

Calculatrice autorisée

Étude simplifiée du vol d'un Airbus A320

Un formulaire et certaines valeurs numériques sont regroupées en fin d'énoncé.

I L'Airbus A320 en vol**I.A – Éléments de description d'une aile**

On considère un avion de ligne de type Airbus A320. L'avion, de masse $m = 60\,000$ kg supposée constante, est équipé de deux turboréacteurs (un sous chaque aile) délivrant une poussée totale \vec{F} . La figure 1 rappelle la signification des termes utiles à la description d'une aile.

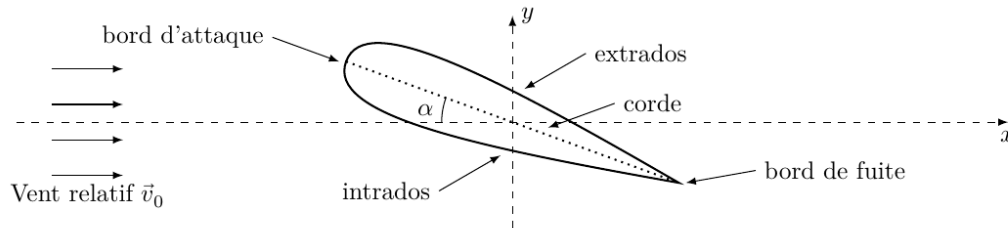


Figure 1

Chaque aile mesure environ 12 mètres de long et sa corde 3 mètres en moyenne. Le profil de chaque aile est supposé symétrique.

On se place dans le référentiel de l'avion (O, x, y) (figure 1). L'aéronef est dans un flux d'air unidirectionnel et stationnaire, dit vent relatif, de vitesse $\vec{v}_0 = v_0 \vec{e}_x$ et d'angle d'incidence α par rapport à l'aile. L'écoulement de l'air est partout supposé incompressible, homogène et stationnaire. Chaque aile subit alors une force de portance d'intensité $\frac{1}{2} \rho S v_0^2 C_y$ et une force de traînée d'intensité $\frac{1}{2} \rho S v_0^2 C_x$ où ρ est la masse volumique de l'air et S la surface portante de l'aile. La valeur des coefficients C_x et C_y varie avec l'angle d'incidence comme indiqué figure 2. Pour l'écoulement autour de l'aile, dans le cadre de ces hypothèses, vitesse v et pression P sont liées par la relation de Bernoulli $P + \frac{1}{2} \rho v^2 = P_t = \text{Cte}$. P_t est appelé *pression totale*.

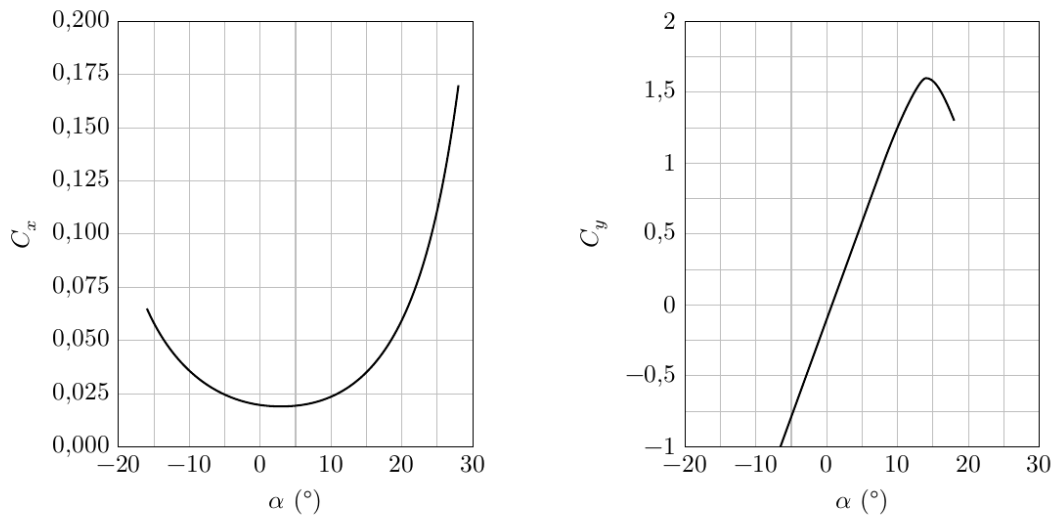


Figure 2

Q 1. Recopier sommairement le schéma de la figure 1 en y faisant figurer la résultante aérodynamique \vec{R} ainsi que ses composantes suivant les axes (Ox) et (Oy) , notées \vec{R}_x et \vec{R}_y .

On appelle *angle de calage*, l'angle β que fait la corde des ailes avec l'axe longitudinal du fuselage de l'avion (figure 3). Pour l'avion étudié, il vaut 3° . On appelle *assiette* l'angle que fait l'axe longitudinal de l'avion avec l'horizontale et *pente* l'angle que fait le support de la vitesse du centre de masse de l'avion (sa trajectoire) avec l'horizontale. En vol horizontal (pente nulle) et à assiette nulle, la vitesse du centre de masse de l'avion est dirigée suivant son axe longitudinal. En phase de montée ou de descente, le pilote peut modifier l'assiette à pente constante, modifiant ainsi l'angle d'incidence.

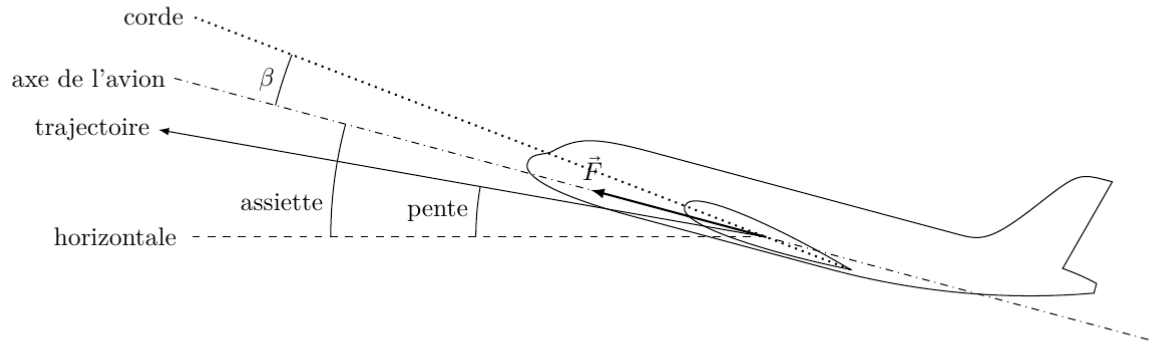


Figure 3

On suppose que le centre de poussée de l'avion correspond à son centre de masse et que la force de poussée totale \vec{F} produite par les deux turboréacteurs est dirigée selon l'axe longitudinal du fuselage (figure 3). On assimile les coefficients aérodynamiques C_x et C_y de l'avion à ceux des ailes. La vitesse du centre de masse de l'avion est considérée constante dans le référentiel terrestre, supposé galiléen.

Q 2. On considère l'avion en vol de croisière à pente et assiette nulles (trajectoire confondue avec l'axe de l'avion). Écrire, dans ces conditions, l'équation, dite de sustentation, liant la masse de l'avion m à C_y et l'équation, dite de propulsion, liant F à C_x .

Q 3. Estimer numériquement la vitesse de croisière et la poussée nécessaire à son maintien.

I.B – Rôle des ailes

En notant P_0 la pression en avant de l'avion, P la pression en un point de l'aile et P_t la pression totale en ce même point, on définit le coefficient de pression en ce point par $K_p = \frac{P - P_0}{P_t - P_0}$. La figure 4 donne l'allure du coefficient de pression d'une aile d'A320 pour trois valeurs d'angle d'incidence en fonction de la position le long de l'intrados et de l'extrados, 0 représentant le bord d'attaque et 1 le bord de fuite. La courbe en trait continu correspond à l'extrados, les pointillés à l'intrados. À incidence nulle, les courbes pour l'intrados et l'extrados sont confondues.

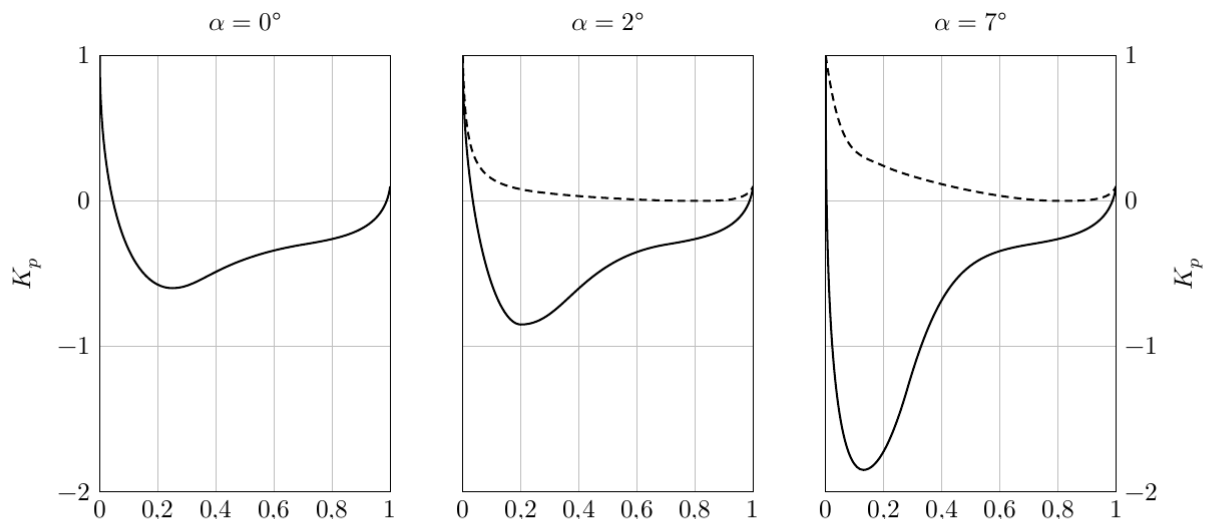


Figure 4

Q 4. À l'aide de la figure 4, expliquer l'existence d'une force de portance pour les angles d'incidence non nuls.

Q 5. Justifier que cette force de portance est nulle pour un angle d'incidence nul.

Q 6. À partir de la figure 2, en considérant que la trajectoire est horizontale et que l'assiette est non nulle, expliquer l'existence d'une vitesse minimale v_{\min} , dite *vitesse minimale de sustentation*, en-deçà de laquelle la sustentation ne peut plus être assurée. On dit alors que l'avion *décroche*.

- Q 7.** Exprimer la vitesse v_{\min} .
- Q 8.** Pour l'aile considérée, estimer la valeur numérique de l'incidence permettant de voler à v_{\min} .
- Q 9.** Estimer la valeur numérique de v_{\min} pour l'aile considérée.
- Q 10.** Pourquoi cette situation risque-t-elle de se présenter en phase d'atterrissage ?

Afin de permettre un atterrissage en sécurité, les ailes d'avion sont équipées de becs sur le bord d'attaque et de volets sur le bord de fuite. Ces éléments mobiles permettent de modifier le profil de l'aile et de faire ainsi varier ses coefficients aérodynamiques et sa surface portante. La figure 5 montre l'influence des becs et des volets sur le C_y de l'aile.

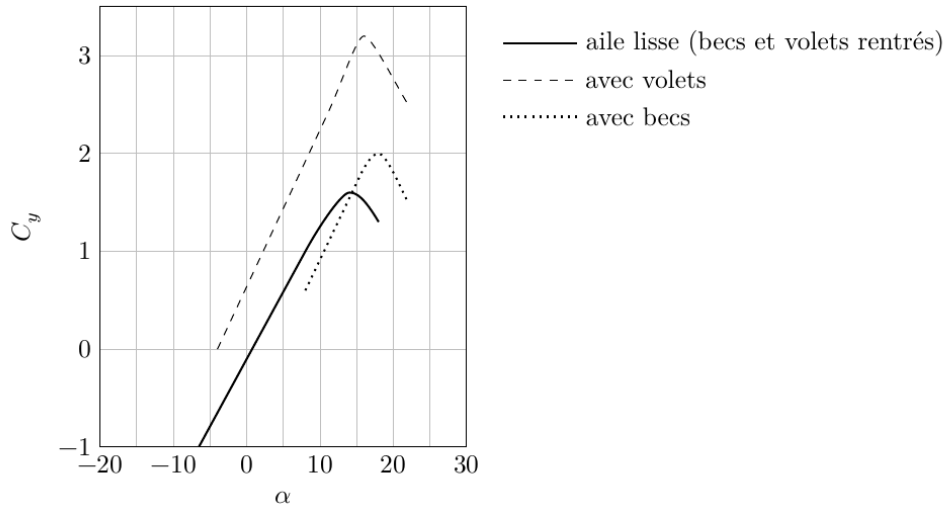


Figure 5

- Q 11.** En s'appuyant sur la figure 5 et en sachant que, pour des raisons de sécurité, l'atterrissage doit se faire à $250 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$, discuter qualitativement le rôle des becs et des volets.

I.C – ***Le vol plané***

Le rendement d'une aile se caractérise par sa finesse, notée f . Considérons un avion en l'air qui coupe ses moteurs et poursuit en vol plané descendant (sans propulsion) à vitesse constante sur une pente constante avec une assiette non nulle. La finesse de l'avion est définie comme le rapport entre la distance horizontale parcourue avant d'atteindre le sol et la hauteur de chute.

- Q 12.** À partir d'un schéma représentant les forces s'exerçant sur l'avion, exprimer la finesse de l'aile en fonction du rapport C_y/C_x .

La figure 6 présente la *polaire de type Eiffel* de l'aile d'un A320. Il s'agit de la courbe représentant, pour un nombre de Reynolds donné, la valeur de C_y en fonction de celle de C_x pour chaque valeur de l'angle d'incidence.

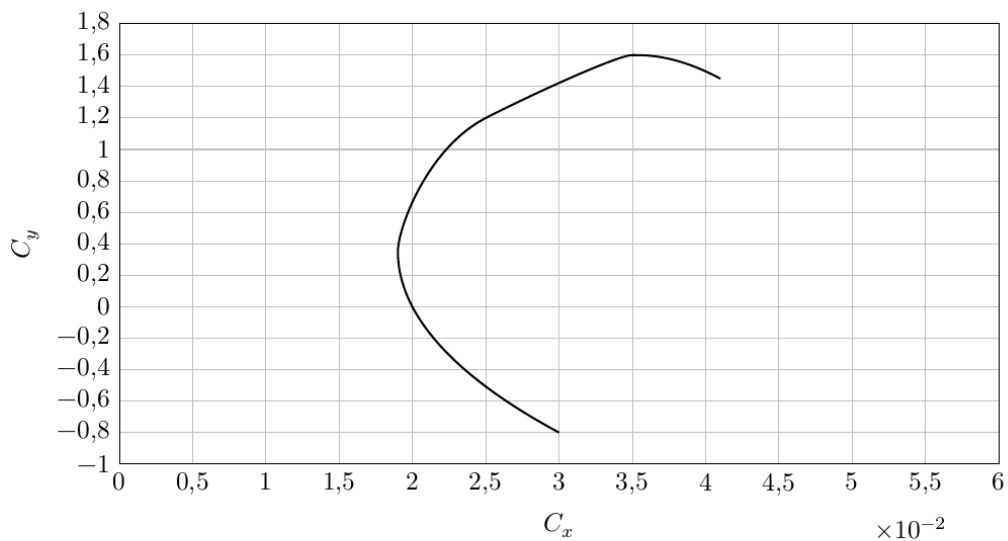


Figure 6

- Q 13.** Comment se traduit graphiquement la finesse maximale sur la polaire de type Eiffel ?
- Q 14.** En utilisant la figure 6, évaluer numériquement la finesse maximale de l'aile considérée.

Q 15. En déduire la distance horizontale maximale que peut parcourir l'avion en vol plané en cas de panne de moteur à 1000 mètres au dessus du sol.

Q 16. En réalité, la finesse de l'avion complet (ailes, fuselage, moteurs, empennage, dérive...) est deux fois moins importante que celle de ses ailes. Proposer une explication.

II Turboréacteur double corps, avec soufflante, à flux séparés

Cette partie étudie, de façon simplifiée, le fonctionnement du turboréacteur double-flux séparés et double-corps du type CFM56 qui équipe l'Airbus A320. Pour cela, on se place dans le cadre d'un test au sol sur un banc d'essai fixe. La figure 7 présente le schéma de principe simplifié du turboréacteur.

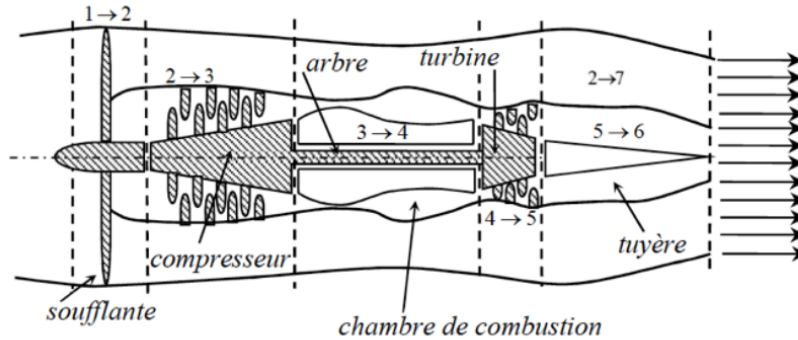


Figure 7

L'air est aspiré (étape $1 \rightarrow 2$) par la soufflante à la température $T_1 = 288$ K et à la pression $P_1 = 1$ bar. Il se divise ensuite en deux flux, le flux primaire de débit massique D_{m1} et le flux secondaire de débit massique D_{m2} . On note $\beta = D_{m2}/D_{m1} = 5,7$ le facteur de by-pass (taux de dilution) et $D_m = D_{m1} + D_{m2}$ le débit massique total. Le flux primaire, dit *flux chaud* du fait de son passage dans la chambre de combustion, décrit dans le corps principal du turboréacteur les étapes suivantes :

- $2 \rightarrow 3$, compression de P_2 à P_3 par un compresseur axial ;
- $3 \rightarrow 4$, dans la chambre de combustion où le carburant est injecté, le mélange air-carburant est chauffé par combustion. La flamme est confinée au voisinage des injecteurs alimentés par un débit de kérosène ici négligé devant celui de l'air qui traverse la chambre. La température (température de flamme) s'abaisse ensuite rapidement dans la chambre pour atteindre une valeur compatible avec la tenue des matériaux de la turbine. Les caractéristiques de l'air ne sont pas modifiées par la combustion. On prendra en sortie de la chambre de combustion $T_4 = 1450$ K. La chambre est supposée isobare ;
- $4 \rightarrow 5$, détente partielle dans la turbine axiale ;
- $5 \rightarrow 6$, détente dans la tuyère, de la pression P_5 , à vitesse supposée nulle, jusqu'à la pression ambiante $P_6 = 1$ bar où une première contribution à la poussée est produite.

Le flux secondaire, dit *flux froid*, s'écoule sans perte de charge autour du corps principal et passe directement dans une tuyère séparée de la première où l'essentiel de la poussée est produite. En sortie de cette tuyère $P_7 = 1$ bar et la température est notée T_7 .

Les taux de compression de la soufflante et du compresseur sont respectivement donnés par $P_2/P_1 = 2$ et $P_3/P_2 = 13$.

On suppose que le régime est stationnaire et que l'énergie potentielle de pesanteur du fluide est partout négligeable devant les autres grandeurs énergétiques. De même on négligera partout l'énergie cinétique du fluide sauf en sortie des tuyères. Les évolutions dans la tuyère, la turbine et le compresseur sont supposées adiabatiques et réversibles. Le système ne comporte aucune pièce mobile en dehors de la turbine, du compresseur et de la soufflante. Le compresseur, la turbine et la soufflante ont un arbre commun supposé sans perte mécanique. On néglige aussi les pertes mécaniques dans le compresseur et dans la turbine.

Q 17. On modélise le kérosène par le décane $C_{10}H_{22}$. En s'appuyant sur une modélisation qui sera justifiée, exprimer puis évaluer l'élévation maximale de température lors de la combustion d'une mole de décane en présence de la quantité juste suffisante d'air. Les produits obtenus sont du dioxyde de carbone et de l'eau.

Dans le cadre des hypothèses du problème, hormis dans la chambre de combustion, le travail massique utile reçu par le gaz pour une transformation de l'état i vers l'état j est donné par

$$w_{i \rightarrow j} = C_{p \text{ mass}}(T_j - T_i) + \frac{1}{2}(c_j^2 - c_i^2)$$

où c_i est la vitesse du gaz dans l'état i et c_j celle du gaz dans l'état j et où $C_{p \text{ mass}}$ désigne la capacité thermique massique du gaz.

Q 18. Établir l'expression de la pression P_j en fonction de T_i , P_j , P_i et du coefficient isentropique de l'air γ .

- Q 19.** En exploitant le couplage mécanique entre turbine, compresseur et soufflante, établir les expressions littérales et les valeurs numériques des températures T_2 , T_3 , T_5 et de la pression P_5 en sortie de turbine.
- Q 20.** Établir l'expression littérale et la valeur numérique de c_6 , vitesse du gaz du flux chaud à la sortie de la tuyère.
- Q 21.** Établir également l'expression littérale et la valeur numérique de c_7 , vitesse du gaz du flux froid à la sortie de la tuyère.
- Q 22.** Par un bilan de quantité de mouvement sur une surface de contrôle judicieusement choisie, justifier que les poussées produites par les tuyères relatives au flux chaud et froid sont respectivement données par : $F_c = D_{m1}c_6$ et $F_f = D_{m2}c_7$.
- Q 23.** Exprimer la poussée F du turboréacteur complet uniquement en fonction de D_m , des vitesses d'éjection c_6 et c_7 et du facteur de by-pass.
- Q 24.** En déduire l'expression et la valeur numérique de la poussée par unité de débit massique D_m , dite *poussée spécifique* du turboréacteur, notée F_s .
- Q 25.** Quel est le pourcentage de la poussée assurée par le flux chaud ?
- Q 26.** Lors d'un essai au sol sur banc fixe, le turboréacteur délivre une poussée de 20 kN. Quel débit massique D_m doit alors assurer la soufflante ?
- Q 27.** Ce débit massique permet-il d'obtenir la même valeur de la poussée en vol de croisière ? Justifier qualitativement.

III NOx et production de gaz à effet de serre

En consommant du kérosène, les moteurs d'avions entraînent le rejet de nombreux polluants parmi lesquels les monoxyde d'azote NO et dioxyde d'azote NO₂, regroupés sous l'appellation NOx. Ces composés sont responsables d'une augmentation de la production d'ozone O₃, gaz à effet de serre, dans la basse atmosphère.

Le monoxyde d'azote NO est obtenu par oxydation du diazote N₂ à haute température lors de la phase de combustion, modélisée par l'équation de réaction



- Q 28.** Calculer l'enthalpie standard de réaction associée à la réaction (III.1). Commenter.
- Q 29.** En se plaçant dans l'approximation d'Ellingham, évaluer la fraction molaire de monoxyde d'azote NO présente à l'équilibre dans de l'air chauffé à 1450 K.

Dans un deuxième temps, il y a production de dioxyde d'azote NO₂ à partir du monoxyde d'azote NO, modélisée par l'équation de réaction



pour laquelle on donne l'expression de l'enthalpie libre standard de réaction dans le cadre de l'approximation d'Ellingham : $\Delta_r G^\circ(T) = -114,4 + 0,1462 T$ en kJ·mol⁻¹ pour T en K.

La figure 8 fournit pour cette réaction les résultats d'une étude cinétique réalisée à 400 K, où v représente la dérivée temporelle de l'avancement volumique de la réaction. Les concentrations initiales utilisées dans cette étude sont

- expérience 1 (tracé avec ×) : $[\text{O}_2]_0 = 5,0 \times 10^{-3} \text{ mol}\cdot\text{L}^{-1}$, $[\text{NO}]_0 = 10 \mu\text{mol}\cdot\text{L}^{-1}$, $[\text{NO}_2]_0 = 0$;
- expérience 2 (tracé avec +) : $[\text{O}_2]_0 = 2,0 \times 10^{-3} \text{ mol}\cdot\text{L}^{-1}$, $[\text{NO}]_0 = 10 \mu\text{mol}\cdot\text{L}^{-1}$, $[\text{NO}_2]_0 = 0$.

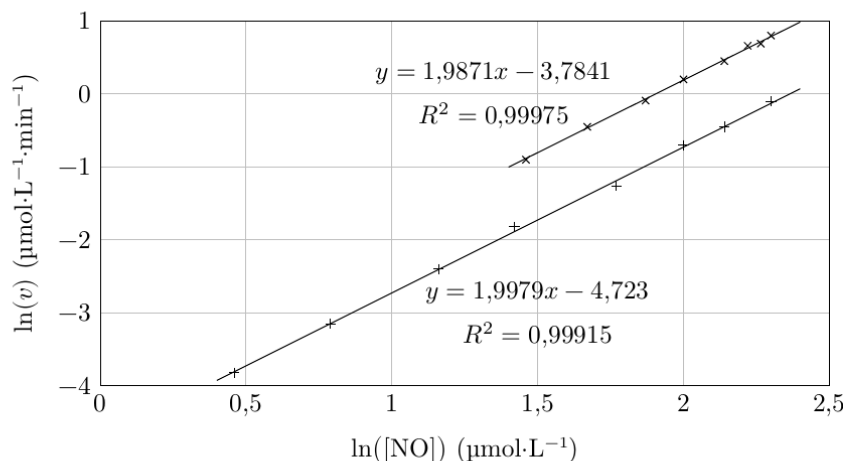


Figure 8

Q 30. Commenter le choix de la température retenue pour l'étude cinétique.

Q 31. Utiliser les résultats précédents pour proposer une loi de vitesse pour la réaction III.2. Déterminer la valeur numérique de la constante de vitesse à la température considérée. La forme obtenue pour la loi de vitesse était-elle prévisible ?

Données

Sauf indication contraire, les valeurs dépendantes de la température sont fournies à 298 K.

Accélération de la pesanteur terrestre	$g = 9,8 \text{ m}\cdot\text{s}^{-2}$
Composition de l'air	$\text{N}_2 : 80 \%, \text{O}_2 : 20 \%$
Masse volumique de l'air sous une pression de 1 bar	$\rho = 1,2 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$
Viscosité dynamique de l'air	$\eta = 1,8 \times 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$
Coefficient isentropique de l'air	$\gamma = 1,4$
Capacité thermique massique à pression constante de l'air	$C_{p\text{mass}} = 1,0 \times 10^3 \text{ J}\cdot\text{kg}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$
Constante des gaz parfaits	$R = 8,314 \text{ J}\cdot\text{K}^{-1}\cdot\text{mol}^{-1}$
Constante de Boltzmann	$k_B = 1,381 \times 10^{-23} \text{ J}\cdot\text{K}^{-1}$
Constante de Planck	$h = 6,626 \times 10^{-34} \text{ J}\cdot\text{s}$
Vitesse de la lumière dans le vide	$c = 3,00 \times 10^8 \text{ m}\cdot\text{s}^{-1}$
Constante d'Avogadro	$N_A = 6,02 \times 10^{23} \text{ mol}^{-1}$
Constante de Faraday	$F = 9,64 \times 10^3 \text{ C}\cdot\text{mol}^{-1}$
Énergie de liaison ($\text{kJ}\cdot\text{mol}^{-1}$)	$\text{N} - \text{O} : 210 ; \text{N} = \text{O} : 630$
Produit de solubilité de $\text{Al}(\text{OH})_3$	$\text{p}K_s = 33$
Produit ionique de H_2O	$\text{p}K_e = 14$
Potentiels standard redox	$\text{Al}^{3+}/\text{Al}_{(s)} : -1,66 \text{ V}$ $\text{H}^+/\text{H}_{2(g)} : 0,00 \text{ V}$ $\text{Cu}^{2+}/\text{Cu}_{(s)} : 0,34 \text{ V}$
Surtensions à vide	$\eta_{c0}(\text{H}_2\text{O}/\text{H}_2) : -0,1 \text{ V sur Cu}, -1 \text{ V sur Al}$

Enthalpies standard de formation, entropies molaires et capacités thermiques à pression constante

	$\text{C}_{10}\text{H}_{22(l)}$	$\text{CO}_{2(g)}$	$\text{H}_2\text{O}_{(g)}$	$\text{O}_{2(g)}$	$\text{N}_{2(g)}$	$\text{NO}_{(g)}$
$\Delta_f H^\circ$ ($\text{kJ}\cdot\text{mol}^{-1}$)	-249,7	-393,5	-241,8			90,4
S_m° ($\text{J}\cdot\text{mol}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$)	545,8	213,8	188,8	205,0	191,5	210,6
C_p° ($\text{J}\cdot\text{mol}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$)	233,1	38,5	36,2	29,3	28,7	

Extrait du tableau périodique des éléments

Hydrogène 1 H 1,008	← Nom de l'élément	Hélium 2 He 4,0026
Lithium 3 Li 6,9395	← Numéro atomique	Néon 10 Ne 20,180
Sodium 11 Na 22,990	← Symbole chimique	Argon 18 Ar 39,948
Béryllium 4 Be 9,0122	← Masse molaire atomique	Bore 5 B 10,814
Magnésium 12 Mg 24,306		Carbone 6 C 12,011
Calcium 20 Ca 40,078		Aluminium 13 Al 26,982
Potassium 19 K 39,098		Silicium 14 Si 28,085
Rubidium 37 Rb 85,467		Phosphore 15 P 30,974
Césium 55 Cs 137,33		Soufre 16 S 32,068
		Chlore 17 Cl 35,452
		Fluor 9 F 18,998
		Oxygène 8 O 15,999
		Azote 7 N 14,007
		Argent 47 Ag 107,87
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag 107,87
		Mercur 80 Hg 200,59
		Or 79 Au 196,97
		Platine 78 Pt 195,08
		Argent 47 Ag