

# PHYSIQUE INDUSTRIELLE

## ÉTUDE DE L'ÉTAGE DE PROPULSION CRYOTECHNIQUE DE LA FUSÉE ARIANE 5

Les différentes parties du problème sont indépendantes et peuvent être traitées séparément

### L'EXPRESSION DU PROGRES

Ariane 5 est la réponse technique et économique aux besoins de lancement de charges utiles pour les prochaines décennies.

Ariane 5 est constitué de deux éléments :

- un bi-étage inférieur
- un composite supérieur.

Le bi-étage inférieur reste commun à toutes les missions quelle que soit l'orbite visée et le type de charges utiles embarquées, de l'homme dans l'espace aux structures de plate-formes tout en satisfaisant, de façon optimum, le lancement des satellites commerciaux.

Ce bi-étage se compose d'un Etage Principal Cryotechnique (EPC) à hydrogène et à oxygène liquides, et de deux propulseurs à propergol solide.

L'étage cryotechnique est équipé d'un moteur Vulcain très puissant, allumé puis contrôlé avant la mise à feu des propulseurs à poudre.

### Le composite supérieur

Coiffe  
OERLIKON-CONTRAVES

Structure Porteuse Externe  
pour Lancement Multiple Ariane  
(SPELTRA)  
DEUTSCHE AEROSPACE

Etage à propergols stockables  
(EPS)  
DEUTSCHE AEROSPACE

Case à équipements  
MATRA MARCONI SPACE

### Le bi-étage inférieur

Etage d'accélération  
à poudre  
(EAP)  
AEROSPATIALE

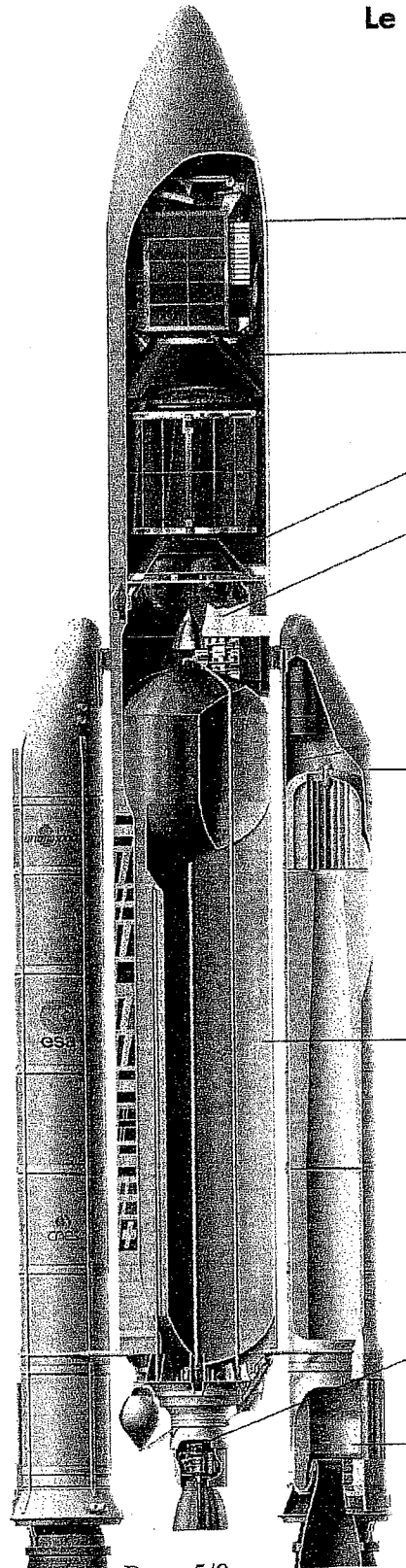
Etage principal cryotechnique  
(EPC)  
AEROSPATIALE

Moteur Vulcain  
SEP

Moteur à propergol solide  
EUROPROPULSION  
(groupe FIAT/SEP)

Hauteur : 51 m

Capacité en GTO :  
5,9 tonnes (lancement double)  
6,8 tonnes (lancement simple)  
en orbite basse : près de 20 tonnes



## CAE3CI

L'étage principal cryotechnique H155 de la fusée Ariane V est propulsé par le moteur Vulcain.

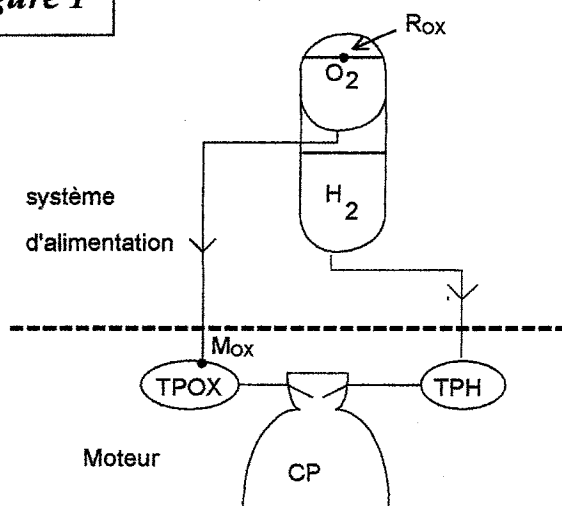
La poussée est obtenue par éjection à grande vitesse de gaz produits par la combustion à haute pression (108 bar) et haute température (3 500 K) du dihydrogène (carburant) avec du dioxygène (comburant).

Le dihydrogène et le dioxygène sont stockés et acheminés séparément vers le moteur sous forme liquide.

Dans la suite l'entrée des turbopompes constitue la limite entre le système d'alimentation et le moteur (voir fig. 1).

figure 1

### Synoptique EPC



O<sub>2</sub> : réservoir de dioxygène

H<sub>2</sub> : réservoir de dihydrogène

TPOX : turbopompe pour le dioxygène

TPH : turbopompe pour le dihydrogène

CP : chambre propulsive du moteur Vulcain

### Données numériques :

On rappelle que 1 bar = 100 kPa.

*Les données concernant le dioxygène liquide sont les suivantes :*

La pression au point R<sub>ox</sub> : P<sub>Rox</sub> du réservoir de O<sub>2</sub> est maintenue à 3,5 bar.

La température de O<sub>2</sub> est de 91 K du réservoir jusqu'à l'entrée du moteur.

A 91 K la masse volumique  $\rho_{ox} = 1\,140 \text{ kg.m}^{-3}$ .

La pression au point M<sub>ox</sub> : P<sub>Mox</sub> de O<sub>2</sub> à l'entrée de la turbopompe (entrée du moteur) est de 6,0 bar.

*Les données pour le dihydrogène liquide sont :*

La température de H<sub>2</sub> est de 21 K du réservoir jusqu'à l'entrée du moteur.

A 21 K la masse volumique est  $\rho_{H2} = 70 \text{ kg.m}^{-3}$ .

La pression de H<sub>2</sub> à l'entrée de la turbopompe (entrée du moteur) est de 3,2 bar.

Q<sub>VH</sub> le débit volumique du dihydrogène liquide est de 600 L.s<sup>-1</sup>

On admet que tous ces paramètres restent constants pendant toute la phase de décollage.

# CAE3CI

## I. Étude du système d'alimentation en dioxygène liquide

Nous voulons calculer le débit volumique du dioxygène à l'allumage du moteur. La seule accélération à prendre en compte est celle de la pesanteur soit  $9,8 \text{ m.s}^{-2}$ .

Le réservoir de  $\text{O}_2$  a un diamètre  $D$  de 4,5m et la surface libre est à une hauteur  $h$  de 25,2 m au-dessus du moteur (au décollage). Le tuyau qui achemine le dioxygène à l'entrée du moteur a un diamètre  $d$  de 185 mm.

1.1) Représenter le schéma de l'ensemble 'réservoir d' $\text{O}_2$  et tuyau d'alimentation du moteur' en indiquant le point  $R_{ox}$  au niveau de la surface du dioxygène et le point  $M_{ox}$  juste à l'entrée du moteur. Donner la relation entre les pressions, altitudes et vitesses du liquide entre ces deux points. On néglige les pertes de charge.

1.2) Donner l'expression littérale de la vitesse  $V_{Mox}$  du dioxygène à l'entrée du moteur en fonction des données du problème. On expliquera pourquoi on peut négliger la vitesse de la surface libre du réservoir.

1.3) Calculer la vitesse  $V_{Mox}$ .

1.4) Vérifier que le débit volumique  $Q_{Vox}$  du dioxygène est de  $0,20 \text{ m}^3 \text{ s}^{-1}$ . Ce débit est maintenu constant dans la suite de la phase de décollage.

## II. Étude de la turbopompe pour le dihydrogène

La turbopompe pour le dihydrogène tourne à  $33\,500 \text{ tr.min}^{-1}$  et absorbe une puissance  $P_a$  de 12 MW pour un rendement de 85 %. Elle est constituée d'une pompe à deux étages centrifuges.

2.1) Donner la relation entre la pression  $P_{SH}$  à la sortie de la turbopompe, la pression  $P_{MH}$  à l'entrée de la turbopompe, la puissance absorbée  $P_a$ , le rendement  $\eta$  et le débit volumique  $Q_{VH}$  du dihydrogène.

2.2) Calculer la pression  $P_{SH}$ .

## III. Détermination de la masse d'ergols pour l'étage de propulsion cryotechnique

Le système d'alimentation fournit un débit volumique trois fois plus grand en dihydrogène qu'en dioxygène afin d'assurer aussi le refroidissement du moteur.

3.1) Le moteur fonctionne pendant une durée  $\Delta t$ . Exprimer la masse  $m_{Ox}$  de dioxygène nécessaire dans le réservoir en fonction de  $Q_{Vox}$  (débit volumique du dioxygène), de  $\rho_{Ox}$  et de  $\Delta t$ .

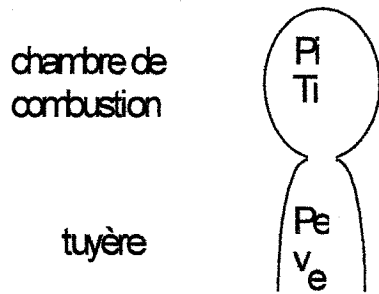
3.2) Calculer la masse du dioxygène  $m_{Ox}$  si  $\Delta t = 9$  minutes et 35 secondes.

3.3) Écrire l'équation bilan de la réaction puis calculer la masse  $m_H$  de dihydrogène nécessaire.

3.4) En déduire  $m_{erg}$ , la masse totale d'ergols ( $\text{H}_2$  et  $\text{O}_2$ ) qu'il faut placer dans les réservoirs de l'étage principal cryotechnique H155 d'Ariane V.

IV. Détermination de la poussée du moteur cryogénique Vulcain

On veut d'abord calculer la vitesse d'éjection des gaz.



Dans la chambre de combustion, les gaz sont au repos, à la pression  $P_i$  et à la température  $T_i = 3\,500\text{ K}$ . Ils sont éjectés à une vitesse  $v_e$ , la pression étant  $P_e$ .

Ces gaz ont une capacité thermique massique égale à  $C_p = 4\,200\text{ J.K}^{-1}\text{kg}^{-1}$ .

figure 2

4.1) En considérant les gaz comme parfaits et en utilisant la loi de conservation de l'énergie pour un écoulement adiabatique, trouver l'expression de  $v_e$  en fonction de  $C_p$ ,  $T_i$  et  $T_e$ .

4.2) Exprimer le rapport  $T_e/T_i$  en fonction du rapport des pressions  $P_e/P_i$  et du coefficient  $\gamma = C_p/C_v$ .

4.3) En déduire que :  $v_e^2 = 2 \cdot C_p \cdot T_i \cdot \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_i} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]$

4.4) Le rapport des pressions  $\frac{P_e}{P_i}$  étant égal à  $10^{-3}$  et  $\gamma = 1,2$ , calculer la vitesse d'éjection  $v_e$ .

4.5) Le théorème des quantités de mouvement appliqué au système gaz-tuyère, permet de montrer que la poussée du moteur peut s'écrire  $F = q_m \cdot v_e$ ,  $q_m$  étant le débit massique des gaz. Calculer  $F$  pour  $q_m = 250\text{ kg.s}^{-1}$ .