



SERVICES CULTURE ÉDITIONS
RESSOURCES POUR
L'ÉDUCATION NATIONALE

Base Nationale des Sujets d'Examens de l'enseignement professionnel

Campagne 2009

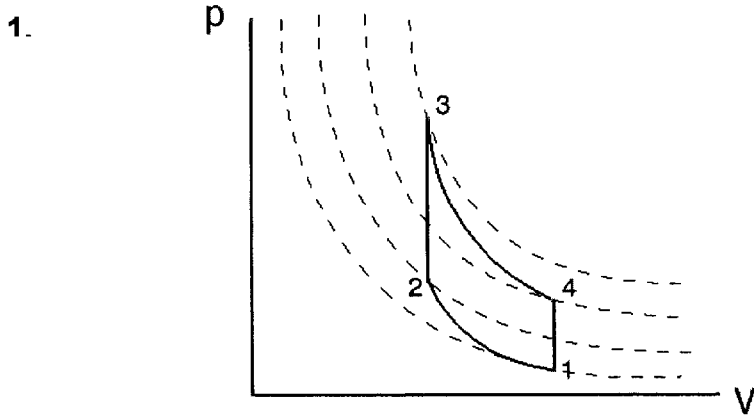
Ce fichier numérique ne peut être reproduit, représenté, adapté ou traduit sans autorisation.

CRDP Aquitaine

CORRIGE

Ces éléments de correction n'ont qu'une valeur indicative. Ils ne peuvent en aucun cas engager la responsabilité des autorités académiques, chaque jury est souverain.

CORRIGE DE THERMODYNAMIQUE

Problème 1

2. $m = \frac{p_1 \cdot V_1}{r \cdot T_1} = \frac{0,8 \cdot 10^5 \times 1,675 \cdot 10^{-3} \times 0,029}{8,315 \times 283} = 0,00165 \text{ kg}$ soit **$m = 1,65 \text{ g}$**

3. $p_2 = p_1 \cdot \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^\gamma = 0,8 \cdot 10^5 \times 8,5^{1,4} = 16 \cdot 10^5 \text{ Pa}$
 $T_2 = T_1 \cdot \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^{\gamma-1} = 283 \times 8,5^{0,4} = 666 \text{ K}$

4. a) **nombre de cycles par minute** = $\frac{2575}{2} = 1287,5$

consommation par cylindre = $0,72 \times 10,3 = 7,4 \text{ kg / h}$

consommation par cylindre = $\frac{7400}{1287,5 \times 60} = 0,096 \text{ g / cycle}$

b) **quantité de chaleur dégagée** = $50\,000 \times 0,096 = 4800 \text{ J}$

5. $Q_{2-3} = m \cdot c_v \cdot (T_3 - T_2) \longrightarrow T_3 = \frac{Q_{2-3}}{m \cdot c_v} + T_2$

$c_v = \frac{r}{\gamma - 1} = \frac{8,315}{0,029 \times 0,4} = 716,8 \text{ SI} \longrightarrow T_3 = \frac{4700}{0,00165 \times 716,8} + 666 = 4640 \text{ K}$

$$6. \frac{p_2}{p_3} = \frac{T_2}{T_3} \longrightarrow p_3 = 16 \cdot 10^5 \times \frac{4640}{666} = 111,5 \cdot 10^5 \text{ Pa}$$

Problème 2

$$1. R_{th} = \frac{e1}{\lambda_a \cdot S} + \frac{e2}{\lambda_i \cdot S} + \frac{e3}{\lambda_a \cdot S} = \frac{0.001}{200 \times 6} + \frac{0.028}{0.05 \times 6} + \frac{0.001}{200 \times 6} = 0.09333 \text{ } ^\circ\text{C} / \text{W}$$

$$2. \varnothing = \frac{\Delta\theta}{R_{th}} = \frac{14}{0.09333} = 150 \text{ W}$$

3.

	Gaz / Liquide	HP / BP
Etat 1	Gaz	BP
Etat 2	Gaz	HP
Etat 3	Liquide	HP
Etat 4	Liquide	BP

$$4. a) e_f = \frac{T_f}{T_c - T_f} = \frac{281}{14} = 20$$

$$b) e_f = 20 = Q_f / W ; W = \frac{150}{20} = 7,5 \text{ J}$$

$$We = \frac{7.5}{0.7} = 10,7 \text{ J} ; Pe = 10,7 \text{ W}$$

CORRIGÉ1^{ère} partie

Rendement de propulsion se présente le rapport entre la puissance utile $P_u (T \times V_0)$ et la puissance Thermique Réelle ou puissance Dynamique. Celle-ci provient du (ou des) débits d'air à l'échappement. $\eta_p = \frac{P_{utile}}{P_{thermique}}$

Pour un moteur simple flux, son calcul se ramène à l'expression $\eta_p = \frac{2 \cdot V_0}{V_s + V_0}$

Le Rendement de propulsion d'un moteur type Turbo-jet augmente avec la vitesse de vol. Cependant on constate que plus la vitesse à l'échappement est élevée plus il sera faible (cas supersonique). Au contraire le turbo-prop (Brave un gros débit d'air) offre un très bon rendement de propulsion mais la vitesse de vol est limitée.

2^{ème} partie

La poussée provient principalement de l'accélération du débit d'air au travers du moteur. Elle dépend

- + du débit d'air (Altitude)
- + de la vitesse de vol (v admission)
- + du Régime moteur (V échappement)

On considère que la poussée délivrée par le moteur varie principalement avec la densité de l'air (ρ_{air}) par conséquent, la poussée maxi diminue avec z . D'autre part la température extérieure va également limiter la poussée pour "protéger" le moteur de trop fortes températures (FLAT RATING).

$$\eta_g = \frac{3600 \cdot V_0}{C_{sp} \cdot P_{ci}}$$

$$C_{sp} = \frac{ch}{T}$$

$$T = \frac{ch \cdot P_{ci} \cdot \eta_g}{3600 \cdot V_0} = \frac{\rho_{\text{air}} \cdot P_{ci} \cdot \eta_g}{V_0}$$

$$| T = 56328 \text{ N} |$$

3^{ème} PARTIE

L'entrée d'air va canaliser l'écoulement qui arrive de l'extérieur vers le FAN (ou le compresseur) avec le moins de turbulences / perturbations - Sur Turboreacteur cette partie joue un rôle prépondérant car elle ralentit l'écoulement et réalise une légère compression dynamique. Sa forme est donc particulièrement soignée.

↳ De type divergente à géométrie fixe pour les TBR subsoniques sa forme est adaptée au vol de croisière

↳ De type convergente / divergente à géométrie variable pour les avions supersoniques, elle améliore l'efficacité en réduisant les turbulences.

L'entrée d'air canalise le débit. Aujourd'hui leur leur ϕ augmente ce qui fait poser le problème d'intégration sous la voilure + vitesse transsonique en Extrémité de FAN.

4^{ème} PARTIE

MEE3TH/Bis

Calcul. Les gaz brûlés passent de 1900°C à T_3 (30 kg/s)
L'air de dilution passe de 450°C à T_3 (70 kg/s)

$$\Rightarrow 30 \cdot (T_3 - 1900) + 70 \cdot (T_3 - 450) = 0$$

$$100 \cdot T_3 - 30 \cdot 1900 - 70 \cdot 450 = 0$$

$$\text{et } \underline{T_3 = 885^\circ\text{C}}$$

Lors d'une augmentation de Régime.

Comme \rightarrow par conséquent la température T_3 va augmenter car (Comme n'augmentera qu'avec le Régime) donc l'énergie de détente absorbée par la turbine et la tuyère sont plus importante \Rightarrow le Régime augmente, Comme augmente et la température T_3 va se stabiliser.

T_3 va cependant être limitée car la turbine ne peut supporter de trop fortes températures \Rightarrow FUSION.

Afin de lutter de façon efficace contre la pollution des moteurs, on rencontre des chambres de combustion dites "à double tête" qui vont, en particulier, limiter les émissions d'oxydes d'Azote à Haut Régime.

Le volume de la chambre est conservé (debut d'AIR) mais elle est \oplus courte pour éviter les trop fortes températures - De plus, au ralenti, une seule tête est en fonctionnement.

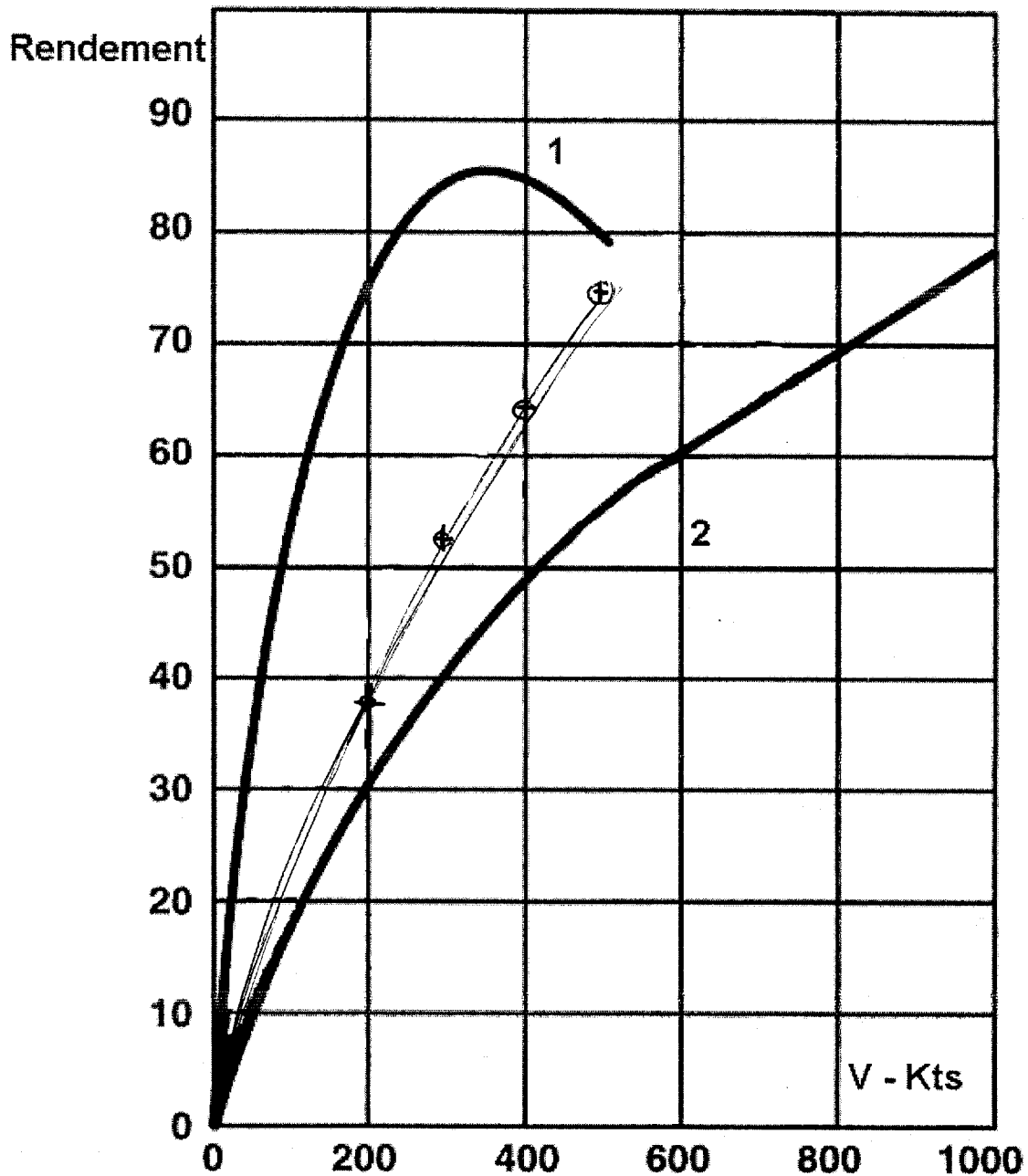
5^{ème} partie

La vanne de démarrage située à l'entrée du démarreur pneumatique va commander le fonctionnement du démarreur. (Alimentation en AIR sous pression).

Elle est normalement ouverte, de façon automatique, par l'équipage (Bouton START) et se referme automatiquement lorsque le Régime moteur (démarrage) atteint une valeur pré-déterminée (tachymètre). Elle peut également être fermée par l'équipage (action sur bouton START) en cas de nécessité, de secours... Enfin elle peut être manœuvrée MANUEL directement sur la vanne.

Une fois le moteur en route, afin d'éviter que le démarreur ne continue à fonctionner un système de désaccouplement (ou d'embrayage) dissolde le démarrage du boîtier accouplé. On trouve des systèmes à masselotes (Centrifuge), de type rose libre,

Annexe I – A rendre avec votre copie



Courbe 1: Turbopropulseur

Courbe 2: Turboréacteur Supersonique

Vitesse de Vol (V_0)	Rendement de Propulsion
100 $m.s^{-1}$	38%
150 $m.s^{-1}$	52%
200 $m.s^{-1}$	64%
250 $m.s^{-1}$	74%

On donne au régime décollage $V_5 = 420 m.s^{-1}$. Prendre $1m.s^{-1} = 2 Kts$