

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.

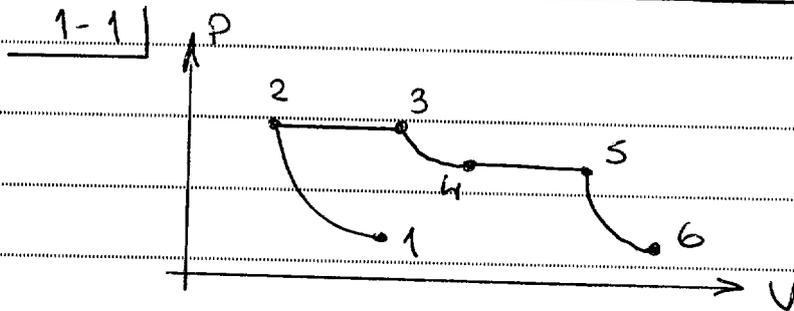
Correction BTS MEMA

Thermodynamique – Thermopropulsion

Epreuve U31 Session 2008

Page 1/8

PROBLEME 1 THERMODYNAMIQUE



$$P \cdot V = m \cdot r \cdot T = n \cdot R \cdot T \Leftrightarrow n = \frac{m \cdot r}{R}$$

$$n_{fr} = \frac{60 \times 287}{8,32} = 2070 \text{ moles}$$

$$n_{ch} = \frac{45 \times 287}{8,32} = 1552 \text{ moles}$$

1-2 | $T_2 = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 527 \text{ K}$

1-3 | Pour 1 unité de masse carburant, il y a 50 unités d'Air à réchauffer

$$\Rightarrow Q_{\text{combust}} = 44 \cdot 10^6 \times \frac{45}{50} = 3,96 \cdot 10^7 \text{ J}$$

$$\text{or } Q = m \cdot C_p (T_3 - T_2) \Leftrightarrow T_3 = T_2 + \frac{Q}{m \cdot C_p}$$

AN. $T_3 = 1396 \text{ K}$

1-4 | $\left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{-1} = 0,7 \frac{P_2}{P_1} \Leftrightarrow \frac{P_3}{P_4} = 0,7 \frac{P_2}{P_1}$

$$\Leftrightarrow P_4 = \frac{P_3 \cdot P_1}{0,7 P_2} = \frac{P_1}{0,7} = 142857 \text{ Pa}$$

De plus $T_4 = T_3 \cdot \left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \Leftrightarrow T_4 = 713 \text{ K}$

1-5) L'échauffement de la masse gazeuse en P.C. concerne $60 + 45 = 105 \text{ kg/s}$ de gaz.

Si l'on souhaite passer de T_4 à T_5 , on doit considérer la variation d'enthalpie

$$\Delta H = H_5 - H_4 = m \cdot C_p (T_5 - T_4)$$

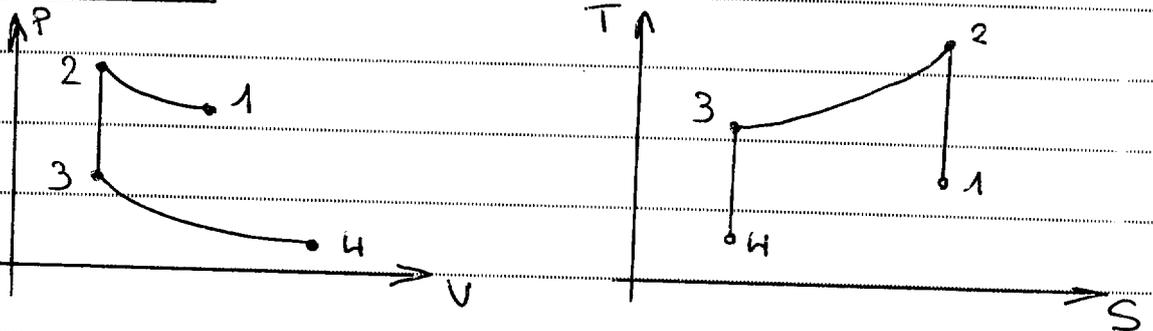
$$\Rightarrow T_5 = \frac{\Delta H + m \cdot C_p T_4}{m \cdot C_p} = 1090 \text{ K}$$

1-6) $Q_{c1} = \frac{45}{50} = 0,9 \text{ kg/s}$ de kéro

$$Q_{c2} = \frac{105}{50} = 2,1 \text{ kg/s} ; Q_{c \text{ TOTAL}} = 3 \text{ kg/s}$$

PROBLEME 2

2-1)



2-2) $T_2 = T_1 \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$ AN $T_2 = 567,8 \text{ K}$
compression isentropique.

2-3)

Considérons la variation de pression dans l'échangeur. Elle est due aux pertes de charge liées aux phénomènes de frottements dans l'échange.

$$\Delta p = 0,2 \text{ bars} = 20265 \text{ Pa}$$

On peut écrire l'énergie relative aux pertes de charge

$$\Delta p = \rho \cdot J_s = \rho \cdot W \Leftrightarrow W = \frac{\Delta p}{\rho}$$

$$\text{AN } W = \frac{20265}{1,225} = 16542,9 \text{ J}$$

De plus l'échange se traduit par:

$$Q_{\text{ech 1}} = m \cdot C_p (T_3 - T_2) = 1,336 \cdot 10^6 \text{ J}$$

2-4

$$|Q_{\text{perdue}}|_{\text{Bleed}} = |Q_{\text{reçue}}|_{\text{RAM AIR}}$$

$$\Rightarrow m_1 \cdot C_p (\Delta T)_{\text{bleed}} = m_2 \cdot C_p (\Delta T)_{\text{RAM AIR}}$$

$$\Rightarrow m_2 = \frac{8 \times 164,8}{110} = 11,985 \text{ kg/s}$$

Soit 11,975 kg/s d'Air RAM AIR en considérant un rendement de l'échange égal à 60%.

2-5 Détente isentropique

$$T_4 = T_3 \left(\frac{P_4}{P_3} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad T_4 = 275,2 \text{ K}$$

soit $T_4 = 2,2^\circ\text{C}$

Risque évident de givrage.

2-6 La chaleur perdue par la masse d'Air chaude équivaut à celle reçue par la masse d'air froide. Soit x le nombre de kg d'air introduit dans la cabine au moment où l'équilibre s'établit à 22°C

$$|x (\Delta T)_{28 \rightarrow 22} + \Delta T_{2,2 \rightarrow 22}| = |m_{\text{ch}} \cdot \Delta T_{28 \rightarrow 22}|$$

$$\Rightarrow x = 25,64 \text{ kg d'air frais.}$$

or le débit est de 8 kg/s, donc

$$t = \frac{25,64}{8} = 3,2 \text{ s.}$$

PROBLEME 3 | Thermopropulsion3-1

Ce turbofan comporte

2 Flux ; 2 Corps BP et HP

Le corps BP est constitué de

1 Fan + 3 étages Compresseur attelés à
4 Turbines

Le corps HP est constitué de

9 étages Compresseur attelés à 1 Turbine

3-2 | Rappel: 1 pied = 0,304 mdonc $z = 30000 \times 0,304 \cdot 10^{-3} = 9,12 \text{ km}$

$$\delta = \frac{p_z}{p_0} = \frac{20 - z}{20 + z} = 0,374$$

on obtient : $p_z = 1,225 \times 0,374 = 0,458 \text{ kg/m}^3$

$$Q_{m, \text{ch}} = p_z \cdot S_{\text{ch}} \cdot v = 35,68 \text{ kg/s}$$

$$Q_{m, \text{fr}} = p_z \cdot S_{\text{fr}} \cdot v = 179 \text{ kg/s}$$

$$\lambda = \frac{179}{35,68} \approx 5$$

3-3

$$P_{b, \text{ch}} = Q_{m, \text{ch}} (420 - 220) = 7136 \text{ N}$$

$$P_{n, \text{ch}} = Q_c \cdot V_s = 0,71 \times 420 = 299,7 \text{ N}$$

$$P_{b, \text{fr}} = Q_{m, \text{fr}} (270 - 220) = 8950 \text{ N}$$

Soit une poussée totale (Hors Culot) de:

$$P_{\text{tot}} = 16385,7 \text{ N}$$

soit 1,63857 tonne de poussée.

$$\underline{3-4)} \quad P_{\text{culot}} = S_{\text{tuyere}} \cdot (P_s - P_e)$$

$\begin{array}{ccc} | & & | \\ \text{N} & \text{m}^2 & \text{Pa} \end{array}$

$$\underline{3-5)} \quad C_s = \frac{C_h}{\text{Poussée}}$$

$$\underline{\text{AN.}} \quad C_s = \frac{0,71 \times 3600}{16385,7} = 0,156 \text{ kg} \cdot \text{h}^{-1} \cdot \text{N}^{-1}$$

3-6) Les calculs précédents montrent qu'en croisière les poussées froides et chaudes sont équivalentes. Or en conditions sol, la poussée froide peut représenter 80% du total.

Il est de ce fait fréquent de disposer les portes de reverse sur ce flux froid.

3-7)

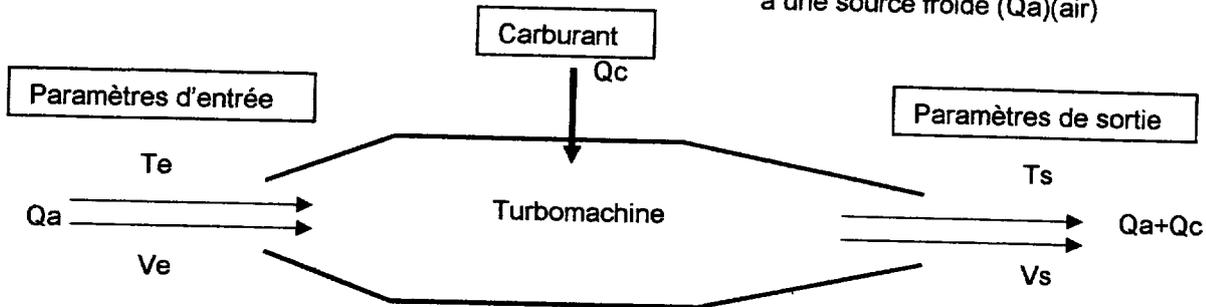
Voir pages imprimées ci-jointes.

PROBLEME 4): APU.

↳ Réponses conformes au cours
de Technologie
des turbomachines.

Question 7 → Puissance thermique théorique dite « thermodynamique »

Le fonctionnement de la turbomachine consiste à mélanger une source chaude (Q_c)(carburant) à une source froide (Q_a)(air)



La puissance perdue au cours de l'échange avec la source froide est :

$$P_{sf} = Q_a \cdot C_p \cdot (T_s - T_e)$$

P_{sf} : Puissance perdue source froide (W)
 Q_a : Débit air (kg/s)
 C_p : Chaleur spécifique (J/Kg/°K)(pression constante)
 T_s : température gaz d'échappement (sortie) (°K)
 T_e : température gaz d'entrée (°K)

La puissance thermique théorique est donc obtenue par soustraction entre ce que fournit le carburant (P_c) et ce que prélève la source froide au cours du mélange :

$$P_{tth} = P_c - P_{sf}$$

6-3 : Puissance thermique réelle dite « dynamique » :

Elle représente le travail cinétique des gaz par unité de temps.
 Elle est obtenue à partir du théorème de l'énergie cinétique :

$$P_{tr} = \frac{1}{2} Q_a (V_s^2 - V_e^2)$$

P_{tr} : Puissance thermique réelle (W)
 Q_a : Débit air (kg/s)
 V_s : Vitesse des gaz en sortie (m/s)
 V_e : Vitesse des gaz à l'entrée (m/s)

6-4 Puissance de propulsion ou puissance utile :

C'est la puissance réellement disponible pour propulser l'aéronef. Elle correspond au travail de la force de poussée par unité de temps :

$$P_p = F \cdot V_a$$

P_{pr} : Puissance propulsion (W)
 F : Force de poussée (N)
 V_a : Vitesse d'avancement de l'aéronef (m/s)
 En général $V_a = V_e = V_0$

Remarque : On définit la puissance perdue par « tourbillons » (frottements et traînée) :

$$P_{\text{tourbillons}} = P_p - P_{tr} = Q_a (V_s - V_e)^2$$

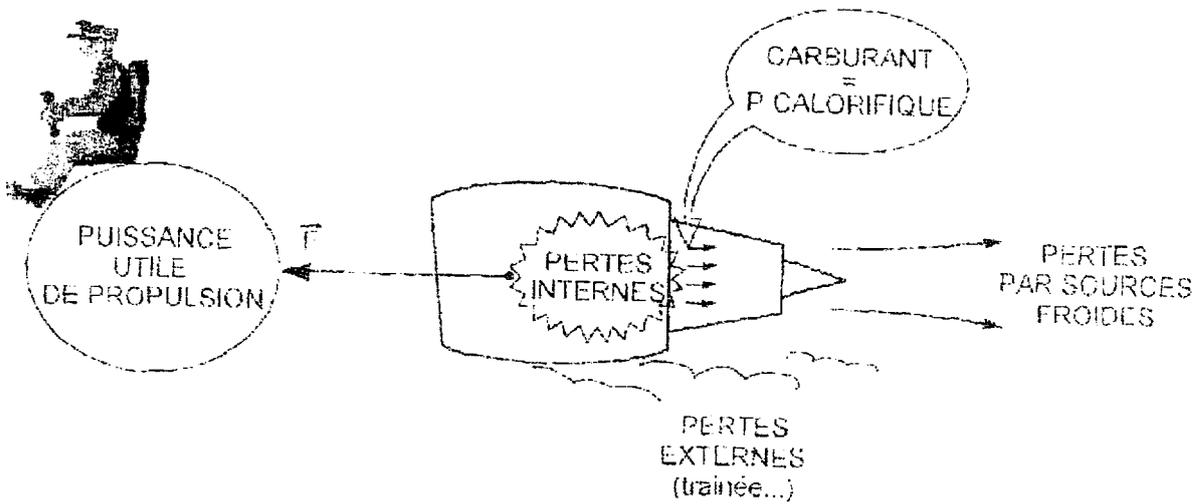
Rendements énergétiques :

Rappel: $\eta = \text{rendement} = \frac{\text{Puissance disponible}}{\text{Puissance fournie}}$

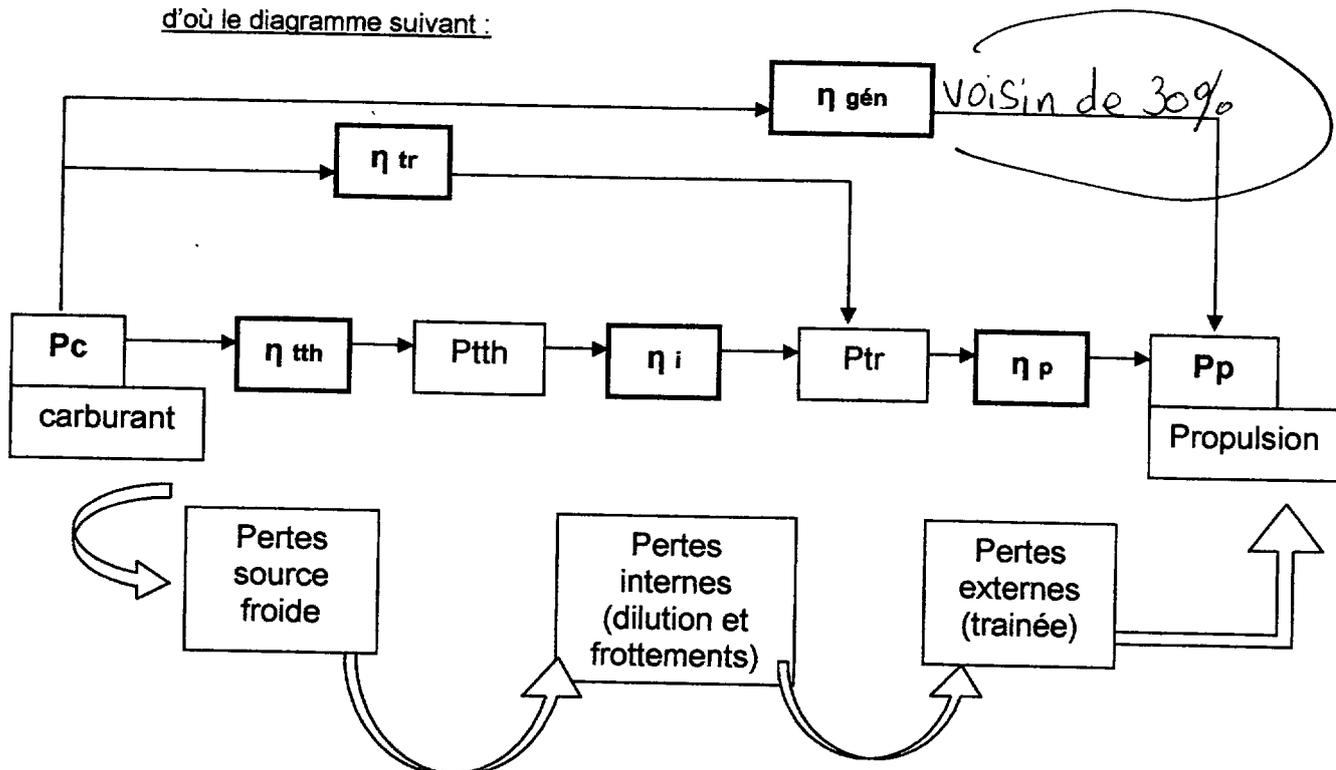
Les paragraphes précédents montrent que toute la puissance fournie n'est pas utilisée. Il existe globalement trois raisons à ces pertes de puissance :

- pertes par échange avec la source froide
- pertes internes par dilution des masses gazeuses et frottements divers
- pertes externes par effet de trainée.

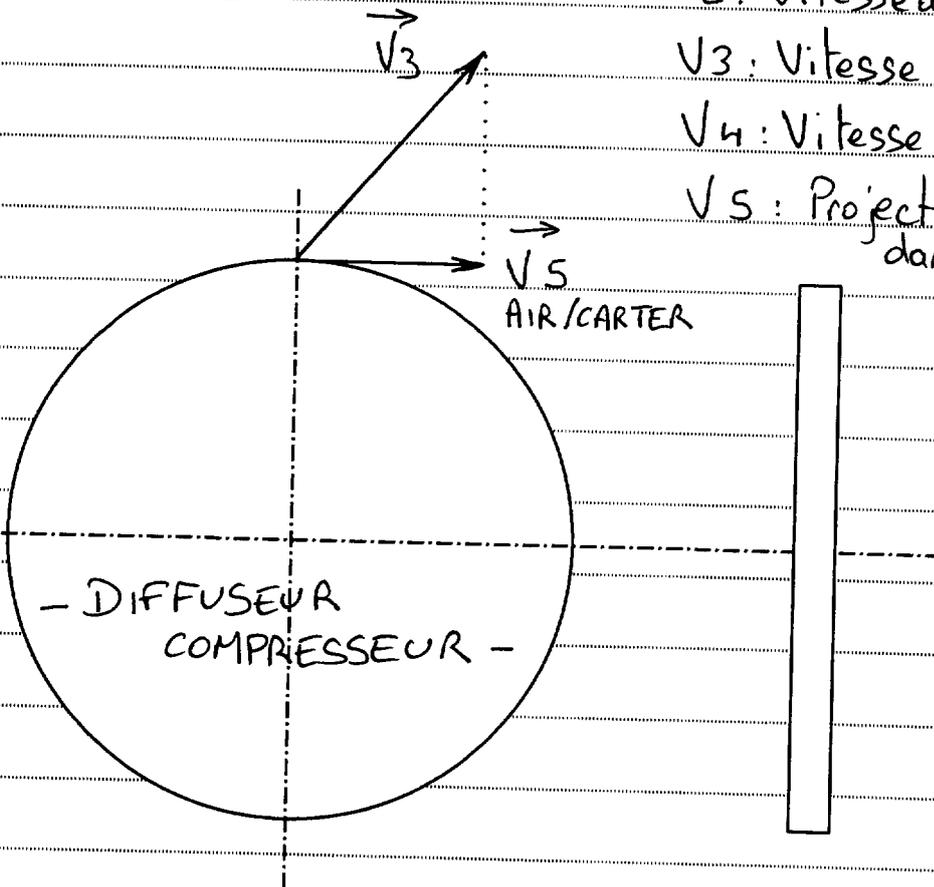
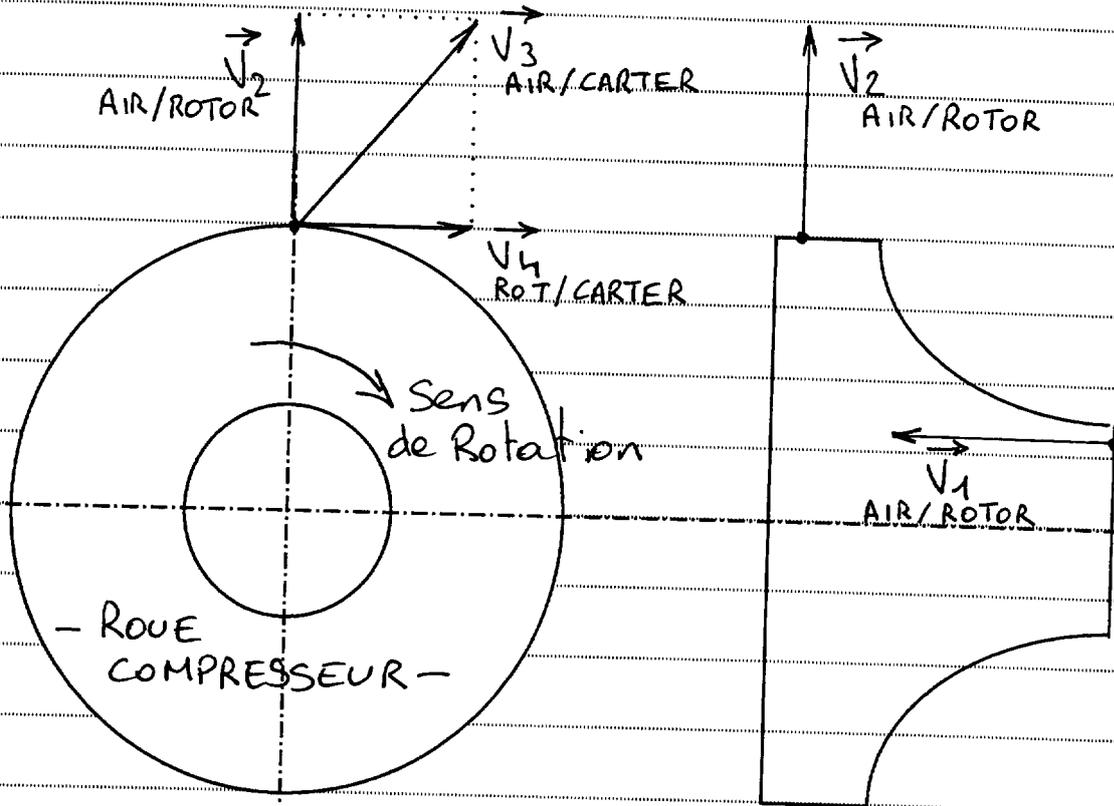
On peut résumer en disant que la puissance utile de propulsion est égale à la puissance fournie par le carburant moins la totalité des pertes.



d'où le diagramme suivant :



4-6



- V_1 : Vitesse de l'air Entrée Rotor
- V_2 : Vitesse de l'air Sortie Rotor
- V_3 : Vitesse de l'air sortie/CARTER
- V_4 : Vitesse Rotor /CARTER
- V_5 : Projection vitesse Air/CARTER dans Diffuseur