

**BTS MAINTENANCE ET EXPLOITATION  
DES MATERIELS AERONAUTIQUES**

**Session 2001 – Sous épreuve U31**

**THERMODYNAMIQUE – THERMOPROPULSION**

**Durée 4 heures – Coefficient 2**

**A. THERMODYNAMIQUE** - Durée conseillée : 2 heures

Seules les calculatrices sont autorisées .

Le candidat doit traiter les deux problèmes .

**PROBLEME 1 : Etude de l'accumulateur freinage parking / détresse de l' ATR42 ( 8 points )**

L'accumulateur présenté sur le document 1 , page 2 a pour fonction de fournir une énergie complémentaire au circuit hydraulique qui alimente le circuit de freinage .

Une électropompe fournit de l'énergie au liquide situé sous le piston flottant . La force de pression exercée par le liquide sur le piston comprime le gaz ( azote ) qui emmagasine ainsi de l'énergie qu'il restitue au circuit hydraulique lors du freinage .

On propose d'analyser le potentiel énergétique de l'accumulateur en phase freinage .

Dans tout le problème , les évolutions seront considérées comme réversibles .

Données :

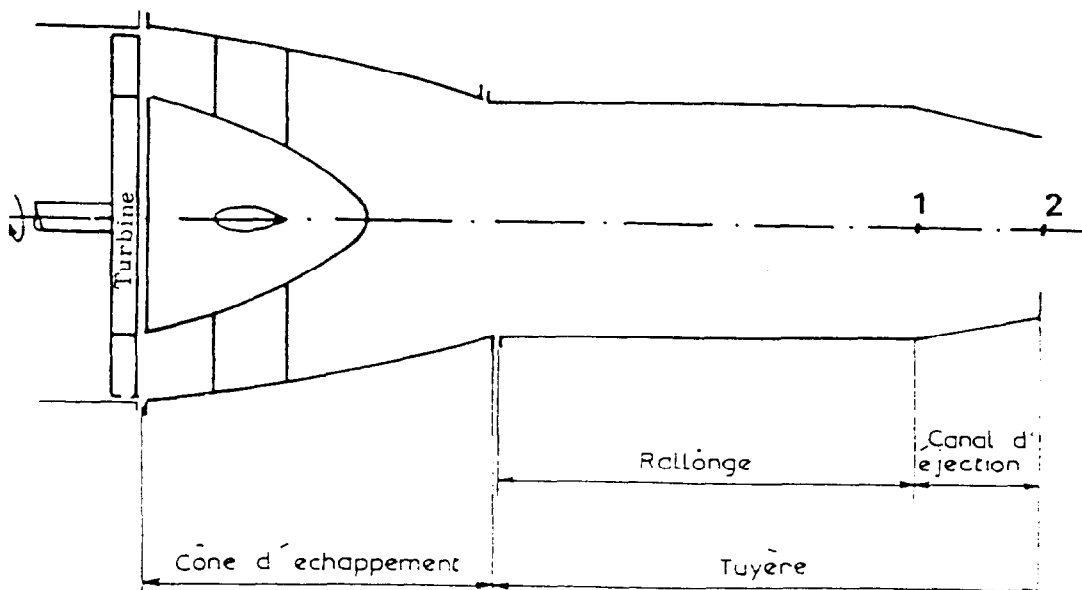
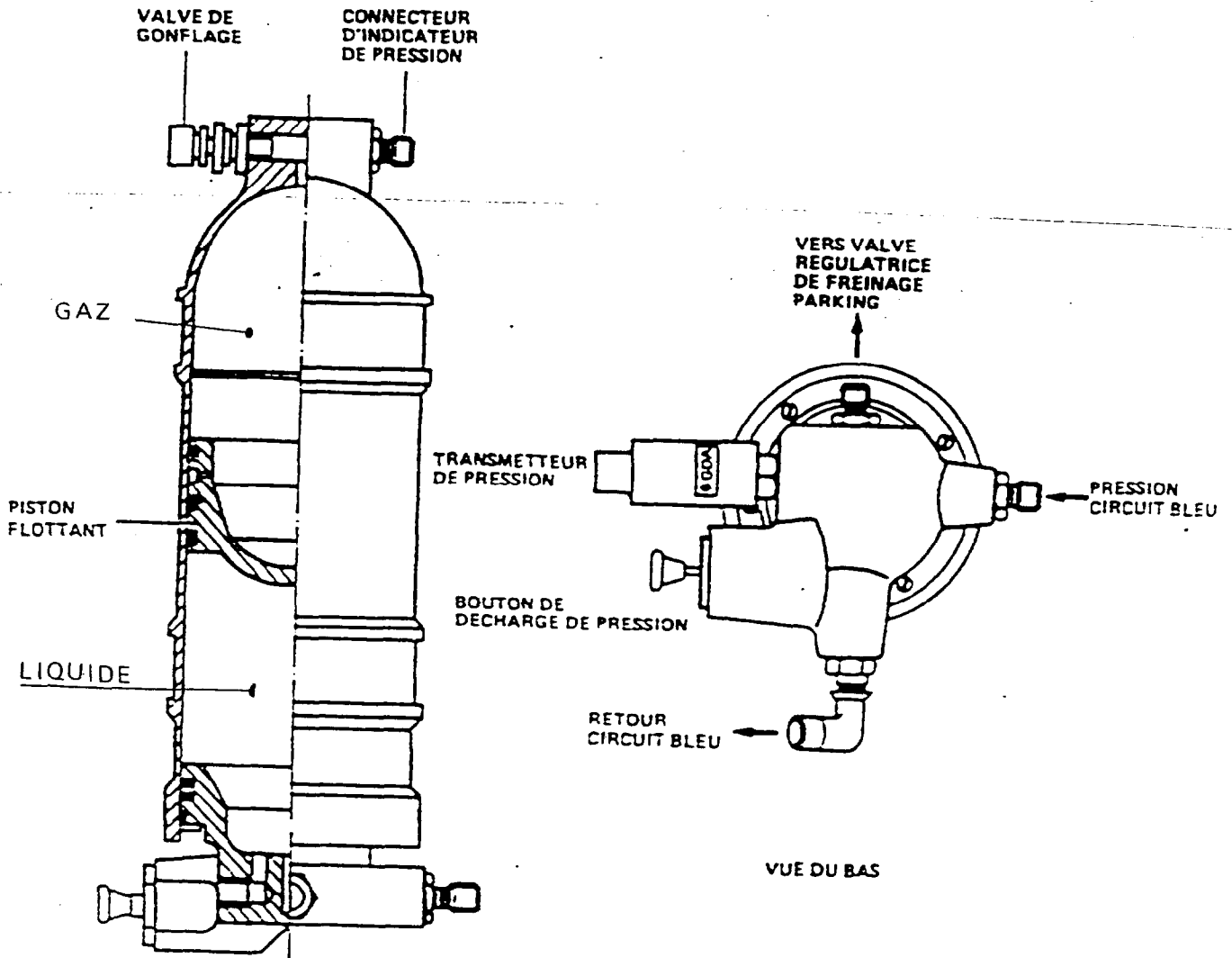
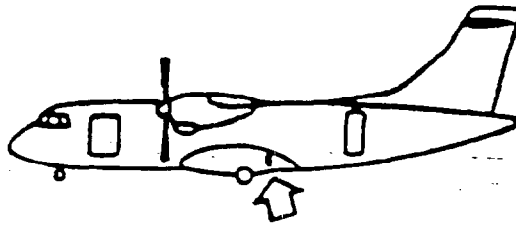
$R = 8,32 \text{ J / mole } \cdot \text{ }^\circ\text{K}$  ; masse molaire de l'azote  $M = 28 \text{ g / mole}$  ;  $\gamma = 1,4$

$1 \text{ bar} = 10^5 \text{ Pa}$

**Précision des calculs** : Les volumes , en litres seront calculés avec 3 chiffres après la virgule  
Les températures en  $^\circ\text{K}$  , les pressions en bars et les énergies seront calculées avec 1 chiffre après la virgule .

***Objectif : évaluer l'énergie emmagasinée par l'accumulateur***

1. Le piston est en position basse ( état 1 ) .  
Données :  $p_1 = 103,35 \text{ bars ( 1500 psi )}$  ;  $V_1 = 1,2 \text{ litres}$  ;  $T_1 = 293 \text{ }^\circ\text{K}$   
Calculer , en grammes , la masse d'azote présente dans l'accumulateur .
2. L'électropompe fournit de l'énergie au liquide jusqu'à ce que la pression dans le circuit atteigne une pression  $p_2 = 3000 \text{ psi}$  . Le gaz est comprimé adiabatiquement .  
Calculer le volume  $V_2$  et la température de l'azote  $T_2$  en fin de compression .  
Hypothèse : on néglige le poids du piston .
3. Calculer l'énergie  $W_{1-2}$  emmagasinée par l'accumulateur .



**Objectif : Montrer que l'énergie libérée lors de plusieurs freinages consécutifs est décroissante.**

4. L'avion est immobilisé au sol ( température  $20^{\circ}\text{C}$  ), la pompe assurant en permanence une pression de 3000 psi . Le gaz cède de la chaleur au milieu extérieur jusqu'à équilibre des températures ( état 3 ) .

L'avion décolle , effectue son trajet et atterrit . Les paramètres thermodynamiques du gaz sont alors  $p_4 = 3000 \text{ psi}$  et  $t_4 = 10^{\circ}\text{C}$ .

L'électropompe est supposée hors service . L'accumulateur doit pouvoir effectuer le freinage six fois consécutivement . Chaque freinage demande une énergie correspondant au 1/6 de la capacité totale en volume (  $V_1 - V_4$  ) .

Les détente successives seront supposées isentropiques .

- calculer  $V_4$  .
- après un premier freinage , calculer  $V_5$  ,  $p_5$  et l'énergie libérée par l'accumulateur  $W_{4-5}$  .
- après un deuxième freinage , calculer  $V_{5'}$  ,  $p_{5'}$  et l'énergie libérée par l'accumulateur  $W_{5,5'}$  .

**PROBLEME 2 : Etude de la tuyère d'un turboréacteur à simple flux ( 12 points )**

L'étude concerne le canal d'éjection de la tuyère d'un turboréacteur ( document 2 , page 2 ) .

A l'entrée du canal , l'air ( supposé être un gaz parfait ) est à l'état 1 . En sortie de canal , il est à l'état 2 . Lors de la traversée du canal , la détente est supposée isentropique .

**Objectif : déterminer la poussée au point fixe**

Données :  $p_1 = 1,39 \text{ bars} = 1,39 \cdot 10^5 \text{ Pa}$  ;  $p_2 = 1 \text{ bar}$  ;  $T_1 = 814^{\circ}\text{K}$  ;  $\gamma = 1,4$

$R = 8,32 \text{ J / mole} \cdot ^{\circ}\text{K}$  ;  $M = 29 \text{ g / mole}$

$A_1$  ( section à l'entrée du canal ) =  $0,884 \text{ m}^2$

$A_2$  ( section à la sortie du canal ) =  $0,45 \text{ m}^2$

- Calculer la température  $T_2$  .
- La tuyère est supposée en position horizontale . Soit  $v$  la vitesse de l'air . En appliquant le premier principe entre les points 1 et 2 , exprimer littéralement la valeur de l'expression  $v_2^2 - v_1^2$  en fonction de  $\gamma$  ,  $R$  ,  $M$  ,  $T_1$  ,  $T_2$  .  
Effectuer l'application numérique .
- En exprimant la conservation du débit massique entre les points 1 et 2 , exprimer littéralement le rapport  $v_2 / v_1$  en fonction des températures  $T_1$  et  $T_2$  , des pressions  $p_1$  et  $p_2$  et des sections d'entrée et de sortie  $A_1$  et  $A_2$  .  
Effectuer l'application numérique .

4. Des deux relations précédentes , en déduire les valeurs de  $v_1$  et  $v_2$ .
  5. La masse volumique de l'air est de  $1,3 \text{ g/l}$  dans les conditions normales de température et de pression ( $0^\circ\text{C}$  et  $1 \text{ bar}$  ).  
Calculer le débit massique de l'air .  
**On prendra :  $v_2 = 418 \text{ m/s}$**
  6. Calculer la valeur de la poussée au point fixe ( terme réacteur uniquement ).
- 

**B. THERMOPROPULSION** - Durée conseillée : 2 heures  
Seules les calculatrices sont autorisées .

### ETUDE D'UN MOTEUR A TAUX DE DILUTION VARIABLE

Afin d'optimiser le rendement des moteurs des futurs avions supersoniques aux différentes phases de vol, les motoristes étudient actuellement un turboréacteur à taux de dilution variable.

Principe : ( Figure 1 )

Le moteur possède en son milieu une soufflante bi-flux (FAN Secondaire) couplée au corps secondaire. Cette solution permet au moteur de fonctionner :

- Soit avec les deux flux avec un taux de dilution égal à 2 au décollage, en montée, en croisière subsonique imposée. A ces régimes le flux d'air pénètre dans le moteur à la fois par l'entrée d'air frontale et par des entrée d'air latérales.
- Soit avec un taux de dilution réduit  $\lambda = 0,3$  favorable en croisière supersonique. Ici les entrées d'air latérales sont fermées tandis que les aubes directrices à pas variable du Mid Fan réduisent le débit d'air frontal dans le canal secondaire.

**Remarque** : On considère que dans l'entrée d'air, la masse d'air ne subit aucune transformation thermodynamique, en particulier  $P_0 = P_1$  et  $T_0 = T_1$ .

### QUESTION PRELIMINAIRE

Donner les avantages de l'adaptation du taux de dilution aux phases de vol subsonique et supersonique.

**PREMIERE PARTIE****Etude du moteur en mode subsonique à  $Z = 12$  km et Mach 0,8.**

On donne les caractéristiques suivantes :

- A  $Z = 12$  km, Poussée  $T_u(Z) = 25$  KN,  $T_s = 217^\circ\text{K}$  et  $P_s = 19400$  Pa
- Taux de dilution en mode subsonique  $\lambda_{\text{sub}} = 2$
- Débit d'air primaire  $Q_{ma_1} = 50$  Kg.s<sup>-1</sup>
- Dosage dans la chambre de combustion  $d = 1/50^{\text{ème}}$
- Taux de compression  $\tau = 24,5$
- Température entrée turbine  $T_3 = 1850^\circ\text{K}$
- Pouvoir calorifique  $P_{ci} = 44.10^6$  J.Kg<sup>-1</sup>

- 1- Calculer la vitesse d'éjection des gaz en considérant la tuyère adaptée.
- 2- En considérant que la détente (Turbine + Tuyère) est adiabatique ( $\gamma=1,4$ ), calculer la température à l'échappement.
- 3- En déduire le Mach à l'échappement et conclure sur la forme de la tuyère.
- 4- Calculer le rendement global et le rendement de propulsion en mode subsonique.

**DEUXIEME PARTIE****Etude du moteur en mode supersonique pendant la phase de transition ( $T_u(Z)$ ,  $Z$  et le nombre de Mach de vol restent constants)**

*Remarque : La variation du taux de dilution n'affecte que le flux secondaire, on peut donc considérer que le flux primaire reste constant.*

On donne pour la phase supersonique :

- Taux de dilution en mode supersonique  $\lambda_{\text{super}} = 0,3$

- 1- Calculer la nouvelle vitesse d'éjection des gaz (tuyère adaptée).
- 2- Si la température à l'échappement est de  $T_5 = 740^\circ\text{K}$ , calculer le Mach à l'échappement et conclure sur la forme générale de la tuyère.
- 3- Calculer le rendement global et le rendement de propulsion en mode supersonique.

**TROISIEME PARTIE**

- 1- En considérant que le moteur est du type Simple Corps, rappeler l'expression littérale de la puissance nécessaire pour entraîner le compresseur et le Fan (préciser les différents termes).
- 2- Lors de la phase de transition, comment évolue le débit secondaire ? En déduire l'évolution de la puissance reçue par le compresseur.
- 3- Rappeler la définition de l'adaptation Turbine-Compresseur. Dans notre situation, comment vont évoluer les paramètres vitesse de rotation, taux de compression, débit carburant et poussée.
- 4- On donne pour le mode subsonique :  $\Delta T_{\text{FAN}} = 60^\circ$ ,  $\Delta T_{\text{COMP}} = 360^\circ$ . Calculer la nouvelle température de fin de compression et le nouveau taux de compression (mode supersonique) si l'accélération du moteur se traduit par une augmentation de 50% de  $\Delta T_{\text{FAN}}$  et par une augmentation de  $Q_{ma_1}$  de 10% (La puissance de la Turbine reste constante pendant la transition).

**FIGURE 1**

