de masse m .

La vitesse de libération v_ℓ est solution de l'équation $0 = E_m = \frac{1}{2}mv_\ell^2 - \frac{Gm_m m}{R_m + e}$.

On isole $v_\ell = \sqrt{\frac{2Gm_m}{R_m + e}}$

AN : $v \approx 5,0 \cdot 10^3 \text{ m.s}^{-1}$.

On note que la vitesse moyenne des molécules décroît avec la masse de ces molécules et que seule la distribution de vitesse des entités les plus légères peut présenter des vitesses supérieures à la vitesse de libération. On conçoit alors que H_2 et He aient pu subir le phénomène d'échappement.

À l'opposé, l'atmosphère martienne est maintenant composé des molécules les plus lourdes : CO_2 , Ar et N_2 .

Q14 En ordre de grandeur, en considérant une molécule par volume d^3 on a

$$n^*(r) = \frac{1}{d^3(r)}.$$

Ainsi $\mu(r) = \frac{M_a}{N_a d^3(r)}$.

Q15 Modèle continu : on doit avoir $d \ll e$.

Or $d = \left(\frac{N_a \mu}{M_a} \right)^{-\frac{1}{3}}$ d'après Q14 et $\mu = \mu_0 e^{-\frac{r - R_m}{H}}$ dans le cadre du modèle de

l'atmosphère isotherme. Ainsi $d = \left(\frac{N_a \mu_0}{M_a} \right)^{-\frac{1}{3}} e^{\frac{r - R_m}{3H}}$.

Il faut donc choisir $r - R_m \ll 3H \ln \left(e \left(\frac{N_a \mu_0}{M_a} \right)^{\frac{1}{3}} \right)$.

AN : $r - R_m \ll 1,0 \cdot 10^6 \text{ m}$.

Le modèle continu est notamment valable dans l'exosphère à 10% près.

Q16 En simplifiant l'équation de Navier-Stokes :

Régime stationnaire $\Rightarrow \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} = \vec{0}$

Parfait $\Rightarrow \eta = 0$

$\vec{v} = v_r(r) \vec{u}_r \Rightarrow (\vec{v} \cdot \vec{\text{grad}}) \vec{v} = v \frac{d\vec{v}}{dr}$

On obtient l'équation $\mu(r) v(r) \frac{dv}{dr} = -\frac{dP}{dr} - \frac{Gm_m \mu}{r^2}$.

Q17 Pour un GP, $P = \frac{RT\mu}{M_a}$ ainsi l'équation Q15 se simplifie en

$$\mu(r) v(r) \frac{dv}{dr} = -\frac{RT_0}{M_a} \frac{d\mu}{dr} - \frac{Gm_m \mu}{r^2}.$$

Q18 L'écoulement est stationnaire donc le débit massique se conserve (ou $\div(\vec{j}_m) = 0$). D'après le formulaire on a $\frac{1}{r^2} \frac{dr^2 \mu(r) v(r)}{dr} = 0$, d'où

$$\mu(r) r^2 v(r) = \text{cste.}$$

Autre version : Sur la sphère de rayon r , où v est uniforme, on a $\text{cste} = 4\pi r^2 \mu v$ d'où $\mu r^2 v = \text{cste} = K$.

Q19 En multipliant l'équation Q17 par r^2 et en réinjectant $\mu = \frac{K}{r^2 v}$, on a :

$$\begin{aligned} K \frac{dv}{dr} &= -\frac{RT_0}{M_a} r^2 \frac{d}{dr} \left(\frac{K}{vr^2} \right) - Gm_m \frac{K}{vr^2} \\ &= \frac{RT_0 K}{M_a} \left(\frac{1}{v^2} \frac{dv}{dr} + \frac{2}{vr} \right) - \frac{Gm_m K}{vr^2} \end{aligned}$$

En simplifiant par K et factorisant les termes en $\frac{dv}{dr}$, il vient :

$$\begin{aligned} \frac{dv}{dr} \times \left(1 - \frac{RT_0/M_a}{v^2} \right) &= \frac{1}{v} \left(\frac{2RT_0/M_a}{r} - \frac{Gm_m}{r^2} \right) \\ \text{donc } \frac{dv}{dr} \times \left(\frac{v^2}{RT_0/M_a} - 1 \right) &= v \left(\frac{2}{r} - \frac{Gm_m M_a / RT_0}{r^2} \right) \end{aligned}$$

On obtient le résultat demandé en divisant par v :

$$\boxed{\frac{1}{v} \frac{dv}{dr} \times \left(\frac{v^2}{c^2} - 1 \right) = 2 \left(\frac{1}{r} - \frac{r^*}{r^2} \right)} \quad \text{avec} \quad \boxed{c = \sqrt{\frac{RT_0}{M_a}}} \quad \text{et} \quad \boxed{r^* = \frac{Gm_m M_a}{2RT_0}}$$

Q20 Homogénéité :

$$\begin{aligned} \left[\frac{RT}{M_a} \right] &= \left[\frac{kT}{m} \right] = [v^2] \text{ donc l'expression de } c \text{ est homogène.} \\ \left[\frac{Gm_m M_a}{2RT} \right] &= \left[\frac{Gm_m m}{2kT} \right] = \frac{\text{J.m}}{\text{J}} = \text{m donc l'expression de } r^* \text{ est homogène.} \end{aligned}$$

AN : $c = 200 \text{ m.s}^{-1}$ et $r^* = 5.35 \cdot 10^8 \text{ m}$

Q21 En remplaçant r par r^* dans Q19, et en notant que d'après l'énoncé $\frac{1}{v} \frac{dv}{dr}(r = r^*) \neq 0$, on obtient $v(r^*) = \pm c$. En ne gardant que la solution positive (champ des vitesses traduisant un échappement de l'atmosphère), on a $\boxed{v(r^*) = c}$.

Q22 En intégrant l'équation Q19 avec la condition aux limites précédente on obtient :

$$\boxed{\frac{v^2}{2c^2} - \ln \left(\frac{v}{c} \right) = 2 \left(\ln \left(\frac{r}{r^*} \right) + \frac{r^*}{r} \right) - \frac{3}{2}}$$

En considérant un point d'altitude $r = R_m + 150 \text{ km} = 3540 \text{ km}$, une résolution numérique de l'équation précédente conduit à $\frac{v}{c} = 5.5 \cdot 10^{-127}$ ou $\frac{v}{c} = 24$.

La mesure expérimentale de μ donnée par la sonde MAVEN, et fournie par l'énoncé, permet de calculer les débits massiques correspondant : $\underline{D_m = 3.5 \cdot 10^{-120} \text{ kg.s}^{-1}}$ ou $\underline{D_m = 1.5 \cdot 10^8 \text{ kg.s}^{-1}}$.

Le débit massique mesuré par la sonde MAVEN est de 0.1 kg.s^{-1} . La solution la plus grande est aberrante car très supérieure au débit expérimental ($\times 10^9$) mesurée par la sonde MAVEN ; elle correspondrait à un échappement de l'atmosphère en $\approx 10^{10} \text{ s}$ (masse de l'atmosphère de $3.8 \cdot 10^{18} \text{ kg}$ cf Q33). La solution la plus petite est également aberrante car beaucoup trop faible ; elle correspondrait à un échappement d'environ une molécule toutes les 10^{95} s .

Le modèle hydrodynamique présenté dans cette partie n'est donc pas un modèle correct de l'échappement atmosphérique.

II Constitution d'une atmosphère martienne

Q23 On utilise l'expression de la question 10 et on obtient

$$\boxed{m'_{atm} = \frac{P'_0 4\pi R_m^2}{g_0}}$$

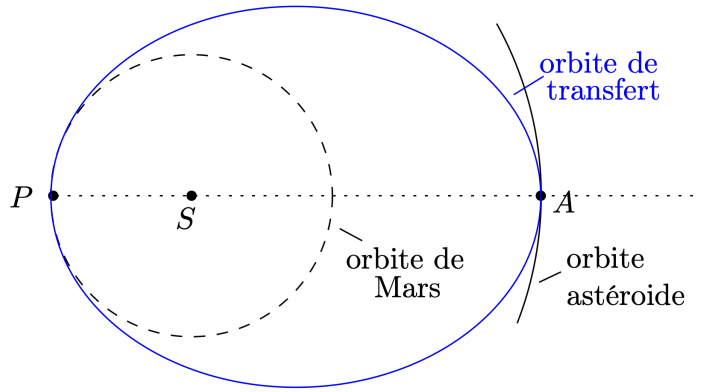
AN : $\underline{m'_{atm} = 3,9 \cdot 10^{18} \text{ kg}}$

Q24 Seul le carbone serait limitant. Comme $m(\text{CO}_2) = m'_{atm} \frac{M_C}{M_{\text{CO}_2}}$ et il y a 2% de carbone dans l'astéroïde,

$$\boxed{m_{ast} = 50 m'_{atm} \frac{M_C}{M_{\text{CO}_2}}}$$

AN : $\underline{m_{ast} = 5,3 \cdot 10^{19} \text{ kg}}$

25 Schéma :



26 Il y a conservation du moment cinétique puisque d'après le théorème du moment cinétique,

$$\frac{d\vec{L}_S}{dt} = \vec{S}\vec{M} \wedge \vec{F} = \vec{0}$$

car la force est centrale.

Il y a conservation de l'énergie mécanique puisque la force est conservative.

27 On applique le PFD à l'astéroïde dans le référentiel héliocentrique galiléen et il vient :

$$m_p \frac{v^2}{r_p} = \frac{Gm_s m_p}{r^2}$$

On a donc $v^2 = \frac{Gm_s}{r_{ast}}$ et donc

$$E_m = \frac{1}{2} m v^2 - \frac{Gm_s m_p}{r_{ast}} = -\frac{Gm_s m_p}{2r_{ast}}$$

28 On a $\vec{v} = \dot{r}\vec{u}_r + r\dot{\theta}\vec{u}_\theta$ et

$$\vec{L}_S = \vec{S}\vec{M} \wedge m_p \vec{v} = m_p r^2 \dot{\theta} \vec{u}_z = m_p C \vec{u}_z$$

avec $C = r^2 \dot{\theta}$

29 Par définition,

$$E_m = -\frac{Gm_p m_s}{r} + \frac{1}{2} m_p (\dot{r}^2 + (r\dot{\theta})^2) = \frac{1}{2} m_p \dot{r}^2 + E_{\text{eff}}(r)$$

avec

$$E_{\text{eff}}(r) = \frac{1}{2} m_p \frac{C^2}{r^2} - \frac{Gm_p m_s}{r}$$

30 Au périhélie r_p et à l'aphélie r_a , $\dot{r} = 0$ donc les positions extrémales de la trajectoire vérifient

$$E_m = \frac{1}{2} m_p \frac{C^2}{r^2} - \frac{Gm_p m_s}{r}$$

$$r^2 + \frac{Gm_p m_s}{E_m} r - \frac{m_p C^2}{2E_m} = 0$$

On en déduit donc que le grand axe $2a = r_a + r_p = -\frac{Gm_p m_s}{E_m}$ (somme des racines de la forme $x^2 - Sx + P = 0$).

On a donc

$$E_m = -\frac{Gm_p m_s}{2a}$$

31 A l'aphélie, lors du passage de la trajectoire circulaire à la trajectoire elliptique, l'astéroïde se "rapproche" globalement du soleil (voir schéma). Son énergie diminue donc et $\Delta v < 0$.

Du point de vue quantitatif : $\Delta E_m = -\frac{Gm_s m_p}{2a} + \frac{Gm_s m_p}{2r_{ast}} < 0$ car $a < r_{ast}$

32 La variation d'énergie à l'aphélie est celle d'énergie cinétique puisque l'énergie potentielle ne varie pas.

$$\Delta E_c = \Delta E_m = -\frac{Gm_p m_s}{r_{ast} + r_m} + \frac{Gm_p m_s}{2r_{ast}} = \frac{1}{2}m_p(v_0 + \Delta v)^2 - \frac{1}{2}m_p v_0^2$$

avec $v_0^2 = \frac{Gm_s m_p}{r_{ast}}$

$$\frac{1}{2}(v_0 + \Delta v)^2 = \frac{Gm_s}{r_{ast}} - \frac{Gm_s}{r_{ast} + r_m}$$

On a finalement $\Delta v = \sqrt{2Gm_s \left(\frac{1}{r_{ast}} - \frac{1}{r_{ast} + r_m} \right)} - \sqrt{\frac{Gm_s}{r_{ast}}}$

AN : $\Delta v = -3160 \text{ m.s}^{-1}$

33 Première proposition de réponse :

On fait l'hypothèse que l'énergie cinétique du système {astéroïde+propulseur+matière éjectée} se conserve dans le référentiel héliocentrique supposé galiléen. Cette hypothèse revient à négliger le travail du propulseur.

$$\frac{1}{2}m_p v_0^2 = \frac{1}{2}(m_p - \Delta m)(v_0 + \Delta v)^2 + \frac{1}{2}\Delta m(v_0 + v_e)^2$$

On a donc :

$$\Delta m = m_p \frac{v_0^2 - (v_0 + \Delta v)^2}{(v_0 + v_e)^2 - (v_0 + \Delta v)^2}$$

$v_0 = 17.10^3 \text{ m.s}^{-1}$ donc on trouve $\Delta m = 0,18.10^{19} \text{ kg}$

Il s'agit de presque 20% de la masse de l'astéroïde, ce qui ne paraît pas vraiment réalisable.

Seconde proposition de réponse :

On fait l'hypothèse que la quantité de mouvement du système {astéroïde+propulseur+matière éjectée} se conserve dans le référentiel héliocentrique supposé galiléen. Cette hypothèse revient à considérer la quantité de mouvement orthoradiale durant le bilan. En effet, elle est orthoradiale à l'aphélie alors que la

force extérieure gravitationnelle est radiale donc si l'éjection de matière est rapide r varie peu et la quantité de mouvement reste orthoradiale. On a alors :

$$m_p v_0 = (m_p - \Delta m)(v_0 + \Delta v) + \Delta m(v_0 + v_e)$$

On obtient alors :

$$\Delta m = m_p \frac{v_0 - (v_0 + \Delta v)}{(v_0 + v_e) - (v_0 + \Delta v)} = m_p \frac{-\Delta v}{v_e - \Delta v}$$

On trouve alors $\Delta m = 0,24.10^{19} \text{ kg}$

Il s'agit de presque un quart de la masse de l'astéroïde, ce qui ne paraît pas vraiment réalisable.

III Projet d'un avion solaire autonome sur Mars : le Sky-Sailor

Q34 Soit Δt le temps mis par le fluide pour parcourir le chemin allant du bord d'attaque au bord de fuite. En supposant l'écoulement de vitesse constante, on a

$$\Delta t = \frac{L_i}{V} = \frac{L_e}{V_e}$$

Q35 Comme $L_e > L_i$, on a nécessairement $V_e > V$. On appelle P_0 la pression de l'air en amont de l'aile, supposée identique sur les deux lignes de courant. La vitesse y est alors V_0 . Si l'on applique le théorème de Bernoulli sur la ligne de courant de l'extrados, on trouve, en négligeant les différences d'altitude :

$$P_0 + \frac{1}{2}\mu V_0^2 = P_e + \frac{1}{2}\mu V_e^2$$

De même, sur la ligne de courant de l'intrados :

$$P_0 + \frac{1}{2}\mu V_0^2 = P_i + \frac{1}{2}\mu V^2$$

Comme on vient de montrer que $V_e > V$ alors on en déduit que $P_e < P_i$. L'aile est alors "aspirée" vers le haut, ce qui crée la portance.

Q36 La force de portance est donc la résultante des forces de pressions soit :

$$\vec{F}_P = (P_i - P_e) S \vec{u}_z$$

Or, d'après les relations de Bernoulli, on a $P_i - P_e = \frac{1}{2} \mu (V_e^2 - V^2)$. De plus, $V_e = V \frac{L_e}{L_i}$. Il vient

$$\vec{F}_P = \frac{1}{2} \mu V^2 \left(\frac{L_e^2}{L_i^2 - 1} \right) S \vec{u}_z$$

Q37 En identifiant cette expression avec celle donnée dans l'énoncé, il vient immédiatement que :

$$C_p = \frac{L_e^2}{L_i^2} - 1$$

Q38 AN : $C_p = 4,04 \times 10^{-2}$.

Q39 Représentation des forces

Q40 Dans le référentiel martien, l'avion a un mouvement de translation rectiligne uniforme. D'après le théorème de la résultante cinétique, on a

$$\vec{P} + \vec{T} + \vec{F}_P + \vec{F}_t = \vec{0}.$$

On en déduit : $P = \|\vec{P}\| = F_P = \frac{1}{2} \mu C_P S V^2$ et

$$T = \|\vec{T}\| = F_t = \frac{1}{2} \mu C_t S V^2.$$

D'où :

$$f = \frac{C_P}{C_t} = \frac{P}{T}$$

Q41 Pour propulser l'avion dans l'atmosphère, il faut au moins compenser la traînée. Soit au minimum $T = F_t$. La puissance doit donc être : $P_m = \frac{1}{2} \mu C_t S V^3$.

Avec $C_t = \frac{C_P}{f}$ et $M_{av} g = \frac{1}{2} \mu C_P S V^2$ on obtient :

$$P_m = \frac{1}{f} M_{av} g V = \frac{1}{f} M_{av} g \sqrt{\frac{2 M_{av} g}{\mu C_P S}}$$

Soit

$$P_m = \frac{1}{f} \sqrt{\frac{2 M_{av}^3 g^3}{\mu C_P S}}$$

Q42 La masse volumique de l'air diminue avec l'altitude. Par conséquent P_m augmente avec l'altitude. Sur Mars (comme sur Terre), il est donc plus facile de voler à basse altitude qu'à haute altitude.

Q43 Le coefficient de portance est 20 fois plus grand que celui déterminé précédemment. Il faut remettre en question le modèle exploité. Pistes : profil et inclinaison des ailes, fluide non parfait...

Q44. Pour un vol à basse altitude, on prend $\mu \simeq \mu_0$. On trouve alors $P_m \simeq 8,0$ W pour une vitesse de $V \simeq 51 \text{ m.s}^{-1} = 183 \text{ km.h}^{-1}$. Cette consommation est très faible : de l'ordre d'une lampe fluo-compacte. Le système de propulsion est amplement suffisant pour assurer le vol en stationnaire. Le dimensionnement du système de propulsion se base en réalité sur la puissance nécessaire au décollage.