

037  
République Algérienne Démocratique et Populaire



Ministère d'enseignement supérieur et de la recherche scientifique

Université Saad dehlab - Blida  
Faculté des sciences de l'ingénieur  
Département d'Aéronautique

Projet de fin d'étude en vue de l'obtention du diplôme des études  
universitaires appliquées

Option : propulsion

Thème

*Étude de moteur vulcain  
du lanceur Ariane 5 et simulation de la tuyère d'éjection*

Présenté par :

- Mr GUENEZ AKRAM
- Mr GUENDOUF ABDELGHANI

Promoteur:

- Mr ALLALI ABDERRAZAK

Promotion 2006-2007

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ





# Remerciements

*Nous remercions « Allah » de nous avoir donné le courage ainsi que la force pour pouvoir achever ce modeste travail.*

*Nous tenons à exprimer notre gratitude et notre reconnaissance envers notre encadreur Mr Allali Abderrazak pour nous 'avoir encadré, suivi et dirigé pendant toute la durée de ce travail.*



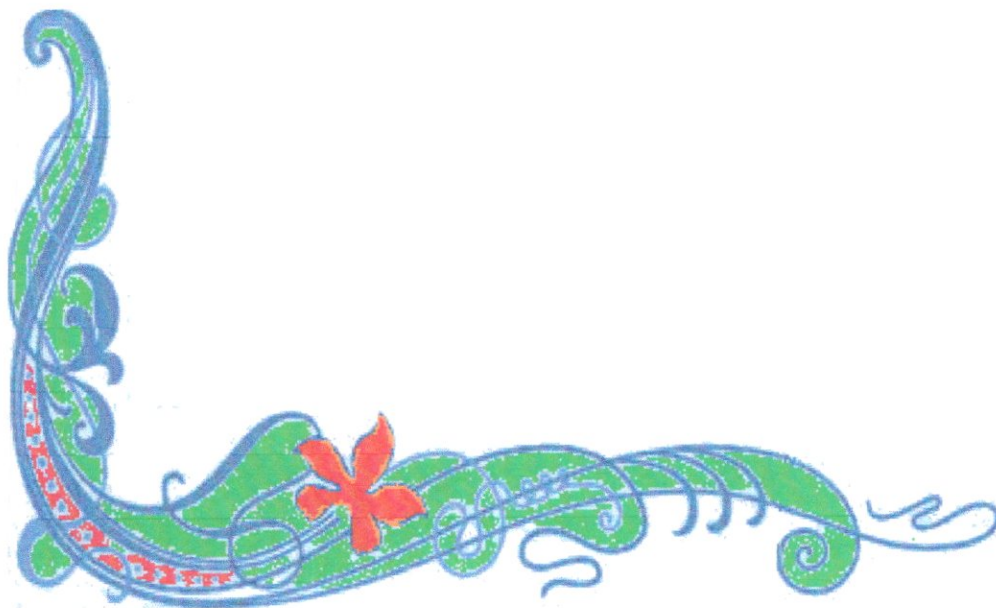
*Nos remerciements Mr Mazouz Mouloud pour nous 'avoir fourni une aide précieuse tant par l'intérêt qu'il a apporté à notre travail. . . . / . . .*



\_\_\_\_\_ . . . / . . .

*Nos profonds remerciements vont également à tous nos enseignants, ainsi que tous les membres du département d'Aéronautique.*

*Nos remerciements s'adressent également aux membres de jury qui nous avons fait l'honneur de juger notre travail.*





---

# Dédicaces

*Je dédie ce modeste travail à :*

*Mes très chers parents à qui je dois tout*

*Mes très chers frères: Yacine, Mouatassam bellah.*

*Toute ma famille*

*Mes amis: Rafik, Redha, Chamce addine, Souffiane,  
Mouatase bellah,*

*J'associe enfin à ces remerciements mes amis à ma promotion :*

*« Ammar, Mahdi, Raehid, Abdelghani, Akram, Kamal, Roudhoin,  
Tayfour, Hassen, Abdallah, Fouad, Salim, Mahieddine, Ahmed, Hamza,  
Fares, Bahi, Hakim, Amine, Fethi... ».*

*Tous mes amis et les personnes de l'institut d'Aéronautique*

*À la promotion 2006-2007*

*Akram*

---

---

# *Dédicaces*

*J'offre ce modeste travail avec une grande fierté à :*

*Ma chère et aimable mère qui ma soutenus*

*Tout le long de mes études.*

*Mes frères : Farouk, Aziz et sa fiancée Nassira.*

*Mes sœurs : Fatiha, Bariza, Nabila et leurs maris*

*Moussa, Rabah, Kamar el zaman.*

*Tous les amis et les personnes qui ma connue.*



*Abdelghani*

---



## Résumé

L'objet de ce projet est de déterminer, par l'intermédiaire d'une étude de technologie, le fonctionnement d'une partie bien précise d'une fusée, en l'occurrence son système propulsif. Nous avons choisi d'étudier plus particulièrement le moteur VULCAIN, présent sur le lanceur ARIANE 5.

Cette étude est terminée par un programme permet le calcul et la visualisation des différents régimes de fonctionnement de la tuyère supersonique.

## Summary

The object of this project is to determine, via a study of technology, the operation of a quite precise part of a rocket, in fact its propelling system. We chose more particularly to study the engine VULCAN, present on the launcher ARIANE 5.

This study is finished by a program allows the calculation and the visualization of the various operations from the supersonic nozzle.

## ملخص

الهدف من هذا العمل هو إيجاد بواسطة دراسة تقنية، وظيفية لجزء محدد من الصاروخ تحديدا من نظام الدفع. وقد اخترنا علي وجه الخصوص المحرك VULCAIN الموجود في الصاروخ ARIANE 5.

هذه الدراسة تنتهي ببرمجة تسمح بحساب وعرض مختلف أنظمة اشتغال الخرطوم الفوق الصوتي.

# *Nomenclature*

## *Nomenclature*

### **Nomenclature**

<b>EPC :</b>	Etage principale cryogénique.
<b>EPS :</b>	Etage principale stockable.
<b>EAP :</b>	Etage d'accélération a poudre
<b>GAT :</b>	Groupe d'activation tuyère.
<b>GAM :</b>	Groupe d'activation moteur.
<b>RIE :</b>	Réservoir isole équipé.
<b>BME :</b>	Bâti moteur équipe.
<b>LBS :</b>	Liaison bord sol.
<b>DAAR :</b>	Dispositif d'accrochage arrière.
<b>DAAV :</b>	Dispositif d'accrochage avant.
<b>JAVE :</b>	Jupe avant équipement.
<b>CNES :</b>	Agence nationale française de l'espace.
<b>ESA :</b>	l'Agence Européen de l'espace.
<b>GTO:</b>	orbite de transfert géostationnaire
<b>AC</b>	Allumeur de Chambre.
<b>AG</b>	Allumeur Générateur.
<b>BEV</b>	Boîtier Electrovanne.
<b>BEVB</b>	Boîtier d'Electrovanne de Balayage.
<b>BEVC</b>	Boîtier d'Electrovanne de Commande.
<b>BEVH (O)</b>	Boîtier d'Electrovanne Hydrogène.
<b>CAPA HP</b>	Capacité hélium Haute Pression.
<b>CP</b>	Chambre Propulsive.
<b>DM</b>	Démarreur.
<b>DPC</b>	Détendeur Pression de Commande.
<b>FBSH (O)</b>	Flexible Hélium Balayage (Oxygène).
<b>FCE</b>	Flexible Conditionnement Hélium.
<b>FEC</b>	Flexible Hélium de Commande.

---

## *Nomenclature*

<b>FEP</b>	Flexible Hélium Pressurisation.
<b>FPH (O)</b>	Flexible Purge Hydrogène (Oxygène).
<b>FPHR</b>	Flexible Pressurisation Hydrogène Réservoir.
<b>FPRO</b>	Flexible Pressurisation Réservoir Oxygène.
<b>FPSV</b>	Flexible Pressurisation Servo-verins.
<b>GC</b>	Générateur de Gaz.
<b>JAV</b>	Jupe Avant.
<b>LCH1</b>	Ligne Chambre Hydrogène Amont.
<b>LCH2</b>	Ligne Chambre Hydrogène Aval).
<b>LCO</b>	Ligne Chambre Oxygène.
<b>LEH (O)</b>	Echappement Turbine Hydrogène (Oxygène).
<b>LFH</b>	Ligne de Collecte de Fuite TPO et Vannes Oxygène.
<b>LFPO</b>	Ligne de Fuite TPO.
<b>LGH (O)</b>	Ligne Générateur Hydrogène (Oxygène).
<b>LH2</b>	Hydrogène Liquide.
<b>LMRH</b>	Ligne de Mise en froid Roulements TPH.
<b>LOX</b>	Oxygène Liquide.
<b>LPHR</b>	Ligne de Pressurisation Réservoir Hydrogène.
<b>LPSV</b>	Ligne de Pressurisation Servo-verrins.
<b>LTH (O)</b>	Ligne Turbine Hydrogène (Oxygène).
<b>PGD</b>	Platine de Gonflage Détente.
<b>PPH (O)</b>	Platine de Pressurisation Hydrogène (Oxygène).
<b>SCP</b>	Système Correcteur Pogo.
<b>SCPC</b>	Système Correcteur Pogo Complémentaire.
<b>SSHEI</b>	Sous Système Hélium liquide.
<b>TPH (O)</b>	Turbopompe Hydrogène (Oxygène).
<b>VAE</b>	Vanne d'Alimentation hélium.

---



## *Nomenclature*

<b>VAH (O)</b>	Vanne d'Alimentation Hydrogène (Oxygène).
<b>VCH (O)</b>	Vanne Chambre Hydrogène (Oxygène).
<b>VD</b>	Vanne de Dégazage.
<b>VG</b>	Vanne de Gonflage.
<b>VGC</b>	Vanne Gaz Chauds.
<b>VGH (O)</b>	Vanne Générateur Hydrogène (Oxygène).
<b>VHP</b>	Vanne Haute Pression.
<b>VMFH (O)</b>	Vanne de Mise en froid Hydrogène (Oxygène).
<b>VMRH</b>	Vanne de Mise en froid Roulement TPH.
<b>VPH (O)</b>	Vanne de Purge Hydrogène (Oxygène).
<b>VPSH (O)</b>	Vanne de Pressurisation Sol Hydrogène (Oxygène).
<b>VRE</b>	Vanne de Remplissage hélium.
<b>VRVH (O)</b>	Vanne de remplissage et Vidange Hydrogène (Oxygène).
<b>ECA</b>	Étage supérieur cryotechnique.
<b>ROX</b>	réservoir d'oxygène.
<b>RH2</b>	réservoir d'hydrogène.
<b>AMEF</b>	Allumeur de mise en froid.
<b>GGI</b>	gas generator igniter (bougie de générateur de gaz).
<b>TCI</b>	thrust chamber (poussée de chambre).
<b>LEO</b>	low earth orbit.

<b>Symbole</b>	<b>unité</b>	<b>Désignation</b>
<b>P</b>	<b>Pa</b>	Pression.
<b>T</b>	<b>K</b>	Température.
$\rho$	<b>Kg/m<sup>3</sup></b>	Masse volumique.
<b>a</b>	<b>m/ s</b>	Vitesse du son.
<b>V</b>	<b>m/s</b>	Vitesse.
<b>M</b>	<b>/</b>	Nombre de Mach.

---

## *Nomenclature*

$q_m$	<b>Kg/s</b>	Débit massique.
<b>L</b>	<b>m</b>	Longueur de la tuyère.
<b>S</b>	<b>m<sup>2</sup></b>	Section de passage du gaz.
<b>C<sub>v</sub></b>	<b>J/Kg K</b>	Chaleur spécifique à volume constant.
<b>R</b>	<b>J/Kg K</b>	Constant du gaz.
<b>Sr</b>	<b>/</b>	Chiffre de flux massique.
<b>r</b>	<b>m</b>	Rayon de la section de passage.
<b>NX</b>	<b>/</b>	nombre de nœuds.
<b>Xchoc</b>	<b>m</b>	position de l'onde de choc.
$\gamma$	<b>/</b>	Rapport des chaleur spécifique.

## *Indices Et Exposants*

<b>0</b>	Etat total.
<b>c</b>	Col.
<b>a</b>	Aval.
<b>x</b>	Etat du fluide avant l'onde de choc.
<b>y</b>	Etat du fluide après l'onde de choc.
<b>ac1</b>	Ecoulement Sonique adapté.
<b>ac2</b>	Ecoulement avec onde de choc à la sortie.
<b>ac3</b>	Ecoulement supersonique adapté.
<b>*</b>	Etat critique.
<b>i</b>	Nombre d'itération.
<b>I</b>	Indice de position.
<b>e</b>	Sortie / éjection.

---

# *Sommaire*

**Sommaire :**

Introduction .....	1
<b>Chapitre I : Généralités sur le lanceur Ariane 5</b>	
I-1 Historique .....	3
I-2 Définition.....	5
I-2.1 Caractéristiques du lanceur Ariane 5 .....	5
I-2.2 Les deux versions du lanceur Ariane 5 .....	6
I-3 Structure d'Ariane 5 .....	9
I-3.1 Le composite supérieur.....	9
I-3.1.1 La coiffe .....	9
I-3.1.2 Structure de lancement .....	10
I-3.1.3 Étage a propergol stockable (EPS).....	14
I-3.1.4 La case à équipements .....	16
I-3.1.5 Les instruments de la case à équipements .....	18
I-3.2 Le composite inférieur.....	20
I-3.2.1 Les étage d'Accélération à Poudre (EAP).....	20
I-3.2.2 Moteur à propergol solide (MPS).....	22
I-3.2.3 Étage Principal Cryogénique (EPC).....	25
I-3.2.4 Le bâti du moteur équipe (BME) .....	27
I-3.2.5 Moteur de EPC.....	28
I-3.2.6 La jupe avant .....	28
I-4 différents étapes du lanceur Ariane 5 dans sa mission .....	29

---



## **Chapitre : II Étude du moteur Vulcain**

II-1 Historique .....	33
II-2 moteur cryogénique vulcain. ....	34
II-2.1 La chambre propulsive.....	36
II-2.2.1 La chambre de combustion.....	36
II-2.1.2 La tuyère.....	37
II-2.1.3 Le système d'injection.....	37
II-2.1.4 - l'allumeur.....	39
II-2.1.5 - Circuit de refroidissement.....	40
II-2.2 Caractéristiques de chambre de propulsive.....	40
II-2.2 Les turbopompes.....	41
II-2.2.1 la turbopompe d'hydrogène.....	41
II-2.2.2 La turbopompe d'oxygène.....	42
II-2.3 Générateur de gaz.....	43
II-2.4 Démarreur.....	45
II-2.5 Les vannes.....	45
II-2.6 Les circuits d'alimentation de moteur.....	47
II-3 Principe de fonctionnement de moteur vulcain .....	51
II-4 Caractéristiques techniques de moteur vulcain.....	53
II-5 Etude chimique.....	54
II-5.1 Les propergols.....	54
II-5.2 Description du Propergols liquides.....	55
II-5.3 Exemple de réaction.....	56
II-5.4 Fonctionnement.....	57
II-5.5 Avantages.....	58
II-5.6 Inconvénients.....	58
II-6 Etude physique .....	59
II-6.1 La notion de poussée.....	62
II-6.2 Vitesse d'éjection des gaz .....	63

---

**Chapitre III : Simulation de la tuyère d'éjection :**

III-1-Fonctionnement d'une tuyère supersonique.....	65
III-1-1 Définition d'une tuyère.....	65
III-1-2 Les Différents régimes de fonctionnement .....	65
III-2 Les Formules Mathématiques de l'écoulement.....	70
III-2.1 Formules de la détente isentropique.....	70
III-2.2 Chiffre du flux massique.....	70
III-2.3 Relations à travers un choc droit.....	71
III-3 Procédures et Fonctions Matlab.....	72
III-3.1 Les Fonctions.....	72
III-3.2 Programme et Procédures.....	81
III-4 Applications et Résultats.....	91
III-4.1 Données du problème.....	91
III-4.2 Résultats obtenus par le programme.....	92
III-4.3 Exemple.....	97
Conclusion.....	101
Référence bibliographique	

---

Figure I-1 : Famille de véhicule du lancement Ariane.....	4
Figure I-2 : Schéma géométrique de lanceur Ariane 5.....	6
Figure I-3 : Les versions du lanceur Ariane 5.....	7
Figure I-4 : La structure le lanceur Ariane 5.....	8
Figure I-5 : Les versions de coiffe.....	10
Figure I-6 : Structure de lancement.....	11
Figure I-7 : Les différents systèmes de lancement multiple.....	13
Figure I-8 : Etage à propergol stockable.....	15
Figure I-9 : La case à équipements.....	17
Figure I-10 : La case des équipements.....	19
Figure I-11 : Les étages d'accélération à poudre.....	21
Figure I-12 : Moteur à propergol solide.....	23
Figure I-13 : Etage principe cryogénique.....	26
Figure I-14 : Le bâti du moteur équipe.....	28
Figure I-15 : La jupe avant équipée.....	29
Figure II-1 : La structure de moteur vulcain.....	34
Figure II-2 : La chambre de propulsive.....	35
Figure II-3 : La chambre de combustion.....	36
Figure II-4 : Le système d'injection de moteur vulcain.....	38
Figure II- 5 : Les allumeurs pyrotechniques et cryotechniques.....	39
Figure II-6 : Turbopompe d'hydrogène.....	41
Figure II-7 : Turbopompe d'oxygène.....	42
Figure II - 8 : Le générateur des gaz.....	44
Figure II-9 : Exemple de la vanne oxygène.....	46
Figure II-10 : Circuit d'alimentation de moteur vulcain.....	48
Figure II-11 : le système commande de moteur vulcain.....	49
Figure II-12 : Le schéma fonctionnel de moteur vulcain.....	50
Figure II-13 : Procédure d'allumage classique d'un moteur vulcain.....	52

---

Figure II-14 : Schéma explicative de propulseur.....	60
Figure.III-1:schéma de la tuyère de la Laval.....	65
Figure .III- 2: Ecoulement subsonique.....	66
Figure.III-3 : Ecoulement sonique.....	67
Figure.III-4 : Ecoulement sonique non adapté.....	67
Figure III- 5 : Ecoulement supersonique adapte.....	69
Figure.III-6 : Ecoulement Supersonique non adapté.....	69
Figure III-7 : Profile et Maillage.....	82
Figure III-8 : Schéma de la géométrie de la tuyère vulcain.....	91
FigureIII-9 : Profil de tuyère de Vulcain et maillage.....	92
Figure III-10 : Evolution de la pression dans la tuyère Vulcain.....	93
Figure III-11 : Evolution de la température dans la tuyère Vulcain.....	94
FigureIII-12 : Evolution de la masse volumique dans la tuyère Vulcain.....	95
FigureIII-13 : Evolution du nombre de Mach dans la tuyère Vulcain.....	96
FigureIII-14 : Position de l'onde de choc dans la tuyère vulcain.....	97
FigureIII-15 : Apparition de l'onde de choc droite dans la tuyère Vulcain.....	97
Figure III-16 : Evolution de la température dans la tuyère Vulcain.....	98
FigureIII-17 : Evolution de la masse volumique dans la tuyère Vulcain.....	98
Figure III-18 : Evolution du nombre de Mach dans la tuyère Vulcain.....	99
Figure III-19 : Distribution de la pression et température et nombre de Mach dans la tuyère vulcain.....	100

---



**Liste des tableaux :**

Tableau (I-1.a): Caractéristiques techniques de MPS (performances).....	25
Tableau (I-1.b) : Caractéristiques techniques de MPS (dimensions).....	25
Tableau II-1 : Caractéristiques techniques de chambre propulsive.....	40
Tableau II-2 : Caractéristiques techniques de turbopompe d'hydrogène .....	42
Tableau II-3 : Caractéristiques techniques de turbopompe d'oxygène.....	43
Tableau II-4 : Caractéristiques techniques de générateur de gaz.....	45
Tableau II-5 : Caractéristiques techniques de moteur vulcain.....	53
Tableau II-6 : Exemples de propergols liquides .....	58

# *Introduction*

**Introduction:**

L'accès à l'Espace, qui fut rêvé par de nombreux écrivains, fut à ses débuts plus un enjeu politique que scientifique. En effet, les lanceurs n'ont d'abord été que des missiles intercontinentaux améliorés, l'accès à l'Espace apportant ainsi la possibilité de frappes stratégiques en n'importe quel point du globe.

Avec la fin de la Guerre Froide et la chute du bloc de l'Est, l'accès satellitaire à l'Espace est devenu un secteur commercial classique similaire à l'aéronautique moderne. En parallèle, l'Espace, et en particulier la maîtrise des vols habités, constitue une preuve de l'avancement technologique d'un état et qui lui permet de s'imposer sur la scène politique mondiale.

Dans ce rapport, nous nous intéresserons à l'aspect technique du lanceur Ariane 5 et plus particulièrement au système de propulsion Vulcain, en établissant notamment sa description, fonctionnement et les carburants qui sont utilisés.

Enfin, suite à la description de ce système, nous déterminerons les grandeurs de son écoulement par un programme en langage matlab.

**Plan de mémoire:**

Ce mémoire est organisé en trois chapitres. Le premier chapitre est consacré aux généralités sur le lanceur Ariane 5. Il aborde successivement l'historique des lancements Ariane, la définition et les différentes versions du lanceur Ariane 5 et la description des éléments constituant ce lanceur avec leurs caractéristiques.

## *Introduction*

Ce chapitre se termine par les étapes effectuées par le lanceur Ariane 5 dans sa mission spatiale.

Le deuxième chapitre est consacré à l'étude de moteur vulcain du l'étage principal cryogénique de la lanceur Ariane 5.il explore l'historique de ce moteur et les différents composantes essentielles de moteur avec le fonctionnement et caractéristiques de chaque composant.

Enfin, ce chapitre se terminé par des études, chimique et physique, ils abordent successivement les différents carburants qui sont utilisés pour propulser le moteur vulcain et le principe physique fondamental de la propulsion de moteur cryogénique vulcain.

Le troisième chapitre traite l'approche informatique, Il présente les différents régimes de fonctionnement et l'exposition des relations fondamentales dans les tuyères, les fonctions et les procédures réalisées en langage Matlab, pour chaque régime de fonctionnement on donne la description et le programme.

Le regroupement des ces fonctions et procédures a permis de sortir avec un programme qui calcule et visualise des différents régimes de fonctionnement de la tuyère supersonique, une première application du programme est effectuée sur des différents régimes de fonctionnement du moteur Vulcain du lanceur d'Ariane 5.

Ce mémoire se termine par une conclusion générale qui résume les résultats obtenus par cette étude.



# CHAPITRE I

## *Généralités sur le lanceur Ariane 5*

**I-1 Historique :**

Dans un monde où la communication instantanée et l'utilisation des satellites dans les communications par cellulaire, radiodiffusion de télévision, météorologie, observation de la terre et d'innombrable d'autres champs sont établis, l'histoire d'Ariane vaut la peine d'être lue. Du son commencement en 1973 au seuil du 21ème siècle, Ariane est sur le chemin de la constante évolution et innovation.

**I-1.1 Ariane 1, 2,3 :**

En 1973, les ministres européens ont pris une décision audacieuse pour développer le système de lancement d'Ariane. Le programme de développement a été placé sous la gestion globale de l'Agence Européen de l'espace (ESA) fonctionnant avec l'agence nationale française de l'espace (Cnes) en tant que perfection entrepreneur.

Le premier vol d'Ariane 1 a eu lieu le 24 décembre 1979. Ariane 1 a avec succès lancé plusieurs satellites européens et non européens, incluant « Space net 1 » pour le premier client Américain. Mais la capacité de la charge utile d'Ariane 1 est de 1.800 kilogrammes à GTO (décollage au sol) était insuffisante pour les satellites croissants de télécommunication.

Au début des années 80, Ariane 1 a été équipée de dérives plus puissants, Ariane 2 avec une charge utile de 2.200 kilogrammes à GTO, et Ariane 3, qui a fait son premier vol en 1984 et a pu porter une charge utile de 2.700 kilogrammes. Ariane 3 a pu lancer deux satellites à la fois permettant l'optimisation des configurations de lancement.



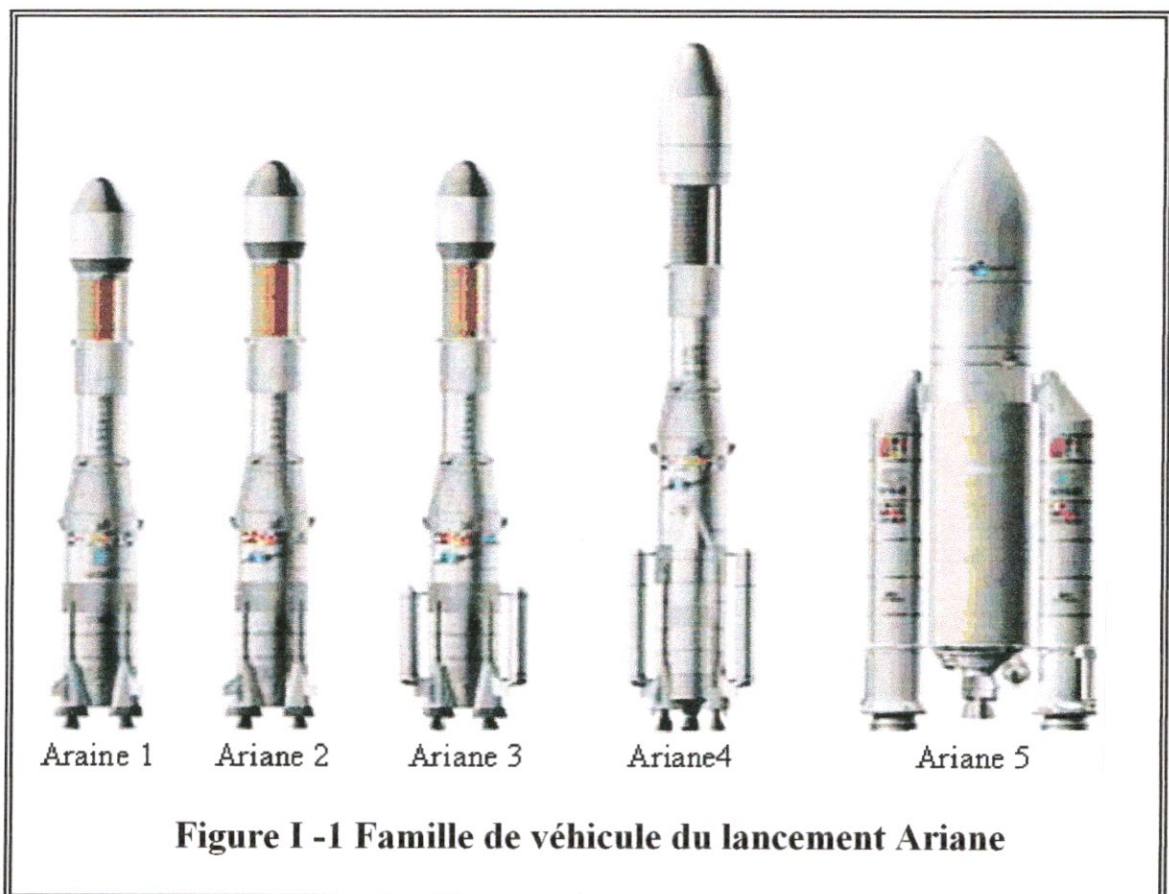
**I-1.2 Ariane 4:**

Le développement de plus puissante Ariane 4 a reçu le signal de départ en avril 1982, Ariane 4 est venue dans six variantes avec de diverses combinaisons de solide ou de liquide propulsif. Ainsi Ariane 4 était facilement adaptable aux différentes missions et aux différentes charges utiles. Sa capacité maximum d'ascension est de 4.800 kilogrammes.

Ariane 4 a prouvé sa fiabilité avec 74 vols consécutifs réussis à partir de janvier 1995 au février 2003 et consolide la position et de l'Europe sur le marché, malgré la raide compétition international.

**I-1.3 Ariane 5 :**

En 1987, les ministres européens ont accepté de développer Ariane 5, un lanceur bien plus puissant basé sur une architecture plutôt différente.





**I-2 Définition :**

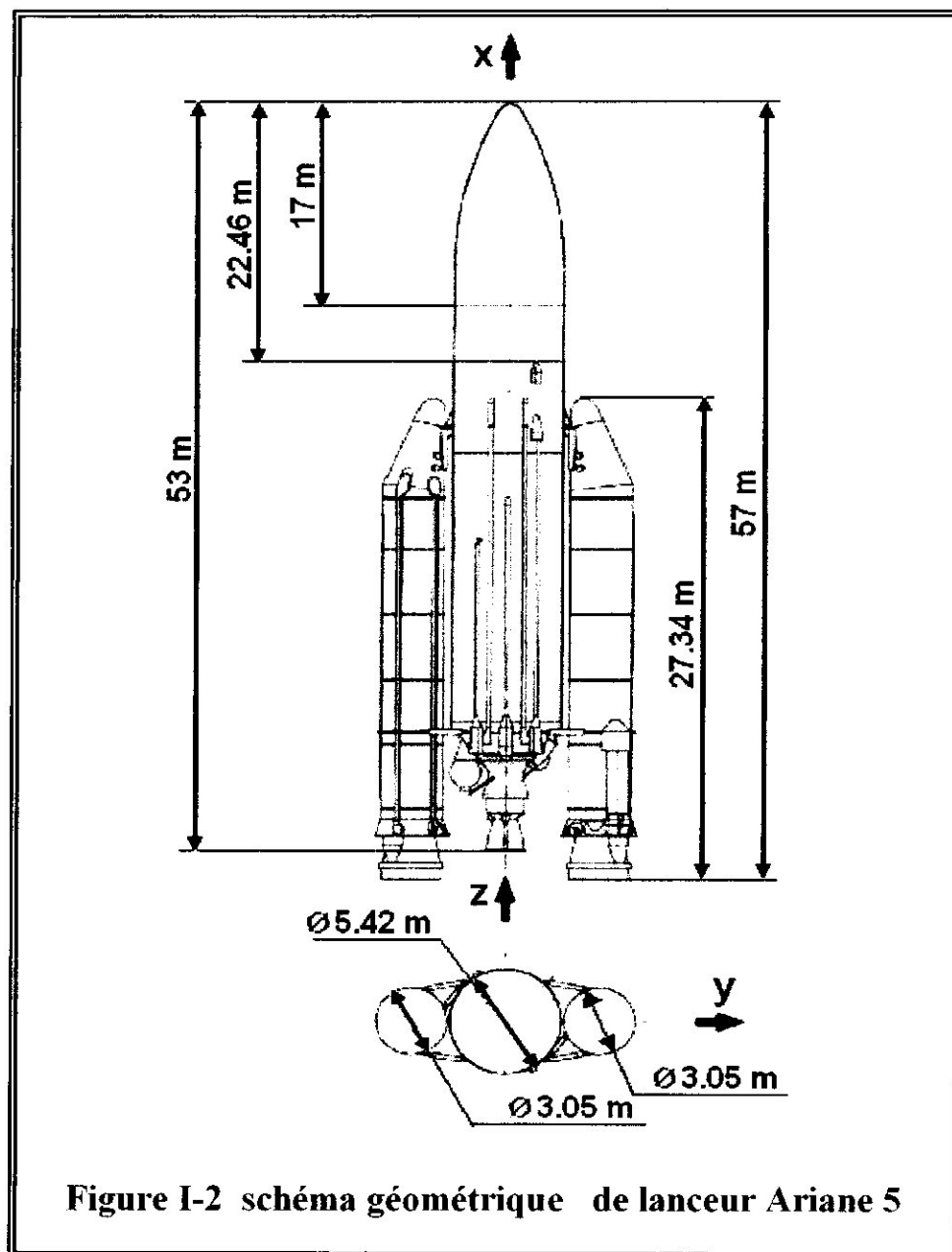
Le lanceur Ariane 5 est une fusée qui a pour mission de mettre des satellites en orbite autour de la terre, il représente une étape importante pour l'industrie européenne de l'espace, ce lanceur de nouvelle génération a été conçu pour répondre à l'évolution du marché des lancements commerciaux, notamment à l'augmentation de la masse des satellites, et aux besoins gouvernementaux, grâce à son moteur principal Vulcain ainsi que son nouvel étage supérieur cryotechnique, Ariane 5 représente un saut qualitatif en technologie de lancement, il équipe au commencement évalué et incorpore à un niveau élevé de la redondance dans ses éléments électrique et systèmes informatiques pour une plus grande fiabilité.

Deux propulseurs pleins de la fusée, fournissent 90 % de La poussée d'Ariane 5 au décollage, un étage cryogénique de noyau a mis à feu et a vérifié, la terre prévoit la première partie du vol jusqu'à l'allumage d'étage supérieur.

Le lanceur est capable de propulser jusqu'à 10 tonnes en orbite de transfert géostationnaire (GTO) en lancement simple ou double (deux satellites à la fois). Pour augmenter plus loin sa capacité de transport, Ariane 5 est maintenant équipée d'un étage cryogénique supérieur, l'utilisation d'un étage supérieur réallumable à propergol stockable lui permet également de transporter l'ATV jusqu'à la Station spatiale internationale, en orbite basse (LEO).

**I-2.1 Caractéristiques du lanceur Ariane 5 :**

- Masse au décollage : 750 à 780 t
- Capacité de mise en orbite : 6,9 à 10 t
- Poussée : 200 t à 1 300 t
- Hauteur : 47 à 57 m



### I-2.2 Les deux versions du lanceur Ariane 5 :

La figure (I-3) représente la comparaison entre deux versions du lanceur Ariane 5, et montre que l'aspect extérieur est sensiblement modifié. Toutefois l'éclaté du modèle Ariane 5 ECA met en évidence l'accroissement de dimensions du moteur Vulcain et le changement de moteur de l'étage supérieur.

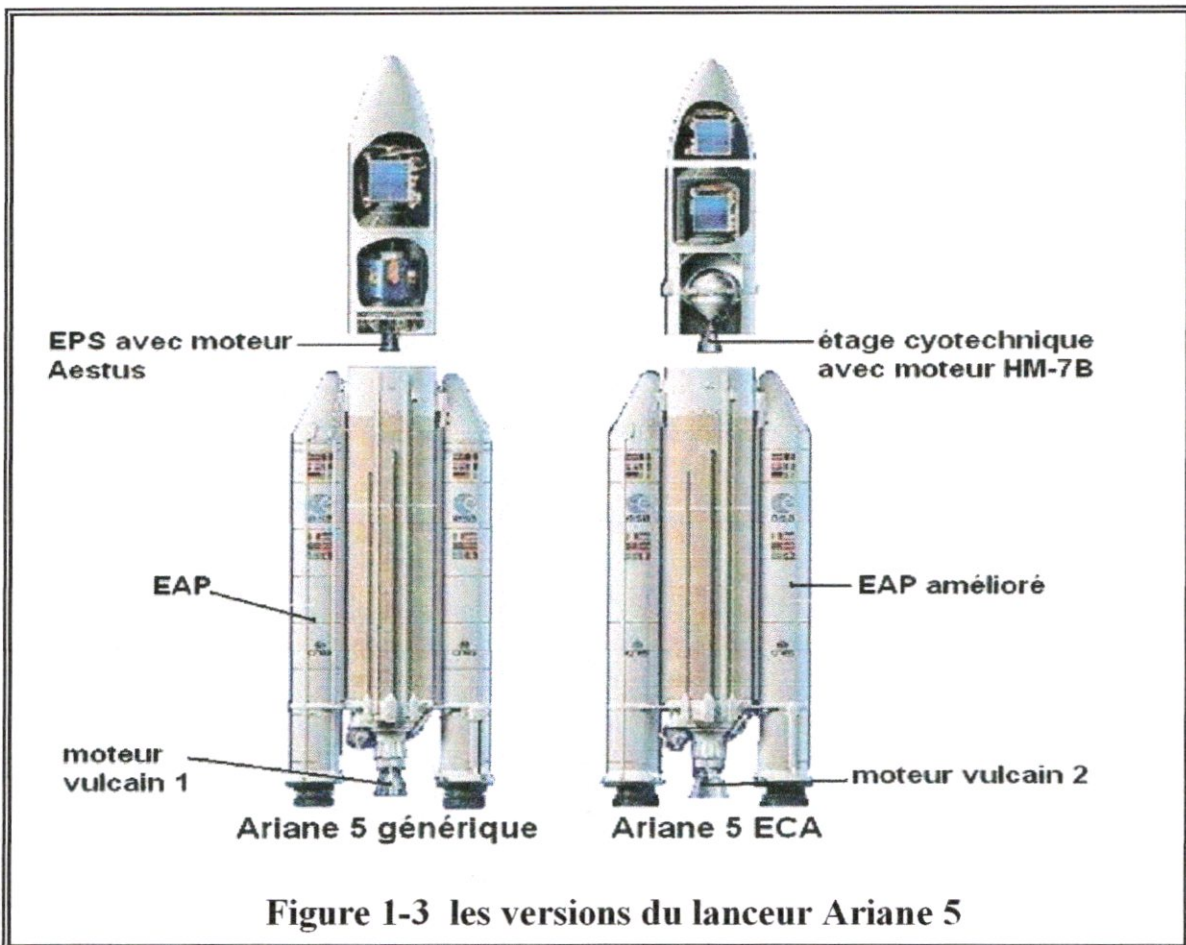
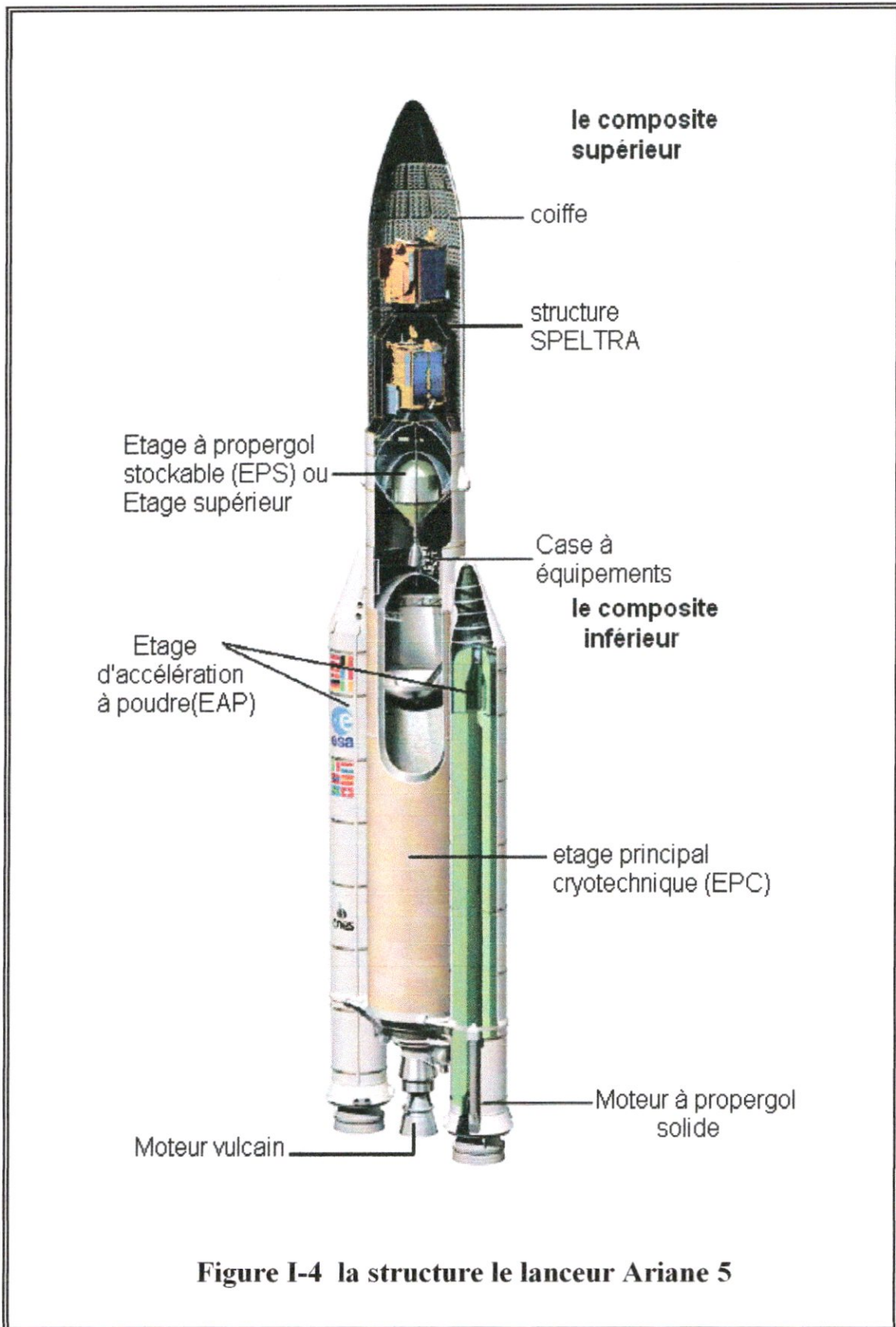


Figure 1-3 les versions du lanceur Ariane 5

Tout en gardant la même architecture générale, un certain nombre de modifications majeures ont été apportées :

- Le *composite inférieur* : (partie basse du lanceur), a été amélioré pour supporter un étage supérieur plus lourd.
- Les EAP emportent chacun 2, 43 tonnes de propergol supplémentaire, Ce qui accroît leur poussée combinée de 600 kN par rapport au modèle générique.
- L'EPC emporte 15 tonnes d'ergols supplémentaires et utilise un moteur Vulcain 2 dont la poussée est supérieure de 20 % à celle de Vulcain 1.

- Le *composite supérieur* : d'Ariane 5 G (EPS fonctionnant avec un propergol stockable) est remplacé par un étage cryotechnique à hydrogène et oxygène liquides. Ce nouvel étage supérieur est propulsé par le moteur HM-7B qui équipait le troisième étage d'Ariane 4, il emporte 14 tonnes d'hydrogène et d'oxygène liquides.



### **I-3 Structure d'Ariane 5 :**

Ariane 5 se compose d'un composite inférieur, et d'un composite supérieur variant suivant la nature de la mission. Le composite inférieur est un ensemble propulsif formé par un étage principal cryotechnique (EPC) complété par deux étages d'accélération à poudre (EAP).

Le composite supérieur est constitué d'un étage à propergols stockables (EPS), dont le moteur AESTUS satellise la charge utile placée sous la coiffe de la fusée, la structure porteuse SPELTRA pouvant emporter plusieurs satellites. Ainsi nous pouvons décomposer plus précisément le lanceur de cette façon.

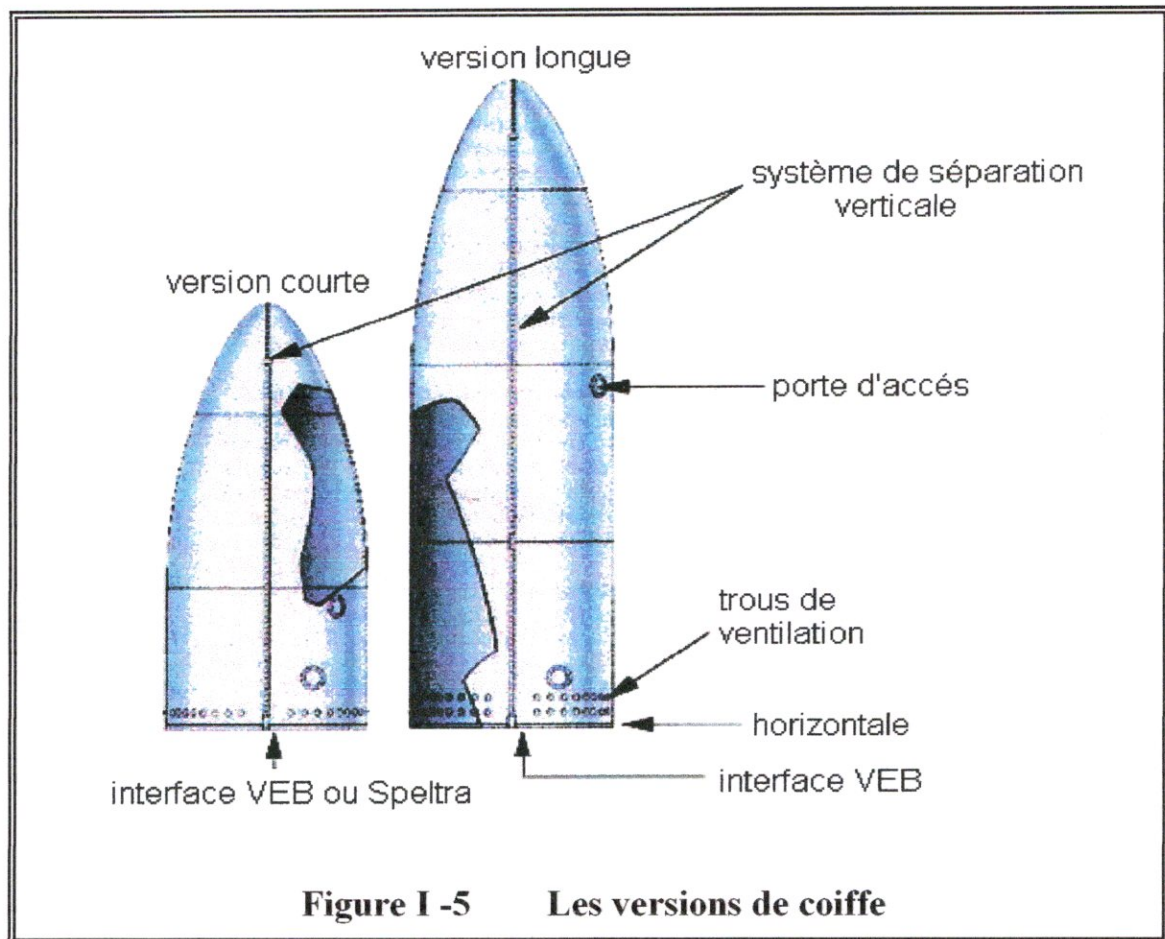
#### **I-3.1 Le composite supérieur**

##### **I-3.1.1 La coiffe:**

La coiffe est une structure d'un diamètre extérieur de 5,425 m et un diamètre intérieur utile de 4,57 m. Chaque coiffe est équipée d'une prise ombilicale pour le satellite, d'une porte d'accès de 60 cm de diamètre et d'une protection acoustique constituée d'un assemblage de boudins en plastique absorbant les vibrations (1200 résonateurs installés sur 74 panneaux à base de mousse poly imide recouvrant la paroi interne sur 9,3 m). Le bruit atteint tout de même plus de 140 dB, soit plus du maximum supportable par une oreille humaine, essentiellement dans les graves.

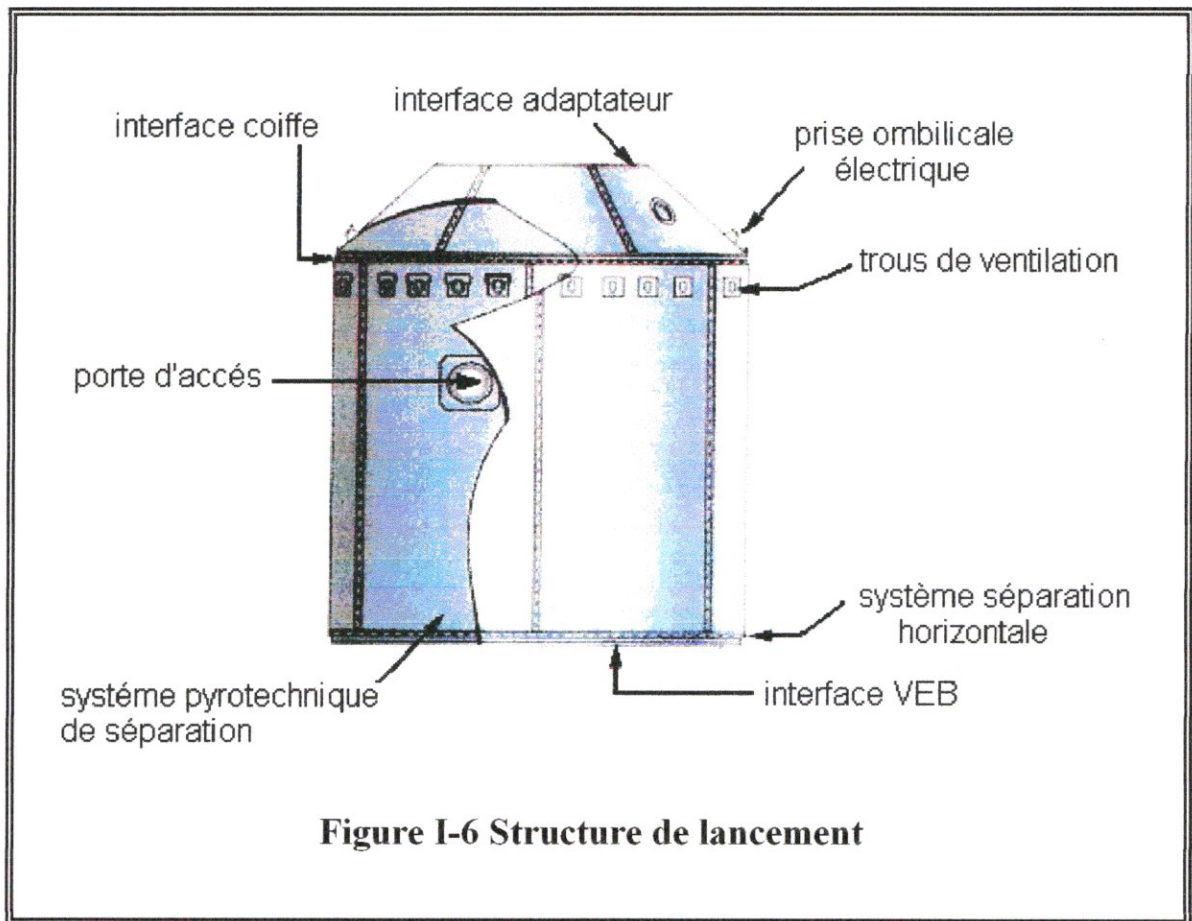
On distingue deux tailles de coiffe : la courte et la longue. La courte mesure - tout de même 12.728 m de long pour 2,027 tonnes. La longue coiffe mesure 17 m de long pour 2,9 tonnes. La coiffe est enlevée à la sortie de l'atmosphère, n'étant plus utile et pesant lourd. Elle reste 202,5 seconde sur le lanceur, et est larguée à 106 km d'altitude. La coiffe courte a été utilisée depuis le premier vol en 1996.





### I-3.1.2 La structure de lancement :

La particularité des Ariane est de pouvoir pratiquer des lancements doubles. Pour cela, on dispose de structure de lancement multiple. Actuellement, Ariane 5 peut utiliser deux systèmes de lancement multiple la SPELTRA et le Sylda. Bien entendu, on peut lancer un satellite uniquement, mais pour des raisons économiques, on préfère à deux.



**Figure I-6 Structure de lancement**

**a/ La SPELTRA :**

C'est une structure en nid d'abeille carbone résine de 3 cm d'épaisseur de forme cylindrique avec une partie supérieure tronconique (6 panneaux). Contrairement au Sylda qui est logée dans la coiffe, la Speltra se place entre la case à équipements et la coiffe. Elle a donc un diamètre extérieur de 5,435 m (5,375 m intérieur). Elle comporte des portes d'accès (une à six) et une prise ombilicale pour relier la charge utile au mât de lancement.

La partie inférieure du Speltra se pose sur la case tandis que la partie supérieure cylindrique sert de cadre de liaison pour la coiffe et celle tronconique d'adaptateur pour les charges utiles.

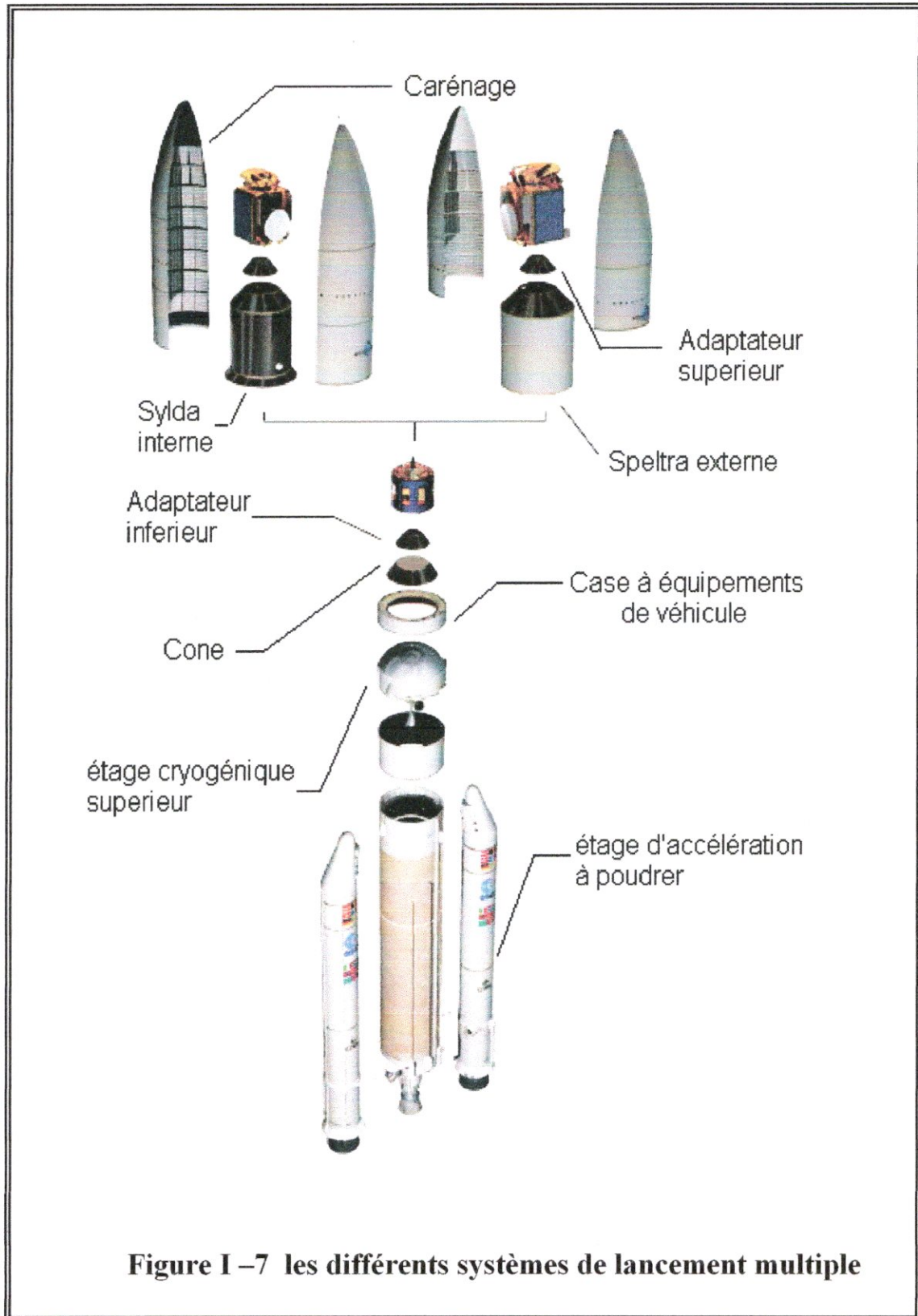
On distingue ensuite deux types de Speltra : la courte et la longue. La courte mesure 4,16 m de haut tandis que la deuxième mesure 5,66 m de haut.

En plus de cette taille, la partie conique coupée en haut mesure 1,34 m. Donc, la grande Speltra mesure 7 m de haut pour 820 kg contre 5,5 m pour la Speltra courte et 704 kg. La Speltra est utilisée depuis le premier vol (*figure II-7*).

**b/ Le SYLDA 5 :**

C'est une nouvelle structure, Le cône arrière en bas mesure 59,2 cm d'épaisseur pour 5,435 m de diamètre à sa base. La structure cylindrique centrale mesure 4,561 m de diamètre contre 3,244 cm de haut. Enfin, le cône supérieur mesure 1,067 m de haut et se termine par une zone circulaire d'interface avec la charge utile de 2,624 m de diamètre. Au total, la Syllda-5 mesure 4,903 m de haut pour 440 kg (*figure II-7*).





**Figure I –7 les différents systèmes de lancement multiple**

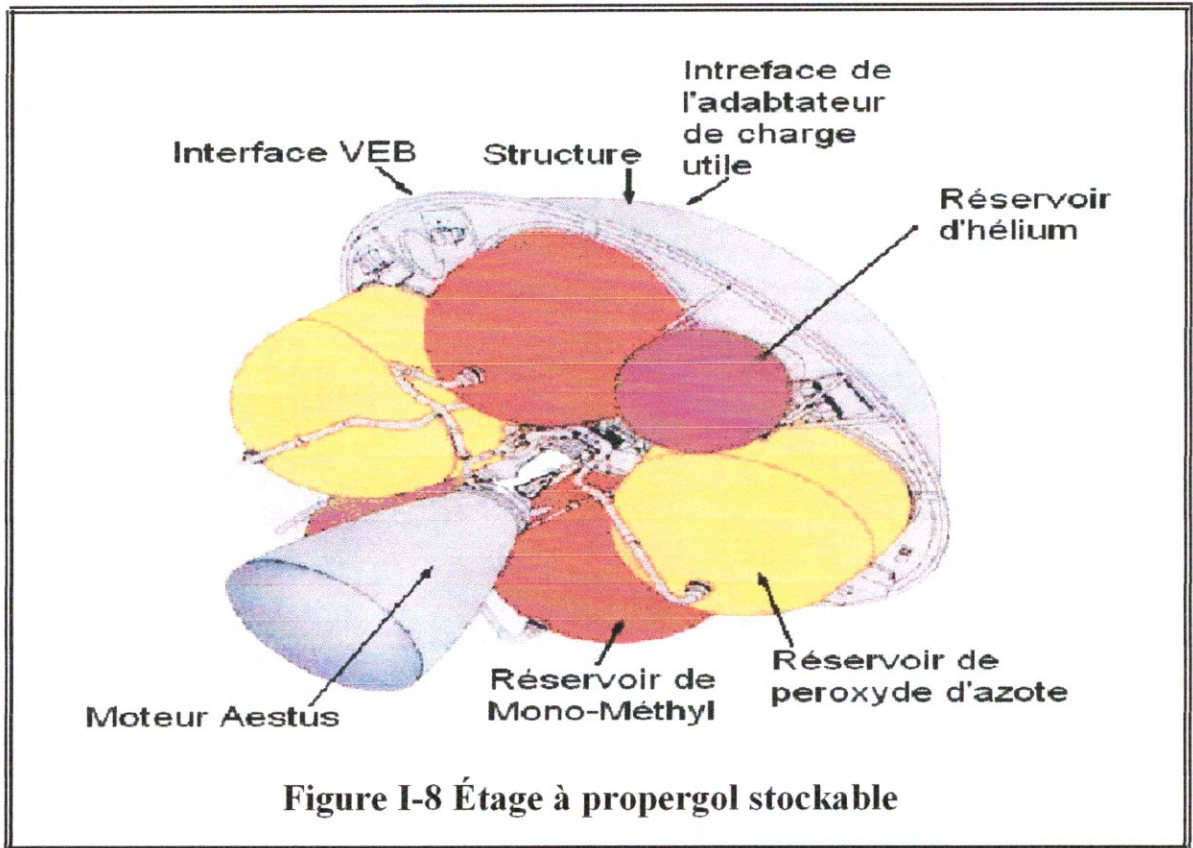
### I-3.1.3 L'Étage à propergol stockable (EPS):

L'étage à propergols stockables (EPS) est l'étage supérieur d'Ariane 5, sa mission est d'ajuster la satellisation des charges utiles selon l'orbite visée et d'assurer leur orientation et leur séparation. Située à l'intérieur du lanceur, il ne subit pas les ambiances extérieures. Sa conception est simple, c'est un étage pressurisé sans turbopompes de forme tronconique qui s'intercale entre la case et l'adaptateur de charge utile.

C'est une structure de 1200 kg constituée d'un ensemble de 4 réservoirs en aluminium contenant au total jusqu'à 9,7 tonnes d'ergols classiques MMH ( $\text{CH}_3 - \text{N}_2\text{H}_3$  ( $\text{CH}_6\text{N}_2$ )) et  $\text{N}_2\text{O}_4$  hypergoliques (3200 et 6500 kg respectivement). Il mesure 3,356 m de hauteur avec la tuyère, 3,963 m de diamètre au niveau de l'interface de la case et 2,624 m au niveau de l'adaptateur charge utile.

La structure de l'EPS est en nid d'abeille aluminium avec la partie tronconique, une calotte sphérique supportant le moteur, les 4 réservoirs et les équipements, des panneaux en croix raidisseur et 10 biellettes supportant les deux réservoirs d'hélium (fibre de carbone sous 400 bars).

Le moteur Aestus développe 29 kN de poussée (3 tonnes de poussée au sol) pendant 1100 secondes (18 mn 30 s). Sa particularité est d'être réallumé en vol deux fois afin d'optimiser certaines charges utiles. Sa tuyère est articulée selon deux axes pour le pilotage ( $9,5^\circ$ ). L'allumage de l'EPS est précédé d'une phase balistique dans le cas des missions en orbite basse. Elle permet également de libérer l'orbite d'une charge utile après sa séparation, notamment en orbite basse pour injection à l'intérieur du domaine d'évolution d'une future station spatiale (figure I-8).



Les réservoirs d'ergols sont pressurisés par deux sphères d'hélium (34 kg) sous 400 bars réduits à 21 bars par un détendeur. Ne disposant pas de turbopompes pour aspirer le carburant dans les réservoirs, c'est la pression créée qui insuffle les deux ergols dans la chambre de combustion.

L'étage est caractérisé par :

- Hauteur : 3,35 mètres
- Diamètre : 5,4 mètres
- Masse à sec : 1,2 tonnes.
- Propergols : 3,2 tonnes de MMH (mono méthyle hydrazine).  
6,5 tonnes de N<sub>2</sub>O<sub>4</sub> (peroxyde d'azote).
- Moteur : Aestus.
- Poussée : 29 Kn.
- Durée de combustion : jusqu'à 1100 secondes.

#### I-3.1.4 La case à équipements:

La Case à équipements est le véritable cerveau d'Ariane 5. En effet, Ariane 5 n'est pas pilotée du sol mais se télécommande elle-même avec ses propres capteurs et calculateurs. Les années ont montré qu'on ne peut pas se fier toujours à la technologie, qui peut subir des problèmes divers et variés. C'est pourquoi, tous les systèmes de vol sont doublés dans la case à équipements pour palier à toute interruption d'un appareil.

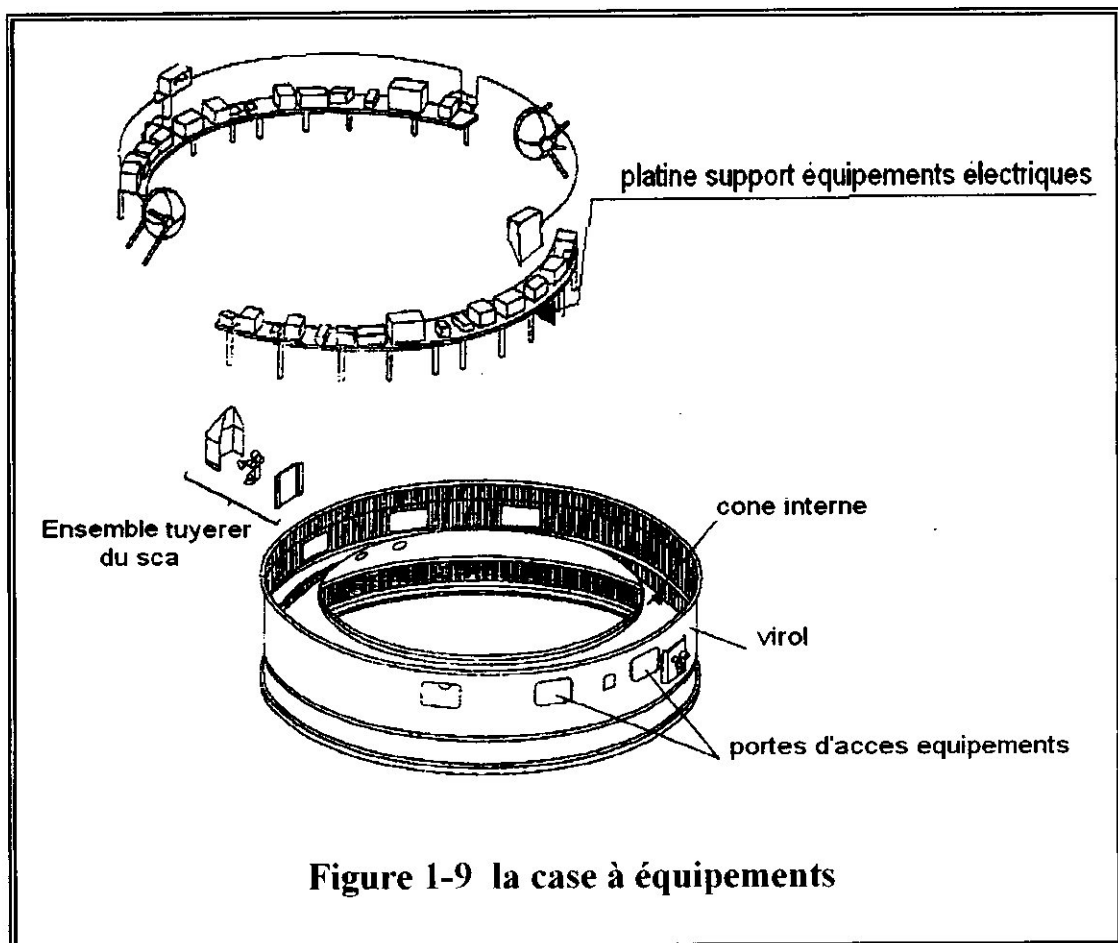
La Case à équipements mesure 5,43 m de diamètre à sa base et 5,46 m au sommet pour permettre d'y fixer soit la structure SPELTRA, soit la coiffe. Elle mesure 1,56 m d'épaisseur pour une masse de 1,5 tonne. L'interface avec l'EPS qui va se glisser dans l'anneau mesure au sommet 3,97 m de diamètre. Le plateau pour poser les instruments mesure alors 33,4 cm de large.

Elle est constituée d'une structure cylindrique externe (système de séparation des composites inférieurs et supérieur du lanceur) un cône interne supportant l'EPS et abritant une partie des équipements électriques nécessaires au déroulement de la mission, 2 plateaux servant de support aux équipements électroniques et une membrane séparant le volume case du volume charge utile.

La virole cylindrique est constituée de 2 parties séparées par une bride intermédiaire, au niveau de laquelle est aménagé le système de séparation case/EPC. La base du cône supportant l'EPS repose également sur cette bride. Après séparation, la partie inférieure de la virole externe, haut de 51 cm reste solidaire de l'étage EPC. La partie supérieure de la virole, équipée de 8 portes d'accès aux équipements internes supporte les platines tuyère du SCA, les réservoirs d'hydrazine, les tuyauteries du SCA, les 2 antennes de télémétrie et les plaques de remplissage vidange de l'EPS.

La partie supérieure de la virole comporte aussi une bride assurant l'interface mécanique entre la case et le SPELTRA, des supports pour les connexions électriques SPELTRA. La partie inférieure supporte aussi les 8 vernis pyro pour la séparation de l' EPC composite supérieur, les prises ombilicales de la charge utile basse.

Le cône interne de 870 mm de hauteur supporte les 2 plateaux porte équipements, par l'intermédiaire de consoles, le toron principal de câblage de connexions charge utile, une bride située à la partie supérieure du cône et servant d'interface mécanique case / EPS et 2 plaques circulaires situées également à la partie supérieure du cône, équipées des connecteurs électriques de l' EPS. Il est constitué d'une structure en nid d'abeille aluminium avec peaux en fibre de carbone et est protégé du côté de l' EPS par une protection thermique multicouches (figure 1-9).





Les volumes case/SPELTRA ou coiffe sont séparés par une membrane en matériau léger capable de supporter une variation de pression de 100 mbars entre les 2 volumes. Elles assurent aussi une isolation complète du volume charge utile.

### **I-3.1.5 Les instruments de la case à équipements:**

Sur le plateau horizontal de 33,4 cm situé dans l'anneau, on trouve tous les instruments de vol. En fait, le système n'occupe que la moitié, l'autre moitié étant la copie du système en cas de défaillance. Voici la description dans le sens des aiguilles des instruments vus de dessus (*figure I-10*):

-Passage ligne MMH, trou permettant de faire passer la canalisation alimentant l'EPS en MMH, qui est un des combustibles utilisé.

-Électronique Séquentielle

-Interface électrique avec l'EPS

-Électronique de pilotage électrique

-Centrale de commutation, sans doute l'appareil qui doit basculer sur l'autre système en cas de défaillance du premier

-Connexion électrique Speltra / Coiffe, interface électrique vers la coiffe ou via la SPELTRA

-Un module Système de Correction d'Attitude

-La pile puis la batterie

-Le trou pour le câblage venant de l'EPC

-L'antenne émettrice et réceptrice de télémessure avec les radars au sol

-Trous pour la ventilation

-Trous pour le câblage avec la charge utile

-Boîtier de commande de sauvegarde, qui commande la destruction du lanceur.

-Le calculateur OBC, qui en utilisant les infos des SRI commande les moteurs du lanceur pour qu'il atteigne son but : le largage des satellites.

Il calcule la trajectoire de vol.

-L'Unité d'Acquisition

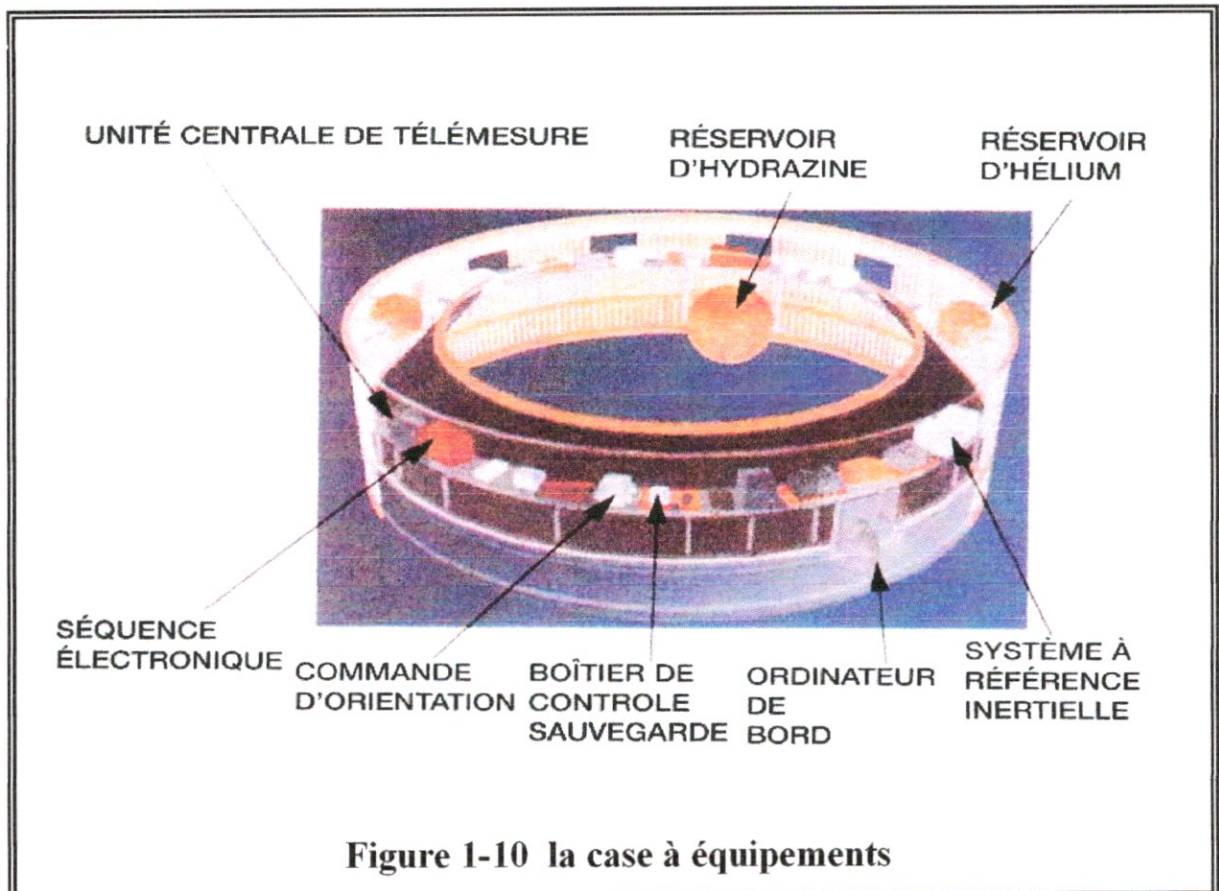
-Les conditionneurs, sans doute pour la climatisation de l'étage.

-Les Systèmes de Référence Inertielle SRI, pièce maîtresse du contrôle du vol d'Ariane 5. Elle intègre 3 centrales inertielles qui donnent la position du lanceur dans l'espace ainsi que 4 accéléromètres qui donnent l'accélération que subit le lanceur.

-Unité de centrale télémessure, unité qui traite les infos reçues et à envoyer du/au sol.

-Vannes d'isolement SCA, vannes permettant de contrôler les SCA

-Enfin, un réservoir sphérique en titane contenant l'hydrazine pour le SCA.



### **I-3.2 Le composite inférieur :**

#### **I-3.2.1 Les étages d'accélération à poudre (EAP):**

Les 2 étages d'accélération à poudre - EAP - d'Ariane 5 de forme cylindrique sont les boosters ou les fusées d'appoint du lanceur. On peut les comparer à deux énormes pétards qui contiennent 237,7 tonnes de poudre. Les EAP fournissent en effet la grande majorité de la poussée au décollage (90 %).

Comparé au moteur Vulcain de l'EPC, les deux EAP ne peuvent être éteints une fois allumés, d'où leur danger en cas de défaillance. Leur allumage est irréversible. C'est d'ailleurs ce qui a coûté la vie aux 7 astronautes de la navette spatiale américaine Challenger en 1986. En effet, les joints ont fuit dès l'allumage des boosters et finalement, les flammes ont attaqué le réservoir de la navette qui a donc explosé. Il était impossible de stopper le vol une fois les boosters allumés.

Les EAP assurent le support du lanceur au sol, leur séparation du lanceur, la transmission des mesures, leur neutralisation (sur séparation intempestive provoquée par l' EAP ou de l' EPC). Chaque EAP mesure 27,343 m de hauteur 3,05 m de diamètre pour une masse à vide de 38 tonnes (238 tonnes de propergol solide).

Chaque EAP est composée d'un moteur MPS, une jupe arrière et avant JAR et JAV, d'un groupe d'activation tuyère GAT d'un dispositif d'accrochage avant et arrière DAAV et DAAR, d'équipements électriques et pyro ainsi que divers accessoires et capotages.



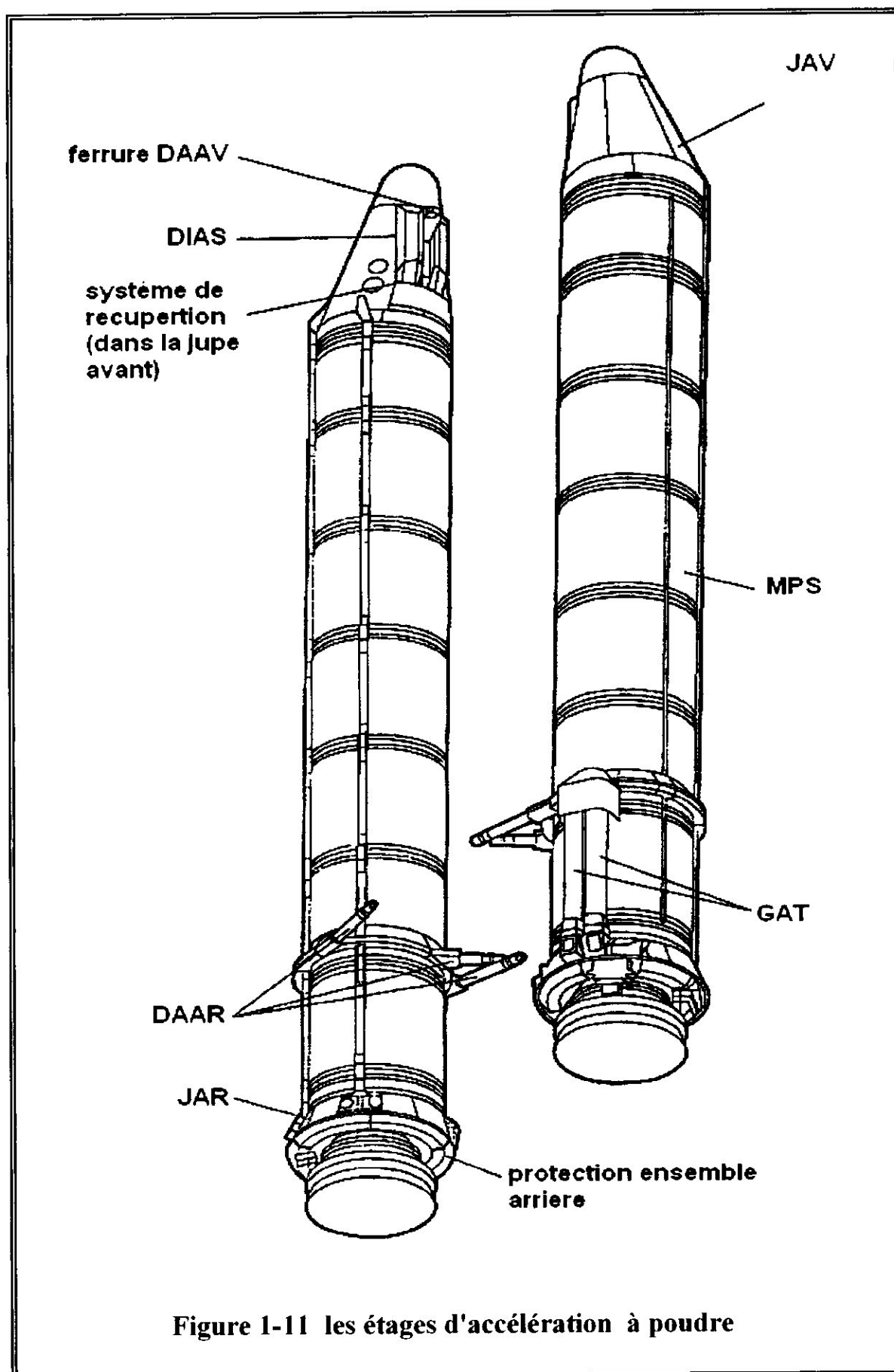


Figure 1-11 les étages d'accélération à poudre

### I-3.2.2 Moteur à propergol solide (MPS) :

Le lanceur Ariane 5 comporte deux étages d'accélération à poudre (EAP) entourant l'étage principal cryotechnique (EPC), ces EAP fournissent plus de 90 % de la poussée au décollage et pendant les 130 premières secondes du vol. Ils sont constitués d'un MPS (Moteur à Propergol Solide), auquel sont ajoutés des équipements " étage " (vérins, liaisons électriques, etc.). ces Moteurs à Propergol Solide MPS ont une poussée unitaire maximum dans le vide de 6700 kN (670 tonnes) (*figure II-12*).

**a/ Le corps de propulsion nu :** Le corps de propulseur nu constitue l'enveloppe du propulseur, réalisé en acier faiblement allié, il est composé de 7 viroles et de 2 fonds. Les viroles sont fluo tournées jusqu'à leur épaisseur finale de 8 millimètres à partir d'ébauches forgées. L'ensemble est ensuite assemblé par des liaisons de type broche étrier et des pions. Chacun des 3 segments ainsi constitués est testé sous pression.

L'étanchéité des liaisons constitue un des éléments importants de la fiabilité; elle est obtenue grâce à la précision de réalisation des pièces et à la qualité des contrôles.

**b/ La tuyère :** Chargée d'orienter le vecteur de poussée jusqu'à 6 degrés, la tuyère est mobile grâce à une buté flexible composée d'éléments métalliques et élastomères. Fortement intégrée dans le moteur, la tuyère comporte des pièces de protection thermique en matériau rigidité. Le col est composé de pièces en carbone garantissant une faible érosion pendant le fonctionnement. Le divergent est composé de carters en alliage léger et de pièces en carbone et silice phénoliques. L'homogénéité des pièces en matériau composite, la qualité des collages et la précision du montage des pièces sont assurés par des contrôles tout au long de la réalisation de la tuyère.

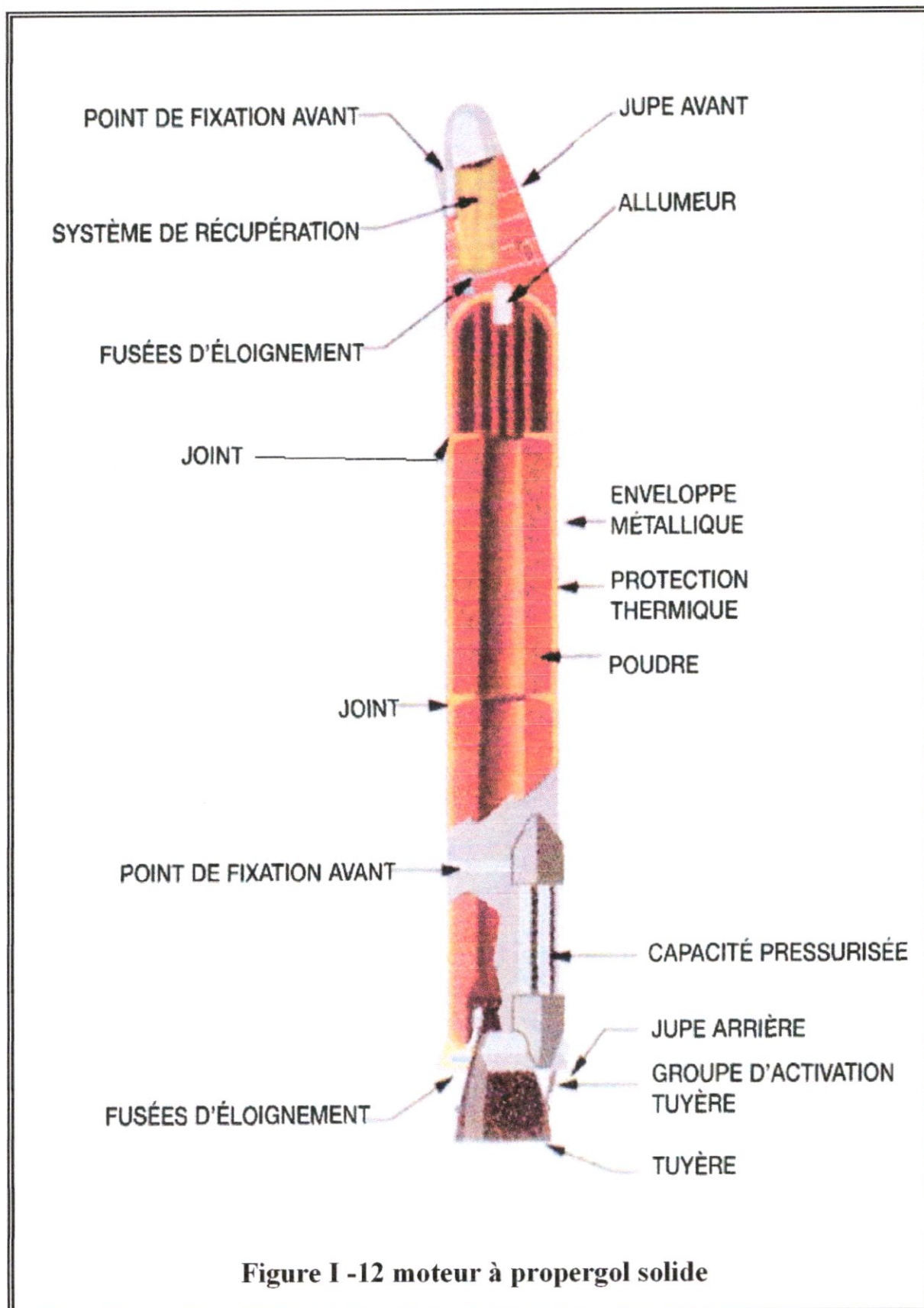


Figure I -12 moteur à propergol solide

**c/ L'allumeur :**

L'allumeur constitue, en lui-même, un petit propulseur. Initié par une charge pyrotechnique, il comporte une charge relais qui allume la charge principale. C'est un bloc étoilé qui donne un débit important de gaz chauds pendant une demi seconde. L'enveloppe, réalisé en acier, est revêtue d'une protection thermique ; elle comporte des tuyères qui assurent l'alimentation du moteur.

**d/ Le chargement :**

En forme de bloc étoilé sur le segment avant et quasi cylindrique sur les deux autres segments, le chargement en propergol est réalisé sous vide. Le propergol, composite, à base de perchlorate d'ammonium, de polybutadiène et chargé en aluminium, est mélangé dans des cuves puis coulées dans chaque segment et moulées autour des noyaux. L'homogénéité du propergol et la qualité des collages sont vérifiés dans des installations de contrôle non destructif assurant ainsi la fiabilité du moteur.

**e/ Les protections thermiques :**

Les segments sont équipés de protections thermiques internes, protégeant la structure de l'échappement des gaz de combustion pendant le fonctionnement du moteur. Réalisées à partir de matériaux à base de caoutchouc chargé de silice ou de fibres, elles sont mises en place, vulcanisées et contrôlées selon des technologies adaptées à la taille des pièces. De plus, des protections frontales, réalisées selon les mêmes techniques, protègent de la combustion la partie avant des segments central et arrière.

**f / Caractéristiques techniques de MPS (Tableau I-1.a et b) :****Tableau (I-1.a)**

<b>Performances</b>	
Durée de combustion	130 s
Pression maximum	60 bars
Poussée maximum dans le vide	6 700 kN
Poussée initiale dans le vide	6 000 kN
Poussée moyenne dans le vide	4 900 kN
Impulsion spécifique (IS)	270 s

**Tableau (I-1.b)**

<b>Dimensions</b>	
Masse totale	268 tonnes
Masse de propergol	238 tonnes
Longueur totale	27 m
Diamètre du corps du propulseur	3 m

**I-3.2.3 L'étage principal cryogénique (EPC):**

Servant de base pour fixer les boosters EAP, l' Etage Principal Cryotechnique - EPC - une énorme bouteille thermos de 30,525 m de haut, 5,458 m de diamètre et pesant 12300 kg vide.

L' EPC est constitué d'un réservoir isolé équipé (RIE), la jupe avant équipée (JAVE), le bâti moteur équipé (BME), le moteur Vulcain et les équipements associés (électricité, mécaniques et fluides).



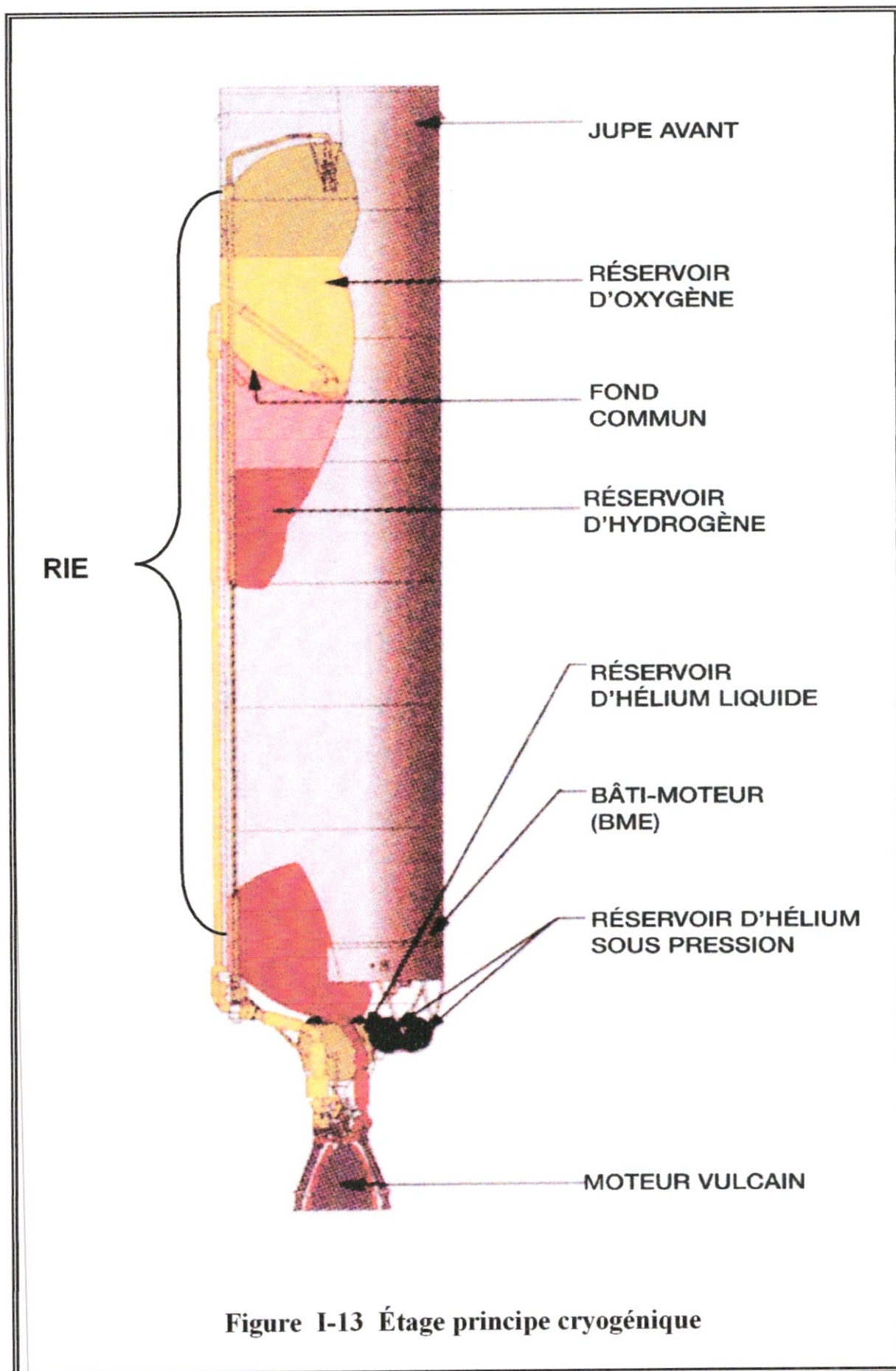


Figure I-13 Étage principe cryogénique

### I-3.2.4 Le bâti du moteur équipe (BME) :

Le bâti moteur est situé entre le RIE et le moteur Vulcain. Il permet sa fixation et le transfert de ses efforts de propulsion vers le RIE. Il assure aussi l'ancrage des EAP et la transmission de leur poussée.

Il assure aussi l'interface aux liaisons bord sol (LBS), aux servo-vérins du Vulcain et les moyens de manutention au sol de l'étage.

Les principaux éléments fixés au bâti sont le sous système hélium liquide, le groupe d'activation moteur (GAM) et les sphères haute pression (*figure I-14*).

Le GAM permet comme sur les EAP d'orienter la tuyère du Vulcain grâce à des vérins hydraulique pressurise contenu dans un réservoir de 180 litres.

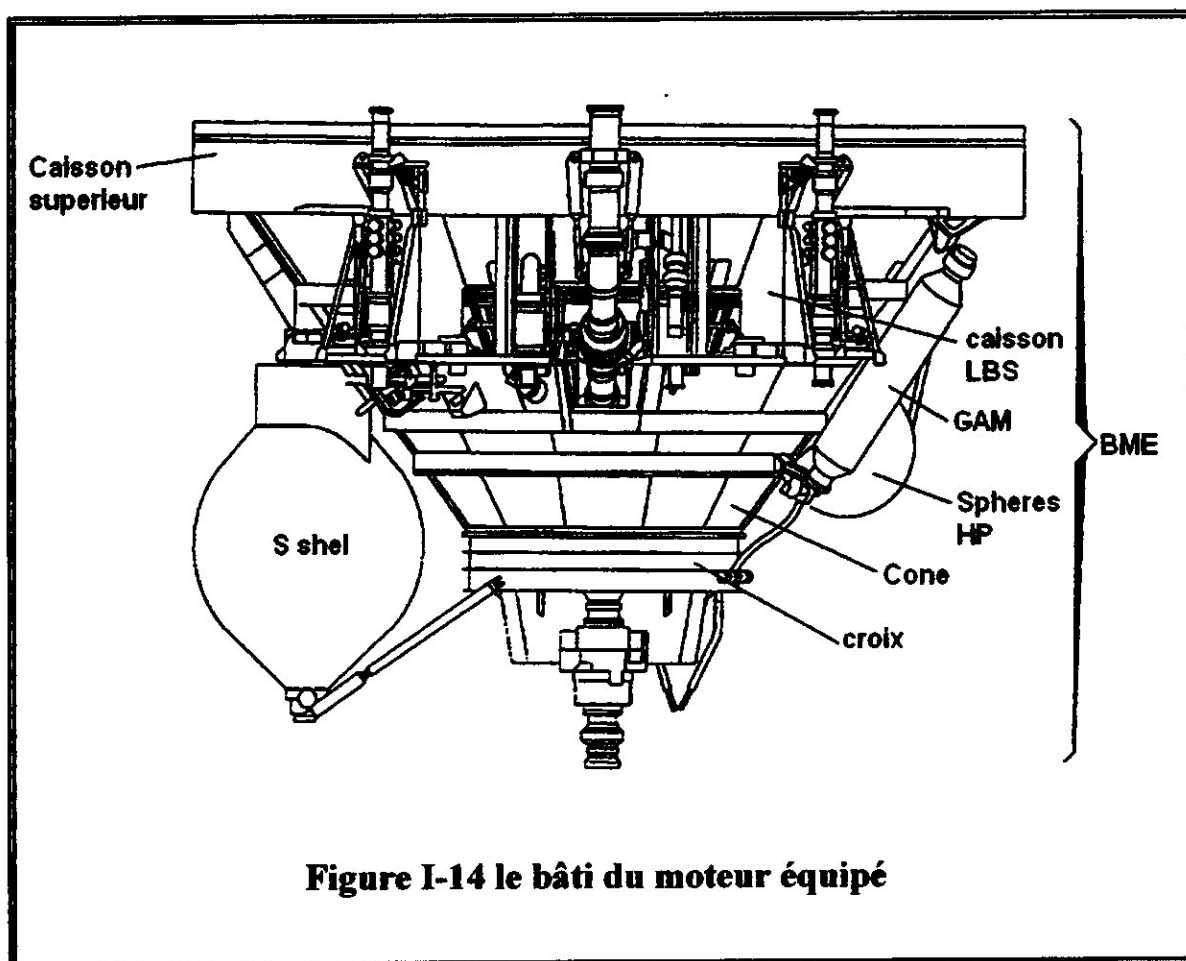


Figure I-14 le bâti du moteur équipé

La fiabilité de l'étage est de 99,26 %. Au total, ce sont 270 kg/s d'ergols qui sont consommés. La propulsion cryogénique est très performante mais demande un démarrage spécifique, des moteurs très évolués et des pompes puissantes.

### **I-3.2.5 Le moteur de EPC:**

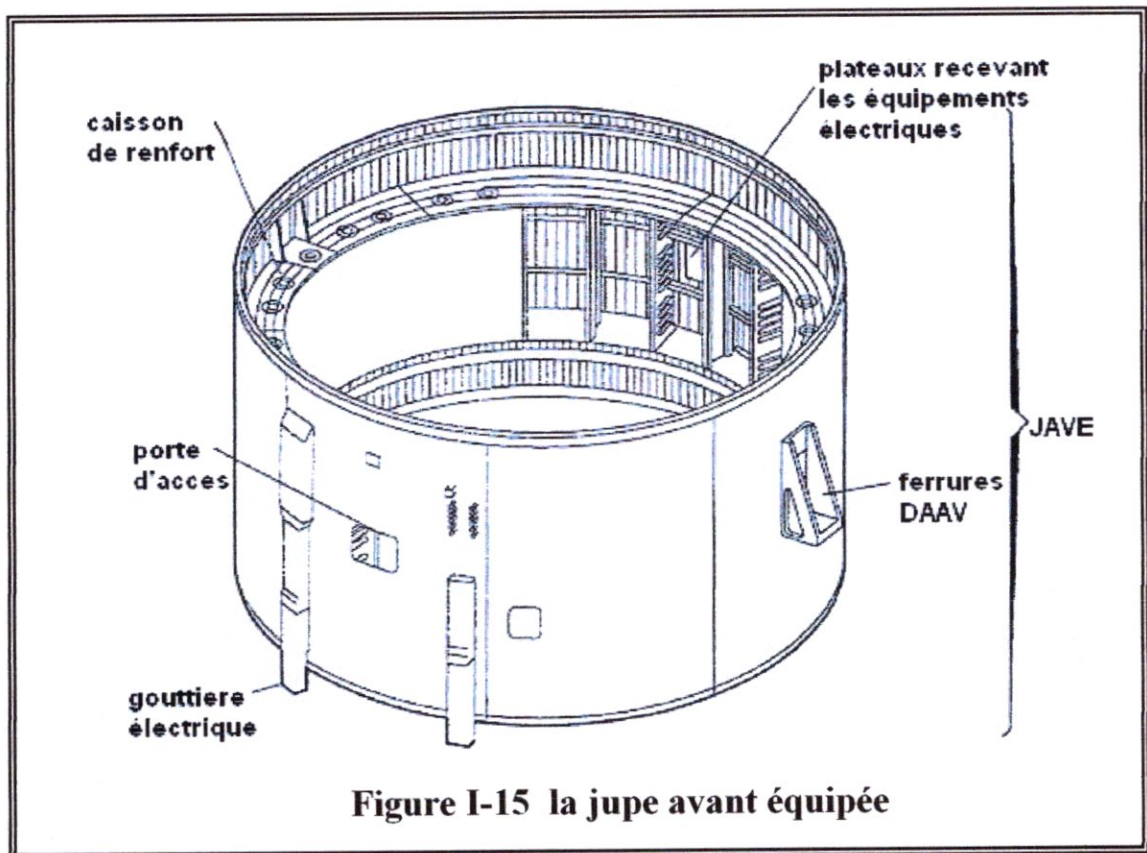
Le moteur de l' EPC est le Vulcain, ce moteur à une poussée moyenne de 1145 kN soit au niveau du sol (115 tonnes). Le Vulcain engloutit 1250 kg/s de gaz chaud à 3300°C et sous une pression de 110 bars. 516 injecteurs pulvérisent sous haute pression, l'hydrogène et l'oxygène.

La chambre de combustion est elle-même refroidie par de l'hydrogène liquide prélevé dans le circuit. La tuyère du moteur permet d'orienter les gaz qui sortent à quelques 4 km/s (14400 km/h).

Il s'agit en fait d'un enroulement en hélice de 456 tubes dans lequel circule de l'hydrogène liquide afin de la refroidir et éviter qu'elle fonde.

### **I-3.2.6 La jupe avant :**

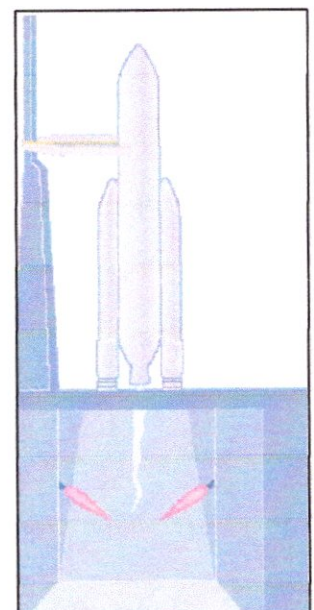
Cylindrique est fixé sur la partie avant du RIE par des rivets. Elle reprend toutes les forces propulsives transmises par les EAP au moyen d'un caisson de renfort et assure l'interface avec la case à équipement au moyen d'une liaison boulonnée. Elle reçoit le quasi totalité des équipements électrique et les attaches des EAP (*figure II-15*).



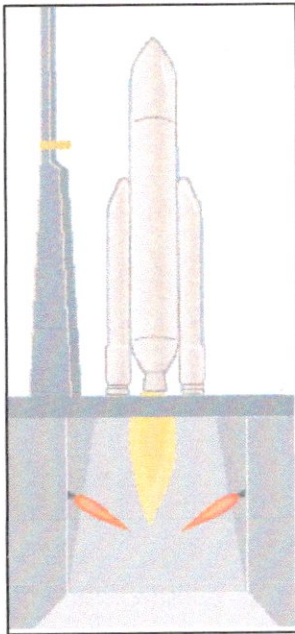
**I-4. Différents étapes du lanceur Ariane 5 dans sa mission:**

**I-4.1 Fin du remplissage des réservoirs Initiation des AMEF :**

Effacement des barrières des boîtiers d'armement. Déclenchement des manilles pour la libération des contrepoids reliés aux bras d'avitaillement. Brûlage de l'hydrogène résiduel de mise en froid du moteur vulcain.





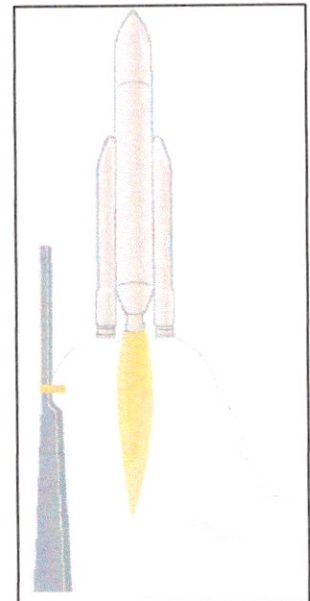
**I-4.2 Allumage du moteur VULCAIN de l'étage principal cryotechnique :**

Mise en rotation des turbopompes d'alimentation LH2 et LOX. Initiation du démarreur VULCAIN TPS.

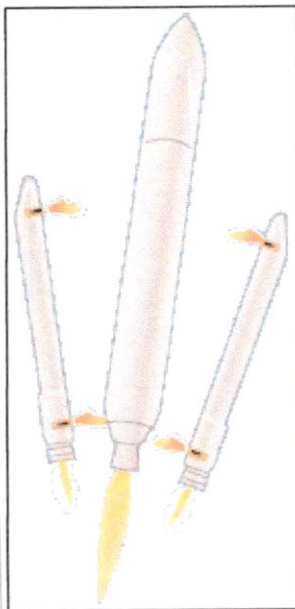
-Initiation des allumeur GGI et TCI.

**I-4.3 Allumage simultané des deux moteurs à propergol solide des EAP :**

Déclenchement de la chaîne pyrotechnique d'allumage des MPS si le moteur VULCAIN est en fonctionnement nominal.





**I-4.4 Largage de EAP :**

Mise à feu de la chaîne pyrotechnique de séparation :

- Boulon de séparation du DVVR (1 par EAP).
- Biellettes du DAAR (3 par EAP). Note : le boulon DAAV et les biellettes DAAR sont découpés tous deux par des anneaux.

Mise à feu des fusées d'éloignement (4 avant et 4 arrière, par EPA).

- Avec destruction :

Neutralisation des EPA. Ouverture longitudinale des MPS avec cordons découpant.

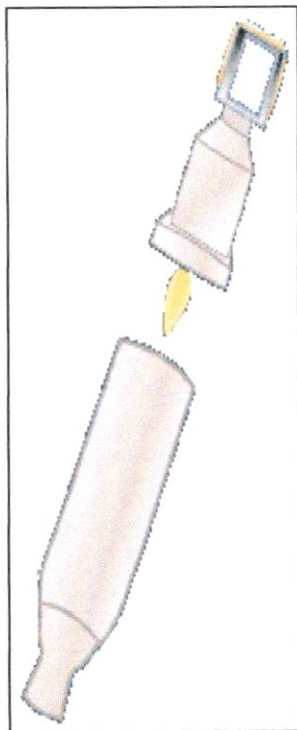
- Avec récupération :

Récupération des EPA pour expertise. Séparation étanche pour libérer la jupe avant. Mise à feu du vérin d'éjection de la jupe avant. Sortie des parachutes de freinage. Mise à feu cisailles neutralisation des vérines de tuyère.

**I-4.5 Séparation horizontale de la coiffe. Ouverture de la coiffe en 2 et éloignement des ½ coiffe :**

Déclenchement de chaînes de séparation horizontale et verticale (découpeurs étanches).



**I-4.6 Accélération de l'étage EAC :**

Déclenchement des 4 fusées d'accélération larguées après fonctionnement

**-Séparation EPC/ECA/**

Mise à feu du découpeur étanche

**-Allumage du moteur de L'ECA pour la propulsion du 2ème étage**

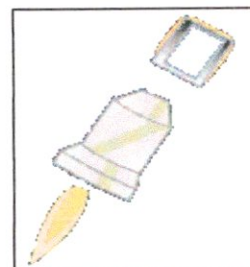
Allumage du moteur cryotechnique.

**-Passivation des réservoir RH2 et ROX.**

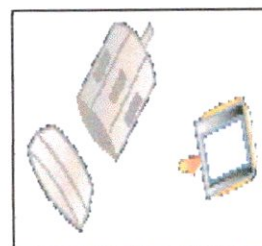
Allumage des retards pyrotechnique pour réaliser en séquence l'ouverture de la vanne de passivation ROX et la mise à feu de l'anneau d découpe RH2.

**I-4.7 Séparation des satellite (2 ou plus) :**

Mise à feu de la cisaille pour libérer la sangle de maintien sur la SYLDA ou SPELTRA. Eloignement de la structure poreuse au moyen de ressorts.

**I-4.8 Passivation des réservoirs de L'ECA par ouverture :**

Déclenchement du la vanne du réservoir à hydrogène et du poussoir du réservoir à oxygène.



# CHAPITRE II

## *Étude du moteur vulcain*



## II-1 Historique:

Mis en service avec Ariane 5, le moteur Vulcain a été développé par Snecma Moteurs. La maîtrise d'œuvre du programme Vulcain lui a été confiée par le CNES, qui assure pour le compte de l'Agence Spatiale Européenne la direction technique et financière du programme Ariane 5.

Dans ce cadre, Snecma Moteurs pilote une vaste coopération européenne rassemblant une quarantaine d'entreprises, parmi lesquelles EADS *Astrium* (chambre de combustion), *FiatAvio* (turbopompe oxygène liquide) et *Volvo Aero* (divergent de tuyère), mais aussi *Techspace Aero*, en charge des vannes cryogéniques, le moteur Vulcain délivre 1145 kN (115 tonnes) de poussée à l'étage principal du lanceur pendant près de 10 minutes de vol.

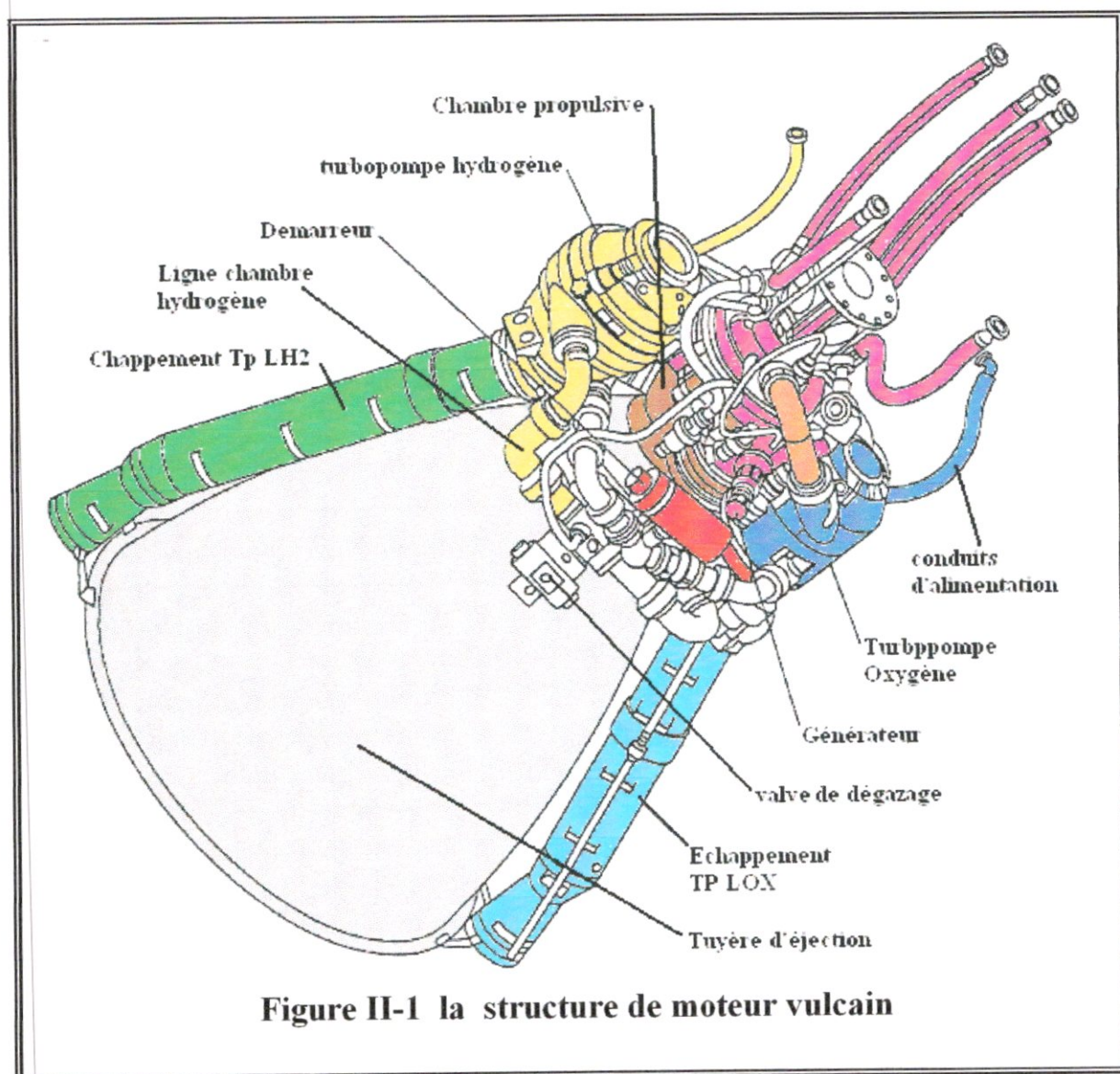
Après une phase d'études préliminaire à partir de 1984, le développement a réellement débuté en 1988 suite à la décision de lancement du programme Ariane 5 par les ministres européens lors de la conférence de La Haye.

Après des essais au niveau des composants, les essais moteurs ont débuté en avril 1990, le fonctionnement du moteur Vulcain sur étage a en outre été étudié en Guyane sur le pas de tir, à partir de fin 1994.

Au moment du premier vol, le 4 juin 1996, le moteur Vulcain cumulait une expérience de 285 essais, totalisant 85000 secondes de fonctionnement. Les essais sont conçus pour démontrer que le moteur satisfait les spécifications, mais aussi pour rechercher les limites du matériel (endurance, tolérances aux pannes) afin d'asseoir la fiabilité sur des bases éprouvées.

## II-2 Le moteur cryogénique vulcain:

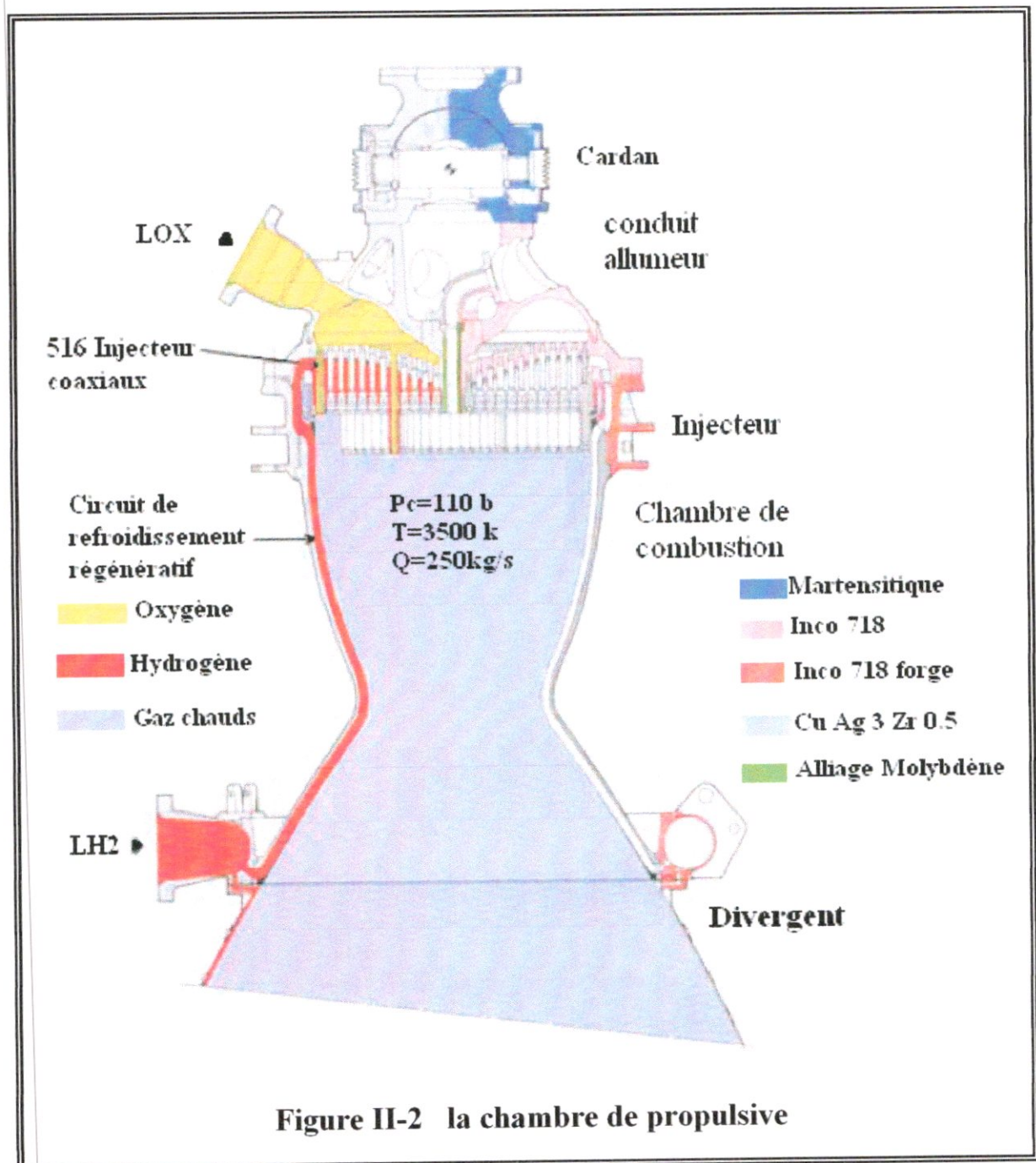
Le moteur Vulcain est le moteur cryogénique de deuxième étage du lanceur Ariane 5 (figure II-1). Toutefois pour des raisons de sécurité, on l'allume au démarrage. Mais l'usage de l'hydrogène liquide ne se justifie qu'après que les boosters à poudre aient déjà donné à la fusée une certaine vitesse. La poussée de 1145 kN, soit une centaine de tonnes est obtenue par un débit de 260 kg/s de gaz de combustions à la pression de 110 bars et à la température de 3500 °K dans la chambre de combustion.





II-2.1 La chambre propulsive :

La chambre propulsive est l'élément le plus important de moteur vulcain. Puisque c'est elle à rôle de produire de la poussée (Figure II-2).

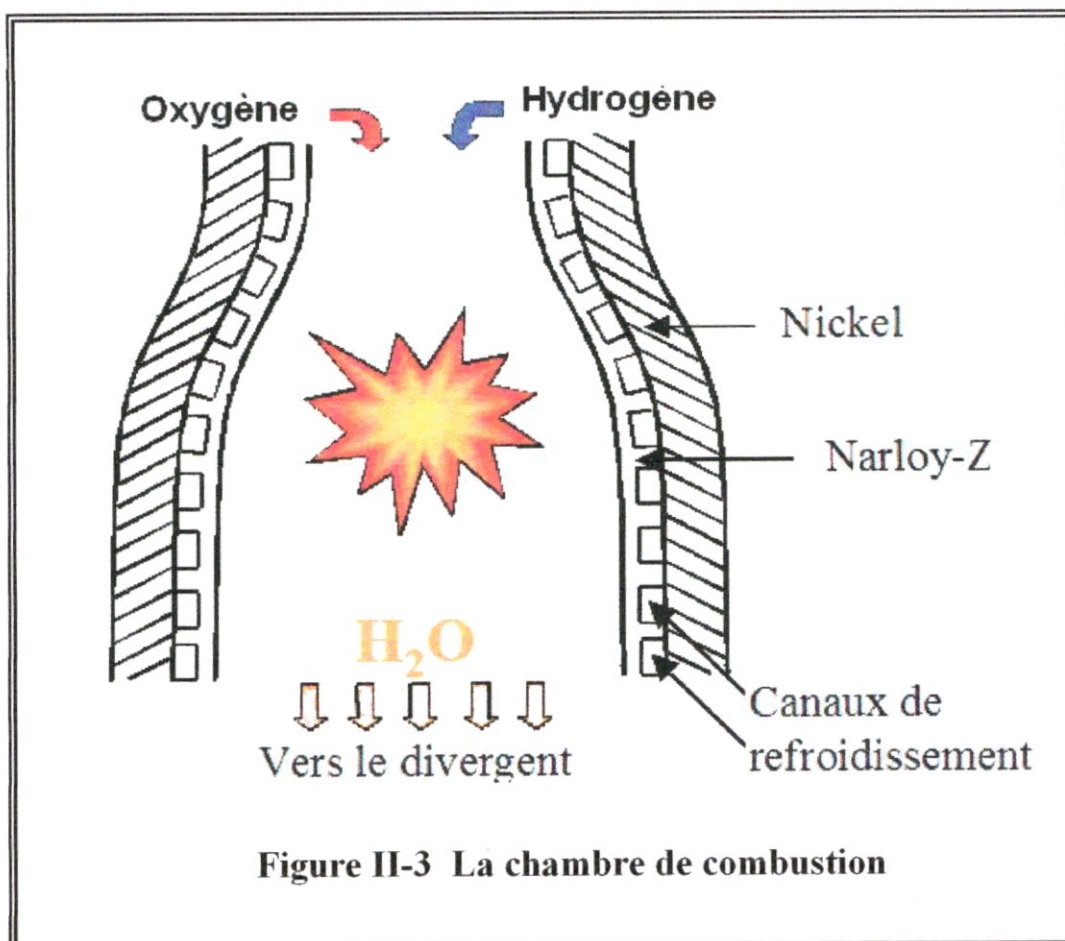


-La chambre propulsive comporte les organes essentielles suivantes :

### II-2.1.1 La chambre de combustion:

La poussée est obtenue par éjection à grande vitesse (4000 m/s) du débit de gaz (250 kg/s) produit par la combustion à haute pression (110 bar) et haute température (3 500 K) des ergols dans la chambre de combustion.

L'oxygène liquide (comburant) et l'hydrogène liquide (carburant) sont introduits dans la chambre à raison de 200 à 600 litres par seconde à travers un injecteur frontal consistant en 516 éléments coaxiaux qui assurent la pulvérisation et le mélange. Du fait de la température élevée de combustion, la chambre est refroidie par circulation de l'hydrogène dans 360 canaux longitudinaux usinés dans la paroi (figure II-3).



### II-2.1.2 La tuyère:

La tuyère joue un rôle important dans la propulsion de la fusée, elle convertit l'énergie thermique de la chambre de combustion en énergie cinétique, et a pour mission de diminuer la pression des gaz issus de la combustion. Elle effectue une détente des gaz.

Le divergent de la tuyère assure l'accélération des gaz en régime supersonique jusqu'au maximum permis par la pression ambiante soit 4 000 m/s. Il est constitué de 456 tubes enroulés en hélice et refroidis par circulation d'hydrogène, selon le procédé de "dump cooling".

Deux tuyères auxiliaires de chaque côté assurent l'échappement des gaz du générateur et participent également à un complément de poussée (*figure II-1*).

### II-2.1.3 Le système d'injection:

Le système d'injection est constitué par 516 injecteurs coaxiaux, Avec une bonne performance et une bonne compatibilité en paroi, L'injecteur doit introduire les ergols dans la chambre de combustion et en contrôler les débits. Alimenté en ergols à des pressions déterminées, il doit délivrer à la chambre de combustion les débits nécessaires à l'obtention de la pression de combustion désirée, au rapport de mélange voulu.

L'injecteur doit pulvériser, atomiser le plus finement possible les ergols. Parmi les phases successives qui aboutissent à la combustion du propergol, nous avons vu que la vaporisation gouttelettes était la plus longue et que, pratiquement, elle déterminait le volume de la chambre de combustion, pour une combustion complète et rendement de combustion pour un volume de chambre donné. La vaporisation est évidemment d'autant plus rapide que les gouttelettes liquides produites par l'injecteur sont plus fines (*figure II-4*).

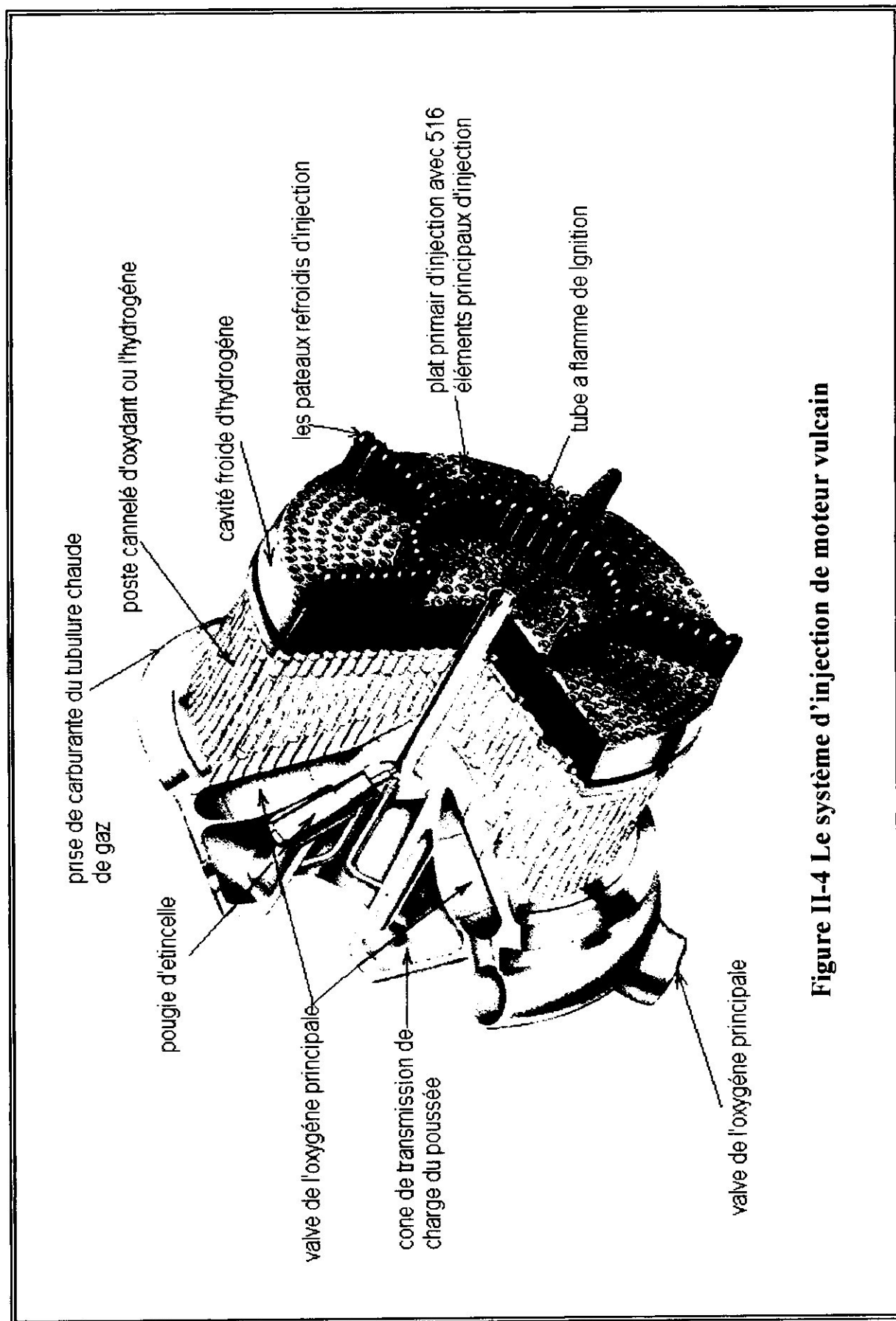
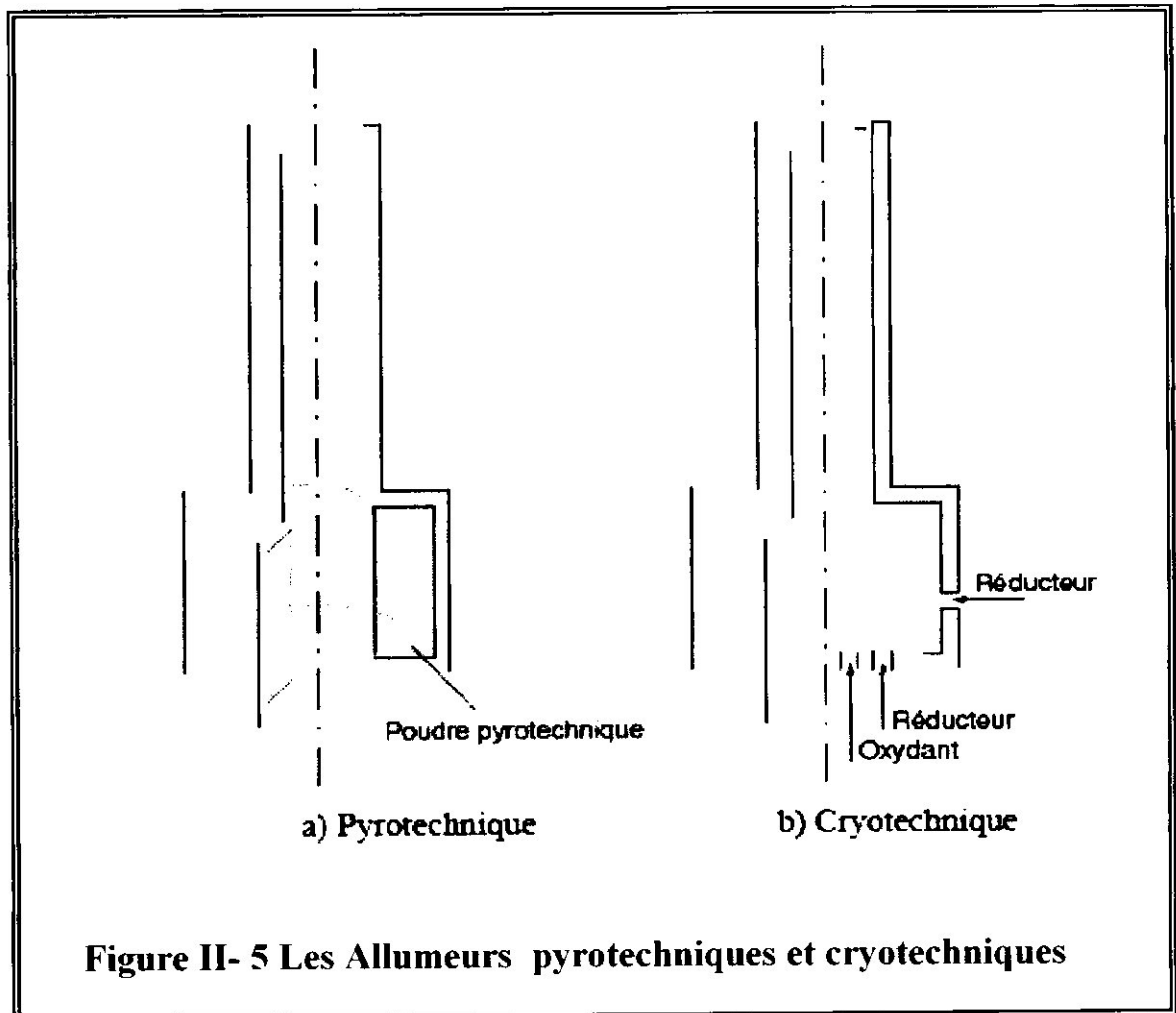


Figure II-4 Le système d'injection de moteur vulcain

**II-2.1.4 L'allumeur :**

L'allumeur de chambre de combustion de type cryotechnique, l'oxygène réagit avec une partie de l'hydrogène (typiquement un tiers du débit massique) pour créer un jet initial de gaz chauds riches en oxygène.

L'autre partie de l'hydrogène (deux tiers du débit massique) permet de refroidir les parois de l'allumeur et brûle dans la chambre au contact du jet initial oxydant chaud, ce qui provoque le panache d'allumage. (Figure II- .b)





### II-2.1.5 Circuit de refroidissement:

Le refroidissement de chambre propulsive effectué grâce la circulation de propergol liquide (hydrogène liquide), Il consiste à faire circuler l'un des ergols le long de la surface externe de l'enveloppe interne de la chambre propulsive.

Cette circulation peut effectuer dans un canal annulaire entre deux enveloppes concentrique, le fluide refroidisseur (hydrogène liquide) s'écoule suivent des méridiennes, on peut lui imposer une circulation hélicoïdale pour augmenter les vitesses locales en plaçant dans l'espace annulaire des guides disposés en hélice.

Ce mode de refroidissement est souvent qualifié de "régénératif" ce qui exprime que le flux thermique cédé aux parois par les de combustion n'est pas perdu mais absorbé par le refroidisseur (hydrogène liquide) dont il élève la température, augmentant ainsi l'énergie interne du propergol avant la combustion.

### II-2.2 Caractéristiques de chambre de propulsive (Tableau II-1) :

Tableau II-1

- Poussée :	1140 kn
- masse :	600kg
- diamètre col :	262 mm
- longueur totale :	3 m
<b>Performances principales</b>	
- $\eta_{C^*}$ :	0.99
- $\eta_{C f}$ :	0.97
	20 cycles / 6000 sec

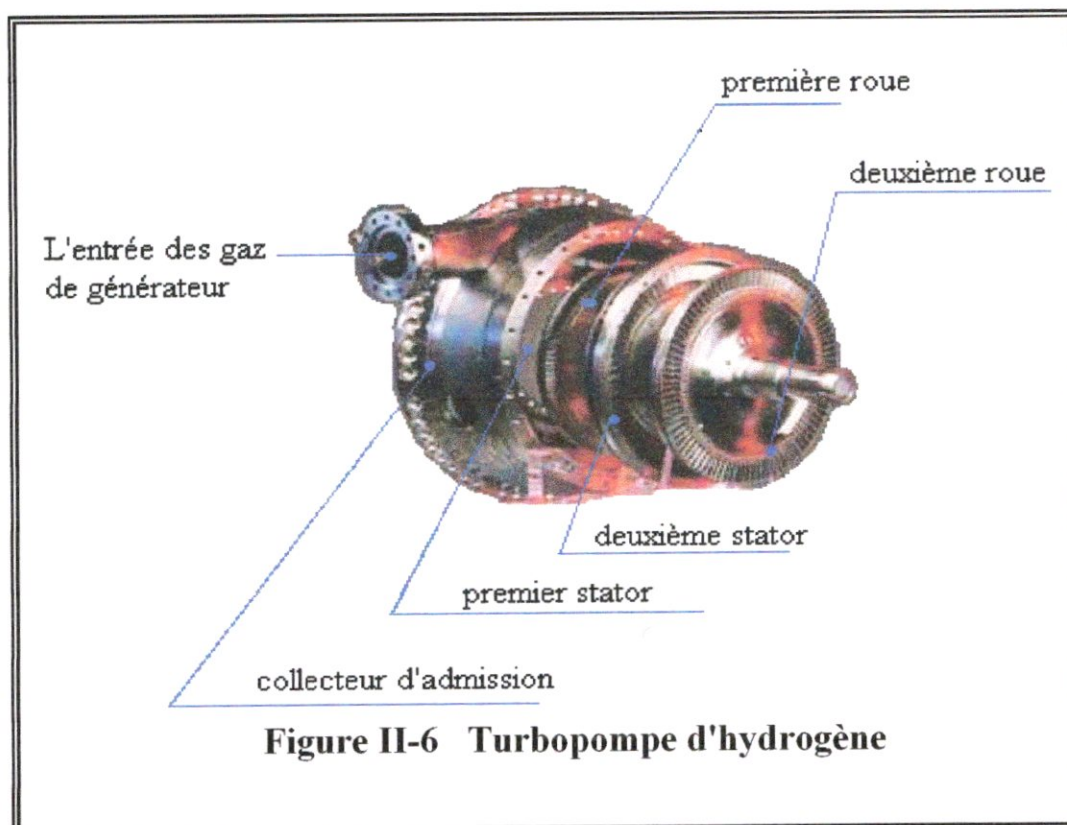
## II-2.2 Les turbopompes:

L'alimentation du moteur en ergols à haute pression se fait par deux turbopompes indépendantes :

### II-2.2.1 la turbopompe d'hydrogène:

La turbopompe hydrogène tourne à 33 000 tr/min et développe une puissance de 12 MW. Elle est constituée d'une pompe à deux étages centrifuges associés à un inducteur axial et d'une turbine supersonique à deux étages.

Elle est pourvue d'un dispositif d'équilibrage permettant de diminuer les charges axiales sur les roulements. Elle fait l'objet d'études et d'essais sur la dynamique du rotor particulièrement poussés, car pour atteindre sa vitesse en palier elle doit franchir des vitesses critiques pour la stabilité du rotor.



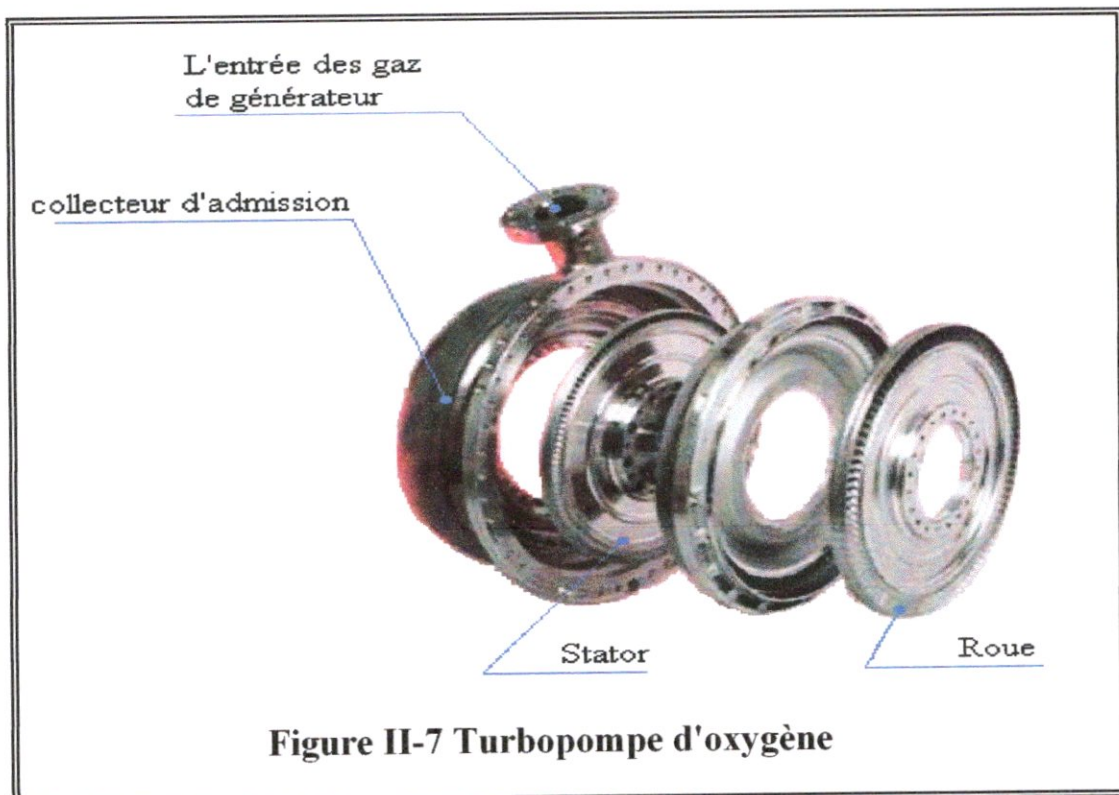
- Caractéristiques techniques de turbopompe d'hydrogène (Tableau II-2) :

**Tableau II-2**

Turbopompe	LH2
Type	2 étages axiaux
Puissance des turbines	7 400-15 500 kW
Vitesse de rotation	28 500-36 000 tr/min
Pression de sortie	52-102 bar
Pression d'entrée	2-6 bar
Température	760-950 °K

### II-2.2.2 La turbopompe d'oxygène:

La turbopompe oxygène tourne à 13 000 tr/min, développe une puissance de 3,7 MW et fonctionne en dessous de sa première vitesse critique. La composition de ses matériaux est étudiée pour minimiser les risques de combustion des métaux dans l'oxygène, en cas de frottements excessifs.



- Caractéristiques techniques de turbopompe d'oxygène (Tableau II-3) :

**Tableau II-3**

Turbopompe	LOX
Type	1 étage axial
Puissance des turbines	2 000-4 800 kW
Vitesse de rotation	11 000-14 800 tr/min
Pression de sortie	45-88 bar
Pression d'entrée	3,5-7,8 bar
Température	760-950 °K

### II-2.3 Générateur de gaz :

L'énergie nécessaire au fonctionnement des deux turbines des turbopompes est fournie par des gaz de combustion produits dans un générateur de gaz unique. Un fort excès d'hydrogène a pour effet de limiter la température des gaz, tout en les rendant réducteurs, de façon à protéger les aubes de turbine (figure II-8).

Le rôle de générateur de gaz est produire des gaz pour entraîner les turbines des turbopompes pour assurer :

- l'alimentation de la chambre de combustion en ergols à haute pression.
- la pulvérisation des ergols.
- le mélange des ergols de combustion pour atteindre une très bonne homogénéité.



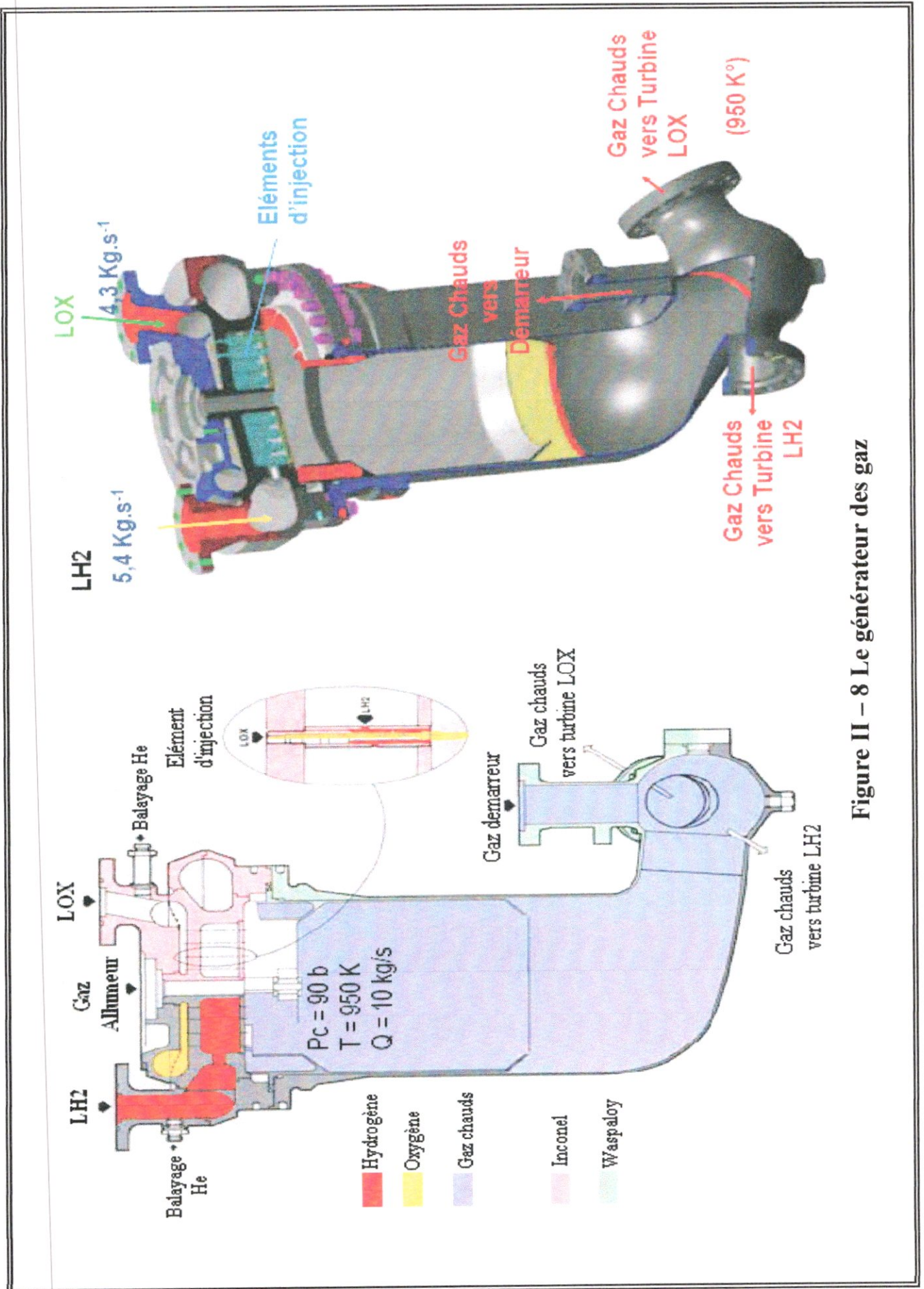


Figure II – 8 Le générateur des gaz



- Caractéristiques techniques de générateur des gaz (*Tableau II-4*):

**Tableau II-4**

-puissance :	40 MW
- Masse :	40 kg
- diamètre chambre	180 mm
- longueur chambre	600 mm
-la température des gaz	950 k
-le débit des ergols	10 kg/s
-la pression de combustion	90 bars

#### II-2.4 Démarreur :

Le démarrage du moteur se fait au sol afin que son fonctionnement puisse être contrôlé avant l'allumage des étages à poudre du lanceur et son décollage. Il est assuré par un démarreur à poudre qui met en vitesse les turbopompes et ce sont des allumeurs pyrotechniques qui initient la combustion dans le générateur des gaz (*figure II -5.a*).

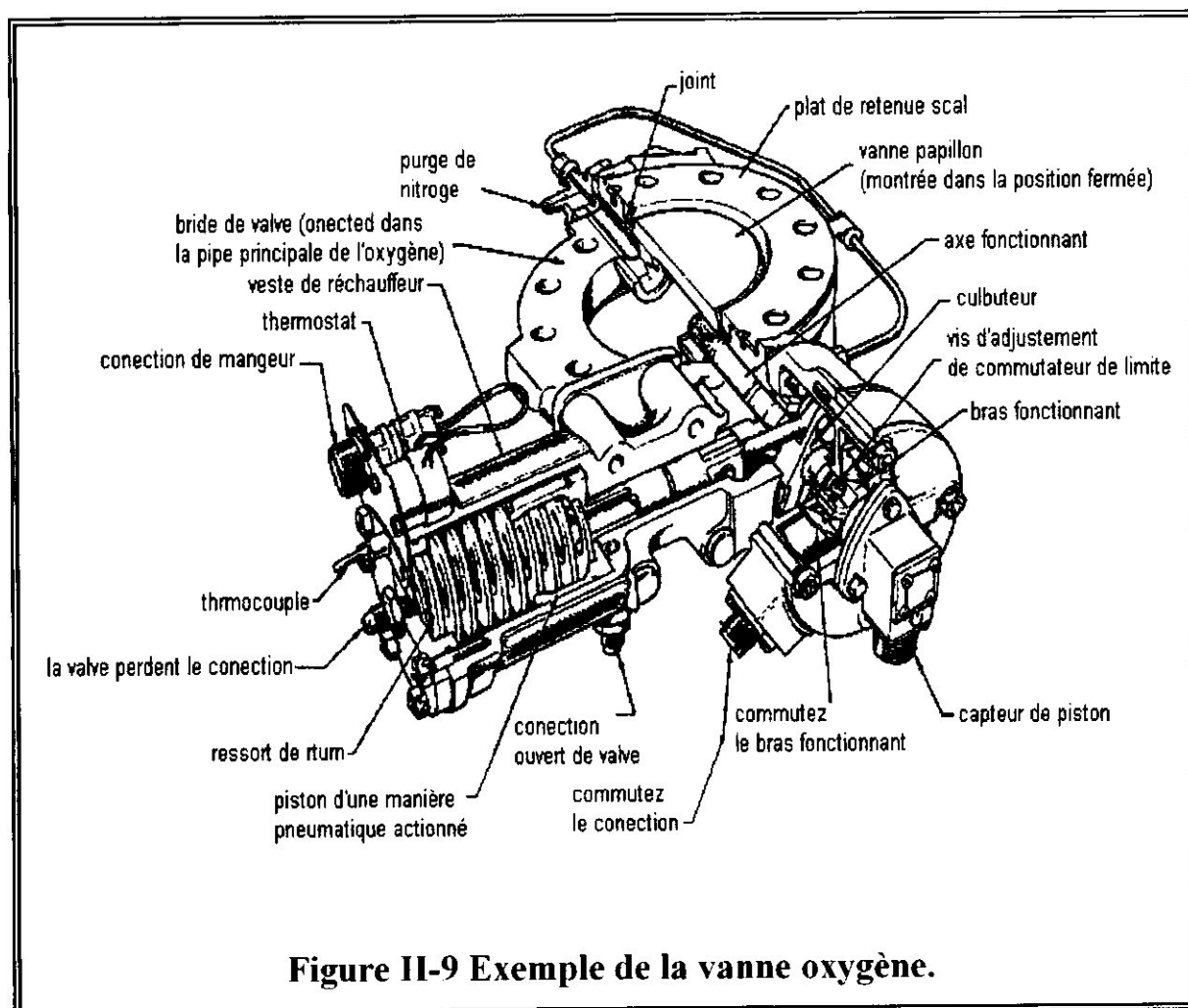
#### II-2.5 Les vannes:

Les vannes sont actionnées par des vérins pneumatiques alimentés en hélium gazeux au moyen d'électrovannes, le rapport de mélange peut être modifié en commutant la vanne d'alimentation de la turbine oxygène, ce qui réserve la possibilité d'aboutir à un épuisement quasi simultané des deux réservoirs (*figure II-9*) [1], [2] .

Ainsi, on trouve autres vannes équipées sur le moteur vulcain :

- Vanne d'Alimentation hélium.
- Vanne d'Alimentation Hydrogène (Oxygène).
- Vanne Chambre Hydrogène (Oxygène).

- Vanne de Dégazage.
- Vanne de Gonflage.
- Vanne Gaz Chauds.
- Vanne Générateur Hydrogène (Oxygène).
- Vanne Haute Pression.
- Vanne de Mise en froid Hydrogène (Oxygène).
- Vanne de Mise en froid Roulement TPH.
- Vanne de Purge Hydrogène (Oxygène).
- Vanne de Pressurisation Sol Hydrogène (Oxygène).
- Vanne de Remplissage hélium.
- Vanne de remplissage et Vidange Hydrogène (Oxygène).



## II-2.6 Les circuits d'alimentation de moteur [14] :

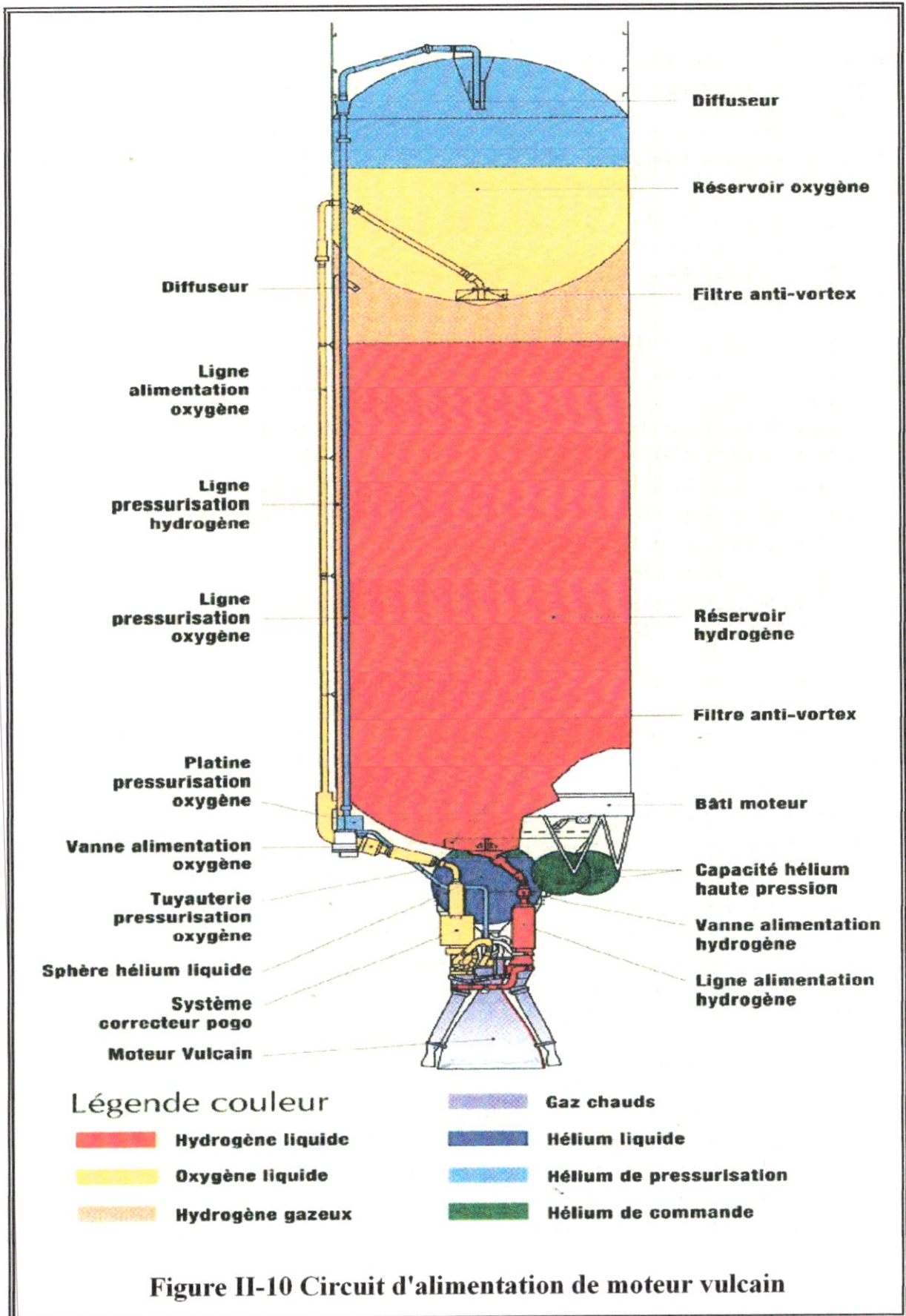
La conception du moteur cryogénique Vulcain est basée sur le cycle à flux dérivé, où les turbopompes qui alimentent la chambre sont entraînées par la combustion dans un générateur de gaz, des ergols prélevés (3%) sur le circuit principal. ce cycle offre une performance raisonnable tout en permettant d'accroître la fiabilité et de diminuer le coût.

Il est alimenté par deux réservoirs superposés à fond commun contenant 132 tonnes d'hydrogène et 26 tonnes d'oxygène à très basse température.

Deux lignes de 185 mm de diamètre alimentent le moteur. Elles possèdent une certaine souplesse afin de faciliter les déplacements pendant la mise en froid et le pilotage en vol du moteur.

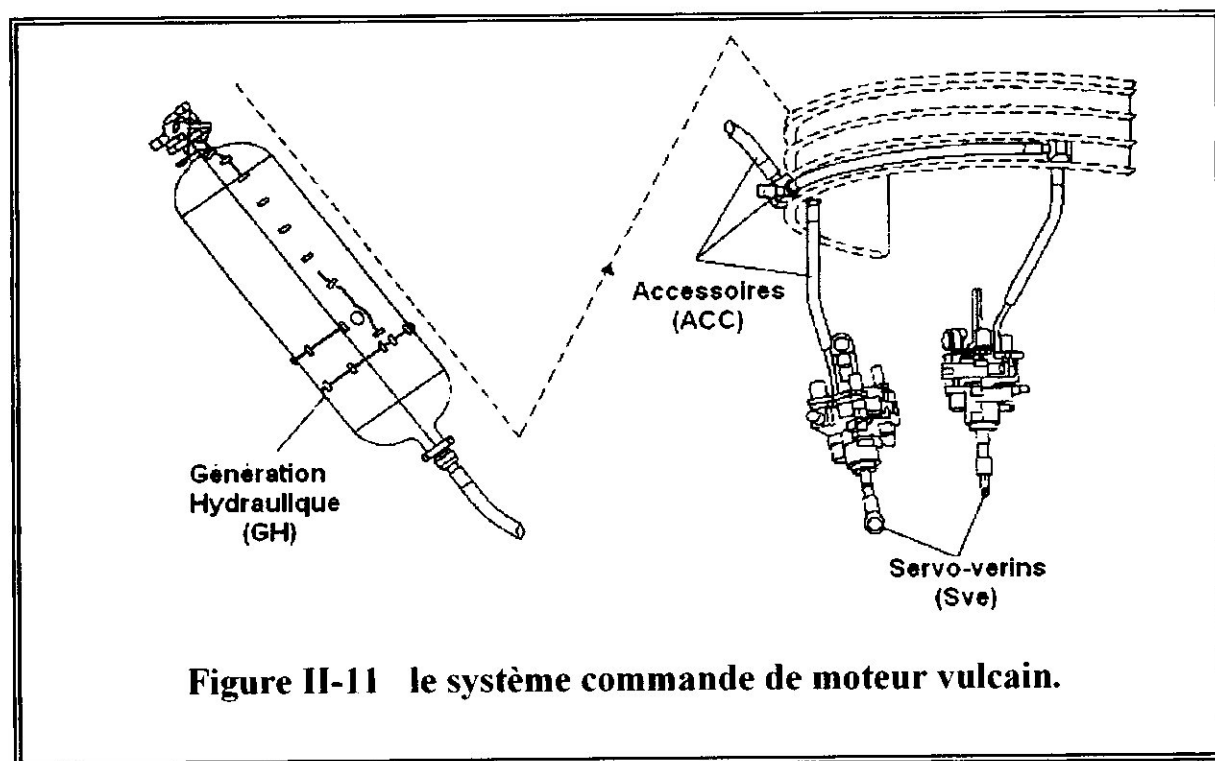
Sur ces lignes on trouve les vannes d'alimentation, le système correcteur pogo SCP implanté sur la ligne LOX (une cavité cylindrique remplie d'hélium) agissant comme amortisseur réduisant le couplage entre les vibrations de structures des lignes, les fluctuations de débits et les modulations de poussée induites créateur de vibrations capable de détruire le lanceur ou endommager les satellites.

Le système de pressurisation des réservoirs permet la tenue structurelle des réservoirs et assurent une alimentation régulière du moteur en ergols. Le réservoir LOX est pressurisé par 141 kg d'hélium liquide (7°K et 19 bar) qui réchauffé au contact de l'échappement de la turbine remonte dans le réservoir avec un débit de 0,2 kg/s. La régulation est faite par des vannes montées sur "une platine". La pressurisation du réservoir LH2 est directement assurée par de l'hydrogène gazeux prélevé en amont des injecteurs du moteur, à 120 bar et 100°K, puis introduit à raison de 0,4 kg/s dans le réservoir (*figure II-10*).





Le système de commande fournit l'énergie pneumatique de servitude de l'étage et active sur ordre électrique, les vannes de mises en oeuvre pour le vol. Il utilise de l'hélium stocké sous 350 bars dans deux sphères de 300 L.



Une "platine gonflage détente" regroupe la vanne nécessaire à leur remplissage et une vanne suivie d'un détendeur pour alimenter

Les boîtiers d'électrovannes LOX et pressurisation, LH2 et pressurisation et alimentation moteur, générateur de gaz et mise en froid des roulements de turbopompes.

L'étage EPC est posé sur la table de lancement et raccordé au sol par les liaisons Bord Sol qui permettent le remplissage sur le pad en ergols, la mise en froid des circuits d'alimentation, l'assainissement des tuyauterie et le balayage de la baie de propulsion avec de l'azote gazeux afin d'éviter l'accumulation d'hydrogène gazeux.





**II-3 Principe de fonctionnement de moteur vulcain [13] :**

L'allumage du moteur Vulcain succède à plusieurs étapes préalables. De plus, une fois le moteur Vulcain allumé, il est nécessaire d'entretenir la poussée qu'il fournit au lanceur.

Nous résumerons son fonctionnement en 9 étapes primordiales.

**a- Mise en froid :**

On ouvre les deux vannes de purge, l'une pour l'oxygène et l'autre pour l'hydrogène. Ensuite, l'oxygène liquide et l'hydrogène liquide parviennent simultanément dans la turbopompe qui leur est respectivement associée. Les deux fluides s'écoulent dans l'ensemble du système de conduites jusqu'aux conduites de purge.

**b- Ouverture de la vanne Gaz Chauds :**

On ouvre la vanne Gaz Chauds : les gaz chauds présents dans le générateur de gaz peuvent ainsi s'écouler vers l'intérieur des deux turbopompes.

**c- Fermeture des purges :**

On ferme la vanne de purge de l'oxygène ainsi que celle d'hydrogène. On évacue ainsi les gaz qui se trouvaient dans les conduites du Vulcain avant la mise à froid. Le système est ainsi pressurisé.

**d- Ouverture de la vanne LH<sub>2</sub> :**

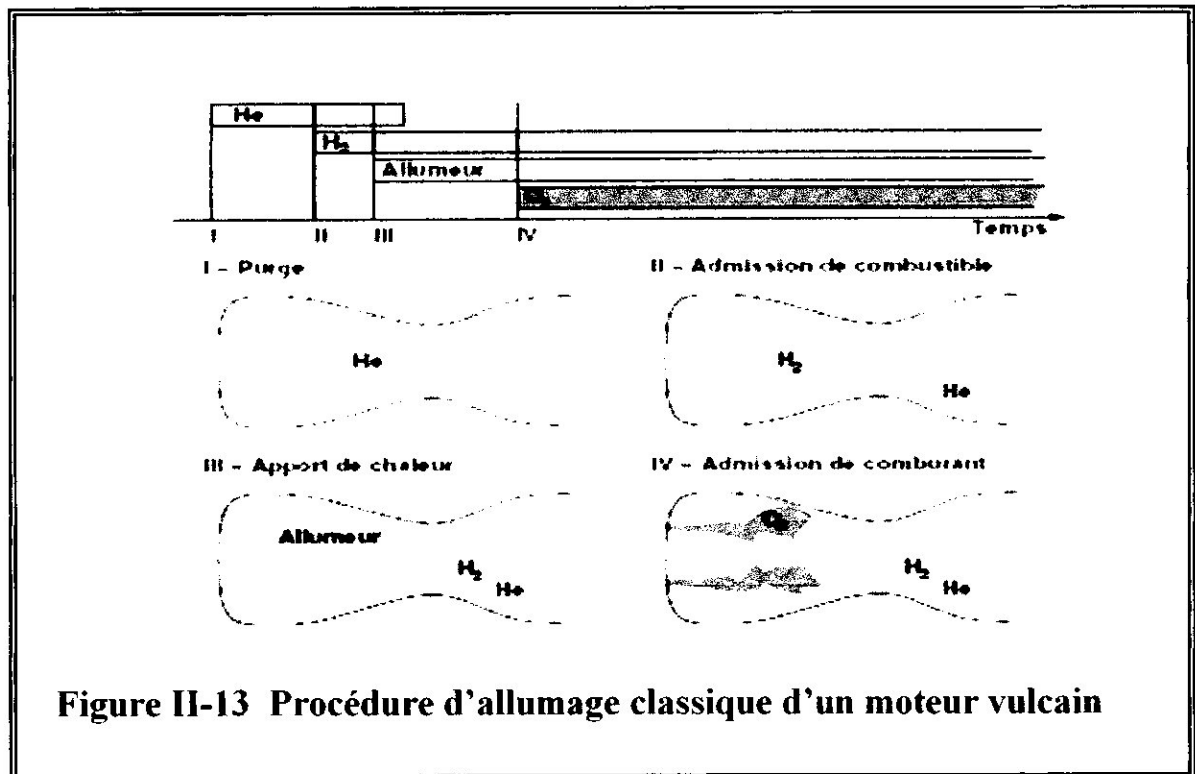
On ouvre la vanne Chambre Hydrogène : l'hydrogène peut ainsi circuler dans les conduites entourant la tuyère (destinées à refroidir la tuyère lors de la combustion, ce type de refroidissement est nommé (*dump cooling*) et à l'intérieur de celle-ci.

**e- Ouverture de la vanne LOX :**

On ouvre la vanne Chambre Oxygène : l'oxygène pénètre alors dans la chambre de combustion.

### f- Allumage de la chambre :

L'allumage de la chambre est réalisé grâce à l'allumeur Chambre de type cryotechnique, le mélange prend ainsi feu : il s'agit du début de la réaction chimique entre l'oxygène et l'hydrogène et par conséquent, du début de l'allumage du Vulcain à proprement parler.



### g- Allumage du démarreur :

De même, dans le démarreur, les gaz chauds prennent feu à l'aide d'un allumeur pyrotechnique. La combustion de ces gaz se propage à l'intérieur des deux turbopompes, ce qui permet d'entretenir le fonctionnement de celles-ci.

### h- Allumage du générateur :

Les vannes Générateur Hydrogène et Oxygène sont ouvertes, l'oxygène et l'hydrogène peuvent alors pénétrer à l'intérieur du générateur, ce qui permet leur distribution dans les deux turbopompes.



**i-Fonctionnement :**

Ces huit étapes étant validées, le fonctionnement du moteur Vulcain est ainsi amorcé. L'entretien de la combustion est assuré par la technologie du Vulcain en cycle fermé qui permet l'alimentation continue (bien qu'elle soit limitée dans le temps) de la chambre de combustion en comburant et carburant. Au final, la poussée est fournie au lanceur pendant un temps donné fonction des réserves en réactifs.

**II-4 Caractéristiques techniques de moteur vulcain (Tableau II-5) :****Tableau II-5**

Poussée totale dans le vide	1 145 kN
Poussée totale au sol	885 kN
Impulsion spécifique dans le vide	431,2 s
Pression de combustion	110 bars
Rapport de section	45
Temps de fonctionnement en vol	575 s
Durée de vie	6000 s + 20 démarrages
Fiabilité	0,9946
Hauteur	3 m
Diamètre (sortie de tuyère)	1,76 m
Masse totale	1700 kg

<b>Débit d'ergols</b>	
Total	271 kg/s
Chambre	262,2 kg/s
Générateur	10 kg/s
Rapport de mélange moteur	5,3

## II-5 Étude chimique :

Le but des moteurs d'un lanceur est donc d'éjecter des gaz à grande vitesse. L'énergie nécessaire à un tel processus est tirée de substances chimiques. On appelle propergol l'ensemble des produits actifs éjectés par le système propulsif. Les ergols sont les constituants initiaux de propergol, stockés séparément, et qui combinés fournissent l'énergie nécessaire.

Très généralement, la réaction entre les ergols est du type oxydoréduction : on réunit un élément oxydant de forte électro négativité appelé comburant, avec un élément réducteur de faible électro négativité appelé combustible. L'énergie dégagée augmente avec la différence de ces électro négativités, d'après l'échelle de potentiels électriques.

A priori, on cherche donc à combiner les oxydants F, O ou Cl avec les réducteurs H, Li, Be, B, Al, C, N. Ces réactions d'oxydoréduction dégagent une très forte énergie, elles sont appelées combustions.

### II-5.1 Les propergols:

Un propergol est une substance dont la décomposition ou la réaction chimique produit de l'énergie utilisée pour la propulsion d'une fusée. Le terme de propergol désigne à la fois le carburant et le comburant nécessaire à cette propulsion.

À la cour du lancement de la fusée on fait varier le rapport de mélange qui est le rapport entre la masse de comburant et celle de combustible. Ceci dans le but d'éviter qu'à la fin du vol, il ne reste que l'un des deux. Le moteur d'une fusée constitue un système autonome car il utilise des propergols. Ceux-ci ont la propriété de brûler sans utiliser l'oxygène de l'air.

De plus ils produisent une grande quantité de gaz chaud canalisée dans une tuyère et utilisé pour la propulsion.

Il existe deux types de propergols :

- Les propergols liquides.
- Les propergols solides.

### **II-5.2 Description du Propergols liquides :**

Les propergols liquides sont composés d'un carburant et d'un comburant distinct, stocké séparément dans deux réservoirs.

Le plus souvent, le carburant utilisé est l'hydrogène liquide et le comburant est l'oxygène liquide.

Il existe deux types de propergols liquides :

- Les propergols liquides stockables :

Ce type de propergol est facile d'emploi. On les utilise principalement dans les étages supérieurs des lanceurs, car ils permettent un redémarrage du moteur, contrairement aux ergols solides. En général, leur densité est assez élevée.

On peut les stocker à température ambiante. Ces ergols bien souvent hypergoliques, c'est-à-dire qu'ils réagissent spontanément dès qu'ils sont mis en contact, sans aucune source d'énergie extérieure, ce qui facilite le démarrage d'un moteur.

**II-5.3 Exemple de réaction :**

Combustible :

75% de diméthylhydrazine asymétrique (UDM),  $\text{H}_2\text{N-N}(\text{CH}_3)_2$

25% d'hydrate d'hydrazine,  $\text{N}_2\text{O}_4$ ,  $\text{H}_2\text{O}$

Comburant : peroxyde d'azote,  $\text{N}_2\text{O}_4$



-Dépendant, il faut spécifier que L'UDMH possède une toxicité assez élevée et est assez instable à partir de 50°C. Ce composé s'oxyde très rapidement en présence d'air, et est très difficile à stockable et à manipuler.

➤ Les propergols cryogéniques:

Ce type d'ergols est extrêmement performant, et permet de générer des gaz très chaud et de l'éjecter avec une vitesse importante.

Mais stockage ainsi que la manipulation de ces d'ergols est difficile à cause des températures très basses auxquelles ils doivent être maintenus. De plus, un allumeur puissant pour démarrer la combustion est indisponible, et la légèreté des ergols utilisés comme par exemple d'hydrogène liquide, impose l'utilisation de grands réservoirs à l'intérieur du lanceur, et de systèmes complexes, comme par exemple les turbopompes, permettent d'obtenir des pressions et des débits précis dans la chambre de combustion

Un exemple de propergols cryogéniques : Le couple hydrogène  $\text{H}_2$  (combustible) et oxygène  $\text{O}_2$  (oxydant) constitue le mélange le plus connu et il est actuellement utilisé sur Ariane 5(moteur vulcain).



#### II-5.4 Fonctionnement :

La mise en relation du carburant et de l'oxydant produit une réaction chimique qui engendre des gaz nécessaires au fonctionnement de la fusée.

La combustion se fait instantanément dans le cas de propergols hyperboliques, sinon un système d'allumage est employé.

Les comburants et carburants sont aspirés par des pompes à haute pression et injectés dans une chambre de combustion où ils sont brûlés. Ils produisent ainsi une grande quantité de gaz chauds éjectés par la tuyère.

En général, les réservoirs sont remplis quelques heures avant le lancement de manière à limiter les risques. Les fumerolles que l'on peut observer à cette occasion sont dues aux très basses températures des ergols (-253°C pour l'hydrogène liquide et -183°C pour l'oxygène liquide).

Les performances des propulseurs à propergols liquides sont très bonnes mais demandent de très lourdes infrastructures compatibles avec la gamme des températures atteintes.

Un bon propergol liquide sera caractérisé par une impulsion spécifique élevée, et la *vitesse d'éjection des gaz sera le facteur déterminant* pour en déterminer l'efficacité. Ainsi, puisque la vitesse d'éjection dépend de la température de combustion  $T_0$  et de la masse molaire  $M$  des gaz produits, l'efficacité d'un propergol sera d'autant plus grande que  $T_0$  sera élevée et  $M$  faible.

-Quelques exemples de propergols liquides et de leurs propriétés (Tableau II-6):

Tableau II-6

Oxydant	Combustible	Impulsion (s)	Rapport de mélange
O <sub>2</sub>	H <sub>2</sub>	440	4.02
O <sub>2</sub>	UDMH	310	1.65
N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	Hydrazine	292	1.34
N <sub>2</sub> O <sub>4</sub>	UDMH	285	2.61

### II-5.5 Avantages :

Les propergols donnent généralement la vitesse d'éjection car leur poussé est plus élevée et ils sont plus performants. De plus leur combustion peu être ralentie ou accélérée à tous moments grâce à des dispositifs de télécommandes.

Il existe un type de propergol dont la réaction est mise en jeu par la décomposition catalytique du propergol. Ce type de propulsion développe de faibles impulsions spécifiques mais a l'avantage de supporter de très nombreux cycle d'allumage et d'arrêt.

### II-5.6 Inconvénients :

Les propulseurs utilisés sont plus complexes que ceux des propergols solides, car les propergols liquides posent des problèmes de stockage et de mise en œuvre beaucoup plus difficiles.

Ils sont généralement utilisés deux par deux : l'oxydant étant stocké dans un réservoir, le réducteur dans un autre, ces deux liquides étant mis à réagir dans la chambre de combustion. Il faut dans la plupart des cas amorcer la réaction, mais il existe des propergols réagissant spontanément au contact l'un de l'autre : ils sont dits hypergoliques.

**II-6 Étude physique.**

Un lanceur spatial a pour mission de placer une charge en orbite, pour cela il doit fonctionner dans l'atmosphère et le vide. La fusée décolle si la force de poussée générée par le système propulsif est supérieure au poids de la fusée.

Cette poussée est due à la force exercée par les gaz d'échappement qui doit être plus importante que la masse de la fusée + la gravité pour pouvoir sortir de l'atmosphère terrestre. Elle correspond à la somme des accélérations communiquées par les gaz. Elle est régie par la loi fondamentale de la propulsion :

$$\Delta V = W \times \ln\left(\frac{m}{m'}\right) - \Delta V_0 \quad (\text{II-1})$$

Où V est la vitesse du lanceur

W est la vitesse des gaz

m est la masse initiale du lanceur

m' est la masse finale du lanceur

$\Delta V_0$  est un facteur de pertes dues à la gravité des planètes environnantes, de la Terre et aux frottements de l'air (en  $\text{m.s}^{-1}$ ).

Le principe de cette propulsion fait directement appel au principe newtonien de l'action et de la réaction : pour un système isolé, telle une fusée dans l'espace (modélisons ce système en négligeant les forces extérieures telles que les forces de gravitation des astres environnants),

Ce principe décrit que dans un système, la somme des forces intérieures s'exerçant sur les différentes parties de ce système est nulle.

$$\sum \vec{F} = \vec{0} \quad (\text{II-2})$$

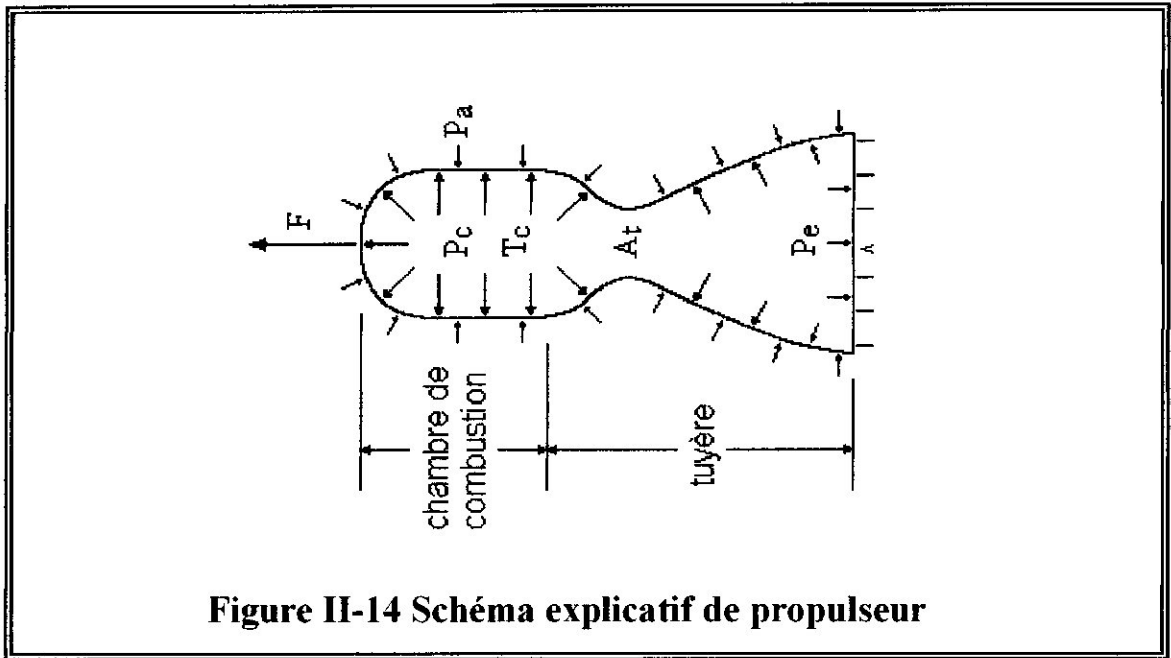


Figure II-14 Schéma explicatif de propulseur

Pour un système à n parties distinctes :

En considérant les différentes parties mobiles et indépendantes de la fusée (en fait la structure principale séparément des gaz éjectés), on peut affirmer que les forces intérieures au système : {fusée} ie {structure + gaz éjectés} sont en fait des forces extérieures pour chaque partie indépendante {structure} et {gaz éjectés}.

Or d'après le principe fondamental de la dynamique : dans un référentiel Galiléen ou supposé tel, la somme de forces extérieures appliquées sur le système est égale au produit de la masse du système par le vecteur accélération de son centre d'inertie :

$$\sum \vec{F}_{ext} = m \cdot \vec{a} = m \cdot \frac{d}{dt} \vec{V} = m \cdot \frac{d\vec{P}}{dt \cdot m} \text{ I.e. } \sum \vec{F}_{ext} = \frac{d\vec{P}}{dt}$$

Où  $\vec{P}$  est la quantité de mouvement et  $\vec{P} = m\vec{V}$

D'après ce qui précède on peut donc affirmer que :

$$\sum \frac{d\vec{P} \text{ de chaque partie}}{dt} = 0 \quad \sum \vec{P} \text{ de chaque partie} = \text{cste}$$

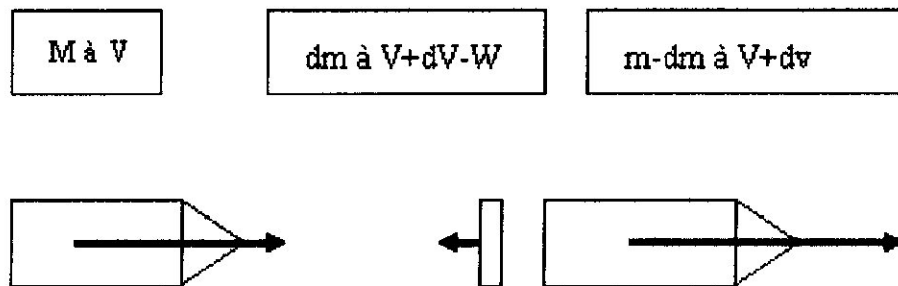
Le principe de la propulsion s'énonce alors grâce à la conservation de la quantité de mouvement, que nous avons établie.

Considérons une fusée de masse  $m$  et de vitesse  $V$ , la vitesse d'éjection des gaz étant notée  $W$  :

au temps  $t$  :  $P = mV$

au temps  $t + dt$  :  $p = (m-dm)(V+dV) + dm(V+dV-W)$

d'après le principe de conservation de la quantité de mouvement:



$$mV = (m-dm)(V+dV) + dm(V+dV-W) \Leftrightarrow m dV = -W dm \quad (\text{II-3})$$

d'où:  $dV = -W dm/m$

qui par intégration donne l'équation fondamentale de la propulsion par fusée

$$dV = -W \ln m + \text{cste}$$

or au décollage,  $V=0$

$$V=0 = -W \ln m + \text{cste}$$

$$\text{cste} = W \ln m_0$$

$$dV = -W \ln m + W \ln m_0$$



$$\Delta V = W \ln \frac{m_{initiale}}{m_{final}} - \Delta V_0 \quad (\text{II- 4})$$

On introduit ensuite une quantité homogène à une force, appelée la poussée.

### II-6.1 La notion de poussée :

L'expression (II-3) nous permet d'introduire la notion de poussée, c'est-à-dire la force caractérisant la force d'un moteur. En divisant chaque membre par  $dt$ , on obtient :

$$m \frac{dv}{dt} = - w \frac{dm}{dt} \quad (\text{II-5})$$

La quantité du membre de droite est homogène à une force. La quantité  $\frac{dm}{dt}$  est appelée débit massique de la fusée.

La poussée s'exprime plus généralement sous la forme :

$$\vec{F} = q \vec{V}_e \quad (\text{II-6})$$

Où  $V_e$  représente la vitesse d'éjection des gaz et  $q$  représente le débit massique. Cette expression fait en réalité intervenir d'autres paramètres, comme par exemple la pression.

Les moteurs spatiaux sont caractérisés par leur poussée qui est généralement désirée très grande afin d'obtenir une accélération suffisante, mais aussi par leur impulsion spécifique :  $I_s$ .

L'impulsion spécifique est le temps pendant lequel la consommation de 1 kilogramme de carburant donne une poussée de 1kg. Force (=9.81 N).

On a :

$I_s = F / (g_0 * q) = V' / g_0$  Où  $g_0$  est l'accélération induite par la gravité à la surface de la Terre.

Plus l'impulsion spécifique sera importante et meilleure sera le moteur (on obtient alors une poussée mieux répartie dans le temps, moins explosive).

## II-6.2 Vitesse d'éjection des gaz :

Si on applique le premier principe de la thermodynamique et la vitesse des gaz dans la chambre de combustion, et  $T_e$ ,  $P_e$  et  $V_e$  ces mêmes variables lors de l'éjection. Afin de simplifier le calcul, on considère les parois de cette chambre totalement adiabatiques, ce qui nous donne  $Q=0$ , et on considère que le travail est constitué uniquement par les forces de pression engendrées par la chambre de combustion. On néglige également la variation d'énergie potentielle, car on considère que la fusée est à la même altitude entre deux instants assez proche.

Le premier principe s'écrit donc sous la forme:

$$\Delta E_c + \Delta U = W \text{ Force de pression} \Leftrightarrow \Delta E + \Delta U + \Delta P V = 0 \Leftrightarrow \Delta E_c + \Delta H = 0$$

(On considère que  $P=cste$ )

Donc on a :  $\frac{1}{2}m(V_e - V_i) + m.C_p(T_e - T_i) = 0$  avec  $C_p$  capacité calorifique à la pression constant.

En supposant que la fusée évolue dans l'atmosphère, à la température  $T_a$  et à la pression atmosphérique  $P_a$ . De plus, on néglige  $V_i$  (vitesse d'injection des gaz) devant  $V_e$ .

Ainsi, on obtient:

$$V_e = \sqrt{2C_p(T_e - T_a)} \quad (\text{II-7})$$

Or, par définition, on a  $\gamma = \frac{C_p}{C_v}$ , si on met  $C_v$  sous forme  $C_v = \frac{1}{\gamma-1}nR$ . Avec  $R$  constante des gaz parfaits, on obtient en remplaçant la formule  $C_p = \frac{\gamma.m.R}{(\gamma-1)M}$ .

On suppose déjà la réaction adiabatique, on la suppose désormais adiabatique réversible.

Nous sommes donc en mesure d'utiliser la formule de Laplace:

$$T_a P_a^{1-\gamma} = T_e P_e^{1-\gamma} \Leftrightarrow T_a = T_e \left( \frac{P_e}{P_a} \right)^{1-\gamma} \quad (\text{II-8})$$

En remplaçant expression (II-8) dans notre expression initiale (II-7), on a:

$$V_e = \sqrt{2 \frac{\gamma.m.R}{(\gamma-1)M} T_e \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_a} \right)^{1-\gamma} \right]} \quad (\text{II-9})$$

Cette formule correspond donc à la vitesse d'éjection des gaz. Elle montre que la vitesse augmente lorsque la température d'éjection augmente et lorsque la masse molaire du composé chimique utiliser.

De ces équations on déduit quelques généralités :

- un lanceur accélère d'autant plus que la vitesse des gaz est grande
- la poussée dépend de la quantité de gaz fournis et de leur vitesse
- $m/m'$  doit être maximum pour favoriser la propulsion, c'est-à-dire que la structure du système est voulue négligeable (la masse finale est alors minimale).

# CHAPITRE III

## *Simulation de la tuyère d'éjection*

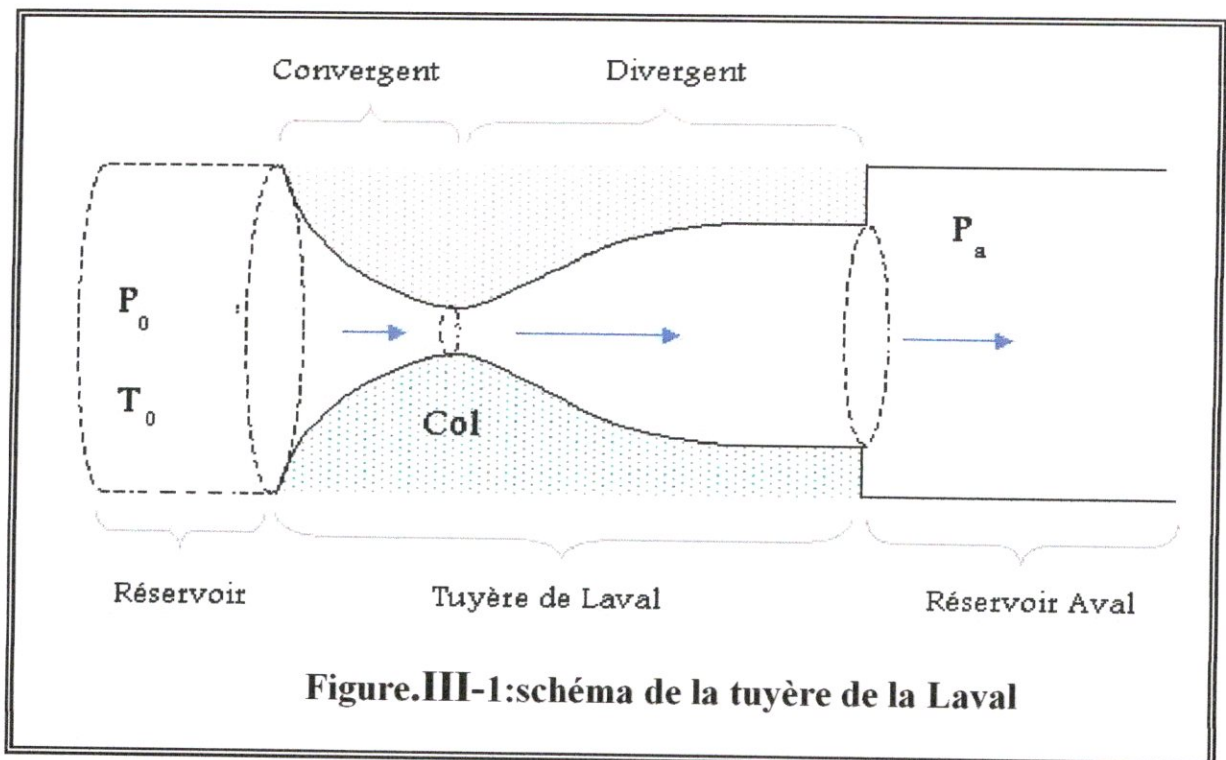


### III-1-Fonctionnement d'une tuyère supersonique:

#### III-1-1 Définition d'une tuyère:

La tuyère est un conduit spécialement profilé, dans le quel la vitesse d'un fluide croît, cependant que sa pression décroît. La tuyère est un organe passif qui met en communication deux réservoirs à des pressions différentes et dans lequel intervient la détente des gaz (voir figure : III-1). L'opération de détente transforme l'énergie thermique et l'énergie de pression des gaz en énergie cinétique.

Les tuyères sont, soit convergentes, soit convergentes divergentes pour accélérer un gaz d'une vitesse subsonique à une vitesse supersonique. La tuyère convergente divergente est appelée tuyère de Laval.



#### III-1-2 Les Différents régimes de fonctionnement [17], [9], [10] :

Considérons le système représenté par la figure (III-1), constituer d'une tuyère Laval. L'extrémité amont de la tuyère est en communication avec un réservoir contenant un gaz à une pression génératrice  $P_0$  que nous allons



supposer **fixe**. Laval du divergent débouche dans une enceinte quasi infinie, dont on peut faire **varier** la pression statique  $P_a$ .

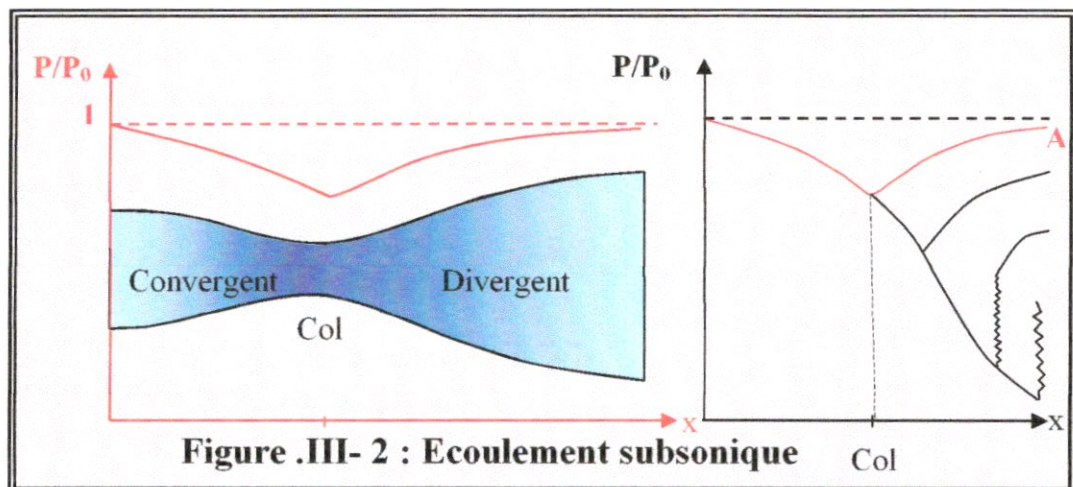
Si la pression aval est égale à la pression d'arrêt, le fluide est entièrement au repos. On diminue progressivement la pression  $P_a$  du réservoir aval au-dessous de la pression  $P_0$  supposé constante, on distingue **cinq régimes** particulier d'écoulement [17], [9], [10].

### III-1.2.1 Ecoulement subsonique:

Au début l'écoulement est subsonique dans toute la tuyère et ses caractères sont les suivantes [figure : III- 2, courbe (A)] :

- dans le convergent la vitesse augmente et la pression diminue jusqu'à une valeur minimale atteinte au col.
- dans le divergent la vitesse diminue et la pression augmente jusqu'à la pression aval  $P_a$ .

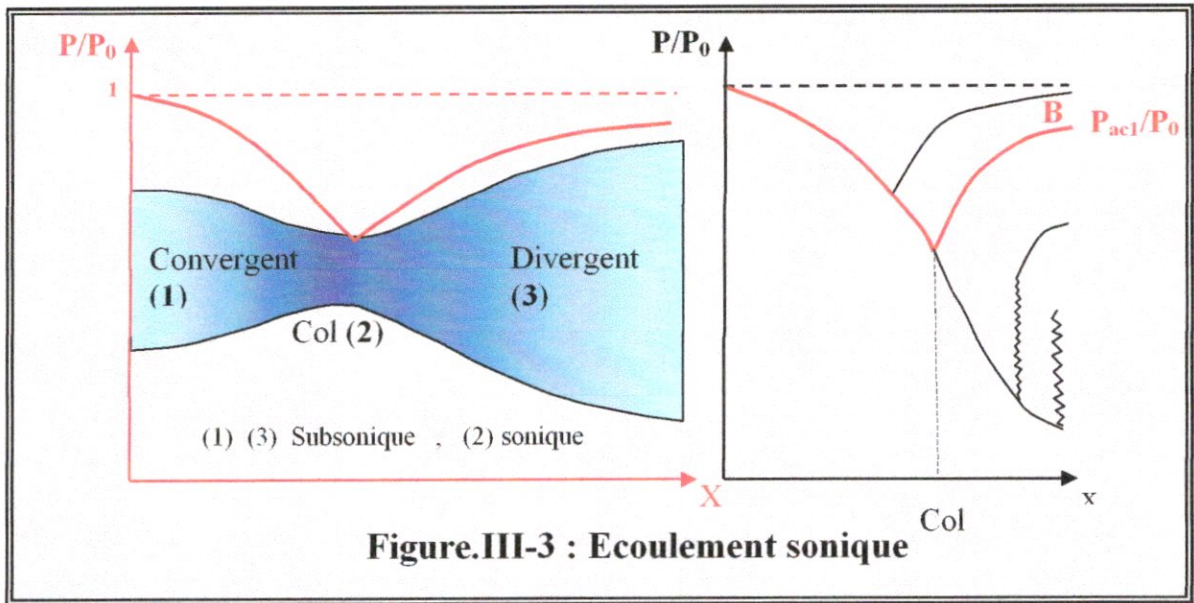
La pression est donc minimale dans la section au col ou la vitesse passe par une valeur maximale.



### III-1.2.2 Ecoulement sonique adapté:

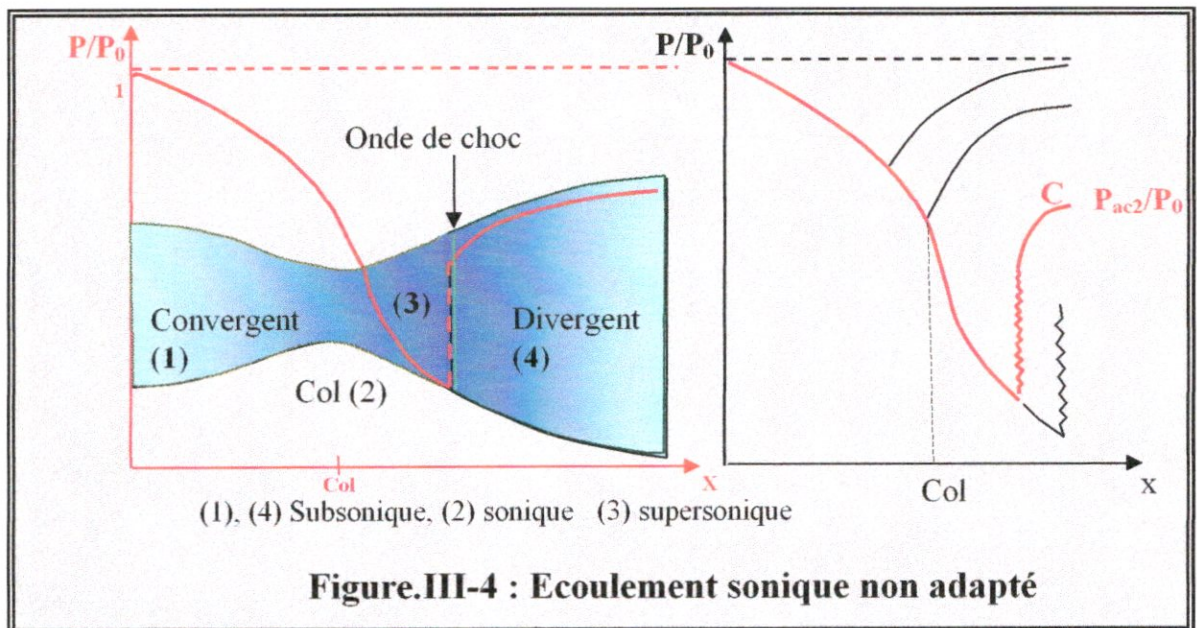
Si  $P_a$  continue à diminuer jusqu'à une valeur critique  $P_{ac1}$ , l'écoulement au col devient sonique [figure : III-3, courbe (B)]. L'écoulement est dit **sonique adapté**. Partout encore, sauf au col, l'écoulement est subsonique. Au col de la

tuyère, la pression atteint la valeur critique  $P_c$  et la vitesse atteint la vitesse du son.



**III-1.2.3 Ecoulement sonique non adapté:**

Si  $P_a$  diminue au-dessous de  $P_{ac1}$ , le col reste toujours sonique et les conditions sont critiques au col. Dans la partie divergente apparaissent un phénomène irréversible (*onde de choc*), l'écoulement est dit *sonique non adapté*. L'évolution du gaz est représentée par la courbe (C) de la figure (III-4).



L'écoulement dans le convergent ne subit aucune modification, l'écoulement est *supersonique* dans la première partie du divergent, la vitesse continue à augmenter et la pression diminue. A travers l'onde de choc, la pression augmente brusquement, et la vitesse diminue brusquement.

L'expérience montre que l'onde de choc est stationnaire et normale à l'axe de la tuyère.

L'onde de choc se place de telle façon que la compression qui s'effectue en aval ramène la pression de la sortie à  $P_a$ . Après l'onde de choc la pression remonte et la vitesse diminue progressivement, l'écoulement est à nouveau *subsonique* dans la deuxième partie du divergent. L'onde de choc se déplace vers l'aval lorsque  $P_a$  diminue.

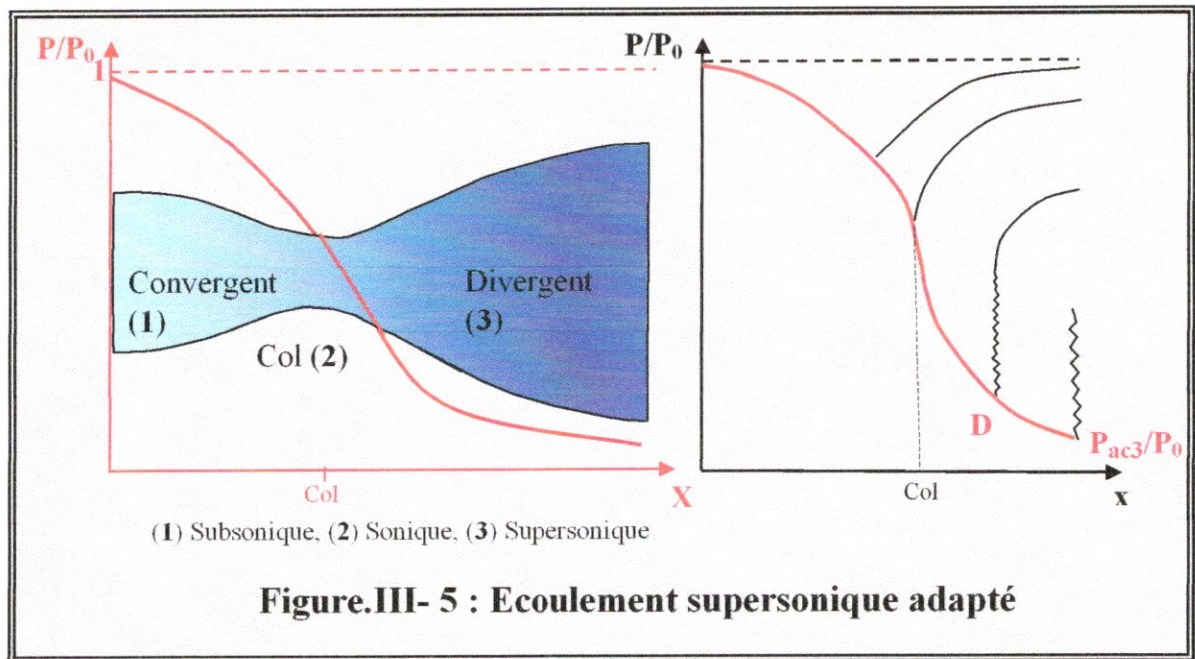
Soit  $P_{ac2}$  la pression aval pour laquelle l'onde de choc se place à la sortie de la tuyère.

On diminuant encore la pression  $P_a$  au-dessous de  $P_{ac2}$ , l'écoulement dans le divergent est entièrement supersonique, la variation de  $P_a$  ne modifie plus l'écoulement à l'intérieure de la tuyère. La variation entre la tuyère et la pression aval doit se faire à l'extérieure du divergent, par l'intermédiaire d'ondes de choc obliques.

#### III-1.2.4 Ecoulement supersonique adapté:

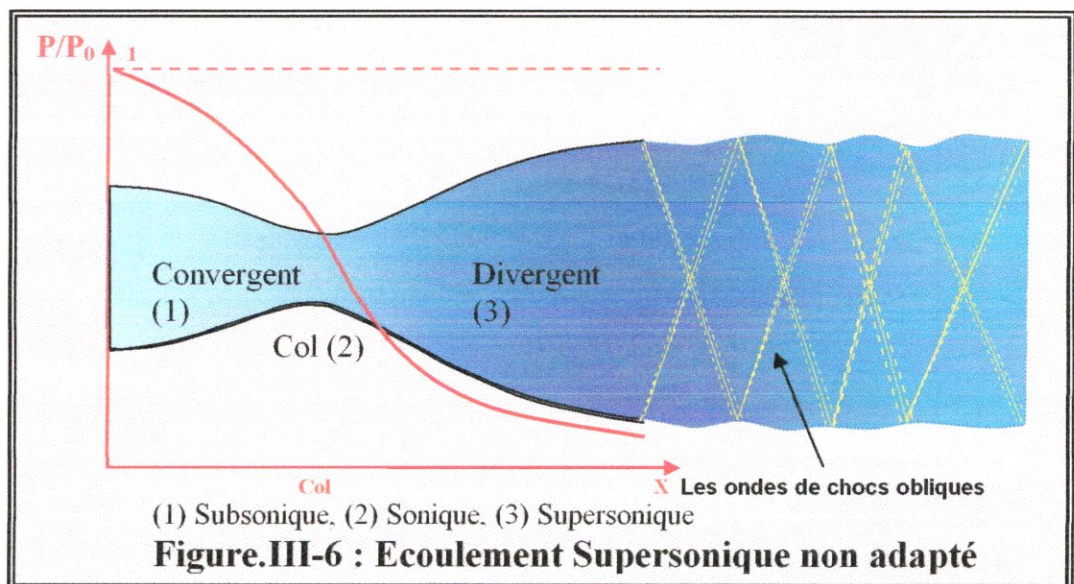
Si  $P_a$  continue à diminuer il arrive un moment où l'écoulement est entièrement supersonique dans toute la tuyère. Le phénomène d'onde de choc disparaît et il n'y a plus de compression externe, alors *la tuyère est parfaitement adaptée*. L'évolution du gaz est représentée par la courbe (D) (Figure III-5). Soit  $P_{ac3}$  la pression aval pour laquelle ce phénomène se produit.





**III-1.2.5 Ecoulement supersonique non adaptée :**

Lorsque la pression  $P_a$  devient inférieure à  $P_{ac3}$  l'écoulement est dit *supersonique non adaptée*. L'écoulement dans la tuyère de Laval ne subit aucune modification, la variation entre la tuyère et la pression aval doit se faire à l'extérieure de la tuyère par l'intermédiaire d'une série d'ondes de détente obliques (figure III-6).



**Résultat :**

*Une tuyère de Laval supersonique ne fonctionne donc correctement que pour la seule valeur  $P_{ac3}/P_0$  du rapport des pressions aval et amont.*

**III-2 Les Formules Mathématiques de l'écoulement:****III-2.1 Formules de la détente isentropique [5]:**

Les grandeurs caractéristiques de l'écoulement ( $T, P, \rho$ ) dans une section  $S$  s'expriment en fonction des conditions du fluide au repos ( $P_0, \rho_0, T_0$ ) et du nombre de mach. Les expressions correspondantes sont *dites formules de la détente isentropique* de l'écoulement :

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (\text{III} - 1)$$

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (\text{III} - 2)$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (\text{III} - 3)$$

**III-2.2 Chiffre du flux massique:**

Le rapport des aires des section  $S$  et  $S^*$  est dénommé chiffre de flux massique. Il est donné par la fonction adimensionnelle:

$$\frac{S}{S^*} = \frac{1}{M} \left[ \frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (\text{III} - 4)$$

L'équation (III.4) peut se mettre sous les deux formes itératives suivantes

$$M_{i+1} = \frac{S^*}{S} \left[ \frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_i^2\right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (\text{III} - 5)$$



$$M_{i+1} = \left( \left[ \left[ \left[ \left[ M_i \left( \frac{S}{S^*} \right) \right]^{\frac{2(\gamma-1)}{\gamma+1}} \right] \frac{\gamma+1}{2} \right] - 1 \right] \frac{2}{\gamma-1} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (\text{III-6})$$

Ces deux fonctions permettent, grâce à un procédé itératif, de calculer le nombre de Mach en tout point d'un écoulement d'une tuyère. L'équation (III.5) est convergente pour l'écoulement subsonique. Pour l'écoulement supersonique on utilise l'équation (III.6).

### III-2.3 Relations à travers un choc droit :

On note par (x) l'état du fluide avant le choc et par (y) l'état du fluide après le choc. Les rapports des grandeurs du fluide de part et d'autre de l'onde sont :

$$T_{0x} = T_{0y} \quad (\text{III-7})$$

$$M_y = \sqrt{\frac{2 + (\gamma - 1) M_x^2}{2\gamma M_x^2 - \gamma + 1}} \quad (\text{III-8})$$

$$\frac{P_y}{P_x} = \frac{\gamma M_x^2 + 1}{\gamma M_y^2 + 1} \quad (\text{III-9})$$

$$\frac{P_{0y}}{P_{0x}} = \frac{\gamma \cdot M_x^2 + 1}{\gamma \cdot M_y^2 + 1} \left[ \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_y^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_x^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{III-10})$$

$$\frac{T_y}{T_x} = \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_x^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_y^2} \quad (\text{III-11})$$

$$\frac{\rho_y}{\rho_x} = \frac{(\gamma \cdot M_x^2 + 1) \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_y^2 \right)}{(\gamma \cdot M_y^2 + 1) \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M_x^2 \right)} \quad (\text{III-12})$$

### III-3 Procédures et Fonctions Matlab:

Ce partie du chapitre a pour but de *réaliser un programme en MATLAB* qui calcule et visualise les des différents régimes de fonctions d'une tuyère supersonique.

**Matlab** est un environnement puissant, complet et facile à utiliser destiné au calcul scientifique [8], [7].

#### III-3.1 Les Fonctions:

Très souvent, dans un programme, on a besoin d'effectuer un même traitement plusieurs fois avec des valeurs différentes. La solution est de définir ce traitement une seule fois à l'aide d'une procédure ou une fonction. Une fonction est un fichier qui possède des paramètres d'appel et des paramètres de retour. Les unités de programme désirant effectuer ce traitement feront appel à cette procédure ou fonction en lui transmettant des variables via des paramètres d'appel [7].

Le calcul des propriétés des divers régimes de fonctionnement d'une tuyère est effectué grâce aux équations présentées. Ces équations sont utilisées plusieurs fois avec des valeurs différentes. La solution est de définir pour chaque équation une fonction qui peut être appelée par notre programme.

### III-3.1.1 Fonctions pour l'écoulement isentropique [7] :

#### a/ La fonction **MachSubsonique** (Sr, gamma) :

##### ➤ Description:

La fonction **MachSubsonique** permet d'obtenir le *nombre de mach*, dans le cas d'un *écoulement subsonique*. Cette fonction utilise l'équation (III-5) qui permet d'obtenir le nombre de Mach en fonction du chiffre de flux massique ( $S/S^*$ ) et du rapport des chaleurs spécifiques  $\gamma$ .

Le nombre de Mach est un scalaire. La fonction **MachSubsonique** utilise un processus itératif.

##### ➤ Programme:

```

fonction M = MachSubsonique (Sr, gamma)
% Calcule le nombre de Mach pour un écoulement subsonique.
% Arguments d'entrée :
% 1) Sr = S/S* : Chiffre de flux massique
% 2) gamma : rapport des chaleurs spécifiques
% Arguments de sortie :
% M : Nombre de Mach (M < 1)

M0 = 0 * Sr;
M = 0.5+0*Sr;
While max(abs(M - M0)) > 0.001
    M0=M ;
    M=(Sr.^-1).*((2/(gamma+1)).*(1+0.2*M0.^2))...
        . ^ ((gamma+1)/(2*(gamma-1)));
end

```

#### b/ La fonction **MachSupersonique** (Sr, gamma) :

##### ➤ Description:

La fonction **MachSupersonique** permet d'obtenir le *nombre de mach*, dans le cas d'un *écoulement supersonique*. Cette fonction utilise l'équation (III-6) qui permet d'obtenir le nombre de Mach en fonction du chiffre de flux massique ( $S/S^*$ ) et du rapport des chaleurs spécifiques  $\gamma$ .

Le nombre de Mach est un scalaire. La fonction **MachSupersonique** utilise un processus itératif.

➤ **Programme:**

```

fonction M = MachSupersonique (Sr, gamma)
%Calcul du nombre de Mach pour un écoulement supersonique.
%paramètres d'entrée :
% 1. Sr = C/C* : Coefficient de flux massique
% 2. gamma : Rapport des chaleurs spécifiques
%arguments de sortie :
% M : Nombre de Mach, ed > 1

M0 = 0 * Sr;
M = 1.5+0 * Sr;
while max (abs (M - M0)) > 0.001
    M0 = M ;
    M=(((((M0.*(Sr)).^(2*(gamma-1)/(gamma+1))))...
        *(gamma+1)/2)-1)*2/(gamma-1)).^ 0.5;
end

```

c/ La fonction **M = FPP0 (P0, P, gamma) :**

➤ **Description:**

La fonction **FPP0** permet de calculer *le nombre de mach*. Cette fonction utilise l'équation (III-2) qui permet d'obtenir le nombre de Mach, en fonction de la pression totale, la pression statique et du rapport des chaleurs spécifiques  $\gamma$ . Le nombre de Mach est un scalaire.

➤ **Programme :**

```

fonction M = FPP0 (P0, P, gamma)
%Calcul de la pression statique
%paramètres d'entrée :
% 1. P : Pression statique
% 2. P0 : Pression totale
% 3. gamma : Rapport des chaleurs spécifiques
%arguments de sortie :
% M : Nombre de Mach

M = sqrt (((((P0 ./ P) .^ -1)...
        .^ ((gamma-1)/gamma)) - 1)* 2 / (gamma-1));

```



**d/ La fonction  $P = FMachP0 (P0, M, \gamma)$ :**➤ **Description:**

La fonction *FMachP0* permet d'obtenir *la pression statique* en fonction de la pression totale, du nombre de Mach et du rapport des chaleurs spécifiques  $\gamma$ . Cette fonction utilise l'équation (III-2). La pression est un scalaire.

➤ **Programme:**

```

fonction P=FMachP0 (P0, M, gamma)
% Fonction qui permet de calculer la pression statique
% en fonction de la pression totale, du nombre de Mach et
% du rapport des chaleurs spécifiques
% Paramètres d'entrée :
% P0 : Pression totale (Pa)
% M : Nombre de Mach
% gamma : Rapport des chaleurs spécifiques (Cp/Cv)
% Paramètres de sortie :
% P : Pression statique (Pa)

P = P0 * (1 + (gamma-1) / 2 * M.^2). ^ (gamma / (1-gamma));

```

**e/ La fonction  $[T,P,\rho,a,V, \text{debit}] = Proprietes (T0,P0,M,S,\gamma,R)$ :**➤ **Description:**

La fonction *Proprietes* permet d'obtenir *les caractéristiques* de l'écoulement dans une section en fonction des conditions d'arrêt, du nombre de Mach, de la section et des propriétés du fluide.

## ➤ Programme:

```

fonction [T,P,rho,a,V,debit] =Proprietes (T0,P0,M,S,gamma,R)

Calcul des caractéristiques d'une tuyère

Arguments d'entrée :

r0  T0      : la température totale
r0  P0      : Pression totale
r0  M       : Nombre de Mach
r0  S       : Section au passage
r0  gamma   : Rapport des chaleurs spécifiques
r0  R       : la constante de l'air

Arguments de sortie:

r0  T       : la température statique
r0  P       : la pression statique
r0  rho     : la densité relative statique
r0  a       : la vitesse du son
r0  V       : la vitesse de l'écoulement
r0  debit   : le débit massique

rho0 = P0 * 10 ^ 5 / (r * T0) ;
T = T0 * (1 + ( ( gamma - 1 ) / 2 ) * M . ^ 2) . ^ - 1 ;
P = P0 * ( 1 + ( ( gamma - 1 ) / 2 ) * M . ^2) ...
    . ^ - (gamma / (gamma - 1) ) ;
rho = rho0 * ( 1 + ( ( gamma - 1 ) / 2 ) * M . ^2 ) ...
    . ^ - ( 1 / (gamma - 1) ) ;
a = sqrt ( gamma * R * T ) ;
V = a . * M ;
debit = rho . * V . * S * 10 ^ - 6 ;

```

### III-3.1.2 Fonctions pour l'Etat critique:

a/ La fonction  $[P_c, T_c, \rho_{oc}, a_c] = \text{EtatCritique}(P_0, T_0, \gamma, R)$ :

➤ **Description:**

La fonction *EtatCritique* permet d'obtenir *les caractéristiques critiques* : la pression, température, masse volumique et vitesse du son critiques, en fonction des conditions d'arrêt et des propriétés du fluide.

➤ **Programme:**

```

function [Pc, Tc, rhoc, ac]=EtatCritique(P0, T0,gamma, R)
%Calcul des caractéristiques de l'état critique
%Arguments d'entrée :
% Conditions d'arrêt :
% 1. P0 : Pression d'arrêt
% 2. T0 : Température d'arrêt.
% Propriétés du fluide :
% 3. gamma : Rapport des chaleurs spécifiques
% 4. R : Constante du fluide
% Arguments de sortie:
% 1. Pc : pression critique
% 2. Tc : température critique
% 3. rho0 : masse volumique critique
% 4. ac : Vitesse du son critique

rho0 = P0*10^5/(R*T0);
Tc = T0*(1+ (gamma-1)/2) ^-1;
Pc = P0*(1+ (gamma-1)/2) ^ (gamma/ (1-gamma));
rhoc = rho0*(1+ (gamma-1)/2) ^ (1/ (1-gamma));
ac = sqrt (gamma* R* Tc);

```

### III-3.1.3 Fonction pour l'onde de choc:

#### a/ La fonction `MachOnde (Mx, gamma)` :

##### ➤ Description:

La fonction *MachOnde* permet d'obtenir le *nombre de mach* à l'*aval* d'une *onde de choc*. Cette fonction utilise l'équation (III-8) qui permet d'obtenir le nombre de Mach aval (*My*), en fonction du nombre de Mach amont (*Mx*) et du rapport des chaleurs spécifiques  $\gamma$ . Le nombre de Mach est un scalaire.

##### ➤ Programme:

```

fonction My = MachOnde (Mx, gamma)
    Calcule le nombre de Mach après l'onde de choc
- Arguments d'entree :
    1) Mx      : Nombre de Mach amont (M > 0)
    2) gamma   : Rapport des chaleurs spécifiques

- Arguments de sortie:
    My       : Nombre de Mach aval (M > 0)

    My = sqrt ((2+ (gamma-1)*Mx.^2)...
              / (2*gamma*Mx.^2-gamma + 1));

```

#### b/ La fonction `P = PressionOnde (P0, Mx, gamma)`:

##### ➤ Description:

La fonction *PressionOnde* permet d'obtenir la *pression statique* à l'*aval* d'une *onde de choc*. Cette fonction utilise l'équation (III-9) qui permet

d'obtenir la pression aval ( $P_y$ ), en fonction du nombre de Mach amont ( $M_x$ ) et du rapport des chaleurs spécifiques  $\gamma$ . La pression un scalaire.

➤ **Programme:**

```

function P = PressionOnde (P0, Mx, gamma)
% Calcule la pression aval d'une onde de choc
%
% Paramètres d'entrée :
% P0 : Pression amont (Pa)
% Mx : Nombre de Mach amont
% gamma : Rapport des chaleurs spécifiques
%
% Paramètres de sortie :
% P : Pression aval (Pa)

My = sqrt ((2+ (gamma-1)*Mx.^2)/ (2*gamma*Mx.^2-gamma+1));
P0y = P0*((gamma * Mx.^ 2 + 1) ./ (gamma * My. ^2+1))...
      .* ((1+ ((gamma-1)/2)*My.^2) ./ ...
      (1+ ((gamma-)/2)*Mx.^2)).^(gamma/ (gamma-1));
P = P0y * (1 + (gamma-1) / 2 * My ^ 2) ^...
      (gamma / (1-gamma));

```

c/ La fonction  $[P_{0y}, T_{0y}, \rho_{0y}, M_y] = \text{OndeDeChoc}(P_0, T_0, M_x, \gamma, R)$ :

➤ **Description:**

La fonction *OndeDeChoc* permet d'obtenir *l'état total et le nombre de Mach à l'aval d'une onde de choc*.





### III-3.2 Programme et Procédures:

En plus des fonctions réalisées, il était nécessaire de réaliser un ensemble de procédures Matlab. Le regroupement de ces fonctions et des procédures constitue notre programme.

#### III-3.2.1 Procédure Données:

Cette procédure permet d'initialiser l'ordinateur et l'enter les données du problème :

- *La lecture des données du profil de la tuyère*
- *Le choix du fluide :  $\gamma$  ,  $R$  [J/Kg.K]*
- *Données des réservoirs*
  - *Réservoir amont (conditions génératrices)  $P_0$  [bar],  $T_0$  [K]*
  - *Section d'éjection (Sortie  $P_a$  [bar])*
- *Position de l'onde de choc  $X_{choc}$*
- *Nombre de nœuds (Nombre des sections de contrôles)  $NX$*
- *Le calcul des différents régimes d'écoulement*

#### III-3.2. 2 Procédure ProfilTuyere:

Cette procédure contient les données géométriques de la tuyère.

#### III-3.2. 3 Procédure PressionsCaracteristiquesAval:

Elle permet d'obtenir les nombres de Mach et les pressions caractéristiques de l'écoulement à la section de sortie ( $Ma_{c1}$ ,  $P_{ac2}$ ,  $P_{ac3}$ ), en utilisant les fonctions précédentes:

- Les nombres de Mach:

$$Ma_{c1} = \text{MachSubsonique} (S_{sortie} / S_{col}, \gamma)$$

$$Ma_{c3} = \text{MachSupersonique} (S_{sortie}/S_{col}, \gamma)$$

$$Ma_{c2} = \text{MachOnde} (Ma_{c3}, \gamma)$$

- Les pressions caractéristiques:

$$Pa_{c1} = \text{FMachP0} (P_0, Ma_{c1}, \gamma)$$

$$Pa_{c3} = \text{FMachP0} (P_0, Ma_{c3}, \gamma)$$

$$Pa_{c2} = \text{PressionOnde} (P_0, Ma_{c3}, \gamma)$$

### III-3.2. 4 Procédure Maillage:

En choisissant une valeur pour  $NX$ , la procédure maillage découpe la tuyère en  $NX$  tranches égales et parallèles. Cette procédure introduit la section du col, et détermine son indice de position ( $I_{col}$ ). Si une onde de choc existe dans la tuyère, la procédure ajoute au vecteur position des sections de contrôle deux autres positions de contrôles. Une position pour l'état amont et une position pour l'état aval. La procédure détermine automatiquement l'indice de position de l'onde de choc ( $I_{cho}$ ).

### III-3.2. 5 Procédure Initialisation:

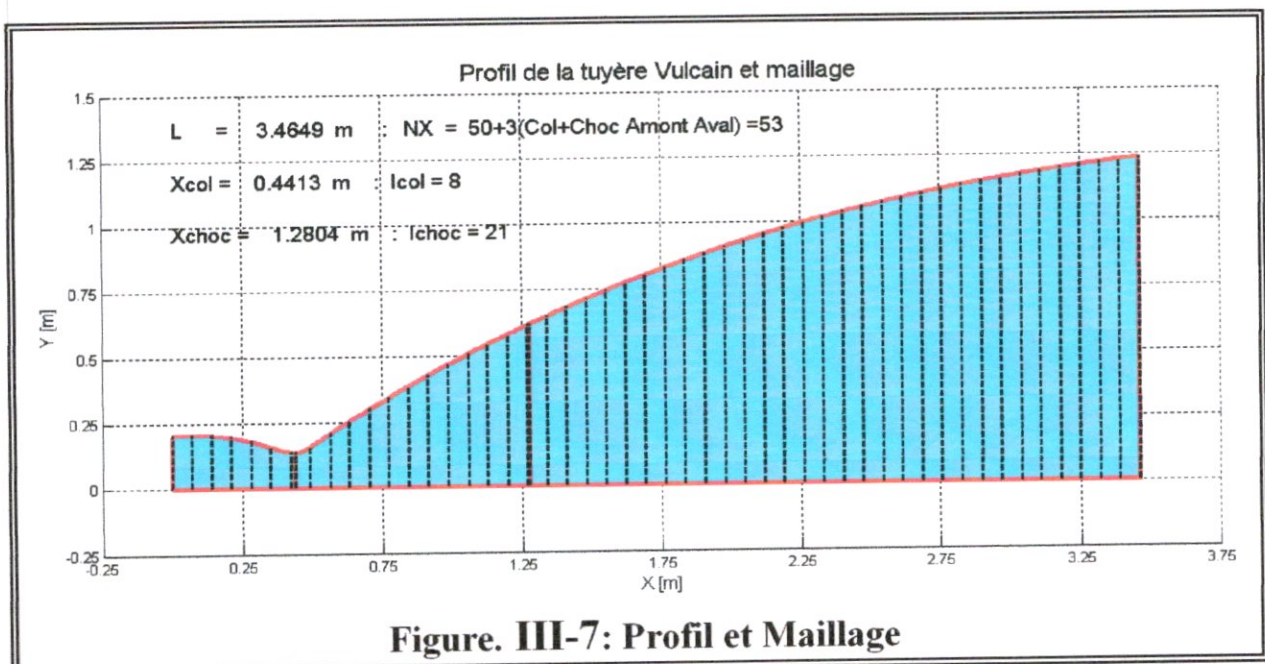
Cette procédure permet de réserver l'espace mémoire approprié et d'initialiser les champs des propriétés de l'écoulements :

```

P (1 : NX)      = 0 ;   % pression
T (1 : NX)      = 0 ;   % température
rho (1 : NX)    = 0 ;   % masse volumique
V (1 : NX)      = 0 ;   % vitesse
M (1 : NX)      = 0 ;   % Mach
a (1 : NX)      = 0 ;   % célérité du son
debit (1 : NX)  = 0 ;   % débit massique
  
```

### III-3.2. 6 Procédure Visualisation\_Profil\_Maillage:

Cette procédure permet de visualiser le travail réalisé par la procédure **Maillage**. Pour  $NX = 50$ , la procédure permet d'avoir le résultat suivant:



**III-3.2.7 Procédure Regime0:**

Cette procédure calcule les propriétés du *fluide au repos* :

$$P_a = P_0$$

$$\text{Mach} (1: \text{NX}) = 0$$

$$[T, P, \rho, a, V, \text{debit}] = \text{Proprietes}(T_0, P_0, \text{Mach}, S, \gamma, R)$$

**III-3.2.8 Procédure Regime1:**

La procédure *Regime1* permet de déterminer les propriétés de l'*écoulement subsonique*. Son programme est le suivant :

```

1. Détermination des propriétés de l'état critique
2. Détermination des propriétés de l'état de repos
3. Détermination des propriétés de l'état de sortie
4. Détermination des propriétés de l'état de sortie
5. Détermination des propriétés de l'état de sortie

[ Pc, Tc, rhoc, ac] = EtatCritique
(P0, T0, gamma, R);

% Section critique
Msortie = FPP0(P0, Pa, gamma);
[T, P, rho, a, V, debit] =
Proprietes(T0, P0, Msortie, Ssortie, gamma, R)

% Section de sortie
Mach = 0.5;
Scritique = SectionC(ac, rhoc, debit)
Sr = S./Scritique

% Détermination des propriétés de l'état de sortie
Mach = MachSubsonique (Sr, gamma);

% Détermination des propriétés de l'état de sortie
[T, P, rho, a, V, debit] =
Proprietes(T0, P0, Mach, S, gamma, R);

graphe (P0, T0, rho0, Mach, P, T, rho, x)

```







cette procédure permet d'obtenir *la poussée dans le vide* et *la poussée* pour une pression aval égale à la pression atmosphérique (au sol). Le programme de la procédure est le suivant:

```

.....
logique d'itération : Ex élément supersonique à la di
.....

- Facteurs caractéristiques :
S1 = S(1:Icol);
S2 = S(Icol+1:NX);
Scol = S(Icol);

- La distribution des nombres de Mach :
Mach1 = MachSubsonique (S1/ Scol, gamma) ;
Mach2 = MachSupersonique (S2/Scol ,1, gamma);
Mach = [Mach1 Mach2];

- Les Propriétés :
[T, P, rho, a, V, debit] =
Proprietes(T0, P0, Mach, S, gamma, R);
graphe (P0, T0, rho0, Mach, P, T, rho, x);

- Les données de sortie :
Re =r(NX)
D =2*r(NX)
Se=S(NX)
Scol=Scol
Sr=Se/Scol
Pe=P(NX)
Te=T(NX)
ae= a(NX)
Ve=V(NX)
Me=Mach(NX)
debitE=debit(NX)

- La poussée :
PousseeVide = (debit(NX)*V(NX))*10^-3 [N]
PousseeSol = (debit(NX)*V(NX)+S(NX)*(P(NX)-1.013...
* 10^5))*10^-3

```

### III-3.2.12 Procédure PressionXchoc:

Cette procédure permet de déterminer *la pression aval à la sortie de la tuyère*, en connaissant *la position de l'onde de choc*. La procédure est comme suite :



**III-3.2.13 Procédure XchocPression:**

La procédure *XchocPression* est la procédure inverse de la procédure *PressionXchoc*. Cette procédure permet de déterminer *la position de l'onde de choc*, en connaissant *la pression aval à la sortie de la tuyère*. Cette procédure utilise un processus itératif basé sur la méthode numérique de bisections. Le programme de la procédure est le suivant:

```

.....
.....
.....
if Pa < Pac1 & Pa > Pac2,
    X0 = Xcol ; X1 = L;
    Xchoc = (X0+L)/2
    PressionXchoc ; PI = PXchoc;
    while abs(Pa - PI) > 0.0001
        if PI > Pa,
            X0 = Xchoc;
        else
            X1 = Xchoc;
        end
        Xchoc = (X0+X1)/2;
        PressionXchoc ; PI = PXchoc;
    end
end
if Pa == Pac2
    Xchoc = L
end

```

**III-3.2.14 Procédure Graphe:**

La procédure *Graphe* permet la réalisation **des graphiques**. Elle trace les différentes propriétés de l'écoulement le long de la tuyère, pour les différents régimes de fonctionnement.





```

% Régimes d'écoulements (suite)
% Pa < Pac1 & Pa >= Pac2 : régime 3
% Pa >= Pac3 : régime 4
% Pa < Pac3 : régime 5

% Ecoulement Sonique non adapté
if Pa < Pac1 & Pa >= Pac2,
    Regime = 3;
    TRegime = 'Ecoulement Sonique non adapté';
    Regime3
    figure (4)
    Text= ['Xchoc = ' num2str(Xchoc) ' m : ' ...
          ' P/P0 = ' num2str(P(NX)/P0) ];

    xc =x(Ichoc)+0.02 ;   yc=(P(Ichoc+1)/P0)-0.03;

    text(xc,yc,Text,'FontSize',12);

    Xchoc =0;
end

% Ecoulement Supersonique adapté
if Pa == Pac3
    Regime = 4;
    TRegime = 'Ecoulement Supersonique adapté';
    Xchoc = 0;
    Regime4
end

% Ecoulement Supersonique non adapté

if Pa < Pac3
    Regime = 5;
    TRegime = 'Ecoulement Supersonique non adapté'
    Xchoc = 0;
    Regime4
end

VisualisationM

% Ecoulement Supersonique non adapté

if Pa < Pac3
    Regime = 5;
    TRegime = 'Ecoulement Supersonique non adapté'
    Xchoc = 0;
    Regime4
end

```

### III-4 Applications et Résultats:

#### III-4.1 Données du problème:

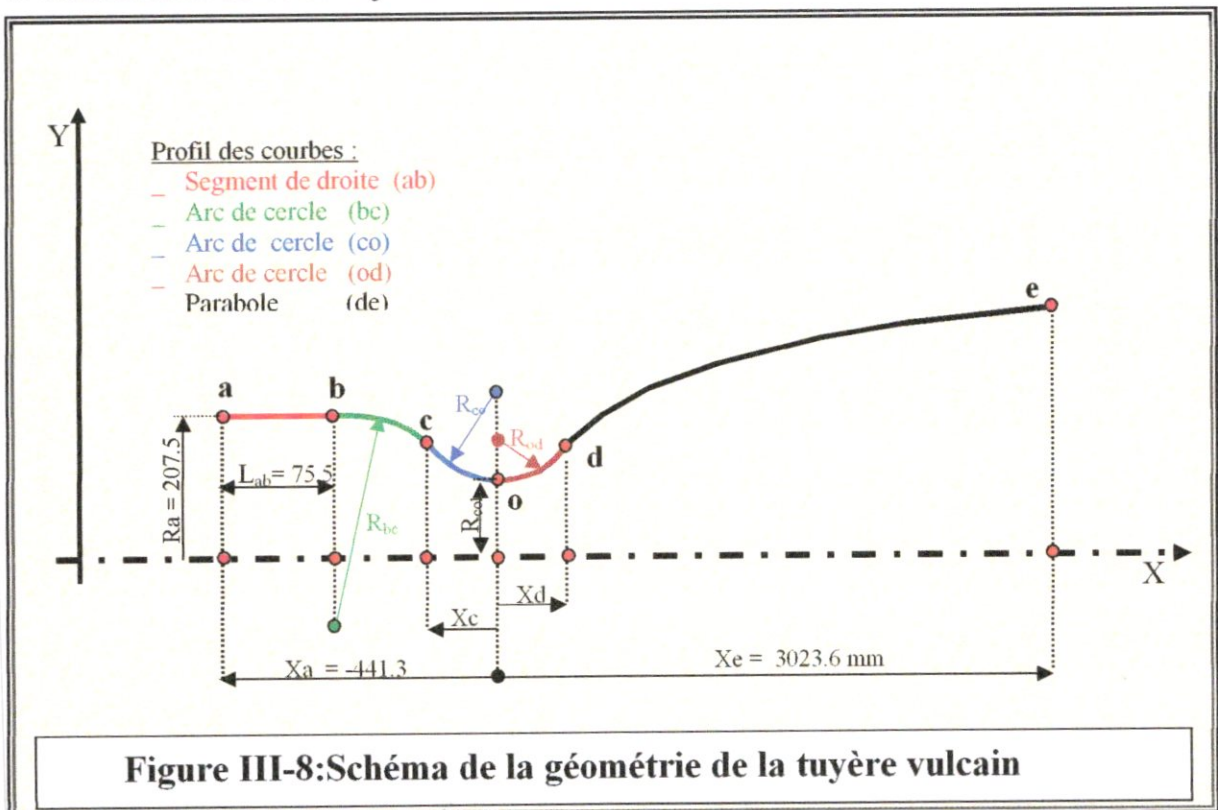
On considère la *tuyère du moteur Vulcain d'Ariane 5* dont le profil est connu. La géométrie de cette tuyère est schématisée par la *figure (III-8)*.

La longueur  $L$  de la tuyère est 3.4649 m. La section au col  $S_{col}$  est 0.059933 m<sup>2</sup> (un rayon  $r_{col}$  de 0.13812 m) et la section de sortie  $S_e$  de 4.7952 m<sup>2</sup> (un rayon de sortie  $r_e$  de 1.2355 m). Le rapport de section  $S_e / S_{col}$  est de 80.

Les conditions génératrices régnant dans la dans la chambre de combustion sont :  $P_0 = 115$  bar,  $T_0 = 3600$  K. Les gaz de combustion seront assimilés à un gaz parfait de constant  $r_{gaz} = 519.23$  [J/Kg.K], avec un coefficient de détente isentropique  $\gamma = 1.1349$ .

La pression ambiante  $P_a = 1.01325$  bar (1 atm) [10].

Le problème consiste à déterminer toutes les grandeurs caractéristiques de l'écoulement ( $P_0, T_0, \rho_0, P, T, \rho, a, V, M, q_m$ ) pour les différents régimes d'écoulement de cette tuyère vulcain.



III-4.2 Résultats obtenus par le programme:

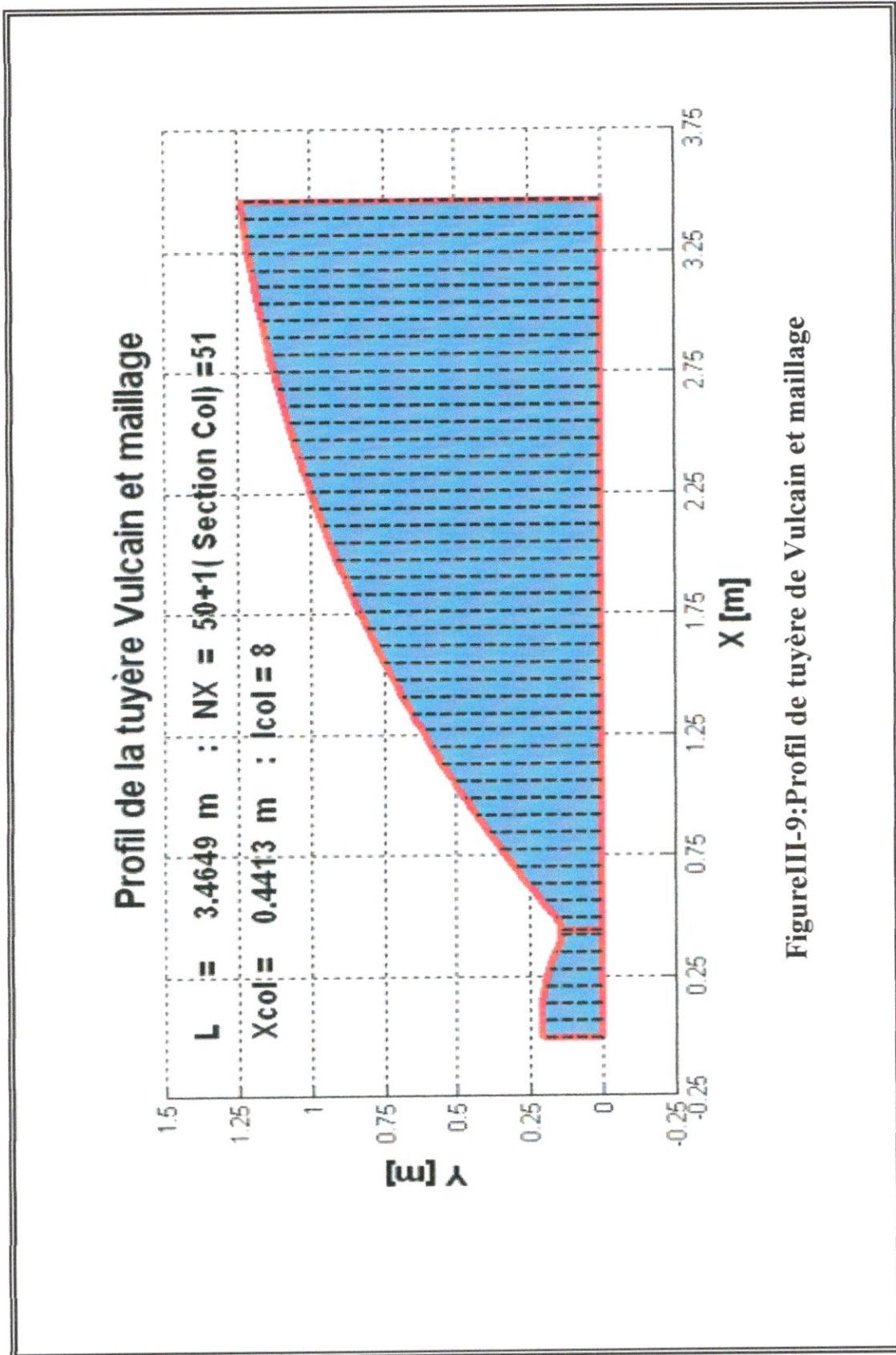
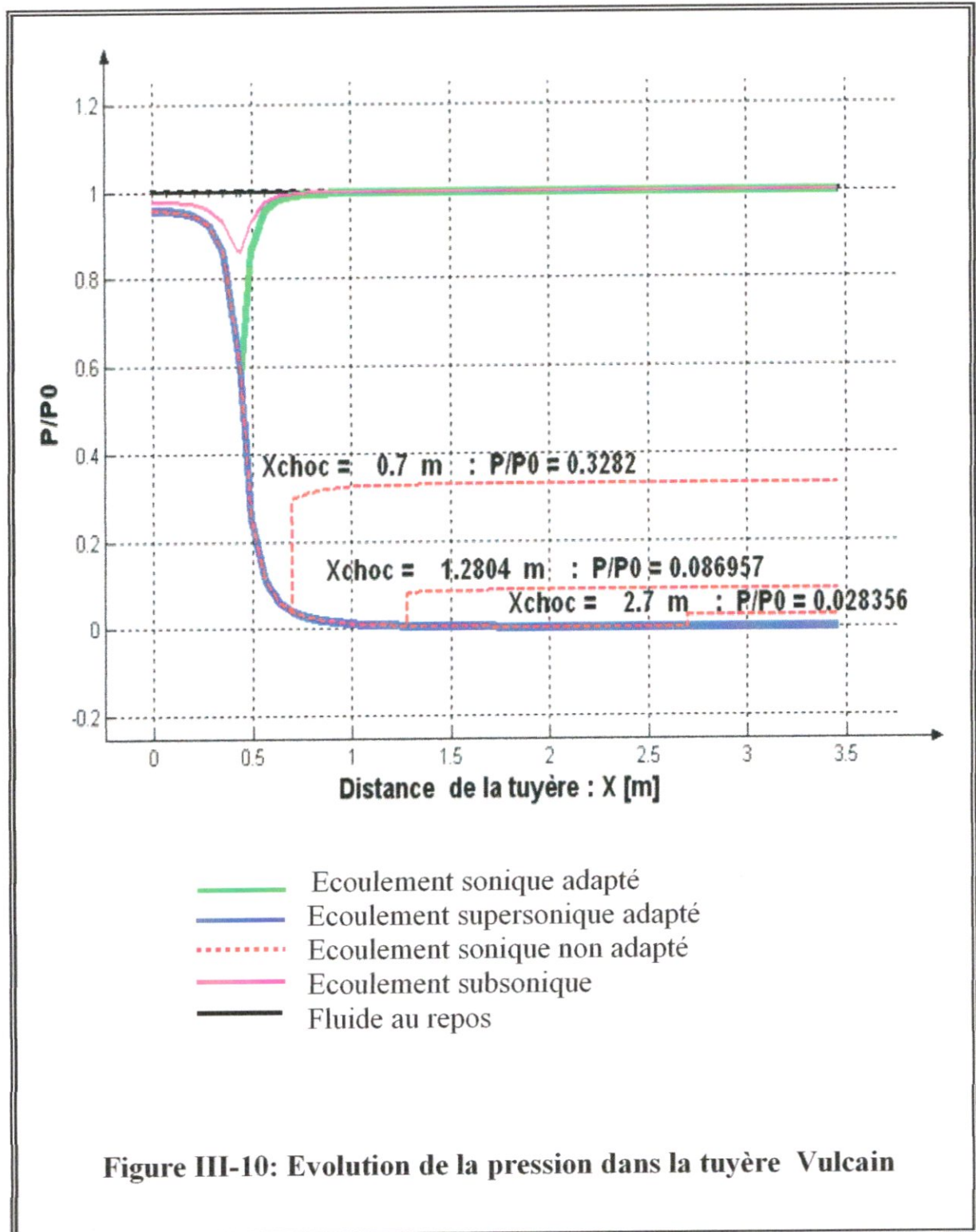


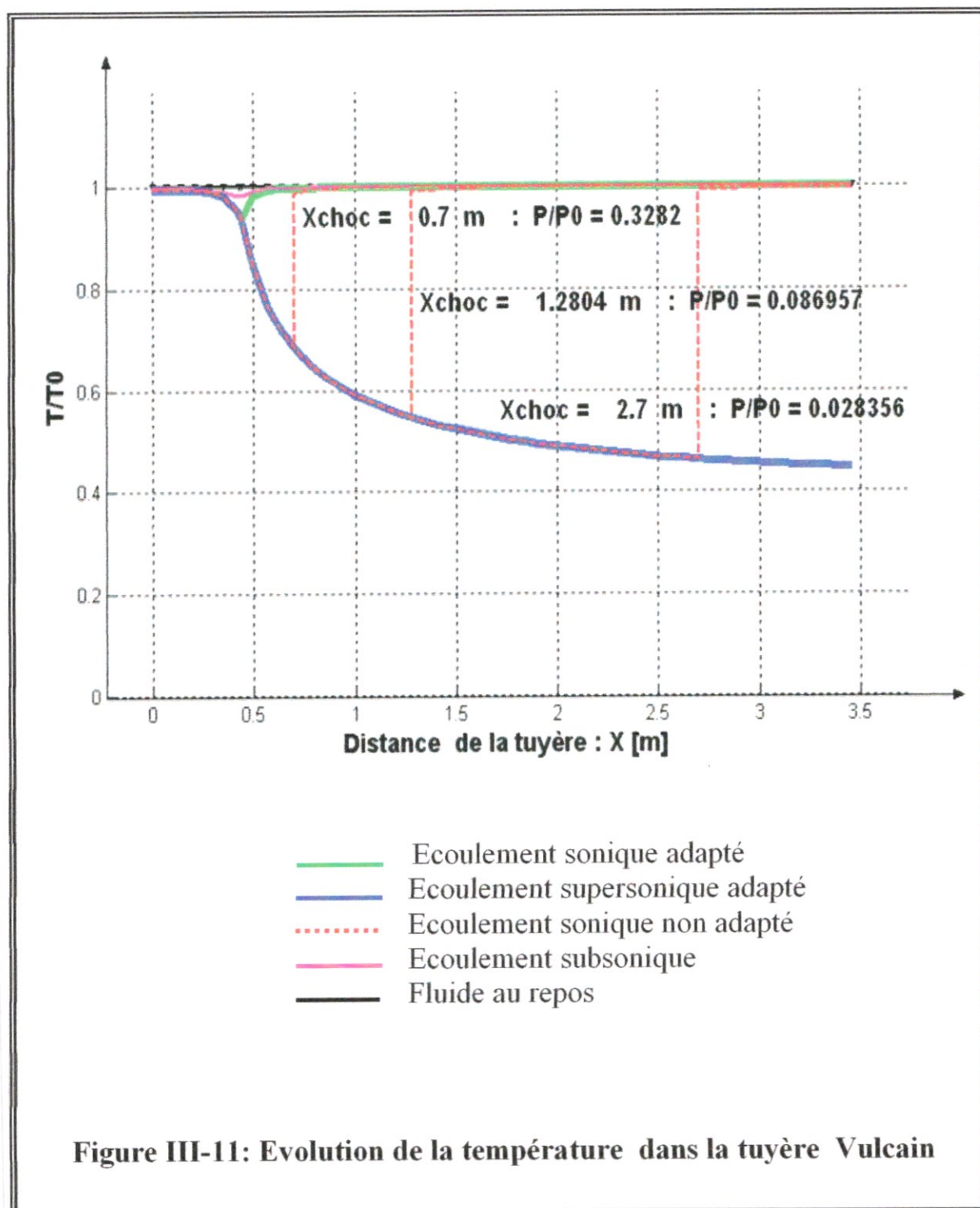
Figure III-9: Profil de tuyère de Vulcain et maillage



La figure (III-10) présente l'évolution de la pression pour les différents régimes dans la tuyère Vulcain :



La figure (III-11) présente l'évolution de la température pour les différents régimes dans la tuyère Vulcain :





La figure (III-12) présente l'évolution de la masse volumique pour les différents régimes dans la tuyère Vulcain:

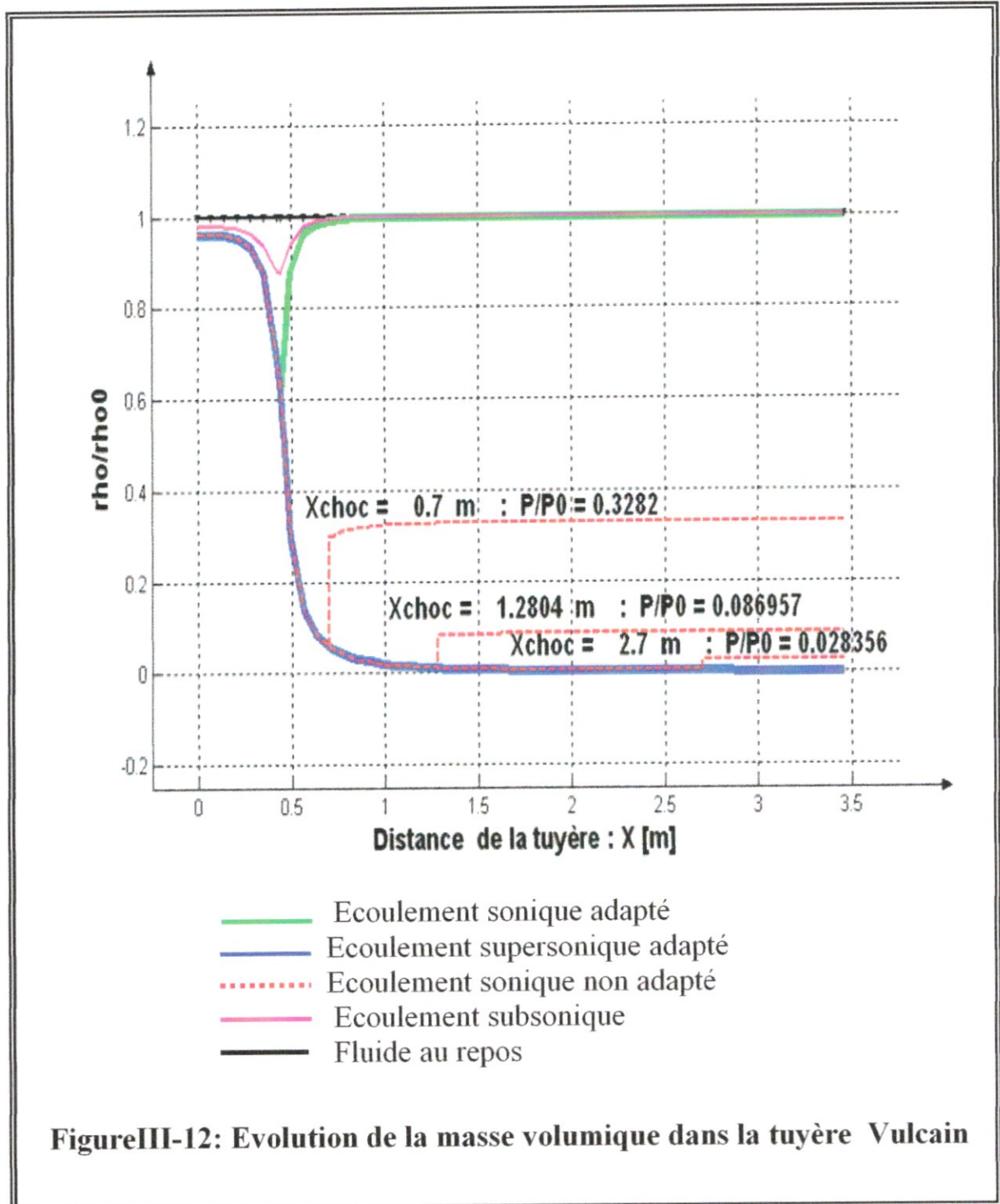
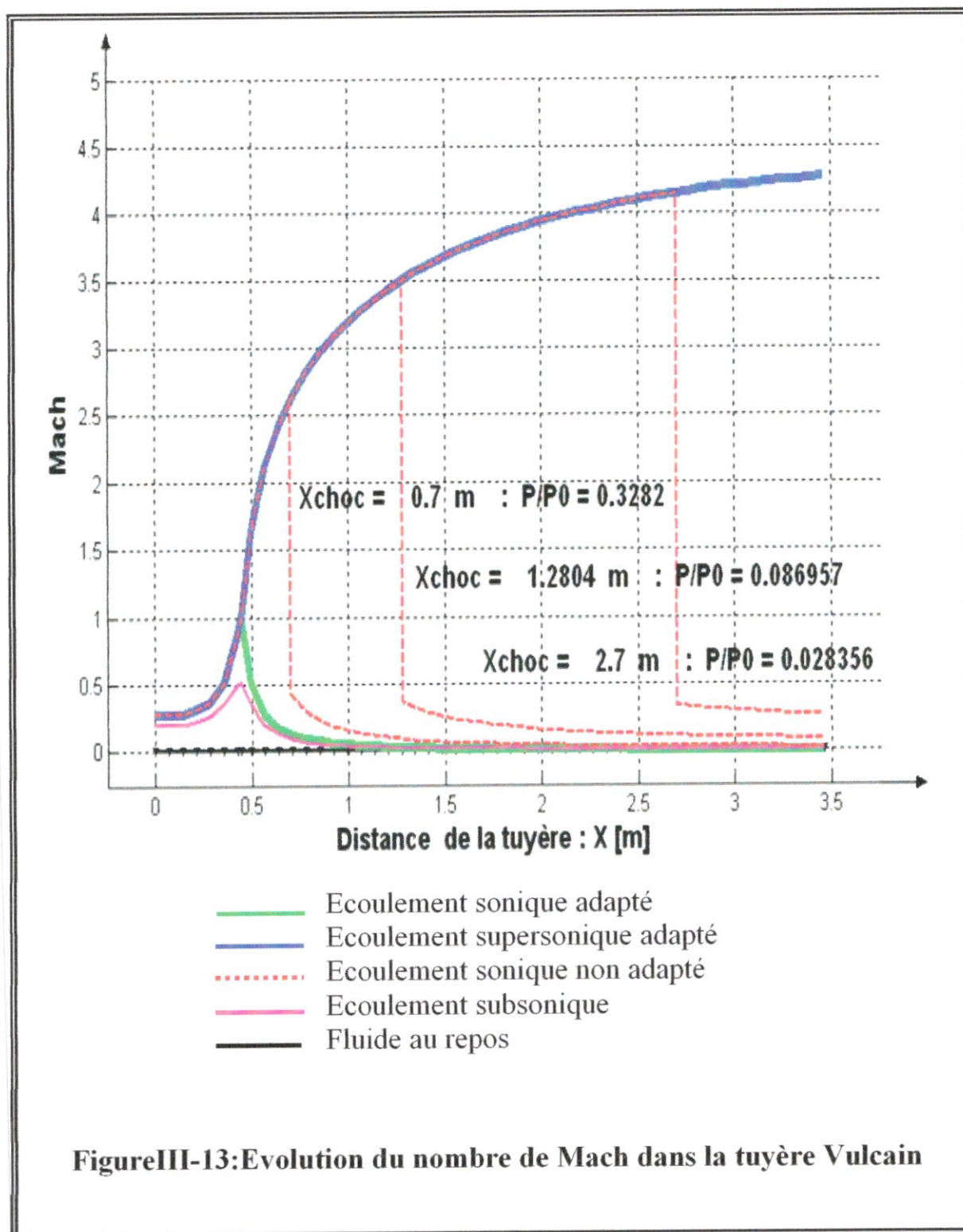


Figure III-12: Evolution de la masse volumique dans la tuyère Vulcain

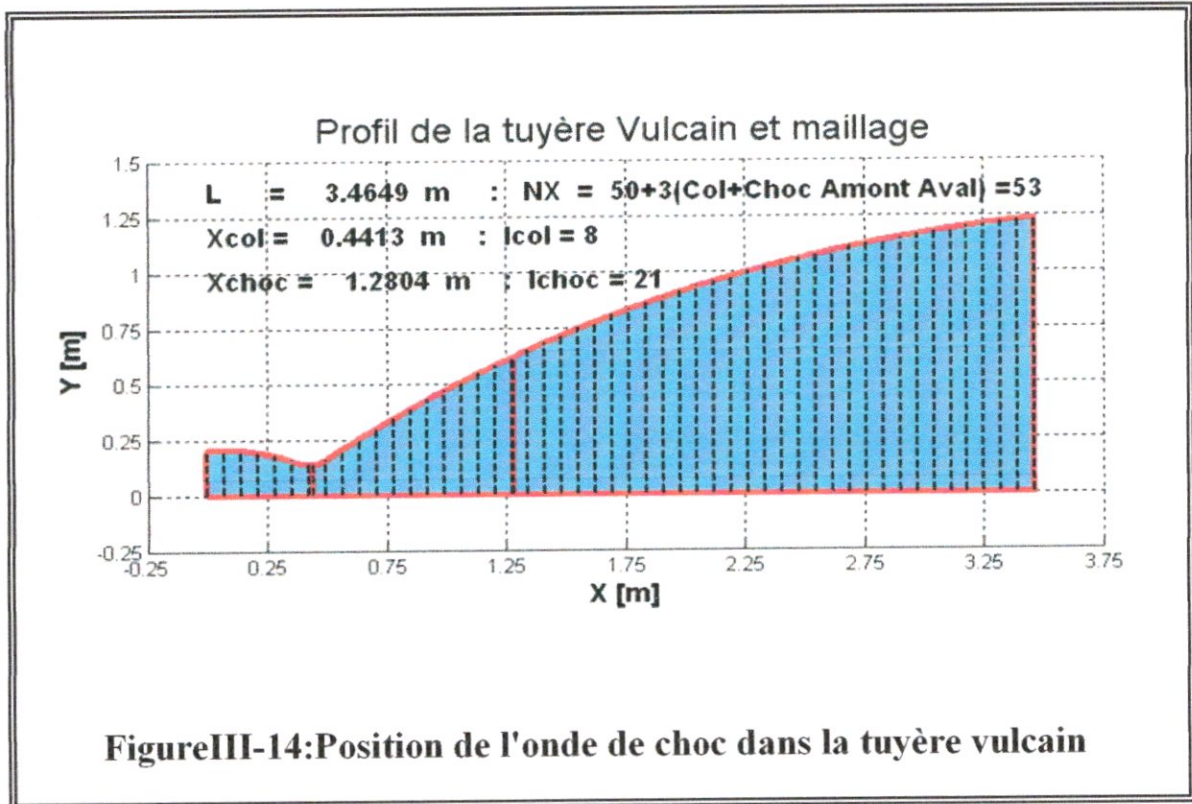
La figure (III-13) présente l'évolution du nombre de Mach pour les différents régimes dans la tuyère Vulcain:



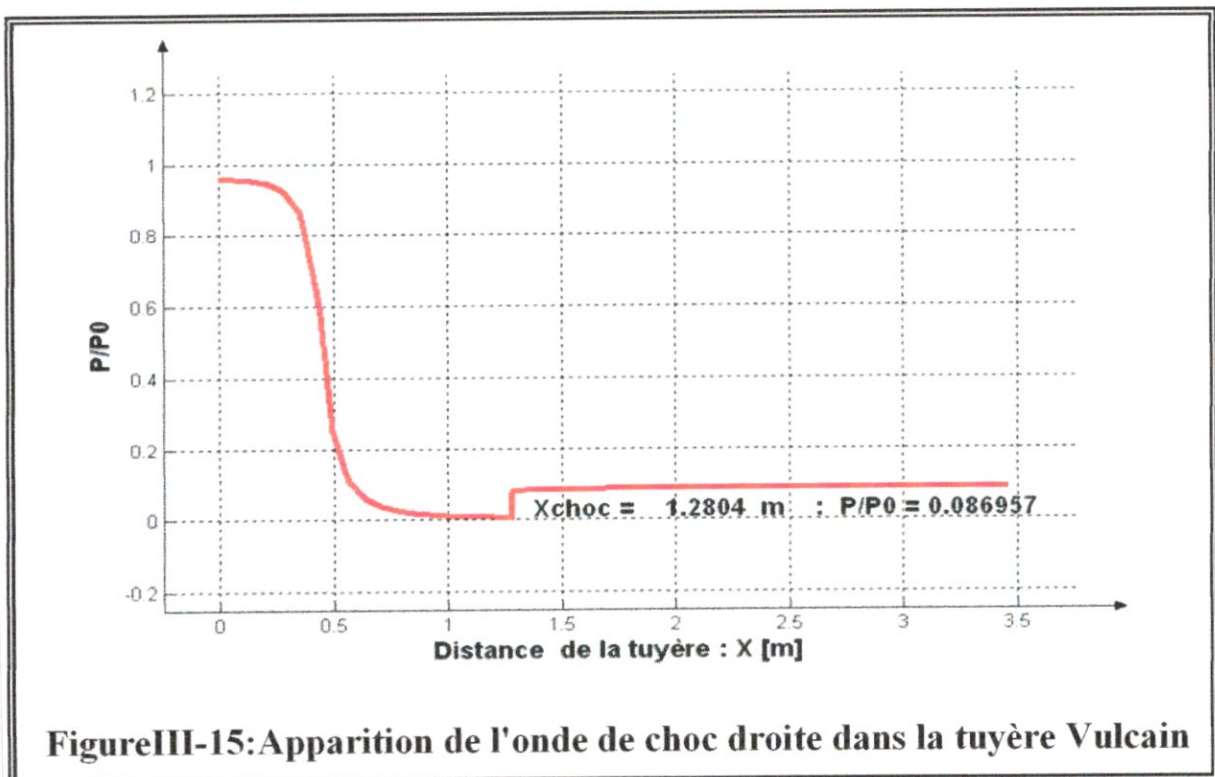
### III-4. 3 Exemple : détermine la position de l'onde de choc.

Les données:  $P_0 = 115 \text{ bar}$ ,  $T_0 = 3600 \text{ K}^\circ$ ,  $\gamma = 1.1349$ ,  $r = 519.23$

$P_a = 10 \text{ bar}$  [19]



La figure (III-15) présente l'évolution de la pression dans la tuyère Vulcain.





La figure (III-16) présente l'évolution de la température dans la tuyère Vulcain :

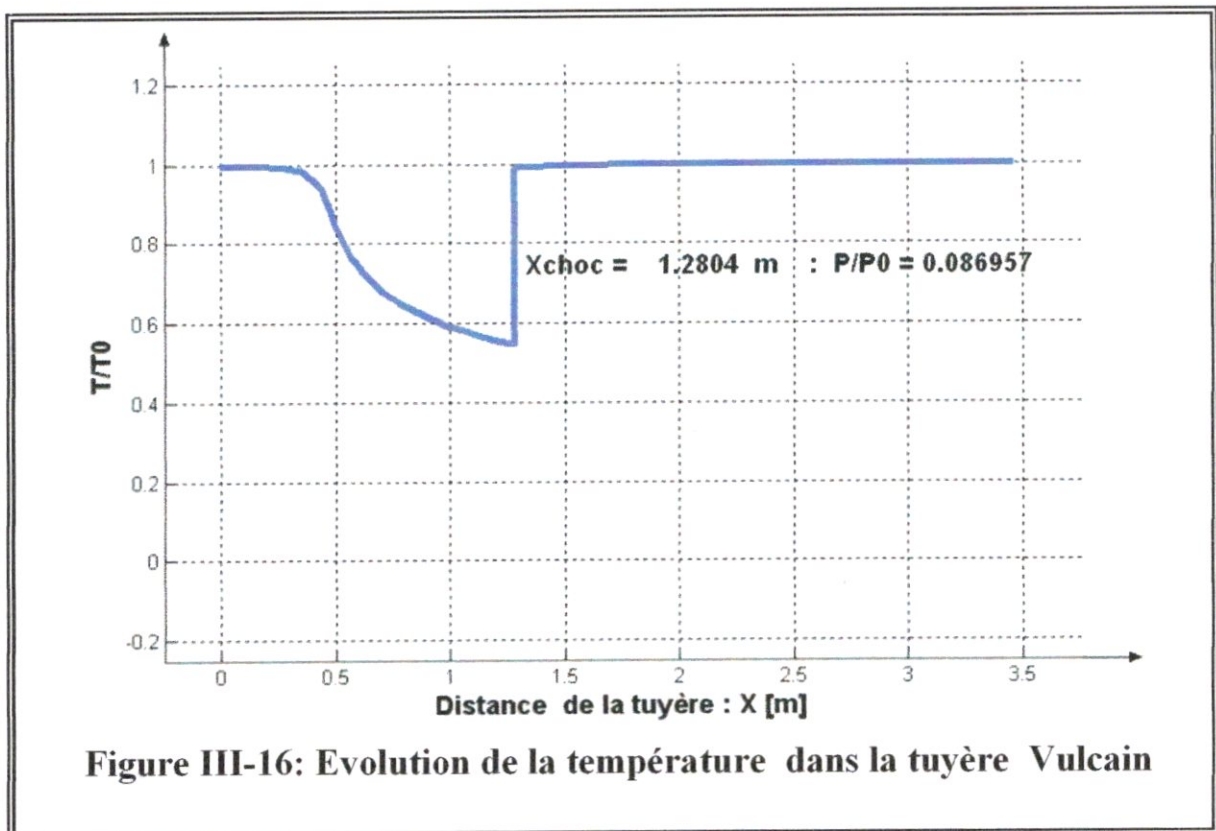


Figure III-16: Evolution de la température dans la tuyère Vulcain

La figure (III-17) présente l'évolution de la masse volumique dans la tuyère Vulcain:

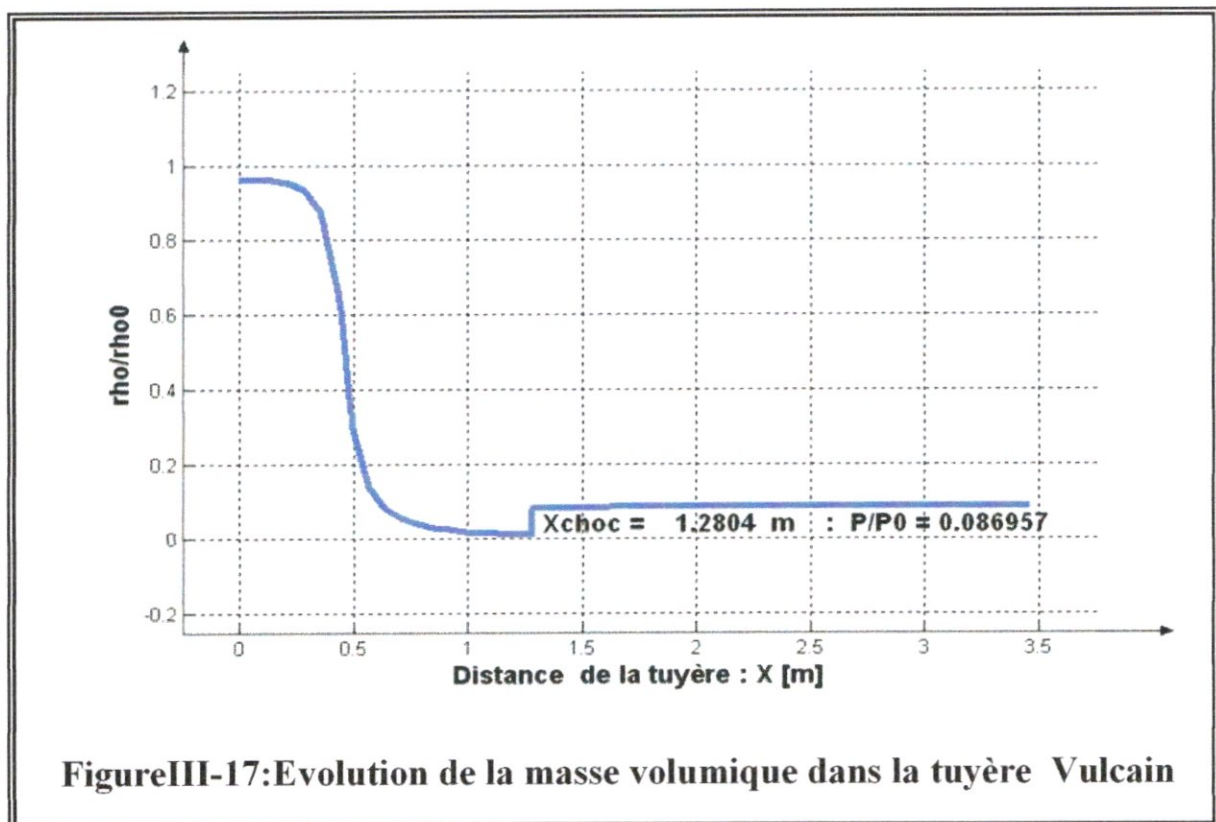


Figure III-17: Evolution de la masse volumique dans la tuyère Vulcain

La figure (III-18) présente l'évolution du nombre de Mach dans la tuyère Vulcain:

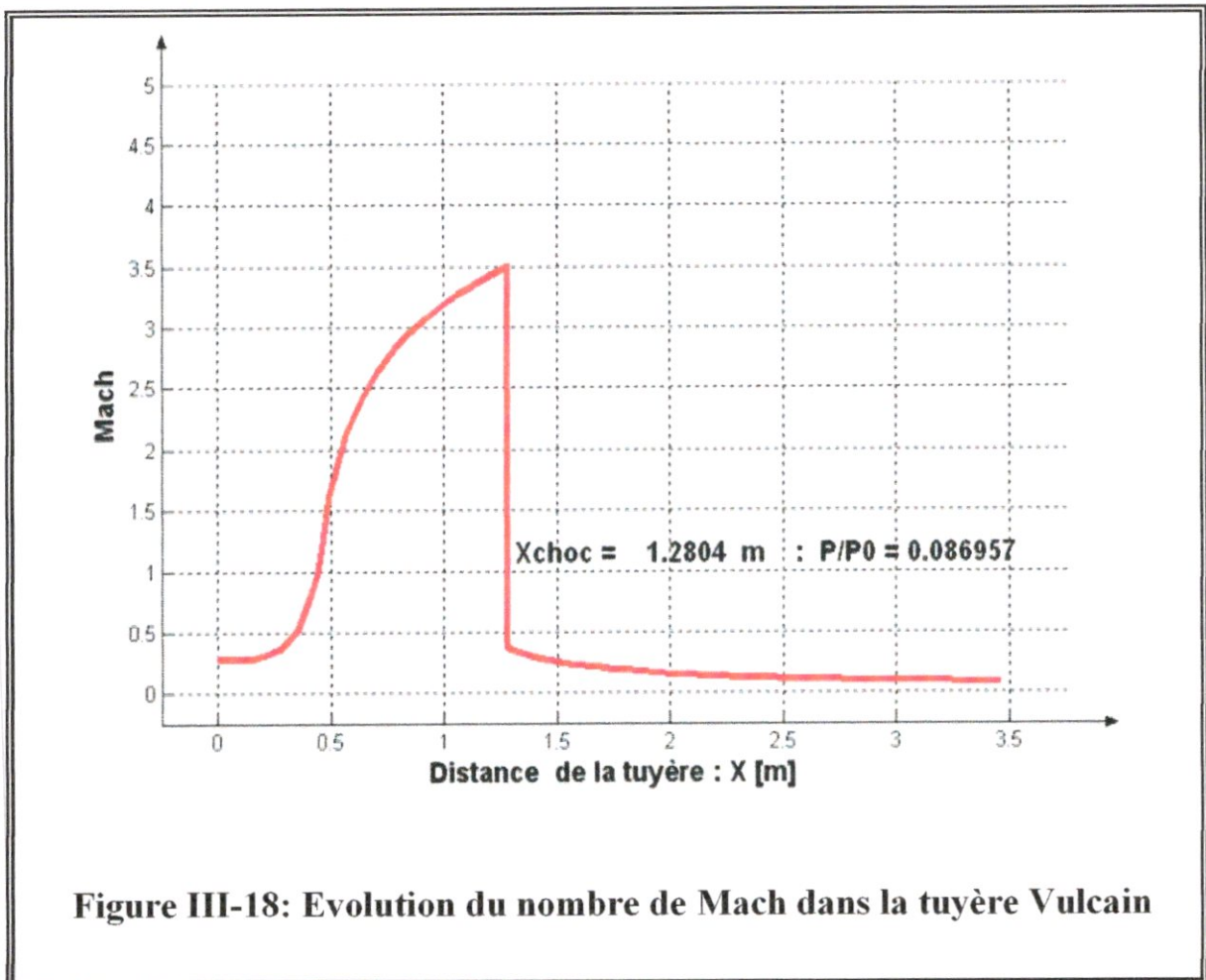
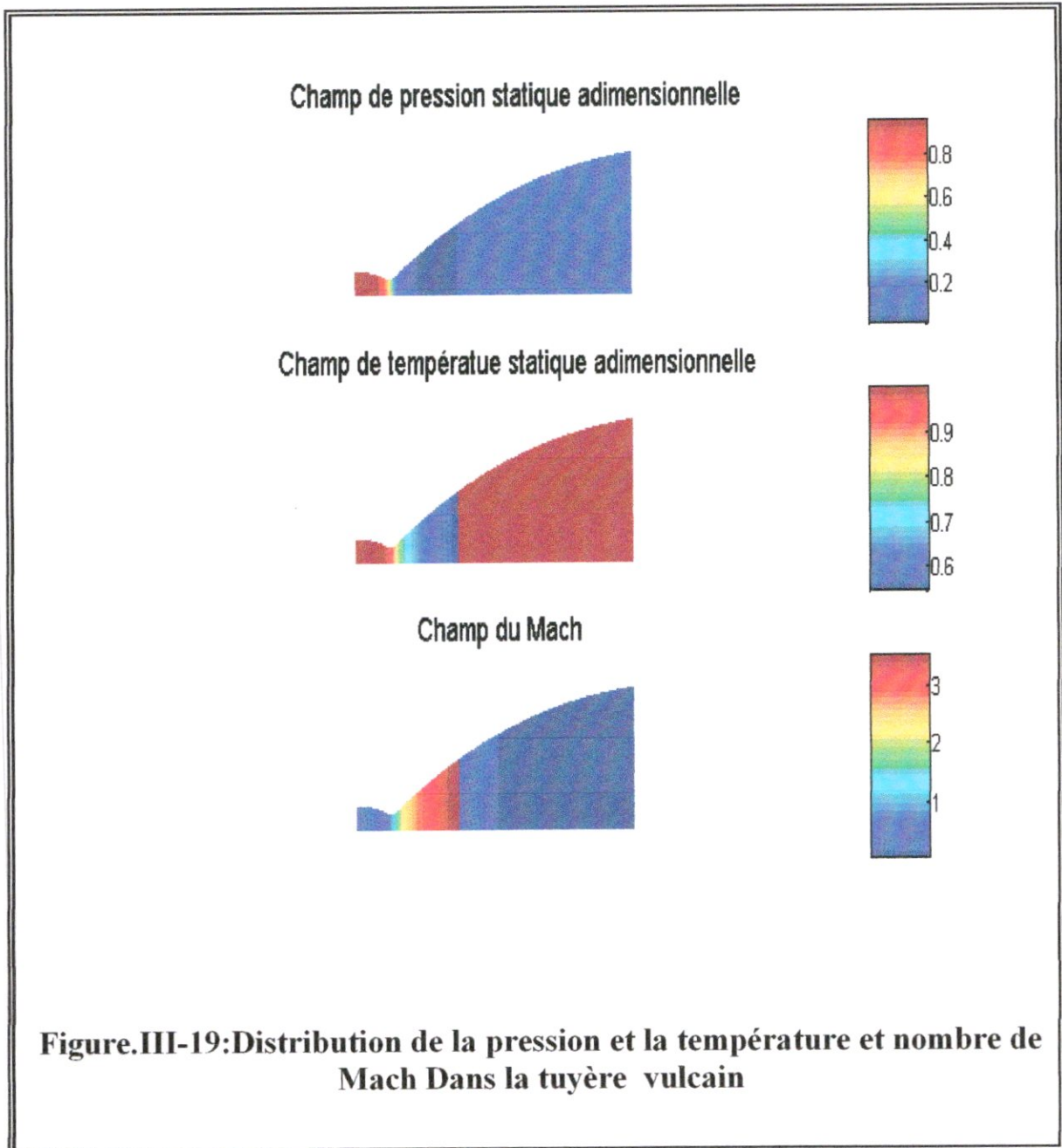


Figure III-18: Evolution du nombre de Mach dans la tuyère Vulcain



La figure (III-19) présente la Distribution de la pression et la température et nombre de Mach pour l'écoulement sonique non adapté dans la tuyère Vulcain :



**Figure.III-19:Distribution de la pression et la température et nombre de Mach Dans la tuyère vulcain**

*Conclusion*

**Conclusion :**

L'objet principal de ce mémoire était d'*étudier* le moteur vulcain du lanceur Ariane 5, de *maîtriser* et de *réaliser un programme informatique*, en vue de *simuler* l'écoulement unidimensionnel dans les tuyères supersoniques.

D'autre part, nous avons rencontré des difficultés en étudiant ce système. En effet, il est assez difficile de trouver des informations détaillées sur les fusées et les propulseurs en raison de la confidentialité de la plupart des données techniques.

Nous pouvons dire que ce projet nous a beaucoup appris, non seulement sur le domaine concernant la description mais aussi sur certains aspects techniques des propulseurs de fusées que nous n'avions pas encore étudiés.

Enfin, on peut dire que ce travail surtout le chapitre trois traite une grande partie du module propulsion, nous espérons donc, que ce travail sera d'une grande utilité pour les étudiants de la 3<sup>ème</sup> année propulsion.

# *Bibliographie*

## *Références Bibliographique*

### **Références Bibliographique**

- [1] *les propulsions à liquides domaines d'application des réacteurs -fusées*  
J.DARDARE  
Edition 5 -1986
- [2] *Rocket propulsion elements*  
George p  
Edition 5 -1986
- [3] *Mécanique expérimentale des fluides Tome1*  
R.COMOLET  
Masson 1990
- [4] *Mécanique des Fluides (cours)*  
S.CANDEL  
Dunod 1995
- [5] COURS 3<sup>ème</sup> Année propulsion.  
Module propulsion  
Promotion 2003/2004
- [6] *Dynamiques des Fluides*  
INGEL R YHMING  
Presses Polytechniques Romandes 1985
- [7] *Calcul scientifique avec Matlab*  
MARC BUFFAT  
Université Claude Bernard, Lyon I
- [8] *Matlab 5.2 & 5.3 et Simulink 2&3*  
M.MOKHTARI  
Springer-Verlag Berlin Heidelberg 2000
- [9] *Aérodynamique interne, Tuyère et arrières corps*  
J DELERY  
Edition1-1989
- [10] THESE " *analyse physique et simulation numérique de l'écoulement  
eulérien dans les tuyères supersoniques*"  
(Promotion 2005-2006)
-



## *Références Bibliographique*

---

### **Les sites internet :**

- [11] [www.senat.fr/rap/r00-293](http://www.senat.fr/rap/r00-293)
- [12] [www.onera.fr](http://www.onera.fr)
- [13] [www.arianespace.com](http://www.arianespace.com)
- [14] [www.capcomespace.net](http://www.capcomespace.net)
- [15] [www.cnes.fr](http://www.cnes.fr)
- [16] [www.limsi.fr](http://www.limsi.fr)
- [17] [www.ufrmeca.univ-lyon1.fr/~duffat/cours/Aero](http://www.ufrmeca.univ-lyon1.fr/~duffat/cours/Aero)
- [18] [www.astrium.eads.net](http://www.astrium.eads.net)
- [19] [www.Combustionschool.fr](http://www.Combustionschool.fr)