

# CORRECTION PHYSIQUE-CHIMIE 1/TSI/ CENTRALE 2019

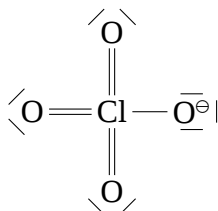
## I Les perchlorates : un « cocktail » toxique à la surface de Mars

### I.A Généralités

**Q.1-** La configuration électronique de :

|                    | Configuration électronique | Nombre d'électrons de valence |
|--------------------|----------------------------|-------------------------------|
| ${}_8\text{O}$     | $1s^2 2s^2 2p^4$           | $N_V(\text{O}) = 6$           |
| ${}_{17}\text{Cl}$ | $1s^2 2s^2 2p^6 3s^2 3p^5$ | $N_V(\text{Cl}) = 7$          |

**Q.2-** Schéma de Lewis :



**Q.3-**

#### Définitions

*Oxydant. Réducteur*

- Un oxydant : toute espèce chimique capable de capter un électron ou plusieurs, autrement dit une espèce dont le nombre d'oxydation peut diminuer.
- Un réducteur : toute espèce chimique capable de libérer un électron ou plusieurs, autrement dit une espèce dont le nombre d'oxydation peut augmenter.

**Q.4-** Détermination du nombre d'oxydation du chlore dans :

| L'espèce           | $\text{ClO}_4^-$ | $\text{ClO}_3^-$ | $\text{ClO}_2^-$ | $\text{ClO}^-$ | $\text{Cl}^-$ |
|--------------------|------------------|------------------|------------------|----------------|---------------|
| Nombre d'oxydation | VII              | V                | III              | I              | -I            |

### I.B Étude thermodynamique d'une réaction de destruction des ions perchlorate

**Q.5-** Énoncé de la loi de Hess :

En absence de tout changement d'état, on a :

$$\Delta_r H^\circ = \sum_i \nu_i \Delta_f H_i^\circ$$

**Q.6-** Calcul de l'enthalpie de la réaction (I.1)

$$\Delta_r H^0 = \Delta_f H^0(\text{KClO}_{3(s)}) - \Delta_f H^0(\text{KClO}_{4(s)}) \xrightarrow{\text{A.N}} \Delta_r H^0 = 35,1 \text{ kJ mol}^{-1}$$

$\Delta_r H^0 > 0 \Rightarrow$  réaction endothermique.

**Q.7-** L'expression de  $\Delta_r H^0(T)$  :

On intègre la loi de Van't Hoff dans le cadre de l'approximation d'Ellingham (  $\Delta_r H^0 = \text{cte}$  ), on obtient :

$$\mathbf{K^0(T) = K^0(T_1) \exp \left[ \frac{\Delta_r H^0}{R} \left( \frac{1}{T_1} - \frac{1}{T} \right) \right]}$$

**Q.8-** Application numérique :

$$\mathbf{K^0(T_o = 210K) = 1,698 \times 10^{-4}}$$

**Q.9-** Puisque  $\Delta \nu_{\text{gaz}} = \frac{1}{2} \neq 0$  alors la pression est un facteur d'équilibre.

**Q.10-** L'expression du quotient de la réaction (I.1)

$$\mathbf{Q_r = \frac{a(\text{KClO}_{3(s)}) \sqrt{a(\text{O}_{2(g)})}}{a(\text{KClO}_{4(s)})}}$$

Comme  $\text{KClO}_3$  et  $\text{KClO}_4$  sont à l'état solide alors leurs activité est égale à 1 et  $\text{O}_2$  un gaz , donc :

$$\mathbf{Q_r = \sqrt{\frac{P(\text{O}_2)}{P^o}}}$$

**Q.11-** Calcul de la pression d'oxygène à l'équilibre à la température  $T_o$  :

$$\mathbf{K^0(T_o) = \sqrt{\frac{P(\text{O}_{2eq})}{P^o}} \Rightarrow P(\text{O}_{2eq}) = P^o \mathbf{K^{o2}(T_o)}}$$

Application numérique :

$$\mathbf{P(\text{O}_{2eq}) = 2,89.10^{-8} \text{ bar}}$$

**Q.12-** À la température  $T_o$  et pour  $P(\text{O}_2) > P(\text{O}_{2eq})$  l'équilibre se déplace dans le sens d'une diminution du nombre de mole gaz ( $\text{O}_2$ ), donc le sens indirect.

## I.C Étude cinétique de la décomposition des molécules de chloro-glycine

### Q.13-

#### Définition

#### Temps de demi-réaction

C'est le temps nécessaire pour que la moitié du réactif réagisse ; c'est à dire :

$$[A](t = t_{1/2}) = \frac{[A]_0}{2}$$

pour les trois courbes du graphe on a :

$$t_{1/2} = 4 \times 10^5 \text{ (s)}$$

on remarque que  $t_{1/2}$  ne dépend pas de la concentration initiale.

**Q.14-** La réaction présente l'ordre 1 puisque  $t_{1/2}$  ne dépend pas de la concentration initiale.

**Q.15-** L'équation différentielle vérifiée par  $[A]$  :  
puisque l'ordre de la réaction est 1 alors :

$$\frac{d[A]}{dt} = -k[A]$$

**Q.16-** Par intégration on obtient :

$$[A](t) = [A]_0 e^{-kt}$$

**Q.17-** La constante de vitesse : Puisque réaction d'ordre 1 alors :

$$t_{1/2} = \frac{\ln 2}{k} \xrightarrow{\text{A.N}} k = 1,733 \times 10^{-6} \text{ s}^{-1}$$

**Q.18-** Calculons la précision de mesure :

$$p = \frac{\Delta k}{k} \times 100 \Rightarrow p = 5\%$$

Valeur en bon accord.

## II Quelques caractéristiques physiques de Mars

### II.A Atmosphère martienne

#### II.A.1 Généralités

**Q.19-** L'équation d'état d'un gaz parfait :

$$PV = nRT$$

$P$  en Pa ,  $V$  en  $\text{m}^3$  ,  $n$  en mol ,  $T$  en K et  $R$  en  $\text{J K}^{-1} \text{mol}^{-1}$

**Q.20-** On a :  $PV = nRT$  et  $n = \frac{m}{M}$  donc

$$\rho = \frac{m}{V} \implies \rho = \frac{PM}{RT}$$

## II.A.2 Modèle de l'atmosphère isotherme

**Q.21-** L'équilibre mécanique :

$$\overrightarrow{\text{grad}P} + \rho \overrightarrow{g_o} = \overrightarrow{0}$$

La projection suivant  $\overrightarrow{e_x}$  et  $\overrightarrow{e_y}$  ( dans le plan perpendiculaire à  $\overrightarrow{e_z}$  ), on obtient :

$$\frac{\partial P}{\partial x} = \frac{\partial P}{\partial y} = 0$$

Donc  $P$  ne dépend ni de  $x$  ni de  $y$  ( autrement dit le système est invariant par rotation autour de Oz).

L'équilibre mécanique se traduit par :

$$\frac{dP}{dz} + \rho g_o = 0 \implies P = P_o e^{-\frac{Mg_o}{RT_o} z}$$

**Q.22-** La valeur de la pression  $P_o$  :

En  $z_1$  on a  $P_1$  donc :

$$P_o = P_1 e^{\frac{Mg_o}{RT_o} z_1}$$

Application numérique :

$$P_o = 480 \text{ Pa}$$

Comparaison :

$$P_o \ll P^o$$

**Q.23-** On a :  $\rho = \frac{PM}{RT_o}$  et  $P = P_o e^{-\frac{Mg_o}{RT_o} z}$  donc , en posant :

$$\rho_o = \frac{P_o M}{RT_o}$$

la masse volumique en  $z = 0$  alors :

$$\rho = \rho_o e^{-\frac{Mg_o}{RT_o} z}$$

Application numérique :

$$\rho_o = 11,9 \times 10^{-3} \text{ kg m}^{-3}$$

**Q.24-** On a :  $P_o$ (donnée) est supérieure à  $P_o$  ( calculée), donc :

- A revoir le modèle de l'atmosphère isotherme.
- A revoir le modèle du gaz parfait

### II.A.3 Épaisseur de l'atmosphère martienne dans le modèle de l'atmosphère isotherme

**Q.25-** On a :  $P = P_0 e^{-\frac{Mg_0}{RT_0}z}$  et comme  $P(H) = \frac{P_0}{e}$  alors :

$$H = \frac{RT_0}{Mg_0}$$

**Q.26-** Application numérique :

► Sur Mars :

$$H_{\text{Mars}} = 10,87 \text{ km}$$

► Sur Terre :

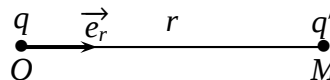
$$H_{\text{Terre}} = 8,36 \text{ km}$$

Comparaison :

$$H_{\text{Mars}} > H_{\text{Terre}}$$

### II.B Théorème de Gauss de la gravitation

**Q.27-** Rappel de l'expression de la force électrostatique  $\vec{F}_e$  :

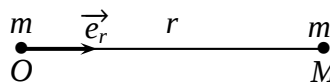


$$\vec{F}_{O \rightarrow M} = -\vec{F}_{M \rightarrow O} = \vec{F} = \frac{1}{4\pi\epsilon_0} \frac{qq'}{r^2} \vec{e}_r$$

L'expression du champ électrostatique  $\vec{E}(M)$  crée par la charge  $q$  :

$$\vec{E}(M) = \frac{1}{q'} \vec{F} \implies \vec{E}(M) = \frac{1}{4\pi\epsilon_0} \frac{q}{r^2} \vec{e}_r$$

**Q.28-** Rappel de l'expression de la force gravitationnelle  $\vec{F}_g$  :



$$\vec{F}_g = -\mathcal{G} \frac{mm'}{r^2} \vec{e}_r$$

L'expression du champ gravitationnel  $\vec{G}(M)$  crée par la masse  $m$  :

$$\vec{G}(M) = \frac{1}{m'} \vec{F}_g \implies \vec{G}(M) = -\frac{\mathcal{G}m}{r^2} \vec{e}_r$$

**Q.29-** Analogie électrostatique / mécanique :

| Grandeurs électriques              | Grandeurs mécaniques              |
|------------------------------------|-----------------------------------|
| La charge $q$                      | La masse $m$                      |
| Champ électrostatique $\vec{E}(M)$ | Champ gravitationnel $\vec{G}(M)$ |
| $\frac{1}{4\pi\epsilon_0}$         | $-\mathcal{G}$                    |

**Q.30-** Énoncé du théorème de Gauss de l'électrostatique :

### Théorème

*T.G.E*

Dans le vide, le flux du champ électrostatique  $\vec{E}(M)$  à travers une surface fermée  $\Sigma$  est égal à  $\frac{1}{\epsilon_0}$  fois la charge intérieure à  $\Sigma$ .

$$\oiint_{\Sigma} \vec{E}(M) \cdot d\vec{S} = \frac{Q_{int}}{\epsilon_0}$$

**Q.31-** Énoncé du théorème de Gauss de la gravitation :

### Théorème

*T.G.G*

Le flux du champ gravitationnel  $\vec{G}(M)$  à travers une surface fermée  $\Sigma$  est égal à  $-4\pi\mathcal{G}$  fois la masse intérieure à  $\Sigma$ .

$$\oiint_{\Sigma} \vec{G}(M) \cdot d\vec{S} = -4\pi\mathcal{G}m_{int}$$

## II.C Champ de pesanteur martien

**Q.32-** L'expression de la masse volumique :

Puisque la répartition est uniforme, alors :

$$\rho_M = \frac{M_M}{V} \implies \rho_M = \frac{3M_M}{4\pi R_M^3}$$

Application numérique :

$$\rho_M = 3921 \text{ kg m}^{-3}$$

**Q.33-** Propriétés de symétrie et d'invariances :

► Tout plan contenant  $\vec{e}_r$  ( donc passant par le point M ) est un plan de symétrie, donc  $\vec{G}(M) = G(M)\vec{e}_r$

► on a invariance par rotation autour du point O ( symétrie sphérique), donc  $G(M)$  ne dépend que de la distance  $r$ .

Il en résulte que :

$$\vec{G}(M) = G(r)\vec{e}_r$$

**Q.34-** Puisque  $\vec{g}(M)$  ne dépend que de  $r$ , alors la surface de Gauss est une sphère de centre O et de rayon  $r$ .

Sachant que :

$$\oiint_{\Sigma} \vec{g}(M) \cdot d\vec{S} = 4\pi r^2 g(r)$$

Alors :

► Pour M à l'intérieur

$$m_{int} = \frac{r^3}{R_M^3} M_M \implies \vec{g}(r \leq R) = -\frac{\mathcal{G} M_M}{R_M^3} r \vec{e}_r$$

► Pour M à l'extérieur :

$$m_{int} = M_M \implies \vec{g}(r \geq R) = -\frac{\mathcal{G} M_M}{r^2} \vec{e}_r$$

#### Commentaire

- $\vec{g}$  est continu en fonction de  $r$ .
- Pour  $r \geq R_M$ , le champ de pesanteur est équivalent à celui créé par une masse ponctuelle placée en O.

**Q.35-** A la surface de Mars :

$$g_{oM} = \frac{\mathcal{G} M_M}{R_M^2} \xrightarrow{\text{A.N}} g_{oM} = 3,71 \text{ m s}^{-2}$$

On retrouve la valeur donnée.

Ainsi :

$$g_{oT} \simeq 2,6 g_{oM}$$

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

### III.A Détermination du coefficient de portance dans le modèle de l'écoulement parfait

**Q.36-** On a :  $L_i = V \Delta t$  et  $L_e = V_e \Delta t$  donc :

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

**Q.37-** Puisque  $L_e > L \implies V_e > V$  Donc on a un gradient de vitesse et par conséquence un gradient de pression (d'après la loi de Bernoulli) :

$$\frac{P_e}{\rho} + \frac{1}{2} V_e^2 + g z_e = \frac{P_i}{\rho} + \frac{1}{2} V^2 + g z_i \text{ et comme } z_e = z_i \text{ alors}$$

$$P_e - P_i = \frac{\rho}{2} (V^2 - V_e^2) < 0$$

$\Delta P \neq 0 \Rightarrow$  l'existence d'une force pressante  $\vec{F}_p$

**Q.38-** On a :

$$\vec{F}_p = S(P_i - P_e)\vec{e}_z$$

Et d'après la question précédente on obtient :

$$\vec{F}_p = \frac{\rho S}{2}(V_e^2 - V^2)\vec{e}_z$$

Et comme :  $V_e = \frac{L_e}{L_i}V$  d'où :

$$\vec{F}_p = \frac{\rho S}{2}\left[\left(\frac{L_e}{L_i}\right)^2 - 1\right]V^2\vec{e}_z$$

**Q.39-** Par analogie avec l'expression donnée, on tire que :

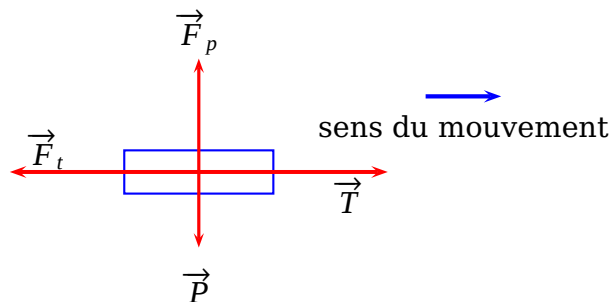
$$C_p = \left(\frac{L_e}{L_i}\right)^2 - 1$$

**Q.40-** Application numérique :

$$C_p = 40,4 \times 10^{-3}$$

### III.B Étude mécanique

**Q.41-** Représentation des forces :



**Q.42-** La projection de la RFD et connaissons que la vitesse est constante alors :

$$\vec{P} + \vec{T} + \vec{F}_p + \vec{F}_t = \vec{0} \Rightarrow \begin{cases} P = F_p = \frac{1}{2}\rho S C_p V^2 \\ T = F_t = \frac{1}{2}\rho S C_t V^2 \end{cases}$$

Donc :

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

**Q.43-** La puissance motrice  $\mathcal{P}_m$  :

on a :  $\mathcal{P}_m = \vec{T} \cdot \vec{V} \Rightarrow \mathcal{P}_m = TV$

et comme  $T = \frac{P}{f} \Rightarrow T = \frac{M_{av}g}{f}$

ainsi  $F_p = M_{av}g = \frac{1}{2}\rho S C_p V^2 \Rightarrow V = \sqrt{\frac{2M_{av}g}{\rho S C_p}}$  alors :

$$\mathcal{P}_m = \frac{1}{f} \sqrt{\frac{2M_{av}^3 g^3}{\rho S C_p}}$$

**Q.44-** Comme la masse volumique  $\rho$  diminue avec l'altitude alors  $\mathcal{P}_m$  augmente avec l'altitude.

Donc il est facile de voler à basse altitude afin d'économiser l'énergie.

**Q.45-** La valeur tabulée est très supérieure à celle calculée.

Explication : le modèle simplifié utilisé n'est pas convenable, donc à revoir les hypothèses simplificatrices.

**Q.46-** Application numérique :

► La vitesse du vol :

$$V = 51 \text{ m s}^{-1} \Rightarrow V = 183 \text{ km h}^{-1}$$

► la puissance motrice :

$$\mathcal{P}_m = \frac{M_{av}g_o}{f} V \xrightarrow{\text{A.N}} \mathcal{P}_m = 8 \text{ W}$$

► Pour un dispositif quotidien , exemple une lampe LED ; même ordre de grandeur.

► pour le système de propulsion :

$$\mathcal{P}_p = \mathcal{P}_m \times \eta \xrightarrow{\text{A.N}} \mathcal{P}_p = 82 \text{ W} > 8 \text{ W}$$

Donc le système de propulsion est suffisamment puissant.

### III.C Vol

#### III.C.1 Vol de jour

**Q.47-** L'énergie mécanique à fournir :

On a :  $E_{\text{fourni}} = W(\vec{T})$

Comme ,  $\vec{V} = c\vec{t}$  alors  $\vec{T}$  est une force constante , et donc :

$$E_{\text{fourni}} = TD$$

Et comme  $T = \frac{P}{f}$  alors :

$$E_{\text{fourni}} = \frac{PD}{f}$$

**Application numérique :**

$$E_{\text{fourni}} = \mathcal{P}_m \Delta t \xrightarrow{\text{A.N}} E_{\text{fourni}} = 346 \text{ kJ}$$

De même :

$$D = \frac{E_{\text{fourni}} \times f}{P} \xrightarrow{\text{A.N}} D = 2205 \text{ km}$$

**Q.48-** Estimation de la puissance surfacique moyenne :Sachant que  $\int_a^b f(x) dx$  représente la surface comprise entre la courbe et l'axe alors :

$$\overline{\varphi_s} = \frac{1}{12} [16 * (2 * 100)] \xrightarrow{\text{A.N}} \overline{\varphi_s} = 270 \text{ W m}^{-2}$$

**Remarque**

La valeur reçue par le système de propulsion est :

$$\overline{\varphi_{s,r}} = \overline{\varphi_s} * \eta \xrightarrow{\text{A.N}} \overline{\varphi_{s,r}} = 75,6 \text{ W m}^{-2}$$

**Q.49-** L'énergie électrique reçue par le système de propulsion :

$$\mathcal{E}_{\text{rec}} = \overline{\varphi_s} * S' * \Delta t * \eta \xrightarrow{\text{A.N}} \mathcal{E}_{\text{rec}} = 494 \text{ kJ}$$

**Q.50-** L'énergie électrique minimale  $\mathcal{E}_{\text{min}}$  :

Puisque le système de propulsion n'est pas idéal alors :

$$\eta' \mathcal{E}_{\text{min}} = \mathcal{P}_m \Delta t = \mathcal{E}_{\text{fourni}} \implies \mathcal{E}_{\text{min}} = \frac{\mathcal{E}_{\text{fourni}}}{\eta'}$$

**Application numérique :**

$$\mathcal{E}_{\text{min}} = 422 \text{ kJ}$$

**Q.51-** puisque  $\mathcal{E}_{\text{rec}} > \mathcal{E}_{\text{min}}$  alors le vol est réalisable pendant le jour , et les batteries demeurent complétement chargées.

### III.C.2 Vol de nuit

**Q.52-** L'énergie mécanique  $\mathcal{E}'_{fournie}$  :

$$\mathcal{E}'_{fournie} = \mathcal{P}_m \Delta t_n$$

**Q.53-** Autonomie du vol nocturne :

$$\frac{\mathcal{E}_{stock}}{\eta'} = \mathcal{P}_m \Delta t_{max} \Rightarrow \Delta t_{max} = \frac{\mathcal{E}_{stock}}{\eta' \mathcal{P}_m}$$

**Application numérique :**

$$\Delta t_{max} = 16 \text{ h}$$

$\Delta t_{max} > \Delta t_m = 12 \text{ h}$  : L'énergie stockée dans les batteries assure le vol nocturne , en consommation moyenne ( $V_n = V_j$ )

#### Remarque

Si le système de propulsion consomme la puissance  $\mathcal{P}_{max}$  alors :  $\Delta t'_{n,max} = 1,6 \text{ h}$

### III.C.3 Autonomie du vol ?

**Q.54-** On rappelle que :  $F_t = \frac{1}{2} \rho C_t S V^2$  et puisque  $\rho = \rho_o e^{-z/H}$  alors elle diminue lorsque  $z$  augmente .

Il en résulte que  $F_t$  diminue lorsque  $z$  augmente.

A vitesse constante on a  $\mathcal{P}_m = F_t V$  ; donc afin de diminuer  $\mathcal{P}_m$  il faut diminuer  $F_t$  donc augmenter  $z$ .

**Q.55-** Si on suppose que le propulseur fonctionne avec sa puissance maximale alors :

$$\eta' \mathcal{E}_{stock} = \mathcal{P}_{max} \Delta t'_{max} \Rightarrow \Delta t'_{max} = 52 \text{ min}$$

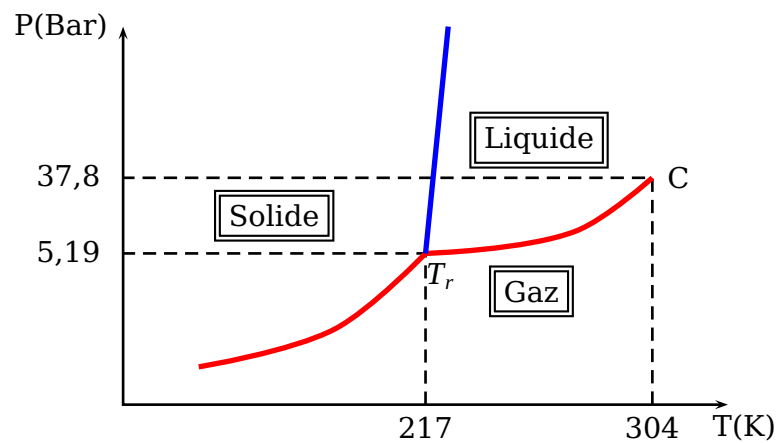
Si  $\mathcal{P}_n = \mathcal{P}_m = 8 \text{ watt}$  alors :

$$\Delta t'_{max} = 10,76 \text{ h}$$

## IV Les calottes

### IV.A Généralités

**Q.56-** Diagramme (TP) :



**Q.57-** Puisque  $P = \text{cte}$  alors le carboglace subit une sublimation : passage de l'état solide vers l'état liquide.

**Q.58-** le graphe de la figure 10, montre une fluctuation de la pression autour de 800 Pa ; atteint sa valeur maximale ( $\approx 900$  Pa) au debut de l'hiver boréal (été austral) et sa valeur minimale ( $\approx 680$  Pa) à mi-été boréal (hiver austral).

#### IV.B Estimation de l'épaisseur de la calotte boréale

**Q.59-** Modèle de l'atmosphère isotherme, donc  $P = P_0 e^{-z/H}$  et par conséquent :  $P_{\max} = P_0 e^{-z_1/H}$  et  $P_{\min} = P_0 e^{-z_2/H}$  ce qui donne :

$$h = z_2 - z_1 \implies h = H \ln \frac{P_{\max}}{P_{\min}}$$

**Application numérique :**

$$h = 3 \text{ km}$$