

**MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET  
DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE**

**Université Mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou  
Faculté du Génie de la Construction  
Département de Génie Mécanique**



# **MEMOIRE DE FIN D'ETUDES**

**En vue de l'obtention du Diplôme  
Master Académique en Génie Mécanique  
Option : Energétique**

## **Thème**

**Etude du Jet d'un Moteur Propulsif**

**Proposé et dirigé par :**

**Mr I.BOUMRAR**

**Etudié par :**

**CHELHI Khadidja  
CHERMAK Missipsa**

***Promotion 2019/2020***

# ***REMERCIEMENTS***

*Nous remercions ALLAH le tout puissant qui nous a donné le courage et la volonté de mener à bien notre travail.*

*Ainsi que nos familles de nous avoir soutenus et supporter pendant notre cursus universitaire.*

*Dr. BOUMRAR - Iddir*

*Vous nous avez fait l'honneur d'accepter de diriger et d'encadrer ce travail.*

*Nous vous remercions pour votre disponibilité, vos conseils précieux et votre soutien pendant la réalisation de ce mémoire.*

*Nous espérons avoir été à la hauteur de vos attentes.*

*Nous garderons un excellent souvenir de votre extrême gentillesse. Nous n'aurons pas assez de ces quelques lignes pour vous exprimer nos sincères remerciements et notre profond respect*

*Nous tenons également à remercier tous les enseignants qui ont contribué à notre formation.*

*Tout ceux qui ont contribués de près ou de loin a l'aboutissement de ce travail trouveront ici toute l'expression de notre profonde gratitude.*

## *Dédicaces*

*Tout en espérant être à la hauteur,  
Je dédie ce modeste travail ;*

*À Ma tendre Mère : Rachida*

*Autant de phrases aussi expressives soient-elles ne sauraient montrer le degré d'amour et d'affection que j'éprouve pour toi. Tu m'as comblé avec ta tendresse et affection tout au long de mon parcours. Tu n'as cessé de me soutenir et de m'encourager durant toutes les années de mes études, tu as toujours été présente à mes côtés pour me consoler quand il fallait. Puisse le tout puissant te donner santé, bonheur et longue vie afin que je puisse te combler à mon tour.*

*À mon très cher père, Abdessalam*

*Aucune dédicace ne saurait exprimer l'amour, l'estime, le dévouement et le respect que j'ai toujours pour toi. Rien au monde ne vaut les efforts fournis jour et nuit pour mon éducation et mon bien être. Ta patience sans fin, ta compréhension et ton encouragement sont pour moi le soutien indispensable que tu as toujours su m'apporter. Je te dois ce que je suis aujourd'hui et ce que je serai demain et je ferai toujours de mon mieux pour rester ta fierté et ne jamais te décevoir, que Dieu le tout puissant te préserve, t'accorde santé, bonheur, quiétude de l'esprit et te protège de tout mal.*

*À mes sœurs, Sabrina, Zineb, Meriem, Soumaya et mon frère Med amine, les mots ne suffisent guère pour exprimer l'attachement, l'amour et l'affection que je porte pour vous tous ;*

*À Mon oncle Bouelem, Je vous souhaite une vie pleine de bonheur et de succès et que Dieu, le tout puissant, vous protège et vous garde.*

*À mes amies, En souvenir de notre sincère et profonde amitié et des moments agréables que nous avons passé pendant nos études.*

*Merci d'être toujours là pour moi*



**KHADIDJA**

## *Dédicaces*

*Je dédie ce modeste travail,*

*À la mémoire de mon défunt père*

*(Que son âme repose en paix),*

*À ma très chère mère qui sans elle ce travail n'aurait pas eu lieu d'être, qui s'est toujours sacrifiée pour ma réussite qui m'a enveloppé de son amour et de son affection.*

*Le guide de mes désirs, le donneur avec plaisir, ma fierté et mon pouvoir que Dieu te garde pour moi incha-allah.*

*À mon frère Sofiane et à ma sœur kami, que Dieu, le tout puissant, vous protège et vous garde incha-allah.*

*À zizi Kamel qui a toujours été là pour moi, Puisse Dieu, le tout puissant vous préserver du mal, vous combler de santé, de bonheur et vous procurer une longue vie.*

*Tous mes oncles, mes cousins et mes amis ainsi qu'à toutes les personnes qui ont contribués de près ou de loin à l'aboutissement de ce travail.*

*Merci d'être toujours là pour moi*



**MISSI**

# Sommaire

Liste des figures .....	i
Liste des tableaux .....	ii
Nomenclateurs.....	iii
Introduction générale.....	1

## Chapitre I : Aéronefs à Décollage Vertical

I.1. Généralité.....	2
I.2. Turbines Aéronautiques à Hydrogène.....	2
I.2.1. Rappels historiques .....	5
I.2.2. Adaptations des moteurs .....	4
I.2.3. Architecture de l'avion .....	6
I.2.4. Applications particulières.....	7
I.2.5. Les problèmes de sécurité .....	8
I.2.6. La logistique au sol .....	9
I.2.7. Conclusions .....	9
I.3. Moteurs Fusées Cryogéniques à Hydrogène .....	10
I.3.1. Fonctionnement des différents systèmes de moteurs fusés cryogéniques .....	11
I.3.2. Vulcain 1 et Vulcain 2, moteurs cryogéniques à hydrogène de l'étage principal des lanceurs Ariane5 .....	14
I.3.3. HM-7 et Vinci, moteurs cryogéniques à hydrogène de mise sur orbite des satellites .....	18
I.3.4. A l'avenir des moteurs fusées réutilisables.....	20

## Chapitre II : Etude et Calcul des Différents Organes du Turboréacteur

II.1. Introduction .....	21
II.2. Entrée d'air.....	22
II.2.1. Fonctionnement d'une entrée d'air.....	23
II.2.2. Etude thermodynamique .....	23
II.2.3. Calcul de l'entrée d'air .....	25
II.3. Le compresseur .....	26
II.3.1. Etude thermodynamique .....	26

II.3.2. Calcul du compresseur .....	31
II.4. Chambre de combustion .....	34
II.4.1. Paramètres de base du processus de combustion.....	35
II.4.2. Etude thermodynamique .....	37
II.4.3. Calcul de la chambre de combustion.....	41
II.5. La turbine.....	44
II.5.1. Etude thermodynamique .....	45
II.5.2. Calcul de la turbine.....	50

### **Chapitre III : Banc d'essai Expérimental**

III.1. Compresseur et réservoir de stockage de l'air comprimé.....	53
III.2. La maquette .....	55
III.2.1. Tuyère convergente.....	55
III.2.2. chambre de tranquillisation.....	56
III.3. Les tableaux de valeurs obtenues de l'installation .....	58

### **Chapitre IV : Analyse des Résultats Expérimentaux**

IV.1. Evolution de la pression au sol pour une pression de la chambre $P_1=1$ bars .....	60
IV.2. Evolution de la pression au sol pour une pression de la chambre $P_2=2$ bars .....	61
IV.3. Evolution de la pression au sol pour une pression de la chambre $P_3=3$ bars .....	62
IV.4. Evolution de la traînée (force de poussée) en fonction de la pression de la chambre .....	63
IV.4.1. Interprétation .....	63
IV.5. courbe de la pression en fonction de la position ( $H_1=20$ cm).....	64
IV.6. courbe de la pression en fonction de la position ( $H_2=30$ cm).....	64
IV.7. courbe de la pression en fonction de la position ( $H_3=40$ cm).....	65
IV.8. Interprétation des courbes de pression en fonction de la position (m) .....	65

### **Chapitre V : Simulation Numérique du Jet**

V.1. Maillage de la géométrie.....	66
V.2. Conditions aux limites .....	66
V.3. Résultats de la simulation numérique.....	66
V.3.1. Contours de pression .....	67
V.3.2. Contours de densité .....	67
V.3.3. Contours de la vitesse .....	68

V.3.4. Contours de la température.....	68
V.4. Vecteurs vitesses .....	69
V.5. Répartition de la pression numérique .....	69
V.6. Effets de la hauteur H sur la répartition de la pression au sol .....	72
V.7. Comparaison de la pression au sol à différentes hauteurs H .....	72
V.8. Conclusion .....	72
Conclusion générale .....	73
Sources et références .....	74

## *Liste des figures*

<b>Figure(I.1)</b> : Le projet Cryoplane .....	4
<b>Figure(I.2)</b> : Le lanceur aérospatial Ariane 5.....	6
<b>Figure(I.3)</b> : Alimentation par pressurisation des réservoirs .....	10
<b>Figure(I.4)</b> : Schéma moteur à flux dérivé avec générateur de gaz .....	13
<b>Figure(I.5)</b> : Moteur à flux intégré.....	13
<b>Figure(I.6)</b> : Vulcain 1 .....	17
<b>Figure(I.7)</b> : Vulcain 2.....	17
<b>Figure(I.8)</b> : Moteur HM – 7.....	18
<b>Figure(I.9)</b> : Moteur Vinci.....	19
<b>Figure (II.1)</b> : Les différents organes du turboréacteur .....	21
<b>Figure (II.2)</b> : Entrée d'air.....	22
<b>Figure (II.3)</b> : Fonctionnement d'une prise d'air de type Pitot .....	23
<b>Figure (II.4)</b> : Diagramme (T - S) de l'entrée d'air .....	23
<b>Figure (II.5)</b> : Diagramme (T - S) entrée-sortie compresseur .....	31
<b>Figure (II.6)</b> : Coupe schématique d'une chambre de combustion.....	35
<b>Figure (II.7)</b> : Diagramme CP pour l'air et les gaz de combustion du kérosène .....	39
<b>Figure (II.8)</b> : Diagramme $\gamma$ pour l'air et les gaz de combustion du kérosène.....	39
<b>Figure (II.9)</b> : Schéma d'une turbine .....	45
<b>Figure (II.10)</b> : Diagramme (T - S) entrée-sortie turbine.....	49
<b>Figure(III.1)</b> : Vue générale du compresseur générateur de hautes pressions .....	53
<b>Figure (III.2)</b> : Vanne en position ouverte .....	54
<b>Figure(III.3)</b> : Vue externe de l'état générateur .....	54
<b>Figure(III.4)</b> : chambre de tranquillisation reliée par une tige à la balance aérodynamique accompagnée d'un manomètre et d'une tuyère convergente .....	55
<b>Figure(III.5)</b> : Forme conique de la Tuyère convergente réalisée .....	55
<b>Figure (III.6)</b> : Dispositif réalisé fixé à la balance aérodynamique.....	56
<b>Figure (III.7)</b> : plaque avec prises de pression .....	56
<b>Figure(III.8)</b> : Disposition des prises de pression sur la face de la plaque de Plexiglas .....	57
<b>Figure(III.9)</b> : Dispositif de calcul de la pression d'air émanant des différents points du sol...57	

<b>Figure(III.10) : Balance aérodynamique.....</b>	<b>57</b>
<b>Figure(III.11) : Indicateur de contrainte pour la mesure de la poussée .....</b>	<b>57</b>
<b>Figure (IV.1): Evolution de la pression au sol suivant ox P1=1bar .....</b>	<b>60</b>
<b>Figure(IV.2) : Evolution de la pression au sol suivant oy P2=1bar .....</b>	<b>60</b>
<b>Figure (IV.3) : Evolution de la pression au sol suivant ox avec P2=2bar .....</b>	<b>61</b>
<b>Figure (IV.4): Evolution de la pression au sol suivant oy avec P2=2bar .....</b>	<b>61</b>
<b>Figure (IV.5) : Evolution de la pression au sol suivant ox avec P3=3bar .....</b>	<b>62</b>
<b>Figure(IV.6): Evolution de la pression au sol suivant oy avec P3=3bar.....</b>	<b>62</b>
<b>Figure(IV.7): Evolution de la force de poussée en fonction de la pression de la chambre .....</b>	<b>63</b>
<b>Figure(IV.8) : courbe de la pression en fonction de la position (H1=20cm) .....</b>	<b>64</b>
<b>Figure(IV.9) : courbe de la pression en fonction de la position (H2=30cm) .....</b>	<b>64</b>
<b>Figure(IV.10) : courbe de la pression en fonction de la position (H1=40cm) .....</b>	<b>65</b>
<b>Figure(V.1) : maillage .....</b>	<b>66</b>
<b>Figure (V.2) : Champ de pression dans la tuyère .....</b>	<b>67</b>
<b>Figure (V.3) : Champ de densité dans la tuyère .....</b>	<b>67</b>
<b>Figure (V.4) : Champ de vitesse dans la tuyère.....</b>	<b>68</b>
<b>Figure (V.5) : Champ de température dans la tuyère .....</b>	<b>68</b>
<b>Figure (V.6) : Champ vecteur de vitesse dans la tuyère .....</b>	<b>69</b>
<b>Figure (V.7): Courbe de la pression statique en fonction de la position (H1=20cm).....</b>	<b>69</b>
<b>Figure (V.8): courbe de la pression statique en fonction de la position (H2= 30).....</b>	<b>70</b>
<b>Figure (V.9) : courbe de la pression en fonction de la position (H3=40).....</b>	<b>70</b>
<b>Figure (V.10) : courbe d'évolution de la pression statique en fonction de pression.....</b>	<b>71</b>
<b>Figure (V.11) : courbe d'évolution de la différence entre la pression numérique et la pression expérimental.....</b>	<b>71</b>

## *Liste des tableaux*

<b>Tableau(I.1):</b> comparaison entre différents combustibles.....	7
<b>Tableau (I.2):</b> Comparaison entre vulcain 1 et vulcain 2.....	17
<b>Tableau(III.1):</b> coordonnées de la tuyère .....	55
<b>Tableau (III.2) :</b> valeurs expérimentales obtenues avec l'installation .....	58
<b>Tableau (III.3) :</b> valeurs expérimentales de la trainée en fonction de la pression obtenues avec l'installation.....	59
<b>Tableau (III.4) :</b> valeurs expérimentales de la trainée en fonction de la pression obtenue sans le sol.....	59

## *Nomenclature*

<i>Symbole</i>	<i>Désignation</i>	<i>Unité</i>
P	Pression statique	bar
P <sub>t</sub>	Pression total	bar
V	volume	m <sup>3</sup>
ρ	Volume massique	m <sup>3</sup> /kg
ρ <sub>t</sub>	Volume massique total	m <sup>3</sup> /kg
m	masse	kg
$\dot{m}$	Débit massique	kg/s
$\dot{m}_a$	Débit d'air	kg/s
$\dot{m}_e$	Débit massique d'aire externe	kg/s
$\dot{m}_i$	Débit massique d'aire interne	kg/s
$\dot{m}_c$	Débit de combustible	kg/s
n	Quantité de matière	mole
M	Masse molaire	kg/mole
R	Constante des gaz par faits	J/mole.K
r	Constante des gaz par faits	J/kg.K
T	Température statique	K
T <sub>t</sub>	Température total	K
W	Travail	J/kg
W <sub>T</sub>	Travail de transvasement	J/kg
W <sub>P</sub>	Travail de pression	J/kg
W <sub>c</sub>	Travail de compression	J/kg
W <sub>T</sub>	Travail de détente	J/kg
Q	Chaleur	J/kg
E <sub>t</sub>	Energie total	J/kg
U	Energie interne	J/kg
E <sub>c</sub>	Energie cinétique	J/kg
E <sub>p</sub>	Energie potentielle	J/kg
H	Enthalpie	J/kg

$H_t$	Enthalpie total	J/kg
S	Entropie	J/kg
$C_p$	Chaleur massique de l'aire à pression constante	J/kg.K
$C_{pg}$	Chaleur massique moyenne des gaz de combustion	J/kg.K
$C_v$	Chaleur massique de l'aire à volume constant	J/kg.K
V	Vitesse	m/s
c	Vitesse de son	m/s
S	Section	m <sup>2</sup>
D	Diamètre	m
g	Accélération pesanteur	m/s <sup>2</sup>
Z	Hauteur	m
$\nu$	Viscosité cinématique	m <sup>2</sup> /s
$\mu$	Viscosité dynamique	kg/m. s
F	Poussée	N
P	Puissance	W
CH	Consommation massique horaire	kg/h
CS	Consommation spécifique	kg/N.h
PCI	Pouvoir calorifique inferieur	<i>kJ/kg</i>
$H_E$	Hauteur d'Euler	<i>m</i>
$C_{Pg}$	Chaleur massique moyenne des gaz de combustion	J/kg.K
k	Coefficient poly tropique	
r	Coefficient isentropique de l'aire	
r'	Coefficient isentropique moyen des gaz brulés	
$\sigma$	Degré de réaction	
M	Nombre de mach	
Re	Nombre de Reynolds	
$\eta$	Rendement	
$\eta_{C is}$	Rendement isentropique de compression	
$\eta_{C poly}$	Rendement poly tropique de compression	

$\eta_{T is}$	Rendement isentropique de détente	
$\eta_{T poly}$	Rendement poly tropique de détente	
$\eta_{Cc}$	Rendement de la chambre de combustion	
$\lambda$	Taux de dilution	
$\sigma$	Efficacité	
$\mu$	Coefficient manométrique	
$\Psi$	Coefficient de charge	
$\Phi$	Coefficient de débit	
$n$	Nombre d'étages	
$\tau$	Taux de compression ou de détente	
$f$	Dosage	
$f_s$	Dosage stœchiométrique	
$r$	Richesse	
$\lambda$	Excès d'air	
$r_c$	Rapport critique	
$r_r$	Rapport réel	
$\phi$	Coefficient de perte de charge	

## **Introduction Générale**

Le développement extraordinaire de l'informatique a entraîné pour les sciences de l'ingénieur, et particulièrement pour l'aérodynamique, une révolution dans les méthodes d'étude théorique. Cette révolution, que l'on peut faire remonter au début des années soixante, a conduit à l'émergence d'une nouvelle discipline, l'aérodynamique numérique, qui joue un rôle de plus en plus important dans la conception et l'optimisation des véhicules ou engins aériens. Depuis une vingtaine d'années, nous pouvons dire que l'aérodynamique numérique a perdu beaucoup de son caractère empirique grâce aux efforts convergents des mathématiciens pour résoudre les problèmes mathématiques liés aux méthodes de calcul en aérodynamique et aux aérodynamiciens pour mieux analyser les algorithmes qu'ils mettent en œuvre. Nous pouvons partager l'aérodynamique en deux branches essentielles : externe et interne. La première branche est consacrée à l'étude de l'écoulement en présence de l'air libre, tels que les écoulements autour des profils d'ailes. L'autre est spécialisée dans l'étude des écoulements internes des fluides tels que les moteurs fusés, les moteurs d'avion et les tuyères. Les tuyères supersoniques interviennent dans beaucoup de structures telles que les moteurs fusées et missiles, moteurs avions et dans la fabrication des souffleries supersoniques pour la modélisation et la réalisation expérimentale des écoulements supersoniques. Dans ce cadre s'inscrit notre projet de fin d'études qui consiste à une étude d'un moteur propulsif. Pour ce faire notre étude est répartie selon le plan suivant :

Dans le premier chapitre nous présentons les principales parties d'une fusée spatiale ainsi que les composants de son moteur.

Dans le deuxième chapitre nous faisons l'étude théorique d'un moteur propulsif et nous nous sommes focalisés sur l'étude d'un turbo réacteur vu la qualité et la quantité des informations récoltés à ce sujet.

Le troisième chapitre est consacré à la présentation de divers dispositifs et moyens de mesure utilisés dans la partie expérimentale.

Le quatrième chapitre est réservé à la simulation numérique en utilisant le logiciel Fluent où nous présentons les différents contours des paramètres thermodynamiques importants.

Enfin le dernier chapitre nous avons fait la comparaison et la discussion des résultats de la méthode analytique, numérique et expérimentale. Et on termine avec une conclusion générale qui relate les principaux résultats obtenus.

## Chapitre I : Aéronefs à Décollage Vertical

### I.1.Généralités :

L'hydrogène liquide présente un intérêt pour les applications aéronautiques du fait qu'il réduit –pour une autonomie équivalente- la masse de carburant embarqué d'un facteur 2,8. De plus, il permettrait un transport « propre » dans la mesure où cet hydrogène aura été produit sans production de CO<sub>2</sub>. Néanmoins cet avantage est contrecarré par quelques inconvénients : - il nécessite un réservoir 4,2 fois plus volumineux que les réservoirs de kérosène et qui aura une masse 5 à 10 fois supérieure à la masse de l'hydrogène embarqué du fait de la structure isolante pour le maintenir à – 253°C, - du fait du volume de ce réservoir, la traînée induira, pour effectuer le même trajet, une quantité d'énergie supérieure à celle du même avion utilisant du kérosène. - le temps nécessaire au remplissage du réservoir sera plus long que celui nécessaire au remplissage en kérosène. - les aspects sécuritaires devront être complètement revus. Concernant les applications aérospatiales, l'hydrogène présente l'avantage d'être le combustible le plus énergétique donc capable de fournir les poussées les plus importantes. Mais cela n'est possible qu'au prix d'une technologie cryogénique délicate car pour alimenter les moteurs des fusées en quantité suffisante, l'hydrogène doit être à l'état liquide comme doit l'être l'oxygène avec lequel il entre en réaction de combustion.[1]

### I.2 Turbines Aéronautiques à Hydrogène :

#### I.2.1.Rappels historiques :

C'est en 1937 et aux USA que fut réalisé le premier prototype de réacteur à hydrogène. Puis, en 1955, le Lewis Flight Propulsion Laboratory (Cleveland – Ohio – U.S.A.) lança des études sur le sujet. Plusieurs modèles de turboréacteurs furent modifiés puis essayés au sol pour valider ces modifications puis en mesurer les performances, y compris avec simulation d'altitude. L'un d'entre eux fut essayé en vol (1958) sur un B-57, bombardier léger biréacteur qui était la version U.S du Canberra anglais. Les équipements nécessaires et l'hydrogène liquéfié étaient emportés dans des nacelles accrochées aux extrémités des ailes comme de classiques réservoirs supplémentaires. Bien que rapidement couronnés de succès techniques, trois années du début des études jusqu'aux essais en vol, ces travaux ne trouvèrent pourtant pas d'application opérationnelle : les autorités militaires estimèrent les coûts de la logistique

nécessaire à l'hydrogène trop lourds pour les budgets du Strategic Air Command. Les études se poursuivirent aux U.S.A dans les années soixante-dix et au début des années quatre vingt, toujours au centre de recherches Lewis, devenu un centre NASA, et avec la société Lockheed. Elles portaient cette fois sur des applications à des avions de transport de forte capacité mais en élargissant les études à l'utilisation du gaz naturel liquéfié (LNG / méthane). On trouvera un exposé très détaillé des travaux de « l'Hydrogen Program » de Lockheed dans le livre de G. Brewer (1). En U.R.S.S, les travaux suivirent un chemin comparable dans les années quatre-vingts, mais avec un intérêt plus marqué pour le gaz naturel dont le pays dispose en abondance. Les essais en vol (1988- 89) furent menés avec le TU-155, un TU-154 de transport civil modifié<sup>1</sup>. Les travaux se poursuivirent au début des années quatre-vingt-dix, mais essentiellement pour l'application L.N.G, avec le lancement de la conversion de trois TU-154 en TU-156 à carburation mixte (kérosène/L.N.G) et la commande des moteurs correspondants (NK-89). Ce programme, qui ambitionnait de mettre les premiers appareils en ligne au début de ce siècle, semble interrompu. D'autres études paraissent avoir été réorientées vers une version TU-154/156 capable d'emporter une plus grande quantité de L.N.G correspondant à un usage plus opérationnel, mais dans des réservoirs cylindriques de faible diamètre placés au-dessus du fuselage et non plus dans un réservoir unique à l'arrière de la cabine. Des études ont également porté sur un dérivé possible du TU-204, biréacteur moderne et comparable aux Boeing-757/767 et autres Airbus A-300. Ce TU-206, équipé de moteurs Aviadvigatel PS-92, serait toujours à double carburation mais avec une très forte prédominance de la masse de L.N.G emportée. Une variante équipée de moteurs Samara NK-94 a fait l'objet d'autres études (TU-216). En Europe, des travaux ont démarré dans les années quatre-vingts, essentiellement en Allemagne : chez DASA/Dornier avec un dérivé du DO-328 et DASA/Airbus pour un dérivé de l'Airbus A-300. Le DO-328 est un bi-turbopropulseur léger (25/30 passagers) pour le transport à courte distance. L'hydrogène liquide et les équipements annexes (pompes, échangeurs de vaporisation, etc...) sont regroupés dans deux nacelles suspendues sous les ailes, à l'extérieur des moteurs, ce que permet la voilure haute mais en limitant tout de même la masse d'hydrogène emportée. Les essais en vol étaient prévus initialement en 2002-2003 mais la pénurie de financement et le rachat de l'activité avion de Dornier par Fairchild a interrompu ces travaux. Par ailleurs, le projet Cryoplane, démarré au début de l'année 2000, a étudié une version « hydrogène » de l'Airbus A-300. Coordonné par la branche allemande d'Airbus il a rassemblé un grand nombre de partenaires : les pionniers russes Tupolev et Kuznetsov, Pratt&Whitney (Canada), Alliant Systems et un grand nombre de sociétés ou organismes de recherches allemands. Associé au programme

EuroQuébec il a bénéficié également d'un soutien de l'Union européenne pendant deux années. Cette première phase a démontré la faisabilité technique d'un tel projet mais il n'a pas été poursuivi. Sa configuration était extrêmement simple, avec l'hydrogène liquide stocké dans une série de réservoirs de forme cylindrique allongée, placés au-dessus du fuselage. Les moteurs étant accrochés sous les ailes il fallait évidemment faire cheminer des lignes d'alimentation le long de la partie arrière du fuselage et à travers les caissons de voilure.[1]



**Figure (I.1) :** Le projet Cryoplane

Plus futuristes, parfois carrément exotiques, sont les recherches qui visent à développer des véhicules de transport spatial d'un usage plus souple et d'un coût d'exploitation moins onéreux. Les premiers datent du milieu des années soixante ; ils continuent aux U.S.A, en Russie, au Japon, en Europe et même en Inde et en Chine. Un concept technologiquement susceptible d'aboutir à court/moyen terme (10 ans), selon la masse de charge utile visée et la disponibilité des budgets alloués, serait basé sur un gros porteur subsonique existant, larguant à 12 / 15 km d'altitude un véhicule à moteur fusée, consommable ou partiellement réutilisable. Alimenter les turboréacteurs en hydrogène présentera le gros avantage de réduire la masse au décollage et/ou d'agrandir considérablement le domaine de lancement. Une synergie plus ambitieuse, mais réaliste car elle fait appel à des technologies connues depuis plus de 30 ans, utiliserait encore mieux le potentiel énergétique de l'hydrogène liquide. Les moteurs de fusées « propres » utilisent, comme ergols, des combinaisons kérosène/oxygène ou hydrogène/oxygène. La masse de cet oxygène représente à elle seule 65 à 85% de la masse totale des ergols. Or il est possible, en utilisant le potentiel cryogénique de LH<sub>2</sub>, d'extraire l'oxygène atmosphérique au moyen d'une installation suffisamment légère pour être embarquée sur l'avion porteur. Pendant la montée en altitude et le vol de croisière, l'avion porteur s'allège en hydrogène tandis que l'oxygène liquéfié, prélevé dans l'air ambiant, s'accumule dans les réservoirs du lanceur. Le développement de cette synergie permettrait

une réduction spectaculaire de la masse au décollage avec tous les avantages qui en découlent. On peut aussi signaler des études sur des ailes volantes avec réservoirs H<sub>2</sub> intégrés dans la voilure comme le projet européen PPLANE. Il serait trop long d'entrer dans le détail des projets plus futuristes ou exotiques. Signalons seulement qu'ils exigent le développement de porteurs supersoniques, voire hypersoniques, utilisant des moteurs aérobies dont le flux d'air doit subir plusieurs phases de refroidissement entre sa captation et la chambre de combustion, ce qui impose pratiquement le recours à l'hydrogène liquide, au méthane liquide ou à des carburants dits « endothermiques ».

### **I.2.2. Adaptations des moteurs :**

Le problème est relativement simple si l'on ne cherche pas à exploiter au maximum le potentiel de l'hydrogène par le recours à des cycles thermodynamiques complexes. Au niveau de la chambre de combustion il s'agit essentiellement d'adapter le système d'injection (débit volumique, perte de charge, viscosité, coefficient de diffusion, etc...) pour des conditions extrêmement variables : ralenti au sol, décollage à pleine poussée, croisière, conditions d'altitude et de température très variables. Les travaux U.S., commencés en 1955, ont prouvé qu'il est possible de trouver rapidement des solutions satisfaisantes, même pour un fonctionnement mixte H<sub>2</sub> et Kérosène. Pour cela, l'hydrogène doit être injecté à température suffisamment élevée (pratiquement  $\geq 150^{\circ}\text{K}$  pour éviter les variations gênantes des conditions génératrices qui compliqueraient la conception des organes de régulation. Un équipement particulièrement critique est l'ensemble pompes/échangeurs, qui ne doivent pas être affectés par le givrage ou générer des oscillations de pression susceptibles de perturber cette régulation, tout en permettant de faire passer l'hydrogène de l'état liquide à  $\sim 20^{\circ}\text{K}$  et  $\sim 1$  bar à  $150^{\circ}\text{K}$  et  $\sim 30$  bars. Une solution est de placer l'échangeur dans la chambre de combustion mais il est bien sûr tentant de rechercher une optimisation maximum du cycle en exploitant le potentiel de refroidissement du LH<sub>2</sub> : refroidissement en amont des compresseurs pour réduire la puissance absorbée, pour améliorer le refroidissement des aubes de turbines ou réduire le prélèvement d'air affecté à cette fonction, refroidir les accessoires, etc... Il est également possible de chercher à optimiser les paramètres principaux que sont le taux de dilution, le taux de pression de la turbosoufflante et les taux de compression des compresseurs. Ces développements seront évidemment beaucoup plus longs et plus complexes et ne peuvent s'envisager que pour un projet précis et bien arrêté. Les chambres peuvent

même être plus courtes sans affecter le rendement de combustion et la faible émissivité des gaz de combustion tend plutôt à abaisser la température de paroi. Par contre, la modification des structures turbulentes exigent des adaptations plus longues à mettre au point pour uniformiser au mieux les températures locales en amont de la turbine H.P. et surtout éviter des phénomènes locaux de détonation qui dégraderaient rapidement la tenue mécanique de cette chambre, et par suite de tout le moteur.[2]

### **I.2.3.Architecture de l'avion :**

Elle est essentiellement déterminée par le volume et les contraintes de conception des réservoirs d'hydrogène. Plus encore que pour les véhicules terrestres c'est le stockage à l'état liquide qui s'impose comme seule solution réaliste. En première approximation la masse d'hydrogène nécessaire, pour une même mission, est 30 à 35% de la masse de kérosène mais avec sa faible densité ( $70 \text{ kg/m}^3$  à l'état liquide sous 1 bar à  $20 \text{ °K}$  contre  $\sim 800 \text{ kg/m}^3$  pour le kérosène) le volume de stockage est près de quatre fois celui du kérosène. En outre la nécessité d'une isolation thermique très efficace et le dimensionnement pour une pression différentielle de l'ordre de 1 bar interdit le stockage dans les caissons de voilure. Il faut donc des réservoirs spécifiques qui augmentent la masse et la traînée aérodynamique. Le choix qui s'impose comme une sorte de standard, pour garder l'architecture classique des appareils de transport, est d'ajouter un réservoir cylindrique, le plus long possible pour réduire la section du maître-couple, au dessus du fuselage pressurisé. Les divers équipements de gestion (vannes de remplissage, de vidange d'urgence, évacuation des purges, etc....) peuvent être commodément regroupés dans la pointe arrière de l'avion. L'installation des moteurs à l'arrière du fuselage serait la plus favorable en réduisant la longueur des canalisations mais c'est une configuration qui tend à disparaître, sauf pour les appareils de faible tonnage. Avec l'architecture standard il faut prévoir tout un réseau de lignes d'alimentation (et de retour) plus complexes qui posent aussi des problèmes de sécurité plus délicats en cas d'accident. D'autres types d'architectures, en particulier des formes proches des ailes volantes, font à nouveau l'objet d'études relativement importantes dans le but d'atteindre une plus grande efficacité en termes de consommation par siège et par kilomètre, d'émission de polluant ou de bruit. Si les conditions d'exploitation du transport aérien leur permettent de s'imposer cela influencera évidemment les solutions envisageables pour l'avion à hydrogène.

## I.2.4.Applications particulières :

Certaines applications pourraient être développées avant même que l'hydrogène ne s'impose du fait des contraintes environnementales et de la volonté de valorisation des énergies renouvelables. Le principal avantage de l'hydrogène est de permettre une forte réduction de la masse au décollage, de la surface alaire et, par suite, de la poussée demandée aux moteurs ou de leur nombre. Le tableau I ci-après donne des ordres de grandeur pour une mission standard et en appliquant les mêmes règles de conception.

	Hydrogène	Kérosène	Méthane
<b>Masse maxi.(t)</b>	169	232	225
<b>Combustible (t)</b>	26	85	69
<b>Masse à vide (t)</b>	103	107	116
<b>Surface alaire (m2)</b>	297	380	385
<b>Diam. fuselage (m)</b>	6,6	5,8	6,1
<b>Poussée/moteur (lb)</b>	30300	39800	41600

**Tableau(I.1)** : comparaison entre différents combustibles

Les gains sont d'autant plus importants que la masse de combustible est plus élevée ; il devient possible d'obtenir des rayons d'action ou des durées de mission considérables (plus de 25 000 km ou plus de 30 heures) sans avoir à faire croître la masse au décollage ou les dimensions au-delà des capacités des installations aéroportuaires. Le principal inconvénient de l'hydrogène est sa faible densité, même à l'état liquide ou « boueux » [3] , la taille des réservoirs et la pénalisation de traînée qui en résulte. On notera cependant qu'une réduction du Mach de croisière, par exemple de 0,80/0,85 à 0,70/0,75 et le recours à des hélices de conception avancée, dont le rendement de propulsion est meilleur, peut atténuer très sensiblement cet inconvénient. Dans la mesure où l'hydrogène s'imposerait dans un climat de relative pénurie il est raisonnable de penser que ce ne serait plus un handicap. Un certain nombre de missions civiles ou militaires peuvent tirer profit de ces avantages, sans attendre que l'hydrogène soit devenu vecteur d'énergie:

- Missions d'observation à longue distance ou de longue durée. C'est le cas en particulier de certains drones [.8]
- Liaisons à très grande distance sans les complications diplomatiques des autorisations de survol ou d'escale.
- Liaisons commerciales vers des aéroports secondaires sans avoir à ravitailler.[2]

### **I.2.5. Les problèmes de sécurité :**

L'utilisation de l'hydrogène suscite des réactions de crainte sans doute salutaires mais fortement exagérées. En 1980, sur contrat du Lewis Research Center, la société Lockheed a mené une étude comparative sur l'hydrogène, le méthane et deux variétés de kérosène. Le fichier d'accidents du N.T.S.B4 a été exploité pour définir un certain nombre d'incidents et d'accidents types puis comparer les risques ou conséquences des incendies secondaires. Des essais ont permis de préciser un certain nombre de conditions de base (déversement initial, vaporisation d'une flaque, diffusion atmosphérique, etc..) introduites dans les modèles. La progression des fronts de flamme, les profils de température dans l'espace et dans le temps ont été analysés pour les différents scénarios et pour chaque combustible. Il est impossible de rendre compte en quelques lignes de cette importante étude mais on notera une conclusion importante qui confirme la surestimation générale et ancienne des dangers associés à l'usage de l'hydrogène :

les passagers survivants d'un crash ont de fortes chances de survivre à l'incendie résultant du déversement du combustible à bord si celui-ci est de l'hydrogène alors qu'ils n'ont pratiquement aucune chance dans le cas du kérosène.

Les super-jumbos étudiés par Airbus et Boeing devaient avoir une masse maximum inférieure à 600t et tenir dans un carré de 80 m de côté. Plus connu sous son vocable anglo-saxon de « slush », mélange de solide et de liquide. National Transport SafetyBoard

En outre, par la conception même des réservoirs d'hydrogène, la probabilité de déversement dans un crash qui épargne à peu près le fuselage est beaucoup plus faible que pour du kérosène logé dans les ailes.[10]

Il est bien évident qu'en dehors de ces cas dramatiques la conception détaillée de l'avion doit être adaptée au comportement particulier de l'hydrogène :

- doubles parois confinant les fuites sournoises et permettant leur mise à l'air libre et leur détection
- isolation thermique efficace et robuste,
- évacuation des surpressions provoquées par des entrées thermiques accidentelles

### **I.2.6. La logistique au sol :**

Par rapport à toutes les autres utilisations de l'hydrogène le transport aérien présente l'avantage considérable de n'opérer qu'à partir d'un nombre très restreint de sites. Pour ce qui est de l'Hexagone, par exemple, l'équipement des deux plateformes parisiennes et de 7 ou 8 aéroports régionaux serait suffisant pour satisfaire la quasi-totalité du transport aérien. Cela n'a rien à voir avec la véritable toile d'araignée qui sera nécessaire pour les autres usages terrestres ou seulement le transport routier.

Les quantités très importantes d'hydrogène qui seront nécessaires si le transport aérien reste simplement au niveau actuel (plusieurs milliers de tonnes par jour pour Paris) incitent à penser que les installations de production et de liquéfaction seront construites à proximité immédiate de ces aéroports.

On ne peut éluder les aspects psychologiques de l'acceptation du voisinage d'avions remplis de plusieurs dizaines de tonnes d'hydrogène et de salles d'attente et d'embarquement remplies de passagers.[10]

### **I.2.7. Conclusions :**

L'abondance actuelle du pétrole, bien que fortement et rapidement variable, ne favorise pas le financement d'études et, moins encore, de développements sur l'avion à hydrogène.

Sauf révolution scientifique et technologique beaucoup plus rapide qu'imaginable, qui permettrait par exemple de maîtriser la fusion nucléaire et inonderait à nouveau la planète d'énergie, il est probable que l'hydrogène s'imposera dans un climat de pénurie qui déplacera les optima recherchés. Le transport sera peut-être assuré par des « Hyper A-380 », croisant à Mach 0,6 et propulsés par des hélices rapides, plus économes en énergie que les réacteurs. On jugera alors, sans doute, les projets de transport supersonique comme une des folies d'une belle époque révolue.

### I.3. Moteurs Fusées Cryogéniques à Hydrogène :

La propulsion aérospatiale est générée par l'expulsion forcée dans une tuyère des gaz résultant de la réaction chimique de combustion d'un combustible puissamment réducteur et d'un comburant puissamment oxydant. Ces éléments combustibles et comburants sont en aérospatial dénommés ergols, ils peuvent être solides ou liquides. C'est dans ce dernier type de moteurs à ergols liquides qu'est utilisé l'hydrogène comme combustible avec l'oxygène comme comburant, ce sont des moteurs dits cryogéniques étant donné que pour être à l'état liquide ces ergols doivent être à basses températures c'est-à-dire dans des conditions cryogéniques.

C'est en particulier la fusée du lanceur Ariane de l'Agence spatiale européenne qui est équipée de tels moteurs cryogéniques. Un lanceur qui est développé pour placer des satellites sur orbite géostationnaire et des charges lourdes en orbite basse.[5]



1. Satellite à mettre sur orbite, 2. Etage supérieur, moteur cryogénique de mise sur orbite, 3. Etage d'accélération à poudre pour le décollage, EAP, 4. Etage principal, moteur fusée cryogénique assurant le trajet du lanceur.

**Figure (I.2) :** Le lanceur aérospatial Ariane 5

Le moteur cryogénique à hydrogène et oxygène a été mis au point aux Etats Unis vers la fin des années 1950. Si ce couple d'ergols est très efficace, la technologie à mettre en œuvre est difficile à maîtriser.

En effet la température d'ébullition de l'hydrogène liquide étant de  $-253^{\circ}\text{C}$  et celle de l'oxygène liquide de  $-183^{\circ}\text{C}$ , il y a nécessité de vannes et de conduits capables d'assurer la circulation de ces liquides dans ce domaine des très basses températures. Le premier moteur avec de tels propergols 5cryogéniques fut le moteur RL10, fabriqué au début des années 1960 par Pratt and Whitney. Il était embarqué au second étage dans le lanceur Atlas Centaur.[5]

### **I.3.1. Fonctionnement des différents systèmes de moteurs fusées**

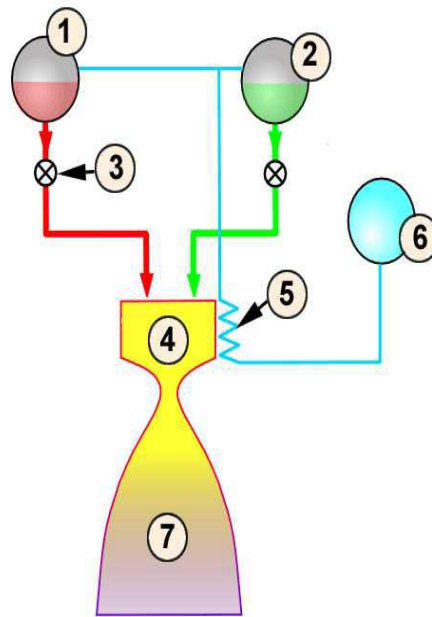
#### **cryogéniques:**

L'hydrogène et l'oxygène liquides sont stockés dans deux réservoirs séparés. L'injection proprement dite dans le moteur se fait suivant deux systèmes d'alimentation différents: l'alimentation par pressurisation des réservoirs et l'alimentation par turbopompes.

L'alimentation du moteur par pressurisation est plutôt utilisée pour les moteurs de faible poussée qui utilisent des réservoirs de taille réduite car pour garder les ergols sous forte pression, il faut des réservoirs à parois épaisses qui ne peuvent être de grandes dimensions car ils seraient alors trop lourds.

C'est pour cela que pour les moteurs à forte poussée, la nécessité de réservoirs de grande capacité exclut cette solution.

La pressurisation est effectuée en maintenant une pression importante dans les réservoirs à l'aide d'un gaz inerte comme l'azote. Cette technique nécessite une importante masse de ce gaz inerte aussi pour5 Le propergol est le mélange de propulsion, constitué des deux ergols comburant oxydant et combustible réducteur dont la réaction chimique fournit l'énergie au moteur-fusée la diminuer on fait circuler le gaz à travers un échangeur de chaleur qui en augmente la température et donc la pression.



1. Réservoir carburant, 2. Réservoir comburant, 3. Vanne, 4. Chambre de combustion
5. Echangeur thermique, 6. Réservoir de gaz utilisé pour la pressurisation, 7. Tuyère.

**Figure (I.3) :** Alimentation par pressurisation des réservoirs

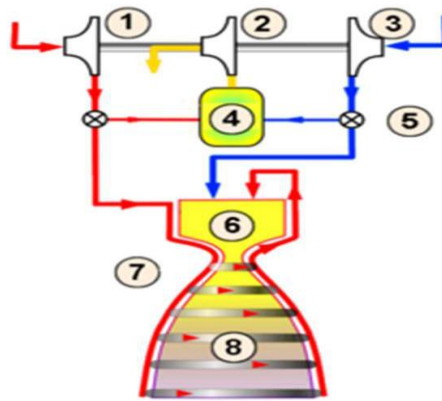
Pour les moyennes et fortes poussées l'alimentation du moteur fusée se fait par turbopompes. Plus précisément cette alimentation est assurée par deux turbopompes, actionnées par une turbine à gaz.

L'une et l'autre envoient son ergol en accélérant la vitesse et donc en augmentant la pression.

Il existe trois types de moteurs fusés fonctionnant avec des turbopompes.

#### • Moteur à flux dérivé

Son principe consiste à envoyer une petite quantité des ergols liquides dans le générateur de gaz dans lequel ils sont brûlés.



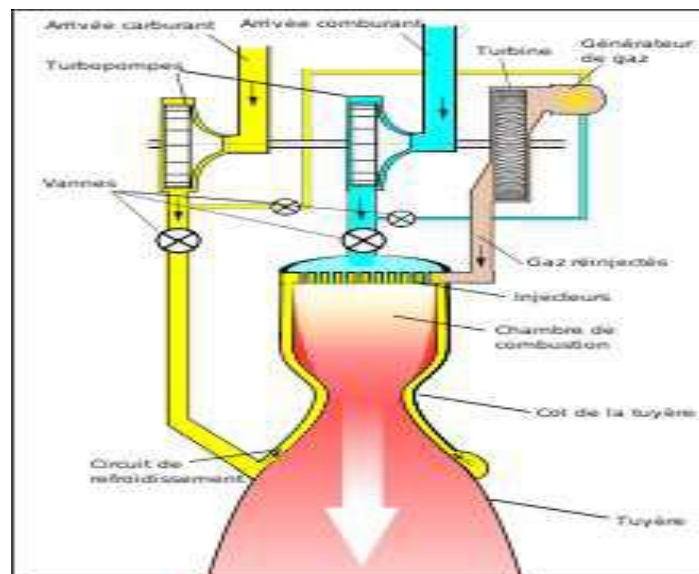
1. Pompe carburant, 2. Turbine, 3. Pompe comburant, 4. Générateur de gaz, 5. Vannes, 6. Chambre de combustion, 7. Échangeur thermique, 8. Tuyère.

**Figure (I.4) :** Schéma moteur à flux dérivé avec générateur de gaz

Le gaz résultant de cette combustion entraîne la turbine puis est rejeté sans passer par la chambre de combustion. Ce système n'est pas le plus économe en énergie car une partie n'est utilisée que pour faire fonctionner la turbine. En revanche, il présente l'avantage de permettre à la turbine de fonctionner séparément du moteur.

#### • Moteur à flux intégré

Dans cette variante les gaz du générateur sont réinjectés dans la chambre de combustion afin d'accroître la poussée. Un tel moteur est ainsi plus économe que celui à flux dérivé, il est toutefois alourdi et plus complexe.



**Figure (I.5) :** Moteur à flux intégré

Un problème persiste avec ces deux types de moteurs : l'instabilité de la combustion qui s'accroît avec la puissance, un inconvénient auquel à l'époque, les soviétiques ont remédié par le moteur multi chambre.

#### • Moteur multi-chambres

Comme son nom l'indique ce moteur est constitué de plusieurs chambres de combustion et de plusieurs tuyères alimentées par une unique turbopompe. Chaque moteur est moins puissant mais connaît moins d'instabilité lors de la combustion et réunis, ces moteurs délivrent une poussée égale à un unique gros moteur. Ainsi la force de poussée est conservée et les instabilités de la combustion sont réduites mais avec l'inconvénient que la présence de plusieurs moteurs alourdit la fusée.[11]

### **I.3.2.Vulcain 1 et Vulcain 2, moteurs cryogéniques à hydrogène de l'étage principal des lanceurs Ariane :**

**Vulcain 1** dans son ensemble mesure 3 m de hauteur pour un diamètre en sortie de tuyère de 1,76 m et une masse de 1 685 kg. Il fonctionne lors d'un vol normal environ durant 10 minutes. Avant le lancement, il est testé sur le pas de tir pendant environ 7 secondes et, si tous les systèmes répondent correctement, les propulseurs latéraux à poudre, EAP (Etages d'Accélération à Poudre) sont allumés et le lanceur décolle.

La poussée produite est transmise à l'étage via une structure triangulaire métallique portant le moteur.

Sa partie haute est enfermée dans une protection thermique, afin de l'isoler du rayonnement produit par les échappements des deux EAP.

La durée de vie maximale de Vulcain est de 6 000 secondes et de 10 à 20 démarrages.[4]

#### **Fonctionnement :**

Le fonctionnement du Vulcain est fondé sur le cycle à flux dérivé, dans lequel les turbopompes qui alimentent la chambre de combustion, sont entraînées par la combustion, dans un générateur de gaz unique, des ergols prélevés (3 %) sur le circuit principal. 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 la turbine.

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

La turbopompe à hydrogène tourne à 33 200 tr/min en développant une puissance de 12 MW, (la puissance de deux rames de TGV). Elle est l'objet d'études très avancées sur la résistance des matériaux, la conception des roulements et le centrage des masses en mouvement qui doivent être le plus proche possible d'un équilibrage parfait, la turbopompe à oxygène tourne à 13 000 tr/min et développe une puissance de 3,7 MW. Sa conception exige l'emploi de matériaux qui n'entrent pas en combustion avec l'oxygène qu'elle brasse.

Vulcain reçoit de ces pompes 200 l d'oxygène et 600 l d'hydrogène par seconde. Les vannes des circuits (Figure 3) 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 turbopompe à oxygène, ce qui réserve la possibilité d'aboutir à un épuisement quasi simultané des deux réservoirs.[6]

La poussée de 1 140 KN (114 tonnes) obtenue par l'éjection à grande vitesse correspond au débit de gaz produit par la combustion des ergols dans la chambre de combustion à savoir 250 kg/s à 3 300 °C sous une pression de 110 bars. L'oxygène liquide et l'hydrogène liquide sont introduits dans la chambre à travers un injecteur frontal, consistant en 516 éléments coaxiaux. Du fait de la température élevée de la combustion, la chambre est refroidie par circulation de l'hydrogène liquide (à -253 °C) dans 360 canaux longitudinaux usinés dans la paroi.

Le divergent assure l'accélération des gaz en régime supersonique jusqu'à 4 000 m/s. Il est constitué de 456 petites canalisations soudées de 4 x 4 mm, et d'une épaisseur de 0,4 mm, enroulées en hélice et également refroidies par circulation d'hydrogène. Elles forment un film fluide qui refroidit les parois internes, selon le procédé dit de *dump cooling*.

Le divergent est mobile, son orientation est assurée par des vérins pneumatiques alimentés en hélium.

Un gaz qui est stocké sous une pression de 390 bars dans deux réservoirs de 300 litres, construits en composite carboné et titane.

Comme il a été dit plus haut, le démarrage du moteur se fait au sol, afin que son fonctionnement puisse être contrôlé avant l'allumage des étages à poudre assurant le décollage du lanceur. Ce démarrage du moteur qui nécessite environ sept secondes est assuré par un dispositif à poudre qui met les turbopompes en rotation, et par des allumeurs pyrotechniques qui initient la combustion dans la chambre et dans le générateur de gaz.

**Vulcain 2** est une optimisation de Vulcain 1 qui augmente la poussée jusqu'à 1 350 KN. Sa hauteur atteint 3,60 m, pour un diamètre en sortie de tuyère de 2,15 m. La turbopompe à hydrogène développe une puissance de 14 MW.

Ce moteur permet d'accroître les capacités de charge utile d'Ariane 5 ECA de près de 20% par rapport à l'ancienne version, soit 1,3 tonne supplémentaire. Il délivre l'oxygène liquide à une pression de 161 bars par une nouvelle turbopompe italienne tournant à 13 000 tr/min. Ce moteur est également doté d'une nouvelle tuyère, développée par Volvo Aero, qui permet de réinjecter les gaz en provenance de la turbine des turbopompes. Cette tuyère est également allongée de 50 cm, afin d'améliorer le taux de détente des gaz en sortie.

Les contraintes mécaniques et thermiques très sévères dues à des températures de plus de 3 000 °C ont nécessité une longue et difficile mise au point. Au niveau du refroidissement de la tuyère, la différence entre Vulcain 2 et Vulcain 1 se situe au niveau du réseau des canalisations dans lesquelles circule l'hydrogène froid, il n'est plus composé de 456 mais de 288 tubulures circulaires de 4 x 6 mm de diamètre et 0,6 mm d'épaisseur. La diminution correspondante du nombre de soudures visait à diminuer le temps de la réalisation (passant de 13 à seulement 5 semaines) mais aussi à réduire les coûts de fabrication. Cette innovation ne fut pas heureuse car elle causa la perte de la 17e Ariane 5 du vol 517 qui fut engloutie dans l'océan Atlantique. Au cours du vol, des fissures au niveau de ces tubulures de refroidissement entraînèrent un flambage qui a ouvert un trou dans la paroi de la tuyère. Un accident qui révéla que les charges thermiques et dynamiques en altitude étaient supérieures à ce que la tuyère pouvait supporter. Depuis, des améliorations basées sur les retours d'expériences du moteur Vulcain 1 ont permis de remédier à ce défaut et de rendre fiable le moteur Vulcain 2.[7]

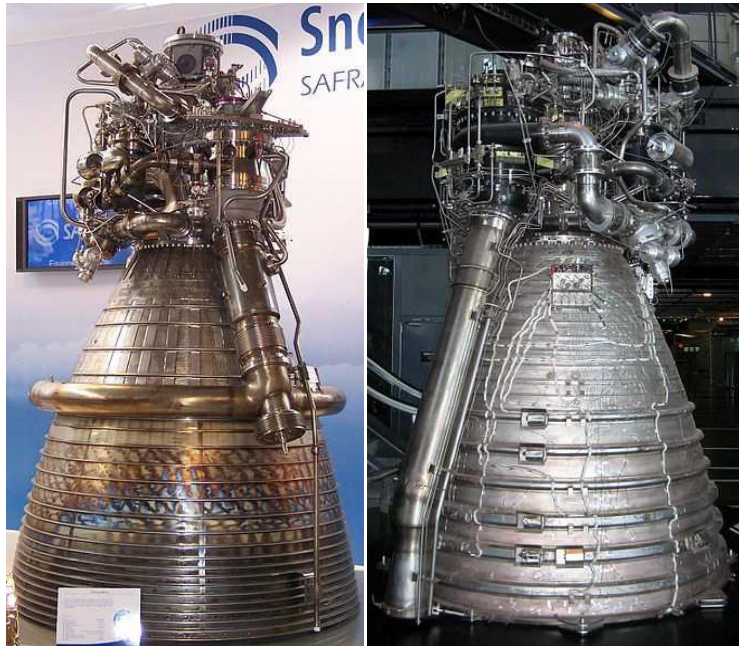


Figure (I.6) : Vulcain 1

Figure (I.7) : Vulcain 2

Version	Vulcain 1 (Vulcain 1B)	Vulcain 2 <sup>2</sup>
Hauteur	3 m	3,45 m
Diamètre	1,76 m	2,10 m
Masse	1 686 kg	2 100 kg

Tableau (I.2) : Comparaison entre vulcain 1 et vulcain 2

### I.3.3. HM-7 et Vinci, moteurs cryogéniques à hydrogène de mise sur orbite des satellites :

HM-7 est le petit moteur-fusée cryogénique développé pour propulser le troisième étage de la fusée Ariane1 qui a été utilisé pour la première fois en 1979. À l'origine, sa poussée était de 60 kN et son fonctionnement durait 780 secondes. Ce fut le premier moteur-fusée utilisant l'oxygène et le hydrogène qui correspondent à la durée pendant laquelle un kilogramme de propergol produit une poussée équivalente à une masse d'un kilogramme (soit une force d'environ 9,81 N) dans le champ gravitationnel terrestre.

L'hydrogène liquide est construit en série en Europe. Les moteurs de ce type ont été utilisés sur les lanceurs Ariane 2, 3, 4 et sont actuellement mis en œuvre par l'étage supérieur des lanceurs Ariane5 de type ECA (version pouvant placer environ 10 tonnes en orbite de transfert géostationnaire).[6]

C'est une version améliorée, désignée HM-7B et délivrant 64,8 kN, qui a été utilisée pour la première fois sur une fusée Ariane 3. Actuellement, la fusée Ariane 5 ECA utilise une version encore plus puissante fournissant 70 kN durant 970 secondes. Un des inconvénients de ces moteurs de la série HM est qu'ils ne peuvent pas être ré-allumés.

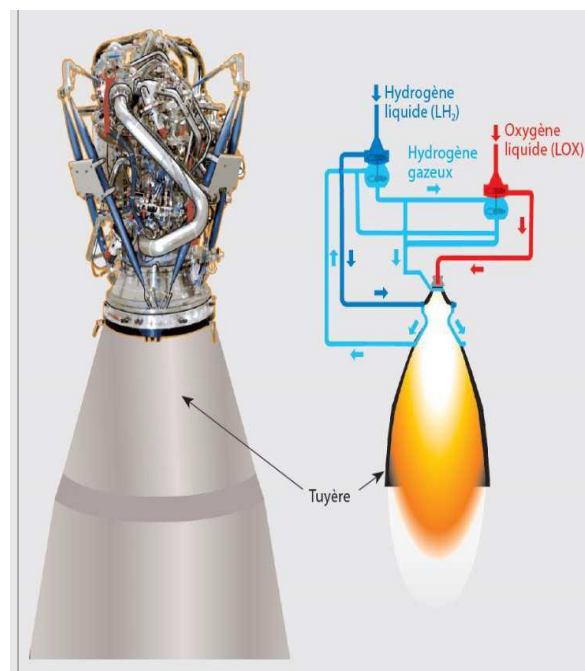


Figure (I.8) : Moteur HM - 7

**Vinci** est un nouveau moteur cryotechnique du type des précédents mais qui lui est ré-allumable et peut ainsi positionner plusieurs satellites sur différentes orbites au cours d'une même mission. Il motorisera l'étage supérieur du lanceur Ariane 6 destiné à succéder à Ariane 5 en 2020.

Vinci développe une poussée de 180 KN (près de trois fois supérieure à celle de ses prédécesseurs), avec une impulsion spécifique<sup>7</sup> de 464 secondes et peut fonctionner jusqu'à mille secondes. En outre, il se distingue des moteurs Vulcain par sa ligne hydrogène haute vitesse: une rotation de la turbopompe hydrogène de 90 000 tr/min, contre 19 500 pour l'oxygène.

Actuellement, afin de respecter les critères d'encombrement liés au bâtiment d'assemblage d'Ariane 5, Vinci a été conçu avec un divergent en composite à matrice céramique pouvant se déployer. Cette technologie permet d'optimiser l'impulsion spécifique en maîtrisant les critères d'espace et de poids.[5]



**Figure (I.9) : Moteur Vinci**

### **I.3.4. A l'avenir des moteurs-fusées réutilisables ?**

Aujourd'hui sont à l'étude et expérimentés des lanceurs réutilisables: Falcon 9 de Space X aux Etats Unis et Adeline d'Airbus Space Systems en Europe. Sans doute est là une nouvelle étape dans l'histoire des vols spatiaux car ces solutions devraient permettre non seulement une économie financière, le chiffre de 30% est avancé, mais aussi un gain de temps appréciable.

Ces deux projets de lanceurs en partie réutilisables sont très différents. Le groupe américain a conçu le lanceur Falcon 9 afin qu'à son retour l'étage principal puisse atterrir à la verticale de manière similaire à son décollage. Pour l'européen Adeline, le premier étage de la fusée, une fois détaché de son réservoir et de l'étage supérieur, s'apparente à un drone avec à son bord le moteur principal éteint. Ce drone, équipé de ses propres moteurs, ramène ainsi le bas de la fusée sur Terre en atterrissant sur une piste comme le fait un avion.

De tels lanceurs à éléments réutilisables ne sont pas envisagés en usage courant avant 2030.

Mais pourquoi alors ne pas aller encore plus loin ? Si l'on récupère la partie basse du lanceur, ne pourrait-on pas récupérer la partie haute? Celle-ci qui a pour fonction de placer les satellites sur leur orbite n'est qu'à usage unique. Airbus Space Systems projette de s'en resservir en la transformant en remorqueur. Schématiquement, une fois détachée et sa tâche de « positionnement » effectuée, l'étage supérieur dont le moteur serait éteint irait s'installer sur une orbite spatiale, en quelque sorte sur un parking. Il suffirait alors d'envoyer de nouveaux « étages inférieurs» porteurs d'un satellite le rejoindre.[1]

## Chapitre II : Etude et Calcul des Différents Organes du Turboréacteur

### II.1. Introduction :

Un turboréacteur est composé de plusieurs éléments principaux de l'avant vers l'arrière, ce sont :

- L'entrée d'air (0→1).
- Le compresseur (1→2).
- La chambre de combustion (2→3).
- La ou les turbines (3→4).
- La tuyère (4→5).

Lorsque l'air traverse ces divers éléments, sa pression, sa température et sa vitesse varient.

Ces variations produisent les forces dont la résultante est la force de propulsion.

L'étude énergétique qui suit, portera sur ces différents paramètres au niveau de chaque organe constituant le turboréacteur.

**Note :** l'étude et la description des différents organes du turboréacteur se feront d'une manière globale, le calcul se limitera sur un turboréacteur simple flux mono corps fonctionnant au point fixe (banc d'essai). L'étude de la tuyère suivra séparément dans un nouveau chapitre.

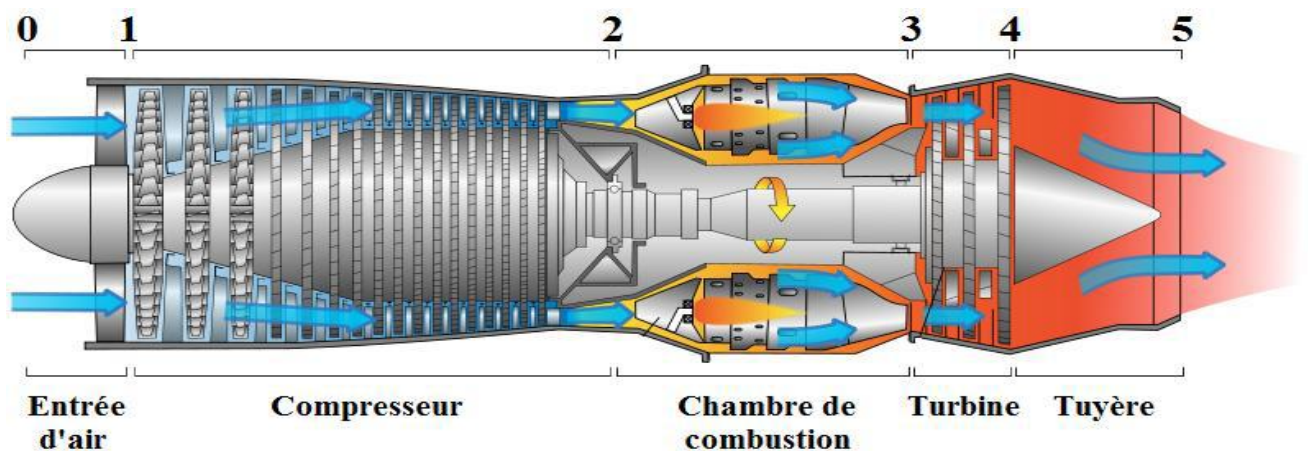


Figure (II - 1) : Les différents organes d'un turboréacteur

## II.2. Entrée d'air :

Une entrée d'air ou prise d'air est un conduit qui permet d'amener l'air ambiant dans le réacteur, elle doit alimenter la soufflante ou les compresseurs en air, à des vitesses convenables (environ la moitié de la vitesse du son  $M = 0,3$  à  $0,5$ ). Sa forme est étudiée afin de présenter le minimum de résistance à l'avancement (trainée) et pour que l'écoulement de l'air soit régulier (homogène) dans le plus large domaine de vol possible. [13]

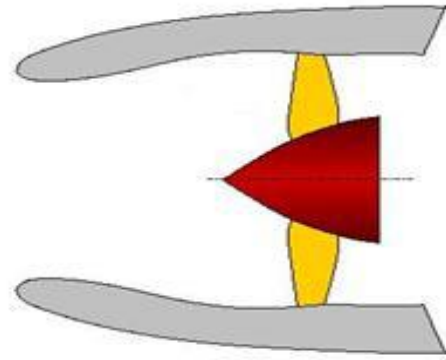


Figure (II - 2) : Entrée d'air

On demande aussi aux prises d'air de protéger le moteur contre les ingestions de sable, de corps étrangers et de givre. [13]

- Contre le sable, on utilise soit un séparateur de particules (qui agit par centrifugation), soit des filtres à vortex ou à feutres (filtres absolus).
- Contre les corps étrangers, la protection se fait généralement par une grille conçue pour résister à l'impact d'un oiseau.
- Contre le givre, on se protège soit par une grille située dans le plan d'entrée afin de le capter, soit par un dégivrage permanent des parties statiques situées en amont du compresseur (bras, supports de palier, distributeur, etc.), ce dégivrage étant assuré par un chauffage pneumatique ou électrique (technique dite d'antigivrage).

Enfin, pour certaines installations, on demande aussi à la prise d'air de réduire l'émission sonore du turbomoteur, ce qui est réalisé par un traitement acoustique des parois et ou l'adjonction de chicane.

Il faut cependant être conscient que tous ces dispositifs entraînent des détériorations notables des performances par pertes de charge, ces pertes peuvent coûter plus de 5 % de puissance. [13]

## II.2.1. Fonctionnement d'une entrée d'air

### ➤ Régime subsonique (cas d'une prise d'air Pitot) :

A l'arrêt et aux faibles vitesses, l'air y est accéléré, la vanne d'air a une forme convergente, de cette façon la vitesse de l'air augmente au fur et à mesure qu'il progresse vers l'entrée du réacteur (voir figure1). [14]

Aux grandes vitesses, l'air est au contraire légèrement ralenti, dans ce cas, la vanne d'air à une forme divergente (voir figure 2). [14]

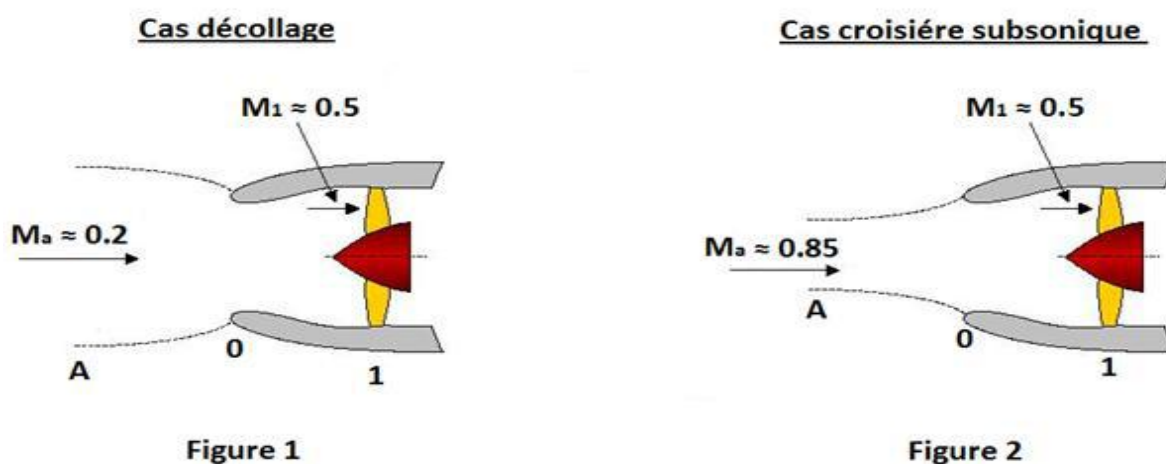


Figure (II -3) : Fonctionnement d'une prise d'air de type Pitot

### II.2.2. Etude thermodynamique :

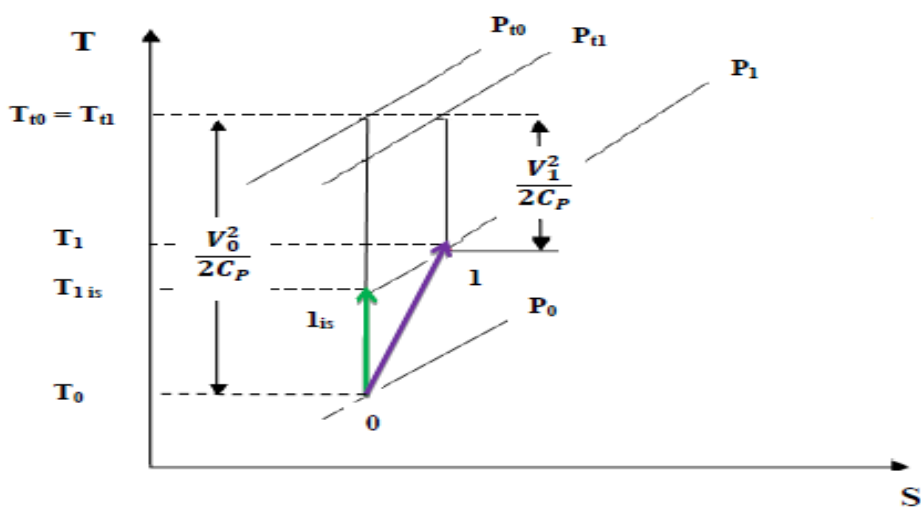


Figure (II - 4) : Diagramme (T - S) de l'entrée d'air

➤ **Paramètres totaux :**

Considérons une entrée d'air équipant un aéronef subsonique. 0 et 1 successivement la section d'entrée et de sortie du diffuseur. Le premier principe de la thermodynamique pour un système ouvert donne :

$$[W + Q]_0^1 = [\Delta H + \Delta Ec + \Delta Ep]_0^1 = (H_1 - H_0) + \frac{1}{2}(V_1^2 - V_0^2) + g(Z_1 - Z_0)$$

W=0 (Pas de travail technique dans le diffuseur)

Q=0 (Evolution supposée adiabatique)

$\Delta E_p=0$  (Pas de dénivellation)

$$\left. \begin{array}{l} W=0 \\ Q=0 \\ \Delta E_p=0 \end{array} \right\} (H_1 - H_0) + \frac{1}{2}(V_1^2 - V_0^2) = 0$$

Qu'on peut écrire également :

$$H_0 + \frac{1}{2}V_0^2 = H_1 + \frac{1}{2}V_1^2 = cte \quad \text{(II-1)}$$

Le terme :  $H + \frac{1}{2}V^2$  désigne l'enthalpie Total ( $H_t$ )

$H_{t0} = H_{t1} = cte$  (Conservation de l'enthalpie totale)

Pour un gaz parfait :  $H = C_p T$

$$C_p T_0 + \frac{1}{2}V_0^2 = C_p T_1 + \frac{1}{2}V_1^2 \iff C_p \left( T_0 + \frac{1}{2} \frac{V_0^2}{C_p} \right) = C_p \left( T_0 + \frac{1}{2} \frac{V_1^2}{C_p} \right) = cte$$

On aura :

$$T_0 + \frac{1}{2} \frac{V_0^2}{C_p} = T_1 + \frac{1}{2} \frac{V_1^2}{C_p} = cte \quad \text{(II-2)}$$

Le terme  $T + \frac{1}{2} \frac{V^2}{C_p}$  désigne la température totale ( $T_t$ )

$T_{t0} = T_{t1} = cte$  (Conservation de la température totale)

En remplaçant dans II-2 par :  $V = M\sqrt{\gamma r T}$  et  $C_p = \frac{r\gamma}{\gamma-1}$  on obtient :

$$T_0 \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2 \right) = T_1 \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right) = cte \quad \text{(II-3)}$$

Si de plus l'évolution est réversible (sans pertes) la 2<sup>ème</sup> loi de Poisson donne :

$$T \cdot P^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} = \frac{T}{P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} = cte \quad (\text{II-4})$$

Or: 
$$T = \frac{T_t}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \quad \text{et} \quad P = \frac{P_t}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}$$

En remplaçant, on aura :

$$T_t \cdot P_t^{\frac{1-\gamma}{\gamma}} = cte \quad (\text{II-5})$$

Comme  $T_t = cte$  , cela entraine puisque l'évolution est réversible  $P_t = cte$

D'où :  $P_{t0} = P_{t1} = cte$  (conservation de la pression totale).

$$P_{t0} = P_{t1} \leftrightarrow P_0 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_0^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = P_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (\text{II-6})$$

### II.2.3. Calcul de l'entrée d'air :

L'avion est supposé au point fixe au sol ( $V_0 = 0$ ) dans ce cas, l'entrée d'air ne joue aucun rôle.

On a alors :

$$T_{t0} = T_{t1} = 288.15 \text{ K}$$

$$P_{t0} = P_{t1} = 1.013 \text{ bar}$$

#### Remarque :

Pour l'étude du moteur en vol, la surpression dynamique due à la vitesse de l'avion sera prise en compte grâce à un diffuseur d'entrée. Les équations qui permettront de calculé la température et la pression à l'entrée du diffuseur pour une altitude située entre

$0 > Z > 11000 \text{ m}$  (troposphère), sont données respectivement par [12] :

$$T_0 = T_{sol} - \frac{(k-1)g}{k r} Z \quad (\text{II-9})$$

$$P_0 = P_{sol} \left(1 - \frac{1}{T_{sol}} \frac{(k-1)g}{k r} Z\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (\text{II-10})$$

Avec :

$k = 1.235$  (Coefficient poly tropique)

$g = 9.81 \text{ m/s}^2$  (Accélération de la pesanteur)

$T_{sol} = 288.15 \text{ K}$

$P_{sol} = 1.013 \text{ bar}$

$r = 287 \text{ j/kg k}$

### II.3. Le compresseur :

Le compresseur est une machine qui procure de l'énergie cinétique à l'air qui le traverse et transforme cette énergie cinétique en énergie de pression. Son but principal est de fournir la quantité maximale d'air sous pression qui puisse être chauffée dans l'espace limité par la chambre de combustion dans les conditions minimales d'inflammations. [12]

Un compresseur devra également fournir la quantité d'air suffisante pour :

- Refroidir les parties les plus chaudes du moteur.
- Pressuriser les joints d'étanchéité.
- Les servitudes de l'avion (dégivrage, pressurisation, etc.).

#### II.3.1. Etude thermodynamique

##### ➤ Travail de compression

$1 \rightarrow 2$  : Compression réelle.

$1 \rightarrow 2_{is}$  : Compression isentropique.

$1 \rightarrow 2_{poly}$  : Compression poly tropique.

##### a) Travail réel du fluide transvasé :

Premier principe de la thermodynamique pour un système ouvert :

$$[W_C + Q]_1^2 = [\Delta H + \Delta E_c + \Delta E_p]_1^2 = (H_2 - H_1) + \frac{1}{2}(V_2^2 - V_1^2) + g(Z_2 - Z_1)$$

L'évolution étant adiabatique ( $Q = 0$ ) et ( $\Delta E_p$ ), Pas de dénivellation. L'équation se réduit à l'expression suivante :

$$W_c = \Delta H + \Delta E_c = (H_2 - H_1) + \frac{1}{2}(V_2^2 - V_1^2) = \left(H_2 + \frac{1}{2}V_2^2\right) - \left(H_1 + \frac{1}{2}V_1^2\right)$$

En posant :  $H_t = H + \frac{1}{2}V^2$  on obtient :

$$W_c = H_{t2} - H_{t1} = \Delta H_t \quad \text{(II-10)}$$

Pour un gaz parfait :  $H = C_p T$  on a :

$$W_c = C_p(T_2 - T_1) + \frac{1}{2}(V_2^2 - V_1^2) = C_p \left[ \left(T_2 + \frac{V_2^2}{2C_p}\right) - \left(T_1 + \frac{V_1^2}{2C_p}\right) \right]$$

$$W_c = C_p(T_{t2} - T_{t1}) \quad \text{(II-11)}$$

$T_{t1}$ : Température d'impact (totale) entrée compresseur.

$T_{t2}$ : Température d'impact (totale) sortie compresseur.

$C_p$ : Chaleur spécifique à pression constante de l'air.

Si de plus, la vitesse d'entrée compresseur égale a la vitesse sortie compresseur ( $V_1 = V_2$ )

$$W_c = C_p(T_2 - T_1) = H_2 - H_1 \quad \text{(II-12)}$$

### b) Travail isentropique du fluide transvasé :

Le travail de compression isentropique est donné par l'expression :

$$W_{cis} = H_{t2is} - H_{t1} \quad \text{(II-13)}$$

Pour un gaz parfait :

$$W_{cis} = C_p(T_{t2is} - T_{t1}) \quad \text{(II-14)}$$

Lors d'une compression isentropique (compression adiabatique, réversible), la pression et la température sont reliées par la loi  $P_t^{1-\gamma} \cdot T_t^\gamma = cte$ . On montre alors que la température en fin de compression isentropique est :

$$T_{t2is} = T_{t1} \left( \frac{P_{t2}}{P_{t1}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad \text{(II-15)}$$

Le travail de compression isentropique s'écrit alors :

$$W_{cis} = C_p T_{t1} \left( \frac{P_{t2}^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{P_{t1}} - 1 \right) \quad \text{(II-16)}$$

$\gamma$  : Exposant isentropique de l'air ( $\gamma = 1.4$ ).

### c) Travail poly tropique du fluide transvasé :

Pour une compression dite poly tropique (compression non adiabatique, réversible), on définit un chemin d'évolution du gaz suivant une loi  $P_t^{1-k} \cdot T_t^k = cte$ .  $k$  est appelé exposant poly tropique,  $k$  étant supérieur à  $\gamma$  dans le cas d'une compression  $k > \gamma$ . [12]

La température en fin d'évolution poly tropique est plus élevée que la température en fin d'évolution isentropique ( $T_{t2poly} > T_{t2is}$ ), elle est donnée par :

$$T_{t2poly} = T_{t1} \left( \frac{P_{t2}}{P_{t1}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad \text{(II-17)}$$

**Remarque :** Pour représenter l'évolution réelle avec refroidissement, On peut considérer les Evolutions poly tropiques aboutissent par définition au même état final que les transformations réelle ( $T_{t2poly} = T_{t2}$ ). [13]

Le travail de compression poly tropique est supérieur au travail de compression Isentropique ( $W_{C poly} > W_{C is}$ ), il s'écrit par analogie à la loi isentropique :

$$W_{C poly} = C_p T_{t1} \left( \frac{P_{t2}^{\frac{k-1}{k}}}{P_{t1}} - 1 \right) \quad \text{(II-18)}$$

**Remarque :**  $W_C > W_{C poly} > W_{C is}$  ce qui signifie, qu'une machine réversible exige un travail plus faible sur l'arbre qu'une machine réelle pour effectuer une compression. [12]

➤ **Puissance échangée**

a) **Puissance réelle fournie par le compresseur au fluide :**

$$p_c = \dot{m}_a W_C = \dot{m}_a C_P (T_{t2} - T_{t1}) \quad \text{(II-19)}$$

b) **Puissance isentropique fournie par le compresseur au fluide :**

$$p_{c\ is} = \dot{m}_a W_{C\ is} = \dot{m}_a C_P (T_{t2\ is} - T_{t1}) \quad \text{(II-20)}$$

c) **Puissance poly tropique fournie par le compresseur au fluide :**

$$p_{c\ poly} = \dot{m}_a W_{C\ poly} = \dot{m}_a C_P (T_{t2\ poly} - T_{t1}) \quad \text{(II-21)}$$

$\dot{m}_a$ : Débit d'air traversant le compresseur (en kg/s).

➤ **Rendement du compresseur**

Le rendement de compression compare le processus idéal (évolution réversible) et le processus réel au travers du travail nécessaire pour passer des conditions d'entrée aux conditions de sortie requises. On a donc par définition [12] :

$$\eta_c = \frac{\text{travail absorbé dans le cas idéal}}{\text{travail réellement absorbé}}$$

a) **Rendement isentropique de compression :**

$$\eta_{c\ is} = \frac{W_{C\ is}}{W_C} = \frac{C_P (T_{t2\ is} - T_{t1})}{C_P (T_{t2} - T_{t1})} \quad \text{(II-22)}$$

b) **Rendement poly tropique de compression :**

$$\eta_{c \text{ poly}} = \frac{W_{C \text{ poly}}}{W_C} = \frac{C_P(T_{t2 \text{ poly}} - T_{t1})}{C_P(T_{t2} - T_{t1})} \quad \text{(II-23)}$$

**Remarque :** le rendement poly tropique de compression est supérieur au rendement isentropique de compression ( $\eta_{c \text{ poly}} > \eta_{c \text{ is}}$ ).

Pour une compression élémentaire, le rendement poly tropique de compression est donné par :

$$\eta_{c \text{ poly}} = \frac{\frac{dP_t}{P}}{C_P \frac{dT_t}{T}} \quad \text{(II-24)}$$

Gaz parfait :

$$\left. \begin{array}{l} \rho = \frac{P}{r T} \\ \text{Et} \\ C_P = \frac{r \gamma}{\gamma - 1} \end{array} \right\} \eta_{c \text{ poly}} = \frac{\frac{r T}{P} dP_t}{C_P dT_t} = \frac{r}{C_P} \frac{\frac{dP_t}{P}}{\frac{dT_t}{T}} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{\frac{dP_t}{P}}{\frac{dT_t}{T}}$$

Delà, on peut tirer :

$$\frac{dP_t}{P} = \frac{\gamma}{\gamma - 1} \eta_{c \text{ poly}} \frac{dT_t}{T} \quad \text{(II-25)}$$

En intégrant de l'entrée (1) à la sortie (2) du compresseur, on obtient :

$$\frac{P_{t2}}{P_{t1}} = \left( \frac{T_{t2 \text{ poly}}}{T_{t1}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1} \eta_{c \text{ poly}}} \quad \text{(II-26)}$$

Que l'on peut écrire, puisque il s'agit d'une évolution poly tropique :

$$\frac{P_{t2}}{P_{t1}} = \left( \frac{T_{t2 \text{ poly}}}{T_{t1}} \right)^{\frac{k}{k - 1}} \quad \text{(II-27)}$$

A travers les deux dernières relations, on peut en déduire le rendement poly tropique qui a pour expression :

$$\eta_{c \text{ poly}} = \frac{k}{k-1} \frac{\gamma-1}{\gamma} \quad \text{(II-28)}$$

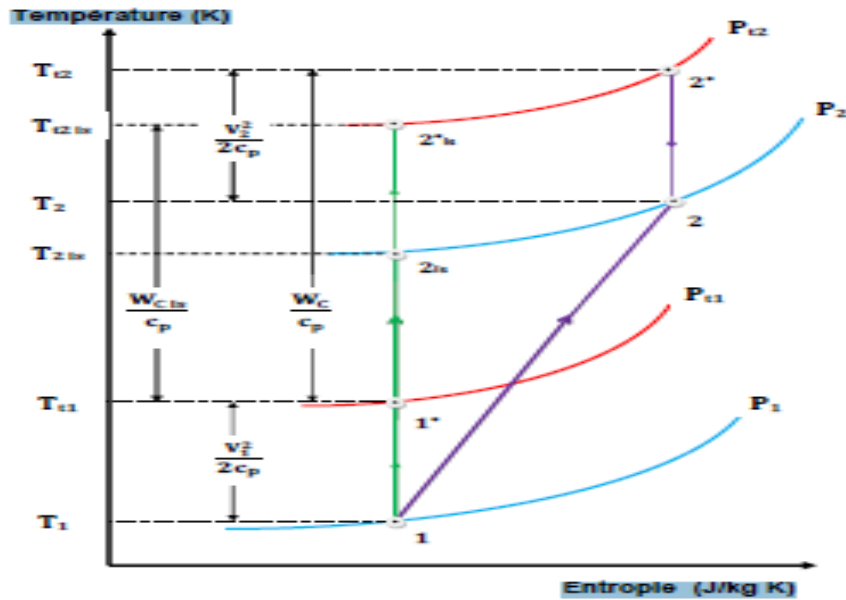


Figure (II - 5) : Diagramme (T - S) entrée-sortie compresseur

### II.3.2. Calcul du compresseur

$$P_{t1} = 1.013 \text{ bar}$$

$$T_{t1} = 288.15 \text{ K}$$

$$M_1 = 0.32$$

$$M_2 = 0.28$$

$$\gamma = 1.4$$

$$r = 287 \text{ J/kg.k}$$

$$C_p = 1000 \text{ J/kg.k}$$

$$\eta_{c \text{ is}} = 0.80$$

$$n = 11 \text{ étage}$$

$$\mu = 0.4 \text{ (coefficient manométrique)}$$

❖ Calcul de la température statique à l'entrée :

$$T_1 = \frac{T_{t1}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2\right)}$$

$$T_1 = 282.36 \text{ K}$$

- ❖ Calcul de la pression statique à l'entrée :

$$P_1 = \frac{P_{t1}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

$$P_1 = 0.943 \text{ bar}$$

- ❖ Calcul de la masse volumique à l'entrée :

$$\rho_1 = \frac{P_1}{r T_1}$$

$$\rho_1 = 1.163 \text{ kg/m}^3$$

- ❖ Calcul de la masse volumique totale à l'entrée :

$$\rho_{t1} = \rho_1 \left(\frac{\gamma - 1}{2} M_1^2\right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

$$\rho_{t1} = 1.223 \text{ kg/m}^3$$

- ❖ Calcul de la vitesse d'entrée :

$$V_1 = M_1 \sqrt{\gamma r T_1}$$

$$V_1 = 107.78 \text{ m/s}$$

- ❖ Calcul de la vitesse périphérique :

$$U = 2V_1$$

$$U = 215.56 \text{ m/s}$$

- ❖ Calcul de la variation d'enthalpie totale :

$$\Delta H_t = n \mu U^2$$

$$\Delta H_t = 204.450 \text{ kJ/kg}$$

- ❖ Calcul de la variation d'enthalpie totale par étage :

$$\Delta H_{t \text{ étage}} = \frac{\Delta H_t}{n}$$

$$\Delta H_{t \text{ étage}} = 18.586 \text{ kJ/kg}$$

- ❖ Calcul du travail de compression :

$$W_c = \Delta H_t = 204.450 \text{ kJ/kg}$$

- ❖ Calcul du taux de compression moyen par étage :

$$\tau_{moy} = \tau^{\frac{1}{11}}$$

$$\tau_{moy} = 1.15$$

- ❖ Calcul de la pression totale à la sortie :

$$P_{t2} = \tau P_{t1}$$

$$P_{t2} = 4.885 \text{ bar}$$

- ❖ Calcul de la pression statique à la sortie :

$$P_2 = \frac{P_{t2}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}}$$

$$P_2 = 4.626 \text{ bar}$$

- ❖ Calcul de la masse volumique à la sortie :

$$\rho_2 = \frac{P_2}{rT_2}$$

$$\rho_2 = 3.31 \text{ kg/m}^3$$

- ❖ Calcul de la masse volumique totale à la sortie :

$$\rho_{t2} = \rho_2 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2 \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}$$

$$\rho_{t2} = 3.44 \text{ kg/m}^3$$

## II.4. Chambre de combustion :

La chambre de combustion est une enceinte destinée à chauffer l'air qui sort du dernier étage du compresseur afin de lui apporter l'énergie nécessaire à faire mouvoir la ou les turbines et à donner suffisamment de poussée à la tuyère. Cet apport de chaleur se fait par la combustion de l'oxygène, de l'air (comburant) avec un carburant, du kérosène (hydrocarbure). En l'occurrence, elle doit être la plus complète possible et la répartition des températures dans les gaz la plus homogène possible. [8]

Il s'agit d'une pièce très complexe, très difficile à réaliser et à optimiser. En effet, de nombreux phénomènes physiques interviennent lors de la combustion et l'injection du carburant, la maîtrise de multiples notions physiques est donc nécessaire pour mettre au point une chambre performante. Etant donné la complexité des problèmes posés et les limites actuelles de la science, la chambre de combustion est essentiellement conçue de manière empirique. [8]

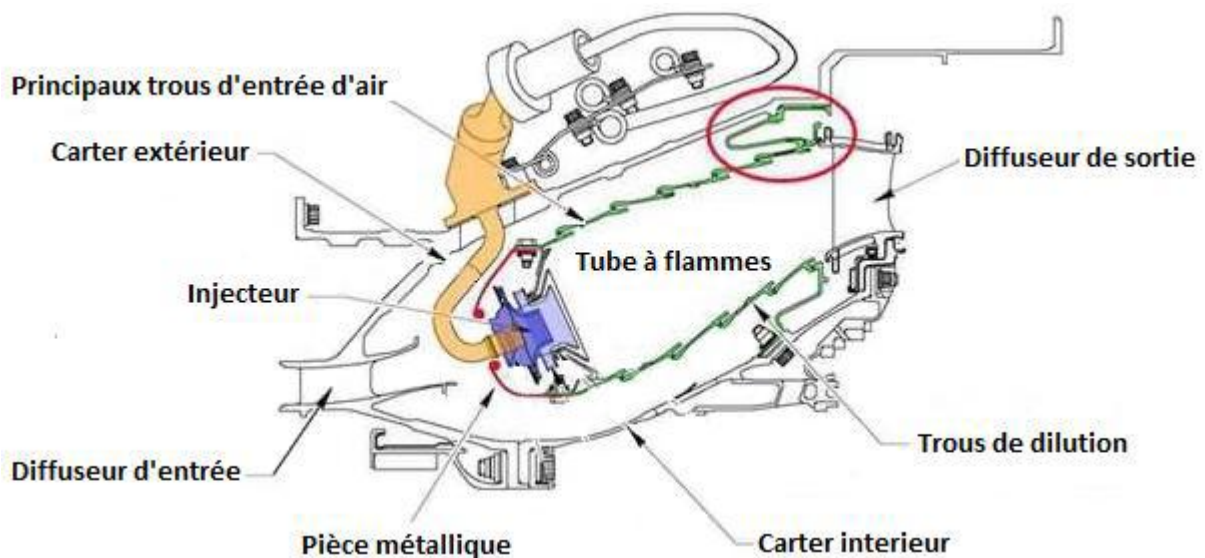


Figure (II - 6) : Coupe schématique d'une chambre de combustion

Les propriétés requises pour une chambre de combustion sont les suivantes :

- Combustion complète (moins d'imbrulés, moins polluante).
- Perte de pression totale faible.

- Stabilité du processus de combustion.
- Profil de température bien défini.
- Longueur et sections faibles.

Pourtant, la plupart de ces propriétés sont en compétition les unes avec les autres. Par conséquent, il faut faire des compromis lors de la conception d'une chambre de combustion.

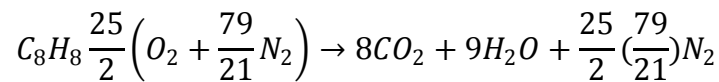
### II.4.1. Paramètres de base du processus de combustion :

Le processus de combustion fait intervenir le mélange (échelle moléculaire) air/carburant.

Le carburant doit être vaporisé et mélangé à l'air avant que la réaction chimique n'ait lieu. Une fois cette étape réalisée, le processus de combustion peut être lancé.

La combustion sert à transformer l'énergie chimique du carburant en énergie calorifique. Le composant chimique utilisé est l'octane de formule chimique de la forme  $C_nH_{2n+2}$

Considérons maintenant la combustion dans les conditions stœchiométriques de l'octane et de l'air, suivante :



En négligeant les autres éléments, L'air étant composé de 79% d'azote ( $N_2$ ) et de 21% d'oxygène ( $O_2$ ),

➤ **Le dosage :**

C'est le rapport du débit massique du carburant à celui de comburant qu'il lui est mélangé pour effectuer la combustion. [21]

$$f = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a} \quad (\text{II} - 29)$$

Pour les quantités stœchiométriques  $\dot{m}_{as}$ , on associe un rapport spécifique  $f_s$ , tel que [22] :

$$f_s = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_{as}} \quad (\text{II} - 30)$$

$\dot{m}_{as}$ : Débit d'air strictement nécessaire.

Le dosage stœchiométrique du kérosène est de 1/15 (1 kg de carburant pour 15 kg d'air).

$$f_s = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_{as}} = \frac{m(C_8H_{18})}{\frac{25}{2}(m(O_2) + \frac{79}{21}m(N_2))} = \frac{96 + 18}{\frac{25}{2}(32 + \frac{79}{21}(28))} = \frac{1}{15}$$

Masses molaires : N=28 ; O=16 ; C=12 ; H=1.

➤ **La richesse :**

C'est le rapport du dosage réel au dosage stœchiométrique que l'on note [21] :

$$r = \frac{f}{f_s} = \frac{\dot{m}_{as}}{\dot{m}_a} = \frac{\text{débit d'air strictement nécessaire}}{\text{débit d'air réellement utilisé}} \quad (\text{II} - 31)$$

$r > 1$  dans le cas d'un mélange air/carburant riche.

$r < 1$  dans le cas d'un mélange air/carburant pauvre.

➤ **Excès d'air :**

On définit le coefficient d'excès d'air comme l'inverse de la richesse [21] :

$$\lambda = \frac{1}{r} = \frac{\dot{m}_a}{\dot{m}_{as}} = \frac{\text{débit d'air réellement utilisé}}{\text{débit d'air strictement nécessaire}} \quad (\text{II} - 32)$$

## II.4.2. Etude thermodynamique :

Cette étude est basée sur les hypothèses suivantes :

- La chambre de combustion étant calorifugée.
- Les pertes de pression sont insignifiantes.
- L'écoulement est permanent et continue.

Le bilan énergétique de la chambre de combustion est donné par l'équation suivante :

$$\dot{m}_a H_{t2} + \eta_{cc} \dot{m}_c PCI = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) H_{t3} \quad (\text{II} - 33)$$

En divisant l'équation (II - 33) par on obtient :

$$H_{t2} + \eta_{cc} f PCI = (1 + f) H_{t3} \quad (\text{II} - 34)$$

Le dosage réel s'exprime :

$$f = \frac{H_{t3} - H_{t2}}{\eta_{cc} PCI - H_{t3}} \quad (\text{II} - 35)$$

$\eta_{cc}$ : Rendement de la chambre de combustion.

$PCI$ : Pouvoir calorifique inférieure du combustible.

On appelle pouvoir calorifique d'un combustible la quantité de chaleur fournie ou dégagée par la combustion complète de 1 kg de combustible. [21]

Le pouvoir calorifique est dit inférieur si l'on suppose refroidir à 100°C les produits de combustion sans condensation de la vapeur d'eau (l'eau est à l'état vapeur). [21]

Pour les hydrocarbures, le pouvoir calorifique inférieur est donné par [21]

$$PCI = 36958.75 + 36726.31 \frac{H}{C} \left( \frac{kJ}{kg} \right) \quad (\text{II} - 36)$$

$$\frac{H}{C} = \frac{1. m}{12. n}$$

Pour le kérosène ( $C_8H_{18}$ ) on a ::  $n=8$  et  $m=18 \rightarrow PCI \approx 44000$  kJ/kg

➤ **Température totale a la sortie de la chambre de combustion :**

En posant  $H_t = C_p T_t$  dans (II - 64) on trouve :

$$T_{t3} = \frac{C_p T_{t2} + \eta_{cc} f PCI}{C_{pg} (1+f)} \quad (\text{II} - 37)$$

Avec :

- Chaleur massique de l'air.
- Chaleur massique moyenne des gaz de combustion.

Afin de calculé la chaleur massique dans le domaine des températures intéressant les turboréacteurs (300 à 2000 K), on peut utiliser soit, des formulations empiriques. [13]

Pour l'air :

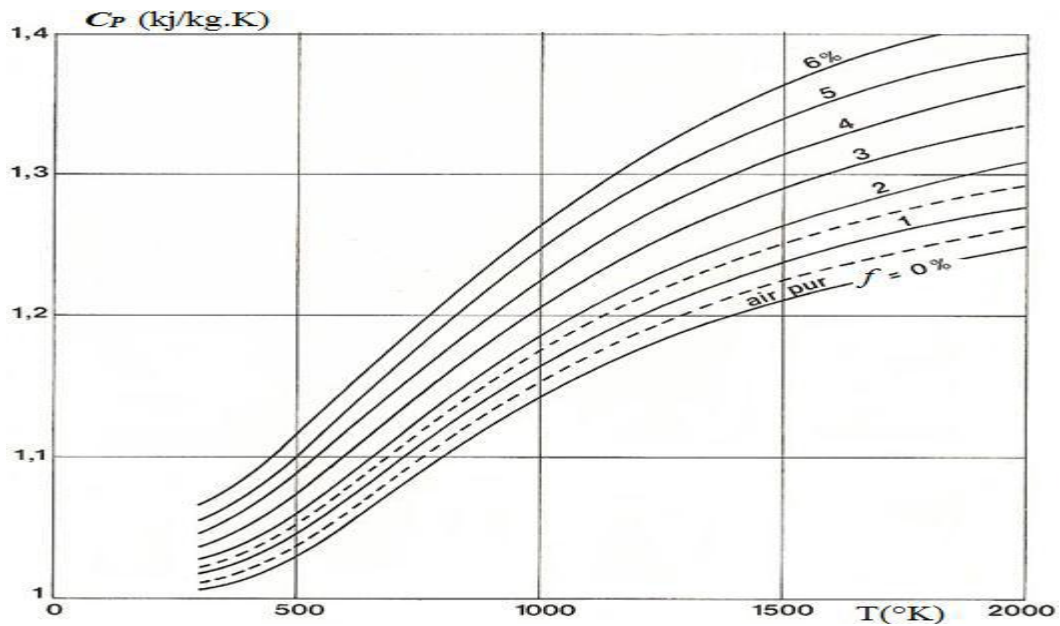
$$C_p = 53.442 \theta^4 - 29.355 \theta^3 - 89.592 \theta^2 + 155.139 \theta + 1163.102 \left( \frac{j}{kg.K} \right) \quad (\text{II} - 38)$$

$$\theta = \frac{T-1125}{875} \quad (\text{II} - 39)$$

Pour les gaz de combustion :

$$C_{Pg} = 0.9718 + \frac{0.0414}{\lambda} + \left[ \frac{0.0536}{\lambda} + 0.0927 \right] \frac{T}{1000} \left( \frac{kJ}{kg.K} \right) \quad (\text{II} - 40)$$

Soit, des abaques appropriés, permettant de simplifier les calculs. [13]



**Figure (II - 7) :** Diagramme de variation de  $C_p=f(T)$  pour l'air et les gaz de combustion du Kérosène

Pour l'air :  $\gamma = \frac{C_p}{C_p - r}$ , pour le gaz de combustion :  $\gamma' = \frac{C_{Pg}}{C_{Pg} - r}$

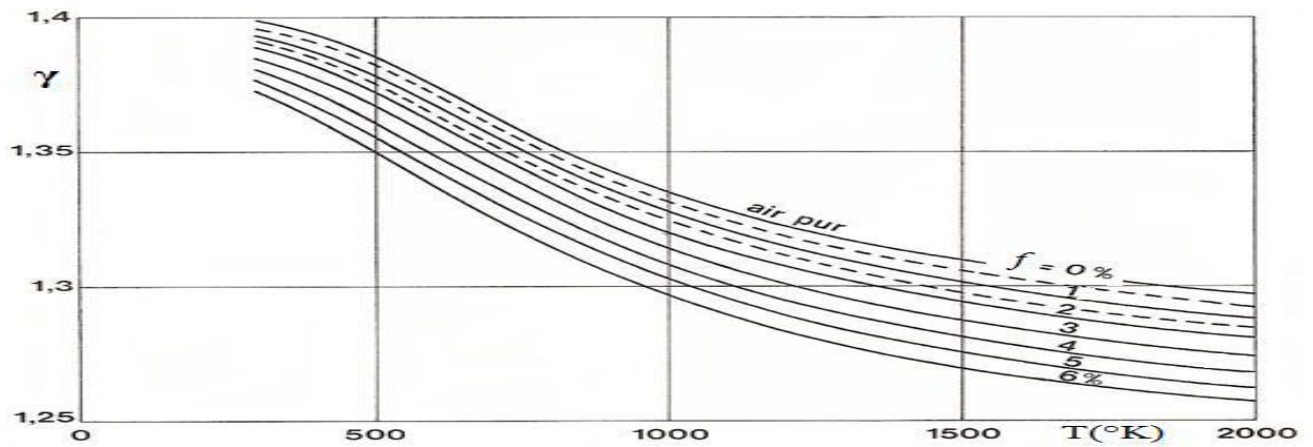


Figure (II - 8) : Diagramme de variation de  $\gamma=f(T)$  pour l'air et les gaz de combustion du Kérosène

➤ **Puissance mise en jeu dans la chambre de combustion**

En utilisant le premier principe :

$$[W_{CC} + Q_{CC}]_2^3 = [\Delta H + \Delta E_C + \Delta E_P]_2^3$$

Sachant que le travail de combustion étant nul  $W_{CC} = 0$ ; le terme  $\Delta E_P$  étant négligé, on a :

$$Q_{CC} = \Delta H + \Delta E_C = (H_3 - H_2) + \frac{1}{2}(V_3^2 - V_2^2)$$

On pose :  $H = C_p T$

La chaleur dégagée par combustion à pour expression :

$$Q_{CC} = (C_{Pg} T_{t3} - C_p T_{t2}) \quad (\text{II - 41})$$

La puissance de combustion est donnée par :

$$\mathcal{P}_{CC} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c)(C_{Pg} T_{t3} - C_p T_{t2}) \quad (\text{II - 42})$$

➤ **Consommation massique horaire**

$$CH = \dot{m}_c 3600 \quad (\text{II - 43})$$

➤ **Nombre de mach à la sortie de la chambre de combustion**

Le débit d'air admis dans la chambre de combustion et celui des gaz de combustion sont donnés respectivement par :

$$\dot{m}_a = \rho_2 V_2 S_2 \quad (\text{II} - 44)$$

$$\dot{m}_a + \dot{m}_c = \rho_3 V_3 S_3 \quad (\text{II} - 45)$$

Généralement :  $S_2 \approx S_3$

Les équations (II - 73) et (II - 74) conduisent à :

$$\frac{\rho_3}{\rho_2} = (1 + f) \frac{V_2}{V_3} \quad (\text{II} - 46)$$

A partir de l'équation des gaz parfaits on obtient :

$$\frac{P_3}{P_2} = \frac{\rho_3 r_3 T_3}{\rho_2 r_2 T_2} = (1 + f) \frac{V_2 r_3 T_3}{V_3 r_2 T_2} \quad (\text{II} - 47)$$

En introduisant les nombres de mach on aura :

$$\frac{P_3}{P_2} = \left( \frac{\gamma}{\gamma'} \right)^{\frac{1}{2}} \frac{M_2}{M_3} \left( \frac{r_3 T_3}{r_2 T_2} \right)^{\frac{1}{2}} (1 + f) \quad (\text{II} - 48)$$

D'après la relation de Religh on a :

$$\frac{P_3}{P_2} = \frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma' M_3^2} \quad (\text{II} - 49)$$

La combinaison des relations (III - 77) et (III - 78) donne :

$$\frac{(\gamma')^{\frac{1}{2}} M_3}{1 + \gamma' M_3^2} = \frac{(\gamma)^{\frac{1}{2}} M_2}{1 + \gamma M_2^2} \left( \frac{r_3 T_3}{r_2 T_2} \right)^{\frac{1}{2}} (1 + f) \quad (\text{II} - 50)$$

Cette relation nous permet de calculer le nombre de mach. [22]

### II.4.3. Calcul de la chambre de combustion :

Les paramètres nécessaires au calcul de la chambre de combustion sont :

- $T_{t2} = 492.6 \text{ K}$
- $T_2 = 486.8 \text{ K}$
- $M_3 = 0.36$
- $P_3 = 3.680 \text{ bar}$
- $\dot{m}_a = 42 \text{ kg/s}$
- $\dot{m}_c = 0.84 \text{ kg/s}$
- $\eta_{CC} = 0.98$
- $PCI = 44000 \text{ kJ/kg}$
- $r = 287 \text{ J/kg K}$  (pour l'air et le kérosène)
- $\gamma = 1.38$  et  $C_p = 1.03 \text{ kJ/kg K}$  pour l'air frais.
- $\gamma' = 1.30$  et  $C_{pg} = 1.22 \text{ kJ/kg K}$  pour les gaz chauds.

#### ❖ Calcul du dosage réel :

$$f = \frac{\dot{m}_c}{\dot{m}_a}$$

$$f = 0.02$$

#### ❖ Calcul de la température totale à la sortie :

$$T_{t3} = \frac{C_p T_{t2} + \eta_{CC} f PCI}{C_{pg} (1 + f)}$$

$$T_{t3} = 1100.75 \text{ K}$$

❖ **Calcul de la température statique à la sortie :**

$$T_3 = \frac{T_{t3}}{\left(1 + \frac{\gamma' - 1}{2} M_3^2\right)}$$

$$T_3 = 1079.75 \text{ K}$$

❖ **Calcul de la vitesse de sortie :**

$$V_3 = M_3 \sqrt{\gamma' r T_3}$$

$$V_3 = 288.5 \text{ m/s}$$

❖ **Calcul de la pression totale à la sortie :**

$$P_{t3} = P_3 \left(1 + \frac{\gamma' - 1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}}$$

$$P_{t3} = 4 \text{ bar}$$

❖ **Calcul de la masse volumique à la sortie :**

$$P_{t3} = P_3 \left(1 + \frac{\gamma' - 1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}}$$

$$P_{t3} = 4 \text{ bar}$$

❖ **Calcul de la masse volumique à la sortie :**

$$\rho_3 = \frac{P_3}{r T_3}$$

$$\rho_3 = 1.187 \text{ kg/m}^3$$

❖ **Calcul de la masse volumique totale à la sortie :**

$$\rho_{t3} = \rho_3 \left( 1 + \frac{\gamma' - 1}{2} M_3^2 \right)^{\frac{1}{\gamma' - 1}}$$

$$\rho_{t3} = 1.265 \text{ kg/m}^3$$

❖ **Calcul de la consommation horaire :**

$$CH = \dot{m}_c \cdot 3600$$

$$CH = 3024 \frac{\text{kg}}{\text{h}}$$

❖ **Calcul de la puissance de combustion :**

$$\mathcal{P}_{CC} = (\dot{m}_a + \dot{m}_c)(C_{Pg}T_{t3} - C_pT_{t2})$$

$$\mathcal{P}_{CC} = 35794.4 \text{ kW}$$

## II.5. La turbine :

Le principal rôle de la turbine est de détendre les gaz pour pouvoir entraîner le compresseur. Pour ce faire, elle transforme l'énergie cinétique et thermique des gaz sortants de la chambre de combustion en énergie mécanique.

Un étage de turbine est constitué d'un aubage fixe « distributeur » suivi d'un aubage mobile « roue ou rotor ». La turbine et le compresseur sont reliés par un arbre de transmission creux, dans le cas des réacteurs à double corps, les arbres qui relient turbine et compresseur basse et haute pression sont concentriques.

Les déviations de l'écoulement et les variations de pression dans un étage de turbine sont beaucoup plus importantes que dans un étage de compresseur. C'est ainsi qu'un seul étage de turbine (ou 2) peut entraîner près d'une dizaine d'étages de compresseur. [8]

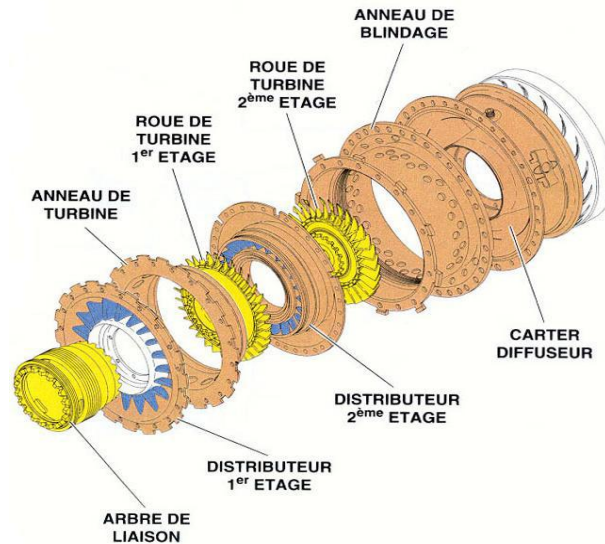


Figure (II - 9) : Schéma d'une turbine

### II.5.1. Etude thermodynamique :

#### ➤ Travail de détente

3→4: détente réelle.

3→4<sub>is</sub>: détente isentropique.

3→4<sub>poly</sub>: détente poly tropique.

#### a) Travail réel de détente :

Premier principe de la thermodynamique pour un système ouvert :

$$[W_T + Q]_3^4 = [\Delta H + \Delta E_C + \Delta E_P]_3^4 = (H_4 - H_3) + \frac{1}{2}(V_4^2 - V_3^2) + g(Z_4 - Z_3)$$

L'évolution étant adiabatique ( $Q = 0$ ), Pas de dénivellation  $\Delta E_P = 0$ .

$$W_T = \left( H_4 - \frac{1}{2}V_4^2 \right) - \left( H_3 - \frac{1}{2}V_3^2 \right)$$

En posant :  $H_t = H + \frac{1}{2}V^2$  (enthalpie totale), on obtient :

$$W_T = H_{t4} - H_{t3} = \Delta H_t \quad \text{(II - 51)}$$

Pour un gaz parfait :  $H = C_{Pg} T$

$$W_T = C_{Pg} (T_{t4} - T_{t3}) \quad (\text{II - 52})$$

$T_{t3}$ : Température totale à l'entrée de la turbine.

$T_{t4}$ : Température totale à la sortie de la turbine.

$C_{Pg}$ : Chaleur massique moyenne des gaz de combustion.

**Remarque :** le travail de la turbine  $W_T < 0$  car il s'agit d'une détente

Si les vitesses dans la turbine sont de même ordre de grandeur ( $V_3=V_4$ ):

$$W_T = C_{Pg} (T_4 - T_3) = H_4 - H_3 \quad (\text{II - 53})$$

#### a) Travail de détente isentropique:

Le travail de détente isentropique est donné par :

$$W_{T is} = C_{Pg} (H_{t4 is} - H_{t3}) \quad (\text{II - 54})$$

Pour un gaz parfait :

$$W_{T is} = C_{Pg} (T_{t3 is} - T_{t3}) \quad (\text{II - 55})$$

$$W_{T is} = C_{Pg} T_{t3} \left( \frac{T_{t4 is}}{T_{t3}} - 1 \right) \quad (\text{II - 56})$$

La loi retenue pour d'écrire cette évolution isentropique est la loi de Laplace :

$$P_{t3}^{1-\gamma'} \cdot T_{t3}^{\gamma'} = P_{t4}^{1-\gamma'} \cdot T_{t4 is}^{\gamma'} \Rightarrow \frac{T_{t4 is}}{T_{t3}} = \left( \frac{P_{t3}}{P_{t4}} \right)^{\frac{1-\gamma'}{\gamma'}}$$

$$\tau = \frac{P_{t3}}{P_{t4}} \quad (\text{II - 57})$$

Le travail de détente isentropique s'écrit alors :

$$W_{T is} = C_{Pg} T_{t3} \left( \tau^{\frac{1-\gamma'}{\gamma'}} - 1 \right) \quad (\text{II - 58})$$

Avec :

$\tau$ : Taux de détente dans la turbine.

$\gamma'$ : Exposant isentropique moyen des gaz de combustion.

$$\gamma' = \frac{C_{Pg}}{C_{Pg} - r} \quad (\text{II - 59})$$

**Remarque :** il se trouve que, pour le kérosène la valeur de  $r$  est pratiquement celle de l'air sec, ce qui simplifie les calculs.[13]

### c) Travail de détente poly tropique:

Pour une évolution poly tropique, il suffit de remplacer l'exposant isentropique( $\gamma'$ ) par l'exposant polytropique( $k$ ) on aura donc :

$$W_{T poly} = C_{Pg} T_{t3} \left( \tau^{\frac{1-k}{k}} - 1 \right) \quad (\text{II - 60})$$

**Remarque :** dans le cas d'une détente :  $k < \gamma'$  [12]

La détente poly tropique fournit au niveau de l'arbre de la turbine un travail inférieur à celui que fournirait une détente isentropique ( $W_{T poly} < W_{T is}$ ).[3]

## ➤ Puissance récupérée

### a) Puissance réelle fournie par les gaz à la turbine :

$$\mathcal{P}_T = (\dot{m}_a - \dot{m}_c) \|W_T\| \quad (\text{II - 61})$$

### b) Puissance isentropique fournie par les gaz à la turbine:

$$\mathcal{P}_{T is} = (\dot{m}_a - \dot{m}_c) \|W_{T is}\| \quad (\text{II - 62})$$

### c) Puissance poly tropique fournie par les gaz à la turbine:

$$\mathcal{P}_T poly = (\dot{m}_a - \dot{m}_c) \|W_T poly\| \quad (\text{II - 63})$$

$\dot{m}_a$  et  $\dot{m}_c$ : Respectivement, débit d'air et débit du carburant (en kg/s).

**Remarque :** Si on néglige les frottements des roulements, la puissance nécessaire pour entraîner le compresseur, est égale à celle que doit fournir la turbine, c'est à dire :

$$\mathcal{P}_C = \mathcal{P}_T \Leftrightarrow \dot{m}_a W_C = (\dot{m}_a + \dot{m}_c) \|W_T\| \quad (\text{II - 64})$$

**Rendement de détente :**

Le rendement de détente est le rapport de l'énergie réellement récupérer par la turbine à celle qu'elle aurait théoriquement dû recevoir [17]:

a) **Rendement isentropique :**

$$\eta_{T is} = \frac{W_T}{W_{T is}} \quad (\text{II - 65})$$

b) **Rendement poly tropique:**

$$\eta_{T poly} = \frac{W_T}{W_{T poly}} \quad (\text{II - 66})$$

En prenant compte des détente partielles dans chaque étage, le rendement poly tropique de détente est donné par :

$$\eta_{T poly} = \frac{C_{Pg} dT_t}{\frac{dP_t}{\rho}} \quad (\text{II - 67})$$

Gaz parfait :

$$\rho = \frac{P}{r T}$$

et

$$1 \quad C_{Pg} = \frac{r \gamma'}{\gamma' - 1}$$

$$\eta_{R poly} = \frac{C_{Pd} dT_t}{\frac{r T}{P} dP_t} = \frac{C_{Pg} \frac{dT_t}{T}}{r \frac{dP_t}{P}} = \frac{\gamma'}{\gamma' - 1} \frac{dT_t}{P}$$

$$\frac{dP_t}{P} = \frac{\gamma'}{\gamma' - 1} \frac{1}{\eta_{T poly}} \frac{dT_t}{T} \quad (\text{II - 68})$$

En intégrant de l'entrée (3) à la sortie (4) de la turbine, on obtient :

$$\frac{P_{t4}}{P_{t3}} = \left(\frac{T_{t4}}{T_{t3}}\right)^{\frac{1}{\eta_{T poly} \gamma' - 1}} \quad (\text{II -69})$$

Que l'on peut écrire, puisque il s'agit d'une évolution poly tropique :

$$\frac{P_{t4}}{P_{t3}} = \left(\frac{T_{t4 poly}}{T_{t3}}\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (\text{II -70})$$

Des deux dernières relations, on déduit le rendement poly tropique qui a pour expression :

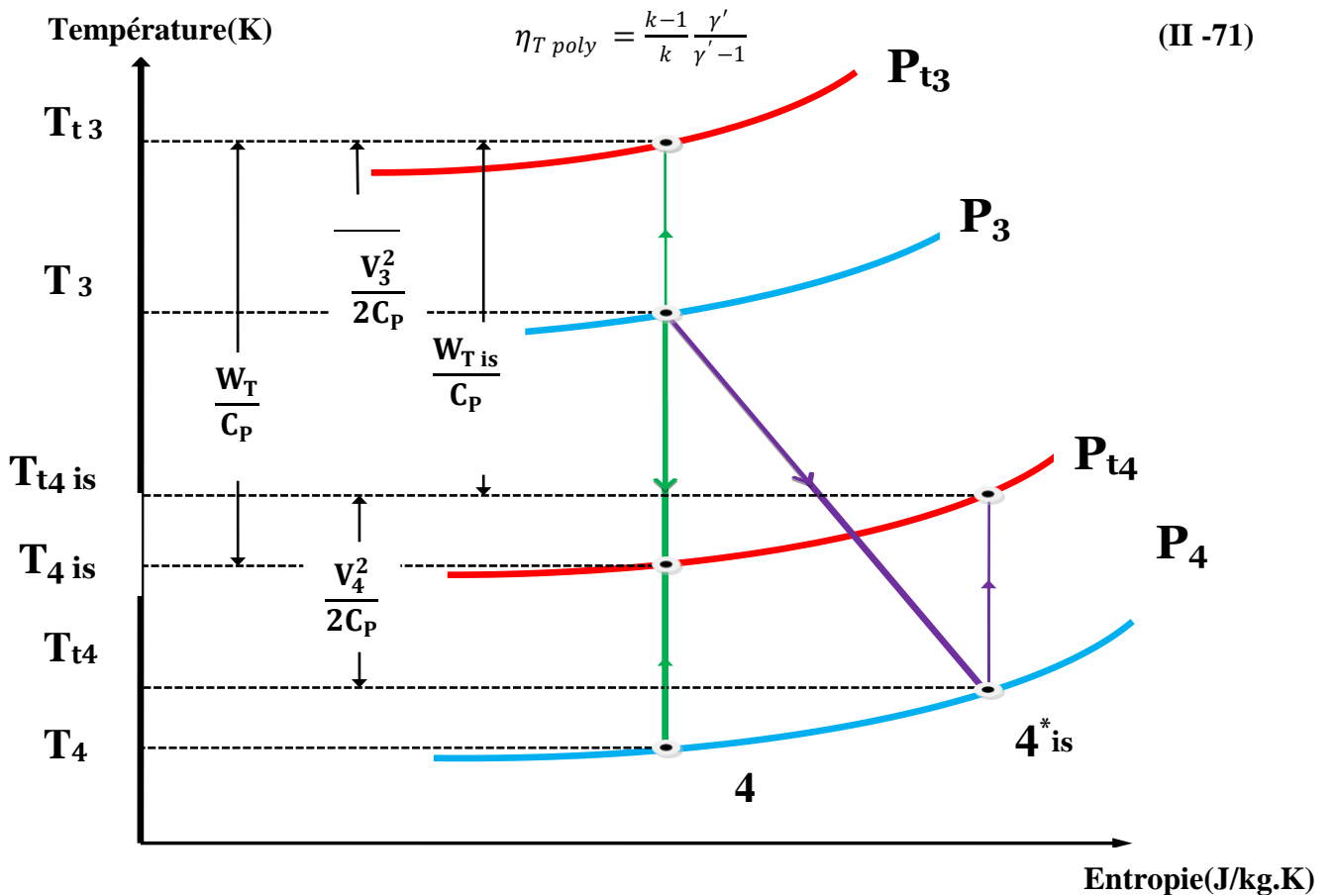


Figure (II - 10) : Diagramme (T - S) entrée-sortie turbine

## II.5.2. Calcul de la turbine :

$$\triangleright P_{t3} = 4 \text{ bar}$$

$$\triangleright P_3 = 3.68 \text{ bar}$$

$$\triangleright T_{t3} = 1100.75 \text{ K}$$

$$\triangleright T_3 = 1079.75 \text{ K}$$

$$\triangleright M_4 = 0.40$$

$$\triangleright \eta_{T \text{ is}} = 0.87$$

$$\triangleright r = 287 \text{ J/kg.K}$$

$$\triangleright n = 2 \text{ étages}$$

$$\triangleright W_C = 204.450 \text{ kJ/kg}$$

$$\triangleright \dot{m}_a = 42 \text{ kg/s}$$

$$\triangleright \dot{m}_c = 0.87 \text{ kg/s}$$

$$\triangleright \gamma' = 1.32 \text{ (coefficient isentropique moyen)}$$

$$\triangleright C_{Pg} = 1.15 \text{ kJ/kg.K (chaleur massique moyenne)}$$

❖ **Calcul du travail de détente :**

$$W_T = \frac{\dot{m}_a W_C}{(\dot{m}_a + \dot{m}_c)}$$

$$W_T = -200.44 \text{ kj/kg}$$

❖ **Calcul du travail de détente isentropique :**

$$W_{T \text{ is}} = \frac{W_T}{\eta_{T \text{ is}}}$$

$$W_{T \text{ is}} = -230.4 \text{ kj/kg}$$

❖ **Calcul de la température totale à la sortie:**

$$T_{t4} = \frac{W_T}{C_{Pg}} + T_{t3}$$

$$T_{t4} = 926.45 \text{ K}$$

❖ **Calcul de la température statique à la sortie :**

$$T_4 = \frac{T_{t4}}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_4^2\right)}$$

$$T_4 = 903.32 \text{ K}$$

❖ **Calcul de la température isentropique totale à la sortie :**

$$T_{t4 \text{ is}} = \frac{W_{T \text{ is}}}{C_{Pg}} + T_{t3}$$

$$T_{t4 \text{ is}} = 900.4 \text{ K}$$

❖ **Calcul du taux de détente :**

$$\tau = \left( \frac{T_{t4 is}}{T_{t3}} \right)^{\frac{\gamma'}{1-\gamma'}}$$

$$\tau = 2.290$$

❖ **Calcul de la pression totale à la sortie :**

$$P_{t4} = \frac{P_{t3}}{\tau}$$

$$P_{t4} = 1.746 \text{ bar}$$

❖ **Calcul de la pression statique à la sortie :**

$$P_4 = \frac{P_{t4}}{\left( 1 + \frac{\gamma' - 1}{\gamma' 2} M_4^2 \right)^{\frac{\gamma'}{\gamma' - 1}}}$$

$$P_4 = 1.573 \text{ bar}$$

❖ **Calcul de la masse volumique à la sortie :**

$$\rho_4 = \frac{P_4}{r T_4}$$

$$\rho_4 = 0.606 \text{ kg/m}^3$$

❖ **Calcul de la masse volumique totale à la sortie :**

$$\rho_{t4} = \rho_4 \left( 1 + \frac{\gamma' - 1}{2} M_4^2 \right)^{\frac{1}{\gamma' - 1}}$$

❖ **Calcul de la vitesse à la sortie :**

$$V_4 = M_4 \sqrt{\gamma' r T_4}$$

$$V_4 = 234 \text{ m/s}$$

## Chapitre III : Banc d'Essai Experimental

Après l'étude théorique de la tuyère convergente-divergente dans le chapitre II, nous allons exposer les différents dispositifs expérimentaux et moyens de mesure utilisés.

### III.1. Compresseur et réservoir de stockage de l'air comprimé :

L'installation expérimentale utilisée est composée d'un compresseur volumétrique de marque Schneider dont la pression du réservoir peut atteindre 16 Bar, mais la zone des pressions est limitée à 11 bar.



Figure (III.1): Vue générale du compresseur générateur de hautes pressions.

La sortie du gaz comprimé à partir du grand réservoir est contrôlée avec une vanne qui permet de laisser passer ou d'arrêter le gaz comprimée selon les besoins voir figure (III.2).



Figure(III.2): Vanne en position ouverte

La conduite issue de cette vanne débite directement dans une enceinte fermée appelé état générateur dont le niveau de pression indiqué par le manomètre n°01 est exactement le même que celui du grand réservoir.



Figure (III.3) : Vue externe de l'état générateur.

Ceci est le manomètre qui indique la pression qui du compresseur, elle est ensuite dirigée vers la veine d'essai afin d'entamer les calculs.



Figure(III.4) : chambre de tranquillisation reliée par une tige à la balance aérodynamique accompagnée d'un manomètre et d'une tuyère convergente.

## III.2. La maquette :

Elle est composé d'une :

### III.2.1. Tuyère convergente :

Diamètre (D)	16 mm
Diamètre (d)	6 mm
Langueur	5 cm

Tableau (III.1) : coordonné de la tuyère



Figure (III.5) : Forme conique de la Tuyère convergente réalisée

### III.2.2. chambre de tranquillisation :

La tuyère est couplée à la chambre de tranquillisation qui est sous forme d'un cylindre de volume  $452,16 \text{ cm}^3$ , elle est percée par le haut d'un tube en cuivre a fin de calculer la pression qui passe à travers à l'aide d'un manomètre de précision.



Figure (III.6) : Dispositif réalisé fixé à la balance aérodynamique

Le jet d'air qui sort de la tuyère est dirigé vers une feuille de plexiglas considérée comme étant le sol, elle est munie de 17 prises de pression reliées via des tubes en plastique à un multi manomètre, ce qui nous permet de prélever les pression de chaque prise.

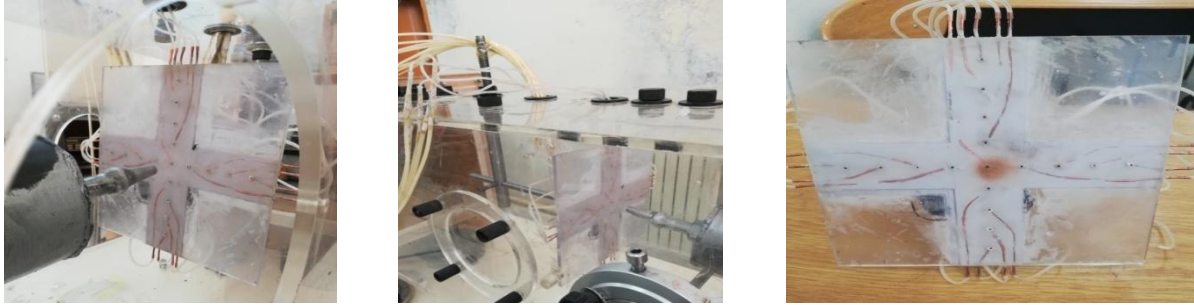


Figure III.7 : plaque avec prises de pression.

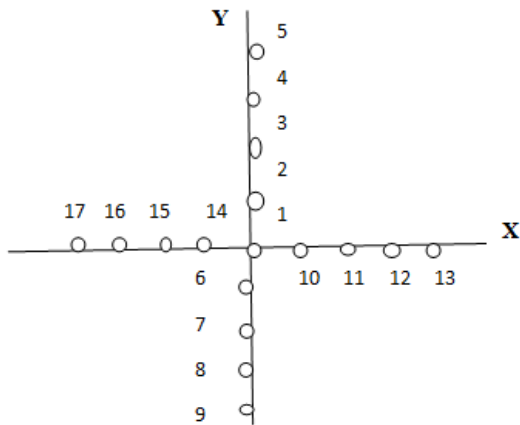


Figure (III.8) : Disposition des prises de pression sur la face de la plaque de Plexiglas.

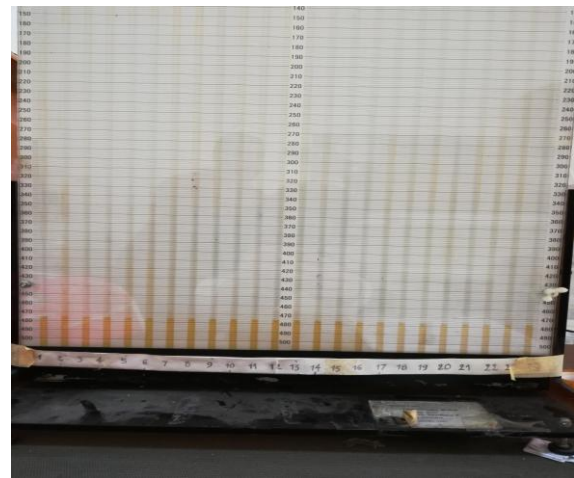
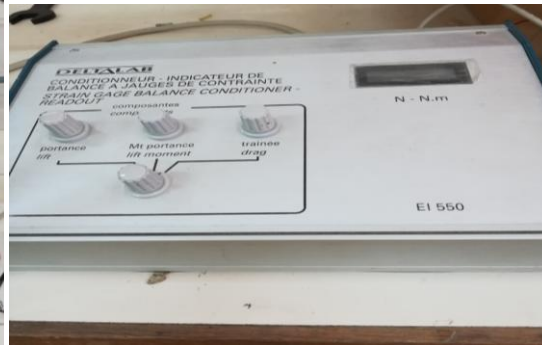


Figure (III.9) : Dispositif de calcul de la pression d'air émanant des différents points du sol

Pour la mesure de la force de poussée on relié le dispositif directement à la balance aérodynamique (voir figure III.11 ci-dessous).



**Figure (III.10) :** Balance aérodynamique



**Figure (III.11) :** Indicateur de contrainte pour la mesure de la poussée.

**III.3. Les tableaux de valeurs obtenues de l'installation :**

	<b>P<sub>1</sub>=1bars</b>			<b>P<sub>2</sub>=2bars</b>			<b>P<sub>3</sub>=3bars</b>		
cm	H1=20	H2=30	H3=40	H1=20	H2=30	H3=40	H1=20	H2=30	H3=40
mm d'huile	Pi1	Pi2	Pi3	Pi4	Pi5	Pi6	Pi7	Pi8	Pi9
<b>1</b>	510	495	485	512	510	502	510	510	510
<b>2</b>	496	486	486	500	482	499	490	479	495
<b>3</b>	475	474	483	480	469	486	425	438	478
<b>4</b>	472	471	479	439	464	478	400	439	465
<b>5</b>	470	470	481	462	460	472	390	436	459
<b>6</b>	490	489	481	501	509	482	513	514	508
<b>7</b>	471	478	477	470	480	475	458	453	480
<b>8</b>	472	471	478	460	465	471	452	438	460
<b>9</b>	470	470	475	410	461	479	428	435	513
<b>10</b>	497	485	486	510	500	498	511	512	513
<b>11</b>	474	473	480	463	467	488	495	498	509
<b>12</b>	472	470	478	451	470	482	491	431	480
<b>13</b>	465	468	473	414	428	451	440	382	427
<b>14</b>	489	477	482	476	477	490	478	450	486
<b>15</b>	472	470	476	432	467	480	467	423	471
<b>16</b>	472	469	470	430	432	473	425	422	460
<b>17</b>	368	469	473	399	436	464	430	402	462

**Tableau (III.2) :** Valeurs expérimentales obtenues avec l'installation

Pression (bar)	H1=20cm	P1 = 0.5	P2 = 1	P3=1.5	P4=2	P5=2.5	P6 = 3
Trainée (N-N.m)		0.41	0.58	0.86	1.35	1.74	2.44
Pression (bar)	H2=30cm	P1 = 0.5	P2 = 1	P3=1.5	P4=2	P5=2.5	P6 = 3
Trainée (N-N.m)		0.43	0.65	1.09	1.49	1.78	2.49
Pression (bar)	H3=40cm	P1 = 0.5	P2 = 1	P3=1.5	P4=2	P5=2.5	P6 = 3
Trainée (N-N.m)		0.52	0.74	1.12	1.51	1.81	2.51

**Tableau (III. 3) :** Valeurs expérimentales de la trainée en fonction de la pression obtenues avec l'installation

#### III.4. La trainée sans la plaque de plexiglas

Pression (bar)	1	2	3	4	5
La trainé (N – N.m)	0.50	1.41	2.50	3.55	4.65

**Tableau (III. 4) :** Valeurs expérimentales de la trainée en fonction de la pression obtenues sans le sol avec l'installation

## Chapitre IV : Analyse des Résultats Expérimentaux

Nous avons utilisé le programme Excel afin de dessiner les courbes on nous aidant des valeurs expérimentales calculé lors des essais expérimentaux.

### IV.1. Evolution de la pression au sol pour une pression de la chambre $P_1=1\text{bars}$

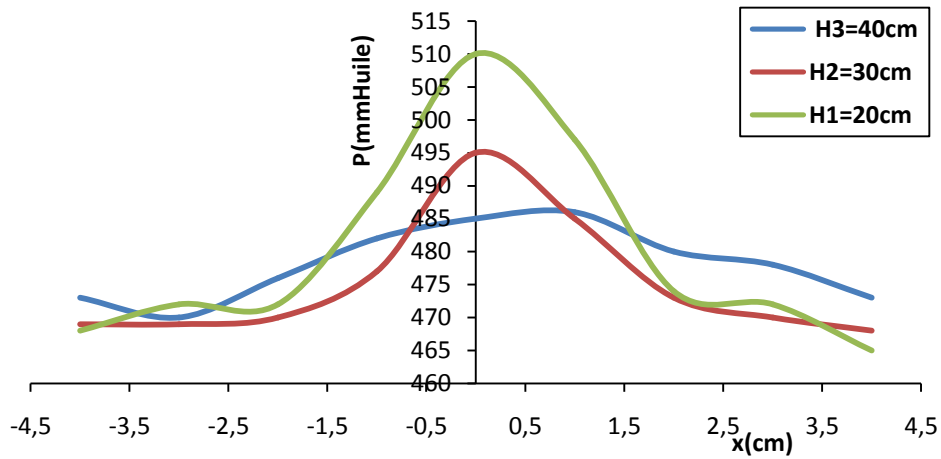


Figure (IV.1): Evolution de la pression au sol suivant ox.

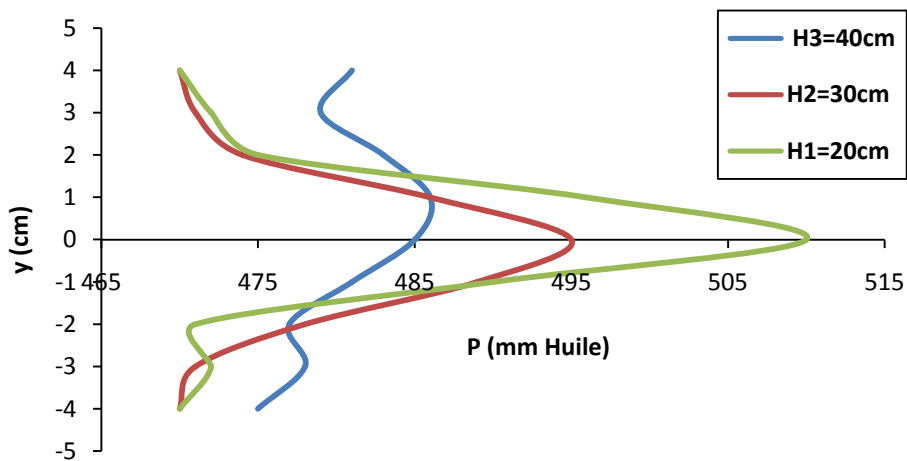


Figure (IV.2) : Evolution de la pression au sol suivant oy.

## IV.2. Evolution de la pression au sol pour une pression de la chambre $P_2=2\text{bars}$

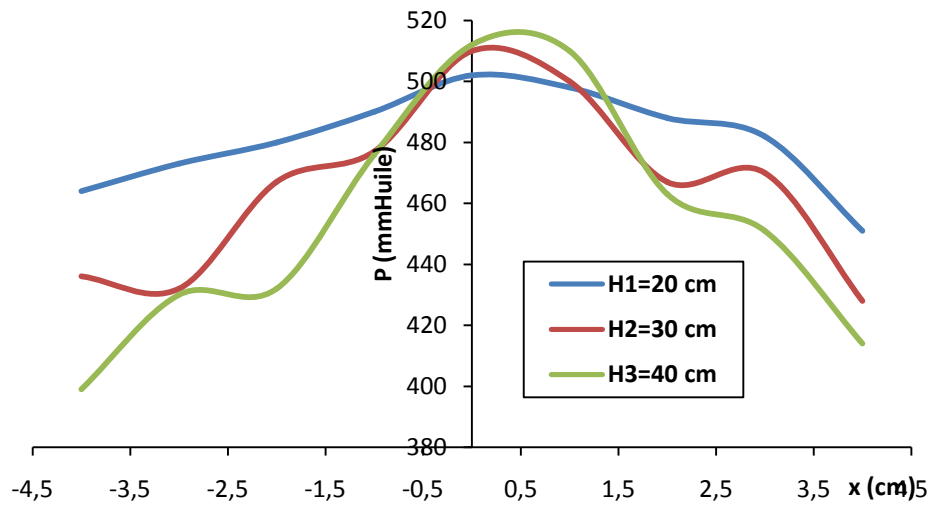


Figure IV.3 : Evolution de la pression au sol suivant ox.

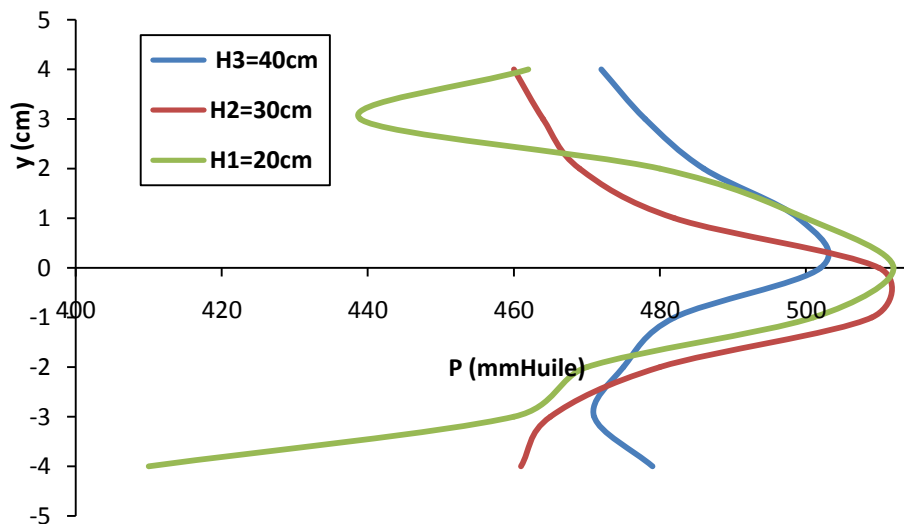


Figure IV.4: Evolution de la pression au sol suivant oy.

### IV.3. Evolution de la pression au sol pour une pression de la chambre $P_3=3\text{bars}$

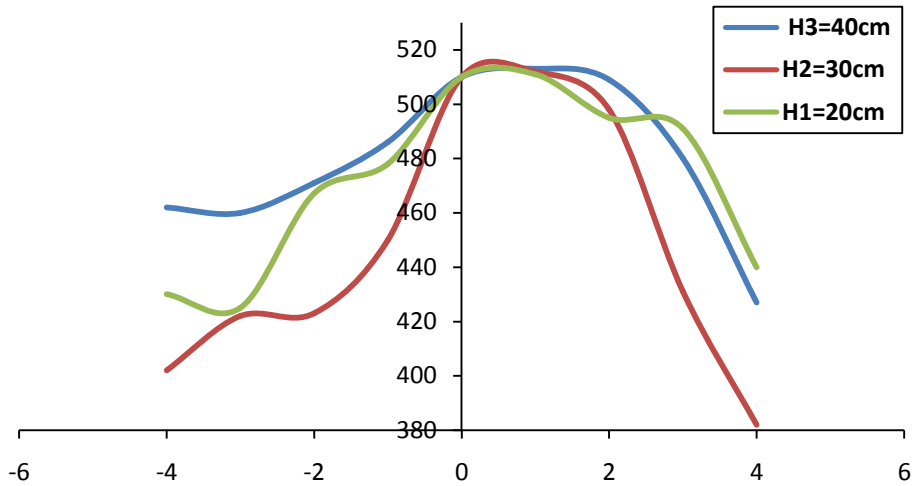


Figure IV.5 : Evolution de la pression au sol suivant ox.

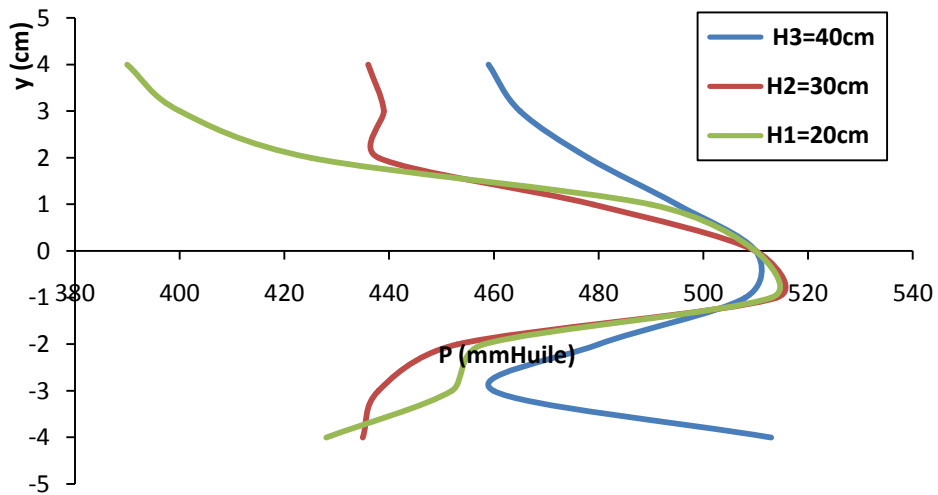


Figure IV.6: Evolution de la pression au sol suivant oy.

#### IV.4. Evolution de la traînée (force de poussée) en fonction de la pression de la chambre :

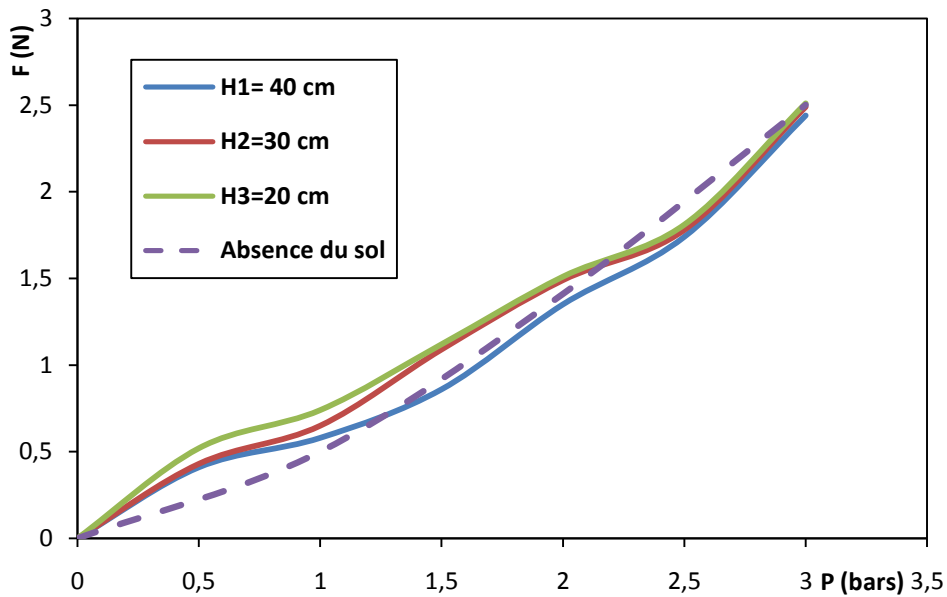


Figure IV.7: Evolution de la force de poussée en fonction de la pression de la chambre.

#### IV.4.1. Interprétation :

Sur les courbes expérimentales on constate que tous les points répondent positivement au jet de pression et affichent chacun une pression quelconque.

A propos de la traînée on constate qu'elle augmente à mesure que la pression augmente.

#### IV.5. courbe de la pression en fonction de la position ( $H_1=20$ cm)

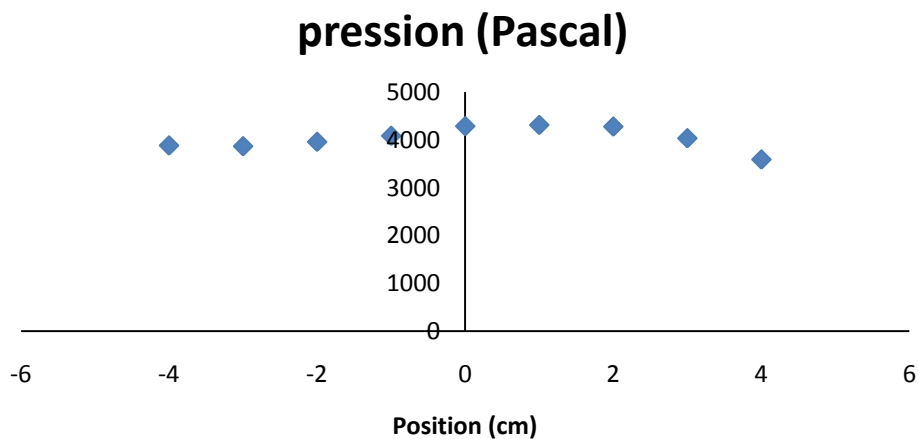
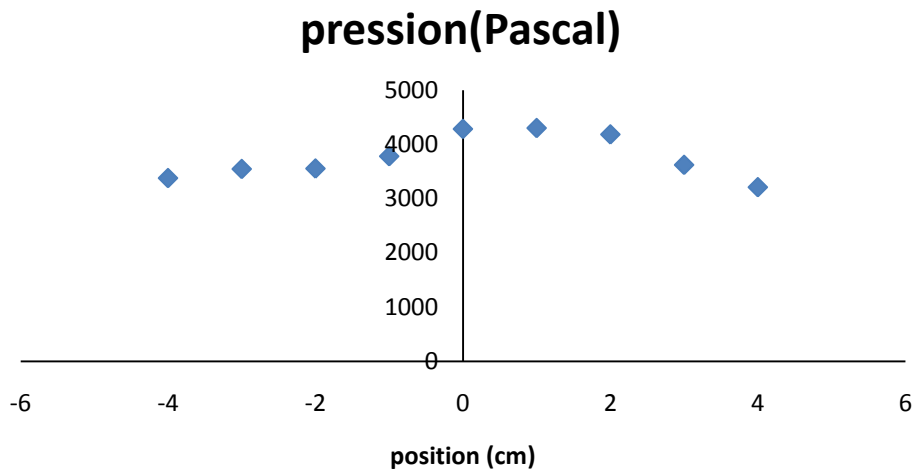


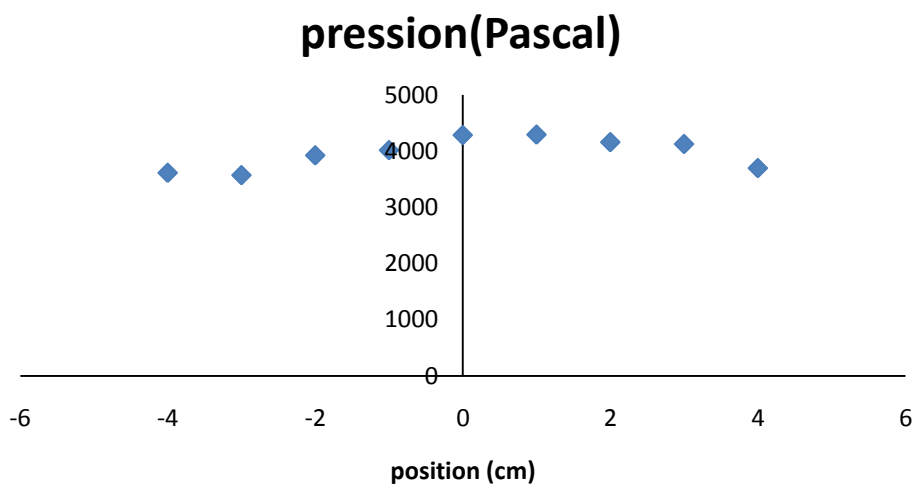
Figure IV.8 : Courbe de la pression en fonction de la position ( $H_1=20$ cm)

**IV.6.courbe de la pression en fonction de la position ( $H_2=30\text{cm}$ )**



**Figure IV.9** : Courbe de la pression en fonction de la position ( $H_2=30\text{cm}$ )

**IV.7.courbe de la pression en fonction de la position ( $H_3=40\text{cm}$ )**



**Figure IV.10** : Courbe de la pression en fonction de la position ( $H_3=40\text{cm}$ )

#### **IV.8. Interprétation des courbes de pression en fonction de la position (m) :**

On remarque que les points de la zone critique sont plus réceptifs au jet d'air comparé à ceux de la zone de développement.

Ces résultats sont dus à un manque d'huile dans les indicateurs de jauge, la pression de 1 bar était le sommet qu'on pouvait atteindre, au-delà nous rencontrions des ruptures et la jauge ne pouvait plus afficher de valeur de pression.

## Chapitre V : Simulation Numérique du Jet

Dans ce dernier chapitre on présente une simulation numérique du fonctionnement de notre système, étudié dans la partie expérimentale (Chapitre III précédant), pour le cas extrême ou la pression de la chambre est égale à  $P=3$  bars à trois différentes hauteurs choisies ( $H_1=20$  cm,  $H_2=30$  cm et  $H_3=40$  cm).

### V.1. Maillage de la géométrie :

Le maillage utilisé est une combinaison entre les éléments triangulaires et quadrilatéraux, le pas est de 5 mm.

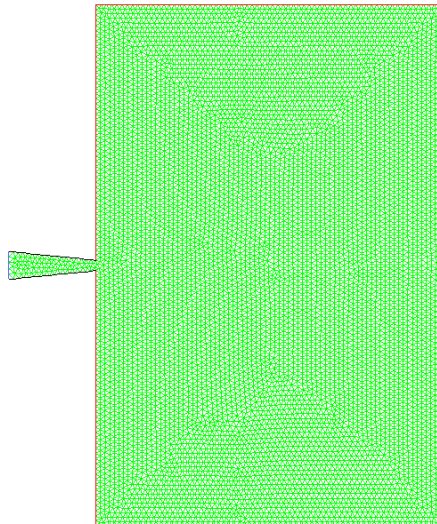


Figure (V.1) : maillage.

### V.2. Conditions aux limites :

A l'entrée de la tuyère on choisie la pression de la chambre, à la sortie la condition au limite est la pression atmosphérique, après initialisation des calculs on lance la processus numérique. Après convergence on présente les résultats obtenus.

### V.3. Résultats de la simulation numérique :

Après convergence du processus numériques les résultats obtenus peuvent être présentés sous forme de contours et de vecteurs comme suit :

#### V.3.1. Contours de pression :

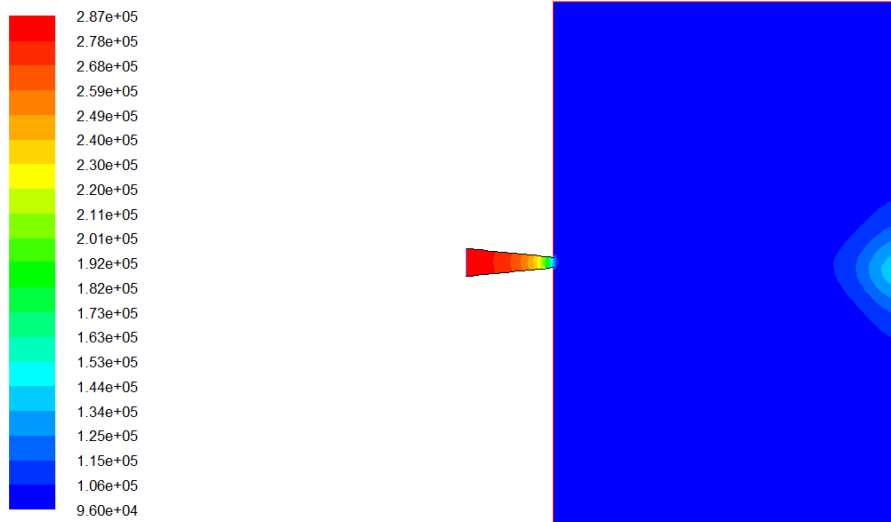


Figure V. 2: Champ de pression dans la tuyère

On constate qu'il y a une décroissance de la pression à travers la tuyère ainsi qu'à la sortie, puis on remarque une légère hausse de pression sur le point d'arrivée du jet.

### V.3.2. Contours de densité :

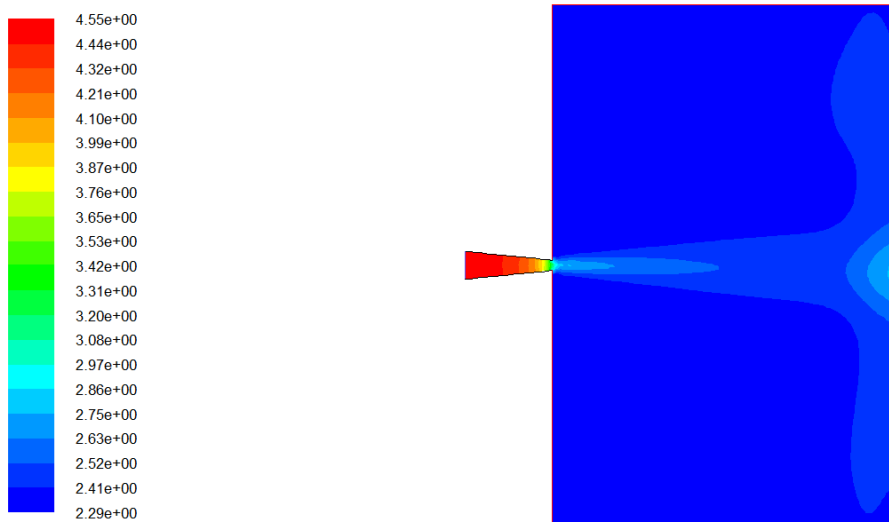


Figure V. 3 : Champ de densité dans la tuyère

### V.3.3. Contours de la vitesse :

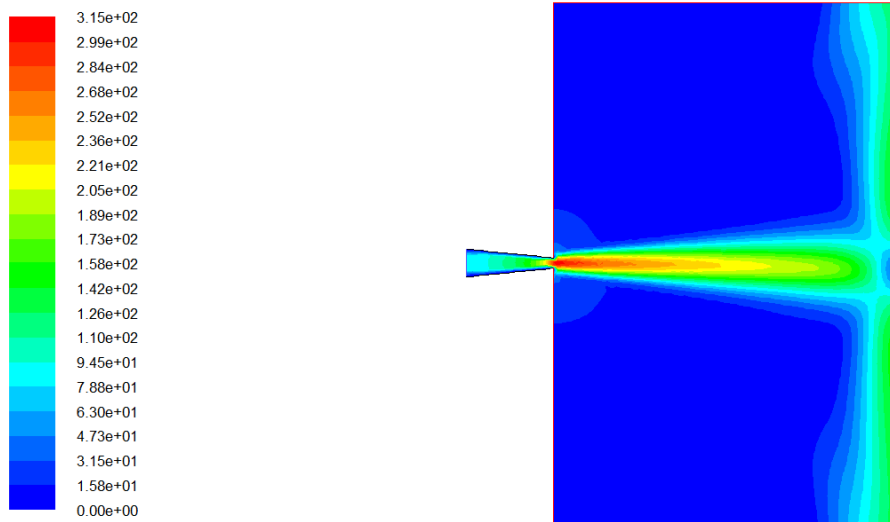


Figure V. 4 : Champ de vitesse dans la tuyère

On constate une augmentation de vitesse de jet au niveau du col, cela revient à la forme conique de la tuyère, la vitesse diminue peu à peu en gagnant de la distance

### V.3.4. Contours de la température :

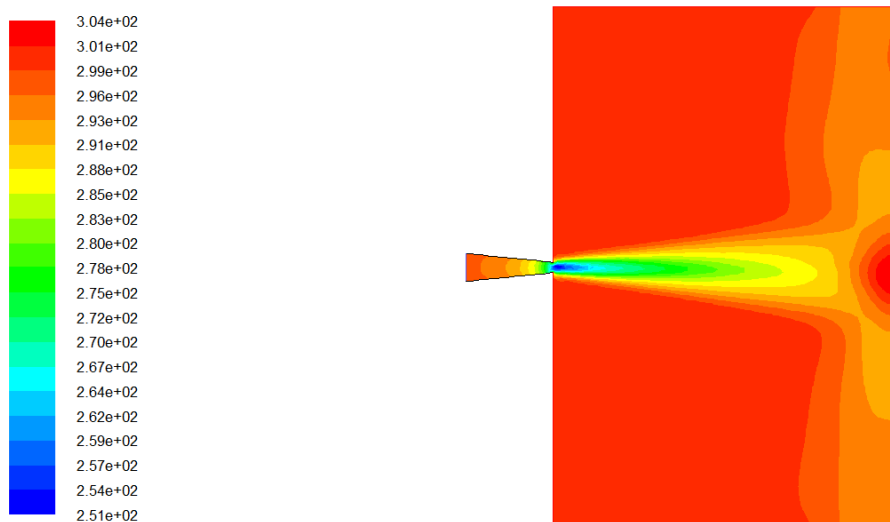


Figure V. 5 : Champ de température dans la tuyère

On remarque une baisse de température le long de la tuyère ainsi qu'à la sortie à cause du changement de pression brusque au niveau du col, ceci-dit, la température augmente à nouveau à cause du contact et des frottements au sol.

### V.4. Vecteurs vitesses :

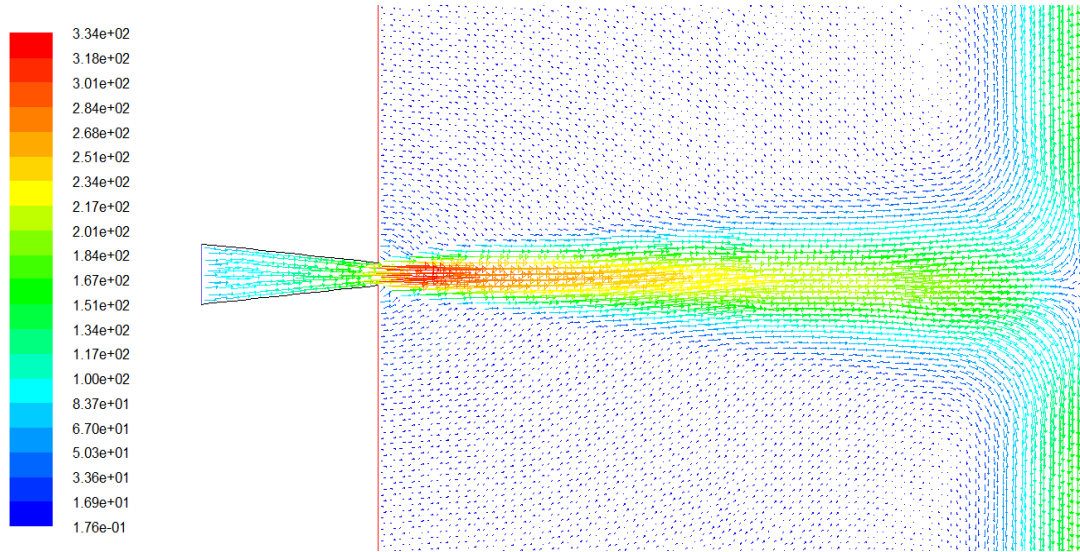


Figure V. 6 : Champ de vecteur-vitesse dans la tuyère

### V.5. Répartition de la pression numérique :

Pour le cas où la pression de la chambre  $P=3$  bars, et la distance entre la sortie du jet et le sol  $H_1=20$ cm, la pression suivant l'axe Ox est donnée comme suit.

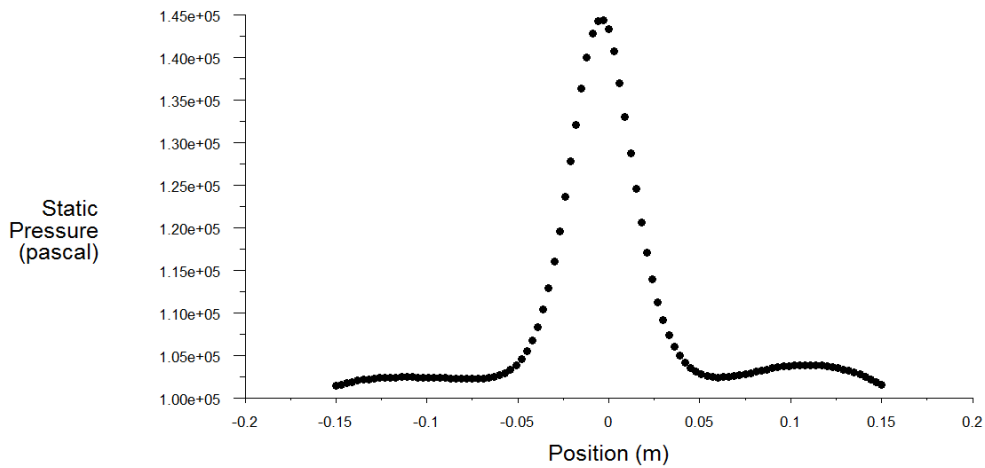


Figure V. 7 : Courbe de la pression statique en fonction de la position ( $H_1=20$ cm)

Pour  $P=3$  bars et  $H_2=30$  cm on obtient l'évolution der pression suivante :

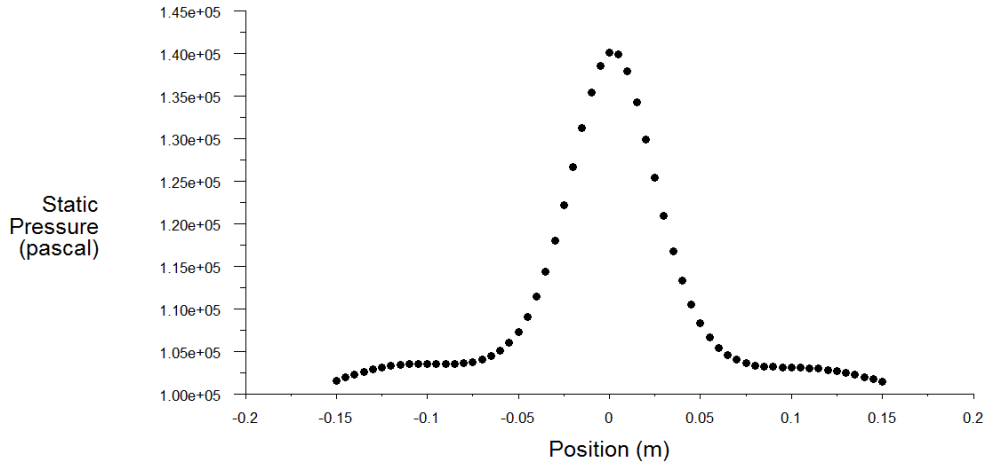


Figure V. 8 : courbe de la pression statique en fonction de la position ( $H_2=30$ )

Et enfin pour la même pression de la chambre  $P=3$  bars et la distance  $H_3=40$  cm la pression sur le sol est donné comme suit :

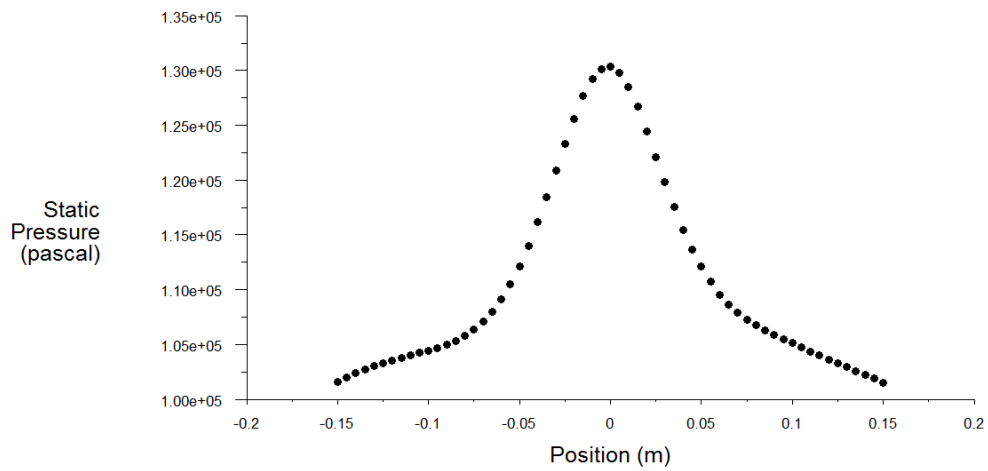
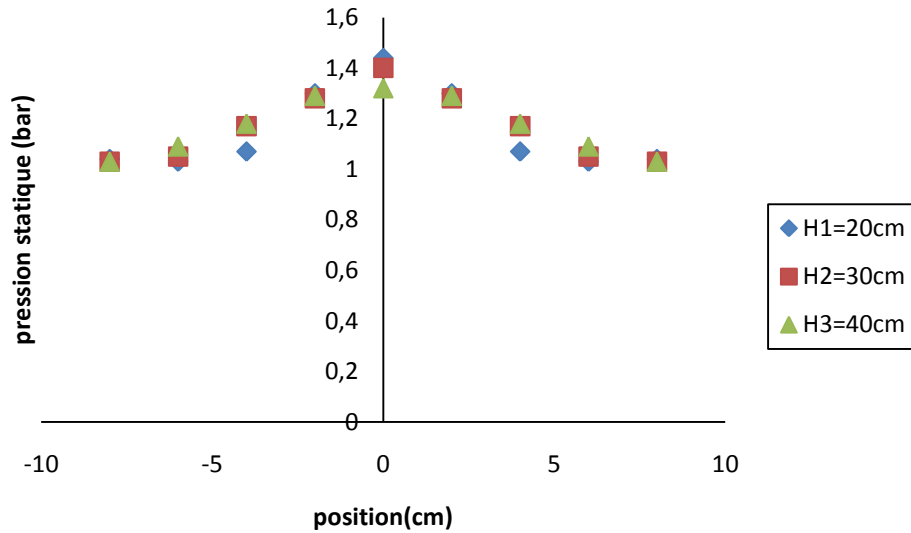


Figure V. 9 : courbe de la pression en fonction de la position ( $H_3=40$ )



Figure(V.10): Courbe d'évolution de la pression statique en fonction de la position

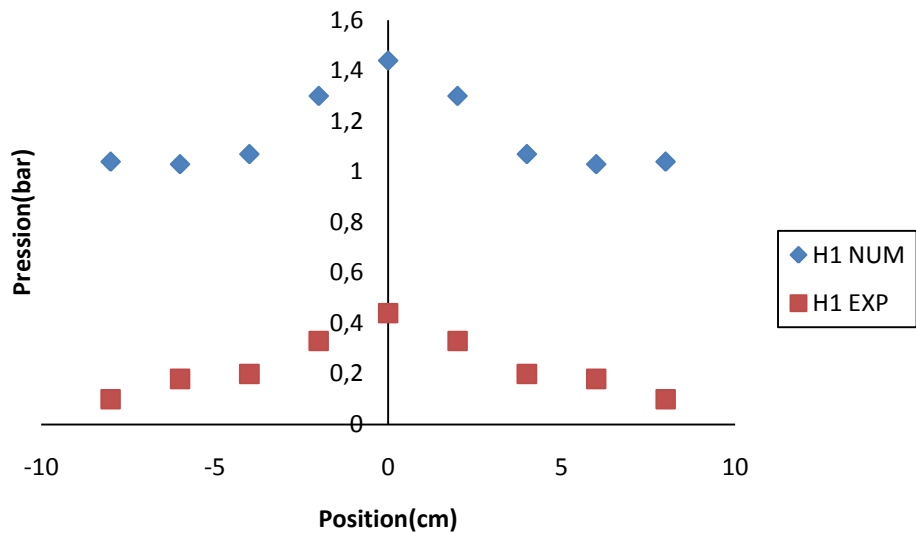


Figure (V.11) : Courbe d'évolution de la différence entre la pression numérique et la pression expérimentale

**Remarque :**

On constate que les pressions numériques sont largement supérieures à la pression expérimentale malgré la concordance de leurs formes respectives.

Ceci est dû au manque d'huiles sur les jauges du dispositif qui indique les prises de pression .

## **V.6. Effets de la hauteur H sur la répartition de la pression au sol :**

On remarque que la variabilité de la hauteur H influe sur la répartition de la pression au sol car les points sont situés différemment sur les trois courbes au contact du sol.

## **V.7. Comparaison de la pression au sol à différentes hauteurs H :**

La hauteur H est proportionnelle à la répartition de la pression au sol.

Sur les trois courbes, on constate une répartition différente de la pression, on remarque que les points sont plus éloignés les uns des autres à mesure que la hauteur H augmente.

Pour  $H_1$ ,  $H_2$  et  $H_3$ :

Les valeurs de pression expérimentale sont beaucoup moins importantes que les valeurs numériques, par manque de matériel, nous n'avons pas pu avoir des courbes proches aux courbes numériques car le dispositif d'indication des pressions ne peut plus afficher de valeur proche à les valeurs numérique quand la tuyère éjecte une pression supérieure de 2 bars.

## **V.8. Conclusion :**

La réduction relative de la section de sortie, provoque l'accélération des gaz ainsi que la diminution de la température au fur et à mesure que l'on se rapproche du col. De ce fait l'énergie thermique issu de la chambre de combustion se transforme en énergie cinétique engendrant une poussée significative.

## **Conclusion Générale**

Au début de ce modeste travail nous avons abordé le domaine des propulsifs de manière générale dans le but de nous initier est de connaître les différents types de moteurs propulsifs existants, puis, nous nous sommes focalisé sur l'étude d'un seul type qui est le turboréacteur. Dans un premier temps on s'est intéressée à l'étude théorique du turboréacteur où nous avons présentés ses différents organes en particulier par le biais d'une présentation des différentes relations thermodynamiques. Dans un deuxième temps on a exploité la partie expérimentale pour déduire le profil et les différentes coordonnées d'une tuyère convergente à étudier une fois que ces dernières sont connues on reproduit la même géométrie dans la partie numérique dans l'espoir de bien reproduire notre banc d'essai expérimental avec le logiciel Fluent. Toujours dans La partie numérique après avoir présenté le maillage les conditions aux limites; les résultats ont été présentés sous forme de contours, de courbes et de valeurs numériques représentant la pression, la densité, la température et la masse volumique de l'écoulement du fluide compressible. En effet on a réussi à obtenir des résultats numériques dont l'évolution est logique et proche de nos mesures expérimentales et des valeurs analytique obtenues des relations analytiques en particulier pour les valeurs de pression. La dernière partie est consacrée à une comparaison des résultats obtenus entre la partie expérimentale et numérique, on remarque que les résultats sont proches. On tient aussi à signaler que le profil de la tuyère étudiée a été imposé par les conditions expérimentale n'empêche qu'on peut atteindre de biens meilleurs résultats si le matériel utilisé était plus efficace afin de caractériser le fonctionnement optimal de la tuyère convergente. Comparant nos résultats à ceux obtenus par la simulation numérique (voir chapitre V), nous avons constaté la concordance et la compatibilité de nos résultats, ce qui donne une crédibilité à notre travail.

## Sources et Références

- [1] : **Kuentzmann, P.**, L'hydrogène et l'aéronautique, dans "L'hydrogène carburant de l'après pétrole", Ed. Technip, 2012, p. 85-92.
- [2]: **Brewer, G.**, "Hydrogen Aircraft Technology", CRC Press, 1991.
- [3] : **R. Comolet**, « Mécanique expérimentale des fluides », 3<sup>ème</sup> édition
- [4] : **NASA**, « Technical Memorandum », 79196.
- [5] : **AIAA 90-2421 -JPC – Orlando – 1990.**
- [6] : **NASA**, TM-X 71622.
- [7] : **NASA**, CR-1655256.
- [8] : **Jean Claude Thevenin**, « Le turboréacteur, moteur des avions à réaction », 3<sup>ème</sup> édition 2004,
- [9]: The jet engine, Rolls Royce, Edition 1996.
- [10] : Turbines à gaz aéronautiques et terrestres. Max Giraud & Joel Silet. Edition techniques de l'ingénieur 1992.
- [11] : **George Meauzé**, "Aérodynamique des turbomachines", Edition Onera, 2005.
- [12] : **Robert Rey**, « Machines à fluides compressibles, turbines et compresseurs », Edition 2008.
- [13] : **P. Rebuffet**, « Aérodynamique expérimentale », Edition Dunod, 1969.
- [14] : **Y. Ait Mahdi** et **M. Ait Manguellet**, « Etude et calcul des performances du turbofan le CF6-80E1 », PFE, G. mécanique UMM Tizi-Ouzou, 2005.
- [15] : Machines à fluides compressibles, turbines et compresseurs. Robert Rey. Edition 2008.
- [16] : **Emilie Lachaud**, « Etude aérodynamique dans une chambre de combustion, simulation numérique », PFE Paris 2008.
- [17] : **S. Lebig** et **G. Medjkane**, « Etude et dimensionnement de la turbine à gaz industrielle THM 1304 », PFE, G. mécanique UMM Tizi-Ouzou, 2002.
- [18] : **Henni Mansour Zoubir**, « Cours de thermopulsion II », Edition 2010.
- [19]: Jane's all, the world aircraft (1999-2000)
- [20]: **Martin J. L. Turner**, "Rocket and spacecraft propulsion", 3<sup>ème</sup> Edition. Praxis Ltd,
- [21] : Un demi siècle d'aéronautique en France, Etudes et recherches Tom I. Jean Marc Weber. Edition 2008.